



LUDWIG-
MAXIMILIANS-
UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

Themenjahr Satellitentechnologie



SatTec – Grundlagen der Satellitentechnik für den Schulunterricht

Förderkennzeichen 50 RO 1601

Projektlaufzeit: 17.5.2016 – 31.05.2019

Schlussberichtbericht

LMU · Theresienstraße 37 · 80333 München

November 2019

Prof. Dr. R. Girwidz
Projektleitung

OStR T. Schüttler
Wissenschaftliche Leitung

Zusammenfassung

Entwicklung, Evaluierung und Bereitstellung von fachdidaktisch optimierten Unterrichtsmaterialien und Hightech Experimentier-Sets zu Themen der angewandten Raumfahrt, sowie Durchführung eines Schülerwettbewerbs im Themenjahr Satellitentechnologie

Ziele:

Sicherstellung des ingenieur- und naturwissenschaftlichen Nachwuchses durch:

1. Faszination für Raumfahrt bereits in Schulen fördern
2. Interesse an MINT¹Fächern, insbesondere an Physik, steigern
3. Bereicherung des Unterrichts für Lehrkräfte durch Praxisbezug (Experimente) und damit Steigerung der Attraktivität

Ergebnisse:

1. Umfangreiche, praxiserprobte Unterrichtsmaterialien online, frei verfügbar
2. Anleitungen für eigene Satellitenexperimente
3. Erkenntnis, wie Physikunterricht den Kontext Raumfahrt nutzen kann
4. Förderung naturwissenschaftlicher Kompetenzen

¹ Mathematik, Informatik, Naturwissenschaften und Technik

Inhalt

Themenjahr Satellitentechnologie	1
Zusammenfassung.....	1
I. Kurze Darstellung zu.....	4
1. Aufgabenstellung.....	4
1. Entwicklung, Erprobung und Optimierung eines Schülerhefts im Kontext Satellitentechnologie.....	4
2. Entwicklung, Erprobung und Optimierung einer Lehrerhandreichung im Kontext Satellitentechnologie.....	4
3. Gestaltung einer Website zur Onlineveröffentlichung der Materialien	4
4. Erforschung, Entwicklung, Erprobung und Optimierung experimenteller, didaktischer Hightech-Hardware zur Satellitennavigation: „Experimentierset NaviSat“	4
5. Leitfaden für Stratosphärenflüge als Analogexperimente für Satellitenmissionen	5
6. Konzeption und Durchführung des Schülerwettbewerbs	5
7. Konzeption und Durchführung von Lehrerfortbildungen	5
8. Optimierung und Dissemination	5
2. Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde	5
3. Planung und Ablauf des Vorhabens	6
4. Wissenschaftlicher und technischer Stand, an den angeknüpft wurde.....	7
5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen.....	8
II. Eingehende Darstellung	8
1. Der Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses im Einzelnen, mit Gegenüberstellung der vorgegebenen Ziele	8
2. Der wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises	10
3. Der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit,	11
4. Des voraussichtlichen Nutzens, insbesondere der Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans.....	11
5. Des während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordenen Fortschritts auf dem Gebiet bei anderen Stellen.....	12
6. Der erfolgten oder der geplanten Veröffentlichungen des Ergebnisses.....	13
III. Erfolgskontrollbericht Dieser muss darstellen:	14
1. Den Beitrag des Ergebnisses zu den förderpolitischen Zielen, z.B. des Förderprogramms – (ggf. unter der Angabe des Schwerpunkts) – soweit dies möglich ist.....	14
2. Das wissenschaftlich-technische Ergebnis des Vorhabens, die erreichten Nebenergebnisse und die gesammelten wesentlichen Erfahrungen	14
3. Die Fortschreibung des Verwertungsplans. Diese soll, soweit im Einzelfall zutreffend, Angaben zu folgenden Punkten enthalten:.....	14

4.	Arbeiten, die zu keiner Lösung geführt haben	15
5.	Präsentationsmöglichkeiten für mögliche Nutzer – z.B. Anwendungskonferenzen (Angaben, soweit die Art des Vorhabens die zulässt)	15
6.	Die Einhaltung der Ausgaben- und Zeitplanung.....	15
IV.	Verwertungsplan	16
V.	Berichtsblatt (BMWi-Vodr. 3831/03.07_3).....	18
	Document Control Sheet.....	19

I. Kurze Darstellung zu

1. Aufgabenstellung

Sicherstellung des ingenieur- und naturwissenschaftlichen Nachwuchses durch:

1. Faszination für Raumfahrt bereits in Schulen fördern
2. Interesse an MINT Fächern, insbesondere an Physik, steigern
3. Bereicherung des Unterrichts für Lehrkräfte durch Praxisbezug (Experimente) und damit Steigerung der Attraktivität

Um die eingangs beschriebenen Ziele zu erreichen, waren die folgenden Maßnahmen geplant.

1. Entwicklung, Erprobung und Optimierung eines Schülerhefts im Kontext Satellitentechnologie

Ein ansprechend gestaltetes Schülerheft fasst die Inhalte anhand vieler angewandter, möglichst dem Alltag und den Interessensgebieten der Jugendlichen entspringenden Beispielen zusammen und erklärt die zugrundeliegende Physik auf verständliche Art und Weise. Vielfältige Aufgaben helfen dabei, den Lernfortschritt zu kontrollieren und das erworbene Wissen und die erlernten Fähigkeiten zu vertiefen. Ergänzt wird das Schülerheft durch Anregungen zum selbständigen Experimentieren sowie Internetlinks, welche zusätzliche Informationen zum Weiterlesen bieten.

2. Entwicklung, Erprobung und Optimierung einer Lehrerhandreichung im Kontext Satellitentechnologie

Im Rahmen einer verständlichen, ausreichend fundierten Handreichung sollten Lehrkräften die Hintergründe der Themen Satellitenkommunikation, -navigation und Umweltfernerkundung fachlich korrekt und dennoch nachvollziehbar vermittelt und durch Literaturhinweise ergänzt. Neben theoretischen Inhalten wird die Lehrerhandreichung ergänzt durch Experimentiervorschläge, welche sich mit einfachen, in der Schule verfügbaren Mitteln umsetzen lassen.

3. Gestaltung einer Website zur Onlineveröffentlichung der Materialien

Um die Unterrichtsmaterialien Lehrern zur Evaluation und anderen geeigneten Zielgruppen allgemein zugänglich zu machen, sollten diese bereits während des Themenjahres online zur Verfügung gestellt werden. Neben der Veröffentlichung der Unterrichtsmaterialien und der Beschreibungen für die Experimente StratoSat und NaviSat sollten auf dieser Internetseite auch weitere Webinhalte zur Thematik bereitgestellt werden.

4. Erforschung, Entwicklung, Erprobung und Optimierung experimenteller, didaktischer Hightech-Hardware zur Satellitennavigation: „Experimentierset NaviSat“

Zum besseren Verständnis der Prinzipien der Satellitennavigation sollte ein für Schüler verständliches Hightech-Demonstrationsexperiment entwickelt, erforscht und erprobt werden, welches die physikalischen und technischen Prinzipien anschaulich mit Hilfe akustischer Signale verdeutlicht. Für das NaviSat System sollten aus Gründen der besseren Nachvollziehbarkeit keine Funksignale, sondern akustische Signale zum Einsatz kommen. Die Schüler können so die Satellitensignale tatsächlich wahrnehmen, was ihnen einen leichteren Zugang zur komplexen Thematik bietet. Um die Technik und die dazu entwickelten Unterrichtsmaterialien zu erproben, war geplant, für speziell ausgewählte Schulen zehn vollständige, funktionsfähige NaviSat Prototypen zu bauen und diese denselben zum Test zur Verfügung zu stellen.

5. Leitfaden für Stratosphärenflüge als Analogexperimente für Satellitenmissionen

Da es für Schüler und Lehrer nicht zuletzt aus Kostengründen unmöglich ist, „echte“ eigene Satellitenmissionen durchzuführen, sollten Stratosphärenballonexperimente diese Technologie auf faszinierende Art und Weise vermitteln. Zu diesem Zweck musste eine entsprechende Trägerplattform gefunden werden. Ziel war es zudem, Schulen einen exakt ausgearbeiteten Leitfaden, Arbeitstitel „StratoSat“, mit Experimentiervorschlägen auf Basis von frei am Markt erhältlichen Komponenten darbieten zu können, in welchem die Möglichkeiten des Einsatzes von Stratosphärenballonaufstiegen als Analogexperimente für Satellitenmissionen nachvollziehbar dargelegt werden.

6. Konzeption und Durchführung des Schülerwettbewerbs

Um den StratoSat Leitfaden zu erproben und zu optimieren und gleichzeitig das Themenjahr mit einer öffentlich wahrnehmbaren, bundesweiten Maßnahme zu umrahmen, war vorgesehen, 10 Prototypen des Systems zusammen zu stellen und diese für einen bundesweiten Schülerwettbewerb zu nutzen.

7. Konzeption und Durchführung von Lehrerfortbildungen

Zur Bekanntmachung des SatTec-Projektes und seiner Themen und Inhalte waren verschiedene Fortbildungsmaßnahmen vorgesehen:

1. Vorbereitende Fortbildungen welche dem eigentlichen Themenjahr vorangehen. Bei diesen Veranstaltungen sollten teilnehmende, interessierte Lehrkräfte einerseits mit fachlichen Inhalten der Satellitentechnologie vertraut gemacht und andererseits über die Vorhaben im Themenjahr informiert werden.
2. Begleitende Fortbildungen während des laufenden Themenjahres sollten sich gezielt an diejenigen Lehrkräfte richten, deren Schüler am Wettbewerb teilnehmen und an solche, die das NaviSat Experimentierset testen.
3. Nach Abschluss des Themenjahres sollten die dabei entwickelten und optimierten Materialien möglichst vielen Schulen zugutekommen.

8. Optimierung und Dissemination

Um eine große Verbreitung der Materialien sicherzustellen, waren neben den Lehrerfortbildungen auch die Präsentation von Ergebnissen auf Fachtagungen wie der GDCP und der DPG-Tagung, sowie entsprechende Beiträge in Fachzeitschriften vorgesehen. Da Raumfahrt immer im internationalen Kontext gesehen werden muss, waren auch die Teilnahme an der international bedeutsamsten Physikdidaktikkonferenz, der AAPT, angedacht.

2. Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Das Projekt SatTec wurde am Lehrstuhl für Didaktik der Physik an der LMU München durchgeführt. Die Projektleitung übernahm Prof. Dr. Raimund Girwidz, LMU, die wissenschaftliche und konzeptionelle Leitung OStR Tobias Schüttler, LMU. Einen Überblick über das Projektteam und dessen Entwicklung gibt Tabelle 1.

Tabelle 1: Team des SatTec Projektes

Aufgabe	Name	Bemerkung
Projektleitung	Prof. Dr. R. Girwidz	Lehrstuhlinhaber
Wissenschaftliche Leitung	OStR T. Schüttler	Stelle finanziert vom Bay StMUK
Technische Leitung Entwicklung	Dipl. Ing. P. Groll	2/3 TV-L 13 Stelle
Projektmitarbeit	M.Sc. N. Schneider	TV-L 13 Stelle bis 28.02.2018
Projektsupport	M.Sc. S. Zepp	1/2 TV-L 13 Stelle bis 30.03.2019
Projektsupport	B.Ed. L. Nagel	2/3 TV-L 9 Stelle seit 10.09.2018

3. Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Projekt sollte laut Vorhabenbeschreibung vom 1.4.2016 bis zum 28.9.2018 laufen, also eine Dauer von knapp 2,5 Jahren haben (vgl. Abbildung 1).

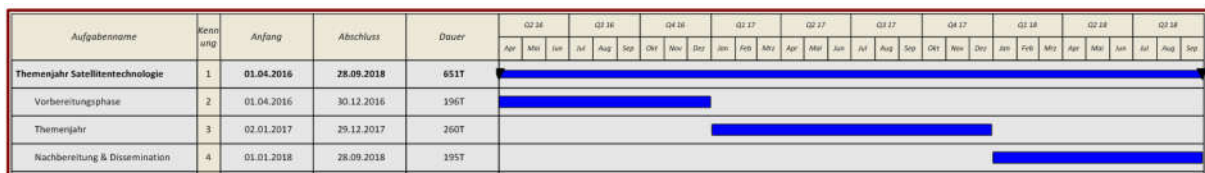


Abbildung 1: Verkürzte ursprüngliche Meilensteinplanung

Tatsächlich begann das Vorhaben etwas verspätet erst zum 17.5.2016 und musste insbesondere aus personellen Gründen kostenneutral bis zum 31.5.2019 verlängert werden (vgl. Abbildung 2).

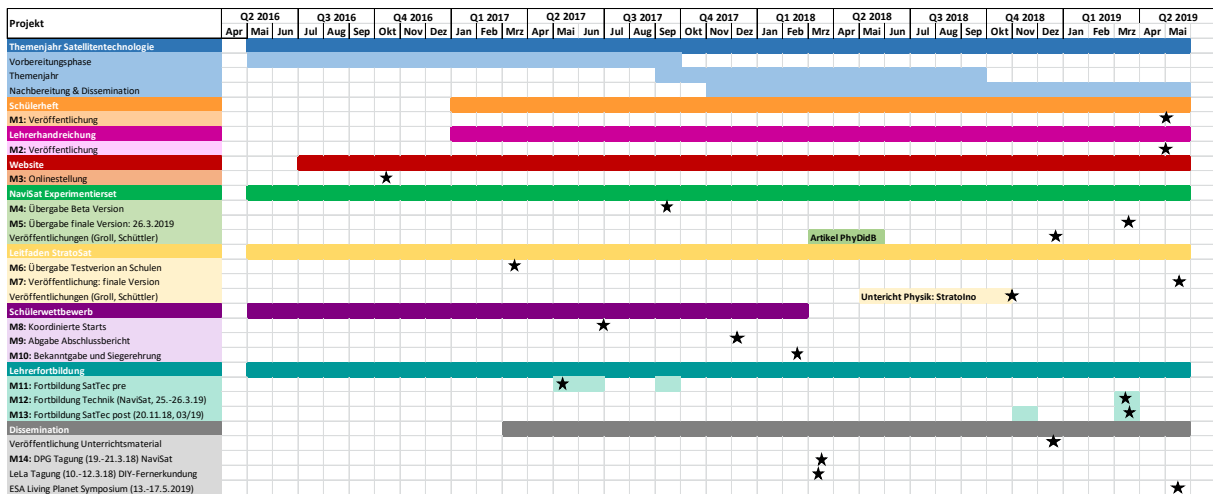


Abbildung 2: Aktualisierte, finale Meilensteinplanung

Die ausführliche, finale, aktualisierte Meilensteinplanung befindet sich im Anhang.

4. Wissenschaftlicher und technischer Stand, an den angeknüpft wurde

NaviSat System:

Das NaviSat Experimentierset war eine komplette Neuentwicklung, für die es bisher lediglich Machbarkeitsstudien gab, dessen Entwicklung also gleichzeitig ein Forschungsvorhaben darstellte. Das System wurde zur didaktischen Simulation von globalen Satellitennavigationssystemen entwickelt. Es besteht aus 3 Sendern, einem Empfänger nebst Empfängermikrofon sowie diversem Zubehör (Monitorprogramm, etc., vgl. Abbildung 3).

Im Anhang befinden sich das NaviSat Begleitheft und ein Artikel einer Fachzeitschrift dazu.

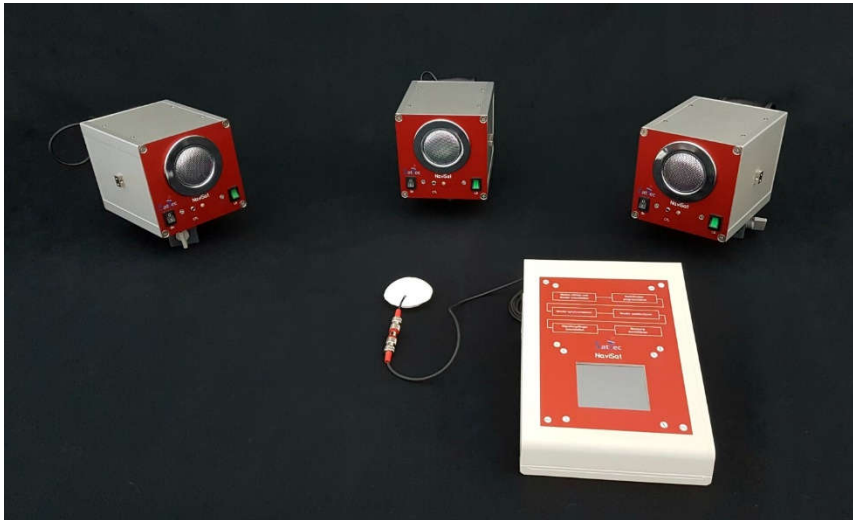


Abbildung 3: NaviSat System mit drei Sendern, einem Empfänger und einer Bodenstation

Stratolino:

Um eine bezahlbare Stratosphärenballonmission durchführen zu können, wurde im Rahmen des Projekts der Stratolino GPS-Datenlogger entwickelt (Abbildung 4). Dieser basiert auf Adafruit Feather Boards und ist in Arduino programmiert. So kann er einfach nachgebaut und programmiert werden. Im Anhang befinden sich eine Bauanleitung und ein Beitrag in einer Fachzeitschrift.



Abbildung 4: Stratolino GSP-Datenlogger

5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Es erfolgte eine enge Zusammenarbeit mit den Schülerlaboren des DLR, insbesondere dem DLR_School_Lab Oberpfaffenhofen. Dort fanden Lehrerfortbildungen und die praktische Erprobung von Experimentiermaterialien statt. Diese für beide Seiten sehr fruchtbare Zusammenarbeit war unentgeltlich und wurde mit dem Projektträger im Vorfeld abgestimmt.

II. Eingehende Darstellung

1. Der Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses im Einzelnen, mit Gegenüberstellung der vorgegebenen Ziele

Tabelle 2: Gegenüberstellung: Angestrebte und erreichte Ziele

1. Schülerheft	
Angestrebte Ziele laut Vorhabenbeschreibung	Erreichte Ziele
Schülergerecht aufbereitete Informationen zur Satellitentechnologie; Übungsaufgaben; Tipps zum eigenständigen Experimentieren; Links und Literaturtipps	Auf der Projekthomepage www.sattec.org befindet sich das Schülerheft zu den Themen Satellitenorbits, Satellitenfernerkundung und Satellitennavigation als Pdf-File zum kostenlosen Download, außerdem Links und Literaturtipps. Zu den drei Schülerheftkapiteln wurde jeweils ein Serviceheft erstellt mit Lösungen der Aufgaben und Einordnung in lehrplanrelevante Themengebiete der Physik sowie Experimentiervorschlägen, Links und Literaturhinweisen. Auch diese Dokumente können heruntergeladen werden.
2. Lehrerhandreichung	
Angestrebte Ziele laut Vorhabenbeschreibung	Erreichte Ziele
Hintergrundinformationen zur Satellitentechnologie; Lösungen der Aufgaben; Einordnung in lehrplanrelevante Themengebiete der Physik; Experimentiervorschläge; Links und Literaturhinweise	Auf der Projekthomepage befinden sich Hintergrundinformationen zur Satellitentechnologie, Links und Literaturhinweise in Form von drei Lehrerhandreichungen zu den Grundlagen der Satellitenfernerkundung, Satellitennavigation und Satellitenkommunikation. Ergänzt werden diese Materialien durch Anleitungen zur Fernerkundung mit einfachen Mitteln.
3. Website	
Angestrebte Ziele laut Vorhabenbeschreibung	Erreichte Ziele
Infoseiten zu Satellitennavigation, -kommunikation und -fernerkundung und zu Grundlagen (Bahnmechanik etc.); kommentierte Linksammlung; Downloadbereich	Alle im Projekt erstellten und optimierten Dokumente wurden auf der Homepage veröffentlicht. Zudem findet man dort auch weitere Informationen zu Satellitentechnologien und zum SatTec-Projekt, den Lehrerfortbildungen sowie zum Schülerwettbewerb StratoSat

4. Experimentierset „NaviSat“	
Angestrebte Ziele laut Vorhabenbeschreibung	Erreichte Ziele
„State of the art“ Demonstrationsexperiment zur Satellitenortung mittels codierter, akustischer Signale auf Basis von Mikrokontrollerboards; exakte, nachvollziehbare Dokumentation; Tipps und Hinweise zum Experimentieren	Das NaviSat Experimentierset erfüllt alle Anforderungen der Vorhabenbeschreibung vollumfänglich. Es basiert jedoch aus technischen Gründen nicht ausschließlich auf Mikrokontrollerboards sondern auch auf vollkommen neu entwickelten Komponenten. Die Komplexität des Aufbaus macht einen Nachbau durch Laien trotz sehr detaillierter Dokumentation sehr unwahrscheinlich. Insgesamt wurden 12 Experimentiersets entwickelt. 10 dieser Sets wurden im Rahmen einer Lehrerfortbildung an deren Schulen als Leihgabe gegeben. Ein Set wird im DLR_School_Lab Oberpfaffenhofen eingesetzt, das zwölfte in der LMU zur Ausbildung von Physiklehrern genutzt.
5. Leitfaden „Stratosphärenballone“	
Angestrebte Ziele laut Vorhabenbeschreibung	Erreichte Ziele
Exakte, nachvollziehbare Dokumentation (Leitfaden) für Stratosphärenballonaufstiege als Schülerexperiment analog zu einer Satellitenmission; Tipps und Hinweise zu geeigneter Hardware, zum Experimentieren und zu praktischen sowie rechtlichen Aspekten	Auf der Projekthomepage befindet sich eine exakte, nachvollziehbare Dokumentation (Leitfaden) für Stratosphärenballonaufstiege als Schülerexperiment analog zu einer Satellitenmission mit Tipps und Hinweisen zu geeigneter Hardware, zum Experimentieren und zu praktischen sowie rechtlichen Aspekten. Der Leitfaden wird ergänzt durch eine exakte und nachvollziehbare Dokumentation des Bordcomputers (StratoIno). Hierüber wurde auch ein Beitrag in einer Fachzeitschrift für Physiklehrer veröffentlicht.
6. Schülerwettbewerb „StratoSat“	
Angestrebte Ziele laut Vorhabenbeschreibung	Erreichte Ziele
Bundesweiter Schülerwettbewerb StratoSat; Thema: eigene Stratosphärenmission auf Basis des zur Verfügung gestellten Sets mit eigener Nutzlast;	Im Rahmen des Projekts hat der bundesweite Schülerwettbewerb StratoSat stattgefunden. Das Thema war, eine eigene Stratosphärenmission auf Basis des zur Verfügung gestellten Sets mit eigener Nutzlast durchzuführen. Das Abschluss Symposium fand am 19. Und 20. Februar 2018 statt. Der Wettbewerb erhielt viel mediale Aufmerksamkeit und erreichte damit auch das zweite Ziel, das Vorhaben SatTec bekannt zu machen.

7. Lehrerfortbildungen	
Angestrebte Ziele laut Vorhabenbeschreibung	Erreichte Ziele
3 Typen: 1. Vorbereitung (Fachfortbildung zur Satellitentechnologie); 2. Wettbewerbsunterstützung (Technik-Fortbildung); 3. Multiplikatoren-schulung (Dissemination der finalen Materialien)	<ul style="list-style-type: none"> • Mehrtägige LFB zu NaviSat in Zusammenhang mit der Herausgabe der Sets im März 2019 in Oberpfaffenhofen • Insgesamt 9 SatTec LFBen im Frühjahr 2017, im Herbst 2018 und Frühjahr 2019 in Oberpfaffenhofen, Bremen, Köln, Berlin, Potsdam, Dortmund, Augsburg und Hamburg • Mehrtägige StratoSat-Betreuerfortbildung in München • Workshops bei den Fachtagen Physik der LMU (2017 & 2019) • Plenarvortrag beim Fachtag Physik 2018 • Workshop und Vortrag beim Bundeskongress der MNU, 2018
8. Dissemination	
Angestrebte Ziele laut Vorhabenbeschreibung	Erreichte Ziele
Veröffentlichung der Unterrichtsmaterialien; Präsentation der Ergebnisse der fachdidaktischen Begleitforschung (Konferenzen, Journale); Multiplikatoren-schulungen; Anschlussfähigkeit sichern	<p>Alle Unterrichtsmaterialien wurden in der Projektlaufzeit auf www.sattec.org veröffentlicht. Hinzu kamen:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Posterpräsentation auf dem ESA Living Planet Symposium in Mailand 2019 • Artikel in Lehrerzeitschrift „PlusLucis“ • Artikel in Lehrerzeitschrift „Unterricht Physik“ • Artikel in Fachzeitschrift „PhyDidB“ • Workshop auf der LeLa-Jahrestagung 2018 • Poster Präsentation auf der DPG-Frühjahrstagung 2018 • Workshop auf dem MNU-Bundeskongress 2018 • BMVI Tag der offenen Tür 2017: Mittels einer Thermalen Infrarotkamera und dem Experimentierset „NaviSat“ wurden die Themengebiete Fernerkundung und Satellitenortung den Besuchern vorgestellt • Beiträge auf der DPG-Frühjahrstagung 2017 und der EGU-Conference 2017

2. Der wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Von den (inklusive Aufstockung) insgesamt bewilligten Mitteln entfielen planmäßig 77,3% auf die Positionen 0812 und 0817 (Beschäftigte E12-E15 und E1-E11). Personalmittel stellten damit die wichtigste Position bei der Finanzierung des Vorhabens und waren weitestgehend im Plan.

Die nächstgrößte Position bildete Position 0843 (Sonstige allgemeine Verwaltungsausgaben). Davon wurde der Großteil bis zum Projektende abgerufen. Die Differenz zum veranschlagten Wert ist dem Umstand geschuldet, dass das NaviSat-Experimentierset auf Grund der großen Berufserfahrung und Expertise von Herrn Dipl. Ing P. Groll ohne größere technische Rückschläge, welche kostenintensiv hätte ausfallen können, realisiert werden konnte.

Die letzte hier zu nennende Position ist 0846 (Dienstreisen). Davon entfiel laut positiv beschiedenem Aufstockungsantrag vom 29.11.2017 knapp die Hälfte allein auf die Reisen der Gruppen des

StratoSat-Wettbewerbs. Insgesamt wurden jedoch lediglich knapp 80% aus dieser Position abgerufen. Insgesamt wurden die für das Vorhaben bewilligten Mittel fast vollständig für die erfolgreiche Realisierung benötigt.

3. Der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit,

Der Lehrstuhl für Physikdidaktik der LMU München befasst sich seit vielen Jahren mit der Frage, wie ein moderner, kontextbasierter Physikunterricht durch Aspekte der modernen Sensorik und Technik an Attraktivität und Verständlichkeit gewinnen kann. Mit Hilfe der Zuwendung ist der Antragsteller in der Lage gewesen, an vorangegangenen Arbeiten anzuknüpfen und damit einen bedeutenden Beitrag auf dem Gebiet des modernen kontextorientierten Physikunterrichts im Allgemeinen und zur Einbettung der Raumfahrt in den Schulunterricht im Speziellen zu leisten.

Der Lehrstuhl für Physikdidaktik der LMU München beschäftigt derzeit neben dessen Leitung, Herrn Prof. Dr. R. Girwidz, eine Sekretärin, eine akademische Rätin und drei Doktoranden, einzelne studentischen Hilfskräfte, drei abgeordnete Lehrer sowie einen Techniker. Alle derzeit am Lehrstuhl beschäftigten Personen sind über Mittel der LMU, Drittmittel oder durch Abordnungen des Bayerischen Staatsministeriums für Unterricht und Kultus themengebunden finanziert und es bestand keine Möglichkeit, diese Mitarbeiter im Rahmen der Entwicklungsarbeiten des Themenjahres bzw. dessen Organisation einzusetzen. Der Antragsteller stellte Sachmittel, Infrastruktur und finanziertes Personal für konkrete Arbeiten im Vorhaben zur Verfügung. Des Weiteren konnten die vorhandenen Erfahrungen aus vergangenen Vorhaben und Untersuchungen eingebracht werden. Weitere Mittel standen dem Antragsteller für die Umsetzung des Vorhabens nicht zur Verfügung. Die Umsetzung des Vorhabens konnte daher nicht aus Eigenmitteln des Lehrstuhls finanziert werden und bedurfte für die Realisierung einer Zuwendung.

4. Des voraussichtlichen Nutzens, insbesondere der Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans

Das gesamte Vorhaben hatte vom Grundgedanken her nicht das vorrangige Ziel, wirtschaftlich nutzbare Ergebnisse zu liefern. Der Lehrstuhl für Physikdidaktik war vielmehr daran interessiert, neue Wege für den naturwissenschaftlichen Unterricht zu entwickeln, zu erproben und in optimierter Form Schulen zur Verfügung zu stellen, mit dem Ziel, die Lehre in der Physik langfristig und nachhaltig zu verbessern. Zu diesem Zweck wurden die Ergebnisse des Vorhabens wie folgt weiter genutzt und wissenschaftlich weiterverwertet:

Tabelle 3: Verwertungsplan laut Vorhabenbeschreibung

Ergebnis	Verwertung	Weitere wissenschaftliche Verwendung/Anschlussfähigkeit
1. Schülerheft	Kostenlose Bereitstellung als Dokument auf der Internetseite der LMU	Prüfung der Übertragbarkeit des Konzepts auf andere Themenkomplexe mit und ohne Raumfahrtbezug; Veröffentlichung der Forschungsergebnisse
2. Lehrerhandreichung	Kostenlose Bereitstellung als Dokument auf der Internetseite der LMU	Prüfung der Übertragbarkeit des Konzepts auf andere Themenkomplexe mit oder ohne Raumfahrtbezug; Veröffentlichung der Forschungsergebnisse
3. Website	Pflege der Inhalte, weitere Bereitstellung derselben	Prüfung des Kontexts Raumfahrt für Multimediales Lernen
4. Experimentierset „NaviSat“	Kostenlose Bereitstellung der Dokumentation und der Software	Prüfung der Übertragbarkeit des Konzepts; Anslusstests im Rahmen von weiteren Forschungsarbeiten
5. Leitfaden „StratoSat“	Kostenlose Bereitstellung des Leitfadens	Prüfung der Übertragbarkeit des Konzepts; Anslusstests im Rahmen von weiteren Forschungsarbeiten
6. Schülerwettbewerb	Veröffentlichung des Wettbewerbskonzepts und der Materialien online (Basisversion)	Prüfung der Möglichkeiten zur Wiederholbarkeit des Wettbewerbs als jährliches Event
7. Lehrerfortbildungen	Veröffentlichung des Konzepts	Prüfung der Möglichkeiten zur Wiederholbarkeit des Fortbildungsformats
8. Dissemination	Veröffentlichung der fachdidaktischen Begleitforschung (Konferenzen, Journale, Dissertation)	Prüfung der Frage, welche Schlüsse im Allgemeinen für das kontextbasierte Lernen gezogen werden müssen

Die im Vorhaben erstellten Unterrichtsmaterialien sind als Word und Pdf-Dateien mit allen relevanten Zusatzinformationen (Tabellen, Graphiken, Bilder, ggf. Quellen) gemäß Nebenabrede dem Zuwendungsgeber zur Verfügung gestellt worden.

5. Des während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordenen Fortschritts auf dem Gebiet bei anderen Stellen

Die fachdidaktische Forschung im Bereich der Kontextorientierung befasst sich mit einer Vielzahl von Themen – Raumfahrt im Allgemeinen und Satellitentechnik im Speziellen sind nur eines davon. Dem

ZE sind keine anderen deutschen Hochschulen oder Bildungseinrichtungen bekannt, die derzeit Physikunterricht mit diesem speziellen Fokus entwickeln.

6. Der erfolgten oder der geplanten Veröffentlichungen des Ergebnisses

Alle Unterrichtsmaterialien wurden auf der Internetseite www.sattec.org veröffentlicht, ebenso die technischen Entwicklungen (NaviSat und StratoIno). Hinzu kamen folgende Beiträge in Fachzeitschriften:

Schüttler, T. & Girwitz, R. (2019). Kostengünstige Infrarotsensoren im Physikunterricht. *plusLucis* 2/2019. S.16-21

Schüttler, T. & Zepp, S. (2019). Methoden der Infrarotfernerkundung im Physikunterricht. *plusLucis* 2/2019. S.22-28

Schüttler, T., Groll, P. & Girwitz, R. (2018). Satellitenortung realitätsnah im Klassenzimmer nachempfunden. Physik und Didaktik in Schule und Hochschule *PhyDid B.* (pp. 447-454)

Schüttler, T. & Groll, P. (2018). StratoIno. Ein Datenlogger für Stratosphärenballon-Missionen. *Unterricht Physik*, 29, Heft 167. S.33-35.

III. Erfolgskontrollbericht Dieser muss darstellen:

1. Den Beitrag des Ergebnisses zu den förderpolitischen Zielen, z.B. des Förderprogramms – (ggf. unter der Angabe des Schwerpunkts) – soweit dies möglich ist

Die Satellitentechnologie stellt, wie die gesamte Raumfahrttechnologie, eine herausragend wichtige, für den Forschungs- und Wirtschaftsstandort Deutschland entscheidende Technologie dar:

„Als Schlüsseltechnologie ist die Raumfahrt von zentraler Bedeutung für den Wirtschaftsstandort Deutschland.“

(<http://www.bmwi.de/DE/Themen/Technologie/Schlueseltechnologien/raumfahrt,did=195830.html>)

Aus diesem Grund ist es überaus wichtig, insbesondere junge Talente frühzeitig mit diesem Themenfeld in Kontakt zu bringen.

2. Das wissenschaftlich-technische Ergebnis des Vorhabens, die erreichten Nebenergebnisse und die gesammelten wesentlichen Erfahrungen

Siehe Kapitel I Punkt 4 und Kapitel II Punkt 1

3. Die Fortschreibung des Verwertungsplans. Diese soll, soweit im Einzelfall zutreffend, Angaben zu folgenden Punkten enthalten:

- Erfindungen/Schutzrechtsanmeldungen und erteilte Schutzrechte, die vom Zuwendungsempfänger oder von am Vorhaben Beteiligten oder in Anspruch genommen wurden, sowie deren standortbezogene Verwertung (Lizenzen u.a.) und erkennbare weitere Verwertungsmöglichkeiten,

Siehe Kapitel I Punkt 4

- Wirtschaftliche Erfolgsaussichten nach Projektende (mit Zeithorizont) – z.B. auch funktionale/wirtschaftliche Vorteile gegenüber Konkurrenzlösungen, Nutzen für verschiedene Anwendungsgruppen/-industrien am Standort Deutschland, Umsetzungs- und Transferstrategien (Angaben, soweit die Art des Vorhabens dies zulässt),

Siehe Kapitel II Punkt 4

- Wissenschaftliche und/oder technische Erfolgsaussichten nach Projektende (mit Zeithorizont) – u.a. wie die geplanten Ergebnisse in anderer Weise (z.B. für öffentliche Aufgaben, Datenbanken, Netzwerke, Transferstellen etc.) genutzt werden können. Dabei ist auch eine etwaige Zusammenarbeit mit anderen Einrichtungen, Firmen, Netzwerken, Forschungsstellen u.a. einzubeziehen,

Nach Projektende erfolgt weiterhin eine enge Zusammenarbeit mit dem DLR_School_Lab Oberpfaffenhofen. Dort hat sich das NaviSat System als fester Bestandteil der Workshops etabliert.

- Wissenschaftliche und wirtschaftliche Anschlussfähigkeit für eine mögliche notwendige nächste Phase bzw. die nächsten innovatorischen Schritte zur erfolgreichen Umsetzung der Ergebnisse

Im Anschlussprojekt SatTec.II werden die Materialien und Inhalte von SatTec technisch weiterentwickelt und durch die Einbettung in das Online Portal des DLR-Raumfahrtmanagement <https://space2school.de> besser verfügbar gemacht. Des Weiteren sind zusätzliche Lehrerfortbildungen vorgesehen.

4. Arbeiten, die zu keiner Lösung geführt haben

Es sollte im Zusammenhang der Verwertung geprüft werden, ob sich die Unterrichtsmaterialien in größerer Stückzahl produzieren und verbreiten lassen. Überlegt wurden je ein entsprechendes Themenset zur Satellitennavigation für den Physikunterricht der Jahrgangsstufe zehn (Aspekte der Newton'schen Mechanik, Wellenlehre und Relativitätstheorie, Elektrizitätslehre) und der Umwelt- bzw. Atmosphärenfernerkundung für den Unterricht der neunten bzw. der elften Klasse (Atom- und Molekülphysik, Strahlung und Spektroskopie). Diese Art der Verwertung konnte jedoch (noch) nicht erreicht werden.

5. Präsentationsmöglichkeiten für mögliche Nutzer – z.B.

Anwendungskonferenzen (Angaben, soweit die Art des Vorhabens die zulässt)

Siehe Kapitel II Punkt 6

6. Die Einhaltung der Ausgaben- und Zeitplanung

Siehe Kapitel I Punkt 3 und Kapitel II Punkt 2.

IV. Verwertungsplan

Das gesamte Vorhaben hat vom Grundgedanken her nicht das Ziel, wirtschaftlich nutzbare Ergebnisse zu liefern. Der Lehrstuhl für Physikdidaktik ist vielmehr daran interessiert, neue Wege für den naturwissenschaftlichen Unterricht zu entwickeln, zu erproben und in optimierter Form Schulen zur Verfügung zu stellen, mit dem Ziel, die Lehre in der Physik langfristig und nachhaltig zu verbessern. Zu diesem Zweck werden die Ergebnisse des Vorhabens wie folgt weiter genutzt und wissenschaftlich weiterverwertet:

Ergebnis	Verwertung	Weitere wissenschaftliche Verwendung/Anschlussfähigkeit
1. Schülerheft	Kostenlose Bereitstellung als Dokument auf der Internetseite der LMU	Prüfung der Übertragbarkeit des Konzepts auf andere Themenkomplexe mit und ohne Raumfahrtbezug; Veröffentlichung der Forschungsergebnisse
2. Lehrerhandreichung	Kostenlose Bereitstellung als Dokument auf der Internetseite der LMU	Prüfung der Übertragbarkeit des Konzepts auf andere Themenkomplexe mit oder ohne Raumfahrtbezug; Veröffentlichung der Forschungsergebnisse
3. Website	Pflege der Inhalte, weitere Bereitstellung derselben	Prüfung des Kontexts Raumfahrt für Multimediales Lernen
4. Experimentierset „NaviSAT“	Kostenlose Bereitstellung der Dokumentation und der Software	Prüfung der Übertragbarkeit des Konzepts; Anschlusstests im Rahmen von weiteren Forschungsarbeiten
5. Leitfaden „StratoSAT“	Kostenlose Bereitstellung des Leitfadens	Prüfung der Übertragbarkeit des Konzepts; Anschlusstests im Rahmen von weiteren Forschungsarbeiten
6. Schülerwettbewerb	Veröffentlichung des Wettbewerbskonzepts und der Materialien online (Basisversion)	Prüfung der Möglichkeiten zur Wiederholbarkeit des Wettbewerbs als jährliches Event
7. Lehrerfortbildungen	Veröffentlichung des Konzepts	Prüfung der Möglichkeiten zur Wiederholbarkeit des Fortbildungsformats
8. Dissemination	Veröffentlichung der fachdidaktischen Begleitforschung (Konferenzen, Journale, Dissertation)	Prüfung der Frage, welche Schlüsse im Allgemeinen für das kontextbasierte Lernen gezogen werden müssen

Es sollte im Zusammenhang der Verwertung unter Umständen noch geprüft werden, ob sich die Unterrichtsmaterialien in größerer Stückzahl produzieren und verbreiten lassen. Denkbar wären je

ein entsprechendes Themenset zur Satellitennavigation für den Physikunterricht der Jahrgangsstufe zehn (Aspekte der Newton'schen Mechanik, Wellenlehre und Relativitätstheorie, Elektrizitätslehre) und der Umwelt- bzw. Atmosphärenfernerkundung für den Unterricht der neunten bzw. der elften Klasse (Atom- und Molekülphysik, Strahlung und Spektroskopie). Diese Verwertung kann jedoch nicht durch die LMU erfolgen, sondern müsste durch eine Firma mit entsprechendem Hintergrund geschehen. In jedem Falle wären für eine kommerzielle Vermarktung der Ergebnisse weitere, heute zeitlich noch nicht absehbare umfangreiche Schritte erforderlich, welche nicht das Forschungsinteresse des Lehrstuhls betreffen. Im beschriebenen Vorhaben geht es in diesem Zusammenhang daher lediglich um die Entwicklung, Evaluation und Optimierung von Prototypen.

Daneben werden klar definierte und abgegrenzte Ergebnisse des Vorhabens – neben der Nutzung durch den Zuwendungsnehmer während der Durchführung des Vorhabens – zur ausschließlichen Nutzung und Weiterbearbeitung dem Zuwendungsgeber überlassen, da sie dort einer viel größeren Gruppe zugutekommen und somit viel sichtbarer werden.

Die im Vorhaben erstellten Basisversionen der nachfolgend aufgeführten Unterrichtsmaterialien werden als Word-Dateien mit allen relevanten Zusatzinformationen (Tabellen, Graphiken, Bilder, ggf. Quellen) überlassen.

1. Schülerheft	Schülergerecht aufbereitete Informationen zur Satellitentechnologie; Übungsaufgaben; Tipps zum eigenständigen Experimentieren; Links und Literaturtipps
2. Lehrerhandreichung	Hintergrundinformationen zur Satellitentechnologie; Lösungen der Aufgaben; Einordnung in lehrplanrelevante Themengebiete der Physik; Experimentiervorschläge; Links und Literaturhinweise
3. Leitfaden „Stratosphärenballone“	Exakte, nachvollziehbare Dokumentation (Leitfaden) für Stratosphärenballonaufstiege als Schülerexperiment analog zu einer Satellitenmission; Tipps und Hinweise zu geeigneter Hardware, zum Experimentieren und zu praktischen sowie rechtlichen Aspekten

V. **Berichtsblatt (BMW-Vordr. 3831/03.07_3)**

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Schlussbericht	
3. Titel Themenjahr Satellitentechnologie SatTec – Grundlagen der Satellitentechnik für den Schulunterricht		
4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Tobias Schüttler	5. Abschlussdatum des Vorhabens 31.05.2019	
	6. Veröffentlichungsdatum November 2019	
	7. Form der Publikation Online: www.sattec.org	
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Lehrstuhl für Didaktik der Physik Ludwig-Maximilians-Universität München · Theresienstraße 37 · 80333 München	9. Ber. Nr. Durchführende Institution	
	10. Förderkennzeichen 50 RO 1601	
	11. Seitenzahl 20	
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Raumfahrtmanagement des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Königswinterer Str. 522-524 53227 Bonn	13. Literaturangaben	
	14. Tabellen	
	15. Abbildungen	
16. Zusätzliche Angaben		
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum)		
18. Kurzfassung Der vorliegende Bericht stellt die Abschlussdokumentation des Fördervorhabens „Themenjahr Satellitentechnologie – SatTec – Grundlagen der Satellitentechnik für den Unterricht“ gefördert durch Mittel des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie (BMW), durch das DLR Raumfahrtmanagement dar. Dieses Vorhaben wurde von Mai 2016 – Mai 2019 am Lehrstuhl für Didaktik der Physik der Ludwig-Maximilians-Universität München bearbeitet. Ziel des Vorhabens war es, ingenieur- und naturwissenschaftlichen Nachwuchs durch Faszination für Raumfahrt bereits in Schulen zu fördern, Interesse an MINT-Fächern, insbesondere an Physik, zu steigern und den Unterricht für Lehrkräfte durch Praxisbezüge (Experimente) anzureichern. Das Vorhaben wurde umrahmt von einem Bundesweiten Schülerwettbewerb zu Stratosphärenballonmissionen und durch bundesweite Lehrerfortbildungen. Die Materialien für den Unterricht im Kontext „Satellitentechnologien“ wurden auf www.sattec.org veröffentlicht.		
19. Schlagwörter		
20. Verlag	21. Preis	

Document Control Sheet

1. ISBN or ISSN	2. Type of Report Final Report
3. Report Title Themenjahr Satellitentechnologie SatTec – Grundlagen der Satellitentechnik für den Schulunterricht	
4. Author(s) of the Report (Family Name, First Name(s)) Tobias Schüttler	5. End of Project 31.05.2019
	6. Publication Date November 2019
	7. Form of Publication Online: www.sattec.org
8. Performing Organization(s) (Name, Address) Lehrstuhl für Didaktik der Physik Ludwig-Maximilians-Universität München · Theresienstraße 37 · 80333 München	9. Originator's Report No.
	10. Reference No. 50 RO 1601
	11. No. of Pages Report 20
12. Sponsoring Agency (Name, Address) Raumfahrtmanagement des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Königswinterer Str. 522-524 53227 Bonn	13. No. of References
	14. No. of Tables
	15. No. of Figures
16. Supplementary Notes	
17. Presented at (Title, Place, Date)	
18. Abstract This report represents the final documentation of the project „Themenjahr Satellitentechnologie – SatTec – Grundlagen der Satellitentechnik für den Unterricht“ funded by the Federal Ministry for Economic Affairs and Energy (BMWi) through the DLR Space Administration. The project was carried out from May 2016 - May 2019 by the Chair for Physics Education at the Ludwig Maximilians University in Munich. The project's aim was to promote young science talents through the fascination for space travel in schools, to increase interest in STEM subjects, especially in physics, and to enrich teaching for through practical applications (experiments). The project was framed by a nationwide school contest on high-altitude-balloon missions and nationwide teacher trainings. The teaching materials in the context of “satellite technologies” were published on www.sattec.org .	
19. Keywords	
20. Publisher	21. Price



Satellitentechnologien und ihre Anwendungen

Tobias Schüttler (tobias.schuettler@lmu.de)

Andrea Lisa Nagel

Simone Zepp

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wird mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

Inhaltsverzeichnis

Vorwort.....	4
I. Satelliten und ihre Anwendungen	5
1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?	6
2. Die Grundlage der Satellitenbewegung: Das Gravitationsgesetz.....	8
3. Der waagerechte Wurf	10
4. Kreisbewegung im geostationären Orbit.....	12
5. Die Kepler-Gesetze	14
6. Unser Sonnensystem.....	16
II. Angewandte Satellitenfernerkundung	21
1. Farben und Farbmischung.....	22
a) Wie entsteht ein Farbbild.....	22
b) Additive und Subtraktive Farbmischung	22
c) Reflexion – Transmission – Absorption	23
2. Sehen wie ein Satellit (1): Was unsere Augen im All sehen könnten.....	24
a) Echtfarbenbilder.....	24
b) Räumliche Auflösung.....	25
3. Sehen wie ein Satellit (2): Informationen aus dem Unsichtbaren.....	26
a) Elektromagnetisches Spektrum.....	26
b) Vegetationsanalysen	28
4. Auswertung von Satellitenbildern LEOWorks	30
a) Einführung in LEOWorks.....	30
b) Katastrophenkartierung – Bestimmung der Waldbrandfläche von Nurri.....	32
III. Das Europäische Satellitennavigationssystem Galileo	35
1. Die Erde – Kugel, Ei oder Kartoffel?.....	36
2. Navigieren wie Christoph Kolumbus	38
a) Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde.....	38
b) Orientierung an den Gestirnen.....	40
3. Ortung mit (Funk-) Signalen	44
4. Satellitenortung.....	46
Abbildungsverzeichnis	50

Vorwort

Dieses Schülerheft behandelt im ersten Kapitel die Grundlagen der Orbitalmechanik am Beispiel des deutschen Satellitenpaars TerraSAR-X und TanDEM-X. Physikalische Inhalte sind dabei das Newton'sche Gravitationsgesetz, die Bewegung im Schwerfeld (insbesondere der waagerechte Wurf und die Kreisbewegung im Schwerfeld) sowie die Keplergesetze. Abgerundet wird das Kapitel mit einem Blick in unser Sonnensystem. Das Kapitel richtet sich an Schüler*innen der Mittel- und Oberstufe und ist in seinen Themen recht nah an den üblichen Physik-Lehrplänen zu dieser Thematik gestaltet.

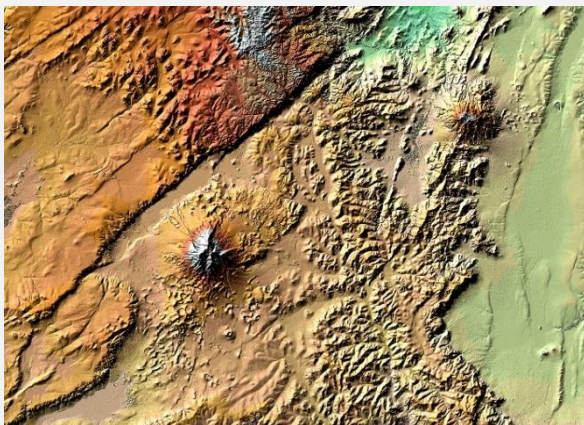
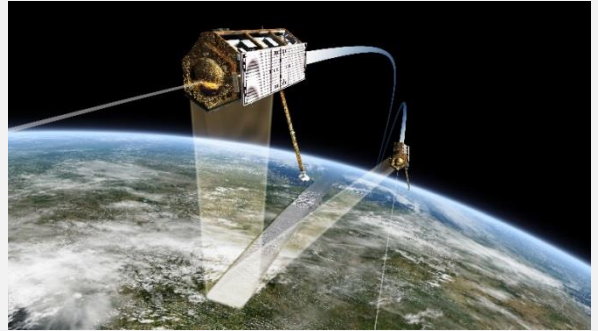
Eine der wohl wichtigsten und ältesten Anwendungen der Satellitentechnologien ist die Fernerkundung der Erde. Das zweite Kapitel des Schülerhefts zeigt am Beispiel der Sentinel (Wächter) Satelliten des europäischen Copernicus Programms, wie Fernerkundung funktioniert und auf welchen strahlungsphysikalischen Gesetzmäßigkeiten sie beruht. Dabei wird neben der Zusammensetzung von weißem Licht aus verschiedenen Spektralfarben auch dessen Wechselwirkung mit Materie (Reflexion, Transmission und Absorption) behandelt. Ein Blick in den unsichtbaren Teil des Sonnenspektrums, insbesondere im nahem Ultravioletten und Infraroten, zeigt dessen enorme Bedeutung für die Fernerkundung. Ein konkretes Anwendungsbeispiel zur Kartierung eines Waldbrandes rundet das Kapitel ab. Von der Schwierigkeit und den Themen her kann man dieses Kapitel gut in der Mittelstufe einordnen. Es verbindet die Fächer Physik, Geographie und Informatik mit einem Schwerpunkt auf dem erstgenannten.

Das dritte Kapitel dieses Schülerhefts behandelt die für unseren Alltag mittlerweile immens wichtig gewordene Satellitennavigation am Beispiel des europäischen Galileo Systems. Dazu werden neben den Grundlagen der Ortung mit Hilfe von Satelliten auch andere Navigationsverfahren, wie solche mit Kompass und Sextant sowie deren physikalischen und geographischen Grundlagen vorgestellt. Das Kapitel verbindet die Fächer Physik, Geographie und Mathematik und richtet sich an Schüler*innen der Mittel- und Oberstufe.

I. Satelliten und ihre Anwendungen

TanDEM-X – Die Erde in drei Dimensionen

Seit gut zehn Jahren umrunden die Zwillingssatelliten TerraSAR-X und TanDEM-X unseren Planeten und liefern Oberflächenaufnahmen der Erde in bislang einzigartiger Qualität und Auflösung. Im Jahr 2007 startete TerraSAR-X ins All, der mit einem Radarsystem die Erde beobachtet. Drei Jahre später folgte der nahezu baugleiche TanDEM-X. Die Satelliten sind fünf Meter lang und haben einen Durchmesser von 2,4 Metern. Ihr sechseckiger Querschnitt passt genau unter die Nutzlastverkleidung der DNEPR-Rakete. Die 80 Zentimeter breite SAR-Antenne ist rechts zur Satellitenbahn auf die Erde ausgerichtet.



Erst beide Satelliten zusammen sind –ähnlich wie unsere Augen- in der Lage, ein dreidimensionales Bild von der Erdoberfläche zu erzeugen. Forscher nennen diese Art der Betrachtung interferometrische Vermessung. Das Radarsystem liefert –anders als optische Fernrohre oder Spiegelteleskope- kein sichtbares Bild, sondern lediglich Daten. Sehr viele Daten. Rund 400 Terabyte senden die Satelliten an weltweit verteilte Bodenstationen. Rohdaten, die aufgearbeitet drei Petabyte (= 3000 Terabyte) ergeben.

Aus diesem gigantischen Datenberg entstand in mehrjähriger Aufbereitung das erste hochpräzise Höhenmodell der gesamten Erde. Seit dem Start des deutschen Satellitenpaars hat sich der Blick auf die Welt verändert. Aber nicht nur Wissenschaftler aus aller Welt interessieren sich für die Radardaten. Da diese Strahlungsart im Gegensatz zu sichtbarem Licht auch Wolken durchdringen kann, kann man damit auch die Auswirkungen von Umweltkatastrophen wie Überschwemmungen sehr gut beobachten und den Betroffenen schnelle Hilfe zukommen lassen.

Um dreidimensionale Aufnahmen der Erdoberfläche erstellen zu können, müssen die Satelliten nebeneinander her fliegen. Aus physikalischen Gründen ist das aber gar nicht so einfach. Die Wissenschaftler vom Raumfahrtkontrollzentrum des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Oberpfaffenhofen haben sich daher eine ganz spezielle Formation einfallen lassen: Die Satellitenorbits, in einer Höhe von 514 Kilometern, sind leicht gegeneinander versetzt und bilden auf diese Weise eine Doppelhelix. Dabei kommt TanDEM-X seinem Satellitenbruder sehr nahe: Bis auf 120 Meter nähern sich die beiden Satelliten an. Warum man Satelliten nicht einfach nebeneinander her fliegen lassen kann, welche physikalischen Regeln für ihre Flugbahnen gelten und warum das Wort „Fallen“ eigentlich viel besser zur Bewegung von Satelliten passt als „Fliegen“ wird im Folgenden erläutert.



1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?

Warum herrscht auf der Internationalen Raumstation (ISS) Schwerelosigkeit? Viele Menschen glauben die Antwort zu kennen: Weil sie so weit weg ist – im Weltall – und es dort keine Erdanziehungskraft gibt. Das ist aber falsch! Die ISS fliegt in einer Höhe von gerade einmal 400 Kilometern über der Erde und dort ist die Erdanziehungskraft fast genauso groß wie auf dem Erdboden. Die Erde zieht ja sogar den Mond an und dieser ist rund 400.000 Kilometern von uns entfernt. Dass die Astronauten also auf der ISS scheinbar schwerelos schweben hat einen anderen Grund.



Hierzu ein kleines Gedankenexperiment:

An einem Baum hängt ein Apfel, in den sich ein kleiner Wurm eine Höhle gefressen hat. Nun fällt der Apfel mitsamt dem Wurm im freien Fall herunter. Der Apfel fällt genauso schnell wie der Wurm darin, welcher also frei in seiner Höhle zu schweben beginnt. Würde der Wurm sich auf einer Waage befinden, so würde diese während des freien Falls „0 kg“ anzeigen, denn der Wurm bringt sein Gewicht nicht mehr auf die Waage – er fühlt sich schwerelos!

Angenommen, man könnte nun den Apfel mit einer übermenschlichen Kraft bis hinter den Horizont werfen, sodass er um die Erde herum fällt. Dann befände er sich die ganze Zeit im freien Fall auf die Erde, würde sie aber niemals treffen. Nach der obigen Überlegung würde sich der Wurm dann die ganze Zeit, während er die Erde umrundet, schwerelos fühlen. Dies kann nun auf die ISS übertragen werden, denn auch sie fällt mit einer enormen Geschwindigkeit von etwa 28.000 km/h im freien Fall um die Erde herum und daher fühlen sich die Astronauten auf der ISS schwerelos.

In den folgenden Experimenten mit einer Fallbox kannst du selbst Schwerelosigkeitsexperimente wie auf der ISS durchführen – nur viel kürzer. Führe die Experimente nacheinander durch und notiere deine Beobachtungen. Versuche physikalische Erklärungen für deine Beobachtungen zu finden und schreibe sie ebenfalls auf.

1. Eine Waage im freien Fall.



Beobachtung:

Begründung:

2. Kerzenflamme im freien Fall.

Beobachtung:

Begründung:

3. Schokolinsen im freien Fall.

Beobachtung:

Begründung:

Der Zusammenhang zwischen Fallhöhe h und Fallzeit t wird durch die Gleichung $h = \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2$ beschrieben. Wobei g die Erdbeschleunigung ist. Aus welcher Höhe müsste die Fallkapsel herunterfallen, um eine Sekunde Schwerelosigkeit zu erzeugen? Ist das Ergebnis realistisch?

 Für Brainies:

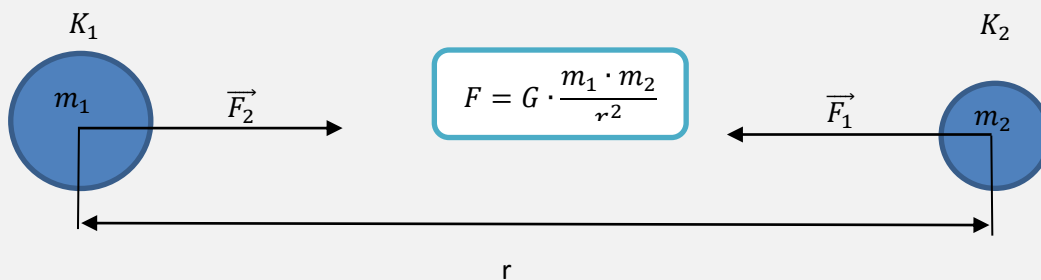
In der Schwerelosigkeit verteilen sich die Körperflüssigkeiten, wie Blut und Gewebeflüssigkeiten, anders im Organismus. Sie werden jetzt nicht mehr durch die Schwerkraft nach unten gezogen, was auf der Erde zu einer ausgewogenen Verteilung von Kopf bis Fuß führt, sondern sie sammeln sich verstärkt im Oberkörper an. Deshalb haben Astronauten während der ersten Tage auf der ISS oft ein aufgeschwemmtes Gesicht, das sogenannte „puffy face“. Dies hat wiederum zur Folge, dass auch die Schleimhäute in Mund und Nase wie bei einem Schnupfen angeschwollen sind. Die Astronauten schmecken daher auf der ISS weniger intensiv und müssen ihr Essen beispielweise deutlich mehr würzen.

2. Die Grundlage der Satellitenbewegung: Das Gravitationsgesetz

Die physikalischen Gesetzmäßigkeiten der Satellitenbewegung wurden bereits zu einer Zeit gefunden, in der noch kein Mensch ernsthaft über so etwas wie Raumfahrt nachdachte. Auch Der tatsächliche Weg, wie der berühmte englische Mathematiker, Physiker und Astronom Sir Isaac Newton die Gesetze der (Himmels-) Mechanik fand ist nicht mehr rekonstruierbar. Man erzählt sich aber folgende Legende: Wir schreiben das Jahr 1666. Es ist ein warmer Sommertag. Newton sitzt im Garten unter einem Apfelbaum. Es weht ein laues Lüftchen. Ein Apfel löst sich vom Baum und fällt herunter. Newton beobachtet den fallenden Apfel und auf einmal wird ihm klar: Der Mond und alle Himmelskörper machen genau dasselbe! Sie fallen auf die Erde bzw. die Sonne, aber sie fallen wegen ihrer hohen Bahngeschwindigkeit an ihren Zentralkörpern vorbei!



Aber wieso fallen Dinge überhaupt auf den Boden? Offensichtlich werden Dinge von der Erde angezogen, d.h. es muss eine Anziehungskraft geben zwischen der Erde und allen anderen Dingen. Denn nicht nur der Apfel wird von der Erde angezogen, sondern auch der Mond. Das Gravitationsgesetz besagt: Wegen seiner Masse m_1 zieht ein Körper K_1 einen anderen Körper K_2 (Masse m_2) mit der Kraft \vec{F}_1 an. Umgekehrt zieht aber auch K_2 den Körper K_1 mit der Kraft \vec{F}_2 an. Beide Kräfte sind gleichgroß, wirken aber in entgegengesetzter Richtung. Ihre Beträge hängen ab von den Massen der Körper und davon in welchem Abstand r sich diese, genauer gesagt deren Schwerpunkte, voneinander befinden. Das Gravitationsgesetz lautet:



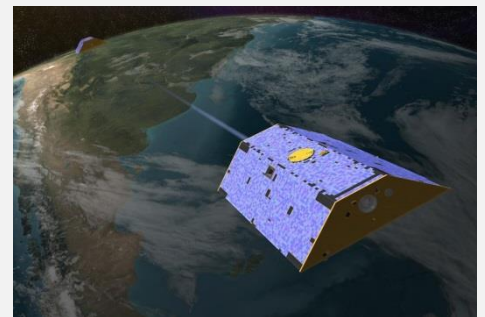
Mit der Gravitationskonstante $G = 6,674 \cdot 10^{-11} \frac{\text{m}^3}{\text{kg} \cdot \text{s}^2}$

Berechne den Betrag der Kraft zwischen dem TanDEM-X-Satelliten ($m_{DEM} = 1330 \text{ kg}$) und der Erde $m_E = 5,97 \cdot 10^{24} \text{ kg}$. Der Erdradius ist $R_E = 6370 \text{ km}$, die Bahnhöhe des Satelliten $h = 514 \text{ km}$. Vergleiche mit der Gewichtskraft auf den Satelliten am Erdboden vor dem Start. ($F_G = m \cdot g$)

Berechne den Betrag der Kraft zwischen dem TanDEM-X- und dem TerraSAR-X-Satelliten, wenn sie sich im kleinstmöglichen Abstand ($d = 120 \text{ m}$) voneinander befinden. Wie viele Tage würde es theoretisch dauern, bis diese Kraft die Satelliten zusammengezogen hätte? Gehe vereinfachen davon aus, dass beide Satelliten dieselbe Masse ($m = 1300 \text{ kg}$) haben und vernachlässige andere Störfaktoren.

Die Anziehungskräfte zwischen Massen können wir im Alltag – mal abgesehen von der Erdanziehung – normalerweise nicht wahrnehmen. Sie sind einfach zu gering und andere Effekte machen deren direkte Messung schwierig. Satelliten bewegen sich auf ihren Orbits nahezu ohne Reibungseinflüsse durch das Weltall, daher eignen sie sich besonders gut, um Gravitationseffekte zu messen. Das vom DLR betriebene Satellitenpaar GRACE-FO (Gravity Recovery And Climate Experiment – Follow On) wurde am 22.5.2018 gestartet, um das Schwerefeld der Erde sehr genau zu vermessen. Dieses ist nicht ganz homogen, da die Materie der Erde nicht gleichmäßig verteilt ist. Aus den Daten kann beispielsweise der Rückgang des Eises in der Antarktis infolge des Klimawandels bestimmt werden. Sie geben zudem wichtige Hinweise auf die Verteilung und Veränderung des Grundwassers.

Bei der Mission fliegen zwei Satelliten in einem geringen Abstand von 220 km hintereinander her. Sie sind über eine Mikrowellenfunkstrecke miteinander verbunden. Damit wird auf wenige Tausendstel Millimeter genau gemessen, wie sich der Abstand zwischen den Satelliten ändert. Nähert sich beispielsweise der vorausfliegende Satellit einem Bereich mit großer Gravitation, so wird er etwas schneller und der Abstand vergrößert sich. Das gleiche geschieht mit dem zweiten Satelliten, wenn er denselben Bereich überfliegt und er nähert sich wieder um den gleichen Betrag an. Dieses gegenseitige Verfolgen aber nie Einholen der Satelliten brachte ihnen auch ihre Spitznamen „Tom und Jerry“ ein.



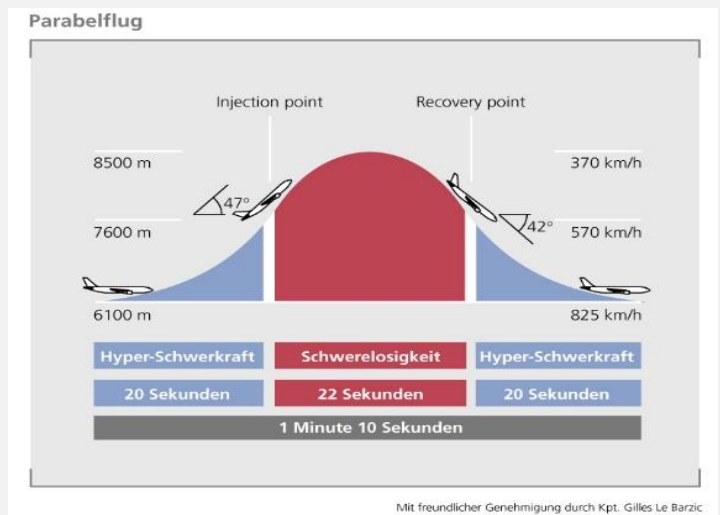
Für Brainies:

Mit Hilfe der Kepler-Gesetze, welche bereits um 1619 durch Messung der Planetenbewegung gefunden wurden, kann das Gravitationsgesetz hergeleitet werden:

Für die Zentripetalkraft der Kreisbewegung gilt: $F_Z = m \cdot \frac{v^2}{r}$, für die Bahngeschwindigkeit auf einer Kreisbahn: $v = \frac{2\pi r}{T}$. Eingesetzt erhalten wir: $F = m \cdot \frac{4 \cdot \pi^2 \cdot r^2}{r \cdot T^2} = m \cdot \frac{4 \cdot \pi^2 \cdot r}{T^2}$. Das dritte Keplersche Gesetz besagt: $\frac{T^2}{r^3} = C = \text{konstant}$. $\Rightarrow T^2 = C \cdot r^3$, wobei die Konstante C von der Masse des Zentralkörpers abhängig ist. Eingesetzt ergibt sich $F = m \cdot \frac{4 \cdot \pi^2}{C \cdot r^2}$. Durch Erweiterungen und Umstellungen erhalten wir das Gravitationsgesetz: $F = G \cdot \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2}$.

3. Der waagerechte Wurf

Um Astronauten auf ihren Aufenthalt auf der Raumstation ISS vorzubereiten und für kostengünstige Schwerelosigkeitsexperimente, führt man so genannte Parabelflüge durch. Ein spezielles Flugzeug fliegt dabei den Weg einer zur Erde geöffneten Parabel: Die Piloten ziehen das Flugzeug aus dem Horizontalflug steil nach oben und regeln dann die Schubkraft der Triebwerke so, dass die Maschine die Flugbahn eines „geworfenen Steins“ beschreibt. Am Scheitel der Parabel wird eine maximale Höhe von rund 8.500 Metern erreicht. Im Inneren des Flugzeuges kann man auf diese Weise für etwa 20 Sekunden Experimente unter Schwerelosigkeitsbedingungen durchführen.

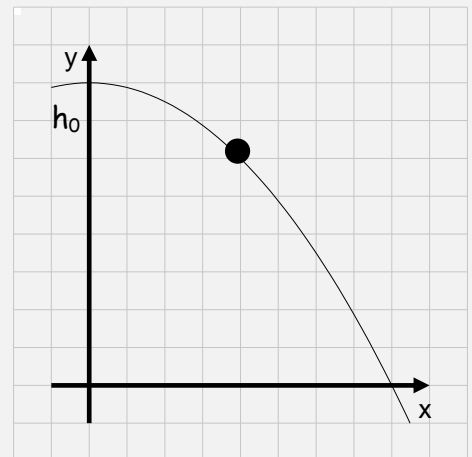


Warum aber nennt man dieses Verfahren Parabelflug? Wir betrachten dazu die Situation, wenn ein Körper horizontal aus einer bestimmten Höhe h_0 abgeworfen wird. Man spricht dann von einem waagerechten oder horizontalen Wurf. Die Bewegung kann aus drei verschiedenen Perspektiven betrachtet werden:

Von oben: Das entspricht einer geradlinigen Bewegung in x-Richtung mit der Geschwindigkeit v_0 , also $x = v_0 \cdot t$

Von vorne: Das sieht aus wie ein freier Fall nach unten: $y = h_0 - \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2$

Der Wurf kann aber auch **von der Seite** betrachtet werden. Dies entspricht einer Überlagerung der Bewegung in x- und in y-Richtung.



Stelle die Höhe y als Funktion der Wurfweite x dar. Begründe damit, dass die Bahn beim waagerechten Wurf eine (halbe) Parabelbahn ist.

Die Parabelbahn entsteht auch, wenn ein Körper schräg nach oben geworfen wird – man spricht dann auch von einer Wurfparabel. Sobald man den (wie auch immer!) geworfenen Körper loslässt, wirken auf ihn nur noch die Luftreibungskraft und die Schwerkraft.

Begründe mit Hilfe der Überlegungen zum freien Fall, warum man sich beim Parabelflug auf der gesamten Parabel, also insbesondere auch schon beim aufsteigenden Teil, schwerelos fühlt.

Nimm mit Hilfe der App „Viana“ einen waagerechten Wurf auf. Werte deine Messung aus, indem du die Flugbahn markierst. Gib die Gleichung der Wurfparabel an.

Stelle die Gleichung für die „Wurfparabel“ des Parabelflugs (Seite10) auf.

In Kapitel 1. hast du Experimente mit der Fallbox durchgeführt. Wiederhole diese Experimente. Lass diesmal jedoch die Box nicht einfach nur senkrecht fallen, sondern wirf sie einem/ einer Partner*in zu. Aber bitte nicht fallen lassen! Notiere deine Beobachtungen und begründe sie.

Beobachtung:

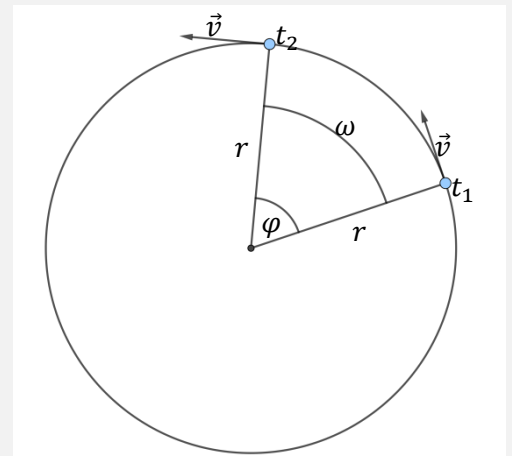
Begründung:

4. Kreisbewegung im geostationären Orbit

Satelliten werden heutzutage für sehr viele Zwecke verwendet. Ein altbekanntes ist das Satellitenfernsehen. Dabei wird das Fernsehsignal von einer Bodenstation an den Satelliten und von diesem aus an die Nutzer übertragen. Es wäre jedoch ziemlich unpraktisch, wenn diese ständig ihre Empfangsantenne drehen müssten, um dem Satelliten zu folgen – Satelliten bewegen sich ja immer am Himmel! Zum Glück gibt es aber einen ganz besonderen Satellitenorbit, der dieses Problem sehr elegant löst: im so genannten geostationären Orbit (GEO) fliegen Satelliten genau mit der Drehung der Erde über dem Äquator. Dadurch sieht es so aus, als würden sie immer über derselben Stelle der Erde stehen. Das hat den Vorteil, dass Satellitenschüsseln direkt zum Satelliten fest ausgerichtet werden können. Geostationäre Satelliten sind typischerweise Kommunikations-, Wetter- und Fernsehsatelliten.



Die Vorteile des GEO machen ihn sehr beliebt bei Satellitenbetreibern und so muss mittlerweile gut darauf geachtet werden, dass sich die immer zahlreicher werdenden geostationären Satelliten nicht in die Quere kommen! Um die Bewegung entlang einer Kreisbahn wie dem GEO zu beschreiben, verwendet man neben dem Bahnradius r und der Umlaufdauer T auch die so genannte Winkelgeschwindigkeit ω . Im Falle der gleichförmigen Kreisbewegung, bei der die Rotation weder schneller noch langsamer wird, gilt für diese: $\omega = \frac{2\pi}{T}$. Für einen Satelliten im GEO gilt: $\omega = \frac{2\pi}{24h}$ bzw. ein Vollwinkel (2π) pro Tag.



Die Geschwindigkeit, mit der sich der Satellit entlang der Kreisbahn bewegt, wird Bahngeschwindigkeit \vec{v} genannt. Bei der gleichförmigen Kreisbewegung legt der Körper in einer Umlaufdauer T einen vollen Kreisbogen $U = 2\pi \cdot r$ zurück. Daher gilt: $v = \frac{2\pi \cdot r}{T} = \omega \cdot r$.

Die Anzahl der Umdrehungen, die auf der Kreisbahn pro Sekunde zurückgelegt werden, wird auch als Frequenz f oder als Drehzahl bezeichnet. Es gilt die Formel $f = \frac{1}{T}$ mit der Einheit $[f] = \frac{1}{s} = 1\text{Hz}$. Insgesamt gilt also der Zusammenhang $\omega = 2\pi \cdot f$.

Berechne die Winkelgeschwindigkeit, die Frequenz und die Bahngeschwindigkeit für einen geostationären Satelliten (Bahnhöhe $h = 36.000\text{ km}$) und die ISS in Grundeinheiten. Vergleiche die Ergebnisse. Hinweis: die ISS hat eine mittlere Bahnhöhe von $h = 408\text{ km}$ über dem Erdboden und eine Umlaufzeit von $t = 93\text{ min}$.

Lege dein Smartphone auf eine sich drehende Scheibe oder in eine Salatschleuder. Miss dabei mit Hilfe der phyphox-App die Zentripetalbeschleunigung. Behalte den Radius bei jeder Messung bei und verändere nur die Winkelgeschwindigkeit. Welche Aussage kannst Du dann über die Beschleunigung treffen? Die Formel für die Zentripetalbeschleunigung lautet $a = \omega^2 \cdot r$ mit der Einheit $[a] = 1 \frac{m}{s^2}$.

Damit sich ein Körper auf einer Kreisbahn bewegt, muss auf ihn eine Haltekraft wirken. Diese heißt Zentripetalkraft \vec{F}_Z . Es gilt: $F_Z = m \cdot \omega^2 \cdot r$.

Begründe rechnerisch, warum auch mit folgender Formel gerechnet werden kann, wenn man die Bahngeschwindigkeit v kennt, aber nicht die Winkelgeschwindigkeit: $F_Z = m \cdot \frac{v^2}{r}$.

Berechne jeweils den Betrag der Zentripetalkraft welche die folgenden Satelliten auf ihrer Bahn hält. Was fällt dir auf? Woher kommt die Zentripetalkraft, warum fliegen die Satelliten nicht einfach weg?

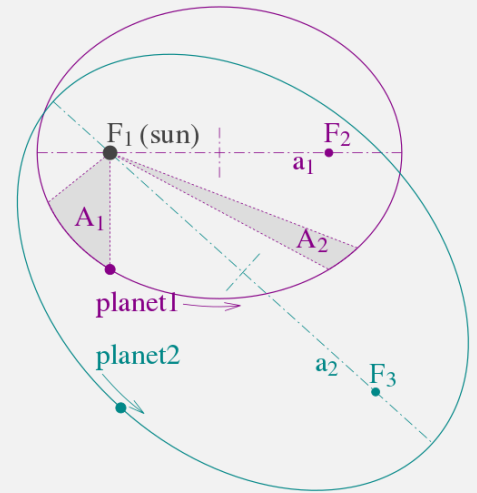
Satellit	Bahnhöhe	Umlaufzeit	Masse
Terra-SAR-X	514 km	95 min	1230 kg
Galileo-FOC	23.222 km	14 h 5 min	732,8 kg
Eutelsat 9B	35.786 km	24 h	5175 kg

Lasse die kleine Kugel (s. Abbildung rechts) mit Hilfe der selbstgebauten Apparatur vertikal rotieren. Verändere dabei vorsichtig (!) die Winkelgeschwindigkeit und damit auch den Bahnradius. Was kannst du beobachten?



5. Die Kepler-Gesetze

Der Astronom Johannes Kepler (1571-1630) entdeckte die Gesetzmäßigkeiten, welche die Bewegung der Planeten um die Sonne beschreiben. Dazu nutzte er die besten verfügbaren astronomischen Messdaten Tycho Brahes und entwickelte die mathematische Beschreibung auf Basis des neuen kopernikanischen Weltbildes. Bei diesem befindet sich im Gegensatz zum alten Ptolemäischen Weltbild nicht die Erde sondern die Sonne im Zentrum und alle Planeten umkreisen sie. Seine ersten beiden Gesetze veröffentlichte Kepler in seiner Schrift „Astronomia Nova“. Zudem erkannte er, dass die Planeten sich nicht auf Kreisbahnen, sondern auf elliptischen Bahnen bewegen.



1. Kepler-Gesetz	2. Kepler-Gesetz	3. Kepler-Gesetz
Die Planeten bewegen sich auf elliptischen Bahnen. In einem gemeinsamen Brennpunkt steht die Sonne.	Die Verbindungslinie Sonne-Planet überstreicht in gleichen Zeiten gleich große Flächen: $\frac{A_1}{\Delta t} = \frac{A_2}{\Delta t} = \text{konstant}$	Die Quadrate der Umlaufzeiten zweier Planeten verhalten sich wie die dritten Potenzen der großen Halbachsen ihrer Bahnen: $\frac{T_1^2}{a_1^3} = \frac{T_2^2}{a_2^3}$

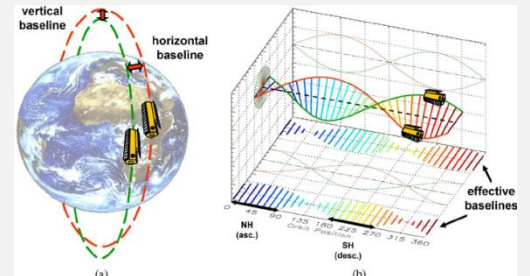
Leite mit Hilfe des Gravitationsgesetzes das 3. Kepler-Gesetz für den Spezialfall der Kreisbewegung her. Nimm dabei vereinfachend an, dass sich die Sonne selbst nicht bewegt.

Die Keplergesetze gelten nicht nur für die Planetenbewegung sondern für jeden Himmelskörper, der sich alleine aufgrund der Gravitation um einen Zentralkörper bewegt. Bei künstlichen Satelliten ist der Zentralkörper die Erde. Man bezeichnet den Quotienten $C = \frac{T^2}{a^3}$ als Kepler-Konstante. Begründe, dass man diese auch direkt aus der Masse M des Zentralkörpers und der Gravitationskonstante G berechnen kann, bzw. dass gilt: $C = \frac{4\pi^2}{G \cdot M}$. Berechne C für die Erde und die Sonne.

Begründe physikalisch, warum die TanDEM-X-Satelliten nicht „nebeneinanderher“ fliegen können.



Um die Erdoberfläche in drei Dimensionen vermessen zu können, müssen sich die TanDEM-X-Satelliten nebeneinander befinden. TerraSAR-X hat einen nahezu exakt kreisförmigen Orbit mit einer Höhe von 514.8 km. Sein „Zwillingsbruder“ TanDEM-X hat einen dazu leicht versetzten elliptischen Orbit. Das führt dazu, dass die Satelliten von der Erde aus gesehen fast immer etwas versetzt nebeneinander sind. Aus dem 2. Kepler-Gesetz folgt, dass die Bahngeschwindigkeit eines Satelliten nur auf einer Kreisbahn konstant ist aber nicht auf einer elliptischen Bahn: Je näher der Satellit der Erde kommt, desto schneller wird er.



Begründe die sich ändernde Geschwindigkeit eines Satelliten mit einem stark elliptischen Orbit mit Hilfe des 2. Kepler-Gesetzes. Was bedeutet das ganz konkret für das TanDEM-X-Satellitenpaar?

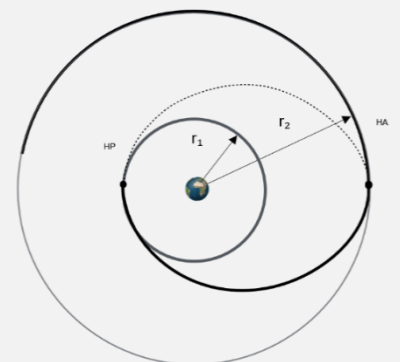


Für Brainies: Wie wird ein Satellit in den geostationären Orbit gebracht?

Um einen Satelliten in einen erdfernen Orbit zu bringen, hat der deutsche Ingenieur Walter Hohmann 1925 (also 32 Jahre bevor der erste Satellit ins Weltall gestartet ist!) eine besonders energiesparende Lösung vorgeschlagen.

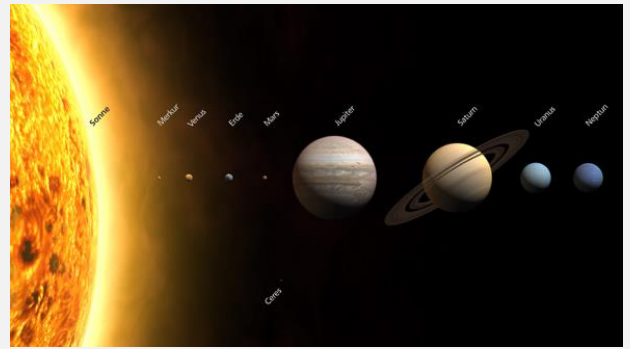
Der Einschuss erfolgt in drei Schritten: zuerst wird der Satellit mit einer Trägerrakete, wie der europäischen Ariane V in einen kreisförmigen, erdnahen Orbit mit etwa 200 km Höhe gebracht. Die Rakete sollte dabei möglichst nahe am Äquator in Richtung Osten starten, um die Geschwindigkeit der sich drehenden Erde auszunutzen.

Von dem Punkt aus, der dem zukünftigen Ziel im erdfernen Orbit gegenüberliegt (HP in der Abbildung), wird nun im zweiten Schritt die Raketenoberstufe so gezündet, dass der Satellit tangential zur Kreisbahn beschleunigt wird. Dadurch ändert sich die Satellitenbahn und wird zu einer stark exzentrischen Ellipse des so genannten Transferorbits. Hat der Satellit seinen Zielpunkt (HA) im erdfernen Orbit erreicht, so wird die Oberstufe im dritten Schritt ein letztes Mal gezündet und zwar genau so stark, dass der elliptische Transferorbit zu einer Kreisbahn wird. Dieser Hohmann-Transfer wird übrigens auch verwendet, um zu anderen Planeten, beispielsweise zum Mars zu gelangen.



6. Unser Sonnensystem

„Mein Vater erklärt mir jeden Sonntag unseren Nachthimmel.“ Dieser Merksatz ist wohl fast jedem bekannt. Er gibt uns die Reihenfolge der Planeten unseres Sonnensystems an. Die Anfangsbuchstaben der einzelnen Wörter sind dabei auch die Anfangsbuchstaben der Planeten: Merkur, Venus, Erde, Mars, Jupiter, Saturn, Uranus, Neptun. Im Zentrum der Planetenkonstellation steht die Sonne. Aber warum ist das so? Hierzu ein kleines Experiment.



Befülle eine Schale mit Wasser und stelle sie auf den Tisch. Gib nun etwas grob gemahlene Pfeffer hinzu. Beschreibe deine Beobachtung.

Bringe nun das Wasser mit Hilfe eines Stabes oder Stiftes gegen den Uhrzeigersinn in Drehung. Beschreibe auch hier deine Beobachtung.

Ähnlich wie bei diesem Experiment hat sich aus einer Gas- und Staubwolke, die sich zu drehen begann, unser Sonnensystem gebildet. Die Materie verdichtete sich dabei immer mehr und so formte sich in der Mitte zuerst die Sonne. Nach aktuellen Studien folgte recht schnell der riesige Planet Jupiter, der den inneren Bereich des Planetensystems mit seiner enormen Schwerkraft wie ein gigantischer, kosmischer Staubsauger leerfegte. So ist auch zu erklären, warum die inneren Planeten relativ klein sind und wir nicht gezwungen sind auf einer riesigen Supererde zu leben. Das wäre im Übrigen, wegen der dann viel größeren Anziehungskraft, gar nicht in der uns bekannten Weise möglich! In diesem Sinne kann es durchaus sein, dass wir die Möglichkeit, auf unserer Erde zu leben, zu einem großen Teil der Anziehungskraft von Jupiter verdanken.

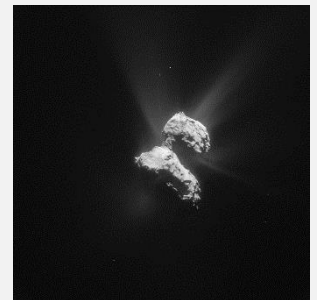


Die Schwerebeschleunigung g an der Oberfläche eines Körpers mit Masse M und Radius R kann man mit der Formel $g = \frac{G \cdot M}{R^2}$ berechnen. Leite diese Formel aus dem Gravitationsgesetz her.

Die Schwerebeschleunigung von Jupiter beträgt an seiner Oberfläche ca. $g_{\text{Jupiter}} \approx 23 \frac{m}{s^2}$. Nenne Gründe, warum man diesen Wert nicht direkt mit dem Wert für die Erde vergleichen kann.

Der Exoplanet Gliese 876 d hat nach aktuellen Messungen eine Masse von etwa 7 Erdmassen und ist ca. 1,5 Erdradien groß. Berechne den Wert der Schwerebeschleunigung auf der Oberfläche des Planeten. Welche Bedeutung hätte es für das Leben auf der Erde, wenn die Erdbeschleunigung so groß wäre wie auf Gliese 876 d?

Im März 2004 startete die Sonde Rosetta vom europäischen Weltraumbahnhof in Kourou und begab sich auf eine zehn Jahre dauernde Reise zum Kometen „Tschuri“. Dort setzte sie im November 2014 den kleinen nur etwa 100 kg leichten Kometenlander Philae ab. Die Mission war aus vielen Gründen extrem herausfordernd. Ein Aspekt war die äußerst geringe Schwerkraft des Kometen. Dieser ist nur etwa ca. 4 km × 3,5 km × 3,5 km groß. Seine Form erinnert ein wenig an die einer Badeente. Der Komet ist so klein, dass Philae dort nur so viel wie ein vier Gramm schweres DIN-A4 Blatt Papier auf der Erde wiegt.



Bestimme mit den Angaben im Text die Schwerebeschleunigung des Kometen Tschuri und dessen ungefähre Masse.

Für Brainies: Fluchtgeschwindigkeiten

Um die Erde in einem geschlossenen, kreisförmigen Orbit zu umkreisen, benötigt ein Satellit eine bestimmte Geschwindigkeit. Die Zentripetalkraft ist dann gerade gleich der Gravitationskraft, also $m \cdot \frac{v_1^2}{r} = G \frac{m \cdot M}{r^2}$. Durch Umstellen nach der Geschwindigkeit erhält man: $v_1 = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}}$. Um das Gravitationspotential der Erde verlassen zu können, müssen Raumsonden jedoch noch etwas schneller fliegen. Ihre Kinetische Energie muss dann so groß sein, dass die potentielle Energie im Gravitationsfeld überwunden werden kann, also $\frac{1}{2} m \cdot v_2^2 = \frac{G \cdot m \cdot M}{r} \Rightarrow v_2 = \sqrt{\frac{2G \cdot M}{r}} = \sqrt{2} \cdot v_1$.

☞ Achtung: Niemals mit dem bloßen Auge oder technischen Hilfsmittel (z.B. Lupe o.Ä.) in die Sonne blicken. Die Augen können dadurch sehr schwer geschädigt werden.



Jupiter ist so groß, dass Du ihn nachts sehr gut mit einem einfachen Fernglas beobachten kannst. Im Internet findest Du Angaben zur Sichtbarkeit verschiedener Himmelsobjekte, auch der ISS und anderer künstlicher Satelliten. Im Folgenden kannst Du mit Hilfe des Internetportals DLR_next Steckbriefe der Sonne und der Planeten erstellen. Als spannende Ergänzung empfehlen wir aber auch selbst mal einen Blick in den Nachthimmel zu werfen! Dort gibt es übrigens noch viel Neues und bislang unerklärtes zu entdecken. Ein Beispiel:

Die Sonne dreht sich an ihrem „Äquator“ in etwa 25 Tagen um sich selbst. In den südlichen und nördlichen Regionen dauert die Rotation mit 31 Tagen allerdings deutlich länger. Die Ursachen dieser so genannten differentiellen Rotation, welche auch bei den Gasplaneten beobachtet werden kann, sind noch nicht vollständig geklärt. Folgende Fragen kannst Du aber selbst beantworten:

1. Warum leuchten Kometen und wie entsteht ihr Schweif?
2. Was sind Asteroiden und warum sind sie „potentielle Killer“?
3. Welche Besonderheiten herrschen bezüglich Wetter und Atmosphäre auf dem Mond?
4. Wie entsteht eine Sternschnuppe?
5. Warum ist es für uns Menschen wichtig, die Planeten des Sonnensystems zu erforschen?

Starte auf <https://www.dlr.de/next> die virtuelle Reise durch das Sonnensystem. Fülle damit die folgenden Steckbriefe aus.

Merkur

Mittlere Entfernung von der Sonne:

Oberflächentemperatur:

Aufbau:

Venus

Mittlere Entfernung von der Sonne:

Oberflächentemperatur:

Atmosphäre und Wetter:

Erde

Mittlere Entfernung von der Sonne:

Oberflächentemperatur:

Atmosphäre und Wetter:

Mars

Mittlere Entfernung von der Sonne:

Oberflächentemperatur:

Monde:

Jupiter

Mittlere Entfernung von der Sonne:

Mittlerer Durchmesser:

Aufbau:

Saturn

Mittlere Entfernung von der Sonne:

Aufbau:

Wichtigste Monde:

Uranus

Mittlere Entfernung von der Sonne:

Atmosphäre:

Besonderheit der Rotationsachse und Folgen:

Neptun

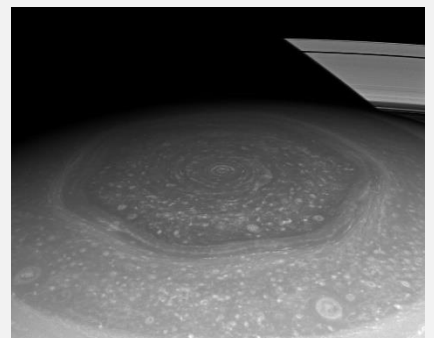
Mittlere Entfernung von der Sonne:

Umlaufdauer:

Atmosphäre:

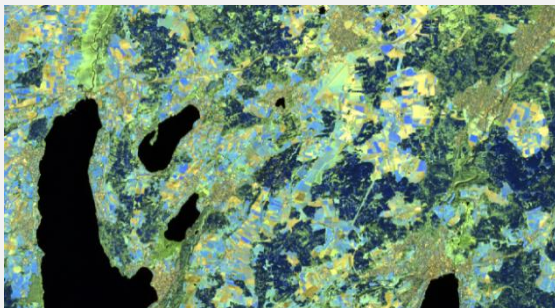
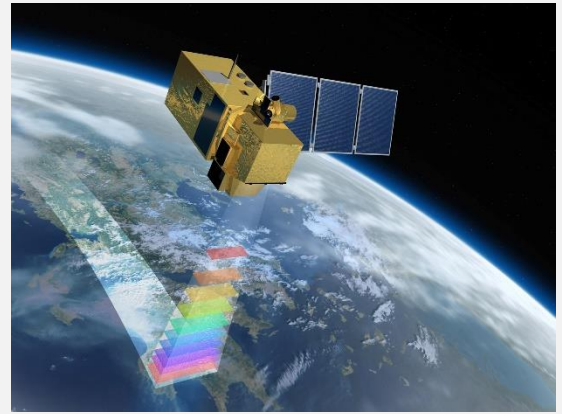
Für Brainies:

Die Sonde Cassini lieferte beeindruckende Bilder von einem Sturm auf dem Saturn. Der Sturm hat die Form eines Sechsecks. Ein bisher ungelöstes Phänomen. Sein Durchmesser beträgt ca. 30.000 km und die Geschwindigkeit bis zu 320 km/h. In dem Sechseck entstehen kleine Wirbel, die in die entgegengesetzte Richtung des Sturms rotieren und dabei einen Durchmesser von bis zu 3.500 km erreichen.



II. Angewandte Satellitenfernerkundung

Bei der Fernerkundung sammelt man Informationen über die Erde durch berührungslose Messung und Interpretation der von ihr ausgehenden (Energie-) Felder. Die Informationen über die Erde kann man der reflektierten oder direkt ausgesendeten Strahlung entnehmen. Als Messplattformen kommen neben Flugzeugen vor allem Satelliten, welche die Erde in viel größerer Höhe umkreisen, zum Einsatz. Für Europa – und die ganze Welt – von großer Bedeutung ist das Fernerkundungsprogramm Copernicus, welches eine Vielzahl an Informationen zu umwelt- und sicherheitsrelevanten Fragestellungen liefert. Sentinel-2 A & B sind zwei kürzlich gestartete Fernerkundungssatelliten dieses Programms und liefern sehr hoch aufgelöste Daten der Erdoberfläche. Sie sind so ausgelegt, dass sie nahezu die gesamte Erdoberfläche in nur fünf Tagen einmal komplett auf ihren Bildern erfassen können.



Fernerkundung funktioniert im Prinzip ähnlich wie das menschliche Sehen. Das Auge sammelt kontaktlos Informationen über die Farbe und Form von Objekten. Dies ist möglich, da die Sonne Licht auf die Erde sendet, welches alle Regenbogenfarben beinhaltet. Jede Oberfläche reflektiert einen unterschiedlichen Anteil der Strahlung, welchen unsere Augen dann aufnehmen. Mit Hilfe der Rezeptoren auf unserer Netzhaut ist es uns möglich unterschiedliche Farben

wahrzunehmen. Auch die Fernerkundungssatelliten „sehen“ nach einem ähnlichen Prinzip. Sie können allerdings neben den mit dem menschlichen Auge sichtbaren Farben zusätzlich andere für uns unsichtbare Teile des Sonnenlichts „sehen“ und uns so noch mehr Informationen über die Erdoberfläche zugänglich machen.

Derzeit existiert eine Vielzahl an unterschiedlichen Satellitensystemen, welche aus dem All Informationen über die Erde sammeln und uns so beispielsweise bei der Einschätzung von Naturkatastrophen helfen. Da die Satelliten im All eine große Fläche immer wieder beobachten, können beispielsweise bei einem Waldbrand schnell und aus sicherer Entfernung die Ausmaße der Feuer bestimmt werden. Auch bei Überflutungen liefern Satelliten wertvolle Informationen, die dabei helfen, Rettungseinsätze vor Ort besser zu koordinieren. Beispielsweise kann man überflutete Straßen auf den Satellitenbildern gut identifizieren kann und so eine bessere Einschätzung der Situation erhalten.

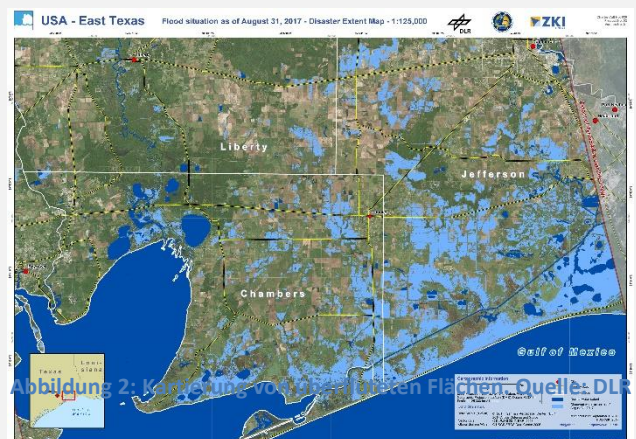


Abbildung 2: Kartierung von überfluteten Flächen, Quelle: DLG

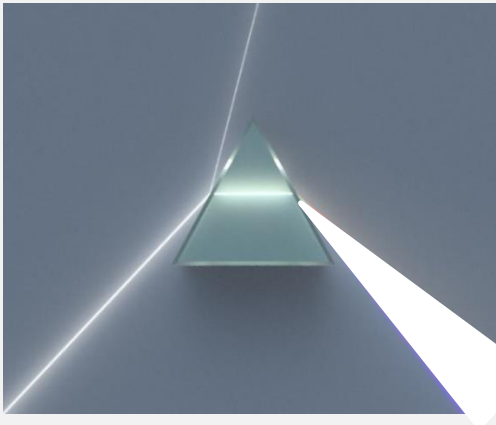
Die folgenden Seiten sollen Dir mit vielen Experimenten dabei helfen, zu verstehen, wie die Satellitenfernerkundung funktioniert. Am Ende wirst Du sogar in der Lage sein, mit echten, aktuellen Satellitendaten Umweltkatastrophen zu kartieren und Bilder Deiner Heimatregion zu erstellen. Zuvor ist es aber wichtig, sich erst einmal mit den physikalischen Grundlagen auseinanderzusetzen.

1. Farben und Farbmischung

a) Wie entsteht ein Farbbild

Das für unser Auge weiß erscheinende Sonnenlicht beinhaltet das Licht aller Farben. Man kann dies beispielsweise bei einem Regenbogen beobachten. Hier wird durch Lichtbrechung an Wassertröpfchen in der Atmosphäre das weiße Sonnenlicht in dessen Spektralfarben aufgespalten.

Künstlich lässt sich das Sonnenlicht oder das Licht einer ähnlichen Lichtquelle mit Hilfe eines Glasprismas aufspalten:



Zeichne in die nebenstehende Abbildung ein, in welche Farben das weiße Licht mittels Prisma zerlegt wird. Beachte die richtige Reihenfolge! Recherchiere, welche Farbe die größte und welche die kleinste Wellenlänge repräsentiert. Gib jeweils den Wellenlängenbereich an.

Leitet man eine beliebige, reine Spektralfarbe erneut durch ein Prisma, so kann diese nicht weiter zerlegt werden. Man nennt diese einzelnen Anteile des Sonnenlichts auch reine Farben.

b) Additive und Subtraktive Farbmischung

Das Sonnenlicht erscheint also für das menschliche Auge weiß, ist aber tatsächlich eine Mischung aus Licht verschiedener Farben. Als Farbmischung bezeichnet man die Herstellung einer Mischfarbe durch Mischen von zwei oder mehreren Ausgangsfarben. Die Erzeugung einer Mischfarbe kann nach zwei Prinzipien erfolgen:

- Die **additive Farbmischung** ist die Überlagerung von Licht mehrerer Lichtquellen mit verschiedenen Farben. Die Grundfarben Rot (R), Grün (G) und Blau (B) ergeben weiß. (RGB-System)
- Die **subtraktive Farbmischung** erfolgt, wenn man aus dem Licht einer Lichtquelle bestimmte Farben des Lichts entfernt. In der Technik werden häufig die Farben Cyan, Magenta und Gelb genutzt.

Um die beiden Farbmischungen und vor allem die für die Fernerkundung wichtige additive Farbmischung zu verstehen eignen sich die folgenden Versuche:

- 1) Versuch zur additiven Farbmischung: Befestige je eine Filterfolie vor der eingeschalteten Lampe eines Handys und strahle damit eine helle Oberfläche an. Vervollständige damit die fehlenden Einträge:

Blau + Rot = _____	Grün + Blau + Rot = _____
Blau + Grün = _____	Grün + Rot = _____

- 2) Versuch zur subtraktiven Farbmischung: Lege abwechselnd verschiedene Filterfolien auf eine helle Oberfläche (beispielsweise weiß leuchtender Handybildschirm) und vervollständige die folgenden Einträge:

Cyan + Magenta = _____	Gelb + Cyan + Magenta = _____
Cyan + Gelb = _____	Gelb + Magenta = _____

Die subtraktive und die additive Farbmischung finden in unterschiedlichen Gebieten unseres Alltags Anwendung. Nenne je zwei Beispiele aus unserem Alltag für die additive und die subtraktive Farbmischung:

Additive Farbmischung: _____

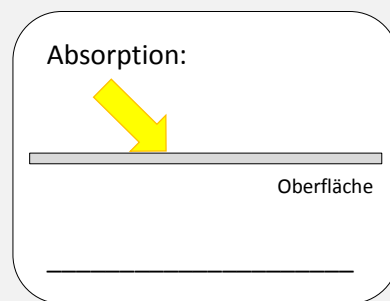
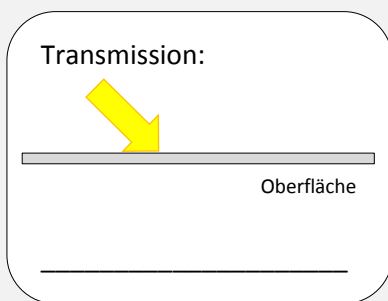
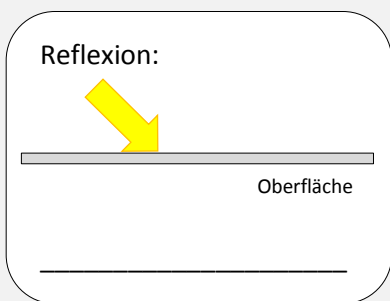
Subtraktive Farbmischung: _____

c) Reflexion – Transmission – Absorption

Strahlung kann auf verschiedene Arten mit Materie wechselwirken:

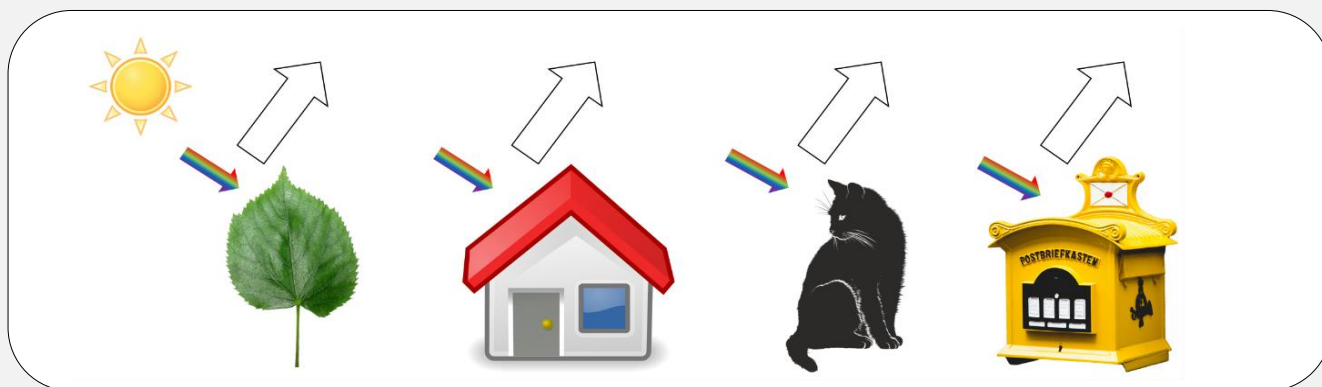
- Unter **Reflexion** versteht man das komplette Zurückwerfen der einfallenden Strahlung.
- Die **Transmission** bezeichnet den Durchgang von Strahlen durch ein Medium ohne, dass die Eigenschaften der Strahlung verändert werden.
- Die **Absorption** beschreibt die Aufnahme von Strahlung durch einen Körper.

Stelle die drei Möglichkeiten, wie Licht mit einem Objekt wechselwirken kann, grafisch dar und nenne jeweils ein Materialbeispiel.



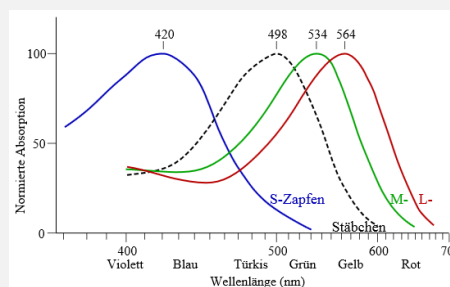
Betrachtet man das Sonnenlicht als Zusammensetzung aus Licht aller Farben, kann man damit nachvollziehen, warum uns Oberflächen in verschiedenen Farben erscheinen. Ein grünes Blatt, beispielsweise, sehen wir in der Farbe Grün, da es in erster Linie das rote und das blaue Licht der Sonne absorbiert. Die Energie des blauen und roten Lichts wird dabei zur Photosynthese genutzt. Das grüne Licht wird (zumindest teilweise) reflektiert und kann von unseren Augen aufgenommen werden. Die Farbe einer Oberfläche wird also immer durch diejenigen Farben bestimmt, welche besonders stark von ihr reflektiert werden.

Zeichne in die Pfeile die reflektierten RGB-Anteile des einfallenden Sonnenlichts ein.



📖 Für Brainies:

Die additive Farbmischung nutzt man auch bei Farbd Displays. Dabei sind die einzelnen Lichtquellen (Pixel) des Bildschirms so klein und liegen so nahe beieinander, dass sie von unserem Auge nicht mehr einzeln aufgelöst werden können. Wir nehmen daher Mischfarben mehrerer Punkte zusammen wahr, sodass ein farbiges Bild entsteht. Die Rezeptoren unserer Netzhaut können übrigens ebenfalls keine Mischfarben sondern nur Blau, Grün und Rot unterscheiden. Die schöne Bunte Welt, welche wir scheinbar wahrnehmen, entsteht erst in unserm Gehirn, wo die Nervenreize überlagert werden.



2. Sehen wie ein Satellit (1): Was unsere Augen im All sehen könnten

a) Echtfarbenbilder

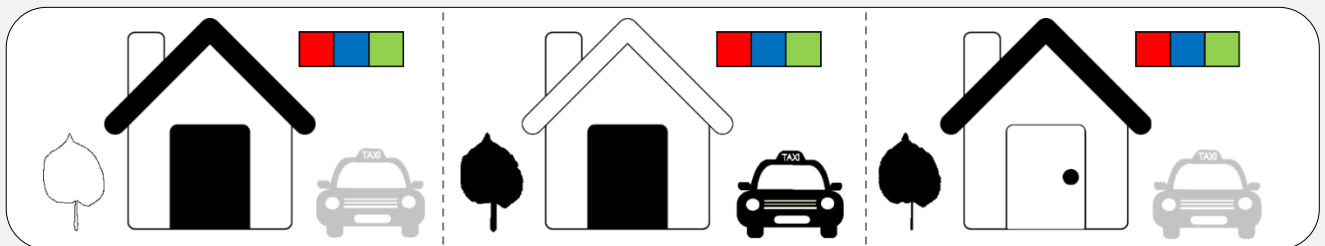
Ähnlich wie das menschliche Auge „sieht“ auch ein Fernerkundungssatellit die Umgebung nicht in gemischten Farben, sondern misst die Reflexionen einzeln im Blauen, Grünen und Roten und zusätzlich noch in für uns unsichtbaren Wellenlängenbereichen, wie Infrarot oder Ultraviolett.

Dabei wird in jedem Spektralbereich (bzw. jeder „Farbe“), den ein Fernerkundungssensor aufnimmt, ein eigenes Bild gespeichert, das aus Grautönen besteht. Man nennt dies auch Grauwertbild. Reflektiert eine Fläche sehr viel Licht eines Spektralbereichs, beispielsweise grün, erscheinen die Flächen auf dem Grauwertbild des zugehörigen, in diesem Fall des grünen, Kanals besonders hell. Flächen die wenig bis kein grünes Licht reflektieren, erscheinen im Grauwertbild grau bis schwarz. Die Anzahl der „Farben“ (auch unsichtbare!) die ein Sensor „sehen“ kann, bestimmt seine sogenannte spektrale Auflösung. Je mehr Kanäle ein Sensor hat, je mehr Spektralfarben er also sieht, desto höher ist die spektrale Auflösung.

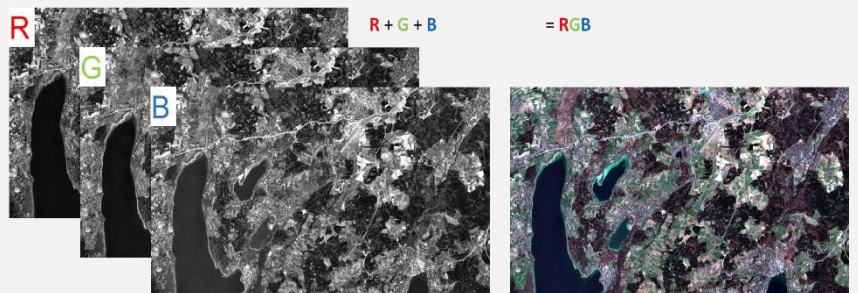


Um aus den Grauwertbildern eines Satelliten ein Bild zu erhalten, das so aussieht, wie man es selbst aus dem All sehen würde, müssen die Bilder der Spektralbereiche Rot, Grün und Blau übereinandergelegt werden. Die additive Mischung der Informationen ergibt so ein Bild, wie wir es kennen.

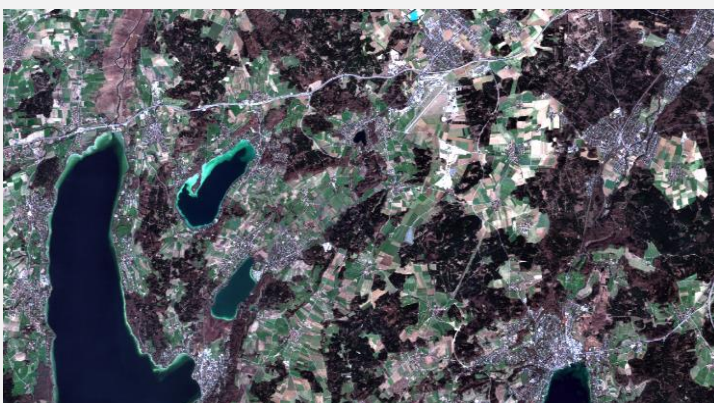
Die Skizze zeigt drei Grauwertbilder, aufgenommen in den Kanälen Rot, Grün und Blau. Ordne den Grauwertbildern die richtigen Farbkanäle zu:



Bei Satellitenbildern nennt man ein so zusammengestelltes Bild „RGB-Echtfarbenbild“. Die Abbildung zeigt dir die Entstehung eines RGB-Echtfarbenbildes aus den einzelnen Grauwertbildern. Es zeigt eine Gegend südöstlich von München.



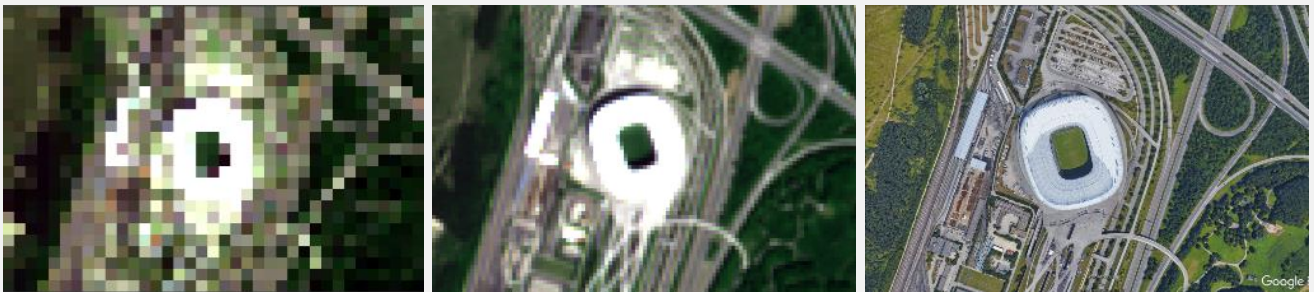
Auf einem solchen RGB-Echtfarbenbild ist es uns möglich, Oberflächen anhand von ganz bestimmten Eigenschaften voneinander zu unterscheiden. Nenne mindestens drei Eigenschaften, durch welche man zum Beispiel Vegetation von anderen Oberflächen unterscheiden kann.



Oft fällt es dem menschlichen Auge allerdings schwer, farblich ähnliche, vor allem dunkle, Landoberflächen korrekt voneinander zu unterscheiden. Beispielsweise haben die Seen im Bild eine ähnliche Farbe wie die Waldflächen. Allein anhand der Farbe ist es daher nur schwer möglich, Oberflächen richtig zu klassifizieren.

b) Räumliche Auflösung

Die sogenannte räumliche Auflösung gibt an, wie gut Fernerkundungssensoren verschiedene Objekte auf der Erde räumlich voneinander trennen können. Die Kantenlänge eines Bildpixels (kleinste Informationseinheit) entspricht dann einer bestimmten Länge in der realen Welt. Die folgende Abbildung zeigt jeweils eine Aufnahme der Allianzarena in München, aufgenommen von unterschiedlichen Sensoren mit unterschiedlichen räumlichen Auflösungen. Während es im linken Bild schwerfällt, das Fußballstadion zu erkennen, ist es im rechten Bild ganz einfach. Je höher die räumliche Auflösung, bzw. je kleiner die Kantenlänge eines Bildpixels in der Realität ist, desto besser können einzelne Objekte im Bild erkannt werden. Während im linken Bild mit einer Auflösung von 30 m nur unterschiedliche Farben zu erkennen sind, lässt die mittlere Abbildung mit einer Auflösung von 10 m bereits ein Fußballstadion, umgeben von Parkplätzen und Straßen, erahnen. Erst im rechten Bild mit einer Auflösung unter einem Meter sind auf den Parkplätzen und Straßen auch einzelne Autos und einzelne Bäume erkennbar.



Je mehr Bildpunkte ein Sensor erfasst, desto mehr Informationen können auf der Aufnahme abgebildet werden.

Die Optik des Sensors, welcher die untenstehende Abbildung aufgenommen hat, hat einen Aufnahmewinkel von 120° und befand sich zum Zeitpunkt der Aufnahme auf einer Höhe von 900 m über Grund. Der Chip hat 2304×1536 Pixel. Berechne die Auflösung eines Pixels des Bildes in Metern.

Du möchtest mit dem Sensor die Stadt München (Nord-Süd-Ausdehnung: 20,7 km; Ost-West-Ausdehnung: 26,9 km) in einem Bild sehen können. In welcher Höhe müsste sich der Sensor dazu mindestens befinden?

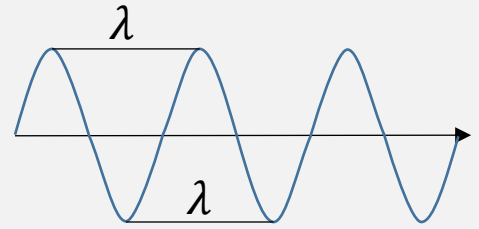


📖 Für Brainies: Die räumliche Auflösung von Satelliten wird bereits bei der Missionsplanung, also der Überlegung, welche Eigenschaften der Satellit untersuchen soll, festgelegt. Möchte man beispielsweise die Entwicklung von Städten beobachten, muss der Sensor über eine hohe räumliche Auflösung von wenigen Metern Pixellänge verfügen, da man nur so in den Bildern einzelne Häuser identifizieren kann. Möchte man hingegen die Entwicklung der Küstenlinie für ganz Europa über mehrere Jahrzehnte untersuchen, ist es ausreichend, wenn der Sensor über eine geringere Auflösung von 10-50 m verfügt, da sich in vielen Küstenabschnitten der Tidenbereich über mehrere Meter erstreckt.

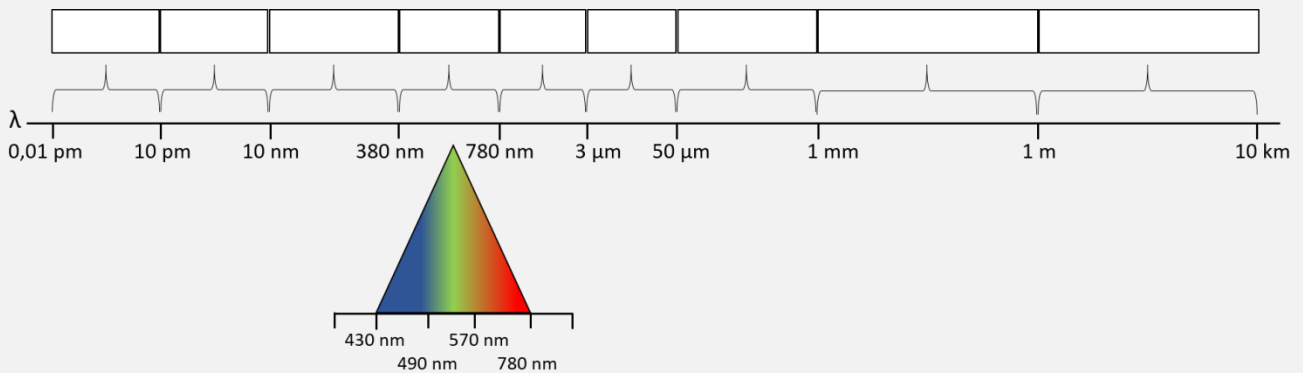
3. Sehen wie ein Satellit (2): Informationen aus dem Unsichtbaren

a) Elektromagnetisches Spektrum

Die Ausbreitung elektromagnetischer Strahlung wird im Wellenmodell physikalisch richtig beschrieben. Als Wellenlänge (λ) einer periodischen Welle bezeichnet man den kleinsten Abstand zweier Punkte gleicher Phase der Welle. Zwei Punkte haben die gleiche Phase, wenn sie im zeitlichen Ablauf dieselbe Auslenkung und die gleiche Bewegungsrichtung haben. Besonders einfach kann man die Wellenlänge auch als Abstand zwischen zwei benachbarten Wellenbergen bzw. -tälern beschreiben.



Die Strahlung der Sonne wird anhand der jeweiligen Wellenlänge in verschiedene Bereiche unterteilt. Das Intensitätsmaximum der Strahlung liegt bei etwa $\lambda=500$ nm (blau-grünes Licht), auf welches sich auch das menschliche Auge angepasst hat. Man bezeichnet den vergleichsweise kleinen Bereich von $\lambda=400$ nm (violett) bis $\lambda=750$ nm (rot) als sichtbares Licht (englisch: Visible (VIS)). Neben diesem enthält das Sonnenlicht auch die ultraviolette, Röntgen- und Gamma-Strahlung sowie das Nahe (NIR), Mittlere (MIR) und Ferne (FIR) Infrarot. Auch die Mikrowellen sind Teil des elektromagnetischen Spektrums. Trage die einzelnen Strahlungsarten



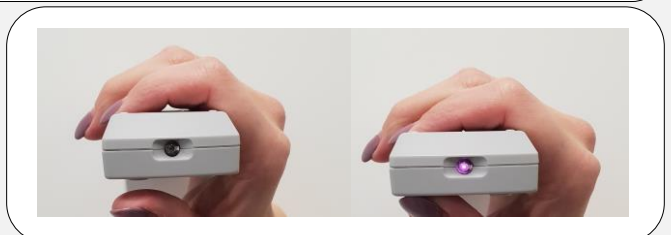
passend zur Wellenlänge in die freien Kästen ein.

Die verschiedenen Bereiche des elektromagnetischen Spektrums werden neben der Wellenlänge auch anhand der Frequenz unterschieden. Da die Ausbreitungsgeschwindigkeit c (Lichtgeschwindigkeit: $c = 299\,792\,458 \frac{m}{s}$) elektromagnetischer Wellen in Luft nahezu unabhängig von der Wellenlänge ist, sind die Wellenlänge λ und die Frequenz f indirekt proportional zueinander:

$$c = \lambda \cdot f$$

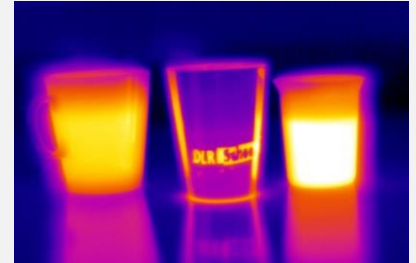
Berechne die Frequenzen für sichtbares Licht mit den Farben Rot, Grün und Blau und den Frequenzbereich der Mikrowellenstrahlung.

Für unsere Augen ist bis auf das sichtbare Licht alle übrigen Anteile des elektromagnetischen Spektrums unsichtbar. Mit einer einfachen Digitalkamera (Webcam oder Kamera von vielen Handys) kann man jedoch auch nahes Infrarot, welches beispielsweise bei Fernbedienungen verwendet wird, sichtbar machen.



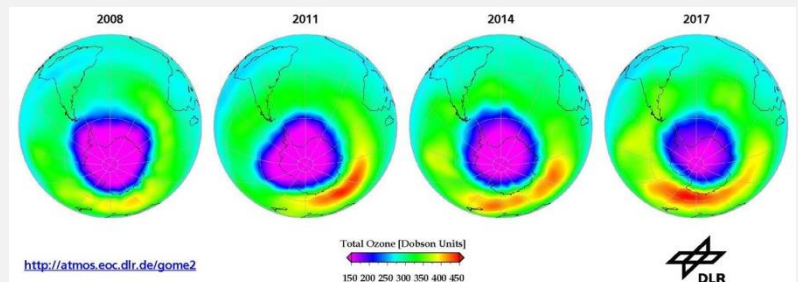
Untersuche die Strahlung einer Infrarotfernbedienung mit Deinem Smartphone. Verdunkle dazu den Raum und sieh Dir an, wie unterschiedliche Objekte (z.B. verschiedenfarbige Stifte, Pflanzen, Flüssigkeiten) die Infrarotstrahlung reflektieren bzw. absorbieren. Notiere Deine Beobachtungen.

Digitalkameras können lediglich einen sehr kleinen Bereich der nahen Infrarotstrahlung (bis etwa 1000 nm) sichtbar machen. Als Wärmebildkameras eignen sie sich nicht, da die zugehörige thermale Infrarotstrahlung eine etwa zehnmal so große Wellenlänge (um 10 μm) hat. Speziell für diesen Zweck gebaute Wärmebildkameras werden beispielsweise von der Feuerwehr oder im Gebäudemanagement eingesetzt. In der Fernerkundung werden Thermalsensoren beispielsweise zur Identifizierung von Bränden auf der Erde oder zur Untersuchung von Wolken genutzt.



Auch die UV-Strahlung ist für den Menschen unsichtbar und dennoch von großer Bedeutung. Sie ist einerseits wichtig für den Organismus, beispielsweise bei der Produktion von Vitamin-D. In zu großen Mengen (und die sind sehr schnell erreicht!) ist sie jedoch äußerst gefährlich und Ursache von Hauterkrankungen bis hin zu Hautkrebs. Dagegen hilft angepasste Kleidung, entsprechendes Verhalten und Sonnencreme

Ein natürlicher UV-Filter ist die Ozonschicht in der Atmosphäre in etwa 10 bis 50 km Höhe. Ohne diese schützende Hülle wäre das Leben, wie wir es kennen, auf der Erde unmöglich. In den letzten Jahrzehnten wurde die Ozonschicht durch menschliche Einflüsse zunehmend dünner.



Vor allem der unkontrollierte Ausstoß von FCKW-Gasen (Fluorchlorkohlenwasserstoff), welche den Zerfall der Ozonmoleküle (O_3) beschleunigen, führte zu dem aus den Medien bekannten *Ozonloch*. Durch ein internationales Emissionsverbot im Jahre 1987 regeneriert sich die Ozonschicht langsam wieder. Die Dicke der Ozonschicht wird in sogenannten Dobson-Units (DU) angegeben und vom Boden aber vor allem auch von Satelliten aus gemessen.

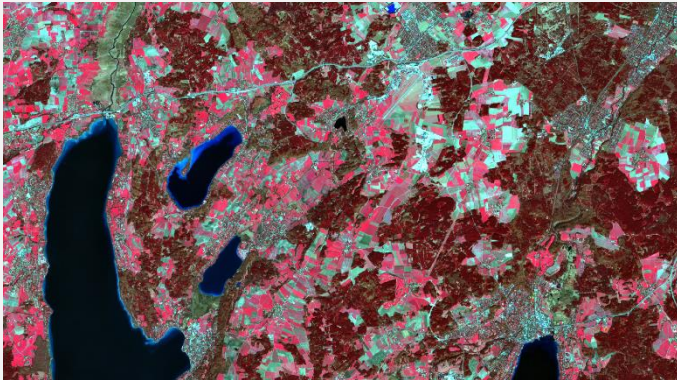
UV-Strahlung kann man mit Hilfe von fluoreszierenden Materialien nachweisen. Als Quelle für UV-A Strahlung können Schwarzlichtlampen verwendet werden. Untersuche damit unterschiedliche Materialien (z.B. Geldscheine, Tonic Water, Vollwaschmittel...). Finde (mindestens) drei fluoreszierende Materialien.

Vorsicht: Nie direkt mit dem ungeschützten Auge ins Schwarzlicht blicken!

📖 Für Brainies: Die Entdeckung des UV-Lichts geht auf den deutschen Naturwissenschaftler Johann Wilhelm Ritter (1776-1810) zurück. Ritter war einer der Begründer der Elektrochemie und erfand um 1800 den ersten Akkumulator. Die Entdeckung der UV-Strahlung geht zurück auf Experimente zur Schwärzung von Silbersalzen durch Sonnenlicht. Vor allem die Strahlen jenseits des violetten Wellenlängenbereichs schwärzen Silberchloridpapier sehr effektiv. Ritter nannte die Strahlen erst „de-oxidierende Strahlen“, was vor allem die chemische Wirkungskraft hervorheben sollte. Bis in das 19. Jahrhundert wurden die UV-Strahlen auch als Chemische Strahlung bezeichnet.

b) Vegetationsanalysen

Wie sich bereits gezeigt hat, ist ein RGB-Echtfarbenbild nur bedingt geeignet, um vor allem dunkle Landoberflächen voneinander zu unterscheiden. Beispielsweise sind dichte Wälder ähnlich dunkel wie Gewässerflächen, sodass eine Unterscheidung nur durch die Farbe nicht möglich ist. Daher sind die meisten



Fernerkundungssensoren auch für unsichtbare Wellenlängenbereiche empfindlich. Vor allem das nahe Infrarot (NIR), welches unmittelbar an den Roten Spektralbereich anschließt, ist für Landschaftsanalysen von besonderer Bedeutung. Nebenstehend siehst du ein sogenanntes NIR-Falschfarbenbild, welches dem Bild auf Seite 4 entspricht. Hier werden nicht die vom Satelliten gemessenen Reflexionen im sichtbaren blauen, grünen und roten Wellenlängenbereich

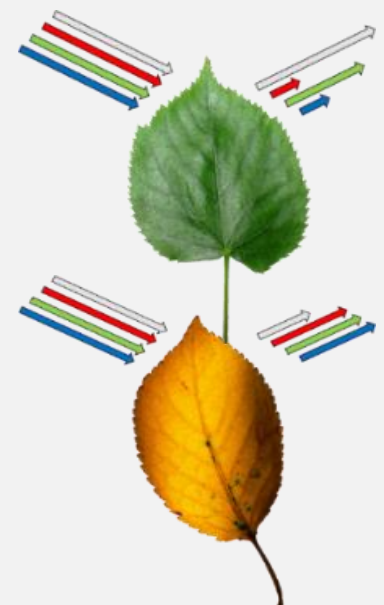
miteinander gemischt, sondern die im Grünen und Roten sowie im NIR zu einem Falschfarbenbild kombiniert. In diesem Bild wurden die Reflexionen im NIR in roter Farbe dargestellt. Falschfarbenbilder zeigen demnach die Landbedeckungen in „falschen“ Farben im Vergleich zu dem, was das menschliche Auge wahrnimmt.

Gib an, welche Art Landoberfläche in einem NIR-Falschfarbenbild besonders rot (also eigentlich „infrarot“) erscheint.

Gesunde Vegetation absorbiert sichtbares Sonnenlicht zum Großteil, um damit bei der Photosynthese Energie zu gewinnen. Strahlung im nahen Infraroten (NIR) Spektralbereich hingegen trägt nicht zur Photosynthese bei und wird fast vollständig reflektiert. Dieser Effekt ist nach seinem Entdecker Robert Williams Wood als sogenannter Wood-Effekt bekannt. Bei der Infrarotfotografie wird er für besonders stimmungsvolle Bilder genutzt. Gesunde Blätter erscheinen im NIR strahlend weiß, ähnlich wie Schnee im sichtbaren Licht. Dies liegt daran, dass die Infrarotstrahlung das Blattgrün (Chlorophyll) durchdringt und an den vielen Zellwänden im Inneren des Blatts in alle Richtungen gestreut wird.



Vitale Vegetation zeichnet sich demnach aus durch eine sehr starke Reflexion der Sonnenstrahlung im NIR und eine sehr schwache Reflexion im sichtbaren Bereich, vor allem von blauem und rotem Licht. An diesem für gesunde Pflanzen typischen Reflexionsverhalten kann man Vegetation auf einem NIR-Falschfarbenbild auch besonders gut erkennen. Nimmt der Wassergehalt einer Pflanze, beispielsweise durch zu hohe Temperaturen, ab, ändern sich auch ihr Absorptions- und Reflexionsverhalten. Während nun zwar immer noch der Großteil des einfallenden roten und blauen Lichts absorbiert wird, da die Pflanze noch immer Photosynthese betreiben kann, nimmt sie nun auch einen Teil der NIR Strahlung auf. Ist die Vegetation hingegen vollständig ausgetrocknet, so ist im sichtbaren Spektrum nun nicht mehr das typische Absorptionsverhalten zu erkennen.

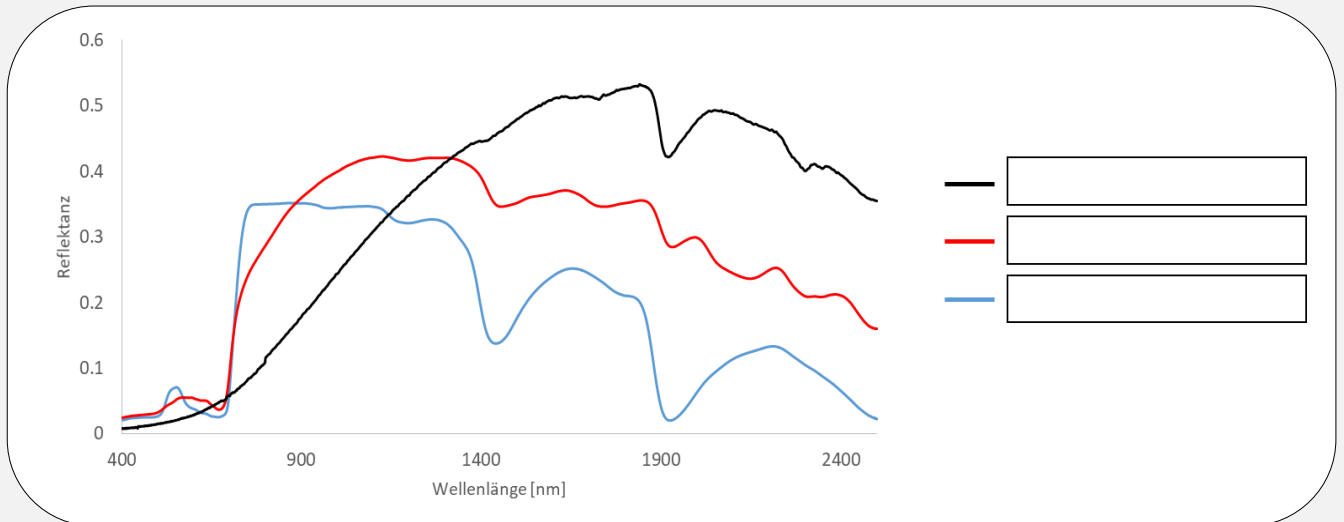


Als Maß dafür, wie „gut“ eine Oberfläche Strahlung mit bestimmter Wellenlänge reflektiert, steht deren so genannte Reflektanz ρ . Diese gibt an, welcher Anteil der Strahlung einer bestimmten Wellenlänge an der Oberfläche reflektiert wird:

$$\rho = \frac{P_r}{P_0}$$

Dabei ist P_0 die einfallende Leistung und P_r die reflektierte Leistung.

Im Diagramm sind die Reflexionsspektren von unterschiedlich vitaler Vegetation in Abhängigkeit von der Wellenlänge dargestellt. Markiere auf der Achse der Wellenlänge die Bereiche „sichtbares Licht“ und „Infrarot“. Ordne den Spektren die Vegetationsstufen „vitale Vegetation“, „austrocknende Vegetation“ und „trockene Vegetation“ zu

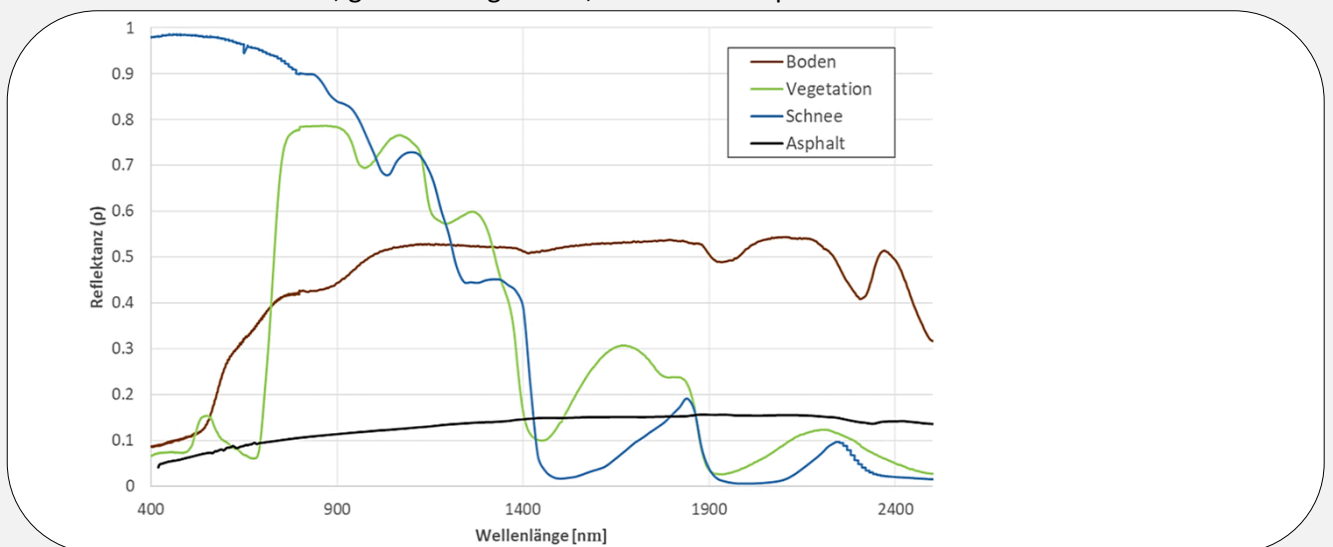


Um vom Satelliten aus die Vitalität der beobachteten Vegetation zu messen, nutzt man ihr charakteristisches Reflexionsverhalten. Vereinfacht wird dies durch die Verwendung von Kennzahlen, so genannten Indizes. Diese werden in der Fernerkundung genutzt, um unterschiedliche Landoberflächen anhand ihres jeweiligen typischen Reflexionsverhaltens voneinander zu unterscheiden. Einer der bekanntesten Indizes ist der sogenannte NDVI (Normalisierter Differenzierter Vegetationsindex). Dabei nutzt man die Tatsache, dass Blätter gesunder Pflanzen das sichtbare Licht, vor allem in den Farben Rot und Blau, zur Photosynthese fast vollständig absorbieren, während nahe Infrarotstrahlung fast vollständig reflektiert wird:

$$NDVI = \frac{\rho_{NIR} - \rho_{RED}}{\rho_{NIR} + \rho_{RED}}$$

NDVI	Oberfläche
NDVI < 0	Wasser, Schnee, Wolken
NDVI ≈ 0	Erdboden
0 < NDVI < 0,5	nicht vitale Vegetation
NDVI > 0,7	vitale Vegetation

Die Differenz der Reflektanzen wird zur Normierung auf ein Intervall von -1 bis +1 durch deren Summe geteilt. Ein hoher NDVI nahe 1 steht so für gesunde, vitale Vegetation. Berechne die verschiedenen NDVI-Werte für die Landoberflächen Boden, gesunde Vegetation, Schnee und Asphalt:



4. Auswertung von Satellitenbildern LEOWorks

Im Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Oberpfaffenhofen beschäftigt sich eine Abteilung mit der Analyse von Umweltkatastrophen. Das sog. „Zentrum für satellitengestützte Kriseninformation“ (ZKI) leistet mit einem durchgängig verfügbaren Service eine schnelle Beschaffung, Aufbereitung und Analyse von Satellitenbilddaten bei Natur- und Umweltkatastrophen weltweit und liefert innerhalb weniger Stunden wertvolle Informationen für die Hilfskräfte vor Ort in den Krisengebieten.

Mit Deinem Wissen über Fernerkundung kannst Du nun in die Rolle eines Fernerkundungsexperten am ZKI schlüpfen und Satellitendaten analysieren, welche das Ausmaß einer Naturkatastrophe zeigen.

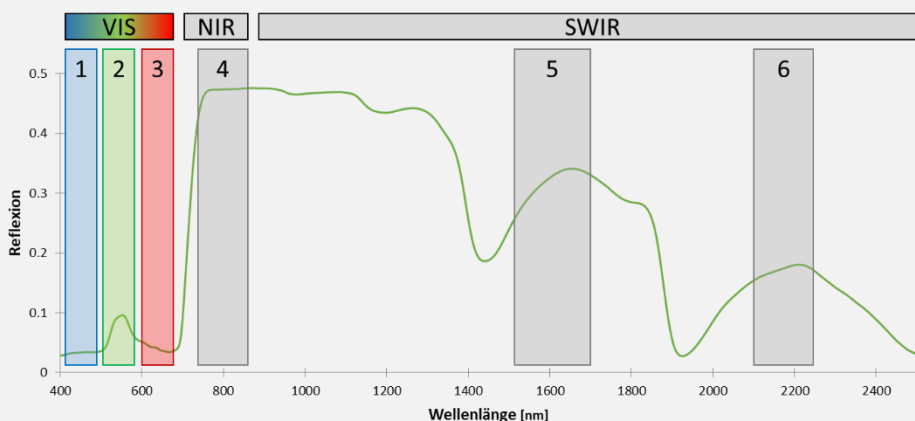
Der Waldbrand bei Nurri auf Sardinien (Italien) am 27.07.2016 hat eine große Fläche betroffen. Viele zuvor auch landwirtschaftlich genutzte Bereiche sind durch das Feuer zerstört worden. Um Hilfen zu beantragen, möchten die Menschen vor Ort wissen, welche Ausmaße das Feuer hatte und wie viele Flächen zerstört wurden. Deshalb wirst Du beauftragt als Experte der Satellitenfernerkundung die verbrannten Waldflächen vom 27.07.2016 zu lokalisieren und zu vermessen.



Zur Auswertung der Daten verwenden wir im Folgenden die Software LEOWorks. Das Programm wurde von der Europäischen Weltraumagentur (ESA) speziell für SchülerInnen entwickelt. Hiermit können Daten von Fernerkundungssensoren betrachtet und analysiert werden. Nach einer Einführung in die Funktionen der Software erfolgt die Kartierung der Waldbrandfläche.

a) Einführung in LEOWorks

Die benötigten Daten werden von der Lehrkraft bereitgestellt. Die Sentinel-2 Szene zeigt einen Ausschnitt um die Zugspitze in den Alpen mit den folgenden Wellenlängenverteilungen (die Zahlen zeigen die jeweiligen Kanäle der Bilder):



Zuerst sollen die Daten geladen und dargestellt werden.

1. Lade die bereitgestellte Szene in LEOWorks.
File → Open → Single File Dataset → Ok → Ok
2. Öffne das erste Band der Szene per Doppelklick. Welche Oberflächen kannst du identifizieren?
Doppelklick auf Bänder, um diese zu öffnen

3. Stelle die Szene als RGB-Echtfarbenbild dar. (Falls ein Bild sehr dunkel erscheint, kannst du mit Hilfe der sogenannten „color Manipulation“ oder dem „interactive stretching“ die Bildqualität verbessern.)

View → New RGB View

Tools → Color Manipulation 

/

Tools → Interactive Stretching


4. Mit verschiedenen Falschfarbenbildern können unterschiedliche Oberflächen hervorgehoben werden, um diese visuell zu analysieren. Erstelle die Falschfarbenkombinationen 5 – 4 – 3 und 4 – 3 – 2. Welche der Kombinationen ermöglicht die Analyse der Oberflächen „offener Boden und Gesteinsflächen“ und welche Kombination die Analyse der Oberfläche „Vegetation“?

View → New RGB View

Vegetation:

offener Boden und Gesteinsflächen:

5. Wie groß ist die Auflösung eines Pixels?


Tools → measure 

6. Suche in der Szene den Eibsee und ermittle dessen ungefähre Fläche.

Tools → measure → area 

Untersuche die Vegetation in der Region mithilfe des Normalisierten Differenzierten Vegetationsindex NDVI.

7. Berechne den NDVI und ermittle typische Werte für die Klassen „Siedlung“, „Gestein“, „Gewässer“, „abgeerntetes Feld“ und „Wald“.

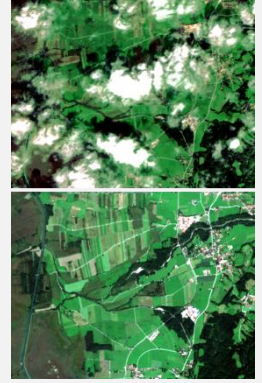
Tools → NDVI → Compute 

8. Wie unterscheidet sich besonders vitale Vegetation von weniger vitalen Vegetation. Finde im Bild Beispiele und Spektren für verschiedene Vegetationsstufen.

Inspect → Spectrum View 

b) Katastrophenkartierung – Bestimmung der Waldbrandfläche von Nurri

Wird das ZKI im Katastrophenfall alarmiert, werden zunächst alle verfügbaren Satellitenbilder der betroffenen Region aus den internen Archiven gesucht. Am einfachsten ist die Identifizierung der Schäden, indem man die Situation unmittelbar vor einer Umweltkatastrophe mit der Situation unmittelbar danach vergleicht. So kann man annehmen, dass die Veränderungen im Bild direkt auf die Umweltkatastrophe zurückzuführen sind. Man muss allerdings bei der Auswahl der Bilder auf eventuelle Wolkenbedeckung achten, da Wolken zwischen dem Erdboden und dem Satelliten für die reflektierte Strahlung nicht durchlässig sind.



Für den Waldbrand bei Nurri am 27.07.2016 stehen zwei Sentinel-2 Szenen, welche die Situation wenige Tage davor (18.07.2016) und kurz danach (28.07.2016) zeigen zur Analyse zur Verfügung.

Zuerst sollen die Szenen dargestellt und eine geeignete Visualisierung gefunden werden.

1. Lade die beiden Szenen in LEOWorks

File → Open → Single File Dataset → Ok → Ok

2. Betrachte zuerst beide Szenen. Untersuche sowohl die einzelnen Bänder, als auch verschiedene Farbkombinationen. Findest du die Brandfläche? (Falls ein Bild sehr dunkel erscheint, kannst du mit Hilfe der „color manipulation“ oder dem „interactive stretching“ die Bildqualität verbessern.)

Doppelklick auf Bänder, um diese zu öffnen

Tools → Color Manipulation  / Tools → Interactive Stretching 

3. Erstelle ein Echtfarbenbild beider Szenen und vergleiche die Situation vor und nach dem Waldbrand.

View → New RGB View

4. Erstelle ein Falschfarbenbild, in dem sich die verbrannten Flächen gut von den nicht verbrannten unterscheiden. Tipp: Überlege dir, welche Oberflächenart von dem Brand besonders stark verändert wird. Welche Kanalkombination ist dafür besonders gut geeignet?

View → New RGB View

Da Waldbrände vor allem die Vegetation verändern, eignet sich der Normalisierte Differenzierte Vegetationsindex, um verbrannte Flächen von nicht betroffenen Flächen zu unterscheiden.

5. Berechne den NDVI für die beiden Szenen vor und nach dem Waldbrand.

Tools → NDVI → Compute 

6. Um die Ausmaße des Waldbrandes besser identifizieren zu können, hilft ein Differenzbild der beiden Szenen. Erkläre jeweils die Bedeutung positiver und negativer Werte in dieser Aufnahme.

Tools → Band arithmetics → Edit Expression → Ok

7. Welche Werte haben die verbrannten Flächen, welche die nicht verbrannten. Finde einen Schwellwert, welcher die verbrannten Flächen vom Rest trennt.

Inspect → Pixel info 

8. Um den Inhalt der verbrannten Fläche abschätzen zu können, soll eine Maske erstellt werden, welche nur die betroffenen Flächen beinhaltet:

Erstelle mit dem oben gefundenen Schwellwert eine Maske, um nur die verbrannten Flächen darzustellen.

Tools → Band arithmetics → Edit Expression → Ok

Durch diese recht einfachen Analyseschritte können für Hilfseinrichtungen schnell Kartierungen erstellt werden, die im Ernstfall auch Leben retten können, da der Blick von oben ein umfassenderes Bild über die Situation im Krisengebiet liefert. Neben dem NDVI existiert ein weiterer Index, welcher bei der Analyse der verbrannten Flächen hilft. Der sogenannte Normalisierte Burn Ratio (NBR) nutzt statt der Reflektanz im roten Wellenlängenbereich die im Mittleren Infrarot (Short Wave Infrared, SWIR):
$$NBR = \frac{\rho_{NIR} - \rho_{SWIR}}{\rho_{NIR} + \rho_{SWIR}}$$

Die verwendeten Wellenlängen zeigen die größten Veränderungen bei von Feuer betroffenen Oberflächen. Während durch die Information im NIR Aussagen über die Veränderung in Bezug auf Vegetation also Chlorophyllgehalt einer Oberfläche ermöglicht werden, lässt die Reflektanz im SWIR unter anderem Rückschlüsse auf den Wassergehalt von Oberflächen zu. Durch Kombination der beiden Informationen können so verbrannte Flächen identifiziert werden.

9. Berechne den NBR sowohl für die Szene vor als auch nach dem Waldbrand








Tools → Band arithmetics → Edit Expression → Ok (das SWIR-Band entspricht dem 6. Kanal)

Sollen nun Aussagen über die Schwere des Brandes getroffen werden, um beispielsweise direkt nach einem Brand Ersthelfer schnell vor Ort zu unterstützen, dient der Vergleich des NBR-Verhältnisses vor (pre) und nach (post) dem Brand. Der sogenannte Delta NBR wird wie folgt berechnet:
$$\Delta NBR = \left(\frac{\rho_{NIR} - \rho_{SWIR}}{\rho_{NIR} + \rho_{SWIR}} \right)_{pre} - \left(\frac{\rho_{NIR} - \rho_{SWIR}}{\rho_{NIR} + \rho_{SWIR}} \right)_{post}$$
 und ermöglicht eine Abschätzung der Schwere der Auswirkungen eines Brandes.

10. Berechne den ΔNBR sowohl für die Szene vor als auch nach dem Waldbrand


Tools → Band arithmetics → Edit Expression → Ok

Die Schwere des Waldbrandes kann mit Hilfe von unterschiedlichen ΔNBR -Werten abgeschätzt werden:

ΔNBR	Brandschwere	
< -0,25	Hohes Wachstum nach Feuer	
-0,25 - -0,1	Geringes Wachstum nach Feuer	
-0,1 - 0,1	Unverbrannte Flächen	
0,1 - 0,27	Geringe Schäden durch den Brand	
0,27 - 0,44	Moderat-geringe Schäden durch den Brand	
0,44 - 0,66	Moderat-hohe Schäden durch den Brand	
> 0,66	Hohe Schäden durch den Brand	

11. Der Großteil der Fläche war von keinen bis geringen Schäden durch das Feuer betroffen. Schätze ab, welche Fläche von moderat-geringen und von moderat-hohen Schäden durch das Feuer betroffen sind.

Tools → measure → area 

 **Für Brainies:** Auf der Homepage www.SatTec.org findest du im Downloadbereich weitere spannende Fallstudien zur Analyse von Fernerkundungsdaten. Beispielsweise gibt es die Möglichkeit den Gletscherrückgang seit 1985 auf der Zugspitze zu analysieren.

III. Das Europäische Satellitennavigationssystem Galileo

Als Satellitennavigation (auch Satellitenortung) bezeichnet man Verfahren der Ortung und Navigation mit Hilfe von Satelliten (GNSS, Global Navigation Satellite System). Dabei werden Signale aus dem All genutzt, um die Position auf der Erde auf wenige Meter genau zu bestimmen. Ein Computer berechnet aus dieser Position auf Basis von Kartenmaterial dann eine Route zum gewünschten Ziel (Zielführung). Somit besteht ein Satellitennavigationssystem, wie es beispielsweise in Smartphones oder im „Navi“ im Auto eingesetzt wird, streng genommen immer aus einer Kombination aus Ortungs- und Zielführungssystem. Im Folgenden soll es in erster Linie um die Ortung mit Hilfe von Satellitensignalen, wie beim europäischen Galileosystem, gehen.



Seit im Jahr 2000 die künstliche Signalverschlechterung „Selective Availability“ beim US-amerikanischen Global Positioning System GPS abgeschaltet wurde, hat die Technologie der Satellitennavigation Einzug in viele Bereiche unseres Alltags genommen. Neben den bereits erwähnten Navigationssystemen in Fahrzeugen und Smartphones werden GNSS-Empfänger in allen möglichen Freizeitbereichen, wie Outdoorsport, aber vor allem auch für professionelle Anwendungen eingesetzt. Zu nennen wären hier beispielsweise die See- und Luftfahrt, das

Flottenmanagement von Transportfirmen, Sicherheits- und Rettungsdienste oder auch die Landwirtschaft. Beim so genannten „Precision Farming“ werden landwirtschaftliche Maschinen über GNSS-Empfänger gesteuert, wodurch beispielsweise der Einsatz von Dünger und Schädlingsbekämpfungsmitteln genauestens überwacht werden kann. Dies nutzt dem Geldbeutel der Landwirte ebenso wie der Umwelt.

Derzeit stehen zwei voll funktionsfähige GNSS zur Verfügung: das US-amerikanische GPS und das russische GLONASS. Auf Grund der vielfältigen auch sicherheitsrelevanten Anwendungsbereiche entschied sich die Europäische Kommission Ende des letzten Jahrtausends für den Aufbau eines eigenen Satellitennavigationssystems. Die Besonderheit: als einziges GNSS ist Galileo vollständig unter ziviler Kontrolle. Nach einigen, vor allem politischen, Anlaufschwierigkeiten, wurde inzwischen mit dem dritten Start einer Ariane 5 ES Rakete die Zahl der im Orbit befindlichen Galileosatelliten auf 26 erhöht. Das



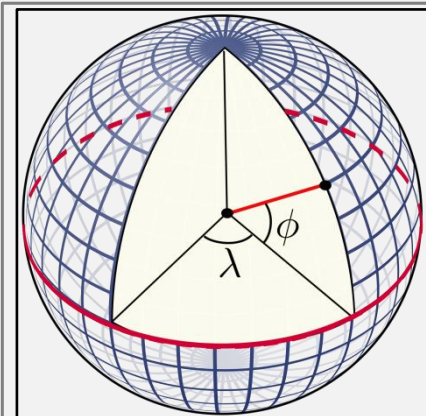
System ist damit voraussichtlich ab 2020 voll einsatzbereit. Die folgenden Seiten sollen Dir mit vielen Experimenten dabei helfen, zu verstehen, wie die Ortung mit Satelliten funktioniert. Denn obwohl die praktische Umsetzung dieser Technik überaus komplex und anspruchsvoll ist, sind doch die Grundprinzipien überraschend einfach.

1. Die Erde – Kugel, Ei oder Kartoffel?



Vom Mond aus gesehen erscheint die Erde als perfekte blaue Kugel – ein Anblick wie er sich bislang nur den wenigen Apolloastronauten bot. Das historische Foto der Mission Apollo 8 aus dem Jahre 1968 zeigt die blaue Erdkugel über der zerklüfteten Mondoberfläche. Zur Orientierung auf der Erdoberfläche werden daher so genannte Kugelkoordinaten verwendet. Im Gegensatz zu den kartesischen Koordinaten, welche die Position in Abständen entlang der drei Raumachsen (x, y und z) angeben werden auf der Erdoberfläche Positionen mit Hilfe von Winkeln bestimmt.

Gib an, was man unter den Begriffen „Längen- und Breitenkreise“ versteht. Was ist jeweils deren „Nullpunkt“?



Längengrade: _____

Breitenkreise: _____

Für die Angabe der Koordinaten sind drei Darstellungsformen üblich (siehe Tabelle), wobei als Dezimaltrennzeichen meist die englische Schreibweise mit einem Punkt anstatt einem Komma verwendet wird. Die Sprechweise ist beispielsweise „41 Grad 58 Minuten 46 Sekunden nördlicher Breite, 13 Grad 36 Minuten 5 Sekunden östlicher Länge“.

Grad, Minuten, Sekunden	48°5'10.3"N 11°16'51.4"O		
Grad, Minuten		38°48.17'N 104°31.475'W	
Grad (Dezimal)			20.88143°S 55.44929°O
Ortsname/ Bedeutung			

Vervollständige die Tabelle und finde heraus, um welche Orte es sich handelt und was diese Orte mit Satellitennavigation zu tun haben. Hinweis: Die Einteilung ist: 60' = 1° und 60'' = 1'.

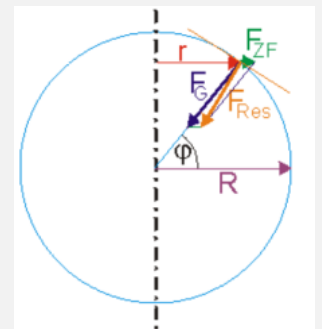
Um zusätzlich zur Position auf der Erdoberfläche auch Höhenangaben machen zu können, wird meist der mittlere Meeresspiegel als Nullniveau verwendet. Diese Festlegung orientiert sich an der physikalischen Definition von Höhe, nach der zwischen zwei Orten auf gleicher Höhe kein Wasser fließt. Gleich hohe Orte befinden sich demnach im gleichen Schwerepotential. Dieses kann vereinfacht durch die Schwerebeschleunigung g (auch Ortsfaktor genannt) beschrieben werden. Nach dem Newton'schen Gravitationsgesetz ist $g = \frac{G \cdot M_{Erde}}{r^2}$, wobei $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$ die Gravitationskonstante ist, $M_{Erde} = 5,974 \cdot 10^{24} \text{ kg}$, die Erdmasse und r der Abstand vom Erdmittelpunkt.

Berechne die Schwerebeschleunigung g am Äquator ($R_A = 6378 \text{ km}$) und am Nordpol ($R_P = 6357 \text{ km}$). In Deutschland wird üblicherweise mit $g = 9,81 \text{ ms}^{-2}$ gerechnet. Welchem Erdradius entspricht dieser Wert?

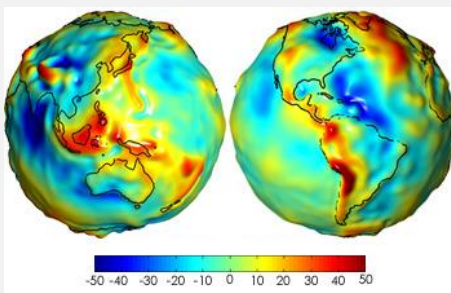
Wie kommt es, dass die Erde an den Polen gegenüber dem Äquator um ca. 21 km abgeflacht ist? Der Grund dafür ist die Rotation der Erde um ihre Achse. Da die Erde in ihrem inneren nicht fest sondern zähflüssig ist, kann sie sich ein wenig verformen. Sie wird jedoch durch die Schwerkraft zusammengehalten. Die Drehbewegung ist in Äquaturnähe am schnellsten, sodass dort eine vergleichsweise hohe Zentripetalkraft für die Kreisbewegung erforderlich ist. Diese kommt von der Schwerkraft oder anders ausgedrückt: Am Äquator wird ein gewisser Teil der Schwerkraft, welche die Erde zusammenhält (!), als Zentripetalkraft für deren Rotationsbewegung benötigt. An den Polen nicht. Daher kann dort die Schwerkraft die Erde etwas stärker zusammenziehen. Zur Verdeutlichung hilft folgendes Experiment: Fülle einen kugelrunden Luftballon mit Wasser, lege ihn in ein großes Gefäß und drehe ihn schnell mit der Hand an. Was beobachtest du?

Für Brainies:

Eine genauere Betrachtung zeigt, dass die Erde eher die Form einer rotierenden Ellipse hat. Die exakte Berechnung der Form dieses so genannten Rotationsellipsoids ist mathematisch anspruchsvoll. Allerdings können die auftretenden Kräfte abgeschätzt werden. Betrachte dazu die Abbildung rechts. In dieser ist anstelle der Zentripetalkraft deren gleichgroße Gegenkraft (die so genannte Zentrifugalkraft) eingezeichnet. An einem Ort der geographischen Breite φ ist der Abstand zur Rotationsachse $r = R \cdot \cos\varphi$. Die Zentripetalbeschleunigung ist $a_z = \omega^2 \cdot r = \omega^2 \cdot R \cdot \cos\varphi$ und damit am Äquator ($\varphi = 0^\circ$) am größten. Für $\varphi = 45^\circ$ gilt: $r = 6370 \text{ km} \cdot \cos 45^\circ \approx 4500 \text{ km}$. Daraus erhält man eine Zentrifugalbeschleunigung $a_z = (7,27 \cdot 10^{-5} \text{ s}^{-1})^2 \cdot 4,5 \cdot 10^6 \text{ m} \approx 0,024 \text{ ms}^{-2}$. Dieser Wert ist gegenüber der Schwerebeschleunigung sehr klein (siehe auch www.leifiphysik.de).



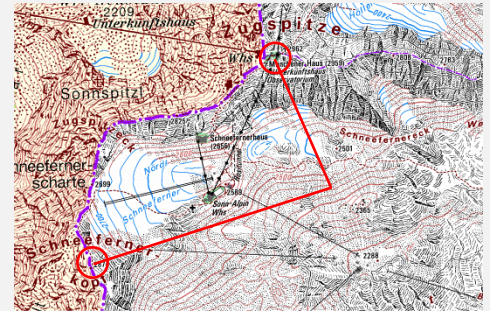
Mittlerweile wurde die Gestalt der Erde mit Hilfe von Satelliten bis auf wenige Zentimeter genau vermessen. Dabei muss unterschieden



werden zwischen der geometrischen Form der Erde mit ihren Gebirgen und Tälern und der nicht immer identischen Form des Erdschwerefeldes (so genannter Geoid, Abbildung links). Das Radarsatellitenpaar TerraSAR-X und TanDEM-X des DLR liefert die Daten für ein extrem hoch aufgelöstes dreidimensionales Geländemodell der Erde (Digital Elevation Model). Die deutsch-amerikanische Mission GRACE, welche ebenfalls aus zwei Satelliten besteht, vermisst das Schwerefeld der Erde mit größter Präzision. Es zeigt sich, dass die Erde eher die Form einer Kartoffel hat als die eines Ellipsoids oder gar einer Kugel. Möchte man mit GNSS auf wenige Meter genau navigieren, muss dies berücksichtigt werden.

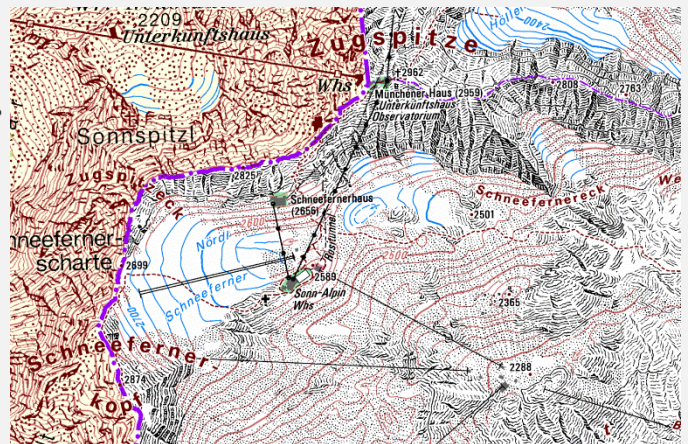
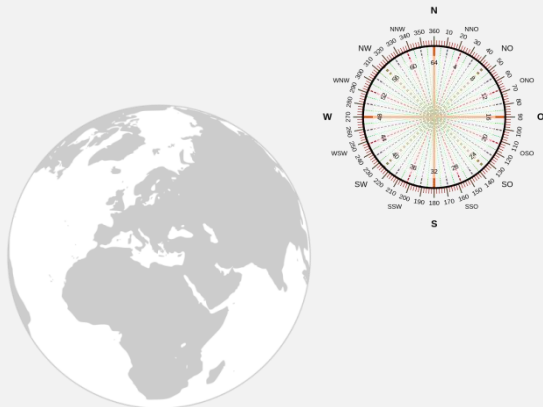
2. Navigieren wie Christoph Kolumbus

a) Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde



Auf ihrem Weg zur Zugspitze haben Bergsteiger im dichten Nebel den Weg verloren und versuchen nun ihre Position zu bestimmen. Als es plötzlich kurz aufklart, können sie rechts von sich den Zugsitzgipfel und links den Schneefernerkopf erkennen. Durch Richtungspeilung zu den beiden Gipfeln ist es ihnen prinzipiell möglich ihre Position einigermaßen exakt auf einer Karte zu bestimmen. Nur: Wie kann man eine Richtung auf der Erde exakt bestimmen? Dabei hilft das Erdmagnetfeld.

Untersuche das Magnetfeld der Erde mit Hilfe der Simulation: http://phet.colorado.edu/sims/faraday/magnet-and-compass_de.jnlp und zeichne es in die linke Abbildung der Erde ein.



Geobasisdaten: Bayerische Vermessungsverwaltung.

Eine Kompassnadel zeigt auf der Erde immer recht genau in Richtung Norden – zumindest solange keine störenden metallischen oder magnetischen Gegenstände in der Nähe sind. Problematisch bei der Navigation mit dem Kompass ist jedoch die eingeschränkte Ablesegenauigkeit, welche bei Amateurgeräten in einem Bereich von etwa $\pm 2^\circ$ liegt – je nach Übung!

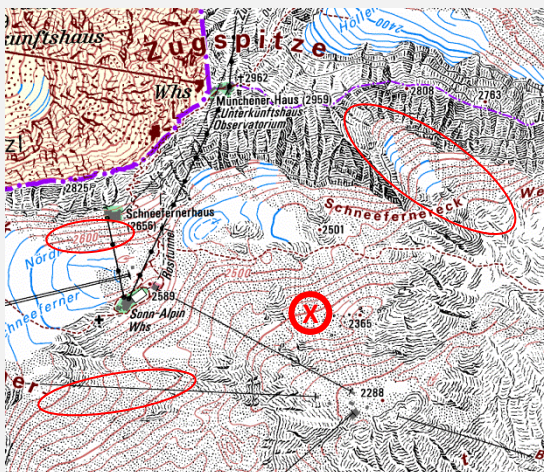
Eine andere Bergsteigergruppe hat sich ebenfalls auf dem Zugspitzplatt verlaufen. Sie misst zum Zugspitzgipfel die Peilung 0° und zum Schneefernerkopf 270° . Ermittle ihre Position auf der Karte durch Konstruktion und schätze den Fehlerbereich der Messung mit Hilfe des Maßstabs (rechts unten auf der Karte) ab.

Für Brainies:

Das Erdmagnetfeld lenkt den hochenergetischen Teilchenstrom der Sonne ab und wird durch diesen geformt. Der so genannte „Sonnenwind“ ist auch verantwortlich für das wunderschöne Phänomen der Polarlichter. Diese entstehen, wenn die schnellen Elektronen oder Protonen des Sonnenwinds auf die Erdatmosphäre treffen und dort mit Sauerstoff- und Stickstoffmolekülen wechselwirken. Da die Moleküle nur Strahlung mit ganz bestimmten Energien abgeben können, erstrahlen Polarlichter immer in denselben Farben (meist grün). Es treten allerdings auch solche im nicht sichtbaren Spektrum auf.

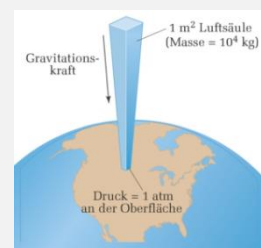


Eine andere Orientierungshilfe erhalten Bergsteiger durch die Messung ihrer Höhe. Betrachten wir dazu einen Detailausschnitt der Karte vom Zugspitzplatt. Die Karte ist mit so genannten Höhenlinien versehen, welche Bereiche gleicher Höhe miteinander verbinden. Die Bergsteiger befinden sich laut Karte in einer Höhe von knapp 2400 m.



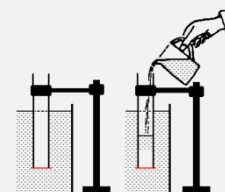
Welche weiteren Informationen über das Gelände kannst du den Höhenlinien auf der Karte entnehmen? Überlege dazu, welche Bedeutung es hat, wenn viele Höhenlinien sehr dicht beieinanderliegen.

Die Höhenmessung erfolgt meist indirekt durch eine Messung des Luftdrucks. Dieser entsteht durch die Gewichtskraft, welche auf die Erdatmosphäre wirkt. Je höher man sich auf der Erde (oder auch in der Luft) befindet, desto geringer ist der dort vorherrschende Luftdruck, da man weniger Luft über und mehr unter sich hat. Der Zusammenhang ist jedoch nicht linear. Mit einem entsprechend eingestellten Messgerät, einem Barometer, kann man den Luftdruck bestimmen und anhand von Tabellenwerten in eine entsprechende Höhe umrechnen. Um die Wirkung des Luftdrucks zu zeigen, eignen sich folgende Versuche



- 1) Fülle ein Glas zu etwa 2/3 mit Wasser und lege eine Postkarte darauf. Drehe das Glas um und halte dabei die Postkarte fest, so dass kein Wasser herausläuft. Lasse nun die Postkarte los. Beschreibe deine Beobachtung und begründe das Versuchsergebnis.

- 2) Ein Glaszylinder mit unten anliegendem Glasplättchen (rot) wird in Wasser getaucht. Nun füllt man den Glaszylinder innen mit Wasser. Untersuche, wie hoch du den Glaszylinder mit Wasser füllen kannst, bis das Glasplättchen abfällt. Begründe dein Ergebnis.



📖 Für Brainies:

Mit der Formel für den Schweredruck $p = \rho \cdot g \cdot h$ und der Definition des Drucks $p = \frac{F}{A}$ kannst du sogar berechnen, bei welcher Füllhöhe das Glasplättchen abfällt.

b) Orientierung an den Gestirnen

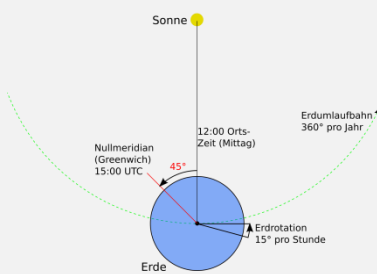
Auf hoher See ist es nicht möglich, sich an markanten Geländepunkten wie Berggipfeln zu orientieren – man sieht keine. Zwar kann man mithilfe eines Kompasses einen Kurs einigermaßen genau halten – was aber, wenn man diesen, beispielsweise in einem Sturm, einmal verliert? Kleine Abweichungen können sich dann über lange Distanzen aufsummieren und führen dazu, dass man nicht am eigentlich geplanten Ziel ankommt.



Ein Schiff fährt von Bremerhaven auf kürzester Route nach Aberdeen in Großbritannien. Dabei legt es etwa 800 km zurück. Schätze durch eine Rechnung ab, um wie viele Kilometer das Schiff an Aberdeen vorbeifährt, wenn es nur um 1° vom Kurs abkommt. Hinweis: Erstelle eine Skizze.

Die Abweichung wird umso größer, je weiter man fährt. Es ist also notwendig, die eigene Position immer wieder zu aktualisieren und dabei hilft der Blick nach oben. Durch den Stand der Gestirne, insbesondere der Sonne, können die geographische Länge und Breite direkt bestimmt werden.

(1) Das Längenproblem



Den Längengrad, also den Winkel der eigenen Position bezogen auf den Nullmeridian, erhält man fast direkt aus der Drehung der Erde um ihre eigene Achse. Die Grundidee ist, dass die Tageszeit, welche durch die Erdrotation entsteht (Sonnenauf- und -untergang), davon abhängig ist, auf welchem Längengrad man sich befindet. Nehmen wir beispielsweise an, in Greenwich (durch diesen Londoner Stadtteil verläuft aus historischen Gründen der Nullmeridian) ist es gerade 12:00 Uhr mittags. Das bedeutet, dass die Sonne dort an ihrem höchsten Punkt steht. Gleichzeitig ist es in Görlitz (15° Ost) laut

Sonnenstand bereits 13:00 Uhr – die Sonne ist bereits (scheinbar!) etwas weitergewandert. Bei den Kindern in Buenos Aires (ca. 60° West) beginnt hingegen grade der Schulunterricht (8:00 Uhr) während sie in Peking (116° Ost) schon wieder ins Bett gehen.

Zur Bestimmung der geographischen Länge benötigt man also eigentlich nur eine Uhr mit Greenwich-Zeit. Wenn die Sonne am eigenen Ort ihren höchsten Punkt (Zenit) durchläuft, liest man auf dieser Referenz-Uhr die angezeigte Greenwich-Zeit ab und kann daraus auf den eigenen Längengrad schließen.

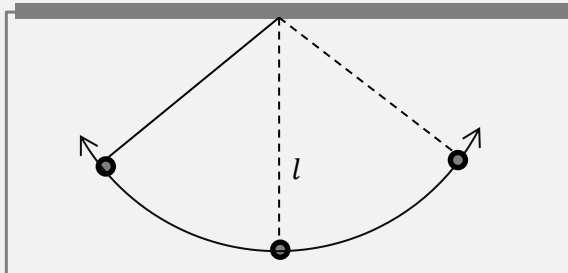
Berechne, um welchen Winkel sich die Erde in einer Minute dreht und vervollständige die Tabelle.

Aktuelle Referenz-Uhrzeit in Greenwich (am eigenen Ort steht die Sonne im Zenit)	17:00Uhr			04:15
Längengrad		150° E		
Ein möglicher Ort			Los Angeles	

Ausreichend genaue Uhren waren bis weit ins 18. Jahrhundert hinein nur als Pendeluhren realisierbar. Sie nutzen die gleichmäßige Schwingung eines Pendels als Taktgeber der Uhr.

Untersuche mit einem Fadenpendel den Zusammenhang zwischen der Pendellänge und der Schwingungsdauer der Pendelschwingung. Erstelle ein Pendel mit Schwingungsdauer $T = 1\text{s}$. Wovon hängt die Schwingungsdauer ab? Wie könnte ein Pendel als Uhr verwendet werden? Welche Genauigkeit hätte diese Uhr in etwa? Welche technischen Probleme kannst du dir dabei vorstellen und wie könnte man sie lösen?

Bis zur Erfindung der Quarzuhr, Mitte des 20. Jahrhunderts, blieb die Pendeluhr der genaueste Uhrentyp. Zur Steigerung der Ganggenauigkeit wurden viele, zum Teil mechanisch überaus komplexe Tricks angewandt. Beispielsweise wurden neue Metallegierungen entwickelt, deren Länge sich unter Temperatureinflüssen nur minimal verändert. Dies war nötig um auf Uhrenfehler unter 1 Sekunde pro Woche und weniger zu kommen. Die Pendellänge gibt zusammen mit der Schwerebeschleunigung die Periodendauer der Pendelschwingung vor. Dabei gilt der Zusammenhang:



Schwingungsfrequenz: $f =$

Schwingungsdauer: $T =$

Durch immer ausgefeiltere technische Verbesserungen gelang es William Shortt 1921 die Ganggenauigkeit von Pendeluhren auf unter 0,01 Sekunden/Tag zu verbessern. Erst durch die in den 1930-er Jahren erfundene Quarzuhr konnte die Genauigkeit nochmals gesteigert werden. Quarzuhren verwenden als Taktgeber einen so genannten Schwingquarz. Das ist ein elektronisches Bauelement, welches durch Anlegen eines elektrischen Wechselfeldes zu überaus gleichmäßigen Schwingungen angeregt werden kann.

Moderne, temperaturstabilisierte Quarzuhren erreichen Ganggenauigkeiten von 10^{-8} und besser. Das bedeutet, dass sie pro Sekunde um nur etwa 10 Nanosekunden ($=10^{-8}\text{ s}$) falsch gehen. Berechne, um wie viele Sekunden eine solche Uhr pro Tag, pro Woche und pro Jahr falsch geht.

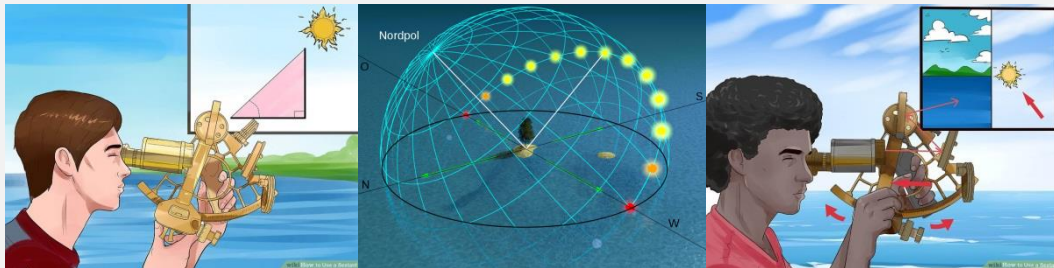
Für Brainies:

Pendeluhren sind für Schiffe wegen deren Eigenbewegung nicht geeignet. Es war daher lange Zeit nicht möglich, die geographische Länge tatsächlich durch Zeitmessung zu bestimmen. Dieses so genannte „Längenproblem“ wurde erst 1775 durch das vom englischen Uhrmacher John Harrison entworfene Chronometer H4 gelöst. Die mechanische Uhr erreichte auch unter den ungünstigen Bedingungen der Seefahrt eine Ganggenauigkeit um 1 Sekunde/Tag und war damit zur Bestimmung des Längengrades geeignet. Das Antriebsprinzip der Uhr wird auch heute noch in modernen Chronometern angewendet.



(2) Messung der geographischen Breite

Ein weiteres Problem bei der Messung des Längengrades ist, dass man mit bloßem Auge nur grob abschätzen kann, wann die Sonne am höchsten über dem Horizont steht, wann es also exakt 12:00 Uhr Ortszeit ist. Mit einem so genannten Sextanten kann man dazu den Sonnenstand über dem Horizont direkt messen.



Miss den Sonnenstand an deinem Heimatort mit einem Sextanten.

⚠ **Achtung: Niemals ohne einen geeigneten, speziellen Sonnenfilter in die Sonne blicken! Schwerste Augenverletzungen können die Folge sein!**

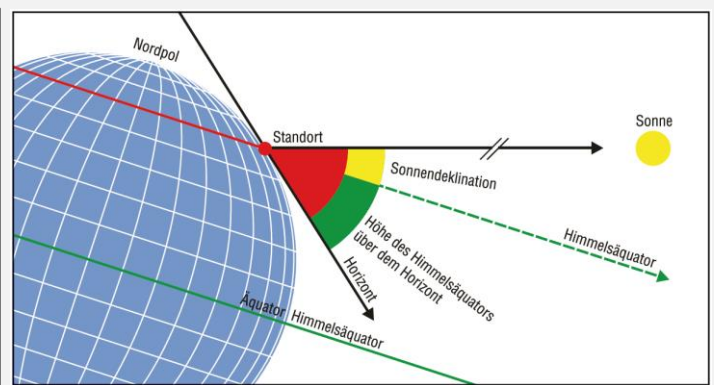
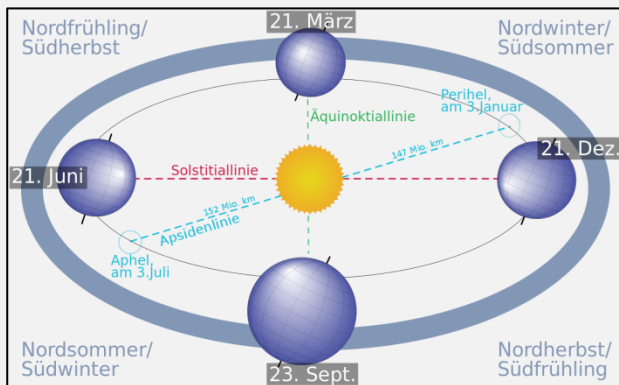
Datum			
Uhrzeit (Winterzeit!)	11:00	12:00	13:00
Horizontwinkel			

Wie würde sich das Ergebnis ändern, wenn du diese Messung (a) am Nordkap (71°N) oder (b) in drei Monaten durchführen würdest?

(a) _____

(b) _____

Der Grund für den je nach Breitengrad und Jahreszeit unterschiedlichen Horizontwinkel ist die Neigung der Erdachse um 23,5° zusammen mit ihrer jährlichen Bewegung um die Sonne.



Dies führt dazu, dass die Sonne, je nach Jahreszeit, unterschiedlich hoch am Himmel erscheint. Am Äquator steht sie am 21. März und am 23. September um 12:00 Uhr mittags genau senkrecht über dem Horizont, am 21. Juni und 21. Dezember erreicht sie wegen der Neigung der Erdachse „nur“ $90^\circ - 23,5^\circ = 66,5^\circ$. Die Schwankung der Sonnenhöhe um maximal $\pm 23,5^\circ$ im Verlauf des Jahres wird Sonnendeklination δ genannt. Man kann sie Tabellen entnehmen. Sie ist letztlich verantwortlich für die Entstehung der Jahreszeiten: Im Sommer ist der Einfallswinkel der Sonnenstrahlung größer und die Tage sind länger.

Datum	δ	Datum	δ
21.1.	- 19°58'	21.7.	+ 20°31'
21.2.	- 10°40'	21.8.	+ 12°13'
21.3.	+ 00°06'	21.9.	+ 00°49'
21.4.	+ 11°44'	21.10.	- 10°34'
21.5.	+ 20°07'	21.11.	- 19°50'
21.6.	+ 23°26'	21.12.	- 23°26'

Neben der Jahreszeit bestimmt die geographische Breite, wie hoch die Sonne am Himmel steht. In Freiburg (48° N, 8° W) steht sie am 21. März und am 23. September maximal 42° über dem Horizont, in Mainz sind es 40° und in Oldenburg nur 37° (vgl. Tabelle). Vervollständige die Tabelle um die fehlenden Werte.

Ort	Freiburg (48°N, 8°W)	Mainz (50°N, 8°W)	Oldenburg (53°N, 8°W)
Sonnenhöchststand am 21.3. und 23.9. (Frühlingsanfang & Herbstanfang)	42°	40°	37°
Sonnenhöchststand am 21.6. (Sommeranfang)			
Sonnenhöchststand am 21.12. Winteranfang			

☞ (Tipp: unter <https://www.sonnenverlauf.de> kannst du dir den Sonnenstand an jedem beliebigen Ort der Erde zu jeder Zeit sehr anschaulich anzeigen lassen.)

Die Messung der Höhe h des Sonnenhöchststandes liefert gemeinsam mit dem genauen Datum und der daraus folgenden Sonnendeklination δ die geographische Breite φ . Diese kann man mit der Formel $\varphi = 90^\circ - h - \delta$ berechnen. Bestimme die geographische Breite deines Wohnortes mit einem Sextanten. Eine Tabelle der Sonnendeklination findest du im Internet.

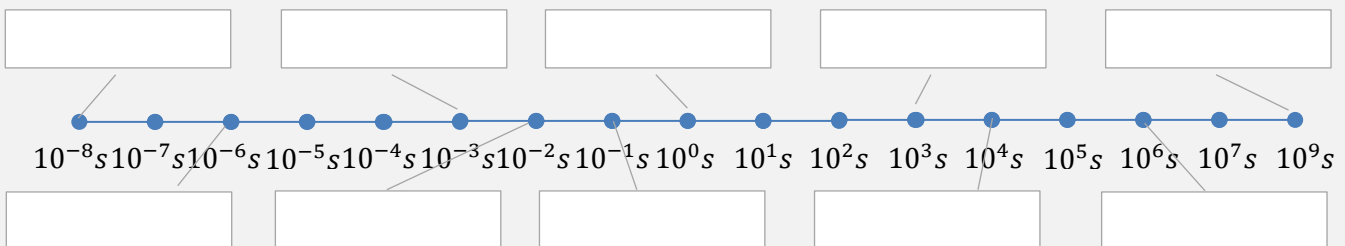
(3) Alles eine Frage der Zeit

Die Navigation ist seit jeher eng mit der exakten Messung der Zeit verbunden. So konnte beispielsweise das Längenproblem erst durch die Erfindung einer sehr genauen und gegenüber den Bewegungen an Bord eines Schiffes unempfindlichen Uhr gelöst werden. Auch bei der Satellitennavigation spielt die (noch viel exaktere!) Messung der **Zeit** eine entscheidende Rolle.



„Was ist also die Zeit? Wenn mich niemand darüber fragt, so weiß ich es; wenn ich es aber jemandem auf seine Frage erklären möchte, so weiß ich es nicht.“ (Augustinus)

Finde geeignete Beispiele für Vorgänge mit Zeitdauern wie auf dem Zeitstrahl.



Es ist schon eigenartig: Keine physikalische Größe können wir genauer messen als die Zeit und doch weiß eigentlich niemand so genau, was „Zeit“ eigentlich ist. Der englische theoretische Physiker John A. Wheeler brachte es wie folgt auf den Punkt:

„Time is what prevents everything from happening at once.“ (J.A. Wheeler)

📖 Für Brainies:

Seit der Entdeckung der Relativitätstheorie durch Albert Einstein wurde das Konzept der Zeit sogar nochmals komplexer. Seine erstaunliche Feststellung: „Die Zeit an sich“ gibt es gar nicht! Mit sehr genauen Uhren messen zwei Beobachter, die sich relativ zu einander bewegen, unterschiedliche Zeiten. Etwas flapsig formuliert wird dieser Umstand mit den Worten „bewegte Uhren gehen langsamer“ beschrieben. Wenn ein ruhender Beobachter im Ruhesystem S für einen Vorgang die Zeitspanne Δt misst, so vergeht im

bezüglich S mit der Geschwindigkeit v bewegten System S' die etwas kürzere Zeitspanne $\Delta t' = \Delta t \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{v}{c}\right)^2}$.

3. Ortung mit (Funk-) Signalen

Navigation anhand der Gestirne hat einen ganz entscheidenden Nachteil: Bei Bewölkung versagt das Verfahren. Aus praktischer Sicht ist sie zudem anspruchsvoll und bedarf einiger Übung und Erfahrung. Daher kamen rasch mit der Entwicklung der Funk- und insbesondere der Radartechnik auch erste Funknavigationssysteme auf. Diese basieren auf dem Senden und Empfangen von elektromagnetischen Signalen. Zur Veranschaulichung dient folgendes Experiment.

Zwei Smartphones mit der kostenlosen App phyphox werden als akustische Stoppuhr verwendet (unter der Rubrik „Zeitmessung“). Zur Messung werden sie im noch unbekanntem Abstand Δr_{AB} voneinander abgelegt. An beiden Smartphones steht jeweils ein/e Schüler/in (im Folgenden Alice und Bob). Nun klatsch Alice so laut in die Hände, dass bei beiden (!) Smartphones die Stoppuhr startet. Kurz darauf verfährt Bob genauso. Das akustische Signal (Klatschen) von Alice benötigt die Zeit $\Delta t = \frac{\Delta s}{c}$, um zu Bobs Uhr zu gelangen und diese zu starten. Dabei ist $c = 340 \frac{m}{s}$ die Schallgeschwindigkeit.



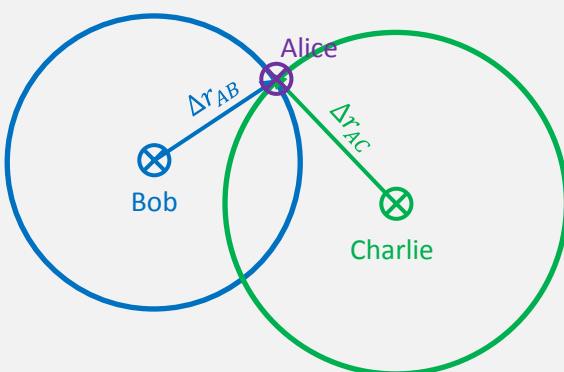
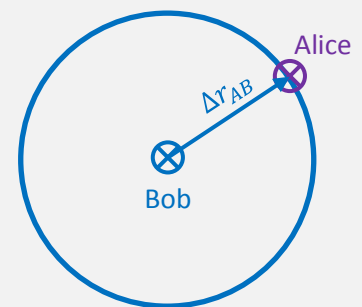
Ebenso lange benötigt Bobs Signal, um zu Alice' Uhr zu kommen und sie zu stoppen, sodass diese insgesamt eine um $2 \cdot \Delta t$ längere Zeit misst als die von Bob. Der Unterschied $\Delta t_{Alice} - \Delta t_{Bob}$ ist demnach genau die doppelte Laufzeit, welche das akustische Signal benötigt, um von Alice zu Bob zu gelangen (oder umgekehrt). Der Abstand zwischen beiden Smartphones ist $\Delta r_{AB} = c \cdot \Delta t = c \cdot \frac{1}{2}(\Delta t_{Alice} - \Delta t_{Bob})$.

Ganz allgemein kann man Entfernungen durch eine Laufzeitmessung bestimmen, wenn die Ausbreitungsgeschwindigkeit des Signals bekannt ist.

Δt_{Alice}	Δt_{Bob}	$\Delta t = \frac{1}{2}(\Delta t_{Alice} - \Delta t_{Bob})$	$\Delta r_{AB} = c \cdot \Delta t$	Δr_{AB} (Maßband)

Kontrolliere das Ergebnis mit einem Maßband.

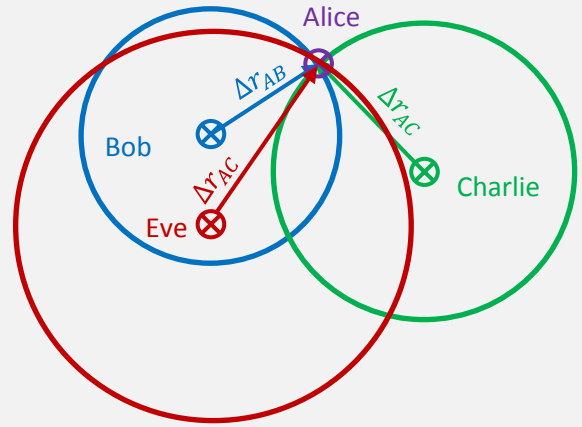
Die Funkortung durch Laufzeitmessung basiert auf demselben Prinzip wie das Experiment: Um die eigene Position zu bestimmen, misst man die Laufzeit von Signalen, welche von Orten kommen, deren Position bekannt ist. Ist beispielsweise Bobs Position bekannt, die von Alice aber nicht, so kann sie durch obige Messung ihren Abstand von Bob bestimmen. Geometrisch betrachtet weiß Alice nun, dass sie sich auf einem Kreis um Bob mit Radius Δr_{AB} befindet.



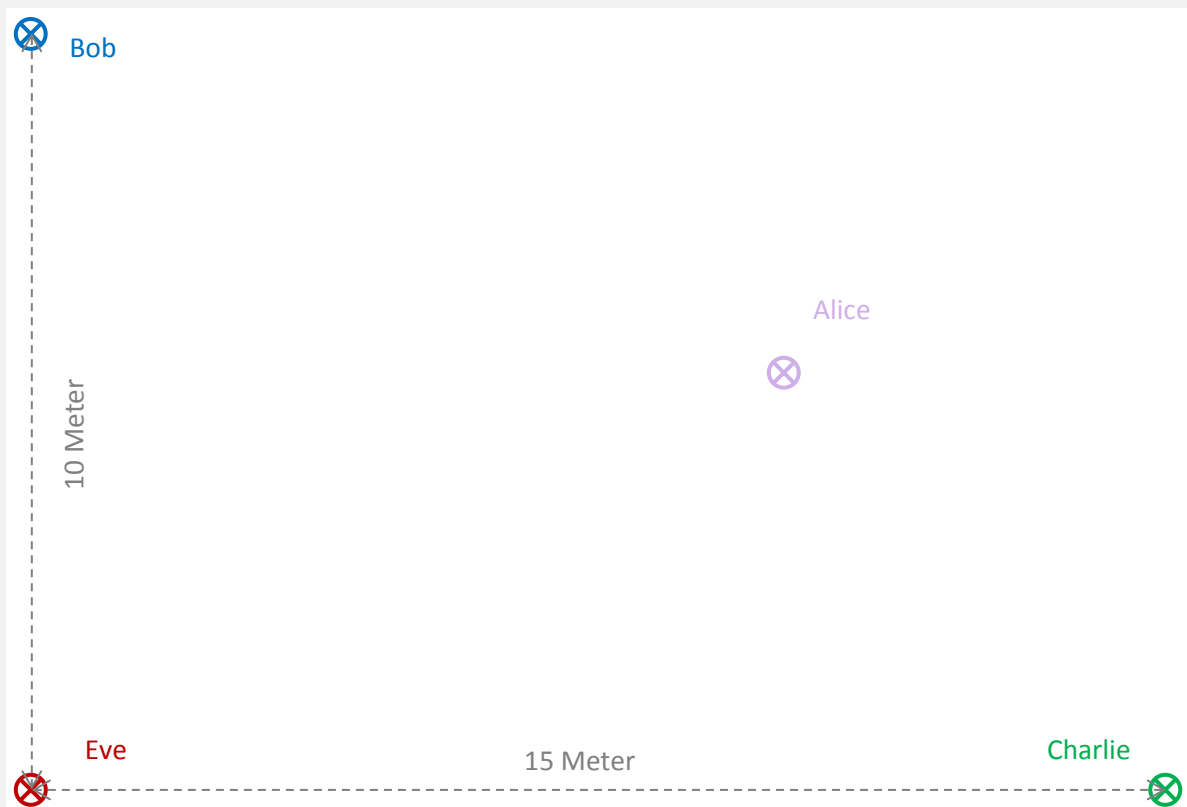
Das Problem ist nun, dass Alice nicht weiß, wo genau sie auf ihrem Positionskreis ist. Um diese Mehrdeutigkeit aufzulösen, muss sie noch eine Messung zu einem weiteren bekannten Ort, im Folgenden Charlie genannt, vornehmen. Nun sieht die Sache schon besser aus: Der Positionskreis um Charlie schneidet den um Bob in zwei Punkten – einer davon ist die Position von Alice. Nur welcher von beiden? Bei der realen Funkortung kann der falsche Schnittpunkt meist aus Gründen der Logik verworfen werden, da er zu weit von der

anzunehmenden Position entfernt ist. Wenn dies jedoch nicht möglich ist, so muss noch eine dritte Messung erfolgen (Eve), welche ein eindeutiges Ergebnis liefert.

Das Prinzip der Funkortung kann mit Hilfe von Smartphones einfach nachempfunden werden. Dazu wird ein Team aus vier Schüler/innen (Alice, Bob, Charlie und Eve) gebildet. Bob, Charlie und Eve spielen die Funkstationen, Alice den Empfänger. Zur Vereinfachung und um nicht kompliziert mit Maßstäben herumrechnen zu müssen, stellen sich Bob, Charlie und Eve wie in der Abbildung unten dargestellt auf, Alice kann ihre Position frei wählen. Nacheinander gehen nun Bob, Charlie und Eve auf möglichst geradem Weg zu Alice und kontrollieren mit Hilfe des Smartphones über GPS (beispielsweise mit der phyphox App) ihre Geschwindigkeit. Ideal ist es, wenn diese möglichst konstant bei 4 km/h (also ca. 1 m/s) liegt. Alice stoppt die Laufzeit mit ihrem Smartphone.



Funkstation	„Bob“	„Charlie“	„Eve“
Signallaufzeit (in Sekunden)			
Distanz (in Metern)			



Zur Auswertung der Messung werden nun einfach mit dem Zirkel die jeweiligen Positionskreise eingezeichnet, welche sich, je nach Genauigkeit der Messung, exakt an Alice' Position schneiden.

Für Brainies:

Die Funkortung durch Laufzeitmessung nutzt als Grundlage die Konstanz der Lichtgeschwindigkeit. Diese liegt im Vakuum bei $c = 299\,792\text{ km/s}$. Allerdings ist sie abhängig vom Ausbreitungsmedium. In bodennaher Luft beträgt sie beispielsweise „nur“ $c = 299\,710\text{ km/s}$. Dieser geringe Unterschied von nicht einmal einem halben Promille führt zu Abweichungen, welche jedoch bei Präzisionsmessungen berücksichtigt werden.

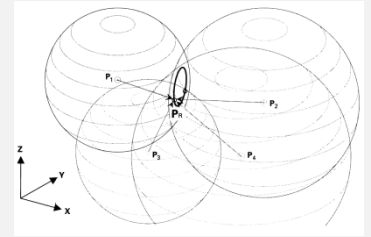
4. Satellitenortung



Satellitenortung funktioniert im Prinzip wie die zuvor beschriebene Funkortung: Die Satelliten senden Signale aus, deren Laufzeit vom Empfänger gemessen wird. Multipliziert mit der Lichtgeschwindigkeit ergibt sich der Abstand Satellit-Empfänger. Gegenüber der bereits beschriebenen, vereinfachten Situation gibt es jedoch zwei grundsätzliche Unterschiede:

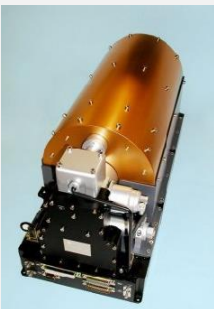
Satellitenortung findet im dreidimensionalen Raum (x-, y- und z-Koordinate) statt und nicht in der Ebene.

Erkläre anschaulich, geometrisch, warum im dreidimensionalen Raum nicht drei, sondern vier Messungen (Bob, Charlie, Eve und Dave) benötigt werden.



Die Entfernung zwischen Satellit und Empfänger kann nicht durch irgendeine äußere Instanz gemessen oder wie mit einer Stoppuhr gestoppt werden!

Die Funksignale breiten sich mit Lichtgeschwindigkeit also etwa 300.000 km/s aus. Berechne die Signallaufzeit für Galileo-Satelliten, deren Abstände zum Empfänger zwischen 23.000 km und 27.000 km liegen. Ermittle zudem den Messfehler in der Entfernung, wenn man die Signallaufzeit um nur eine Mikrosekunde (10^{-6} s) falsch misst.



Die Kommunikation zwischen Satellit und Empfänger ist einseitig: Der Satellit sendet ein Signal, der Empfänger empfängt und verarbeitet es. Daher ist es nicht möglich, die Signallaufzeit irgendwie „von außen“ zu stoppen. Die Messung erfolgt indirekt über den Inhalt der Navigationsnachricht. Dieser besteht im Wesentlichen aus der genauen Position des Satelliten und der exakten Sendezeit des Signals. Die Position der Satelliten wird durch die Bodenstationen genauestens überwacht, gleiches gilt für deren Uhren. Um die erforderlichen Genauigkeiten zu erzielen, werden Atomuhren verwendet, welche eine Abweichung von nur 10^{-14} s pro Sekunde oder weniger aufweisen.

Berechne, wie viele Jahre eine so genaue Atomuhr theoretisch (!) betrieben werden könnte, bis sie um eine Sekunde falsch ginge.

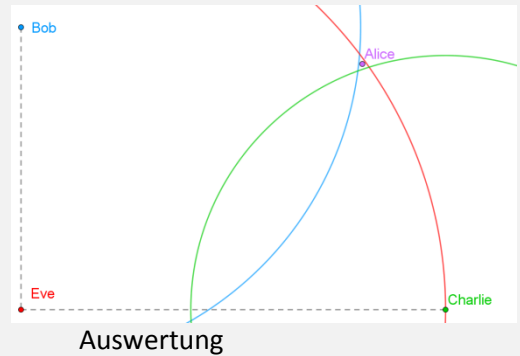
Für Brainies:

Cäsiumatomuhren gehen so genau, dass über sie seit 1967 die Sekunde folgendermaßen definiert ist: 1 Sekunde ist das 9.192.631.770-fache der Periodendauer der dem Übergang zwischen den beiden Hyperfeinstrukturniveaus des Grundzustands von Atomen des Nuklids ^{133}Cs entsprechenden Strahlung.

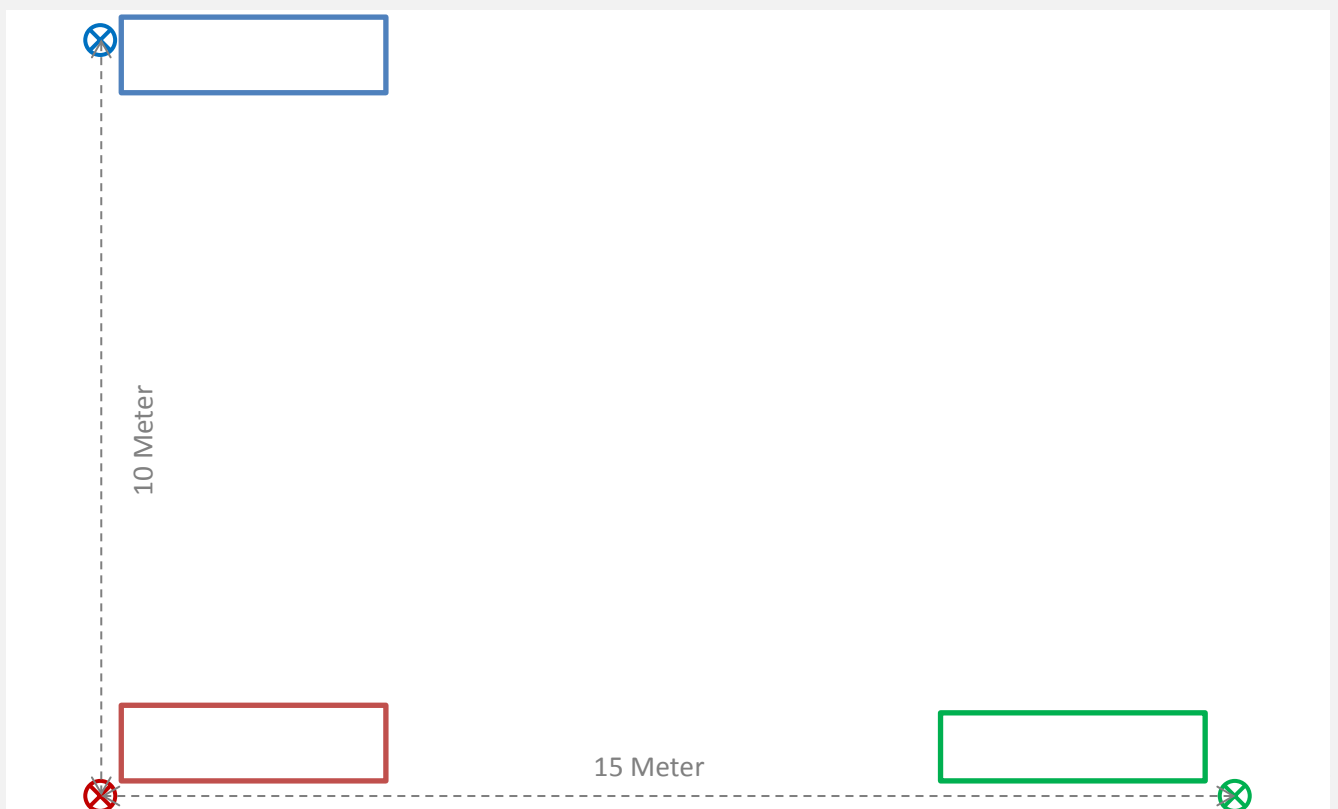
Um zu verstehen, wie der Galileoempfänger seine Position mit Hilfe der Daten von den Satelliten bestimmen kann, wird die Messung der vorangegangenen Seite leicht (aber doch entscheidend!) abgeändert: Alice darf nun die Laufzeiten der einzelnen Signale nicht mehr direkt stoppen, da dies einem echten Galileoempfänger ja auch nicht möglich wäre. Bob, Charlie und Eve übertragen stattdessen eine Navigationsnachricht, ähnlich wie bei der echten Satellitenortung auch. Sie beinhaltet den Namen des jeweiligen „Satelliten“. Dieser entspricht der Satellitenposition, da ja vorher festgelegt wurde, wer sich an welchem Punkt befindet. Hinzu kommt die „Sendezeit“. Bob, Charlie und Eve notieren sich dazu auf einem Kärtchen auf die Sekunde genau, wann sie gestartet sind. Alice hat die Aufgabe, ihrerseits mit ihrer eigenen Uhr (!) zu überprüfen, wann die drei „Satellitensignale“ bei ihr eintreffen. Durch den Vergleich von Sende- und Empfangszeit erhält Alice dann die Signallaufzeit. Damit dieses Verfahren funktioniert, müssen alle Uhren möglichst exakt gleich – man sagt auch „synchron“ – gehen.

Satellit	Bob	Charlie	Eve
Sendezeit	09:09:00	09:10:00	09:11:00
Empfangszeit	09:09:12	09:10:09	09:11:15
Laufzeit	12 s	9 s	15 s
Entfernung	12 m	9 m	15 m

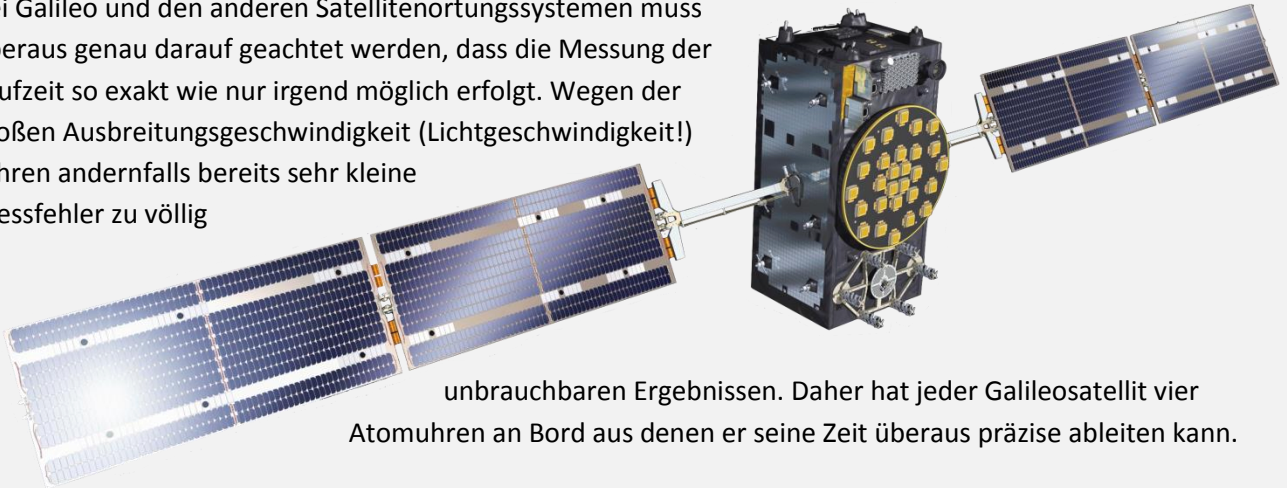
Messergebnisse (Beispiel!)



Satellit (Name)			
Sendezeit			
Empfangszeit			
Laufzeit in s			
Entfernung in m			



Bei Galileo und den anderen Satellitenortungssystemen muss überaus genau darauf geachtet werden, dass die Messung der Laufzeit so exakt wie nur irgend möglich erfolgt. Wegen der großen Ausbreitungsgeschwindigkeit (Lichtgeschwindigkeit!) führen andernfalls bereits sehr kleine Messfehler zu völlig



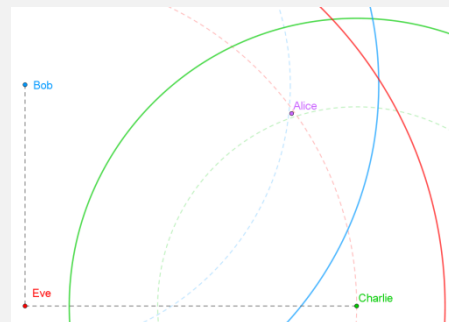
unbrauchbaren Ergebnissen. Daher hat jeder Galileosatellit vier Atomuhren an Bord aus denen er seine Zeit überaus präzise ableiten kann.

Normale Galileo- oder GPS-Empfänger haben einfache Quarzuhren verbaut. Diese gehen etwa ± 10 s pro Monat falsch. Berechne, um wie viele Mikrosekunden pro Sekunde eine solche Quarzuhr typischerweise falsch geht. Welchem Fehler in der Distanz entspricht das bei der Ortung durch Laufzeitmessung?

Eine Ortung allein auf Basis von Quarzuhren ist demnach nicht möglich – sie sind einfach zu unpräzise. Wie kann dann aber ein Galileoempfänger, in dem ja keine Atomuhr verbaut ist, die Position unter guten Bedingungen auf wenige Meter genau bestimmen? Um dies zu verstehen, führen wir die vorangegangene Messung noch einmal durch, achten aber diesmal darauf, dass zwar die Uhren der „Satelliten“ Bob, Charlie und Eve möglichst exakt gleich gehen, aber nicht die von Alice. Ihre Empfängeruhr sollte etwa 5 Sekunden vor- oder nachgehen.

Satellit	Bob	Charlie	Eve
Sendezeit	09:09:00	09:10:00	09:11:00
Empfangszeit	09:09:16	09:11:13	09:10:19
Laufzeit	16 s	13 s	19 s
Entfernung	16 m	13 m	19 m

Messergebnisse (Beispiel!)






Auswertung


Satellit (Name)			
Sendezeit			
Empfangszeit			
Pseudolaufzeit in s			
Pseudoentfernung in m			

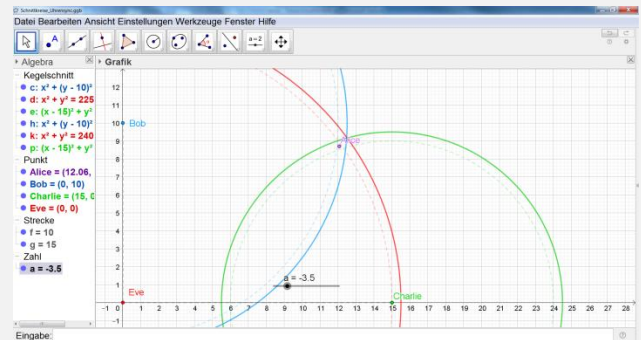
Das Beispiel zeigt, dass die Positionskreise von Bob, Charlie und Eve nun zu groß sind und sich nicht mehr in einem einzigen Punkt (der Position von Alice) schneiden. Zur Lösung des Problems nutzen wir zwei Dinge aus:

- 1) Die Positionskreise müssten sich bei einer genauen Messung in einem einzigen Punkt schneiden.
- 2) Der Fehler entsteht ausschließlich durch die Empfängeruhr, da die Satelliten Atomuhren haben.

Da die Messung mit der falsch gehenden, nicht synchronen Empfängeruhr zu fehlerhaften Signallaufzeiten führt, nennt man diese auch Pseudo-Laufzeiten und die Entfernungen Pseudoentfernungen (Pseudorange). Ausgehend von diesen wird eine erste Ortung durchgeführt. Um die exakte Position zu finden muss man nun einfach nur nach und nach die Empfängeruhr in die eine oder andere Richtung nachstellen und zwar so lange, bis sich alle drei Kreise in genau einem Punkt schneiden. Das ist dann die gesuchte Empfängerposition.


Für unsere Messung eignet sich dynamische Geometrie Software wie GeoGebra. Mit dem Programm können die Konstruktionen einfach am Computer vorgenommen werden. Im ersten Schritt legt man die Positionen der Satelliten Bob, Charlie und Eve maßstabsgetreu als Punkte fest.  Als nächstes zieht man mit der Funktion „Kreis mit Mittelpunkt und Radius“ die Positionskreise mit den Pseudoentfernungen als Radius.  Um den Uhrenfehler zu korrigieren wird ein Schieberegler „a“  definiert. Dieser sollte ein geeignetes Intervall etwa von -10 bis +10 haben. Bei den drei Positionskreisen wird nun beim Radius einfach „a“ addiert.

 Bewegt man den Schieberegler, so ändern sich die Radien aller drei Kreise gleichermaßen um den Wert von a. Bei positiven Werten werden sie größer, bei negativen kleiner. Für einen bestimmten Wert von a schneiden sich die Kreise in einem Punkt: Das ist die Position von Alice. Der Wert von a gibt an, um wie viele Meter die Pseudoentfernungen zu groß waren. Da wir bei der Messung auf eine Geschwindigkeit der Signale von 1 m/s geachtet haben, ist der Wert von a demnach auch zugleich der Uhrenfehler in Sekunden.

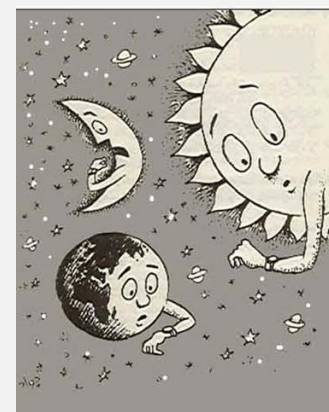


Im Ergebnis liefert uns die Messung nun also nicht nur Alice' Position relativ zu den Satelliten, sondern auch den Fehler ihrer Empfängeruhr. Durch die exakte Ortung wird ihre Uhr mit den hochgenauen Satellitenuhren synchronisiert – es spielt also keine Rolle, dass die Empfängeruhr etwas ungenau ist!

Bei echten Galileoempfängern werden natürlich keine Kreise gezeichnet und deren Radien verändert. Man verwendet stattdessen relativ anspruchsvolle mathematische Verfahren der so genannten linearen Algebra und der Fehlerausgleichsrechnung zur Korrektur. Diese basieren aber auf der gleichen geometrischen Grundüberlegung. Obwohl also die echte Satellitennavigation im Detail ganz schön anspruchsvoll und komplex ist, basiert sie doch auf verblüffend einfachen Prinzipien der Physik und der Mathematik.

 **Für Brainies:** Das Messprinzip der Satellitenortung basiert unter anderem auf der Konstanz der Lichtgeschwindigkeit. Sie sorgt dafür, dass sich die Signale im Vakuum des Weltraums gleichbleibend schnell ausbreiten. Eine andere für die Physik überaus bedeutende Folge daraus ist Einsteins spezielle Relativitätstheorie (SRT). Eine sehr verblüffende Kernaussage der SRT ist, dass man in relativ zueinander bewegten Systemen unterschiedliche Zeiten misst (vgl. S. 10). Die Effekte sind jedoch im Normalfall nicht zu beobachten, da sie erst bei hohen Geschwindigkeiten ins Gewicht fallen. Galileosatelliten bewegen sich mit 3,6 km/s sehr schnell durchs All. Nach den Gesetzen der SRT sollten ihre Uhren daher etwas langsamer gehen als irdische.

Tatsächlich tritt jedoch noch ein weiterer Effekt auf, der in der allgemeinen Relativitätstheorie beschrieben wird. Demnach hat auch die Masse der Erde einen Einfluss auf die Zeit. Etwas lax formuliert könnte man sagen: „schwere Uhren gehen langsamer“. Das bedeutet, dass die Satellitenuhren auf Grund ihres großen Abstands von der Erde etwas schneller laufen als irdische („schwere“) Vergleichsuhren. Welcher der beiden Effekte überwiegt, hängt von der Bahnhöhe der Satelliten ab. Bei Galileo führen die relativistischen Effekte dazu, dass die Satellitenuhren pro Sekunde um 0,474 ns voringen, wenn sie nicht entsprechend korrigiert würden.



Abbildungsverzeichnis

Alle Satellitenbilder der Erde wurden auf Basis von frei verfügbaren Daten der Satellitenmissionen Landsat (NASA) und Sentinel-2 (ESA) mit Hilfe von GIS selbst erstellt. Graphische Darstellungen von Messwerten und andere Abbildungen sind, wenn nicht im Folgenden aufgelistet, eigene Werke.

Seite 5: TanDEM-X und TerraSAR-X im Formationsflug; TanDEM-X Höhenmodell: Mount Hanang, Tansania; Die Satellitenorbits von TerraSAR-X und TanDEM-X bilden eine Doppelhelix. Quelle: DLR

Seite 6: Herzdruckmassage auf der ISS. Quelle: Instagram/ESA/NASA

Seite 8: Sir Isaac Newton. Quelle: DLR_next

Seite 9: Satellitenpaar GRACE im Formationsflug. Quelle: NASA

Seite 10: Flugphasen eines Parabelflugs. Quelle: DLR

Seite 12: Der SmallGEO-Satellit auf seiner geostationären Umlaufbahn. Quelle: DLR

Seite 13: Bewegung entlang einer Kreisbahn. Quelle: Dr. Stefan Richtberg

Seite 14: Die drei Kepler-Gesetze grafisch dargestellt. Quelle: Wikipedia

Seite 15: Orbits der Satelliten Terra-SAR-X und TanDEM-X. Quelle: DLR

Seite 16: Unser Sonnensystem. Quelle: DLR_next; Bunte Stürme auf Jupiter. Quelle: NASA

Seite 17: Tschurjumow-Gerassimenko; Quelle: ESA

Seite 18: Solar Dynamic Observatory. Quelle: NASA

Seite 20: Sturm auf dem Saturn. Quelle: NASA

Seite 21: Künstlerische Darstellung: Fernerkundungssatellit im All. Quelle: ESA. Kartierung von überfluteten Flächen. Quelle: DLR

Seite 22: Prisma. Quelle: Wikipedia

Seite 27: Ozonloch. Quelle: DLR

Seite 28: Eine Scheune im nahen Infrarot aufgenommen. Quelle: Wikipedia

Seite 35: Künstlerische Darstellung: Galileo Satellit im Orbit. Quelle: ESA. GNSS-gesteuerte Maschinen beim Precision Farming Quelle: DLR. Start von vier Galileosatelliten am 25.7.2018 mit einer Ariane 5 ES Rakete. Quelle: ESA

Seite 36: Blick vom Mond auf die Erde. Quelle: NASA

Seite 37: Abflachung der Erde. Quelle: Joachim Herz Stiftung, www.leifiphysik.de

Seite 38: Kartenausschnitt Zugspitze. Geobasisdaten: Bayerische Vermessungsverwaltung. Polarlichter aus Sicht der ISS; Quelle: NASA

Seite 39: Luftdruck. Quelle: Uni Rostock. Experimentaufbau Schweredruck. Quelle: Joachim Herz Stiftung, www.leifiphysik.de

Seite 40: Schiffsroute von Bremen nach Großbritannien. Daten von <http://www.openstreetmap.org>; Entstehung der Tageszeit. Quelle: Wikipedia, Duff06 (CC0)

Seite 41: Chronometer H4; Quelle: Wikipedia

Seite 42: Sonnenstandmessung mit Hilfe eines Sextanten. Quelle: space-awareness. Jahreszeiten in Abhängigkeit vom Sonnenstand. Quelle: Wikipedia, Astromedia

Seite 43: Taschenuhr. Quelle: Wikipedia

Seite 44: Akustische Stoppuhr in der phyphox App (<https://phyphox.org/de/home-de/>)

Seite 46: Künstlerische Darstellung zweier Galileo Satelliten im Orbit. Eine Maser-Uhr für Galileo. Quelle: ESA. Schnitt von vier Kugelschalen. Quelle: DLR

Seite 48: Künstlerische Darstellung eines Galileo Satelliten. Quelle: ESA

Seite 49: Ausschnitt aus GeoGebra: <https://www.geogebra.org>



Serviceheft

Tobias Schüttler (tobias.schuettler@lmu.de)

Andrea Lisa Nagel

Simone Zepp

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

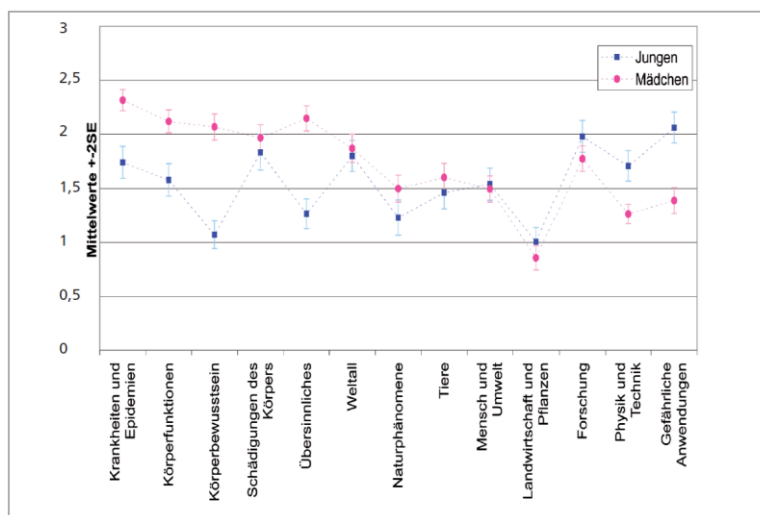


Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wird mit Mitteln des Bundes-Ministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

Vorwort

Internationale Vergleichsstudien wie TIMSS¹ und PISA² zeigen, dass deutsche Schülerinnen und Schüler³ in den Naturwissenschaften zwar keine Spitzenplätze belegen, jedoch weltweit – auch im EU- und im OECD-Vergleich – gut mithalten können und sogar leicht überdurchschnittliche Ergebnisse erzielen. Demgegenüber ist das allgemeine Interesse an Naturwissenschaften bei Jugendlichen, insbesondere bei Mädchen, nach wie vor gering, was laut entsprechenden Erhebungen, auch an einem nicht mehr zeitgemäßen Bild naturwissenschaftlicher Berufe liegt⁴. Dies führt unter anderem dazu, dass bestimmte technische und naturwissenschaftliche Berufe für junge Menschen nicht sonderlich attraktiv erscheinen und sich ein Fachkräftemangel abzeichnet bzw. zum Teil bereits deutlich erkennbar ist. Gleichzeitig wird jedoch das Leben in unserer zunehmend technisierten Welt immer komplexer und die Abhängigkeit von technischen Instrumenten – auch Raumfahrtanwendungen – nimmt zu.

Obwohl das Interesse an Physik bei deutschen Jugendlichen nicht besonders groß ist, scheint die Faszination Raumfahrt davon unbenommen zu sein, was auch entsprechende Studien⁵ belegen. Vielmehr noch gelingt bei diesem Thema etwas, was Pädagogen und Didaktiker der Naturwissenschaften seit Jahrzehnten versuchen, nämlich Mädchen und Jungen gleichermaßen anzusprechen (vgl. Abbildung 1): Das Thema „Weltall“ scheint interessenmäßig zwischen den „typischen Jungs- bzw. Mädchenthemen“ zu stehen.



Themengebundenes Interesse von Mädchen und Jungen (Holstermann, Bögeholz, 2007)

¹ http://www.km.bayern.de/download/5997_zusammenfassung_timss_2011_internet_km.pdf

² www.oecd.org/berlin/themen/PISA-2012-Zusammenfassung.pdf

³ Im Folgenden wird im Sinne der besseren Lesbarkeit auf die Nennung beider Geschlechter verzichtet.

⁴ Vgl. u.a. MINT Nachwuchsbarmeter 2015 der Körber Stiftung, <http://www.koerber-stiftung.de>

⁵ <http://roseproject.no/>

Vielfach wurde bereits beobachtet, dass die Implementierung physikalischer Inhalte in einen sinnstiftenden, spannenden Kontext allgemein interessefördernd ist, so betont beispielsweise Rabe 2010:

„Die Einbettung in alltägliche Erfahrungen ist generell Interesse fördernd, für Mädchen jedoch nur, wenn sie dabei auf Erfahrungen zurückgreifen können, die sie selbst gemacht haben können.“ (PIKO-BRIEF NR. 2, 2010)

Wie kann man aber die für Mädchen wie Jungen gleichermaßen ansprechenden Raumfahrtinhalte einer direkten „Selbsterfahrung“ zugänglich machen und somit das ihnen innewohnende Potential als faszinierender Kontext für physikalisches Wissen und Kompetenzen ausschöpfen?

Zu diesem Zweck wurden unter dem Motto „Themenjahr Satellitentechnologie“ speziell für Schüler*innen der Sekundarstufen I und II weiterführender Schulen, sowie für deren Lehrkräfte Unterrichtsmaterialien zu Inhalten der angewandten Raumfahrt für einen modernen naturwissenschaftlichen Unterricht entwickelt, fachdidaktisch evaluiert, optimiert und online frei zur Verfügung gestellt. Das Material wurde so ausgestaltet, dass damit bestimmte, in den Lehrplänen nahezu aller Bundesländer vorkommende, physikalische Inhalte in einem sinnstiftenden Kontext unterrichtet werden können. Die Unterrichtsmaterialien sind untergliedert in ein Schülerheft mit Serviceteil und eine Lehrerhandreichung. Verfügbar sind die Materialien im Internet unter www.sattec.org.

Inhaltsverzeichnis

Vorwort zu Satelliten und Anwendungen.....	8
1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit	9
Schlagwortverzeichnis	9
Jahrgangstufe.....	9
Experiment: Fallbox	10
Experiment-Aufbau.....	10
Materialien.....	10
Versuchsdurchführung.....	11
Musterlösung.....	12
2. Newtonsches Gravitationsgesetz.....	14
Schlagwortverzeichnis	14
Jahrgangstufe.....	14
Musterlösung.....	15
3. Waagerechter Wurf	16
Schlagwortverzeichnis	16
Jahrgangstufe.....	16
Musterlösung.....	17
4. Kreisbewegung.....	19
Schlagwortverzeichnis	19
Jahrgangstufe.....	19
Experimente zur Kreisbewegung	20
Quantitatives Experiment mit der App phyphox.....	20
Qualitatives Experiment mit Massestücken und Schnur	20
Materialien.....	21
Versuchsdurchführung.....	21
Musterlösung.....	22
5. Kepler-Gesetze.....	24
Schlagwortverzeichnis	24
Jahrgangstufe.....	24
Musterlösung.....	25
6. Unser Sonnensystem	26
Schlagwortverzeichnis	26
Jahrgangstufe.....	26

Musterlösung.....	27
7. Lehrplanzuordnung.....	31
Vorwort zur Satellitenfernerkundung.....	33
1. Farben und Farbmischung	34
Schlagwortverzeichnis	34
Jahrgangstufe.....	34
Experiment: Lichtbrechung.....	35
Experiment-Aufbau.....	35
Sicherheitsrelevante Hinweise.....	35
Materialien.....	35
Durchführung.....	35
Experiment: Farbmischung	36
Experiment-Aufbau.....	36
Sicherheitsrelevante Hinweise.....	36
Materialien.....	36
Durchführung.....	36
Musterlösung	37
a) Wie entsteht ein Farbbild	37
b) Additive und Subtraktive Farbmischung.....	37
c) Reflexion – Transmission – Absorption.....	38
2. Sehen wie ein Satellit.....	39
Schlagwortverzeichnis	39
Jahrgangstufe.....	39
Musterlösung.....	40
a) Echtfarbenbild.....	40
b) Räumliche Auflösung	40
3. Sehen wie ein Satellit (2): Informationen aus dem Unsichtbaren.....	41
Schlagwortverzeichnis	41
Jahrgangstufe.....	41
Experiment: elektromagnetisches Spektrum	42
Experiment-Aufbau.....	42
Materialien.....	42
Durchführung.....	42
Experiment:.....	43
Experiment-Aufbau.....	43

Sicherheitsrelevante Hinweise.....	43
Materialien.....	43
Durchführung.....	43
Musterlösung.....	44
a) Elektromagnetisches Spektrum	44
b) Vegetationsanalysen.....	45
4. Auswertung von Satellitenbildern LEOWorks.....	46
Schlagwortverzeichnis	46
Jahrgangstufe.....	46
Materialien.....	47
Musterlösung.....	48
a) Einführung in LEOWorks	48
b) Bestimmung der Waldbrandfläche von Nurri.....	53
5. Lehrplanzuordnung.....	60
Vorwort zu Galileo	61
1. Die Erde – Kugel, Ei oder Kartoffel?	62
Schlagwortverzeichnis	62
Jahrgangstufe.....	62
Experiment: Luftballon	63
Experiment-Aufbau.....	63
Sicherheitsrelevante Hinweise.....	63
Materialien.....	63
Durchführung.....	63
Musterlösung.....	64
Spiel: Geschichte der Navigation	65
2. Navigieren wie Christoph Kolumbus.....	67
a) Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde	67
Schlagwortverzeichnis	67
Jahrgangstufe.....	67
Experiment: Schweredruck.....	68
Experiment-Aufbau.....	68
Sicherheitsrelevante Hinweise.....	68
Materialien.....	68
Durchführung.....	68
Musterlösung.....	69

b)	Orientierung an den Gestirnen	70
	Schlagwortverzeichnis	70
	Jahrgangstufe	70
	Experiment: Fadenpendel/ Sextant	71
	Experiment-Aufbau	71
	Sicherheitsrelevante Hinweise	71
	Materialien	71
	Durchführung	71
	Musterlösung	72
	Aufbau eines Sextanten	75
3.	Ortung mit (Funk-) Signalen	76
	Schlagwortverzeichnis	76
	Jahrgangstufe	76
	Experiment: Laufzeit	77
	Experiment-Aufbau	77
	Materialien	77
	Durchführung	78
4.	Satellitenortung	79
	Schlagwortverzeichnis	79
	Jahrgangstufe	79
	Experiment: Laufzeit	80
	Experiment-Aufbau	80
	Materialien	80
	Durchführung	80
	Musterlösung	81
5.	Lehrplanzuordnung	85
	Abbildungsquellen	87

Vorwort zu Satelliten und Anwendungen

Liebe Lehrerinnen und Lehrer,

mit diesem Serviceheft erhalten Sie lehrerspezifische Begleitmaterialien zum Schülerheft rund um das Thema Satelliten und deren Anwendungen.

Satelliten bieten zunehmend mehr Anknüpfungspunkte zu unserem Alltag, sei es bei der Navigation, der Wettervorhersage oder auch der Kommunikation. Im Schulunterricht kann der Kontext Satellitentechnologien eingesetzt werden, um den Schülerinnen und Schülern Inhalte in neuen und alltagsrelevanten Zusammenhängen zu präsentieren. Neben technischen Aspekten bieten gerade die physikalischen Grundlagen der Satellitenbewegung hierzu hohes Potential. Das Themenfeld beschäftigt sich nicht nur mit dem Fach Physik, sondern auch mit der Mathematik und politischen Themen, sodass dieses Schülerheft insbesondere auch fächerverbindend genutzt werden kann. Allerdings wurde bei der Konzipierung darauf geachtet, die behandelten Themen schwerpunktmäßig aus physikalischer Perspektive zu betrachten.

Eine Doppelseite im Schülerheft ist im Normalfall für eine 90-minütige Unterrichtseinheit konzipiert. In diesem Serviceheft sind Zusatzinformationen sowie ggf. Tipps zum Experimentieren enthalten. Beispielsweise ob die beinhalteten Experimente als Demoexperiment, Schülerexperiment oder Projekt geeignet sind. Auch werden Sicherheitshinweise gegeben, der Experimentaufbau und die –durchführung erläutert und die benötigten Materialien genannt.

1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit

Schlagwortverzeichnis

Freier Fall, Schwerelosigkeit, Erdanziehungskraft, Erdbeschleunigung, Masse, Fallbox, biologische Bedeutung der Schwerelosigkeit

In diesem Kapitel geht es um die Schwerelosigkeit, genauer gesagt um deren Entstehung im freien Fall. Zunächst wird erklärt, wie Schwerelosigkeit entsteht. Anschließend sollen verschiedene Experimente unter zu Hilfenahme einer selbstgebauten Fallbox in Schwerelosigkeit durchgeführt werden. Auswirkungen der Schwerelosigkeit auf den menschlichen Körper werden ebenfalls angesprochen.

Jahrgangstufe

09

10

11

12

Demoexperiment

Schülerexperiment

Projekt

Experiment: Fallbox

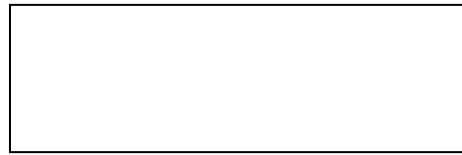
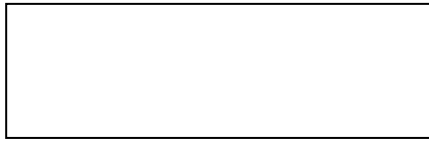
Experiment-Aufbau



Materialien

- Kunststoffbox
- Kabelbinder
- Smartphone
- mechanische Briefwaage
- Kleiner Ball
- Teelicht
- Schokolinsen , Luftballon etc.
- starke Magnete, Schwarzes Klebeband, Schaumstoff

Für die Fallbox wird eine kleine Kunststoffbox (aus dem Baumarkt) benötigt.



Versuchsdurchführung

Die einzelnen Experimente werden mit Hilfe von starken Magneten in der Fallbox befestigt.

Der Ball wird mit Hilfe eines Klebebandes locker auf der Waage befestigt.



Mit Hilfe des Smartphones können Videos aufgenommen werden, um so die einzelnen Objekte im freien Fall zu beobachten. Die Videos können anschließend auf dem PC (Beamer) betrachtet und

Musterlösung

1. Ball auf Waage im freien Fall.

Beobachtung: Die Waage zeigt kein (bzw. „negatives“) Gewicht an.

Begründung: Beim freien Fall ist nur noch die (beschleunigende) Gewichtskraft vorhanden, die Haltekraft allerdings nicht. Die Feder der Waage wird also während des freien Falls nicht mehr zusammengedrückt. Die Waage zeigt 0 an (bzw. „negatives“ Gewicht, da sich die Feder entspannt.

2. Kerzenflamme im freien Fall.

Beobachtung: Die Kerzenflamme wird kugelrund, kleiner und dunkler.

Begründung: In Schwerelosigkeit gibt es keinen statischen Auftrieb. Daher entsteht kein Luftstrom (Kamineffekt), welcher die Flamme sonst in die Länge zieht. Die Flamme bildet eine kleine Kugel und brennt mit niedrigerer Temperatur.

3. Schokolinsen im freien Fall.

Beobachtung: Die Schokolinsen schweben in der Fallbox

Begründung: Die Schokolinsen drücken durch ihr Gewicht den Schaumstoff etwas zusammen. Im freien Fall kann sich der Schaumstoff, ähnlich wie die Feder der Waage in (1) ausdehnen und die Schokolinsen nach oben drücken. Diese schweben daraufhin kurz scheinbar schwerelos in der Fallbox.

Der Zusammenhang zwischen Fallhöhe h und Fallzeit t wird durch die Gleichung $h = \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2$ beschrieben. Wobei g die Erdbeschleunigung ist. Aus welcher Höhe müsste die Fallkapsel herunterfallen, um eine Sekunde Schwerelosigkeit zu erzeugen? Ist das Ergebnis realistisch?

$$h = \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2 = \frac{1}{2} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot (1\text{s})^2 \approx 4,90\text{m}$$

Nein, das Ergebnis ist nicht realistisch, da der Luftwiderstand der Fallbox sehr groß ist. D.h. für eine Sekunde Schwerelosigkeit müsste die Box aus einer größeren Höhe herunterfallen. Allerdings würde der Luftwiderstand dazu führen, dass kein wirklich freier Fall mehr vorliegt und demnach auch keine Schwerelosigkeit in der Fallbox.

2. Newtonsches Gravitationsgesetz

Schlagwortverzeichnis

Gravitationsgesetz, Gravitationskonstante, Erdanziehungskraft, Satelliten

Im zweiten Kapitel wird die Frage geklärt, warum Dinge zu Boden fallen. Ausgangspunkt ist das Newtonsche Gravitationsgesetz. Mit Hilfe dieses Gesetzes kann die aus der Anziehung der Massen resultierende Kraft zwischen zwei Körpern berechnet werden. Unterstützend können Beispiele aus dem Alltag und der Forschung herangezogen werden.

Jahrgangstufe

09

10

11

12

Demoexperiment

Schülerexperiment

Projekt

Musterlösung

Berechne den Betrag der Kraft zwischen dem TanDEM-X-Satelliten ($m_{DEM} = 1330 \text{ kg}$) und der Erde ($m_E = 5,97 \cdot 10^{24} \text{ kg}$). Der Erdradius ist $R_E = 6370 \text{ km}$, die Bahnhöhe des Satelliten $h = 514 \text{ km}$. Vergleiche mit der Gewichtskraft auf den Satelliten am Erdboden vor dem Start. ($F_G = m \cdot g$)

Bahnradius: $r = 6370 \text{ km} + 514 \text{ km} = 6884 \text{ km}$

$$F = G \cdot \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2} = 6,674 \cdot 10^{-11} \frac{\text{m}^3}{\text{kg} \cdot \text{s}^2} \cdot \frac{1330 \text{ kg} \cdot 5,97 \cdot 10^{24} \text{ kg}}{(6884 \cdot 10^3 \text{ m})^2} \approx 11,2 \text{ kN}$$

$$F_G = m \cdot g = 1330 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \approx 13,0 \text{ kN}$$

$$\frac{F}{F_G} \approx 86\%$$

Berechne den Betrag der Kraft zwischen dem TanDEM-X- und dem TerraSAR-X-Satelliten, wenn sie sich im kleinstmöglichen Abstand ($d = 120 \text{ m}$) voneinander befinden. Wie viele Tage würde es theoretisch dauern, bis diese Kraft die Satelliten zusammengezogen hätte? Gehe vereinfachen davon aus, dass beide Satelliten dieselbe Masse ($m = 1300 \text{ kg}$) haben und vernachlässige andere Störfaktoren.

$$F = G \cdot \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2} = 6,674 \cdot 10^{-11} \frac{\text{m}^3}{\text{kg} \cdot \text{s}^2} \cdot \frac{1300 \text{ kg} \cdot 1300 \text{ kg}}{(120 \text{ m})^2} \approx 7,8 \cdot 10^{-9} \text{ N}$$

$$F = m \cdot a \Rightarrow a = \frac{F}{m} = \frac{7,8 \cdot 10^{-9} \text{ N}}{1300 \text{ kg}} \approx 6,0 \cdot 10^{-12} \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$s = \frac{1}{2} a t^2 \Rightarrow t = \sqrt{\frac{2s}{a}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \frac{1}{2} \cdot 120 \text{ m}}{6,0 \cdot 10^{-12} \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}} \approx 4,5 \cdot 10^6 \text{ s} \approx 52 \text{ d}$$

3. Waagerechter Wurf

Schlagwortverzeichnis

Waagerechter Wurf, Wurfparabel, Diagramme, Videoanalyse, Schwerelosigkeit, Fallbox

In diesem Kapitel geht es um den waagerechten Wurf und dessen Anwendungen in der Luft- und Raumfahrt. Die Schülerinnen und Schüler sollen mit Hilfe von Bewegungsgleichungen die Gleichung der Wurfparabel aufstellen. Mit Hilfe der Viana-App kann ein waagerechter Wurf als Video aufgenommen, analysiert und in einem Diagramm festgehalten werden. Mit Hilfe von Parabelflügen kann kurzzeitig die Schwerelosigkeit erreicht werden.

Jahrgangstufe



09



10



11



12



Demoexperiment



Schülerexperiment



Projekt

Musterlösung

Stelle die Höhe y als Funktion der Wurfweite x dar. Begründe damit, dass die Bahn beim waagerechten Wurf eine (halbe) Parabelbahn ist.

$$x = v_0 \cdot t \Rightarrow t = \frac{x}{v_0} \text{ einsetzen in } y = h_0 - \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2$$

$$y = h_0 - \frac{1}{2} \cdot g \cdot \left(\frac{x}{v_0}\right)^2 \Leftrightarrow y = h_0 - \frac{g}{2 \cdot v_0^2} \cdot x^2$$

Dies ist die Gleichung einer nach unten geöffneten Parabel mit Scheitel $S(0|h_0)$.

Begründe mit Hilfe der Überlegungen zum freien Fall, warum man sich beim Parabelflug auf der gesamten Parabel, also insbesondere auch schon beim aufsteigenden Teil, schwerelos fühlt.

Im freien Fall fühlt man sich schwerelos, weil keine Gegenkraft (Haltekraft) mehr zur Gewichtskraft vorhanden ist. Dies ist beim schrägen Wurf genauso. Das Parabelflugzeug fliegt nun einfach die Bahn des schrägen Wurfs mit entsprechend passender Geschwindigkeit ab. Alle Körper im Flugzeug bewegen sich daher auf einer Parabel – genau, wie wenn sie schräg geworfen wurden. Das Flugzeug fliegt gewissermaßen als Hülle darum herum. Daher fühlt man sich darin entlang der gesamten Parabelbahn schwerelos.

Nimm mit Hilfe der App „Viana“ einen waagerechten Wurf auf. Werte deine Messung aus, indem du die Flugbahn markierst. Gib die Gleichung der Wurfparabel an.

Eigene Lösung

Stelle die Gleichung für die „Wurfparabel“ des Parabelflugs (Seite 10) auf.

$$v_0 = 370 \frac{\text{km}}{\text{h}} \approx 103 \frac{\text{m}}{\text{s}}; h_0 = 8500\text{m}$$

$$y = h_0 - \frac{g}{2 \cdot v_0^2} \cdot x^2$$

$$y = 8500\text{m} - 4,3 \cdot 10^{-4} \frac{1}{\text{m}} \cdot x^2$$

In Kapitel 1. hast du Experimente mit der Fallbox durchgeführt. Wiederhole diese Experimente. Lass diesmal jedoch die Box nicht einfach nur senkrecht fallen, sondern wirf sie einem/ einer Partner*in zu. Aber bitte nicht fallen lassen! Notiere deine Beobachtungen und begründe sie.

Beobachtung: Die Waage zeigt ab dem Moment des Loslassens kein Gewicht mehr an.

Begründung: Während des gesamten „Parabelflugs“ herrscht in der Fallbox Schwerelosigkeit.

4. Kreisbewegung

Schlagwortverzeichnis

Kreisbewegung, Umlaufdauer, Winkelgeschwindigkeit, Bahngeschwindigkeit, Frequenz, Zentripetalkraft, Zentripetalbeschleunigung

Im vierten Kapitel geht es um die Kreisbewegung, insbesondere bei Satelliten. Geostationäre Satelliten bewegen sich genau mit der Drehung der Erde über dem Äquator. Sie bewegen sich also entlang einer Kreisbahn. Mit Hilfe der phyphox-App kann beispielsweise die Zentripetalbeschleunigung gemessen und daraus Schlüsse über die Zusammenhänge und Einflussgrößen gezogen werden.

Jahrgangstufe



09

10

11

12



Demoexperiment

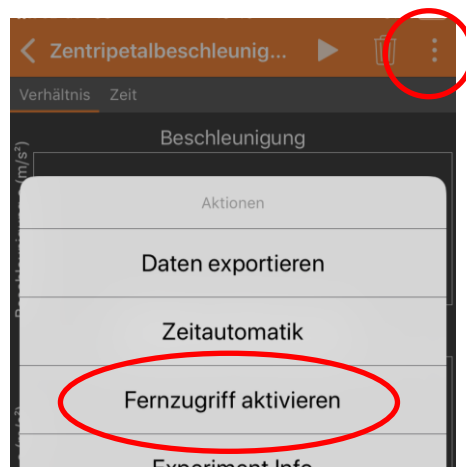
Schülerexperiment

Projekt

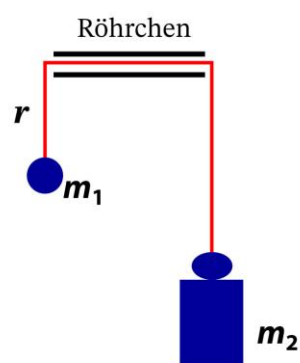
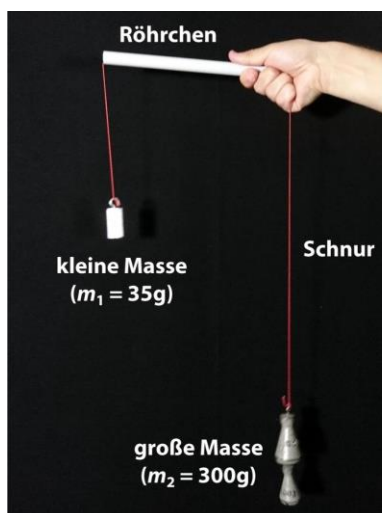
Experimente zur Kreisbewegung

Quantitatives Experiment mit der App phyphox

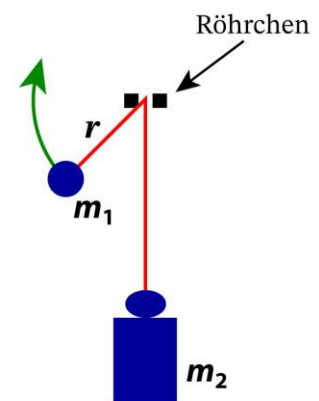
Die phyphox-App wird gestartet (Mechanik → Zentripetalbeschleunigung) und mit Hilfe eines zweiten Geräts wird der Fernzugriff eingerichtet (Erklärung unter <https://phyphox.org/de/fernsteuerung>). Das Smartphone wird zusammen mit einer Polsterung, z.B. einem Handtuch in eine Salatschleuder gelegt, der Fernzugriff wird aktiviert und das Experiment in der App gestartet. Anschließend wird das Handy zum Rotieren gebracht.



Qualitatives Experiment mit Massestücken und Schnur



Seitenansicht



Frontansicht

Vgl.: <https://www.leifiphysik.de/mechanik/kreisbewegung/versuche/kreisbahn-einer-rotierenden-masse>

Materialien

- zwei Massestücke mit unterschiedlicher Masse
- Schnur
- Röhrchen

Versuchsdurchführung

Die Schnur wird durch das Röhrchen gezogen. An den Enden der Schnur wird jeweils ein Massestück fest verknotet. Das schwere Massestück vermittelt eine konstante (!) Zentripetalkraft für die Kreisbewegung. Bei großer Winkelgeschwindigkeit kann diese die kleine Masse nur auf einem Kreis mit kleinem Radius halten, bei kleiner Winkelgeschwindigkeit muss der Radius entsprechend $F_Z = m \cdot \omega^2 \cdot r$ größer sein.

⚠ Achtung: Unbedingt die Massestücke gut vor dem Wegfliegen sichern und entsprechend reißfeste Schnur verwenden!

Musterlösung

Berechne die Winkelgeschwindigkeit, die Frequenz und die Bahngeschwindigkeit für einen geostationären Satelliten (Bahnhöhe $h = 36.000 \text{ km}$) und die ISS in Grundeinheiten. Vergleiche die Ergebnisse. Hinweis: die ISS hat eine mittlere Bahnhöhe von $h = 408 \text{ km}$ über dem Erdboden und eine Umlaufzeit von $t = 93 \text{ min}$.

$$\text{GEO: } \omega = \frac{2\pi}{24\text{h}} \approx 7,27 \cdot 10^{-5} \frac{1}{\text{s}}$$

$$f = \frac{\omega}{2\pi} \approx 1,16 \cdot 10^{-5} \frac{1}{\text{s}}$$

$$v = \omega \cdot r = 7,27 \cdot 10^{-5} \frac{1}{\text{s}} \cdot (6370\text{km} + 36000\text{km}) \approx 3,08 \frac{\text{km}}{\text{s}}$$

$$\text{ISS: } \omega = \frac{2\pi}{93\text{min}} \approx 1,13 \cdot 10^{-3} \frac{1}{\text{s}}$$

$$f = \frac{\omega}{2\pi} \approx 1,79 \cdot 10^{-4} \frac{1}{\text{s}}$$

$$v = \omega \cdot r = 1,13 \cdot 10^{-3} \frac{1}{\text{s}} \cdot (6370\text{km} + 408\text{km}) \approx 7,66 \frac{\text{km}}{\text{s}}$$

Lege dein Smartphone auf eine sich drehende Scheibe oder in eine Salatschleuder. Öffne die phyphox-App und messe die Winkelgeschwindigkeit. Behalte den Radius bei jeder Messung bei und verändere nur die Winkelgeschwindigkeit. Welche Aussage kannst Du über die Beschleunigung treffen? Die Formel für die Zentripetalbeschleunigung lautet $a = \frac{v^2}{r}$ mit der Einheit $\frac{\text{m}}{\text{s}^2}$.

Durch verschiedene Dreh-Geschwindigkeiten erhalten wir unterschiedliche Winkelgeschwindigkeiten (Achtung! Nicht zu schnell drehen, da sonst die Sensoren keine richtigen Ergebnisse liefern). Die Zentrifugalbeschleunigung wächst mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit an.

Begründe rechnerisch, warum auch mit folgender Formel gerechnet werden kann, wenn man die Bahngeschwindigkeit v kennt, aber nicht die Winkelgeschwindigkeit: $F_Z = m \cdot \frac{v^2}{r}$.

$$v = \omega \cdot r \Rightarrow v^2 = \omega^2 \cdot r^2 \Rightarrow \omega^2 = \frac{v^2}{r^2}$$

$$\text{Also: } F_Z = m \cdot \omega^2 \cdot r = m \cdot \frac{v^2}{r^2} \cdot r^2 = m \cdot \frac{v^2}{r}$$

Berechne den Betrag der Zentripetalkraft welche die folgenden Satelliten auf ihrer Bahn hält. Was fällt dir auf? Woher kommt die Zentripetalkraft, warum fliegen die Satelliten nicht einfach weg?

Satellit	Bahnhöhe	Umlaufzeit	Masse
Terra-SAR-X	514 km	95 min	1230 kg
Galileo-FOC	23.222 km	14 h 5 min	732,8 kg
Eutelsat 9B	35.786 km	24 h	5175 kg

$$\text{TSX: } F_Z = m \cdot \omega^2 \cdot r = m \cdot \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \cdot r = 1230\text{kg} \cdot \frac{4\pi^2}{(95 \cdot 60\text{s})^2} \cdot (6370 + 514) \cdot 10^3\text{m} \approx$$

$$F_Z = 10,3\text{kN} (\hat{=} 86\%F_G)$$

$$\text{Galileo: } F_Z = 0,333\text{kN} (\hat{=} 4,6\%F_G)$$

$$\text{Eutelsat: } F_Z = 1,15\text{kN} (\hat{=} 2,3\%F_G)$$

Bezogen auf die Gewichtskraft F_G wird die Zentripetalkraft mit zunehmendem Bahnradius immer kleiner. Ursache für die Anziehung ist die Gravitationskraft, welche mit zunehmendem Abstand zum Zentralkörper abnimmt.

Lasse die kleine Kugel (s. Abbildung rechts) mit Hilfe der selbstgebauten Apparatur vertikal rotieren. Verändere dabei vorsichtig (!) die Winkelgeschwindigkeit und damit auch den Bahnradius. Was kannst du beobachten?

- Je kleiner der Radius r ist, umso größer ist die Winkelgeschwindigkeit ω
- Je größer der Radius r ist, umso geringer ist die Winkelgeschwindigkeit ω

5. Kepler-Gesetze

Schlagwortverzeichnis

Kepler-Gesetze, Gravitationsgesetz, Nutzen von Raumfahrtmissionen, Hohmann-Transfer, heliozentrisches und geozentrisches Weltbild

Für jede Bewegung von Satelliten, seien es Planeten, Kometen oder Asteroiden um die Sonne, natürliche (Mond!) oder künstliche Satelliten um die Erde oder andere Planeten, gelten die drei Kepler-Gesetze. In diesem Kapitel werden die Kepler-Gesetze und deren Anwendungen thematisiert und mit dem Newton'schen Gravitationsgesetz in Beziehung gebracht. Diese fundamentalen physikalischen Gesetzmäßigkeiten werden anschließend auf eine aktuelle Satellitenmission angewendet und damit in den Kontext Satellitentechnologien eingebettet.

Jahrgangstufe



09



10



11



12



Demoexperiment



Schülerexperiment



Projekt

Musterlösung

Leite mit Hilfe des Gravitationsgesetzes das 3. Kepler-Gesetz für den Spezialfall der Kreisbewegung her. Nimm dabei vereinfachend an, dass sich die Sonne selbst nicht bewegt.

Zeige: $\frac{r^3}{T^2} = \text{const.}$

$$F_Z = F_G \Leftrightarrow m_P \cdot \omega^2 \cdot r_P = G \cdot \frac{m_P \cdot m_S}{r_P^2} \text{ mit } \omega = \frac{2\pi}{T} \text{ bzw. } \omega^2 = \frac{4\pi^2}{T^2}$$

$$m_P \cdot \frac{4\pi^2}{T_P^2} \cdot r_P = G \cdot \frac{m_P \cdot m_S}{r_P^2} \Leftrightarrow r_P \cdot \frac{4\pi^2}{T_P^2} = G \cdot \frac{m_S}{r_P^2} \Leftrightarrow \frac{r_P^3}{T_P^2} = G \cdot \frac{m_S}{4\pi^2}$$

Wobei die rechte Seite unabhängig von den Planetendaten und somit für alle Planeten gültig ist.

Die Keplergesetze gelten nicht nur für die Planetenbewegung sondern für jeden Himmelskörper, der sich alleine aufgrund der Gravitation um einen Zentralkörper bewegt. Bei künstlichen Satelliten ist der Zentralkörper die Erde. Man bezeichnet den Quotienten $C = \frac{T^2}{a^3}$ als Kepler-Konstante. Begründe, dass man diese auch direkt aus der Masse M des Zentralkörpers und der Gravitationskonstante G berechnen kann, bzw. dass gilt: $C = \frac{4\pi^2}{G \cdot M}$. Berechne C für die Erde und die Sonne.

$C = \frac{4\pi^2}{G \cdot m_S}$: Kehrwert von oben.

$$\text{Erde: } m_{\text{Erde}} = 5,97 \cdot 10^{24} \text{ kg} \Rightarrow C_{\text{Erde}} = 9,91 \cdot 10^{-14} \frac{\text{s}^2}{\text{m}^3}$$

$$\text{Sonne: } m_{\text{Sonne}} = 1,989 \cdot 10^{30} \text{ kg} \Rightarrow C_{\text{Sonne}} = 2,98 \cdot 10^{-19} \frac{\text{s}^2}{\text{m}^3}$$

Begründe physikalisch, warum die TanDEM-X-Satelliten nicht „nebeneinanderher“ fliegen können.

Satelliten bewegen sich um das Massezentrum der Erde. Zwei Satelliten kreisen somit um einen gemeinsamen Punkt und können daher nicht „nebeneinanderher“ fliegen.

Begründe die sich ändernde Geschwindigkeit eines Satelliten mit einem stark elliptischen Orbit mit Hilfe des 2. Kepler-Gesetzes. Was bedeutet das ganz konkret für das TanDEM-X-Satellitenpaar?

Abbildung 10 verdeutlicht, dass A_1 in derselben Zeitspanne überstrichen wird wie A_2 . Dazu muss der Himmelskörper sich bei A_1 schneller bewegen, da der Weg länger ist. Allgemein ist ein Satellit auf einem elliptischen (nicht kreisförmigen) Orbit im Perigäum (erdnächster Punkt) am schnellsten und im Apogäum (erdferner Punkt) am langsamsten. Das bedeutet, dass TanDEM-X mal etwas schneller (Perigäum) und mal etwas langsamer (Apogäum) fliegt als TerraSAR-X.

6. Unser Sonnensystem

Schlagwortverzeichnis

Auswertung von Daten, Klassifizierung von Planeten, Größenordnungen im Sonnensystem, Rotation der Sonne.

In diesem Kapitel geht es um das Sonnensystem. Neben physikalischen Überlegungen zur Schwerebeschleunigung sollen die Schülerinnen und Schüler mit Hilfe der Internetseite www.dlr.de/next eine virtuelle Reise durch das Sonnensystem durchführen. Dabei sollen sie von den Planeten Steckbriefe erstellen, welche deren jeweiligen Besonderheiten aufgreifen.

Jahrgangstufe



09



10



11



12



Demoexperiment



Schülerexperiment



Projekt

Musterlösung

Befülle eine Schale mit Wasser und stelle sie auf den Tisch. Gebe nun etwas gemahlene Pfeffer hinzu. Beschreibe deine Beobachtung.

In dem noch ruhigen Wasser schweben die Teilchen ungeordnet herum.

Beginne nun das Wasser mit Hilfe eines Stabes oder Stiftes das Wasser gegen den Uhrzeigersinn in Drehung zu bringen. Beschreibe auch hier deine Beobachtung.

Die Pfefferteilchen beginnen nach einiger Zeit sich im Zentrum der Schüssel zu sammeln.

Hinweis: Die physikalische Ursache für dieses Verhalten ist nicht die Schwerkraft sondern der so genannte „Teetasseneffekt“. Das Experiment dient nur der Veranschaulichung!

Die Schwerebeschleunigung g an der Oberfläche eines Körpers mit Masse M und Radius R kann man mit der Formel $g = \frac{G \cdot M}{R^2}$ berechnen. Leite diese Formel aus dem Gravitationsgesetz her.

$$\text{Es gilt: } F_G = G \cdot \frac{m \cdot M}{r^2} = m \cdot g \Rightarrow g = \frac{G \cdot M}{r^2}, r = R$$

Die Schwerebeschleunigung von Jupiter beträgt an seiner Oberfläche ca. $g_{\text{Jupiter}} \approx 23 \frac{m}{s^2}$. Nenne Gründe, warum man diesen Wert nicht direkt mit dem Wert für die Erde vergleichen kann.

Jupiter ist ein Gasplanet und seine Oberfläche ist demnach nicht fest. Man könnte sich dort beispielsweise nicht einfach auf eine Waage stellen.

Der Exoplanet Gliese 876 d hat nach aktuellen Messungen eine Masse von etwa 7 Erdmassen und ist ca. 1,5 Erdradien groß. Berechne den Wert der Schwerebeschleunigung auf der Oberfläche des Planeten. Welche Bedeutung hätte es für das Leben auf der Erde, wenn die Erdbeschleunigung so groß wäre wie auf Gliese 876 d?

$$g = \frac{G \cdot M}{R^2} = \frac{G \cdot 7M_E}{(1,5R_E)^2} = \frac{7}{2,25} g_E \approx 3,1 g_E$$

Das Leben wäre mit Sicherheit anders entwickelt. Große Lebewesen gäbe es zum Beispiel nur im Wasser.

Bestimme mit den Angaben im Text die Schwerebeschleunigung des Kometen Tschuri und dessen ungefähre Masse.

$$100\text{kg} \triangleq 4\text{g} \Rightarrow 1\text{kg} \triangleq 4 \cdot 10^{-5}\text{kg}$$

$$\Rightarrow g_{Tschuri} = 4 \cdot 10^{-5} g_{Erde} = \frac{G \cdot M}{R^2} \quad R \approx 2\text{km}$$

$$\Rightarrow M = \frac{g_{Tschuri} \cdot R^2}{G} = \frac{4 \cdot 10^{-5} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot (2 \cdot 10^3 \text{m})^2}{6,674 \cdot 10^{-11} \text{m}^3 \text{kg}^{-1} \text{s}^{-2}} \approx 2,4 \cdot 10^{13} \text{kg}$$

1. Warum leuchten Kometen und wie entsteht ihr Schweif?
2. Was sind Asteroiden und warum sind sie „potentielle Killer“?
3. Welche Besonderheiten herrschen bezüglich Wetter und Atmosphäre auf dem Mond?
4. Wie entsteht eine Sternschnuppe?
5. Warum ist es für uns Menschen wichtig, die Planeten des Sonnensystems zu erforschen?

Antworten nach www.dlr.de/next

1. Die Oberfläche von Kometen beginnt in der Nähe der Sonne zu brodeln. Große Teile der äußeren Kruste werden in „Pulverdampf“ verwandelt. So entsteht eine riesige Staubwolke, die den Kern (=Koma) des Kometen umhüllt. Der Sonnenwind bläst die Wolke weg, die sich dadurch in die Länge zieht (= hell leuchtender Schweif).
2. Die gigantischen Gesteinsbrocken zwischen Mars und Jupiter, die die Sonne umkreisen, können von ihrer Bahn abkommen und in Richtung Erde stürzen. Kleine Asteroiden verglühen beim Eintritt in die Atmosphäre, Größere hingegen nicht. Diese können dann auf der Erde einen großen Schaden anrichten.
3. Die Oberflächentemperatur beträgt zwischen -233°C und 123°C . Da keine Atmosphäre vorhanden ist, können keinerlei Wetterphänomene wie Wolkenbildung, Wind oder Niederschläge entstehen.
4. Winzige Stein- und Staubteilchen verglühen in Sekundenschnelle beim Eintritt in die Erdatmosphäre.
5. Um so mehr Details über Himmelskörper und über das Universum zu lernen. Siehe „Tomaten im Weltall“: Kann z.B. Gemüse auf anderen Himmelskörpern wachsen?

Starte auf <https://www.dlr.de/next> die virtuelle Reise durch das Sonnensystem. Fülle damit die folgenden Steckbriefe aus.

Merkur

Mittlere Entfernung von der Sonne: 57,9 Millionen km

Oberflächentemperatur: -173°C bis 427°C

Aufbau: Gesteinskruste mit einer Dicke von ca. 100-200 km, Mantel aus Silikatgesteinen, Eisenkern mit einem Durchmesser von ca. 3600 km. Vermutlich gibt es eine flüssige äußere Schicht oder unregelmäßig verteilte Zonen geschmolzenen Eisens

Venus

Mittlere Entfernung von der Sonne: 108,2 Millionen km

Oberflächentemperatur: 462°C

Atmosphäre und Wetter: 80-100 km hohe Atmosphäre mit drei Wolkenschichten in 50-70 km Höhe; Luftdruck auf der Oberfläche bei 90 bar; Heftige Winde in den Wolkenschichten (bis zu 500 km/h Windgeschwindigkeit); Große Masse an Kohlendioxid

Erde

Mittlere Entfernung von der Sonne: 149,6 Millionen km

Oberflächentemperatur: Im Mittel 15°C

Atmosphäre und Wetter: 78% Stickstoff, 21% Sauerstoff, 1% Spurengase und Argon; Unterteilt wird die Atmosphäre der Erde in vier Schichten: Troposphäre (0-10 km), Stratosphäre (10-50 km), Mesosphäre (50-85 km), Thermosphäre (85-600 km), Exosphäre (Weltraum)

Mars

Mittlere Entfernung von der Sonne: 227,9 Millionen km

Oberflächentemperatur: -138°C bis 28°C

Monde: Phobos (der rasende Mond), Deimos (entfernt sich immer mehr vom Mond)

Jupiter

Mittlere Entfernung von der Sonne: 778,4 Millionen km

Mittlerer Durchmesser: 139 822 km (Äquator: 142 984 km)

Aufbau: Gasplanet; ohne sichtbare, feste Oberfläche

Saturn

Mittlere Entfernung von der Sonne: 1,43 Milliarden km

Aufbau: Äußere Atmosphäre: dünne gasförmige Schicht aus Wasserstoff und Helium mit Kristallen von Ammoniak-Eis, Schicht aus zunehmend flüssigem Wasserstoff und Helium, Innere Schicht aus flüssigem, metallischem Wasserstoff, Kern aus Silikatgestein und Eis

Monde: Titan, Iapetus, Enceladus

Uranus

Mittlere Entfernung von der Sonne: 2,87 Milliarden km

Atmosphäre: 83 % Wasserstoff, 15 % Helium, 2 % Methan

Besonderheit der Rotationsachse und Folgen: Uranus „rollt“ auf seiner Bahn, da die Rotationsachse stark gekippt ist. Die Pole werden dadurch jeweils ein halbes Uranus-Jahr (42 Erden-Jahre) lang abwechselnd stark von der Sonne beschienen bzw. befinden sich im Dunklen

Neptun

Mittlere Entfernung von der Sonne: 4,5 Milliarden km

Umlaufdauer: 164,8 Erden-jahre

Atmosphäre: 80 % Wasserstoff, 19 % Helium, 1 % Methan und Spurengase

7. Lehrplanzuordnung

Schlagwort	Lehrplanzuordnung	Kapitel	Sonstiges
Asteroiden	PhA12	6. Sonnensystem	
Aufbau der Sonne	PhA12	6. Sonnensystem	
Aufbau unseres Sonnensystems	Geol12 Ph10, PhA12	6. Sonnensystem	
Auswertung von Daten	PhA12/ Ph10	6. Sonnensystem	
Bahngeschwindigkeit	Ph10	4. Kreisbewegung	
Biologische Bedeutung Schwerelosigkeit	B10	1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?	
Diagramme	Ph10	3. Waagerechter Wurf	
Erdanziehungskraft	Ph8, Ph10	1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?	
Erdbeschleunigung	Ph8	1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?	
Fallbox	Ph10	1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?	
Freier Fall	Ph10	1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?	
Frequenz	Ph10	4. Kreisbewegung	
Geozentrisches Weltbild	Ph10	5. Kepler Gesetze	
Gravitationsgesetz	Ph10	2. Newtonsches Gravitationsgesetz	
Gravitationskonstante	Ph10	2. Newtonsches Gravitationsgesetz	
Heliozentrisches Weltbild	Ph10	5. Kepler Gesetze	
Hohmann-Transfer	PhA12	5. Kepler Gesetze	
Kepler-Gesetze	Ph10, PhA12	5. Kepler Gesetze	
Klassifizierung von Planeten	PhA12	6. Sonnensystem	
Kometen	PhA12	6. Sonnensystem	
Kosmische Größenordnung	PhA12	6. Sonnensystem	
Kreisbewegung	Ph10	4. Kreisbewegung	
Masse	NT7	1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?	
Nutzen von Raumfahrtmissionen	Ph10, PhA12	5. Kepler Gesetze	
Rotation der Sonne	PhA12	6. Sonnensystem	
Satelliten	Ph10, PhA12	1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?	

		2. Newtonsches Gravitationsgesetz	
Schwereelosigkeit	Ph10	1. Freier Fall- Wie entsteht Schwerelosigkeit?	
Sternenentwicklung	PhA12	6. Sonnensystem	
Umlaufdauer	Ph10	4. Kreisbewegung	
Videoanalyse	Ph10	3. Waagerechter Wurf	
Waagerechter Wurf	Ph10	3. Waagerechter Wurf	
Winkelgeschwindigkeit	Ph10	4. Kreisbewegung	
Wurfparabel	Ph10	3. Waagerechter Wurf	
Zentripetalbeschleunigung	Ph10	4. Kreisbewegung	
Zentripetalkraft	Ph10	4. Kreisbewegung	

Vorwort zur Satellitenfernerkundung

Liebe Lehrerinnen und Lehrer,

mit diesem Serviceheft erhalten Sie lehrerspezifische Begleitmaterialien zum Schülerheft um das Thema Satellitenfernerkundung.

Die Satellitenfernerkundung bietet zunehmend mehr Anknüpfungspunkte zu unserem Alltag. Im Schulunterricht können einige Kontexte der Satellitenfernerkundung gut eingesetzt werden, um den Schülerinnen und Schülern Inhalte in neuen Zusammenhängen zu präsentieren. Vor allem die Funktionsweise der Sensoren bietet hierzu hohes Potential. Die Satellitenfernerkundung beschäftigt sich nicht nur mit dem Fach Physik, sondern auch mit der Geografie, der Mathematik oder sozialpolitischen Themen, sodass dieses Schülerheft auch als lehrstoffumfassender Anhaltspunkt genutzt werden kann. Zu erwähnen ist, dass bei der Konzipierung dieses Schülerhefts darauf geachtet wurde, die einzelnen behandelten Teilelemente der Satellitenfernerkundung in einen physikalischen Sachverhalt einzubetten.

Je eine Doppelseite im Schülerheft ist für eine 90-minütige Unterrichtseinheit konzipiert. In diesem Serviceheft sind kurze Zusatzinformationen zu jeder Doppelseite, welche ein Thema behandelt aufgeführt. Zudem erfolgt eine Empfehlung, ob die beinhalteten Experimente als Demoexperiment, Schülerexperiment oder Projekt geeignet sind. Auch werden Sicherheitshinweise gegeben, der Experimentaufbau und die -durchführung erläutert und die benötigten Materialien genannt.

1. Farben und Farbmischung

Schlagwortverzeichnis

Regenbogen, Spektralfarben, Lichtbrechung, Wellenlänge, additive und subtraktive Farbmischung, Reflexion, Absorption, Transmission

In diesem Kapitel geht es um Farben und Farbmischung. Grundlage bilden die Spektralfarben. Dieser physikalische Sachverhalt wird mit Hilfe eines Glasprismas erklärt. Durch die additive und subtraktive Farbmischung können Mischfarben hergestellt werden. Da Strahlung auf verschiedenen Arten mit Objekten wechselwirken kann, können die Schüler und Schülerinnen nachvollziehen warum Oberflächen verschiedene Farben haben.

Jahrgangstufe

09

10

11

12

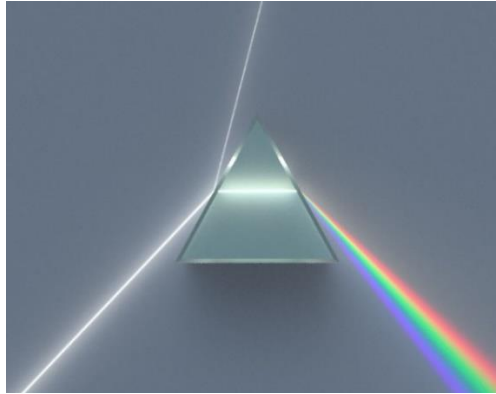
Demoexperiment

Schülerexperiment

Projekt

Experiment: Lichtbrechung

Experiment-Aufbau



Sicherheitsrelevante Hinweise

Niemals direkt in die Lichtquelle sehen! Augenverletzungen können die Folge sein.

Materialien

- Glasprisma
- Lichtquelle (weißes Licht)
- Filterfolien in verschiedenen Farben (z.B. über Amazon)

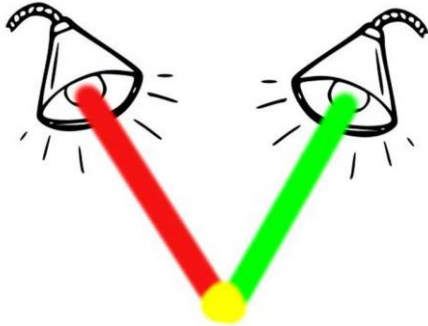
Durchführung

Weißes Licht wird in geeigneter Position durch das Prisma geleitet, sodass das Licht in die Spektralfarben zerlegt wird.

Experiment: Farbmischung

Experiment-Aufbau

Additive Farbmischung:



Subtraktive Farbmischung:



Sicherheitsrelevante Hinweise

Niemals direkt in die Lichtquelle sehen! Augenverletzungen können die Folge sein.

Materialien

- Lichtquelle (weißes Licht)
- Filterfolien in verschiedenen Farben (z.B. über Amazon)

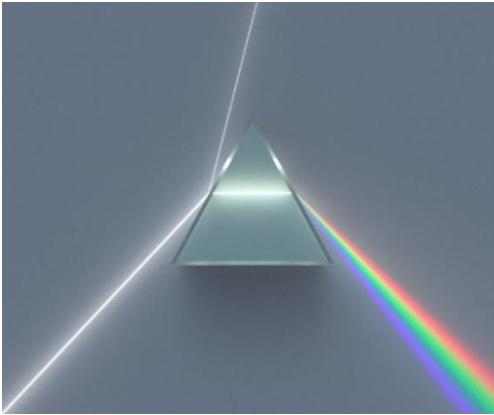
Durchführung

Additive Farbmischung: Vor mehreren weißen Lichtquellen werden verschiedenfarbige Filterfolien befestigt und die damit erzeugten farbigen Lichter zu Mischfarben überlagert.

Subtraktive Farbmischung: auf eine weiß leuchtende Oberfläche werden verschiedenfarbige Filterfolien (übereinander) gelegt, um die subtraktive Farbmischung zu verdeutlichen.

Musterlösung

a) Wie entsteht ein Farbbild



Zeichne in die nebenstehende Abbildung ein, in welche Farben das weiße Licht mittels Prisma zerlegt wird. Beachte die richtige Reihenfolge! Recherchiere, welche Farbe die größte und welche die kleinste Wellenlänge repräsentiert. Gib jeweils den Wellenlängenbereich an.

Größter Wellenlängenbereich: Rot – 640 - 780 nm

Kleinster Wellenlängenbereich: Violett – 380 - 430 nm

b) Additive und Subtraktive Farbmischung

Um die beiden Farbmischungen und vor allem die für die Fernerkundung wichtige additive Farbmischung zu verstehen eignen sich die folgenden Versuche:

1) Versuch zur additiven Farbmischung: Befestige je eine Filterfolie vor der eingeschalteten Lampe eines Handys und strahle damit eine helle Oberfläche an. Vervollständige damit die fehlenden Einträge:

Blau + Rot = Gelb

Grün + Blau + Rot = Weiß

Blau + Grün = Cyan

Grün + Rot = Magenta

2) Versuch zur subtraktiven Farbmischung: Lege abwechselnd verschiedene Filterfolien auf eine helle Oberfläche (beispielsweise weiß leuchtender Handybildschirm) und vervollständige die folgenden Einträge:

Cyan + Magenta = Blau

Gelb + Cyan + Magenta = Schwarz

Cyan + Gelb = Grün

Gelb + Magenta = Rot

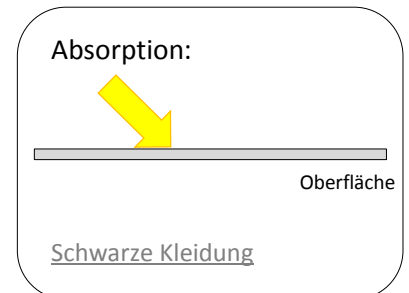
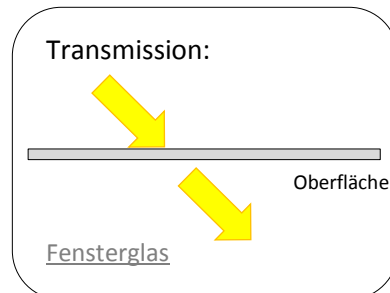
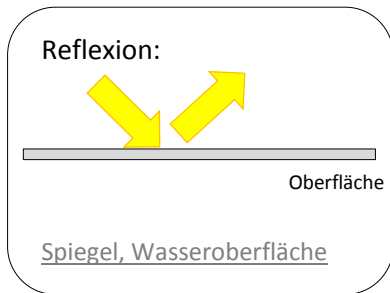
Die subtraktive und die additive Farbmischung finden in unterschiedlichen Gebieten unseres Alltags Anwendung. Nenne je zwei Beispiele aus unserem Alltag für die additive und die subtraktive Farbmischung:

Additive Farbmischung: Bildschirm, Auge, etc.

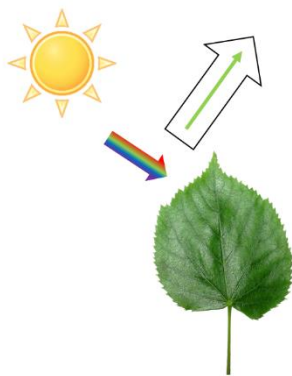
Subtraktive Farbmischung: Drucker, Farbmischung beim Malen, etc.

c) Reflexion - Transmission - Absorption

Stelle die drei Möglichkeiten, wie Licht mit einem Objekt wechselwirken kann, grafisch dar und nenne jeweils ein Materialbeispiel.



Zeichne in die Pfeile die in den Farben Rot, Grün und Blau reflektierten Anteile des einfallenden Sonnenlichts ein.



2. Sehen wie ein Satellit

Schlagwortverzeichnis

Spektralbereich, additive Farbmischung, Interpretation von Vegetationsaufnahmen, Vierstreckensatz

In diesem Kapitel wird die Frage besprochen, was und wie ein Satellit sieht. Fernerkundungssatelliten nehmen die Umgebung nicht als Farbbilder wahr, sondern sie messen die Reflexionen im blauen, grünen und roten Wellenlängenbereich gesondert. Erst die additive Mischung ergibt ein Bild, wie wir es kennen. Um Oberflächen auf einem Satellitenbild unterscheiden zu können, wird ein RGB-Echtfarbenbild erstellt. Für Fernerkundungssensoren ist neben den Farben auch die räumliche Auflösung der Abbildung wichtig, um so mit einer hohen Genauigkeit Objekte auf der Erde unterscheiden zu können.

Jahrgangstufe

09

10

11

12

Demoexperiment

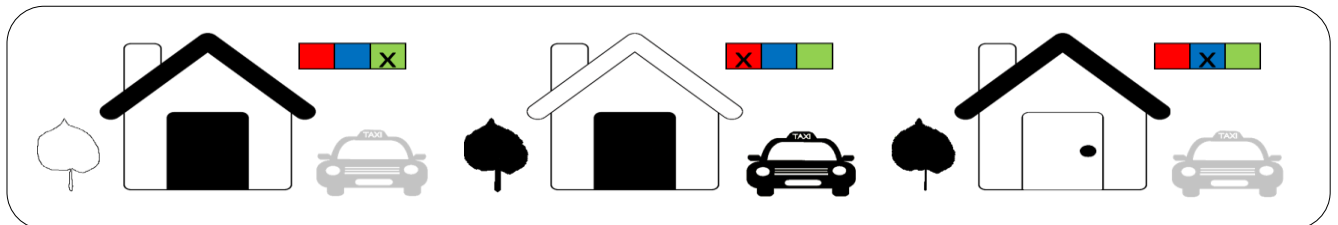
Schülerexperiment

Projekt

Musterlösung

a) Echtfarbenbild

Die Skizze zeigt drei Grauwertbilder, aufgenommen in den Kanälen Rot, Grün und Blau. Ordne den Grauwertbildern die richtigen Farbkanäle zu:



Auf einem solchen RGB-Echtfarbenbild ist es möglich verschiedene Oberflächen voneinander zu unterscheiden. Dies kann über verschiedene Eigenschaften geschehen. Nenne mindestens drei Eigenschaften durch welche man Vegetation von anderen Oberflächen unterscheiden kann.

Form, Farbe, Größe, Helligkeit, Struktur, etc.,

b) Räumliche Auflösung

Die Optik des Sensors, welcher die untenstehende Abbildung aufgenommen hat, hat einen Aufnahmewinkel von 120° und befand sich zum Zeitpunkt der Aufnahme auf einer Höhe von 900 m über Grund. Der Chip hat 2304x1536 Pixel. Berechne die Auflösung eines Pixels des Bildes in Metern.

ein Pixel ist ca. 1,35 x 2,03 m groß



Du möchtest mit dem Sensor die Stadt München (Nord-Süd-Ausdehnung: 20,7 km; Ost-West-Ausdehnung: 26,9 km) in einem Bild sehen können. In welcher Höhe müsste sich der Sensor dazu

mindestens befinden?

Der Sensor muss sich mindestens in einer Höhe von 7,76 km befinden.

3. Sehen wie ein Satellit (2): Informationen aus dem Unsichtbaren

Schlagwortverzeichnis

Elektromagnetisches Spektrum, Röntgenstrahlung, Gammastrahlung, Mikrowellenstrahlung, Infrarot, Wellenlänge, Lichtgeschwindigkeit, Frequenz, Ozonloch, UV-Strahlung, FCKW

Neben der sichtbaren Strahlung gibt es auch Strahlungsarten, die für das menschliche Auge unsichtbar sind. So enthält das Sonnenlicht unter anderem die ultraviolette, Röntgen- und Gamma-Strahlung sowie das Ferne (FIR), Mittlere (MIR) und Nahe (NIR) Infrarot. Viele Fernerkundungssatelliten können diese unsichtbare Strahlung mithilfe von Sensoren messen und sie für wissenschaftliche Zwecke nutzen. Die Schüler und Schülerinnen sollen in diesem Kapitel erfahren, dass verschiedene Strahlungsarten des elektromagnetischen Spektrums in Abhängigkeit der Frequenz oder der Wellenlänge unterschieden werden. Mit Hilfe von geeigneten Instrumenten, wie beispielsweise der Thermalkamera, kann für den Menschen nicht-sichtbare Strahlung sichtbar gemacht werden.

Jahrgangstufe

09

10

11

12

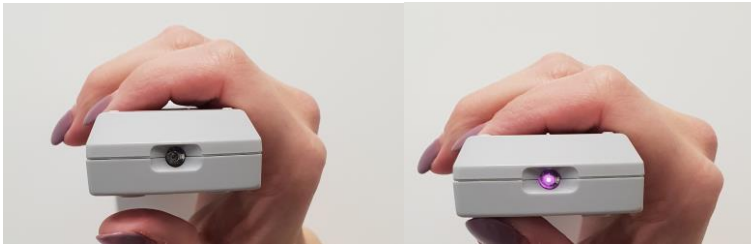
Demoexperiment

Schülerexperiment

Projekt

Experiment: elektromagnetisches Spektrum

Experiment-Aufbau



Materialien

- Smartphone (bei einem iPhone funktioniert das Experiment nur mit der Selfie-Kamera)
- Fernbedienung

Durchführung

Die Fernbedienung wird mit der Infrarotleuchtdiode vor die Kamera gehalten. Hält man den Einschaltknopf gedrückt, so sieht man in der Kamera die Infrarotleuchtdiode leuchten.

Experiment:

Experiment-Aufbau



Sicherheitsrelevante Hinweise

Niemals direkt in die Lichtquelle sehen! Augenverletzungen können die Folge sein.

Achtung, die Kohlebogenlampe wird sehr heiß!

Materialien

- Geradsichtprisma aus Flintglas
- Kohlebogenlampe
- Spaltblende
- Fluoreszenzschirm

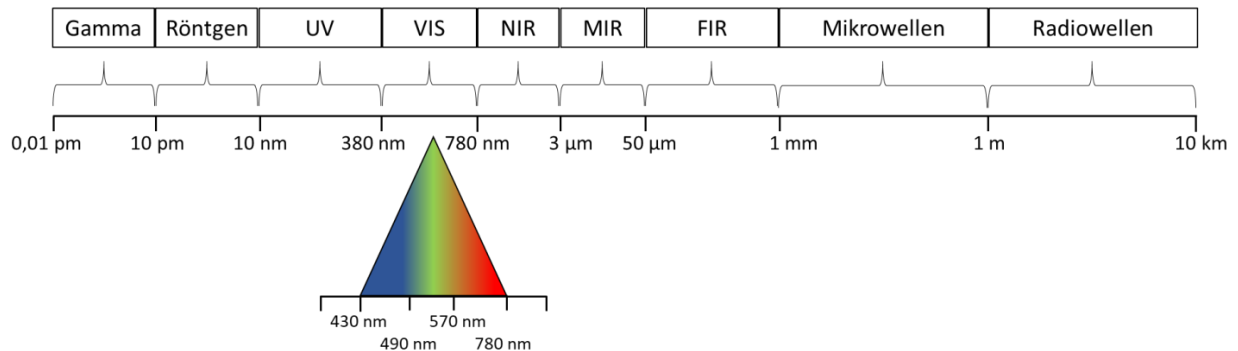
Durchführung

Vor einer Kohlebogenlampe wird eine optische Bank positioniert. Vor der Kohlebogenlampe werden die Spaltblende und danach das Geradsichtprisma auf der optischen Bank angeordnet. Das entstandene Spektrum –inkl. dem UV-Licht- wird auf einem Fluoreszenzschirm abgebildet.

Musterlösung

a) Elektromagnetisches Spektrum

Die Strahlung der Sonne wird anhand der jeweiligen Wellenlänge in verschiedene Bereiche unterteilt. Das Intensitätsmaximum der Strahlung liegt bei etwa $\lambda=500$ nm (blau-grünes Licht), auf welches sich auch das menschliche Auge angepasst hat. Man bezeichnet den vergleichsweise kleinen Bereich von $\lambda=400$ nm (violett) bis $\lambda=750$ nm (rot) als sichtbares Licht (englisch: Visible (VIS)). Neben diesem enthält das Sonnenlicht auch die ultraviolette, Röntgen- und Gamma-Strahlung sowie das Nahe (NIR), Mittlere (MIR) und Ferne (FIR) Infrarot. Auch die Mikrowellen sind Teil des elektromagnetischen Spektrums. Trage die einzelnen Strahlungsarten passend zur Wellenlänge in die freien Kästen ein.



Die verschiedenen Bereiche des elektromagnetischen Spektrums werden neben der Wellenlänge auch anhand der Frequenz unterschieden. Da die Ausbreitungsgeschwindigkeit c (Lichtgeschwindigkeit: $c = 299\,792\,458 \frac{m}{s}$) elektromagnetischer Wellen in Luft nahezu unabhängig von der Wellenlänge ist, sind die Wellenlänge λ und die Frequenz f indirekt proportional zueinander:

$$c = \lambda \cdot f$$

Berechne die Frequenzen für sichtbares Licht mit den Farben Rot, Grün und Blau und den Frequenzbereich der Mikrowellenstrahlung.

Rot: $f = 468 - 384$ THz Grün: $f = 612 - 526$ THz Blau: $f = 697 - 612$ THz

Untersuche die Strahlung einer Infrarotfernbedienung mit Deinem Smartphone. Verdunkle dazu den Raum und sieh Dir an, wie unterschiedliche Objekte (z.B. verschiedenfarbige Stifte, Pflanzen, Flüssigkeiten) die Infrarotstrahlung reflektieren bzw. absorbieren. Notiere Deine Beobachtungen.

Eigene Lösung

UV-Strahlung kann man mit Hilfe von fluoreszierenden Materialien nachweisen. Als Quelle für UV-A Strahlung können Schwarzlichtlampen verwendet werden. Untersuche damit unterschiedliche Materialien (z.B. Geldscheine, Tonic Water, Vollwaschmittel...). Finde (mindestens) drei fluoreszierende Materialien. **Vorsicht: Nie direkt mit dem ungeschützten Auge ins Schwarzlicht blicken!**

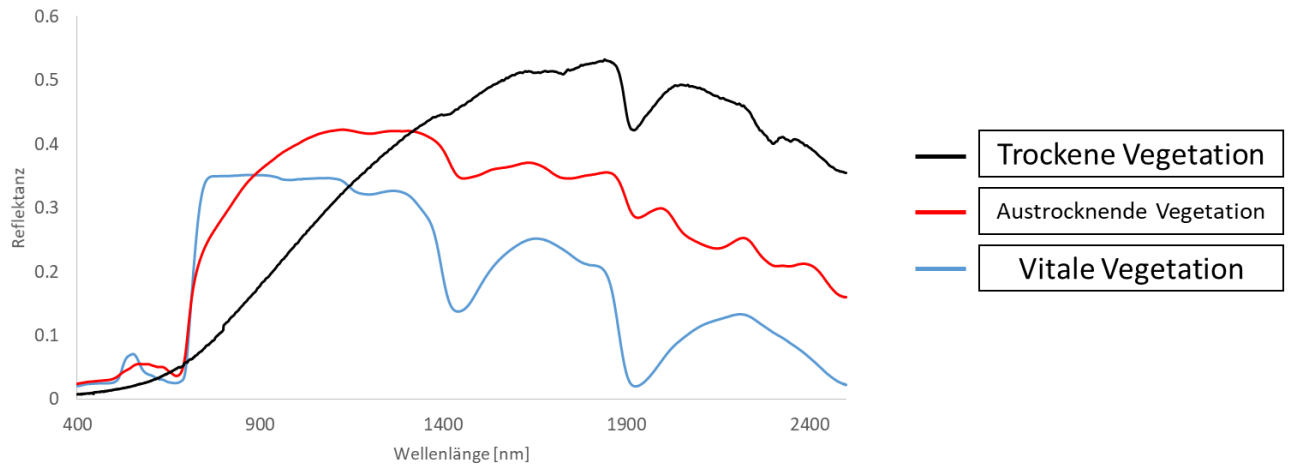
Alle genannten Materialien fluoreszieren.

b) Vegetationsanalysen

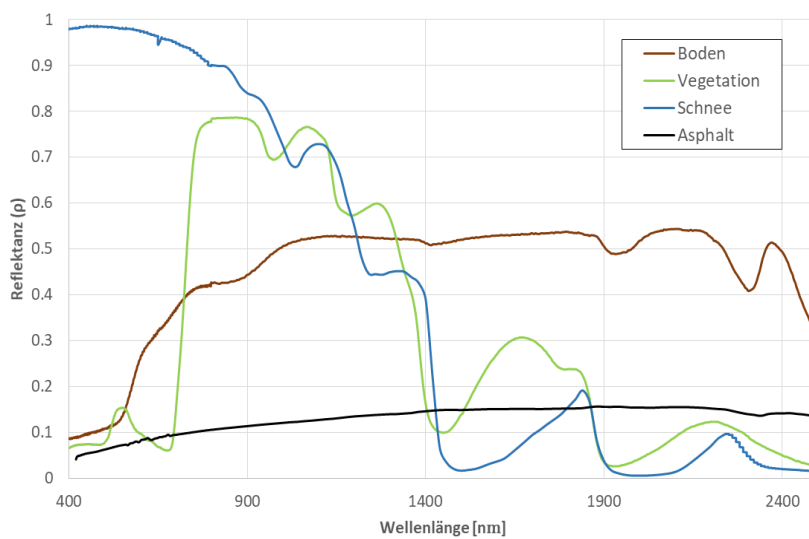
Welche Landoberfläche kann in einem NIR-Falschfarbenbild besonders gut identifiziert werden?

Vegetation

Ordne den folgenden Spektren die Vegetationsstufen „vitale Vegetation“, „austrocknende Vegetation“ und „trockene Vegetation“ zu:



Berechne verschiedene NDVI-Werte für die Landoberflächen Boden, gesunde Vegetation, Schnee und Asphalt:



Boden: $NDVI =$

$$\frac{0,42-0,35}{0,42+0,35} = 0,09$$

Vegetation: $NDVI =$

$$\frac{0,79-0,05}{0,79+0,05} = 0,88$$

Schnee: $NDVI =$

$$\frac{0,90-0,95}{0,90+0,95} = -0,03$$

Asphalt: $NDVI =$

$$\frac{0,10-0,09}{0,10+0,09} = 0,05$$

4. Auswertung von Satellitenbildern LEOWorks

Schlagwortverzeichnis

Elektromagnetisches Spektrum, NDVI, spektrale Auflösung, geometrische Auflösung, Wellenlänge, Infrarot, Frequenz, Farbmischung, Reflexion, Absorption, Reflexionsspektrum

Abschließend soll in diesem Kapitel das zuvor Gelernte angewendet werden, indem die Schüler und Schülerinnen als Fernerkundungsexperten ein eigenes Projekt zur Katastrophenanalyse bearbeiten. Der erste Teil dieses Kapitels beschäftigt sich mit der Einführung in LEOWorks. Dieses Programm der Europäischen Weltraumagentur (ESA) wurde speziell für Schulen entwickelt. Damit können Daten von Fernerkundungssensoren betrachtet und analysiert werden. Der zweite Teil des Kapitels behandelt dann das eigentliche Thema, nämlich die Katastrophenkartierung. Als Grundlage dafür dient der Waldbrand von Nurri 2016. Dabei sollen die Schüler und Schülerinnen Vergleichsbilder vor und nach dem Waldbrand erstellen, um so beispielsweise eine Einschätzung über die Schwere des Brandes treffen zu können.

Jahrgangstufe

09

10

11

12

Demoexperiment

Schülerexperiment

Projekt

Materialien

- PC
- Installierte Freeware LEOWorks (<http://leoworks.terrasigna.com/leoworks>)
- Satellitenbilddaten (https://downloads.physik.lmu-muenchen.de/sat/data_shr/)
- Tutorial „Getting started with LEOWorks“ (https://www.sattec.org/satellitenfernerkundung/diy-fernerkundung/getting_started_leoworks.pdf)

Musterlösung

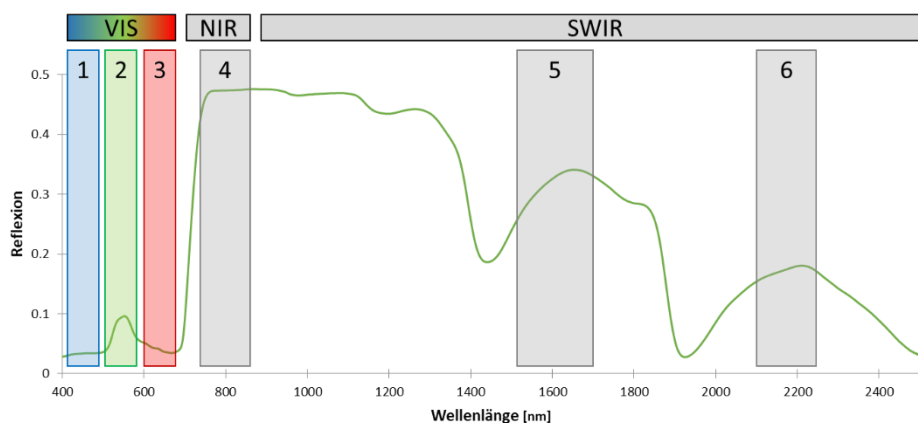
a) Einführung in LEOWorks

Ziel der beiden folgenden Einheiten ist es, die Brandfläche eines Waldbrandes bei Nurri auf Sardinien zu bestimmen. Die Schüler sollen in die Rolle eines Fernerkundungsexperten am „Zentrum für satellitengestützte Kriseninformation“ des Deutschen Zentrums- für Luft und Raumfahrt in Oberpfaffenhofen schlüpfen. Dazu bearbeiten sie ein eigenes Projekt zur Beschaffung, Aufbereitung und Analyse von Satellitenbilddaten bei Natur- und Umweltkatastrophen, bei dem das gelernte Wissen über die Sensorik der Fernerkundung aus den letzten Einheiten kombiniert wird. Zur Bearbeitung der Aufgabenstellung wird die Freeware LEOWorks der ESA verwendet. Diese steht kostenfrei zum Download zur Verfügung und bietet extra für Schüler abgestimmte Optionen und Tools für die Analyse von Fernerkundungsdaten.

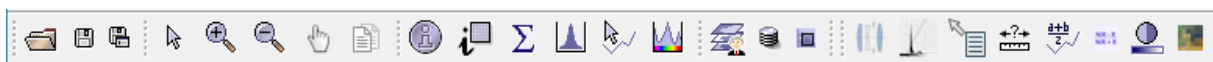
Die nächsten Seiten beinhalten neben zusätzlichen Informationen, welche für die Bearbeitung einer Katastrophenanalyse hilfreich sind, auch die exakt notwendigen Bearbeitungsschritte in LEOWorks. Es empfiehlt sich den Schülern zusätzlich das Tutorial „Getting started with LEOWorks“ zur Verfügung zu stellen. Darin sind die Grundfunktionen der Software beschrieben.

Vorgelagert an die Analyse eines Waldbrandes ist ein Modul, um die grundlegenden Funktionen der Software zu erlernen. Hierfür steht ein Sentinel-2 Datensatz der näheren Umgebung der Zugspitze zur Verfügung: S2A_Zugspitze_20170825.tif (Der Datensatz ist herunterzuladen über die Webseite der LMU München: https://downloads.physik.lmu-muenchen.de/sat/data_shr/).

Der Datensatz enthält die Reflexionen in sechs spektralen Wellenlängenbereichen:



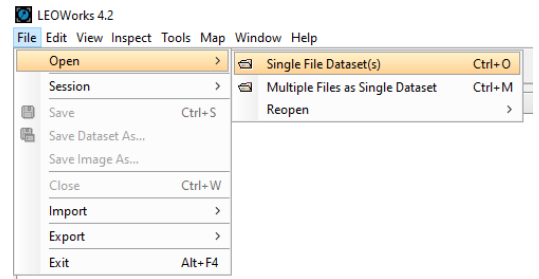
Im Folgenden werden die zur Bearbeitung nötigen Arbeitsschritte kurz erläutert. Die Tools sind wie gezeigt über die Menüs zu erreichen. Einige Tools sind auch direkt in der Toolbox hinterlegt, die automatisch erscheint, wenn ein Datensatz geöffnet ist.



1. Laden der Daten:

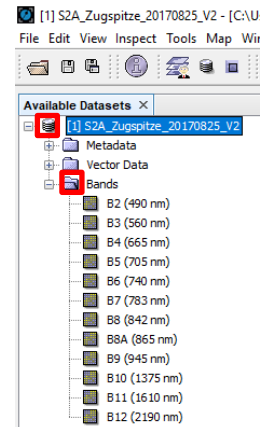
File → *Open* → *Single File Dataset* → *Auswählen eines Datensatzes* → *OK*

Das sich öffnende Informationsfenster mit „OK“ bestätigen



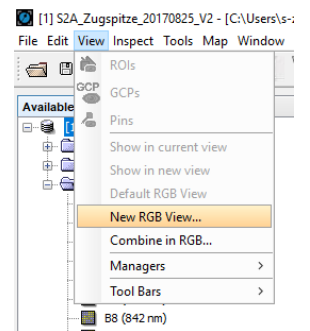
2. Öffnen des ersten Bandes (Kanals) der Satellitenbildszene:

Über das + neben dem geöffneten Datensatz können die Untermenüs des Datensatzes aufgedeckt werden. Ein beliebiges Band lässt sich per Doppelklick öffnen.

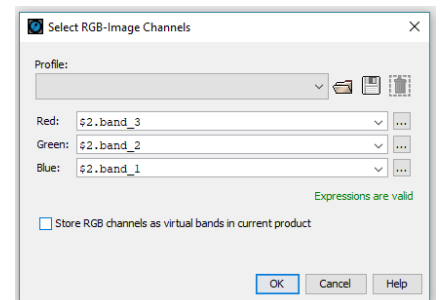


3. Erstellen von RGB-Echtfarnebildern

View → *New RGB View*



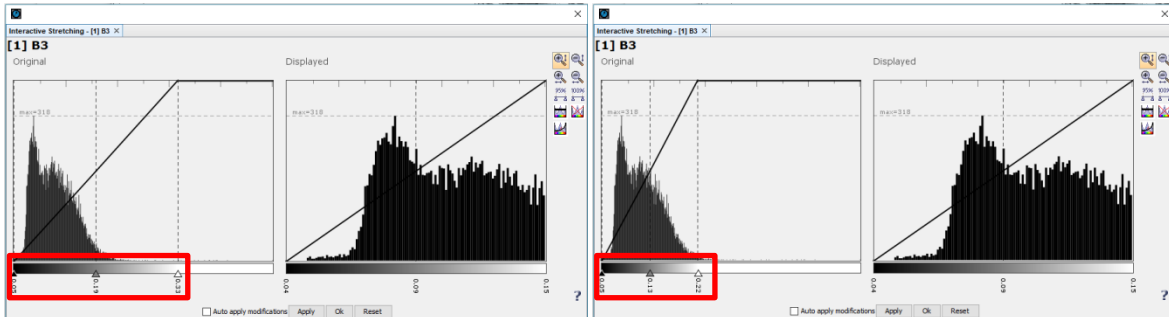
Im sich öffnenden Fenster muss die richtige Zuordnung der Kanäle zur Darstellung gewählt werden. Für Red muss der Kanal, welcher die Reflexionen im roten Wellenlängenbereich enthält (Band 3), für Green der Kanal, welcher die Reflexionen im grünen Wellenlängenbereich (Band 2) und für Blue der Kanal, welcher die Reflexionen im blauen Wellenlängenbereich enthält (Band 1) gewählt werden.



Die gemessenen Reflexionen werden linear auf den verfügbaren Grauwertbereich von 256 Werten gestreckt. Sind nun Pixel mit sehr hohen Reflexionswerten im Bild enthalten, so kann das Bild sehr dunkel erscheinen, da die Streckung immer zwischen dem minimalen und maximalen Reflexionswert eines Bildes erfolgt. Für eine bessere Darstellung kann der Datenbereich, welcher zur Darstellung gestreckt wird, manuell angepasst werden:

Tools → Interactive Stretching (oder Tools → Color Manipulation)

Im sich öffnenden Fenster müssen die Marker, welche den Streckungsbereich begrenzen näher an die Daten geschoben werden, um die wenigen helle Bildpixel nicht mehr zu berücksichtigen. Anschließend mit *Ok*, oder *Apply* die Auswahl bestätigen. Das Bild past sich automatisch an.

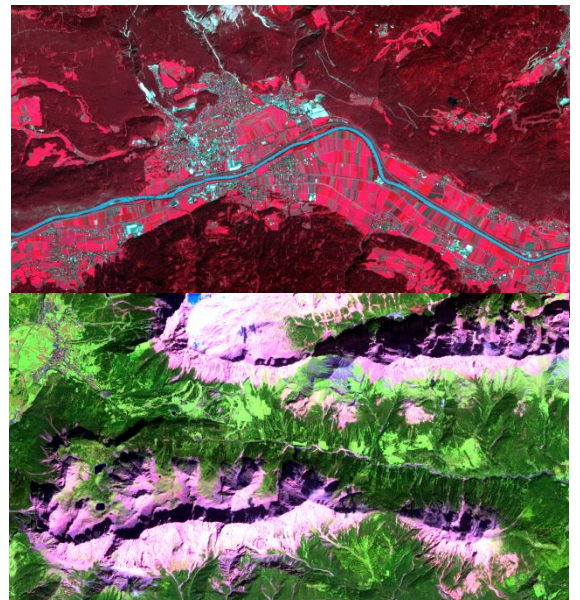


Möchte man ein RGB-Echtfarnebild anpassen, müssen diese Optimierungen für alle drei Kanäle (RGB) erfolgen.

4. Falschfarbenbild zur Analyse verschiedener Oberflächen:

Für viele Fragestellungen bieten Echtfarnebilder keine optimale Möglichkeit zur Analyse der Daten, da vor allem farblich ähnliche Objekte auf den Bildern durch das menschliche Auge nicht unterschieden werden können. Beispielsweise können in einem Echtfarnebild Seen schwer von Wäldern unterschieden werden, da beide Oberflächen sehr dunkel sind. Sogenannte Falschfarnebilder helfen eine visuelle Analyse zu erleichtern, wenn zusätzlich nicht sichtbare Spektralbereiche verwendet werden. Vor allem die für den Menschen nicht sichtbaren Spektralbereiche im Infraroten tragen Merkmale, welche eine Oberflächenunterscheidung erleichtern.

Für Vegetationsanalysen eignet sich die Kanalkombination 4 – 3 – 2 (NIR – Rot – Grün). So werden die Reflexionen im NIR in Rot, die des roten Wellenlängenbereichs in Grün und die im grünen Wellenlängenbereich in blau dargestellt. Im Bild treten so die Vegetationsflächen rot hervor. Dies liegt an der starken NIR-Reflexion von gesunder Vegetation.



Für Analysen von unbedeckten, vegetationslosen Boden- und Gesteinsflächen eignet sich die Kanalkombination 6 – 4 – 3 (SWIR II – NIR – Rot). Durch diese Kombination treten die vegetationslosen Flächen in rosa hervor, während alle vegetationsbedeckten Flächen eine grüne Färbung haben.

5. Bestimmen der Pixelauflösung der Szene:

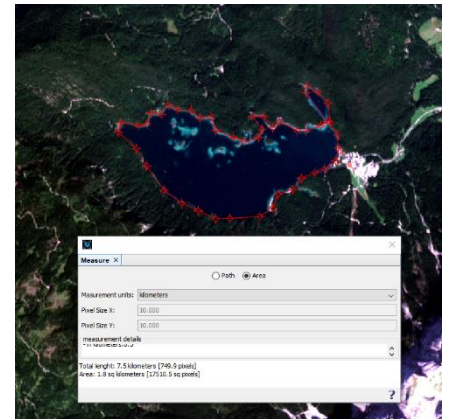
Tools → measure

Im Bild kann mit der Maus durch Klick auf verschiedene Punkte die Entfernung dazwischen gemessen werden.
10 m

6. Ermittlung des Flächeninhalts des Eibsees:

Tools → measure → area

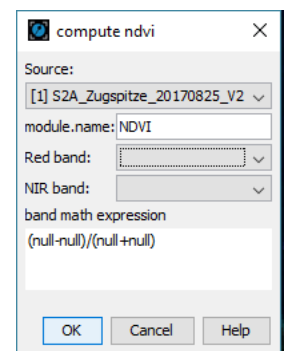
Der Eibsee befindet sich nordwestlich der Zugspitze. Im Bild kann mit der Maus durch Klick auf verschiedene Punkte am Seeufer die Fläche des Sees umrandet und deren Inhalt zu ca. 1,8 km² ermittelt werden.



7. Berechnung des NDVI:

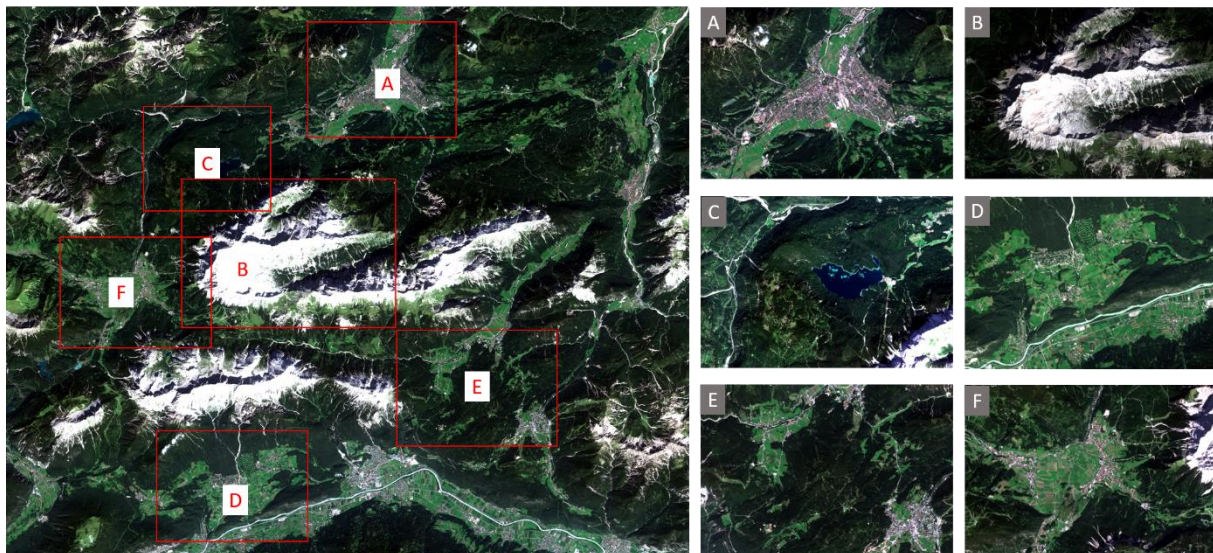
Tools → NDVI → Compute → OK

Im sich öffnenden Dialogfenster müssen mehrere Einstellung getroffen werden. Zuerst muss der Datensatz ausgewählt werden, für welchen die Berechnung erfolgt. Anschließend kann man dem neuen Datensatz einen Namen geben (*module.name*). Des Weiteren müssen noch die Kanäle für Rot (*Red band*) – 3 – und NIR (*NIR band*) – 4 – gewählt werden. Im Feld *band math expression* kann die Eingabe erneut überprüft werden. Durch eine Bestätigung *OK* wird die Berechnung ausgeführt.



Zur Darstellung hinterlegt LEOWorks automatisch eine Farbskala, welche hohen NDVIs grüne Farbtöne, niedrigen NDVIs braune und negativen Werten weiße Farbverläufe zuordnet. Der Kontrast kann auch hier über das Tool Color Manipulation oder das Tool Interactive Stretching verbessert werden.

Die Folgende Abbildung zeigt Bildbeispiele für die verschiedenen Oberflächen Siedlung (A), Gestein (B), Gewässer (C), abgeerntete Felder (D), Wald (E) und Feld mit Vegetationsbestand (F).



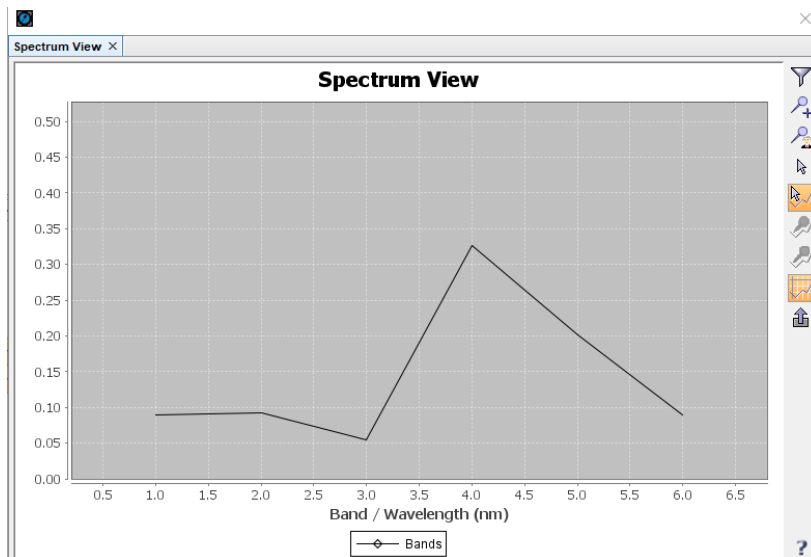
Die Folgenden Wertebereiche entsprechen gemittelten Angaben der oben gezeigten Bildbereiche. Die Wertebereiche können je nach Pixelauswahl teils variieren und gelten vor allem für die Szene um die Zugspitze.

Klasse	NDVI min	NDVI max
A) Siedlung	0,1	0,2
B) Gestein	0,0	0,1
C) Gewässer	-0,1	0,0
D) Abgeerntetes Feld	0,1	0,25
E) Wald	0,5	0,6
F) Feld mit Vegetation	0,4	0,9

8. Analyse von Pixelspektren vitaler Vegetation und weniger vitaler Vegetation

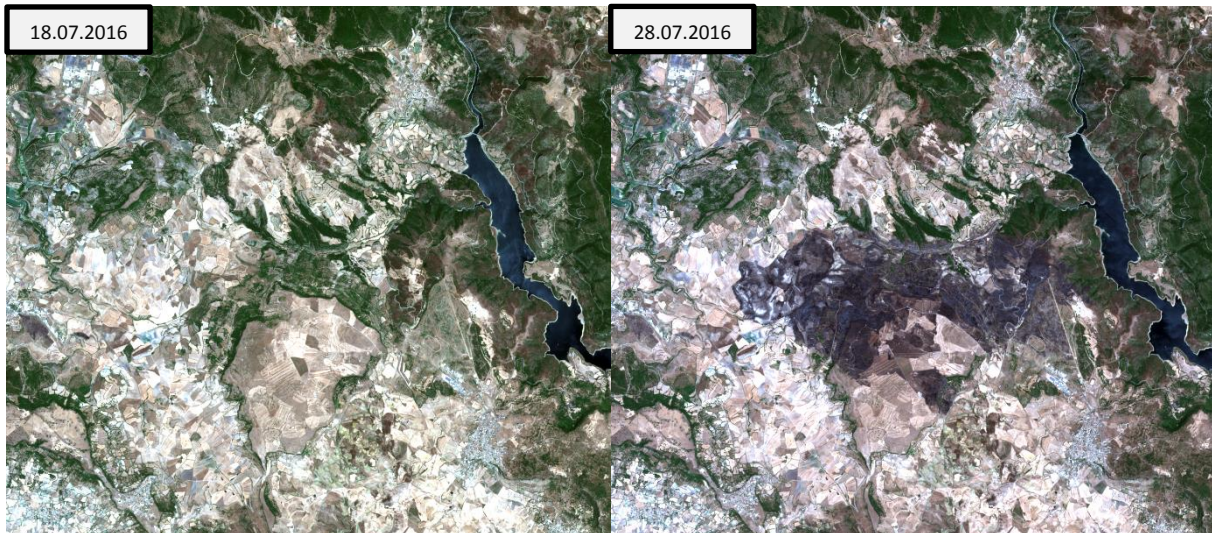
Inspect → *Spectrum View*

Durch Klick auf Pixel im Bild werden die Bildspektren im sich öffnenden Fenster angezeigt.



b) Bestimmung der Waldbrandfläche von Nurri

Im Vordergrund dieser Doppelseite steht die Bearbeitung eines Waldbrandszenarios zur Anwendung aller bisher erlernten Inhalte der Umweltfernerkundung. Die Schüler sollen anhand einer sogenannten Veränderungsanalyse, also dem Vergleich der Situation vor und nach der Naturkatastrophe, die Ausmaße dieser analysieren und bewerten. Hierfür stehen zwei Sentinel-2 Szenen vor (18.07.2016 – S2A_Nurri_20160718.tif) und nach (28.07.2016 – S2A_Nurri_20160728.tif) dem Waldrand am 27.07.2016 bei der Stadt Nurri auf Sizilien zur Verfügung. Die beiden Datensätze enthalten erneut die Daten aus sechs Kanälen. (Die Datensätze stehen über die Webseite der LMU München unter: https://downloads.physik.lmu-muenchen.de/sat/data_shr/ zum Download zur Verfügung.)



1. Laden der beiden Datensätze:

File → Open → Single File Dataset → Auswählen eines Datensatzes → OK

2. Visuelle Identifizierung der Brandfläche über Echt- und Falschfarbenkanalkombinationen

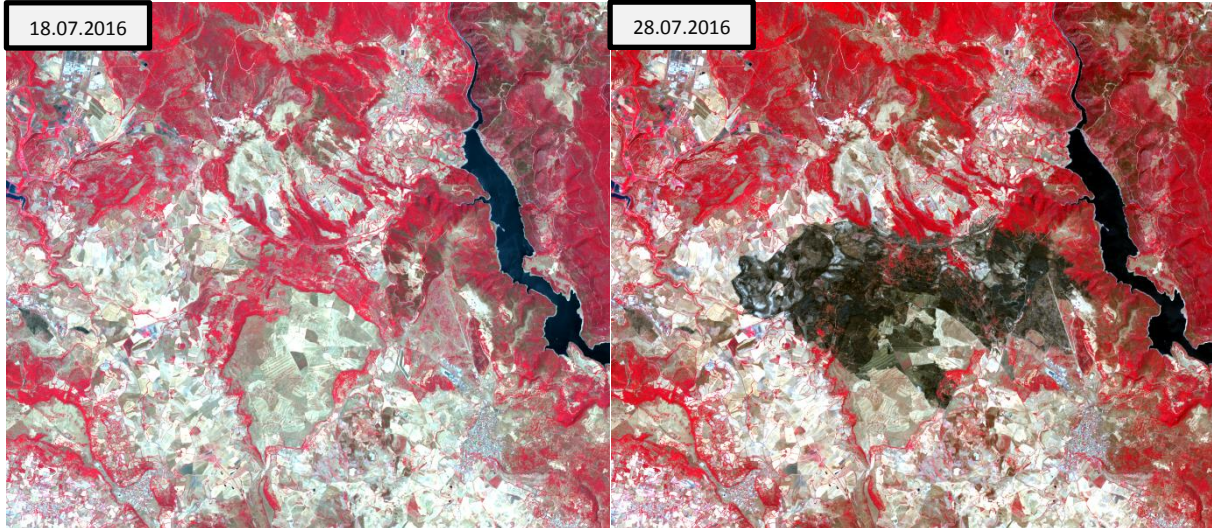
View → New RGB View

3. Darstellung der Szene

4. Falschfarben-Kanalkombination, welche es erlaubt die Brandfläche von den übrigen Flächen zu unterscheiden

View → New RGB View

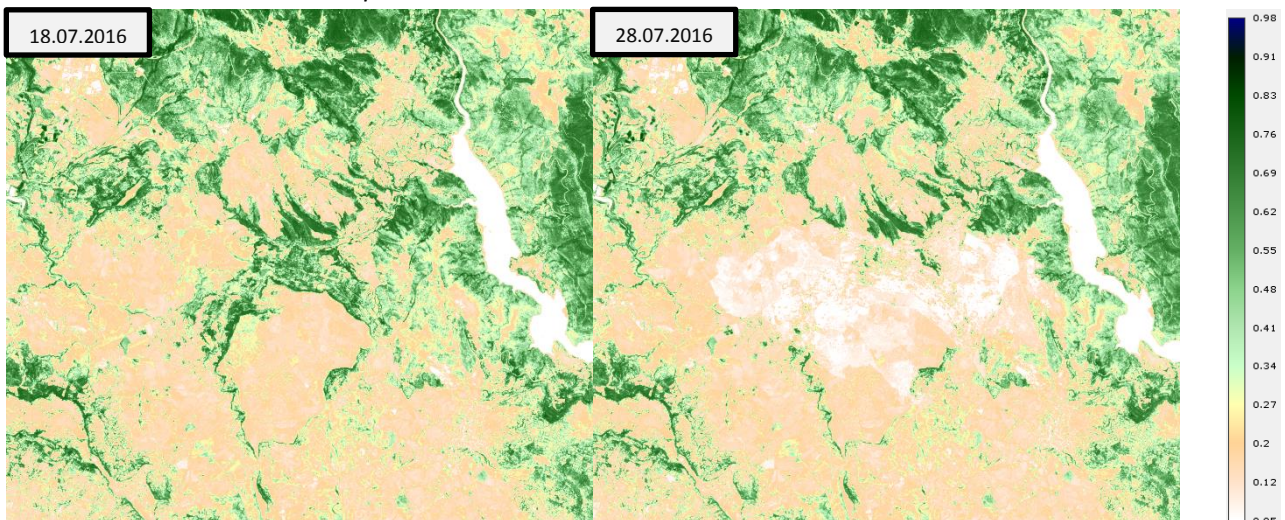
Zur Unterscheidung eignet sich unter anderem ein NIR-Falschfarbenbild (4-3-2). Die vom Brand veränderte Fläche geht so deutlich aus den Bildern hervor.



Um Brandflächen zu identifizieren existieren verschiedene Möglichkeiten. Zum einen ermöglicht der Vergleich der NDVIs der beiden Zeitpunkte die Regionen zu identifizieren, da ein Waldbrand vor allem Vegetation verändert.

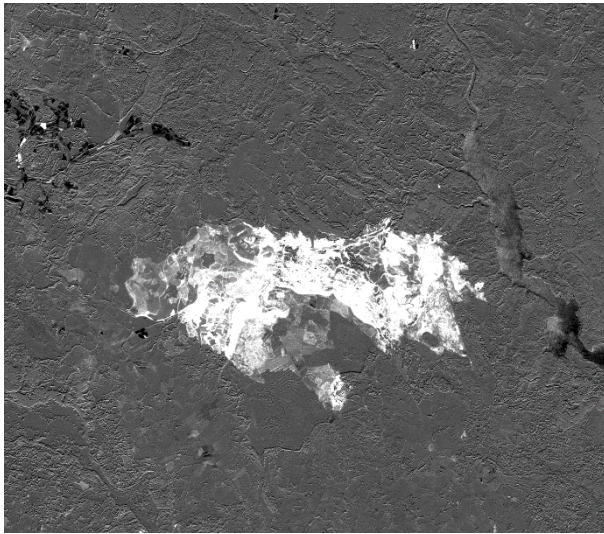
5. Berechne den NDVI für die beiden Szenen vor und nach dem Waldbrand

Tools → NDVI → Compute



6. Differenz der beiden NDVI-Bilder

Tools → Band Arithmetics → Band Expression ($NDVI_{pre} - NDVI_{post}$)



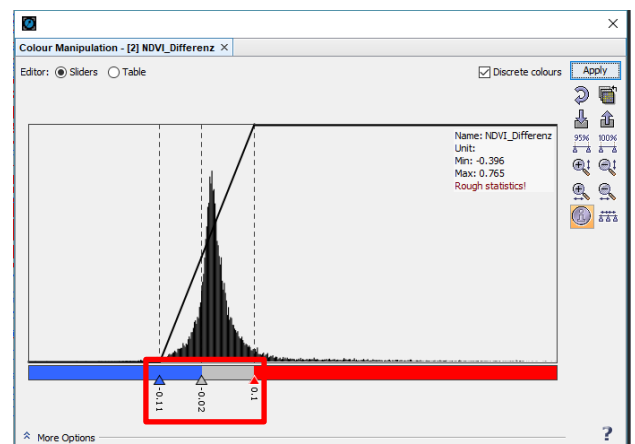
Die Differenz der beiden NDVI-Bilder ermöglicht es die Flächen zu identifizieren, welche innerhalb des Beobachtungszeitraums kurzfristige Veränderungen erfahren haben. Im Differenzbild sind die großflächigen dunkelgrauen Bereiche des Bildes zwischen dem 18. und 28.07.2016 unverändert geblieben, während die heller bis weiß eingefärbten Pixel in der Bildmitte Vegetationsabnahmen bedeuten und so den durch Waldbrand betroffenen Flächen zugeordnet werden können. Positive Werte bedeuten eine Abnahme des NDVIs somit sind diese Flächen vom Waldbrand betroffen.

7. Schwellwert, der die verbrannte Fläche von den unverbrannten Regionen unterscheidet:

Die Wahl der Schwelle kann entweder manuell über den Pixelinspector oder über eine Klassifizierung mittels des Tools *Color Manipulation* erfolgen:

Das Tool *Color Manipulation* ermöglicht die farbliche Gruppierung einzelner Klassen, indem per Rechtsklick auf den Wertebalken neue Klassen hinzugefügt werden können und per Klick auf die Klassengrenzen deren Farben verändert werden können. Wichtig ist dabei, eine diskrete Klassenverteilung (ohne Farbübergänge) zu wählen. Die veränderten Klassen können durch Klick auf *Apply* auf das Bild angewendet werden. Der Schwellwert kann so durch Verschieben der Klassengrenzen im Bild ermittelt werden.

Der Schwellwert, welcher die Pixel mit Veränderungen in den NDVIs von den anderen unterscheidet, liegt ungefähr bei 0,1.

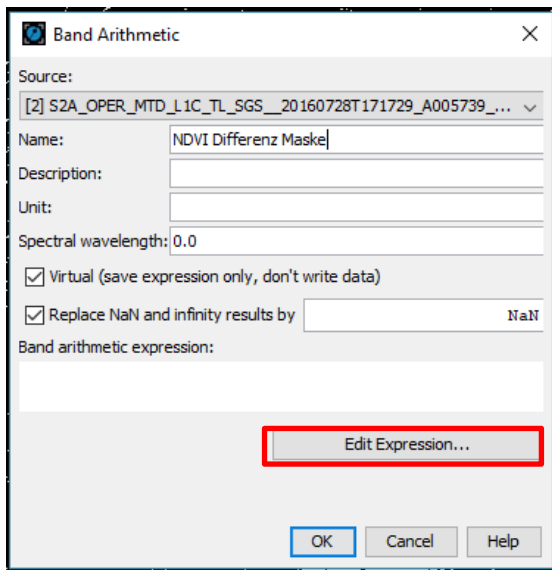


8. Maske

Um die Auswirkungen des Brandes besser visualisieren zu können, hilft es eine Maske zu erstellen, welche nur die Pixel enthält, die eine Änderung des NDVIs des Differenzbildes zeigen, die also über dem in der letzten Aufgabe identifizierten Schwellwert liegen. Hierzu kann erneut das Tool *Band Arithmetics* verwendet werden.

Tools → Band Arithmetics → Edit Expression

Bei der Berechnung wird allen Pixeln, die über dem in der letzten Aufgabe identifizierten Schwellwert liegen, ein bestimmter Wert zugewiesen, allen anderen ein anderer Wert, sodass das Endergebnis eine binäre Maske darstellt, welche es ermöglicht, die Pixel mit Veränderung von den anderen zu unterscheiden.



Nachdem der zu berechnende Datensatz benannt wurde (Name), erfolgt die Eingabe der Rechenoperation per Klick auf Edit Expression. Im sich öffnenden Eingabefenster kann so die Berechnung eingegeben werden. Zu beachten ist, dass in das Dialogfenster möglichst wenig über die Tastatur eingegeben wird und sämtliche Datensätze sowie Rechenzeichen über die Drop-Down Menüs ausgewählt werden. Bei der manuellen Eingabe kommt es oft zu fehlerhaften Berechnungen. Um die Pixel mit Veränderung von denen ohne Veränderungen zu unterscheiden, müssen beiden Klassen im Endergebnis unterschiedliche Werte zugewiesen werden. Mit Hilfe der Folgenden Berechnung ist dies möglich:

NDVI_Differenz > Schwellenwert 100 : 0



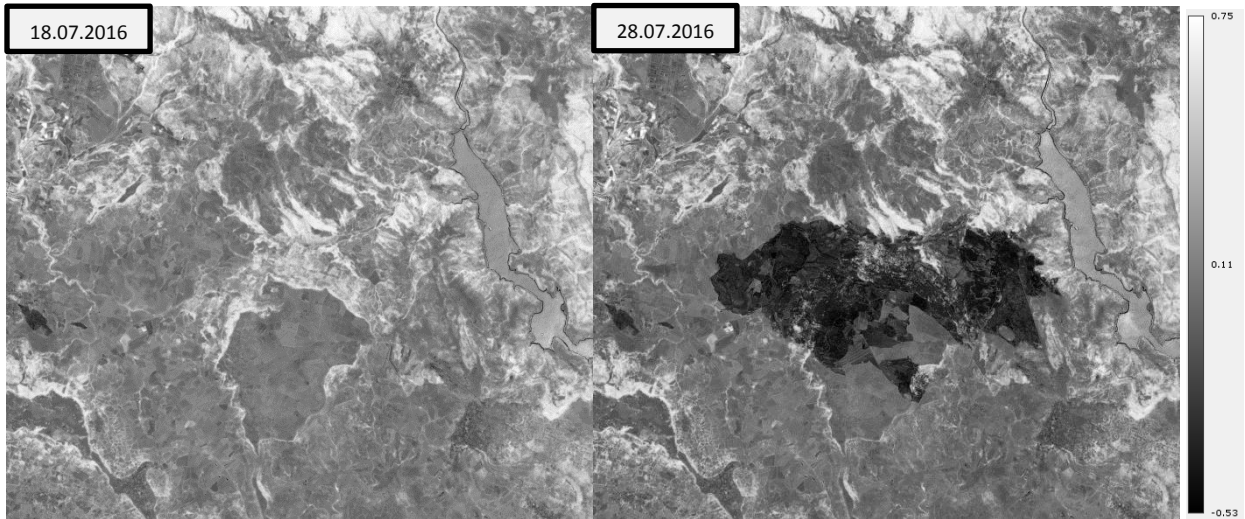
Im Ergebnisbild wird so den Pixeln, deren Wert größer als der Schwellwert ist, der Wert 100 (weiß) und allen anderen der Wert 0 (schwarz) zugewiesen.

In der Bildmitte des Ergebnisbildes ist der Bereich, wo durch den Waldbrand eine Änderung des NDVIs stattgefunden hat, gut zu erkennen. Allerdings gehen aus dem Ergebnisbild auch deutlich die Schwächen der Ermittlung der Brandflächen mittels des NDVIs hervor. Zwar zeigen hauptsächlich die durch das Feuer betroffenen Flächen eine Änderung im NDVI, allerdings auch viele andere Pixel im restlichen Bild. Dies ist nicht auf den Brand sondern auf andere Ursachen wie Ernte oder Regenfälle zurückzuführen.

Der NDVI kann also zur Identifizierung eines Brandgebietes einen ersten Hinweis liefern, ist allerdings für den Einsatz im realen Katastrophenmonitoring nur bedingt und mit viel Fachexpertise zu verwenden. Eine weitere Möglichkeit die Brandflächen zu identifizieren, bietet der so genannte „Normalized Burn Ratio“.

9. NBR vor und nach dem Waldbrand

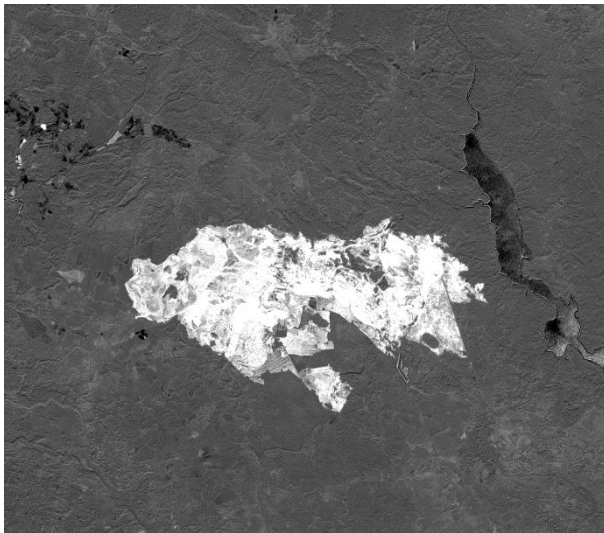
Tools → Band Arithmetics → Edit Expression → $((\text{Kanal}_{\text{NIR}} - \text{Kanal}_{\text{SWIR}}) / (\text{Kanal}_{\text{NIR}} + \text{Kanal}_{\text{SWIR}}))$ → OK
Um den NBR zu bestimmen müssen die Bänder NIR (4) und SWIR 2 (6) verwendet werden.



Der NBR nutzt die Tatsache, dass gesunde Vegetation fast das gesamte einfallende Licht im nahen Infraroten Wellenlängenbereich reflektiert und einen Großteil des SWIR (ca. 2.2 μm) absorbiert. Verbrannte Flächen hingegen absorbieren einen Großteil des NIRs und reflektieren wiederum fast die gesamte einfallende Strahlung im SWIR.

10. ΔNBR

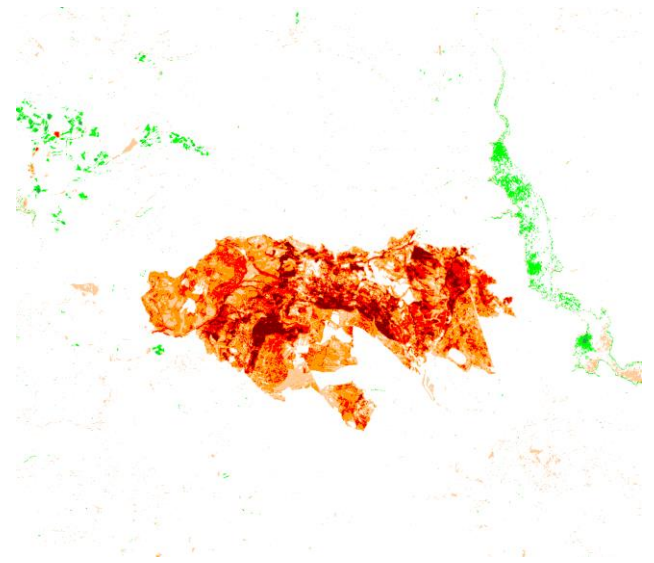
Tools → Band Arithmetics → Band Expression ($\text{NBR}_{\text{pre}} - \text{NBR}_{\text{post}}$) → Ok



Die Differenz der beiden NBRs ermöglicht ebenso wie die Differenz der NDVIs vor und nach dem Brand die Identifizierung der durch den Brand betroffenen Flächen. Im NBR-Differenzbild zeigen die großflächigen dunkelgrauen Bereiche des Bildes zwischen dem 18. und 28.07.2016 die Flächen, die unverändert geblieben sind, während die heller bis weiß eingefärbten Pixel in der Bildmitte Vegetationsabnahmen bedeuten und so den durch Waldbrand betroffenen Flächen zugeordnet werden können.

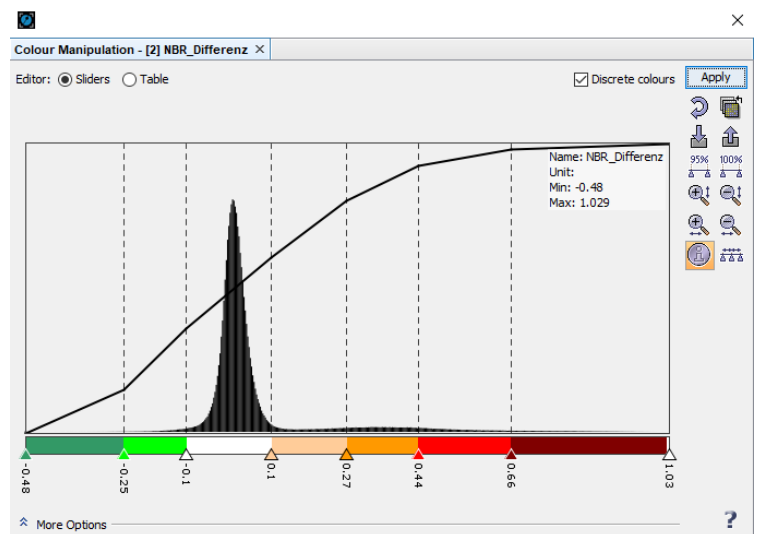
Um das Ausmaß der Schäden beurteilen zu können, hilft die international gültige Einteilung bezüglich der Schwere des Brandes. Die Klassifizierung enthält eine Einteilung zwischen hohem Wachstum nach dem Feuer und großen Schäden durch den Brand. Eine derartige Kartierung hilft, die Folgen des Brandes für die Renaturierungsmaßnahmen abschätzen zu können und im Allgemeinen die Folgen des Brandes für die Bevölkerung und auch die Wirtschaft der Region zu analysieren:

ΔNBR	Brandschwere
< -0,25	Hohes Wachstum nach Feuer
-0,25 – -0,1	Geringes Wachstum nach Feuer
-0,1 – 0,1	Unverbrannte Flächen
0,1 – 0,27	Geringe Schäden durch den Brand
0,27 – 0,44	Moderat-geringe Schäden durch den Brand
0,44 – 0,66	Moderat-hohe Schäden durch den Brand
> 0,66	Hohe Schäden durch den Brand



Das Differenzergebnis kann zur besseren visuellen Beurteilung, wie unten dargestellt, über das Tool Color Manipulation eingefärbt werden, indem per Rechtsklick neue Klassen hinzugefügt werden und per Klick auf die Klassengrenzen die Farben dieser verändert werden können. Wichtig ist auch die Auswahl einer diskreten Klassenverteilung zu wählen. Die veränderten Klassen können durch Klick auf „Apply“ auf das Bild angewendet werden.

Im Ergebnis sind auch die Schwachstellen eines derart einfachen Index zu erkennen. Der Flusslauf im rechten Teil des Bildes wird durch die Klasse „geringes Wachstum nach Feuer“ repräsentiert. Der Waldbrand hat natürlich keinen Einfluss auf die Wasseroberfläche. Allerdings können hier auch kurzzeitige Veränderungen beispielsweise durch eine höhere Wassermenge im Fluss auf Grund von Regenfällen oder unterschiedlicher Rauigkeit der Flussoberfläche bedingt durch unterschiedliche Windverhältnisse, derartige Unterschiede auslösen. In diesem



Zusammenhang kann so also auch erwähnt werden, dass bei der Bearbeitung einer Veränderungsanalyse nicht nur darauf geachtet werden muss, dass die zu untersuchende Region frei von Wolken ist, sondern auch alle anderen Einflussfaktoren, welche Unterschiede im Bild erzeugen können, bekannt sein müssen, um eine sinnvolle und stimmige Interpretation zu ermöglichen.

11. Welcher Anteil der Fläche ist von moderat-geringen und moderat-hohen Schäden durch das Feuer betroffen?

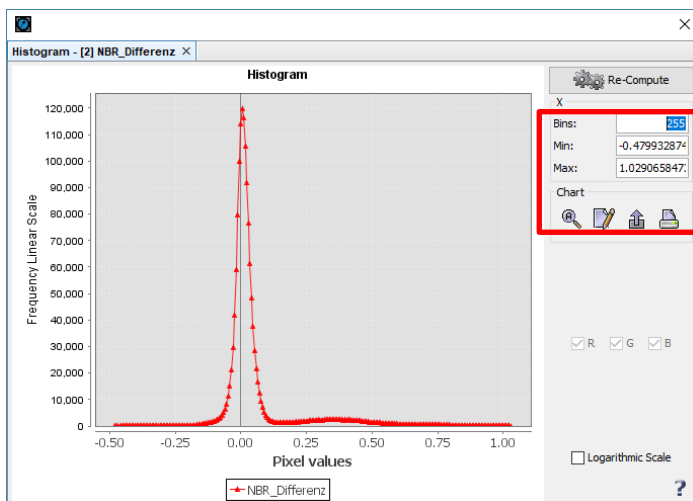
Um die Größe einer Fläche zu messen, muss zuerst die Summen an Pixeln ermittelt werden, welche die Kategorien „moderat-geringe“ und „moderat-hohe“ Schäden enthalten. Hierfür muss zuerst für beide Klassen eine Maske erstellt werden, welche nur die Pixel enthält, die in den Klassengrenzen liegen. Dazu muss mittels des Tools *Band Arithmetics* folgende Berechnung ausgeführt werden:

- 1) Für moderat-geringe Schäden:
 $NBR_Differenz > 0.27 \text{ and } NBR_Differenz < 0.44 ? 100 : 0$
- 2) Für moderat-hohe Schäden:
 $NBR_Differenz > 0.44 \text{ and } NBR_Differenz < 0.66 ? 100 : 0$

Die beiden Ergebnisbilder enthalten jeweils zwei Klassen. Die Pixel, die den Klassengrenzen entsprechen haben den Wert 100, alle anderen Pixel den Wert 0.

Um nun die Anzahl der Pixel pro Klasse zu ermitteln, hilft die Option das Histogramm eines Datensatzes zu bestimmen.

Inspect → *Histogram*



Im sich öffnenden Fenster erscheint ein Überblick über die Anzahl an Pixeln jedes einzelnen Wertes im Bild. Um nun die Pixel einer Klasse zu ermitteln, kann der Wertebereich der Klasse im rechten Bereich angepasst werden:

Min: 100,
Max: 100.

Mit Klick auf *Re-Compute* wird das Histogramm mit den neu definierten Klassengrenzen berechnet. Die Anzahl aller der Klasse zugehörigen Pixel erhält man, indem man die Maus über das Symbol im Histogramm bewegt. Es ergeben sich demnach für die Klassen im Beispiel folgende

Pixelanzahlen:

- 1) Moderat-geringe Schäden: 32113 Pixel
- 2) Moderat-hohe Schäden: 9981 Pixel

Mithilfe der Pixelgröße von $10 \text{ m} \times 10 \text{ m} = 100 \text{ m}^2$ kann so der Flächeninhalt berechnet werden.

Neben dem großen tatsächlich durch das Feuer betroffenen Bereich in der Bildmitte werden durch den NBR auch Flächen miterfasst, die in der Realität nicht durch den Brand betroffen waren. Vor allem Gewässerflächen werden durch den NBR oft als durch Brände betroffene Regionen identifiziert. Hier zeigt sich deutlich, dass auch bei diesem Index Fachwissen im Katastrophenmonitoring zur sinnvollen Ergebnissinterpretation unerlässlich ist.

5. Lehrplanzuordnung

Schlagwort	Lehrplanzuordnung	Kapitel	Sonstiges
Absorption	C11, Ph9	1. Farben und Farbmischung	
Additive Farbmischung	Ph8	1. Farben und Farbmischung	
Elektromagnetisches Spektrum	Ph11	3. Information aus dem Unsichtbaren	
Frequenz	M10, Ph11	3. Information aus dem Unsichtbaren	
Gamma-Strahlung	Ph10	3. Information aus dem Unsichtbaren	
Infrarot	Ph11	3. Information aus dem Unsichtbaren	
Interpretation von Vegetationsaufnahmen	Geo10	2. Sehen wie ein Satellit	
Lichtbrechnung	Ph8	1. Farben und Farbmischung	
Lichtgeschwindigkeit	Ph11	3. Information aus dem Unsichtbaren	
Mikrowellenstrahlung	Ph11	3. Information aus dem Unsichtbaren	
Ozon	Ph9, C10	3. Information aus dem Unsichtbaren	
Regenbogen	NT7	1. Farben und Farbmischung	
Reflexion	Ph9, C11	1. Farben und Farbmischung	
Röntgenstrahlung	Ph11	3. Information aus dem Unsichtbaren	
Subtraktive Farbmischung	Ph8	1. Farben und Farbmischung	
Spektralfarben	NT7	1. Farben und Farbmischung	
Transmission	Ph9	1. Farben und Farbmischung	
UV-Strahlung	NT5	3. Information aus dem Unsichtbaren	
Vierstreckensatz	M9, M10	2. Sehen wie ein Satellit	
Wellenlänge	C11, Ph11	1. Farben und Farbmischung	

Vorwort zu Galileo

Liebe Lehrerinnen und Lehrer,

mit diesem Serviceheft erhalten Sie lehrerspezifische Begleitmaterialien zum Schülerheft rund um das Thema Satellitennavigation.

Dieses Thema findet sich in vielen Bereichen unseres Alltags wieder, sei es in Smartphones, in Fahrzeugen, in der See- und Luftfahrt oder bei Sicherheits- und Rettungsfirmen. Im Schulunterricht können diese Kontexte gut eingesetzt werden. Sie beschäftigen sich fächerverbindend nicht nur mit der Physik, sondern auch mit der Mathematik, Geografie, Astronomie, Informatik und Geschichte. Der Ausgangspunkt ist immer ein realer Anwendungsbezug in dem der physikalische Sachverhalt, der sich dahinter verbirgt, aufgearbeitet wird.

Eine Doppelseite im Schülerheft entspricht in etwa dem Umfang einer 90-minütigen Unterrichtseinheit. Die erste Seite des Servicehefts der jeweiligen Kapitel beinhaltet ein Schlagwortverzeichnis, sowie einen kurzen Text, der den Inhalt grob skizziert. Anschließend erfolgt eine Eingruppierung in die entsprechende Jahrgangsstufe. Des Weiteren gibt es eine Empfehlung, ob die vorgestellten Experimente am besten als Demoexperiment, Schülerexperiment oder Projekt durchgeführt werden sollten. Auf den zwei folgenden Seiten werden Sicherheitshinweise gegeben, der Experiment- Aufbau und die Durchführung beschrieben und die benötigten Materialien genannt. Zu einigen Kapiteln wurden noch Zusatzmaterialien, z.B. ein Spiel, angefügt. Auf der letzten Seite wurden die genannten Schlagworte noch einmal einzeln den Jahrgangsstufen und dem Fach zugeordnet. Dies dient dazu, einen Überblick über die Lernvoraussetzungen zu erhalten.

1. Die Erde – Kugel, Ei oder Kartoffel?

Schlagwortverzeichnis

Längen- und Breitenkreise, Koordinaten in drei Darstellungsformen, Gravitationsgesetz, Rotationsbewegung und Zentripetalkraft, Zentripetal- und Zentrifugalbeschleunigung

In diesem Kapitel geht es um die Orientierung auf der Erdoberfläche. Dazu werden zuerst die Themen „Längen- und Breitenkreise“ und „Koordinaten in unterschiedlichen Darstellungsformen“ wiederholt. Anschließend wird der Sachverhalt durch die physikalischen Themen: Gravitationsgesetz, Zentripetalkraft und Rotationsbewegungen weiter ausgeführt. Zur Verdeutlichung wird ein Experiment mit einem wassergefüllten Luftballon eingesetzt.

Jahrgangstufe

09

10

11

12

Demoexperiment

Schülerexperiment

Projekt

Experiment: Luftballon

Experiment-Aufbau



Sicherheitsrelevante Hinweise

Beim Experimentieren mit Wasser sollte immer darauf geachtet werden, den Fußboden nicht nass zu machen. Rutschgefahr!

Materialien

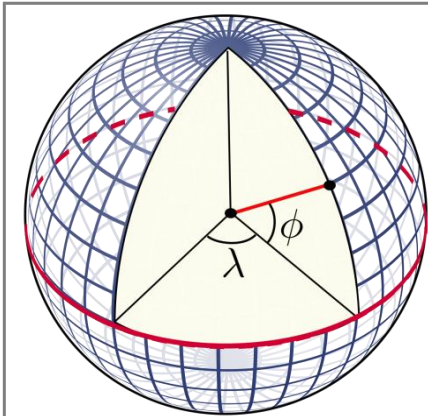
- Kugelrunder Luftballon
- Großes Gefäß
- Wasser

Durchführung

Ein kugelrunder Luftballon wird mit Wasser gefüllt und in ein großes Gefäß (dieses sollte vorher im Inneren etwas nass gemacht werden, um die Reibung zu mindern) gelegt. Anschließend wird der Luftballon schnell mit der Hand angedreht.

Musterlösung

Gib an, was man unter den Begriffen „Längen- und Breitenkreise“ versteht. Was ist jeweils deren „Nullpunkt“?



Längskreise: Verbinden Nord- und Süd-Pol. Der Nullmeridian verläuft durch Greenwich, UK.

Breitenkreise: Verlaufen parallel zum Äquator auf einer Ost-West-Achse. Der „Nullpunkt“ ist der Äquator.

Für die Angabe der Koordinaten sind drei Darstellungsformen üblich (siehe Tabelle), wobei als Dezimaltrennzeichen meist die englische Schreibweise mit einem Punkt anstatt einem Komma verwendet wird. Die Sprechweise ist beispielsweise „41 Grad 58 Minuten 46 Sekunden nördlicher Breite, 13 Grad 36 Minuten 5 Sekunden östlicher Länge“.

Vervollständige die Tabelle und finde heraus, um welche Orte es sich handelt und was diese Orte mit Satellitennavigation zu tun haben. Hinweis: Die Einteilung ist: $60' = 1^\circ$ und $60'' = 1'$.

Grad, Minuten, Sekunden	48°5'10.3"N 11°16'51.4"O	38°48'10.2"N 104°31'28.5"W	20°52'53.1"S 55°26'57.4"O
Grad, Minuten	48°5.1717'N 11°16.8567'	38°48.17'N 104°31.475'W	20°52.8858'S 55°26.9574'O
Grad (Dezimal)	48.0862°N 11.2809°O	38.802833°N - 104.524583°W	20.88143°S 55.44929°O
Ortsname/ Bedeutung	DLR Oberpfaffenhofen (Galileo Control Center)	Schriever Air Force Base (GPS Control station)	Saint Denis, La Reunion

Berechne die Schwerebeschleunigung g am Äquator ($R_A = 6378 \text{ km}$) und am Nordpol ($R_P = 6357 \text{ km}$). In Deutschland wird üblicherweise mit $g = 9,81 \text{ ms}^{-2}$ gerechnet. Welchem Erdradius entspricht dieser Wert?

$$g_A = \frac{G \cdot M_{\text{Erde}}}{r^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2} \cdot 5,974 \cdot 10^{24} \text{ kg}}{(6378 \text{ km})^2} \approx 9,79 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$g_P = \frac{G \cdot M_{\text{Erde}}}{r^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2} \cdot 5,974 \cdot 10^{24} \text{ kg}}{(6357 \text{ km})^2} \approx 9,86 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

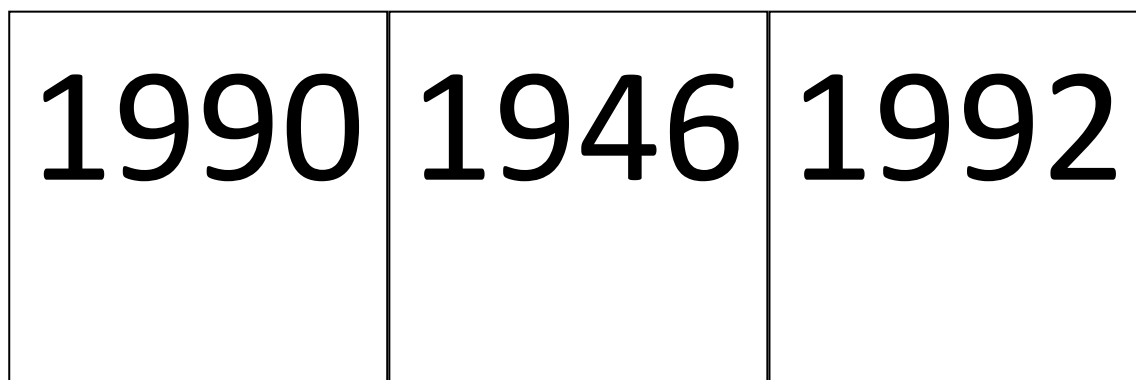
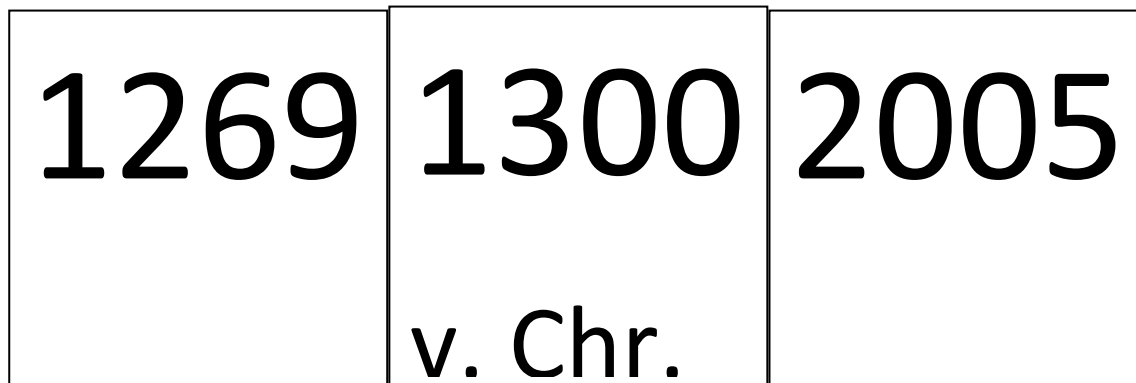
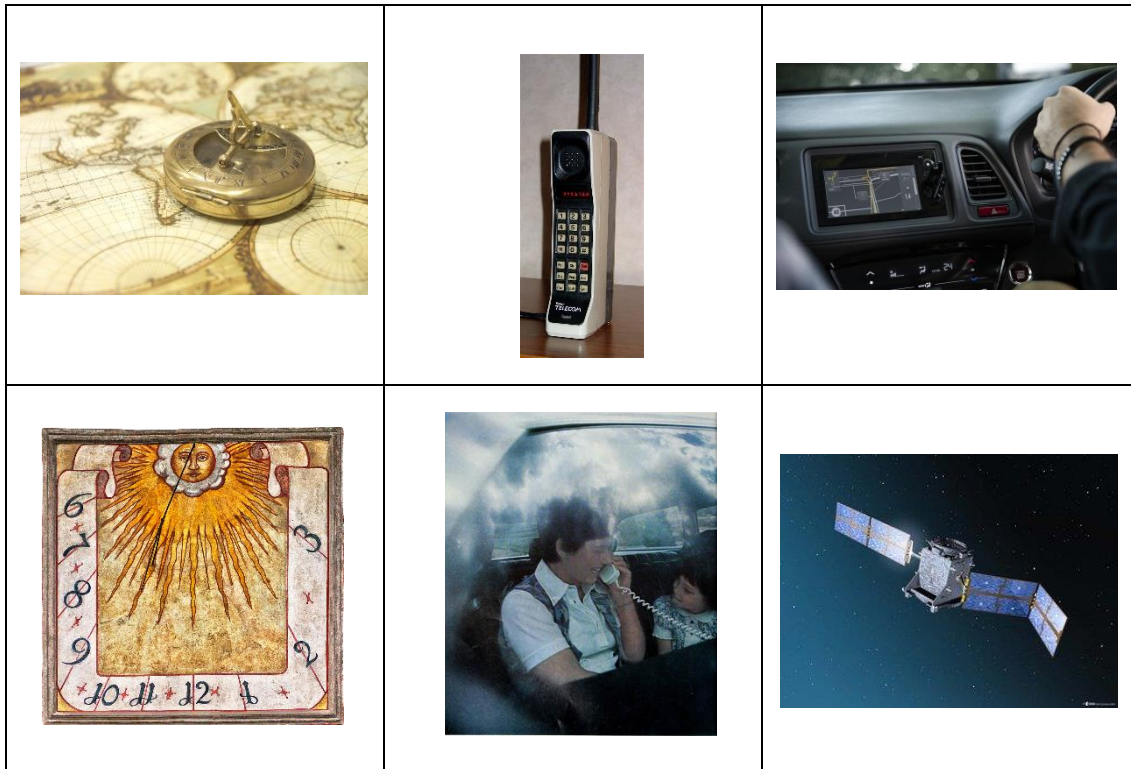
$$R = \sqrt{\frac{G \cdot M_{\text{Erde}}}{g}} = \sqrt{\frac{6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2} \cdot 5,974 \cdot 10^{24} \text{ kg}}{9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}} \approx 6373 \text{ km}$$

Fülle einen kugelförmigen Luftballon mit Wasser, lege ihn in ein großes Gefäß und drehe ihn schnell mit der Hand an. Was beobachtest du?

Der Ballon wird bei der Drehung in die Länge gezogen.

Spiel: Geschichte der Navigation

Die einzelnen Bilder und Jahreszahlen werden ausgeschnitten. Die Schüler und Schülerinnen haben nun die Aufgabe den Bildern die passenden Jahreszahlen zuzuordnen.



Lösung:

<p>1269 (Kompass)</p> 	<p>1992 (Erstes Mobiltelefon)</p> 	<p>1990 (Erstes Navigationsgerät)</p> 
<p>1300 v. Chr. (Sonnenuhr)</p> 	<p>1946 (Autotelefon)</p> 	<p>2005 (Galileo Testsatellit)</p> 

2. Navigieren wie Christoph Kolumbus

a) Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde

Schlagwortverzeichnis

Magnetfeld der Erde, Kompass, Positionsermittlung durch Konstruktion, Maßstab, Höhenlinien, Luftdruck, Schweredruck

Kapitel Zwei beginnt mit dem Kontext „Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde“. Seit den Anfängen der Navigation nutzen die Menschen die physikalischen Merkmale der Erde, um sich auf dieser zur orientieren. Dabei helfen das Magnetfeld der Erde, ein Kompass und die daraus resultierende Positionsermittlung durch Konstruktion. Die Schüler und Schülerinnen sollen mit Hilfe eines Kartenausschnitts Informationen zu Höhenlinien entnehmen. Basierend auf der Höhenmessung wird in diesen Kontext das physikalische Thema „Luftdruck“ eingebettet. Dazu werden zwei Experimente zur Durchführung im Unterricht beschrieben.

Jahrgangstufe



09



10



11



12



Demoexperiment



Schülerexperiment



Projekt

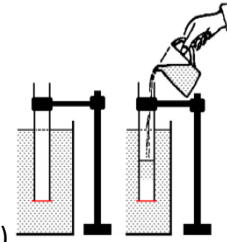
Experiment: Schweredruck

Experiment-Aufbau

1)



2)



Sicherheitsrelevante Hinweise

Zu 1) Es empfiehlt sich ein großes Gefäß unterzustellen, falls die Postkarte herunterfällt und sich das Glas entleert.

Materialien

- Eine Postkarte oder Bierdeckel
- Ein Glas
- Ein großes Gefäß
- Ein Glaszylinder
- Ein Glasplättchen

Durchführung

- 1) Ein Glas wird zu etwa $\frac{2}{3}$ mit Wasser gefüllt und eine Postkarte daraufgelegt. Das Glas wird umgedreht und dabei die Postkarte festgehalten, so dass kein Wasser herausläuft. Die Postkarte wird nun losgelassen.
- 2) Ein Glaszylinder mit unten anliegendem Glasplättchen (rot) wird in Wasser getaucht. Nun füllt man den Glaszylinder innen mit Wasser.

Musterlösung

Welche weiteren Informationen über das Gelände kannst du den Höhenlinien auf der Karte entnehmen? Überlege dazu, welche Bedeutung es hat, wenn viele Höhenlinien sehr dicht beieinanderliegen.

Von der Zugspitze bis zum Schneefernerkopf geht es bergab.

Je enger die Höhenlinien beieinanderliegen, umso steiler ist das Gelände.

Auch Grate, Schluchten und andere Geländeformen sieht man an den Höhenlinien.

- 1) Fülle ein Glas zu etwa 2/3 mit Wasser und lege eine Postkarte darauf. Drehe das Glas um und halte dabei die Postkarte fest, so dass kein Wasser herausläuft. Lasse nun die Postkarte los. Beschreibe deine Beobachtung und begründe das Versuchsergebnis.

Der Luftdruck presst die Postkarte gegen das Glas, sodass kein Wasser nach außen dringen kann. Ergänzung: Bei einem äußeren Druck von 1000 hPa drückt die Luft bei einem Glas mit 8 cm Durchmesser mit ca. 0,5 kN gegen die Postkarte.

- 2) Ein Glaszylinder mit unten anliegendem Glasplättchen (rot) wird in Wasser getaucht. Nun füllt man den Glaszylinder innen mit Wasser. Untersuche, wie hoch du den Glaszylinder mit Wasser füllen kannst, bis das Glasplättchen abfällt. Begründe dein Ergebnis.

Das Glasplättchen fällt ab, sobald dessen Gewichtskraft zusammen mit der des Wassers im Zylinder die des verdrängten Wasser übersteigen.

Rechnerisch: Es muss ein Kräftegleichgewicht herrschen:

$$F_{\text{innen}} = F_{\text{außen}}$$

$$\rho_{\text{Wasser}} \cdot A_{\text{innen}} \cdot h_{\text{innen}} \cdot g + m_p \cdot g = \rho_{\text{Wasser}} \cdot A_{\text{außen}} \cdot h_{\text{außen}} \cdot g$$

$\rho_{\text{Wasser}} = 1 \text{ kg/l}$ Dichte des Wassers

A: Querschnittsfläche (innen und außen)

h: Höhe des Wassers (innen und außen)

b) Orientierung an den Gestirnen

Schlagwortverzeichnis

Trigonometrie, Winkelberechnung, Geographische Länge, Rotation der Erde, Fadenpendel, Uhrengenauigkeit, scheinbare Bewegung der Sonne, Messung Sonnenstand, Sextant, Zeitdauern

Im zweiten Kapitel wird das Thema „Orientierung an den Gestirnen“ behandelt, denn eine alleinige Orientierung an den physikalischen Merkmalen der Erde reicht zur Navigation nicht aus. Zu Beginn wird die Frage aufgegriffen, welchen Einfluss bereits kleine Kursabweichungen auf großen Distanzen haben. Dabei wird auf das Längenproblem, also auf die vor allem historischen Schwierigkeiten bei der Bestimmbarkeit der geographischen Länge, eingegangen. Aus physikalischer Sicht wird dieses Problem mit Hilfe eines Fadenpendels und einem dazugehörigen Experiment vertieft. Weiterführend wird noch auf das Thema der Uhrengenauigkeit eingegangen. Zur Messung der geographischen Breite und dem damit verbundenen Sonnenstand eignet sich ein Sextant. Im Serviceteil weiter hinten finden Sie den Aufbau eines Sextanten. Dabei werden auch die jährliche Bewegung der Sonne und damit verbunden der Sonnenhöchststand thematisiert. Da die Navigation mit der exakten Messung der Zeit verbunden ist, sollen die Schüler und Schülerinnen in diesem Kapitelabschnitt ein Gefühl für die Zeit bekommen. Dabei sollen sie verschiedenen Zeitdauern auf einem Zahlenstrahl zuordnen.

Jahrgangstufe

09

10

11

12

Demoexperiment

Schülerexperiment

Projekt

Experiment: Fadenpendel/ Sextant

Experiment-Aufbau

1) Fadenpendel



2) Sextant



Sicherheitsrelevante Hinweise

Niemals ohne einen geeigneten, speziellen Sonnenfilter in die Sonne blicken! Schwerste Augenverletzungen können die Folge sein!

Materialien

- Schnur
- Hängegewicht
- Stativ mit Haken
- Sextant
- Stoppuhr
- Lineal

Durchführung

- 1) Mit Hilfe eines Fadenpendels wird der Zusammenhang zwischen der Pendellänge und der Schwingungsdauer der Pendelschwingung untersucht.
- 2) Bei einem Sextanten blickt man durch ein Fernrohr, um den Winkel des Sonnenstandes zu messen. Einige Sextanten besitzen einen Horizontfilter. Damit sollen Blendungen vermieden und der Kontrast zwischen Himmel und z.B. Wasserfläche erhöht werden. Der Indexspiegel wird mit Hilfe der Alhidade so gedreht, dass die Sonne z.B. direkt auf dem Horizont sitzt. Anschließend kann man auf einer Skala direkt ablesen, wie groß der Winkel der Sonne über dem Horizont ist.

Musterlösung

Ein Schiff fährt von Bremerhaven auf kürzester Route nach Aberdeen in Großbritannien. Dabei legt es etwa 800 km zurück. Schätze durch eine Rechnung ab, um wie viele Kilometer das Schiff an Aberdeen vorbeifährt, wenn es nur um 1° vom Kurs abkommt. Hinweis: Erstelle eine Skizze.

$$\sin\alpha = \frac{b}{c} \leftrightarrow \sin\alpha \cdot c = b \leftrightarrow$$

$$\sin 1^\circ \cdot 800 \text{ km} \approx 14 \text{ km}$$

alternativ mit dem Tangens

Berechne, um welchen Winkel sich die Erde in einer Minute dreht und vervollständige die Tabelle.

$$15^\circ \triangleq 60 \text{ min}$$

$$0,25^\circ \triangleq 1 \text{ min}$$

Aktuelle Referenz-Uhrzeit in Greenwich (am eigenen Ort steht die Sonne im Zenit)	17:00 Uhr	<u>2:00 Uhr</u>	<u>19:52 Uhr</u>	04:15
Längengrad	<u>75° W</u>	150° E	<u>118° W</u>	<u>116,25 E</u>
Ein möglicher Ort	<u>New York</u>	<u>Sydney</u>	Los Angeles	<u>Peking</u>

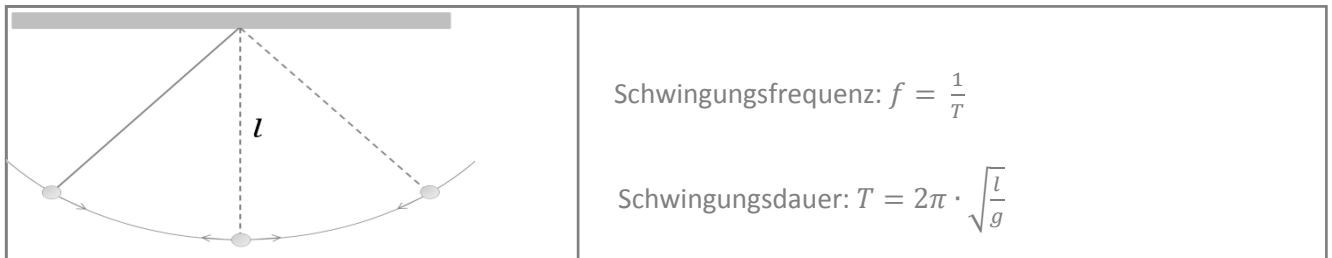
Untersuche mit einem Fadenpendel den Zusammenhang zwischen der Pendellänge und der Schwingungsdauer der Pendelschwingung. Erstelle ein Pendel mit Schwingungsdauer $T = 1\text{s}$. Wovon hängt die Schwingungsdauer ab? Wie könnte ein Pendel als Uhr verwendet werden? Welche Genauigkeit hätte diese Uhr in etwa? Welche technischen Probleme kannst du dir dabei vorstellen und wie könnte man sie lösen?

Hinweis: starre Pendel (physikalische Pendel) in Uhren sind in der mathematischen und physikalischen Beschreibung deutlich komplexer als Fadenpendel. Daher werden sie im Schulunterricht in der Regel nicht behandelt.

Die Schwingungsdauer eines Fadenpendels hängt von der Länge l des Fadens ab. Je länger der Faden ist, umso größer ist die Schwingungsdauer. Sie hängt nicht von der Masse m oder der Auslenkung ab. Ein 25 cm langes Fadenpendel hat eine Schwingungsdauer von ca. 1 Sekunde.

Das Pendel löst in der Uhr eine Aktion im Uhrwerk aus. Problematisch sind dabei der Zählmechanismus und die Energieverluste durch Reibung. Beide stören die freie Pendelschwingung. Ein abgeschirmtes Kompensationspendel erreicht eine Ganggenauigkeit von etwa 10^{-6} s pro Tag.

Bis zur Erfindung der Quarzuhr, Mitte des 20. Jahrhunderts, blieb die Pendeluhr der genaueste Uhrentyp. Zur Steigerung der Ganggenauigkeit wurden viele, zum Teil mechanisch überaus komplexe Tricks angewandt. Beispielsweise wurden neue Metalllegierungen entwickelt, deren Länge sich unter Temperatureinflüssen nur minimal verändert. Dies war nötig um auf Uhrenfehler unter 1 Sekunde pro Woche und weniger zu kommen. Die Pendellänge gibt zusammen mit der Schwerebeschleunigung die Periodendauer der Pendelschwingung vor. Dabei gilt der Zusammenhang:



Moderne, temperaturstabilisierte Quarzuhren erreichen Ganggenauigkeiten von 10^{-8} und besser. Das bedeutet, dass sie pro Sekunde um nur etwa 10 Nanosekunden (10^{-8} s) falsch gehen. Berechne, um wie viele Sekunden eine solche Uhr pro Tag, pro Woche und pro Jahr falsch geht.

$$1 \text{ Tag} = 86400 \text{ s}$$

$$1 \text{ Woche} = 604800 \text{ s}$$

$$1 \text{ Jahr} = 3,154 \cdot 10^7 \text{ s}$$

$$1 \text{ Tag: } 8,64 \cdot 10^{-4} \text{ s falsch}$$

$$1 \text{ Woche: } 6,048 \cdot 10^{-3} \text{ s falsch}$$

$$1 \text{ Jahr: } 0,3154 \text{ s falsch}$$

Miss den Sonnenstand an deinem Heimatort mit einem Sextanten.

Kostengünstige Sextanten kann man im Internet kaufen oder auch selber bauen, z.B.:

<https://www.astroshop.de/bausaetze/astromedia-bausatz-der-sextant/p,1304>

☞ **Achtung: Niemals ohne einen geeigneten, speziellen Sonnenfilter in die Sonne blicken! Schwerste Augenverletzungen können die Folge sein!**

Datum	Eigene Lösung		
Uhrzeit (Winterzeit!)	11:00	12:00	13:00
Horizontwinkel	Eigene Lösung	Eigene Lösung	Eigene Lösung

Wie würde sich das Ergebnis ändern, wenn du diese Messung (a) am Nordkap (71°N) oder (b) in drei Monaten durchführen würdest?

(a) Die Sonne würde um 12:00 Uhr deutlich tiefer stehen.

(b) Das kommt auf die Jahreszeit an.

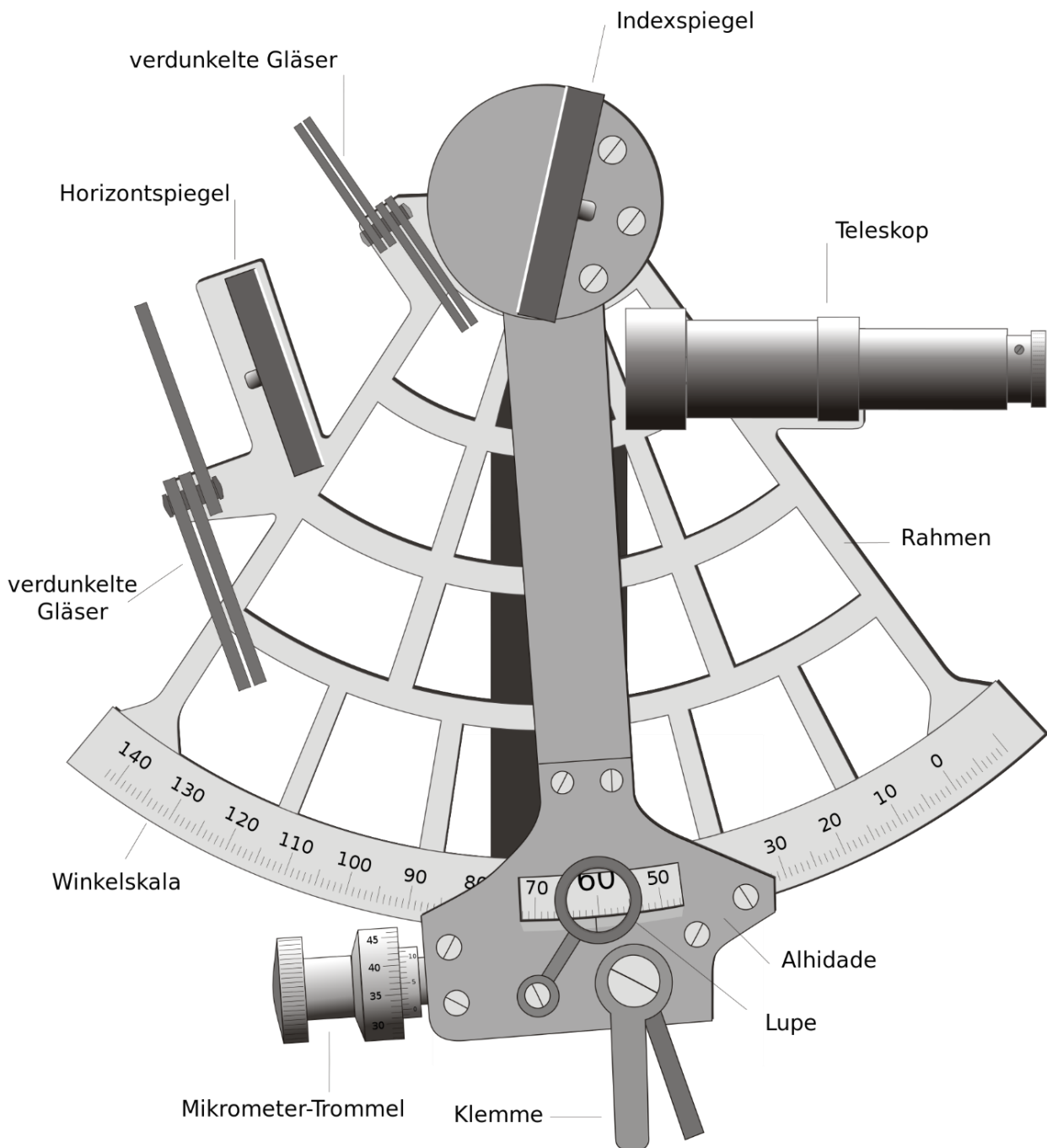
Neben der Jahreszeit bestimmt die geographische Breite, wie hoch die Sonne am Himmel steht. In Freiburg (48° N, 8° W) steht sie am 21. März und am 23. September maximal 42° über dem Horizont, in Mainz sind es 40° und in Oldenburg nur 37° (vgl. Tabelle). Vervollständige die Tabelle um die fehlenden Werte.

Ort	Freiburg (48°N, 8°W)	Mainz (50°N, 8°W)	Oldenburg (53°N, 8°W)
Sonnenhöchststand am 21.3. und 23.9. (Frühlingsanfang & Herbstanfang)	42°	40°	37°
Sonnenhöchststand am 21.6. (Sommeranfang)	<u>42°+23,5° = 65,5°</u>	<u>63,5°</u>	<u>60,5°</u>
Sonnenhöchststand am 21.12. Winteranfang	<u>42°-23,5° = 18,5°</u>	<u>16,5°</u>	<u>13,5°</u>

Finde geeignete Beispiele für Vorgänge mit Zeitdauern wie auf dem Zeitstrahl.

- 10⁻⁸s Dauer eines Mikroprozessors zwei Zahlen zu addieren
- 10⁻⁶s Blitzdauer eines handelsüblichen Hochgeschwindigkeits-Stroboskops
- 10⁻³s Typische Blitzdauer bei Fotoblitzengeräten
- 10⁻²s Verschlusszeit einer Fotokamera (eigentlich 8 ms)
- 10⁻¹s Menschlicher Wimpernschlag; menschliche Reaktionszeit
- 10⁰s Herzschlag
- 10³s Mittlere Lebensdauer eines freien Neutrons (881 s)
- 10⁴s ICE-Fahrt München-Berlin
- 10⁶s Halbwertszeit von Phosphor (eigentlich 11,5 Tage)
- 10⁹s Halbwertszeit von Caesium (um die 30 Jahre)

Aufbau eines Sextanten



Von: Die Autorenschaft wurde nicht in einer maschinell lesbaren Form angegeben. Es wird Norro als Autor angenommen (basierend auf den Rechteinhaber-Angaben). - Die Autorenschaft wurde nicht in einer maschinell lesbaren Form angegeben. Es wird angenommen, dass es sich um ein eigenes Werk handelt (basierend auf den Rechteinhaber-Angaben)., CC BY 2.5, <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=1330766>

3. Ortung mit (Funk-) Signalen

Schlagwortverzeichnis

Ausbreitungsgeschwindigkeit eines Signals, Laufzeitmessung, Lichtgeschwindigkeit, Konstruktion

Die Navigation anhand von Gestirnen ist bei Bewölkung mehr als problematisch. Daher wurden schnell Funk- und Radarsystem entwickelt. Diese konnten bei den ersten Funknavigationssystemen eingesetzt werden. Mit Hilfe einer akustischen Stoppuhr (z.B. in der frei erhältlichen phyphox-App) können die Schüler und Schülerinnen Entfernungen durch eine Laufzeitmessung bestimmen. Um anschließend die eigene Position abzuleiten, misst man die Laufzeit von Signalen, deren Position bereits bekannt ist. Dieses Prinzip wird mit einem weiteren Experiment verdeutlicht. Dabei sollen die Schüler und Schülerinnen mit einem Zirkel die eigene Position konstruieren.

Jahrgangstufe

09

10

11

12

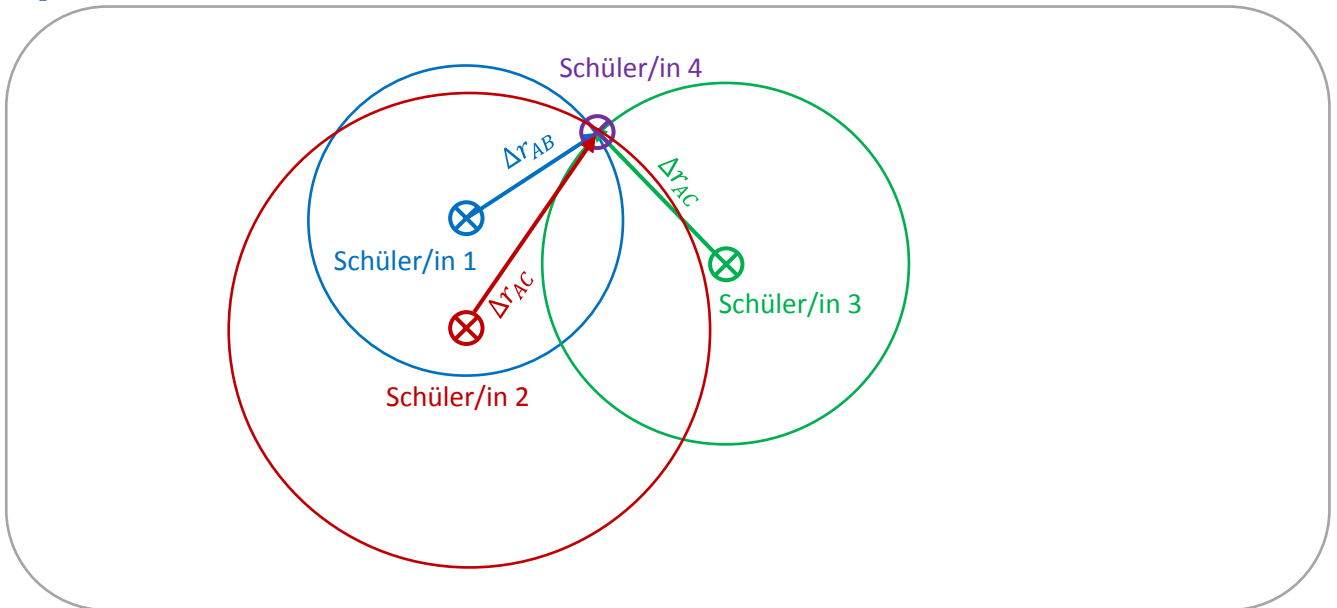
Demoexperiment

Schülerexperiment

Projekt

Experiment: Laufzeit

Experiment-Aufbau



Materialien

- Smartphone oder Tablet
- Phyphox-App (kostenlos)
- Stoppuhr
- Zirkel

Durchführung

Zur Messung werden zwei Smartphones im noch unbekanntem Abstand Δr_{AB} voneinander abgelegt. An beiden Smartphones steht jeweils ein/e Schüler/in. Nun klatscht Schüler/in 1 so laut in die Hände, dass bei beiden (!) Smartphones die Stoppuhr startet. Kurz darauf verfährt Schüler/in 2 genauso.

Ganz ähnlich kann man übrigens bei bekanntem Abstand die Schallgeschwindigkeit messen:

<https://phyphox.org/de/experiment/schallgeschwindigkeit>

Das Prinzip der Funkortung kann wie folgt einfach nachempfunden werden. Es wird ein Team aus vier Schüler/innen gebildet. Schüler /in 1, 2 und 3 spielen die Funkstationen, Schüler/in 4 den Empfänger. Zur Vereinfachung und um nicht kompliziert mit Maßstäben herumrechnen zu müssen, stellen sich Schüler/in 1, 2 und 3 wie in der Abbildung (vgl. S.11) auf, Schüler/in 4 kann seine/ihre Position frei wählen. Nacheinander gehen nun Schüler/in 1, 2 und 3 auf möglichst geradem Weg zu Schüler/in 4 und kontrollieren mit Hilfe des Smartphones über GPS (beispielsweise mit der phyphox App) seine/ihre Geschwindigkeit. Ideal ist es, wenn diese möglichst konstant bei 4 km/h (also ca. 1 m/s) liegt. Schüler/in 4 stoppt die Laufzeiten nacheinander mit ihrem Smartphone. Die Auswertung erfolgt geometrisch mit dem Zirkel.

4. Satellitenortung

Schlagwortverzeichnis

Satellitenortung im Dreidimensionalen, Berechnung der Signallaufzeit, Atomuhr, Uhrensynchronisation, GeoGebra, spezielle Relativitätstheorie

Bei der Satellitenortung senden Satelliten Signale aus, deren Laufzeiten vom Empfänger gemessen werden. In diesem Kapitel wird zunächst die Satellitenortung im dreidimensionalen Raum aufgegriffen. Dabei sollen die Schülerinnen und Schüler Signallaufzeiten mit unterschiedlichen Abständen zum Empfänger messen. Da die Zeitmessung indirekt über den Inhalt der Navigationsnachricht erfolgt, werden die exakte Zeitmessung mit Atomuhren und deren Zeit-Abweichung thematisiert. Im letzten Experiment wird ein möglichst naher Realitätsbezug zur echten Satellitennavigation hergestellt, indem neben der Satellitenposition zusätzlich noch die Sende- und Empfangszeit übermittelt wird. Anschließend sollen die Schülerinnen und Schüler mittels Zirkel ihre eigene Position konstruieren.

Da in Galileoempfängern normale Quarzuhren verbaut sind, soll abschließend das Problem der Uhrensynchronisation besprochen werden. Dazu sollen die Schüler und Schülerinnen zuerst mit Hilfe einer Beispielrechnung bestätigen, dass Quarzuhren an sich zu ungenau für die Satellitennavigation sind. Anschließend wird das vorherige Experiment mit einer nicht synchron laufenden Empfängeruhr erneut durchgeführt und ausgewertet. Zur Auswertung ist dynamische Geometriesoftware wie beispielsweise GeoGebra sehr hilfreich. Eine einfache Beispieldatei (Uhrensynchronisation.ggb) steht auf www.sattec.org zum Download zur Verfügung.

Jahrgangstufe



09

10

11

12



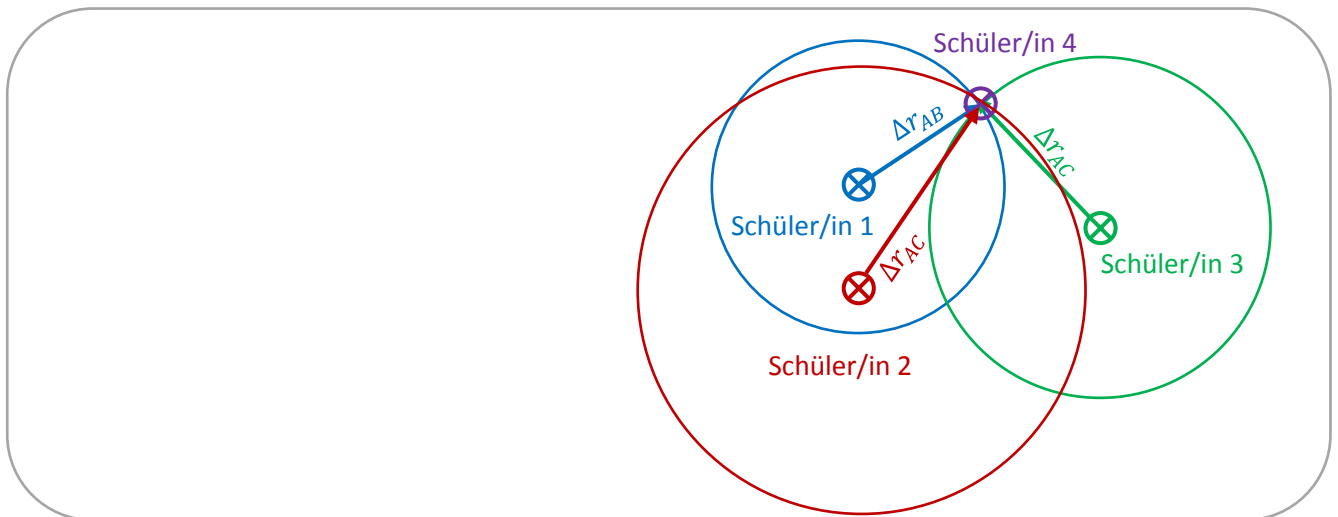
Demoexperiment

Schülerexperiment

Projekt

Experiment: Laufzeit

Experiment-Aufbau



Materialien

- Stoppuhr
- GeoGebra
- Zirkel

Durchführung

Schüler/in 4 (siehe Kapitel 3) darf nun die Laufzeiten der einzelnen Signale nicht mehr direkt stoppen, da dies einem echten Galileoempfänger auch nicht möglich wäre. Schüler 1, 2 und 3 übertragen stattdessen eine Navigationsnachricht, ähnlich wie bei der echten Satellitenortung auch. Sie beinhaltet den Namen des jeweiligen „Satelliten“. Dieser entspricht der Satellitenposition, da vorher festgelegt wurde, wer sich an welchem Punkt befindet. Hinzu kommt die „Sendezeit“. Schüler/in 1, 2 und 3 notieren sich dazu auf einem Kärtchen auf die Sekunde genau, wann sie gestartet sind. Schüler/in 4 hat die Aufgabe, ihrerseits mit seiner/ihrer eigenen Uhr (!) zu überprüfen, wann die drei „Satellitensignale“ bei ihm/ihr eintreffen. Durch den Vergleich von Sende- und Empfangszeit erhält Schüler/in 4 dann die Signallaufzeit.

Die Messung wird anschließend mit nicht-synchronen Uhren wiederholt und mit GeoGebra ausgewertet.

Musterlösung

Erkläre anschaulich, geometrisch, warum im dreidimensionalen Raum nicht drei, sondern vier Messungen (Bob, Charlie, Eve und Dave) benötigt werden.

Im Dreidimensionalen ergibt eine Abstandsmessung eine Kugelschale als mögliche Standfläche. Zwei Kugeln schneiden sich in einem Schnittkreis, drei Kugeln schneiden sich in zwei Schnittpunkte. Erst der vierte Satellit (die vierte Kugel) bringt die Eindeutigkeit in einem Schnittpunkt.

Die Funksignale breiten sich mit Lichtgeschwindigkeit also etwa 300.000 km/s aus. Berechne die Signallaufzeit für Galileo-Satelliten, deren Abstände zum Empfänger zwischen 23.000 km und 27.000 km liegen. Ermittle zudem den Messfehler in der Entfernung, wenn man die Signallaufzeit um nur eine Mikrosekunde (10^{-6} s) falsch misst.

$$s = c \cdot t$$

$$t_1 = \frac{s_1}{c} = \frac{23000 \text{ km}}{300000 \frac{\text{km}}{\text{s}}} = 0,08 \text{ s}$$

$$t_2 = \frac{s_2}{c} = \frac{27000 \text{ km}}{300000 \frac{\text{km}}{\text{s}}} = 0,09 \text{ s}$$

$$s = c \cdot t = 300000 \frac{\text{km}}{\text{s}} \cdot 10^{-6} \text{ s} = 0,3 \text{ km}$$

Berechne, wie lange eine so genaue Atomuhr theoretisch (!) betrieben werden könnte, bis sie um eine Sekunde falsch ginge.

10^{-14} s Fehler pro 1 s, also ca. 3 Mio Jahre

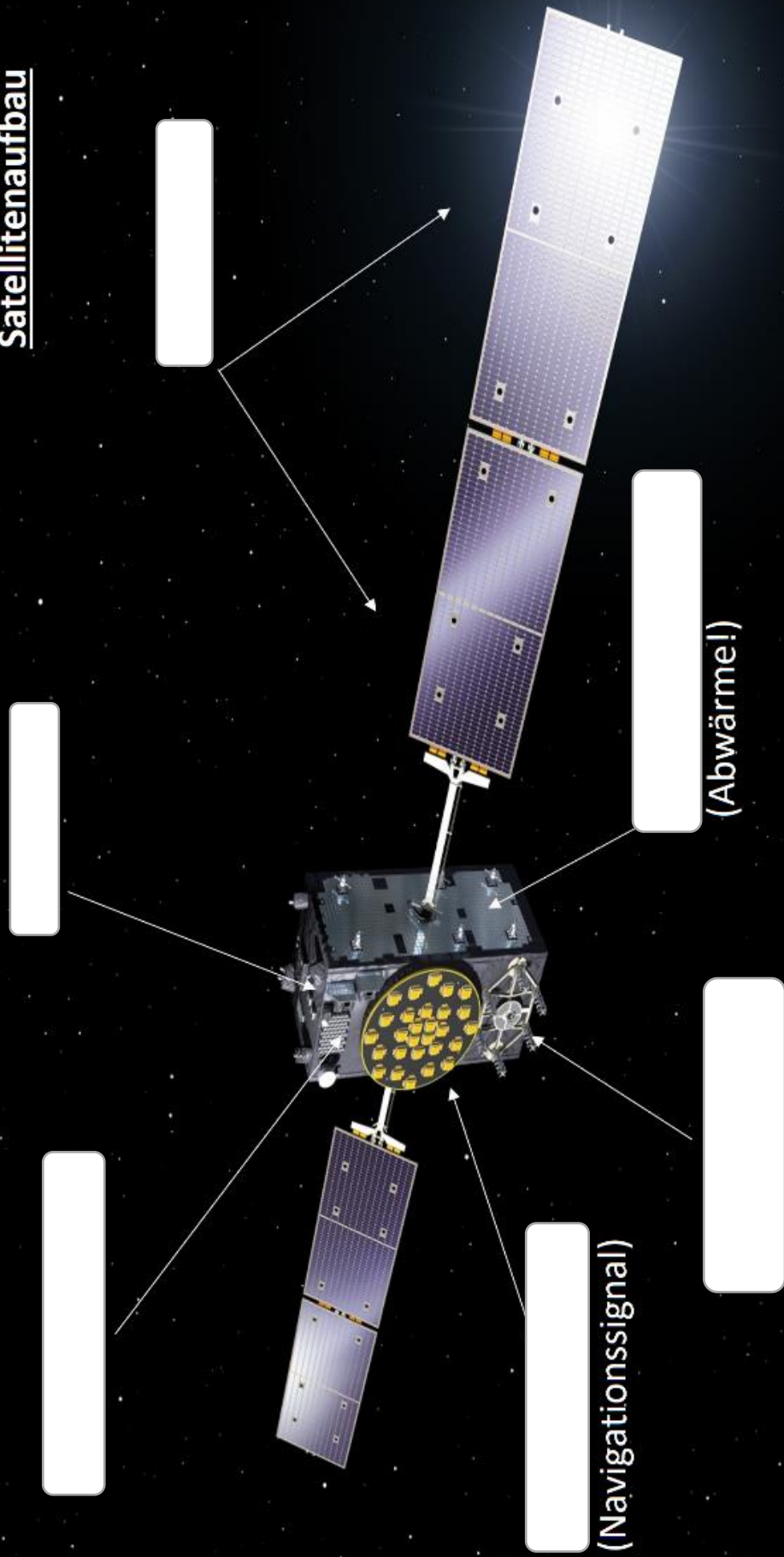
Normale Galileo- oder GPS-Empfänger haben einfache Quarzuhren verbaut. Diese gehen etwa ± 10 s pro Monat falsch. Berechne, um wie viele Mikrosekunden pro Sekunde eine solche Quarzuhr typischerweise falsch geht. Welchem Fehler in der Distanz entspricht das bei der Ortung durch?

1 Monat hat $2,628 \cdot 10^6$

$$\frac{10 \text{ s}}{2,628 \cdot 10^6 \text{ s}} \approx 3,8 \mu\text{s/s}$$

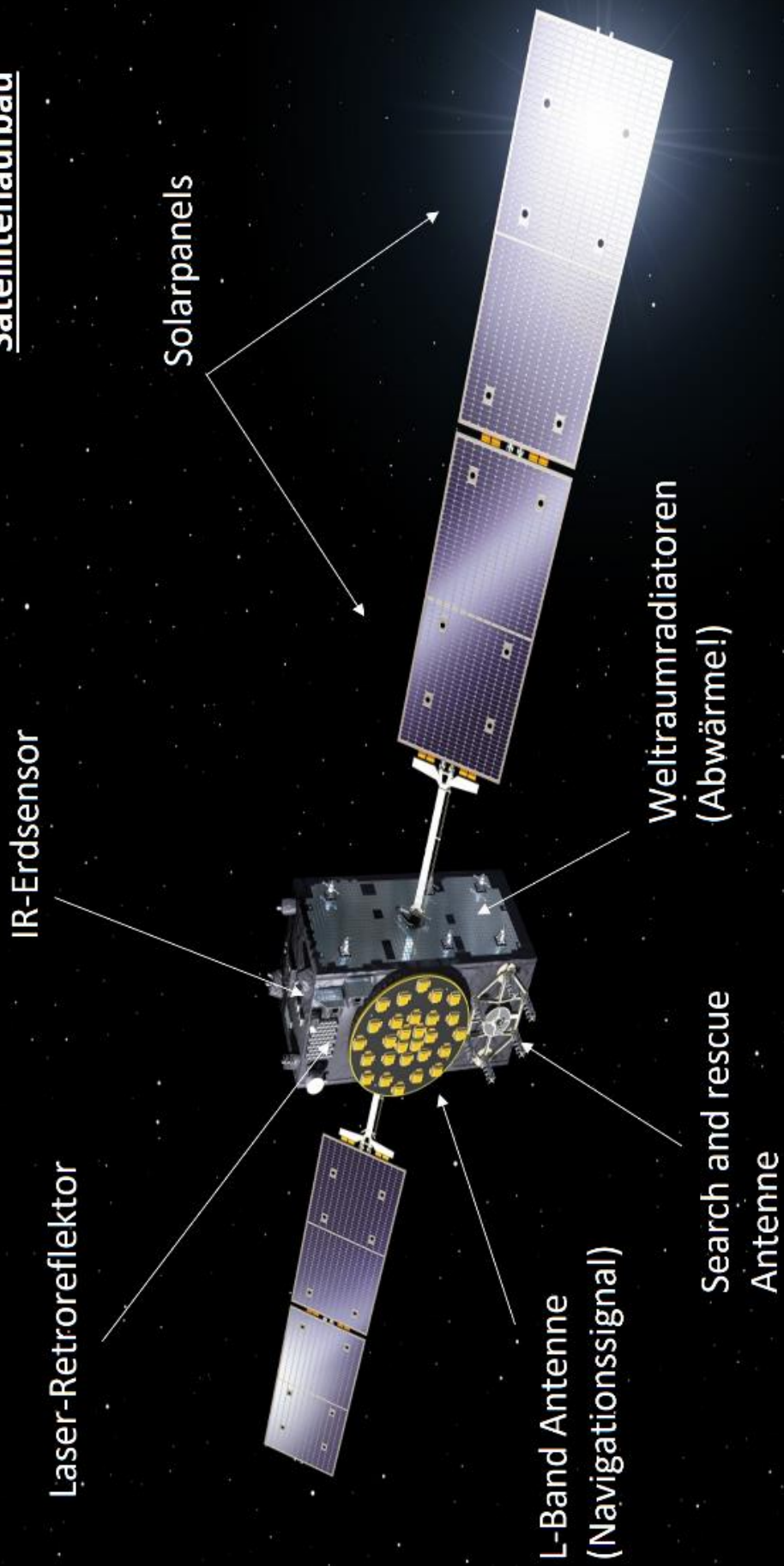
$$s = c \cdot t = 300000 \frac{\text{km}}{\text{s}} \cdot 3,8 \cdot 10^{-6} \text{ s} = 1,1 \text{ km}$$

Satellitenaufbau



Galileo FOC, Quelle: ESA

Satellitenaufbau



Galileo FOC, Quelle: ESA

Laser-Retroreflektor

Reflektiert den von einer Bodenstation ausgestrahlten Laserstrahl zur zentimetergenauen Messung der Satellitenentfernung. Der Reflektor wird nur etwa einmal pro Jahr genutzt, da Höhenmessungen per S-Band Antenne ansonsten ausreichend genau sind.

Infrarot-Erdsensor und Sonnensensor

Halten den Satelliten auf die Erde ausgerichtet. Der Infrarot-Erdsensor erkennt den Kontrast zwischen der Kälte des Weltalls und der Wärme der Erdatmosphäre. Als Sonnensensoren dienen Detektoren für den sichtbaren Spektralbereich, die den Sonnenwinkel messen.

Solarpanels

Wandeln Lichtenergie in elektrische Energie um.

Weltraum-Radiatoren

Geben überschüssige Wärme in den Weltraum ab, um die Betriebstemperatur der Bordelektronik im optimalen Bereich zu halten.

Such- und Rettungsantenne

Empfängt Notsignale von Notrufsendern und überträgt sie zur Weiterleitung an örtliche Rettungsdienste an eine Bodenstation

L-Band-Antenne

Überträgt das Navigationssignal im L-Band.

Passive Wasserstoff-Maser-Uhr

Die Haupt-Uhr des Satelliten. Zur Redundanz sind zwei an Bord. Diese langzeitstabile Atomuhr nutzt die präzisen, durch quantenphysikalische Effekte hervorgerufenen Energieunterschiede eines Wasserstoffatoms, um die Zeit mit einer Genauigkeit von 0,14 Nanosekunden in 12 Stunden zu messen.

Rubidium-Uhr

Eine kurzzeitstabile Atomuhr, die durch die Verwendung einer anderen Technologie eine Redundanz zu den Maser-Uhren gewährleistet. Ihre Genauigkeit liegt bei 1,8 Nanosekunden in 12 Stunden.

5. Lehrplanzuordnung

Schlagwort	Lehrplanzuordnung	Kapitel	Sonstiges
Akustik	Ph10	3. Ortung mit Funksignalen	
Atomuhr	Ph9	4. Satellitenortung	
Ausbreitungsgeschwindigkeit eines Signals	Ph10	3. Ortung mit Funksignalen	
Breitenkreis	Geo5	1. Die Erde-Kugel, Ei oder Kartoffel?	
Fadenpendel	Ph10	2b. Orientierung an den Gestirnen	
GeoGebra	M5-10	4. Satellitenortung	
Gravitationsgesetz	Ph10	1. Die Erde-Kugel, Ei oder Kartoffel?	
Höhenlinie	Geo5	2a. Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde	
Jahreszeiten (Sonnenstand)	Geo8	2b. Orientierung an den Gestirnen	
Kartenlesen	Geo5	2a. Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde	
Kompass	Geo5 Ph7	2a. Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde	
Konstruktion	M7	3. Ortung mit Funksignalen	
Koordinaten-Darstellungsformen	Geo7	1. Die Erde-Kugel, Ei oder Kartoffel?	
Längenkreis	Geo5	1. Die Erde-Kugel, Ei oder Kartoffel?	
Lichtgeschwindigkeit	Ph10	4. Satellitenortung	
Luftdruck	Ph8	2a. Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde	
Magnetfeld der Erde	Ph7	2a. Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde	
Maßstab	Geo5	2a. Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde	
Polarlichter	Ph11	2a. Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde	
Raum (dreidimensional)	M9	4. Satellitenortung	(M6 Volumen)
Rotationsbewegung	Ph10	1. Die Erde-Kugel, Ei oder Kartoffel?	
Schallgeschwindigkeit	Ph10	3. Ortung mit Funksignalen	
Schwerebeschleunigung (Ortsfaktor)	Ph9	1. Die Erde-Kugel, Ei oder Kartoffel?	Sachsen: Ph7

Schweredruck	Ph8	2a. Orientierung an physikalischen Merkmalen der Erde	
Schwingungsdauer	Ph10	2b. Orientierung an den Gestirnen	
Schwingungsfrequenz	Ph10	2b. Orientierung an den Gestirnen	
Sinus	M9	2b. Orientierung an den Gestirnen	
Spezielle Relativitätstheorie	Ph10	4. Satellitenortung	
Winkel	M5	2b. Orientierung an den Gestirnen	
Zeit	M5	2b. Orientierung an den Gestirnen	
Zentripetalbeschleunigung	Ph10	1. Die Erde-Kugel, Ei oder Kartoffel?	
Zentripetalkraft	Ph10	1. Die Erde-Kugel, Ei oder Kartoffel?	

Abbildungsquellen

Seite 20: Experiment mit Massestück und Schnur. Quelle: Quelle Joachim Herz Stiftung, www.leifiphysik.de;
<http://www.leifiphysik.de>

Seite 35 und 37: Prisma. Quelle: Wikipedia

Seite 64: Längen- und Breitenkreise. Quelle: Wikipedia

Seite 65 und 66:

Erstes Mobiltelefon Quelle: Wikipedia; <https://creativecommons.org/licenses/by-sa/3.0/>

Autotelefon Quelle: Wikipedia

Galileo Testsatellit Quelle: ESA

Seite 68: Luftdruck. Quelle: Uni Rostock. Experimentaufbau Schweredruck. Quelle: Joachim Herz Stiftung,
www.leifiphysik.de



Lehrerhandreichung

Tobias Schüttler (tobias.schuettler@lmu.de)

Simone Zepp

Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wird mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

Gefördert durch:

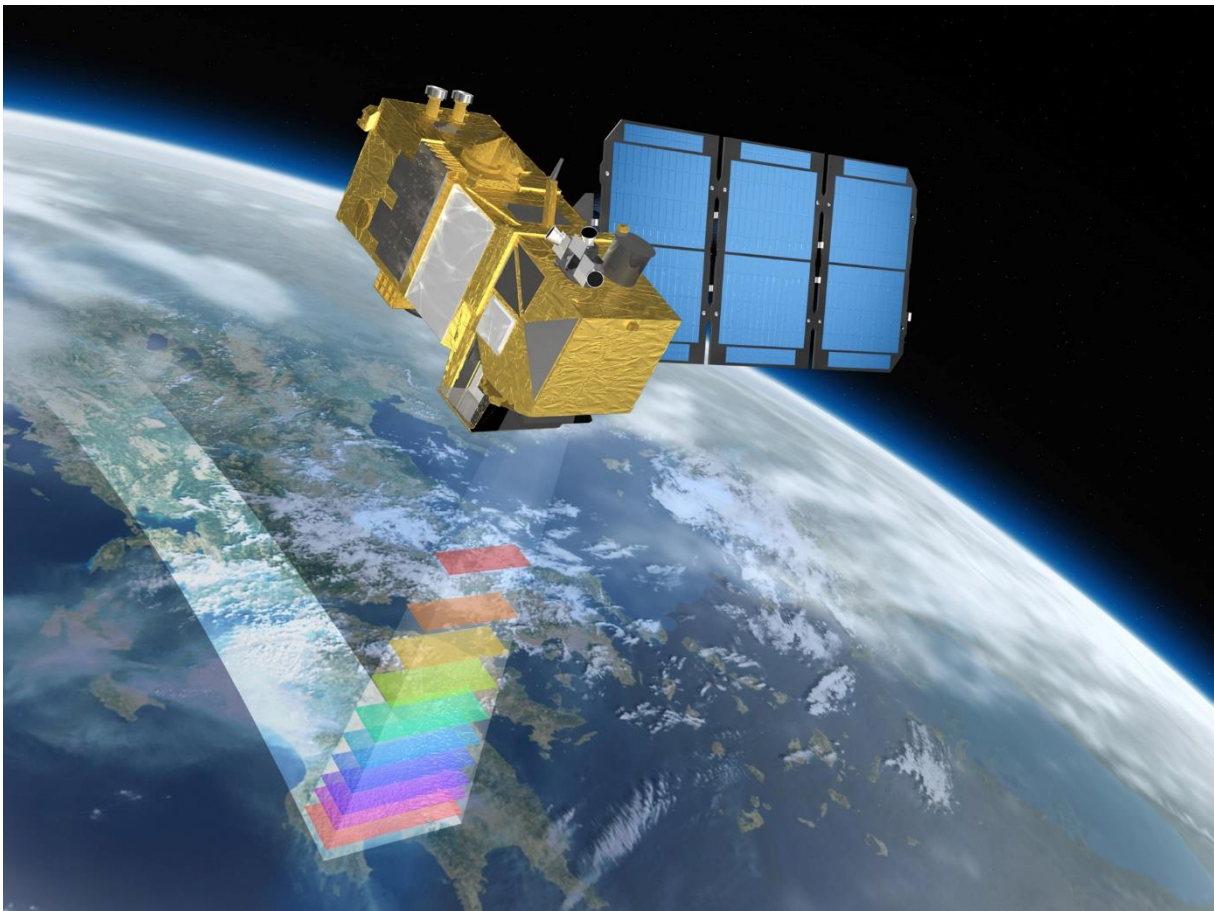


aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



Einführung in die Satellitenfernerkundung

Simone Zepp und Tobias Schüttler



Quelle: ESA 2012

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



LUDWIG-
MAXIMILIANS-
UNIVERSITÄT
MÜNCHEN



Inhalt

Inhalt.....	2
Abbildungsverzeichnis.....	3
Tabellenverzeichnis.....	5
Abkürzungsverzeichnis.....	5
1 Einführung.....	7
2 Physikalische Grundlagen.....	12
2.1 Elektromagnetische Strahlung.....	12
2.2 Atmosphärische Beeinflussung der Strahlung.....	13
2.3 Spektraleigenschaften des Lichts.....	15
3 Sensoreigenschaften.....	16
3.1 Geometrische Auflösung.....	16
3.2 Spektrale Auflösung.....	17
3.3 Radiometrie.....	18
3.4 Satellitenumlaufbahnen.....	19
4 Aktuelle Missionen.....	19
4.1 Struktur einer Satellitenmission.....	20
4.1.1 Space Segment.....	20
4.1.2 Ground Segment.....	21
4.2 Aktuelle Missionen.....	23
4.2.1 Sentinel.....	23
4.2.2 Landsat.....	24
4.2.3 TerraSAR-X / TanDEM-X.....	26
5 Auswertung von Fernerkundungsaufnahmen.....	27
5.1 Vegetationsanalysen.....	27
5.2 Analysen mittels Indizes.....	29
5.2.1 Normalized Difference Snow Index - NDSI.....	29
5.2.2 Normalized Burn Ratio – NBR.....	30
5.3 Klimaforschung.....	32
5.4 LEOWorks.....	34
6 Fernerkundung der Atmosphäre.....	36
6.1 Satellitengestützte Atmosphärenforschung.....	36
6.2 Sentinel-5P.....	37
6.2.1 TROPOMI.....	38

6.2.2 Erste Ergebnisse	39
Literaturverzeichnis	41
Bildnachweis.....	44

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Prinzip der Fernerkundung. Die reflektierte oder emittierte Energie der Landoberfläche wird von einem satellitengestützten (oder flugzeuggetragenen) Sensor aufgenommen und in regelmäßigen Abständen an global verteilte Bodenstationen gesendet (verändert nach Richards 2013).....	7
Abbildung 2: Unterschied zwischen passiven und aktiven Fernerkundungssensoren. Während passive Systeme (links / Mitte) die von der Erdoberfläche reflektierte Sonnenstrahlung oder emittierte thermale Strahlung aufnehmen, fungieren aktive Systeme (rechts) zugleich als Strahlungsquelle (S) und Empfänger (E) (verändert nach Albertz 1991).	8
Abbildung 3: spekulare Reflexion einer glatten Oberfläche (links), diffuse Reflexion einer Oberfläche mit hoher Rauigkeit (rechts).....	9
Abbildung 4: Aufnahme des Radar-Satelliten Sentinel-1 eines Küstenbereichs um die Stadt Wilmington in Florida, USA am 11.10.2016 (Datengrundlage: Sentinel-1, ESA 2016).....	10
Abbildung 5: Vergleich der gängigsten Aufnahmeprinzipien der Fernerkundung. Während beim sogenannten Pushbroom-Prinzip (links) mit einem linearen Array von CCD-Scannern alle Pixel einer Abtastzeile gleichzeitig erfasst werden, erfolgt beim Whiskbroom-Prinzip (rechts) die Pixelaufnahme einer Abtastlinie durch einen rotierenden Spiegel nacheinander.	12
Abbildung 6: Wellenlängen der Strahlungsarten des elektromagnetischen Spektrums. Im oberen Bildbereich der Abbildung ist stark vereinfacht die von der Sonne emittierte Strahlung dargestellt (verändert nach Albertz 1991).	13
Abbildung 7: Darstellung der atmosphärischen Fenster, bzw. der atmosphärischen Absorptionsbanden für einen Ausschnitt des elektromagnetischen Spektrums (NASA 2012).	13
Abbildung 8: Mosaik zusammengesetzt aus vier Aufnahmen von unterschiedlichen Überflugdaten. Das linke Mosaik zeigt die Szenen unkorrigiert mit szenenspezifischen, unterschiedlichen atmosphärischen Einflüssen. Das rechte Mosaik zeigt die Szenen nach der Bereinigung dieser Einflüsse. Das Bild ist homogener und genaue quantitative Analysen des Gesamtgebietes sind erst so möglich (DLR 2017 b).....	15
Abbildung 9: Absorptionsbanden einer vitalen Pflanze durch typische Pflanzenbestandteile im optisch sichtbaren (VIS), im nahen Infraroten (NIR) und im kurzwelligen infraroten (SWIR) Wellenlängenbereich.	15
Abbildung 10: Vergleich verschiedener geometrischer Auflösungen. Gängige satellitengestützte Fernerkundungssensoren besitzen eine räumliche Auflösung zwischen 30 und 10 m. Flugzeuggetragene Systeme, aber auch wenige satellitengestützte Sensoren können Bilder mit einer deutlich höheren Auflösung von 1 m Kantenlänge und weniger pro Pixel aufnehmen. Der Informationsgewinn einer hohen geometrischen Auflösung im Vergleich zu einer geringen ist deutlich erkennbar (links, Mitte: Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017; rechts: Landesamt für Digitalisierung, Breitband und Vermessung 2013).....	16

Abbildung 11: spektrale Auflösung eines passiven multispektralen Sensors mit sechs Kanälen im Wellenlängenbereich zwischen 0,4 und 2,5 μm . Der Sensor detektiert Reflexionen im optisch sichtbaren (VIS), nahen Infraroten (NIR) und kurzwellig Infraroten Wellenlängenbereich (SWIR).....	17
Abbildung 12: Verschiedene Graustufenauflösungen in Abhängigkeit der zugrunde liegenden Bildspeicherung (verändert nach DLR 2016).....	18
Abbildung 13: Ein Echtfarbenbild entsteht durch die Überlagerung der Reflexionen im roten, grünen und blauen Wellenlängenbereich.	19
Abbildung 14: Prozessierungslevel und Produkte von Rohdaten (Level-0) zu geokodierten Top-of-Atmosphäre-Reflektanzen (Level-1c). Die Prozessierung wird noch vor der Datenbereitstellung an den Endnutzer durch das Ground Segment durchgeführt.	22
Abbildung 15: Sentinel-1 (links) (ESA 2017) und Sentinel-2 (rechts) (ESA 2017 b).....	24
Abbildung 16: Abbildung 12: Landsat 8 (NASA 2014).	25
Abbildung 17: Formationsflug der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X. Die Umlaufbahnen sind wie die Stränge einer Doppelhelix gegeneinander verdreht. Über dem Äquator sind die Satelliten horizontal und über den Polen vertikal versetzt (DLR 2014).	26
Abbildung 18: Aufnahmemodi der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X (DLR 2012).	27
Abbildung 20: Spektren verschiedener Landoberflächen. Lediglich das Vegetationsspektrum ist von einem deutlichen Reflektanzunterschied zwischen dem roten Wellenlängenbereich (niedrige Reflektanzen) und dem NIR (sehr hohe Reflektanzen) gekennzeichnet.....	28
Abbildung 21: Vegetationsspektren verschiedener Vitalitätsstufen. Sehr vitale Vegetation (dunkelgrünes Spektrum) zeichnet sich im Vergleich zu Vegetation mit geringerer Vitalität (hellgrüne Spektren) vor allem durch eine Abnahme im NIR aus.	29
Abbildung 22: NDSI-Werte für einen Ausschnitt einer Sentinel-2 Szene aufgenommen über den bayerischen Alpen. (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).	30
Abbildung 23: RGB-Darstellung des Gebietes um Nurri (Sardinien) vor (links) und nach (rechts) dem Waldbrand im Juli 2016. Die Brandfläche (Bildmitte) von ca. 17,5 km^2 geht deutlich aus der Satellitenbildszene hervor (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).	30
Abbildung 24: Delta Normalized Burn Ratio (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).....	31
Abbildung 25: Rückgang der Gletscherzunge der Pasterze zwischen 1982 (links) und 2012 (rechts)..	32
Abbildung 26: Verlauf der Gletscherzunge der Pasterze zwischen 1984 und 2017 basierend auf jeweils einer zum Großteil wolkenfreien Aufnahme im August der Satelliten Landsat-4-5-7 und -8 (Datengrundlage: Landsat4-5-7-8, USGS 2018; Natural Earth Data).	33
Abbildung 27: NDVI-Falschfarbenbild (rechts) basierend auf einer Sentinel-2-Szene vom 17.05.2017 südwestlich von München (RGB-Darstellung links). Hohe NDVI-Werte werden meist mit einem grünen Farbverlauf dargestellt. Vegetationslose Flächen werden üblicherweise in brauner oder weißer (NDVI<0) Farbe dargestellt (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).	35
Abbildung 28: Im Ausschnitt der Sentinel-2 Szene vom 17.05.2017 um den DLR Standort Oberpfaffenhofen ist neben der Unterscheidung von Vegetation von allen anderen Landoberflächen auch eine Abstufung der Vitalität einzelner Vegetationsflächen zu erkennen. Während Waldflächen sehr hohe NDVIs besitzen, was für eine hohe Vitalität spricht, sind Felder in Abhängigkeit von der Vegetationsentwicklung von verschiedenen hohen, allerdings niedrigeren NDVIs gekennzeichnet (vgl. Tabelle 5) (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).	35
Abbildung 29: Eine Revolution in der Atmosphärenforschung: Sentinel-5P (ESA 2017 c).	37
Abbildung 30: räumliche Auflösung von TROPOMI im Vergleich zu den bisherigen Atmosphärensatelliten, GOME-2, SCIAMACHY und OMI (Datengrundlage: Natural Earth Data 2018).	39

Abbildung 31: SO₂-Konzentrationen der Atmosphäre oberhalb der indonesischen Insel Bali am 27. November 2017, unmittelbar nach dem Ausbruch des Vulkans Agung. Die höhere räumliche Auflösung von TROPOMI im Vergleich zum Sensor GOME-2 ist deutlich zu erkennen. 39

Abbildung 32: Ausbreitung der durch den Waldbrand am 12.12.2017 in Kalifornien erzeugten Aerosole in der Atmosphäre über die Westküste der USA (ESA 2017 e). 40

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Klassische Frequenzbänder, zugehörige Frequenzen und Wellenlängen der Mikrowellenfernerkundung sowie ausgewählte Satelliten. 11

Tabelle 2: Übersicht über die sechs im europäischen Copernicus-Programm enthaltenen Sentinel-Satelliten (DLR 2017). 23

Tabelle 3: Überblick über die Lebensdauer, die technischen Nutzlasten und die räumlichen Auflösungen der neun Landsatmissionen (USGS 2013). 25

Tabelle 4: Mittlere NDVI-Werte verschiedener Landbedeckungsarten. 28

Tabelle 5: Klassifikation der Schäden durch Brände basierend auf dem Δ NBR. 31

Tabelle 6: mittlere NDVIs von vegetationsbedeckten Oberflächen verschiedener photosynthetischer Aktivität. 36

Tabelle 7: Eigenschaften von TROPOMI bezüglich der optischen Kanäle und der damit ermittelten Produkte (KNMI 2008). 38

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
AOCS	Attitude and Orbit Control System
BOA	Bottom of Atmosphere
CCD	Charge Couple Device
CMOS	Complementary metal oxide
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
ERTS	Earth Resources Technology Satellite
ESA	European Space Agency
ESOC	European Space Operations Centre
ETM	Enhanced Thematic Mapper
FOCC	Flight Operations Control Center
FOS	Flight and Operations Segment
FOV	Field of View
GNSS	Global Navigation Satellite System
GOME	Global Ozone Monitoring Experiment
IR	Infrarot
Lidar	Light Detection and Ranging
MIR	Mittleres Infrarot
MSI	Multispectral Instrument
MSS	Multispektrale Kameras
MTC	Mercury Cadmium Telluride
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NBR	Normalized Burn Ratio
NDSI	Normalized Difference Snow Index
NDVI	Normalized Difference Reflectance Index

NIR	Nahes Infrarot
OLI	Land and Ocean Imager
Radar	Radio and Detection and Ranging
RED	roter Wellenlängenbereich
SAR	Synthetic Aperture Radar
SCIAMACHY	Scanning Imaging Absorption Spectrometer for Atmospheric Cartography
TET	Technologieerprobungsträger
TIRS	Thermal Infrared Sensor
TM	Thematic Mapper
TROPOMI	TROPOspheric Monitoring Instrument
TOA	Top of Atmosphere
USGS	United States Geological Survey
UV	Ultraviolett
VNIR	Wellenlängenbereich des sichtbaren Lichts und nahen Infrarots
VIS	sichtbares Licht
ZAMG	Zentralanstalt für Meteorologie und Geodynamik

Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

1 Einführung

Die satellitengestützte Fernerkundung der Erde (Erdbeobachtung) dient der berührungsfreien Analyse unserer Erdoberfläche und –atmosphäre und gestattet dem Menschen einen möglichst großen Ausschnitt der Erde zu beobachten. Die Fernerkundung ist dabei „die Gesamtheit der Verfahren zur Gewinnung von Informationen über die Erdoberfläche durch Messung und Interpretation der von ihr ausgesendeten (Energie-) Felder. Als Informationsträger dient die von der Erde reflektierte oder emittierte elektromagnetische Strahlung“ (DIN 18716/3).

Wie in Abbildung 1 dargestellt beschreibt die Fernerkundung ein Prinzip, in dem die reflektierte oder emittierte Energie der Erdoberfläche von einem satellitengestützten (oder flugzeuggetragenen) Sensor aufgenommen wird. Diese Messung wird genutzt, um ein Abbild der beobachteten Landoberfläche zu erzeugen. Der Satellit sendet in regelmäßigen Abständen die aufgenommenen Informationen zu verschiedenen global verteilten Bodenstationen. Hier werden die Daten empfangen, entschlüsselt und in das Archiv der betreibenden Weltraumagentur eingespeist und von dort den Nutzern zur Verfügung gestellt.

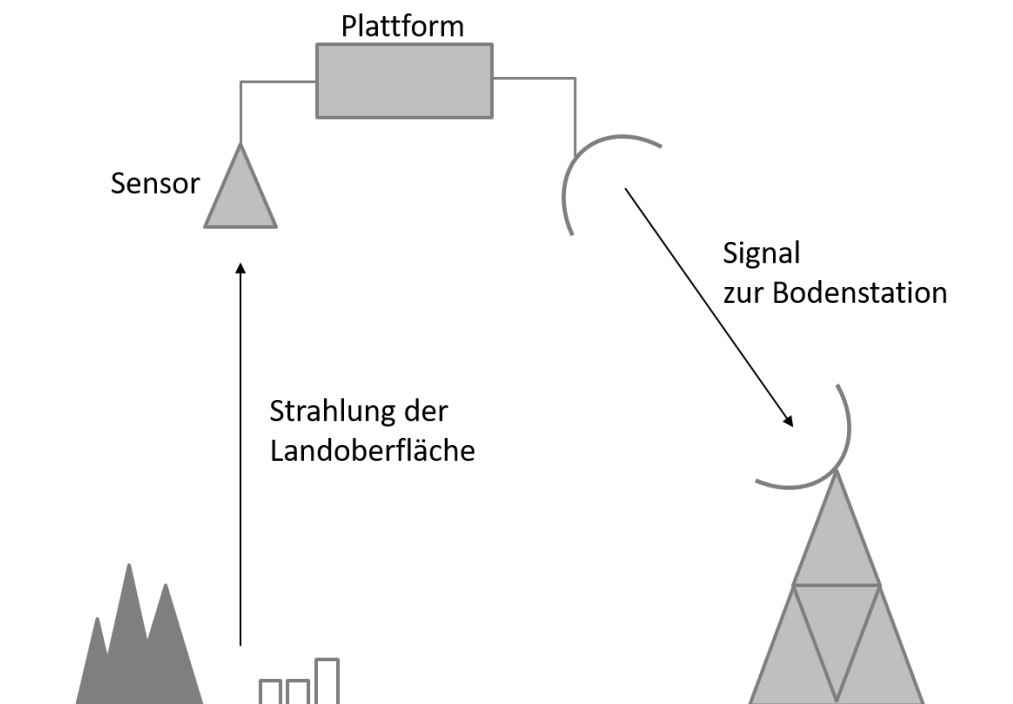


Abbildung 1: Prinzip der Fernerkundung. Die reflektierte oder emittierte Energie der Landoberfläche wird von einem satellitengestützten (oder flugzeuggetragenen) Sensor aufgenommen und in regelmäßigen Abständen an global verteilte Bodenstationen gesendet (verändert nach Richards 2013).

Die Fernerkundung funktioniert im Prinzip ähnlich wie das menschliche Sehen, mit dem Unterschied, dass bei Satelliten im All das Blickfeld größer ist und zusätzliche für das menschliche Auge unsichtbare Informationen aufgenommen werden können. Es ist auch möglich mittels Fernerkundungssystemen Aussagen über die Bestandteile unserer Atmosphäre zu sammeln. Die von einer Quelle auf die Erde gesendete elektromagnetische Strahlung unterliegt im Kontakt mit der Atmosphäre, und (oder) dem Erdboden, Interaktionsprozessen. Die Energie kann von einem Material entweder aufgenommen (Absorption), gerichtet bzw. diffus reflektiert werden (Reflexion) oder ohne Energieabgabe hindurch gehen (Transmission). Da die meisten Oberflächen optisch dichte Medien darstellen, kann von einer Vernachlässigung der Transmission ausgegangen werden. Das Verhältnis

aus reflektierter und absorbierter elektromagnetischer Strahlung ist daher Informationsträger über Materialzusammensetzung der Landbedeckungsart, bzw. der Atmosphäre. Jede Oberfläche absorbiert und reflektiert einen materialspezifischen Anteil des eingestrahnten Spektrums.

In der Fernerkundung werden zwei Sensorsysteme unterschieden (vgl. Abbildung 2). Während die sogenannten „passiven Sensoren“ die von der Erde reflektierte Sonnenstrahlung, bzw. die emittierte thermale Strahlung aufnehmen, sind „aktive Sensoren“ zugleich Strahlungsquelle (S) und Empfänger (E).

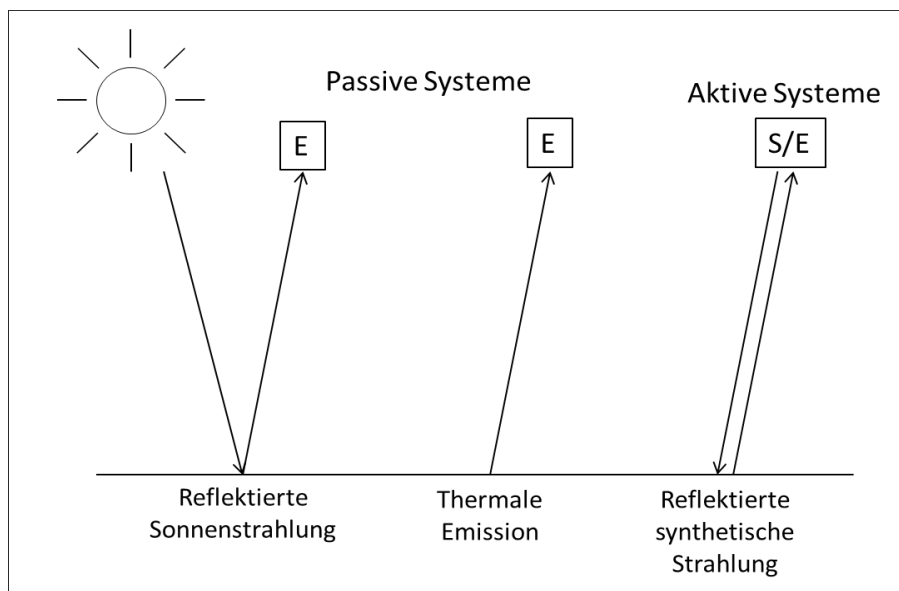


Abbildung 2: Unterschied zwischen passiven und aktiven Fernerkundungssensoren. Während passive Systeme (links / Mitte) die von der Erdoberfläche reflektierte Sonnenstrahlung oder emittierte thermale Strahlung aufnehmen, fungieren aktive Systeme (rechts) zugleich als Strahlungsquelle (S) und Empfänger (E) (verändert nach Albertz 1991).

Aktive Sensoren sind beispielsweise bei Radar- und Lidar-Systemen im Einsatz. Wie die meisten passiven Fernerkundungssensoren können auch Radar-Systeme (*Radio and Detection and Ranging*) bildgebende aktive Verfahren zur Ableitung von Eigenschaften der Erdoberfläche sein. Darüber hinaus dienen diese auch zur Bestimmung von Entfernungen. Lidar (*Light Detection and Ranging*) sind wiederum nichtbildgebende aktive Fernerkundungsverfahren. Beide Systeme sind zwar sehr ähnlich, unterscheiden sich jedoch im genutzten Wellenlängenbereich. Lidar nutzt den optischen Wellenlängenbereich (UV, VIS, Infrarot), während Radar-Verfahren in der Mikrowellenregion (1 mm bis 1 m Wellenlänge) arbeiten.

Da in den folgenden Kapiteln hauptsächlich die Eigenschaften von passiven Sensoren erläutert werden, wird in den nächsten Abschnitten nur ein kurzer Überblick über Radar- und Lidar-Systeme gegeben.

Radar

Ein großer Vorteil im Vergleich zu passiver Fernerkundung ist, dass aktive Verfahren auch bei Bewölkung oder nachts ohne natürliche Beleuchtungsquelle betrieben werden können. Die künstlich erzeugte Strahlung im Mikrowellenbereich (Zentimeterwelle) kann bezüglich ihrer großen Wellenlängen auch optisch dichte Medien wie beispielsweise Wolken durchdringen. Bildgebende Radarsatelliten senden meist kurze Impulse elektromagnetischer Wellen im Mikrowellenbereich aus

und registrieren die von der Erde reflektierte Strahlung über eine Antenne. Aus der Intensität der Signale können Informationen über Struktur und Feuchtigkeitsgehalt der Erdoberfläche abgeleitet werden (Löffler 2005). Es wird hauptsächlich die Stärke des zurückgestreuten Signals jedes Pixels gemessen. Der Grad der Streuung wird dabei von den Oberflächeneigenschaften, der geometrischen Form und der Feuchtigkeit bestimmt. Während optische, bildgebende Verfahren meist eher chemische Objektmerkmale erfassen, erlauben Radarsensoren vor allem eine Ableitung von physikalischen Größen.

Glatte Oberflächen (vgl. Abbildung 3 links) fungieren wie ein Spiegel als so genannte „spekulare Reflexionsoberflächen“ und erscheinen daher im Radarbild eher dunkel bis schwarz, da die Reflexion nicht zum Sensor zurück, sondern weg von ihm (unter gleichem Ausfallswinkel wie der Einfallswinkel) erfolgt. Raue Oberflächen (vgl. Abbildung 3 rechts) hingegen werden als diffuse Reflektoren bezeichnet. Sie streuen das einfallende Licht in alle Raumrichtungen, unter anderem auch zurück zur Plattform des Sensors. Diesbezüglich erscheinen sie im Bild eher hell. Grundlegend gilt, je höher die Rauigkeit des Geländes, desto intensiver das Radarecho. Neben der Objektgeometrie bestimmen vor allem die Leitfähigkeit des Materials (abhängig vom Wassergehalt) oder die Oberflächenrauigkeit das gestreute Signal.

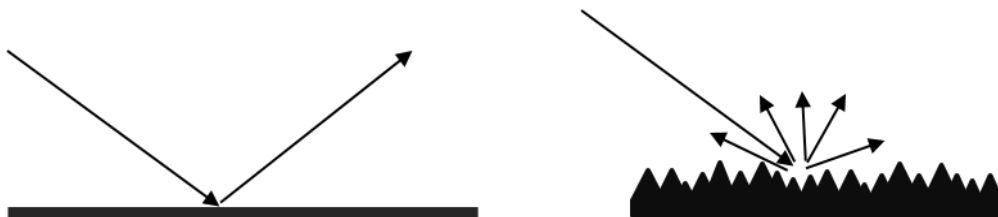


Abbildung 3: spekulare Reflexion einer glatten Oberfläche (links), diffuse Reflexion einer Oberfläche mit hoher Rauigkeit (rechts).

In der Radarfernerkundung unterscheidet man zwischen verschiedenen Systemen. Radiometer beispielsweise sind passive Messinstrumente, zur Bestimmung von Flüssigwasser und Dampfgehalt der Atmosphäre. Unter Altimetern versteht man aktive Instrumente, die kurze Impulse in Nadirrichtung (senkrecht nach unten) aussenden. Die Auswertung der Signallaufzeit ermöglicht eine Abstandsmessung zur Ableitung von Karten, beispielsweise der Verformung des Meeresspiegels hervorgerufen durch Schwankungen des Erdschwerefeldes oder durch Meeresströmungen. So genannte Scatterometer beleuchten aktiv die Meeresoberfläche in Schrägsicht. Da Wellen die Intensität des zurückgestreuten Signals beeinflussen, können so Windverhältnisse abgeleitet werden.

Abbildung 4 zeigt eine Aufnahme des Radar-Satelliten Sentinel-1. Die Aufnahme ist über einem Küstenbereich um die Stadt Wilmington an der Atlantikküste Floridas entstanden (Aufnahmedatum: 11.10.2016). Die schwarzen Bildbereiche zeigen Gewässerflächen. Auf Grund der dunklen Farbgebung kann vor allem im linken unteren Bildbereich auf eine sehr glatte Wasseroberfläche des Atlantiks mit wenig Strömung rückgeschlossen werden. Auch der Flusslauf auf dem Festland ist im Bild gut zu identifizieren. Wie die Meeresoberfläche erzeugt auch die glatte Wasseroberfläche der Flüsse eine spekulare Reflexion, was zu einem sehr geringen Radarecho führt. Vegetationsflächen und Siedlungsbereiche des Festlandes streuen das Radarsignal auf Grund ihrer höheren Rauigkeit deutlich mehr, sodass auch ein größerer Teil des Echos am Empfänger ankommt.

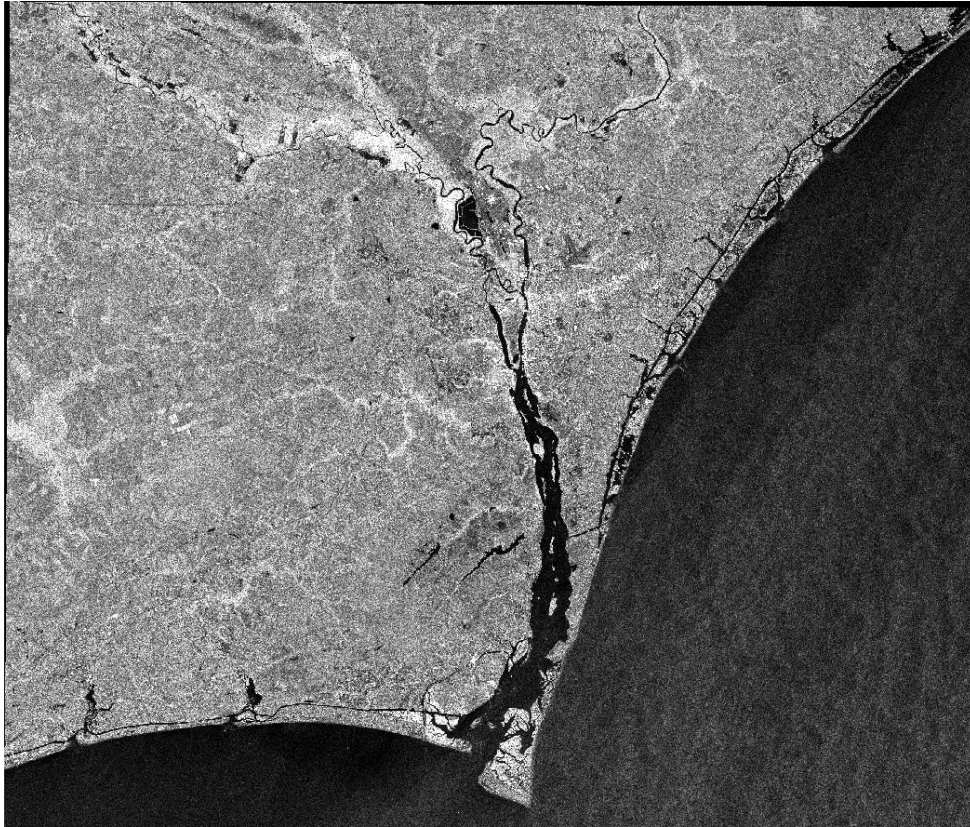


Abbildung 4: Aufnahme des Radar-Satelliten Sentinel-1 eines Küstenbereichs um die Stadt Wilmington in Florida, USA am 11.10.2016 (Datengrundlage: Sentinel-1, ESA 2016).

Neben den Materialeigenschaften haben auch die elektrischen Eigenschaften einer Oberfläche großen Einfluss auf das Reflexionsvermögen im Mikrowellenbereich. Die Feuchtigkeit einer Oberfläche wirkt sich auf die dielektrische Konstante des Materials aus. Feuchte Böden beispielsweise reflektieren Radarstrahlung deshalb sehr stark, da die Energie nur wenig in den Boden eindringt. Trockene Böden hingegen ermöglichen eine größere Eindringtiefe und erscheinen dunkler. Im oberen mittleren Bildbereich (Abbildung 4) sind vor allem um den Flusslauf helle Flächen zu erkennen. Da kurz vor der Aufnahme ein Hurricane auf die Küste traf und dementsprechend die Flüsse viel Wasser führten, können die sehr hellen Flächen im Bild als Überflutungsbereiche identifiziert werden.

Die Wechselwirkung mit der Erdoberfläche sowie die Frage, ob eine spekulare oder diffuse Reflexion vorliegt, hängt wesentlich von der genutzten Wellenlänge und vom Beobachtungswinkel des Sensors ab. Deshalb ist eine Klassifizierung der Radarsysteme in Abhängigkeit der benutzten Wellenlängen sinnvoll.

Während es auf Basis von passiven Fernerkundungsdaten nur möglich ist, Aussagen über die obersten Zentimeter der Erdoberfläche zu machen, können durch die Nutzung verschiedener Frequenzbänder der Radarsatelliten auch Aussagen über tiefere Schichten getroffen werden. Bei trockener Vegetation, bzw. bei trockenem Boden beträgt die Eindringtiefe etwa die halbe Wellenlänge. Während das X-Band meist direkt an der Oberfläche reflektiert wird, können Systeme, die das L-Band nutzen, teilweise auch dichte Vegetation durchdringen und beispielsweise Waldböden erfassen.

Tabelle 1 zeigt einen Überblick über die gängigsten Frequenzbänder der Radar-Fernerkundung. Der Satellit Sentinel-1 beispielsweise besitzt eine C-Band Antenne. Dieses Frequenzband ist eines der gebräuchlichsten für Fernerkundungssatelliten.

Während es auf Basis von passiven Fernerkundungsdaten nur möglich ist, Aussagen über die obersten Zentimeter der Erdoberfläche zu machen, können durch die Nutzung verschiedener Frequenzbänder der Radarsatelliten auch Aussagen über tiefere Schichten getroffen werden. Bei trockener Vegetation, bzw. bei trockenem Boden beträgt die Eindringtiefe etwa die halbe Wellenlänge. Während das X-Band meist direkt an der Oberfläche reflektiert wird, können Systeme, die das L-Band nutzen, teilweise auch dichte Vegetation durchdringen und beispielsweise Waldböden erfassen.

Tabelle 1: Klassische Frequenzbänder, zugehörige Frequenzen und Wellenlängen der Mikrowellenfernerkundung sowie ausgewählte Satelliten.

Band	Frequenz	Wellenlänge	Beispielsysteme
L-Band	1-2 GHz	150-300 mm	TanDEM-L
S-Band	2-4 GHz	150 – 75 mm	Quickbird, SPOT
C-Band	4-7 GHz	45-75 mm	Sentinel-1
X-Band	7-12 GHz	24-45 mm	TanDEM-X

Lidar

Ein klassisches Lidar-System enthält einen Sender, der aus einem gepulsten Hochleistungslaser besteht, sowie ein optisches Empfangssystem aus einem Teleskop und optischen Detektoren. Der reflektierte Lichtstrahl eines beobachteten Objektes wird nach Aufnahme mittels eines Spektrographen in seine einzelnen Bestandteile zerlegt und kann auf diese Weise analysiert werden. Lidar-Systeme werden meist für die Untersuchung der Atmosphäre verwendet. Über die Intensität und die spektralen Eigenschaften des reflektierten Lichts können Aussagen über eine Vielzahl von Parametern, welche die Erdatmosphäre kennzeichnen, getroffen werden. Dies sind beispielsweise Temperatur, Luftdichte oder auch Spurengaskonzentrationen.

Neben der Analyse der Bestandteile der Atmosphäre können mit Lidar-Systemen auch sehr präzise Entfernungen gemessen werden. Hierzu werden kurze Laserimpulse auf ein Zielobjekt geschickt. Aus der Laufzeitmessung zwischen Aussenden und Empfang des zurückgestreuten Lichts kann ein Entfernungsprofil abgeleitet werden, welches beispielsweise die Messung von Gelände- und Eis-Höhen oder auch die Bestimmung vertikaler Verteilungen von physikalischen Eigenschaften der Erdatmosphäre oder Wolken zulässt.

Lidar-Systeme können bodengebunden, flugzeuggetragen oder auch vom Satelliten aus betrieben werden.

Neben der Unterscheidung zwischen aktiven und passiven Systemen werden die Sensoren auch nach dem Aufnahmeprinzip unterschieden. Die gängigsten Fernerkundungssysteme folgen entweder dem sogenannten *Pushbroom*- oder dem *Whiskbroom*-Prinzip. Während Pushbroom-Sensoren (vgl. Abbildung 5 links) mit einem linearen Array von CCD-Scannern (*Charge Couple Device*) alle Pixel einer Abtastzeile gleichzeitig erfassen, werden beim Whiskbroom-Prinzip (vgl. Abbildung 5 rechts) durch einen rotierenden Spiegel die Pixel einer Abtastlinie nacheinander aufgenommen. Durch Aneinanderfügen der unterschiedlich aufgenommenen Abtastzeilen wird eine flächenhafte Szene

erzeugt. Die Länge der Abtastzeile resultiert aus der Größe des Blickfeldes (*Field of View, FOV*) des Satelliten. Dieses ist durch den Blickwinkel, bzw. die Detektorgeometrie des Sensors bestimmt.

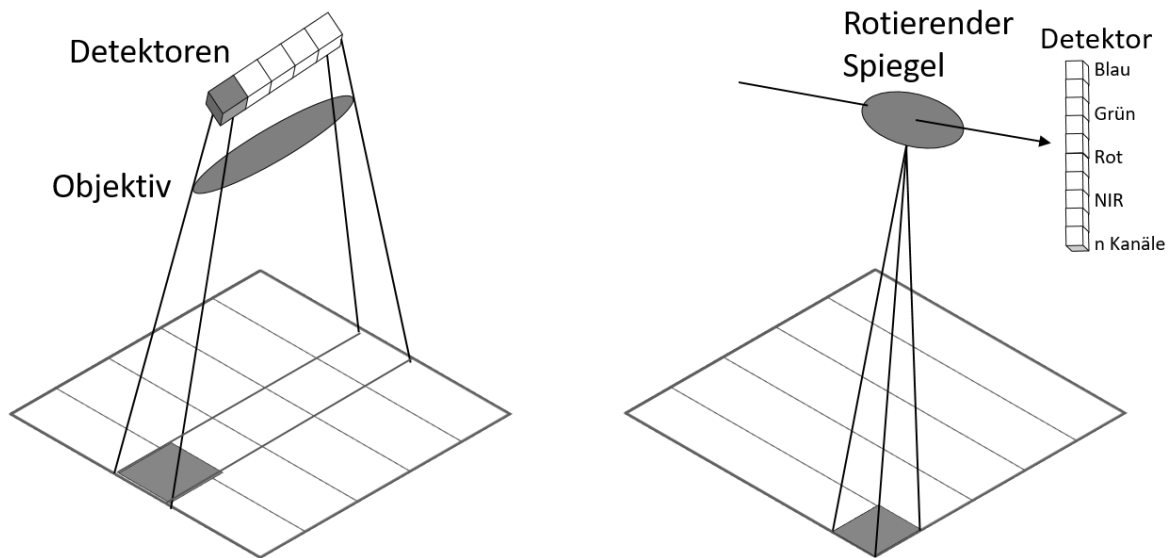


Abbildung 5: Vergleich der gängigsten Aufnahmeprinzipien der Fernerkundung. Während beim sogenannten Pushbroom-Prinzip (links) mit einem linearen Array von CCD-Scannern alle Pixel einer Abtastzeile gleichzeitig erfasst werden, erfolgt beim Whiskbroom-Prinzip (rechts) die Pixelaufnahme einer Abtastlinie durch einen rotierenden Spiegel nacheinander.

2 Physikalische Grundlagen

Wie beschrieben, beruhen alle Fernerkundungssysteme auf der Auswertung elektromagnetischer Strahlung, sodass die elektromagnetischen Wellen Träger der Informationen vom Objekt zum Aufnahmegerät sind. Daher sollen im Folgenden elementare Zusammenhänge der elektromagnetischen Strahlung zu beschrieben werden.

2.1 Elektromagnetische Strahlung

Elektromagnetische Wellen entstehen immer dann, wenn elektrische Ladungen beschleunigt werden. Zur Beschreibung von Wellen kann die Anzahl ihrer Wiederholungen pro Sekunde, die sogenannte Frequenz f , dienen. In der optischen Fernerkundung ist zur Charakterisierung der elektromagnetischen Wellen jedoch eher die Wellenlänge gebräuchlich. Abbildung 6 zeigt das elektromagnetische Spektrum und die enthaltenen Strahlungsarten. In Abhängigkeit der zu beobachtenden Oberflächen werden unterschiedliche Wellenlängenbereiche genutzt. Das sichtbare Licht (ca. $0,4 - 0,7 \mu\text{m}$) dient hauptsächlich der Analyse von Landoberflächen, Wasser und Vegetation, das reflektierte Infrarot im kurzwelligen Bereich ($0,7 - 1,0 \mu\text{m}$) dient der Informationsgewinnung über Vegetation, während im mittleren Infraroten Wellenlängenbereich ($1,0 - 2,5 \mu\text{m}$) Aussagen über chemische Zusammensetzungen getroffen werden können. Beispielsweise können in dieser Wellenlängenregion Wasserdampf in der Atmosphäre oder Minerale im Boden analysiert werden. Das Thermale Infrarot dient zur Informationsgewinnung über Wärmeemission von Land oder Gewässer und zur Analyse der Atmosphäre, beispielsweise von Wolkenstrukturen. Im Mikrowellenbereich, werden hauptsächlich Oberflächenrauigkeiten oder physikalische Oberflächenparameter wie Materialstrukturen untersucht (Albertz 1991).

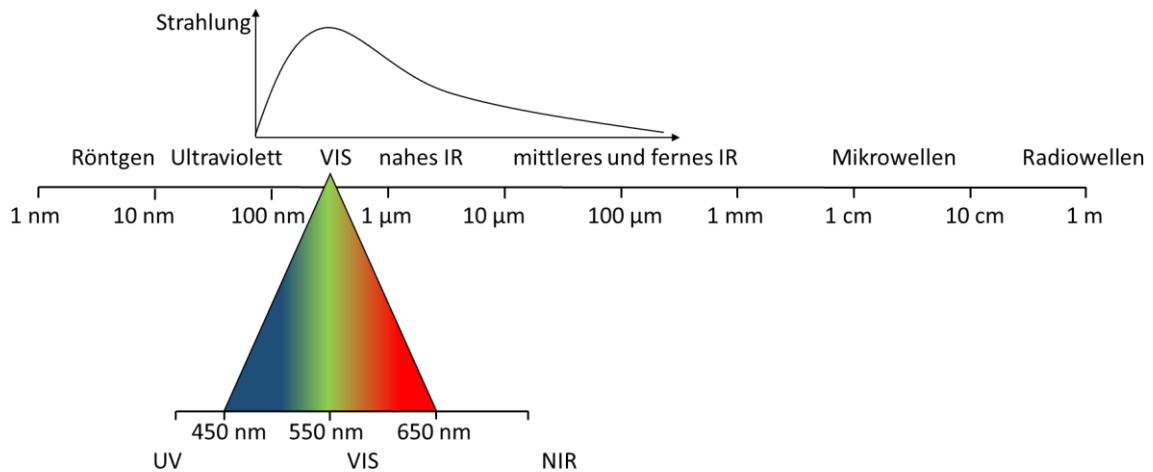


Abbildung 6: Wellenlängen der Strahlungsarten des elektromagnetischen Spektrums. Im oberen Bildbereich der Abbildung ist stark vereinfacht die von der Sonne emittierte Strahlung dargestellt (verändert nach Albertz 1991).

Der Großteil der passiven Fernerkundungssatelliten nutzt den von der Erde reflektierten Anteil der einfallenden Sonnenstrahlung, klassischerweise im Wellenlängenbereich zwischen 0,4 und 2,5 μm oder die emittierte Strahlung im thermalen Infrarot. Die aktive Fernerkundung nutzt hauptsächlich Strahlung im Mikrowellenbereich. Diese können aufgrund ihrer großen Wellenlängen auch Wolken und Schnee durchdringen.

2.2 Atmosphärische Beeinflussung der Strahlung

Die Auswahl des jeweiligen Wellenlängenbereichs zur Fernerkundung hängt von einer Vielzahl von Faktoren ab. Einer der wichtigsten ist das Potential der Strahlung, die Atmosphäre zu durchdringen. Die Atmosphäre ist für einen Teil der elektromagnetischen Strahlung fast völlig durchlässig für andere Bereiche hingegen nahezu undurchlässig. Abbildung 7 gibt einen Überblick, welche Wellenlängenbereiche durch die Atmosphäre transmittieren und welche von der Atmosphäre (teilweise vollständig) absorbiert werden.

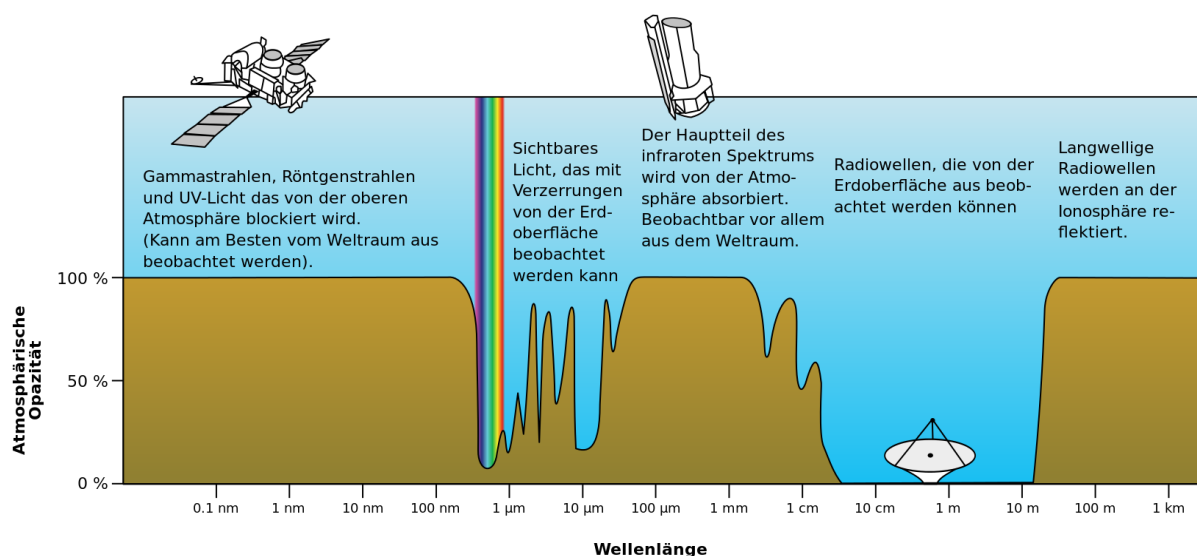


Abbildung 7: Darstellung der atmosphärischen Fenster, bzw. der atmosphärischen Absorptionsbanden für einen Ausschnitt des elektromagnetischen Spektrums (NASA 2012).

Die Wellenlängenbereiche, in welchen die Atmosphäre die solare Strahlung transmittieren lässt, werden als sogenannte atmosphärische Fenster bezeichnet. Eines der bedeutendsten Fenster liegt im optisch sichtbaren Wellenlängenbereich (0,4 bis 0,7 μm), in dem auch die stärkste Ausstrahlung der Sonne erfolgt. Strahlung kürzerer Wellenlängen, wie UV- oder Röntgenstrahlung werden von der Atmosphäre fast vollständig absorbiert und sind daher für die Fernerkundung ungeeignet. Die Transmission des infraroten Wellenlängenbereichs variiert stark. Während Strahlung mit Wellenlängen zwischen 2,5 und 3,5 μm oder 5,0 und 7,5 μm absorbiert wird, passiert die nahe Infrarotstrahlung zwischen 0,7 und 2,5 μm , das Infrarot zwischen 3,5 und 4,0 μm und der thermale infrarote Wellenlängenbereich zwischen 8 und 12 μm weitgehend die Atmosphäre. Diese Wellenlängen sind wie die Mikrowellen für die Fernerkundung geeignet. Letztere werden kaum durch die Atmosphäre gestört.

Anhand der Wellenlänge der in der Atmosphäre absorbierten Strahlung kann auf deren Bestandteile rückgeschlossen werden. Die in der Atmosphäre enthaltenen Moleküle und Gase absorbieren nur in wenigen charakteristischen Wellenlängen die elektromagnetische Strahlung, sodass das Signal, welches auf der Erde ankommt Analysen über die Bestandteile der Atmosphäre zulässt. Die Stärke der Absorption erlaubt unter Kenntnis von Druck und Temperatur sogar die Teilchenzahl einzelner Gase zu ermitteln.

Ein Nachteil der passiven Fernerkundung ist, dass die Atmosphäre das reflektierte Signal der Erdoberfläche teils stark verändert. Vor allem in den Wellenlängenbereichen um 1,4 und 1,9 μm sorgen die in der Atmosphäre enthaltenen Wasserdampfgase für eine deutliche Veränderung des Reflexionsspektrums. Aber auch andere Teile des Spektrums werden von Molekülen oder Gasen in der Atmosphäre beeinflusst. Bei der Analyse des aufgenommenen Spektrums können die veränderten Wellenlängenbereiche dann nicht mehr genutzt werden. Da die eigentlich im Interesse stehenden Signale der Erdoberfläche durch Signale der Atmosphäre überlagert sind, wie beispielsweise der blaue Wellenlängenbereich durch dünne Wolkenstrukturen, werden Methoden benötigt, um den Einfluss der Atmosphäre auf das Reflexionssignal der Landoberfläche nachträglich heraus zu rechnen. In den letzten Jahren wurde eine Vielzahl an Forschungsvorhaben zur Beeinflussung eines Reflexionsspektrums durch die Atmosphäre unternommen, sodass mittlerweile einige Methoden existieren, das am Sensor ankommende Signal von den atmosphärischen Einflüssen zu bereinigen. Erst durch diese Bereinigung werden räumliche und zeitliche Vergleiche möglich.

Das linke Mosaik aus vier zu unterschiedlichen Zeitpunkten aufgenommenen Satellitenbildern in Abbildung 8 zeigt den Einfluss der Atmosphäre deutlich. Die hier zusammengefügt Szenen wurden zu unterschiedlichen Zeitpunkten, unter variierenden atmosphärischen Bedingungen aufgenommen. Die Bodenreflexionen der vier Bildelemente des Mosaiks unterscheiden sich scheinbar deutlich in der Helligkeit. Nach der Bereinigung der Atmosphäreneffekte (Abbildung 8 rechts) passen die Szenen optisch besser zusammen, da die Helligkeitsvariationen, welche auf unterschiedliche atmosphärische Bedingungen zurückzuführen sind, herausgerechnet wurden. Quantitative Analysen des Gesamtgebietes sind erst so möglich.

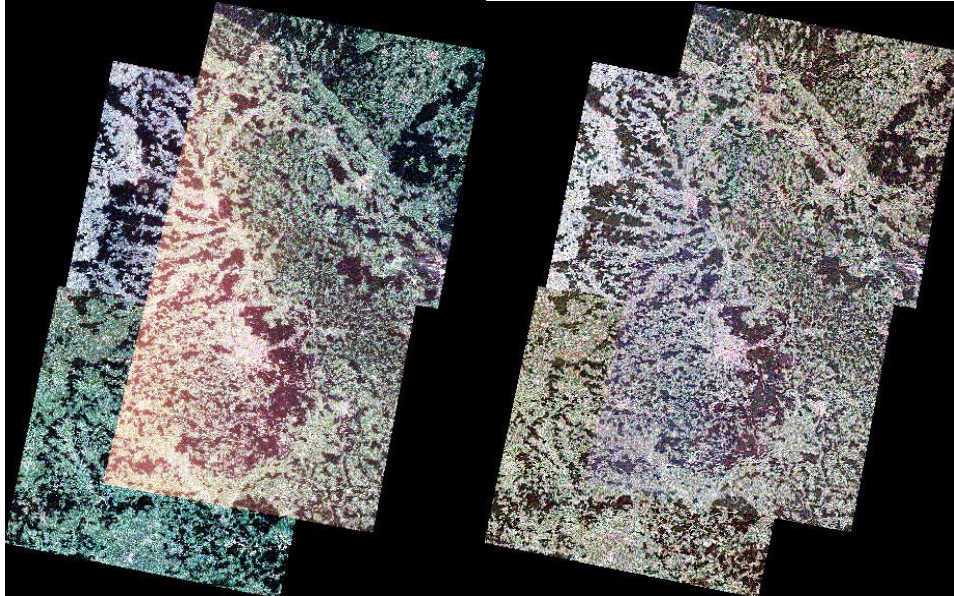


Abbildung 8: Mosaik zusammengesetzt aus vier Aufnahmen von unterschiedlichen Überflughotspots. Das linke Mosaik zeigt die Szenen unkorrigiert mit szenenspezifischen, unterschiedlichen atmosphärischen Einflüssen. Das rechte Mosaik zeigt die Szenen nach der Bereinigung dieser Einflüsse. Das Bild ist homogener und genaue quantitative Analysen des Gesamtgebietes sind erst so möglich (DLR 2017 b).

2.3 Spektraleigenschaften des reflektierten Lichts

Obwohl die Gesamtheit des eingestrahlt Lichts farblos (weiß) erscheint, sehen wir Menschen alle Gegenstände in unterschiedlichen Farben. Das Licht wird beim Auftreffen auf ein Objekt oder eine Oberfläche meist nicht vollständig reflektiert. Jede Oberfläche, bzw. jedes Material absorbiert einen spezifischen spektralen Anteil des Lichts, ein anderer wird reflektiert.

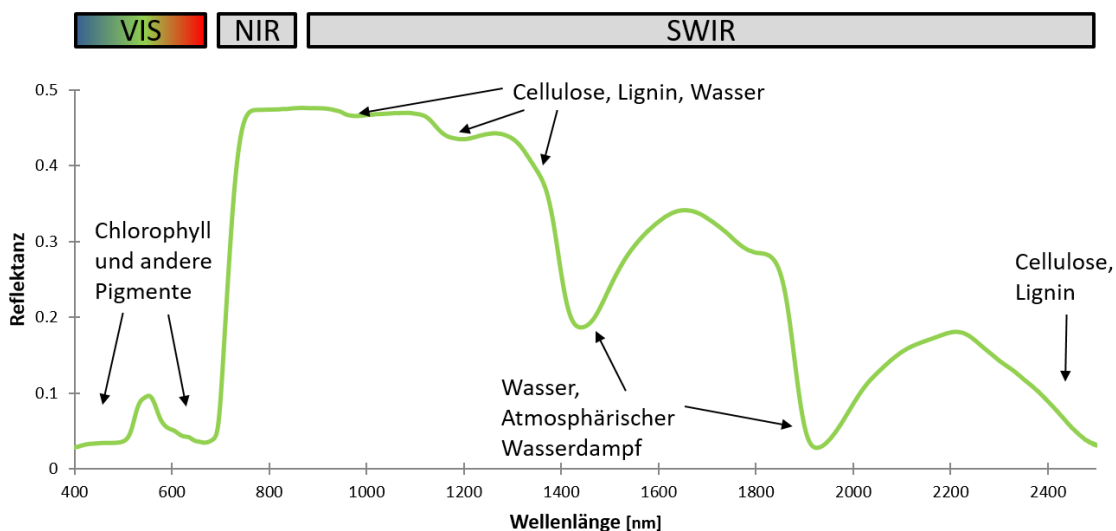


Abbildung 9: Absorptionsbanden einer vitalen Pflanze durch typische Pflanzenbestandteile im optisch sichtbaren (VIS), im nahen Infraroten (NIR) und im kurzwelligen infraroten (SWIR) Wellenlängenbereich.

Wie Abbildung 9 zeigt, absorbiert ein grünes Blatt beispielsweise den roten und blauen Wellenlängenbereich des eingestrahlt sichtbaren Lichts, da Strahlung mit der zugehörigen Energie zur Photosynthese genutzt wird. Der grüne Wellenlängenbereich wird hingegen (stärker) reflektiert. Es werden allerdings nicht nur Teile des sichtbaren Lichts (VIS) reflektiert, sondern auch Strahlung im

infraroten Wellenlängenbereich (vgl. Löffler 2005). Vitale Vegetation beispielsweise reflektiert fast vollständig den nahen Infraroten Wellenlängenbereich (NIR), während eine nicht vitale Pflanze diesen fast vollständig absorbiert (Knipling 1970). Abbildung 9 zeigt weitere Absorptionsbanden einer vitalen Pflanze. Bei 1,4 und 1,9 μm absorbiert das in der Pflanze enthaltene Wasser große Teile der eingestrahlten Energie. Die in den Pflanzen enthaltenen Bestandteile Cellulose und Lignin absorbieren vor allem Strahlung im kurzwelligen Infrarot (engl. *Shortwave Infrared* - SWIR).

Erdböden beispielsweise besitzen einen kontinuierlichen, nahezu monotonen Anstieg der Reflexion von 0,4 bis 3 μm mit einzelnen Absorptionen bei 1,4, 1,9 und 2,7 μm , welche Informationen über den Feuchtigkeitsgehalt geben (Richards 2013). Je stärker diese Absorptionen, desto mehr Feuchtigkeit ist in dem betrachteten Boden enthalten. Das aufgenommene Spektrum verrät so auch, welche Oberfläche betrachtet wurde.

3 Sensoreigenschaften

Jeder Fernerkundungssensor ist unterschiedlich konfiguriert und weist individuelle Eigenschaften auf. Die wichtigsten Kriterien von Fernerkundungssensoren sind neben der bereits angesprochenen Art des Scannvorgangs, die geometrische (räumliche) Auflösung, welche durch die Pixelgröße angegeben wird, die spektrale Auflösung, d.h., welche und wie viele Spektralkanäle erfasst werden können und auch die radiometrische Auflösung. Im Folgenden werden die drei Eigenschaften erläutert.

3.1 Geometrische Auflösung

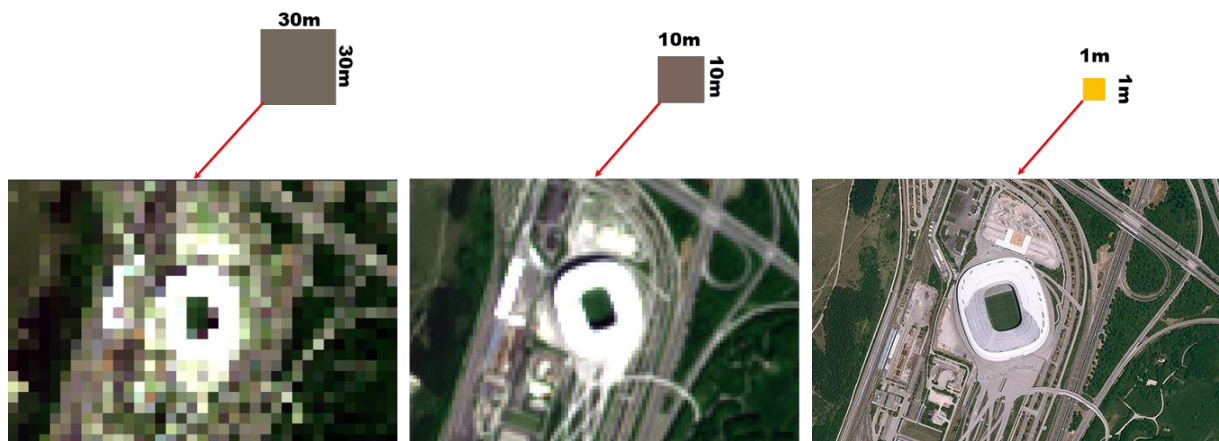


Abbildung 10: Vergleich verschiedener geometrischer Auflösungen. Gängige satellitengestützte Fernerkundungssensoren besitzen eine räumliche Auflösung zwischen 30 und 10 m. Flugzeuggetragene Systeme, aber auch wenige satellitengestützte Sensoren können Bilder mit einer deutlich höheren Auflösung von 1 m Kantenlänge und weniger pro Pixel aufnehmen. Der Informationsgewinn einer hohen geometrischen Auflösung im Vergleich zu einer geringen ist deutlich erkennbar (links, Mitte: Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017; rechts: Landesamt für Digitalisierung, Breitband und Vermessung 2013).

Die Geometrie bestimmt die räumliche Auflösung von Fernerkundungsaufnahmen. Die Aufnahmen der Sensoren liegen in der Regel als digitale Bilddaten im Rasterformat vor. Dieses Raster besteht aus quadratischen Bildelementen (Pixel). In der Fernerkundung gibt die geometrische Auflösung an, welcher Entfernung auf der Erdoberfläche die Kantenlänge eines solchen Pixels entspricht. Die geometrische Auflösung ergibt sich aus der Flughöhe und der Optik und der Größe des Sensors.

Je höher die geometrische Auflösung, also je geringer die Kantenlänge eines Pixels auf der Erdoberfläche ist, desto höher ist die Erkennbarkeit von Details. Abbildung 10 zeigt einen Vergleich

verschiedener geometrischer Auflösungen. Gängige satellitengestützte Fernerkundungssensoren besitzen eine geometrische Auflösung bis 10 m. Flugzeuggetragene Systeme, aber auch wenige satellitengestützte Sensoren (bspw. WorldView 3) können Bilder mit einer deutlich höheren Auflösung von unter 1 m aufnehmen.

3.2 Spektrale Auflösung

Die Spektrale Auflösung beschreibt, wie viele Wellenlängenbereiche der Sensor unterscheiden kann. Die gebündelt am Sensor ankommende Strahlung wird durch die Verwendung von Prismen oder Gittern spektral aufgespalten und unterschiedlichen Detektoren zugeleitet. Dadurch wird ermöglicht, dass Informationen in verschiedenen Wellenlängenbereichen separat voneinander erfasst werden können. Meist wird die Strahlung über einen unterschiedlich großen Wellenlängenbereich in verschiedenen Kanälen aufgenommen.

Die Wellenlängenbereiche werden auch als Bänder oder Kanäle bezeichnet. Je mehr Kanäle, oder Bänder ein Sensor besitzt, desto mehr spektrale Informationen der Strahlung können aufgenommen werden.

Abbildung 11 zeigt die spektrale Auflösung, bzw. die wellenlängenabhängige Verteilung der spektralen Kanäle eines sechskanaligen Sensors (Landsat 7). Neben drei Bändern im optisch sichtbaren Wellenlängenbereich (VIS), welche dem grünen, blauen und roten Spektralbereich entsprechen, besitzt der gezeigte Sensor ein weiteres Band im nahen Infrarot (NIR) sowie zwei im kurzwelligen Infrarot (SWIR). Die Verteilung der Kanäle ist so gewählt, dass möglichst viele der in Kapitel 2.3 beschriebenen spektralen Eigenschaften verschiedener Oberflächen vom Sensor aufgenommen werden.

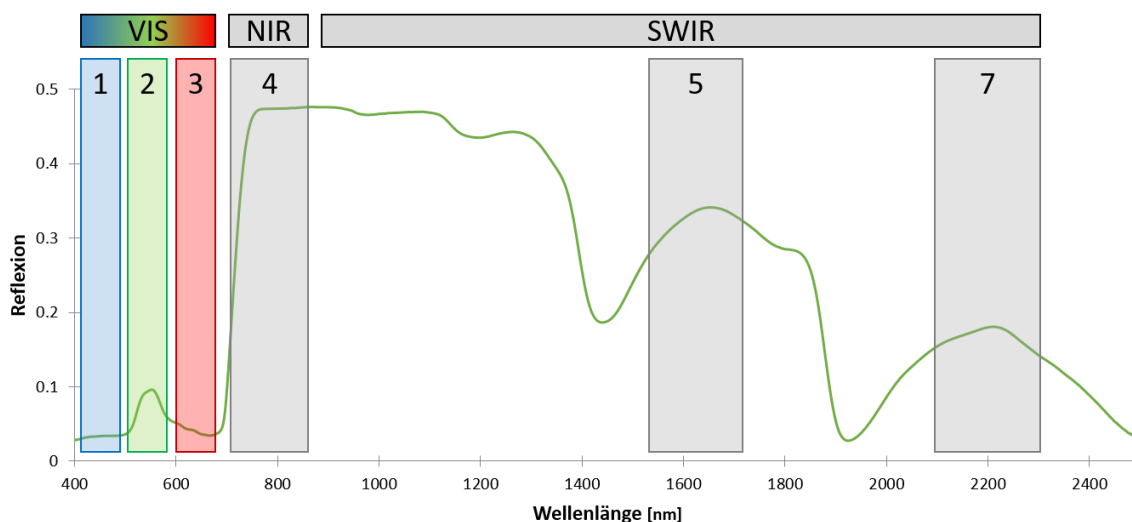


Abbildung 11: spektrale Auflösung eines passiven multispektralen Sensors mit sechs Kanälen im Wellenlängenbereich zwischen 0,4 und 2,5 μm . Der Sensor detektiert Reflexionen im optisch sichtbaren (VIS), nahen Infraroten (NIR) und kurzwellig Infraroten Wellenlängenbereich (SWIR).

Unterschieden wird in der Regel zwischen hyper-, multi- und monospektralen Systemen. Während hyperspektrale Systeme durch eine hohe Anzahl an Kanälen von bis zu mehreren hundert, sehr viele spektrale Informationen aufnehmen können, detektieren monospektrale Systeme nur eine Wellenlänge, bzw. einen Wellenlängenbereich. Die meisten satellitengestützten Systeme sind

multispektrale Sensoren. Diese nehmen Informationen in mehr als einem aber meist weniger als 20 Wellenlängen (-bereichen) auf.

3.3 Radiometrie

Die Oberflächenreflexionen werden pixelweise, kanalabhängig in sog. digitalen Werten (DN) gespeichert. Die verwendeten ganzzahligen positiven Werte repräsentieren die Helligkeit eines Bildpunktes im jeweiligen Spektralbereich. Mittels der DN wird jedem Pixel ein Wert proportional zur Intensität der vom Sensor aufgenommenen elektromagnetischen Strahlung zugewiesen. Bei den gängigen Sensoren (8-bit-Systeme) können die DN Werte zwischen 0 und 255 annehmen, wobei 0 die niedrigste und 255 die höchste Intensität darstellt.

Zur Visualisierung wird meist ein Graustufenfarbverlauf gewählt. Je mehr Grauwerte die Skala enthält, desto mehr Bildinformationen sind enthalten. Abbildung 12 zeigt den Satelliten TET-1 des DLR in zwei bis 256 Graustufen dargestellt.

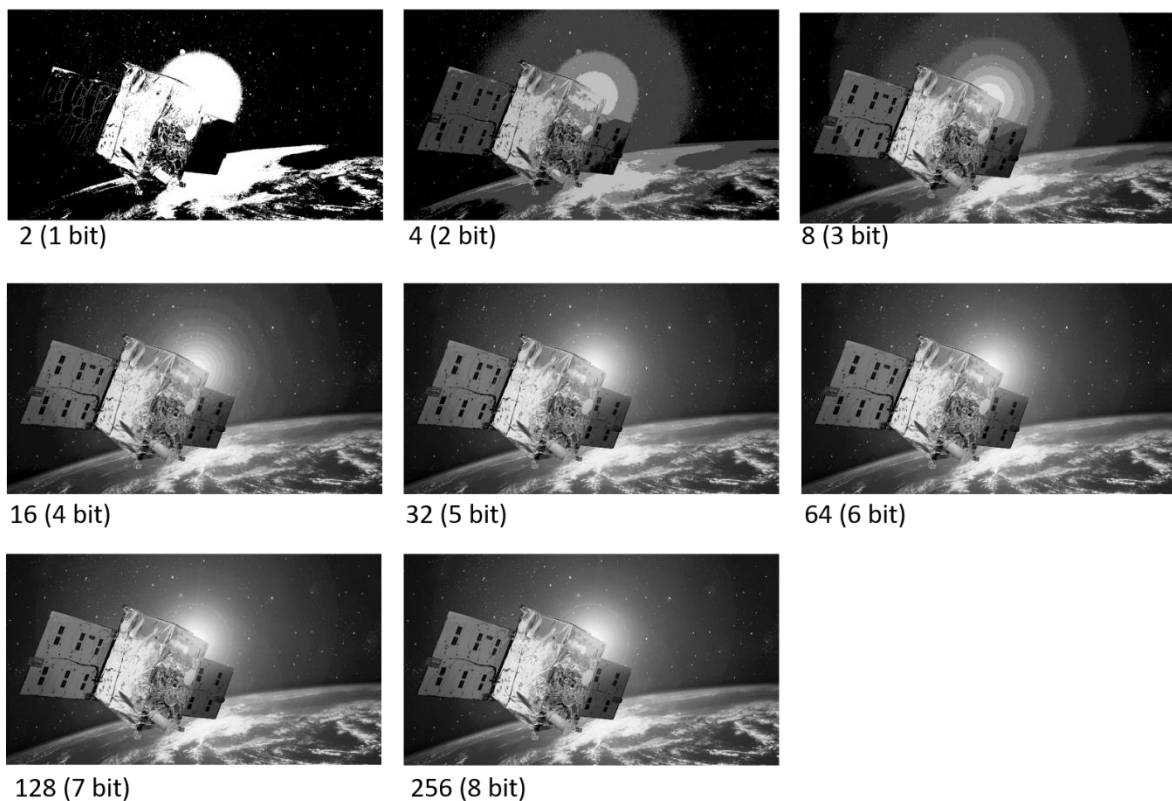


Abbildung 12: Verschiedene Graustufenauflösungen in Abhängigkeit der zugrunde liegenden Bildspeicherung (verändert nach DLR 2016).

Um ein Bild zu erzeugen, wie unser Auge die Erde vom Weltall sehen würde, müssen mehrere Kanäle überlagert und gleichzeitig abgebildet werden. Das additive Farbmodell ist hierzu das Gebräuchlichste. Darüber hinaus finden aber auch noch andere Farbmodelle in der Fernerkundung ihre Verwendung. Durch die Kombination der Reflexionen in den drei sichtbaren Kanälen (Rot, Grün und Blau) wird ein sogenanntes RGB-Echtfarbenbild erstellt (vgl. Abbildung 13).

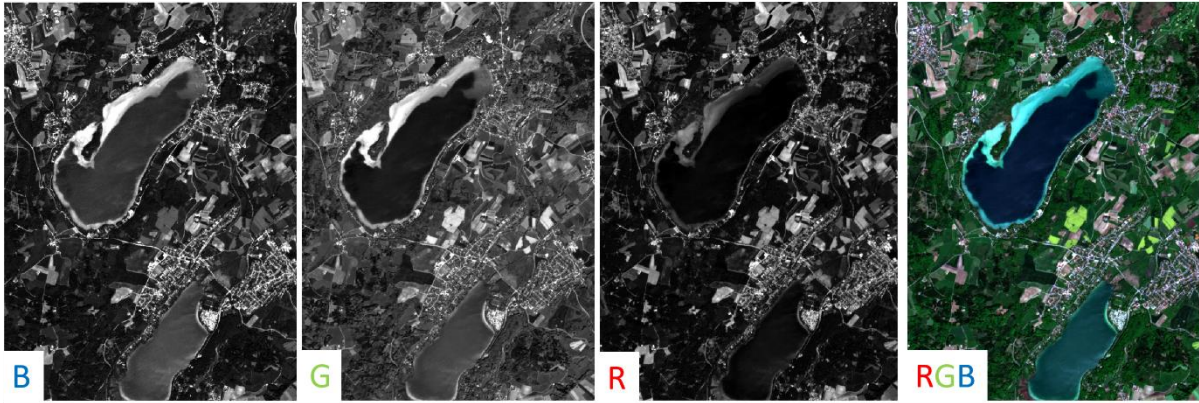


Abbildung 13: Ein Echtfarbenbild entsteht durch die Überlagerung der Reflexionen im roten, grünen und blauen Wellenlängenbereich.

3.4 Satellitenumlaufbahnen

Für Fernerkundungssatelliten werden typischerweise erdnahe Umlaufbahnen oder der geostationäre Orbit genutzt. Im geostationären Orbit befinden sich vor allem Wetter- und Klimasatelliten. Für meteorologische Beobachtungen eignet sich diese Umlaufbahn, da durch die permanente Beobachtung eines einzigen Ausschnitts der Erdoberfläche oder Atmosphäre auch kurzfristige, dynamische Prozesse, wie beispielsweise Wolkenformationen oder Wirbelstürme erfasst und beobachtet werden können.

Die meisten Satelliten befinden sich aber in Orbits mit deutlich geringerer Bahnhöhe. Die sonnensynchronen, polaren, bzw. fast-polaren Umlaufbahnen sind dabei typisch bei der Fernerkundung. Während des Fluges von Pol zu Pol dreht sich die Erde unter dem Satelliten hinweg, sodass nur Streifen der Erdoberfläche beobachtet werden. Die Streifen haben je nach verwendeter Optik Breiten von bis zu mehreren tausend Kilometern. Sonnensynchron sind die Umlaufbahnen, wenn alle Gebiete unter der gleichen Sonnenbeleuchtung (der gleichen Ortszeit) aufgenommen werden. So sind die einzelnen Bildstreifen direkt miteinander vergleichbar.

Ein Vorteil der polaren Umlaufbahn ist, dass im Vergleich zu geostationären Satelliten die geometrische Auflösung deutlich höher ist und durch die geringen Umlaufzeiten von teilweise unter 100 Minuten in kurzer Zeit ein komplettes Abbild der Erde ermöglicht werden kann. Die Sensoren auf den Satelliten blicken meist senkrecht auf die Erde. Dabei wird der Fußpunkt auf dem Boden vertikal unter dem Beobachter, bzw. der Linse eines Sensorsystems als Nadir bezeichnet.

4 Aktuelle Missionen

Der Einsatz von Fernerkundungssensoren ist nicht zwingend an Satelliten gebunden. Es existieren eine Vielzahl an flugzeuggetragenen Systemen, welche meist sowohl eine höhere räumliche als auch spektrale Auflösung im Vergleich zu satellitengestützten Systemen besitzen. Allerdings ist die Durchführung einer flugzeuggestützten Datenakquise mit hohem logistischem und finanziellem Aufwand verbunden, weshalb mittlerweile eine Vielzahl an satellitengestützten Fernerkundungssystemen existieren, die durch die technischen Entwicklungen der vergangenen Jahre mit guten räumlichen und spektralen Auflösungen ausgestattet sind. Die für Europa derzeit bedeutsamste Fernerkundungssatellitenmission ist das Copernicus-Programm mit ihren Sentinel-Satelliten. Insgesamt sechs verschiedene Missionen sollen Daten zur Ableitung von Erdparametern und schnelle Informationen im Krisenfall liefern. Im folgenden Abschnitt wird am Beispiel des

Satelliten Sentinel-2 die Struktur einer Satellitenmission beschrieben. Außerdem werden auch andere aktuelle Fernerkundungsmissionen dargestellt.

4.1 Struktur einer Satellitenmission

Satellitenmissionen werden in einzelne Segmente unterteilt, die jeweils einen bestimmten Teil der Mission vom Start bis zum operationellen Betrieb übernehmen. Während das sogenannte *Space Segment* die Aufgaben von Instrumentplanung bis zum Bau des Satelliten und der Nutzlast übernimmt, kontrolliert das sog. *Ground Segment* den operationellen Betrieb des Satelliten im Orbit und betreibt die Datenaufnahme und -verarbeitung. Auch die Archivierung und langfristige Bereitstellung der Daten ist ein Teil der Aufgabe dieses Segments.

4.1.1 Space Segment

Die Planung und Entwicklung des Sentinel-2 Satelliten wurde durch ein industrielles Konsortium, geführt durch die Astrium GmbH (Deutschland), übernommen während Astrium SAS (Frankreich) verantwortlich für die Nutzlast und das multispektrale Kamerasystem ist (ESA 2012). Der Satellit basiert auf einer neuartigen Plattform, welche für die hohen Anforderungen der Erdbeobachtungsmission optimiert wurde.

Der Satellit Sentinel-2 ist charakterisiert durch eine modulare Bauweise, um die einzelnen Komponenten zeitoptimiert parallel entwickeln zu können:

- *Ein Aluminiumrahmen*, welcher den Satellit in ein unteres Antriebsmodul und in einen oberen Instrument- und Sensorteil separiert. Am Rahmen ist ein zylindrischer Launchadapter montiert. Der obere Teil des Satelliten enthält neben der multispektralen Kamera (MSI – **MultiSpectral Instrument**) auch einen Sensor, welcher die orbitale Position überwacht (AOCS – **Attitude and Orbit Control System**).
- *Die Satellitenkonfiguration*, welche eine Nadir-Blickrichtung der Kommunikations- und Positionierungsantennen erlaubt, ohne das Blickfeld der Kamera zu beeinträchtigen. Die optische Kommunikationsnutzlast ist seitlich am Satellit, nicht auf die Erde blickend, montiert, um eine bestmögliche Sichtbarkeit für einen geostationären Relay-Satelliten zu gewährleisten.
- *Die elektronische Versorgung* des Satelliten und der Instrumente. Das Energiesubsystem besteht aus hocheffizienten Lithiumionenbatterien.
- *Die Konzipierung der einzelnen Einheiten*, um eine optimale Wärmeableitung zu gewährleisten, und durch eine möglichst kompakte Bauweise den Satelliten stabil zu halten.
- *Das einzelne Solarpanel*, um die mechanischen Unruhen im Orbit zu minimieren.

Die Kommunikation zum Satelliten kann über zwei verschiedene Frequenzbänder im Mikrowellenbereich erfolgen. Während im X-Band mit 560 Mbit/s der Downlink der Daten zur Bodenstation erfolgt, werden Telemetrie und sog. Housekeeping-Informationen über kleinere Antennen im S-Band übermittelt. Weiter ist der Satellit mit einem optischen Kommunikationssystem zu Relay-Satelliten ausgestattet. Zu Sentinel-2 wird zwei Mal pro Tag Kontakt mit Missionsdaten aufgenommen. Bei Kontaktverlust kann der Satellit noch weitere 15 Tage operationell betrieben werden. Die Positionsbestimmung im Orbit wird durch ein Dual-Frequenz GNSS (**Global Navigation Satellite System**) und drei Sternentracker ermöglicht.

Das Hauptinstrument der Satelliten Sentinel-2 ist ein multispektraler optischer Sensor (MSI). Das Instrument wiegt ca. 290 kg und ist ein wie im Kapitel 1 beschriebener Pushbroom-Scanner. Durch die weite Blickwinkelöffnung sind Aufnahmen mit einer Breite von 290 km auf der Erde möglich. Bisher gibt es keinen anderen Satelliten, welcher mit einer vergleichbaren räumlichen und spektralen Auflösung ein ähnlich großes Blickfeld umfasst. Das von der Erde reflektierte Licht wird von einem Drei-Spiegel-Teleskop mit einem Linsendurchmesser von 150 mm gesammelt. Das Teleskop ist an der Plattform isostatisch befestigt, um thermoelastische Verzerrungen zu minimieren. Die Spiegel bestehen aus Siliziumkarbid, einem Hartmetall um ein optimales Verhältnis von hoher optischer Stabilität zu Masse und eine geringe thermoelastische Deformation zu gewährleisten. Das MSI verfügt über zwei Brennebenen, wobei die VNIR-Brennebene (sichtbares Licht und nahes Infrarot) aus einem CMOS-Detektor (*complementary metal oxide*) und die SWIR-Brennebene (mittleres Infrarot) aus einem MTC-Detektor (*mercury-cadmium-telluride*) besteht. Die Detektoren sind gestaffelt angeordnet, um das gesamte Blickfeld abzudecken. Ein Strahlteiler trennt die einfallende Strahlung in den VNIR und SWIR-Teil. Die spektrale Teilung der 13 einzelnen Kanäle von Sentinel-2 wird durch einen Streifenfilter erzeugt.

Die aufgenommenen Daten werden auf 12 Bits digitalisiert und komprimiert, um das Datenvolumen zu reduzieren. Die Beobachtungszeit pro Orbit liegt zwischen 17 und 32 Minuten.

Ein Schließmechanismus gewährleistet, dass das Instrument vor direkter Sonneneinstrahlung geschützt wird und diente zugleich als Schutz vor Kontaminationen während dem Start. Derselbe Mechanismus wird im operationellen Betrieb zur Kalibration genutzt.

Ein weiterer Teil des Space Segments sind Einrichtungen, die funktionelle und operationelle Tests wie die Kalibrierung der Sensoren oder das Qualitätsmonitoring während der verschiedenen Fertigstellungsphasen des Satelliten durchführen.

4.1.2 Ground Segment

Das Ground Segment ist aufgeteilt in das sogenannte *Flight Operations Segment* (FOS) und in das *Payload Data Ground Segment*.

Das FOS ist verantwortlich für alle Flugoperationen von Sentinel-2 sowie für die Kommandierung des Nutzlastzeitplans. Das Teilelement *Ground Station and Communication Network* wiederum übernimmt die Übermittlung der Telemetriedaten und der Kommandierungskommandos über das S-Band des Telekommunikationssubsystems des Satelliten. Die S-Band-Bodenstation, welche über alle Missionsphasen zum Satelliten Kontakt hält, ist die Station in Kiruna (Schweden - ESA). Als Backup-Stationen dienen Svalbard (Norwegen) und Troll (Norwegen).

Ein weiteres Element des FOS stellt das sog. *Flight Operations Control Center* (FOCC) am ESOC (*European Space Operations Centre*) in Darmstadt dar. Hier werden unter anderem Missionszeitplan und die Organisation der Telemetrikommandos übernommen.

Das *Payload Data Groundsegment* ist verantwortlich für die Nutzlast und die Downlinkplanung der aufgenommenen Multispektraldaten. Weiter wird hier auch die Datenaufnahme, die Prozessierung und die Archivierung der Daten geplant und durchgeführt. Die genauen Aufgaben sind dabei:

- Die automatisierte und wiederkehrende Planung von Satellitenaufnahmen und deren Datendownload zu einer Bodenstation;

- Die systematische Aufnahme und die Sicherung aller Satellitenrelevanten Daten sowie deren Prozessierung zu höheren Produktleveln bei zeitgleicher Gewährleistung einer hohen Qualität;
- Die wiederkehrende Kalibration des Instruments nach strengen Qualitätsprotokollen;
- Die automatische Einspeisung der Daten in die Archive, um sicherzustellen, dass die Daten den Endnutzern zur Verfügung stehen;
- Die Langzeitarchivierung aller Missionsdaten mit integrierter Redundanz während der Missionslaufzeit und darüber hinaus.

Neben der Kommunikation mit dem Satelliten ist das Ground Segment auch für die Verteilung der Daten an den Endnutzer verantwortlich. Die Rohdaten, welche das MSI von Sentinel-2 generiert, sind allerdings für den Endnutzer meist nicht verwertbar. Diese Daten liegen weder georeferenziert (also ohne Verortung in ein Koordinatensystem und somit ohne Bezug zu anderen Daten) noch ohne physikalische Reflexionseinheit, lediglich als Digital Numbers vor. Es ist daher üblich die Rohdaten vor Bereitstellung an den Nutzer zu georeferenzieren und in physikalische Einheiten (Reflektanzen) umzuwandeln. Abbildung 14 zeigt die Prozessierungskette von Rohdaten (Level-0) bis zu Reflektanzen am Sensor (*Top-of-Atmosphere* TOA). Eliminiert man die Einflüsse der Atmosphäre und generiert aus den TOA-Reflektanzen sogenannte *Bottom-of-Atmosphere*- (BOA) Reflektanzen spricht man von atmosphärenkorrigierten Level-2 Daten.

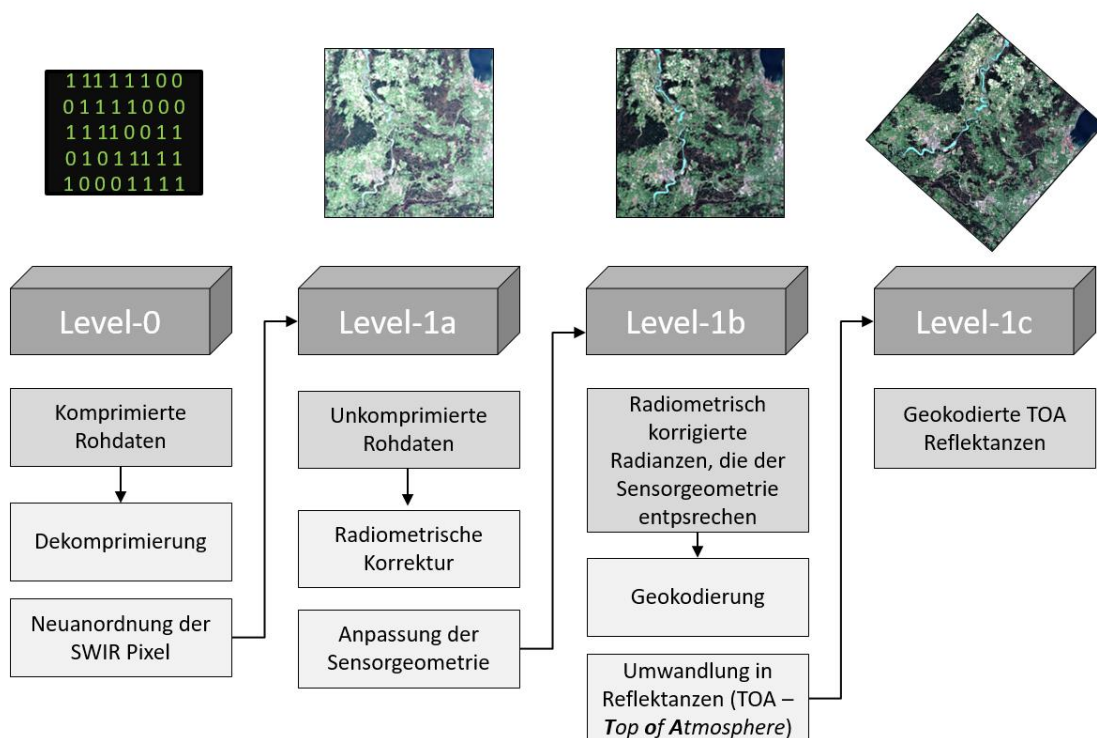


Abbildung 14: Prozessierungslevel und Produkte von Rohdaten (Level-0) zu geokodierten Top-of-Atmosphere-Reflektanzen (Level-1c). Die Prozessierung wird noch vor der Datenbereitstellung an den Endnutzer durch das Ground Segment durchgeführt.

4.2 Aktuelle Missionen

4.2.1 Sentinel

Sentinels heißen die neuen Erdbeobachtungssatelliten der Europäischen Weltraumagentur ESA (European Space Agency). Die unter dem Copernicus-Programm stehenden „Wächter“ der Erde umfassen sechs (04/2018) sich bereits im operationellen Einsatz befindende Satelliten. Das Programm soll die nächsten Jahre auf noch mehr Satelliten ausgebaut werden. Es schafft eine moderne und leistungsfähige Infrastruktur für Fernerkundung und Dienstleistung zahlreicher Geoinformationen. Alle Nutzer sollen von den europäischen Investitionen in Copernicus profitieren. Dienste, welche das Copernicusprogramm abdeckt sind:

- Landmonitoring
- Überwachung der Meeresumwelt
- Katastrophen- und Krisenmanagement
- Überwachung der Atmosphäre
- Monitoring des Klimawandels
- Sicherheit

Die Copernicus Beobachtungsinfrastruktur steht für langfristige Planung, nachhaltigen Betrieb und verlässliche Bereitstellung der Daten. In naher Zukunft soll das Programm auf sechs Missionen mit unterschiedlichen Zielen ausgebaut werden (vgl. Tabelle 2).

Tabelle 2: Übersicht über die sechs im europäischen Copernicus-Programm enthaltenen Sentinel-Satelliten (DLR 2017).

Satellit	Mission	Instrument	Startjahr
Sentinel-1A / 1B	Hochauflösende Radarbilder der Land- und Ozeanoberfläche	C-Band Radar	2014 / 2016
Sentinel-2A / 2B	Hochauflösende multispektrale VNIR/SWIR Bilder	VNIR / SWIR multispektrale Kamera (MSI)	2015 / 2017
Sentinel-3A / 3B	Großflächige Spektralbilder, Radarbilder und Temperaturmessungen (Land und Meer)	OLCI (Ocean and Land Cover Instrument) / SLTS (Sea and Land Surface Temperature) / SRAL (SAR Radar Altimeter) / WMR (Mikrowellen Radiometer)	2016 / 2017
Sentinel-4	Messung von Spurengasen in der Atmosphäre	UV-Spektrometer	2020
Sentinel-5 / 5P	Messung von Spurengasen und Aerosolen in der Atmosphäre	UV-, VNIR-, SWIR-Spektrometer	2020 / 2017
Sentinel-6	Messung des Meeresspiegels	Altimeter / Radiometer	2020

Sentinel-1 und Sentinel-2 (vgl. Abbildung 15) liefern bereits zuverlässige Daten der Erdoberfläche. Während Sentinel-1 (vgl. Abbildung 15 links) eine aktive Radar Mission darstellt, messen die Sentinel-2 Satelliten (vgl. Abbildung 15 rechts) mit passiven multispektralen Sensoren die reflektierte solare Strahlung in 13 Kanälen im Wellenlängenbereich zwischen 0,45 und 2,22 μm (ESA 2010). Beide Missionen bestehen aus jeweils zwei baugleichen Satelliten (A und B).



Abbildung 15: Sentinel-1 (links) (ESA 2017) und Sentinel-2 (rechts) (ESA 2017 b).

Mit dem Start von Sentinel-2B im März 2017 nehmen die beiden baugleichen Satelliten A und B gemeinsam auf einer sonnensynchronen, polaren Umlaufbahn in einer mittleren Höhe von 786 km alle zwei bis drei Tage denselben Punkt auf der Erde auf. In 13 Kanälen werden durch ein relativ großes Blickfeld von 290 km auf der Erdoberfläche Aufnahmen mit einer Pixelauflösung von bis zu 10 m erzeugt. Die Lebensdauer der Satelliten ist auf zwölf Jahre konzipiert, während der sie etwa sieben Jahre operationell Daten liefern sollen. Die beiden Satelliten liefern zusammen etwa 1,6 Terrabytes pro Tag, wobei 2,4 TB auf dem internen Speicher zwischengespeichert werden können. Der Downlink der Daten findet über verschiedenen Bodenantennen im X-Band mit 560 Mbit/s statt. Housekeeping und Telemetriekommandos werden wiederum über andere Bodenstationen mittels S-Band-Antennen an den Satelliten übermittelt.

Sentinel-1A und –B sind ausgestattet mit einer C-Band SAR (*Synthetic Aperture Radar*) Antenne im Frequenzbereich von 5,405 GHz und liefern in unterschiedlichen Modi Bilder der Erdoberfläche mit einer geometrischen Auflösung von bis zu 5 m (ESA 2013). Auch Sentinel-1 befinden sich auf einer sonnensynchronen, polaren Umlaufbahn in etwa 693 km Höhe und passieren in Kombination alle sechs Tage denselben Punkt auf der Erdoberfläche.

4.2.2 Landsat

Ähnlich zu den Sentinel-2 Satelliten der ESA betreibt auch die NASA Satelliten, welche multispektrale Aufnahmen der Erdoberfläche erzeugen. Bereits 1972 wurde der erste Satellit der Landsat-Reihe gestartet. Der aktuellste, 2013 gestartete Satellit Landsat-8 (vgl. Abbildung 16) ist ausgestattet mit zwei Sensoren – einer Multispektralkamera und einem thermalen Infrarotsensor. Landsat-8 misst in elf Kanälen Reflexionen der Erdoberfläche (Wellenlängenbereich von 0,43 – 1,38 μm) und die thermalen Emissionen (Wellenlängenbereich von 10,6 – 12,51 μm) mit einer Pixelauflösung von 30m im sichtbaren und Infrarot, bzw. 100 m im thermalen Wellenlängenbereich (USGS 2013).

Die seit 1972 betriebenen Landsatsatelliten können in Abhängigkeit der Nutzlast und Plattformcharakteristika in vier Gruppen unterteilt werden (vgl. Tabelle 3):

- LT 1 / LT 2 / LT3: Multispektrale Kameras (MSS)
- LT 4 / LT 5: Thematic Mapper (TM) & Thermale Kamera
- LE 6 / LE7 : Enhanced Thematic Mapper (ETM) & Thermal Infrared Sensor (TIRS)
- LC8: Land and Ocean Imager (OLI) & Thermal Infrared Sensor (TIRS)

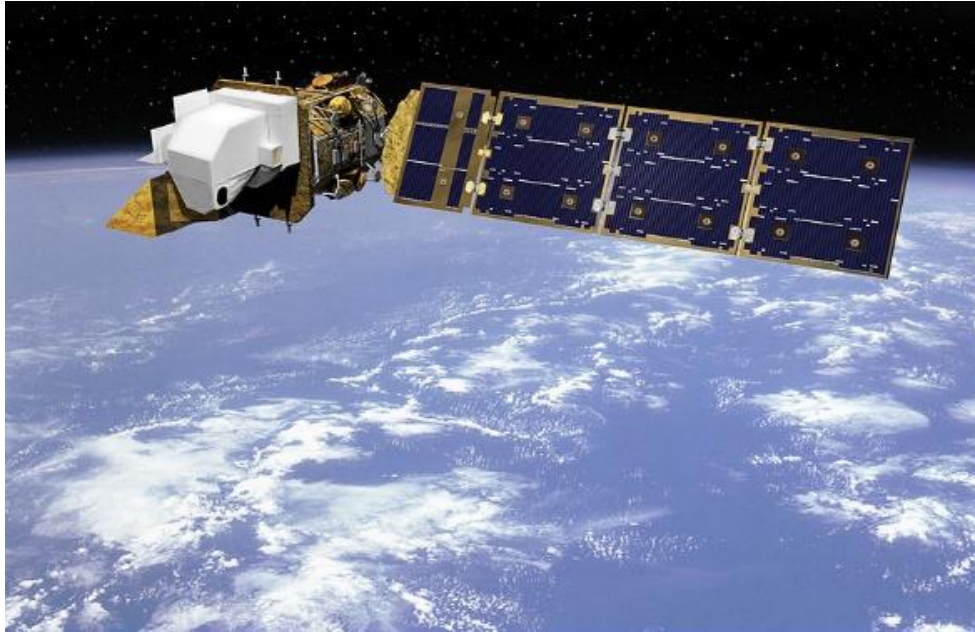


Abbildung 16: Abbildung 12: Landsat 8 (NASA 2014).

Mitte der 1960er Jahre wurde der erste Landsat-Satellit entwickelt, nachdem erste unbemannte Satellitenmissionen Bilder von der Erde aufgenommen hatten. Man wollte weitere Daten über die Erde sammeln, um Landnutzungsänderungen und den globalen Wandel zu analysieren. Seit dem Start der ersten Satelliten des Programms *Earth Resources Technology Satellite (ERST-1)*, welcher später zu Landsat-1 umbenannt wurde, konnten kontinuierlich Daten der Erdoberfläche gesammelt werden. Die sehr langlebigen und zuverlässigen Satelliten (lediglich Landsat-6 konnte durch Kontaktverlust nach dem Start nie operationell betrieben werden) gelten als das am längsten operationell betriebene Erdbeobachtungsprogramm. Durch die ähnliche Kanalverteilung und eine vergleichbare räumliche Auflösung können die Daten der Landsat-Satelliten gut miteinander verglichen werden.

Tabelle 3: Überblick über die Lebensdauer, die technischen Nutzlasten und die räumlichen Auflösungen der neun Landsatmissionen (USGS 2013).

Satellit	Start und Lebzeit der Mission	Sensor (Spektrale Abdeckung)	Auflösung
Landsat 1	07/1972 – 01/1978	Multispektralkamera (MSS) (RG + 0,65 μm + 0,95 μm)	60 m
Landsat 2	01/1975 – 07/1983	MSS (RG + 0,65 μm + 0,95 μm)	60 m
Landsat 3	03/1978 – 09/1983	MSS (RG + 0,65 μm + 0,95 μm)	60 m
Landsat 4	07/1982 – 12/1993	Thematic Mapper TM (RGB + NIR + 2 SWIR) / Thermale Kamera	30 m / 120 m
Landsat 5	03/1984-01/2013	TM (RGB + NIR + 2 SWIR) / Thermale Kamera	30 m / 120 m
Landsat 6	10/1993		
Landsat 7	07/1997 – heute	Enhanced Thematic Mapper (RGB + NIR + 2 SWIR) / Thermale Kamera	30 m / 120 m
Landsat 8	02/2013 - heute	Operational Land Imager (OLI) (0.43 μm + RGB + 2 NIR + 1.37 μm + 2 SWIR) / Thermal Infrared Sensor (TIRS) (2 Bänder)	30 m / 100 m
Landsat 9	Start 2020		

4.2.3 TerraSAR-X / TanDEM-X

Ein aktuelles Beispiel für eine Fernerkundungsmission mit aktivem Sensor (Radar) sind die Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X (*TerraSAR-X add-on for digital Elevation Measurement*) (vgl. Abbildung 17). Die 2007, bzw. 2010 gestarteten Erdbeobachtungssatelliten sind ausgestattet mit hochfrequenten X-Band SAR Sensoren (*Synthetic Aperture Radar*), welche in unterschiedlichen Modi betrieben werden können. Die beiden Satelliten kreisen in einer verschränkten Helixbahn im gegenseitigen Abstand von nur 120 m bis 500 m Metern um die Erde. Erst die kombinierten Aufnahmen beider Sensoren ermöglichen die Ableitung eines hochaufgelösten, digitalen Höhenmodells der Erdoberfläche. Die Umlaufbahnen sind wie die Stränge einer Doppelhelix gegeneinander verdreht. Über dem Äquator sind sie horizontal und über den Polen vertikal versetzt. Die Bahnen kreuzen sich so niemals und die Satelliten können in Flugrichtung beliebig gegeneinander verschoben werden. Die Daten der beiden Satelliten werden über ein Netz aus drei Bodenstationen in Kiruna (Schweden), Inuvik (Kanda) und O'Higgins (Antarktis) empfangen.

Unmittelbar nach einer kurzen Qualitätsprüfung werden die Daten zur Verarbeitung und Archivierung an das Deutsche Fernerkundungsdatenzentrum (DFD) des DLR gesendet. Der Missionskontakt und die Übermittlung von Telemetriedaten erfolgt über die Satellitenbodenstation in Weilheim.

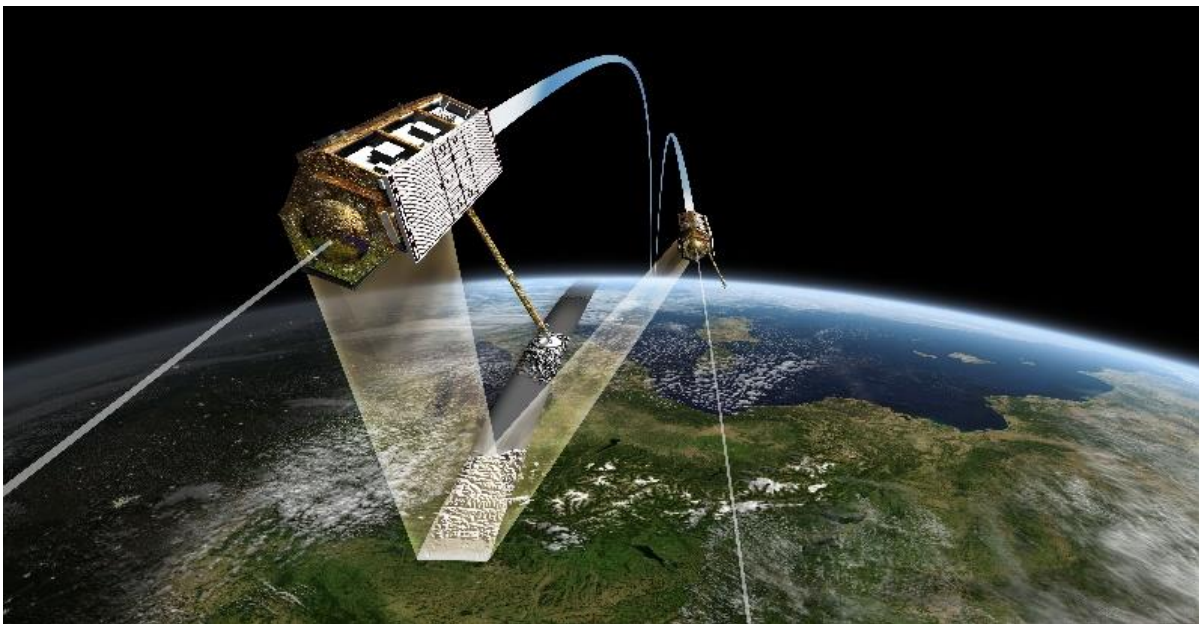


Abbildung 17: Formationsflug der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X. Die Umlaufbahnen sind wie die Stränge einer Doppelhelix gegeneinander verdreht. Über dem Äquator sind die Satelliten horizontal und über den Polen vertikal versetzt (DLR 2014).

TerraSAR-X arbeitet in verschiedenen Modi (vgl. Abbildung 18):

- *Spotlight-Modus*: in diesem Modus wird ein 10 km x 10 km großes Gebiet mit einer Auflösung von 1 bis 2 m aufgezeichnet;
- *Stripmap-Modus*: Aufnahme eines 30 km breiten Streifens mit einer Auflösung zwischen 3 und 6 m;
- *Scan-SAR*: Erfassung eines 100 km breiter Streifens mit einer Auflösung von 16 m.

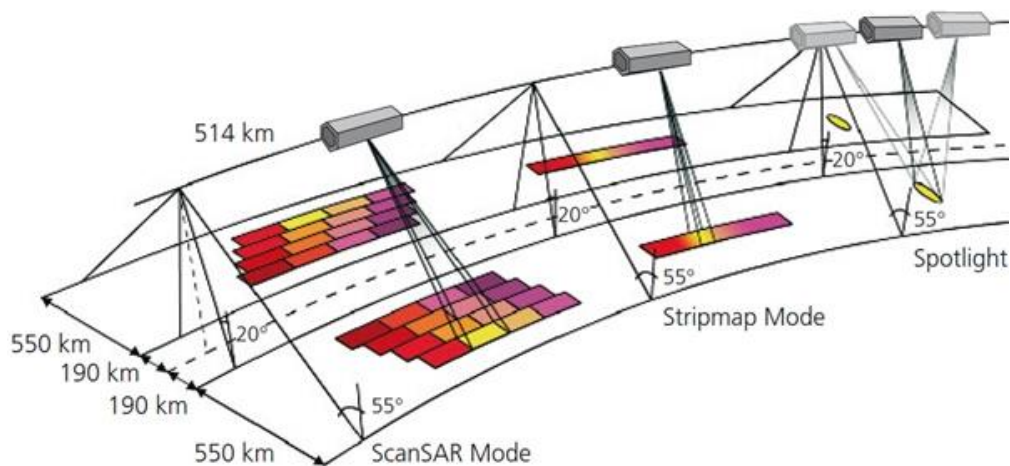


Abbildung 18: Aufnahmemodi der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X (DLR 2012).

5 Auswertung von Fernerkundungsaufnahmen

Sowohl die Daten der Sentinel-, als auch der Landsat-Satelliten stehen jedermann kostenfrei zur Verfügung. Die Daten der Sentinel-Satelliten werden dabei über die Plattform *Copernicus Open Access Hub* der ESA (<https://scihub.copernicus.eu>), die Daten der Landsat-Satelliten über verschiedene Archive des U.S. Geological Surveys zur Verfügung gestellt. Beispielsweise über das Portal Earth Explorer (<https://earthexplorer.usgs.gov/>) können sämtliche Landsat-Daten (LT4, LT5, LE7 & LC8) heruntergeladen werden¹.

5.1 Vegetationsanalysen

Eine wichtige und nicht allzu komplexe Analyse von Erdbeobachtungsdaten ist die Identifikation von Vegetation und deren Klassifikation in Bezug auf Vitalität. Vegetation zeichnet sich vor allem im Vergleich zu anderen natürlichen Oberflächen (vgl. Abbildung 19) wie Gewässer, Böden oder auch anthropogen geformten Siedlungen durch eine sehr niedrige Reflektanz im roten Wellenlängenbereich (RED) und eine hohe Reflektanz im nahen Infrarot (NIR) aus. Keine andere Oberfläche weist einen derartigen Reflektanzunterschied in den erwähnten Wellenlängenbereichen auf.

Um Flächen, welche von Vegetation bedeckt sind, zu klassifizieren, nutzt man neben der visuellen Bildanalyse durch Menschen verschiedene Indices, also Kennzahlen, welche das spezifische Reflexionsverhalten von Pflanzen berücksichtigen. Der sogenannte **Normalisierte-Differenzierte-Vegetationsindex (NDVI)** ist eine solche Kennzahl und nutzt den Umstand, dass sich das Reflexionsspektrum vitaler Vegetation von nicht mehr lebendiger Vegetation, bzw. allen anderen Landoberflächen deutlich vor allem im nahen Infrarot (NIR) und im sichtbar roten Bildkanal (RED) stark unterscheidet (vgl. Abbildung 19 und Abbildung 20).

¹ Der Download von Sentinel-2-Daten ist in einem Manual unter http://www.sattec.org/unterrichtsmaterial/diy-fernerkundung/sentinel_2_esa_hub.pdf näher beschrieben, der Download von Landsat Daten unter http://www.sattec.org/unterrichtsmaterial/diy-fernerkundung/landsat_earth_explorer.pdf. Der Download der Sentinel-2-Daten erfolgt im Format JPEG2000. Die Umwandlung in ein gängiges Datenformat ist unter http://www.sattec.org/unterrichtsmaterial/inhalte_sattec_lfbs/umwandlung_von_rohdaten.pdf beschrieben.

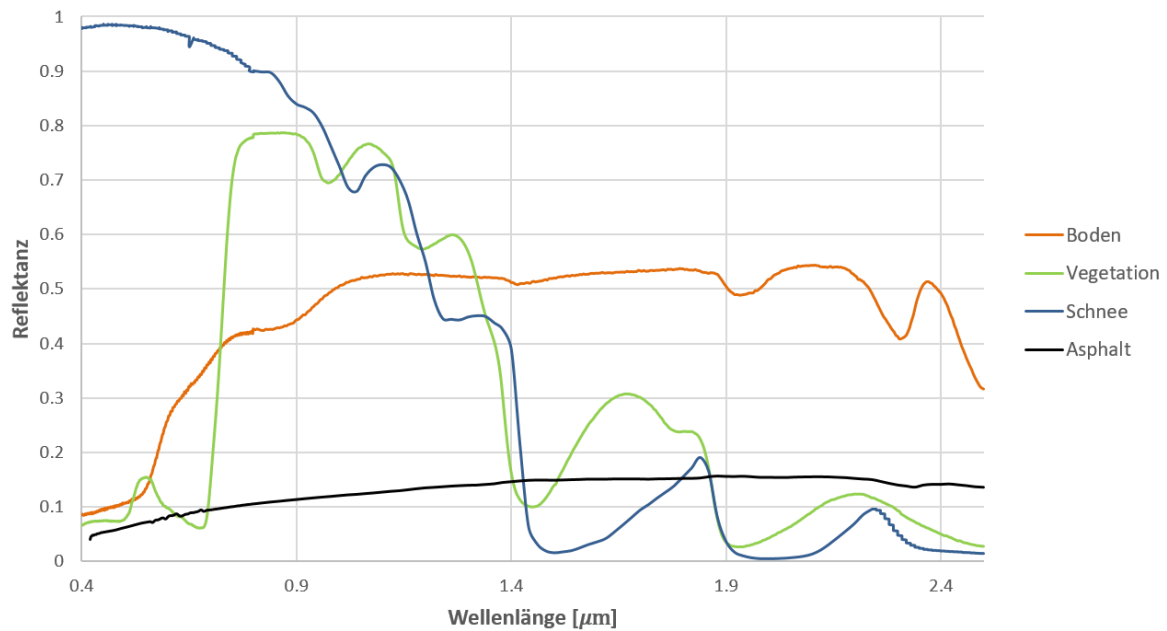


Abbildung 19: Spektren verschiedener Landoberflächen. Lediglich das Vegetationsspektrum ist von einem deutlichen Reflektanzunterschied zwischen dem roten Wellenlängenbereich (niedrige Reflektanzen) und dem NIR (sehr hohe Reflektanzen) gekennzeichnet.

Der Reflektanzunterschied im Roten und nahen Infraroten wird durch den NDVI erfasst:

$$NDVI = \frac{\rho_{NIR} - \rho_{RED}}{\rho_{NIR} + \rho_{RED}} \quad (4)$$

Dabei steht ρ für die Reflektanz einer Oberfläche im nahen infraroten bzw. im roten Wellenlängenbereich (ρ_{NIR} : ca. 800 nm - 900 nm; ρ_{RED} : ca. 600 nm - 700 nm, je nach Satellit/Sensor). Die Reflektanz einer Oberfläche gibt an, wie stark diese Strahlung einer bestimmten Wellenlänge reflektiert und ist das Verhältnis (vgl. Gleichung 5) aus reflektierter Leistung P_r zu einfallender Leistung P_0 :

$$\rho = \frac{P_r}{P_0} \quad (5)$$

Durch die Quotientenbildung wird der NDVI auf Werte zwischen +1 und -1 normiert, wobei das Kriterium, welches Vegetation von anderen Landoberflächen abgrenzt, bei ca. 0,38 liegt. Während also Werte (vgl. Tabelle 4) größer 0,4 Pflanzen zuzuordnen sind, werden Oberflächen wie Städte, offene Böden, Gewässer oder Schnee von Werten geringer 0,4 repräsentiert.

Tabelle 4: Mittlere NDVI-Werte verschiedener Landbedeckungsarten.

NDVI	Landbedeckungsart
< 0,1	Gewässer, Böden, Gestein, Sand oder Schnee
0,2 bis 0,3	Photosynthetisch nicht aktive Vegetation
0,3 bis 0,6	Mittlere bis dichte Vegetationsbedeckung
> 0,6	Sehr dichte Vegetation hoher Vitalität

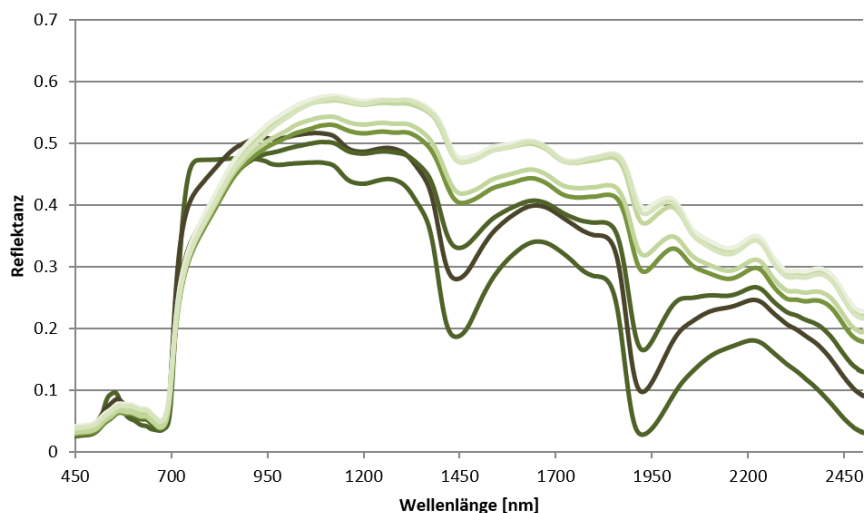


Abbildung 20: Vegetationsspektren verschiedener Vitalitätsstufen. Sehr vitale Vegetation (dunkelgrünes Spektrum) zeichnet sich im Vergleich zu Vegetation mit geringerer Vitalität (hellgrüne Spektren) vor allem durch eine Abnahme im NIR aus.

Damit ermöglicht die Klassifizierung von Oberflächen mittels NDVI nicht nur die Separation von mit Vegetation bedeckten Landoberflächen von anderen, sondern auch eine Abschätzung der Vitalität von Vegetation. Da bei abnehmender Vitalität zugleich die Reflektanz im NIR sinkt und im RED leicht ansteigt (vgl. Abbildung 20).

5.2 Analysen mittels Indizes

Neben dem NDVI existieren in der Fernerkundung zahlreiche weitere Indices, um bestimmte Oberflächen mittels einfacher Berechnungen zu identifizieren und zu charakterisieren. Im Folgenden werden einige ausgewählte Indices vorgestellt.

5.2.1 Normalized Difference Snow Index - NDSI

Vor allem im Rahmen des Klimawandels und des damit verbundenen Rückgangs der Schnee- und Eismassen beispielsweise in den europäischen Alpen ist die Identifizierung von unterschiedlichen Schnee- und Gletscheroberflächen Gegenstand vieler Forschungsaktivitäten. Schnee ist durch eine sehr hohe Reflektanz (nahe 100%) im sichtbaren Wellenlängenbereich und eine sehr niedrige Reflektanz im NIR, mittleren Infrarot (MIR) und SWIR (vgl. Abbildung 19) gekennzeichnet. Die spektrale Reflexion von Eis zeigt ähnliche Verläufe. Zur Kartierung von Schnee und Eis aus Fernerkundungsdaten wird der sogenannte NDSI (*Normalized Difference Snow Index*) verwendet. Dieser nutzt die (auf Werte zwischen -1 und 1 normierte) Differenz der Reflektanzen der Wellenlängen, in denen die Reflexion von Schnee und Eis maximal (sichtbar, beispielsweise grün), bzw. minimal (MIR) ist:

$$NDSI = \frac{\rho_{green} - \rho_{MIR}}{\rho_{green} + \rho_{MIR}} \quad (6)$$

Der Grenzwert für die Trennung von Schnee und Eis von allen anderen Oberflächen liegt etwa bei 0,4. Werte, die größer sind, weisen auf schneebedeckte Oberflächen, niedrigere Werte auf schneefreie Oberflächen hin.

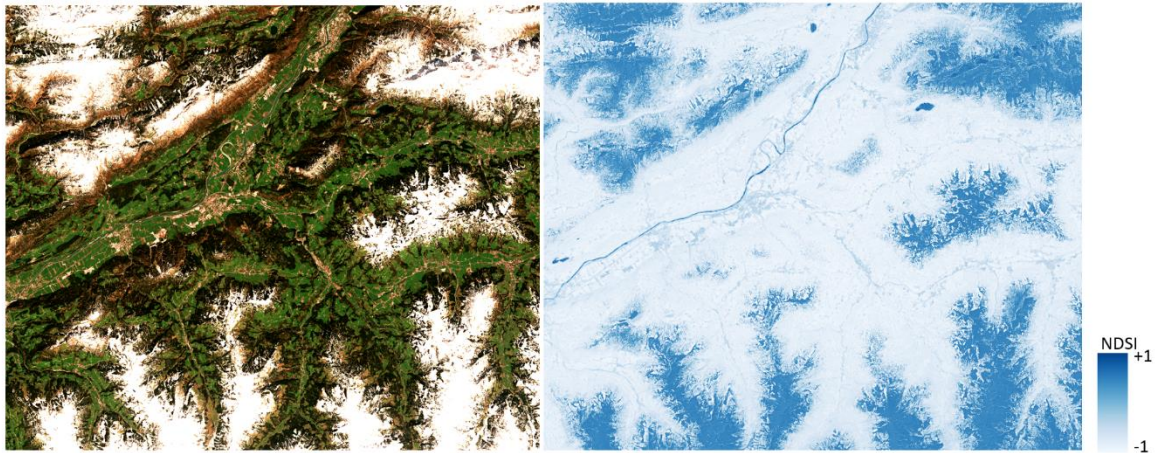


Abbildung 21: NDSI-Werte für einen Ausschnitt einer Sentinel-2 Szene aufgenommen über den bayerischen Alpen. (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Wie aus Abbildung 21 hervorgeht, erfasst der NDSI auch Gewässer (Flusslauf in der Bildmitte) als Schnee- oder Eisflächen. Da allerdings die Reflektanz im NIR bei Gewässern niedriger ist, als bei Schnee und Eis, könnte dies als zusätzliche Bedingung in die Klassifikation einbezogen werden um die Problematik zu umgehen und die Identifizierung von Eis und Schnee zu optimieren.

5.2.2 Normalized Burn Ratio – NBR

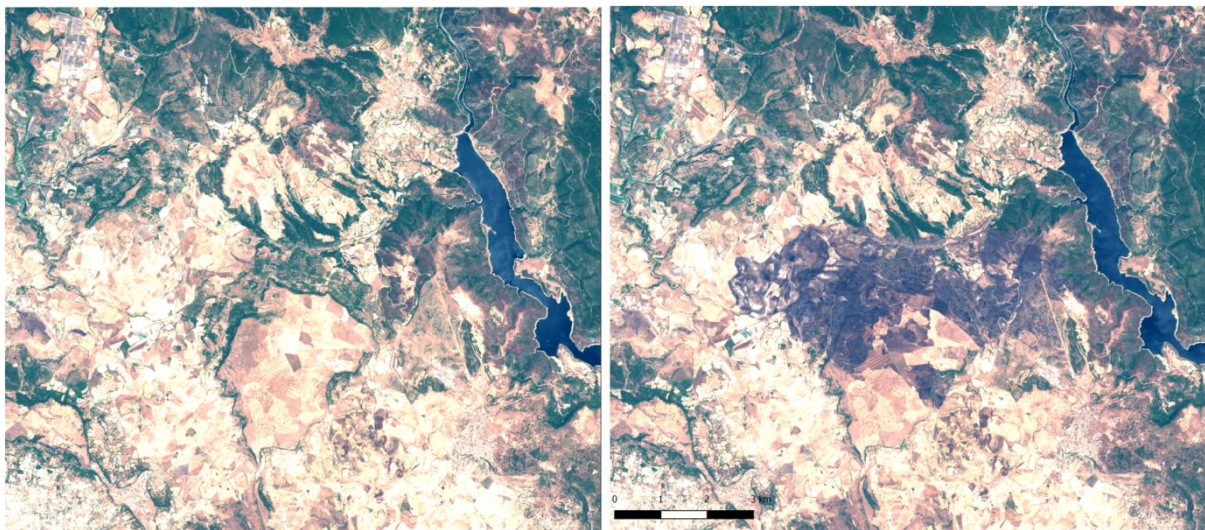


Abbildung 22: RGB-Darstellung des Gebietes um Nurri (Sardinien) vor (links) und nach (rechts) dem Waldbrand im Juli 2016. Die Brandfläche (Bildmitte) von ca. 17,5 km² geht deutlich aus der Satellitenbildszene hervor (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Unter Verwendung des sogenannten *Normalized Burn Ratios* (NBR) können aus dem All von Großfeuern veränderte Flächen identifiziert und deren Schwere quantifiziert werden. Der NBR ist dabei ähnlich zum NDVI, nur dass statt der Reflektanz im roten Wellenlängenbereich die Reflektanz im SWIR (2,08 – 2,35 µm) genutzt wird:

$$NBR = \left(\frac{\rho_{NIR} - \rho_{SWIR}}{\rho_{NIR} + \rho_{SWIR}} \right) \quad (7)$$

Die verwendeten Wellenlängen zeigen die größten Veränderungen bei von Feuer betroffenen Oberflächen. Während durch die Information im NIR Aussagen über die Veränderung in Bezug auf die Vitalität von Vegetation ermöglicht werden, lässt die Reflektanz im SWIR Rückschlüsse auf den Wassergehalt von Oberflächen zu. Durch Kombination der beiden Informationen können so verbrannte Flächen identifiziert werden. Der Waldbrand am 26.07.2016 bei Nurri auf der Insel Sardinien ist mit einer Fläche von ca. 17,5 km² deutlich auf Aufnahmen des Satelliten Sentinel-2 zu erkennen (vgl. Abbildung 22 rechts). Sollen nun Aussagen über die Schwere des Brandes getroffen werden, um beispielsweise direkt nach einem Brand Ersthelfer schnell vor Ort zu unterstützen, dient der Vergleich des NBR vor (pre) und nach (post) dem Brand. Der sogenannte Delta NBR wird wie folgt berechnet:

$$\Delta NBR = \left(\frac{\rho_{NIR} - \rho_{SWIR}}{\rho_{NIR} + \rho_{SWIR}} \right)_{pre} - \left(\frac{\rho_{NIR} - \rho_{SWIR}}{\rho_{NIR} + \rho_{SWIR}} \right)_{post} \quad (8)$$

Der Wert ermöglicht eine Abschätzung der Schwere der Auswirkungen eines Brandes (vgl. Tabelle 5).

Tabelle 5: Klassifikation der Schäden durch Brände basierend auf dem ΔNBR .

ΔNBR	Brandschwere
< -0,25	Hohes Wachstum nach Feuer
-0,25 - -0,1	Geringes Wachstum nach Feuer
-0,1 - 0,1	Unverbrannte Flächen
0,1 - 0,27	Geringe Schäden durch den Brand
0,27 - 0,44	Moderat-geringe Schäden durch den Brand
0,44 - 0,66	Moderat-hohe Schäden durch den Brand
> 0,66	Hohe Schäden durch den Brand

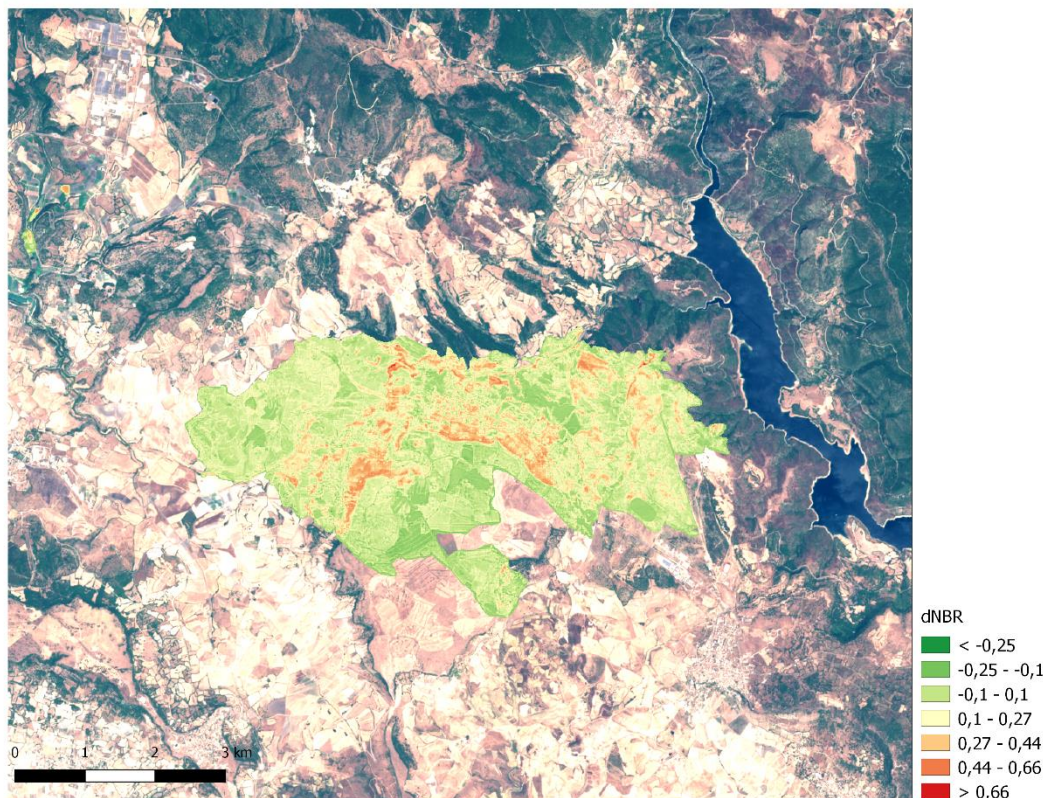


Abbildung 23: Delta Normalized Burn Ratio (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Abbildung 23 zeigt den Δ NBR berechnet aus dem NBR vor und nach dem Brand am 26.07.2016 bei Nurri. Der Großteil der Fläche war von keinen bis geringen Schäden durch das Feuer betroffen: Während ca. 4 km² kaum von dem Brand betroffen waren, zeigen 9,35 km² geringe Schäden durch das Feuer. Allerdings sind 3,21 km² von moderat-geringen und knapp 1 km² von moderat-hohen Schäden durch das Feuer betroffen. Derartige Einschätzungen der Brandauswirkungen können helfen etwaige Entschädigungszahlungen oder Renaturierungspläne zu veranlassen.

5.3 Klimaforschung

Die US-amerikanischen Landsat-Satelliten sammeln seit den frühen 1980er Jahren kontinuierlich vergleichbare Daten von unserer Erde. Auf deren Basis können mit Methoden der Fernerkundung nicht nur aktuelle Entwicklungen sondern auch länger andauernde Prozesse und Veränderungen auf der Erde analysiert werden. Die Klimaforschung nutzt Fernerkundungsdaten zur Ergänzung von Klimamodellierungen. Vor allem eher langsam ablaufende Prozesse können mittels Fernerkundungsaufnahmen quantifiziert werden. Beispielsweise kann der Rückgang von Gletschermassen in den europäischen Alpen, welcher durch die globale Klimaänderung hervorgerufen wird, sowie dessen Auswirkungen auf die angrenzenden Ökosysteme erfasst werden. Durch optische Verfahren ist es möglich, die Oberfläche von Gletschern zu erfassen und deren Größe zu bestimmen, mit Radartechnik können zudem Aussagen über die Dicke der Gletschermassen getroffen werden.

Der Pasterze-Gletscher am Großglockner ist Zeuge des Gletscherrückgangs in den Alpen der letzten Jahrzehnte und ist Gegenstand zahlreicher Klimastudien. Der Gletscher im Nationalpark Hohe Tauern gilt mit einer Länge von knapp 7 km (2017) und einer Fläche von 17 km² (2015) als der größte Gletscher Österreichs. Die hochgelegenen Firmulden fungieren als Nährgebiet. Der Gletscher teilt sich in zwei Teilmulden, den Schneewinkel im Süden und den Riffwinkel im Norden. Seit den 80er Jahren des 20. Jahrhunderts zeigen zunehmend größer werdende apere Stellen, dass der Eisnachschub aus den Firmulden geringer wird. Seit 1850 ist abgesehen von wenigen Einzeljahren eine Schwundtendenz des Pasterze-Gletschers zu verzeichnen (vgl. Abbildung 24). Diesen Schwund bilanzieren zahlreiche Studien, welche von Forschungseinrichtungen, wie der österreichischen Zentralanstalt für Meteorologie und Geodynamik (ZAMG) durchgeführt werden.



Abbildung 24: Rückgang der Gletscherzunge der Pasterze zwischen 1982 (links) und 2012 (rechts).

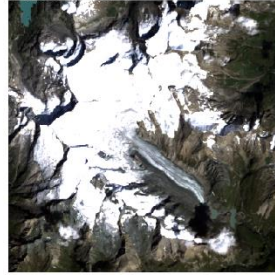
22.08.1985



06.08.1988



20.08.1990



07.08.1991



17.08.1992



12.08.1993



26.08.1998



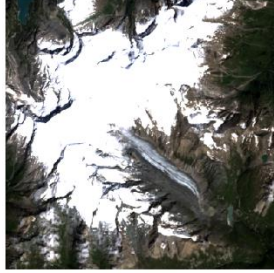
15.08.2000



26.08.2001



27.08.2002



24.08.2003



10.08.2004



24.08.2009



14.08.2011



03.08.2013



27.08.2016



30.08.2017



Veränderung des Pasterze Gletschers im Großglockner zwischen 1985-2017



Datengrundlage:
Landsat 4-5-7-8, USGS 2018
URL: <https://earthexplorer.usgs.gov>
Natural Earth Data 2018
URL: <http://www.naturalearthdata.com/>

SatTec 2018

Abbildung 25: Verlauf der Gletscherzunge der Pasterze zwischen 1984 und 2017 basierend auf jeweils einer zum Großteil wolkenfreien Aufnahme im August der Satelliten Landsat-4-5-7 und -8 (Datengrundlage: Landsat4-5-7-8, USGS 2018; Natural Earth Data).

Auf Grund der zahlreichen, teils kontinuierlich seit Jahrzehnten durchgeführten Untersuchungen und Studien im europäischen Alpenraum und besonders zur Pasterze ist der Gletscherrückgang ausführlich dokumentiert. Im unteren Bereich der Pasterze sind die Temperaturen mittlerweile so hoch, dass der Gletscher in den schuttfreien Flächen jedes Jahr rund zehn Meter an Eisdicke verliert. Laut aktuellen Studien liegt die maximale Eisdicke derzeit bei lediglich rund 230 m. Hochrechnungen zeigen, dass die Pasterzenzunge bereits in 40 Jahren nahezu verschwunden sein wird.

Die vollständigen Ausmaße der Pasterze zu bestimmen ist vom Boden aus mit erheblichen Schwierigkeiten verbunden. Satellitengestützt, aus dem All, kann eine Vermessung hingegen wesentlich einfacher und damit auch häufiger erfolgen. Hier kann gewissermaßen auf einen Blick das gesamte Ausmaß des Gletschers ermittelt werden. Auf Grund der vergleichsweise langen Zeitreihe, welche die Landsat-Satelliten ermöglichen, eignen sich diese besonders zur Untersuchung längerfristiger Veränderungen auf der Erde.

Abbildung 25 Zeigt den zeitlichen Verlauf der Gletscherzunge der Pasterze seit 1985, jeweils durch eine zum Großteil wolkenfreie Landsat-Szenen (LT4/LT5) im August. Der Rückgang der Gletscherzunge bis 2017 ist deutlich aus der Zeitreihe zu erkennen.

5.4 LEOWorks

Möchte man nun selbst den großen Datenschatz an frei zugänglichen Satellitendaten nutzen, existieren zum Betrachte und Auswerten der Aufnahmen eine Vielzahl zum Großteil kostenloser Programme. Die von der ESA zur Verfügung gestellte, betriebssystemunabhängige Software LEOWorks (<http://leoworks.terrasigna.com>) ist eine speziell für SchülerInnen entwickelte Freeware zur Analyse von Fernerkundungsdaten. Damit können SchülerInnen grundlegende und komplexere Bildbearbeitungsfunktionen von Erdbeobachtungsdaten, wie geometrische Korrekturen, Panschärfung oder Bildklassifizierungen durchführen. Auf der Seite <http://www.sattec.org> ist ein einführendes Manual zu finden, welches den Start mit der Software erleichtert.

Mit Satellitendaten (der Datendownload von Sentinel-2 Daten ist ebenfalls auf www.sattec.org beschrieben) können beispielsweise einfache Vegetationsanalysen mit LEOWorks durchgeführt werden. Dabei erlaubt ein in LEOWorks implementiertes Tool (*compute NDVI*) eine automatische, pixelweise Berechnung des NDVI. Auf Basis einer automatisch erzeugten, passenden Farbskalierung erstellt die Software ein Falschfarbenbild, welches einfach zu interpretieren ist. Die Skala sieht für hohe NDVI-Werte grüne Farbverläufe, für NDVI geringer als 0,38 einen braunen und für negative Werte weiße Einfärbung vor, da hier keine Vegetation mehr vorliegt.

Abbildung 26 zeigt eine Gegenüberstellung eines RGB-Echtfarbenbildes einer Sentinel-2 Szene südwestlich der Stadt München (linker oberer Bildbereich) und die pixelweise berechneten NDVI-Werte (rechts). Aus der Abbildung geht hervor, dass sowohl Wälder, Felder mit Vegetationsbedeckung als auch Wiesen im Gegensatz zu Gewässern, Siedlungsbereichen und abgeernteten Feldern durch einen hohen NDVI gekennzeichnet sind.



Abbildung 26: NDVI-Falschfarbenbild (rechts) basierend auf einer Sentinel-2-Szene vom 17.05.2017 südwestlich von München (RGB-Darstellung links). Hohe NDVI-Werte werden meist mit einem grünen Farbverlauf dargestellt. Vegetationslose Flächen werden üblicherweise in brauner oder weißer (NDVI<0) Farbe dargestellt (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Abbildung 27 zeigt einen Ausschnitt des Satellitenbildes um den DLR-Standort Oberpfaffenhofen in höherer Auflösung. Im Detail geht hervor, dass durch den NDVI Vegetation gut von anderen Landoberflächen unterschieden werden kann. Zudem ist es möglich, auch die in Kapitel 5.1 angesprochenen Vitalitätsabstufungen anhand des NDVI zu ermitteln. Während Waldflächen sehr hohe NDVI-Werte (vgl. Tabelle 6) haben, was einer hohen Vitalität entspricht, besitzen Felder, in Abhängigkeit von der lokalen Vegetationsentwicklung unterschiedlich hohe NDVIs (vgl. Tabelle 6). Hier sind durch den NDVI Unterschiede in der Vitalität der Vegetation ableitbar.



Abbildung 27: Im Ausschnitt der Sentinel-2 Szene vom 17.05.2017 um den DLR Standort Oberpfaffenhofen ist neben der Unterscheidung von Vegetation von allen anderen Landoberflächen auch eine Abstufung der

Vitalität einzelner Vegetationsflächen zu erkennen. Während Waldflächen sehr hohe NDVIs besitzen, was für eine hohe Vitalität spricht, sind Felder in Abhängigkeit von der Vegetationsentwicklung von verschiedenen hohen, allerdings niedrigeren NDVIs gekennzeichnet (vgl. Tabelle 6) (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Tabelle 6: mittlere NDVIs von vegetationsbedeckten Oberflächen verschiedener photosynthetischer Aktivität.

Landoberfläche	mittlerer NDVI
A) Wald	0,94
B) Feld mit dichter Vegetationsbedeckung	0,93
C) Feld mit Vegetationsbedeckung mittlerer photosynthetischer Aktivität	0,87
D) Feld mit geringer Vegetationsbedeckung	0,52
E) Feld mit keiner photosynthetisch aktiver Vegetationsbedeckung	0,19

6 Fernerkundung der Atmosphäre

Ein weiterer wichtiger Forschungsbereich der Satellitenfernerkundung ist die Atmosphärenbeobachtung. Hier kommen verschiedene Fernerkundungstechniken zum Einsatz. Neben den in Kapitel 1 beschriebenen teils nicht bildgebenden Radar- und Lidarverfahren existieren auch bildgebende optische Sensoren, welche Aussagen über die Zusammensetzung der Atmosphäre ermöglichen. Hierbei ist ähnlich wie bei der Erkundung der Erdoberfläche die aufgenommene Strahlung Informationsträger. Etablierte Systeme in der Atmosphärenforschung sind beispielsweise der Sensor SCIAMACHY (*Scanning Imaging Absorption Spectrometer for Atmospheric Chartography*) auf dem europäischen Umweltsatelliten Envisat sowie der Sensor GOME-2 (*Global Ozone Monitoring Experiment*) auf dem Satelliten MetOp oder das Instrument OMI (*Ozone Monitoring Instrument*) auf der Plattform Aura.

Um diese erfolgreichen Missionen fortzusetzen, sind für 2019 bzw. 2020 im Copernicus-Programm die Satelliten Sentinel-4 und Sentinel-5 geplant. Beide sind mit Instrumenten mit deutlich höherer räumlicher und spektraler Auflösung als bei Vorgängermissionen versehen. Der im Oktober 2017 gestartete Satellit Sentinel-5P (P: *Precursor*, engl.: Vorläufer) soll die Lücke zwischen SCIAMACHY, GOME-2 den zukünftigen Missionen Sentinel-4 und -5 schließen.

6.1 Satellitengestützte Atmosphärenforschung

Die Vermessung der Erdatmosphäre, insbesondere die räumliche und zeitliche Veränderung der dort enthaltenen Gase, ist in den letzten Jahren nicht nur im Hinblick auf bekannte Phänomene wie das Ozonloch immer mehr in den Fokus der Wissenschaft gerückt. Bis jetzt ist der Kenntnisstand, welche Auswirkungen anthropogen erzeugte (Treibhausgas-) Emissionen auf die Atmosphäre und das Leben auf der Erde haben, noch lückenhaft. Für ein besseres Verständnis ist es unerlässlich, Aufschluss über die globale Verteilung von Spurengasen in der Atmosphäre zu erlangen. Dabei werden die kostenaufwendigen und nur punktuell durchführbaren Flugzeug- oder Ballonmessungen zunehmend von satellitengestützten Sensoren abgelöst. Diese haben dabei nicht nur eine höhere zeitliche Auflösung, sondern können dank ihrer hohen Flugbahn auch größere Bereiche erfassen.

Etablierte satellitengestützte Atmosphärenmissionen analysieren das von der Erde reflektierte Sonnenlicht. Auf dem Weg zum Satelliten passiert dieses die Atmosphäre und wird durch die darin enthaltenen Bestandteile verändert. Trifft die Strahlung auf Moleküle der Atmosphäre, werden verschiedene quantenphysikalische Prozesse angeregt. Jedes Molekül kann dabei nur Strahlung mit ganz bestimmten Energien, in einem dafür charakteristischen Wellenlängenbereiche aufnehmen. Im

vom Sensor aufgenommenen Spektrum sind dann bei Wellenlängen, in denen die in der Atmosphäre enthaltenen Moleküle Strahlung absorbieren, sogenannte Absorptionsbanden zu erkennen. Diese können zum Nachweis bestimmter Moleküle genutzt werden. Unter Kenntnis von Druck und Temperatur, kann zudem die Teilchenzahl einzelner Gase ermittelt werden (Schanda 1986). Von Vorteil ist, dass die Hauptbestandteile der Atmosphäre, Stickstoff und Sauerstoff, im Infrarotspektrum nahezu unsichtbar sind und so die mehr im Interesse liegenden Spurengase im Spektrum leichter separiert und identifiziert werden können, da sie nicht überdeckt werden.

6.2 Sentinel-5P

Der 2017 im Copernicus-Programm gestartete Satellit Sentinel-5P kann aufgrund seiner besonderen Eigenschaften als kleine Revolution der Fernerkundung der Atmosphäre betrachtet werden (vgl. Abbildung 28). Er liefert schon jetzt in der sogenannten *Early in Orbit Operation* Phase Aufnahmen von Atmosphärenparametern auf einem noch nie dagewesenen Niveau. Mittels des in den Niederlanden gebauten Spektrometers *TROPOMI* (**TROPO**spheric **M**onitoring **I**nstrument) können in den Wellenlängenbereichen UV bis SWIR zahlreiche Gase, wie Ozon, NO_2 , CO oder das Treibhausgas Methan quantifiziert werden. Durch die sehr hohe mittlere räumliche Auflösung von 7 km x 7 km ist es damit erstmals möglich sogar die Luftverschmutzung einzelner Städte oder gar von Stadtteilen zu ermitteln. Zusätzlich wird die Mission einen Beitrag beispielsweise zum Monitoring der Ausbreitung von Vulkanasche für die Flugsicherheit oder zur schnelleren Warnung vor zu hoher UV-Belastung leisten. Auch Fragen, wie beispielsweise die Verteilung von Wolken die Luftqualität und das Klima beeinflusst, können damit untersucht werden.



Abbildung 28: Eine Revolution in der Atmosphärenforschung: Sentinel-5P (ESA 2017 c).

Durch die sonnensynchrone Umlaufbahn und die Bahnhöhe von 824 km passiert der Satellit nach fünf Tagen immer denselben Punkt auf der Erdoberfläche. Der Kontakt zum Satelliten findet über Stationen in Norwegen, Finnland und Schweden statt. Die Prozessierung der Daten übernimmt das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt in Oberpfaffenhofen. Sentinel-5P ist als Vorläufer (*Precursor*) für die Mission Sentinel-5 mit einer operationellen Laufzeit von sieben Jahren konzipiert.

6.2.1 TROPOMI

Die Aufgabe von TROPOMI als multispektrales Instrument ist, die größten troposphärischen Luftverschmutzungsgase (Stickstoffdioxid - NO₂, Kohlenstoffmonoxid - CO, Formaldehyd -HCHO und Schwefeldioxid - SO₂) sowie die beiden Treibhausgase (troposphärisches Ozon - O₃ und Methan - CH₄) zu messen. Zusätzlich werden bestimmte Parameter von Aerosolen (Streuung, Absorption und Typisierung) erhoben. Aerosole spielen vor allem für den Klimawandel eine bedeutende Rolle.

TROPOMI ist der Nachfolger der langjährig sehr erfolgreichen Sensoren SCIAMACHY, GOME-2 (ESA) und OMI und zeichnet sich im Vergleich zu diesen durch zahlreiche technische Verbesserungen aus. Beispielsweise besitzt TROPOMI im Vergleich zu GOME-2 zusätzliche Kapazitäten im SWIR, was u.a. die Messung von Methan ermöglicht. SCIAMACHY umfasst zwar dieselben Wellenlängenbereiche wie TROPOMI ist allerdings durch die geringe räumliche Auflösung von 80 km x 40 km für differenzierte Ableitungen von Luftqualitäten über Städten nicht geeignet.

Das Spektrometer misst sowohl die Reflektanz der Erdoberfläche als auch das solare Spektrum, welches Informationen zur Ableitung der atmosphärischen Spurengase enthält. Das Teleskop besitzt einen großen Blickwinkel (2600 km), welcher eine tägliche globale Abdeckung ermöglicht. TROPOMI ist in den Wellenlängenbereichen UV (270 – 495 nm), VNIR (360 – 775 nm) und SWIR (2305 – 2385 nm) sensitiv (Tabelle 7).

Tabelle 7: Eigenschaften von TROPOMI bezüglich der optischen Kanäle und der damit ermittelten Produkte (KNMI 2008).

Optischer Kanal	Spektrale Breite [nm]	Spektrale Auflösung [nm]	Räumliche Auflösung [km ²]	Produkte
UV 1	270 – 320	1,1	7 x 28	O ₃
UV 2	295 – 380	0,45	7 x 3,5	O ₃ , SO ₂ , HCHO, BrO, OCIO
VIS	360 – 495	0,52	7 x 3,5	NO ₂ , Aerosoleigenschaften, O ₂ , Wolken, CHOCHO
NIR	710 – 775	0,45	7 x 3,5	Wolken, optische Dicke und Druck, H ₂ O, Aerosolhöhe
SWIR	2305 – 2385	0,25	7 x 7	CO, CH ₄

Die am Instrument ankommende Strahlung wird mit einem optischen System in vier Wellenlängenbereiche aufgespalten und unterschiedlichen Detektoren mit abgestimmter Sensitivität zugeführt.

Eine der wesentlichen Verbesserungen im Vergleich zu allen bisherigen satellitengestützten Atmosphärenspektrometern ist die sehr hohe räumliche Auflösung (vgl. Abbildung 29). Hauptsächlich werden die Verbesserungen durch optimierte CCD und CMOS Detektoren, durch die Trennung des UV-Wellenlängenbereichs sowie durch die Nutzung der Pushbroom Aufnahmetechniken (gleichzeitige Messung des gesamten Blickfeldes pro Abtastzeile) des SWIR-Kanals anstatt des noch

bei SCIAMACHY verwendeten Konzeptes der singulären Messung jedes Pixels pro Abtastzeile durch einen schwenkbaren Spiegel erreicht (KNMI 2008).

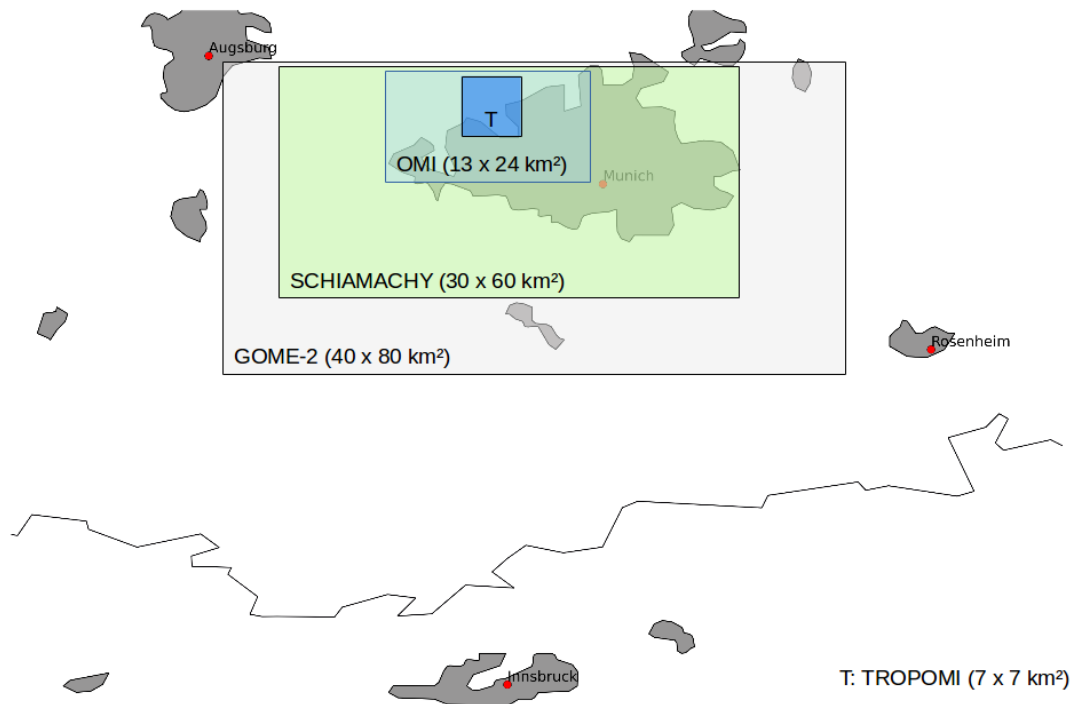


Abbildung 29: räumliche Auflösung von TROPOMI im Vergleich zu den bisherigen Atmosphärensatelliten, GOME-2, SCIAMACHY und OMI (Datengrundlage: Natural Earth Data 2018).

6.2.2 Erste Ergebnisse

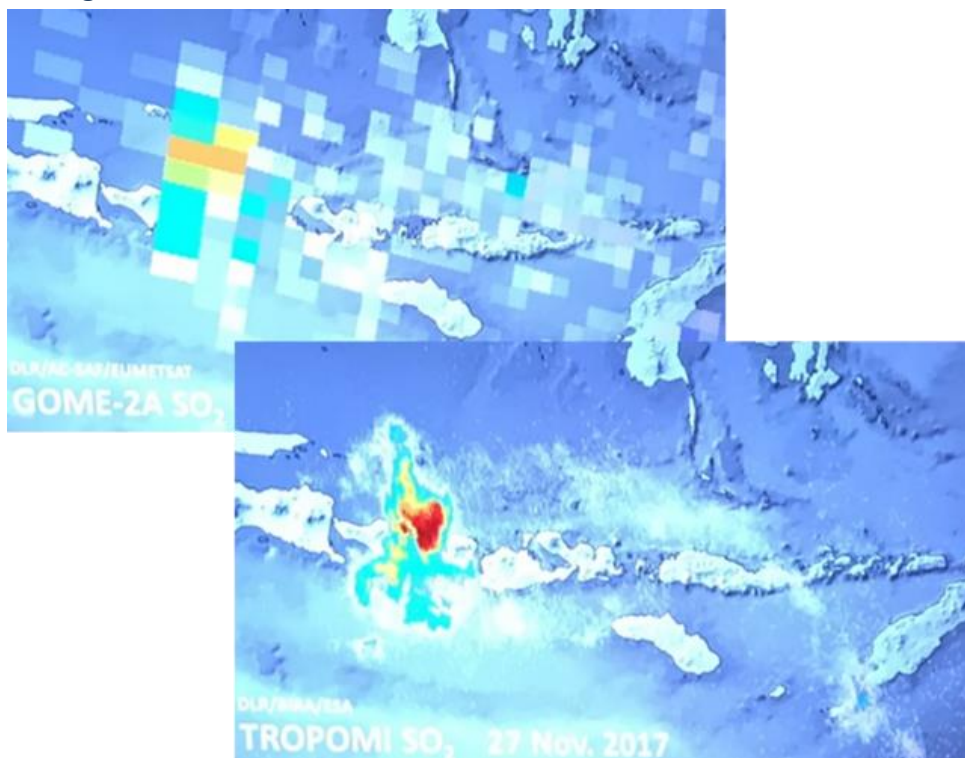


Abbildung 30: SO₂-Konzentrationen der Atmosphäre oberhalb der indonesischen Insel Bali am 27. November 2017, unmittelbar nach dem Ausbruch des Vulkans Agung. Die höhere räumliche Auflösung von TROPOMI im Vergleich zum Sensor GOME-2 ist deutlich zu erkennen.

Da sich der Satellit 2018 noch immer in der Testphase befindet, stehen den Nutzern noch keine umfassenden Daten und Messungen zur Verfügung. Alle Daten des Sensors werden allerdings im Rahmen des Copernicus Programms über die Science-Hub (<https://scihub.copernicus.eu>) der ESA nach abgeschlossener Kalibrationsphase im Orbit zur Verfügung gestellt.

Erste Veröffentlichungen der ESA lassen die hohe Qualität der Messungen erkennen. Kurz nach dem Start von Sentinel-5P brach am 27.11.2017 der Vulkan Agung auf der indonesischen Insel Bali aus und erzeugte eine große Wolke von Vulkanasche. Das darin enthaltene SO₂ wurde bei einem der ersten Überflüge von Sentinel-5P aufgenommen. Abbildung 30 zeigt die von TROPOMI aufgenommene SO₂-Konzentration über Bali unmittelbar nach dem Ausbruch. Im Vergleich dazu zeigt die Abbildung auch die durch den Sensor GOME-2 gemessenen Werte. Die deutlich höhere Auflösung von Sentinel-5P ist deutlich zu erkennen.

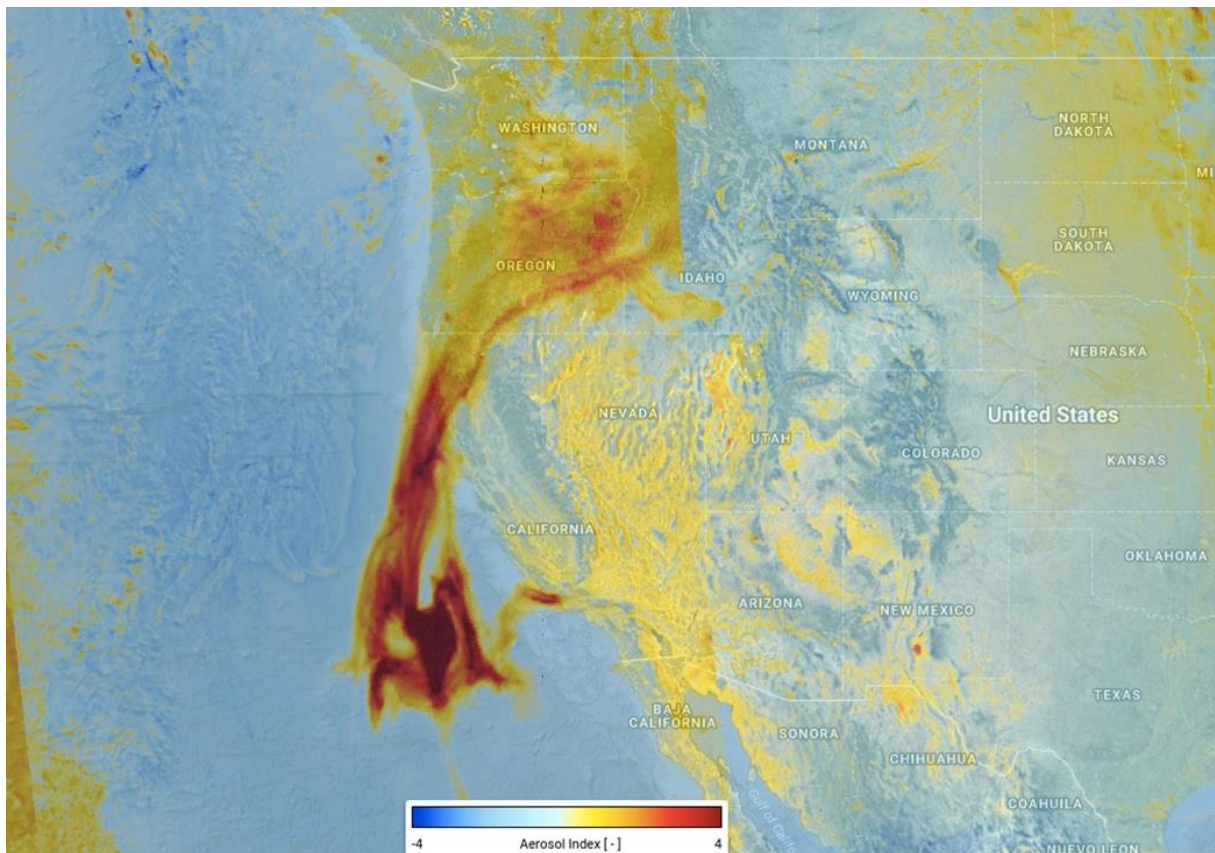


Abbildung 31: Ausbreitung der durch den Waldbrand am 12.12.2017 in Kalifornien erzeugten Aerosole in der Atmosphäre über die Westküste der USA (ESA 2017 e).

Die Ende 2017 vor allem in Kalifornien wütenden Waldbrände konnte Sentinel-5P mit Aufnahmen in bisher nicht erreichter Detailschärfe erfassen und präzise Daten von der stark verschmutzten Atmosphäre liefern. Abbildung 31 zeigt in hoher Auflösung die Aerosolgehalte, welche durch die am 12.12.2017 ausgelösten Waldbrände an der Westküste der USA in die Atmosphäre gelangten. Durch Aufnahmen mit solch hoher räumlicher Auflösung können unter anderem Aussagen zur gesundheitlichen Gefährdung der Bevölkerung getroffen werden. Bisher war dies in so großem Umfang aus dem Weltall noch nicht möglich.

Laut dem kalifornischen Department für Forst und Feuerschutz sind die Ende 2017 erfassten Waldbrände die heftigsten seit Aufzeichnungsbeginn. Daten, wie sie die Sentinel Satelliten liefern,

helfen dabei, die Auswirkungen zu identifizieren und Maßnahmen abzuleiten, wie derartige Naturkatastrophen künftig besser eingedämmt oder gar verhindert werden können. Die Satellitenfernerkundung leistet damit einen wichtigen Beitrag, um aktuelle Herausforderungen wie den Klimawandel und die damit verbundenen Folgen nicht nur zu verstehen sondern auch damit umzugehen.

Literaturverzeichnis

AIRBUS 2014

AIRBUS Defence and Space (2014). TerraSAR-X Image Product Guide. Basic and Enhanced Radar Satellite Imagery. https://www.intelligence-airbusds.com/files/pmedia/public/r459_9_20171004_tsxx-airbusds-ma-0009_tsx-productguide_i2.01.pdf (zuletzt eingesehen am 30.06.2017).

Albertz 1991

Albertz, J. (1991). Grundlagen der Interpretation von Luft- und Satellitenbildern: eine Einführung in die Fernerkundung. Wissenschaftliche Buchgesellschaft, Auflage 1.

Butz et al. 2012

Butz, A., A. Galli, O. Hasekamp, J. Landgraf, P. Tol, I. Aben (2012). TROPOMI aboard Sentinel-5 Precursor: Prospective performance of CH₄ retrievals for aerosol and cirrus loaded atmospheres. Remote Sensing of Environment, 120, 267-276.

DIN 18716/3

DIN 18716/3:199707, Photogrammetrie und Fernerkundung – Teil 3: Begriffe der Fernerkundung.

DLR 2009

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt – DLR (2009). TanDEM-X – Die Erde in drei Dimensionen. http://www.dlr.de/dlr/Portaldata/1/Resources/documents/TanDEM-X_web.pdf (zuletzt eingesehen am 3.06.2017).

DLR 2012

DLR (2012). Synthetic Aperture Radar. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10382/570_read-431/#/gallery/356 (zuletzt eingesehen am 08.06.2017).

DLR 2014

DLR (2014). TanDEM-X und TerraSAR-X im Formationsflug. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10378/566_read-426/#/gallery/345 (zuletzt eingesehen am 08.06.2017).

DLR 2016

DLR (2016). TET-1. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10890/1595_read-17975/#/gallery/23104 (zuletzt eingesehen am 26.07.2017).

DLR 2017

DLR (2015). Lidar. www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-5626/9178_read-17527/ (zuletzt eingesehen am 30.06.2017).

DLR 2017 b

DLR (2017) b. Atmosphärenkorrektur. http://www.dlr.de/eoc/de/desktopdefault.aspx/tabid-5450/10028_read-20715/ (zuletzt eingesehen am 20.07.2017).

DLR 2017 c

DLR 2017 c. Europas Blick auf die Erde. Nationales Forum für Fernerkundung und Copernicus 2017. <http://www.d-copernicus.de/> (zuletzt eingesehen am 12.11.2017).

Drusch et al. 2012

Drusch, M., U. Del Bello, S. Calier, O. Colin, V. Fernandez, F. Gascon, B. Hoersch, C. Isola, P. Laberinti, P. Martimort, A. Meygret, F. Spoto, O. Sy, F. Marchese, P. Bargellini (2012). Sentinel-2: ESA's Optical High-Resolution Mission for GMES Operational Services. Remote Sensing of Environment, 120, 25-36; DOI: 10.1016/j.rse.2011.11.026.

ESA 2010

European Space Agency – ESA (2010). Sentinel-2 – The Operational GMES Optical High Resolution Land Mission. http://esamultimedia.esa.int/docs/S2-Data_Sheet.pdf (zuletzt eingesehen am: 29.06.2017).

ESA 2012

European Space Agency – ESA (2012). Sentinel-2 – ESA's Optical High-Resolution Mission for GMES Operational Services. (ESA SP-1322/2 March 2012). https://sentinel.esa.int/documents/247904/349490/S2_SP-1322_2.pdf (zuletzt eingesehen am 23.11.2017).

ESA 2012 b

ESA (2012). Sentinel-2. <http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2012/02/Sentinel-2> (zuletzt eingesehen am 19.09.2017).

ESA 2013

European Space Agency – ESA (2013). Sentinel-1 – Radar Vision for Copernicus. http://esamultimedia.esa.int/docs/EarthObservation/Sentinel-1_sheet_170321.pdf (zuletzt eingesehen am: 29.06.2017).

ESA 2015

European Space Agency – ESA (2015). Sentinel-2 User Handbook. ESA Standard Document. https://sentinels.copernicus.eu/documents/247904/685211/Sentinel-2_User_Handbook (zuletzt eingesehen am 23.11.2017).

ESA 2017

ESA (2017). Sentinel-1, facts and figures. http://www.esa.int/Our_Activities/Observing_the_Earth/Copernicus/Sentinel-1/Facts_and_figures (zuletzt eingesehen am 08.06.2017).

ESA 2017 b

ESA (2017) b. Sentinel-2 hat die Erde im Blick.

http://www.esa.int/ger/ESA_in_your_country/Germany/Sentinel-2_hat_die_Erdoberflaeche_im_Blick (zuletzt eingesehen am 08.06.2017).

ESA 2017 c

ESA (2017) c. Sentinel-5P.

<http://m.esa.int/spaceinimages/Images/2017/06/Sentinel-5P> (zuletzt eingesehen am 04.04.2018).

ESA 2017 d

ESA (2017) d. Sentinel-5P – Global Air Monitoring for Copernicus.

https://esamultimedia.esa.int/docs/EarthObservation/Sentinel-5p_factsheet_171211.pdf (zuletzt eingesehen am: 04.04.2018).

ESA 2017 e

ESA (2017) e: Tracking Aerosols from California's Wildfires.

https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2017/12/Tracking_aerosols_from_California_s_fires (zuletzt eingesehen am: 18.06.2018).

Hall & Martinec 1985

Hall, D.K., J. Martinec (1985). Remote Sensing of Ice and Snow. Chapman and Hall, 189 S.

Jones & Vaughan 2010

Jones, H.G., R.A. Vaughan (2010). Remote Sensing of Vegetation: Principles, Techniques and Applications. Oxford University Press.

Knipling 1970

Knipling, E.B. (1970). Reflectance of Visible and Near-Infrared Radiation from Vegetation. Remote Sensing of Environment 1, 155-159.

KNMI 2008

KNMI (2008): Report TROPOMI User Workshop.

http://projects.knmi.nl/omi/research/project/meetings/tropomi/workshop2008/TROPOMI_Workshop_Report_Final_Version_22April2008.pdf (zuletzt eingesehen am 04.04.2018).

Löffler 2005

Löffler, E. (2005): Geographie und Fernerkundung.

Kaiser et al. 2009

Kaiser, G., W. Schneider, F. Suppan, M. Vollmann (2009). Methoden der optischen Fernerkundung zur Erfassung von Bedeckungsmustern der Schneedecke als Eingangsdaten für hydrologische Eis- und Schneeschmelzmodelle. Österreichische Wasser- und Abfallwirtschaft – Originalarbeit, S. 25-33.

Krieger et al. 2007

Zink, M., G. Krieger, H. Fiedler, A. Moreira (2007). The TanDEM-X Mission: Overview and Status. IEEE 2007.

Miller & Thode 2006

Miller, J.D., A.E. Thode (2006). Quantifying burn severity in a heterogeneous landscape with a relative version of the delta Normalized Burn Ratio (dNBR). Remote Sensing of Environment, 109, 66-80.

NASA 2012

NASA (2012). Atmospheric transmittance, or opacity, of Earth's atmosphere;
https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Atmospheric_electromagnetic_opacity-de.svg (zuletzt eingesehen am: 14.07.2017).

NASA 2014

NASA (2014). Landsat 8. NASA/Goddard Space Flight Center (per http://svs.gsfc.nasa.gov/vis/a010000/a011400/a011415/index_svs.html) - <https://www.orbital.com/Multimedia/Images/SatelliteSpaceSystems/#science>, Gemeinfrei,
<https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=33234850>, (zuletzt eingesehen am: 30.06.2017).

Richards 2013

Richards, J.A. (2013). Remote Sensing Digital Image Analysis. Springer Verlag Berlin, 5. Auflage.

Richards & Jia 2006

Richards, J.A., X. Jia (2006). Remote Sensing Digital Image Analysis. Springer Verlag, Berlin.

Schanda 1986

Schanda, E. (1986). Physical Fundamentals of Remote Sensing. Springer-Verlag, Berlin.

Sörgel 2006

Sörgel, U. (2006). Stand der Technik und Trends der Radarfernerkundung. IPI Hannover.

USGS (2013)

U.S. Geological Survey (2013). Landsat – A Global Land-Imaging Mission.
<https://pubs.usgs.gov/fs/2012/3072/fs2012-3072.pdf> (zuletzt eingesehen am: 29.06.2017).

Veefkind et al. 2012

Veefkind, J.P., I. Aben, K. McMullan, H. Förster, J. de Vries, G. Otter, J. Claas, H.J. Eskes, J.F. de Hann, Q. Kleipool, M. van Weele, O. Hasekamp, R. Hoogeveen, J. Landgraf, R. Snel, P. Tol, P. Ingmann, R. Voors, B. Kruizinga, R. Vink, H. Visser, P.F. Levelt (2012): TROPOMI on ESA Sentinel-5 Precursor: A GMES mission for global observations of the atmospheric composition for climate, air quality and ozone layer applications. Remote Sensing of Environment, 120, 70-83.

ZAMG 2017

Zentralanstalt für Meteorologie und Geodynamik (ZAMK) (2017). Gletscher heuer extrem stark geschmolzen. URL: <https://www.zamg.ac.at/cms/de/klima/news/gletscher-heuer-extrem-stark-geschmolzen> (zuletzt eingesehen am: 04.04.2018).

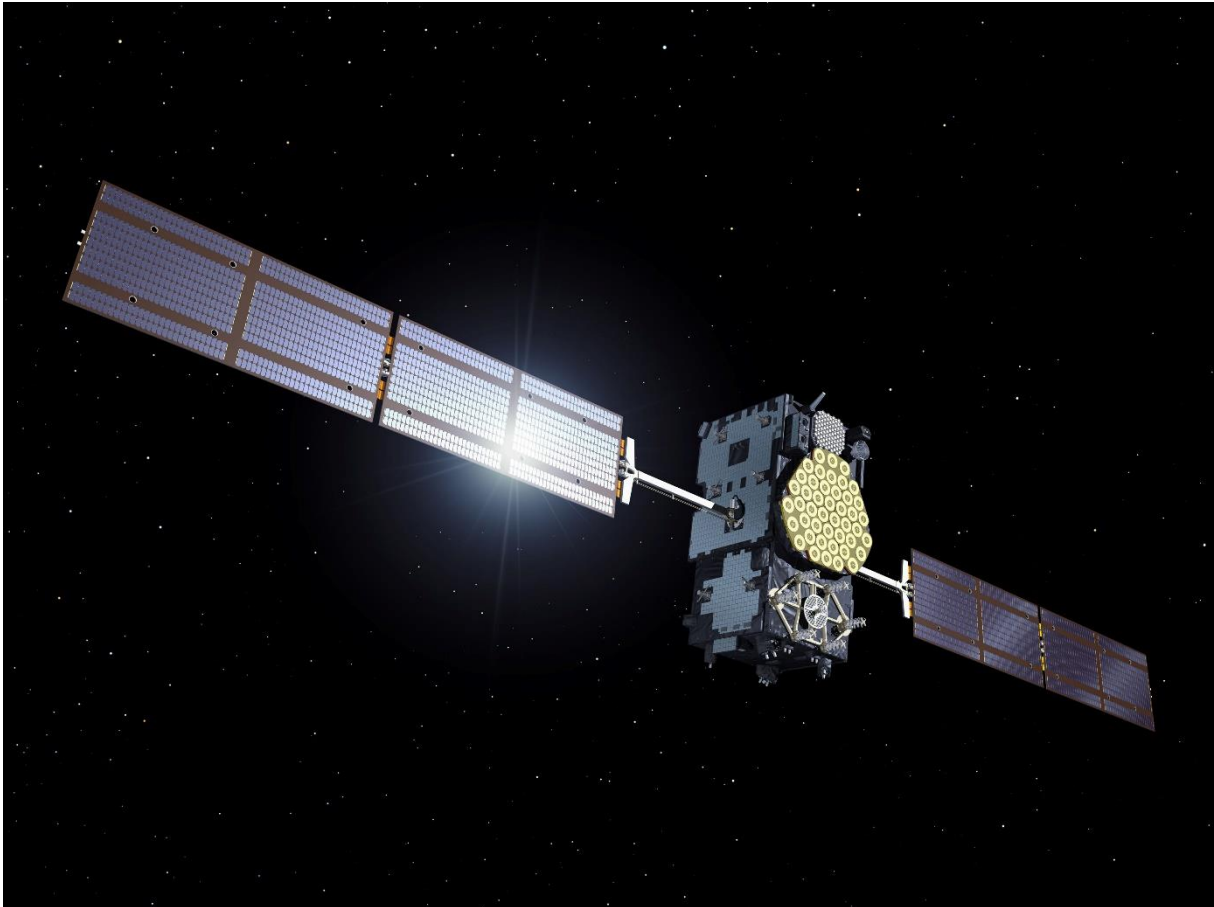
Bildnachweis

Abbildung 24 links: Wikimedia Commons, lizenziert unter CreativeCommons-Lizenz Attribution 2.0. Generic. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Pasterze_1982.jpg (zuletzt eingesehen am: 03.04.2018)

Abbildung 24 rechts: Wikimedia Commons, lizenziert unter CreativeCommons-Lizenz Attribution-Share Alike 3.0. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Pasterze_2012.jpg (zuletzt eingesehen am: 03.04.2018)

Einführung in die Satellitennavigation

Simone Zepp und Tobias Schüttler



Quelle: DLR 2011

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



Inhalt

Inhalt.....	2
Abbildungsverzeichnis.....	3
Tabellenverzeichnis.....	4
Abkürzungsverzeichnis.....	4
1 Satellitennavigation - Galileo.....	6
1.1 Galileo.....	7
1.2 Das Navigationssystem.....	9
1.2.1 Galileo-Raumsegment.....	10
1.2.2 Bodensegment.....	14
1.2.3 Nutzersegment.....	16
1.3 Anatomie eines Navigations Satelliten.....	17
2 Funktionsprinzip der Satellitennavigation.....	18
2.1 Grundprinzip der Satellitenortung.....	19
2.2 Positionsbestimmung durch Laufzeitmessung.....	21
2.3 Fehlerquellen.....	23
2.3.1 Fehler bei Angabe der Satellitenposition.....	23
2.3.2 Atmosphärenbedingte Fehler.....	24
2.3.3 Uhrenungenauigkeiten der Satelliten.....	25
2.3.4 Einfluss der Satellitengeometrie.....	25
2.3.5 Fehler durch Mehrwegeeffekte.....	26
3 Technische Umsetzung.....	27
3.1 Codierte Signalübertragung.....	27
3.2 Die Atomuhren der Galileo-Satelliten.....	29
4 Weitere Navigationssysteme.....	30
4.1 NAVSTAR GPS.....	31
4.2 GLONASS.....	33
4.3 BEIDOU.....	33
5 Anwendungen.....	34
5.1 Anwendungen im Straßenverkehr.....	34
5.2 Anwendungen in der zivilen Luftfahrt.....	35
5.3 Ghosthunter.....	37
5.4 Precision Farming.....	38
5.5 Galileo Online: Go!.....	39

5.6 Weitere Anwendungen	39
Literaturverzeichnis	40
Bildnachweis.....	42

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: frühe Meilensteine der Navigation.....	6
Abbildung 2: internationale Meilensteine der modernen Navigation.....	7
Abbildung 3: Galileo.	7
Abbildung 4: Überblick über die einzelnen Teilelemente des Satellitennavigationssystems Galileo. Während das Spacesegment für den Bau und den Transport der Satelliten in die Erdumlaufbahn verantwortlich ist, ermöglicht die permanente Überwachung des Groundsegments durch das dichte Netz an Bodenstationen den Erhalt des Systems. Dem Nutzer stehen so weltweit exakte qualitativ hochwertige Signale zur Positionierung zur Verfügung.	9
Abbildung 5: Konstellation der 30 Galileo-Satelliten auf drei Bahnebenen (ESA 2007).	10
Abbildung 6: Starts und Namen der bisher 28 gestarteten Galileo-Satelliten der Testsatelliten, der IOV- und der FOC-Phase. Jeder Satellit wird nach einem Kind benannt, welches als Landesgewinner aus einem Malwettbewerb der Europäischen Kommission ermittelt wurde.	11
Abbildung 7: geplante (weiße Kreise) und tatsächliche Position der Galileo-Satelliten Doresa und Milena nach dem Start 2014 (verändert nach Schmidt 2018).	12
Abbildung 8: Paarweiser Transport der Galileo-FOC Satelliten mittels einer Sojus-Rakete (links). Seit dem sechsten Start der FOC-Phase erfolgt der Transport mit einer Ariane 5 SE VA233 von je vier Satelliten (Mitte, rechts) (links: ESA 2015, Mitte ESA 2017 b, rechts: ESA 2017 c).	12
Abbildung 9: Transfer der Galileo-Satelliten im Orbit nach dem Start mit einer Ariane Rakete (ESA 2016 b).....	13
Abbildung 10: Galileo Satelliten der drei bisherigen Phasen: Testphase (GIOVE-A und GIOVE-B, links), IOV (Mitte) und FOC (rechts) (links: ESA 2005, Mitte: ESA 2011, rechts: ESA 2014).	14
Abbildung 11: Verteilung der bereits bestehenden Infrastruktur des Galileo Bodensegments: Galileo Kontrollzentren (GCC), die Galileo Sensor Stationen (GSS), die Uplink-Stationen (ULS) und die Telemetry, Tracking & Commanding Stations (verändert nach Bartholomé et al. 2015; Natural Earth Data 2018).	15
Abbildung 12: Anatomie eines Navigationssatelliten mit den Subsystemen 1) L-Band-Antenne; 2) Such- und Rettungsantenne; 3) C-Band-Antenne; 4) S-Band-Antenne; 5) Infrarot-Erdsensor; 6) Sonnensensor; 7) Laser-Reflektor; 8) Weltraum-Radiatoren (verändert nach ESA 2011).	17
Abbildung 13: Prinzip der Satellitenortung in einer Ebene. Bei bekanntem Abstand von drei Satelliten ergibt sich der Standpunkt des Empfängers aus dem eindeutigen Schnittpunkt der Positionskreise der drei Satelliten.	19
Abbildung 14: Prinzip der Satellitenortung im dreidimensionalen Raum. Analog zur Ortung in einer Ebene ergibt sich die gesuchte Position des Empfängers bei bekanntem Abstand von vier Satelliten aus dem Schnittpunkt der Kugelflächen der vier Satelliten.	20
Abbildung 15: Schematische Darstellung der Satellitenortung. Das Navigationssignal enthält die Bahndaten des Satelliten sowie ein Zeitsignal.	21
Abbildung 17: Stark überzeichnete, schematische Darstellung der Abweichung der durch das Geoid beeinflussten tatsächlichen Umlaufbahn und der idealen gleichmäßigen Ellipsenbahn.	23

Abbildung 18: Einfluss der Atmosphäre auf das Navigationssignal. Vor allem die Ionosphäre bricht die elektromagnetischen Wellen, was zu einer Veränderung des Weges und so zu Genauigkeitsfehlern bei der Positionierung führen kann.....	24
Abbildung 19: Einfluss der Satellitengeometrie auf die Positionsgenauigkeit des Empfängers. Während durch eine ungünstige Satellitengeometrie (links) die Positionsbestimmung ungenau erfolgen kann, ermöglicht eine günstige Geometrie eine wesentlich genauere Positionsbestimmung.	25
Abbildung 20: Schematische Darstellung unterschiedlicher Satellitenkonstellationen. Bei einer schlechten Satellitenkonstellation (vgl. links) sind die für die Positionierung genutzten Satelliten eng im Orbit aneinander. Im Falle einer guten Konstellation sind die genutzten Satelliten in großem Abstand verteilt.	26
Abbildung 21: Schematische Darstellung des sogenannten Mehrwegeeffektes. Vor allem in Großstädten kann das Satellitensignal durch Gebäudefassaden reflektiert werden, sodass es länger braucht um beim Empfänger anzukommen. Demnach wird die Positionsbestimmung negativ beeinflusst.	27
Abbildung 22: Frequenzen der Satellitennavigationssysteme Galileo, GPS und GLONASS. Für Galileo sind zudem die Frequenzen der verschiedenen Dienste angegeben.....	28
Abbildung 22: Gegenüberstellung der Frequenzspektren der GNSS-Systeme Galileo und GPS. Die Überlappungen einzelner Signale sind deutlich zu erkennen.	29
Abbildung 23: Passive Wasserstoff Maser Atomuhr eines Galileo-Satelliten. Die Atomuhr nutzt als Zeitbasis keine schwingende Masse, sondern die Übergänge von Atomen zwischen verschiedenen Energieniveaus.	30
Abbildung 25: GPS-Satellit der aktuellsten Block III Baureihe (NASA 2017).	32
Abbildung 26: schematische Darstellung eines Zielführungssystems im Straßenverkehr.....	35
Abbildung 27: Ein durch DGPS unterstützter Landeanflug mittels am Flughafen stationierter Referenzstationen, welche Integritätsinformationen an das anfliegende Flugzeug übermitteln.	37
Abbildung 28: Precision Farming als Schnittstelle zwischen den beiden angewandten Weltraumdisziplinen Fernerkundung und Satellitennavigation. Mittels Fernerkundungsdaten werden die Zustände von landwirtschaftlichen Beständen analysiert und den Landwirten unter anderem Applikationskarten zur Düngerausbringung bereitgestellt. Diese Applikationskarten können mit Hilfe von moderner Navigationstechnik präzise auf dem Feld ausgebracht werden.	38

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Signalkanäle und Trägerfrequenzen der Satellitennavigationssysteme Galileo, GPS und GLONASS.	28
Tabelle 2: Überblick über die wichtigsten internationalen zivilen und militärischen Satellitennavigationssysteme.	30
Tabelle 3: Anforderungen an Genauigkeit und Integrität bei verschiedenen Flugzuständen.	36

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
BOC	Binary Offset Carrier
CDMA	Code Division Multiple Access

CNSA	China National Space Administration
CS	Kommerzieller Dienst
DGPS	Differentielles Globales Positionierungssystem
EADS	European Aeronautic Defence and Space
ELS	Ensemble de Lancement Soyouz
EMU	Environmental Monitoring Unit
ESA	European Space Agency
EU	Europäische Union
FDMA	Frequency Division Multiple Access
FOC	Full Operational Capability
GCC	Galileo Control Center - Galileo Kontrollzentrum
GCS	Ground Control Segment
GDOP	Geometric Dilution of Precision
GLONASS	Globalnaja nawigazionnaja sputnikowaja sistema
GMS	Galileo Mission Control Segment
GNSS	global navigation satellite system
GPS	Global Positioning System
GSS	Galileo Sensor Stationen
GST	Galileo Systemzeit
IOV	In-Orbit Validation
LEO	Low Earth Orbit
MEO	Medium Earth Orbit
MSC	Master Control Station
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NAVSTAR GPS	Navigation Satellite Timing and Ranging Global Positioning System
NDVI	Normalized Navigation Index
OHB	Orbitale Hochtechnologie Bremen – System AG
OS	Offener Dienst
PPS	Precise Positioning Service
PRS	Öffentlich regulierter Dienst
RNP	Required Navigation Performance
SAR	Such und Rettungsdienst
SKZ	Systemkontrollzentrum
SOL	Sicherheitskritischer Dienst
SPS	Standard Positioning Service
TT&C	Telemetry Tracking & Commanding Station
ULS	Uplink Station
UTC	universal time coordinated
VHV	Very High Frequency

Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

1 Satellitennavigation - Galileo

Ein erster Meilenstein der Navigation geht zurück auf das Jahr 1119 n. Chr. Der chinesische Schreiber Zhu Yu erwähnt hier erstmals den Einsatz eines Kompasses zur nautischen Navigation. Mehr als drei Jahrhunderte später wird der Quadrant, welcher 1460 als Vorläufer des späteren Sextanten entwickelt wurde, erstmals in der Seefahrt zur genaueren Bestimmung des Breitengrades verwendet. 1610 entdeckte Galileo Galilei die vier Jupitermonde und erkennt, dass ihre Bewegung sie zu einer Art Uhr machen, welche global zu erkennen ist. Die Monde können fortan zur genaueren Bestimmung der geographischen Länge beobachtet werden. John Harrison löst 1773 die Problematik der Messung der Längengrade auf See: Durch das Schiffschronometer erreicht die Genauigkeit der Navigation eine neue Ebene. 1817 konstruiert Johann von Bohnenberger das erste Gyroskop. Seit 1908 letztlich werden die ersten Kreiselkompass auf See eingesetzt. Stahlschiffe verringerten bisher noch die Genauigkeit der Magnetkompass.



Abbildung 1: frühe Meilensteine der Navigation.

Die Entwicklung von Funknavigationssystemen für Luftangriffe während des zweiten Weltkriegs begann in den 1940-er Jahren. Nur etwa rund 15 Jahre später begann mit dem Start der ersten Satelliten Sputnik die Weltraumforschung, welche letztlich die Navigation revolutionierte. Sputnik kann als wichtiges Teilelement in der satellitengestützten Ortung und Navigation angesehen werden, obwohl er eher als eine Art Technologieerprobungsträger gestartet wurde. Die Analyse der von Sputnik gesendeten Signale zeigte, dass deren Dopplerverschiebung zur Bestimmung der Satellitenposition genutzt werden konnte. Durch die bekannten Positionen von drei Bodenstationen war es möglich, die Koordinaten der unbekannt Satellitenposition zu triangulieren. Im Umkehrschluss vermutete man, dass auch mittels drei Satelliten mit bekannten Bahndaten eine unbekannte Bodenposition auf der Erde bestimmt werden konnte. Diese Überlegungen sollten durch das US-amerikanische System Transit evaluiert werden. 1960 startete der erste einer Vielzahl von Satelliten des Systems Transit, welche mittels Dopplerverschiebung eine Ortung ermöglichten und damit die erste Generation „echter“ Navigationssatelliten darstellten.

1978 erfolgte ein weiterer bedeutender Meilenstein der Navigationshistorie. Am 22.02.1978 wurde der erste GPS-Satellit (**Global Positioning Service**), Navstar 1 gestartet. Bis 1993 erreichte GPS mit 24 Satelliten volle Einsatzbereitschaft. 2005 begann mit dem Start des europäischen Satelliten GIOVE-A der Aufbau des ersten rein zivilen Satellitennavigationssystems. Der Satellit sollte zum einen die Funkfrequenzen für die zukünftige Mission Galileo sichern, zum anderen das neu für Galileo entwickelte Verfahren der Nachrichtenkodierung testen. Drei Jahre später erfolgte der Start des Satelliten GIOVE-B, welcher die bisher präziseste Atomuhr (passiver Wasserstoffmaser und Rubidium) eines Satelliten an Bord hatte.



Abbildung 2: internationale Meilensteine der modernen Navigation.

Das Grundprinzip der Satellitenortung ist denkbar einfach, die technische Realisierung jedoch hoch komplex. Es werden wie bei der Ortung von Sputnik die Entfernungen zu Punkten mit bekannten Koordinaten, den Satelliten, gemessen, um so Rückschlüsse auf die eigene Position ziehen zu können. Diese Entfernungsbestimmung wird durch die Messung von Signallaufzeiten realisiert. Um eine eindeutige Ortung im dreidimensionalen Raum zu ermöglichen, müssen Signale von mindestens vier Satelliten empfangen werden.

Mittlerweile existieren mit dem amerikanischen GPS und dem russischen GLONASS zwei voll funktionsfähige Satellitennavigationssysteme, welche zur Ortung genutzt werden können. Das nicht nur für Europa zunehmend an Bedeutung gewinnende, nach Galileo Galilei benannte, Galileo-System befindet sich derzeit im Aufbau. Aktuell (2019) sind davon 26 Satelliten im All. Ende 2016 ist Galileo mit ersten Diensten in Betrieb genommen worden und steht nun weltweit zur Verfügung.

1.1 Galileo

Galileo Galilei (1564-1642) ist der Namensgeber des europäischen Satellitennavigationssystems Galileo. Der italienische Astronom entdeckte unter anderem mit einem Teleskop die vier größten Jupitermonde. Seine Entdeckung erwies sich für die damals bereits entwickelte Navigation als sehr wertvoll. Die Orbitalbewegungen der Monde konnten weltweit als sichtbare Himmelsuhr zur Orientierung hauptsächlich auf See genutzt werden – allerdings mit aus heutiger Sicht sehr geringer Genauigkeit.

Auch für die Satellitenortung ist die Präzision der Zeitmessung von entscheidender Bedeutung. Die ersten Entwicklungen des europäischen Satellitennavigationssystems gehen zurück in die frühen 1990er Jahre. Im Dezember 1994 rief die europäische Kommission ihre Mitgliedstaaten auf, bei der Realisierung eines unabhängigen europäischen Satellitennavigationssystems mitzuwirken. Die fünf damals vorgegebenen Leitlinien treffen noch heute auf das System zu.



Abbildung 3: Galileo.

1. Die Ortungssignale sollen weltweit für alle Verkehrsarten (Land, Wasser, Luft, Raumfahrt) zur Verfügung stehen.

2. Das geplante System soll kompatibel zu dem US-amerikanischen GPS sein.
3. Zeitgleich muss der Betrieb unabhängig zur USA erfolgen.
4. Im Gegensatz zu den militärischen Systemen GPS und GLONASS (Russland) soll Galileo ein zivil betriebenes System sein.
5. Die Kosten sollen zwischen der Öffentlichkeit und der Privatwirtschaft aufgeteilt werden.

In seinem derzeitigen Missionsstadium sind an Galileo neben den EU-Staaten auch Indien, China, Israel, Marokko, Saudi-Arabien, die Schweiz, Norwegen, Südkorea und die Ukraine beteiligt. Weitere Staaten verhandeln über eine Teilnahme.

Vor allem die Tatsache, dass Galileo im Vergleich zum US-amerikanischen System GPS unter ziviler Kontrolle steht und dass derart viele Nationen an der Entwicklung beteiligt sind, bedingt viele Institutionen und Einrichtungen, die bei der Konzeptionierung und dem Aufbau des Systems Mitspracherecht fordern. Da das Projekt von Anfang an als Gemeinschaftsaufgabe vorgesehen war, müssen viele Einrichtungen aller beteiligten Länder an den zahlreichen Entscheidungen, welche ein System dieser Dimension erfordert, beteiligt werden. Es ist daher zwingend nötig, dass alle Parteien kompromissbereit sind.

Zwar galt Galileo seit 1994 als Entwicklungsprojekt mit hoher Priorität, dennoch einigte man sich erst am 26.05.2003 auf die Finanzierung des Systems. Die damals geschätzten Entwicklungskosten von 1,1 Milliarden Euro sollten zu gleichen Teilen von der ESA (*European Space Agency*) und der EU (Europäische Union) getragen werden. Die ESA-Mitglieder Deutschland, Italien, Frankreich und Großbritannien sollten für 70% der Kosten, Spanien für 10% und die übrigen ESA-Mitgliedstaaten für die restlichen 20% der Kosten aufkommen.

Das ursprünglich definierte Ziel, das System bis 2008 in einer so genannten Public-Private-Partnership also finanziert aus öffentlichen und privatwirtschaftlichen Mitteln, auszubauen, konnte durch zu hohe Kosten und Risiken für Investoren nicht realisiert werden. Im Jahr 2013 beschloss daher das Europäische Parlament die Finanzierung von Galileo bis ins Jahr 2020 zu gewährleisten.

Laut dem EU-Parlament werden sich die Kosten für die Entwicklung und Realisierung des Satellitennavigationsprojektes zwischen 2014 und 2020 auf etwa sieben Milliarden Euro belaufen. Bis 2020 werden die Gesamtkosten für Galileo auf bis zu 20 Milliarden Euro geschätzt. Allerdings muss zu den hohen Kosten erwähnt werden, dass über 30 Nationen an der Entwicklung von Galileo beteiligt sind. Zudem kommen die investierten Mittel der europäischen Wirtschaft zu Gute und vor allem werden diese durch nötige hochtechnologische Entwicklungen einen wirtschaftlichen und wissenschaftlich-technischen Mehrwert induzieren.

Neben den 1994 festgesetzten Leitlinien, wurden 1999 von der ESA in Hinblick auf die Erwartungen potentieller Nutzer weitere sogenannte „allgemeine technische Forderungen“ definiert, welche auch die angestrebte Genauigkeit der Entfernung- und Positionsinformationen sowie Uhrzeitangaben enthalten. Unter der Verwendung einer Frequenz sollte die Genauigkeit in der Horizontalen mit einer Wahrscheinlichkeit von 95% von ± 15 m und in der Vertikalen von ± 35 m erreicht werden. Im Falle der Verwendung von zwei Frequenzen, sollen sich diese Werte auf ± 4 m horizontal und $\pm 7,7$ m vertikal verbessern. Auch die Zeit sollte mit 95% eine maximale Abweichung von ± 30 ns haben. Der Systemverfügbarkeit von 99,7% bedingt kann die Übertragung als quasi sicher angenommen werden. Eine weitere Besonderheit von Galileo stellt die Tatsache dar, dass unter Verwendung von zwei Frequenzen bei einer Abweichung von mehr als 12 m horizontal und 20 m vertikal innerhalb sechs

Sekunden ein Alarm ausgelöst wird und so die Integrität des Systems gewährleistet bleibt. Aktuelle Pläne sehen jedoch noch höhere Genauigkeiten in der Ortung mit Abweichungen von nur etwa 30 cm vor.

1.2 Das Navigationssystem

Galileo ist, ähnlich wie andere Raumfahrtmissionen, in drei Segmente unterteilt (vgl. Abbildung 4), um die Kompetenzen möglichst optimal aufzuteilen und die hohe Komplexität des Gesamtsystems zu gewährleisten. Das Raumsegment ist für die Konzipierung der Satelliten, bzw. für das Trägermodul und der eigentlichen Navigationsnutzlast, für den Start der Satelliten und die Positionierung im All verantwortlich. Das Bodensegment übernimmt den Kontakt im operationellen Betrieb sowie die Überwachung des Systems im All. Dem Nutzersegment schließlich dienen die von den Satelliten gesendeten Signale zur Positionsbestimmung. Die Segmente sind zwar inhaltlich getrennt müssen allerdings in stetem Austausch arbeiten um die einzelnen Anforderungen des Gesamtsystems bereitstellen zu können.

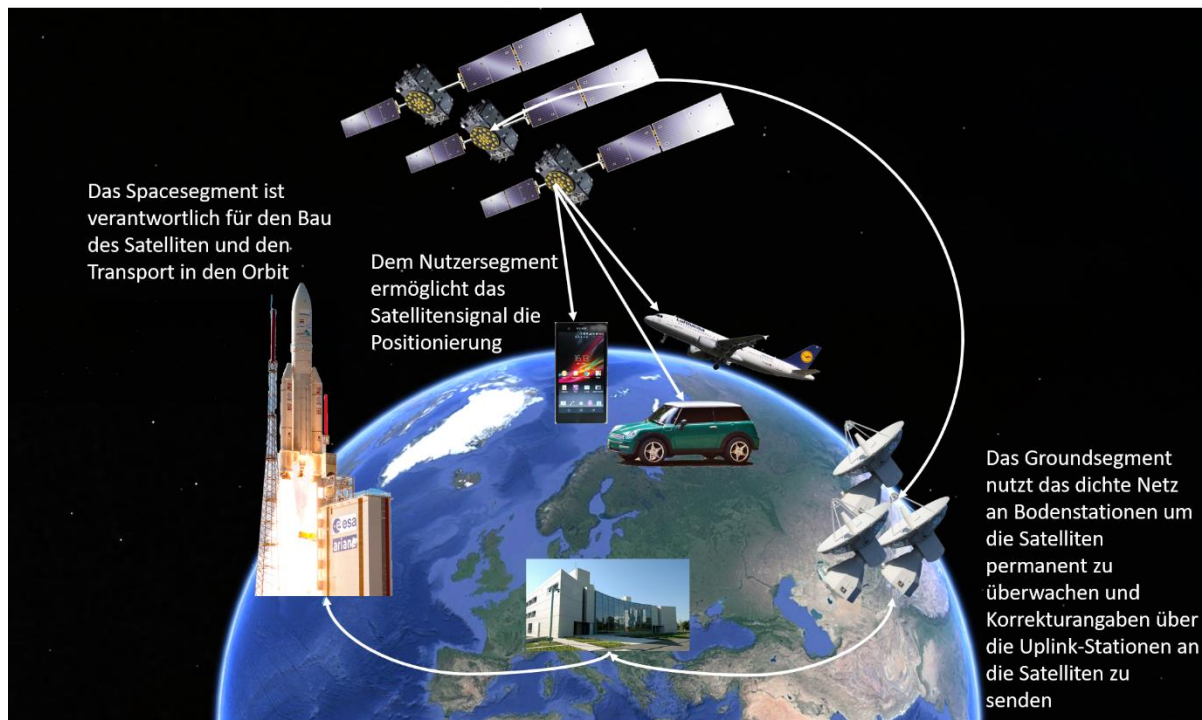


Abbildung 4: Überblick über die einzelnen Teilelemente des Satellitennavigationssystems Galileo. Während das Spacesegment für den Bau und den Transport der Satelliten in die Erdumlaufbahn verantwortlich ist, ermöglicht die permanente Überwachung des Groundsegments durch das dichte Netz an Bodenstationen den Erhalt des Systems. Dem Nutzer stehen so weltweit exakte qualitativ hochwertige Signale zur Positionierung zur Verfügung.

Die bisherige Laufzeit von Galileo kann in drei Phasen untergliedert werden:

- erste Testphase mit den beiden Erprobungssatelliten GIOVE-A und GIOVE-B,
- die *In-Orbit Validation* Phase (IOV) und
- die *Full Operational Capability* Phase (FOC).

Während der ersten Testphase mit den Probesatelliten GIOVE-A und GIOVE-B wurden hauptsächlich systematische Experimente zur Verwendung von Rubidium- und Wasserstoff Maser Uhren sowie zum speziellen Galileo-Signal erfolgreich durchgeführt. Den Satelliten kamen dabei noch keine echten

Navigationsaufgaben zu. Hauptziel der sich anschließenden IOV-Phase war, die Validierung der Galileo-Services basierend auf einer Konstellation mit nur vier Satelliten und einem wenig umfangreichen Netz an Bodenstationen. An die erfolgreiche Testphase schließt sich die bis heute andauernde FOC Phase an. Ziel ist es hier die Konstellation aus 30 Satelliten zu vervollständigen und eine volle operationelle Funktionsfähigkeit zu erreichen.

Die Aufgaben der drei Segmente unterscheiden sich in den einzelnen Phasen nur wenig. Bereits in einem frühen Stadium einer Satellitenmission ist ein Kommunikationsaustausch zwischen Wissenschaft und Anwendung für eine erfolgreiche Mission zwingend notwendig. Im Folgenden werden die drei Segmente von Galileo näher erläutert.

1.2.1 Galileo-Raumsegment

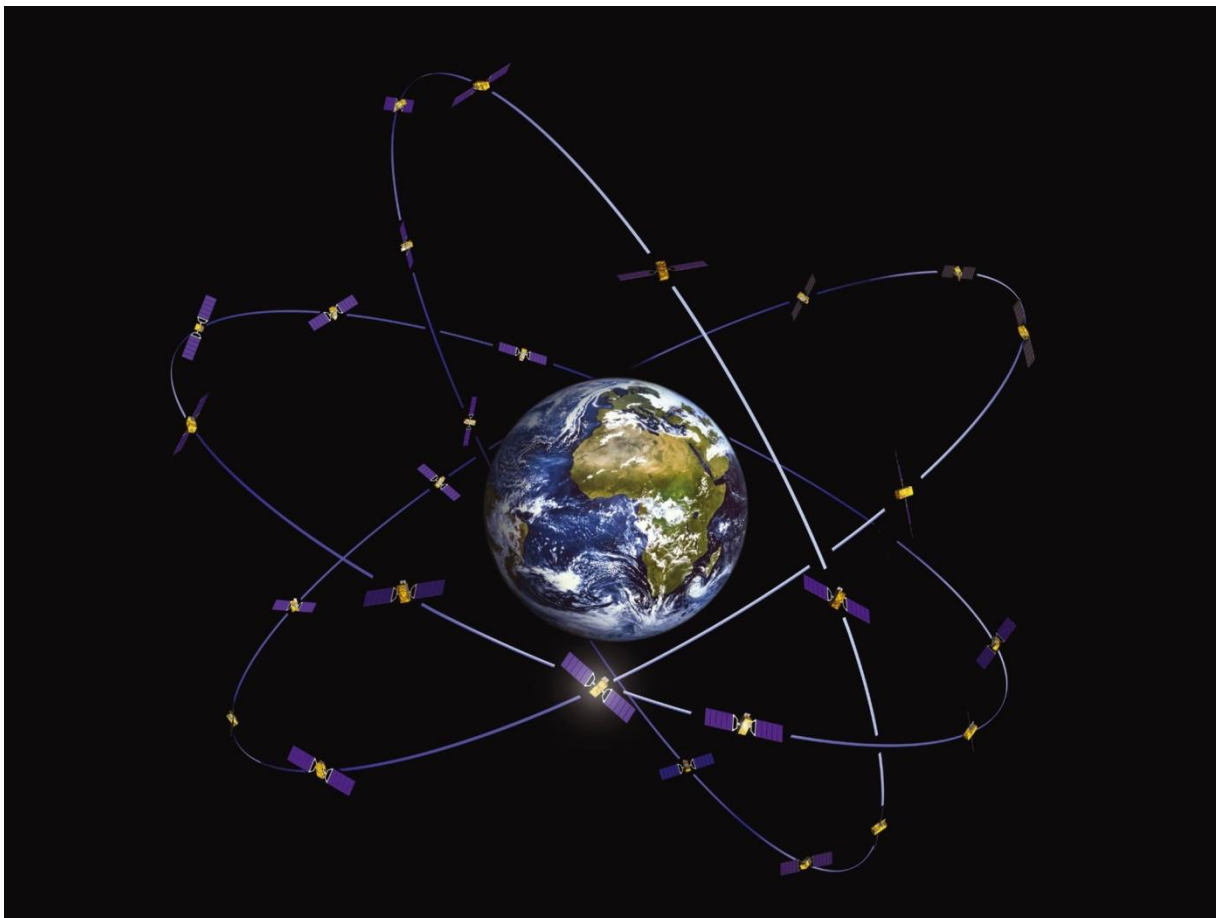


Abbildung 5: Konstellation der 30 Galileo-Satelliten auf drei Bahnebenen (ESA 2007).

Das vollständige Navigationssystem Galileo soll 30 Satelliten umfassen (27 operationelle + 3 Reserve). Die 30 Satelliten werden in einer sogenannten Walker-Konstellation in drei unterschiedlichen um 120° gegeneinander verschobenen Bahnebenen mit einer mittleren Bahnhöhe von 23.222 km um die Erde kreisen (vgl. Abbildung 5). Dieser Orbitbereich, in dem sich insbesondere Navigationssatelliten befinden, wird als MEO (**M**edium **E**arth **O**rbital) bezeichnet. Der sich näher an der Erdoberfläche befindenden sogenannten LEO (**L**ow **E**arth **O**rbital – bis 1.000 km Bahnhöhe) wird vor allem von Fernerkundungssatelliten genutzt, im noch weiter entfernten geostationären Orbit (GEO, ca. 36.000 km Bahnhöhe) findet man in erster Linie Kommunikationssatelliten. Bei einer Gesamtzahl von 27 operationell aktiven Galileo-Satelliten sind neun Satelliten (plus ein Reservesatellit) pro Umlaufbahn in gleichem Abstand zueinander verteilt. Der Neigungswinkel der Bahnen (Inklination) beträgt rund

56° zur Äquatorialebene. Die gewählten Bahnparameter bedingen eine Umlaufzeit von 14 Stunden und gewährleisten eine weltweit dichte Abdeckung mit sechs bis acht sichtbaren Satelliten.

Die meisten europäischen Raketenstarts erfolgen vom internationalen Weltraumbahnhof Kourou in Französisch-Guyana. Dieser Standort weist eine Vielzahl an positiven Standortkriterien auf. Raketenstartplätze sollten möglichst nah am Äquator liegen, da so durch die Erdrotation bereits eine höhere Grundgeschwindigkeit vorhanden ist, als bei einer Rakete welche in höheren geographischen Breiten startet. Kourou ist nur knapp 600 km vom Äquator entfernt. Zudem ist der Standort als ehemalige französische Kolonie europäisches Staatsgebiet und liegt in Küstennähe. Die in östlicher Richtung stattfindenden Starts erfolgen über den Atlantik und gefährden so keine Menschen. Darüber hinaus befindet sich der Standort in einem geologisch und meteorologisch ruhigen Gebiet, sodass weder Unwetter noch Erdbeben die Starts beeinflussen.



Abbildung 6: Starts und Namen der bisher 28 gestarteten Galileo-Satelliten der Testsatelliten, der IOV- und der FOC-Phase. Jeder Satellit wird nach einem Kind benannt, welches als Landesgewinner aus einem Malwettbewerb der Europäischen Kommission ermittelt wurde.

Mit dem Start, der nun ersten von der OHB (Orbitale Hochtechnologie Bremen – System AG) gebauten FOC-Satelliten am 22.08.2014 wurde der erfolgreiche IOV-Abschnitt durch die FOC-Phase abgelöst. Allerdings stellte sich nach einem erfolversprechenden Start von Kourou nach kurzer Zeit heraus, dass die Sojus-Rakete die Satelliten mit den Namen Doresa und Milena in einen falschen Orbit eingeschossen hatte. Anstatt der geplanten kreisförmigen Umlaufbahn in etwa 23.000 km Höhe, befanden sich die Satelliten nach dem Aussetzen der Raketenoberstufe in einem deutlich zu niedrigen, stark elliptischen Orbit (vgl. Abbildung 7 grüne Kreise). Die Satelliten sind allerdings trotz des nicht vorhergesehenen Orbits mittlerweile in Betrieb und ein Teil des Gesamtsystems.

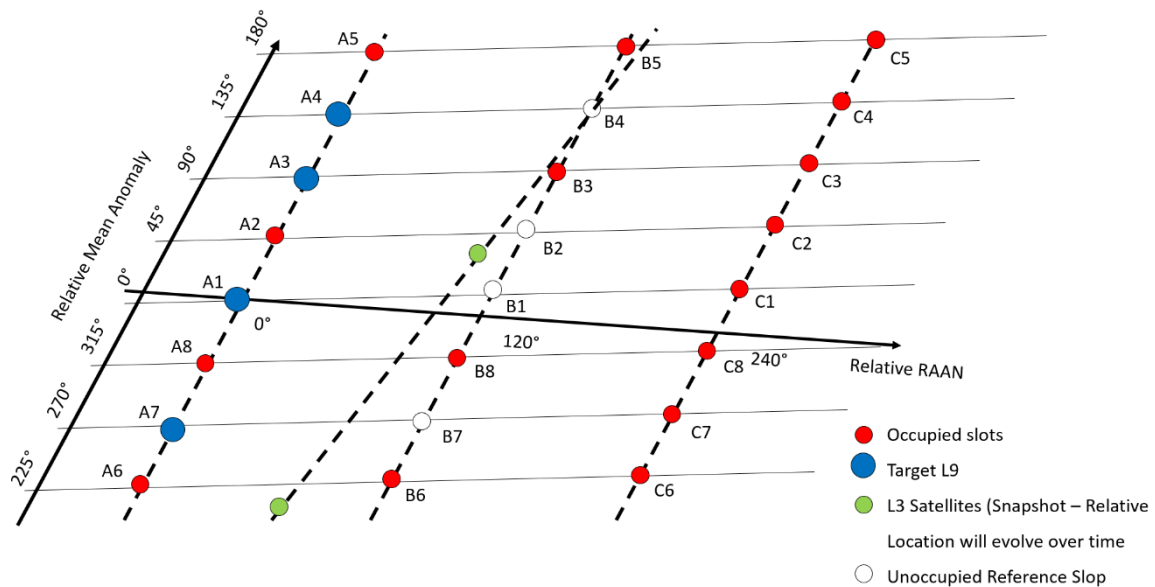


Abbildung 7: geplante (weiße Kreise) und tatsächliche Position der Galileo-Satelliten Doresa und Milena nach dem Start 2014 (verändert nach Schmidt 2018).

Die Satelliten 5 & 6 waren die beiden ersten von insgesamt 22 bei OHB für 800 Millionen Euro bestellten Galileo-FOC Satelliten. Sie haben eine Startmasse von 733 kg und eine geplante Lebensdauer von 12 Jahren. Nach den erfolgreichen Starts am 27.03.2015, 11.09.2015, 17.12.2015 und 24.05.2016 mittels einer von Kourou gestarteten Sojus-Rakete, erfolgte für die beiden letzten Starts eine Umstrukturierung des Transports ins All (vgl. Abbildung 8 Mitte und rechts). Der Transport ins All von nun vier Satelliten gleichzeitig ist durch die speziell weiterentwickelte, leistungsstärkere Ariane 5 ES VA233 möglich. Die knapp 60 m lange und 800 Tonnen schwere Rakete transportierte mit den Starts am 17.11.2016, 12.12.2017 und 25.07.2018 die Satelliten 15-18, 19-22 und 23-26 erneut vom Weltraumbahnhof in Kourou aus ins All. Bei den Starts wurden die Satelliten nacheinander, das erste Paar ca. 3,5 Stunden nach dem Start und das zweite ca. 20 Minuten später, von der Aussetzvorrichtung der Oberstufe des Ariane-Trägers in die Umlaufbahnen ausgesetzt (vgl. Abbildung 9).



Abbildung 8: Paarweiser Transport der Galileo-FOC Satelliten mittels einer Sojus-Rakete (links). Seit dem sechsten Start der FOC-Phase erfolgt der Transport mit einer Ariane 5 SE VA233 von je vier Satelliten (Mitte, rechts) (links: ESA 2015, Mitte ESA 2017 b, rechts: ESA 2017 c).

Nach jedem Start und der Platzierung in den Orbits durch die Aussetzvorrichtung der Oberstufe der Trägerrakete müssen die Satelliten in ihre endgültige Einsatzumlaufbahn manövriert werden. Abbildung 9 zeigt den typischen Transport der Nutzlast vom Start bis zur Positionierung im Orbit. Mittels einer Transfer-Ellipse gelangt der Satellit in den vorgesehenen Orbit. Dieser energetisch günstige Übergang zwischen zwei Bahnen wird Hohmann-Transfer genannt. Nach der finalen Positionierung werden die Solarpanels entfaltet, um so die Stromversorgung des Satelliten zu gewährleisten.

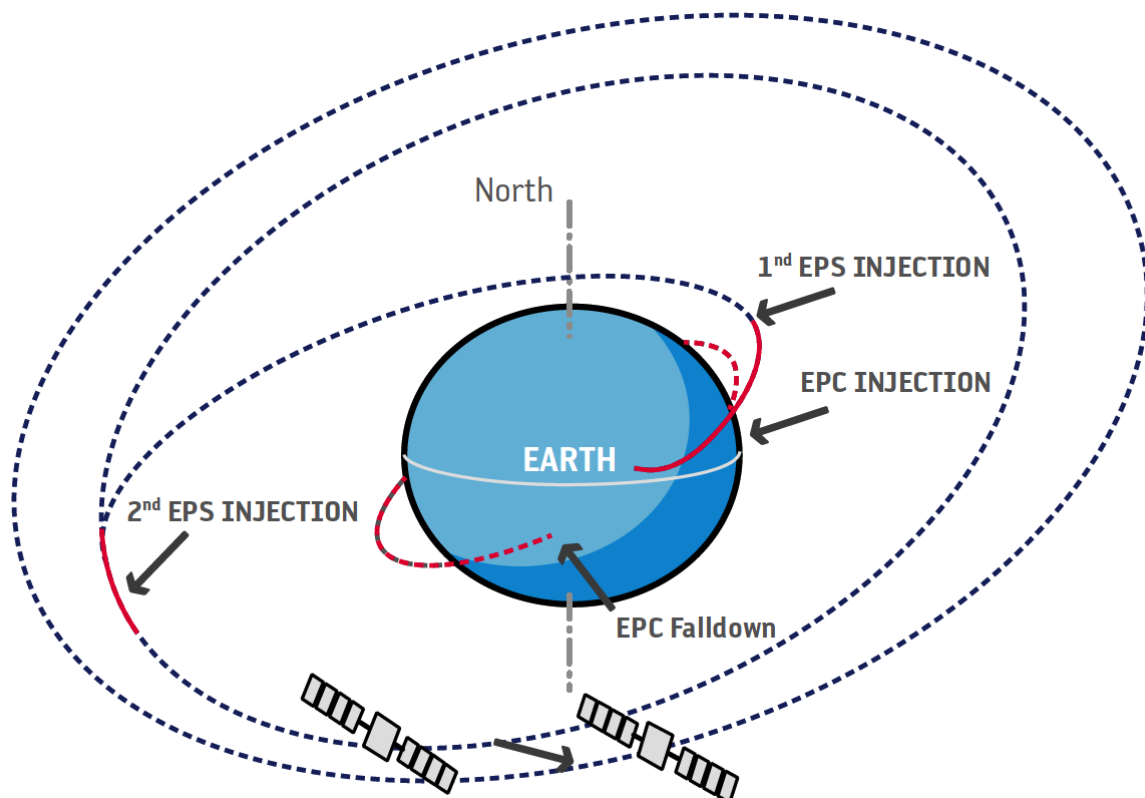


Abbildung 9: Transfer der Galileo-Satelliten im Orbit nach dem Start mit einer Ariane Rakete (ESA 2016 b).

In einer etwa sechs monatigen von der Agentur für das europäische Navigationssystem durchgeführten Testphase werden die neuen Satelliten auf volle Funktionsfähigkeit überprüft und in das Netz der bereits im Einsatz befindlichen Galileo-Satelliten integriert. Bis Anfang 2019 wurden alle Galileo-FOC Satelliten in das System übergeben. Das System soll durch weitere Starts zeitnah auf 30 Satelliten im All ausgebaut und komplementiert werden.

Jeder Galileo-Satellit besteht aus zwei Hauptbestandteilen: Der Plattform und der Nutzlast, welche weiter in einzelne Module aufgeteilt sind. Die Satelliten der Phasen IOV und FOC sind bis auf wenige Unterschiede vor allem in Funktionalität, Energiebilanz und Performance baugleich (vgl. Abbildung 10 Mitte und rechts).



Abbildung 10: Galileo Satelliten der drei bisherigen Phasen: Testphase (GIOVE-A und GIOVE-B, links), IOV (Mitte) und FOC (rechts) (links: ESA 2005, Mitte: ESA 2011, rechts: ESA 2014).

1.2.2 Bodensegment

Galileo umfasst wie jede Raumfahrtmission mehr als nur die Satelliten im All. Eine mindestens ebenso wichtige Rolle spielt das weltweite Netz an Bodenstationen, welche die Zuverlässigkeit der Positions- und Zeitinformationen durch intensives Monitoring der Satelliten gewährleisten. Das Bodensegment des Systems Galileo ist so umfangreich wie bei keiner anderen Satellitennavigationsmission. Da bei der Entwicklung von Galileo besonderen Wert auf die Systemintegrität gelegt wurde, ist das dichte Netz aus Boden- und Kontrollstationen erforderlich. Nur durch die enge weltweite Abdeckung an Stationen können fehlerhaft laufende Satelliten binnen weniger Sekunden identifiziert und vom Netz genommen werden. Mögliche potentielle Fehlerquellen sind neben technischen Defekten am Satelliten beispielsweise die Abweichung der an Bord befindlichen Atomuhren. Auch die Veränderung der Satellitenumlaufbahnen, hervorgerufen durch natürliche Prozesse im Weltall, müssen berücksichtigt werden. Weitere potentielle Fehlerquellen werden im Kapitel 2.3 näher erläutert.

Nutzer des Systems wollen mit einer sehr hohen Genauigkeit ihre Position im Raum zum Zeitpunkt der Übertragung des Signals ermitteln. Hierfür muss die vom Satelliten gesendete Zeit äußerst genau und präzise sein. Aber auch die Atomuhren an Bord eines Galileo-Satelliten können abweichen. Da bereits eine Abweichung von lediglich einer Milliardstel Sekunde, bei einer Signalausbreitungsgeschwindigkeit von 300.000.000 m/s, zu einem Positionsfehler von 30 cm führt (vgl. Gleichung 1), ist die ständige Überwachung des Systems zwingend erforderlich.

$$0,000000001\text{s} \cdot 300.000.000 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 0,3\text{m} \quad (1)$$

Das Netz an Bodenstationen vergleicht unter anderem die Borduhren aller Satelliten kontinuierlich mit der Galileo-Systemzeit (GST), welche in der Bodenstation in Fucino, einem der beiden Galileo-Kontrollzentren, von der Einrichtung *Precise Timing Facility* generiert wird. Europäische Zeitlaboratorien synchronisieren wiederum diese Einrichtung mit der international überwachten Weltzeit (UTC - *Universal Time Coordinated*).

Neben den Ungenauigkeiten der Borduhren driften auch die Satellitenumlaufbahnen. Durch die Anziehungskraft von Mond und Sonne und der leichten äquatorialen Ausbuchtung der Erde und selbst durch den leichten aber steten Impuls des Sonnenlichts verändern sich die Umlaufbahnen der Satelliten und müssen korrigiert werden.

Die Informationen über die Genauigkeit der Borduhren und der Satellitenpositionen werden aufgezeichnet und analysiert, sodass bei geringen Abweichungen Korrekturparameter zum Satelliten gesendet werden können, die dieser wiederum mit den Satellitensignalen selbst an den Nutzer

weiterleitet. Bei großen Abweichungen können einzelne Satelliten zur weiteren Fehleranalyse vom Navigationsnetz genommen werden, ohne die Positionierung des Nutzers weiter negativ zu beeinflussen. Dieser in sich konsistente Kreislauf gewährleistet, dass die Systemleistung über lange Zeit auf höchstem Niveau gehalten wird.

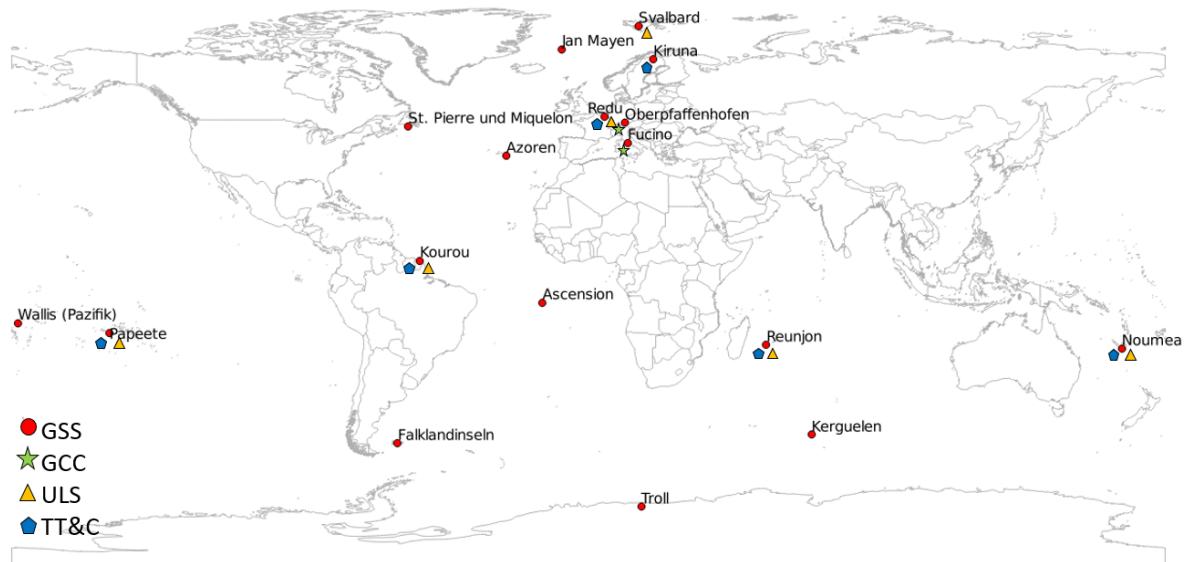


Abbildung 11: Verteilung der bereits bestehenden Infrastruktur des Galileo Bodensegments: Galileo Kontrollzentren (GCC), die Galileo Sensor Stationen (GSS), die Uplink-Stationen (ULS) und die Telemetry, Tracking & Commanding Stations (verändert nach Bartholomé et al. 2015; Natural Earth Data 2018).

Das System wird durch zahlreiche hierarchisch aufgebaute Einrichtungen analysiert und gesteuert. Das Bodensegment ist in die beiden Einrichtungen *Galileo Mission Control Segment* (GMS) und das *Ground Control Segment* (GCS) aufgeteilt, um die diversen ineinander verknüpften Anforderungen an das System bestmöglich zu überwachen.

Beide Segmente werden von den beiden unabhängigen, redundanten Galileo Kontrollzentren (*Galileo Control Center* - GCC) in Fucino (Italien) und Oberpfaffenhofen (bei München) koordiniert. Hier findet auch die Gesamtüberwachung des Systems statt. Das GMS besteht aus einem engen Netz an weltweit verteilten Bodenstationen, die permanent Kontakt zum Satelliten herstellen, den sogenannten *Galileo Sensor Stationen* (GSS). Hier werden automatisiert Signale der Satelliten empfangen und an das GCC zur Auswertung und Analyse weitergeleitet.

Möchte man die Satelliten mit Missionsdaten, Systemmonitoring oder Kontrollsignalen ansteuern, geschieht dies über das Netz an *Uplink Stationen* (ULS). Jede ULS erhält vom GCC automatisiert Missionsdaten, welche individualisiert an die Satelliten weitergeleitet werden. Der Kontakt zu den GSS und von den ULS zum Satelliten geschieht im C-Band (4 – 8 GHz).

Das GCS ist verantwortlich für die Überwachung und das Management der Satellitenkonstellation im operationellen Betrieb des Systems. Hierfür werden, gesteuert vom GCC, über derzeit sechs sogenannte *Telemetry, Tracking and Commanding* (TT&C) Stationen Telemetriedaten der Satelliten aufgenommen und Kommandierungsdaten gesendet. Unter normalen Bedingungen arbeiten die Stationen völlig autonom. Manueller Eingriff ist nur nötig, wenn große Anomalien festgestellt werden oder Instandhaltungseingriffe erforderlich sind. Der Kontakt von und zu den TT&C Stationen geschieht im S-Band (2 – 4 GHz). Die Funktionen des GCS sind neben der Überwachung der

Telemetrie auch das Softwaremanagement der einzelnen Nutzlastkomponenten, das automatisierte Ausführen von Routineoperationen und die mittelfristige Archivierung der Operationshistorie.

Abbildung 11 zeigt die derzeitigen Empfangs- und Sendestationen des Galileo Bodensegments. Das umfangreiche Bodensegment ist auch verantwortlich für die Realisierung der angestrebten sehr hohen Genauigkeit des Systems. Durch die hohe Abdeckung an Monitorstationen, kann die Position der Satelliten wesentlich genauer erfasst werden und zudem etwa alle 100 Minuten die aktualisierten Satellitenpositionen an jeden einzelnen Satelliten gesendet werden. Nutzer können so direkt von der aufwendigen Überwachung des Systems profitieren.

1.2.3 Nutzersegment

Die Nutzergliederung bei Galileo muss im Gegensatz zu den Systemen GPS und GLONASS, bei denen eine Unterscheidung in militärische und zivile Nutzer getroffen wird, wesentlich differenzierter erfolgen. Es werden zwischen fünf Nutzergruppen, bzw. sogenannten Services oder Diensten unterschieden:

1. Offener Dienst (*Open Service*) OS,
2. Kommerzieller Dienst (*Comercial Service*) CS,
3. Sicherheitskritischer Dienst (*Safety-of-Life Service*) SoL,
4. Öffentlich regulierter Dienst (*Public Regulated Service*) PRS und
5. Such und Rettungsdienst (*Search and Rescue*) SAR.

Offener Dienst

Der Offene Dienst erlaubt jedem, auch privaten Nutzern, den kostenlosen Zugriff auf zwei unterschiedliche Ortungssignale. Hiermit können Positionsbestimmungen mit einer exakten Ortung mit vier Meter Genauigkeit erfolgen. Die hohe Genauigkeit wird erreicht durch die Nutzung von zwei Frequenzen um die Einflüsse der Ionosphäre herausrechnen zu können. Der OS ist für Anwendungen gedacht, bei denen keine Gefahr für menschliches Leben besteht.

Kommerzieller Dienst

Im kommerziellen Dienst stehen neben den beiden Signalen des offenen Dienstes zwei weitere zur Verfügung, welche allerdings speziell verschlüsselt und kostenpflichtig sind. Durch die insgesamt vier Signale wird eine höhere Genauigkeit (bis 1 Meter) der Positionsbestimmung sowie höhere Sicherheit erreicht. Zur Datenverarbeitung werden zusätzliche Informationen, wie der Zustand der Atmosphäre, ebenfalls übermittelt. Das Signal des kommerziellen Dienstes ist vor allem für professionelle Nutzer interessant.

Sicherheitskritischer Dienst

Auch im Sicherheitskritischen Dienst stehen die beiden Signale aus dem Offenen Dienst zur Verfügung. Darüber hinaus werden allerdings weitere Integritätsinformationen über den Systemstatus für sicherheitskritische Anwender wie die Luftfahrt übermittelt. Dies dient der Maximierung der Einschätzung über die Verlässlichkeit des Systems.

Öffentlich regulierter Dienst

Der öffentlich regulierte Dienst steht zivilen Nutzern nicht zur Verfügung. Dieser ist ausschließlich für autorisierte Anwender wie Polizei, Zivilschutzinstitutionen oder Geheimdienste vorbehalten. Durch die verschlüsselte Übermittlung spezieller, besonders störsicherer Signale und Navigationsdaten ist dieser Dienst zivilen Nutzern nicht zugänglich.

Such und Rettungsdienst

Eine Besonderheit von Galileo stellt der Such- und Rettungsdienst dar. Dieser unterstützt und erweitert den bereits bestehenden, von 34 Ländern unterstützten international gestützten Such- und Rettungsdienst COSPAS-SARSAT. Abgesetzte Notrufsignale können weltweit von Satelliten empfangen und an Bodenstationen weitergeleitet und somit an die Rettungsleitstelle übermittelt werden. Die Nutzer von Galileo werden zudem darüber informiert, dass ihre Situation erkannt wurde.

1.3 Anatomie eines Navigationssatelliten

Navigationssatelliten sind mit modernster, innovativer Nutzlast ausgestattet, um einen jahrelangen fehlerfreien Einsatz unter den widrigen Bedingungen im All zu gewährleisten. Die Satellitendimensionen liegen mit 2,7 m x 1,2 m x 1,1 m und einer Spannweite von 14,8 m in Größenordnungen von Minisatelliten.

Abbildung 12 zeigt einen Galileo-Satelliten der IOV-Generation und gibt Überblick über die Satellitenteilelemente die auch für FOC-Satelliten zutreffen.



Abbildung 12: Anatomie eines Navigationssatelliten mit den Subsystemen 1) L-Band-Antenne; 2) Such- und Rettungsantenne; 3) C-Band-Antenne; 4) S-Band-Antenne; 5) Infrarot-Erdsensor; 6) Sonnensensor; 7) Laser-Reflektor; 8) Weltraum-Radiatoren (verändert nach ESA 2011).

Die Navigationsnutzlast eines Galileo-Satelliten setzt sich aus folgenden Teilelementen zusammen (ESA 2011):

- L-Band-Antenne (1): verantwortlich für die Übertragung des Navigationssignals im L-Band (1 – 2 GHz).
- Such- und Rettungsantenne (2): Die Antenne empfängt Notsignale von Notrufsendern und überträgt diese an eine Bodenstation zur Weiterleitung an lokale Rettungsdienste.
- C-Band-Antenne (3): Signalempfang von Missionsdaten der Uplink-Stationen. Diese Signale enthalten Daten zur Uhrensynchronisation der Satelliten mit einer Referenzuhr am Boden. Des Weiteren werden Integritätsdaten, welche Informationen enthalten, wie gut der einzelne Satellit funktioniert, übermittelt. Sie werden dazu in das Navigationssignal integriert.
- S-Band-Antennen (4): Diese sind Teile des Untersystems für Telemetrie, Bahnverfolgung und Satellitensteuerung. Die Antennen senden Housekeeping-Daten über die Satelliten-Plattform und Nutzlast zum Bodensegment und empfangen wiederum Befehle zur Steuerung der Satelliten und zur Nutzlast. Außerdem werden Ortungssignale empfangen, verarbeitet und gesendet, welche die Höhe des Satelliten bis auf wenige Meter genau messen.
- Infrarot-Erdsensor (5): Die Sensoren sind dafür verantwortlich, dass der Satellit zur Erde ausgerichtet bleibt. Mittels des Infrarot-Sensors erkennt das Subsystem den Kontrast zwischen der Kälte des Weltalls und der Wärme der Erdatmosphäre.
- Sonnensensor (6): Detektoren für den sichtbaren Spektralbereich dienen als Sonnensensoren, um den Sonnenwinkel zu messen.
- Laser-Retroreflektoren (7): Diese reflektieren den von einer Bodenstation ausgestrahlten Laserstrahl zur zentimetergenauen Messung der Satellitenentfernung. Der Reflektor wird allerdings nur jährlich genutzt, da meist Höhenmessungen per S-Band-Antenne hinreichend genau sind.
- Weltraum-Radiatoren (8): Die Radiatoren geben die überschüssige Wärme der Satelliten in den Weltraum ab, um eine Überhitzung der Bordelektronik zu vermeiden.

Neben der Navigationsnutzlast und der SAR-Antennen vervollständigt die sogenannte *Environmental Monitoring Unit* (EMU) das System. Die Hauptaufgabe davon ist, die Ionenzahl im MEO über die Dauer eines elf jährigen Sonnenzyklus zu messen.

Für die konstante Erhaltung der Umlaufbahn und der Lage der Satelliten im Orbit werden chemische Triebwerke verwendet. Über am Satelliten angebrachte Düsen kann so die Position und Ausrichtung verändert werden. Eine Entsorgung der Satelliten nach Betrieb, bzw. nach der operationellen Nutzung oder durch Kontaktverlust, ist, wie international noch üblich, nicht vorgesehen. Die ausgedienten Satelliten bleiben als Weltraumschrott in der Erdumlaufbahn.

2 Funktionsprinzip der Satellitennavigation

Die Satellitenortung, auch Satellitennavigation genannt, ermöglicht die Ortung eines Empfängers unter Verwendung der von den Satelliten gesendeten Signale. Derzeit existieren vier globale Satellitenortungssysteme (GNSS – *Global Navigation Satellite System*), welche auf demselben Funktionsprinzip basieren und ähnliche technische Herausforderungen meistern müssen. Die Systeme GPS, GLONASS und das sich derzeit im Aufbau befindende europäische Satellitenavigationssystem Galileo sind aktuell die bedeutendsten GNSS. Hinzu kommt das chinesische Beidou, welches im asiatischen Raum bereits nutzbar ist. Im Folgenden soll das Grundprinzip der Satellitenortung, welches für alle genannten GNSS ähnlich ist, erläutert werden.

2.1 Grundprinzip der Satellitenortung

Satellitenortung basiert auf der Idee, die Position eines Empfängers relativ zu einer bestimmten Anzahl an Satelliten abzuleiten. Ist die Position der Satelliten im Raum bekannt, kann die gesuchte Position des Empfängers bestimmt werden.

Zum einfacheren Verständnis soll zunächst die Ortung in einer Ebene betrachtet werden (vgl. Abbildung 13). Ist der Abstand zu einem Satelliten von der gesuchten Position aus bekannt, reduziert sich der Aufenthaltsbereich des Empfängers auf einen Kreis (vgl. Abbildung 13 links). Ist auch der Abstand zu einem zweiten Satelliten bekannt, wird der zweite Positionskreis den ersten in zwei Punkten schneiden, sodass sich der Aufenthaltsort des Empfängers auf zwei Punkte reduziert (vgl. Abbildung 13 Mitte). Dies ist unter Umständen zur Positionsbestimmung schon ausreichend, wenn beispielsweise durch Geländemerkmale einer der beiden Punkte als Standort ausgeschlossen werden kann. Andernfalls wird die Information eines dritten Satelliten benötigt, um eine eindeutige Positionierung zu erreichen. Kennt man also auch den Abstand eines dritten Satelliten, haben die drei Positionskreise genau einen Schnittpunkt, welche die gesuchte Position des Empfängers angibt (vgl. Abbildung 13 rechts).

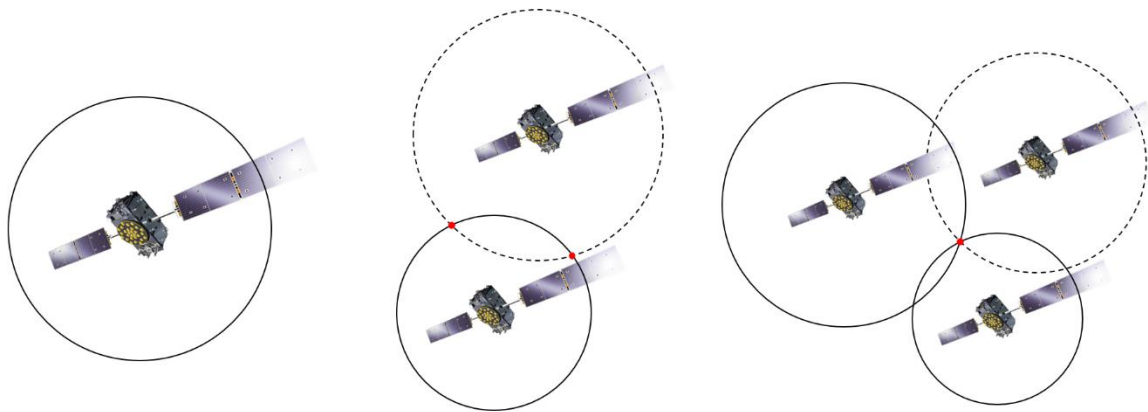


Abbildung 13: Prinzip der Satellitenortung in einer Ebene. Bei bekanntem Abstand von drei Satelliten ergibt sich der Standpunkt des Empfängers aus dem eindeutigen Schnittpunkt der Positionskreise der drei Satelliten.

Da allerdings GNSS auch Ortung über dem Erdboden, beispielsweise für die Luftfahrt, ermöglichen sollen, ist es nötig, für solche dreidimensionalen Ortungen die Entfernung zu einem vierten Satelliten zu kennen, um im dreidimensionalen Raum eine eindeutige Positionierung des Empfängers zu ermöglichen. Im Falle einer dreidimensionalen Ortung ergibt sich die gesuchte Position des Empfängers analog zur Ortung in einer Ebene aus dem Schnittpunkt der Kugelflächen von vier Satelliten (vgl. Abbildung 14).

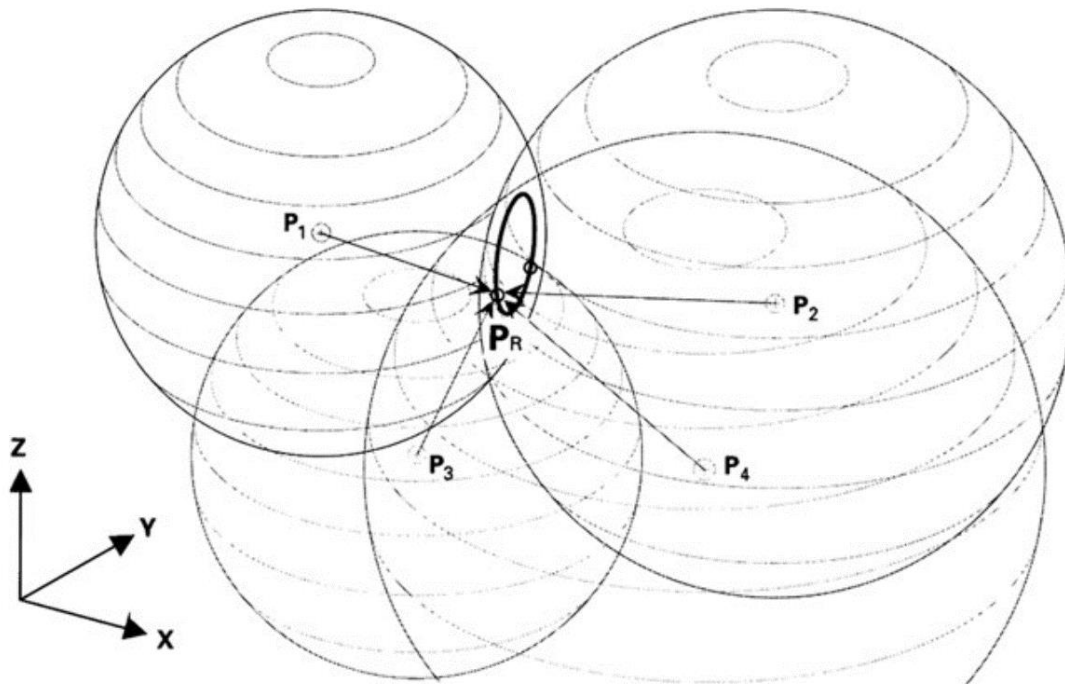


Abbildung 14: Prinzip der Satellitenortung im dreidimensionalen Raum. Analog zur Ortung in einer Ebene ergibt sich die gesuchte Position des Empfängers bei bekanntem Abstand von vier Satelliten aus dem Schnittpunkt der Kugelflächen der vier Satelliten.

Die Satelliten übertragen in ihrer Navigationsnachricht neben Korrekturparametern und Systeminformationen hauptsächlich zwei Informationen:

- ihre aktuellen Bahndaten (und auch die der anderen Satelliten) und
- ein Zeitsignal (vgl. Abbildung 15).

Die Bahndaten dienen der Lokalisierung der Satelliten bezüglich derer die Empfängerposition bestimmt wird, die Zeitsignale ermöglichen die Abstandsbestimmung durch die Messung der Signallaufzeit.

Das Prinzip der Laufzeitmessung zur Entfernungsbestimmung ist gut an einem Alltagsbeispiel nachzuvollziehen. Um die Entfernung eines Gewitters abzuschätzen, kann man die Sekunden, zwischen dem sichtbaren Blitz und dem -kurze Zeit- später folgenden hörbaren Donner zählen. Der Zeitversatz zwischen Blitz und Donner entsteht durch die deutlich langsamere Ausbreitungsgeschwindigkeit des Schalls (330 m/s) im Vergleich zum sich schneller ausbreitenden Licht (299.792.458 m/s). Der Blitz kommt im Gegensatz zum Donner somit nahezu ohne Zeitverzögerung beim Beobachter an.

Um die Entfernung des Gewitters abschätzen zu können, zählt man diesen Zeitversatz zwischen Blitz und Donner: Im übertragenen Sinne startet beim Sehen des Blitzes eine Stoppuhr. Vergehen zwischen dem Sehen des Blitzes und dem Hören des Donners beispielsweise sechs Sekunden, resultiert hieraus, dass das Gewitter, beziehungsweise der gesehene Blitz $6 \cdot 330 \text{ m} \approx 2.000 \text{ m}$, also rund zwei Kilometer entfernt ist. Dieses Verfahren wird als Laufzeitmessung bezeichnet, da man die Zeit misst, welche ein Signal, bei einem Gewitter der akustisch wahrnehmbare Donner, benötigt, um eine Strecke zu einem Empfänger zurückzulegen.

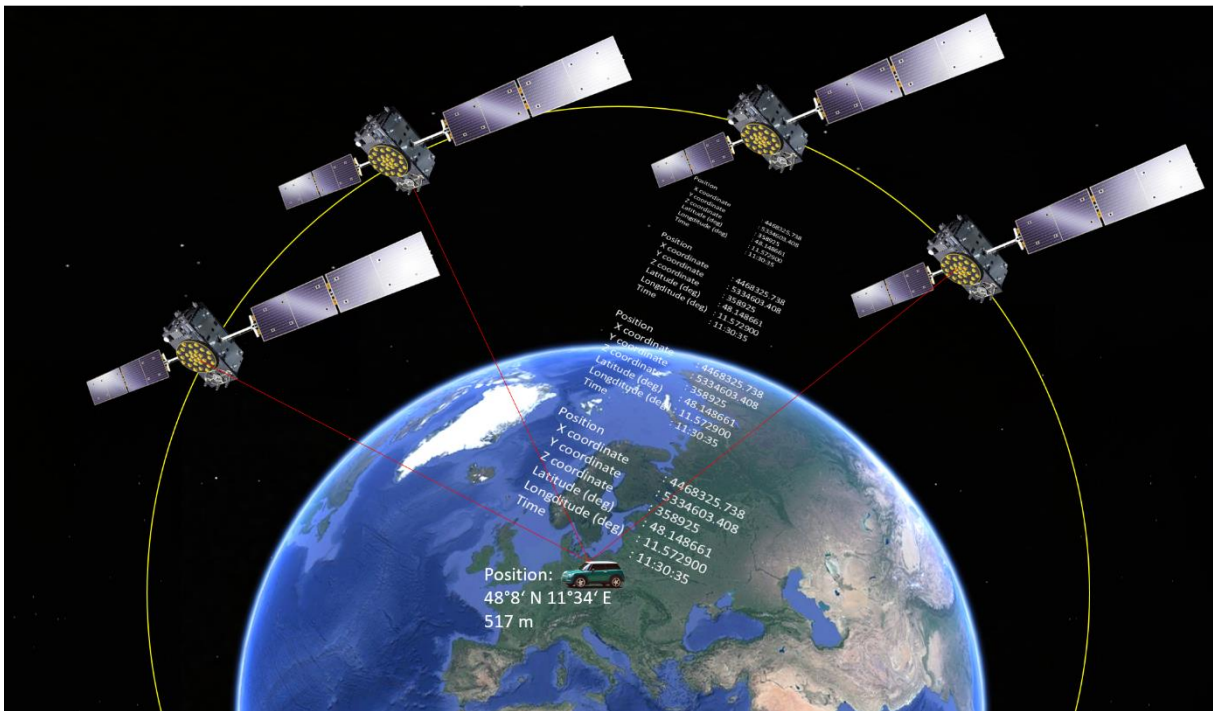


Abbildung 15: Schematische Darstellung der Satellitenortung. Das Navigationssignal enthält die Bahndaten des Satelliten sowie ein Zeitsignal.

Das eben beschriebene Prinzip der Laufzeitmessung findet auch bei der Satellitennavigation Anwendung. Es wird die Dauer gemessen, welche ein Satellitensignal benötigt, bis es beim Empfänger registriert wird. Da sich das Signal des Satelliten mit Lichtgeschwindigkeit ausbreitet, müssen die Messinstrumente sehr exakte Laufzeitmessungen ermöglichen. Beispielsweise würde bereits ein scheinbar geringer Messfehler von nur einer Millionstel Sekunde einen falschen Abstand von 300 m erzeugen (vgl. Gleichung 1), was für die Navigation ein völlig unannehmbarer Wert ist.

Eine sehr gute Quarzuhr in einem Monat beispielsweise ca. eine Sekunde falsch. Dies entspricht einem Fehler von einer Millionstel Sekunde pro Sekunde. Würde man nun Satellitennavigation mittels solcher Uhren betreiben, würde man pro Sekunde etwa einen Positionsfehler von rund 300 m erzeugen. Dies verdeutlicht den zwingenden Einsatz von hoch genauen Atomuhren für die Satellitennavigation.

2.2 Positionsbestimmung durch Laufzeitmessung

Das Navigationssignal eines Satelliten enthält hauptsächlich die folgenden Elemente:

- die Systemzeit und Zeitkorrekturparameter,
- hochpräzise eigene Bahndaten,
- angenäherte Bahndaten der anderen Satelliten und Informationen über den Systemzustand.

Wie beschrieben entnimmt der Empfänger hieraus die Daten von mindestens vier Satelliten und ermittelt seine Position durch die Messung der Signallaufzeiten. Zwar sind die gemessenen Laufzeiten fehlerhaft, da die Empfängeruhr nicht so exakt gehen kann, wie die Atomuhren der Satelliten, dennoch kann durch Uhrensynchronisation bis auf wenige Meter genau eine Positionierung erfolgen.

Um das Prinzip zu veranschaulichen, soll im Folgenden die Positionierung mittels vier Satelliten beschrieben werden. Die Positionierung mit Signalen von mehr als vier Satelliten ist im Wesentlichen identisch, es wird jedoch durch bessere Fehlerausgleichsrechnung ein exakteres Ergebnis ermöglicht.

Der Empfänger errechnet in einem ersten Schritt die Positionen der empfangenen vier Satelliten. Dies geschieht über die Bahndaten der Satelliten, die sogenannten Kepler Parameter der Bahnellipsen. Die errechneten Positionen der Satelliten werden im Folgenden durch die Koordinaten x_i, y_i, z_i beschrieben. Der Index i steht dabei für die jeweiligen Satelliten. Der Empfänger benötigt zudem die möglichst genaue Systemzeit, da sich die Satellitenpositionen laufend ändern. Nach der Berechnung der Satellitenpositionen wird aus der gemessenen, aber fehlerhaften Signallaufzeit Δt_i die Schrägentfernung der Satelliten zum Empfänger abgeschätzt. Da diese auf Grund der fehlerhaften Signallaufzeiten ebenfalls nicht exakt korrekt sind, werden diese als Pseudoentfernungen r_i (engl. *pseudoranges*) bezeichnet. Die Pseudoentfernungen resultieren aus den fehlerhaften Pseudolaufzeiten Δt_i :

$$r_i = c \cdot \Delta t_i \quad (2)$$

Die so ermittelten Messergebnisse werden in folgender Gleichung zusammengefasst:

$$(x_E - x_i)^2 + (y_E - y_i)^2 + (z_E - z_i)^2 = (c \cdot \Delta t_i)^2 \quad (3)$$

Der Index i steht auch hier für die jeweiligen Satelliten und x_E, y_E, z_E beschreiben die gesuchten, unbekanntenen Empfängerkoordinaten. Bisher noch nicht erwähnt wurde, dass die Pseudolaufzeit Δt_i den Fehler der Empfängeruhr Δt_E als weitere Unbekannte enthält:

$$\Delta t_i = \Delta t_i + \Delta t_E \quad (4)$$

Geht die Empfängeruhr im Vergleich zur Systemzeit des Satellitennavigationssystems vor, ist dieser positiv, andernfalls negativ.

Erfolgt eine Positionierung auf Basis von vier Satelliten, mit unterschiedlichen Signallaufzeiten, muss dazu folgendes Gleichungssystem aufgestellt werden:

$$\begin{aligned} (x_E - x_1)^2 + (y_E - y_1)^2 + (z_E - z_1)^2 &= c^2(\Delta t_E + \Delta t_1)^2 \\ (x_E - x_2)^2 + (y_E - y_2)^2 + (z_E - z_2)^2 &= c^2(\Delta t_E + \Delta t_2)^2 \\ (x_E - x_3)^2 + (y_E - y_3)^2 + (z_E - z_3)^2 &= c^2(\Delta t_E + \Delta t_3)^2 \\ (x_E - x_4)^2 + (y_E - y_4)^2 + (z_E - z_4)^2 &= c^2(\Delta t_E + \Delta t_4)^2 \end{aligned}$$

Das Gleichungssystem kann über verschiedene mathematische Methoden nach den vier gesuchten Unbekannten x_E, y_E, z_E und Δt_E aufgelöst werden. Da die Gleichungen quadratisch sind, ist die Lösung mehrdeutig. Allerdings kann die zweite, falsche Lösung, ausgeschlossen werden, da sie zu einer Empfangszeit führen würde, welche vor dem Sendezeitpunkt läge. Der Empfänger kann also aus der Navigationsnachricht der vier Satelliten seine Position bestimmen, die exakte Systemzeit ermitteln und seine interne Uhr synchronisieren.

2.3 Fehlerquellen

Bei der Satellitennavigation existieren verschiedene Störgrößen und Parameter, welche sich negativ auf die Genauigkeit der Ortung auswirken können. Im Falle von GPS kann eine mittlere Genauigkeit von 10 m angenommen werden, während dieser Wert bei Galileo bei etwa vier Metern liegt. Die Genauigkeit kann durch zahlreiche Einflussgrößen neben dem bereits beschriebenen Uhrenfehler variieren. Unterschieden wird dabei hauptsächlich in sogenannte systemimmanente Fehler und empfängerseitige Fehler unterteilt. Zu den systemimmanenten Fehlern zählt man unter anderem Fehler durch Ungenauigkeiten der Angabe der Satellitenpositionen auf deren Umlaufbahnen, atmosphärenbedingte Fehlern und Störungen der Satellitenuhren. Empfängerseitig sind vor allem Einflüsse der Satellitengeometrie und sogenannte Mehrwegeeffekte zu nennen.

2.3.1 Fehler bei Angabe der Satellitenposition

Durch die geringe Abweichung der gemessenen und der tatsächlichen Orbits müssen ständig neue Korrekturparameter berechnet werden, um eine hohe Präzision der Positionierung garantieren zu können. Die geringen Abweichungen der gemessenen und der tatsächlichen Positionen der Satelliten sind unter anderem bedingt durch die natürliche Form des Schwerefelds der Erde. Das so genannte Geoid weicht leicht von der Idealform eines Rotationsellipsoids ab. Da allerdings gerade die Erdanziehung die Satelliten auf ihrer Bahn hält, ist die Inhomogenität des Schwerefelds verantwortlich, dass die Satellitenbahnen keine idealen Ellipsenbahnen sind, sondern leichte Abweichungen hierzu haben (Abbildung 16).

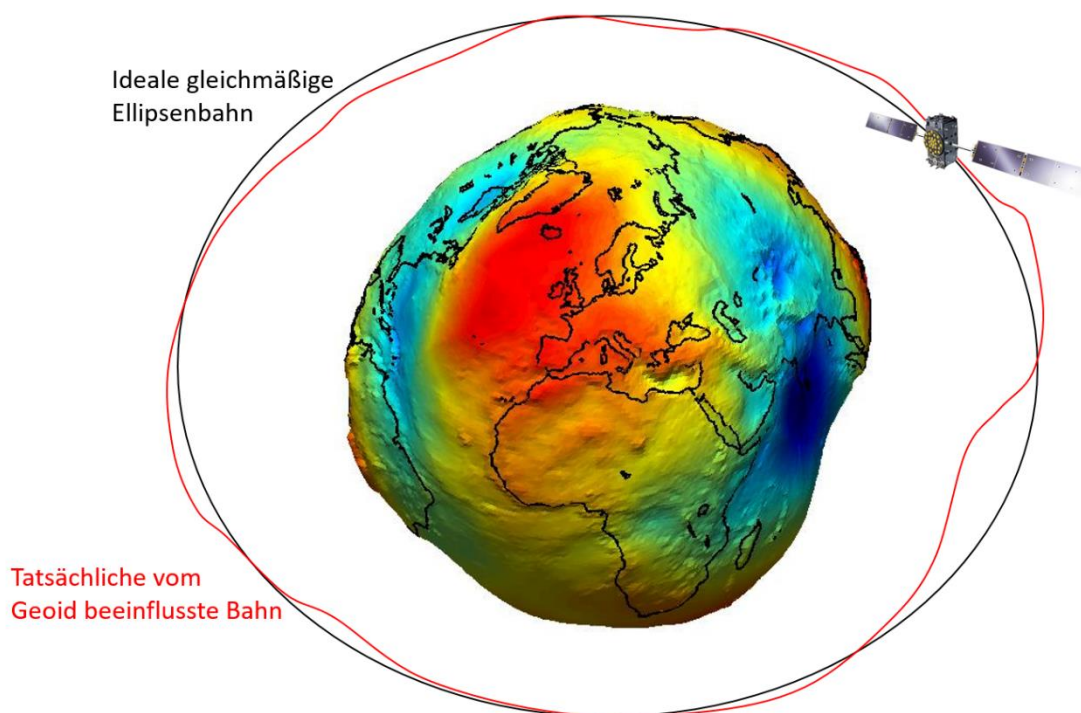


Abbildung 16: Stark überzeichnete, schematische Darstellung der Abweichung der durch das Geoid beeinflussten tatsächlichen Umlaufbahn und der idealen gleichmäßigen Ellipsenbahn.

Auch natürliche Prozesse im Weltall können zu geringen Abweichungen der vorausberechneten Satellitenbahnen führen. Teilchen, welche zwar in sehr geringer, aber dennoch messbarer Anzahl

auch im Weltall vorkommen und auch der Druck des Sonnenwindes, vor allem beim Verlassen des Erdschattens, können eine Abweichung der Satelliten von den berechneten Bahndaten induzieren und so zu Ungenauigkeiten in der Positionierung führen.

Im Falle von Galileo ist das dichte Netz an Bodenstationen besonders von Bedeutung, da diese die Satellitenbahnen permanent überwachen und vorausberechnen, um Abweichungen zu identifizieren und gegebenenfalls das Signal zu korrigieren, sodass die mit der Navigationsnachricht übermittelten Bahnparameter permanent bis auf wenige Meter genau sind.

2.3.2 Atmosphärenbedingte Fehler

Neben den systemimmanenten Fehlern verursacht auch der Weg des Satellitensignals durch die Atmosphäre Abweichungen und Ungenauigkeiten. Vor allem in der Ionosphäre (zwischen 60 km und 1.000 km) werden die elektromagnetischen Wellen gebrochen (vgl. Abbildung 17). Bei der Berechnung der Empfängerposition geht man davon aus, dass sich das Signal vom Satelliten geradlinig durch die Atmosphäre zum Empfänger ausbreitet. Die Ionosphäre verlängert den Weg, da die elektromagnetischen Signale gebrochen werden. Dies verschlechtert somit zwangsläufig die Genauigkeit der Positionierung um etwa 5 m bis 15 m.

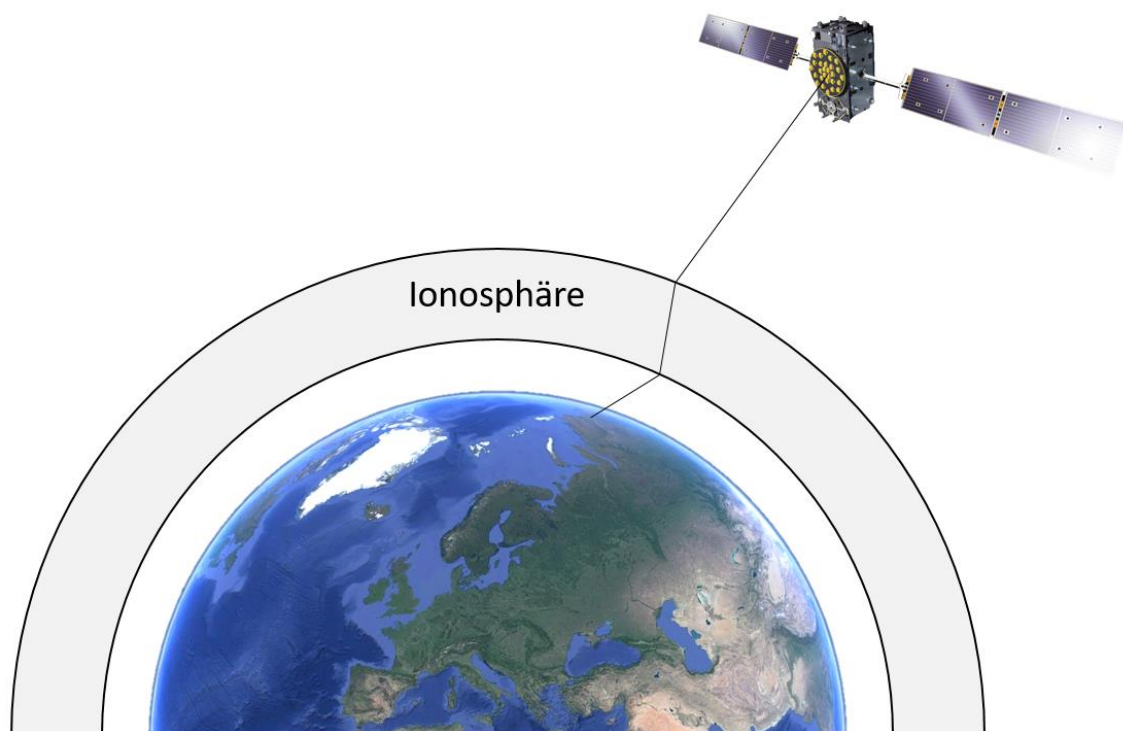


Abbildung 17: Einfluss der Atmosphäre auf das Navigationssignal. Vor allem die Ionosphäre bricht die elektromagnetischen Wellen, was zu einer Veränderung des Weges und so zu Genauigkeitsfehlern bei der Positionierung führen kann.

Die in der Atmosphäre induzierten Fehler werden größtenteils im Empfänger durch implementierte Berechnungen kompensiert. Dies ist möglich, da man die typischen Geschwindigkeitsabweichungen während einem Standardtag zu Standardbedingungen kennt und bei allen Entfernungsberechnungen über Korrekturparameter ausgleicht. Die Ionosphäre ist allerdings Schwankungen unterworfen, die eine Eliminierung des Fehlers über Standardbedingungen nur teilweise zulassen. Solche Schwankungen können beispielsweise durch die Sonnenaktivität entstehen.

Eine weitere Möglichkeit den Ionosphärenfehler zu reduzieren bietet die Tatsache, dass die Signale mit unterschiedlichen Frequenzen unterschiedlich stark gebrochen werden. Durch die meisten Materialien werden Wellen mit hohen Frequenzen stärker gebrochen als Wellen mit geringeren Frequenzen. Dies kann ausgenutzt werden, um den Ionosphärenfehler zu reduzieren. Ermittelt man die unterschiedlichen Ankunftszeiten der beiden Signale mit unterschiedlichen Frequenzen können so Rückschlüsse auf die Einflüsse der Ionosphäre erhoben werden, indem die ionosphärische Laufzeitverlängerung berechnet wird.

Auch die Troposphäre kann Einfluss auf die Positionierung haben. Hier kann es zu einer frequenzabhängigen Verzögerung der Laufzeit kommen, welche aus diversen meteorologischen Parametern, wie Lufttemperatur, -druck oder -feuchte resultiert. Da die Troposphäre allerdings eine Dicke von maximal etwa 15 km hat, sind die Einflüsse auf das Signal nur bei sehr geringen Erhebungswinkeln der Satelliten von Bedeutung. Unter solch ungünstigen Bedingungen kann der durch die Troposphäre bedingte Positionsfehler allerdings bis 10 m betragen.

2.3.3 Uhrenungenauigkeiten der Satelliten

Auch im Satelliten selbst stecken potentielle Fehlerquellen. Die Atomuhren können nicht völlig genau gehen, sodass die Satellitenzeit etwas von der Systemzeit abweicht. Die Uhren müssen vom Bodensegment permanent überwacht werden. Wird eine Abweichung identifiziert, werden umgehend an die entsprechenden Satelliten Korrekturwerte gesendet, welche so in das ausgestrahlte Signal integriert werden, um eine präzise Positionierung zu ermöglichen. Dennoch ist eine Abweichung nicht auszuschließen.

2.3.4 Einfluss der Satellitengeometrie

Die Geometrie, bzw. die Lage der Satelliten im Raum, beeinflusst die Positionsgenauigkeit teils deutlich. Um den Einfluss nachvollziehen zu können, hilft die Betrachtung im zweidimensionalen Fall (Abbildung 18). Die grauen Bereiche um die Positionskreise veranschaulichen den bei jeder Einzelmessung auftretenden Messfehler. Die zu ermittelnde Position ist der Schnittpunkt der beiden Kreise. Angenommen die Satelliten befinden sich in einer ungünstigen Konstellation (vgl. Abbildung 18 links), beispielsweise vom Betrachter gesehen fast hintereinander so ergibt sich eine relativ große Schnittfläche der beiden Fehlerbereiche. Die Positionsbestimmung wird dementsprechend ungenau.

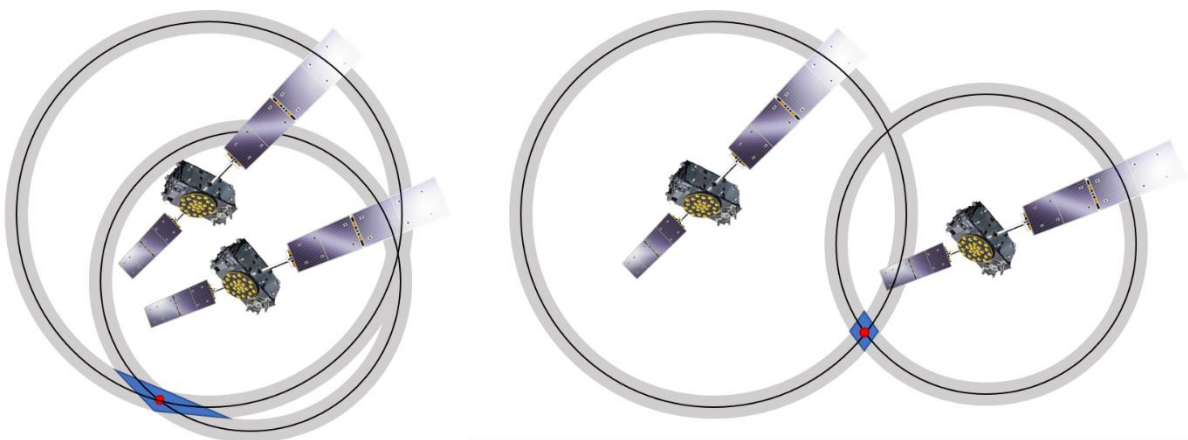


Abbildung 18: Einfluss der Satellitengeometrie auf die Positionsgenauigkeit des Empfängers. Während durch eine ungünstige Satellitengeometrie (links) die Positionsbestimmung ungenau erfolgen kann, ermöglicht eine günstige Geometrie eine wesentlich genauere Positionsbestimmung.

Befinden sich die Satelliten hingegen in einer günstigen Anordnung (vgl. Abbildung 18 rechts), ergibt die Schnittfläche der Fehlerbereiche eine relativ kleine Fläche. Die Positionsbestimmung ist so wesentlich genauer. Am günstigsten wäre es, wenn sich die Positionskreise möglichst senkrecht schneiden würden. Zur Ortung im dreidimensionalen Raum müssen mindestens vier Satelliten sichtbar sein. Die Satelliten spannen zusammen mit dem Empfänger einen pyramidenartigen Körper auf. Das Volumen des einem Tetraeder ähnlichen Körpers sollte möglichst groß sein, damit der Fehler so gering wie möglich wird (vgl. Abbildung 19 rechts).

Liegen die zur Positionierung verwendeten Satelliten im dreidimensionalen Raum zu eng zusammen, wenn sich beispielsweise alle nordwestlich vom Empfänger befinden, kann eine Positionsbestimmung mit größeren Fehlern behaftet sein (vgl. Abbildung 19 links). Im Falle einer „guten“ Verteilung der zur Ortung verwendeten Satelliten im Orbit sind diese vom Empfänger aus gesehen in allen vier Himmelsrichtungen verteilt (vgl. Abbildung 19 rechts). So wird die Positionsbestimmung wesentlich genauer.

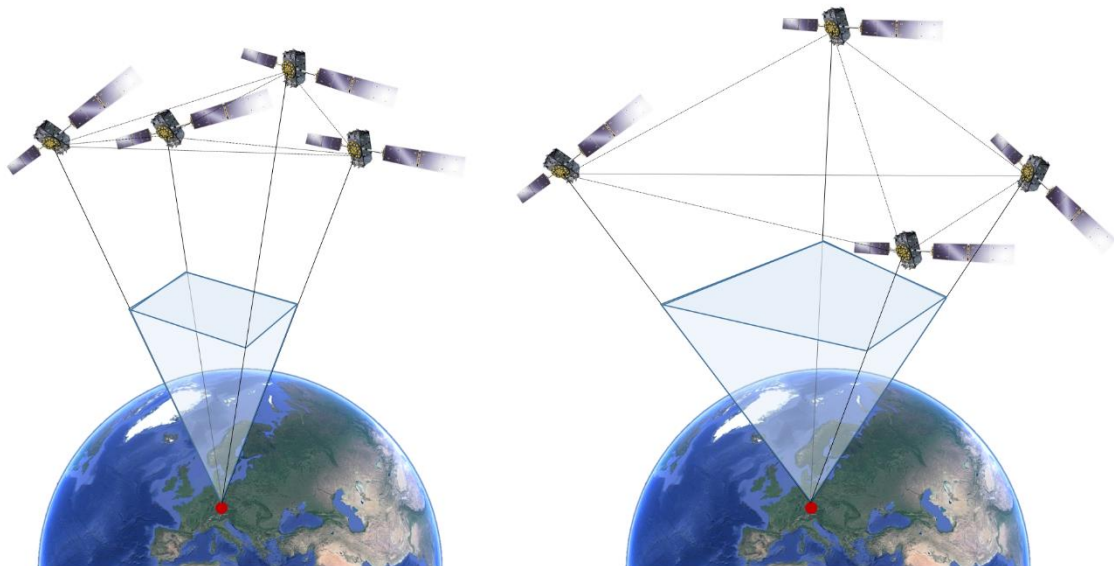


Abbildung 19: Schematische Darstellung unterschiedlicher Satellitenkonstellationen. Bei einer schlechten Satellitenkonstellation (vgl. links) sind die für die Positionierung genutzten Satelliten eng im Orbit aneinander. Im Falle einer guten Konstellation sind die genutzten Satelliten in großem Abstand verteilt.

2.3.5 Fehler durch Mehrwegeeffekte

Hohe Gebäude können nicht nur durch Abschirmung und eine ungünstige Satellitengeometrie die Positionsgenauigkeit beeinflussen, auch reflektieren vor allem glatte oder spiegelnde Gebäudefassaden von Hochhäusern das Satellitensignal und führen so zu einer weiteren Erhöhung der Positionierungsungenauigkeit. Der sogenannte Mehrwegeeffekt entsteht durch die Reflexion des Satellitensignals an glatten Oberflächen. Dieser Effekt tritt hauptsächlich in Großstädten auf. Durch die Reflexion des Signals beispielsweise an einer Gebäudefassade (vgl. Abbildung 20) kann dies zu Positionsfehlern zwischen 1 und 100 m führen, da das reflektierte Signal länger braucht, um beim Empfänger anzukommen, als das direkt vom Empfänger aufgenommene Signal.

Bei der Konstruktion von Antennen kann darauf geachtet werden, diese so zu bauen, dass der Mehrwegeeffekt im Signal identifiziert werden kann und eine Unterscheidung zwischen reinem Signal und reflektiertem Signal getroffen werden kann.

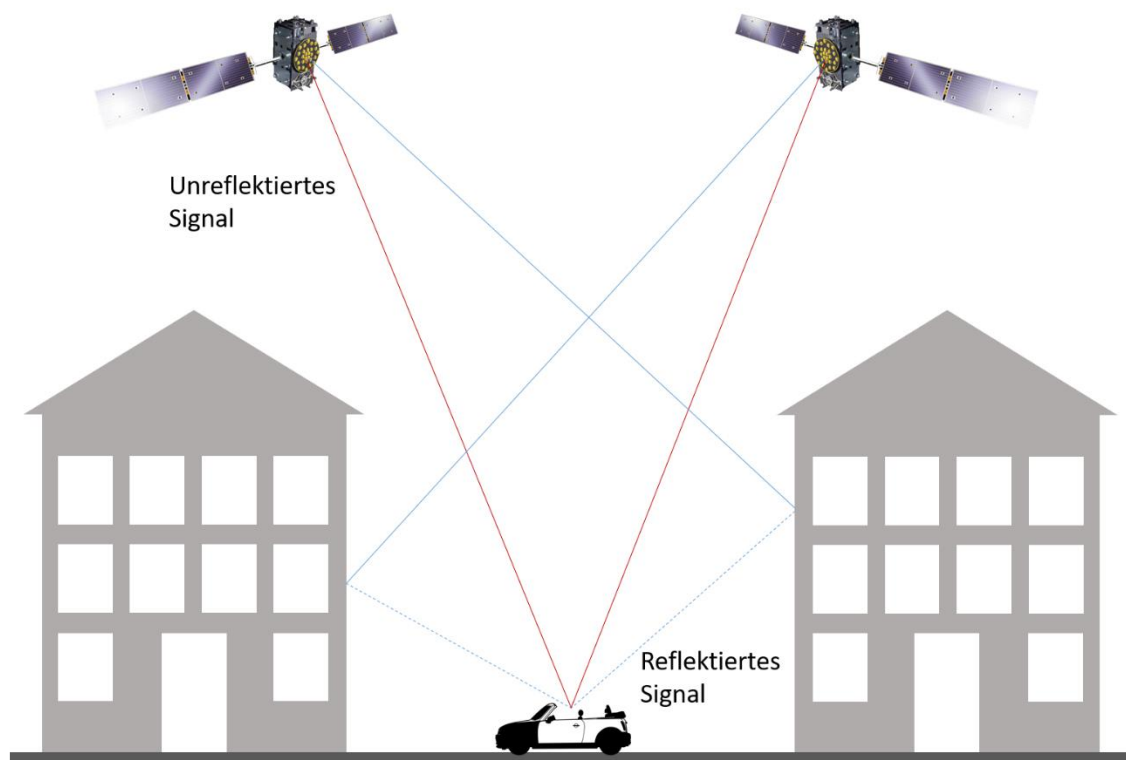


Abbildung 20: Schematische Darstellung des sogenannten Mehrwegeeffektes. Vor allem in Großstädten kann das Satellitensignal durch Gebäudefassaden reflektiert werden, sodass es länger braucht um beim Empfänger anzukommen. Demnach wird die Positionsbestimmung negativ beeinflusst.

3 Technische Umsetzung

Das beschriebene Positionsbestimmungsprinzip ist zwar in der Theorie denkbar einfach, allerdings erfordert die technische Umsetzung einige hochkomplexe Anforderungen an die Sende- und Empfangssysteme. In einem möglichst kurzen Signal müssen codiert zahlreiche Informationen transportiert werden und verlustfrei beim Empfänger ankommen. Zudem kommt hinzu, dass die potentiell nutzbaren Frequenzen, um die Navigationsnachrichten zu senden, mittlerweile dicht besetzt sind, sodass auch bei Frequenzüberschneidungen, welche beispielsweise bei Galileo und GPS vorkommen, die Herkunft des Signals eindeutig vom Empfänger bestimmt und dessen Inhalt dekodiert werden müssen. Schnell wird klar, dass die technische Umsetzung der Satellitennavigation die modernste Nachrichtentechnik und Innovationen, welche den hohen Systemanforderungen entsprechen müssen, bedingt.

Im Folgenden soll das Prinzip der technischen Umsetzung moderner Satellitennavigation kurz erläutert werden. Da auf Grund der Komplexität der modernen Nachrichtentechnik das Funktionsprinzip in diesem Bericht nicht völlig dargelegt werden kann, wird stellenweise auf weiterführende Literatur verwiesen.

3.1 Codierte Signalübertragung

Die in den letzten Kapiteln ausführlich beschriebenen Satellitennachrichten werden als codierte Signale übertragen. Zum Einsatz kommt das sogenannte *Binary Offset Carrier* (BOC) Verfahren. Dieses moderne Codierungsverfahren unterscheidet sich zum einen von dem GPS-Codierungssystem

(Phasenumtastung, BPSK-Verfahren) und ermöglicht es die gegenseitige Störung verschiedener Codes gegenüber dem bei GPS und GLONASS eingesetzten Verfahren weiter zu reduzieren.

Das Verfahren war zwingend nötig, da mittlerweile wenige freie Frequenzen zur Verfügung stehen. Eine der Galileo-Frequenzen überschneidet sich mit einer der GPS-Frequenzen. Die Frequenzen von Galileo befinden sich alle im sogenannten L-Band (1000 – 2000 MHz) und tragen die Namen E5 (1164 – 1250 MHz), E6 (1260-1300 MHz) und E1 (1559-1591 MHz). Wie aus Tabelle 1 ersichtlich, unterscheiden sich die Frequenzen von Galileo, GPS (L1, L2 und ab 2014 L5) und die von GLONASS (G1 und G2) teilweise.

Tabelle 1: Signalkanäle und Trägerfrequenzen der Satellitennavigationssysteme Galileo, GPS und GLONASS.

Signalkanal	L5 / E5a	E5b	L2	G2	E6	L1 / E1	G1
Trägerfrequenz (MHz)	1176,45	1207,14	1227,6	1246,0	1276,75	1575,42	1602,0
Galileo	x	x			x	x	
GPS	x		x			x	
GLONASS				x			x

Insgesamt werden bei Galileo vier Signale auf vier Frequenzen (vgl. Abbildung 21) mit komplexen Strukturen abgestrahlt. Die Signale sind dabei bandgespreizt (*Spread Spectrum Modulation*), um sie möglichst robust zu machen. Ein Signal jedes Satelliten besitzt einen bandgespreizten Code für die Entfernungsmessung (*Ranging Code*) mit einer Pseudozufallsfolge von Binärwerten.

Auf die vier Hochfrequenzsignale jedes Galileo Satelliten sind die Daten der Navigationsnachricht (Bahndaten, aktuelle Zeit, etc.) aufmoduliert. Die gleichzeitige Spreizung der Frequenz erfolgt mit einer Folge an binären Werten durch Phasenumtastung. Hierbei ist zu erwähnen, dass diese Folge spezifisch für jeden Satelliten definiert wurde und dessen Kennung (Codekennung) dient. Die Folge an binären Werten, auch als *Pseudo Noise Sequence* bezeichnet, ist so optimiert, dass der Empfänger in der Lage ist, das einzelne Satellitensignal aus der Summe der gleichzeitigen Überlagerungen herauszufiltern. Man nennt dieses Verfahren auch **Code Division Multiple Access (CDMA)**.

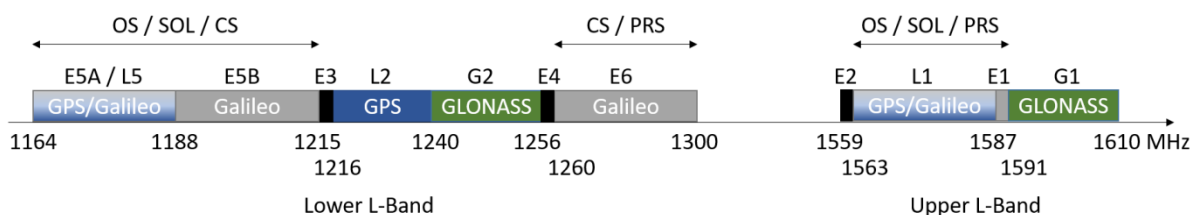


Abbildung 21: Frequenzen der Satellitennavigationssysteme Galileo, GPS und GLONASS. Für Galileo sind zudem die Frequenzen der verschiedenen Dienste angegeben.

Das BOC-Verfahren, welches auch bei den neusten GPS-Satelliten Anwendung findet, nutzt die einzelnen Frequenzbänder möglichst gut aus ohne dabei Überlagerungen zu erzeugen. Die optimale Ausnutzung ist nötig, da bei Galileo neben den Ortungssignalen auch zusätzliche Informationen, wie die Integritätsdaten oder kommerzielle Mitteilungen übertragen werden.

Die Satellitensignale bei GLONASS wurden bisher durch verschiedene Frequenzen nach Kanälen unterschieden. Jeder GLONASS-Satellit kann von einem Empfänger durch die Frequenz eindeutig

identifiziert werden. Man nennt dieses Verfahren auch Kreuzkennung (*Frequency Division Multiple Access, FDMA*). Im Gegensatz zu Systemen wie Galileo oder GPS ist der Empfang der GLONASS-Signale robuster, da sich die Signale nicht überlagern und nicht vom Empfänger separiert werden müssen. Zudem ist so eine höhere Störsicherheit gegeben, da die Störung einer Frequenz nicht wie bei Galileo oder GPS alle Satelliten im gesamten System betrifft, sondern viele Störsender betrieben werden müssten.

Abbildung 22 zeigt die Frequenzspektren verschiedener Signale der Systeme Galileo und GPS. Die Überlappungen einzelner Frequenzbereiche sind zu erkennen.

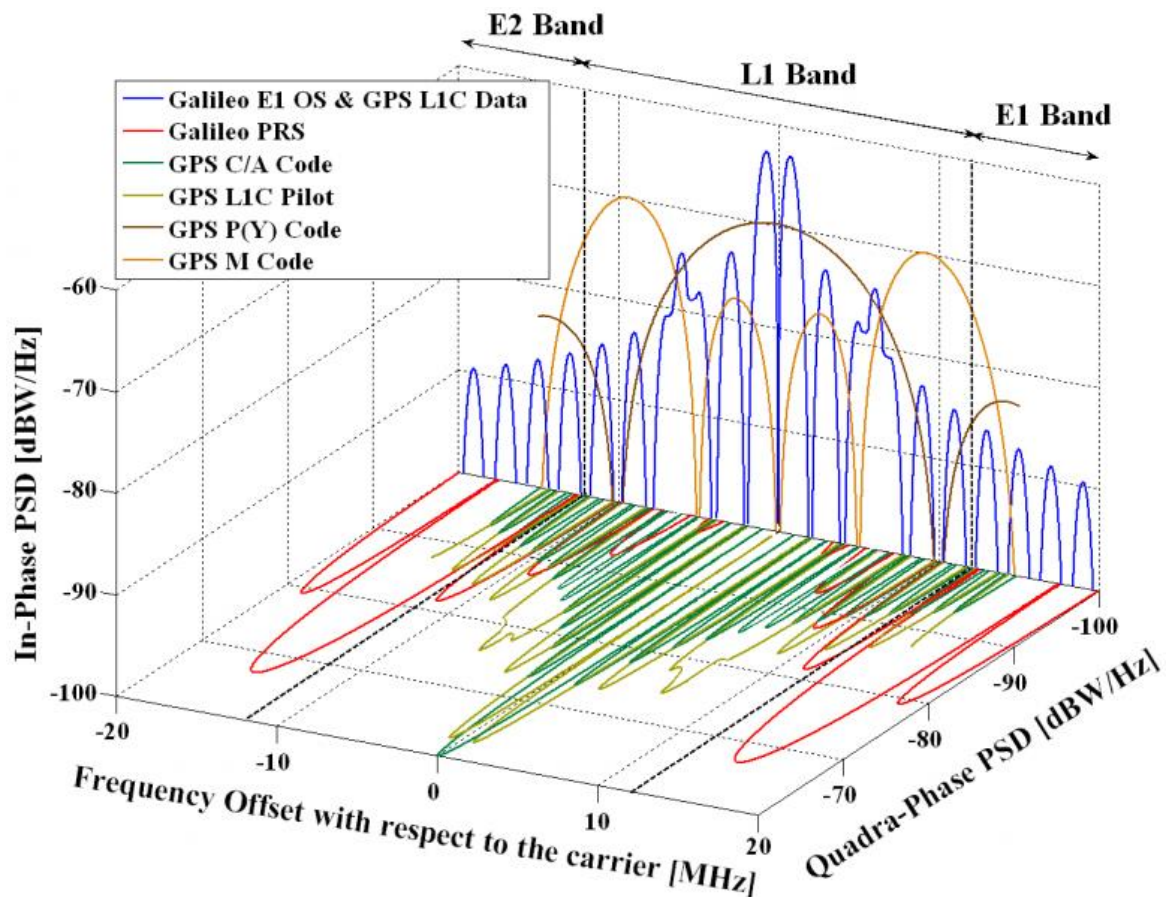


Abbildung 22: Gegenüberstellung der Frequenzspektren der GNSS-Systeme Galileo und GPS. Die Überlappungen einzelner Signale sind deutlich zu erkennen.

3.2 Die Atomuhren der Galileo-Satelliten

Das Prinzip moderner Satellitennavigation basiert auf einer sehr genauen Zeitmessung um die Laufzeit des Signals präzise zu bestimmen. Als Voraussetzung für eine präzise Ortung ist demnach eine hochgenaue, auch unter widrigen Bedingungen im Weltall funktionierende Atomuhr nötig.

Die Entwicklung der Atomuhr geht in das Jahr 1955 zurück. Während das erste in England gebaute Modell noch die Größe eines Büroraums hatte, sind Atomuhren in den letzten Jahrzehnten durch technische Anpassungen und Optimierungen immer kleiner geworden und mittlerweile für den Einsatz im All geeignet. In den Galileo-Satelliten der FOC-Phase sind vier Atomuhren verbaut. Je zwei passive Wasserstoff Maser Atomuhren (vgl. Abbildung 23) sowie zwei Rubidium Atomuhren. Im Regelfall liefert eine der Maser Uhren die Bordzeit. Die restlichen dienen zur Verbesserung des Zeitsignals und als Backup beim Ausfall der ersten Uhr.

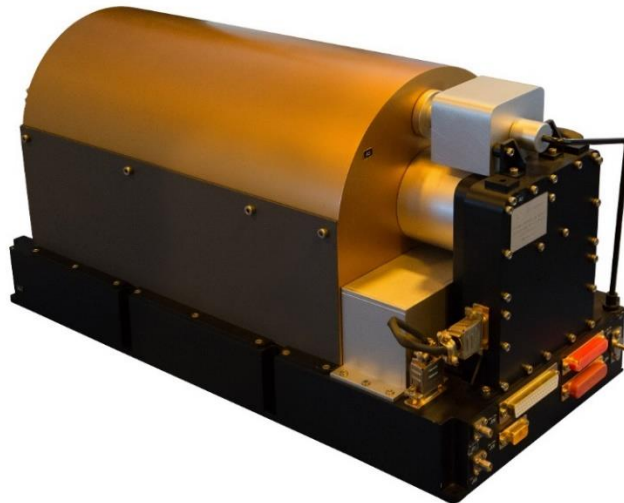


Abbildung 23: Passive Wasserstoff Maser Atomuhr eines Galileo-Satelliten. Die Atomuhr nutzt als Zeitbasis keine schwingende Masse, sondern die Übergänge von Atomen zwischen verschiedenen Energieniveaus.

Bei der Konzeptionierung und dem Bau der Atomuhren für Galileo wurde auf eine hohe Stabilität geachtet, so dass die Uhren mindestens 15 Jahre wartungsfrei im Orbit funktionieren sollten. Allerdings zeigte sich bereits nach kurzem Einsatz im All, dass einzelne Uhren teilweise ungenau gingen oder gar komplett ausfielen. Für die künftigen Galileo-Satelliten muss demnach die Uhreinheit weiter optimiert werden.

4 Weitere Navigationssysteme

Neben Galileo existieren weitere Satellitennavigationssysteme der großen Weltraummächte (vgl. Tabelle 2). Das wohl bekannteste ist das US-amerikanische System GPS (*Global Positioning System*), welches in den letzten Jahrzehnten schon weit vor Galileo entwickelt wurde. Auch die ehemalige Sowjet-Union konzipierte ab Mitte der 1970er Jahre als Antwort auf GPS das System GLONASS. Das Wort GLONASS ist dabei ein Akronym für *Globalnaja nawigazionnaja sputnikowaja sistema* und bedeutet „Globales Satellitennavigationssystem“. Das System BeiDou ist die chinesische Reaktion auf die internationalen Entwicklungen. Letzteres ist allerdings im Gegensatz zu den übrigen global noch nicht einsatzfähig und kann lediglich zur regionalen Positionierung in Asien verwendet werden. Im Folgenden werden die großen Satellitennavigationssysteme kurz vorgestellt.

Tabelle 2: Überblick über die wichtigsten internationalen zivilen und militärischen Satellitennavigationssysteme.

	Galileo	GPS	GLONASS	BeiDou
Volle Betriebsbereitschaft	Ab 2020	Seit 1995	Seit 1996 (mit Unterbrechungen)	Ausbau ab 2020
Anzahl der Satelliten (2019)	26 (2 im falschen Orbit)	33 (19 davon älter als 10 Jahre)	24 (+ 1 im Testbetrieb)	Ziel: 27
Bahnhöhe der Satelliten	23.222 km	20.200 km	19.100 km	22.000 km (+ voraussichtlich vier im geostationären Orbit)

4.1 NAVSTAR GPS

Der Aufbau des sogenannten NAVSTAR GPS (*Navigation Satellite Timing and Ranging Global Positioning System*) geht zurück in das Jahr 1973 auf einen Beschluss der U.S. Air Force bzw. der U.S. Navy und verfolgte das Ziel ein Satellitennavigationssystem zu entwickeln, welches es möglich macht, zu jeder Zeit und an jedem Ort der Erde, in der Luft und dem erdnahen Weltraum mit Hilfe eines geeigneten Empfängers ohne weitere Kommunikation die Position einer unbegrenzten Anzahl an Nutzern bis auf wenige Meter genau bestimmen zu können. GPS wurde für die militärische Nutzung konzipiert und sollte mit dem sogenannten *Precise Positioning Service* (PPS-Dienst) störsticher ermöglichen, Truppen an Land, zu Wasser und in der Luft zu navigieren. Der freie GPS *Standard Positioning Service* (SPS-Dienst) für zivile Nutzer war ursprünglich nicht geplant, wurde jedoch bereits früh angedacht. Die Entwicklung des militärischen NAVSTAR GPS Systems erfolgte durch die U.S. Air Force. In den vergangenen Jahrzehnten änderte sich die Hauptnutzergruppe von GPS zu zivilen Anwendern. Auch die für GPS zuständigen Betriebsorganisationen sind mittlerweile hauptsächlich nicht militärisch ausgerichtete Ministerien und Einrichtungen wie die U.S. Raumfahrtbehörde NASA (*National Aeronautics and Space Administration*).

Das System besteht aus mindestens 21 (+ 3 Reserve) Satelliten (vgl. Abbildung 24), verteilt in sechs polaren Orbits auf etwa 20.200 km Bahnhöhe. Somit sind auf ca. 80% der Erdoberfläche mehr als fünf Satelliten sichtbar. Das Bodensegment, bzw. die Kommandierung des Systems geschieht von der *Master Control Station* in Colorado Springs. Das Bodensegment wird vervollständigt durch Monitorstationen, welche analog zu Galileo den Betrieb und die Genauigkeit des Systems überwachen und von weiteren Bodenstationen, welche zur Datenübermittlung Kontakt zu den Satelliten aufnehmen. Die globale Abdeckung an Bodenstationen ist bei GPS im Vergleich zu Galileo wesentlich geringer.

Die 24 Satelliten auf polaren Orbits haben eine Inklination von 55° und eine Umlaufdauer von ca. 12 Stunden. Durch die lange Historie von GPS existieren zahlreiche Baureihen der Satelliten. Mittlerweile werden die Satelliten aus der Baureihe Block III in das bestehende System integriert. Die Satelliten durchliefen im Vergleich zu dem ersten GPS-Satelliten Navstar 1 erhebliche technologische Weiterentwicklungen und Modifizierungen bedingt durch die gesteigerten Anforderungen der modernen Satellitennavigation. Hervorzuheben ist, dass die GPS-Satelliten eine sehr lange Lebensdauer von durchschnittlich 12-15, bis zu 20 Jahren, haben.

Der Hauptbestandteil der Nutzlast eines GPS-Satelliten ist wie bei allen Navigationssystemen die hochpräzise Atomuhr. Bei GPS kommen, durch die unterschiedlichen Baureihen, mittlerweile eine Vielzahl von Atomuhren zum Einsatz. Aktuell wird eine Uhreinheit typischerweise durch eine Atomuhr (z.B. Wasserstoff-Maser) und eine ergänzenden Halbleiteruhr (z.B. Rubidium-Uhr) gebildet. Die Eigenschaften beider Uhren ermöglichen gemeinsam die Präzision und Langzeitstabilität und werden im Satellit einfach redundant verbaut.

Die Wahl der polaren Orbits lässt sich begründen aus dem angestrebten Optimum aus maximaler Verfügbarkeit, Unempfindlichkeit gegenüber natürlichen Störungen wie dem Erdmagnetfeld und ausreichender Empfangsstärke.

Auffällig ist bei der GPS-Konstellation im Vergleich zu Galileo die hohe Anzahl an Bahnebenen. Statt der bei Galileo neun Satelliten pro Bahnebene, sind es bei GPS wie beschrieben vier Satelliten pro Orbit. Diese hohe Anzahl von Bahnen bei GPS ist allerdings bewusst gewählt, da die GPS-Satelliten

nicht nur der Positionsbestimmung dienen, sondern ein weiteres Sensorpaket installiert haben, welches zu jeder Zeit die Detonation nuklearer Sprengkörper feststellen und lokalisieren soll.



Abbildung 24: GPS-Satellit der aktuellsten Block III Baureihe (NASA 2017).

Wie bereits beschrieben, bietet GPS zwei Dienste:

- der SPS-Einfrequenzdienst (**Standard Positioning Service**): ein offener, von jedem nutzbarer Funknavigationsdienst, der wie alle amerikanischen Funknavigationsdienste unter dem Vorbehalt zur Verfügung steht, dass die *National Command Authority* bei einer Bedrohung der Nationalen Sicherheit der USA Nutzerrestriktionen anordnen kann. Übertragen wird der SPS-Dienst in der sogenannten L1 Frequenz (1,57542 GHz).
- Der PPS-Zweifrequenzdienst (**Precise Positioning Service**): neben dem freien übertragenen Signal auf der L1-Frequenz steht ein weiteres verschlüsseltes Signal auf der sogenannten L2-Frequenz (1,227600 GHz) zur Verfügung, welches nur die U.S.-amerikanischen Streitkräften und deren Verbündeten mit Zugangsregelungen nutzen können. Der gleichzeitige Empfang von L1 und L2 ermöglicht eine Reduzierung des Ionosphärenfehlers.

4.2 GLONASS

Die Entwicklung von GLONASS reicht in die 1970er-Jahre zurück. Als an dem Aufbau eines globalen Satellitennavigationssystems der USA kein Zweifel mehr bestand, entschloss sich auch die UdSSR ein vergleichbares System als Antwort auf die Entwicklungen des Westens, zu konzipieren. Die Architektur von GLONASS ist der von GPS und auch Galileo sehr ähnlich. Allerdings ist die geographische Verteilung der Bodenstationen nicht optimal, da diese fast nur auf russischem Territorium verteilt sind. Das Systemkontrollzentrum (SKZ), welches ursprünglich unter militärischer Führung stand, befindet sich in Golitsyno, etwa 70 km südwestlich der Stadt Moskau und ist zugleich Teil der russischen Weltraumbehörde Roskosmos.

GLONASS umfasst regulär 24 operationell betriebene Satelliten auf drei Bahnebenen im Weltraum. Ein Unterschied zu den Systemen Galileo und GPS besteht darin, dass GLONASS sechs statt drei zusätzliche Reservesatelliten hat. Die Orbits im Abstand von 120° haben eine Bahnhöhe von rund 19.100 km und sind im Vergleich zu GPS deutlich mehr mit $65,8^\circ$ gegen die Äquatorebene geneigt. Hiermit wird eine verbesserte Satellitenverfügbarkeit im für Russland wichtigen Norden erreicht. Die Umlaufdauer ist mit 11 Stunden und 16 Minuten etwas kürzer als die von Galileo und GPS. Durch die Konstellation der Satelliten sind mindestens vier auf 97% der Erdoberfläche sichtbar.

Die Dimension eines GLONASS-Satelliten umfasst bei völliger Entfaltung der Solar Module $17,5 \text{ m}^2$. Die beiden Solargeneratoren sind je 7,23 m lang. Alle GLONASS-Satelliten sind mit Retroreflektoren ausgestattet, die eine Bahnvermessung mittels Laser-Verfolgung ermöglichen. Diese hochpräzise Bahnvermessung wird in Russland und u.a. vom DLR in Neustrelitz durchgeführt.

Die ersten GLONASS Satelliten hatten im Vergleich zu GPS (12 – 15 Jahre) deutlich kürzere Lebenszeiten. Satelliten der ersten Baureihe konnten teilweise nur wenige Monate operationell betrieben werden. In der Zeit zwischen 1982 und 1997 wurden deshalb insgesamt 69 GLONASS Satelliten ins All geschickt. Durch den Zusammenbruch der Sowjetunion wurde auch der operationelle Betrieb von GLONASS eingestellt. Ab 1990 wurden durch technologische Weiterentwicklungen die Satelliten soweit verbessert, dass die Lebenszeit von nun rund sieben Jahren ein Wiederaufbau des Systems ermöglichte. Seit 2011 ist das System wieder einsatzbereit.

Die von GLONASS genutzten Frequenzen (G1: 1,6035 GHz und G2: 1,25 GHz) sind den bei GPS genutzten Frequenzen L1 und L2 sehr ähnlich. Durch die parallele Nutzung der Ortungssignale von GPS und GLONASS kann unter anderem durch eine Reduzierung des Ionosphärenfehlers die Positionierung verbessert werden.

4.3 BEIDOU

Auch die Chinesische Weltraumagentur CNSA (*China National Space Administration*) entwickelt seit Ende 2011 ein Satellitennavigationssystem: BeiDou (chinesisch: großer Bär). Derzeit kann das System allerdings lediglich regional, hauptsächlich in China, genutzt werden. Ab 2020 soll ein Ausbau des Service zur weltweiten Nutzung erfolgen. Wie auch GLONASS und Galileo hat BeiDou zum Ziel die Abhängigkeit von GPS zu verringern.

Ziel ist es ein System aus 27 Satelliten (24 + 3 Reservesatelliten) in einer Walkerkonstellation mit einer Positionierungsgenauigkeit von 10 m zu realisieren. Die aktuellen BeiDou Satelliten senden drei Signale mit unterschiedlichen Frequenzen (B1: 1561,098 MHz; B2: 1207,14 MHz; B3 1268,52 MHz), wobei die Frequenzen B1 und B2 sowohl für autorisierte Nutzer als auch der offenen Nutzung

dienen, während das Signal B3 ausschließlich für autorisierte Nutzer zur Verfügung steht. Die Satelliten sind ausgestattet mit hochpräzisen Rubidium Atomuhren.

Das Gesamtsystem wird ähnlich zu GPS kontrolliert von einer sogenannten *Master Control Station* (MSC). Darüber hinaus enthält das Bodensegment einige Uplink-Stationen, welche unter anderem Kontakt zum Satelliten aufnehmen, um Uhrensynchronität zu gewährleisten. Die über China verteilten Monitor-Stationen überwachen permanent das System und liefern so einen wichtigen Beitrag den Positionierungsdienst bereitzustellen.

5 Anwendungen

Die Nutzung von Satellitennavigation ist heutzutage so vielfältig, dass im Rahmen dieses Beitrags kaum eine vollständige Erläuterung aller potentiellen Anwendungen erfolgen kann. Im Allgemeinen ist die Verwendung von GNSS seit Jahren von stetigem Wachstum im nationalen und internationalen Markt gekennzeichnet und wird auch in Zukunft weiter an Bedeutung gewinnen. Nicht zuletzt, da immer mehr Endgeräte mit Navigationschips ausgestattet sind. Im Folgenden werden ausgewählte Anwendungen und Nutzungsfelder der Satellitennavigation beschrieben und dabei vor allem auf die zukünftige Nutzung von Galileo eingegangen.

5.1 Anwendungen im Straßenverkehr

Die heutzutage am häufigsten verwendeten Endgeräte zum Empfang der Satellitensignale sind Navigationsgeräte im Auto, bzw. navigationsfähige Smartphones. Die wesentliche Funktionsweise von diesen Systemen besteht darin, auf Basis von systeminternen Straßenkarten einem Fahrer optisch oder akustisch anzuzeigen, welchen Weg er nehmen muss, um das gewünschte Ziel zu erreichen. Im zivilen Straßenverkehr kommen dabei hauptsächlich Zielführungssysteme zum Einsatz, welche in der Regel aus mindestens vier Einheiten bestehen (vgl. Abbildung 25):

1. einem GNSS-Empfänger,
 2. einer digitalen Straßenkarte auf einem Speichermedium,
 3. einem Navigationscomputer, der in der Lage ist, die Signale von GPS und/oder Galileo und/oder GLONASS zu verarbeiten, und
 4. einem Anzeige- und Eingabeinstrument.
- Gegebenenfalls ergänzen, je nach Komplexität und Preis des Geräts, weitere unterstützende Sensoren, wie Radsensoren das System, um die Zuverlässigkeit zu maximieren.

Vor allem die unterstützenden Sensoren erlauben eine Zielführung auch wenn Abschattungseffekte das Signal so beeinflussen, dass eine gewisse Zeit beispielsweise durch Bäume, hohe Gebäude, einen Tunnel oder Gebirge, Straßenabschnitte passiert werden, welche nicht genügend verwertbare GNSS-Signale zulassen. In diesem Fall müssen zusätzliche Messsysteme oder Sensoren diesen Signalverlust überbrücken, um die Zielführung ungestört fortsetzen zu können.

Da die technische Umsetzung von Zielführungssystemen durch den Einsatz modernster Systeme zunehmend an Komplexität gewinnt, soll weiter lediglich die Grundidee der Zielführung beschrieben werden. Mittels GNSS findet zuerst eine ungefähre Ortung des Fahrzeugs statt. Die ermittelte Position wird dann einem Punkt auf einer digitalen Karte zugewiesen. Das Gerät muss hier teilweise schon erste Entscheidungen treffen, da die Positionierung nicht immer eindeutig möglich ist. Befindet man sich beispielsweise auf einer kleinen Straße entlang einer Autobahn, entscheidet das Gerät im Zweifelsfall meist für eine Position auf der jeweils größeren Straße.

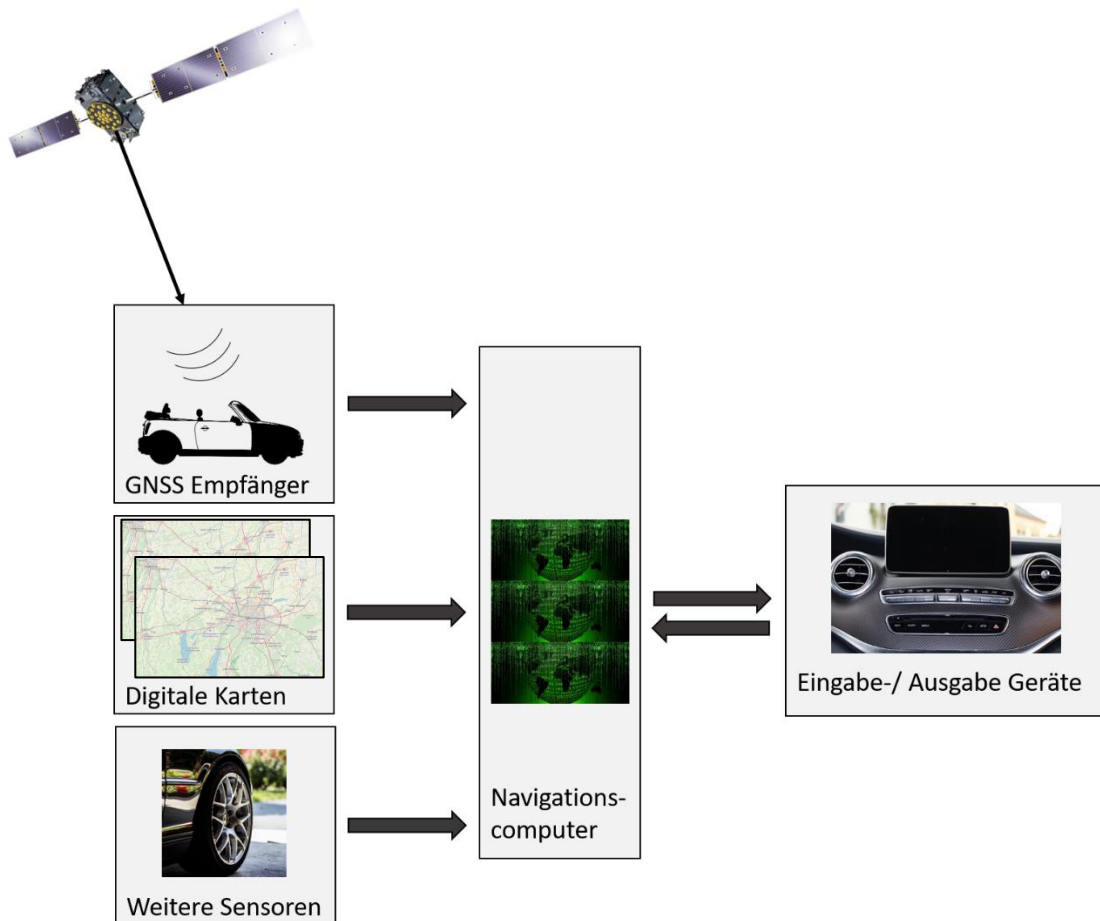


Abbildung 25: schematische Darstellung eines Zielführungssystems im Straßenverkehr.

Nach dieser ersten Ortung und Positionsbestimmung auf der digitalen Karte wird kontinuierlich zwischen den durch die Ortung bestimmten Positionen und auf der Karte eingetragenen Gegebenheiten verglichen und die Anzeige, welche in den meisten Fällen die eigene Position auf der Karte repräsentiert, permanent aktualisiert. Die eigentlichen Fahrhinweise werden intern in der Geräteelektronik berechnet und bezüglich der gewählten Optionen, wie Streckenlänge, Fahrzeit oder Kosten ermittelt.

Der Einsatz von Radsensoren soll vor allem bei kurzfristig eingeschränktem oder vollständig abgebrochenem Satellitensignal, wie beispielsweise bei einer Fahrt durch einen Tunnel, ein temporäres Funktionieren des Systems gewährleisten. Der Navigationscomputer nutzt neben der Fahrtgeschwindigkeit auch die Radstellung, da sich diese beispielsweise bei einer Kurvenfahrt unterschiedlich schnell drehen, um die Fortbewegung und die Fahrtrichtung auf der Anzeige zu aktualisieren. Vor allem in Tunnel bietet der Einsatz von Radsensoren, die einzige Möglichkeit die Zielführung fortzusetzen.

5.2 Anwendungen in der zivilen Luftfahrt

Die Luftfahrt stellt höchste Anforderungen an die Genauigkeit und vor allem die Zuverlässigkeit von Navigationssystemen. Das hohe Maß an Sicherheit wird herkömmlich durch die Verwendung von mehreren unterschiedlichen Einzelkomponenten realisiert. In modernen Verkehrsflugzeugen sind Zwei- und Dreifachinstallationen von Trägheitsnavigationssystemen üblich, welche im Weitverkehr zum Einsatz kommen. Darüber hinaus werden für die einzelnen Flugabschnitte spezialisierte

Funknavigationssysteme verwendet, sodass im Streckenflug andere Systeme als für den Landeanflug zum Einsatz kommen. Die Kombination von verschiedenen Systemen erzeugt eine Reihe an Herausforderungen, welche den verknüpften Einsatz erschweren. Zudem kann keines der Systeme in allen Flugabschnitten eingesetzt werden, auch da die Einzelsysteme keine globale Abdeckung erreichen. Darüber hinaus ist ihre Genauigkeit nicht einheitlich, sondern orts- und zeitabhängig. Weiter von Nachteil ist, dass sich die Systeme nach unterschiedlichen Bezugssystemen richten und somit keine einheitlichen Daten generiert werden. Die Flugroute richtet sich nach den Standorten der Bodenanlagen. Die Bordausrüstung ist auf Grund der vielen benötigten Systeme sehr umfangreich und teuer.

Die Verwendung von GNSS im Bereich der Ortung und des Monitorings von Flugrouten brächte viele Vorteile. Zurzeit sind allerdings GPS und GLONASS als primäres System im Streckenflug nicht zugelassen. Neben der unzureichenden Genauigkeit ist hierfür hauptsächlich die Tatsache verantwortlich, dass zur Landung Informationen zur Integrität der Systeme fehlen. Für eine Zulassung von GNSS in der Luftfahrt als primäres Navigationsmittel müssten die internationalen für die Flugnavigation festgesetzten Bestimmungen (*Required Navigation Performance, RNP*) erfüllt werden. Neben der ständigen Verfügbarkeit von mindestens vier Satelliten gehören hierzu auch eine annähernd gleichbleibende Genauigkeit, das Erkennen und Warnen bei Fehlfunktionen sowie die Kontinuität der fehlerfreien Funktion.

Die Anforderungen an Systemgenauigkeit und Verfügbarkeit werden in vielen Flugphasen derzeit zwar von GPS und GLONASS bedient, allerdings sind in den Signalen keine Informationen zur Integrität enthalten. Man kann nicht immer davon ausgehen, dass GPS eine auf 10 m genaue Ortung ermöglicht. Vielmehr können in der Praxis Abweichungen von zum Teil mehreren hundert Metern auftreten. Ein solcher Fehler wäre im Instrumentalflug völlig inakzeptabel und müsste umgehend identifiziert werden, um die Sicherheit der Fluggäste und des Flugpersonals gewährleisten zu können. Die bereits erwähnten für die Luftfahrt geltenden Bestimmungen geben auch vor, welche Mindestanforderungen der unterschiedlichen Flugabschnitte an die Navigationssysteme gestellt werden (vgl. Tabelle 3). In Abhängigkeit verschiedener Faktoren werden die Präzisionsanflüge in unterschiedliche Kategorien eingeteilt.

Tabelle 3: Anforderungen an Genauigkeit und Integrität bei verschiedenen Flugzuständen.

Flugzustand	Maximal zulässige Abweichung	Alarm bei Abweichungen um	Alarm spätestens nach
Überseeflug	14-12 Seemeilen	4 - 12 Seemeilen	2 Minuten
Flughafenbereich	0 - 4 Seemeilen	0 - 1 Seemeilen	30 Sekunden
Anflug mit vertikaler Führung AVP	220 m (horizontal) 20 m (vertikal)	0,3 Seemeilen (horizontal) 50 m (vertikal)	10 Sekunden
Instrumentenlandung Cat I	220 m (horizontal) 6 m (vertikal)	40 m (horizontal) 10-15 m (vertikal)	6 Sekunden
Instrumentenlandung Cat II	6,9 m (horizontal) 2,0 m (vertikal)	17,3 m (horizontal) 5,3 m (vertikal)	1 Sekunde
Instrumentenlandung Cat III	6,0 m (horizontal) 2,0 m (vertikal)	15,5 m (horizontal) 5,3 m (vertikal)	1 Sekunde

Die Nutzung von GNSS ist derzeit für den Landeanflug international noch nicht einheitlich reglementiert. An fast allen deutschen Flughäfen ist die Nutzung von GPS als unterstützendes Hilfsmittel zulässig, eine alleinige Nutzung allerdings nur bei Entscheidungshöhen oberhalb von Cat I bei manchen deutschen Flughäfen erlaubt. Um den hohen Anforderungen bei Präzisionsanflügen (Cat I, II, III) zu genügen, sind Ergänzungen erforderlich, welche am einfachsten mittels DGPS (Differenzielles Globales Positionierungssystem, vgl. Abbildung 26) ermöglicht werden können.

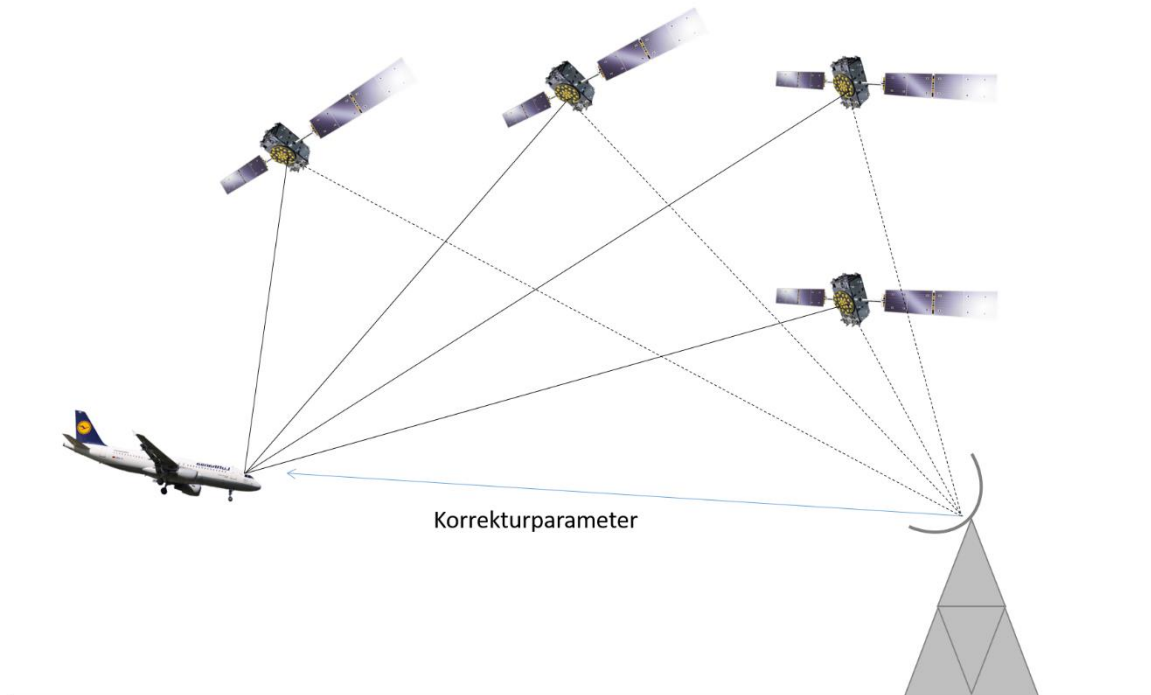


Abbildung 26: Ein durch DGPS unterstützter Landeanflug mittels am Flughafen stationierter Referenzstationen, welche Integritätsinformationen an das anfliegende Flugzeug übermitteln.

Ein mit DGPS unterstützter Landeanflug ist durch eine zusätzliche Referenzstation am Flughafen realisierbar, welche Korrekturparameter und Integritätsdaten an das anfliegende Flugzeug übermittelt. Im Flugzeug sind so noch ein GPS- und GLONASS-Empfänger, ein VHF-Empfänger (*Very High Frequency*) zum Empfang der Korrekturdaten, ein Trägheitsnavigationssystem als Redundanz sowie ein Sende- und Empfangsgerät zur Kommunikation nötig. Durch den Einsatz von Galileo sollen zumindest für den Präzisionsanflug Cat I die erforderliche Genauigkeit und die Integrität ohne weitere Zusatzsysteme erreicht werden.

5.3 Ghosthunter

Jährlich werden rund 2.000 Geisterfahrer auf Deutschlands Straßen registriert. Viele dieser Irrfahrten enden in schweren Unfällen. Es existieren einige Versuche die Anzahl an Falschfahrern zu reduzieren. Zusätzlich angebrachte Warnhinweise an Autobahnauffahrten oder der Einsatz von Krallen, die das Auffahren auf eine Autobahn in falscher Richtung verhindern sollen kommen teilweise zum Einsatz sowie der Einsatz von Elektronik im Auto. Kamerasysteme erkennen und identifizieren Schilder am Fahrbahnrand und weisen den Fahrer auf die falsche Fahrtrichtung durch akustische oder optische Signale hin.

Wissenschaftler des Instituts für Raumfahrttechnik und Weltraumnutzung der Universität der Bundeswehr München forschen in Kooperation mit dem Institut für Ingenieurgeodäsie der Universität Stuttgart am Projekt *Ghosthunter*. In dem vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie geförderten Projekt geht es um die gezielte Nutzung von Galileo-Signalen zur Identifizierung und Ortung von Falschfahrern.

Ghosthunter ist ein Frühwarnsystem, welches mittels Navigationsgeräten, der Sensorik im Auto und weiteren Satellitendaten erkennen soll, ob ein Geisterfahrverhalten vorliegt. Alle Daten ergeben eine genaue Position, welche mit digitalen Karten abgeglichen wird. Fährt ein Auto auf der Autobahn in falscher Richtung, schlägt das System Alarm und warnt den Fahrer durch akustische und optische Signale. Das Warnsystem gleicht permanent die Position und die Bewegungsrichtung des Autos mit einer digitalen Karte ab. Zur Verwendung kommen optimierte digitale Karten aus verschiedenen Datensätzen. Das Warnsystem kann auch den bereits in einigen Autos verfügbaren, spätestens ab 2018 für alle Neuwagen Pflicht werdenden Dienst *eCall* nutzen, um eine erkannte Geisterfahrt an die Verkehrszentrale und so über ein Leitsystem an alle Verkehrsteilnehmer auf der Strecke weiter zu geben.

5.4 Precision Farming

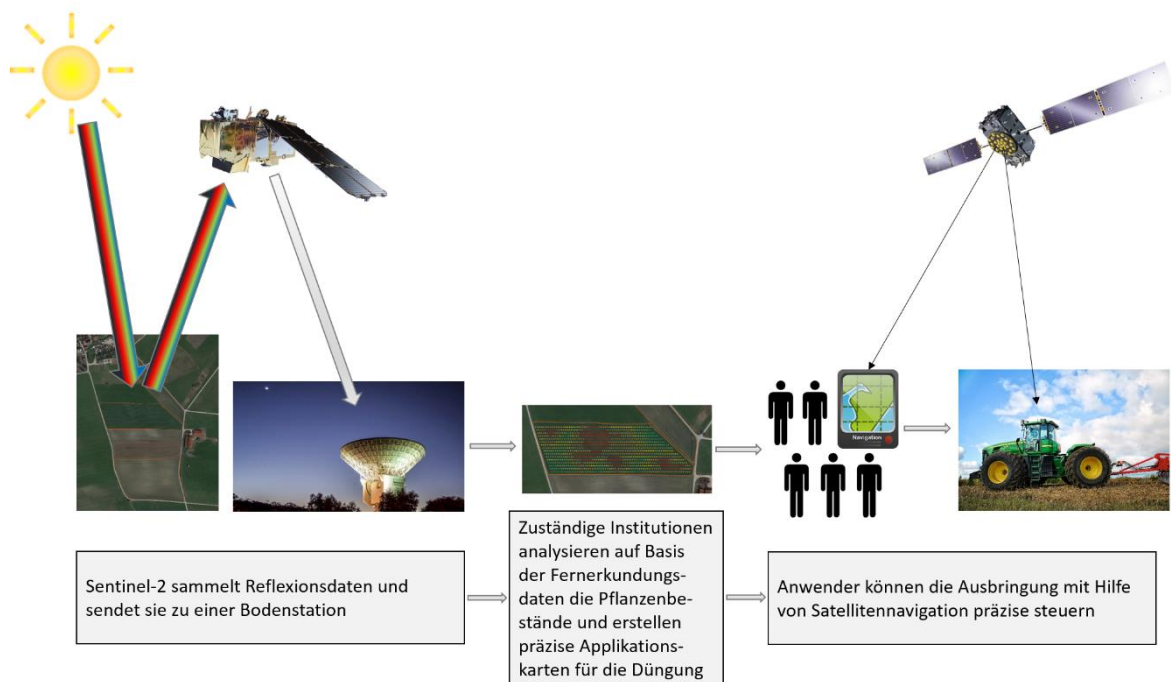


Abbildung 27: Precision Farming als Schnittstelle zwischen den beiden angewandten Weltraumdisziplinen Fernerkundung und Satellitennavigation. Mittels Fernerkundungsdaten werden die Zustände von landwirtschaftlichen Beständen analysiert und den Landwirten unter anderem Applikationskarten zur Düngerausbringung bereitgestellt. Diese Applikationskarten können mit Hilfe von moderner Navigationstechnik präzise auf dem Feld eingesetzt werden.

Das in den letzten Jahren immer mehr in den medialen Fokus gerückte sogenannte *Precision Farming* stellt eine Schnittstelle zwischen den Raumfahrtsegmenten Fernerkundung und Satellitennavigation dar (vgl. Abbildung 27). Unter Precision Farming ist allgemein die ortsdifferenzierte, gezielte Bewirtschaftung und Bearbeitung landwirtschaftlicher Nutzflächen mit dem Ziel der Ertragsmaximierung durch neue Technologien gemeint. Hierbei werden möglichst kleinräumige

Bodeneinheiten differenziert analysiert, um die Bestände vor und nach der Aussaat möglichst individuell optimal zu bearbeiten. Analysiert werden je nach Nutzung Parameter wie Bodenzustand, Wasser- und Nährstoffgehalt im Boden aber auch Exposition und Hanglage im Feld, um das Ausbringen der landwirtschaftlichen Betriebsmittel (Saatgut, Pflanzenschutzmittel, Dünger, Bodenhilfsstoffe, Pestizide, Beregnungswasser, etc.) optimal an die Bedingungen anzupassen. Ziel des Precision Farmings ist nicht nur die Einsparung von Betriebsmitteln sowie die effizientere Nutzung dieser sondern auch einen Beitrag zur ökologischen Entlastung zu liefern.

Räumlich hochaufgelöste Erdbeobachtungsdaten der Fernerkundungssatelliten Sentinel-2A und -2B dienen als Grundlage, um kleinräumige Variationen auf landwirtschaftlich genutzten Feldern zu identifizieren. Beispielsweise kann mit dem NDVI (*Normalized Difference Vegetation Index*), einem Vegetationsindex, welcher Rückschlüsse auf die Vitalität der Vegetation ermöglicht, sehr einfach der aktuelle Zustand der sich entwickelnden Feldfrüchte ermittelt und klassifiziert werden. Auf Basis dieser Erkenntnisse können dann Applikationskarten, welche den punktuellen Einsatz von Düngemitteln beinhalten, erstellt werden. Um die Maschinen auf dem Feld präzise zu steuern helfen Satellitennavigationsgeräte, die eine exakte Ausbringung ermöglichen.

5.5 Galileo Online: Go!

Auch im Schienenverkehr hat die Satellitennavigation zunehmend Einfluss. Das europäische Verbundprojekt *Galileo Online: GO!* beispielsweise soll autonomes Rangieren auf der Schiene ermöglichen. Bei diesem noch in der Testphase befindlichen Projekt zahlreicher Hochtechnologiebetriebe soll ein hochpräziser Empfänger zur Nutzung auf der Schiene entwickelt werden. Dabei müssen Herausforderungen wie Signalabschattung oder schienenspezifische Empfangsbedingungen bewältigt werden. Im vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie geförderten Projekt wird eine integrierte Lokalisierungsmöglichkeit entwickelt, welche gezielt die Kombination der empfangbaren Signale von GPS und Galileo nutzt, um die Genauigkeit zu erhöhen und vor allem durch die Integritätsdaten von Galileo möglichst autonom auf Veränderungen zu reagieren.

5.6 Weitere Anwendungen

Neben den genannten Einsatzfeldern existieren zahlreiche weitere Anwendungsgebiete von Galileo, da vor allem von kleinen Startups, Studenten oder Doktoranden ständig neue Einsatzmöglichkeiten konzipiert und erprobt werden. In der Landwirtschaft und Fischerei, dem Umweltschutz- und Management, in der Kommunikation, im Energiesektor oder auch bei Finanzen, Banken und Versicherungen findet die Satellitennavigation immer neue Anknüpfungspunkte.

Wie bereits erläutert helfen Satellitennavigationssysteme bei der Ertragsüberwachung im modernen Precision Farming unter anderem beim optimierten und umweltschonenden Ausbringen von Düngemitteln oder Insektiziden. Darüber hinaus kann ein weiteres Anwendungsgebiet die Bestimmung und das Monitoring der genauen Größe landwirtschaftlicher Flächen sein, für welche die EU Stilllegungsprämien zahlt, um den nationalen und internationalen Markt zu regulieren. Auch der Fischereisektor kann von Galileo profitieren, indem das System zur Überwachung von Fischbeständen eingesetzt werden kann. Behörden und Einrichtungen können so feststellen, ob sich Fischereischiffe tatsächlich nur in den ausgewiesenen Fanggebieten aufhalten.

Auch im Umweltschutz hat der Einsatz von Galileo großes Potential, beispielsweise bei der Überwachung von Gefahrgut- und Abfalltransporten, der Unterstützung von Forschungsprojekten

in der Ozeanografie, der Untersuchung des Meeresspiegels und der Gezeiten sowie bei der Überwachung vulkanisch aktiver Gebiete. Auch Tierwanderungen können verfolgt werden, um den Schutz ihrer Lebensräume zu verbessern. Über sich verändernde Routen können Rückschlüsse über den Klimawandel oder Vorhersagen über Naturkatastrophen getroffen werden.

Im Finanzgeschäft sind Parameter, wie die Sicherheit der elektronisch übertragenen Daten, die Integrität und Authentizität entscheidende Kriterien. Werden Galileo-Referenzzeiten bei der Rückverfolgung eingesetzt, können Risiken im elektronischen Bankverkehr, wie gefälschte Transaktionen und unbefugte Zugriffe auf Konten und Informationen reduziert werden. Auch kann beispielsweise ein auf Galileo beruhendes Zeitsignal für ein zuverlässiges Verschlüsselungssystem genutzt werden. Auch für den Versicherungssektor bietet Galileo Anwendungsfelder. Die Steuerung und die Überwachung des Transportes wertvoller oder gefährlicher Güter kann auf ein neues Level gesetzt werden und wird so zu einem kalkulierbaren Risiko.

Darüber hinaus existieren noch zahlreiche bislang nur wenig genutzte und potentiell mögliche Anwendungen und Nutzungsmöglichkeiten der hochpräzisen Galileo-Signale. Allgemein ist der Markt an GNSS-Nutzern in den letzten Jahrzehnten zunehmend gestiegen und wird auch in Zukunft weiterwachsen. Die Entwicklung des zivilen, europäischen Satellitenortungssystems Galileo ist damit eine für viele Bereiche des alltäglichen Lebens bedeutsame Infrastrukturmaßnahme deren gesellschaftlicher Nutzen den Aufwand zur Meisterung der technischen und finanziellen Herausforderungen dieses Großprojektes mehr als rechtfertigen.

Literaturverzeichnis

Bartolomé et al. 2015

Bartolomé, J.P., X. Maufroid, I.F. Hernández, J.A. López Salcedo, G.S. Granados (2015). Chapter 2 – Overview of Galileo System. In: Numi et al. (2015). GALILEO Positioning Technology, Signals and Communication Technology 182, Springer Science + Business Media Dordrecht 2015.

Blair 2011

Blair (2011). Aufbau der europäischen Navigationssatellitenkonstellation. Galileo In-Orbit Validation.

DLR 2011

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2011): Galileo- Im Takt der Atomuhren. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-1649/#/gallery/3470 (zuletzt eingesehen am 02.05.2018).

Dodel & Häupler 2010

Dodel, H., D. Häupler (2010): Satellitennavigation. Springer, Heidelberg, 2. Korrigierte und erweiterte Auflage.

ESA 2005

European Space Agency (ESA) (2005). GIOVE-A in orbit. Artist's impression of GIOVE-A in orbit. The spacecraft antennas are directed towards the viewer. https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2006/01/GIOVE-A_in_orbit_artist_s_impression (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2007

ESA (2017). Galileo Konstellation. Artist's impression of the complete Galileo constellation of thirty satellites orbiting in three planes.

https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2007/05/Galileo_constellation (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2011

ESA (2011): Galileo In-Orbit Validation Satellite.

http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2011/10/Galileo_In-Orbit_Validation_satellite2 (zuletzt eingesehen am 04.04.2018).

ESA 2014

ESA (2014). Galileo satellite. Artist's view of a Galileo Full Operational Capability (FOC) satellite, with platforms manufactured by OHB in Bremen, Germany, and navigation payloads coming from Surrey Satellite Technology Ltd in Guildford, UK.

https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2014/07/Galileo_satellite2 (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2015

ESA (2015). Galileos 11 and 12. Galileos 11 and 12, mated with their dispenser on top of their Fregat upper stage being encapsulated within their Soyuz fairing.

https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2015/12/Galileos_11_and_122 (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2016

ESA (2016): FOC2 WP3x – Galileo Ground Control Segment High Level Technical Requirements.

<http://emits.sso.esa.int/emits-doc/ESTEC/Appendix2.pdf> (zuletzt eingesehen am 04.04.2018).

ESA 2016 b

ESA (2016) b. Ariane 5 ES Galileo Orbital Transfer.

https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2016/11/Ariane_5_ES_Galileo_orbital_transfer (zuletzt eingesehen am 12.09.2018).

ESA 2017

ESA (2017) b. Four Galileos on Ariane 5. The four Galileo satellites mounted on top of a customized Ariane 5 rocket inside aerodynamic fairing.

https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2017/11/Four_Galileos_on_Ariane_5 (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2017 b

ESA (2017) c. Galileos atop Ariane 5. Artist's view of four [Galileo](#) satellites mounted on top of a specially adapted Ariane 5 rocket underneath the aerodynamic fairing.

https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2017/11/Galileos_atop_Ariane_53 (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2018

ESA (2018). Galileo für Europas Bürger: Die Anwendungen. URL:

https://www.esa.int/ger/ESA_in_your_country/Germany/Galileo_fuer_Europas_Buerger_Die_Anwendungen (zuletzt eingesehen am 12.09.2018).

Han et al. 2011

Han, C., Y. Yang, Z. Cai (2011). BeiDou Navigation Satellite System and its time scales. Metrologica, 48, S213-S218.

Li et al. 2014

Li, M., L. Qu, Q. Zhao, J. Guo, X. Su, X. Li (2014). Precise Point Positioning with the BeiDou Navigation Satellite System. Sensors, 14, 927-943.

NASA 2017

National Aeronautics and Space Administration (NASA) (2017). Global Positioning System III Satellite Laser Ranging Implementation Team Honored with.

Award https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/news_GPS_III_SLR_Implementation_Team_Honored_with_Award.html (zuletzt eingesehen am 22.05.2018).

Schmidt 2018

Schmidt, M. (2018). Einblicke in den Betrieb der Galileo-Konstellation – Vergangenheit, Gegenwart und Zukunft. DLR GfR mbH, 23.07.2018.

Schüttler 2014

Schüttler, T. (2014). Satellitennavigation – Wie sie funktioniert und wie sie unseren Alltag beeinflusst. Springer-Verlag, Heidelberg, Berlin.

Schüttler 2018

Schüttler, T. (2018): Relativistische Effekte bei der Satellitennavigation. Von Einstein zu GPS und Galileo. Springer Vieweg, Essential, Wiesbaden.

Bildnachweis

Abbildung 1:

- Buchegger, O. (2011). Das Original-Gyroskop von Prof. Bohnenberger aus dem Tübinger Stadtmuseum. Wikimedia Commons, lizenziert unter: Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0 Unported. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Bohnenberger_Gyroskop-2.jpg (12.09.2018).
- Wellcome Images (2018). Astronomy: a quadrant and a sextant. Engraving. Wikimedia Commons, lizenziert unter: Creative-Commons-Lizenz "Namensnennung 4.0 International". URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Astronomy;_a_quadrant_and_a_sextant._Engraving._Wellcome_V0025083.jpg?uselang=de (12.09.2018).
- Racklever at English Wikipedia (2007). John Harrison's famous Chronometer. Wikimedia Commons lizenziert unter: Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0 Unported. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Harrison%27s_Chronometer_H5.JPG (13.09.2018).

Abbildung 2:

- European Space Agency (ESA) (2005). GIOVE-A in orbit. Artist's impression of GIOVE-A in orbit. The spacecraft antennas are directed towards the viewer.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2006/01/GIOVE-A_in_orbit_artist_s_impression (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).
- ESA (2014). Galileo constellation. URL:
http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2014/07/Galileo_constellation (12.09.2018).
- National Aeronautics and Space Administration (NASA) (2017). Global Positioning System III Satellite Laser Ranging Implementation Team Honored with.
Awardhttps://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/news_GPS_III_SLR_Implementation_Team_Honored_with_Award.html (zuletzt eingesehen am 22.05.2018).

Abbildung 4:

- Google Earth 2018,
- D-AIZH Airbus A.320 Lufthansa: Wikimedia Commons, lizenziert unter Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0. URL: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:D-AIZH_Airbus_A.320_Lufthansa_\(13886826866\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:D-AIZH_Airbus_A.320_Lufthansa_(13886826866).jpg) (09.04.2018),
- Sony Xperia Z: Wikimedia Commons, lizenziert unter Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0 Unported Lizenz. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Sony_Xperia_Z.JPG (09.04.2018),
- ESA (2013). Ariane 5 ECA launch. URL:
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2015/12/Ariane_5_ECA_launch (09.04.2018),
- Galileo IOT L-Band Antenna at Redu, ESA/C. Lezy, CC By-SA 3.0 IGO, URL:
http://m.esa.int/spaceinimages/Images/2011/08/Galileo_IOT_L-band_antenna_at_Redu (09.04.2018),
- ESA (2013). Galileo FOC. URL:
http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2013/12/Galileo_FOC (09.04.2018),
- DLR (2018). DLR GfR mbH. URL: http://www.dlr.de/gfr/en/desktopdefault.aspx/tabid-9565/16483_read-40351/ (09.04.2018).

Abbildung 13 - Abbildung 20:

- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2011): Galileo- Im Takt der Atomuhren.
http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-1649/#/gallery/3470 (zuletzt eingesehen am 02.05.2018). verändert
- Google Earth 2018

Abbildung 16:

- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2011): Galileo- Im Takt der Atomuhren.
http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-1649/#/gallery/3470 (zuletzt eingesehen am 02.05.2018). verändert
- ESA (2004). Earth's geoid as seen by GOCE.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2008/05/Earth_s_geoid_as_seen_by_GOCE (zuletzt eingesehen am 04.05.2018).

Abbildung 22:

- ESA (2011): Galileo Signal Plan. URL: http://www.navipedia.net/index.php/File:Galileo_Signal_Plan_Fig_3.png#filelinks (zuletzt eingesehen am 29.05.2018).

Abbildung 23:

- By SkywalkerPL [CC BY 3.0 (<https://creativecommons.org/licenses/by/3.0/>)], from Wikimedia Commons. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:ESA_Galileo_Passive_Hydrogen_Maser.jpg (zuletzt eingesehen am 29.05.2018).

Abbildung 25:

- ESA (2013). Galileo FOC. URL: http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2013/12/Galileo_FOC (09.04.2018),
- OpenStreetMap (2019)

Abbildung 26:

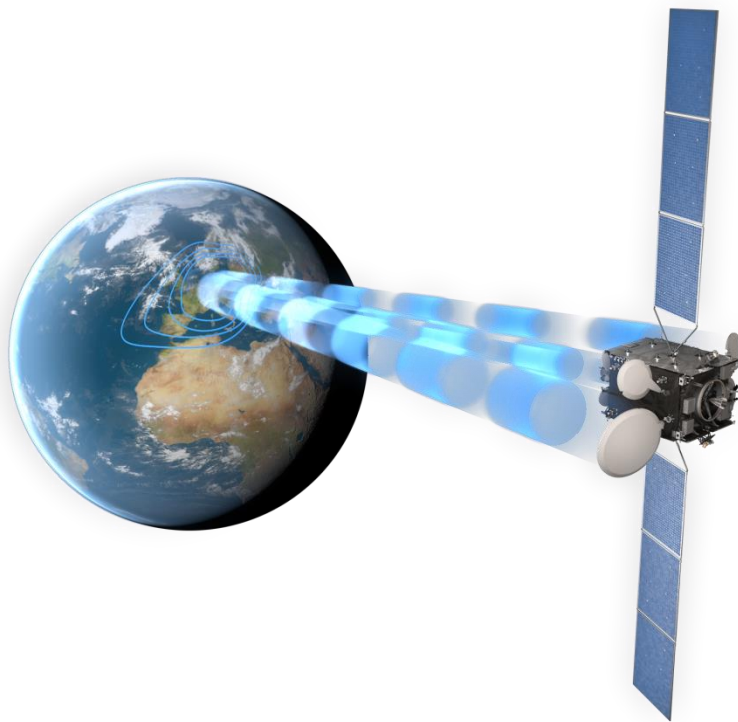
- ESA (2013). Galileo FOC. URL: http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2013/12/Galileo_FOC (09.04.2018),
- D-AIZH Airbus A.320 Lufthansa: Wikimedia Commons, lizenziert unter Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0. URL: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:D-AIZH_Airbus_A.320_Lufthansa_\(13886826866\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:D-AIZH_Airbus_A.320_Lufthansa_(13886826866).jpg) (09.04.2018).

Abbildung 27:

- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2011): Galileo- Im Takt der Atomuhren. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-1649/#/gallery/3470 (zuletzt eingesehen am 02.05.2018). verändert
- ESA (2015): Sentinel-2. <https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2015/03/Sentinel-2> (zuletzt eingesehen am 09.05.2018). Verändert.

Einführung in die Satellitenkommunikation

Simone Zepp und Tobias Schüttler



© OHB System AG

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



Inhalt

Inhalt.....	2
Abbildungsverzeichnis.....	2
Tabellenverzeichnis.....	3
Abkürzungsverzeichnis.....	3
1 Satellitenkommunikation.....	4
1.1 Geschichte der Satellitenkommunikation.....	4
1.2 Grundprinzip der Satellitenkommunikation.....	6
1.3 Infrastruktur eines Satellitenkommunikationssystems.....	8
1.4 Laserkommunikationsterminal (LCT).....	10
2 Das Europäische Satellitendatenrelais-System (EDRS).....	11
2.1 Das Kommunikationssystem EDRS.....	11
2.2 EDRS Global.....	14
3 Heinrich Hertz-Satellitenmission.....	15
4 Private Hauptanwendungsfelder der Satellitenkommunikation.....	17
4.1 Satellitenrundfunk.....	17
4.2 Satellitentelefonie.....	18
Literaturverzeichnis.....	20
Bildnachweis.....	20

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: erster passiver Nachrichtensatellit Echo-1 der NASA. Der mit Aluminium beschichtete Ballon reflektierte das von einer Bodenstation gesendete Signal über große Distanzen weiter.....	5
Abbildung 2: der am 10.07.1962 gestartete erste zivile Kommunikationssatellit der NASA und AT&T Telstar.....	6
Abbildung 3: Grundprinzip der Satellitenkommunikation. Drei Satelliten im Abstand von 120° können jeden Ort der Erde bis ca. 75°N/S abdecken. Um die Pole zu bedienen werden Satelliten auf sogenannten Molnija Orbits positioniert.....	7
Abbildung 4: Schematischer Überblick über ein klassisches Satellitennavigationssystem, bestehend aus Satelliten, Bodenstationen und mobilen Nutzern.....	9
Abbildung 5: Darstellung des Europäischen Datenrelais-System (EDRS) auf einem geostationären Orbit. Die beiden Erdbeobachtungssatelliten Sentinel-1 (rechter LEO-Satellit) und Sentinel-2 (mittlerer LEO-Satellit) sind die ersten Nutzer des europäischen Satellitenkommunikationssystems. Optisch kommunizieren diese erst mit den EDRS-Knoten, welche die empfangenen Daten dann an eine Bodenstation auf der Erdoberfläche weiterleiten (ESA 2014).....	12
Abbildung 6: Laserverbindung zwischen EDRS-A in geostationärem Orbit und einem LEO Satelliten (ESA 2016 a).....	13

Abbildung 7: EDRS Global als Erweiterung zu den sich bereits teils im Orbit befindenden Teilsystemen EDRS-A und EDRS-C(ESA 2016 b). 14

Abbildung 8: Illustration des künftigen deutschen Kommunikationssatelliten Heinrich-Hertz, welcher 2021 starten soll (DLR 2017 – Bildrechte klären!!!). 16

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Zahlen und Fakten über das europäische Datenrelaissystem EDRS. 13

Tabelle 2: Zahlen und Fakten über den deutsche Kommunikationssatelliten Heinrich Hertz. 16

Tabelle 3: Vergleich aktueller Dienstleister der privaten Satellitentelefonie..... 19

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
CDMA	Code Division Multiple Access
EDRS	European Data Relay System
ESA	European Space Agency
FDMA	Frequency Division Multiple Access
GEO	Geostationary Orbit
GMES	Globale Umwelt- und Sicherheitsüberwachung des Erdbeobachtungsprogramms der EU
GSOC	German Space Operations Center
GWL	Gateway Link
ISL	Inter Satellite Link
LEO	Low Earth Orbit
LTC	Laser Communication Terminal
MUL	Mobile User Link
NFIRE	Near Field Infrared Experiment
SES	Socièté Européenne des Satellites
SCORE	Signal Communications by Orbiting Relay Equipment
SDMA	Space Division Multiple Access
SGEO	Small Geostationary Satellite Orbit
TDMA	Time Division Multiple Access

Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

1 Satellitenkommunikation

Unter Satellitenkommunikation versteht man die über einen Satelliten hergestellte bidirektionale Kommunikation zwischen zwei sich in großem Abstand zueinander befindenden Stationen. Durch diese Verbindung können verschiedene Nutzer miteinander Nachrichten bzw. Daten austauschen. Die Umlaufbahnen der Kommunikationssatelliten sind dabei bewusst relativ hoch gewählt, um große Distanzen auf der Erde überbrücken zu können. Am häufigsten zum Einsatz kommen sogenannte geostationäre Satelliten (GEO) mit einer mittleren Orbithöhe von ca. 36.000 km.

Wichtige, auch privat genutzte, Einsatzgebiete der Satellitenkommunikation sind das Fernsehen und der Hörfunk. Beispielsweise versorgt das von der Firma SES (*Société Européenne des Satellites*) (Luxemburg) betriebene Satellitensystem ASTRA (lat. astra = Sterne) mittlerweile über 100 Millionen Haushalte einfach mit Fernsehen und Hörfunk. Auf einer Position von 19,2° Ost befinden sich mehrere Satelliten mit einer Vielzahl an Transpondern. Pro Transponder werden mehrere TV-Programme abgestrahlt. ASTRA strahlt von dort aus hauptsächlich digitale Programme für die Länder Deutschland, Österreich und die Schweiz ab. ASTRAS Prinzip der Co-Positionierung, bei welcher mehrere Satelliten nahe beieinander angeordnet sind, ermöglicht die Nutzung aller Frequenzen des sogenannten Ku-Bandes (10,7 – 18 GHz) auf einer Orbitalposition. Außerdem können durch die enge Anordnung Reserve-Transponder anderer Satelliten die Übertragung schnell ersetzen, wenn ein Satellit eine Störung aufweist.

Vor allem bei natur- oder anthropogen-bedingten Katastrophen ist die Kommunikation zeitkritisch und bei der Durchführung von Hilfsmaßnahmen entscheidend. Teilweise haben bereits Länder oder Bundesstaaten (wie beispielsweise Japan, New Jersey oder Kalifornien - USA) für die Kommunikation im Katastrophenfall gesetzlich die Verwendung von Satelliten vorgeschrieben. Je schneller ein Hilferuf oder Analysen über den Zustand vor Ort an die Einsatzkräfte weitergeleitet werden, desto besser stehen die Rettungschancen für die Betroffenen. Der Einsatz von Satelliten in der Katastrophenkommunikation verkürzt die Reaktionszeiten erheblich.

Neben den Anwendungen im Fernsehen und der Krisenkommunikation existieren zahlreiche weitere Einsatzfelder von Kommunikationssatelliten wie beispielsweise im Militär, der Meteorologie oder in der satellitengestützten Positionsbestimmung. Dieser Bericht soll einen Einblick in die Grundlagen der modernen Satellitenkommunikation und verschiedene Anwendungsfelder geben. Da auf Grund der hohen Komplexität der Thematik an vielen Stellen auf Vollständigkeit verzichtet werden muss, werden an diesen Stellen weiterführende Literaturhinweise gegeben.

1.1 Geschichte der Satellitenkommunikation

SCORE (*Signal Communications by Orbiting Relay Equipment*) gilt als erster Nachrichtensatellit, er wurde am 18.12.1958 in den USA gestartet. Der Satellit konnte Nachrichten ohne größere Verzögerung weitergeben oder speicherte im Überflug über eine Bodenstation eine Nachricht auf Band und spielte diese über einer anderen Bodenstation wieder ab. Eine Besonderheit stellt vor allem die Konzeption des SCORE-Satelliten dar. Dieser war kein eigenständiger Satellit, sondern als Sende- und Empfangseinheit in eine Trägerrakete integriert.

Allerdings machten das Fehlen eines Rückkanals für die gängige Nachrichtenübertragung und die kurze Lebensdauer von nur wenigen Tagen die Weiterentwicklung des Testprogramms der U.S. Army nicht attraktiv, sodass SCORE nach kurzer Zeit eingestellt wurde.

Am 12.08.1960 wurde als Vorgänger für passive Kommunikationssatelliten Echo 1 gestartet. Der Ballon mit spiegelnder Metalloberfläche reflektierte Signale, welche eine Bodenstation sendete, zu einer anderen weiter. Die ca. 30 m große Kugel mit einer Flughöhe von 1.500 km konnte in der Praxis Nachrichten über ca. 4.000 km Entfernung reflektieren. Nachdem der mit einer dünnen Aluminiumschicht überzogene Ballon allerdings innerhalb kurzer Zeit seinen Durchmesser stark verringerte nahm so auch die Distanz der Signalübertragung drastisch ab.



Abbildung 1: Ein Ballon als Vorgänger passiver Nachrichtensatelliten: Echo-1 der NASA. Der mit Aluminium beschichtete Ballon reflektierte das von einer Bodenstation gesendete Signal über große Distanzen weiter.

Wenig später erkannte man, dass nur die Verwendung von aktiven Kommunikationssatelliten eine effektive Informationsübertragung zulässt. Am 10.07.1962 wurde der erste Fernsehsatellit Telstar ins All geschickt. Dieser ermöglichte bereits überkontinentale Fernsehübertragungen zwischen den Staaten Japan, USA und Europa. Da die Bahn des Satelliten eine starke elliptische Form hatte, konnte die Verbindung zwischen USA und Europa allerdings nur für maximal 20 Minuten erfolgen. Erst nach einer knapp dreistündigen Erdumrundung war die Wiederaufnahme der Sendung erneut möglich.

Europa begann erst ab Mitte der 1970er Jahre mit dem Start von Kommunikationssatelliten. Die beiden ersten, Symphonie 1 und Symphonie 2, wurden 1974 bzw. 1975 gestartet und entstanden in einer Kooperation zwischen Frankreich und Deutschland. Symphonie bedeutet ins Deutsche übersetzt Gleichklang und soll die absolut gleichberechtigte Zusammenarbeit zwischen den beiden Staaten repräsentieren. Jeder der beiden Satelliten war mit einer Parabolantenne zur Datenübertragung und einer kleineren Antenne für den Empfang von Daten von der Erdoberfläche ausgestattet. Die Symphonie-Satelliten konnten jeweils ein Fernsehprogramm und mehrere Fernsprechanäle übertragen.

Ein großer technischer Meilenstein in der modernen Satellitenkommunikation gelang am 21.02.2008. Hier kommunizierten zum ersten Mal zwei Satelliten durch den ersten orbitalen Laserlink miteinander. Zwischen dem deutschen Radarsatelliten TerraSAR-X und dem U.S. amerikanischen

Verteidigungssatelliten NFIRE (*Near Field Infrared Experiment*), welche beide mit einem Laserkommunikationsterminal zum Datenaustausch ausgestattet sind, konnte erstmals eine optische Testverbindung bis zu einer maximalen Entfernung von 5.000 km aufgebaut werden. Die erreichte Datenübertragungsrate von 5,5 Gbit pro Sekunde entspricht ungefähr einem Datenvolumen einer DVD in zehn Sekunden.

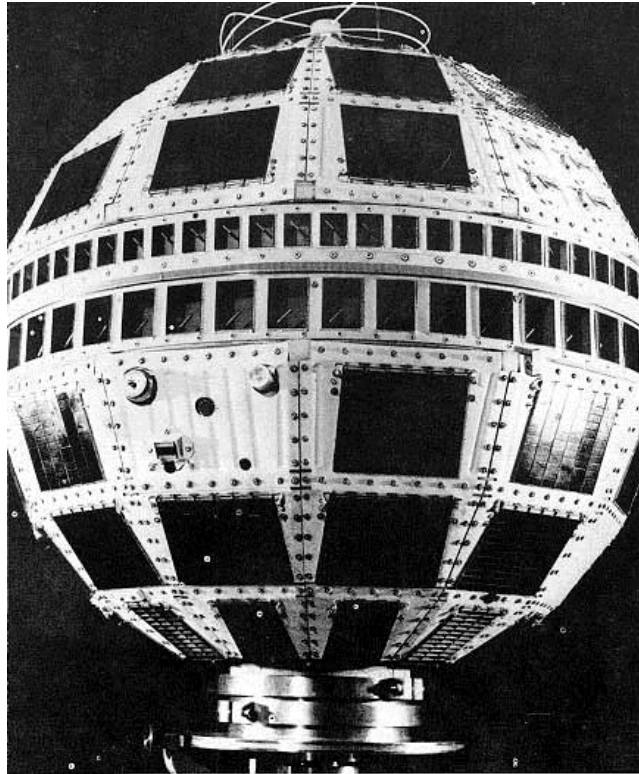


Abbildung 2: der am 10.07.1962 gestartete erste zivile Kommunikationssatellit der NASA und AT&T Telstar.

Die rein deutsche Satellitenkommunikationsmission Heinrich-Hertz (geplanter Start 2021), soll die Satellitenkommunikation erneut vorantreiben. Die Mission wird in Kapitel **Fehler! Verweisquelle onnte nicht gefunden werden.** vorgestellt.

1.2 Grundprinzip der Satellitenkommunikation

Kommunikationssatelliten sind unbemannte künstliche Satelliten, welche sich in der Erdumlaufbahn befinden und der Informations- und Datenübertragung in nahezu Echtzeit über große Strecken dienen. Die ersten experimentellen Kommunikationssatelliten arbeiteten nach einem passiven Prinzip (vgl. Echo-1, NASA). Heute folgt die Funktionsweise der meisten Satelliten dem sogenannten aktiven Prinzip (der Satellit ist zugleich Empfänger und Sender). Die Transponder an Bord des Satelliten empfangen die Informationen und Daten der überflogenen Bodenstation und senden diese über Richtantennen gezielt zur Erdoberfläche oder zu anderen Satelliten weiter. Das sogenannte On-Board Processing, also die Datenverarbeitung an Bord, wird in der modernen Satellitenkommunikation zunehmend wichtiger und ersetzt die Prozessierung der Daten über einen Umweg in einer Bodenstation.

Der Bereich am Erdboden, in welchem das ausgestrahlte Satellitensignal zu empfangen ist, wird Ausleuchtungszone oder *Footprint* genannt (vgl. Abbildung 3). Moderne Nachrichtensatelliten besitzen leistungsstarke Transponder, sodass das Signal direkt vom Anwender empfangen werden

kann und nicht den Umweg über das Fernmeldenetz, in das über Erdfunkstellen Signale von Satelliten eingespeist werden, zum Anwender gehen muss. Für eine gute Signalqualität wird allerdings eine möglichst direkte Sichtverbindung zum Satelliten benötigt. Wände oder bereits starker Regen können das Signal teilweise deutlich stören.

Die Kommunikationssatelliten sind auf Kreisbahnen im sogenannten geostationären Orbit mit fester Position angeordnet. Die geostationäre Kreisbahn gegenüber dem Äquator ist die für die Kommunikations- und Fernsehsatelliten wichtigste Bahn. Die Umlaufzeit ist dabei gleich der Dauer einer Erdumdrehung, sodass der Satellit immer über der gleichen Stelle der Erde positioniert ist. Mit drei Satelliten (vgl. Abbildung 3), deren Bahnen jeweils um 120° auseinander liegen, kann jeder Ort der Erde bis ca. $\pm 75^\circ$ N/S, also bis auf die Polgebiete abgedeckt werden. Für die Polgebiete nutzt man Satelliten mit einer höheren Bahnneigung gegenüber dem Äquator. Diese Bahnebene nennt man auch Molnija Orbit.

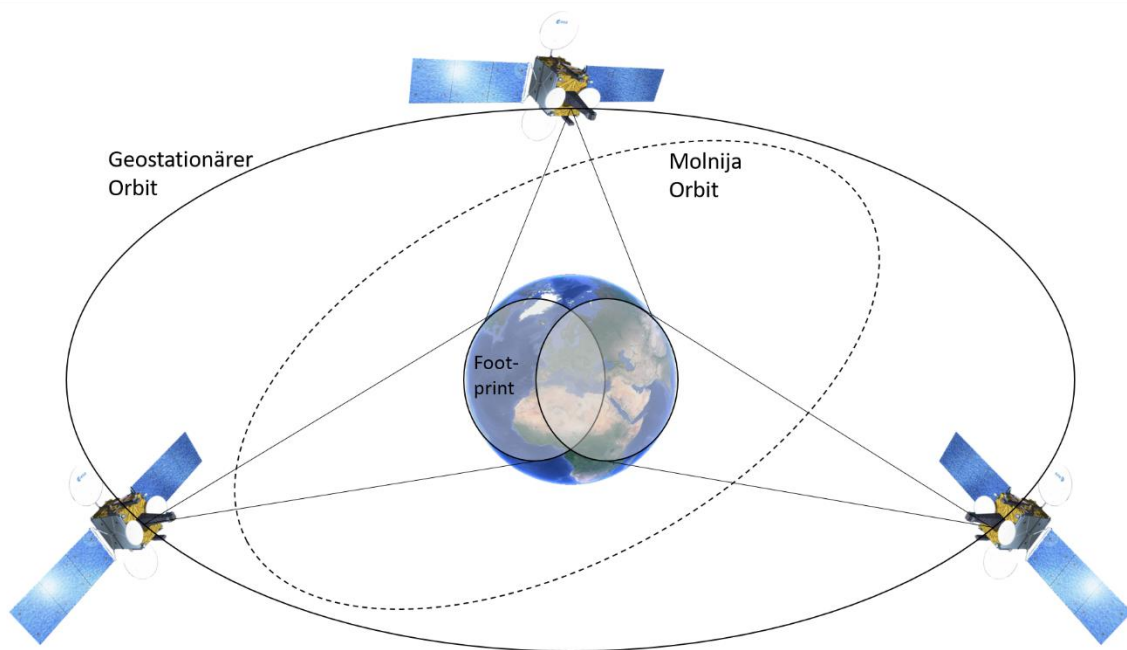


Abbildung 3: Grundprinzip der Satellitenkommunikation. Drei Satelliten im Abstand von 120° können jeden Ort der Erde bis ca. 75° N/S abdecken. Um die Pole zu bedienen werden Satelliten auf sogenannten Molnija Orbits positioniert.

Da die Satelliten im geostationären Orbit in Bezug auf die Erdoberfläche eine konstante Position haben, müssen die Antennen dort nur einmal auf den Satelliten ausgerichtet werden. Zudem haben Satelliten auf einer solchen Umlaufbahn eine höhere Lebenserwartung, da in dieser Höhe im Vergleich zu niedrigeren Orbits nahezu keine Restatmosphäre vorhanden ist. Allgemein ist die Lebensdauer der meisten Satelliten nicht durch die sich an Bord befindende Nutzlast definiert, sondern viel mehr über die Menge an Treibstoff, welche der Satellit für kleinere Bahnkorrekturen benötigt. Beispielsweise Sonnenwinde oder andere Einflüsse wie ein, wenn auch sehr geringer aber messbarer Teil Atmosphäre, verändern über mechanische Kräfte die Bahn und Ausrichtung des Satelliten minimal. Durch den an Bord vorhandenen Treibstoff können Düsen betrieben werden, mit welchen man die Ausrichtung oder die Höhe des Satelliten geringfügig korrigieren kann. Oft ist ein Satellit technisch zwar noch voll funktionsfähig, seine Bahn kann allerdings nicht mehr korrigiert

werden, sodass beispielsweise die Antenne nicht mehr Richtung Erde zeigt und demzufolge mit dem Satelliten nicht mehr kommuniziert werden kann.

Neben dem geostationären Orbit gibt es weitere Satellitenorbits, die vor allem für die Fernerkundung oder die Satellitennavigation von Bedeutung sind:

- GEO: geostationärer Orbit – ca. 36.000 km Höhe
- LEO: Low Earth Orbit – ca. 700 – 2.000 km Höhe
- MEO: Medium Earth Orbit – 6.000 – 20.000 km Höhe

Satelliten im LEO können auch als Kommunikationssatelliten eingesetzt werden. Allerdings ist hier im Gegensatz zu geostationären Orbits eine weltweite Abdeckung nur mit deutlich mehr als drei Satelliten erreichbar. Dafür kann eine Kommunikation allerdings auch an den polaren Regionen der Erde aufgebaut werden. Die Laufzeiten sind durch die geringeren Flughöhen deutlich kürzer, was beispielsweise die Anwendung im Krisenfall begünstigt. Die Sendeleistungen von LEO-Satelliten können deutlich niedriger sein, als von geostationären Systemen. Allerdings sind die Systeme durch die beschriebenen äußeren Einflüsse der niedrigeren Umlaufbahn wesentlich störanfälliger.

1.3 Infrastruktur eines Satellitenkommunikationssystems

Ein Satellitenkommunikationssystem besteht aus mindestens einem Satelliten und einer Bodenstation. Der Satellit empfängt ein sehr schwaches Signal von einer Bodenstation, verstärkt es und sendet Daten zurück zur Erde. Die Verbindung zwischen der Bodenstation und dem Satelliten wird als *Uplink* und die Verbindung vom Satelliten zum Empfänger als *Downlink* bezeichnet. Für den Up- und Downlink werden in der Regel verschiedene Antennen und Signale in unterschiedlichen, getrennten Frequenzbändern verwendet, um eine Vermischung auszuschließen. Ein Transponder im Satelliten dient als Frequenzumsetzer, sodass das aufgenommene Signal mit unterschiedlicher Frequenz abgestrahlt werden kann.

Moderne Kommunikationssatelliten können nicht nur über Bodenstationen untereinander kommunizieren, sondern auch direkt, ohne terrestrischen Umweg. Diese Verbindung nennt man auch *Inter Satellite Link* (ISL). ISL-Systeme sind zwar weitaus komplexer, allerdings kann hierbei die Anzahl an Bodenstationen für eine globale Abdeckung reduziert und damit unnötige Verzögerungen eliminiert werden.

Wie beschrieben wird die Ausleuchtungszone des Satellitensignals auf der Erdoberfläche als *Footprint* bezeichnet. Werden die Signale innerhalb eines Ausleuchtungsgebietes zu kleineren Regionen gebündelt, nennt man diese kleineren Flächen *Spot Beams*. Durch die räumliche Reduzierung des Signals können beispielsweise Fernsehprogramme nur in einem bestimmten Land abgerufen werden und sind nicht über Ländergrenzen hinweg empfangbar. Ein mobiler Nutzer kann mit dem Satelliten über den sogenannten *Mobile User Link* (MUL) kommunizieren. Die Bodenstation wiederum stellt in der Regel die Steuerzentrale dar. Sie ist zum einen über den sogenannten *Gateway Link* (GWL) mit dem Satelliten verbunden, um zu kommunizieren und steuert zum anderen auch die Übergänge zwischen den verschiedenen Nutzern.

Der Einsatz von Satellitensystemen zur Kommunikation weist zahlreiche Vor- und Nachteile auf. Zwar breiten sich die Signale zwischen den einzelnen Komponenten mit Lichtgeschwindigkeit aus, allerdings ergeben sich durch die großen zu überbrückenden Distanzen Laufzeiten (Up- und

Downlink) von bis zu 240 ms (vgl. Glg. 1). Bei Telefongesprächen wirkt sich diese Verzögerung als Echo aus, weshalb Techniken zur Reduzierung des Echos eingesetzt werden müssen.

$$\frac{35.800 \text{ km}}{300.000 \frac{\text{km}}{\text{s}}} = 0.12 \text{ s} \quad (1)$$

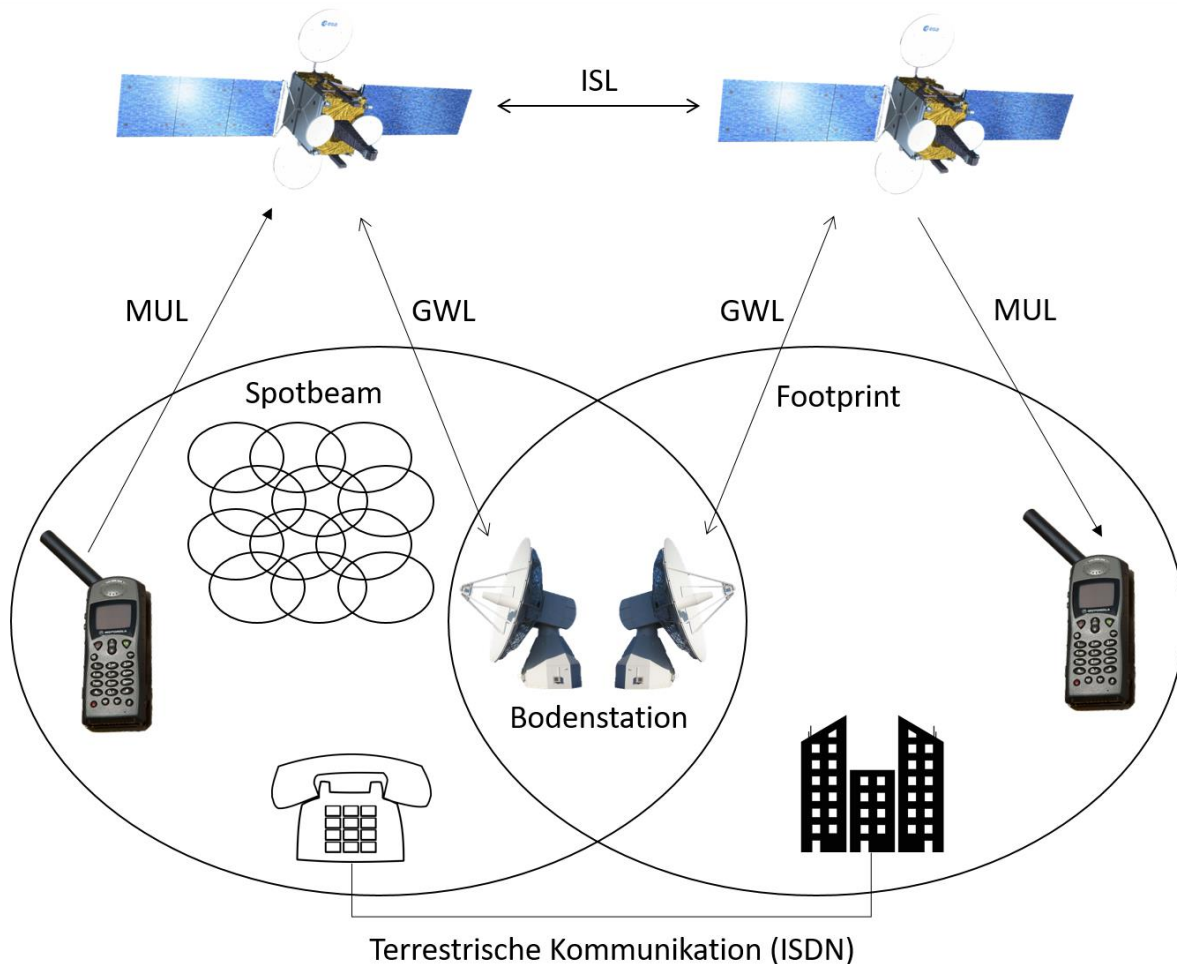


Abbildung 4: Schematischer Überblick über ein klassisches Satellitennavigationssystem, bestehend aus Satelliten, Bodenstationen und mobilen Nutzern.

Die Kommunikation über Glasfaser ist die größte Konkurrenz zur Kommunikation über den Satelliten, weil hierbei eine wesentlich höhere Signaldichte (mehrere 10 Gbit/s) und eine geringere Signalverzögerung erreicht werden. Dies ist möglich, da die Länge der Glasfaserverbindung um ein Vielfaches kürzer ist, als die Entfernung von der Erde zu einem GEO-Satelliten (und zurück). Trotz der Konkurrenz der Glasfaserverbindungen und terrestrischen Funkverbindungen, werden geostationäre Kommunikationssatelliten auch in Zukunft die dominierende Infrastruktur für die großflächige Verteilung von Informationen und Daten darstellen. Sie ergänzen damit erdgebundene Technologien in den Bereichen Multimedia, mobile Kommunikation und mobiles Internet. Konkurrenzlos ist die Kommunikation über den Satelliten vor allem in Gebieten mit schlecht ausgebauter Infrastruktur am Boden. Hier sind meist keine Glasfaserverbindungen vorhanden.

Das Signal eines Satelliten kann durch unterschiedliche Effekte gedämpft werden. Nicht nur die Entfernung sorgt für eine Abschwächung des Signals zwischen Sender und Empfänger, auch andere Faktoren, wie atmosphärische Absorption oder Dämpfung durch Regen können das Signal abschwächen.

Möchten mehrere Nutzer, wie beispielsweise in der Satellitentelefonie üblich, auf denselben Satelliten zugreifen, muss dies geregelt werden. Hierfür existieren unter anderem die folgenden Zugriffsregelungen:

Zeitmultiplexverfahren

Teilen sich mehrere Nutzer eine Frequenz im zeitlichen Nacheinander, nennt man dies Zeitmultiplexverfahren (TDMA, *Time Division Multiple Access*). Ein Übertragungskanal ist also mehreren Teilnehmern nacheinander zugänglich. Die Zeit, die einem Nutzer die Ressource zur Verfügung steht wird als sogenannter *Time Slot* bezeichnet. Diese Slots sind in der Regel gleichlang.

Frequenzmultiplexverfahren

Ist ein Übertragungskanal, bzw. eine Funkfrequenz ganzzeitig von einem Teilnehmer beansprucht, müssen andere Teilnehmer auf zusätzliche Kanäle ausweichen um eine Kommunikation aufbauen zu können. Das Zugriffsverfahren ist als Frequenzmultiplexverfahren (FDMA, *Frequency Division Multiple Access*) bekannt.

Codemultiplexverfahren

Eine weitere Möglichkeit der gleichzeitigen Nutzung eines Übertragungskanals bietet die Codierung. Signale werden so codiert, dass verschieden codierte Übertragungen gleichzeitig auf derselben Frequenz durchgeführt werden können. Die Technik im Empfänger erlaubt die Separierung der Teilsignale auf Grund der Codierung. Man nennt dieses Verfahren Codemultiplexverfahren (CDMA, *Code Division Multiple Access*).

Raummultiplexverfahren

Der sogenannte Raummultiplexverfahren (SDMA, *Space Division Multiple Access*) stellt die vierte Möglichkeit dar, Mehrfachübertragungen zu regulieren. Hier werden die Frequenzen oder die Codes gleichzeitig nach mehreren geographisch getrennten Gebieten verwendet.

Ein umfassender Überblick über Multiplexverfahren ist beispielsweise Dodel & Eberle (2007) zu entnehmen.

1.4 Laserkommunikationsterminal (LCT)

Moderne Kommunikationssatelliten sind mit sogenannten Laserkommunikationsterminals (LTC, *Laser Communication Terminals*) ausgestattet. Da das Maß an Datenaustausch und die dafür benötigten Datenraten immer höher werden, stellt die Satellitenkommunikation eine Möglichkeit zur Ergänzung der terrestrischen Netze dar und ermöglicht auch eine globale Abdeckung. Vor allem bei der Kommunikation zwischen Satelliten soll die optische Kommunikation die Übertragung großer Datenmengen schneller ermöglichen. Dabei wird ein geostationärer, permanent mit einer Bodenstation verbundener Satellit mit meist tiefer kreisenden Satelliten, welche lediglich alle paar Tage kurzfristig Kontakt zur selben Bodenstation aufbauen können, vernetzt.

Für die künftig essentiellen Hochgeschwindigkeitsdatenübertragungen zwischen zwei Satelliten müssen diese auch mit sogenannten *Inter-Satellite-Links* (ISL) ausgestattet sein. Der Vorteil einer

Laserübertragung ist die nahezu verlustfreie Datenverbindung über große Distanzen bei gleichzeitig hohen Datenkapazitäten.

Um die digitale Nachricht über einen Laserstrahl zu senden, kommen hauptsächlich zwei Modulationsverfahren zum Einsatz. Bei der Phasenmodulation, dem sogenannten *Phase Shift Keying* (PSK) hat das Signal eine konstante Frequenz und Amplitude. Die Information wird durch eine Änderung der Phase des Laserstrahls integriert. Die einfachste Form der Phasenmodulation ist die binäre Phasenumtastung (BPSK). Die Intensitätsmodulation (*Binary on off Keying*, OOK), ermöglicht hingegen durch informationsgesteuertes Ein-, und Ausschalten der Laserquelle die Implementierung der digitalen Nachricht. Das OOK gehört zur Gruppe der Amplitudenumtastungen, bei welchen die Amplitude als Träger verändert wird, um Informationen zu übertragen.

Das LCT ist konzipiert als eigene Einheit, welche getrennte mechanische und thermale Schnittstellen zum Satelliten hat. Alle zur Datenaufnahme und –generierung wichtigen Elemente, eine komplette Optik sowie alle elektronisch notwendigen Einheiten zur Steuerung und Qualitätsmessung sind in dieser Einheit enthalten. Sie kann nach dem Laden eines Verbindungsszenarios mittels der Steuereinheit an Bord automatisiert die Verbindung und den Datentransfer zu einem passenden Satelliten im Orbit oder einer Station auf dem Boden aufnehmen.

Ein großer Nachteil der optischen Datenübertragung ist, dass diese, anders als beispielsweise die Funkkommunikation, vom Wetter und von den atmosphärischen Bedingungen abhängt. Optisch dichte Medien, wie Wolken, welche in vielen Regionen der Erde alltäglich sind, machen diese Art der Kommunikation dort schwierig bis unmöglich.

2 Das Europäische Satellitendatenrelais-System (EDRS)

Aktuell existieren einige Satellitenkommunikationssysteme, welche der Überbrückung großer Distanzen dienen. Eines der derzeit für Europa bedeutendsten Systeme ist das sich zum Teil bereits in operationellem Einsatz befindende europäische Satellitendatenrelais-System EDRS (*European Data Relay System*). Das zukünftig von EDRS ermöglichte Telekommunikationsnetzwerk wird eine der schnellsten und innovativsten weltraumgestützten Hochgeschwindigkeits-Datenautobahnen darstellen.

2.1 Das Kommunikationssystem EDRS

Das europäische Satellitendatenrelais-System EDRS macht es möglich, große Datenmengen schneller zu übertragen. Das im Rahmen einer öffentlich-privaten Partnerschaft zwischen der Firma Astrium und der europäischen Weltraumbehörde ESA (*European Space Agency*) konzipierte System, besteht während der ersten Phase aus zwei Nutzlasten im All. Auf Anfrage ermöglicht es, orts- und zeitspezifische satellitengestützte Daten in Echtzeit abzurufen. Alle entsprechend ausgestatteten Erdbeobachtungssatelliten können Daten schneller und über längere Zeiträume hinweg direkt an das Relaisystem übertragen, was vor allem für den Notfalldienst bei Naturkatastrophen eine entscheidende Rolle spielen kann.

Die Planung des EDRS-Systems sieht in einer ersten Phase zwei Satelliten mit geostationärer Umlaufbahn vor. Nutzerdaten werden von Satelliten mit niedrigeren Umlaufbahnen (LEO) zu einem der EDRS-Knoten gesandt und anschließend direkt an eine Bodenstation weitergeleitet (vgl. Abbildung 5). Der Vorteil dieser Verbindung besteht vor allem darin, dass ein GEO-Satellit den LEO-

Satelliten mindestens dessen halben Orbit lang „sieht“, währenddessen der LEO-Satellit nur wenige Minuten pro Tag Kontakt zur Bodenstation aufnehmen kann.

Die ersten Nutzer sind die, im Rahmen des Erdbeobachtungsprogramms Copernicus der Europäischen Union gestarteten, Fernerkundungssatelliten Sentinel-1 und Sentinel-2.

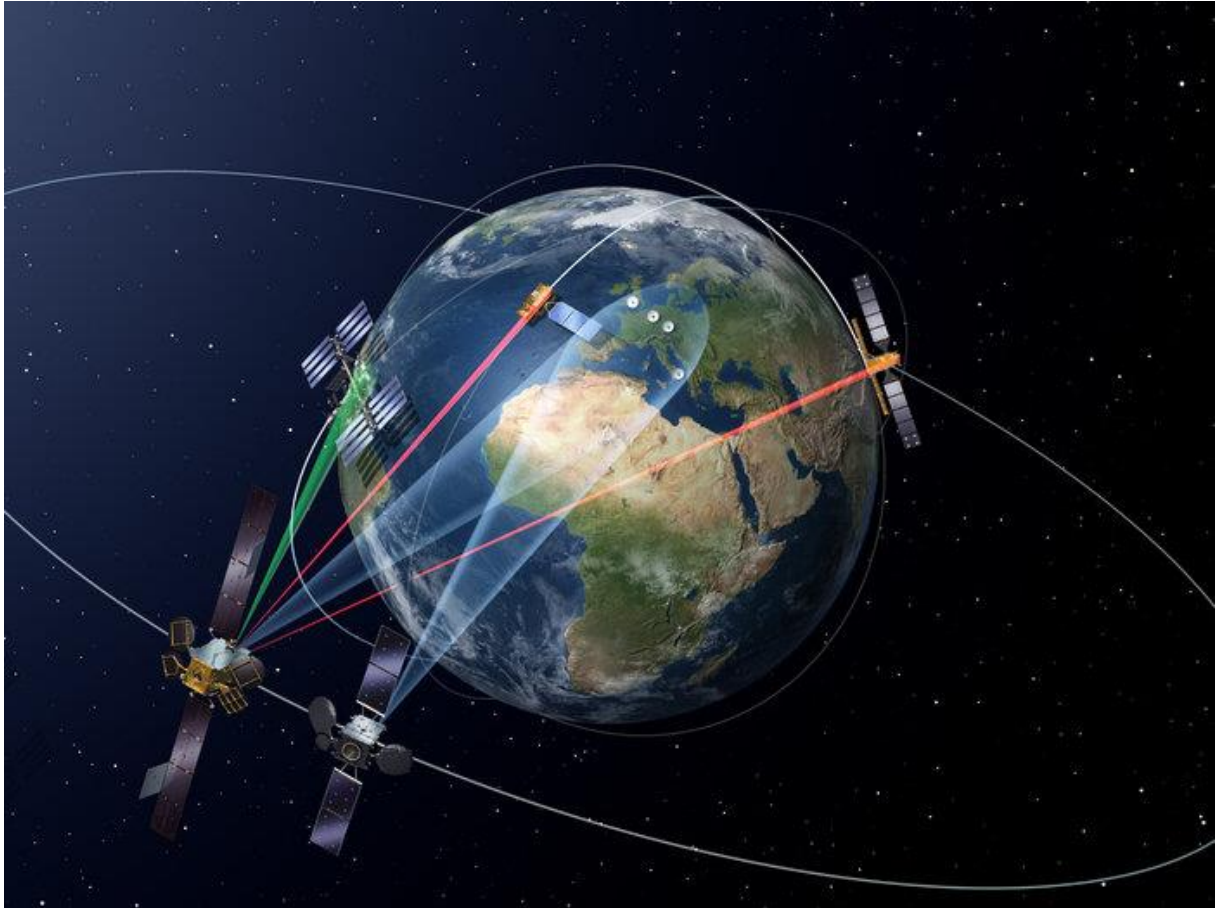


Abbildung 5: Darstellung des Europäischen Datenrelais-System (EDRS) auf einem geostationären Orbit. Die beiden Erdbeobachtungssatelliten Sentinel-1 (rechter LEO-Satellit) und Sentinel-2 (mittlerer LEO-Satellit) sind die ersten Nutzer des europäischen Satellitenkommunikationssystems. Optisch kommunizieren diese erst mit den EDRS-Knoten, welche die empfangenen Daten dann an eine Bodenstation auf der Erdoberfläche weiterleiten (ESA 2014).

Die Kommunikation zwischen den Kunden- und EDRS-Satelliten geschieht über ein Laserkommunikationsterminal (vgl. Abbildung 6) der zweiten Generation, über das eine optische Satellit-zu-Satellit Verbindung, oder auch eine optische Verbindung zu einer Bodenstation aufgebaut werden kann. Die Laserterminals können bis zu 5,6 Gigabit pro Sekunde über mehr als 40.000 km Entfernung übertragen. Die in Deutschland gebauten LTCs koppeln sich an einen Satelliten in niedrigerem Orbit und übertragen via Laser die Daten, welche größtenteils Erdbeobachtungssatelliten gesammelt haben. Die Kapazität der Datenübertragung umfasst mindestens 50 Terrabytes pro Tag. Das Terminal ist in der Lage, sich über mehr als 40.000 km an ein, möglicherweise bewegliches, Ziel zu koppeln und Daten, die einer Menge von 2,7 Millionen Textseiten pro Minute entsprechen, zu übertragen.

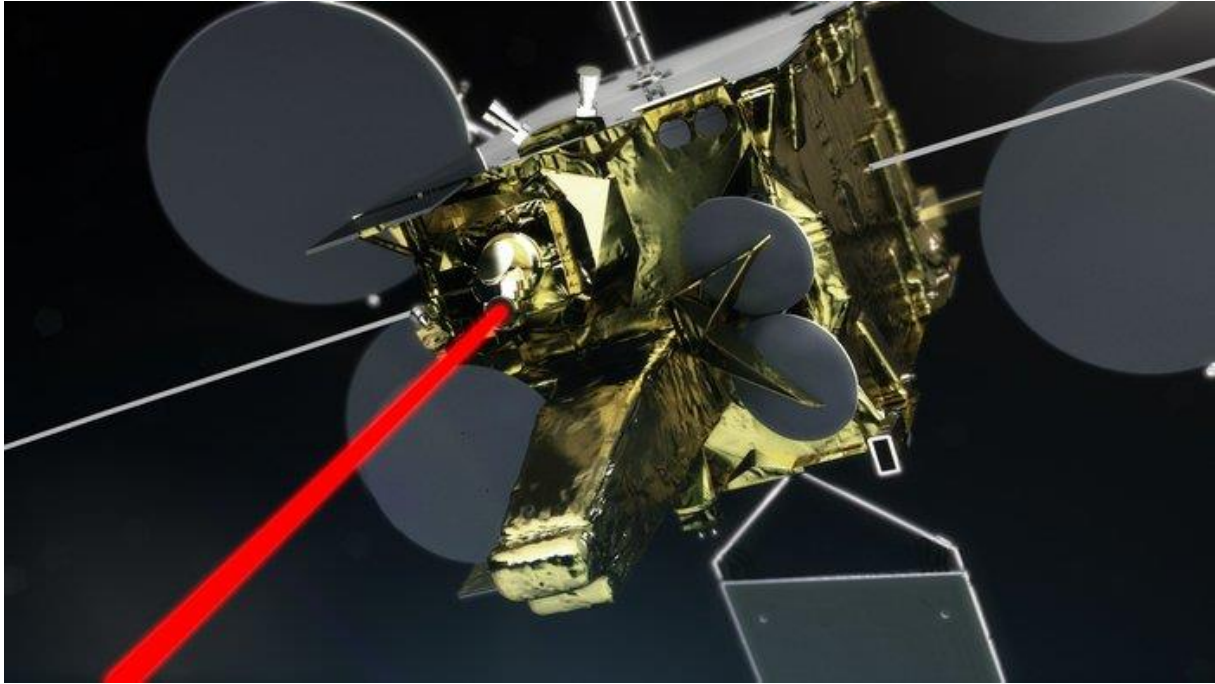


Abbildung 6: Laserverbindung zwischen EDRS-A in geostationärem Orbit und einem LEO Satelliten (ESA 2016 a).

Neben den LTCs beinhaltet EDRS-A ein zweites Element: das im sogenannten Ka-Band (27 GHz – 40 GHz) kommunizierende *Inter Satellite Link (ILS) Terminal*. Dieses Hochgeschwindigkeits-Radiofrequenzterminal kommuniziert mit LEO-Satelliten mit einer Datenrate von bis zu 300 Mbit pro Sekunde.

Auf beide EDRS-Knoten sind auf Grund ihrer statischen Position im All permanent Bodenantennen auf der Erde ausgerichtet, um die Daten der LEO-Satelliten möglichst zeitnah zu erfassen.

Tabelle 1: Zahlen und Fakten über das europäische Datenrelaissystem EDRS.

Start	EDRS-A: 29.01.2016; Proton, Baikonur, Kasachstan EDRS-C: 2019; Ariane 5, Kourou, Französisch Guyana
Orbithöhe	Geostationär
Satellit	EDRS-A: Eutelsat-9B EDRS-C: EDRS-C Satellit
Verbindung zu Satelliten	Optisch: bis zu 1.800 Mbit/s Ka-Band: bis zu 300 Mbit/s
Verbindung zum Boden	Bis zu 1.800 Mbit/s
Datenübertragung	Mindestens 50 TBytes/Tag

Die erste Phase des EDRS-Netzwerks besteht, wie beschrieben, aus zwei Nutzlasten im All. Das Laserkommunikationsterminal EDRS-A, welches an Bord des Telekommunikationssatelliten Eutelsat 9B auf einem geostationären Orbit auf 9° Ost positioniert ist, bildet das erste Teilelement des Systems. EDRS-A ist seit 2017 im All. EDRS-C wiederum als eigener Satellit und als zweiter Teil des Systems konzipiert, ist ebenfalls im geostationären Orbit auf 31° Ost positioniert. Er bildet ab 2019 zusammen mit EDRS-A die Grundinfrastruktur im All und ermöglicht eine direkte Abdeckung der

LEO-Satelliten (Low Earth Orbit) über Europa, Afrika und dem Atlantik. EDRS-C wird derzeit von der OHB-System AG gebaut.

Das Bodensegment besteht aus drei Bodenstationen in Weilheim (Bayern), Redu (Belgien) und Harwell (Großbritannien). Das zentrale Missionsoperationszentrum ist in Ottobrunn bei München stationiert. Vom GSOC (*German Space Operations Center*) in Oberpfaffenhofen aus werden die beiden Kommunikationsnutzlasten im All überwacht.

2.2 EDRS Global

Für die kommenden Jahre ist eine Erweiterung des Systems geplant. EDRS Global soll als Ergänzung zu den bereits bestehenden beiden geostationären Satelliten eine weltweite Abdeckung ermöglichen (vgl. Abbildung 7), indem weitere Satelliten über anderen Erdteilen wie Asien, dem Pazifik oder dem Atlantik stationiert werden. Der sich bereits in fortgeschrittenem Planungsstadium befindliche dritte Knoten wird die Menge der Datenübertragung deutlich erhöhen und neue Features, wie eine Datenverschlüsselung hinzufügen. Dies soll das globale und nationale Krisenmanagement unterstützen, da durch die neue Datenverschlüsselung auch die Sicherheit der Übertragung von sensiblen Informationen in nahezu Echtzeit gewährleistet werden kann.

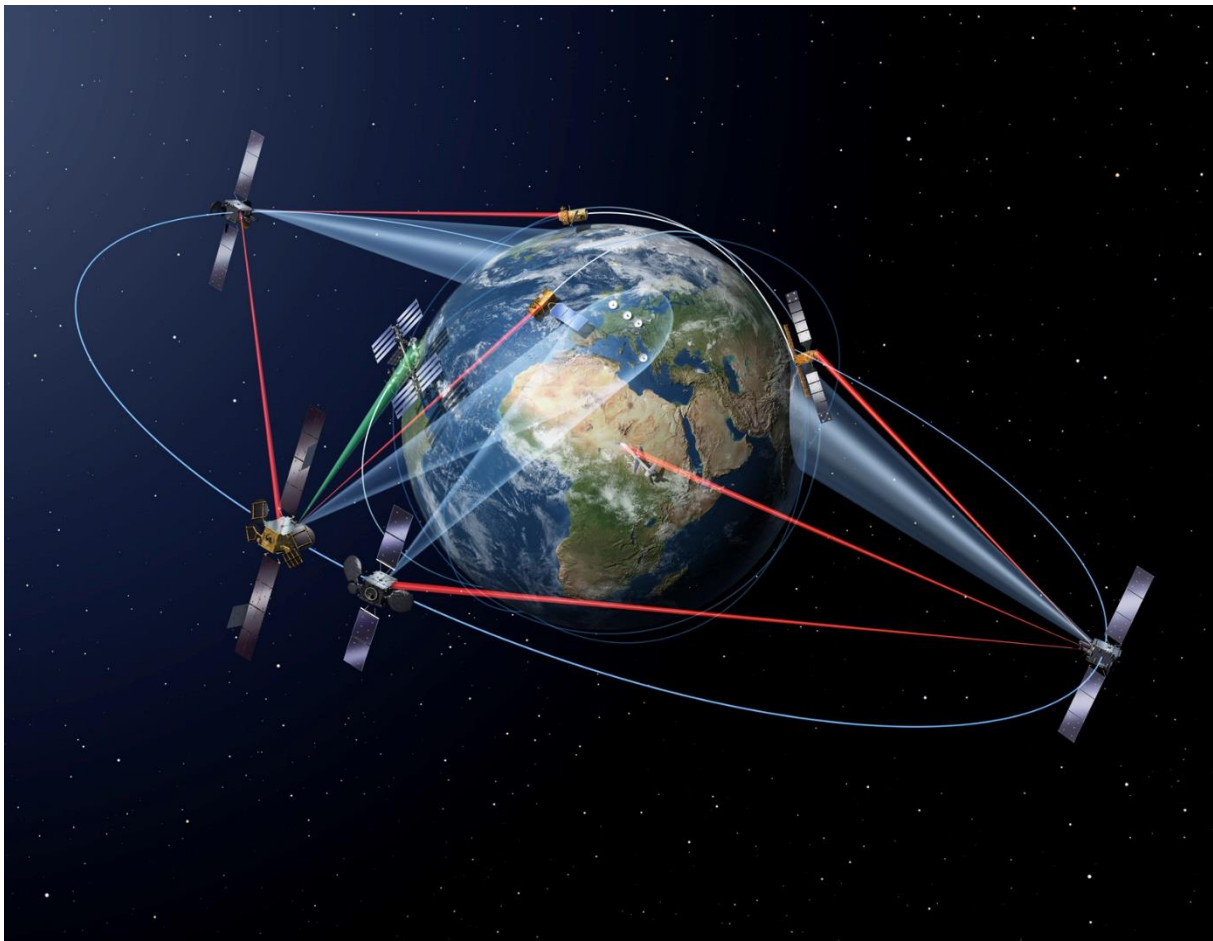


Abbildung 7: EDRS Global als Erweiterung zu den sich bereits teils im Orbit befindenden Teilsystemen EDRS-A und EDRS-C (ESA 2016 b).

Verschiedene Anwender werden vom Ausbau des EDRS-Systems in Zukunft profitieren:

- Dienste der Erdbeobachtung zur Unterstützung von zeitkritischen und oder datenintensiven Anwendungen wie z.B. Veränderungsanalysen kurz nach einer Naturkatastrophe oder einer humanitären Krise
- Regierungen und Sicherheitsdienste, welche die Daten der europäischen Satellitensysteme benötigen, da im Katastrophenfall davon ausgegangen werden kann, dass große Teile der Bodeninfrastruktur zerstört werden oder es zu einer Überlastung der Netze kommt
- Kriseninterventionsteams und Rettungskräfte, welche vor allem zeitnahe Informationen von Krisengebieten zur Einsatzplanung benötigen
- Sicherheitskräfte, welche Missionsdaten an Erdbeobachtungssatelliten, Flugzeuge oder unbemannte Luftfahrzeuge übertragen müssen, um Systeme in Echtzeit neu zu programmieren
- Wetterdienste, welche zeitnah große Datenmengen benötigen, um optimale Wettervorhersagen ermöglichen zu können

3 Heinrich Hertz-Satellitenmission

Der nach dem deutschen Physiker Heinrich Rudolph Hertz benannte Kommunikationssatellit Heinrich Hertz, welcher 2021 starten soll, dient zukünftig als Plattform zur Erprobung von im nationalen Förderprogramm entwickelten innovativen Technologien. Seit 2002 (in diesem Jahr endete die Mission der deutschen Fernmeldesatelliten Kopernikus) betreibt Deutschland somit ab voraussichtlich 2021 erstmals wieder einen eigenen geostationären Kommunikationssatelliten. Heinrich Hertz gehört wie auch EDRS-C zur Gruppe der von der OHB-System AG entwickelten, sogenannten SGEO Satelliten (*Small Geostationary Satellite Orbit*). Er hat in etwa die Dimensionen eines Kleintransporters, was für einen geostationären Satelliten nicht sonderlich groß ist. Zum Vergleich: Astra-Satelliten sind mit Abmessungen von ca. 6,5 x 3 x 3 Metern und über 5 Tonnen Masse etwa doppelt so groß.

Die Nutzung des Internets ermöglicht über Mobiltelefone, Tablet-PCs oder Notebooks eine permanente Erreichbarkeit. Die Folge ist ein weltweit immens hoher Datenfluss. Um diesem in Zukunft noch wachsendem Informationsbedarf gerecht zu werden, müssen herkömmliche Kommunikationssatelliten weiterentwickelt und angepasst werden. Die deutsche Satellitenmission Heinrich Hertz knüpft hier an. Ziel der Mission ist es unter anderem, neue Technologien für die Satellitenkommunikation unter realen Bedingungen im All auf Weltraumtauglichkeit zu testen. Im All herrschen außergewöhnliche Umgebungsbedingungen wie enorme Hitze oder Kälte, Vakuum oder Schwerelosigkeit. Hinzu kommt die Herausforderung, im Falle von Störungen nicht vor Ort eingreifen und nachbessern zu können.

Durchlaufen die neu entwickelten, bisher nicht im Weltall eingesetzten Komponenten diesen vor Ort-Test erfolgreich, kann man von einem geringeren Ausfallsrisiko bei einem Einsatz der getesteten Technik auf zukünftigen Satellitenmissionen ausgehen. Heinrich Hertz bietet eine Plattform für rund 20 innovative Experimente aus Wissenschaft und Industrie zur Kommunikations-, Antennen- und Satellitentechnik um diese vor Ort-Tests unter realen Bedingungen durchzuführen.

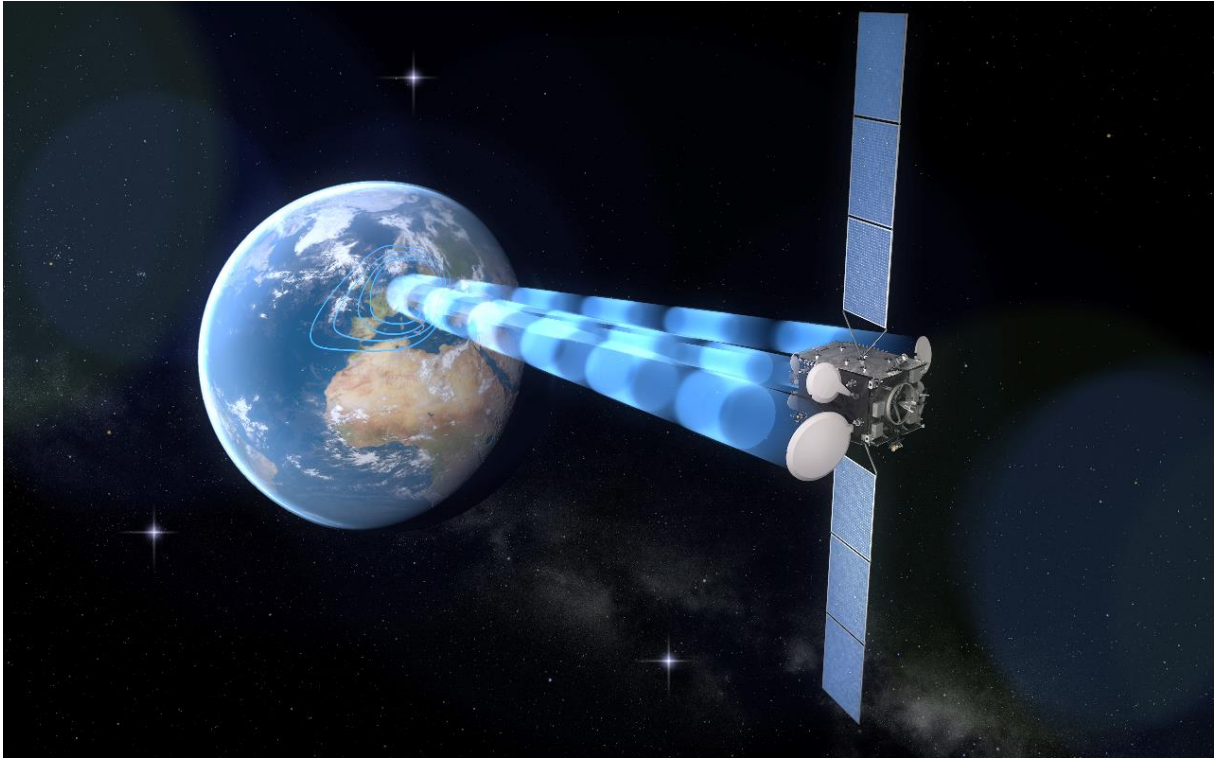


Abbildung 8: Illustration des künftigen deutschen Kommunikationssatelliten Heinrich-Hertz, welcher 2021 starten soll (Quelle: © OHB System AG).

Die Nutzlast des Satelliten ist völlig neuartig konzipiert: eigentlich befindet sich auf einem herkömmlichen Kommunikationssatelliten lediglich Technik für den Empfang, die Weiterleitung und die Versendung von Daten. Dies wird auch als transparente Nutzlast bezeichnet. Heinrich Hertz wird zusätzlich über kleine On-Board-Prozessoren verfügen, die Informationen, welche auf dem Satelliten ankommen, vor dem Weitersenden verarbeiten können (regenerative Nutzlast). Bedingt durch die Rechenleistung der Prozessoren können die Satellitenkonfigurationen während des Betriebs angepasst werden, was eine große Flexibilität der Nutzung bedeutet. In Anbetracht der langen geplanten Nutzung von Heinrich Hertz von 15 Jahren bedeutet dies auch, dass die Fähigkeiten des Satelliten laufend an die dynamischen, sich permanent weiterentwickelnden technischen Ansprüche angepasst werden müssen.

Tabelle 2: Zahlen und Fakten über den deutsche Kommunikationssatelliten Heinrich Hertz.

Start	Geplant für 2021 mit einer Ariane 5
Orbithöhe	36.000 km, geostationär
Satellitengröße	Ca. 2,3 m x 1,9 m x 3,2 m (eingefahrene Solarpanels und Antennen); 5,8 m x 21,0 m x 3,2 m (im Betriebszustand)
Satellitengewicht	Ca. 3,5 t
Energiebedarf	Ca. 6 kW
Frequenzbänder	Ku- und Ka-Band für Kommunikation, S- und Ku-Band zur Kommandierung des Satelliten

Heinrich Hertz dient auch als Relaisstation für kleinere erdumlaufende Satelliten (bis ca. 800 kg Masse). Bisher senden die Satelliten ihre Daten nur zur Bodenstation, wenn sie in der Reichweite der dort installierten Antennen liegen. So ein Zeitraum ist meist nur 10 bis 15 Minuten lang. Danach muss

der Satellit die Erde erneut meist mehrmals umkreisen, bis wieder ein Kontakt zum Boden hergestellt werden kann. Heinrich Hertz fungiert wie die EDRS-Satelliten als „Zwischen-Sender“, welcher die Daten der um die Erde kreisenden Satelliten aufnimmt und diese dann an eine Bodenstation mit permanentem Kontakt weiterleitet. Durch diese Zwischen-Sender wird die Kontaktzeit auf bis zu 40 Minuten verlängert, sodass die Menge der gesendeten Daten erheblich erhöht werden kann.

Eine weitere Neuerung des Heinrich Hertz-Satelliten besteht in dessen Antriebstechnik. Herkömmlich wird ein chemischer Antrieb verwendet, um den Satelliten beispielsweise in seine finale Position im Orbit zu schicken, oder kleinere Bahnkorrekturen, welche durch äußere Einflüsse im Orbit erforderlich sind, vorzunehmen. Heinrich Hertz wird mit einem neuartigen, chemisch-elektrischen Antrieb ausgestattet. Diese Antriebskombination reduziert die Masse des Satelliten und erhöht damit die Nutzlastkapazitäten für Technologien und Experimente.

4 Zivile Hauptanwendungsfelder der Satellitenkommunikation

Die Satellitenkommunikation wird heute von vielen Nutzern und Anwendergruppen verwendet – oft ohne, dass sie es direkt bemerken. Satellitentelefonie und der Satellitenrundfunk (Fernseh- und Hörfunk) sind die bekanntesten Anwendungen dieser Technologie. Im Folgenden sollen die beiden zivilen Hauptanwendungsfelder kurz näher erläutert werden.

4.1 Satellitenrundfunk

Der Satellitenrundfunk überträgt vor allem Fernsehprogramme über Satelliten zu den Empfängern. Hierzu wird von einer Bodenstation ein Programm zu einem Fernsehsatelliten gesendet. Mittels der internen Transponder wird das aufgenommene Signal ausgelesen, umgewandelt und in Richtung Erde abgestrahlt. Antennen auf Dächern von privaten Haushalten können dieses Signal empfangen. Mit einem Receiver wird hieraus dann das Fernsehprogramm generiert. Da die für den Satellitenrundfunk verwendeten geostationären Satelliten sich in der Äquatorialebene befinden, erscheinen sie von Europa aus gesehen in südlicher Richtung. Die Antennen auf den Dächern müssen exakt auf die konstante Position des Satelliten ausgerichtet sein, um das Signal empfangen zu können. Die Satelliten, deren Daten von den Hausantennen aufgenommen werden, sind meist sogenannte direktstrahlende Satelliten (*Direct Broadcasting Satellite*, DBS).

Die in Mitteleuropa empfangbaren Rundfunkprogramme werden hauptsächlich von den ASTRA- und Eutelsat-Satelliten abgestrahlt. Diese werden wiederum von Uplinkstationen mit den zu verteilenden Rundfunk- und Fernsehsignalen versorgt. Für jeden Transponder im Satelliten wird eine eigene Sendeeinheit inklusive Parabolantenne verwendet. Der Satellit nimmt das empfangene Signal auf, verstärkt es und sendet es zu den auf die Satelliten direkt ausgerichteten Empfangsantennen auf der Erde zurück.

Um mit einem Transponder möglichst viele Fernsehkanäle zu übertragen, werden die einzelnen Trägerfrequenzen mehrfach genutzt. Die Trägerwellen werden hierzu in unterschiedlichen Polarisationsrichtungen abgestrahlt. Die Polarisation beschreibt dabei die Richtung des elektrischen Feldvektors des elektromagnetischen Signals. Das Sendesignal ist horizontal oder vertikal polarisiert. Beim ASTRA-Satellitensystem beispielsweise werden lineare Polarisationsverfahren verwendet. Die für Europa wichtigsten Satelliten Astra 1A – 1G befinden sich auf der Position 19,2° Ost. In Abhängigkeit des Breitengrades müssen verschiedene Elevationswinkel der Empfangsantenne

genutzt werden, um den Satelliten anzupeilen. Während die Satelliten von München aus gesehen einen Elevationswinkel von $34,2^\circ$ haben, müssen die Empfängerantennen in Hamburg mit einem Winkel von $28,3^\circ$ ausgerichtet werden. Auf jedem Satelliten (ASTRA 1A – 1D) stehen derzeit ca. 65 Transponder zur Verfügung, welche Fernseh- und Hörfunkprogramme übertragen. Das für die Übertragung genutzte Frequenzband liegt bei 11,7 GHz. Die Satelliten ASTRA 1E – 1G bieten 56 Transponder zur Übertragung von digitalen Programmen (11,7 – 12,75 GHz). Um die Frequenzen möglichst gut nutzen zu können, werden die einzelnen Kanäle mit geringen Bandbreiten übertragen, welche sich teilweise überlappen.

Für den Empfang auf der Erde werden Reflektorantennen verwendet, welche nach dem Prinzip eines Hohlspiegels arbeiten. Im Brennpunkt dieses Spiegels befindet sich die eigentliche Antenne. Wird ein großer Spiegeldurchmesser gewählt, ergibt sich hieraus eine hohe reflektierte Intensität, womit eine hohe Signalqualität erreicht wird. Moderne Direktempfangssatelliten sind jedoch so konzipiert, dass ein kleiner Spiegeldurchmesser von 60 cm für eine ausreichende Signalqualität genügt. Wie das Signal aufgenommen wird und im Empfängermodul zur Darstellung decodiert wird, ist unter anderem bei Schmidt 2013 zu entnehmen.

4.2 Satellitentelefonie

Neben dem Satellitenfernsehen ist auch die Satellitentelefonie ein stark verbreitetes Anwendungsfeld der Satellitenkommunikation. Durch die Verwendung von Satelliten wird dabei die mögliche Entfernung, die für die Kommunikation überbrückt werden kann, erhöht. Auch können durch die Satellitenkommunikation Nutzer in Gebieten ohne vorhandene terrestrische Mobilfunknetze miteinander kommunizieren. Es existieren einige Anbieter für die Satellitentelefonie, welche Dienste für den privaten Gebrauch anbieten. Die räumliche Verfügbarkeit der Netze unterscheidet sich hauptsächlich durch die Positionierung der Satelliten im All. Während Systeme, welche aus einer Vielzahl an LEO-Satelliten bestehen, auch in polaren Regionen eine Kommunikation ermöglichen, erlauben Systeme mit geostationären Satelliten keine Verbindungen in die Polregionen der Erde.

Iridium Satellitennetz

Das Iridium Satellitennetz besteht aus einer Flotte an LEO-Satelliten, welche eine globale Abdeckung ermöglichen, da die Umlaufbahnen der Satelliten von Pol zu Pol verlaufen. Eine Kommunikation ist so auch in polaren Regionen mit hoher geographischer Breite möglich. 66 aktive Satelliten auf sechs Umlaufbahnen machen die Kommunikation grundsätzlich von jedem Standort auf der Erdoberfläche aus mit freier Sicht zum Himmel möglich. Zeitgleich können bis zu vier Satelliten für die Kommunikation verwendet werden. Bei Telefongesprächen wird in etwa alle neun Minuten der Iridium-Satellit, über welchen die Kommunikation läuft, gewechselt, da der bisher zur Kommunikation verwendete Satellit hinter dem Horizont zu verschwinden beginnt. Dieser Wechsel geschieht allerdings vollautomatisch und ohne spürbare Einflüsse auf die Gesprächsverbindung. Derzeit liegen die Kosten für eine Verbindung bei rund 1,20€ pro Minute. Die Datenübertragung vom Satelliten zu den Endgeräten geschieht im L-Band (1 – 2 GHz).

Inmarsat Satellitennetz

Eine Alternative zum Iridium Satellitennetz bietet das 1979 entwickelte Inmarsat System (*International Maritime Satellite Organization*) des gleichnamigen britischen Unternehmens. Ursprünglich sollte mit dem System, welches eines der ersten zivilen Satellitenkommunikationsnetzte darstellte, eine Verbesserung der Nachrichtenverbindung für Seenot- und

Sicherheitsfunkverbindungen zum Schutz des menschlichen Überlebens auf See ermöglicht werden. Inmarsat besteht aus mehreren Satelliten der vierten Generation in geostationären Orbits. Durch die Wahl der geostationären Orbits wird im Gegensatz zum Iridium Satellitennetz keine komplett globale Abdeckung erreicht. In den polaren Regionen ist das Inmarsat Satellitennetz nicht verwendbar. Die Kommunikation der aktuellen Satellitengeneration erfolgt ähnlich zu Iridium auch im L-Band und zudem im Ka-Band (27-40 GHz). Hierdurch soll eine höhere Geschwindigkeit der Datenübertragung im globalen Netzwerk realisiert werden.

Globalstar Satellitennetz

Globalstar bietet im Gegensatz zu Iridium und Inmarsat keine globale Kommunikation. Eine Satellitentelefonie ist nur auf den Kontinenten Europa, Amerika, Australien und einigen Teilen Asiens möglich. Der Anbieter Globalstar, welcher 1998 gegründet wurde, umfasste ursprünglich knapp 50 Satelliten im All mit niedrigen Umlaufbahnen. Nach technischen Defekten einiger Satelliten ist die Anzahl an verfügbaren Satelliten heute deutlich geringer. Eine Besonderheit des Systems, ist dass die Satelliten nicht direkt untereinander kommunizieren, sondern über Bodenstationen. Daher muss sich vom Satelliten aus nicht nur das Kommunikationsgerät, sondern auch eine Bodenstation in direktem Sichtkontakt befinden. Da in Großteilen Afrikas, Indiens, Teilen Ozeaniens und den Polregionen keine Bodenstation verfügbar sind, ist eine Kommunikation in diesen Bereichen nicht möglich.

Tabelle 3: Vergleich aktueller Dienstleiste der privaten Satellitentelefonie.

System	Abdeckung	Vorwahl	Art der Satelliten	Preis pro Minute
Iridium	weltweit	+881 6	LEO	1,20€ (Festnetz)
Inmarsat	Weltweit, ohne polare Regionen	+870	GEO	1,17€ (Festnetz)
Thuraya	Europa, Afrika, Naher und Mittlerer Osten, Asien (ohne Nord-Ost Sibirien), Australien, Ozeanien	+882 16	Geosynchron (GSO)	1,10€ - 8,59€ (Festnetz)
Globalstar	Europa, Amerika, Australien und einige Teile Asiens	+881 8	LEO	0,71€

Neben den genannten Satellitennetzen existieren weitere Anbieter für Satellitenkommunikation, welche mittels geostationärer, bzw. LEO-Satelliten auch globale Abdeckungen erreichen. Die Gesprächskosten pro Minute variieren zwischen den einzelnen Anbietern kaum. Allerdings sind teilweise zu den zunächst gering erscheinenden Minutenpreisen weitere Beiträge und Kosten zu entrichten.

Die Übertragung von Nachrichten und Daten mit großer Geschwindigkeit ist in unserer modernen Welt scheinbar selbstverständlich geworden. Dabei wird oft vergessen, welcher großer Aufwand zur Bereitstellung der entsprechenden Infrastruktur erforderlich ist. Satellitenkommunikation ist eine Technologie, die neben der schnellen, globalen Verfügbarkeit insbesondere eine sehr große Sicherheit bei der Bereitstellung der Dienste und der Nachrichtenübertragung bietet. Um auch für künftige Anforderungen an die immer höher werdenden Übertragungsraten gewappnet zu sein, sind weiterhin Investitionen in innovative Forschungsvorhaben und vor allem auch die Nachwuchssicherung erforderlich.

Literaturverzeichnis

Böhmer et al. 2012

Böhmer, K., M. Gregory, F. Heine, H. Kämpfer, R. Lange (2012). Laser Communication Terminals for the European Data Relay System. Proc. SPIE 8246, Free-Space Laser Communication Technologies XXIV, 82460D.

DLR 2017

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2017). Illustration des Heinrich Hertz-Satelliten https://www.dlr.de/rd/DesktopDefault.aspx/tabid-4161/3338_read-38986/gallery-1/gallery_read-Image.28.23330/ (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

DLR 2018

DLR (2018). Satellitenkommunikation. URL: https://www.dlr.de/rd/desktopdefault.aspx/tabid-2115/3073_read-5041/ (zuletzt eingesehen am 17.09.2018).

Dodel & Eberle 2007

Dodel, H., S. Eberle (2007). Satellitenkommunikation. Springer Verlag.

ESA 2018

European Space Agency (ESA) (2018). EDRS – European Data Relay System: The Spacehighway. URL: http://www.esa.int/Our_Activities/Telecommunications_Integrated_Applications/EDRS (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

Heine et al. 2015

Heine, F., G. Mühlnikel, H. Zech, D. Tröndle, S. Seel, M. Motzigemba, R. Meyer, S. Philipp-May, E. Benzi (2015): LCT for the European Data Relay System: in Orbit Commissioning of the Alphasat and Sentinel 1A LCTs. Proc. SPIE 9354, Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXVII, 93540G.

Ley et al. 2019

Ley, W., K. Wittmann, W. Hallmann (2019). Handbuch der Raumfahrttechnik. 5., aktualisierte und erweiterte Auflage, Hanser, München.

OHB System AG 2018

OHB System AG (2018). SmallGEO. The multi-purpose geostationary satellite platform.

Schmidt 2013

Schmidt, U. (2013): Professionelle Videotechnik. Grundlagen, Filmtechnik, Fernsehtechnik, Geräte- und Studientechnik in SD, HD, DI, 3D. 6. Auflage, Springer-Verlag, Heidelberg Berlin.

Bildnachweis

Abbildung 1:

- DLR (2017). Kommunikations-Satellit SmallGEO. URL: https://www.dlr.de/rd/en/desktopdefault.aspx/tabid-4824/7998_read-8300/7998_page-4/gallery-1/216_read-1/ (zuletzt eingesehen am 11.09.2018).

- Galileo IOT L-Band Antenna at Redu, ESA/C. Lezy, CC By-SA 3.0 IGO, URL: http://m.esa.int/spaceinimages/Images/2011/08/Galileo_IOT_L-band_antenna_at_Reddu (09.04.2018).

Abbildung 3:

- DLR (2017). Kommunikations-Satellit SmallGEO. URL: https://www.dlr.de/rd/en/desktopdefault.aspx/tabid-4824/7998_read-8300/7998_page-4/gallery-1/216_read-1/ (zuletzt eingesehen am 11.09.2018).
- Google Earth 2018

Abbildung 5:

- European Space Agency (ESA) (2014). European Data Relay System (EDRS). URL: https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2014/06/European_Data_Relay_System_EDRS (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

Abbildung 6:

- ESA (2016) a. EDRS-A. URL: <https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2016/03/EDRS-A> (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

Abbildung 7:

- ESA (2016) b. Inter-satellite laser links. URL: https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2016/02/Inter-satellite_laser_links (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

Abbildung 8:

- Illustration des Heinrich Hertz-Satelliten. © OHB System AG



Tobias Schüttler (tobias.schuettler@lmu.de)

Nicola Schneider

Nina Schmid

Lisa Nagel

Lehrstuhl für Didaktik der Physik

Ludwig-Maximilians-Universität München

08.04.2019

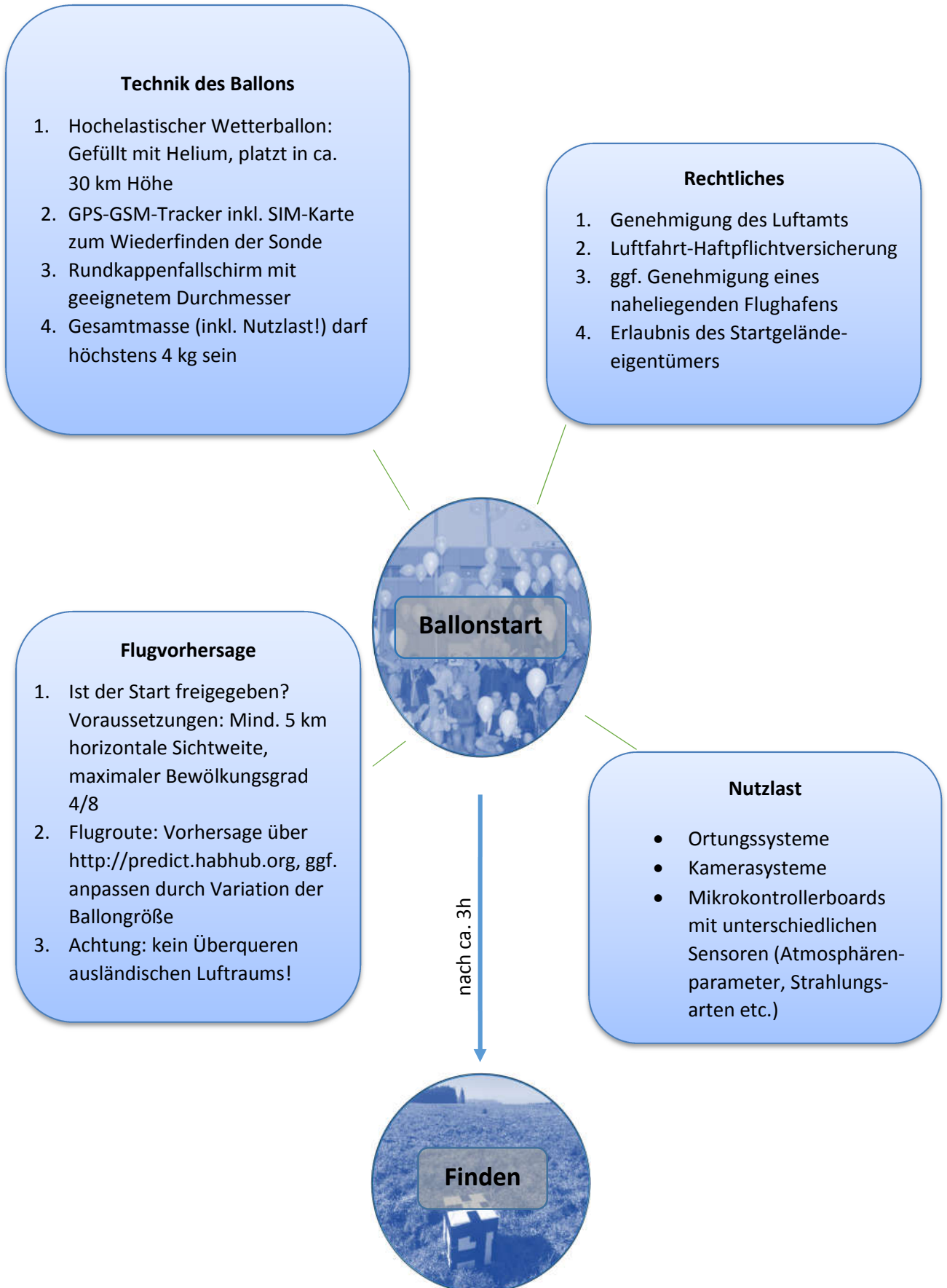
Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



High Altitude Balloon – Missionsüberblick



Inhalt

High Altitude Balloon – Missionsüberblick.....	1
Einleitung.....	4
1. Stratosphärenballonmissionen – „near space“ für Jedermann	5
1.1. Zum Einstieg eine günstige „Do it yourself Mission“	6
1.1.1. Startvorbereitungen	11
1.1.2. Start des Ballons	12
1.1.3. Bergung	15
1.2. Die Technik des „High Altitude Ballooning“	16
1.2.1. Wetterballons.....	16
1.2.2. Fallschirme.....	16
1.2.3. Sonde.....	18
1.2.4. Die „wissenschaftliche“ Nutzlast.....	19
1.2.4.1. Bilder der Erde und des Weltalls	19
1.2.4.2. Fernerkundung von Vegetation.....	20
1.2.4.3. Messung von atmosphärischen Parametern.....	21
2. Einsatzgebiete von Stratosphärenballons in der Wissenschaft	22
2.1. Außergewöhnliche, wissenschaftliche Projekte mit Stratosphärenballons.....	22
2.1.1. Autonomes Fliegen in der Stratosphäre.....	22
2.1.2. Fernerkundung zu Ausbildungszwecken	23
2.1.3. Das Sunrise Teleskop	25
2.2. Radiosonden.....	27
3. Physikalische Grundlagen.....	30
3.1. Die Atmosphäre der Erde	30
3.1.1. Zusammensetzung der Erdatmosphäre	32
3.1.2. Aufbau der Atmosphäre	32
3.1.3. Temperaturverlauf der Atmosphäre	34

3.1.4.	Internationale Standardatmosphäre (ISA)	36
3.2.	Die Physik des Stratosphärenballons	38
Anhang		44
I.	Die barometrische Höhenformel.....	44
I.1.	Konstante Temperatur	44
I.2.	Veränderliche Temperatur	45
II.	Rechtliche Grundlagen für HAB-Missionen	45
III.	Hilfe für die Missionsplanung.....	49
IV.	Checklisten für Stratosphärenballon-Missionen	52
V.	Bezugsquellen und hilfreiche Links	54
VI.	Quellen	55
Abbildungsverzeichnis.....		57
Abkürzungsverzeichnis.....		58

Einleitung

Die Durchführung von Ballonexperimenten mit sogenannten Stratosphärenballons in großen Höhen von über 30 km erlebt derzeit einen kleinen Boom. Ausgerüstet sind die mitgeführten Sonden meist mit Digitalkameras, welche den Aufstieg filmen, und mit einem sogenannten GPS-GSM-Tracker. Dieser bestimmt die Position der Sonde (GPS) und übermittelt diese dann per Mobilfunk (GSM) an die Bergungsscrew. Mit ein wenig Glück kann die Sonde mit Hilfe dieser Informationen nach ihrem Abstieg an einem Fallschirm unbeschadet geborgen werden. Die auf diese Weise entstandenen Aufnahmen von der Erde sind sowohl in ihrer Ästhetik als auch durch ihren Informationsgehalt beeindruckend. Sie stellen eine zwar deutlich vereinfachte, aber doch in vielen Punkten vergleichbare Analogie zu Satellitenbildern dar. Zudem bilden die Stratosphärenballonexperimente eine gute Möglichkeit, um die Technologie von „echten“, sehr kostenintensiven Satellitenmissionen, auf faszinierende Art und Weise zu vermitteln.

Der vorliegende Leitfaden gibt in Kapitel 1 einen Überblick über Stratosphärenballonmissionen und die eingesetzte Technik. Anschließend wird im zweiten Kapitel auf wissenschaftliche Anwendungen von „High Altitude Balloon“ Missionen eingegangen. In Kapitel 3 wird der Aufbau der Erdatmosphäre ausführlicher betrachtet und die Physik der Ballonaufstiege erklärt. Im Anhang finden sich Erläuterungen zum rechtlichen Rahmen, in welchem sich solche Ballonmissionen bewegen. Darauf folgt eine Checkliste, welche eine Hilfestellung für den reibungslosen Ablauf einer Ballonmission bietet. Zum Abschluss werden Hinweise zu Bezugsquellen für Materialien und hilfreichen Links angegeben.

1. Stratosphärenballonmissionen – „near space“ für Jedermann

Ein Stratosphärenballon ist ein mit Helium, Wasserstoff oder Ballongas gefüllter, großer Ballon aus hochelastischem Naturkautschuk. Abhängig von der Größe können unterschiedlich schwere Nutzlasten in Höhen von über 30 Kilometer gebracht werden. Bekannteste Vertreter sind die von Wetterdiensten gestarteten Wetterballons, mit deren Hilfe sogenannte Vertikalprofile, also höhenabhängige atmosphärische Messungen, erstellt werden. Aber auch so spektakuläre Missionen wie Felix Baumgartners Extremfallschirmsprung im Jahre 2012 werden mit Hilfe von Stratosphärenballons durchgeführt.

Im Folgenden wird zunächst als Einstieg eine einfache und vergleichsweise kostengünstige Stratosphärenmission vorgestellt, anschließend wird auf die verschiedenen Ballonsysteme sowie Fallschirme und mögliche Sonden eingegangen. Ziel dieses Kapitels ist es, den Leser in die Lage zu versetzen, eine eigene Stratosphärenballonmission sicher und erfolgreich durchführen zu können.

Achtung: Ein Ballonaufstieg in derartige Höhen stellt immer auch in gewissem Sinne eine Expedition ins Ungewisse dar! Es wird daher dringend empfohlen, vor dem Einsatz von komplexer und teurer Technik, erst einmal Erfahrungen mit kleineren Missionen zu sammeln. Denn ganz gleich wie gut ein solcher Ballonaufstieg geplant wird, ist der Verlust der Sonde dennoch nie ganz auszuschließen, was ein Mindestmaß an pragmatischem Forschergeist unabdingbar macht.

1.1. Zum Einstieg eine günstige „Do it yourself Mission“

Um nicht gleich finanziell Kopf und Kragen zu riskieren, empfiehlt es sich, die erste eigene Stratosphärenballon - oder „High Altitude Balloon“ (HAB) - Mission möglichst einfach und kostengünstig zu gestalten. Die folgenden Ausführungen sind als eine Art Kurzanleitung zu verstehen, bei welcher auf tiefergehende Hintergrundinformationen weitgehend verzichtet wird und der Schwerpunkt auf der praktischen Durchführung einer ersten Mission liegt. Hierfür benötigt man nur wenige Komponenten, wodurch die Kosten geringgehalten werden können. Je nach Ausführung der Komponenten, beispielsweise der verwendeten Kamera, sind jedoch Abweichungen möglich. Was also wird benötigt?

- **Hochelastischer Ballon der 300-400-Gramm Klasse (ca. 40 €)**
Solche Ballons werden unter anderem vom Deutschen Wetterdienst für Radiosondenaufstiege zu atmosphärischen Messungen eingesetzt. Sie bestehen aus Naturkautschukmaterial, welches sich beim Aufsteigen auf Grund des Luftdruckabfalls ausdehnt. Die Ballonhülle kann dabei beachtliche Größen von über zehn Meter Durchmesser annehmen, was bei guten Sichtbedingungen eine Beobachtung des Ballons bis zum Platzen ermöglicht.
- **Rundkappenfallschirm, Durchmesser mindestens 0,5 Meter (ab ca. 10 €)**
Als Material wird hier meist ein Nylontuch verwendet. Ein Fallschirm kann den eigenen Bedürfnissen entsprechend selbst zusammengenäht werden. Fertig vernähte erhält man jedoch auch zu vernünftigen Preisen als Modellraketenzubehör.
- **Verbindungsschnur mit Bruchlast unter 230 N (wenige €)**
Auf Grund rechtlicher Vorgaben ist zwingend darauf zu achten, dass die nominelle Bruchlast der Schnur zwischen Ballon und Fallschirm bzw. Fallschirm und Sonde 230 N nicht übersteigt.
- **Sonde:** Beispielsweise eine zweiteilige Styroporkugel mit einem Durchmesser von 30 Zentimetern (ca. 5 €). Selbstverständlich kann die Sonde auch aus Styroporplatten oder anderem Material selbst zusammengeklebt werden. Hierfür ist der Aufwand etwas höher.
- **Minikamera bis 50 Gramm (ca. 40 €)**
Sogenannte „Action Cams“ sind mittlerweile sehr beliebt und weit verbreitet. Sie sind leicht, einfach zu bedienen und liefern zum Teil verblüffend gute Aufnahmen.

Wenn es nicht gleich eine hochwertige Kamera (Go Pro o.ä.) sein muss, findet man sehr kostengünstige Geräte bei Ebay.

- **GPS-GSM-Tracker ca. 50 Gramm (ab ca. 40 €)**

Die Funktionsweise dieser elektronischen Minispürhunde ist sehr einfach: Über GPS ermitteln die Geräte ihre Position und senden diese über das Mobilfunknetz bei Bedarf an den Nutzer. Die einfache Steuerung der Geräte erfolgt ebenfalls meist über Kurznachrichten (SMS) oder vom PC aus. Für den Betrieb ist eine SIM-Karte sowie Mobilfunkempfang erforderlich.

- **Powerbank-Akku ab 2000 mAh (ca. 10 €)**

Lithium-Ionen Akkus sind kostengünstig und haben eine hohe Energiedichte. Die Ladung erfolgt in den meisten Fällen über ein bereits integriertes Ladegerät via USB. Der Nachteil dieser Akkutypen ist die hohe Temperaturabhängigkeit ihrer Kapazität. Viele Hersteller geben eine Betriebstemperatur von mindesten 0°C an. Die Akkus funktionieren in gewissen Grenzen auch noch bei niedrigeren Temperaturen, jedoch mit zum Teil deutlich geringerer Kapazität. Die Verwendung eines Wärmepads kann dieses Problem lösen.

- **Wärmepad**

Diese kleinen Latentwärmespeicher erhält man oft als Werbegeschenk für die kalte Jahreszeit. Eine Flüssigkeit aus Natriumacetat-Trihydrat dient als Wärmeenergie Speicher, welcher die Wärme bei Kristallisation wieder abgibt. Da die Styroporhülle der Sonde gut isoliert, ist normalerweise ein kleines Wärmepad von etwa 100 Gramm ausreichend.

- **Mini USB y-Kabel (ca. 5 €)**

Um den Akku mit dem GPS-GSM-Tracker und der Kamera zu verbinden, wird ein Y-Kabel verwendet. Wer ganz sicher gehen möchte verwendet zwei Akkus, um für den GPS-Tracker mehr Redundanz zu erzielen.

- **Kleinmaterial** (Gaffa-Tape, Kabelbinder, Styropor verträglicher Klebstoff etc.)

Nicht nur Bühnentechniker wissen: Um Dinge aller Art zu verbinden, verwendet man Gaffa und Kabelbinder. Auch auf der internationalen Raumstation ISS verwenden die Astronauten diese Materialien für alle nur denkbaren Zwecke.

- **Helium oder Ballongas**

Prinzipiell kann man zur Befüllung des Ballons auch preisgünstigeren Wasserstoff

verwenden. Da dieser jedoch brennbar ist, wird hier dringend davon abgeraten. Stattdessen wird die Beschaffung einer größeren Heliumflasche (200-300 bar) empfohlen, da kleinere Gebinde in der Regel deutlich teurer kommen.

Alle benötigten Materialien findet man bei entsprechenden Anbietern im Internet einzeln oder beispielsweise bei www.stratoflights.com als Komplettlösung. Eine denkbare Zusammenstellung mit entsprechenden Bezugsquellen zeigt die folgende Tabelle.

Tabelle 1: Bezugsquellen für Stratosphärenballon-Komponenten.

Komponente	Beispiel	Bezugsquelle	Abbildung
Ballon	KKS Cosmoprene Radiosondenballon	http://www.meteorologyshop.eu	
Fallschirm	Fallschirm 55 cm	https://www.stratoflights.com	
Sonde	Z.B. Styroporkugeln, Durchmesser 30 cm	www.amazon.de	
Kamera	Keychain „808 #16“ oder „Mate808“	www.ebay.de Infos unter: http://www.chucklohr.com/	
GPS-Tracker	GPS Tracker TK102	www.ebay.de	
Powerbank	LogiLink PA0064	www.conrad.de	
Helium		Linde Gas	

Der Aufbau des Gespanns ist in Abbildung 1 abgebildet. Um die Bergungschancen bei einer eventuellen Baumlandung zu erhöhen, empfiehlt es sich, eine mindestens 10 Meter lange Verbindungsschnur zwischen Fallschirm und Sonde zu verwenden. Die Gesamtlänge des Gespanns darf aber 60 Meter nicht übersteigen. Um schöne Bilder der Erde zu erhalten, sollte die Kamera direkt nach unten – also „nadir“ – gerichtet sein. Das Akkufach des GPS-Trackers sollte unbedingt noch mit zwei Lagen Tesafilm gesichert werden, um ein Abspringen desselben bei einer harten Landung zu vermeiden. Wer ganz sichergehen möchte, packt den GPS-Tracker zudem noch in eine extra Lage Styropor ein.

Achtung: Eine zuverlässige Funktion des GPS-Trackers ist für das Wiederfinden der Sonde zwingende Voraussetzung! Lage der Antenne beachten!

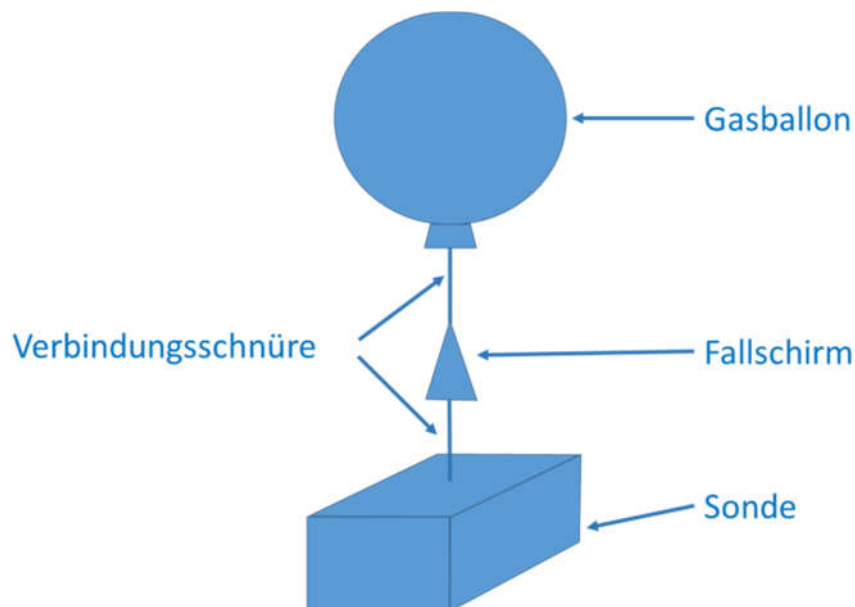


Abbildung 1: Schematische Skizze des Ballongespanns.

Der eingesetzte GPS-Tracker muss vor dem Sondenaufstieg unbedingt ausgiebig getestet werden! Insbesondere ist eine eventuell notwendige Freischaltung der eingesetzten Sim-Karte zu beachten. Wenn ein Verlassen des deutschen Luftraums auf Grund entsprechender Luftströmungen nicht ausgeschlossen werden kann, muss ein einwandfreier Betrieb im Ausland (Roaming!) sichergestellt sein.

Achtung: Das Überfliegen ausländischen Luftraums erfordert in der Regel eine besondere Genehmigung¹! Falls eine solche nicht vorliegt und das Eindringen in diesen Luftraum nicht auszuschließen ist, wird dringend von einem Ballonstart abgeraten, da andernfalls kein Versicherungsschutz besteht und unter Umständen juristische Folgen nicht auszuschließen sind!

Vor dem Start ist die Sonde aus den beschriebenen Einzelteilen zusammenzusetzen. Dazu wird eine Halbkugelschale als Unter-, die andere als Oberseite festgelegt. Das Styropor lässt sich gut mit einem Cuttermesser oder einem spitzen, kleinen Schraubendreher bearbeiten. Achtung: Es gibt Klebstoffe, die Styropor nicht kleben, sondern zersetzen. Gut geeignet sind hingegen wasserlösliche Holzleime (z.B. „Ponal“) oder Spezialklebstoffe. In die Unterseite schneidet man ein passendes Loch für die Kamera, sodass das Objektiv möglichst exakt hindurch passt. Die Kamera kann dann mit etwas Silikon fixiert werden. GPS-Tracker und Powerbank finden in der Kugeloberseite Platz und werden dort beispielsweise mit Kabelbindern fixiert. Auf diese Weise ist sichergestellt, dass sich der Schwerpunkt der Sonde auf der wasserdicht verschlossenen (!) Kugeloberseite befindet, sodass bei einer eventuellen Wasserlandung keine Feuchtigkeit in die Sonde eindringen kann.

Zur Befestigung des Fallschirms hat es sich bewährt, die Halteschnur durch ein dünnes Loch in der Kugeloberseite zu führen, welches später mit etwas Silikon o.ä. verschlossen wird. Zur gleichmäßigen Krafteinleitung wird die Schnur im Kugellinneren mit einem kreisrunden Sperrholzplättchen (Minstdurchmesser 5 cm – besser größer) oder einem Kreuz aus Kiefernviereckleisten verbunden. Das Holz ist so anzuordnen, dass die Haltekräfte möglichst gleichmäßig auf die Styroporhalbschale verteilt werden. Zum Verschließen der Styroporkugel, kurz vor dem Start, eignet sich Klebeband (Gaffa-Tape).

Die eigentliche HAB-Mission erfolgt in drei Schritten:

1. Anmeldung und Einholen der Starterlaubnis beim jeweiligen Luftamt bzw. bei der deutschen Flugsicherung (DFS).
2. Start zum genehmigten Zeitpunkt am freigegebenen Startplatz.
3. Bergung der Sonde nach Empfang der GPS-Daten des Landepunktes.

¹ Eine Ausnahmeregelung existiert nur für Ballons der Klasse „leicht“, welche ausschließlich für meteorologische Zwecke verwendet werden.

Da jede der drei Phasen ihre eigenen Herausforderungen mit sich bringt, werden sie im Folgenden kurz beschrieben.

1.1.1. Startvorbereitungen

Der Aufstieg eines Ballons mit einer Gesamtmasse von höchstens 4 Kilogramm (Freiballon Klasse leicht) ist in der EU durch den jeweiligen Staat genehmigungspflichtig. Als Rechtsgrundlage dient die „DURCHFÜHRUNGSVER-ORDNUNG (EU) Nr. 923/2012“, Unterpunkt „SERA.3140 Unbemannte Freiballone“, Anlage 2 der europäischen Kommission.

Die Genehmigung erteilt das Luftamt des jeweiligen Bundeslandes oder, falls der Ballonaufstieg in Flughafennähe erfolgen soll, die DFS. Die jeweiligen Ansprechpartner, welche via Email kontaktiert werden müssen, findet man im Internet. Die Genehmigung kostet eine Bearbeitungsgebühr von derzeit 40 € und muss spätestens zwei Wochen vor dem anvisierten Starttermin beantragt werden.

Der Ballonaufstieg muss durch eine spezielle Haftpflichtversicherung versichert sein. Im Normalfall genügt eine Privathaftpflichtversicherung hierzu **nicht!** Die Kosten für eine solche eintägige Versicherung belaufen sich auf etwa 50 Euro, man erhält sie bei jedem besseren Versicherungsmakler.

Die Details der rechtlichen Grundlagen werden im Anhang gesondert behandelt, weshalb hier nur die wichtigsten Punkte genannt werden. Im Grunde lässt sich die Kernaussage der Gesetzestexte zusammenfassen zu:

„Ein unbemannter Freiballon darf nur dann betrieben werden, wenn beim Auftreffen des Ballons oder eines Teils davon, einschließlich der Nutzlast, auf die Erdoberfläche Personen oder Sachen nicht gefährdet werden.“ (Europäische Kommission, 2012, Anlage 2, Absatz 2.2.5).

Um dieses Ziel zu erreichen, ist die Verwendung eines Fallschirms vorgeschrieben. Zudem empfiehlt es sich, die Materialauswahl der Sonde so auszulegen, dass sie auch bei einem nicht völlig auszuschließenden Abstieg ohne Fallschirm keinen größeren Schaden anrichten kann. Eine Sonde aus Styropor oder ähnlichem bietet den großen Vorteil, bei einem harten Aufprall Energie zu absorbieren. Darüber hinaus ist das Material günstig und recht einfach zu

bearbeiten. Außerdem bietet es eine gute Isolierung gegen Temperaturschwankungen. Die hier vorgestellte Variante einer Styroporkugelschale ist besonders einfach zu realisieren.

Die Styroporhülle der Sonde sollte eher größer ausgelegt werden. Dies vereinfacht den Einbau der technischen Komponenten und führt zudem zu einem höheren Luftwiderstand im Falle eines Versagens des Fallschirms. In jedem Fall muss gewährleistet sein, dass die Flächendichte (Gesamtmasse der Nutzlast geteilt durch deren kleinste Oberfläche) höchstens 13 Gramm pro Quadratzentimeter beträgt. Sind alle Vorschriften eingehalten, eine Versicherung abgeschlossen und der Flug beim Luftamt bzw. bei der DFS angemeldet, steht einem Start nichts mehr im Wege.

1.1.2. Start des Ballons

Vor dem Start sollte der voraussichtliche Flugpfad mit einem Onlinetool (<http://predict.habhub.org/>), welches an der Universität Cambridge entwickelt wurde, vorhergesagt werden. Die Simulation nutzt Wetterdaten der amerikanischen NOAA und liefert eine gute Vorhersage. Deren Genauigkeit hängt, neben der vom Nutzer nicht zu beeinflussenden Güte der Wettervorhersage, auch davon ab, wie exakt die Auf- und Abstiegsgeschwindigkeit des Ballons bekannt sind. Da dieser Punkt physikalisch sehr interessant ist, wird er in 3.2 ausführlich behandelt. Für die hier beschriebene, erste Mission kann man für Auf- und Abstieg mit 5 m/s rechnen.

Die Wetterentwicklung sollte bereits einige Tage vor dem Start verfolgt werden. Dadurch kann die Qualität der Vorhersage des Flugs besser beurteilt und rechtzeitig entschieden werden, ob ein Ballonstart überhaupt möglich ist. Es gibt Wetterbedingungen, bei denen ein Ballonstart nur sehr schwer realisierbar ist – insbesondere bei starkem Wind. Außerdem dürfen Freiballons nur bei einer horizontalen Sicht von mindestens 5 km und einer Wolkenbedeckung von höchstens 4 Achtel gestartet werden. Die entsprechenden Informationen erhält man beispielsweise bei <https://www.meteoblue.com/> (Schweizer Wetterdienst).

Am Starttag sollte man insbesondere für die erste Mission etwa zwei Stunden Vorbereitungszeit einplanen. Neben dem Ballongespann, bestehend aus Sonde, Verbindungsschnur, Fallschirm und Ballon, benötigt man noch Helium oder Ballongas, einige größere Kabelbinder und Gaffa-Tape, sowie eine Grundausrüstung an Werkzeug (Scher,

Schraubendreher etc.). Stoff- oder Latexhandschuhe zum Umgang mit dem Ballon und eine große, saubere Decke auf welcher der Ballon ausgebreitet werden kann, kommen ebenfalls ins Gepäck.

Mit der Heliummenge kann man die Aufstiegs geschwindigkeit und die maximale Steighöhe in gewissen Grenzen variieren. Die Steigrate muss jedoch bei etwa 5 m/s liegen. Abweichende Steigraten müssen mit dem zuständigen Luftamt vereinbart werden. Für eine leichte Mission mit einer Gesamtmasse unter einem Kilogramm, werden etwa $1,2 \text{ m}^3$ Helium bei Atmosphärendruck (ca. 1 bar) benötigt. Der Umgang mit den unter hohem Druck stehenden Gasflaschen muss in aller Sorgfalt geschehen – insbesondere ist beim Transport unbedingt darauf zu achten, dass die Sicherungskappe fest mit der Gasflasche verschraubt ist. Um die Heliummenge zu kontrollieren gibt es mehrere Möglichkeiten:

- 1) Messung des Abfalls des Flaschendrucks bei bekanntem Flaschenvolumen
- 2) Abschätzen des Ballonumfangs mit einer Schnur
- 3) Messen der Auftriebskraft mit einem geeigneten Wägestück

Zu 1) In der Praxis hat es sich besonders bewährt, die ungefähre Füllmenge über den Flaschendruck der Heliumflasche abzuschätzen. Hierzu ist jedoch ein Druckminderer mit Manometer erforderlich. Nach dem Gesetz von *Boyle-Mariotte* ist das Produkt aus Druck und Volumen eines idealen Gases konstant. Wenn man also einer Heliumflasche mit 50 Litern Inhalt und 200 bar Innendruck für einen Heliumballon $1,2 \text{ m}^3$ Helium bei Atmosphärendruck (ca. 1 bar) entnehmen möchte, führt dies zu einer Druckminderung in der Heliumflasche um etwa $1,2 \text{ m}^3 : 50 \text{ l} \cdot 1 \text{ bar} = 24 \text{ bar}$.

Zu 2) Wenn kein Druckminderer mit Manometer vorhanden ist, kann man alternativ auch vereinfachend den Ballon als kugelförmig ansehen und dessen Radius r abschätzen. Im

Beispiel wäre das $r = \sqrt[3]{1,2 \text{ m}^3 : \left(\frac{4}{3}\pi\right)} \approx 0,7 \text{ m}$. Der Ballon müsste nun also einen Durchmesser von etwa $d = 1,4 \text{ m}$ und einen Umfang von $u = 4,4 \text{ m}$ haben. Um die richtige Größe des Ballons zu bestimmen, verknotet man eine 4,4 m lange Schnur zu einer geschlossenen Schlinge und legt diese immer wieder vorsichtig um den Ballon, während dieser befüllt wird. Hierbei ist jedoch unbedingt darauf zu achten, dass die empfindliche Ballonhülle nicht beschädigt wird.

Zu 3) Das „Feintuning“ erfolgt in beiden Fällen über den vom Ballon verursachten statischen Auftrieb, welcher sich durch ein Wägestück mit geeigneter Masse bestimmen lässt. Ideal eignet sich dazu ein Wassereimer, dessen Masse durch das Wasservolumen im Inneren reguliert werden kann. Die Auftriebskraft kann mit Hilfe des bereits weiter oben erwähnten Onlineprogrammes <http://predict.habhub.org> ermittelt werden. Hierzu wird der „Burst Calculator“ der Seite verwendet, welcher beispielsweise für einen 300 Gramm Ballon bei einer Nutzlast von 400 Gramm und 5 m/s Aufstiegs geschwindigkeit eine Auftriebskraft entsprechend einer Masse von knapp 1,2 kg ermittelt (vgl. Abbildung 2).

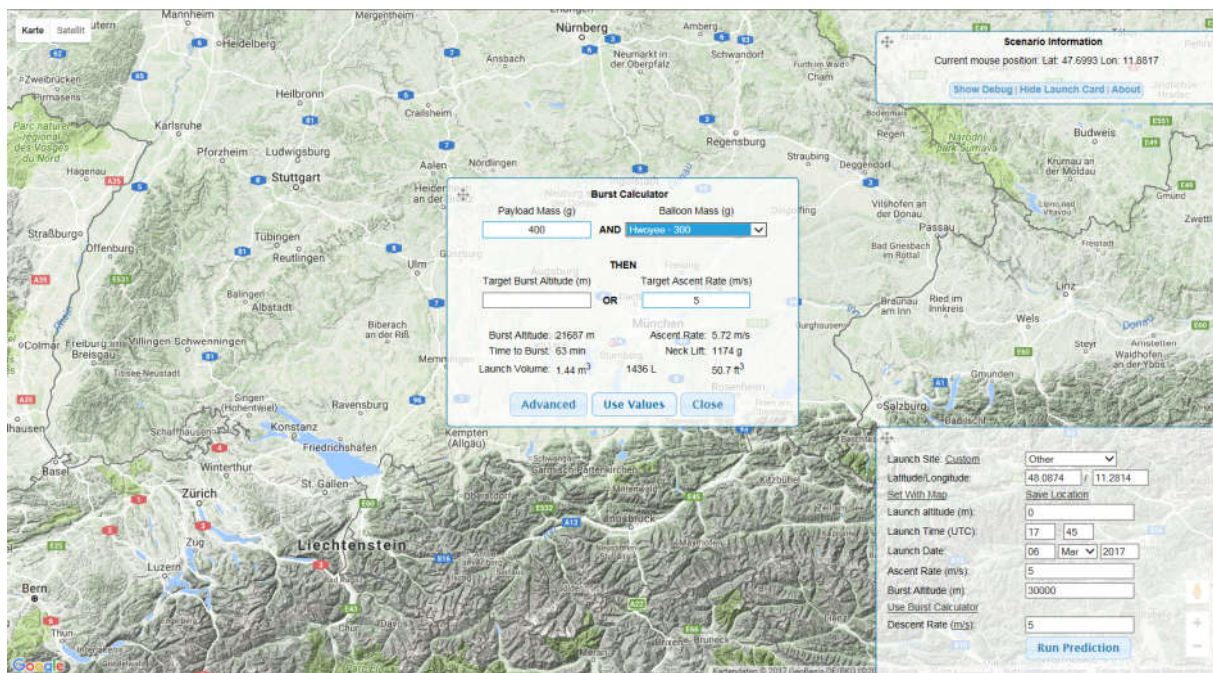


Abbildung 2: Burst Calculator des online Vorhersage-Programms (Cambridge University Space Flight, 2010. Aufgerufen von <http://predict.habhub.org>)

Um den Ballon zu verschließen, verwendet man zweckmäßiger Weise Wiederöffnungskabelbinder. An diesen kann man dann auch sehr gut die Schnur zur Verbindung von Ballon und Fallschirm mit einem sicheren Knoten anbringen. **Achtung: Der Umgang mit dem Ballon setzt etwas Sorgfalt voraus, da die Ballonhülle sehr empfindlich ist! So empfiehlt es sich, den Ballon auf einer sauberen Decke und keinesfalls auf einem steinigen Untergrund auszubreiten sowie direkten Hautkontakt mit dem dünnen Ballonmaterial zu vermeiden, da die hauteigene Säureschutzschicht das Material angreift. Ein beschädigter Ballon kann zu früh platzen!**

Nach dem Befüllen des Ballons werden alle elektronischen Komponenten – in diesem Fall die Kamera und der GPS-Tracker – eingeschaltet und mit der Powerbank verbunden. Nach dem Verschließen der Sonde mit Klebeband wird der GPS-Tracker einer letzten Funktionsprüfung unterzogen. Auf der Sonde müssen die Kontaktdaten (Name, Mobilnummer, Adresse, Emailadresse) des Ballonteamts gut sichtbar und wasserfest angebracht werden. Der Start muss zur mit dem zuständigen Luftamt vereinbarten Uhrzeit erfolgen.

1.1.3. Bergung

Da Sendemasten des Mobilfunknetzes über eine relativ flache Abstrahlcharakteristik verfügen, ist Mobilfunkempfang oberhalb von 3.000 Metern nahezu ausgeschlossen – man muss sich nach dem Ballonstart demnach auf eine bis zu mehrere Stunden dauernde Funkstille einstellen. Je nachdem, wie sehr man seinem Glück vertraut und wie weit die zu erwartende Flugstrecke des Ballons ist, wird man sich bereits recht kurz nach dem Start auf den Weg zum vorherberechneten Landepunkt machen – insbesondere da die eigentliche Bergung nach dem Empfang der GPS-Position durchaus etwas Zeit in Anspruch nehmen kann. Die Vorhersagen des erwähnten Onlinetools sind erfahrungsgemäß auf wenige Kilometer genau zutreffend.

Vom Ablauf her hat es sich als sinnvoll erwiesen, zwei Stunden nach dem Start einen ersten Anruf beim GPS-GSM-Tracker vorzunehmen und diesen dann etwa halbstündig zu wiederholen. Dabei sollte man nicht zu schnell aufgeben: Unter Umständen kann auch einen Tag nach dem Ballonstart noch eine Ortung erfolgen, wenn sich beispielsweise die Bewölkungssituation und damit die Signalstärke von GPS und oder GSM verbessert.

Von den ungünstigen Landeszenarios ist das einer Baumlandung am wahrscheinlichsten. Mit etwas Glück trifft die Sonde jedoch auch freies Gelände. Andernfalls muss improvisiert werden. Eine lange Teleskopstange kann bei einer Baumlandung hilfreich sein, beim großräumigen Suchen kann ein Quadrocopter mit Kamera unterstützen. Ansonsten sei an dieser Stelle vor unüberlegten oder gar gefährlichen Aktionen insbesondere durch beteiligte Jugendliche gewarnt und zugleich viel Glück für eine erfolgreiche Bergung gewünscht!

1.2. Die Technik des „High Altitude Ballooning“

Für HAB Missionen gibt es eine Vielzahl möglicher Ballons, Fallschirmsysteme und mitgeführter Nutzlasten. Im Grunde kann jedes Gerät, welches die gesetzlich vorgegebenen Bestimmungen einhält mit einem Ballon in große Höhen befördert werden. Im Folgenden soll ein exemplarischer Überblick über eine Auswahl an Ballons, Fallschirmsystemen und möglichen Nutzlasten gegeben werden.

1.2.1. Wetterballons

Die verwendeten Ballons bestehen aus hochelastischem Naturkautschuk und werden von verschiedenen Herstellern angeboten. Verkauft werden sie in unterschiedlichen Gewichtsklassen von 300g bis 3000g, wobei für unsere Zwecke nur Ballonmassen bis 2000g sinnvoll sind. Hersteller sind beispielsweise Totex oder K.K.S. aus Japan. Bezugsquellen für diese Spezialballons findet man im Internet. Auf Grund der viel zu geringen Elastizität sind für HAB-Missionen „normale“ (Riesen-) Luftballons ungeeignet.

1.2.2. Fallschirme

Die rechtlichen Bestimmungen schreiben die Verwendung eines Fallschirms explizit vor, um eine Gefährdung von Personen und/ oder Gegenständen auszuschließen (Europäische Kommission, 2012 und Deutsche Flugsicherung, 2016). Bewährt haben sich auf Grund der einfachen Bauform und damit einhergehenden vergleichsweise geringen Kosten, Rundkappenfallschirme aus dem Modellbaubereich. Diese erhält man im Internet für wenige Euro.

Von entscheidender Bedeutung ist die Größe des Fallschirmes, über welche sich die Abstiegs geschwindigkeit regulieren lässt. In Bodennähe (ab ca. 5 km Höhe) muss diese maximal fünf Meter pro Sekunde betragen. Zur Berechnung dient folgende Abschätzung:

Die Luftwiderstandskraft befindet sich im stationären Sinkflug in guter Näherung in einem Kräftegleichgewicht mit der Gewichtskraft.

$$F_G = F_L$$

$$m \cdot g = \frac{1}{2} c_w \cdot \rho_L \cdot A_{proj} \cdot v^2$$

Dabei steht m für die Gesamtmasse, $g \approx 9,81 \text{ N/kg}$ für die Erdbeschleunigung², c_w ist der Form-abhängige³ Widerstandsbeiwert, ρ_L ist die Luftdichte, welche auf Meeresniveau etwa $1,2 \text{ kg/m}^3$ beträgt. Mit A_{proj} , der projizierten Fläche, geht die Größe des Fallschirms mit in die Berechnung ein, welche die Abstiegs geschwindigkeit v maßgeblich beeinflusst und im Übrigen (neben der Fallschirmform) die einzige veränderbare Variable ist. Löst man die Gleichung nach A_{proj} auf, so erhält man:

$$A_{proj} = \frac{2m \cdot g}{c_w \cdot \rho_L \cdot v^2}$$



Abbildung 3: geöffneter Rundkappenfallschirm (Stratoflights, 2017. Aufgerufen von <http://www.stratoflights.com/shop/fallschirm/>).

Der Widerstandsbeiwert für Rundkappenfallschirme wird mit $c_w = 1,33$ angegeben. Geht man nun beispielsweise von einer Gesamtmasse (Sonde und Fallschirm) von $0,5 \text{ kg}$ aus, so erhält man für die projizierte Fallschirmfläche:

² Der Wert der Erdbeschleunigung ist vom Breitengrad und der Höhe des Beobachtungspunktes abhängig. Der hier abgebildete Wert bezieht sich auf den Wert bei 45° N auf Meereshöhe.

³ Tatsächlich hängt c_w neben der Form des Körpers noch von anderen Faktoren ab, wie in Kapitel 3.2 beschrieben.

$$A_{proj} = \frac{2 \cdot 0,5 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ N/kg}}{1,33 \cdot 1,2 \text{ kg/m}^3 \cdot (5 \text{ m/s})^2} \approx 0,25 \text{ m}^3$$

Nimmt man in guter Näherung eine kreisförmige Fläche an, so müsste der Fallschirm einen Durchmesser von knapp 60 Zentimetern haben, um diese Masse mit einer Geschwindigkeit unter fünf Meter pro Sekunde zu Boden zu bringen. In jedem Fall sollte eher ein etwas zu großer als ein zu kleiner Fallschirm verwendet werden, da dieser auch bei einer nicht vollständigen Öffnung noch ausreichend Bremswirkung erzielt.

1.2.3. Sonde

Die Sonde stellt den eigentlichen Grund für die gesamte HAB-Mission dar. Je nachdem, welches Ziel damit verfolgt wird, wird ihr Inhalt recht unterschiedlich ausfallen. Einige grundsätzliche Betrachtungen gelten jedoch für jede Mission. An erster Stelle sollten in jedem Fall Sicherheitsaspekte stehen. Harte oder scharfkantige Stellen an der Sonde sind daher unbedingt zu vermeiden. Von großer Bedeutung ist auch eine großflächige Krafteinleitung der Verbindungen mit dem Fallschirm. Diese muss sicherstellen, dass sich die Verbindungsschnüre nicht selbständig von der Sonde ablösen können. Als Materialien haben sich Styroporplatten, Klebeband („Gaffa“) und Kabelbinder bestens bewährt.

Da die mitgeführten elektronischen Geräte nur in einem bestimmten Temperaturbereich einwandfrei funktionieren, sollte die Sonde einigermaßen luftdicht verschlossen werden. Unter Umständen ist auch die Mitführung von Wärmepads zu empfehlen. Je nachdem, wie viel Abwärme die verbauten Elektrogeräte selbst produzieren, muss hier jedoch eine ebenfalls denkbare Überhitzung vermieden werden. In den meisten Anwendungsfällen genügt ein kleines Wärmepad vollkommen aus. Alternativ kann auch die Verwendung (teurer!) Lithiumbatterien empfohlen werden, welche auch bei Temperaturen bis -40°C noch ausreichend Kapazität haben.

Von besonderer Bedeutung ist ein Ortungssystem für die Nutzlast, welches meist durch einen GPS-GSM-Tracker realisiert wird. Vorteile wie geringe Kosten und Gewicht stehen der Abhängigkeit von Mobilfunk- und GPS-Empfang gegenüber. Da beides nicht immer gewährleistet ist, empfiehlt sich bei Verwendung von sehr teuren Nutzlasten die Bereitstellung eines redundanten Systems. Dies kann beispielsweise ein weiterer GPS-GSM-Tracker sein, dessen SIM Karte von einem anderen Mobilfunkprovider kommt, und der in

einem anderen Winkel (Antennenlage!) eingebaut wird. Alternativ kann auch ein Ortungssystem realisiert werden (Amateurfunk, 2016), welches die GPS-Position über das Amateurfunkband versendet. Dies setzt jedoch profunde Kenntnisse der technischen und rechtlichen Rahmenbedingungen voraus, auf welche hier nicht genauer eingegangen werden kann.

Als teure aber gute Alternative kann die Verwendung eines Satelliten-GPS-Trackers empfohlen werden. Hierbei wird mittels GPS die Position des Trackers ermittelt und diese über ein Satellitenkommunikationssystem wie beispielsweise das Globalstar System an den Nutzer Versand. Auf diese Weise wird Unabhängigkeit vom Mobilfunknetz erreicht. Die entsprechenden Geräte, wie der „SPOT-Trace“ sind zum einen in der Anschaffung mit etwa 150 €, aber auch im Betrieb erheblich teurer als „normale“ GPS Tracker, da für die Satellitenkommunikation Gebühren von mindestens 15 € im Monat anfallen.

1.2.4. Die „wissenschaftliche“ Nutzlast

Bekannt wurden HAB-Missionen durch die faszinierenden Aufnahmen der Erde, welche dabei entstehen. Diese wirken vor allem durch den dort bereits fast schwarzen Himmel fast wie Aufnahmen aus dem Weltraum, wenngleich dieser erst etwa 60 km höher, in etwa 100 km Höhe beginnt. Typischerweise führen daher auch die meisten Sonden eine oder mehrere Kameras mit. Durch den Einsatz spezieller Aufnahmesysteme besteht zudem die Möglichkeit, die Ballonmission zur Fernerkundung der Erde zu nutzen. Von übergeordnetem Interesse ist auch die Aufzeichnung von atmosphärischen Daten mit Hilfe von Mikrocontrollerboards wie Arduino.

1.2.4.1. Bilder der Erde und des Weltalls

Zur Aufnahme von Bildern der Erde, des Horizonts und des Weltalls eignen sich neben teuren Digitalkameras bereits kostengünstige, sogenannte Action Cams. Abhängig vom Modell sind diese bei vernünftiger Aufnahmequalität ab 40 € zu erhalten. Vor einem Kauf sollte man sich jedoch in jedem Fall Gedanken darübermachen, welchem übergeordneten Zweck die Aufnahmen dienen sollen. Beispielsweise könnte daraus in einem größeren Projekt ein Film entstehen. Eine weitere denkbare Anwendung stellen klein- und großräumige eigenständige Kartierungen dar. Während im ersten Fall insbesondere ein Kamerasystem benötigt wird, welches mit schnellen Helligkeitswechseln und den unter

Umständen starken Drehbewegungen zurechtkommt, sind im zweiten Fall abbildungsgeometrische Effekte wie beispielsweise Bildkrümmungen zu beachten.

Auch der Blickwinkel der Kamera sowie der Einbau in der Sonde müssen im Vorfeld gut durchdacht werden: Welche Perspektive ist besonders interessant für mein Projekt? Kann sich das Kameraobjektiv gefahrlos im Freien befinden oder riskiere ich damit eine Beschädigung bei der Landung? Welcher Speicherplatz wird benötigt? Soll ein durchgängiger Film oder ein Zusammenschnitt aus vielen Sequenzen entstehen?

1.2.4.2. Fernerkundung von Vegetation

Die Klassifizierung von Erdoberflächen stellt ein wichtiges Feld der Satellitenfernerkundung dar. Während jedoch Satellitensensoren echte Hightech Geräte sind, können bestimmte Anwendungen mit relativ einfachen Mitteln nachempfunden werden. Hierzu benötigt man nur eine mit Farbfiltern modifizierte, kostengünstige Digitalkamera. Die meisten der darin eingesetzten Lichtdetektoren sind auch im nahen infraroten Wellenlängenbereich des Lichtes (bis ca. 1000 nm) empfindlich. Da gesunde Pflanzen die Sonnenstrahlung in diesem Bereich sehr stark reflektieren, ist die Reflektanz von Untergründen im nahen Infrarot ein Indikator für Vegetation (siehe Abbildung 4).

Diese spannende Technik ist im Internet (z.B. auf <http://infragram.org>) genauer beschrieben – man findet dort neben Bauanleitungen und einem online Bildbearbeitungsprogramm auch einen Shop, welcher derart modifizierte Kameras zu relativ günstigen Preisen verkauft. Bei Schüttler, Zepp & Girwidz (2017) finden sich zudem Informationen über die wissenschaftliche Aussagekraft dieser Aufnahmen.



Abbildung 4: Drei verschiedene Darstellungsformen einer Landschaft: (1) RGB-echtfarben Bild (2) Infrarotaufnahme mit Farbfilter (3) NDVI-Falschfarbenbild. Das Falschfarbebild dient der Vegetationsanalyse: Gesunde Vegetation ist grün, andere Flächen mehr oder weniger bräunlich dargestellt.

1.2.4.3. Messung von atmosphärischen Parametern

Seit einigen Jahren erfreuen sich Mikrocontrollerboards wie Arduino großer Beliebtheit, da sich damit eine Vielzahl von Sensoren auslesen lassen. Die erforderlichen Programme findet man bereits Großteils im Netz und muss sie nur an die jeweiligen Gegebenheiten anpassen.

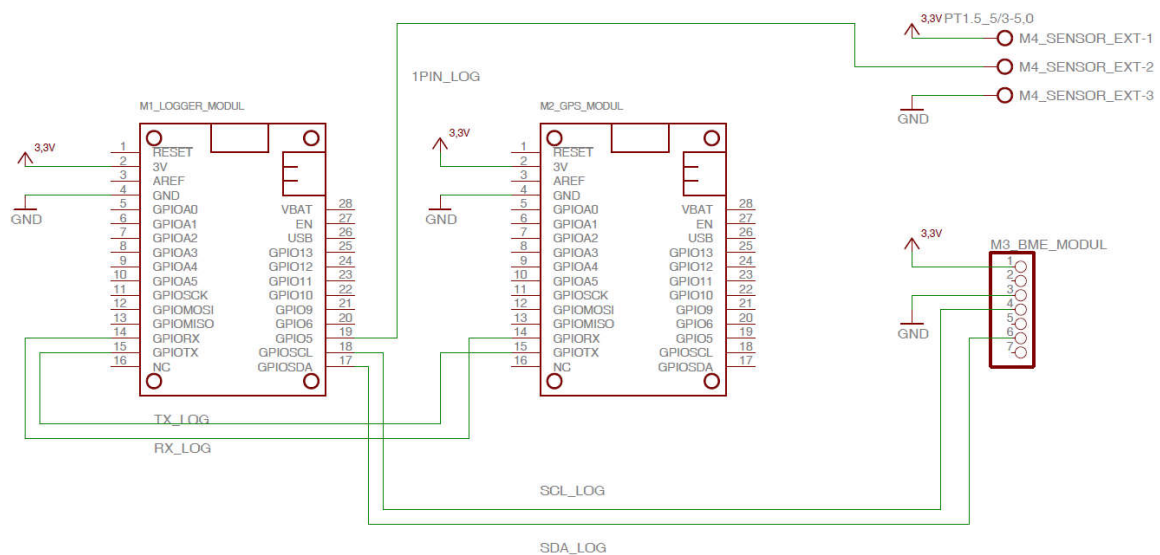


Abbildung 5: Schaltplan des „Stratolno“ Datenloggers. Er basiert auf Adafruit Feather boards und Shields und wird in Arduino programmiert.

Im Rahmen des Projektes SatTec wurde am Lehrstuhl für Didaktik der Physik der LMU München der kleine Datenlogger „Stratolno“ entwickelt, welcher Messungen verschiedener Parameter an Bord eines Stratosphärenballons ermöglicht. Gemessen werden Temperatur und relative Feuchte innerhalb und außerhalb der Sonde, Luftdruck und die Position mittels GPS. Das Logintervall beträgt 5 Sekunden, kann jedoch bei Bedarf geändert werden. Programmiert ist der Datenlogger in der Arduino Programmiersprache, um ein Verändern des Codes zu vereinfachen. Sowohl die Programme als auch Informationen zur Hardware befinden sich auf der Projekthomepage www.sattec.org zum Download.

Die Anwendungsmöglichkeiten für HAB-Missionen sind vielfältig und letztlich nur durch die zur Verfügung stehende Nutzlastmasse von bis zu maximal zwei Kilogramm sowie einige sicherheitsrelevante Aspekte eingeschränkt. Im folgenden Kapitel sollen, als Anregung zum Weiterdenken, einige ausgewählte wissenschaftliche Projekte vorgestellt werden, bei denen Stratosphärenballons als Trägerplattform zum Einsatz kommen.

2. Einsatzgebiete von Stratosphärenballons in der Wissenschaft

Hauptsächlich werden Stratosphärenballons mit Radiosonden für meteorologische Messungen eingesetzt. Diese bieten auch im 21. Jahrhundert noch als Einzige die Möglichkeit, atmosphärische Parameter in großer Höhengauflösung zu erfassen. Es gibt jedoch auch Ballonmissionen für andere Bereiche der Wissenschaft und Technik, welche zwar weniger bekannt aber nicht weniger interessant sind – im Gegenteil.

2.1. Außergewöhnliche, wissenschaftliche Projekte mit Stratosphärenballons

Stratosphärenballons bieten eine verhältnismäßig kostengünstige und schnell verfügbare Möglichkeit, auch größere und schwerere wissenschaftliche Nutzlasten in große Höhen zu befördern. Ein weiterer Vorteil besteht darin, dass die bei einem Ballonaufstieg auftretenden mechanischen Belastungen im Vergleich, beispielsweise zu Raketenmissionen, sehr gering sind. Dies macht sie für eine ganze Reihe von Anwendungen in der Forschung, im militärischen Bereich, aber auch für den Bereich Ausbildung interessant. So nutzte zum Beispiel die NASA, vorbereitend zu bemannten Weltraummissionen, Ballonaufstiege in große Höhen der Stratosphäre, um Raumanzüge ihrer Astronauten zu testen. Dieser Gedanke wurde Jahre später vom Extremsportler Felix Baumgartner aufgegriffen, wenn auch mit einer ganz anderen, eher medialen Zielsetzung. Die drei im Folgenden beschriebenen Projekte sind sehr spezifisch in ihren Forschungsfragen und sollen lediglich ein Gefühl dafür vermitteln, wie vielfältig die Forschungsmöglichkeiten mit Stratosphärenballons sein können.

2.1.1. Autonomes Fliegen in der Stratosphäre

Im Rahmen des Projektes „HABLEG“ (High Altitude Balloon Launched Experimental Glider) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt wurde ein unbemanntes Segelflugzeug mit Hilfe eines großen, mit Wasserstoff befüllten Ballons in 20 km Höhe gebracht und dort kontrolliert vom Ballon getrennt (Wlach, Schwarzbach und Laiacker, 2015). Auf Grund der extrem geringen Luftdichte stellte der anschließende Übergang in einen stabilen Gleitflug eine große und regelungstechnisch überaus anspruchsvoll zu bewältigende Herausforderung dar, welche bislang nur wenigen Wissenschaftlern weltweit gelungen ist. Die große Besonderheit bei HABLEG war, dass diese kritische Flugphase vollkommen autonom durch die an Bord befindliche Elektronik bewältigt werden musste.



Abbildung 6: Start des Gleiters mit 3 m Spannweite (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), 2015. Abgerufen von http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10261/371_read-13886/#/gallery/19701).

Während des einstündigen Gleitfluges über eine Strecke von mehr als 170 km, konnten alle Flugeigenschaften und Systemfunktionen überprüft und bestätigt werden. Der Gleiter landete schließlich sanft und sicher am Forschungsgelände der schwedischen Raketenbasis ESRANGE in Kiruna. „Den Entwicklern diene der Flug zur Technologieerprobung für Höhenflugzeuge, vor allem in den Bereichen Aerodynamik, System und Software. Zukünftig kann auf Basis dieser Technologie die Forschung für Stratosphärenplattformen weitergeführt werden“ (DLR, 2015). Zudem wurden während des Fluges auch sehr detailreiche Aufnahmen von der Erde erzeugt.

2.1.2. Fernerkundung zu Ausbildungszwecken

Die Aufnahme von optischen Fernerkundungsdaten stellt ein weiteres Feld der Forschung mit Stratosphärenballons dar. Neben vergleichsweise geringen Kosten ist die überaus rasche Verfügbarkeit einer derartigen Mission für Wissenschaftler besonders interessant. Entsprechende Startgenehmigungen vorausgesetzt, kann ein Stratosphärenballon innerhalb eines Tages mit der entsprechenden Sensorik ausgerüstet und gestartet werden. Dies ermöglicht einen zeitlich überaus flexiblen Einsatz.

Für Projekte im Bereich der Ausbildung von wissenschaftlichem Nachwuchs ist jedoch der Kostenfaktor entscheidend. Um ein aktuelles Beispiel zu nennen: Wissenschaftler der

Montana State University in den USA entwickelten eine kostengünstige Möglichkeit von Ballons aus, per Infrarot-Fernerkundung, die Vegetation zu erforschen (Shaw, J. A., Nugent, P. W., Kaufman, N. A., Pust, N. J., Mikes, D., Knierim, C., ... & Knighton, W. B., 2012). Dieses Projekt basiert auf einfachen Digitalkameras und anderen frei zu erwerbenden Komponenten. Mit Hilfe von speziellen Rot- und NIR-Filtern (NIR: nahes Infrarot) vor ballongetragenen Kameras, können auf diese Weise großflächig sogenannte „NDVI Bilder“ erstellt werden. Dieser „Normalized Differenced Vegetation Index“ ist einer der wichtigsten in der Fernerkundung eingesetzten Vegetationsindices, welcher Aussagen zur Vitalität der Pflanzen ermöglicht.

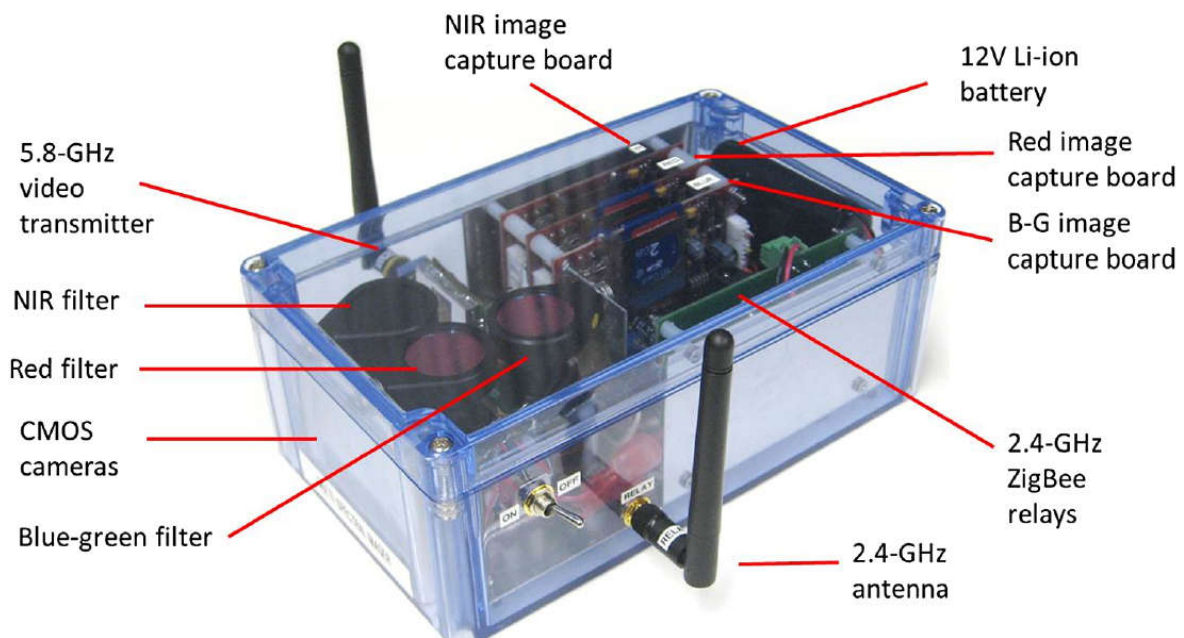


Abbildung 7: Aufnahmesystem für NDVI-Bilder vom Fesselballon aus (Shaw et al., 2012).

Die Technik wurde eingesetzt im Rahmen eines Kooperationsprojektes mit Studenten aus sieben verschiedenen amerikanischen Hochschulen für amerikanische Ureinwohner. Das Ziel war, auch Minderheitengruppen moderne Technik zur Umweltfernerkundung zu bezahlbaren Preisen verfügbar zu machen, weshalb die zusammengestellten Sets einen Preis von US \$ 1000 nicht überschreiten durften. Die mit den kostengünstigen Kamerasystemen erstellten Aufnahmen erwiesen sich als so valide, dass die Sets nun auch für wissenschaftliche Zwecke im Einsatz sind.

2.1.3. Das Sunrise Teleskop

Um die Sonne von einer in der Stratosphäre befindlichen, ballongetragenen Plattform aus zu beobachten, wurde das Sunrise Teleskop entwickelt (siehe Abbildung 8). Dieses flog im Juni 2009 zum ersten Mal von ESRANGE (nahe Kiruna/Schweden) nach Somerset Island in Nordkanada (Barthol et al., 2011). Ziel war es die Struktur und Dynamik des solaren magnetischen Feldes mit Hilfe des 1-m Teleskopes zu studieren. Dabei kam es auf eine gute zeitliche Auflösung an, um schnelle Änderungen im magnetischen Feld zu beobachten. Zudem musste der Blickwinkel groß genug sein, um statistisch fundierte Aussagen zu relevanten Ereignissen treffen und die Evolution der magnetischen Struktur in allen Phasen ihres Zyklus erfassen zu können.



Abbildung 8: Sunrise kurz vor dem Start. Der Ballon ist am Boden nur zum Teil mit Helium gefüllt, um sich während des Aufstieges bei abnehmendem Druck ausdehnen zu können. Bei einer Höhe von 37km wird der Ballon sich um das 300-fache vergrößert haben. Auch bei dieser Mission verbindet ein Fallschirm den Ballon mit der Sonde. (Barthol et al., 2011).

Diese Mission zeigte die Vorteile und das hohe Potential von ballongetragenen Solarbeobachtungen aus der Stratosphäre:

- Vernachlässigbare Verschlechterung der Bilder durch die Atmosphäre

- UV Bereich kann bis zu 200 nm beobachtet werden (kaum Ozonschicht!)
- Instrumente können wiederverwendet werden
- Geringere Kosten im Vergleich zu Weltraummissionen
- Beobachtungen über eine längere Zeit mit konstanten Bedingungen
- Keine Behinderung der Sicht

Sunrise hatte die komplexeste und größte Nutzlast in der Geschichte der solaren Ballonmissionen: Die Gondel am Ballon war mit einem 1-m Teleskop, einem Multi-Wellenlängen UV-Filter-Imager, einem Vektor-Magnetographen und Geräten für die Ausrichtungskontrolle und die Bildstabilisation ausgerüstet. Der verwendete Ballon hatte ein Fassungsvermögen von 975.000 m³, was einem Durchmesser von nahezu 134 m entspricht. Damit kann eine Masse von circa 6 Tonnen in die Stratosphäre bis in eine Höhe von über 37 km transportiert werden. Die wissenschaftliche Nutzlast hatte dabei „gerade einmal“ eine Masse von 1920 kg. Der Rest wurde für den Ballon (2330 kg), das Helium (500 kg), Hilfsmittel und Ballast (544 kg) benötigt.

Die Sunrise Mission wurde erstmals am 8. Juni 2009 erfolgreich durchgeführt. Nach circa 3 Stunden erreichte der Ballon eine Höhe von 37,2 km. Zonale Winde transportierten das Ballongespann mit nahezu konstanter Geschwindigkeit von 30 km/h nach Nordkanada. Die Mission dauerte 137 h an, wobei eine Strecke von 4350 km zurückgelegt wurde (siehe Abbildung 9). Nachdem Sunrise gelandet war, wurden nur geringfügige Beschädigungen festgestellt, sodass die Mission ohne großen finanziellen Aufwand bei einer erhöhten Sonnenaktivität wiederholt werden konnte. Die Nutzlast zeigte während des Fluges immer Richtung Sonne und hatte dabei die ganze Zeit über freie Sicht. Die komplette Beobachtungszeit mit Bildstabilisierung umfasste 33 h, in welchen fast 56.000 Bilder in den Wellenlängenbereichen von 210-400 nm gesammelt werden konnten. Dabei befand sich das System fast über der gesamten Ozonschicht der Erde.

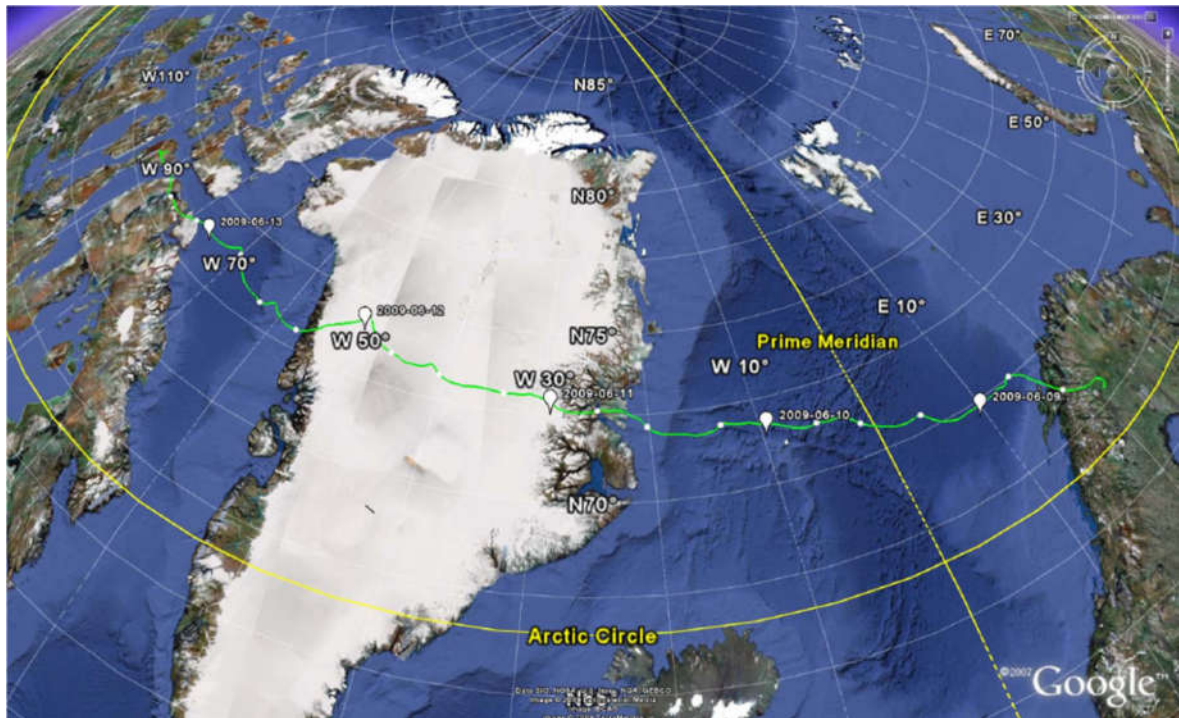


Abbildung 9: Flugroute von Sunrise (Barthol et al., 2011).

Die drei vorgestellten Beispiele sollen einen kleinen Eindruck über die Vielfalt der Forschungsmöglichkeiten mit HAB-Missionen vermitteln – bei Interesse findet man im Internet unter dem Suchbegriff „High Altitude Balloon“ noch viele weitere Beispiele. Am häufigsten geht es jedoch bei Ballonaufstiegen in die Stratosphäre um die Messung von Wetterparametern. Diese Wetterballonaufstiege werden daher im Folgenden etwas genauer betrachtet.

2.2. Radiosonden

Eine Radiosonde ist ein Messgerät, welches in der Aerologie seine Anwendung findet. Sie kann im Gegensatz zu Wettersatelliten und anderen fernerkundlichen Messverfahren direkte Messungen in der Atmosphäre mit einer sehr guten Höhengauigkeit und Genauigkeit vornehmen. Somit kann ein Eindruck vom momentanen Zustand der einzelnen atmosphärischen Schichten gewonnen werden. Wie ihr Name bereits verrät, besteht eine Radiosonde im Wesentlichen aus zwei Komponenten: a) einem Sendeteil (Radio) und b) einem Messgerät (Sonde). Mit den verschiedenen Messfühlern kann direkt die Lufttemperatur, Luftfeuchte und der Luftdruck gemessen werden, während der Höhenwind über den Versatz der Radiosonde indirekt über Radarverfolgung oder GPS bestimmt wird. Der Aufbau einer Radiosonde wird in Abbildung 10 dargestellt.

Moderne Radiosonden haben inklusive Batterien Massen um lediglich 250 g, wodurch die Größe der verwendeten Ballons ebenso wie die benötigte Füllmenge an Helium bzw. kostengünstigerem Wasserstoff in Grenzen gehalten werden können. Zum Aufstieg der Radiosonde wird ein Wetterballon verwendet. Dabei kann die Sonde Höhen von 20-35 km erreichen. Der Höhenrekord für operationelle Aufstiege im Deutschen Wetterdienst (DWD) liegt derzeit bei 40.285 m und wurde am 22.06.2005 am Observatorium Lindenberg aufgestellt (DWD, 2016a).

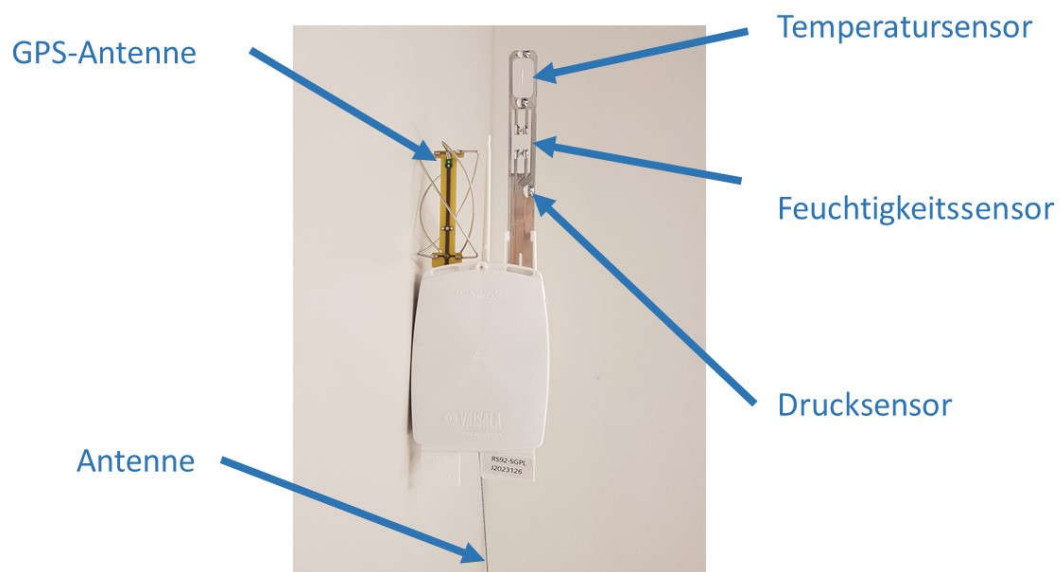


Abbildung 10: Aufbau einer Radiosonde.

Die Aufstiegsgeschwindigkeit des Ballons liegt typischerweise bei circa 5 m/s. Während des Aufstiegs vermisst die Sonde kontinuierlich die jeweils gewünschten Messgrößen und sendet diese über eine Antenne direkt an eine Bodenstation. Wenn an der Sonde noch zusätzlich ein Reflektor befestigt ist, kann sie durch Radar geortet werden; ansonsten wird die Position über GPS ermittelt und ebenfalls per Funk an die Bodenstation übertragen. Alle Teile der Sonde sind mit Schnüren aneinander befestigt, wobei die Sonde sich 10-30 m unter dem Ballon befindet. Dieser scheinbar große Abstand ist erforderlich, damit sich die Sonde in einem möglichst nicht vom Ballon gestörten Luftbereich bewegt.

Während des Ballonaufstiegs nimmt mit zunehmender Höhe der Luftdruck ab. Während dieser zu Beginn noch etwa 1 Bar (auf Meeresniveau) beträgt, ist er in 35 km Höhe auf etwa zehn Millibar gefallen. Der Ballon dehnt sich dadurch mit zunehmender Höhe auf einen

Durchmesser von anfangs unter einem Meter auf bis zu zwölf Meter aus. Wenn die Grenze der Dehnbarkeit des Ballonmaterials erreicht ist, zerplatzt der Ballon und die Sonde fällt, durch einen Fallschirm gebremst, zur Erde zurück. Zum Erreichen derart großer Höhen ist es zwingend erforderlich, hoch flexibles Material, welches sich entsprechend ausdehnen kann, zu verwenden. Andernfalls würde sich bei statischem Material nach einiger Zeit eine Grenzhöhe einstellen, in welcher sich Gewichts- und Auftriebskraft im Gleichgewicht befänden. Dies ist beispielsweise bei einfachen, heliumgefüllten (Kinder-) Luftballons der Fall.

Die Messwerte einer Radiosonde haben, je nach Dynamik der Atmosphäre, nur für eine mehr oder weniger kleine Umgebung des spezifischen Ortes und nur für die Zeit des Aufstieges eine echte Aussagekraft. Um eine gute Datengrundlage aller Messparameter für Wettervorhersagen zu erlangen, müssen daher an vielen verschiedenen Orten weltweit zu festgelegten Terminen Sondenstarts vorgenommen werden. International wurden Standardstarttermine für Stratosphärenballons auf 00, 06, 12, und 18 UTC festgelegt, wobei einige Stationen nur um 00 und 12 UTC operieren.

In Deutschland gibt es 14, auf der Nordhalbkugel insgesamt circa 700 und weltweit circa 850 Stationen, welche operationell Radiosonden starten. Fünf der 14 Stationen in Deutschland sind vollautomatisiert. Die Mehrheit der weltweit gestarteten Sonden steigt von festen Stationen aus auf, etwa 30 Radiosonden starten täglich von Schiffen. Allerdings sind die Stationen global sehr ungleich verteilt. Während die entwickelten Länder der nördlichen Hemisphäre über 80% der Sondenstarts durchführen, ist deren Anzahl in der südlichen Hemisphäre sehr viel geringer. Die University of Wyoming bietet auf ihrer Internetseite (<http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html>) weltweit frei zugänglich, kostenfreie, aktuelle Messwerte von Radiosondenaufstiegen an (vgl. Abbildung 11).



Abbildung 11: Die Messwerte vieler Radiosondenaufstiege weltweit sind im Netz kostenfrei erhältlich (University of Wyoming, o.J. Aufgerufen von <http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html>)

Da sich Europa in einer Westwindzone befindet, sind die Landepunkte der Sonden dort meist östlich von ihrem Startpunkt. Unter typischen Wetterbedingungen liegt die mittlere Entfernung zwischen Start- und Landepunkt eines Stratosphärenballons bei circa 100-300 km. Detaillierte Informationen zur Technik von Radiosonden, deren Empfang und die verschiedenen Startorte findet man im Internet.

3. Physikalische Grundlagen

Radiosonden stellen ein wichtiges Messinstrument für atmosphärische Parameter dar und sind wegen ihrer großen Höhenauflösung trotz enormer Fortschritte in der Fernerkundung auch heute noch unverzichtbar zur Erfassung der Schichtung der Erdatmosphäre. Ein großer Teil der Erkenntnisse über die Lufthülle unserer Erde geht auf direkte Messungen mit Radiosonden zurück. Im folgenden Kapitel wird ein kurzer Überblick über Aufbau und Zusammensetzung der Atmosphäre gegeben.

3.1. Die Atmosphäre der Erde

Unter der Erdatmosphäre (von griechisch atmos: Dunst, und sphaira: Kugel) versteht man die gasförmige Hülle um die Erdoberfläche (vgl. Abbildung 12). Sie unterliegt neben der Anziehungskraft auch Trägheitskräften wie der Corioliskraft, welche aus der Rotation der Erde herrühren. Hinzu kommen konvektive Kräfte, welche aus Dichteunterschieden resultieren. Das im Detail überaus komplexe Wechselspiel aller Kräfte ist für die Dynamik der Atmosphäre und damit für das Wetter- und Klimageschehen verantwortlich. Eine detaillierte

Abhandlung hierzu kann im Rahmen dieses Leitfadens nicht stattfinden. Für eine tiefergehende Auseinandersetzung sei auf die Links und Literatur im Anhang hingewiesen.

Die Atmosphäre hat eine Masse von circa 5 Billionen Tonnen. Der mittlere Druck von 1013 Hektopascal auf der Erdoberfläche ermöglicht es, zusammen mit entsprechenden Temperaturen, dass auf der Erde Wasser im flüssigen Aggregatzustand existiert und Leben, so wie wir es kennen, möglich ist.



Abbildung 12: Erdatmosphäre aufgenommen mit einer Mobius Action Cam während dem Ballonaufstieg im März 2017. Die Krümmung der Erde entspricht nicht der wahren Erdkrümmung, sondern entsteht durch die Optik der Kamera.

3.1.1. Zusammensetzung der Erdatmosphäre

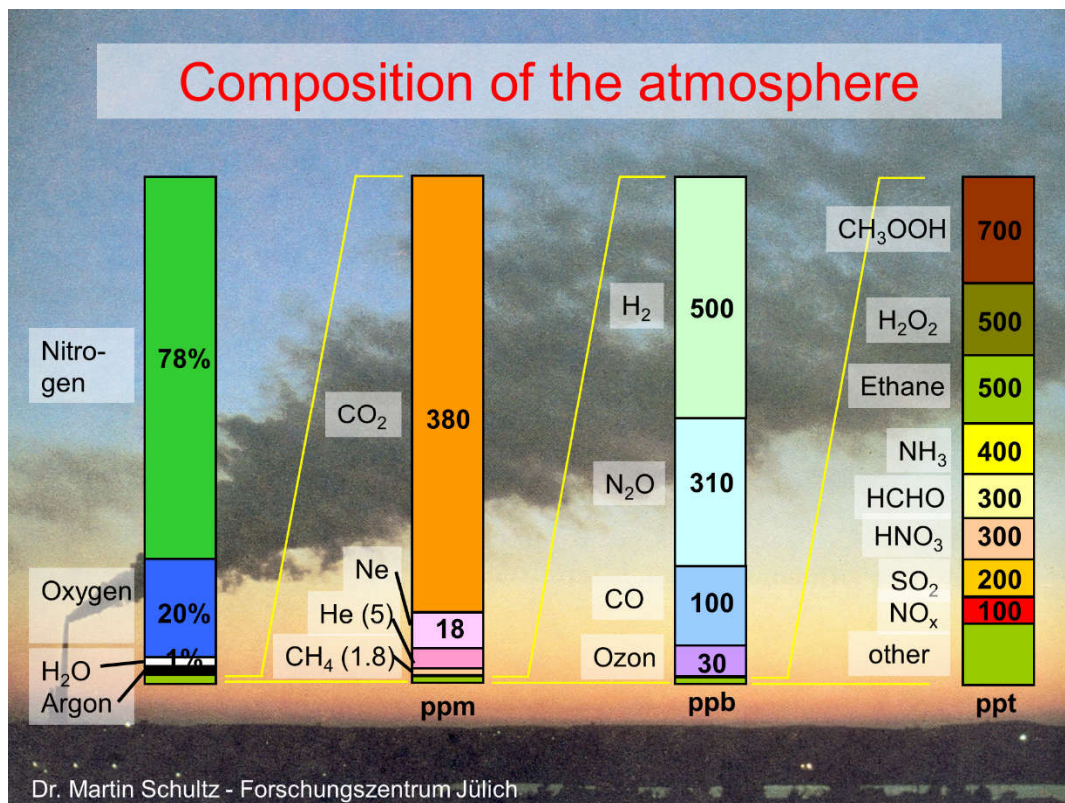


Abbildung 13: Zusammensetzung der Atmosphäre (mit freundlicher Genehmigung von Dr. Martin Schultz, 2016).

Die Erdatmosphäre besteht chemisch bis zu einer Höhe von circa 80-90 km zu 78 % aus Stickstoff (N₂), zu 20 % aus Sauerstoff (O₂) und zu 1 % aus einem Gemisch von Argon (Ar), Kohlenstoffdioxid (CO₂), Wasserstoff (H₂) und anderen Gasen (siehe Abbildung 13). Diese Schicht mit relativ konstanter Zusammensetzung wird auch „Homosphäre“ genannt. Darüber kommen vorwiegend Gase mit geringerer Dichte vor.

Für das Wettergeschehen in der Atmosphäre ist neben der Energiezufuhr durch die Sonneneinstrahlung hauptsächlich der Wasserdampf verantwortlich. Dieser kommt in wechselnder Konzentration von 0 % bis etwa 4 % des Luftvolumens vor.

3.1.2. Aufbau der Atmosphäre

Die Atmosphäre wird entsprechend ihres Temperaturverlaufs in verschiedene Schichten eingeteilt. Die Höhenausdehnung der Atmosphäre kann je nach Tages-, und Jahreszeit sowie in Abhängigkeit vom Breitengrad variieren (siehe Abbildung 14).

Die Höhenangaben der einzelnen Schichten sind nicht eindeutig und unterscheiden sich zum Teil je nach Quelle. Die hier genannten Werte stammen vom DWD (DWD, 2016b). Demnach reicht die unterste Atmosphärenschicht, die Troposphäre, von der Erdoberfläche bis zu circa 7 km über den Polen und 17 km über dem Äquator. Im Sommer ist dieser auch als Wetterschicht bezeichnete Teil der Erdatmosphäre aufgrund der Wärmeausdehnung dicker als im Winter. Sie enthält 99 % des Wasserdampfes und 90 % der Masse der Atmosphäre. Dies bedeutet, dass sich in der untersten Atmosphärenschicht von nur etwa 15 km Dicke fast die gesamte Luft befindet. Die Eigenschaften der Luft in dieser Schicht werden durch Temperatur, Luftfeuchte, Bewölkung, Niederschlag, Luftdruck, Windrichtung und -stärke bestimmt. Zur Erhebung dieser Parameter tragen Wetterballons einen wichtigen Teil bei. Das Wissen über diese physikalischen Größen ermöglicht es Meteorologen, Wettervorhersagen und Klimaszenarien zu erstellen.

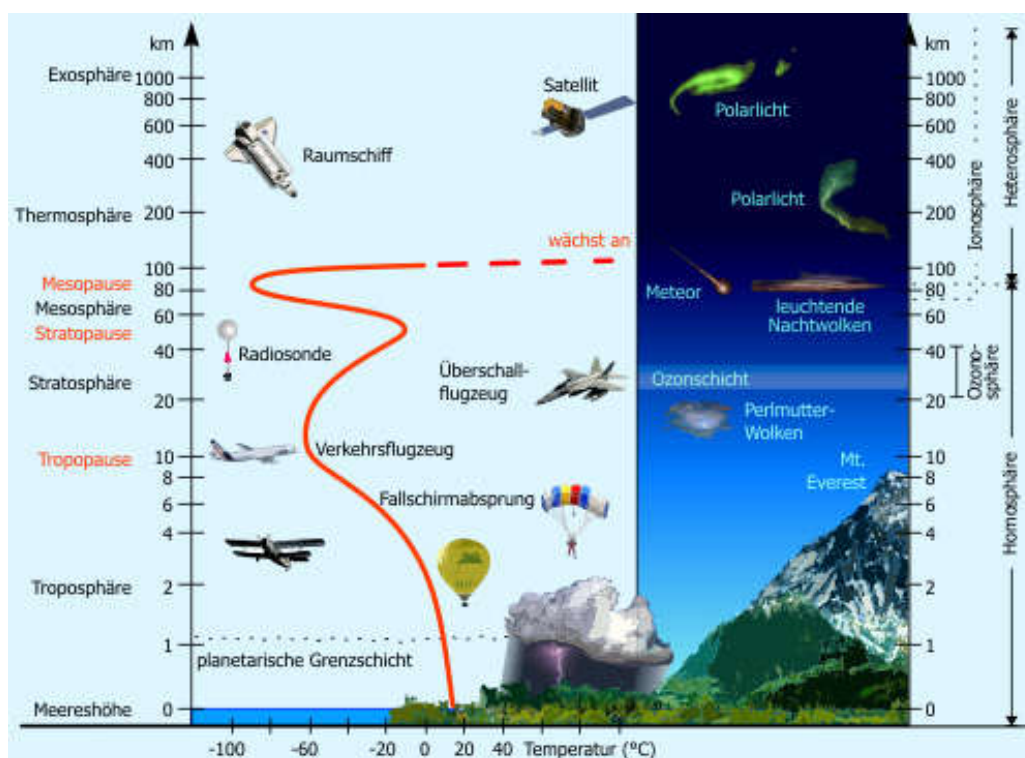


Abbildung 14: Aufbau der Atmosphäre und Temperaturverlauf (DWD, 2016b).

Die Troposphäre wird nach oben hin begrenzt von der sogenannten Tropopause. Sie ist als Inversionsschicht dadurch gekennzeichnet, dass die Lufttemperatur ab dieser Höhe langsam wieder zunimmt. Sie vermittelt den Übergang zur darüber liegenden Stratosphäre. Diese Schicht, in welcher sich auch die für das Leben so wichtige Ozonschicht befindet, reicht bis in eine Höhe von 50 km und wird von der Stratopause begrenzt. Darauf folgt die Mesosphäre,

welche in einer Höhe von rund 80 km bei der Mesopause endet. Diese schließt auch zugleich den homogenen Teil der Erdatmosphäre ab.

Die Teilchendichte der sich anschließenden, bis in eine Höhe von circa 800 km reichenden Thermosphäre ist bereits so gering, dass man in der Raumfahrt ab 100 km Höhe von „echtem Weltraum“ spricht. Dass dies nicht vollkommen korrekt ist, erkennt man auch daran, dass erdnahe Satelliten, wie die internationale Raumstation ISS, durch die schwache, aber eben doch vorhandene Restatmosphäre in ihrer Bahngeschwindigkeit gebremst werden und von Zeit zu Zeit durch kurze Antriebsphasen wieder in einen korrekten Orbit überführt werden müssen. Andernfalls würden sie über kurz oder lang an Höhe verlieren und schließlich in den unteren Atmosphärenschichten verglühen. Die Exosphäre bildet die äußerste Schicht der Erdatmosphäre (bis zu 10.000 km) und stellt somit den Übergang zum luftleeren Weltall dar.

3.1.3. Temperaturverlauf der Atmosphäre

Die Temperatur in der unteren Atmosphäre nimmt, mit grober Näherung, in Bodennähe linear mit der Höhe ab. Sie verringert sich in der Troposphäre von im Mittel + 15°C auf -55°C. Dabei beträgt die mittlere Temperaturabnahme pro Höhenkilometer etwa 5 – 7 K. Dieser negative Temperaturgradient kann dadurch erklärt werden, dass die Troposphäre nur minimal durch die direkte Sonneneinstrahlung von oben und vielmehr direkt durch Kontakt mit der erwärmten Erdoberfläche von unten her erwärmt wird. Durch Konvektion findet in Folge daraus eine Durchmischung der Luftmassen statt. Eine weitere Ursache für den negativen Temperaturgradienten liegt in der hohen Konzentration von Treibhausgasen, welche die von der Erdoberfläche reflektierte Wärmestrahlung absorbieren.

Die darüber liegende Tropopause wird auch als „Ort der Umkehr des Temperaturgradienten“ bezeichnet. Diese Inversionsschicht bildet eine natürliche Sperrschicht, an welcher das Wettergeschehen im Normalfall endet. In dieser kalten Grenzschicht herrschen recht konstant niedrige Temperaturen von circa – 55°C.

Dagegen nimmt die Temperatur in der Stratosphäre – bei deutlich geringerer Teilchendichte – wieder auf bis zu circa 0°C zu. Der Temperaturanstieg lässt sich in erster Linie auf Prozesse in der ebenfalls dort in etwa 25 km Höhe befindlichen Ozonschicht zurückführen, welche insbesondere die kurzwelligen, hochenergetischen Anteile der UV-Strahlung der Sonne

absorbiert und teilweise in Wärme umwandelt. Die Ozonschicht ist damit für das Leben auf der Erde von großer Bedeutung und steht seit den frühen 1980-er Jahren im Licht der Öffentlichkeit. Durch den unkontrollierten Eintrag von Fluorchlorkohlenwasserstoffen kommt es zur als „Ozonloch“ bekannten Ausdünnung der unter Normalluftdruck nur wenige Millimeter dünnen Schicht, wodurch insbesondere mehr UV-B Strahlung den Erdboden erreichen kann. Ein erhöhtes Risiko für Hauterkrankungen vom einfachen Sonnenbrand bis hin zu Hautkrebs ist die Folge. Seit einigen Jahren zeichnet sich, dank des weltweiten Verbotes von ozonschädlichen FCKWs, eine Erholung der Ozonschicht ab (Solomon et al., 2016). Jedoch kann auf Grund der langen Zeitskalen, in denen Veränderungen in der Stratosphäre stattfinden, noch keine Entwarnung gegeben werden.

Als Stratopause wird der Übergangsbereich zur sich anschließenden Mesosphäre bezeichnet. In dieser sinken die Temperaturen wegen der niedrigen Dichte und der geringen Ozonkonzentration wieder auf circa -80°C ab, bis in der Mesopause eine erneute Umkehr des Temperaturgradienten stattfindet. Die Mesosphäre stellt den Übergangsbereich zwischen der unteren Atmosphäre und dem Weltraum dar und ist Gegenstand einer ganzen Reihe von aktuellen Forschungsvorhaben. Insbesondere mögliche anthropogene Einflüsse sowie das Wechselwirken mit den anderen Schichten mittels atmosphärischer Wellen stehen dabei im Fokus.

Die Dichte der darüber liegenden Thermosphäre beträgt nur circa 1 Zehnmilliardstel der Atmosphärendichte auf Meereshöhe. Daraus resultiert eine mittlere freie Weglänge zwischen einzelnen Luftmolekülen von einigen Kilometern, sodass Energieaustausch zwischen einzelnen Teilchen kaum stattfinden kann. Die hochenergetische Strahlung trifft fast ungefiltert auf die Luftmoleküle in der Thermosphäre, ionisiert sie und beschleunigt diese auf hohe Teilchengeschwindigkeiten, was zu einem Temperaturzuwachs des Gases auf bis über 1700°C führt. In der Thermosphäre entstehen auch die überaus beeindruckenden Polarlichter. Der stark ionisierte Bereich bis etwa 500 km Höhe wird auch als Ionosphäre bezeichnet. Aufgrund ihrer Fähigkeit zur Wechselwirkung mit Radiowellen kommt der Ionosphäre für den Funk über große Entfernungen eine große Bedeutung zu. Für die Satellitennavigation mit GPS und GLONASS ist sie eine der wichtigsten Fehlerquellen, da die Funksignale auf ihrem Weg durch die Ionosphäre, je nach Dicke und Ionisierung unterschiedlich stark gebrochen werden.

In der Exosphäre schließlich können die Gasmoleküle das Gravitationsfeld der Erde verlassen, da zum einen deren Geschwindigkeit hier sehr hoch und zum andern die Teilchendichte so gering ist, dass eine Bremswirkung durch Stöße vernachlässigt werden kann. Den hohen Geschwindigkeiten entsprechen Temperaturen von über 1000°C, wobei jedoch die extrem geringe Teilchendichte zu berücksichtigen ist.

3.1.4. Internationale Standardatmosphäre (ISA)

Die realen Eigenschaften der Erdatmosphäre sind sehr variabel und können nicht für einen bestimmten Ort zu einer bestimmten Zeit exakt festgelegt werden. Daher definiert die International Civil Aviation Organization (ICAO) als Referenzmodell für die Luftfahrt die internationale Standardatmosphäre (ISA), welche wichtige Kenngrößen der Atmosphäre festlegt, und als Grundlage vieler (u.a. physikalischer) Berechnungen und Messungen dient.

Tabelle 2: Referenzdaten der ISA.

Lufttemperatur (NN)	15°C (288,15K)
Luftdruck (NN)	1013,25 hPa
Luftdichte (NN)	1,225 kg/m ³
Tropopausenhöhe	11 km AGL
Lufttemperatur Tropopause	-56,5 °C
Schichtungsgradient bis 11.000 m Ü. NN	-0,0065 K/1 m (Abnahme mit der Höhe)
Schichtungsgradient von 11 km – 20 km ü. NN	0 K (keine Temperaturänderung)
Schichtungsgradient von 20 km – 32 km ü. NN	0,0010 K/m (Zunahme mit der Höhe)

Die ISA ist bis zu einer Höhe von 32 km festgelegt und resultiert aus langjährigen Messungen von Wetterdaten und Beobachtungen auf der Nordhalbkugel. Die Luft wird hierbei als absolut trockenes Gas angesehen, was einer relativen Luftfeuchte von 0 % entspricht. Weitere Referenzwerte können Tabelle 2 entnommen werden. (DWD, 2017. Aufgerufen von https://www.dwd.de/DE/service/lexikon/begriffe/S/Standardatmosphaere_pdf.pdf?__blob=publicationFile&v=3).

Die ISA stellt einen Versuch dar, das komplexe und höchst dynamische System der Erdatmosphäre in einer Art langjährigem Mittel abzubilden. Um reale Daten über den jeweiligen Zustand der einzelnen Luftschichten zu erhalten, sind jedoch im Normalfall tagesaktuelle Messungen erforderlich, welche auf verschiedensten Methoden der Nah- und Fernerkundung basieren. Neben einer Vielzahl von optischen Verfahren, wie beispielsweise Lidar-Messungen von Wolkenhöhen oder Windgeschwindigkeiten, kommen zur Untersuchung der atmosphärischen Parameter nach wie vor Wetterballons zum Einsatz. Diese führen direkt vor Ort, Messungen insbesondere in den erdnahen und das Wetter bestimmenden Schichten durch.

Die genauen Messungen der letzten Jahrzehnte haben, gemeinsam mit einer beständigen Weiterentwicklung von geeigneten numerischen Modellen und immer größer werdender Rechenleistung zu einem immer tieferen Einblick in die aus dem Weltall sehr dünn und zerbrechlich scheinende Lebensschicht unserer Erde gegeben. Die menschlichen Einflüsse auf den Energiehaushalt der Erde und der Atmosphäre sind mittlerweile in der Fachwelt unbestritten – so liest man beispielsweise im fünften Sachstandsbericht des Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC) von 2013:

„Der menschliche Einfluss wurde in der Erwärmung der Atmosphäre und des Ozeans, in Veränderungen des globalen Wasserkreislaufs, in der Abnahme von Schnee und Eis, im Anstieg des mittleren globalen Meeresspiegels und in Veränderungen einiger Klimaextreme erkannt [...] Es ist äußerst wahrscheinlich, dass der menschliche Einfluss die Hauptursache der beobachteten Erwärmung seit Mitte des 20. Jahrhunderts war.“

Es erscheint als die wohl größte Herausforderung des 21. Jahrhunderts, den mit der globalen Erwärmung einhergehenden Veränderungen zu begegnen. Ein entscheidender Faktor hierzu ist mit Sicherheit die Bildung: Aus ihr gehen nicht nur die wissenschaftlichen Hoffnungsträger hervor, welche Strategien entwickeln könnten, mit der veränderten Situation umzugehen und sie, wo irgend möglich, zu mildern. Sie ist auch eine Grundvoraussetzung für rationales und aufgeklärtes Verhalten, welches erforderlich ist, um Leugnern unbequemer Wahrheiten und den Erfindern „alternativer Fakten“ mit guten Argumenten entgegenzutreten.

3.2. Die Physik des Stratosphärenballons

Eine entscheidende Variable zur Beschreibung und auch zur Vorherberechnung des Ballonflugs ist die Aufstiegsgeschwindigkeit. Nach den vorhergehenden Betrachtungen zum insgesamt recht inhomogenen Aufbau der Atmosphäre erscheint es zunächst wenig intuitiv eine konstante Steigrate anzunehmen.

Nimmt man einen ideal elastischen Ballon als Grundvoraussetzung an, kann mit relativ einfachen mathematischen Werkzeugen die Steigrate aus einigen wenigen Grundannahmen abgeleitet werden.

Das Konzept der folgenden Berechnungen wird auf einem Kräftegleichgewicht zwischen Auftriebskraft und Luftwiderstandskraft begründet und mittels eines iterativen Verfahrens auf alle Höhenbereiche erweitert.

Eine Formel für die Auftriebskraft lässt sich aus dem archimedischen Prinzip bestimmen:

$$F_{\text{Auftrieb}} = (\rho_{\text{Luft}}(h) - \rho_{\text{Helium}}(h)) \cdot V(h) \cdot g - m_{\text{ges}} \cdot g$$

Zur Berechnung der Auftriebskraft benötigt man somit die Dichte ρ von Luft beziehungsweise dem Füllgas (Helium) in Abhängigkeit der Höhe h , das Volumen V des Ballons (auch dieses ist durch den variierenden Druck höhenabhängig!) sowie die Masse m des gesamten Ballongespans (abzüglich der darin enthaltenen Heliummasse), im fortfolgenden Text als Masse m_{ges} bezeichnet.

Die Masse m_{ges} beinhaltet neben der angehängten Nutzlast unter anderem auch die Masse des ungefüllten Ballons sowie des Fallschirms und der Verbindungselemente zwischen Ballon und Nutzlast und kann somit leicht beeinflusst werden.

Die Schwerebeschleunigung g ändert sich bis zu einer Höhe von 30km kaum und kann somit näherungsweise konstant auf $g = 9,81 \frac{m}{s^2}$ gesetzt werden.

Im Folgenden wird angenommen, dass der Druck, der bei der Volumenvergrößerung des Ballons durch die Hülle entsteht, vernachlässigbar klein ist. Der Druck im Ballon entspricht damit in etwa dem höhenabhängigen Atmosphärendruck. Eine Formel für das Volumen des Ballons lässt sich aus dem allgemeinen Gasgesetz ableiten und ergibt sich zu:

$$V(h) = \frac{V_{Start} \cdot \rho_{Helium}(0km)}{M_{Helium}} \cdot \frac{R \cdot T(h)}{p(h)}$$

wobei $p(h)$ der Atmosphärendruck in Abhängigkeit der Höhe, $T(h)$ die höhenabhängige Temperatur, M_{Helium} die molare Masse von Helium und R die universelle Gaskonstante bezeichnet. Das Startvolumen V_{Start} kann durch die Heliumfüllmenge beziehungsweise durch Auswahl einer geeigneten Ballongröße verändert werden.

Laut der internationalen Standardatmosphäre, ISA (vgl. 3.1.4), kann der Temperaturverlauf für verschiedene Höhenbereiche der unteren Atmosphäre als nahezu linear angenommen werden. Es ergibt sich somit:

$$T(h) = T_{h_{min}} + a \cdot (h - h_{min}),$$

wobei a der Temperaturgradient des jeweiligen Höhenbereichs und h_{min} die minimale Höhe der jeweiligen Atmosphärenschicht ist. Zwischen 0 und 11 km ($h_{min} = 0$ km, $T_{h_{min}} = 288,15$ K) beträgt der Temperaturgradient $a = -6,5 \frac{K}{km}$ (abgeleitet aus den Daten der ISA), zwischen 11km und 20km ($h_{min} = 11$ km) ist die Temperatur nahezu konstant bei $T = 216,65$ K und zwischen 20km und 30km ($h_{min} = 20$ km) beträgt $a = +1 \frac{K}{km}$. Der Zusammenhang zwischen Temperatur und Höhe ist im folgenden Diagramm (Abbildung 15) abgebildet.

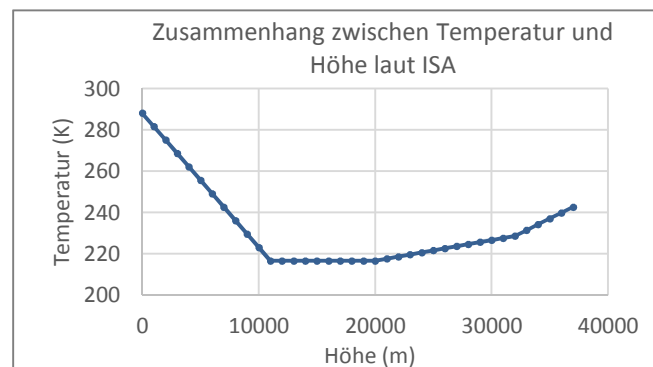


Abbildung 15: Zusammenhang zwischen Temperatur und Höhe.

Mithilfe der hydrostatischen Grundgleichung und dem oben angegebenen Zusammenhang zwischen Temperatur und Höhe, kann auch der Zusammenhang zwischen Druck und Höhe ermittelt werden. Dieser ist grafisch im nachfolgenden Diagramm (Abbildung 17) dargestellt.

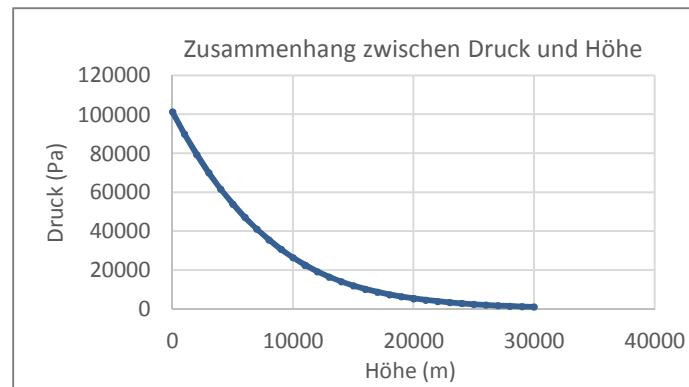


Abbildung 16: Zusammenhang zwischen Druck und Höhe.

Wie man sieht, nimmt der Druck exponentiell mit der Höhe ab. Dieser als barometrische Höhenformel bekannte Zusammenhang führt, je nachdem ob die Temperatur in der Höhe konstant ist oder nicht, zu zwei unterschiedliche Formeln:

$$p(h) = p(h_{min}) \cdot e^{-\frac{M_{Luft} \cdot g}{RT} (h-h_{min})} \quad (T = \text{konstant})$$

bzw.

$$p(h) = p(h_{min}) \cdot e^{-\frac{M_{Luft} \cdot g}{Ra} \ln\left(1 + \frac{a(h-h_{min})}{T(h_{min})}\right)} \quad (T \text{ nicht konstant}^4)$$

Aus dem Druck lässt sich mithilfe der allgemeinen Gasgleichung die Dichte in Abhängigkeit der Höhe ermitteln. Man erhält

$$\rho_{Luft}(h) = \frac{p(h) \cdot M_{Luft}}{R \cdot T(h)}$$

und

$$\rho_{Helium}(h) = \frac{p(h) \cdot M_{Helium}}{R \cdot T(h)}$$

Damit sind alle zur Berechnung des Ballonvolumens benötigten Werte auf die momentane Höhe und das (variable) Startvolumen des Ballons zurückgeführt. Daraus lässt sich nun die Auftriebskraft $F_{Auftrieb} = (\rho_{Luft}(h) - \rho_{Helium}(h)) \cdot V(h) \cdot g - m_{ges} \cdot g$ in Abhängigkeit von der Höhe bestimmen, wobei die Masse des Gespanns m_{ges} und das Startvolumen V_{Start} die freien Variablen darstellen.

Nachdem die erste Kraftkomponente des Gleichgewichts verstanden ist, widmen wir uns nun der Widerstandskraft.

Die Formel für die Luftwiderstandskraft ist

$$F_{Widerstand} = 1/2 \cdot v^2 \cdot c_w \cdot \rho_{Luft}(h) \cdot A$$

⁴ Herleitung siehe Anhang.

Bevor wir die beiden Kräfte gleichsetzen und nach v auflösen, betrachten wir zuerst die Bestandteile der Formel für den Widerstand. Die Dichte wurde bereits im vorhergehenden Abschnitt bestimmt; v somit auch v^2 ist das Ziel der Rechnungen und die Fläche A lässt sich aus dem Volumen des Ballons bestimmen. Hierzu nehmen wir diesen als kugelförmig an.

Der Widerstandsbeiwert c_w eines Körpers ist ein Maß für dessen „Windschlüpfrigkeit“. In den meisten Fällen wird er als konstant angenommen.

Im vorliegenden Fall eines Ballonaufstiegs ist diese Annahme jedoch zu hinterfragen: Bezogen auf die Größe des Ballons ist die Strömungsgeschwindigkeit beim Ballonaufstieg in einem kritischen Bereich. In diesem Geschwindigkeitsbereich findet typischerweise ein Umschlagen der zuvor laminaren in eine mehr und mehr turbulente Strömung statt. Dies ist mit einer starken Abnahme des Luftwiderstandsbeiwertes auf weniger als die Hälfte verbunden (vgl. Abbildung 17). Die detaillierten Zusammenhänge sind komplex, weshalb hier nur auf die Konsequenzen für Ballonaufstiege eingegangen werden kann. Bei Frohlich (1984) finden sich detaillierte Betrachtungen zu diesem Phänomen am Beispiel des Baseballspiels.

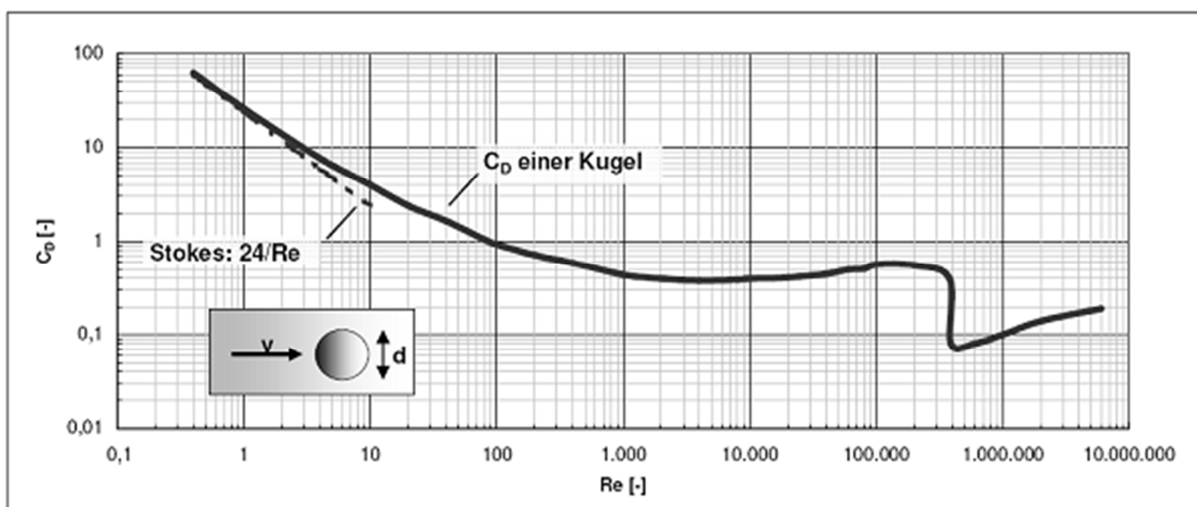


Abbildung 17: Widerstandsbeiwert einer Kugel in Abhängigkeit von der Reynoldszahl (Wikipedia, 2016. Abgerufen von <https://de.wikipedia.org/wiki/Str%C3%B6mungswiderstand>).

Für eine Kugel kann der Luftwiderstandsbeiwert in Abhängigkeit der so genannten Reynoldszahl⁵ Re angegeben werden: Ist $10^3 < Re < 1,7 \cdot 10^5$, so ist $c_w \approx 0,45$. Ist $Re > 4,1 \cdot 10^5$, dann gilt $c_w \approx 0,15$. Im Bereich $1,7 \cdot 10^5 < Re < 4,1 \cdot 10^5$ findet der Strömungsumschlag statt und der Luftwiderstand sinkt rapide ab.

⁵ Die Reynoldszahl ist eine dimensionslose Größe, welche die Verhältnisse zwischen den mikroskopischen Größen eines Fluids und dem davon umströmten Medium berücksichtigt.

Stratosphärenballons haben typischerweise Durchmesser von etwa $d \approx 1,5$ m und steigen mit ca. $v \approx 5$ m/s. Die Reynoldszahl berechnet sich zu

$$Re = \frac{v \cdot d \cdot \rho_{Luft}(h)}{\eta} \approx 5 \cdot 10^5.$$

wobei $\eta = 17,1 \cdot 10^{-6} Pa \cdot s$ die Viskosität der Luft bei einer Temperatur von 273 K ist. Es wird deutlich, dass bereits bei einer nur wenig geringeren Aufstiegsgeschwindigkeit von 4 m/s der für den Strömungsumschlag kritische Bereich um $Re < 4,1 \cdot 10^5$ erreicht ist. Dies geht mit einem deutlich höheren Luftwiderstand einher, woraus eine noch geringere Aufstiegsgeschwindigkeit resultiert.

Nun nimmt mit zunehmender Höhe die Luftdichte ab. Gleiches gilt bis zu ca. 10km Höhe indirekt auch für deren Viskosität, da diese temperaturabhängig ist:

$$\eta(T(h)) = \sqrt{\frac{T(h)}{273K}} \cdot \eta(273K).$$

Zusammengefasst bedeutet dies, dass sich die Reynoldszahl und damit auch der Luftwiderstandsbeiwert während des Ballonaufstiegs in nicht-trivialer Art und Weise ändern. Dies führt dazu, dass der auf den ersten Blick recht einfache Ansatz eines Kräftegleichgewichts von Luftwiderstand und Auftriebskraft bei genauerer Betrachtung zu einer recht komplexen Rechnung führt. Die Luftwiderstandskraft $F_{Widerstand} = 1/2 \cdot v^2 \cdot c_w \cdot \rho_{Luft}(h) \cdot A$ kann nicht einfach nach der Geschwindigkeit v aufgelöst werden, da auch der Widerstandsbeiwert c_w geschwindigkeitsabhängig ist!

Diese „Problematik“ kann durch ein iteratives Verfahren gelöst werden: Man nimmt eine Startgeschwindigkeit v_0 an, z.B. $3 \frac{m}{s}$ und setzt diese in die Formel für die Reynoldszahl ein. So ergibt sich aus Abbildung 17 einen Startwert für c_w . Diesen setzt man gemeinsam mit der Starthöhe, z.B. $h_0 = 500$ m, ein in

$$F_{Widerstand} = F_{Auftrieb}$$

$$1/2 \cdot v^2 \cdot c_w \cdot \rho_{Luft}(h) \cdot A = (\rho_{Luft}(h) - \rho_{Helium}(h)) \cdot V(h) \cdot g - m_{ges} \cdot g$$

und löst die Gleichung nach v auf. Die somit erhaltene Geschwindigkeit liefert zum einen den Widerstandsbeiwert für den nächsten Iterationsschritt und zum anderen - über ein kurzes für die Iteration festgelegtes Zeitintervall - auch die nächste einzusetzende Höhe nach $\Delta s = v \cdot \Delta t$. Dieses Prinzip ergibt iterativ einen Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit und Höhe, wobei erstere insbesondere durch das Startvolumen und die Gesamtmasse beeinflusst werden kann.

Die oben beschriebenen Berechnungen liefern im Allgemeinen keine konstante Steigrate. Bei realen Messungen werden entsprechend auch Schwankungen in der Aufstiegs­geschwindigkeit um etwa 50% beobachtet. Da jedoch die Geschwindigkeiten um 5 m/s im Vergleich zu typischen Windgeschwindigkeiten von 10 bis über 100 m/s in großen Höhen eher klein sind, fallen diese Schwankungen bei der Vorhersage des Flugpfades im Normalfall nicht sonderlich ins Gewicht. Eine intensivere Auseinandersetzung mit der Problematik „Steigrate“ erscheint vor diesem Hintergrund etwas akademisch, zeigt aber an einem motivierenden Beispiel sehr deutlich, wie komplex scheinbar einfache und vielfach schon vereinfacht beschriebene physikalische Probleme bei einer genaueren Betrachtung werden können.

Anhang

I. Die barometrische Höhenformel

Aus der hydrostatischen Grundgleichung

$$\frac{dp}{dh} = -\rho \cdot g$$

welche den Schweredruck p in einem Fluid in Abhängigkeit von der Höhe h und der Dichte ρ des Fluids beschreibt, erhält man nach dem idealen Gasgesetz $\rho = \frac{p \cdot M}{R \cdot T}$:

$$\frac{dp}{dh} = -\frac{p \cdot M \cdot g}{R \cdot T}$$

Dabei ist M die mittlere molare Masse des Fluids (hier der Luft!), g die Schwerebeschleunigung, R die universelle Gaskonstante und T die absolute Temperatur. Durch Separation der Variablen wird dies zu:

$$\int_{p(h_{min})}^{p(h_1)} \frac{dp}{p} = - \int_{h_{min}}^{h_1} \frac{Mg}{RT} dh$$

Die Integration der linken Seite ergibt $\ln\left(\frac{p(h_1)}{p(h_{min})}\right)$. Das Integral auf der rechten Seite nimmt jedoch unterschiedliche Werte an, je nachdem, ob T als höhenabhängig angesehen wird oder nicht. Für nicht allzu große Höhen kann hingegen g als konstant angenommen werden.

I.1. Konstante Temperatur

Unter der Annahme einer konstanten Temperatur können die Integrale auf beiden Seiten leicht gelöst werden:

$$\begin{aligned} \int_{p(h_{min})}^{p(h_1)} \frac{dp}{p} &= -\frac{Mg}{RT} \int_{h_{min}}^{h_1} dh \\ \Leftrightarrow \ln\left(\frac{p(h_1)}{p(h_{min})}\right) &= -\frac{Mg}{RT} (h_1 - h_{min}) \\ \Leftrightarrow \frac{p(h_1)}{p(h_{min})} &= e^{-\frac{Mg}{RT}(h_1 - h_{min})} \\ \Leftrightarrow p(h_1) &= p(h_{min}) e^{-\frac{Mg}{RT}(h_1 - h_{min})} \end{aligned}$$

Oder kurz: $p(h) = p_0 e^{-\frac{Mg}{RT}(h-h_0)}$

I.2. Veränderliche Temperatur

In bestimmten Höhenbereichen ändert sich jedoch die Temperatur mit der Höhe. Im Folgenden soll von einer linearen Änderung ausgegangen werden:

$$T(h) = T_{h_{min}} + a \cdot (h - h_{min}) = T_{h_{min}} \left(1 + \frac{a \cdot (h - h_{min})}{T_{h_{min}}} \right)$$

Dabei ist a der Temperaturgradient für die jeweilige Atmosphärenschicht.

$$- \int_{h_{min}}^{h_1} \frac{Mg}{RT} dh = - \int_{h_{min}}^{h_1} \frac{Mg}{R(T_{h_{min}} + a \cdot (h - h_{min}))} dh = - \frac{Mg}{R} \int_{h_{min}}^{h_1} \frac{1}{(T_{h_{min}} - ah_{min}) + ah} dh$$

Mit $\int \frac{1}{ax+b} = \frac{1}{a} \ln(ax + b)$ wird das Integral zu

$$\begin{aligned} \frac{1}{a} \ln((T_{h_{min}} - ah_{min}) + ah) \Big|_{h_{min}}^{h_1} &= \frac{1}{a} \ln\left(\frac{(T_{h_{min}} - ah_{min}) + ah_1}{T_{h_{min}}}\right) = \\ &= \frac{1}{a} \ln\left(\frac{T_{h_{min}} + a(h_1 - h_{min})}{T_{h_{min}}}\right) \end{aligned}$$

Und schließlich

$$\begin{aligned} \ln\left(\frac{p(h_1)}{p(h_{min})}\right) &= - \frac{Mg}{R} \frac{1}{a} \ln\left(\frac{T_{h_{min}} + a(h_1 - h_{min})}{T_{h_{min}}}\right) = - \frac{Mg}{R} \frac{1}{a} \ln\left(1 + \frac{a\Delta h}{T_{h_{min}}}\right) \\ p(h_1) &= p(h_{min}) e^{-\frac{Mg}{Ra} \ln\left(1 + \frac{a\Delta h}{T_{h_{min}}}\right)} \end{aligned}$$

Dies lässt sich mit $e^{y \ln x} = x^y$ noch weiter auflösen zu:

$$p(h) = p_0 \left(1 + \frac{a\Delta h}{T_{h_{min}}} \right)^{-\frac{Mg}{Ra}}$$

der barometrischen Höhenformel für einen linearen Temperaturverlauf.

II. Rechtliche Grundlagen für HAB-Missionen

Alle Vorschriften, die beim Betrieb des Ballonsystems zu beachten sind, regelt die „DURCHFÜHRUNGSVERORDNUNG (EU) Nr. 923/2012“ – hier ist speziell der Unterpunkt „SERA.3140 Unbemannte Freiballone“ zu beachten, welcher auf Anlage 2 "Unbemannte Freiballone" verweist. Dort sind alle rechtlichen Bestimmungen aufgelistet. Eine Zusammenfassung aller relevanten Aspekte und neuere Bestimmungen findet man in NACHRICHTEN FÜR LUFTFAHRER, 2-285-16.

Wie beschrieben, kann ein Stratosphärenballon, je nach Größe und Masse, Nutzlasten in Höhe von über 30 Kilometer bringen. Das ist etwa zweieinhalb Mal so hoch wie die Flughöhe eines Passagierflugzeugs. Der Stratosphärenballon zählt zu den unbemannten Luftfahrtsystemen und bedarf daher einer genauen Absicherung hinsichtlich Genehmigung und Versicherung. Die in diesem Leitfaden beschriebenen Systeme sind unbemannte Freiballons der Klasse „Leicht“.

Zunächst einmal muss eine Genehmigung für den Start beim Grundstückseigner eingeholt und sichergestellt werden, dass mindestens ein Teilnehmer des Starts 16 Jahre oder älter ist. *„Des Weiteren dürfen Personen, die das 16. Lebensjahr noch nicht vollendet haben, nur mit Zustimmung der Erziehungsberechtigten und nur unter deren Aufsicht oder unter der Aufsicht einer von den Erziehungsberechtigten bestimmten Person, die das 16. Lebensjahr vollendet hat, oder einer hierzu aufgrund ihrer Funktion befugten Person (z. B. Lehrer, Erzieher, Ausbilder) von dieser Erlaubnis Gebrauch machen.“* (Regierung von Oberbayern, 2016). Zudem ist zu beachten, dass bei einem Start innerhalb einer geschlossenen Ortschaft 24 Stunden zuvor die örtliche Polizeidienststelle informiert werden sollte. Befindet sich das Aufstiegs Gelände innerhalb eines Naturschutzgebietes, so ist die Naturschutzbehörde rechtzeitig zu informieren. Es muss gewährleistet sein, dass die öffentliche Ordnung und Sicherheit sowie Personen und landwirtschaftliche Nutztiere nicht gefährdet und gestört werden. Darüber hinaus ist auf weiteren Flugverkehr zu achten, insbesondere in der Nähe von Flughäfen.

Zwei Wochen vor dem geplanten Start muss eine schriftliche Genehmigung beim Luftamt eingeholt werden, wobei folgende Angaben gemacht werden müssen:

- Name
- Datum und Uhrzeit des Starts
- Aufstiegsort (anzugeben als Koordinaten in Grad, Minuten und Sekunden, jeweils für Nord und Ost)
- Dauer des Fluges
- Bezeichnung des unbemannten Flugfahrtsystems (Art des Ballons)
- Kein Paket über 3kg

- Kein Paket mit einer Flächendichte über $13\text{g}/\text{cm}^2$ und gleichzeitig Masse größer/gleich 2kg
- Gesamtmasse des Gespanns unter 4 Kilogramm
- Bruchlast der Verbindung zwischen Sonde und Ballon geringer als 230 N
- Ersatztermin, falls der geplante Start nicht stattfinden kann
- Einhaltung der rechtlichen Rahmenbedingungen (Versicherung)

Die Kosten für die Genehmigung belaufen sich derzeit auf 40,00 €.

Für den Ballonaufstieg muss eine Haftpflichtversicherung abgeschlossen werden, da eine Privathaftpflichtversicherung hier nicht greift. Eine solche kann bei einem Versicherungsmakler angefragt werden. Die Kosten belaufen sich hierbei auf ca. 50,00 €. Die folgenden Angaben müssen an die Versicherung übermittelt werden:

- Name
- Datum und Uhrzeit des Starts
- Aufstiegsort
- Dauer des Fluges
- Bezeichnung des unbemannten Flugfahrtsystems (Art des Ballons)
- Gesamtmasse des Gespanns (System: „leicht“, wenn unter 4 Kilogramm)
- Ersatztermin, falls der geplante Start nicht stattfinden kann

Des Weiteren ist zu beachten, dass Freiballons nur bei einer horizontalen Sicht von mindestens 5 km und einer Wolkenbedeckung von höchstens 4 Achtel gestartet werden dürfen. Die Einhaltung der rechtlichen Verordnungen soll eine Gefährdung von Personen oder Gegenständen möglichst ausschließen. Am Ende wird jedoch jeder Ballonstarter für sich selbst entscheiden müssen, ob er oder sie bereit ist, das nicht auszuschließende Restrisiko, welches bei einer solchen Mission immer besteht, in Kauf zu nehmen. In Deutschland nehmen Siedlungs- und Verkehrsflächen einen Anteil von etwa 14% ein (vgl. Abbildung 19). Es ist also nicht unwahrscheinlich, dass die Nutzlast in besiedeltem Gebiet landet. In diesem Zusammenhang sei nochmals auf die vorgeschriebene Verwendung eines Fallschirms hingewiesen! Auch das Material der Sonde (am besten Styropor) kann zur Gefahrenminimierung beitragen.

Die Autoren dieses Leitfadens weisen ausdrücklich darauf hin, dass eine Haftung unsererseits für mögliche Schäden ausgeschlossen ist. Im Zweifelsfall sollten sich an einer HAB-Mission Interessierte weitere Beratung, beispielsweise durch die Deutsche Flugsicherung, DFS, einholen oder, wenn die Unsicherheit zu groß ist, auf die Durchführung einer eigenen Mission verzichten. Auf der anderen Seite besteht jedoch über die Hälfte der Fläche Deutschlands aus landwirtschaftlicher Nutzfläche und etwa ein Drittel ist bewaldet. Es ist also sehr viel wahrscheinlicher, sich bei der Bergung mit einer Baumlandung konfrontiert zu sehen, als dass die Sonde auf einer Besiedelungsfläche landet.

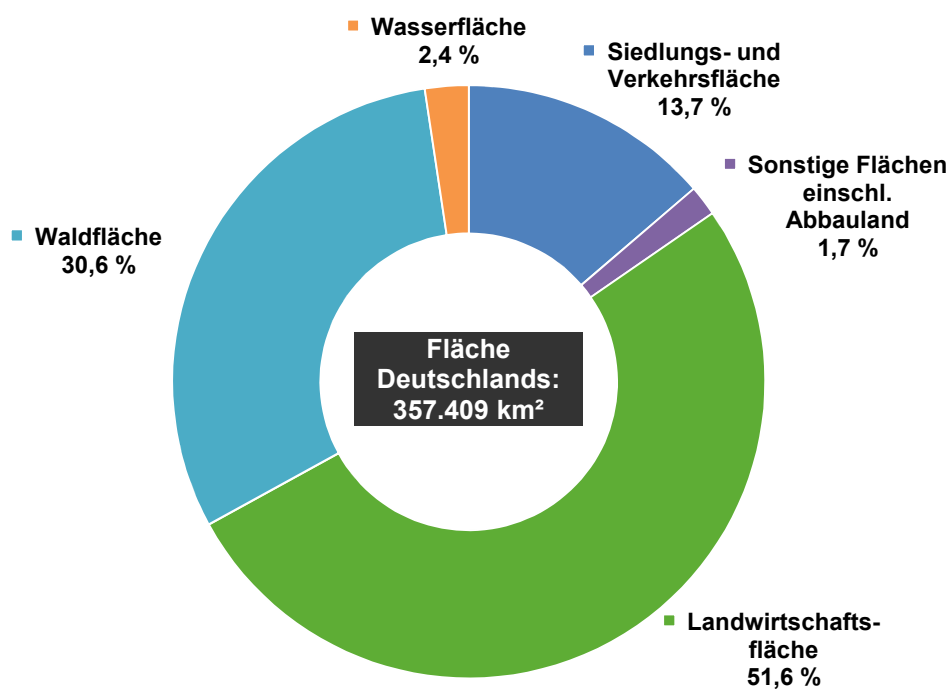


Abbildung 18: Flächennutzung in Deutschland (Statistisches Bundesamt (Destatis), 2016. Abgerufen von <http://www.umweltbundesamt.de/daten/flaechennutzung/struktur-der-flaechennutzung#textpart-1>).

III. Tipps zur Missionsplanung

Eine echte Satellitenmission beginnt lange vor dem Start (**pre-launch**) frühzeitig mit der Missionsplanung und dem Instrumentenbau. Die Nutzer aus Wissenschaft und Industrie (Nutzersegment) definieren die Anforderungen an den künftigen Sensor. Das Bodensegment überträgt die Anforderungen an die Missionsplanung, baut das Missionsmonitoring und die Missionsinfrastruktur am Boden auf. Des Weiteren müssen Genehmigungen eingeholt und Rechtliches geklärt werden. Das Bodensegment kümmert sich auch um einen Großteil der Finanzierung. Das Spacesegment konstruiert und baut die Nutzlast sowie die Trägerplattform, also den Satelliten. Sie übernimmt zudem die Kalibrierung der Nutzlastinstrumente.

Beim Raketenstart (**Launch**) überwacht das Bodensegment die laufenden Systeme und kümmert sich darüber hinaus um die Öffentlichkeitsarbeit. Das Spacesegment startet die Nutzlast und überwacht in engem Kontakt zum Bodensegment die Startprozedur, dazu gehört auch die Überwachung der Wetterbedingungen.

Nach dem Start (**post-launch**) sorgt das Bodensegment dafür, dass der Nutzer Zugriff auf die Daten erhält. Die Daten werden analysiert und die dazugehörigen Ergebnisse veröffentlicht. Das Bodensegment überwacht permanent die laufenden Systeme und ist für den Datendownload zur Erde verantwortlich. Die erhaltenen Daten werden aufbereitet und in Archive eingespeist. Das Bodensegment ist zudem auch der offizielle Ansprechpartner nach außen.

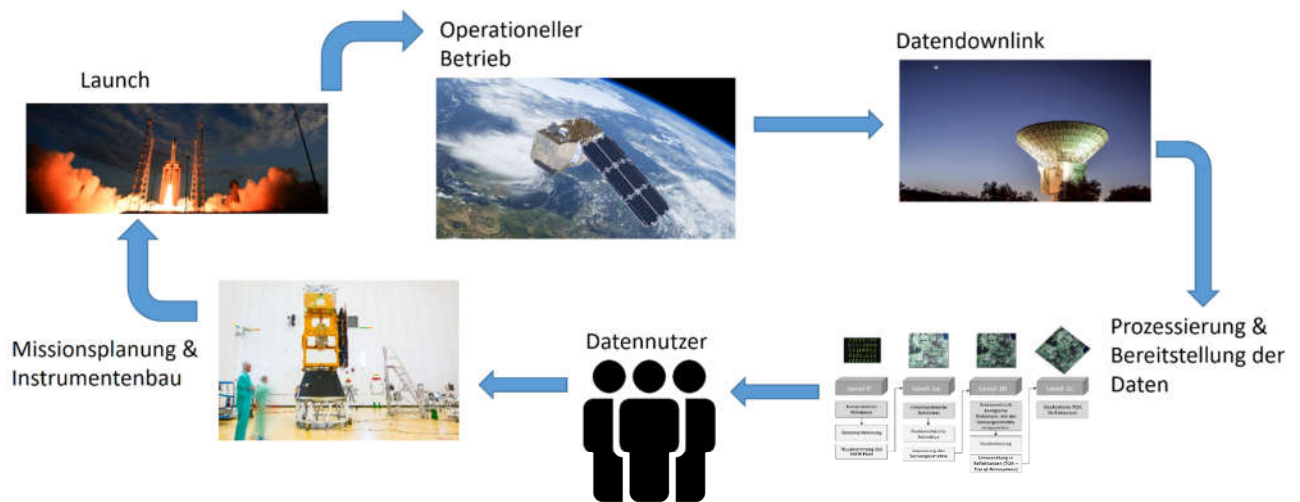


Abbildung 19: Ablauf einer Satelliten-Mission. Quelle: ESA

Wie bei einer echten Satelliten-Mission kann auch eine Stratosphärenballon-Mission in die Segmente „Boden, Nutzer und Space“ eingeteilt werden. Es empfiehlt sich, dazu die Arbeitsgruppe bzw. das Seminar in einzelne Teilgruppen zu unterteilen. Die Erfahrung hat gezeigt, dass dadurch die Schüler und Schülerinnen strukturierter und organisierter arbeiten. Die folgende Aufteilung ist selbstverständlich nur eine Empfehlung. Jede Lehrkraft bzw. deren Schüler und Schülerinnen können die Gruppeneinteilung auch individuell gestalten.

Bodensegment:

Gruppe 1

- Kauf der Materialien
- Beschaffung von Helium / Ballongas
- Genehmigungen einholen
- Versicherung abschließen
- Wetterbedingungen im Auge behalten
- Flugvorhersage
- Heliummenge berechnen

Gruppe 2

- Öffentlichkeitsarbeit
 - Homepage erstellen
- Pre-launch + launch + post-launch

Gruppenleiter

- Finanzierung bzw. Sponsoring akquirieren
- Ansprechpartner für die Gruppen
- Achtet darauf, dass die Gruppen an ihren Aufgaben arbeiten
- Erstellt einen Zeitplan
- Gruppen bringen ihn auf den neuesten Stand
- Startort auswählen
- Kommunikation zwischen den einzelnen Segmenten (für einen reibungslosen Ablauf)
- Hilfe bei der Auswertung der Daten

Nutzersegment:

Die Anzahl der Gruppen richtet sich nach der Anzahl der Forschungsfragen.

Gruppe Forschungsfrage

- Nutzlast entwickeln
- Nutzlast ausgiebig testen
- Protokollieren
- Nutzlast am Starttag testen
- Auswertung und Interpretation der Daten
- Auswertung präsentieren

Spacesegment:

Gruppe „Sonde“

- Planung und Konstruktion der Sonde
- Geräte-Positionierung innerhalb der Sonde
- Housekeeping (z.B. Akkus laden, Wärmemanagement,...)
- Am Starttag: Sonde bestücken, verschließen und mit Fallschirm und Ballon verbinden; Ballon befüllen
- Testen und einrichten des GPS-GSM-Trackers
- Bergung der Sonde

IV. Checklisten für Stratosphärenballon-Missionen

Mind. 6 Wochen vor dem Start

- Planung der Sonde und ihrer Nutzlast
- Bestellung von evtl. zusätzlich benötigtem Material und Technik



Mind. 4 Wochen vor dem Start

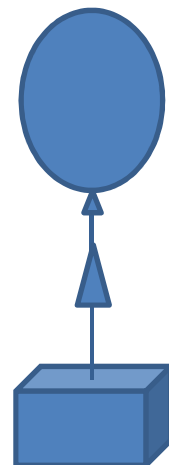
- Konstruktion der Nutzlast
- Konstruktion der Sonde
- Kontrollieren, ob das Gesamtgewicht 4kg nicht überschreitet
- Guthaben der SIM Karte aufladen, GPS-Tracker einstellen und Tests durchführen
- Startort auswählen und ggf. eine Genehmigung des Grundstückseigentümers einholen

Mind. 3 Wochen vor dem Start

- Aufstiegserlaubnis bei der Landesluftfahrtbehörde (und evtl. umliegenden Flughäfen) einholen
- Luftfahrt-Halterpflichtversicherung abschließen

Ca. 24 Stunden vor dem Start

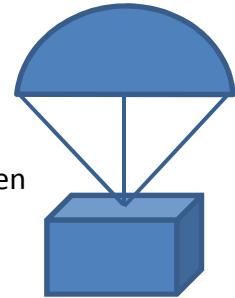
- Wetterbericht prüfen
- Anhand des Abfluggewichts der Sonde die benötigte Heliummenge berechnen
- Flugroute vorausberechnen (z.B. mit predict.hubhub.org) und gegebenenfalls durch Variation der Ballongröße beeinflussen
- Akkus laden und SD-Karten formatieren
- Abschlusstest der Technik



Am Flugtag

- GPS-Tracker einschalten und final testen
- Schnüre (Reißfestigkeit < 230N) zurechtschneiden und festknoten: Mindestens 10 m Schnur oben an den Fallschirm knoten, 10m Schnur unten an den Fallschirm knoten

- Wetterballon mit berechneter Heliummenge füllen: Einen Druckminderer verwenden und über das Gewicht, das vom Ballon getragen werden kann, abschätzen, wie viel Helium sich im Ballon befindet
- Nutzlastelemente in die Sonde einsetzen und fixieren
- GPS-Tracker in die Sonde einsetzen und die richtige Ausrichtung der Antenne prüfen
- Anbringung von Kontaktdaten an und in der Sonde
- Sonde mit Gaffa Tape verschließen
- Sonde mit Fallschirm verbinden
- ggf. Flugsicherung telefonisch über tatsächliche Startzeit informieren



Ca. 3 Stunden nach dem Start

- Ortung mithilfe der GPS Geräte
- Bergung der Sonde

V. Bezugsquellen und hilfreiche Links

- Shop für alle Komponenten des Ballonflugs: <https://www.stratoflights.com>
- Shop für Fallschirme: <http://www.raketenmodellbau-klima.de>
- Helium und Ballongas: <http://www.linde.de>
- Schweizer Ballonladen: <http://www.meteolabor.info>
- DWD – Wetterlexikon:
http://www.dwd.de/DE/service/lexikon/lexikon_node.html
- Ausführliche, verständliche Beschreibung der Erdatmosphäre und ihrer einzelnen Schichten:
<http://www.atmos.physik.uni-wuppertal.de/atmosphaere/der-aufbau.html>
- Wetterballon Tutorialvideos und Shop:
<https://www.stratoflights.com>
- Daten von aktuellen Radiosondenmessungen:
 - Wetterzentrale: <http://www.wetterzentrale.de/topkarten/tkbeote.html>
 - Wetteronline: <http://www.wetteronline.de/radiosonden>
- Flugroutenvorhersage: <http://predict.habhub.org/>
- Windsysteme der Erde: <https://earth.nullschool.net/>
- Rechtsvorschriften der EU: <http://eur-lex.europa.eu/legal-content/DE/TXT/PDF/?uri=CELEX:32012R0923>

VI. Quellen

Barthol, P., Grandorfer, A., Solanki, S.K., Schüssler, M., Charles, B., Curdt, W., ... Schmidt, E. (2011). The Sunrise Mission. *Solar Phys*, 268: 1–34, DOI 10.1007/s11207-010-9662-9.

Bundesamt für Statistik (2016). Abgerufen am 06. Juni 2017 von <http://www.umweltbundesamt.de/daten/flaechennutzung/struktur-der-flaechennutzung#textpart-1>

Cambridge University Space Flight (2010). Abgerufen am 06. Juni 2017 von predict.habhub.org

Deutsche Flugsicherung (2016). *Nachrichten für Luftfahrer*, Nr. 2-285-16.

Deutscher Wetterdienst (2016a). Radiosondenaufstieg. Abgerufen am 13.10.2016 von <https://www.dwd.de/DE/service/lexikon/Functions/glossar.html?nn=103346&lv2=102134&lv3=102172>

Deutscher Wetterdienst (2016b). Abgerufen am 13.10.2016 von <http://www.dwd.de/DE/service/lexikon/Functions/glossar.html;jsessionid=67550EF4F1238DF06CD4319F91D1CD3F.live21061?lv2=100652&lv3=100744>

Deutscher Wetterdienst (2017). ICAO-Standardatmosphäre (ISA). Aufgerufen am 13.06.2017 von https://www.dwd.de/DE/service/lexikon/begriffe/S/Standardatmosphaere_pdf.pdf?__blob=publicationFile&v=3

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (2015). Höhenflug für die Forschung – per Ballon in die Stratosphäre. Abgerufen am 21.06.2016 von http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10261/371_read-13886#/gallery/19700

DuBois, J. L., Multhaus, R. P. & Ziegler, C. A. (2002). The invention and development of the radiosonde: with a catalog of upper-atmosphere telemetering probes in the National Museum of American History. *Smithsonian Institution*, Vol. 53.

Europäische Kommission (2012): Durchführungsverordnung (EU). *Amtsblatt der Europäischen Union*, Nr.923/2012.

Frohlich, C. (1984). Aerodynamic drag crisis and its possible effect on the flight of baseballs. *American Journal of Physics*, 52(4), 325-334.

Intergovernmental Panel on Climate Change (2013). Zusammenfassung für politische Entscheidungsträger. In Stocker, T.F., D. Qin, G.-K. Plattner, M. Tignor, S. K. Allen, J. Boschung, A. Nauels, Y. Xia, V. Bex und P.M. Midgley (Hrsg.), *Klimaänderung 2013: Naturwissenschaftliche Grundlagen. Beitrag der Arbeitsgruppe I zum Fünften Sachstandsbericht des Zwischenstaatlichen Ausschusses für Klimaänderungen* [].

Cambridge, Großbritannien und New York, USA: Cambridge University Press. Deutsche Übersetzung durch Deutsche IPCC-Koordinierungsstelle, Österreichisches Umweltbundesamt, ProClim, Bonn/Wien/Bern 2014.

Klose, B. (2016). *Meteorologie: eine interdisziplinäre Einführung in die Physik der Atmosphäre*. Berlin/Heidelberg, Springer-Verlag.

Regierung Oberbayern (2016). Allgemeine Verfügung der Regierung von Oberbayern, - Luftamt Südbayern – zur Erteilung der Erlaubnis zum Aufstieg von unbemannten Luftfahrtsystemen gemäß § 20 Abs. 1 Nr. 7 Luftverkehrs -Ordnung (LuftVO) in den Regierungsbezirken Oberbayern, Niederbayern und Schwaben des Freistaates Bayern. Oberbayrisches Amtsblatt, 20/2016.

Schüttler, T., Zepp, S. & Girwidz, R. (2017). Validierung von NDVI-Messungen mit einer modifizierten Digitalkamera - Fernerkundung von Vegetation als Thema des Physikunterrichts. *PhyDid A-Physik und Didaktik in Schule und Hochschule*.

Shaw, J. A., Nugent, P. W., Kaufman, N. A., Pust, N. J., Mikes, D., Knierim, C., ... & Knighton, W. B. (2012). Multispectral imaging systems on tethered balloons for optical remote sensing education and research. *Journal of Applied Remote Sensing*, 6(1), 063613-063613.

Solomon, S., Ivy, D. J., Kinnison, D., Mills, M. J., Neely, R. R., & Schmidt, A. (2016). Emergence of healing in the Antarctic ozone layer. *Science*, 353(6296), 269-274.

Stratoflights (2017). Abgerufen am 06. Juni 2017 von <http://www.stratoflights.com/shop/fallschirm/>

University of Wyoming (o.J.). Abgerufen am 06. Juni 2017 von <http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html>

Wlach, S., Schwarzbach, M., & Laiacker, M. (2015). DLR HABLEG—High Altitude Balloon Launched Experimental Glider. *ESA Communications*. 22nd ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, Nr. SP-730, S. 385-392.

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Schematische Skizze des Ballongespanns.....	9
Abbildung 2: Burst Calculator des online Vorhersage-Programms (Cambridge University Space Flight, 2010. Aufgerufen von http://predict.habhub.org)	14
Abbildung 3: geöffneter Rundkappenfallschirm (Stratoflights, 2017. Aufgerufen von http://www.stratoflights.com/shop/fallschirm/).	17
Abbildung 4: Drei verschiedene Darstellungsformen einer Landschaft: (1) RGB-echtfarben Bild (2) Infrarotaufnahme mit Farbfilter (3) NDVI-Falschfarbenbild. Das Falschfarbebild dient der Vegetationsanalyse: Gesunde Vegetation ist grün, andere Flächen mehr oder weniger bräunlich dargestellt.....	20
Abbildung 5: Schaltplan des „StratoIno“ Datenloggers. Er basiert auf Adafruit Feather boards und Shields und wird in Arduino programmiert.....	21
Abbildung 6: Start des Gleiters mit 3 m Spannweite (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), 2015. Abgerufen von http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10261/371_read-13886/#/gallery/19701).	23
Abbildung 7: Aufnahmesystem für NDVI-Bilder vom Fesselballon aus (Shaw et al., 2012).....	24
Abbildung 8: Sunrise kurz vor dem Start. Der Ballon ist am Boden nur zum Teil mit Helium gefüllt, um sich während des Aufstieges bei abnehmendem Druck ausdehnen zu können. Bei einer Höhe von 37km wird der Ballon sich um das 300-fache vergrößert haben. Auch bei dieser Mission verbindet ein Fallschirm den Ballon mit der Sonde. (Barthol et al., 2011).....	25
Abbildung 9: Flugroute von Sunrise (Barthol et al., 2011).	27
Abbildung 10: Aufbau einer Radiosonde.....	28
Abbildung 11: Die Messwerte vieler Radiosondenaufstiege weltweit sind im Netz kostenfrei erhältlich (University of Wyoming, o.J. Aufgerufen von http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html) ...	30
Abbildung 12: Erdatmosphäre aufgenommen mit einer Mobius Action Cam während dem Ballonaufstieg im März 2017. Die Krümmung der Erde entspricht nicht der wahren Erdkrümmung, sondern entsteht durch die Optik der Kamera.	31
Abbildung 13: Zusammensetzung der Atmosphäre (mit freundlicher Genehmigung von Dr. Martin Schultz, 2016).	32
Abbildung 14: Aufbau der Atmosphäre und Temperaturverlauf (DWD, 2016b).	33
Abbildung 15: Zusammenhang zwischen Temperatur und Höhe.	39
Abbildung 16: Zusammenhang zwischen Druck und Höhe.	40
Abbildung 17: Widerstandsbeiwert einer Kugel in Abhängigkeit von der Reynoldszahl (Wikipedia, 2016. Abgerufen von https://de.wikipedia.org/wiki/Str%C3%B6mungswiderstand).	41
Abbildung 18: Flächennutzung in Deutschland (Statistisches Bundesamt (Destatis), 2016. Abgerufen von http://www.umweltbundesamt.de/daten/flaechennutzung/struktur-der-flaechennutzung#textpart-1).	48
Abbildung 19: Ablauf einer realen Mission. Quelle: ESA.....	49

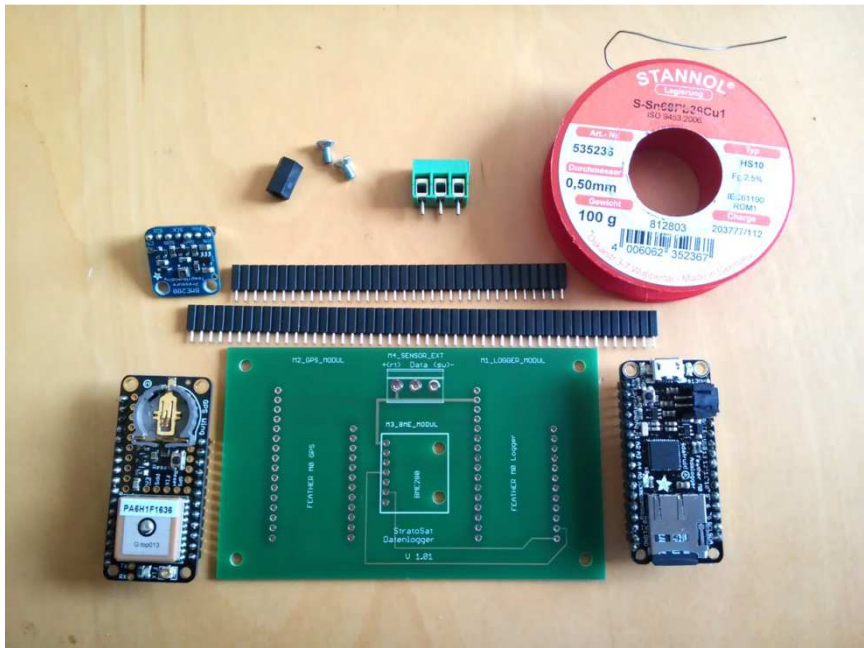
Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Bezugsquellen für Stratosphärenballon-Komponenten.....	8
Tabelle 2: Referenzdaten der ISA.....	36

Abkürzungsverzeichnis

DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DWD	Deutscher Wetterdienst
DFS	Deutsche Flugsicherung
IPCC	Intergovernmental Panel on Climate Change
ISA	Internationale Standardatmosphäre
HABLEG	High Altitude Balloon Launched Experimental Glider
Lidar	Light detection and ranging: spezielles Lasermessverfahren für Abstands- und Geschwindigkeitsmessungen
NIR	Near Infrared (nahes Infrarot)
NDVI	Normalized Differenced Vegetation Index (normalisierter differenzierter Vegetationsindex)
GPS	Global Positioning System

Stratolno DIY Anleitung



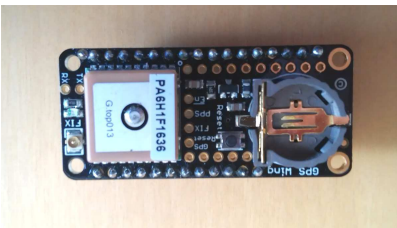
In dieser Anleitung zeigen wir dir, wie du ein Stratolno Board selbst aufbaust und wie du es mit dem Arduino Entwicklungssystem verbindest. Du benötigst zusätzlich zu den Bauteilen oben, einen nicht zu großen LötKolben, Lötzinn, etwas Erfahrung im Löten und ein wenig Zeit. Legen wir los! Hier sind die Komponenten des Stratolno:



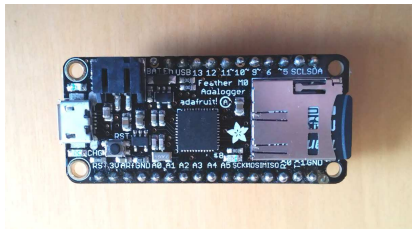
AM2302 Sensor



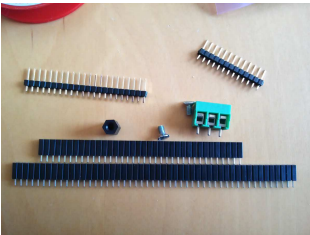
Adafruit BME280 Sensor



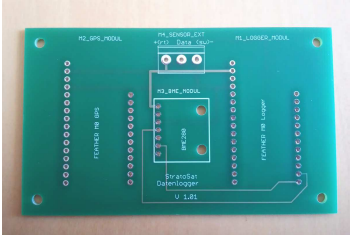
Adafruit Ultimate GPS FeatherWing



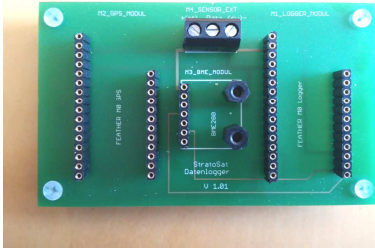
Adafruit Feather M0 Adalogger



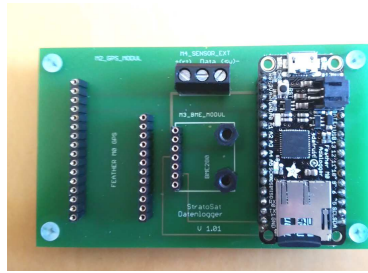
Montagematerial



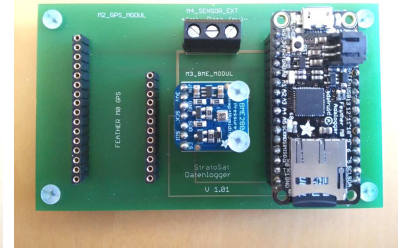
Motherboard



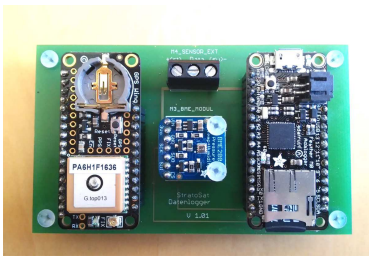
Platine bestückt



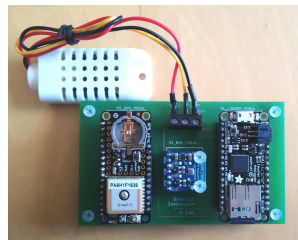
+ Feather M0 Adalogger



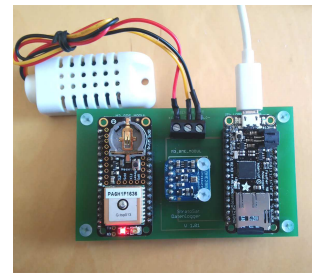
+ Adafruit BME280



+ GPS FeatherWing



+ AM2302



+ Kabel zum Computer

Die Adafruit Komponenten sind bei Adafruit erhältlich, oder, wie auch der AM2302 bei den bekannten Arduino/Adafruit Händlern. Die Platine muss mit Hilfe der bei SatTec verfügbaren Schaltskizzen selbst geätzt werden. Alternativ kann man auch eine Lochrasterplatine verwenden. An die Adafruit Module werden Stiftleisten (im Lieferumfang gelötet). Anleitung dazu gibt es auf der Adafruit Seite.

Das Montagematerial, also passende Buchsenleisten zu den Adafruit Modulen, eine 3-polige Lüsterklemme zum Löten, 6 M3 Plastik Gewindebolzen mit 1cm Länge, sowie 6 kurze M3 Schrauben, möglichst aus Kunststoff, gibt es bei den üblichen Großhändlern (Bürklin, Reichelt, Conrad uvm).

Die bedruckte Seite der Platine ist oben, alle Lötstellen sind unten. Um die Stiftleisten der Adafruit Module exakt parallel anzubringen empfiehlt es sich, sie mit dem längeren Ende in die Platine zu stecken (nicht verlöten!) oben das Adafruit Modul aufzustecken und jeweils einen Pin pro Reihe anzulöten. Dann kann man kontrollieren, ob es passt und gegebenenfalls korrigieren. Erst dann sollte gelötet werden.

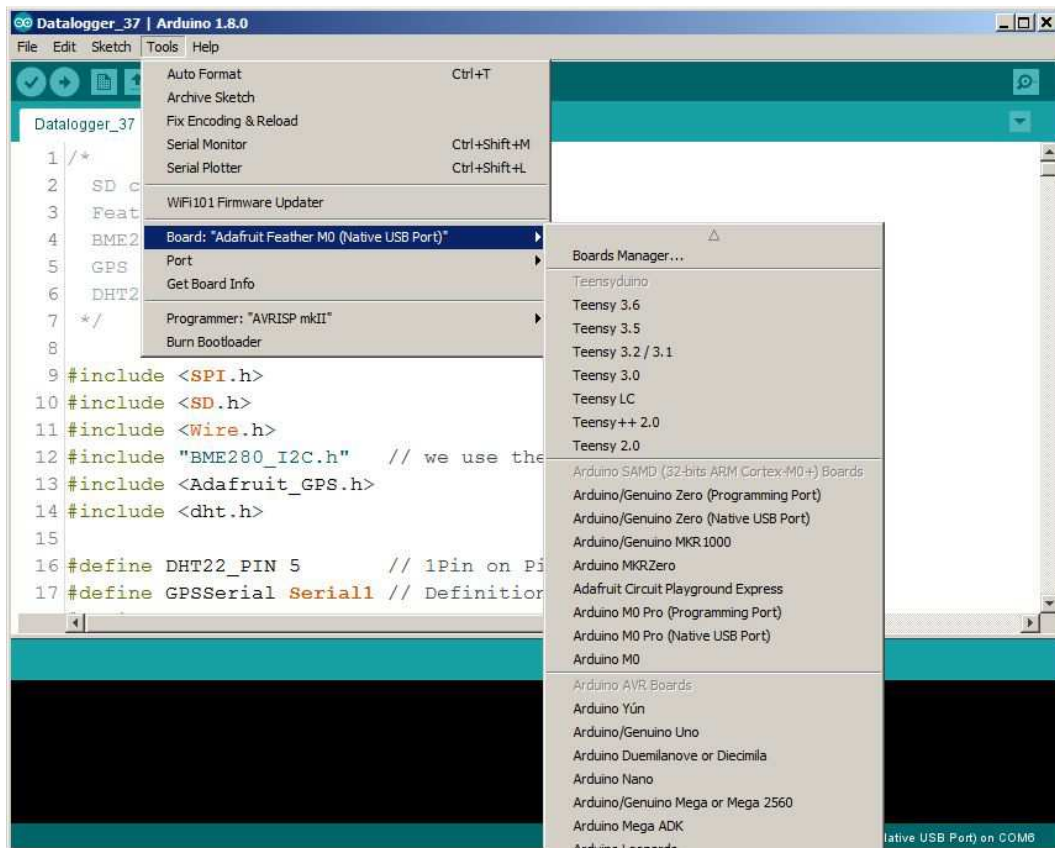
Die Bohrungen auf dem BME280 Board sind nur 2,5mm im Durchmesser. Sie müssen auf 3,0 – 3,2 mm aufgebohrt werden. Falls keine Plastikschrauben verwendet werden, bitte unbedingt überprüfen, dass der Schraubenkopf am BME280 Modul keinen Kurzschluss verursacht!

Der AM2302 Sensor wird an die Lüsterklemmen angeschraubt. Es ist günstig, die Drahtenden vorher zu verzinnen, dann ist der Kontakt besser. Die Klemmen sind beschriftet, rot = plus, schwarz = minus, gelb = Daten.

Bitte noch einmal alle Lötstellen auf saubere Lötstellen und Kurzschlüsse mit den Nachbarpins kontrollieren.

Als nächstes installieren wir die Arduino Software.

Arduino installieren



Nun zur Software. Als erstes wird die Arduino Software installiert (<https://www.arduino.cc/>). Günstig ist es, die Software im Root Verzeichnis zu installieren bei mir also z.B. unter C:\arduino-1.8.0.

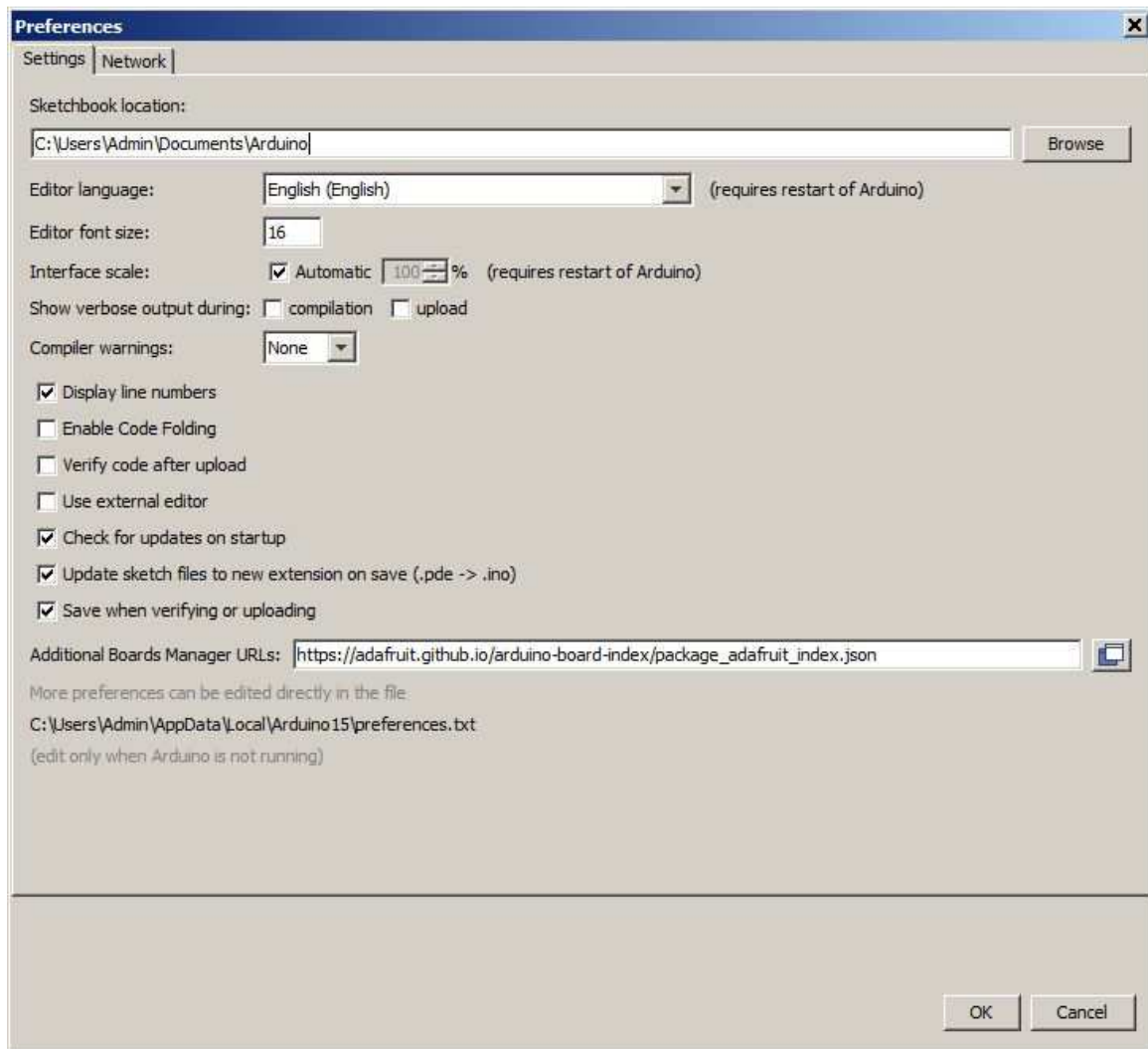
Wenn alles installiert ist, Arduino starten. Es sollte jetzt ähnlich wie oben aussehen, nur dass noch keine Datenlogger Software geladen ist.

Damit alles funktioniert sind jetzt noch verschiedene Schritte notwendig:

- 1.) Die Arduino Software richtig einstellen.
- 2.) Die Files für den verwendeten Prozessor herunterladen installieren
- 3.) Die Library Files für die verschiedenen Boards herunterladen und installieren
- 4.) Das Arduino Programm herunterladen und installieren
- 5.) Das Board an den Computer anschließen
- 6.) Überprüfen, ob die serielle Schnittstelle funktioniert
- 7.) Überprüfen, ob sich das Board über die serielle Schnittstelle meldet
- 8.) Das Programm kompilieren und auf das Board übertragen
- 9.) Anhand der LED's und des Seriellen Monitors überprüfen, ob das Board auch läuft.

Klingt nach viel und nach kompliziert, ist aber nicht allzu schwierig, fangen wir also damit an.

Bitte beachte: Wir übernehmen keinerlei Verantwortung für die hier angegebenen Links oder für mittelbare oder unmittelbare Schäden, die aus Anwendung oder Modifikation der Software und Libraries entstehen!



Zunächst das Menu Files-> Preferences öffnen. Das Fenster sieht wie oben aus. Die Sketchbook Location ist in meinem Fall: C:\Users\Admin\Documents\Arduino , also unter „Eigene Dokumente“. Es ist empfehlenswert den Ordner unter Dokumente oder im Stammverzeichnis C: anzulegen, um den Überblick zu bewahren. In diesen Ordner kommen übrigens auch die eigenen Libraries (nicht die Arduino internen). Aber dazu später mehr.

Unter additional Boards Manager URL tragen sie bitte ein:

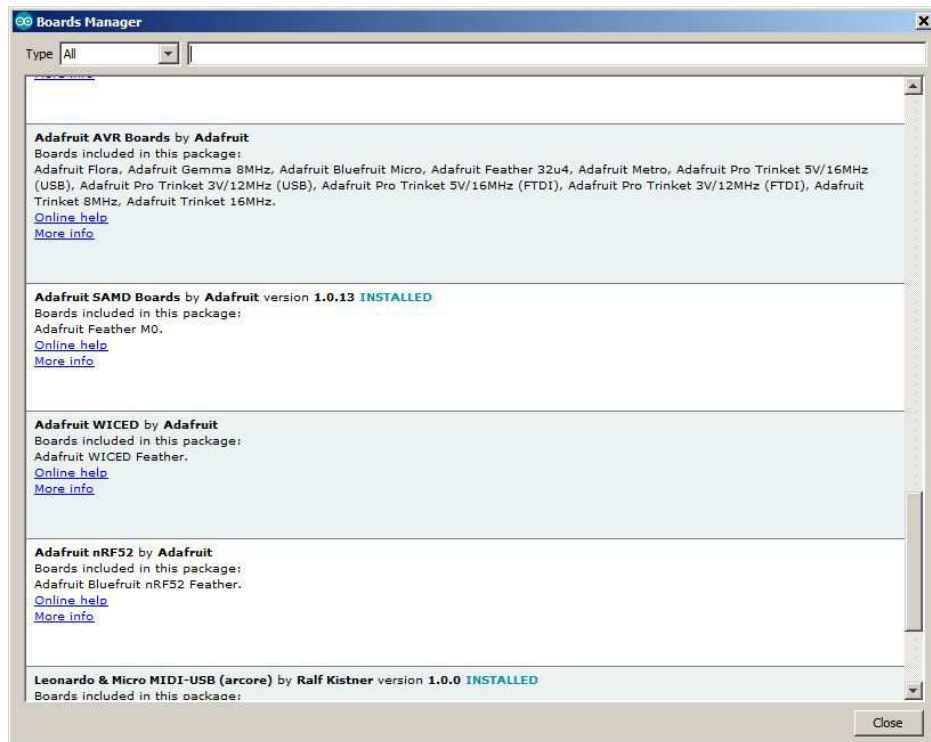
https://adafruit.github.io/arduino-board-index/package_adafruit_index.json

Das ermöglicht es dem Arduino Board Manager die nötigen Adafruit Files zu laden.

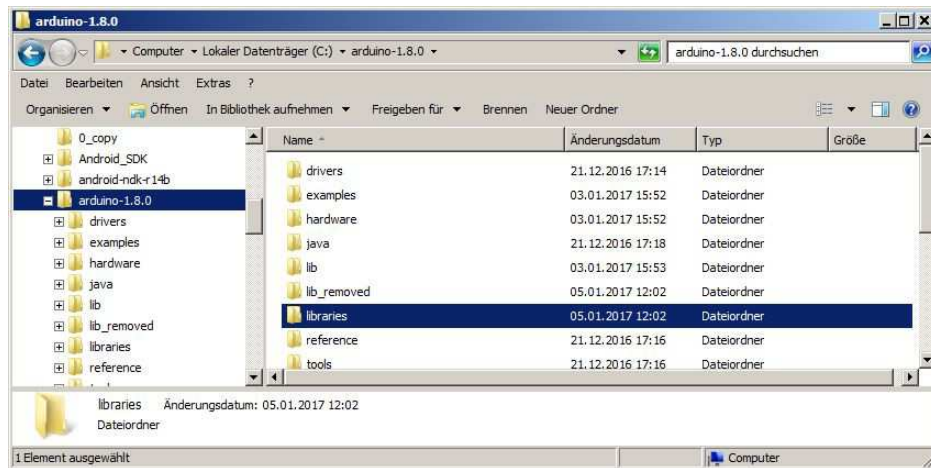
Als nächstes laden wir die Board Files, die wir benötigen. Dazu unter Tools->Board->Board Manager anklicken. Der Board Manager öffnet sich, zeigt die installierten Files und sucht im Internet nach verfügbaren Files. Das kann einen Moment dauern.



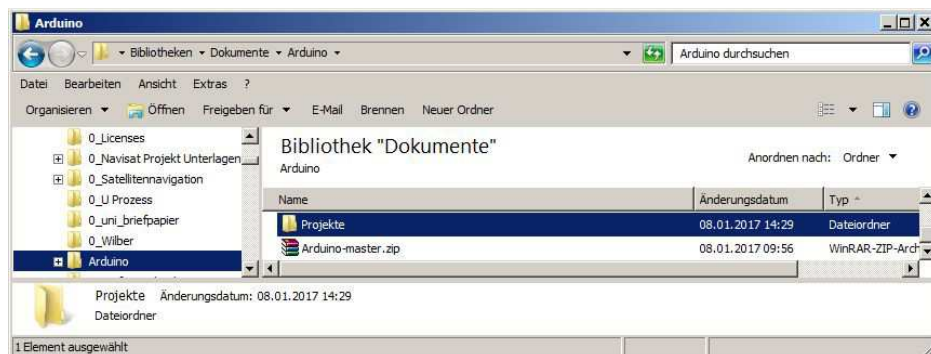
Wir benötigen zunächst die Arduino SAM Boards 32 Bit Cortex M0+ Files. Dazu auf dieses Feld rechts irgendwo klicken, die Files werden automatisch geladen. Falls bereits installiert steht dort links ein grünes „installed“. Falls ein Update verfügbar ist, erscheint rechts ein Button „update“.



Als nächstes scrollst du nach unten bis zu Adafruit SAMD Boards. Auch diese Files bitte installieren. Bevor wir jetzt die nötigen Libraries und das Datenlogger File installieren noch ein paar wichtige Bemerkungen zur Arduino Software.



Im Stammverzeichnis, also hier arduino-1.8.0 befindet sich ein Ordner libraries. Dort sind die Arduino eigenen Systemlibraries abgelegt, unsere hinzugeladenen und eigenen Libraries kommen dort nicht rein!



Dokumente \Arduino ist in meinem Fall der sogenannte Sketchbook Ordner. In deinem Sketchbook Ordner bitte einen Unterordner \Projekte erstellen. Im Sketchbook Ordner befindet sich auch der Unterordner: \libraries in den die eigenen Library- Files kommen. Falls nicht vorhanden, bitte erstellen.

Hinweis: Wenn in einem Arduino Programm ein Verweis auf ein Library File gegeben ist, sucht Arduino im System Library Ordner und in diesem Ordner danach. Ist ein Library File doppelt vorhanden, wird das Systemfile vorgezogen. Deshalb werden wir nachher noch einen Ordner verschieben müssen. Doch dazu später.



Als nächstes suchen wir uns die benötigten Libraries im Netz. Von Adafruit benötigen wir die Adafruit SD-Master Library:

(<https://github.com/adafruit/SD>) und die Adafruit GPS Library:

(https://github.com/adafruit/Adafruit_GPS).

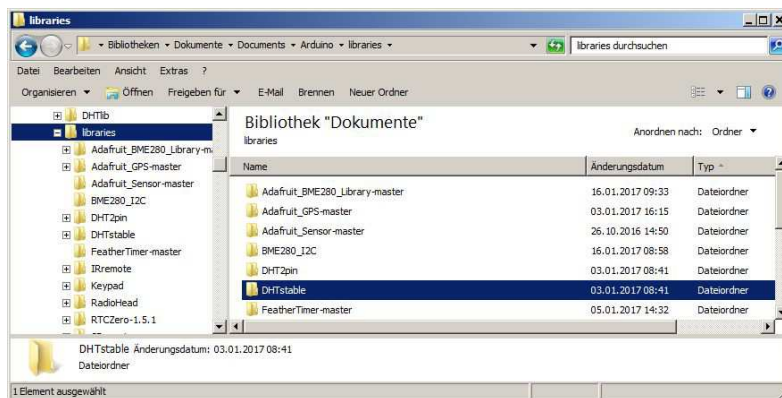
Von Arduino benötigen wir die DHTstable Library:

(<https://github.com/RobTillaart/Arduino/tree/master/libraries/DHTstable>)

und von catus.io die BME280 I2C Library:

(http://static.cactus.io/downloads/library/bme280/cactus_io_BME280_I2C.zip).

Bitte alles, wie besprochen im eigenen Library Ordner entpacken.

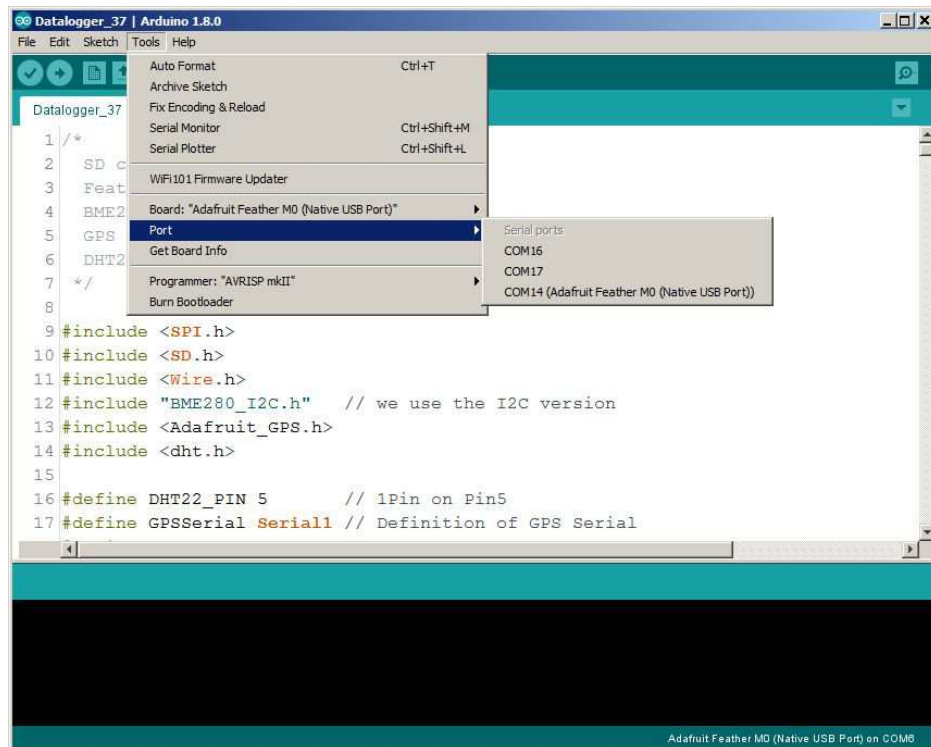


Jetzt noch etwas Feintuning. Den cactus Ordner benennen wir in BME280_I2C um, desgleichen das dort befindliche .h File in BME280_I2C.h und das .cpp file in BME280_I2C.cpp. Dies dient lediglich der späteren Übersichtlichkeit und hat ansonsten keine Auswirkungen.

Im Arduino eigenen System Library Ordner (im Arduino Stammverzeichnis) befindet sich ein Ordner SD. Diesen bitte aus dem Ordner verschieben (z.B einen library_backup Ordner erstellen und ihn dort hinein schieben), da es ansonsten wie oben beschrieben zu Problemen mit den Adafruit SD Files kommt.

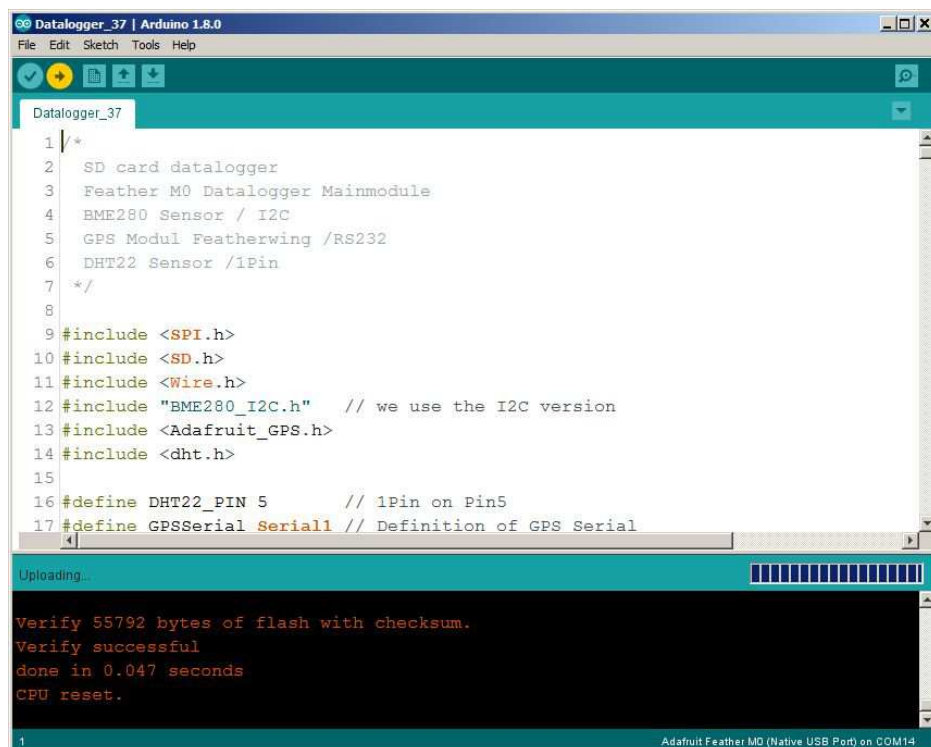
Als nächstes das Datenlogger Programm von unserer Webseite laden und in den Projekte Ordner verschieben (Dokumente \Arduino\Projekte). Nun das bestückte Stratino Board mit einem Micro-USB Kabel mit dem Computer verbinden und das Datenlogger .ino File mit Arduino laden und starten.

Wenn du jetzt das Tools Menu anwählst sollte der Bildschirm so aussehen:



Wähle nun den Port an, hinter dem Adafruit Feather M0 steht, also in meinem Fall COM14. Wenn du jetzt auf Board Info gehst, sollte eine ähnliche Message wie diese zu sehen sein: BN: Adafruit Feather M0 (Native USB Port) VID: 239A PID: 800B SN: Upload any sketch to obtain it). Hier noch einige Infos zum Programm. Hierzu einfach mal durchscrollen und die abgebildete Stelle suchen.

Im nächsten Bild siehst du die verwendeten Libraries des Programms (#include):



Im folgenden Abschnitt sind die Programmeinstellungen zu sehen z.B das 5 Sekunden Log Intervall (log_int_sec). Das Intervall sollte nicht wesentlich kleiner gemacht werden, da das GPS Modul Zeit zur Übertragung der Daten benötigt. Die maximale Fileanzahl (max_no_of_files) ist hier mit 100 angegeben, was gleichzeitig auch das Maximum ist.

```
Datalogger_37
41
42 // ***** Definition of log mode *****
43 int max_no_of_files = 100; // Max File number
44 int max_no_of_logs = 120; // Logs per file
45 int log_int_sec = 5; // Log Interval in seconds
46
47 int new_file_flag = 0; // flag for begin of new file
48 int gps_dat_flag = 0; // flag for new dat (GPS)
49
50 //***** some internal counters *****
51 int no_of_files = 0;
52 int no_of_logs = 0;
53 int no_of_secs = 0;
54
55 int chk_DHT; // gets the DHT value

Board at COM14 is not available
Verify 55792 bytes of flash with checksum.
Verify successful
done in 0.047 seconds
CPU reset.
Board at COM14 is not available

Adafruit Feather M0 (Native USB Port) on COM14
```

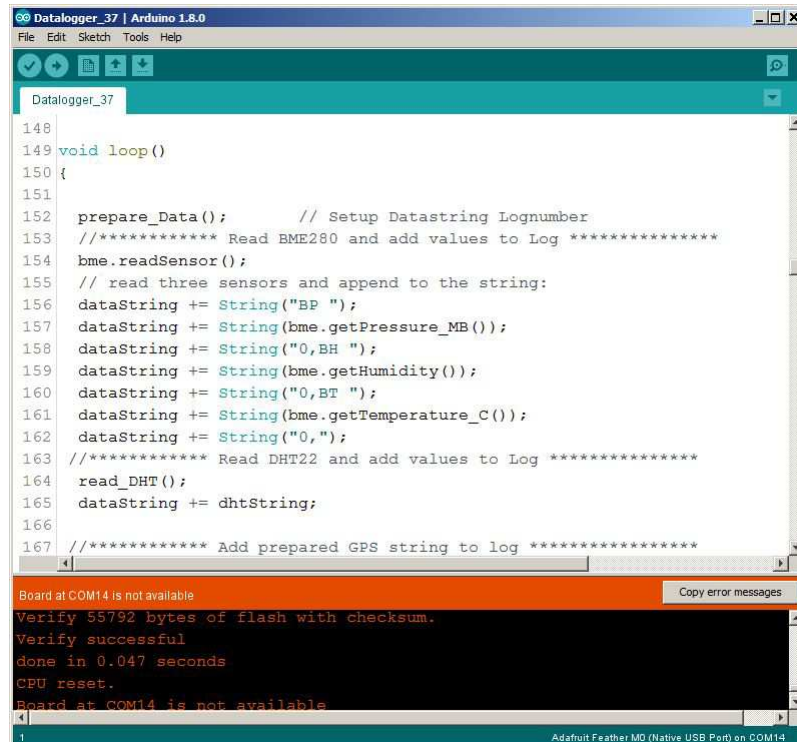
Im nächsten Abschnitt werden u.a. die Pins und Module konfiguriert, hier beispielsweise oben die Pins für die rote und die grüne LED auf dem Datalogger Modul.

```
Datalogger_37
71
72 pinMode(13, OUTPUT); // red and green LED
73 pinMode(8, OUTPUT);
74 digitalWrite(8, LOW);
75 digitalWrite(13, LOW);
76 strcpy(filename, "data_00.txt"); // default filename
77 init_GPS_string(); // Fills first GPS string after star
78
79 Serial.begin(115200);
80
81 //***** GPS Initializing *****
82
83 // 9600 NMEA is the default baud rate for Adafruit MTK GPS's- some use
84 GPS.begin(9600);
85 // uncomment this line to turn on RMC (recommended minimum) and GGA (fi
86 GPS.sendCommand(PMTK_SET_NMEA_OUTPUT_RMCGGA);
87 // uncomment this line to turn on only the "minimum recommended" data
88 //GPS.sendCommand(PMTK_SET_NMEA_OUTPUT_RMCONLY);
89 GPS.sendCommand(PMTK_SET_NMEA_UPDATE_1HZ); // 1 Hz update rate
90 // Request updates on antenna status, comment out to keep quiet

Board at COM14 is not available
Verify 55792 bytes of flash with checksum.
Verify successful
done in 0.047 seconds
CPU reset.
Board at COM14 is not available

Adafruit Feather M0 (Native USB Port) on COM14
```

Hier ist der Beginn der Programmschleife zu sehen, welche die eigentliche Messung durchführt. Wenn weitere Module angeschlossen werden sollen, empfiehlt es sich, die entsprechenden Programmteile direkt hinter `prepare_Data()` anzufügen.



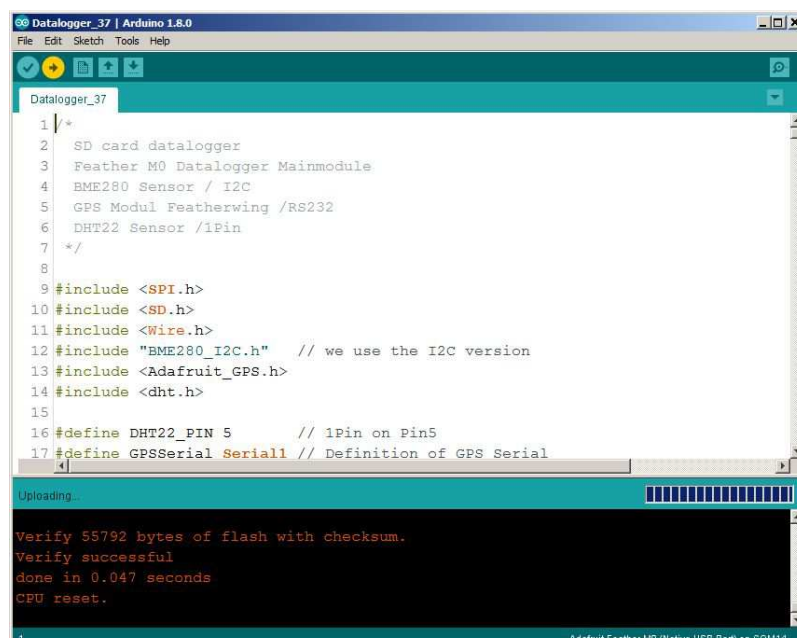
```
Datalogger_37 | Arduino 1.8.0
File Edit Sketch Tools Help

Datalogger_37
148
149 void loop()
150 {
151
152   prepare_Data();      // Setup Datastring Lognumber
153   //***** Read BME280 and add values to Log *****
154   bme.readSensor();
155   // read three sensors and append to the string:
156   dataString += String("BP ");
157   dataString += String(bme.getPressure_MB());
158   dataString += String("0,BH ");
159   dataString += String(bme.getHumidity());
160   dataString += String("0,BT ");
161   dataString += String(bme.getTemperature_C());
162   dataString += String("0,");
163   //***** Read DHT22 and add values to Log *****
164   read_DHT();
165   dataString += dhtString;
166
167   //***** Add prepared GPS string to log *****

Board at COM14 is not available
Verify 55792 bytes of flash with checksum.
Verify successful
done in 0.047 seconds
CPU reset.
Board at COM14 is not available
Adafruit Feather M0 (Native USB Port) on COM14
```

Um das Programm nun auf das Board zu übertragen wähle bitte Sketch->Upload. Das dauert eine ganze Weile und nach dieser Zeit sollte das Fenster ungefähr so aussehen:

Jetzt sollten die LED's auf den Boards ab und zu blinken.



```
Datalogger_37 | Arduino 1.8.0
File Edit Sketch Tools Help

Datalogger_37
1 /*
2  SD card datalogger
3  Feather M0 Datalogger Mainmodule
4  BME280 Sensor / I2C
5  GPS Modul Featherwing /RS232
6  DHT22 Sensor /iPin
7  */
8
9  #include <SPI.h>
10 #include <SD.h>
11 #include <Wire.h>
12 #include "BME280_I2C.h" // we use the I2C version
13 #include <Adafruit_GPS.h>
14 #include <dht.h>
15
16 #define DHT22_PIN 5 // 1Pin on Pin5
17 #define GPSSerial Serial1 // Definition of GPS Serial

Uploading...
Verify 55792 bytes of flash with checksum.
Verify successful
done in 0.047 seconds
CPU reset.
Adafruit Feather M0 (Native USB Port) on COM14
```

Starte nun den seriellen Monitor über das Menü Tools-> Serial Monitor. Vergewissere dich, dass unten rechts die richtige Baud Rate eingestellt ist (115200). Im Monitor sind jetzt die Daten des Loggers zu sehen. Alle fünf Sekunden wird ein neuer Datensatz geschrieben:

```

Datalogger V1.37
Log Interval: 5
No. of logs per file: 120
Max No. of files: 100

BME280 present!
DHT22 present!
Initializing SD card...
card initialized.
opening...data_00.txt
LS 00000,BP 937.660,BH 44.180,BT 26.340,DH 50.300,DT 25.900,GT 00:00:00,GD 0/0,GF 0/0,GS 0,GL C
LS 00005,BP 937.640,BH 43.610,BT 26.360,DH 49.600,DT 25.900,GT 23:59:54,GD 5/1,GF 0/0,GS 0,GL C
LS 00010,BP 937.640,BH 43.410,BT 26.370,DH 48.400,DT 26.000,GT 23:59:59,GD 5/1,GF 0/0,GS 0,GL C
  
```

Du hast es geschafft, alles läuft!

Hier noch einige programmtechnische Hinweise zum Schluß:

Beim Start sollte nach einer kurzen Pause das Logger Modul mit der SD Karte 3 x grün blinken. Danach beginnt der Aufzeichnungszyklus:

Blinken rot + grün = Aufzeichnung erzeugt neues Log und neues File

Blinken grün = Aufzeichnung erzeugt neues Log

Blinken wiederholt 3 x grün Pause 5 sec. = Aufzeichnung beendet

Das GPS Modul blinkt im Sekundentakt bis ein Fix gefunden wurde. Ab da blinkt es alle 15 Sekunden, erst dann sind die GPS Daten zuverlässig!

Falls ein Problem vorliegt blinkt die rote LED des Datenloggers:

1 x Blinken : BME Modul nicht erkannt

2 x Blinken : Externes Modul nicht erkannt

3 x Blinken : Keine SD Karte

4 x Blinken : Startfile kann nicht erzeugt werden.

Bitte die serielle Übertragungsrate (115200) nicht herabsetzen um für die GPS Abfrage genug Zeit zu lassen.

Logintervall: > 5 Sekunden (log_int_sec)

Fileanzahl: < 100 (max_no_of_files)

Maximale Zahl der Logs per File: > 0 (max_no_of_logs)

Die Files werden auf Micro SD/SDHC geschrieben und liegen im einfachen Textformat vor. Sie sind mit Data_xx bezeichnet, xx ist die Filenummer. Alle Files haben das Erstellungsdatum 1.1.2000.

Die SD Karte muss mit FAT32 formatiert sein. Die Files werden im „Append“ Modus geschrieben.

Das Log enthält bei allen Messwerten mindestens 3 Nachkommastellen, auch wenn der Sensor nur eine geringere Auflösung besitzt. Dadurch können die Einträge leichter in Excel importiert werden, ohne dass Messwerte von Excel ersetzt werden (z.B. durch ein Datum).

Die Textdateien können separat bearbeitet oder durch Copy/Paste zu einer langen Datei kombiniert werden. Um die Datei in Excel sinnvoll zu laden bitte folgende Einstellung verwenden:

Datei öffnen als txt Datei - Import Einstellung getrennt, MSDOS, Trennzeichen Komma, Leerzeichen und ‚/‘ (Schrägstrich) - Standardformat.

Der nachfolgende Logeintrag dient als Beispiel, in der Textdatei folgen alle Einträge dieses Logs direkt hintereinander und werden von CR/LF abgeschlossen.

LS 00200, Logsekunde 200, das ist bei 5 Sekunden Intervall der 40. Eintrag
BP 943.850, Bordsensor Pressure = Luftdruck in hPa
BH 30.390, Bordsensor Humidity = Luftfeuchtigkeit innen in %
BT 24.180, Bordsensor Temperatur = Innentemperatur in Grad Celsius
DH 31.400, D Sensor (ext.) Humidity = Luftfeuchtigkeit außen in % (--,-) = ungültig
DT 23.600, D Sensor (ext.) Temperatur = Außentemperatur in Grad Celsius (--,-) = ungültig
GT 9:28:3, GPS Zeit
GD 16/1, GPS Datum
GF 1/1, GPS Fix und(/) Fix-Qualität
GS 3, Anzahl der momentan gefundenen Satelliten
GL 1125.277, GPS Längengrad in Grad (2-3 Stellen) Minuten (2Stellen, 3 Nachkommast.) (00,000 = ungültig)
GB 4742.185, GPS Breitengrad in Grad (2-3 Stellen) Minuten (2Stellen, 3 Nachkommast.) (00,000 = ungültig)
GH 102.6000 GPS Höhe in m (4 nachkommastellen)

Viel Spaß mit dem Stratolno und viele gute und gelungene Ballonmissionen wünscht das SatTec Team!

PS: Achtung – der Startolno ist ein Datenlogger. Er ersetzt keinesfalls einen GPS-GSM-Tracker, da die Daten nicht per Funk gesendet werden!



Tobias Schüttler (tobias.schuettler@lmu.de)

Peter Groll

Andrea Lisa Nagel

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

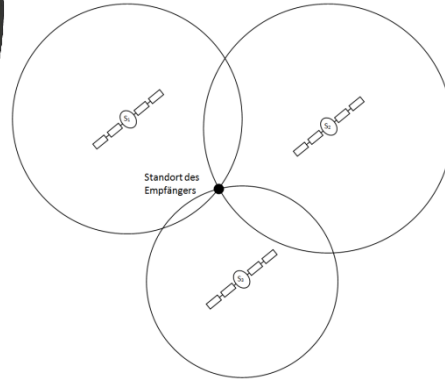
aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



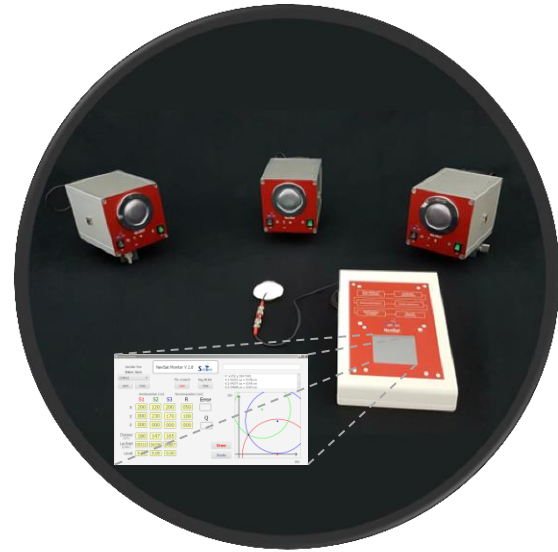
NaviSat – ein realitätsnahes Hightech-Analogieexperiment



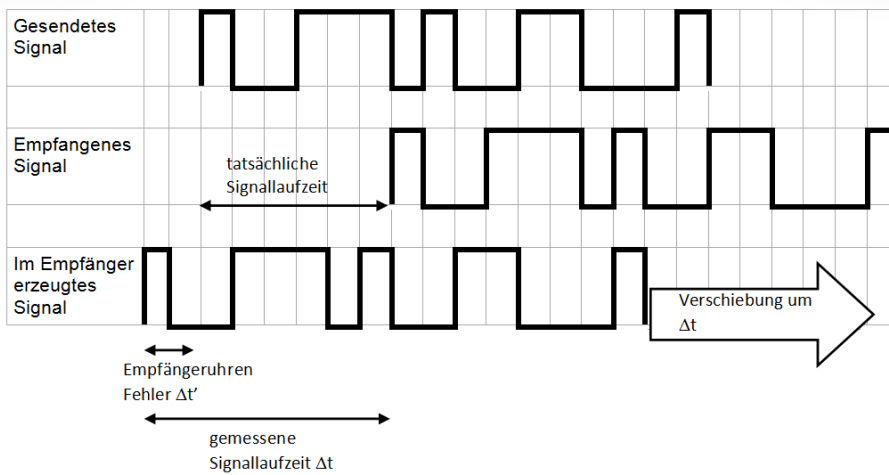
Galileo



Trilateration



NaviSat



Laufzeitmessung

Rahmen: 1500 bit ~ 30 s																																																	
Unterrahmen 1: 300 bit ~ 6 s										Unterrahmen 2: 300 bit ~ 6 s										Unterrahmen 3: 300 bit ~ 6 s										Unterrahmen 4: 300 bit ~ 6 s										Unterrahmen 5: 300 bit ~ 6 s									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
Zeitkorrektur										Bahndaten des empfangenen Satelliten										Bahndaten des empfangenen Satelliten										codierte Nachrichten										Almanach und Zustandsangabe									
TLM	HOW									TLM	HOW									TLM	HOW									TLM	HOW									TLM	HOW								
1 Nibble = 4 Bit 6k Trailer 1ms (nur im 1. Nibble eines Subrahmens) Gesamtlänge 65ms x = 1k v 2k v 3k v 4k xk 12ms xk 12ms xk 12ms xk 12ms Pause 4ms Pause 4ms Pause 4ms Pause 4ms										Frequenzfolge Bin. Hex 1234 0000 0x0 1243 0001 0x1 1324 0010 0x2 1342 0011 0x3 1432 0100 0x4 1423 0101 0x5 2134 0110 0x6 2143 0111 0x7 2314 1000 0x8 2341 1001 0x9 2431 1010 0xA 2413 1011 0xB 3214 1100 0xC 3241 1101 0xD 3124 1110 0xE 3142 1111 0xF										1 Subframe Gesamtlänge 1,635 sec. Pause 250ms Pause 250ms Pause 250ms Pause 250ms Nibble 1 Nibble 2 Nibble 3 Nibble 4 Nibble 5 Nibble 6 incl. Trailer Bits 1 Bits 2 Bits 3										1 Frame x sec. x+15 sec. x+30 sec. Subframe 1 Subframe 2 Subframe 3										Coding Subframe 1 Unit / SF Nr. Prüfsumme Byte 1 Byte 2 Byte 3 Zeit in min. Delay in 10us Coding Subframe 2 Unit / SF Nr. Prüfsumme Spare X Koordinate in cm Byte 1 Byte 2 Byte 3 Coding Subframe 3 Unit / SF Nr. Prüfsumme Y Koordinate in cm Z Koordinate in cm Byte 1 Byte 2 Byte 3									

Digitale Nachrichtenübertragung

$$(x_E - x_i)^2 + (y_E - y_i)^2 + (z_E - z_i)^2 = c^2(\Delta t_i + \Delta t_E)^2, \quad i = 1, \dots, 4$$

$$\Rightarrow x_E, y_E, z_E \text{ \& } \Delta t_E$$

NaviSat: Satellitenortung im Unterricht

Satellitenortung bezeichnet das Verfahren der Orts- und Zeitbestimmung mit Hilfe von Satelliten. Diese sind Bestandteile von so genannten globalen Satellitennavigationssystemen (GNSS) wie dem US-amerikanischen GPS oder dem Europäischen Galileo System (Abbildung 1). Die noch recht junge Technik hat mittlerweile Einzug in viele Bereiche unseres Alltags genommen und entwickelt sich nach wie vor sehr rasant weiter. Um die Funktionsweise von GNSS im Detail besser verständlich und experimentell erfahrbar zu machen, wurde im SatTec Projekt das NaviSat Experimentierset entwickelt. Es bildet ein komplettes Satellitennavigationssystem wie Galileo im Kleinen nach und liefert einen verständlichen Zugang zu dieser spannenden Technologie.

Satellitenortung – ein kurzer Überblick

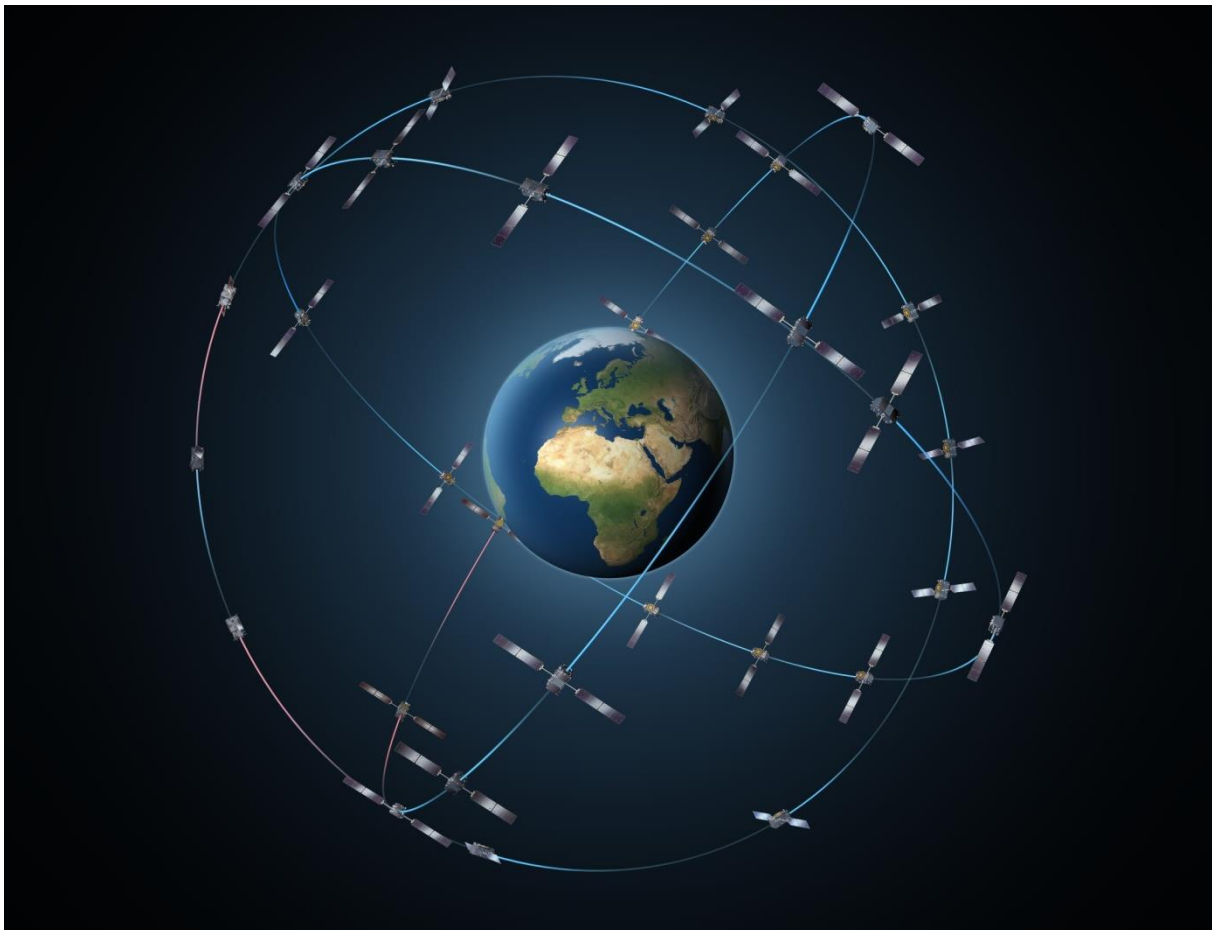


Abbildung 1: Raumsegment: Satellitenkonstellation des Galileo Systems. Quelle: ESA

GNSS werden üblicherweise untergliedert in das aus Navigations- und anderen Satelliten bestehende Raumsegment, in ein Bodensegment, welches alle Kontrollstationen umfasst, und das Nutzersegment. Die Satelliten senden digital kodierte Signale aus, welche die so

genannte Navigationsnachricht beinhalten. Durch deren Empfang erhält der Empfänger die Positionsdaten und die Zeitparameter der Satelliten.

Durch Messung der Signallaufzeit vom Satelliten zum Empfänger wird der Abstand der einzelnen Satelliten vom Empfänger und damit letztlich die Empfängerposition bestimmt. Geometrisch kann man sich das wie folgt vorstellen: Der Empfänger befindet sich im Abstand r_i von den Satelliten. Das bedeutet, dass seine mögliche Position, von einem einzelnen Satelliten aus gesehen, auf der Oberfläche einer Kugel um den Satelliten im Abstand r_i liegt. Die Empfängerortung kann man demnach geometrisch als Schnitt von vier Kugeloberflächen betrachten (Abbildung 2).

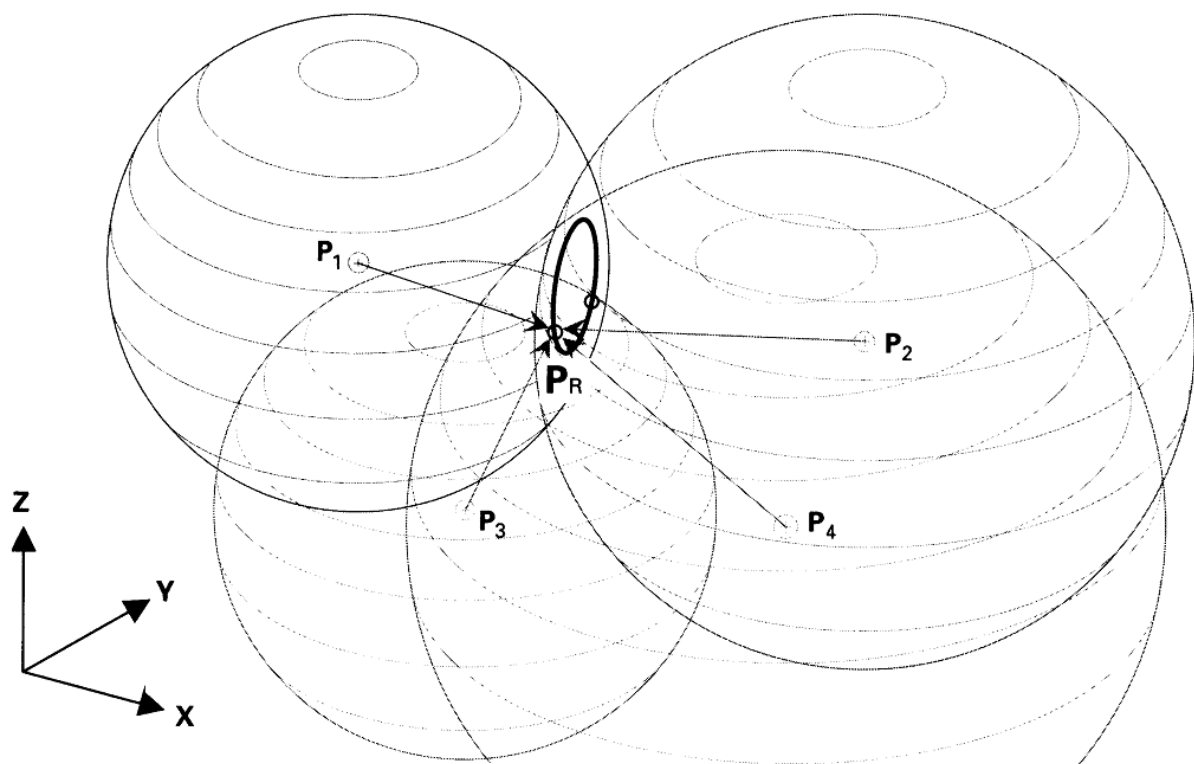


Abbildung 2: Die Empfängerortung kann geometrisch als Schnitt von Kugelschalen interpretiert werden. Quelle: DLR

Die Signallaufzeit wird ermittelt, indem ein im Empfänger generiertes, den Satellitensignalen identisches Signal so lange zeitlich verschoben wird, bis sich eine maximale Korrelation mit dem vom Satelliten empfangenen Signal einstellt. Die Zeitspanne, um welche das Empfängersignal verschoben wurde, entspricht dabei der Differenz aus Sendezeitpunkt des jeweiligen Satellitensignals und Empfangszeitpunkt im Empfänger. Allerdings ist es für eine

exakte Ortung unerlässlich, dass alle verwendeten Uhren genau gleich, also synchron, laufen.

Eine kritische Komponente stellen auf Grund der hohen Anforderungen an die Präzision der Laufzeitmessung die Satellitenuhren dar. Diese sind hochgenaue Atomuhren mit Abweichungen von nur etwa 10^{-14} . Größere Fehler bei den Satellitenuhren führen zu unbrauchbaren Messungen, weshalb sie vom Bodensegment sehr genau überwacht werden. Die Anforderungen an die Satellitenuhren sind so hoch, dass auch relativistische Effekte, welche auf Grund der Bahnhöhe (Gravitationspotential) und der Geschwindigkeit auftreten, berücksichtigt werden.

NaviSat – ein Experimentierset zur Satellitenortung im Klassenzimmer

Das System besteht aus drei unabhängigen, durch Akkus mit Energie versorgten Sendern (\triangleq Satelliten), einer zentralen Kontrollstation, welche in Verbindung mit dem Ortungsmikrofon auch als Empfänger fungiert, sowie dem benötigten Kleinmaterial, wie Anschlusskabeln und einem Ladegerät. In einem stabilen Transportkoffer verpackt wird es nach einer ausgiebigen Erprobungs- und Optimierungsphase Schulen kostenfrei, leihweise zur Verfügung gestellt.

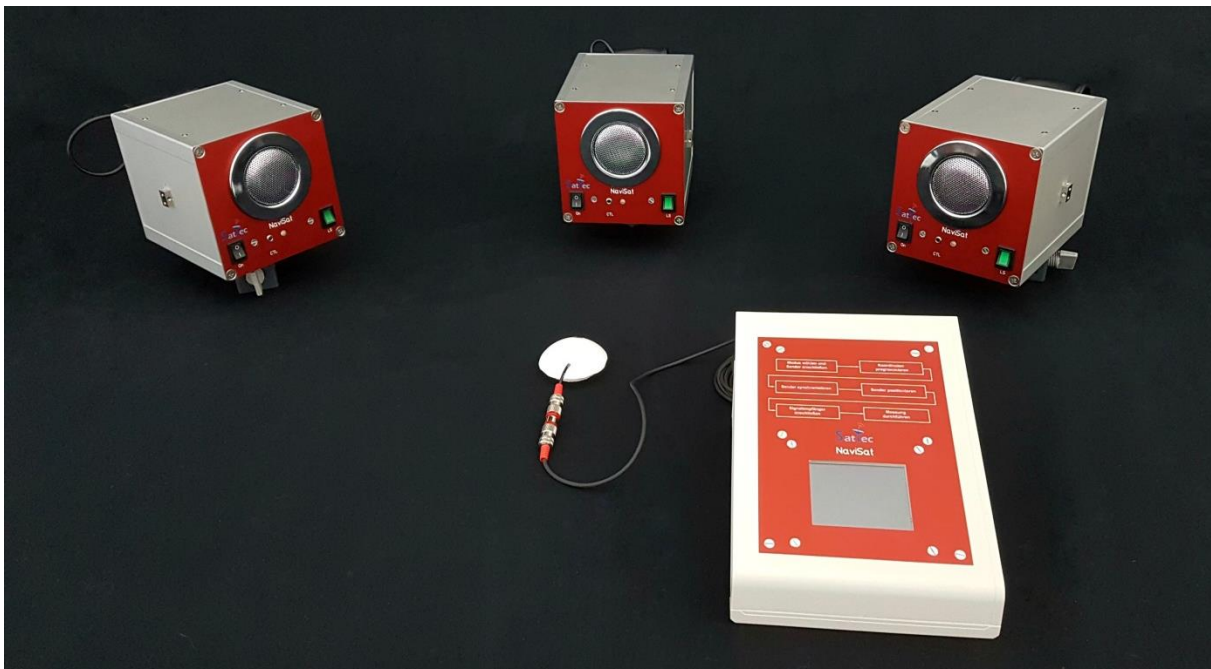


Abbildung 3: Das NaviSat System besteht im Wesentlichen aus drei Sendern (Satelliten) und einer zentralen multifunktionalen Kontrollstation.

Die Funktionsweise orientiert sich stark an der echter GNSS, mit dem Unterschied, dass der Fokus in erster Linie auf Verständlichkeit und Nachvollziehbarkeit gelegt wurde. Jeder

Sender überträgt eine akustische, hörbare, digital kodierte Navigationsnachricht bestehend aus der jeweiligen Sendernummer, den zugehörigen, zuvor einzuprogrammierenden Koordinaten, x , y und z und der Systemzeit sowie Korrekturparametern. Die Uhren aller Sender werden vor der Messung synchronisiert. Nach dem Empfang der Daten von allen drei Sendern hat der Empfänger Kenntnis über deren Position im Raum und die jeweiligen Signallaufzeiten. Multipliziert mit der Schallgeschwindigkeit in Luft ergeben sich daraus die Schrägentfernungen und letztlich die Empfängerposition.

Das Ortungsverfahren des NaviSat entspricht weitestgehend dem echter GNSS: Die Messung des Empfängers ist vollkommen autonom, d.h. es gibt keinerlei Verbindung vom Empfänger zum Sender. Es findet nur einseitige Kommunikation (Empfang!) zwischen beiden statt. Die Navigationsnachricht ist bei NaviSat von der Grundstruktur her der von GNSS sehr ähnlich. Ebenso wie bei der Satellitenortung auch, hat die Ganggenauigkeit der Senderuhren eine entscheidende Bedeutung. Das NaviSat System ist so konzipiert, dass die Ortung auch noch nach einer längeren Betriebszeit auf wenige Zentimeter genau erfolgen kann. Daher kommen Uhren zum Einsatz, welche in einer Stunde eine Drift aufweisen, die im ungünstigsten Fall im Bereich von Zehntel Millisekunden liegt.

Einsatz und Experimentiermöglichkeiten

Mit dem NaviSat System können verschiedene Szenarien mit unterschiedlichen Schwierigkeitsgraden behandelt werden. Die Ortung kann dabei vollkommen automatisch erfolgen, es können aber auch nur teilweise oder gänzlich unverarbeitete Rohdaten ausgegeben werden, aus welchen dann von

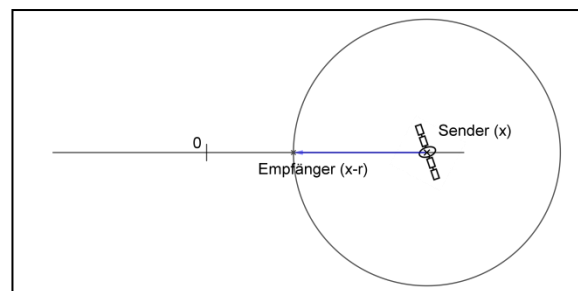


Abbildung 4: Eindimensionale Ortung auf einer Achse.

den Lernenden selbst die Position bestimmt wird. Die Messung unterscheidet sich zudem darin, ob zuvor die Senderuhren mit der Empfängeruhr synchronisiert wurden oder nicht. Im erstgenannten Fall kann mit den drei Sendern eine dreidimensionale Ortung im Raum erfolgen. Ist die Empfängeruhr asynchron, also fehlerbehaftet, können mit NaviSat zwei Ortskoordinaten und die Systemzeit bestimmt werden.

Die denkbar einfachste Messung besteht in einer eindimensionalen Ortung auf einer Achse mit vorheriger Uhrensynchronisation (Abbildung 4). Das System besteht dann lediglich aus einem Sender und der Empfangseinheit. Der Sender wird mittels des Touchscreens der Kontrollstation programmiert, wobei seine späteren Koordinaten (in diesem Fall lediglich die x-Koordinate) übertragen und die Uhren synchronisiert werden.

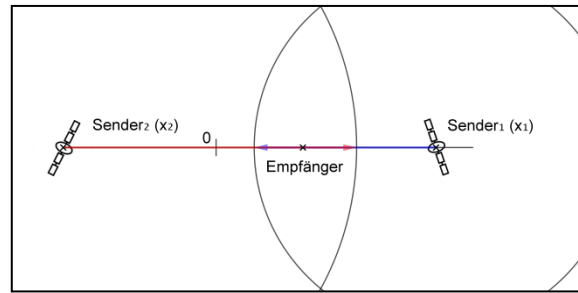


Abbildung 5: Eindimensionale Ortung mit einer vorgehenden Empfängeruhr. Die Signallaufzeiten werden überschätzt. Durch sukzessive Anpassung der Radien ($\hat{=}$ Synchronisieren der Uhr) wird die Empfängerposition geometrisch bestimmt.

Im nächsten Schritt, erfolgt eine zweidimensionale und eine dreidimensionale Ortung nach Uhrensynchronisation mit geometrischer Auswertung. Als etwas forderndere Aufgabe, kann die Synchronisation der Empfängeruhr nachempfunden werden. Abbildung 5 zeigt, dass sich bei einer vorgehenden Empfängeruhr mit zwei Sendern kein gemeinsamer Schnittpunkt ergibt, da die Signallaufzeiten überschätzt werden. Dieser Fehler kann behoben werden, indem man die Radien der Positionskreise sukzessive um denselben Wert so lange verkleinert, bis sich die Kreise in einem Punkt auf der Achse schneiden.

Das gleiche Prinzip kann mit dem NaviSat System auch noch für eine zweidimensionale Ortung mit nicht synchronisierter Empfängeruhr genutzt werden. Dabei ergeben sich dann drei Positionskreise ohne gemeinsamen Schnittpunkt (Abbildung 6).

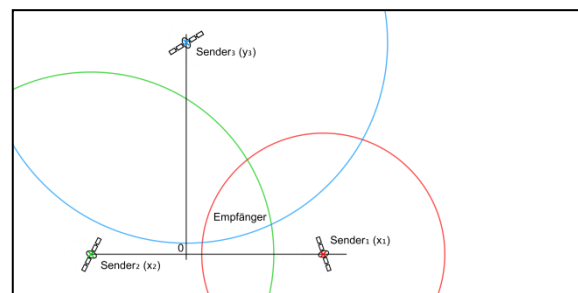


Abbildung 6: Zweidimensionale Ortung mit asynchroner Empfängeruhr: Die Positionskreise haben keinen gemeinsamen Schnittpunkt. Die Radien werden so lange um denselben Betrag verkleinert, bis sich alle drei Kreise in einem Punkt schneiden. Dieser ist die Empfängerposition. Der Wert, um welchen die Radien verkleinert wurden, wird verwendet um die Empfängeruhr

Die aktuelle Version des NaviSat Systems bietet neben verschiedenen Test- und Präsentationsmodi auch noch die Möglichkeit, eine oder mehrere Senderuhren nach einem einstellbaren Schema vorgehen zu lassen. Auf diese Weise kann der große Einfluss der Messgenauigkeit auf das Ortungsergebnis sehr gut nachvollzogen werden. Diese Einstellung setzt bereits einige Erfahrung mit dem System, insbesondere mit der korrekten Positionierung der Sender voraus, da es wichtig ist, die Messungen korrekt zu interpretieren.

Die vorgestellten Funktionen wurden und werden derzeit im DLR_School_Lab, dem Schülerlabor des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Oberpfaffenhofen mit Schüler*innen der Mittel- und Oberstufe ausgiebig erprobt.

Das Projekt SatTec, zu dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wird mit Mitteln des Bundes-Ministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert.

Literatur

- [1] Braun, M. & Wilhelm, T. (2008). Das GPS-System im Unterricht. Praxis der Naturwissenschaften–Physik in der Schule, 57(4), 20-27.
- [2] Backhaus, U., & Gabriel, P. (2011). Einsatzmöglichkeiten moderner GPS-Geräte im Mechanikunterricht. PhyDid B-Didaktik der Physik-Beiträge zur DPG-Frühjahrstagung.
- [3] Mansfeld, W. (2013). *Satellitenortung und Navigation: Grundlagen und Anwendung globaler Satellitennavigationssysteme*. Springer-Verlag.
- [4] Müller, R. (2008): Physik schafft Orientierung. Das Global Positioning System (GPS). *Naturwissenschaften im Unterricht. Physik* 19/105-106, S. 89-91
- [5] Priemer, B., Schmidt, T. & Sniezyk, J. (2009). GPS-Navigation – ein akustisches Analogieexperiment. *Der mathematische und naturwissenschaftliche Unterricht*, 6/62, 346-350
- [6] Schüttler, T. (2014). *Satellitenavigation: Wie sie funktioniert und wie sie unseren Alltag beeinflusst*. Springer-Verlag.
- [7] Schüttler, T. (2018). *Relativistische Effekte bei der Satellitenavigation – Von Einstein zu GPS und Galileo*. Springer-Verlag.
- [8] Tobias, V. & Heering, P. (2010). SCHULPRAXIS-Satellitenavigation im Klassenraum. *Der Mathematische und Naturwissenschaftliche Unterricht*, 63(1), 16.

Abbildungen

Abbildung 1: Satellitenkonstellation des Galileo Systems. Quelle: ESA.....	2
Abbildung 2: Empfängerortung geometrisch. Quelle: DLR	3
Abbildung 3: Das NaviSat System.....	4
Abbildung 4: Eindimensionale Ortung auf einer Achse.....	5
Abbildung 5: Eindimensionale Ortung mit einer vorgehenden Empfängeruhr	5
Abbildung 6: Zweidimensionale Ortung mit asynchroner Empfängeruhr	5

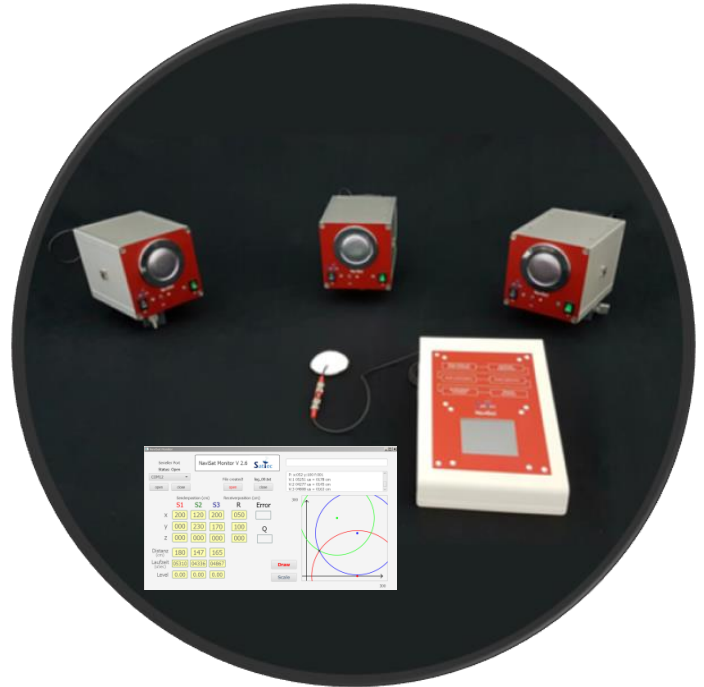
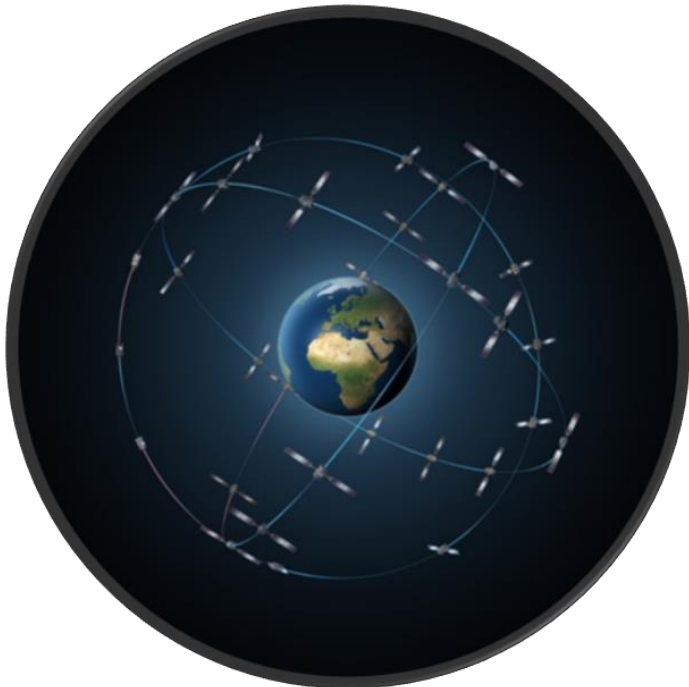
Anleitung NaviSat System

V 1.98

Peter Groll

Sattec@physik.lmu.de

Das Projekt SatTec, zu dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wird mit Mitteln des Bundes-Ministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.



Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



Inhaltsverzeichnis

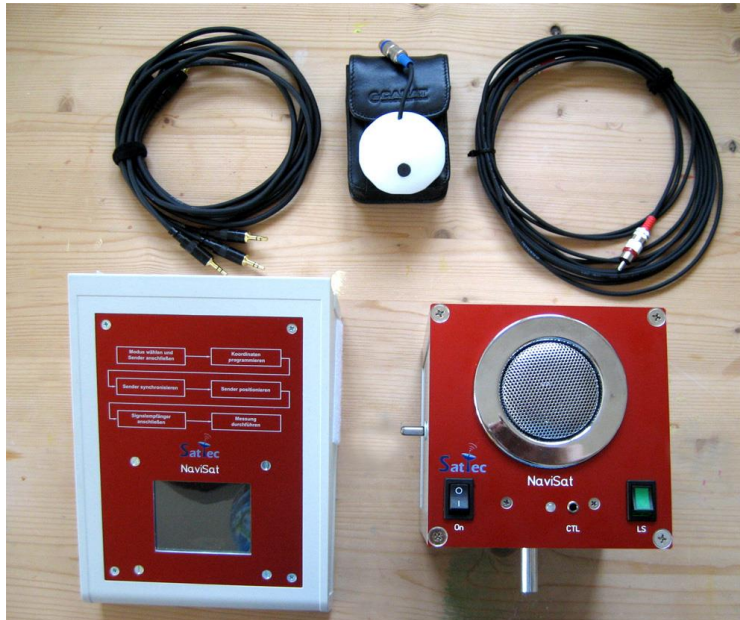
Seite 2	Kofferinhalt
Seite 3	Einführung
Seite 4	Tutorial
Seite 7	Hinweise für den Versuchsaufbau
Seite 8	Hauptbildschirm
Seite 10	Programmierschirm
Seite 12	Messbildschirm
Seite 15	Setupbildschirm
Seite 16	Grafikbildschirm
Seite 17	Demo Modus
Seite 18	Testfunktion
Seite 19	2DTC Modus
Seite 21	Testpositionen (default)
Seite 22	Hinweise zur Positionierung
Seite 23	Hinweise zur erzielbaren Genauigkeit
Seite 24	Technische Daten Ladevorgang und Kapazitätsüberprüfung der Powerbanks
Seite 25	NaviSat Monitorprogramm PC
Seite 28	Grundlagen

NaviSat System Kofferinhalt

Klinkenkabel 3x

Mikrofon

Mikrofonkabel



Empfänger

Sender 3x

Netzkabel Ladegerät

USB Ladekabel 4x

USB Verbindungskabel 4x



Ladegerät

Powerbank E.

Powerbank Sender 3x

Einführung

Das NaviSat System wurde zur didaktischen Simulation von globalen Satellitennavigationssystemen entwickelt. Es besteht aus 3 Sendern, einem Empfänger nebst Empfängermikrofon sowie diversem Zubehör. Mit dem NaviSat System wird die Position des Empfängermikrofons auf einer Linie, auf einer Fläche oder innerhalb des Raumes gemessen. Dazu werden alle benötigten Sender vor Versuchsbeginn mittels des Empfängers auf ihre Senderposition programmiert und danach an der entsprechenden Stelle positioniert. Die Datenübertragung erfolgt mittels akustischer Signale.

Die Sender sind durch die Farbe der Front-LED gekennzeichnet. Vor der Programmierung blinkt die Front-LED aller Sender abwechselnd in den Farben Rot, Grün und Blau. Nach der Programmierung leuchtet die LED des ersten benötigten Senders rot, die des zweiten grün und die des dritten blau.

Für die Ortung auf einer Linie benötigt man lediglich den roten Sender. Für die Ortung innerhalb einer Fläche wird zusätzlich der grüne Sender benötigt und für die Ortung im Raum benötigt man alle drei Sender.

Um eine Ortung vorzunehmen ist eine Referenz notwendig, welche den Nullpunkt der Linie, der Fläche oder des Raumes für unsere Messung definiert. Von diesem Punkt aus werden alle Messungen vorgenommen.

Für einen Versuch auf einer Linie wird nur ein Sender programmiert. Seine x-Koordinate gibt die Position auf der Linie an, y und z bleiben 0. Für einen Versuch in einer Ebene werden zwei Sender programmiert. Die x- und die y-Koordinaten geben die Position auf der Ebene an. Die z-Koordinate bleibt 0.

Um das etwas plastischer zu machen: Bei einem 3D-Versuch senden wir über die Programmierung und Positionierung der drei Sender quasi drei Satelliten ins All. Die dreidimensionale Position der Sender entspricht dabei vereinfacht der Position von Satelliten auf ihrer Umlaufbahn. Die von den Sendern abgestrahlten akustischen Signale beinhalten als Information die Position des Senders sowie seine Systemzeit.

Der Empfänger erhält die Signale über das Mikrofon, welches in der Realität der GPS Antenne entspricht, und errechnet aus der Position der „Satelliten“ (= Sender) und der Signallaufzeit zwischen Senderuhrzeit und seiner Uhrzeit die Position des Empfangsmikrofones im Raum. In der realen Situation wird die Position auf der Erde errechnet, in unserem NaviSat Versuch die Position innerhalb unseres Bezugssystems.

In der Satellitennavigation besitzen alle Satelliten eine sehr genau gehende Uhr und der Empfänger eine ungenaue. Die Empfängeruhr wird durch einen komplizierten Rechenvorgang mittels der genauen Satellitenzeiten korrigiert. Dies nennt man den „Fix“.

Im NaviSat System ist auch die Empfängeruhr ausreichend genau. Der Vorgang der Zeitkorrektur kann jedoch ebenfalls simuliert werden.

Tutorial

Um den Einstieg in die Bedienung zu erleichtern ist hier ein einfacher und schnell aufzubauender Grundversuch beschrieben. Wir wollen dazu die Position des Empfängermikros auf einer imaginären Linie messen. Hierfür benötigen Sie lediglich einen Tisch und den Inhalt des NaviSat Koffers.

Holen Sie einen Sender aus dem Koffer, stellen Sie ihn mittels einer geeigneten Halterung auf den Tisch und verbinden Sie ihn mit einer schwarzen USB-Powerbank.



Schalten Sie ihn am schwarzen Schalter ein, damit er Betriebstemperatur erreicht, lassen Sie aber den grünen Lautsprecherschalter noch aus. Die LED des Senders blinkt abwechselnd in drei Farben. Sobald ein Sender programmiert ist, leuchtet die LED nur noch in einer Farbe:

rot = Sender 1, grün = Sender 2 oder blau = Sender 3.



Nun nehmen Sie den Empfänger aus dem Koffer, verbinden ihn mit dem passenden rechteckigen Powerpack und schalten ihn ebenfalls ein. Nehmen Sie nun noch das Empfängermikrofon, das Mikrofonkabel und eines von den Kabeln mit den kleinen Klinkensteckern aus dem Koffer.

Verbinden Sie das Mikrofon mittels des Kabels mit dem Empfänger.



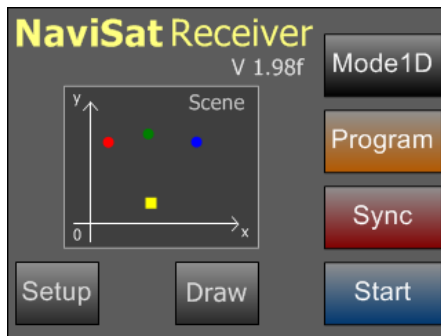
Stecken Sie das Kabel mit den kleinen Klinken auf der Empfängerseite in die mit „R“ beschriftete Buchse und auf der Senderseite in die Buchse an der Vorderseite.

Der Aufbau sollte jetzt von oben ungefähr so aussehen, wie links abgebildet.



Wir wollen den Sender später auf einer Linie im Abstand von 200 cm von unserem (imaginären) Ursprung positionieren.

Auf dem Bildschirm des Empfängers ist folgendes zu sehen:



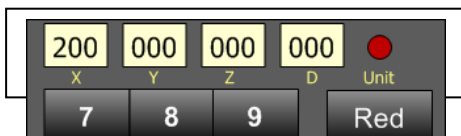
Die Angabe Mode1D auf dem Button oben rechts bedeutet, dass momentan eindimensional gemessen wird, also auf einer Linie. Das passt zu unserem Versuch, hier müssen wir nichts ändern.

Drücken Sie jetzt den Schalter „Program“ auf dem Touchscreen. Es erscheint der Programmierbildschirm.



Hier geben wir die Position des Senders ein und programmieren ihn. Da wir auf einer Linie arbeiten ist nur die Eingabe der X – Koordinate notwendig. Diese ist zur Eingabe bereit, wie man an dem „X“ an der unteren grauen Taste sehen kann.

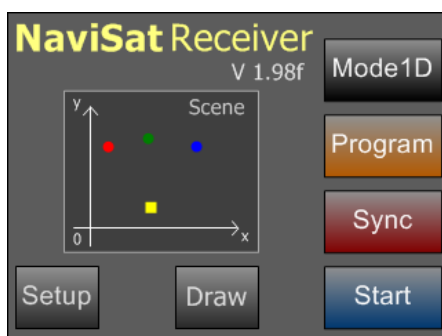
Geben Sie nun mit der Zehnertastatur 200 ein. Ihre Eingabe erscheint oben links im X Displayfeld. Die Eingabe ist rotierend, wenn Sie sich vertippt haben einfach weitertippen.



Der „Red“ Sender ist voreingestellt. Den Sender haben wir bereits über das Kabel mit der entsprechenden Buchse R = Red verbunden.

Drücken Sie nun den „Program“ Schalter. Der rote Kreis auf dem Display blinkt einige Male. Der Sender ist jetzt auf die Position $x = 200$ cm, y und $z = 000$ cm programmiert.

Drücken Sie danach die Return Taste.

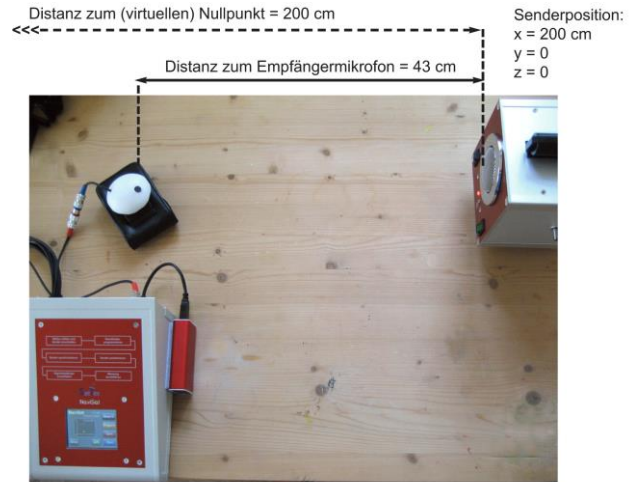


Jetzt sind Sie wieder auf dem Hauptbildschirm. Der Sender ist programmiert, seine LED sollte jetzt nur noch rot blinken.

Nun werden noch die Empfänger- und die Senderuhr synchronisiert. Drücken Sie dazu auf die „Sync“ Taste. Die Sync Taste blinkt jetzt und die LED am Sender leuchtet danach permanent rot.

Sie können jetzt das Kabel mit den kleinen Klinken entfernen. Stellen Sie den Empfänger auf die linke Seite des Tisches und den Sender auf die rechte Seite

Das Empfängermikrofon sollte ungefähr auf gleicher Höhe mit dem Senderlautsprecher positioniert werden, in einem sinnvollen Abstand z.B. zwischen 40 und 140 cm. In unserem Beispiel rechts haben wir eine Entfernung von 43 cm. (Falls Sie ein reales Lineal verwenden, muss der Sender natürlich 200 cm vom Nullpunkt entfernt sein.)

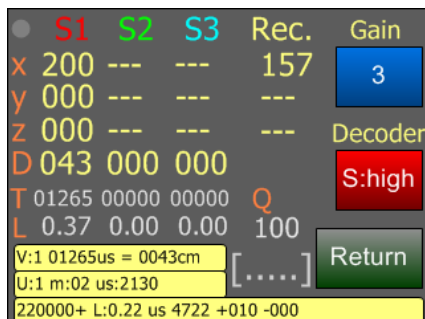


Drücken Sie die Taste „Start“ auf dem Touchscreen und schalten Sie den Senderlautsprecher mit dem grünen Schalter ein. Die Messung beginnt.



Am Receiver ist jetzt der Messbildschirm zu sehen. Alle Längenangaben sind dort in cm. Er enthält zu Beginn der Messung noch keinerlei Information. Sie hören die Signale des Senders, die in einem Abstand von einigen Sekunden ausgestrahlt werden.

Nachdem ausreichend gültige Signale ausgestrahlt wurden, erscheint auf dem Empfängerbildschirm zunächst die Position des roten Senders S1.



$x = 200$ cm; y und $z = 000$.

Danach werden die Distanz zum Sender sowie die Position des Empfängermikrofons angezeigt. Haben Sie dieses beispielsweise in einem Abstand von 43 cm vom Sender positioniert erscheint die Distanz D: 043 cm, sowie die Position des Mikrofons.

Rec.: $x = 157$ cm, y und $z = 000$ cm.

Der Sender hat dem Empfänger akustisch seine Position übermittelt, also $x = 200$ cm, y und $z = 000$. Die Distanz des Senders vom Empfängermikrofon wurde durch Laufzeitvergleich der synchronisierten Uhren ermittelt. Messen Sie mit einem Maßband nach, es sollte stimmen.

Somit kann die Position des Mikrofons eindeutig bestimmt werden zu $x = 200$ cm (Position Sender) – 43 cm (Distanz zum Sender). Das ergibt eine Position von $x = 157$ cm auf unserer imaginären Linie oder Ihrem realen Messlineal.

Die Positionsbestimmung im Zwei- und Dreidimensionalen ist natürlich wesentlich komplizierter, aber das Prinzip bleibt gleich. NaviSat misst also die Position des Empfängermikrofons. Die Sender dienen als „Navigationssatelliten“ in einem ein-, zwei- oder dreidimensionalen Bezugssystem.

Herzlichen Glückwunsch, damit haben Sie Ihren ersten Versuch erfolgreich abgeschlossen!

Nachfolgend werden die einzelnen Bedienelemente des Receivers beschrieben. Viele Features müssen erst auf dem Setup Bildschirm freigeschaltet werden. Am Anfang benötigen Sie für Ihre ein- bis dreidimensionale Versuchsaufbauten wahrscheinlich keines dieser Features.

Hinweis:

Referenzpunkt für die Senderposition ist der Mittelpunkt der Lautsprecherfläche auf der Frontplatte. Referenzpunkt für das Receivermikrofon ist das Mikrofon selbst (schwarze Fläche).

Die Genauigkeit der Messung ist von der Genauigkeit der Positionierung und der verstrichenen Zeit seit Versuchsbeginn abhängig, liegt aber in der Regel bei 5-15 mm pro Distanz. Bei fortlaufenden Versuchen mit längerer Dauer (> 15 min. ohne erneute Uhrensynchronisation) liegt der Fehler im Bereich 15-30 mm. Zur Messgenauigkeit lesen Sie bitte auch den entsprechenden Abschnitt weiter hinten. Hier noch kurz die grundlegenden Stichpunkte für die Durchführung der Versuche:

- 1) Aufbau mit Positionen der Sender in 1D, 2D, oder 3D festlegen. Dabei ist der Koordinatenursprung des Systems stets links (1D, 2D, 3D), hinter (2D, 3D) und unter (3D) den Sendern.

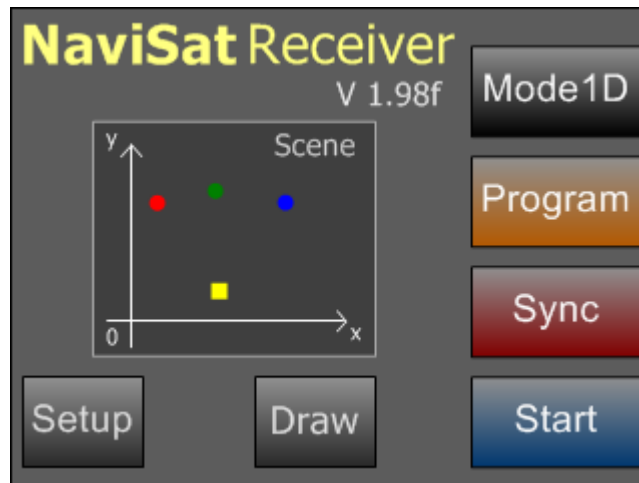
Alle Sender müssen also rechts (1D, 2D, 3D), vor (2D, 3D) und über (3D) dem Ursprung positioniert werden! Damit arbeiten wir immer im positiven Bereich der x-Achse (1D), im positiven Quadranten der x-y-Ebene (2D) und im positiven ersten Oktanten des Raumes (3D).

Hinweis: Falls Sie sich über eine sinnvolle Positionierung nicht sicher sind, können Sie den Testmodus verwenden. Er ist weiter hinten ausführlich erklärt. Sie benötigen zum Testen der Positionen lediglich den Receiver.

- 2) Sender und Empfänger mit den jeweiligen Powerbanks verbinden und einschalten.
- 3) Die Sender auf die gewählte Position programmieren.
- 4) Sender- und Empfängeruhren synchronisieren.
- 5) Die Klinkenkabel entfernen und die Sender auf die einprogrammierte Position bringen.
- 6) Alle Senderlautsprecher einschalten und den Receiver auf Start stellen.
- 7) Messung durchführen und Werte überprüfen

Hinweis: Positionieren Sie das Empfängermikrofon so, dass die Kapsel zu allen Sendern zeigt. Sinnvolle Ergebnisse sind je nach Versuch frühestens nach 30 Sekunden bis maximal 3 Minuten zu erwarten. Hallige Räume und laute Nebengeräusche erschweren den Versuch. Falls Sie während einer Messung von einem Sender keine sinnvollen Signale bekommen, liegt das in den meisten Fällen an Reflektionen. Verschieben Sie den Empfänger um wenige cm, oder wählen sie einen anderen Decodermodus. Wählen Sie den Decodermodus abhängig von Umgebung und Positionierung. Hinweise dazu finden Sie weiter hinten. Für Versuchsaufbauten auf einem Tisch mit geringen Entfernungen der Sender ist der beim Einschalten eingestellte Modus in der Regel der richtige.

Hauptbildschirm



Dies ist der Hauptbildschirm des Empfängers. Alle Unterfunktionen, Einstellungen und Messungen werden von hier aus gestartet. Die Durchführung eines Versuches erfolgt in der Reihenfolge von oben nach unten: Mode eingeben, die entsprechenden Sender programmieren, Uhren synchronisieren, Messung durchführen.

Hinweis: Alle Funktionen mit einem * müssen zuvor im Setup Menu aktiviert werden.

Mode :

Hiermit wird der Versuchsmodus eingestellt. Die Einstellung erfolgt durch mehrfaches Drücken des Schalters.

Wenn der Mode umgestellt wird, muss erst mindestens ein Sender neu programmiert werden, damit eine Messung durchgeführt werden kann. Die blaue „Start“ Taste zeigt dann „----“.

- | | | |
|---------|--|------------------------|
| Mode 1: | Eindimensionale Positionsbestimmung auf einer Linie | (Koordinaten: x) |
| Mode 2: | Zweidimensionale Positionsbestimmung auf einer Ebene | (Koordinaten: x, y) |
| Mode 3: | Dreidimensionale Positionsbestimmung im Raum | (Koordinaten: x, y, z) |

Mode 2DTC*: Zweidimensionale Positionsbestimmung mit drei Sendern in der Ebene mit Uhrzeitkorrektur des Empfängers. Dieser Mode muss im Setup Menü aktiviert werden. (Koordinaten: x, y)

Im 2DTC (**2D Time Correction**) Modus wird, nach Synchronisierung der Sender mit dem Empfänger, die Empfängeruhr um den eingestellten Betrag vorgestellt. Danach versucht der Empfänger seine Uhrzeit wieder zu korrigieren. Dazu verwendet er die Laufzeit und Positionssignale der drei Sender.

Der 2DTC Modus ist vom Verständnis her anspruchsvoll und Mess- sowie Positionierungsfehler addieren sich hier besonders. Verwenden Sie diesen Modus also erst nach einiger Erfahrung mit dem NaviSat System. Näheres zum 2DTC Modus weiter hinten.

Program: Wechsel auf den Programmierbildschirm zum Eingeben und Programmieren der Koordinaten des oder der entsprechenden Sender(s) oder auch des Empfängers im Testmodus. Außer im Testmodus müssen dazu alle benötigten Sender eingeschaltet, und mit dem Empfänger über die Klinkenkabel verbunden sein.

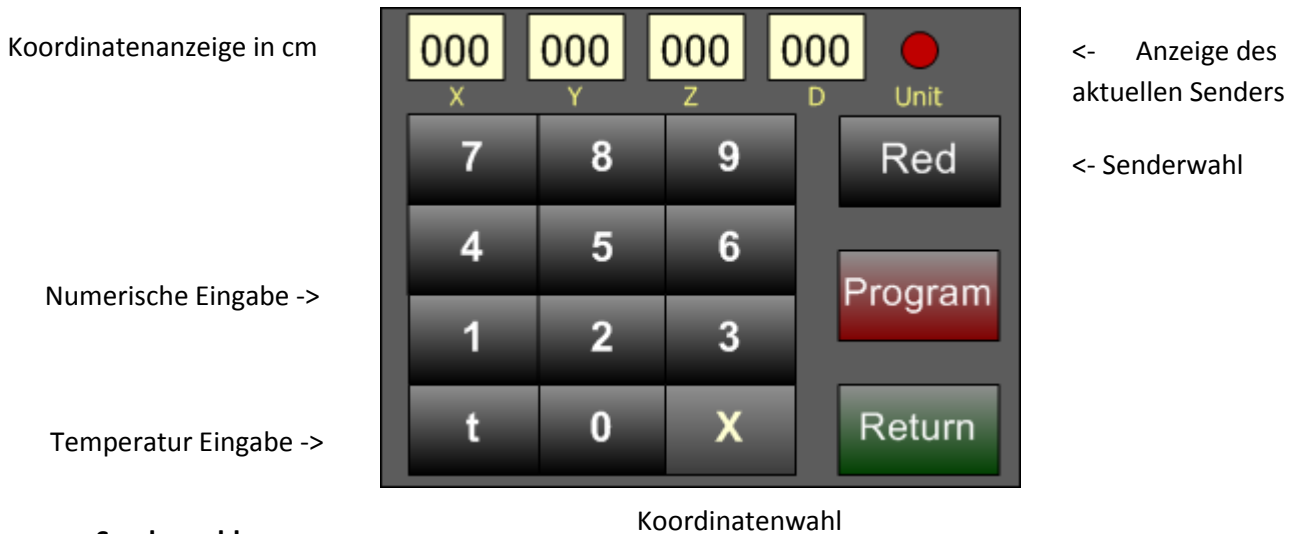
Sync: Synchronisieren aller angeschlossenen Senderuhren mit der Empfängeruhr. Dazu müssen alle benötigten Sender eingeschaltet, programmiert und mit dem Empfänger über die Klinkenkabel verbunden sein.

Start: Wechsel auf den Messbildschirm und Start der Messung. Wenn der Mode umgestellt wird, muss erst mindestens ein Sender neu programmiert werden, damit eine Messung durchgeführt werden kann. Die blaue „Start“ Taste zeigt dann „----“.

Setup: Wechsel auf den Setupbildschirm für diverse Einstellungen.

Draw*: Wechsel auf den Grafikbildschirm. Nur sichtbar, wenn die Testfunktion freigeschaltet ist.

Programmierbildschirm



Senderwahl:

Anwahl des entsprechenden Senders Red, Green oder Blue, oder im Testmodus* auch Rec = Receiver. Im Modus 1 kann nur Red angewählt werden, im Modus 2 Red und Green, im Modus 3 und 2DTC* alle drei Sender. Jeder Sender wird einzeln programmiert.

Ist die Testfunktion freigeschaltet, kann auch die virtuelle Position des Receivers (Rec) eingegeben werden. Beim Wechsel der Sender z.B. von Red auf Green werden die Werte auf „0“ gesetzt und automatisch mit der Wahl der x-Koordinate begonnen.

Numerische Eingabe:

Eingabe der entsprechenden Koordinaten oder des Delays*. Die Eingabe erfolgt rotierend dreistellig (bei z und Delay nur zweistellig in Zehnerinheiten), d.h. nach Eingabe der letzten Ziffer wird wieder von vorne begonnen. Dadurch können Fehleingaben schnell korrigiert werden. Maximalwert: 999 für x und y, 590 für z und Delay*.

Delayanzeige:

Anzeige des eingegebenen Delays in $\mu\text{s}/\text{Minute}$. Die Werte gelten für den jeweils angewählten Sender und werden wie angezeigt einprogrammiert. Maximalwert ist 590. Ist die Delayfunktion aktiviert, addiert sich zur Laufzeit des Senders der jeweils eingestellte Delaywert einmal pro Minute akkumulierend. Der maximale akkumulierte Delaywert liegt bei ca. 6000 μs .

Hiermit wird ein Uhrenfehler zwischen Sender und Empfängeruhr simuliert. Der Sender geht gegenüber dem Empfänger pro Minute um den eingestellten Delaywert vor (oder umgekehrt gesehen, die Empfängeruhr geht gegenüber dem Sender nach). Der eingestellte Sender bewegt sich scheinbar auf den Empfänger zu. Das akkumulierte Delay erhöht sich jeweils zu Beginn jeder Minute.

Temperatur Eingabe:

Das NaviSat System ist auf die Schallgeschwindigkeit in Luft bei Raumtemperatur von 22°C eingestellt. Die Abweichungen der Schallgeschwindigkeit im Temperaturbereich von 20°C bis 24°C sind in der Regel zu vernachlässigen. Sollten Sie in einem anderen Temperaturbereich arbeiten,

können Sie die aktuelle Temperatur mit dieser Taste eingeben. Siehe dazu auch die Anmerkungen im technischen Teil weiter hinten. Es wird der Wert übernommen, der im x-Koordinaten Anzeigefeld steht. Sie können auf diese Weise Temperaturen von 17°C – 27°C (017 - 027) eingeben. Andere Werte werden nicht übernommen. Falls eine andere gültige Temperatur als 22°C eingegeben wurde erscheint hinter dem „t“ ein „*“.

Koordinateneingabe:

Auswahl, ob x-, y-, z- oder Delay*- (wenn Funktion aktiviert) Werte eingegeben werden.

Program:

Die Werte in den Anzeigen werden in den angewählten Sender programmiert. Dabei blinkt die Unit-Anzeige. Außer im Testmodus müssen dazu alle benötigten Sender eingeschaltet und mit dem Empfänger über die Klinkenkabel verbunden sein.

Hinweis für 3D Versuche:

Bitte beachten Sie, dass die Werte für z, also die Höhe, nur mit einer Abstufung von 10 cm eingegeben werden können. Demzufolge müssen die Sender bei 3D Versuchen für maximale Genauigkeit ebenfalls innerhalb dieses Höhenrasters von 10 cm positioniert werden. Falls das mit Ihrem Stativmaterial nicht möglich ist, positionieren sie alle Sender mit dem gleichen Höhenfehler und ziehen Sie diesen Fehler beim Empfänger wieder ab. Beispiel: Position Sender rot 25 cm statt 20 cm, Sender grün 45 cm statt 40 cm, Sender blau 35 cm statt 30 cm. Beim Empfänger werden von der gemessenen Höhe jetzt 5 cm abgezogen.

Return: Rückkehr zum Hauptbildschirm.

Hinweis zur Positionsberechnung:

Jede Ortung in 1D, 2D oder 3D hat zwei mögliche, symmetrische, Lösungen für die Empfängerposition. Eine liegt vor und eine hinter den Satelliten. In 1D sind die beiden Lösungen auf der x-Achse, gespiegelt am Sender, in 2D ist die Verbindungsgerade zwischen beiden Sendern innerhalb des positiven Quadranten die Symmetrieachse und in 3D, die durch die drei Sender im ersten Oktanten des Raumes aufgespannte Ebene.

Welche der beiden Lösungen vom Empfänger angezeigt wird, hängt davon ab, wie die drei Sender angeordnet sind. So kann es leicht passieren, dass man die Sender so positioniert, dass die Empfängerposition gespiegelt angezeigt wird. Überprüfen Sie Ihren Versuchsaufbau deshalb vorher mit der „Test“ Funktion und positionieren Sie die Sender ggf. entsprechend um. Beachten Sie bitte hierzu auch den Abschnitt „Hinweis zur Positionsberechnung“ im Kapitel Grundlagen auf Seite 37.

Je spitzer die Winkel zwischen den Sendern und dem Empfängermikrofon bei einer Positionsbestimmung sind, desto ungenauer wird die Ortung. Auch das kann man leicht mit der „Test“ Funktion überprüfen und notfalls korrigieren. Die „Default“ Beispiele im Receiver geben Ihnen einen sinnvollen Ausgangspunkt für eigene Aufbauten.

NaviSat zeigt generell keine negativen Werte an. Diese werden immer durch „000“ dargestellt. Falls Sie Sender oder Empfänger außerhalb des gültigen Bereiches positioniert haben (z.B. im zweiten Quadranten) erscheint in der Regel eine Fehlermeldung.

Messbildschirm

Sender Rot/Grün/Blau

Positionsanzeige
Fehleranzeige
Signalqualität

Anzeige Empfang ->	●	S1	S2	S3	Rec.	Gain	
Koordinaten (cm) ->	X	---	---	---	---	3	<- Empfindlichkeit
	Y	---	---	---	---		
	Z	---	---	---	---	Decoder	
Schrägentfernung (cm)	D	000	000	000	000	S:high	<- Decodermodus
Signallaufzeit (µs)	T	00000	00000	00000	Q		
Empfangslevel ->	L	0.00	0.00	0.00	000		
Datenfelder ->	Distanz				Return		
	Daten						
	Sequenz						

Anzeige Empfang:

Leuchtet grün wenn ein gültiges Positionssignal empfangen wird, rot bei ungültigen und gestörten Signalen.

Koordinatenanzeige:

Zeigt die übermittelten Koordinaten der drei Sender S1-S3 (Red, Green, Blue) nach Empfang an. x, y, z sind die Koordinaten in cm bezogen auf den Nullpunkt. D ist die Schrägentfernung in cm vom Empfänger zum Sender. T zeigt die entsprechende Signallaufzeit in µs. L gibt die Empfangslautstärke der Sendersignale an. Günstige Werte liegen hierbei zwischen 0.08 und 0.75.

Positionsanzeige:

Zeigt die errechnete Position des Empfängers bezogen auf den Nullpunkt in cm an. Je nach Modus werden die Anzeige der y- und/oder z-Koordinate ausgeblendet. Die entsprechenden Werte werden dann für die Berechnung nicht verwendet. Q gibt die akkumulierte Qualität des Empfangssignals an und sollte nach den ersten zehn empfangenen Signalen zwischen 30 und 100 liegen.

Einstellung Empfindlichkeit:

Ist die Empfangslautstärke zu gering oder zu hoch (sinnvoll ist ein Level von 0.08 – 0.75) kann die Empfindlichkeit durch wiederholtes Betätigen in Stufen geändert werden. Für Versuchsaufbauten mit größeren Distanzen (ca. 2 m und mehr) und/oder bei akustisch trockenen Räumen empfiehlt sich ein Pegel von 0.08 – 2.4 bei gleichzeitiger Verwendung eines „low“ Decoders (siehe nächsten Punkt). Bei Versuchsaufbauten mit geringen Distanzen z.B. auf einem Tisch und/oder bei stärkeren Reflektionen im Raum ist ein Pegel von 0.2 - 0,75 und ein „high“ Decodermodus zu empfehlen.

(Gain Stufen: 1-5, default 3).

Einstellung Decodermode:

Werden die Signale z.B. durch Reflektionen schlecht dekodiert (niedriger Q-Wert), oder tritt ein genereller Messfehler auf, kann hier der Decodermodus geändert werden. Grundsätzlich gibt es zwei verschiedene Decoderbetriebsarten, S und D, welche auf unterschiedliche Weise messen. Der Decodermodus „S“ ist im Allgemeinen der zuverlässigste. Beide Decoder gibt es in den Versionen „high“ und „low“.

Die Betriebsart „high“ ist für Umgebungen mit starken Reflektionen und Messungen bei höheren Pegeln wie z.B. Versuche auf Tischen oder direkt auf dem Boden oder auch bei Messungen in stark reflektierenden Räumen.

Die Betriebsart „low“ ist für Umgebungen mit schwächeren Reflektionen und niedrigeren Pegeln wie z.B. Messungen über größere Distanzen oder Messungen in akustisch eher trockenen Räumen.

Falls sie einen generellen Distanzmessfehler von 6 cm haben, schalten sie durch zweimalige Betätigung der Taste auf den jeweils anderen Mode um, also von „high“ auf „low“ oder umgekehrt.

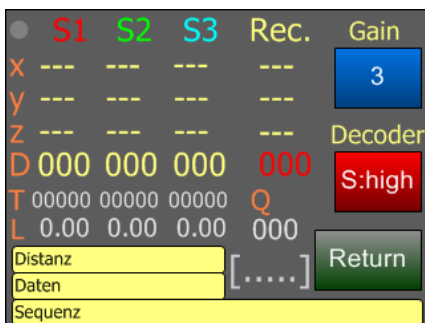
Bei Pegeln unter 0.08 kann die Distanz in der Regel nicht mehr genau bestimmt werden.

(Decoder Mode “S:high”, “D:high”, “S:low”, “D:low”. Default: “S:high”).

Datenfelder:

Zeigen die übermittelten Daten an.

- Distanz: Dekodierte Distanz eines Senders zum Empfänger
- Daten: Dekodierte Sendernummer, Laufzeit und Betriebsminuten eines Senders.
- Sequenz: Übermittelte Rohdaten eines Frames eines Senders.



Testfeld [.....]* :

Nach Freischaltung des Testmodus kann hier abhängig vom Modus ein simulierter Ortungstest laufen. Die Positionen der Sender und des Empfängers können programmiert werden. Näheres siehe weiter hinten unter Testmodus. Im normalen Testmodus ist das Feld hellgrau, im Test-Positionerror Modus rot.



Errorfeld:

Das Errorfeld ist normalerweise ausgeblendet. Im Messbetrieb zeigt es das Auftreten eines Positions- oder Messfehlers an. Der Error erlischt, sobald eine gültige Positionierung errechnet werden kann. Während der 2DTC* Korrektur wird dort der momentane Messfehler in cm angezeigt.

Errorcodes:

1D Modus: **11** = Unsinnige Empfängerposition

2D Modus: **21** = Kreise sind identisch oder unsinnige Empfängerposition

22 = Kein Schnittpunkt der Kreise

23 = Nur ein Schnittpunkt der Kreise (Messung ist trotzdem möglich)

3D Modus: **31** = Sphären identisch oder unsinnige Empfängerposition

2DTC* Mod.: wie bei 2D und zusätzlich:

4 = 2DTC* Messung nicht möglich oder nicht sinnvoll (Positionierungsfehler)

Return: Rückkehr zum Hauptbildschirm.

Hinweis: Positionieren Sie das Empfängermikrofon so, dass die Kapsel zu allen Sendern zeigt. Sinnvolle Ergebnisse sind je nach Versuch frühestens nach 30 Sekunden bis maximal 3 Minuten zu erwarten. Hallige Räume und laute Nebengeräusche erschweren den Versuch.

Falls Sie während einer Messung von einem Sender keine sinnvollen Signale bekommen, liegt das in den meisten Fällen an Reflektionen. Verschieben Sie den Empfänger um wenige cm, oder wählen sie einen anderen Decodermode.

Störsignale können dazu führen, dass vorübergehend ein Error angezeigt wird. Dies ist leicht an grob falschen Distanzen oder Laufzeiten zu sehen. Nach dem nächsten gültigen Messzyklus erlischt der Fehler dann wieder.



Hide Funktion: Ist die Funktion Hide* (Setup) aktiviert, so wird die Position bei erfolgreicher Messung erst angezeigt, wenn man auf das Feld „Rec.“ drückt. Das Feld ist in diesem Fall rot umrandet. Im 2DTC Modus werden dort zunächst die beiden errechneten Positionen vor der Korrektur angezeigt. Erst danach wird die Anzeige unterdrückt.



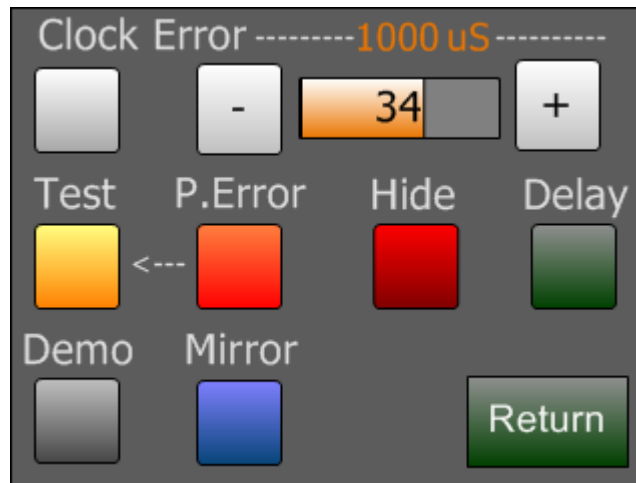
Mirror Funktion: Ist die Funktion Mirror* (Setup) aktiviert, so kann die Spiegelposition des Empfängers angezeigt werden. Dazu drückt man auf das in diesem Fall blau umrandete „D“ Feld von Sender 3. Im „Q“ Feld wird dann kurzzeitig „Mir:“ angezeigt und die gespiegelte Position wird berechnet.

Setupbildschirm

Aktivierung der Funktion Clock Error ->

Aktivierung der Funktion Test und Positions Error ->

Aktivierung des Demo- und Mirror Modes ->



<- Einstellung Clock Error in cm

Aktivierung der Funktionen
<- Hide, Delay

Clock Error:

Aktivierung der Zeitkorrekturfunktion mittels dreier Sender in der Ebene (2DTC* Mode).

Einstellung des Clock Errors* durch Betätigen der + oder – Taste. Der Wert wird in cm und darüber in μs angezeigt. In diesem Modus wird nach Synchronisierung der Sender mit dem Empfänger die Empfängeruhr um den eingestellten Betrag vorgestellt. Danach versucht der Empfänger seine Uhrzeit wieder zu korrigieren. Dazu verwendet er die Laufzeit und Positionssignale der drei Sender. Siehe auch weiter hinten unter Testmodus. (Einstellbereich 412 - 1353 μs , Default = 1000 μs).

Test:

Aktivierung der Testfunktion im Programm Menü . Beschreibung siehe weiter hinten.

P.Error:

Simuliert eine ungenaue Positionierung im Test Mode. Beschreibung siehe weiter hinten.

Hide:

Aktivierung der Hidefunktion im Messmenü. Unterdrückt die Anzeige der Receiverposition. Im 2DTC werden auch dort zunächst die beiden „falschen“ Positionen angezeigt. Erst danach wird die Anzeige unterdrückt. Siehe auch die Beschreibung auf der Seite „Messbildschirm“.

Delay:

Aktivierung der Delayfunktion im Programm Menü.

Demo:

Aktivierung der Demofunktion. Beschreibung siehe weiter hinten.

Mirror:

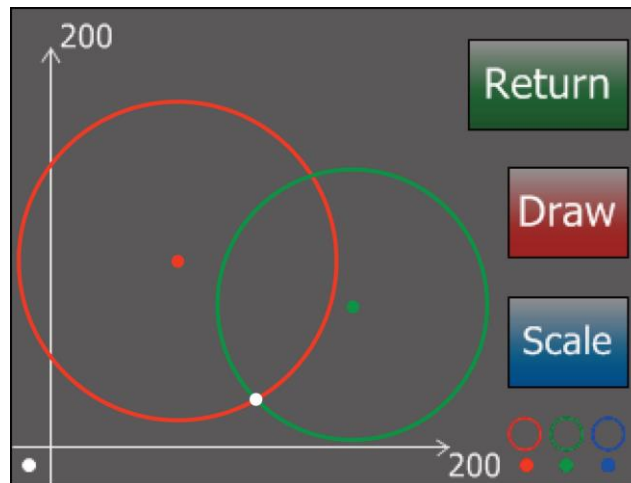
Aktivierung des Mirror Modus. Beschreibung siehe weiter oben.

Return:

Rückkehr zum Hauptbildschirm.

Grafikbildschirm

Skalenwert in cm



<- Stellt den Test grafisch dar.

<- Eingabe der Skalierung

Der Grafikbildschirm ist nur im Testmodus sichtbar. Hier werden die Positionen von Sender und Empfänger zweidimensional grafisch dargestellt. Bitte beachten Sie, dass die Darstellung im 3D Modus auch nur zweidimensional (Projektion in die x-y-Ebene) ist, d.h. der errechnete weiße Schnittpunkt muss nicht zwangsläufig mit den Schnittpunkten der Kreise übereinstimmen, da er im Raum liegt.

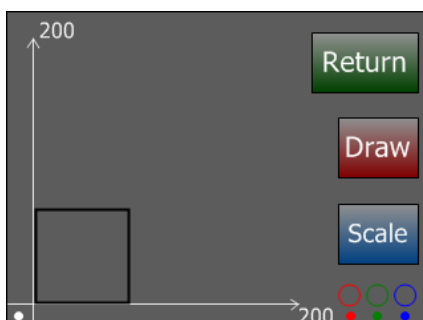
Draw: Startet abhängig vom Modus die Testfunktion und stellt das Ergebnis grafisch dar. Hier im Bild ein 2D Setup.

Scale: Stellt die Skalierung der Achsen im Bereich 100-800 cm ein. (Stufe 100 – 800, Default 200, 4 Stufen).

Return: Rückkehr zum Hauptbildschirm.

Hinweis:

Für eine grafische Darstellung empfiehlt sich auch das NaviSat Monitorprogramm, welches die Empfängerdaten auf einem PC oder Mac darstellen kann. Die grafische Darstellung ist dort auch während einer realen Messung möglich.



Ist der Mirror Modus im Setup angewählt, so kann der berechnete Spiegelpunkt auch im Grafik Modus angezeigt werden. Dazu drücken Sie bitte auf den Bereich direkt rechts neben/über dem Ursprung. Dieser Bereich ist hier zur Illustration schwarz umrahmt.

Demo Modus

Im Setup kann ein Demo Modus eingestellt werden. Dieser dient dazu, das System mit nur einem Sender als 3D Demonstration zu betreiben, beispielsweise für Präsentationen oder Messen. Dazu muss (und darf!) der Sender nicht programmiert werden. Verbinden sie einen Sender mit dem ersten Ausgang des Receivers (Red) und schalten Sie ihn ein. Stellen sie danach auf dem Setup Bildschirm den Demo Modus ein. Jetzt sollte die Sender LED violett leuchten.

Wählen Sie auf dem Hauptbildschirm den 3D Mode. Positionieren Sie das Receiver Mikrofon ca. 0-10 cm vor dem Lautsprecher des Senders. Starten sie nun die Messung. Folgende Werte sollten nach einer Weile angezeigt werden: (Der Rec. Wert gilt für einen Abstand von 0 cm und verändert sich bei größerem Abstand schnell).

	S1	S2	S3	Rec.
X	010	030	050	040
Y	090	100	090	080
Z	030	050	060	020

Der Sender simuliert in diesem Modus drei unterschiedliche Sender an virtuellen Positionen mit ihrem entsprechenden Laufzeitdelay. Bitte beachten Sie, dass dieser Modus nur zur visuellen Demonstration dient, und keine realen Messmöglichkeiten beinhaltet.

Testfunktion

Mittels der Testfunktion kann die Berechnung der Empfängerposition simuliert werden. Aktivieren sie hierzu die Testfunktion auf dem Setupbildschirm und, falls benötigt, auch die Clock-Error (2DTC*) Funktion. Der 2DTC Modus ist weiter hinten ausführlich erklärt.

Wählen Sie mittels Mode Taste den gewünschten Modus. Mit dem Test Button auf dem Startbildschirm starten sie nun den Test. Zum Ablauf des Testes siehe den Abschnitt weiter unten.

Ohne Eingabe eigener Werte werden Default Positionen verwendet. Falls Sie eigene Werte eingeben wollen, tun Sie das auf dem Programm Bildschirm. Geben Sie die gewünschten Sender- und Empfängerkoordinaten ein, so als ob sie die Sender oder den Receiver programmieren würden. Dazu muss kein Sender angeschlossen sein. Falls Sie den Sender aber später auf diesen Koordinaten auch positionieren möchten, empfiehlt sich das natürlich. Eine Synchronisation ist im reinen Test Modus nicht notwendig.

Schreiben Sie sich die eingegebene Receiverposition auf und starten Sie den Test dann mit Ihren Werten. Auf dem Grafik Bildschirm (Draw) können sie den Test auch optisch sichtbar machen. Achten Sie auf eine nicht zu große oder zu kleine Skalierung.

Hinweis: Der 3D Test wird auf dem Grafikbildschirm nur in 2D angezeigt. Dadurch liegt der angezeigte Schnittpunkt unter Umständen nicht auf dem Schnittpunkt der Kreise.

Mittels dieser Funktion können Sie sinnvolle Aufstellungen vorher testen. Je nach Aufstellung und Winkel ist die Berechnung durch Rundungen mehr oder weniger genau. Falls Sie einen Fehler angezeigt bekommen, ist der Receiver nicht innerhalb eines eindeutigen Ermittlungsbereiches. Falls Sie eine „falsche“= gespiegelte Position angezeigt bekommen, ändern Sie die Positionen der Sender. Benutzen Sie dazu als Richtschnur die Default Positionen.

Hinweis: Der Testmodus wird durch ein vorzeitiges Return nicht unterbrochen, bitte warten Sie das Ergebnis ab. Ausnahme ist der 2DTC Modus. Hier kann ab der langwierigen Korrekturberrechnung mittels Return abgebrochen werden.

Positions Error Simulation beim Test Modus

Eine ungenaue Positionierung der Sender zum Empfänger kann ebenfalls simuliert werden. Es wird dafür ein Distanzfehler von jeweils ca. 1 cm erzeugt. Die Distanz zum Empfängermikrofon wird bei den Sendern Rot und Blau (falls verwendet) um 1 cm erhöht, bei Grün um 1 cm verringert.

Hierdurch kann man ungefähr abschätzen, welchen Einfluss eine ungenaue Positionierung auf die Ortungsgenauigkeit hat. Bei aktiviertem Positionerror Modus ist das Betätigungsfeld auf dem Messbildschirm [...] rot.

Testablauf 2D und 3D Modus

Auf dem Startbildschirm wird, nachdem der Test gestartet wurde, im Q-Feld kurz der gewählte Testmodus, also z.B. 2D angezeigt. Danach erscheinen in den entsprechenden Feldern die Positionen der Sender und die Distanz zum Empfänger. Zum Schluss wird die errechnete Position des Empfängers angezeigt. Diese sollte ungefähr mit der eingegebenen Position übereinstimmen.

Die Genauigkeit ist von der Positionierung und den resultierenden Winkeln abhängig und liegt bei guter Positionierung im Bereich +/-1 cm. Hiermit können Sie vorab überprüfen, ob das gewählte Setting sinnvolle Ergebnisse liefert.

2DTC Modus

Der 2DTC (**2D Time Correction**) Modus dient zur Demonstration der Zeitkorrektur bei der Satellitennavigation durch Uhrensynchronisation. Der Aufbau erfolgt hierbei wie im 2D Modus, aber es werden drei Sender verwendet. Den dritten Sender benötigen wir zur Korrektur der Empfängerzeit. (Mathematisch erklärt suchen wir hier 3 statt 2 Variablen, nämlich x, y und t, also benötigen wir mindestens 3 unabhängige Gleichungen.)

Wenn alle drei Senderzeiten korrekt sind und die Empfängerzeit unkorrekt, dann stimmen die Schnittpunkte jeweils zweier Positionskreise nicht überein, also Schnittpunkt Sender 1 und Sender 2 ist ungleich Schnittpunkt Sender 1 und Sender 3 bzw. Sender 2 und Sender 3. Die falsche Empfängeruhrzeit führt zu einer vermeintlich größeren (Empfängeruhr geht vor) oder kleineren (Empfängeruhr geht nach) Distanz als tatsächlich gegeben.

In der Satellitennavigation wird das durch einen komplexen Annäherungsalgorithmus korrigiert. NaviSat verwendet einen einfacheren Algorithmus und korrigiert die gemessene Distanz soweit, bis zwei Schnittpunkte übereinanderliegen. Mittels der gefundenen Distanz wird dann die Empfängeruhr korrigiert. Diese schrittweise Korrektur kann auf dem Messbildschirm verfolgt werden.

2DTC im realen Modus

Ein 2DTC Versuch wird wie ein zweidimensionaler Versuch aufgebaut, nur, dass ein dritter Sender hinzukommt. Bitte beachten Sie, dass der Empfänger durch den eingestellten Uhrenfehler virtuell näher an die Sender geschoben wird. Je größer der Fehler, desto größer ist auch die Verschiebung. Das kann dazu führen, dass er scheinbar hinter oder zu nah an den Sendern liegt und dadurch ein Fehler angezeigt wird. Daher empfiehlt es sich hier besonders, die Positionen vorher zu testen! Verwenden Sie im Zweifelsfall zunächst die Defaultwerte.

Stellen Sie im Setup den Clock-Error Modus ein und wählen Sie die zu verstellende Zeit. Die Zahl zwischen der – und + Taste gibt dabei die der Zeit entsprechenden Entfernungsfehler in cm an. Die Zeit wird daraus für eine Schallgeschwindigkeit von 340 m/s errechnet. Bauen Sie den Versuch wie im 2D Modus auf und fügen Sie den dritten Sender an einer geeigneten Position hinzu.

Wenn alles programmiert und positioniert ist, schalten sie die Senderlautsprecher ein und wählen Sie auf dem Hauptbildschirm 2DTC an. Drücken Sie auf Start.

Bis alle Positionen und Laufzeiten berechnet sind, läuft der Versuch wie eine normale 2D bzw. 3D Messung ab. Sobald jedoch die Positionen aller Sender nebst den Laufzeiten auf dem Display erschienen sind, beginnt der Korrekturvorgang. Falls die Berechnung durch eine Störung mit einem falschen oder unsinnigen Messwert beginnt, brechen Sie während des Korrekturvorgangs ab. Synchronisieren Sie die Sender neu und starten Sie die Messung noch einmal.

Zunächst wird der Fehler simuliert, d.h. die vorher eingestellte Fehlerzeit wird von der Empfängeruhr subtrahiert und alle Entfernungen berechnet. Hierbei wird die tatsächliche Zeit bei der aktuellen Schallgeschwindigkeit verwendet. Dadurch kann es zu leichten Abweichungen gegenüber der im Setup eingestellten Zeit kommen. Haben Sie z.B. 1000 μs eingegeben und die gemessene Laufzeit eines Sendersignals war 4500 μs , dann wird dort bei T jetzt ungefähr 3500 μs erscheinen.

Als nächstes werden die daraus resultierenden „falschen“ Schnittpunkte für jeweils fünf Sekunden angezeigt, also die Empfängerposition, die sich aus den Daten von Sender rot und grün, und die Position, die sich aus den Daten von Sender rot und blau ergibt. Diese sind, da die Uhrzeit des Empfängers nicht mehr mit der der Sender übereinstimmt, nicht identisch.

Danach beginnt die Korrektur. Das rote Feld neben der DCM Taste gibt den Abstand zwischen den unterschiedlichen Schnittpunkten an, das orangene Feld die entsprechende Laufzeit.

Sie können beobachten, wie sich der Fehler zwischen den Schnittpunkten allmählich Null annähert. Nach dem Korrekturvorgang sollten die Laufzeiten wieder korrekt angezeigt werden. Ein kleiner bis mittlerer Fehler ist besonders auf der y-Achse normal und ergibt sich aus dem Algorithmus und der Rechengenauigkeit. Sollten Sie die Sender zu ungenau positioniert haben, oder sollte es einen Übertragungsfehler in der Messung gegeben haben werden die Korrekturwerte unsinnig oder eine Error-Meldung erscheint. In diesem Fall brechen Sie die Messung ab und korrigieren die Positionen der Sender bzw. starten Sie einen neuen Versuch.

Vor jedem neuen 2DTC Versuchsdurchlauf sollten Sie die Uhren wieder synchronisieren, da sich ansonsten die Fehler addieren.

Noch einmal sei darauf hingewiesen, dass es wirklich empfehlenswert ist, den realen Versuch vorher im Testmodus durchzuspielen.

2DTC im Testmodus

Auf dem Startbildschirm erscheint nachdem der Test gestartet wurde zunächst im Q-Feld der Testmodus, also 2DTC*. Danach werden die Senderpositionen angezeigt und die Distanz zum Empfänger berechnet. Nach einer Pause wird dann der eingestellte Clock- Error Wert von den Distanzen subtrahiert. Damit ist die Empfängeruhr verstellt, sie geht in unserem Fall jetzt nach. Anschließend erscheinen die beiden Schnittpunkte der Senderkreise rot/grün und rot/blau für jeweils fünf Sekunden.

Der Empfänger versucht nun, die Distanzen zu den Sendern so zu korrigieren, dass die Schnittpunkte der Senderdistanzkreise wie weiter oben beschrieben, übereinanderliegen. Die momentane Fehlerdistanz in cm wird dabei rot im Error-Feld angezeigt, die dazugehörige Laufzeit in Mikrosekunden. im Q-Feld.

Die Schrägentfernungen der drei Sender werden solange in gleichen Schritten verändert, bis die Fehlerdistanz nahezu Null ist. Dann wird die Uhrzeit im Empfänger um den errechneten Betrag zurückgestellt. Die Uhrzeit des Empfängers ist jetzt mit denen der Sender synchron. Die Genauigkeit der Korrektur ergibt sich aus den Rundungsfehlern und liegt im Allgemeinen im Bereich 30 – 100 μs .

Testpositionen default:

1D: Receiver: x = 35 y = 0 z = 0
 Sender rot: x = 100 y = 0 z = 0

2D: Receiver: x = 30 y = 30 z = 0
 Sender rot: x = 10 y = 100 z = 0
 Sender grün: x = 70 y = 100 z = 0

3D: Receiver: x = 40 y = 40 z = 20
 Sender rot: x = 10 y = 120 z = 10
 Sender grün: x = 50 y = 120 z = 50
 Sender blau: x = 90 y = 120 z = 10

2DTC: Receiver: x = 30 y = 30 z = 0
 Sender rot: x = 10 y = 100 z = 0
 Sender grün: x = 40 y = 100 z = 0
 Sender blau: x = 70 y = 100 z = 0

Hinweise zur Positionierung von Sendern und Empfängern:

Positionieren Sie die Sender so, dass der Lautsprecher direkt in Richtung des Empfängermikrofons zeigt. Je direkter die Senderlautsprecher in Richtung des Mikrofons strahlen, desto sicherer und störungsunempfindlicher ist die Signalübertragung. Ein Abstand von 50 cm bis 600 cm ist sinnvoll. Normale Umgebungsgeräusche behindern den Versuch im Allgemeinen nicht. Problematisch kann es werden, wenn Sender und Empfängermikrofon parallel oder sehr nahe an reflektierenden Flächen (Fenster, Wand), positioniert werden. In diesem Fall kommt es zu akustischen Interferenzen, da der hohe Pegel des reflektierten Signals in Verbindung mit einer Laufzeit, die im Bereich der Nutzsignallaufzeit liegt, eine Signalauswertung extrem erschwert. (Das gleiche Problem existiert auch bei GPS Signalen im Bereich des elektromagnetischen Spektrums. Es wird „Mehrwegeeffekt“ genannt.)

Eine ungünstige Position erkennen Sie entweder daran, dass nur wenige Signale der Sender die Empfangsleuchte grün aufleuchten lassen, oder dass die Signalqualität Q nach mehr als 10 empfangenen Signalen wesentlich unter 30 liegt.

Zur Abhilfe positionieren Sie das Empfangsmikrofon und eventuell auch den betreffenden Sender mehr von den reflektierenden Flächen weg. Auch die Wahl eines anderen Decodermodus kann den Empfang störsicherer machen. Falls es zu fortwährenden Distanzmessungsfehlern von ca. 6cm kommt, wählen Sie den entsprechend anderen Decodermodus „high“ oder „low“.

Die drei wichtigsten Regeln:

- 1.) Die Sender so direkt wie möglich auf das Receivermikrofon ausrichten.**
- 2.) Sender und Empfängermikrofon, wenn möglich, von stark reflektierenden Flächen fernhalten.**
- 3.) Bei problematischem Empfang, das Mikrofon minimal umpositionieren, oder einen anderen Decodermodus wählen.**

Beachten Sie bitte auch den Abschnitt „Hinweis zur Positionsrechnung“ im Kapitel Grundlagen auf Seite 37, besonders dann, wenn sie einen 3D Aufbau planen.

Hinweis zur erzielbaren Genauigkeit:

Das NaviSat System hat eine mittlere x/y Genauigkeit von +/- 1cm bei guter Positionierung aller Komponenten. Eine tatsächlich erzielte Genauigkeit innerhalb des Bereiches eines Bereiches von +/- 2-3 cm ist aber gerade bei 3D oder 2DTC Aufbauten eher wahrscheinlich und völlig akzeptabel. Die Genauigkeit der Höhenmessung (z-Achse) liegt bedingt durch verschiedene Faktoren (z.B. Winkel, Positionierung) in der Regel nur bei 3-10 cm. Auch in der realen Satellitennavigation ist die Höhenmessung ungenauer.

Je mehr Sender benötigt werden, desto mehr Faktoren sind beteiligt und umso ungenauer kann demzufolge die Messung werden. Im Folgenden sind Umstände, welche die Messgenauigkeit beeinflussen können, dargestellt. Im Regelfall mitteln sich die Ungenauigkeiten und addieren sich nicht zu einem Extremwert.

- a) Die Genauigkeit der **internen Uhren** im NaviSat System liegt bei ca. 40 ppB (parts per billion), d.h. auf 1 Sekunde geht die Uhr maximal 0,040 μ s nach oder vor. 10 Minuten nach der Synchronisierung sind das 24 μ s, was einer Distanz von etwa 7,5 mm entspricht. Die Ungenauigkeit besteht immer zwischen Empfängeruhr und Senderuhren und ist im Normalfall geringer als oben angegeben. Sie steigt proportional zur verstrichenen Zeit an.
- b) Die Abhängigkeit der Schallgeschwindigkeit von der **Temperatur** wird durch folgende Formel dargestellt: $v = (331,5 + 0,6 \cdot t(^{\circ}\text{C})) \text{ m/s}$. Bei 17 $^{\circ}\text{C}$ sind das 34,1cm/ms, bei 27 $^{\circ}\text{C}$ 34,7cm/ms. Über diesen Bereich entspricht das einer Ungenauigkeit von 6mm/m bei der Umrechnung von Laufzeit in Entfernung. Das NaviSat System ist für eine Raumtemperatur von 20 $^{\circ}\text{C}$ – 24 $^{\circ}\text{C}$ voreingestellt. Zur Kompensation von höheren oder niedrigeren Temperaturen können Sie die Raumtemperatur im Bereich von 17-27 $^{\circ}\text{C}$ eingeben. Lesen Sie hierzu den Abschnitt „Programmierbildschirm“.
- c) Die Genauigkeit der **Senderpositionierung** ist der Hauptfaktor für die erzielbare Genauigkeit der Messung. Referenzpunkt der Sender ist die Mitte der roten Frontplatte. Referenzpunkt für den Empfänger ist der schwarze Mikrofonkreis. Der Lautsprecher der Sender strahlt den Schall bei den verwendeten Frequenzen trichterförmig ab. In der Regel ist die Linie von der Lautsprechermitte zum Mikrofon die gemessene Distanz.
- d) In den Sendern entsteht, technisch bedingt, eine variable Laufzeit vom Beginn der Signalübertragung bis zur tatsächlichen Abstrahlung des Signals durch den Lautsprecher. Die Werte dieser internen **Senderlaufzeiten** werden mit einer Genauigkeit von 10 μ s übertragen und korrigiert. Das entspricht einer Positionsgenauigkeit von 3,3mm.
- e) Das System ist für Zentimetergenauigkeit ausgelegt. Es überträgt die Positionsdaten in Zentimetern und rundet nach der Berechnung intern immer auf Zentimeter auf oder ab. Die **Rundungsgenauigkeit** beträgt also +/- 5mm.

Technische Daten:

Betriebsspannung:	5V (USB mini Buchse)
Stromverbrauch Sender	ca. 70mA
Stromverbrauch Empfänger	ca. 200mA
Schalldruck Sender	ca. 76dBC Peak in 20cm Entfernung
Verwendete Frequenzen	1kHz, 2kHz, 3kHz, 4kHz, 6kHz
Uhrengenauigkeit:	ca. 40 ppB (parts per billion)
USB Monitor:	Serieller USB Port für NaviSat Monitor Programm.
Kapazität Powerbank Sender	5200 mAh
Kapazität Powerbank Empfänger	2600 mAh
Eingestellte Umgebungstemperatur:	22°C
Eingestellte Schallgeschwindigkeit:	344 m/s

Anmerkung:

Die Schallgeschwindigkeit errechnet sich zu:

$$v = (331,5 + 0.6 * t(^{\circ}\text{C})) \text{ m/s}$$

Sie ist in normalen Bereichen nicht vom Luftdruck abhängig. Die Abhängigkeit von der Luftfeuchte kann gegenüber der Temperaturabhängigkeit vernachlässigt werden. Sie können die Raumtemperatur im NaviSat System eingeben. Alle Korrekturfaktoren werden vom System automatisch berechnet. Lesen Sie hierzu den Abschnitt „Programmierbildschirm“.

Ladevorgang und Überprüfen der Kapazität:

Powerbank Sender (Varta): Zum Laden Ladekabel mit der Input Buchse verbinden. Den Ladestand während Ladung und Betrieb erkennen Sie an der blauen LED. Dauerhaft an = 100%, 4 x blinken = 75 -100%, 3x Blinken = 50-75% usw.

Powerbank Empfänger (Intenso): Zum Prüfen des Ladestands den kleinen Einschalter rechts betätigen. Zum Laden Ladekabel mit der Input Buchse verbinden. Wenn alle 4 LED's leuchten = 100%. Bei 3 LED's 75% usw.

Hinweis: Die Intenso Powerbank kann für die **Sender nicht** verwendet werden, da die Sender nur ca. 70mA verbrauchen, die Powerbank aber bei Stromverbrauch unter 100 mA automatisch nach ca. 1 Minute abschaltet.

Anleitung NaviSat Monitorprogramm PC V1.98

Serieller Port Bereich

Logfile Bereich

Anzeige des empfangenen Protokolls

NaviSat Monitor V 1.98f

Serieller Port
Status: Open
COM12
open close

Minute File created! log_00.txt
-- open close

	S1	S2	S3	R	Error
x	010	070	---	030	
y	100	100	---	030	Q
z	000	000	---	000	
Distanz (cm)	073	081	000		
Laufzeit (uSec)	02117	02349	00000		
Level	0.00	0.00	0.00		

U:2 m:-- us:---- x:070 y:100 z:000 d:--
V:2 02349 us = 0081 cm
P: x:030 y:030 z:000

Draw Scale

150

Empfangsdatenanzeige

Graphische Anzeige

Das NaviSat Monitorprogramm macht es möglich, die Empfangsdaten des NaviSat Receivers mittels eines Computers anzuzeigen, grafisch darzustellen und in einem Logfile zu protokollieren. Alle empfangenen Daten des Empfängerbildschirms werden hierbei dargestellt.

Installation des Programmes:

Variante A: Verbinden Sie Ihren Computer mit dem Internet, schalten sie den NaviSat Receiver ein und verbinden Sie seinen USB Control Port (nicht zu verwechseln mit dem USB Power Port!) mit ihrem Computer. Lassen Sie nun die benötigten Treiber vom Betriebssystem automatisch suchen und installieren.

B: Falls die automatische Installation nicht funktioniert, installieren Sie die Treiberdateien von FTDI für den PC bzw. Mac unter: <https://www.ftdichip.com/Drivers/VCP.htm>.

Danach verbinden sie den seriellen USB Port des NaviSat Receivers mittels eines USB Kabels mit Ihrem Computer. Die benötigten seriellen Treiber werden nun automatisch vom Computer installiert.

Windows: Installieren Sie nun das NaviSat Monitorprogramm „NaviSat Monitor 1.98J.exe“. Der Installationsordner ist in ihrem Programmordner unter NaviSat Monitor. Bei 64 Bit Systemen wird unter Programme(X86) installiert. Erstellen Sie sich einen Shortcut auf dem Desktop, falls gewünscht. Dazu per Rechtsklick auf NaviSat Monitor.exe klicken und „senden an Desktop“ (Verknüpfung erstellen) wählen.

OSX/Windows: Das Programm ist auch als reines Java (jar) File vorhanden. Dazu muss auf dem Mac/dem PC die Java 8 Runtime (JRE) ab Version 1.71 installiert sein. (Die Java 11 Runtime ist nicht geeignet). Sie finden die Java 8 Runtime bei Oracle im Internet unter : <https://www.oracle.com/technetwork/java/javase/downloads/index.html>. Kopieren Sie das „NaviSat 1.98J.jar“ File auf Ihren Computer und erstellen Sie sich einen Shortcut dazu.

Starten Sie das NaviSat Programm nun. Im Protokoll Fenster erscheint die Meldung, welches Betriebssystem das Programm erkannt hat und wo die Logfiles gespeichert werden. Falls die Treiber installiert sind und der NaviSat Receiver Port mit dem Computer verbunden ist, können Sie im Fenster Serieller Port nun den Port des Receivers anwählen.

Bei Windows heißt dieser Port COMxx, bei OSX ist die Bezeichnung etwas kryptischer z.B. /dev/tty.usbserial-00000000. Damit ist die Installation beendet.

Serieller Port Bereich:

Schalten Sie den NaviSat Receiver ein und verbinden Sie seinen USB Monitor Anschluss mit Ihrem Computer. Erst danach starten Sie das NaviSat Monitor Programm.

Wählen Sie den korrekten Port mit dem Anwahlfeld aus, das ist das Feld mit dem kleinen schwarzen Dreieck unter dem Label „Status“. Im Bild oben ist COM12 ausgewählt. Falls dort kein Port erscheint, ist eventuell der Treiber nicht installiert. Lesen Sie hierzu den Abschnitt Installation. Öffnen Sie den Port mit dem „open“ Button, und stellen so eine Verbindung mit dem NaviSat Receiver her. Wenn alles korrekt ist, erscheint Status: „open“ über dem Anwahlbutton und die Schrift auf dem „open“ Button wird rot, so wie im Bild angezeigt.

Anzeige des empfangenen Protokolls:

Die Daten des NaviSat Receivers werden in diesem Feld ungefiltert angezeigt. Hier erscheinen u.a. die Senderpositionen aber auch Steuerbefehle und Statusmeldungen. Alle hier angezeigten Daten können in einem Logfile gespeichert werden.

Empfangsdatenanzeige:

Hier werden die für die Auswertung relevanten Daten angezeigt. Die Anzeige entspricht mehr oder weniger der Anzeige im NaviSat Receiver. Wenn ein Sender im Delay Modus ist, erscheint der Anzeigewert „Distanz“ in rot. Sobald Sie eine neue Messung auf dem Empfänger beginnen, werden alle Positionsdaten auf „000“ gesetzt.

Hide Button:

Mittels des Hide Buttons kann, beispielsweise für eigenständige Berechnung der Position durch die Schüler, die Anzeige der Empfängerposition unterdrückt werden. Wird dieser Button einmal gedrückt, erscheint die Schrift in Rot und die Anzeige der Empfängerposition wird in allen Betriebsarten (1D, 2D, 3D, 2DTC) unterdrückt. Wird der Button ein zweites Mal gedrückt erscheint die Schrift blau. Hier wird die Empfängerposition in allen Betriebsarten angezeigt, aber im 2DTC Modus verschwindet die Anzeige, nachdem die beiden Schnittpunkte der Sender rot/grün und rot/blau dargestellt wurden, also vor Beginn der Korrektur. Wenn Sie die Taste ein drittes Mal drücken, wird die Schrift wieder grau und die Empfängerposition wird wieder angezeigt.

Graphische Anzeige:

Dieser Bereich stellt die Empfangsdaten zweidimensional graphisch dar. Die Funktion wird durch Drücken des „Draw“ Buttons aktiviert. Mit dem Aktivieren des „Draw“ Modus werden die alten Daten gelöscht und die Koordinaten auf 0 gesetzt. Die Schrift des Buttons ist im aktivierten Modus rot. Alle positionsrelevanten Daten, die ab jetzt eintreffen, werden graphisch dargestellt.

Mit dem „Scale“ Button kann die Skalierung der Achsen in vier Stufen eingestellt werden. Bitte beachten Sie dass die Darstellung zweidimensional ist. Im 3D Modus des Receivers muss deshalb der angezeigte Schnittpunkt nicht mit den Schnittpunkten der Kreise übereinstimmen.

Logfile Bereich:

Mit Drücken des „open“ Buttons wird ein Logfile geschrieben, welches alle empfangenen Daten protokolliert. Bei geöffnetem Logfile ist die Schrift im open Button rot. Wenn Sie das File mit dem „close“ Button schließen und danach wieder auf „open“ drücken wird ein neues File geschrieben. Die Logfiles werden von log_00.txt bis log_99.txt durchnummeriert und sind reine Textfiles. Der Ordner, in dem die Logfiles abgespeichert werden, wird bei Programmstart im Protokollfenster angezeigt. Bei Windows ist dies in der Regel der Ordner „c:\0_navisatlog“. Das Programm muss ausreichende Berechtigung haben, um den Ordner zu erstellen und die Files zu schreiben.

Falls Sie die Zahl von hundert Logfiles pro Programmsitzung überschreiten sollten, erscheint eine rote Warnung über dem „close“ Button. Die Zählung beginnt ab da wieder bei „00“, die alten Daten werden aber nicht überschrieben, sondern die neuen Daten werden in den vorhandenen Files angehängt. Starten Sie eine neue Programmsitzung, so beginnt die Zählung wieder bei „00“. Sichern Sie also vorher die relevanten Files und leeren sie den Ordner, um keine Daten zu vermischen.

Anzeige Minute:

Hier werden die Minuten seit der letzten Synchronisation der Sender angezeigt.

Grundlagen zur Simulation von Satellitennavigation mittels des NaviSat Systems

Satellitennavigation unterscheidet sich grundsätzlich von Entfernungsmessung beispielsweise mit Radar- oder Lidar-Verfahren. Bei der Entfernungsmessung wird ein akustisches oder elektromagnetisches Signal zum Zielobjekt gesendet und die Reflektion des Signales ausgewertet. Die Signallaufzeit, geteilt durch die Ausbreitungsgeschwindigkeit des Signals, entspricht der doppelten Entfernung.

Bei der Satellitennavigation existieren im Normalfall mehrere Sender an einer ihnen bekannten Position. Diese senden regelmäßig ein Signal mit dieser Position sowie der genauen Uhrzeit zum Zeitpunkt des Absendens des Signals. Aus diesem Signal entnimmt der Empfänger Position und Laufzeit des Senders. Die Laufzeit errechnet sich aus der Zeitdifferenz des Übertragungszeitpunkts zum Zeitpunkt des Empfangs. Der Zeitpunkt des Empfangs wird von der Empfängeruhr bestimmt, der Sendezeitpunkt von der Senderuhr. Hieraus ergibt sich, dass die Uhren möglichst genau und synchron sein müssen, um eine zuverlässige Ortung zu gewährleisten.

Da die Empfängeruhren aus Kostengründen nicht sehr genau gemacht werden können bleibt es den Senderuhren vorbehalten diese Präzision herzustellen. Dabei liegt die Genauigkeit der Cäsium und Rubidium Senderuhren im Bereich von 10^{-13} bis 10^{-15} . Solche Uhren gehen im Idealfall im Jahr maximal 1 Mikrosekunde nach oder vor. Die Empfängeruhren synchronisieren sich bei ausreichend vorhandenen Sendern dann auf die Senderzeiten. Dieses nennt man den Fix, und ab da ist eine Messung erst sinnvoll.

Die Sendesignale der Satelliten sind bedingt durch die große Entfernung sehr schwach und gehen im Grundrauschen der elektromagnetischen Strahlung unter. Um sie aus dem Rauschen der allgemeinen Strahlung herauszufiltern benutzt man eine Methode, welche sich Korrelationsverfahren nennt. Von Korrelation spricht man vereinfacht, wenn Signale oder allgemein Formen Ähnlichkeit haben. Beispielsweise hat die Form eines Delphins mehr Korrelation zu der Form eines Fisches als zu der Form eines Menschen. Jeder Satellit hat ein einzigartiges, unverwechselbares Signalmuster, mit dem er sendet. Der Empfänger kennt die Signalmuster aller Sender und vergleicht sie nun mit den Signalen, die er aus dem Rauschen entnimmt.

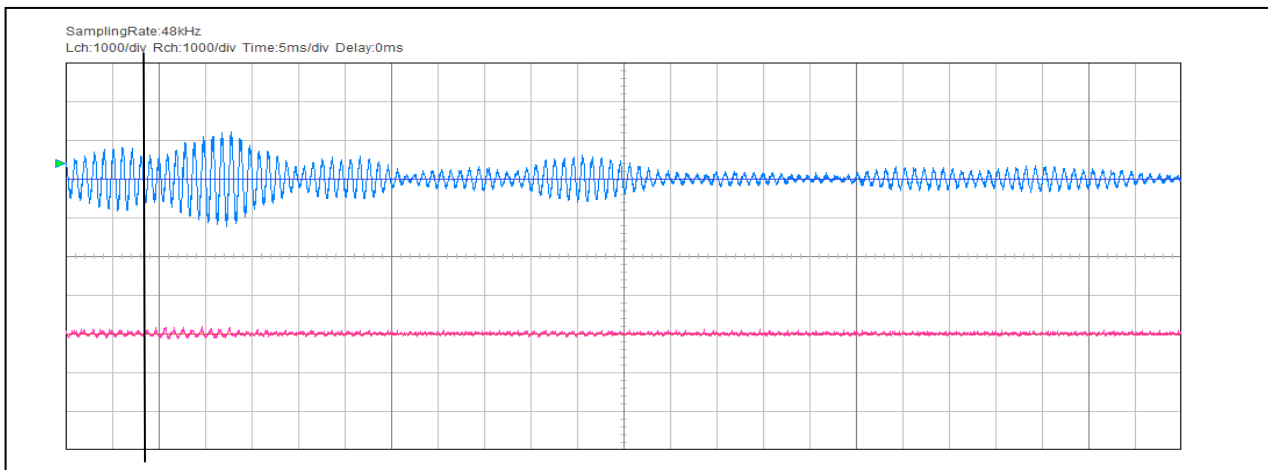
Entdeckt er dabei das Muster eines der Sender, kann er sich darauf einklinken und beginnen, die Signale dieses Senders zu dekodieren. Um eine präzise Ortung zu ermöglichen benötigt der Empfänger mindestens vier Sender, drei für die dreidimensionale Ortung und den vierten, um seine Uhr zu synchronisieren. Dazu benutzt er die Tatsache, dass seine errechnete Entfernung zu allen vier Sendern nur dann mit den Senderdaten übereinstimmt, wenn seine Uhr synchron zu den Senderuhren läuft. Der Empfänger korrigiert also seine Uhr solange, bis dies gegeben ist.

Mathematisch gesehen löst er seine Aufgabe so, dass er vier Gleichungen mit vier Unbekannten hat. Die Gleichungen sind die Senderdaten, die vier Unbekannten sind die x, y, z Positionen des Empfängers und seine Uhrzeit, die, wie bereits oben erwähnt, mit den Entfernungen zu den Sendern in direktem Zusammenhang steht. Probleme bei der Satellitenortung ergeben sich durch Abdeckung, z.B. Wolken und Reflexionen, z.B. metallische Flächen in Nähe des Empfängers.

Das NaviSat System ist der realen Satellitennavigation nachempfunden. Das Prinzip bleibt erhalten, unnötig komplexe Vorgänge werden jedoch vermieden. Um die Signalübertragung transparent zu machen, werden hörbare, akustische Signale verwendet.

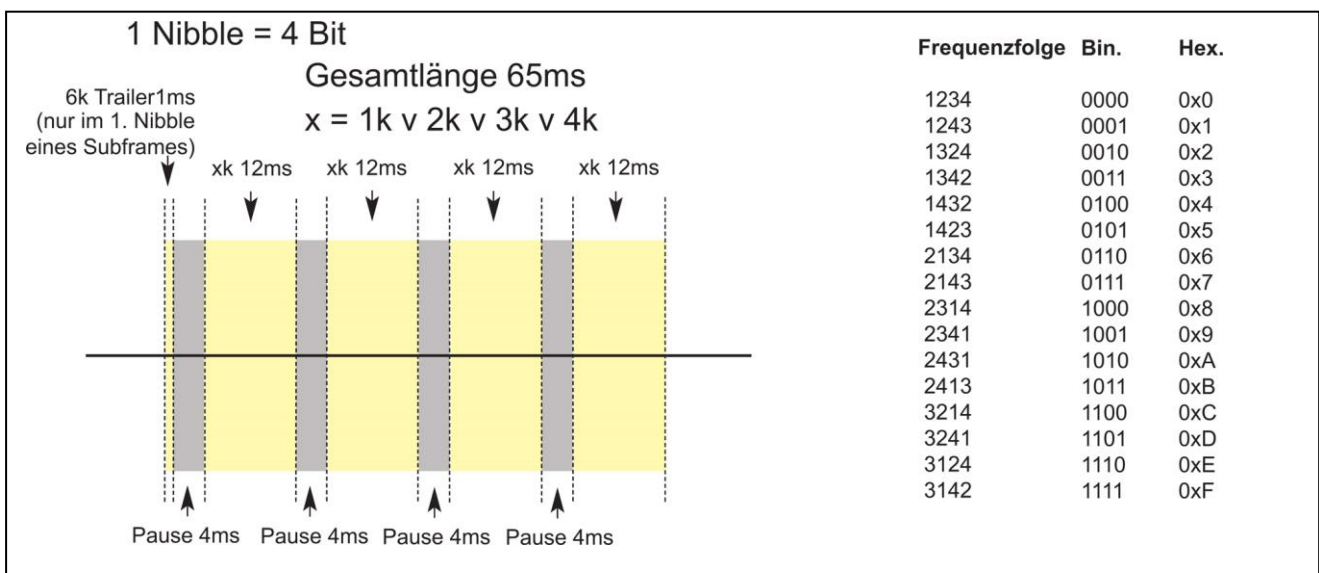
Damit die Ortung auch in Räumen mit stark reflektierenden Wänden, wie z.B. einem Physiksaal funktioniert, wurde ein spezielles akustisches Übertragungsverfahren entwickelt: eine Mehrfrequenzkodierung. NaviSat benutzt fünf verschiedene Frequenzen: 1000 Hz, 2000 Hz, 3000 Hz, 4000 Hz und 6000 Hz. Tonhöhe, Klang und Lautstärke sind denen von Vogelrufen ähnlich. Mittels dieser Frequenzen werden die Senderdaten übertragen.

Bei der herkömmlichen Satellitennavigation wird nur eine Frequenz benutzt und die Datenübertragung geschieht, indem man das Trägersignal datengesteuert umpolt (so genannte Phasenumtastung). Dieses Verfahren arbeitet jedoch im akustischen Bereich nicht zuverlässig, da die Reflektionsdichte selbst in sogenannten "trockenen", also reflektionsarmen Räumen zu hoch ist.

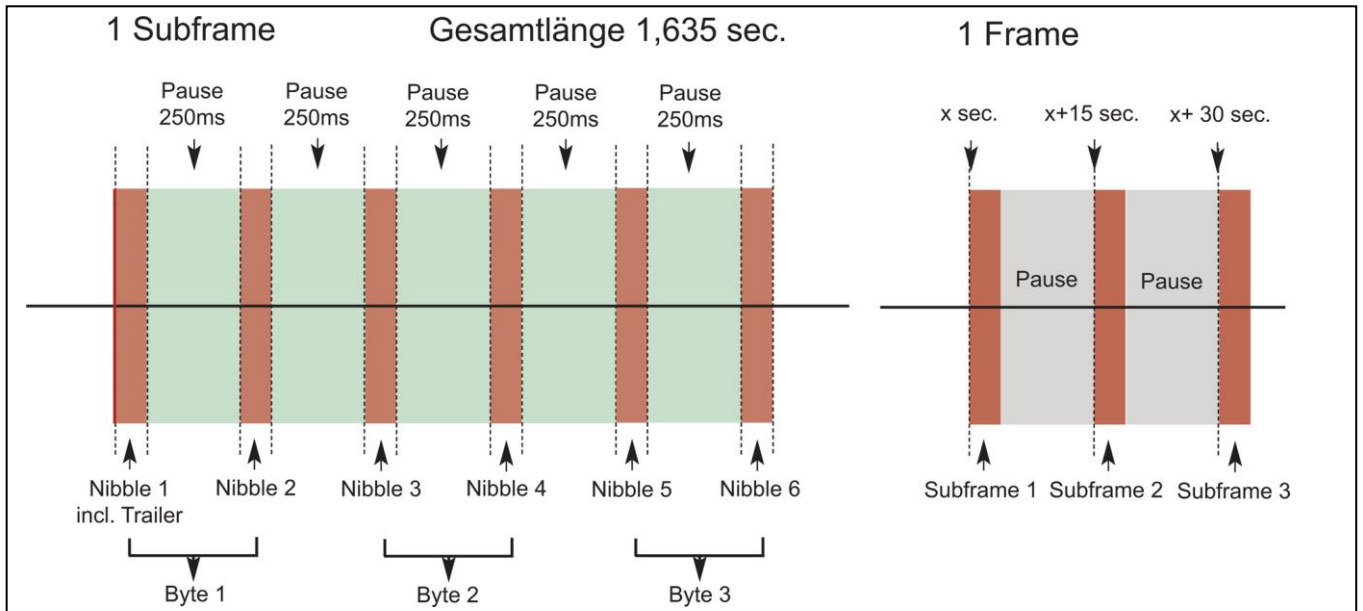


Hier wurde ein kurzes 1000Hz Signal (blau) an einer Stelle des Raumes gemessen (Entfernung ca. 3m). Das eigentliche Signal ist nach 8 Millisekunden (Markierung) zu Ende, der Rest sind Reflektionen.

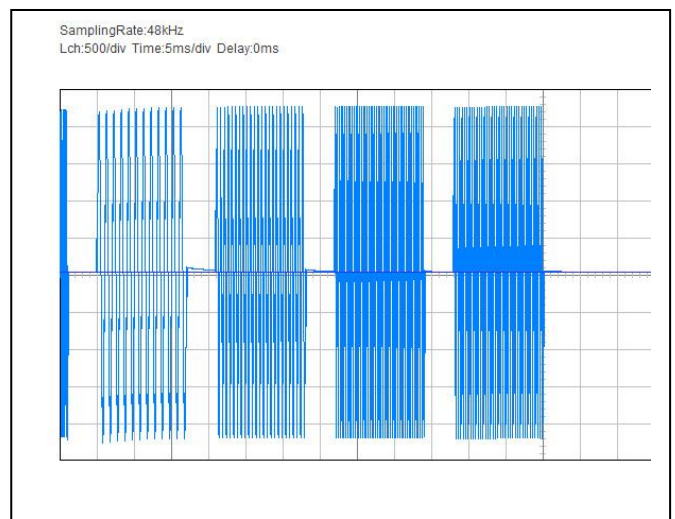
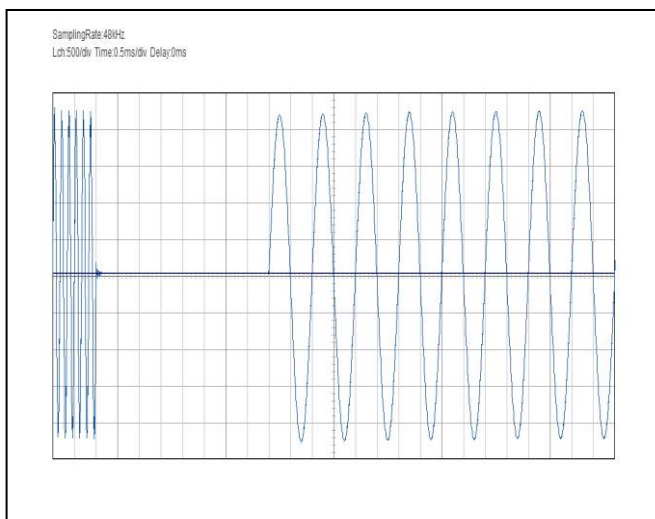
NaviSat arbeitet mit vier Nutzfrequenzen und einem sogenannte „Trailersignal“ (6kHz), welches den Beginn der Übertragung anzeigt. Die Reihenfolge der vier Nutzfrequenzen wird durch die Übertragungsdaten bestimmt. Dabei darf keine Frequenz doppelt vorkommen, da sie ansonsten, bedingt durch die Reflektionen, nicht sicher dekodiert werden kann. Gültig ist also beispielsweise 1kHz, dann 3kHz, dann 4kHz und zum Schluss 2kHz. Diese Frequenzen kann der Empfänger mit speziellen Filtern aus dem Raum herausfiltern und dekodieren. Nach jeder Viererfolge schließt sich eine Pause an, bis die Reflektionen im Raum abgeklungen sind. Mit diesen vier Frequenzen in der oben beschriebenen Reihenfolge lassen sich $4 \cdot 3 \cdot 2 \cdot 1 = 24$ verschiedene Signalfolgen konstruieren. Davon werden 16 verwendet. Diese 16 „Kodierungen“ entsprechen einem halben Byte, (1 Byte = 8 Bit), oder einem Nibble, also 4 Bit.



Das Signal beginnt mit dem 6kHz Trailer, mit einer Dauer von 1ms. Danach folgt eine Pause von 4ms, gefolgt von der ersten Frequenz, die 12ms lang gesendet wird. Danach folgt wieder eine Pause von 4ms und so weiter, bis die vierte Frequenz gesendet ist. Rechts im Diagramm auf Seite 29 ist die Kodierung der Frequenzfolgen dargestellt. Zunächst, links, die Frequenzen in der jeweiligen Reihenfolge, danach die binäre, also 2-wertige Darstellung, gefolgt von der hexadezimalen, also auf 16 basierenden, Darstellung, wie sie in der Datenverarbeitung üblich ist. Die dezimale Darstellung wäre von oben nach unten 0 bis 15 bei der Frequenzfolge 3142.



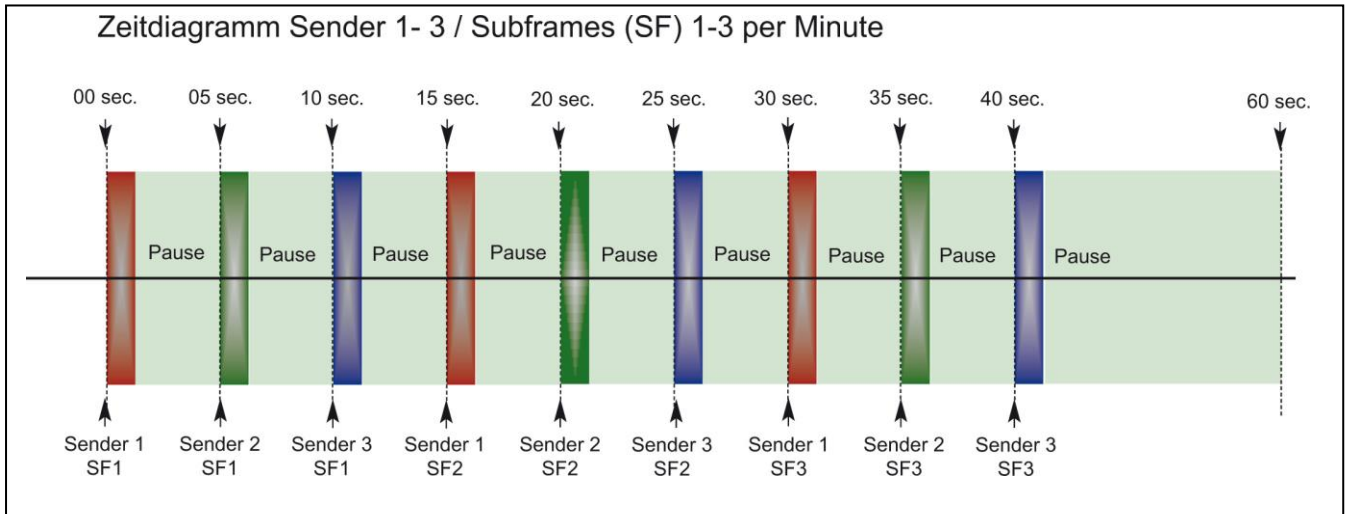
Oben links sehen wir einen kompletten Subframe (Teil eines Datensatzes) eines Senders. Der 6kHz Trailer wird nur einmal zu Beginn übertragen. Man erkennt, dass in der Gesamtlänge von 1,635 Sekunden 3 Bytes, also 6 Nibbles übertragen werden. Dazwischen ist jeweils eine Pause von 250 Millisekunden. Rechts oben im Bild ist ein kompletter Frame, also ein kompletter Datensatz eines Senders zu sehen. Dieser besteht aus 3 Subframes und dazwischenliegenden Sendepausen mit einer vom Betriebsmodus abhängigen Länge.



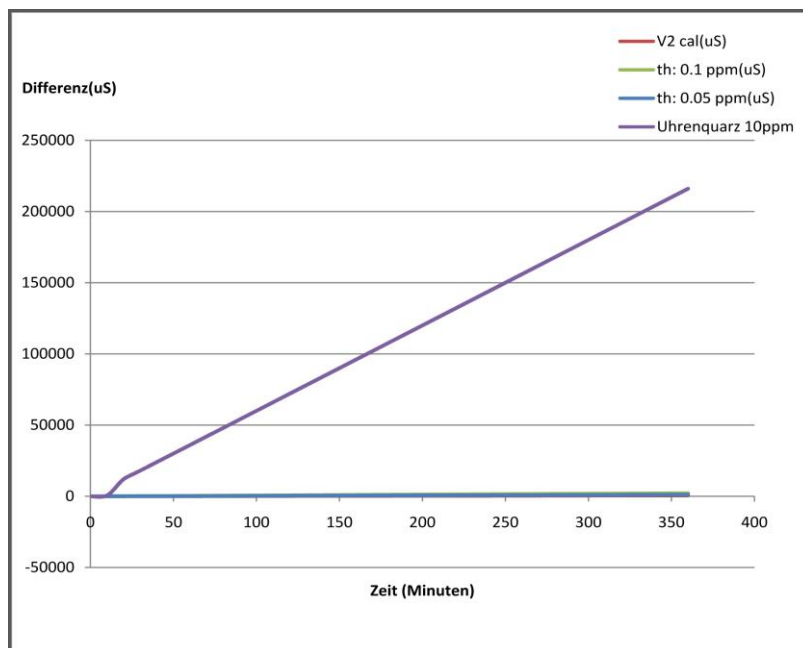
Oben links ist das akustische Signal zu Beginn der Übertragung des ersten Nibbles zu sehen, der 6 kHz Trailer, danach die Pause von 4ms und ein Ausschnitt aus dem ersten Nutzsignal von 1kHz. Rechts daneben ist der komplette Nibble abgebildet, ganz links wieder der Trailer, danach die vier Nutzsignale in der Reihenfolge 1kHz, 2kHz, 4kHz, 3kHz, was der Abbildung einer digitalen 01 entspricht (siehe Tabelle unten auf Seite 29).

Im unteren Bild ist das Zeitdiagramm beim Betrieb von 3 Sendern dargestellt (3D oder 2DTC Modus). Sender 1 (rot) sendet hier exakt zum Zeitpunkt 0 Sekunden, 15 Sekunden und 30 Sekunden jeweils einen Subframe, Sender 2 (grün) exakt bei 5 Sekunden, 20 Sekunden und 35 Sekunden usw. Mit jeder neuen Minute beginnt die Signalfolge von vorne. Zwischen 40 Sekunden und 60 Sekunden entsteht im Modus 3D und 2DTC, bedingt durch die Sendelogik, eine Pause von ca. 18 Sekunden.

Die Signalfolge im 1D und 2D Modus ist unterschiedlich. 1D sendet 4 mal Subframe 1-3 von Sender 1 innerhalb einer Minute. 2D sendet abwechselnd Sender 1 und 2 mit den jeweiligen Subframes, so dass zwei Durchgänge innerhalb einer Minute entstehen. In beiden Modi entsteht dadurch keine längere Pause.

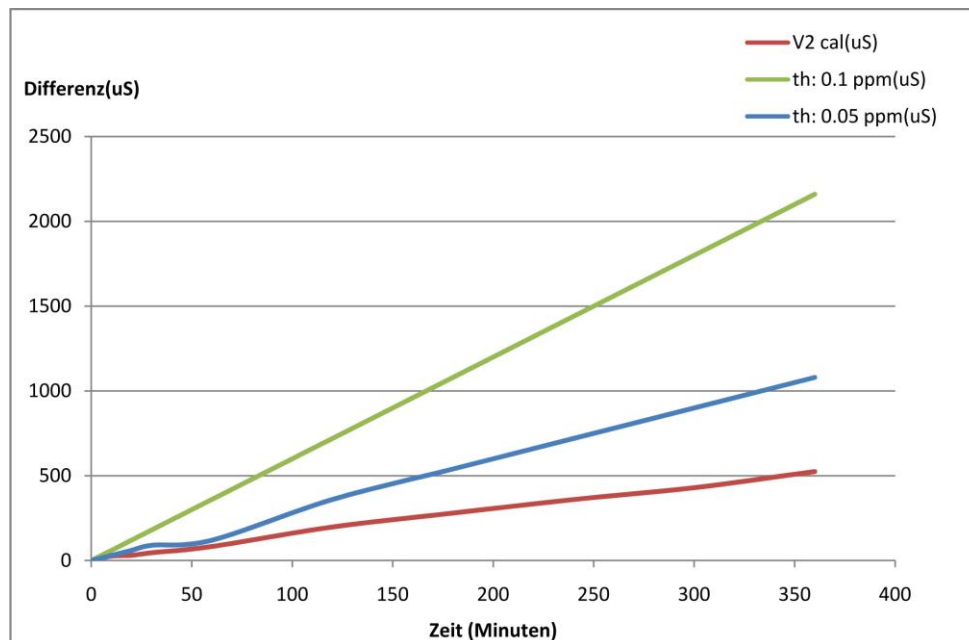


Im NaviSat System werden Sender und Empfänger zu Beginn einer Unterrichtsstunde synchronisiert und müssen dann bis maximal 90 Minuten relativ synchron bleiben. Dazu reicht die Genauigkeit einer normalen Quarzuhr bei weitem nicht aus. Im unteren Bild sehen wir den Messfehler, der bei der Genauigkeit einer Quarzuhr im Laufe der Zeit entsteht. Hier ist die Genauigkeit der Uhr mit 10ppm angegeben, also 10 parts per million. Das bedeutet, in einer Sekunde geht die Uhr 10 Mikrosekunden nach oder vor. Nach ca. 3 Stunden sind das 100000 Mikrosekunden, also 0.1 Sekunde.



Zeitfehler in $\mu\text{S}/\text{Minute}$ bei Verwendung eines Uhrenquarzes mit einer Genauigkeit von 10ppm (violette Linie) und einer Zeitbasis, wie sie im NaviSat verwendet wird (blaue Linie).

Weil wir die Entfernung akustisch messen und sich der Schall mit einer Geschwindigkeit von annähernd 340 Meter pro Sekunde fortpflanzt ergibt das eine Entfernung von ca. 34 cm pro Millisekunde. Bei der angenommenen Genauigkeit des Quarzes wäre der Messfehler auf Grund der Uhrengenauigkeit nach einer Stunde 36 Millisekunden und entspräche also ca. 12 Meter. Damit ist natürlich eine Positionsbestimmung absolut unmöglich.



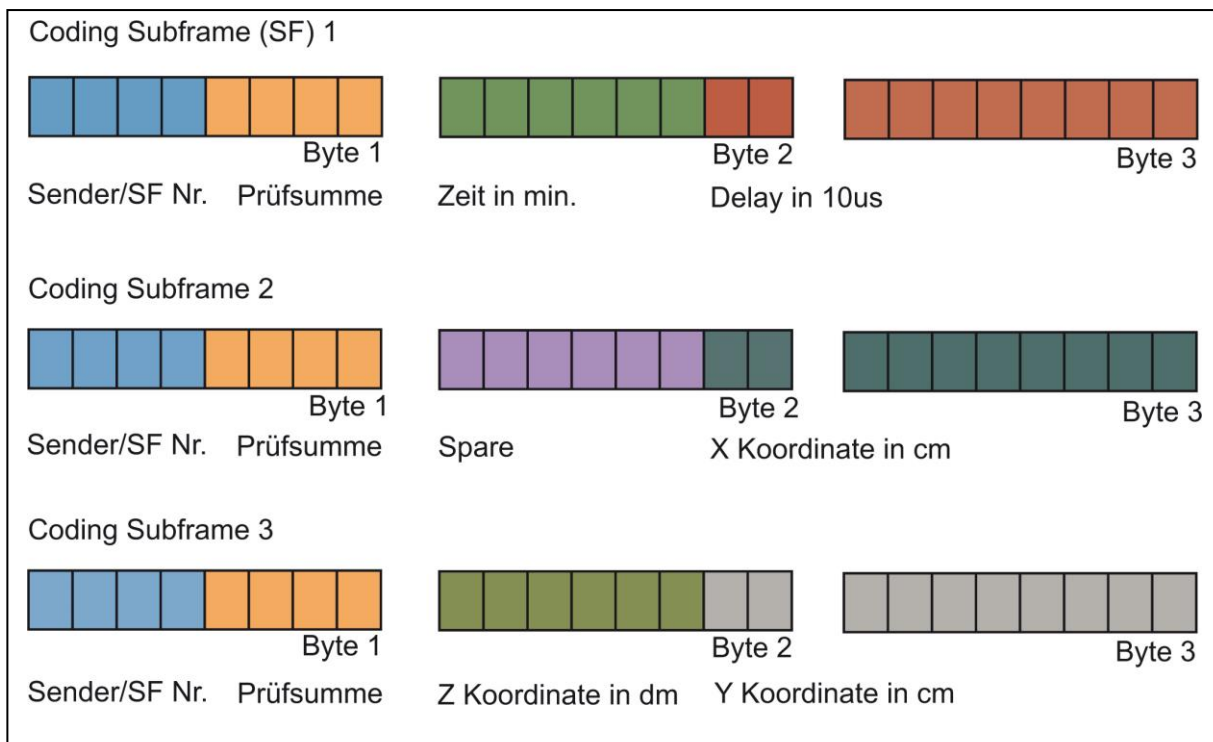
Im NaviSat System wird daher ein spezieller Oszillator verwendet (Bild obere Seite), welcher über eine hohe Genauigkeit von ca. 0.05-0.1 ppm verfügt (blaue Linie/grüne Linie). Zusätzlich wird jedes System noch feinjustiert, so dass eine noch höhere Genauigkeit erreicht wird (rote Linie).

Damit ist eine Ortungsgenauigkeit von unter 5 cm auch nach 60 Minuten noch gegeben. Das entspricht ungefähr den Ausmaßen des Signalempfängers.

Im Diagramm auf Seite 33 sind die Nachrichteninhalte der im NaviSat System übertragenen Subframes der einzelnen Sender abgebildet.

Wie aus dem Diagramm zu ersehen ist, überträgt jeder Sender per Subframe 3 Bytes. Jeweils 3 Subframes bilden einen Frame, so dass die gesamt übertragene Datenmenge pro Sender 9 Bytes ist. Für jeden Subframe beträgt die Übertragungszeit insgesamt 1,635 Sekunden, das entspricht einer Datenübertragungsrate von 24 Bit (entspricht 3 Byte) pro 1,635 Sekunde, also ca. 14,6 Bit pro Sekunde.

Das erscheint im Hinblick auf heute verwendet Datenmengen und Datenraten sehr wenig, ist jedoch völlig ausreichend, um die notwendigen Informationen zu übertragen. Die in der Satellitennavigation verwendete Datenmenge und Datenrate ist höher, da die Koordinaten mit sehr hoher Auflösung übertragen werden. Außerdem werden noch einige Zusatzinformationen übertragen. Die Gesamtdatenrate eines Frames beträgt bei GPS 1500 Bit bei einer Übertragungsrate von 50 Bit/s.



Im jeweils ersten, blauen Feld steht die Subframenummer. Die drei Subframes von Sender 1 (rot) haben die Nummern 0, 1 und 2, die von Sender 2 (grün) die Nummern 3, 4 und 5 und die von Sender 3 (blau) die Nummern 6, 7 und 8. Die weiteren möglichen Nummern 9 -15 werden nicht verwendet.

Jeder Subframe wird zu einem durch den Modus bestimmten, genau definierten Zeitpunkt innerhalb einer Minute gesendet (siehe beispielsweise das Diagramm unten auf Seite 30). Daher kann der Empfänger, der sich nach Programmierung der Sender im gleichen Modus wie diese befindet (1D, 2D, 3D oder 2DTC), aus der Subframe Nummer den Sendezeitpunkt ableiten und durch Vergleich mit seiner eigenen Uhr die Signallaufzeit berechnen.

Nach der Übertragung der Sender/Subframenummer folgt jeweils ein Prüfsummenfeld (orange).

Die Prüfsumme dient dazu, festzustellen, ob eine Übertragung fehlerfrei erfolgte oder nicht. Dazu werden beim NaviSat System alle Bytes eines Subframes mit Ausnahme des Prüfsummenfeldes selber addiert. Überschreitet der Wert die Zahl 15 (das Prüfsummenfeld hat nur 4 Bit, kann also nur die Zahlen 0-15 darstellen), wird mit dem Überlauf, von vorne angefangen, so lange bis alle Bytes addiert sind.

Jeder Subframe erhält so eine Prüfsumme zwischen 0 und 15 deren Höhe abhängig von den übertragenen Werten ist. Wenn nun bei der Übertragung Bits falsch empfangen werden, stimmt die Prüfsumme des Subframes nicht mehr mit der übertragenen Prüfsumme überein und der Subframe kann als ungültig angesehen werden. Bei der echten Satellitenübertragung ist dieser Vorgang wesentlich komplexer und wird mittels spezieller Polynome gebildet, um notfalls auch Daten korrigieren zu können.

In Subframe 1 wird anschließend die Anzahl der verstrichenen Minuten, seit Beginn der Synchronisation übertragen (grünes Feld). Darauf folgt die Übertragung eines Systemdelays (rotes Feld). Hier wird die Korrekturzeit übertragen, die der Frame von der Erstellung durch den Sendeprozessor bis hin zur tatsächlichen Sendung über den Lautsprecher benötigt. Diese Zeit ist technisch bedingt nicht konstant und muss deswegen mit übertragen werden. Die maximal darstellbare Delayzeit beträgt 10240 Mikrosekunden, da das Delay mit 10 Bit (= 1024 Werte) dargestellt wird und eine Einheit 10 Mikrosekunden beträgt.

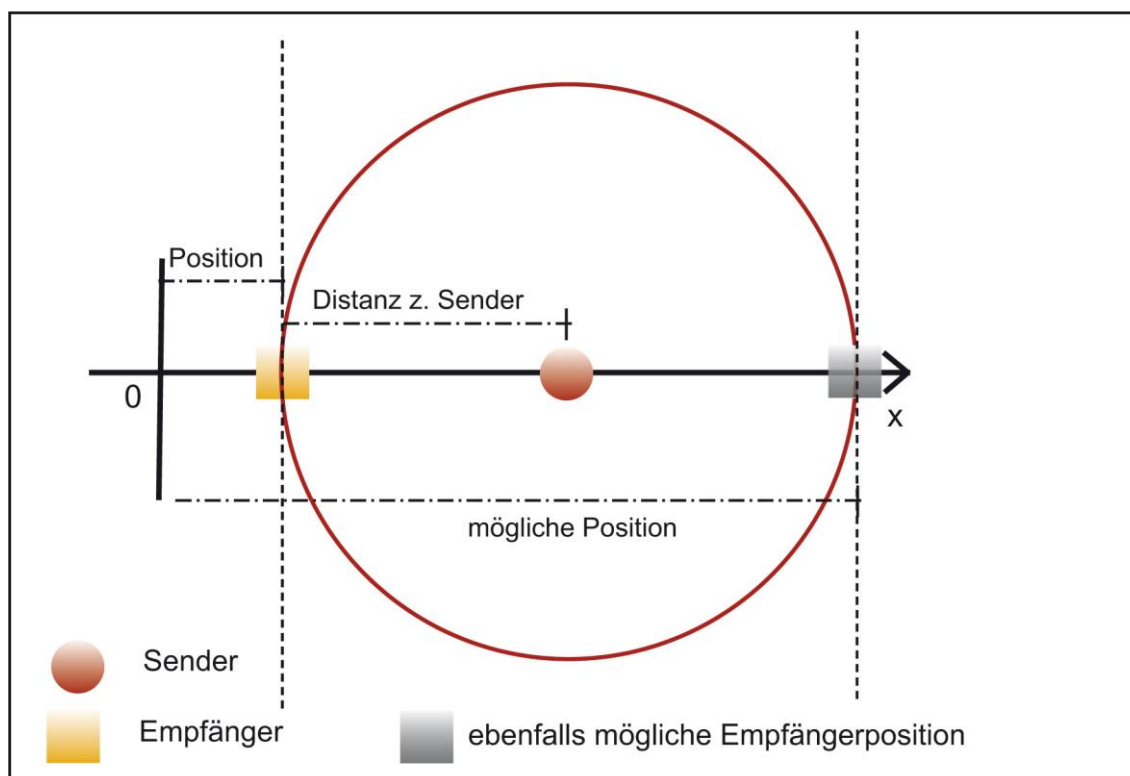
Der Empfänger errechnet die Distanz zum Sender aus den Informationen des ersten Subframes. Wie bereits erwähnt sind die Senderuhren und die Empfängeruhren synchronisiert und die Sender senden innerhalb eines festen Rasters. So kann der Empfänger die Laufzeit jedes Signals berechnen. Von dieser Laufzeit wird das übertragene Systemdelay abgezogen um den korrekten Wert zu erhalten. Die Entfernung ergibt sich dann durch Multiplikation der Laufzeit mit der Schallgeschwindigkeit.

Im 2. Byte des 2. Subframes können im Feld Spare (violett) Zusatzinformationen übertragen werden. Das Feld wird momentan nur teilweise genutzt und ist für das Verständnis nicht von Interesse. Die letzten 10 Bits in Byte 2 und 3 des zweiten Subframes übertragen die X- Koordinate (petrol) des jeweiligen Senders. Hier können durch die 10 Bit Darstellung maximal 1023 cm, also 10,23 Meter dargestellt werden.

Das Gleiche gilt für die Y- Koordinate (grau) in Byte 2 und 3 des dritten Subframes. Die z-Koordinate (oliv), also die Höhe, wird durch 6 Bits in Byte 2 dargestellt. Da sie in Dezimeter kodiert ist ergibt sich ein maximal darstellbarer Wert von $(2^6 - 1) * 10\text{cm} = 6,30\text{ Meter}$. Damit ist die komplette Signalübertragung, die zur NaviSat Ortung notwendig ist, dargestellt.

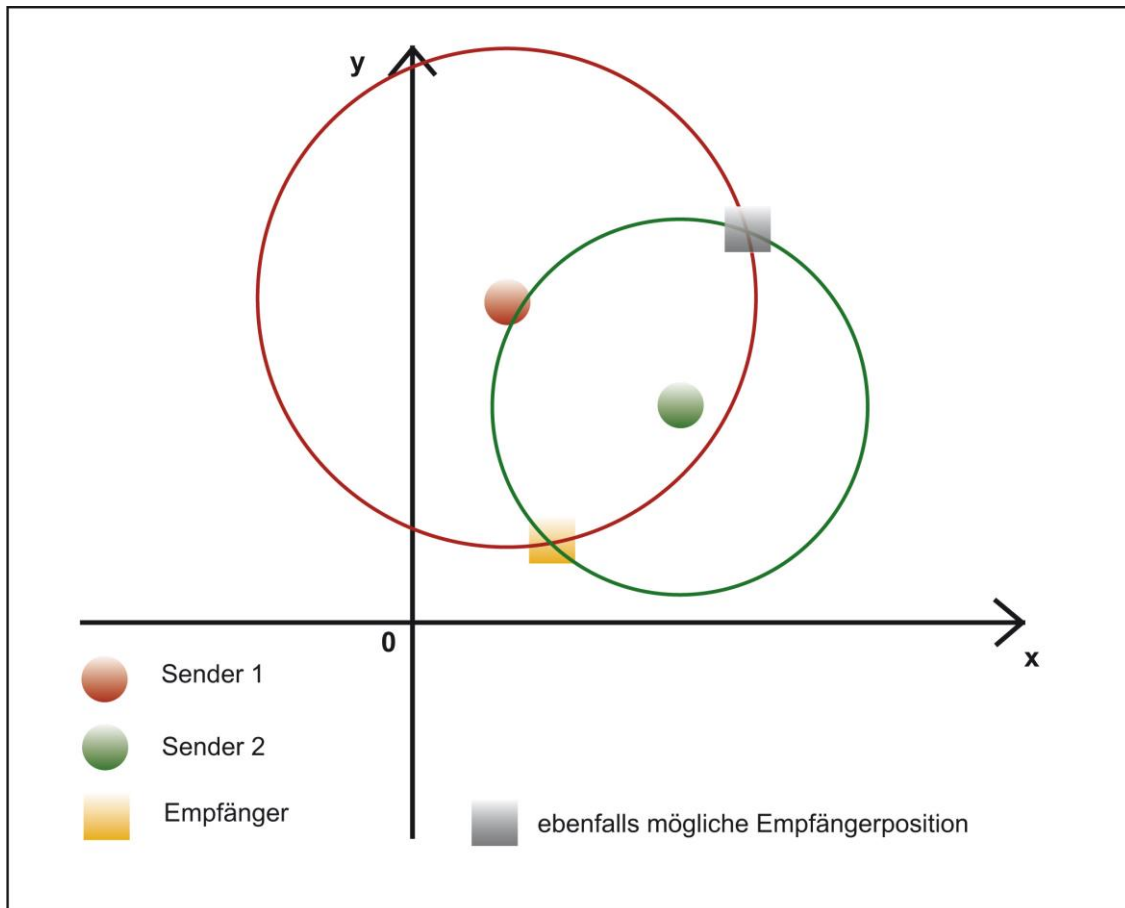
Kommen wir nun zum Prinzip der Ortung. Das Diagramm unten verdeutlicht den Unterschied zwischen Entfernungsmessung und Positionsbestimmung (Ortung) noch einmal. Hier betrachten wir eine Positionsbestimmung im Eindimensionalen, also auf einer Gerade. Der Sender befindet sich auf einer festgelegten Position auf der x-Achse. Diese Position (Koordinate) wird zum Empfänger übertragen. Aus der Zeitverschiebung zwischen Senden und Empfang kann der Empfänger, wie bereits erklärt, die Distanz zum Sender ermitteln. Aus der Position des Senders und der errechneten Distanz kann der Empfänger jetzt seine Position bestimmen.

Diese ist jedoch nicht eindeutig. Die tatsächliche Position des Empfängers ist gelb eingezeichnet. Die möglichen Positionen des Empfängers ergeben sich aus den Schnittpunkten des Kreises mit Radius $r = \text{Distanz zum Sender}$ mit der Achse, auf der sich Empfänger und Sender befinden. Der erste Schnittpunkt, also die reale Position des Empfängers ergibt sich aus $\text{Senderposition} - \text{Distanz}$. Der zweite Schnittpunkt, also eine rechnerisch ebenfalls mögliche Position des Empfängers, ergibt sich aus $\text{Senderposition} + \text{Distanz}$. Die Positionsbestimmung ist also ohne vorhergehende Festlegung von weiteren Randbedingungen nicht eindeutig.



Um eine eindeutige Positionsbestimmung zu erreichen, muss feststehen, ob sich die oder der Sender vor oder hinter dem Empfänger befinden. Dieses Problem tritt bei jeder, also auch bei der zwei- und dreidimensionalen Positionsbestimmung auf.

Zur Verdeutlichung unten noch einmal das gleiche Problem im Zweidimensionalen.

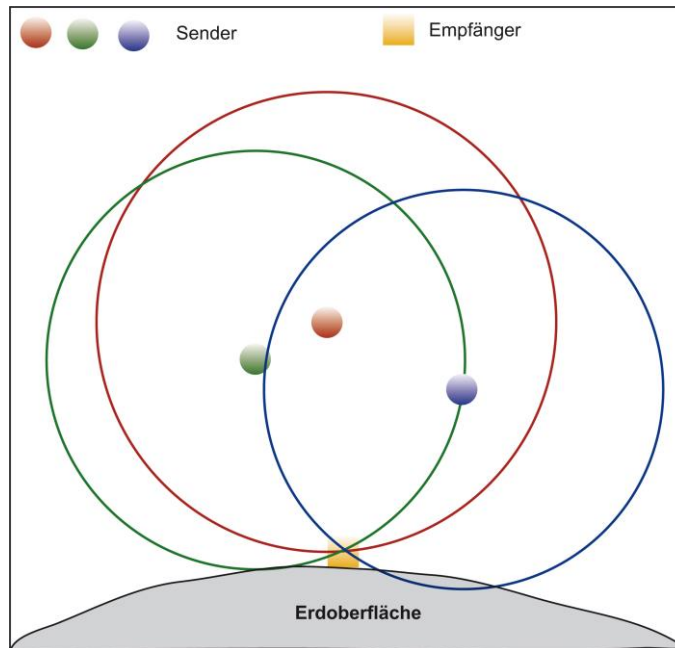


Hier ergibt sich die Position des Empfängers aus den Schnittpunkten der zwei Kreise mit den Radien der jeweiligen Distanzen zu den Sendern. Die Kreise und ihre Schnittpunkte liegen bei NaviSat immer in der x/y Ebene im ersten (positiven) Quadranten. Wieder ist zu erkennen, dass sich zwei Schnittpunkte ergeben. Einer vor, und einer hinter den Sendern. Das gleiche gilt auch im Dreidimensionalen, wo die Schnittpunkte der drei Kugeln mit dem Radius der jeweiligen Senderdistanz die Position des Empfängers bestimmen.

Dieses Problem taucht bei der realen Satellitennavigation nicht auf, da im Normalfall kein Empfänger im Weltraum hinter den Satelliten positioniert ist. Siehe dazu die Abbildung unten.

Außerdem handelt es sich bei der Satellitennavigation um Positionsbestimmung auf einer Kugeloberfläche (der Erdoberfläche) mit Sendern die sich auf einer Laufbahn um die Erde bewegen.

Im NaviSat System können und müssen wir das vereinfachen.



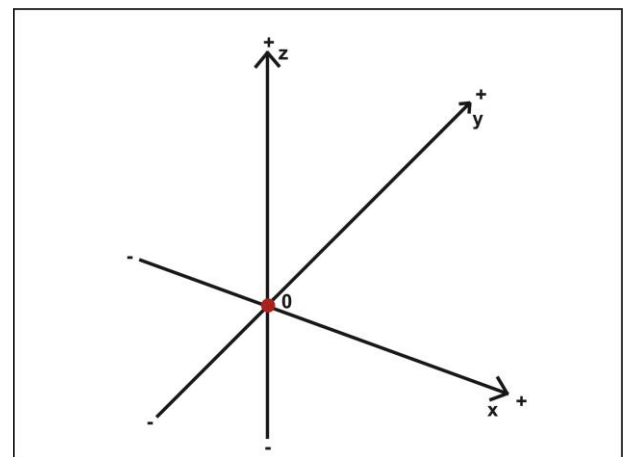
Schematische Darstellung der realen Satellitennavigation

Das NaviSat System wird normalerweise in einem Unterrichtsraum verwendet. In diesem haben wir einen ebenen Boden und die Sender bewegen sich nicht. Ihre Positionierung ist allerdings auch nicht von Erdanziehung und Umlaufbahnen festgelegt. Das bedeutet, dass wir theoretisch wesentlich freier in der Wahl der Senderpositionen sind. Um einen Bezugspunkt zu haben müssen wir einen Ursprung festlegen, auf den sich alle Angaben beziehen. Auch diesen Ursprung können wir theoretisch beliebig positionieren.

Wie bereits weiter oben erläutert, ist es jedoch sinnvoll und notwendig bestimmte Festlegungen zu treffen. Im NaviSat System ist festgelegt:

Der Nullpunkt liegt an einer Stelle, die sich vom Sichtpunkt aller Sender und Empfänger bezogen auf den Betrachter links hinten und unten befindet. Dabei kann es sich z.B. um einen größeren Tisch handeln. In diesem Fall ist der Nullpunkt, die vom Sichtpunkt des Betrachters aus gesehene linke Tischecke. Sender und Empfänger sind auf oder über dem Tisch.

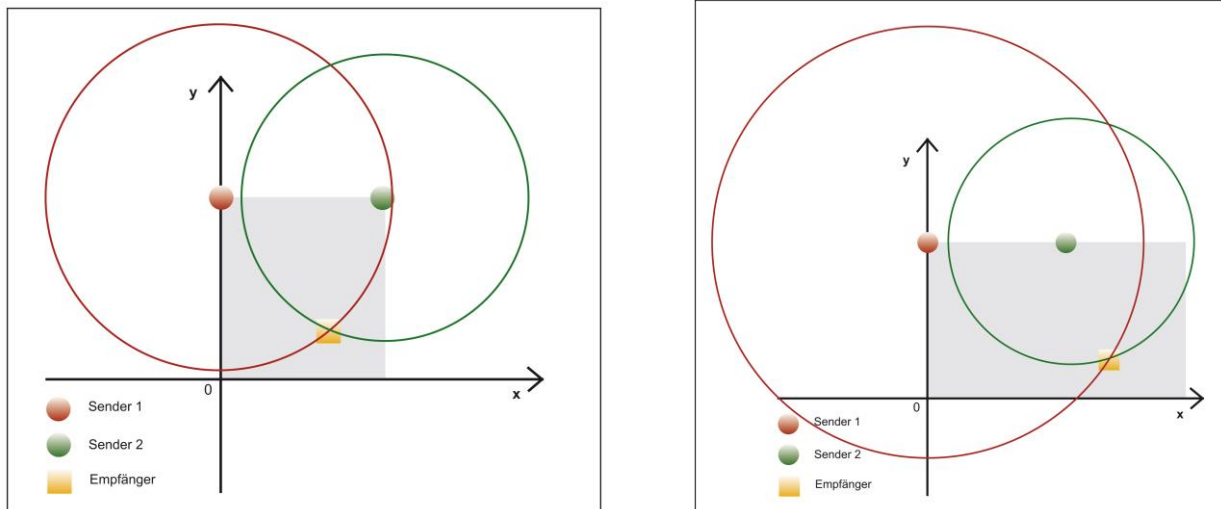
Im Physikraum ist also unser Nullpunkt in Bezug auf die Blickrichtung des Lehrers gesehen links, hinten, unten.



Alle Positionen sind demnach gegenüber diesem Nullpunkt weiter rechts(+), weiter vorne(+) und weiter oben(+). Damit haben wir festgelegt, dass alle Koordinaten positiv sind, und dass immer der näher am Ursprung liegende Schnittpunkt als Punkt der tatsächlichen Position des Empfängers gewählt wird.

In der Abbildung oben wird das an Hand des Koordinatenkreuzes sichtbar. Der rote Punkt ist der Ursprung, in einer Raumecke links von Betrachter und Aufbau, oder in besagter Tischecke. Die x-Achse zeigt vom Betrachter gesehen nach rechts, die y-Achse nach vorne und die z-Achse nach oben.

Das Bild unten links zeigt eine 2D Messung. Beide Sender sind bezüglich des Ursprungs hinter dem Empfänger positioniert. Wie im Bild rechts unten sichtbar ist, lässt sich daraus die Position einwandfrei bestimmen, da wir festgelegt haben, dass sich der Sender vor dem Empfänger befindet. Der verwendete Rechenalgorithmus nimmt, wie bereits erwähnt, für diesen Fall die nähere Position bezüglich des Nullpunkts als korrekt an.



Auch wenn der Empfänger, wie im Bild daneben, rechts von beiden Sendern positioniert wird, kann die Position korrekt bestimmt werden. Bei Unsicherheiten bezüglich der Positionierung empfehlen wir, die Überprüfungsfunktion des NaviSat Systems zu verwenden.

Hinweis zur Positionsberechnung:

Jede Positionsbestimmung in 1D, 2D oder 3D hat zwei Lösungspunkte für die Empfängerposition. Einer liegt vor und einer hinter der Spiegelreferenz. Die Referenz ist in 1D die Position des Senders auf der x-Achse, in 2D die Verbindungsgerade zwischen beiden Sendern innerhalb des ersten Quadranten und in 3D eine Ebene, die durch die drei Sender im (positiven) ersten Oktanten des Raumes aufgespannt wird.

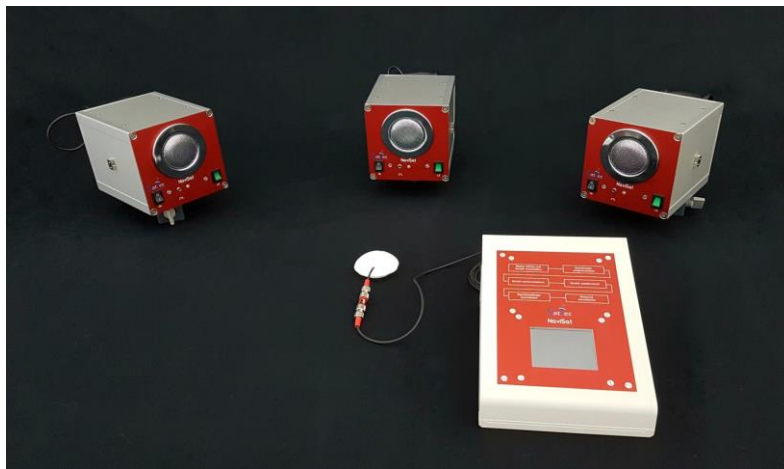
Für die 3D Ortung wird im NaviSat System ein Algorithmus verwendet, der auf der sogenannten Trilateration beruht. Der Lösungsterm der quadratischen Gleichung gibt dabei immer beide möglichen Positionen korrekt an. Welche davon die tatsächliche Position des Receivers ist, hängt von der Positionierungsreihenfolge der Sender ab und ist nicht immer sofort einsichtig. Das hängt damit zusammen, dass der Algorithmus mit diversen Vektorverschiebungen arbeitet. Bei 3D Versuchsaufbauten kann es also passieren, dass man die Sender so positioniert, dass die Empfängerposition gespiegelt angezeigt wird. Überprüfen Sie Ihren Versuchsaufbau deshalb vorher mit der „Test“ Funktion und positionieren Sie die Sender entsprechend um.

Je spitzer die Winkel bei einer Positionsbestimmung werden, desto ungenauer wird die Messung. Auch das kann man leicht mit der „Test“ Funktion überprüfen und notfalls korrigieren. Die „Default“ Beispiele im Receiver geben Ihnen einen sinnvollen Ausgangspunkt für eigene Aufbauten.

NaviSat zeigt generell keine negativen Werte an. Diese werden immer durch „000“ dargestellt. Falls Sie Sender oder Empfänger außerhalb des gültigen Bereiches positioniert haben (z.B. im zweiten Quadranten) erscheint in der Regel eine Fehlermeldung.



Andrea Lisa Nagel



Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

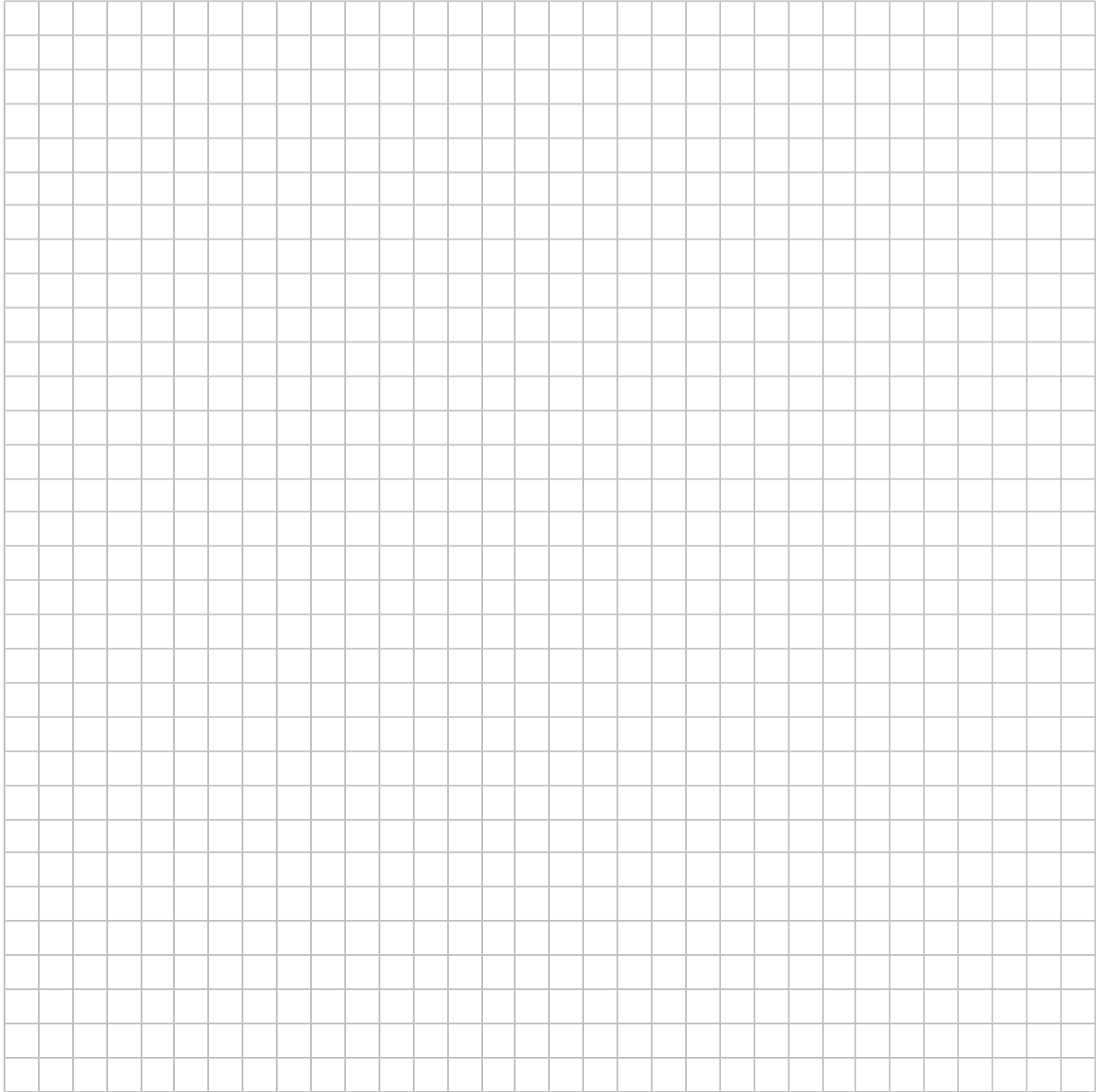


Aufgabe 1: Führe die 1-D-Messung durch

- ✓ Nullpunkt festlegen; Nullpunkt, Sender und Empfänger sollen eine Linie bilden
- ✓ Zwischen Nullpunkt und Sender wird der Empfänger positioniert
- ✓ Abstand Nullpunkt und Sender messen und notieren
- ✓ Sender 1 mit Kabel an Messbildschirm (R) anschließen
- ✓ Mode 1 wählen
- ✓ „Program“ drücken
- Programmierbildschirm erscheint
- ✓ Wert der X-Koordinate eingeben (aus 2.)
- ✓ Dann „Program“ drücken
- Sender blinkt rot
- ✓ „Return“ und anschließend „Sync“ drücken
- Sender leuchtet durchgehend rot
- ✓ Kabel entfernen
- (Akustische Signal einschalten)
- ✓ „Start“ drücken
- Messbildschirm erscheint
- ✓ Warten bis Empfängerkoordinaten bei Rec. erscheinen



Notiere Dir die Position des Senders. Überprüfe die empfangenen Koordinaten und die Position des Empfängers mit Hilfe des Meterstabes. Fertige zudem eine Versuchsskizze an.



Aufgabe 2: Führe die 2-D-Ortung durch.

- ✓ Sender 1 und Sender 2 werden parallel zur X-Achse positioniert ($y=100$)



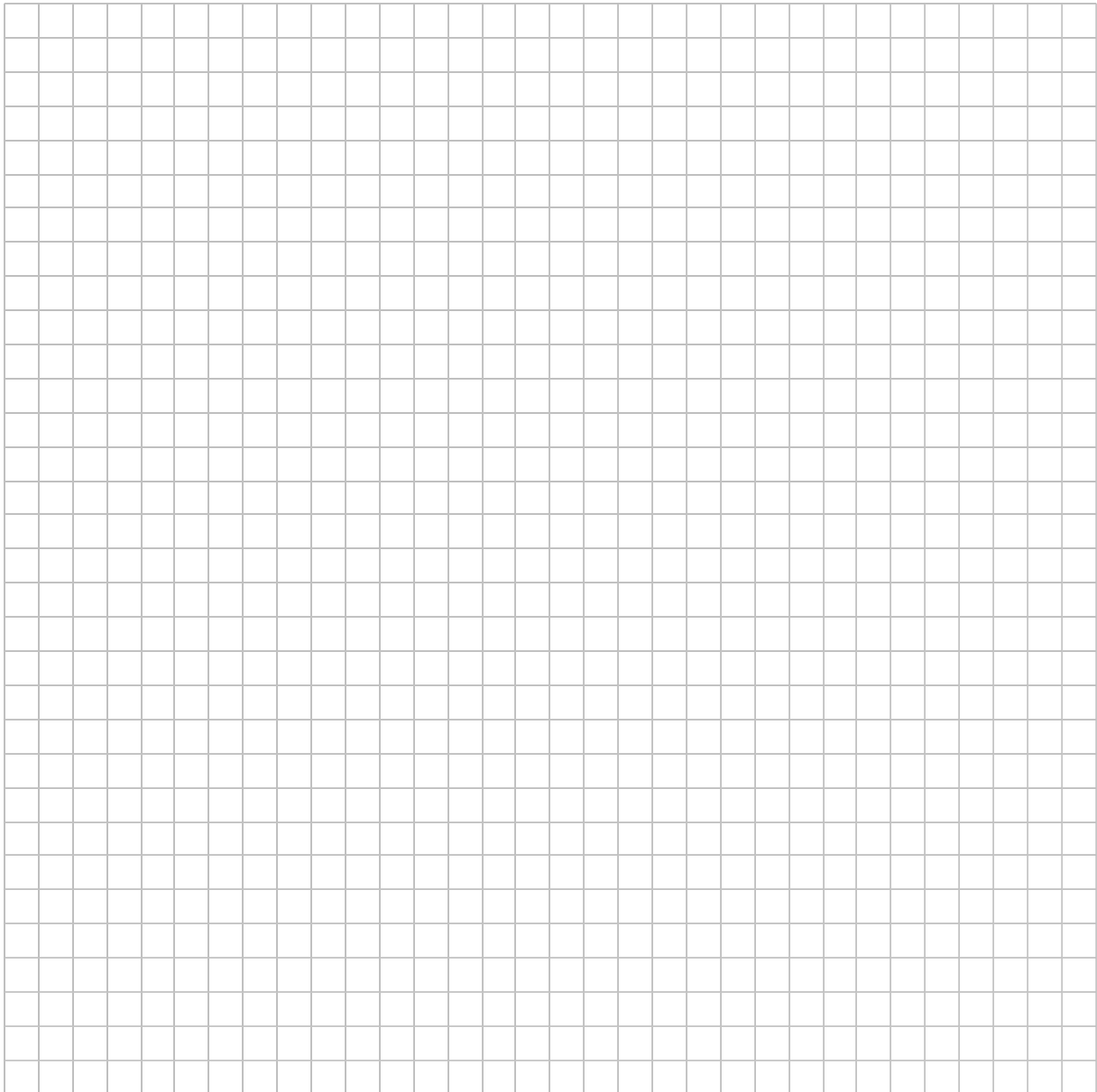
- ✓ X- und Y-Koordinaten der Sender 1 und Sender 2 messen und notieren
- ✓ Sender 1 und Sender 2 mit Kabel an Messbildschirm (R und G) anschließen
- ✓ Mode 2 wählen
- ✓ „Program“ drücken
→ Programmierbildschirm erscheint
- ✓ Auf die Anzeige des Senders achten (Richtigen Sender wählen)
- ✓ Sender „red“ wählen
- ✓ X- und Y- Koordinate eingeben (Bei X-Koordinaten-Eingabe X wählen, bei Y-Koordinaten-Eingabe Y wählen)
- ✓ Dann „Program“ drücken
→ Sender 1 blinkt rot
- ✓ Sender „green“ drücken
- ✓ X- und Y- Koordinate eingeben (Bei X-Koordinaten-Eingabe X wählen, bei Y-Koordinaten-Eingabe Y wählen)
→ „Program“ drücken → Sender 2 blinkt grün
- ✓ „Return“ anschließend „Sync“ drücken
→ Sender 1 leuchtet durchgehend rot, Sender 2 leuchtet durchgehend grün
(Akustisches Signal einschalten)
- ✓ Kabel entfernen
- ✓ „Start“ drücken → Messbildschirm erscheint
- ✓ Warten bis Empfängerkoordinaten bei Rec. erscheinen



Notiere Dir die Position der Sender. Überprüfe die empfangenen Koordinaten und die Position des Empfängers mit Hilfe des Meterstabes. Fertige zudem eine Versuchsskizze an.



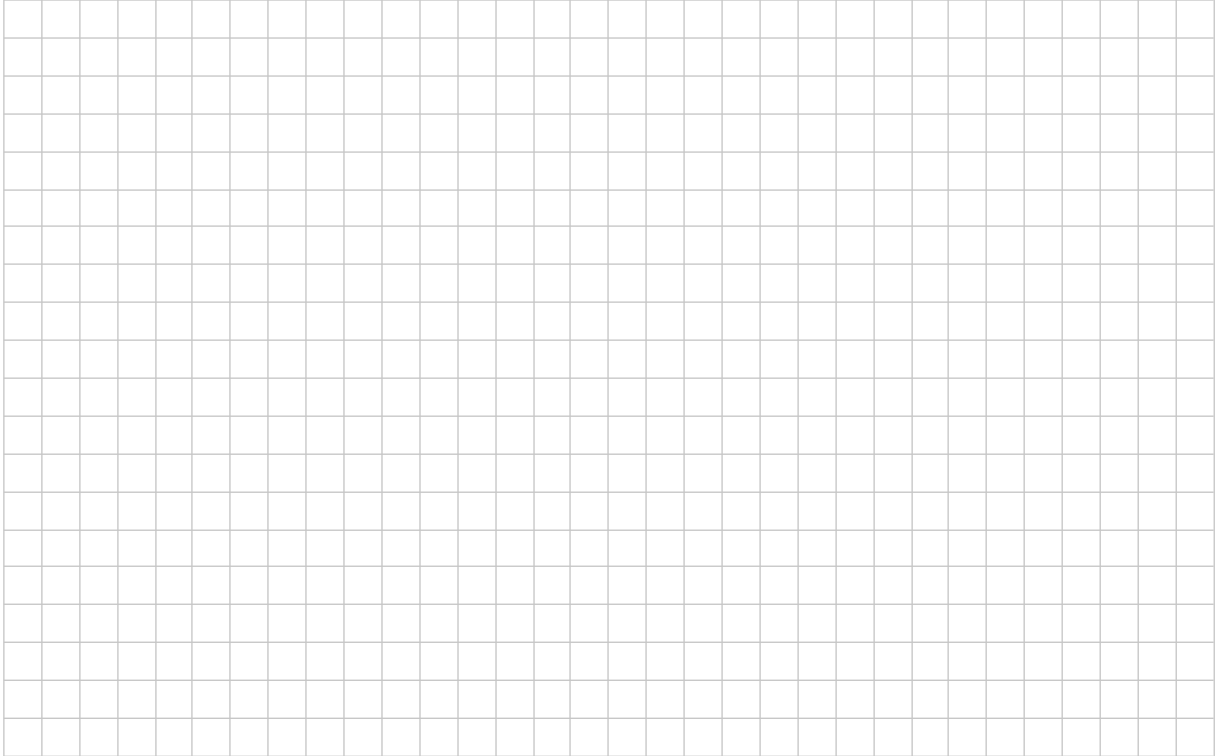
Tipp: Zeichne zuerst ein Koordinatensystem ein. Finde einen geeigneten Maßstab!

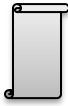




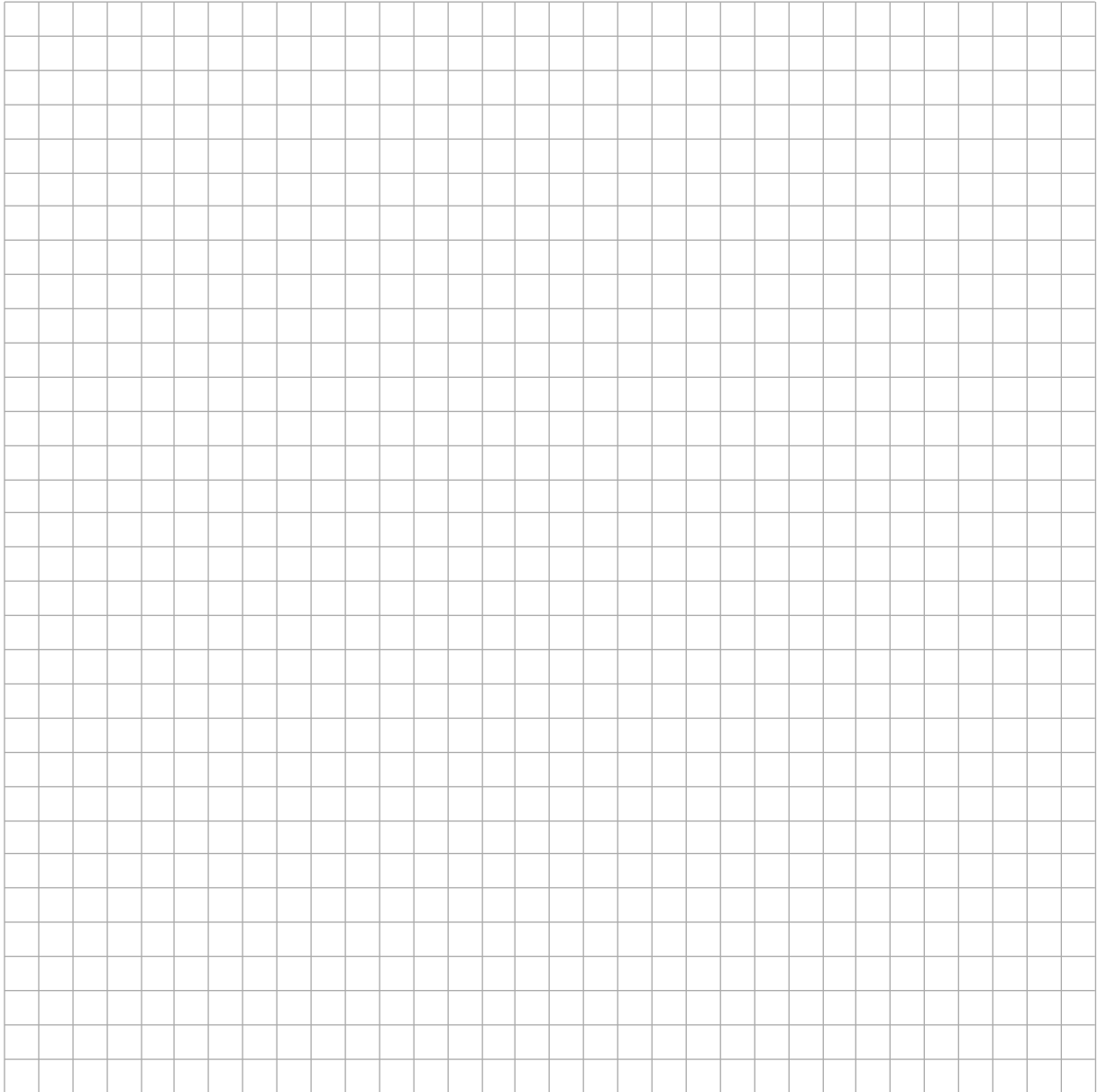
Ziehe einen Kreis um die beiden Sender. Der Mittelpunkt ist die Mitte des Senders. Wähle die Radien so, dass sich die Kreise im Empfänger-Punkt schneiden. Miss den Radius und berechne anschließend die Laufzeit.

$$34 \text{ cm} \cong 1000 \text{ } \mu\text{s}$$





Verändere nur die Empfänger-Position. Lies die gemessene Laufzeit ab und rechne diese in cm um. Ziehe anschließend einen Radius mit den umgerechneten Entfernungen um die Sender. Überprüfe die Position des Empfängers.



Aufgabe 3: Führe die 3-D-Ortung durch.

- ✓ Alle drei Sender werden parallel zur X-Z-Ebene positioniert ($Y= 100$)
- ✓ X-, Y- und Z-Koordinaten der Sender 1, Sender 2 und Sender 3 messen und notieren
- ✓ Sender 1, Sender 2 und Sender 3 mit Kabel an Messbildschirm (R,G,B) anschließen
- ✓ Mode 3 wählen
- ✓ „Program“ drücken → Programmierbildschirm erscheint
- ✓ Auf die Anzeige des Senders achten (Richtigen Sender wählen)
- ✓ Sender „red“ wählen
- ✓ X-, Y- und Z-Koordinate eingeben (Bei X-Koordinaten-Eingabe X wählen, bei Y-Koordinaten-Eingabe Y wählen, bei Z-Koordinaten-Eingabe Z wählen)
- ✓ Dann „Program“ drücken → Sender 1 blinkt rot
- ✓ Sender „green“ drücken
- ✓ X-, Y- und Z-Koordinate eingeben (Bei X-Koordinaten-Eingabe X wählen, bei Y-Koordinaten-Eingabe Y wählen, bei Z-Koordinaten-Eingabe Z wählen). Dann „Program“ drücken → Sender 2 blinkt grün
- ✓ Sender „blue“ drücken
- ✓ X-, Y- und Z-Koordinate eingeben (Bei X-Koordinaten-Eingabe X wählen, bei Y-Koordinaten-Eingabe Y wählen, bei Z-Koordinaten-Eingabe Z wählen).). Dann „Program“ drücken → Sender 3 blinkt blau
- ✓ „Return“ anschließend „Sync“ drücken
→ Sender 1 leuchtet durchgehend rot, Sender 2 leuchtet durchgehend grün, Sender 3 leuchtet durchgehend blau
- ✓ Kabel entfernen
(Akustisches Signal einschalten)
- ✓ „Start“ drücken
→ Messbildschirm erscheint
- ✓ Warten bis Empfängerkoordinaten bei Rec. erscheinen



Notiere dir die Positionen der Sender. Führe die 3D-Ortung durch und notiere die gemessene Position des Empfängers.



Anschließend werden die Kabel von Sender 2 und Sender 3 vertauscht, die Koordinaten neu programmiert und die Uhren synchronisiert. Führe erneut die 3D-Ortung durch und notiere die gemessene Position des Empfängers.



Welchen Zusammenhang kannst du zwischen den beiden gemessenen Empfänger-Positionen herstellen?

Aufgabe 4: Uhrensynchronisation



Bei der echten Satellitennavigation sind Sender- und Empfängeruhr nicht synchronisiert. Der 2-DTC-Modus bietet eine Möglichkeit auch dieses Szenario durchzuspielen.

Vorüberlegungen

4.1: Angenommen, die Empfängeruhr ginge $100 \mu\text{s}$ falsch. Welche Bedeutung hätte das für die gemessenen Schrägentfernungen?

4.2: Stelle dir vor, du hättest eine Messung mit drei Sendern in der Ebene durchgeführt und die Empfängeruhr war nicht synchronisiert. Die Sender hatten dabei die Koordinaten: Sender 1 (10/80), Sender 2 (90/80) und Sender 3 (90/30). Die gemessenen Schrägentfernungen waren 60cm, 70cm und 80cm.

Stelle die Situation graphisch, maßstabsgetreu dar. Was fällt dir auf?



4.3: Woran kann man erkennen, dass die Empfängeruhr vor geht?

4.4: Wie könnte man das Problem der Uhrensynchronisation lösen, ohne die Satellitenzeit zu kennen?

4.5: Führe nun die 2-DTC-Ortung mit dem NaviSat-Set durch.

- ✓ Die drei Sender werden schematisch so aufgebaut, wie in 4.2
- ✓ X- und Y-Koordinaten der Sender 1, Sender 2 und Sender 3 messen und notieren
- ✓ Sender 1, Sender 2 und Sender 3 mit Kabel an Messbildschirm (R,G,B) anschließen
- ✓ Mode 2DTC wählen
- ✓ „Program“ drücken
→ Programmierbildschirm erscheint
- ✓ Auf die Anzeige des Senders achten (Richtigen Sender wählen)
- ✓ Sender „red“ wählen
- ✓ X-, Y- und Z-Koordinate eingeben (Bei X-Koordinaten-Eingabe X wählen, bei Y-Koordinaten-Eingabe Y wählen)
- ✓ Dann „Program“ drücken
→ Sender 1 blinkt rot
- ✓ Sender „green“ drücken
- ✓ X-, Y- und Z-Koordinate eingeben (Bei X-Koordinaten-Eingabe X wählen, bei Y-Koordinaten-Eingabe Y wählen)

- ✓ Dann „Program“ drücken
→ Sender 2 blinkt grün
- ✓ Sender „blue“ drücken
- ✓ X-, Y- und Z-Koordinate eingeben (Bei X-Koordinaten-Eingabe X wählen, bei Y-Koordinaten-Eingabe Y wählen)
- ✓ Dann „Program“ drücken
→ Sender 3 blinkt blau
- ✓ „Return“ anschließend „Sync“ drücken
→ Sender 1 leuchtet durchgehend rot, Sender 2 leuchtet durchgehend grün, Sender 3 leuchtet durchgehend blau
- ✓ Kabel entfernen
(Akustisches Signal einschalten)
- ✓ „Start“ drücken
→ Messbildschirm erscheint
- ✓ Warten bis die Empfängerkoordinaten bei Rec. erscheinen

4.6 Wie wird das Problem der Uhrensynchronisation gelöst?



Tobias Schüttler (tobias.schuettler@lmu.de)

Gefördert durch:

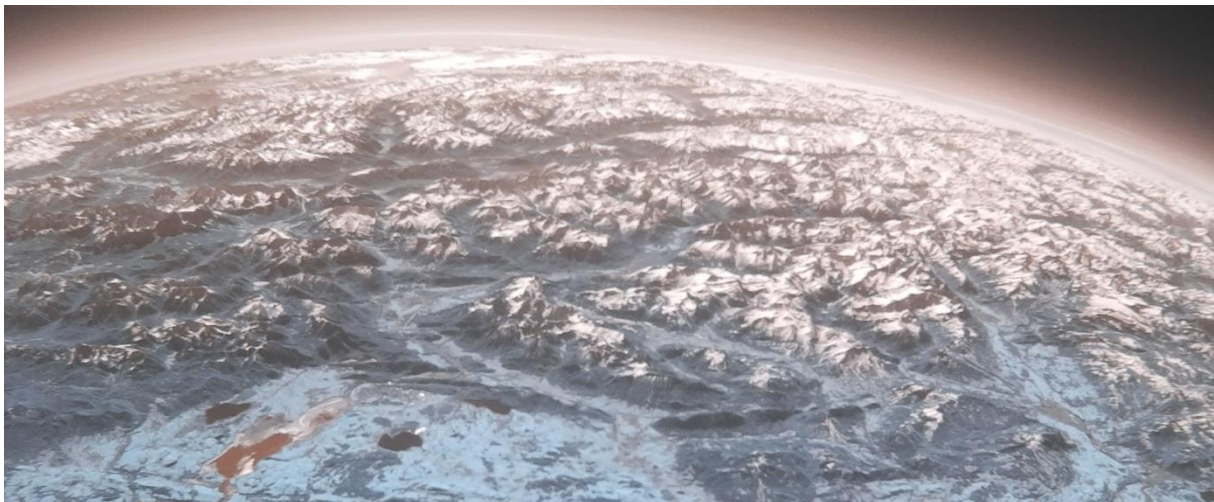
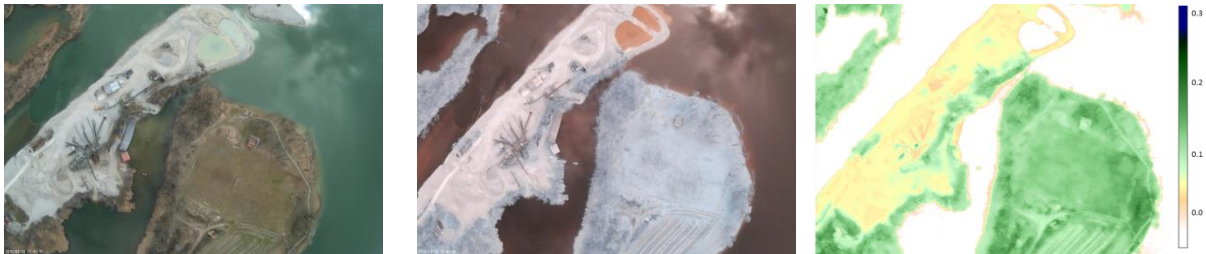
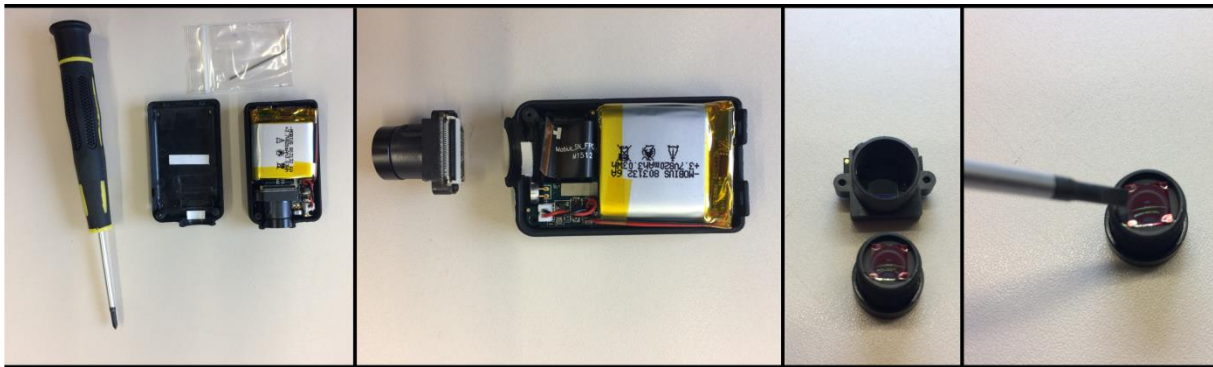
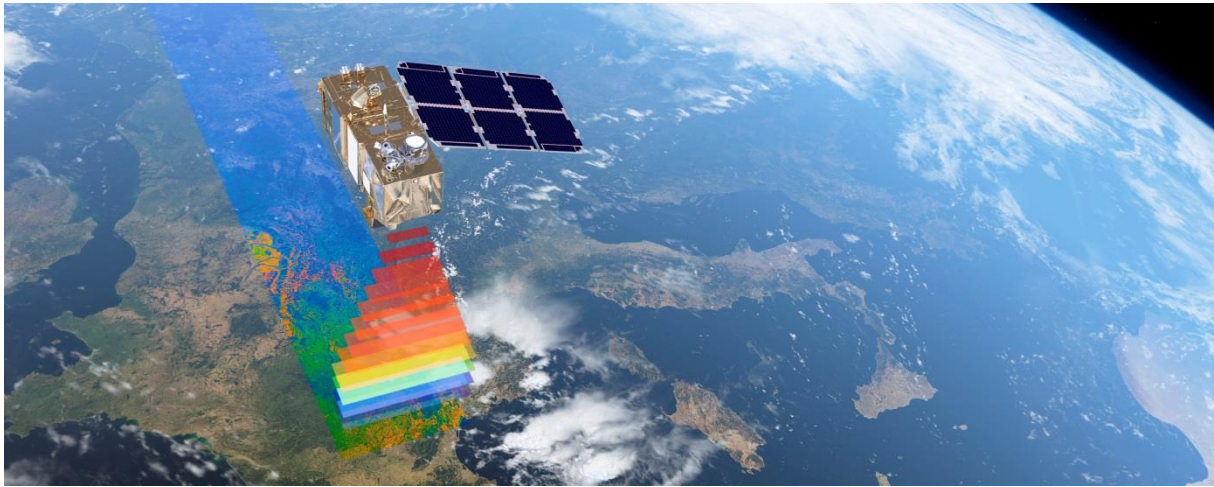


Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



Do It Yourself: Optische Umweltfernerkundung



Do It Yourself: Optische Umweltfernerkundung

Tobias Schüttler (tobias.schuettler@lmu.de)

Physikalische Grundlagen

Die elektromagnetische Strahlung der Sonne umfasst einen Bereich, welcher von harter Röntgenstrahlung mit Wellenlängen um 0,1 nm bis weit in den langwelligen Radiowellenbereich geht. Ihr Intensitätsmaximum hat die Strahlung bei etwa 500 nm (blaugrünes Licht). Das menschliche Auge hat sich auf genau diesen Wellenlängenbereich angepasst: Man bezeichnet den nur recht kleinen Bereich von etwa 400 nm (violett) bis 750 nm (rot) als (sichtbares) Licht (Englisch: Visible, VIS). Bei kleineren Wellenlängen spricht man von ultravioletter Strahlung (UV), an welche sich die Röntgenstrahlung anschließt. Diese Strahlungsarten sind durch ihre hohe Photonenenergie gekennzeichnet und können menschliche Zellen beschädigen oder zerstören. Die langwelligere Infrarotstrahlung (IR) wird grob in die Bereiche „nahes IR“ (NIR), „mittleres IR“ (MIR) und fernes IR (FIR) untergliedert und geht bei größeren Wellenlängen in die Mikro- und Radiowellen über.

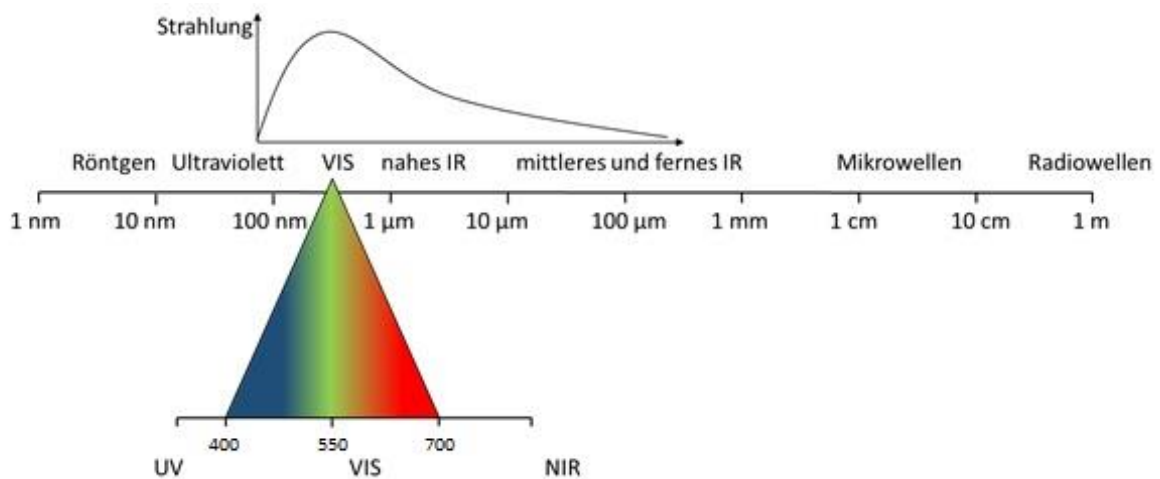


Abbildung 1: Das kontinuierliche Spektrum der Sonne. Neben sichtbarem Licht (etwa 400 bis 750nm) umfasst es auch für den Menschen unsichtbare kurzwellige und langwellige Strahlung.

Für die Satellitenfernerkundung sind neben dem sichtbaren Licht vor allem der NIR- und MIR- Bereich von großer Bedeutung. Während das nahe Infrarot Aufschlüsse über Oberflächen liefert, befindet sich die Wärmestrahlung (auch als thermales IR bezeichnet) im MIR. Die am Erdboden reflektierte Strahlung wird von Satelliten mit speziellen Sensoren erfasst und anschließend ausgewertet. Dabei muss allerdings berücksichtigt werden, dass die Erdatmosphäre nur einen bestimmten Teil der Sonnenstrahlung hindurchlässt. So wird beispielsweise der Großteil der schädlichen UV-Strahlung, aber auch mittlere und ferne Infrarotstrahlung von der Erdatmosphäre absorbiert. Fernerkundung der Erdoberfläche findet daher in Wellenlängenbereichen statt, in welchen die Erdatmosphäre durchlässig ist (atmosphärisches Fenster).

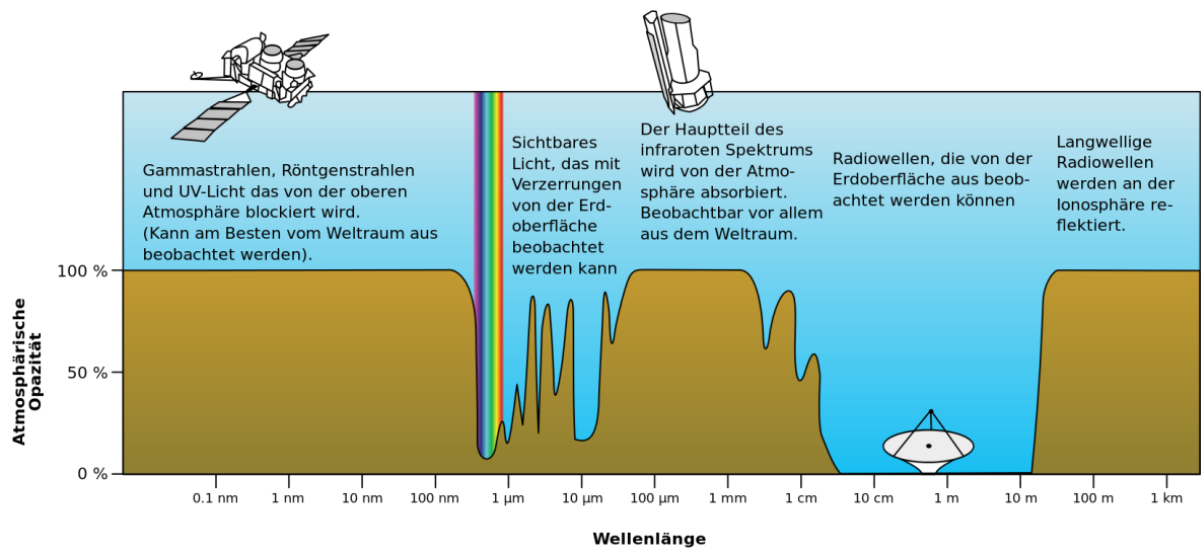


Abbildung 2: Die Erdatmosphäre ist nur für einen bestimmten Teil der elektromagnetischen Strahlung durchlässig (atmosphärisches Fenster).

Mit Spektrometern Licht untersuchen

Das für unser Auge weiß erscheinende Sonnenlicht beinhaltet Licht aller Farben. Besonders schön kann man das bei einem Regenbogen beobachten. Dabei wird durch Lichtbrechung an Wassertröpfchen das weiße Licht in seine Spektralfarben aufgespalten (siehe beispielsweise <https://www.leifiphysik.de/optik/farben/ausblick/regenbogen>). Künstlich aufspalten lässt sich das Sonnenlicht mit Hilfe eines Glasprismas (vgl. Abbildung 3).

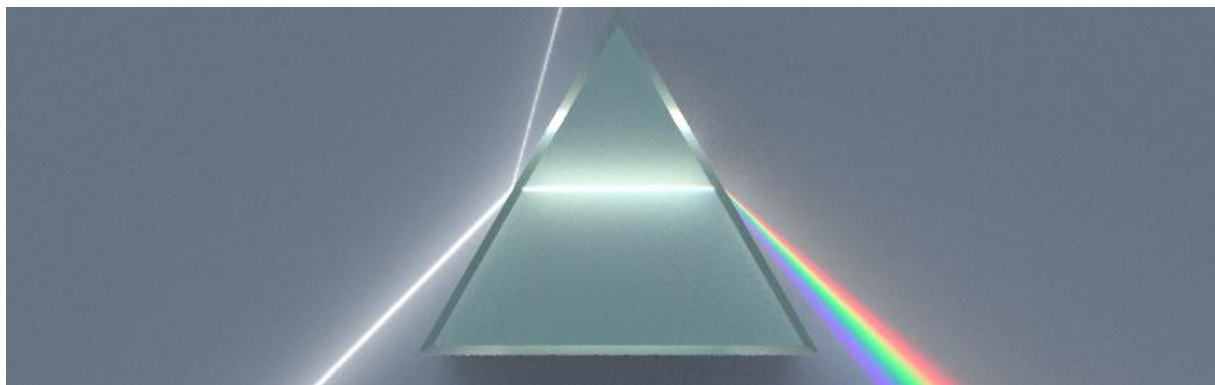


Abbildung 3: Aufspaltung (Dispersion) von weißem Licht mit Hilfe eines Prismas. Quelle: Wikipedia

Eine andere Methode zur Aufspaltung von Licht ist die Verwendung eines so genannten Beugungsgitters (eine etwas anspruchsvollere Betrachtung dazu findet man bei <https://www.leifiphysik.de/optik/beugung-und-interferenz/gitter>). Ein wichtiger Vorteil der Gittermethode ist, dass die Materialien günstiger sind, dafür ist die Lichtintensität bei Beugungsgittern geringer. Mit einer kostengünstigen Gitterfolie kann man sich leicht selbst ein Gitterspektrometer basteln (<https://www.leifiphysik.de/atomphysik/atomarer-energieaustausch/versuche/selbstbau-spektrometer>). Verwendet man als Lichtsensor eine Webcam, so kann man sich das aufgenommene Spektrum direkt auf dem PC ansehen und mit einem Onlinetool untersuchen: <https://spectralworkbench.org>.

Solche einfachen Spektrometer sind leider nicht sonderlich lichtempfindlich. Sie können daher nur die Emissionsspektren aktiver Lichtquellen, wie der Sonne aufnehmen. Für die Aufnahme von Reflexionsspektren von beleuchteten Oberflächen werden sehr teure und aufwändige Präzisionsmessgeräte verwendet. Diese geben dafür sehr interessante und aufschlussreiche Einblicke in das Reflexionsverhalten bestimmter Untergründe. Dabei stellt man fest, dass alle Oberflächen ein ganz spezielles, individuelles Reflexionsverhalten haben – gewissermaßen einen spektralen Fingerabdruck. Abbildung 4 zeigt die Reflexion von gesunder Vegetation. Es fällt auf, dass diese vor allem Strahlung im nahen Infraroten sehr stark reflektiert. Auch das relative Maximum um 500 nm (grün!) fällt auf. Dieses ist aber viel schwächer, als die Infrarotreflexion. Wenn wir mit unseren Augen in diesem Wellenlängenbereich sehen könnten, würden wir Pflanzen demnach nicht als grün sondern als „infrarot“ wahrnehmen (wie auch immer das dann aussähe).

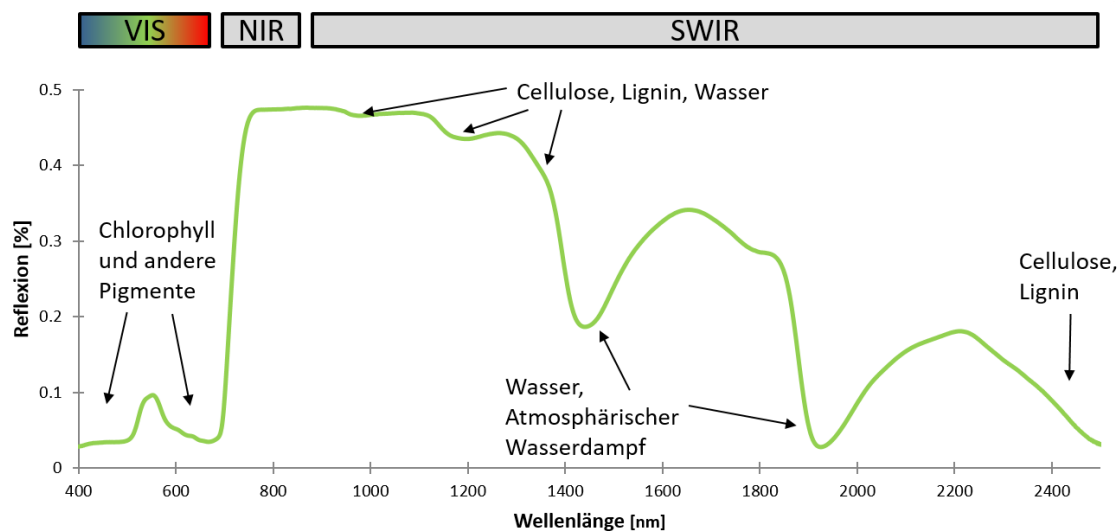


Abbildung 4: Reflektanz einer gesunden Pflanze: Während sichtbares Licht von den Zellen absorbiert wird, reflektiert die Pflanze den NIR-Anteil stark (hohe Reflektanz).

Fernerkundung von Vegetation

Da Pflanzen die Grundlage allen Lebens sind, ist es besonders wichtig, über den Zustand der Vegetation auf der Erde genauestens Bescheid zu wissen. Man macht sich hierzu eine ganz besondere Eigenschaft von gesunden Pflanzen zunutze: Während deren Blätter das sichtbare Licht, vor allem rotes und blaues, bei der Photosynthese stark absorbieren, reflektieren sie nahe Infrarotstrahlung fast vollständig. In diesem Zusammenhang spricht man auch von der Reflektanz ρ einer Oberfläche, welche angibt, wie stark sie Strahlung einer bestimmten Wellenlänge reflektiert. Genauer

$$\rho = \frac{P_r}{P_0}$$

Dabei ist P_r die reflektierte Leistung und P_0 die einfallende Leistung. Im NIR reflektieren gesunde Pflanzen stark, was mit einer hohen Reflektanz einhergeht. Im sichtbaren – insbesondere bei rotem Licht – ist die Reflektanz hingegen gering.

Um die Vitalität von Vegetation großräumig zu erfassen, kann das charakteristische Reflexionsverhalten genutzt werden. Im so genannten normalisierten differenzierten Vegetationsindex NDVI wird der Unterschied zwischen den Reflektanzen im NIR ρ_{NIR} und im sichtbaren roten Bereich ρ_{RED} als Maß für die Vitalität der Vegetation herangezogen:

$$NDVI = \frac{\rho_{NIR} - \rho_{RED}}{\rho_{NIR} + \rho_{RED}}$$

Die Differenz der Reflektanzen wird zur Normierung auf ein Intervall von -1 bis +1 durch deren Summe geteilt. Daraus folgt für gesunde Vegetation ein hoher NDVI nahe 1. In der Tabelle sind einige typische NDVI-Werte aufgelistet:

NDVI	Oberfläche
NDVI < 0	Wasser, Schnee, Wolken
NDVI \approx 0	Erdboden
0 < NDVI < 0,5	nicht vitale Vegetation
NDVI > 0,7	vitale Vegetation

Fernerkundungssatelliten nehmen Daten in verschiedenen Spektralkanälen auf. Neben sichtbarem Licht in den Kanälen Rot, Grün und Blau, wird auch Infrarotstrahlung gemessen. Um die Komplexität der Bilder zu vermindern und um quantitative Aussagen über die Vegetation zu treffen, wird mit speziellen Computerprogrammen an jedem Bildpunkt (Pixel) der NDVI berechnet. Die Werte bekommen eine Farbzueweisung wie in der Tabelle, also meist Grüntöne für hohen NDVI, Braun für Werte um Null und weiß für negativen NDVI. Diese Falschfarbenbilder erlauben eine einfache Analyse der Daten nach dem konkreten Merkmal „Vegetation“. Für andere Oberflächen, wie beispielsweise Schnee oder Wasser aber auf für spezielle Mineralien, existieren viele weitere Indizes, welche auf anderen Spektralkanälen basieren.

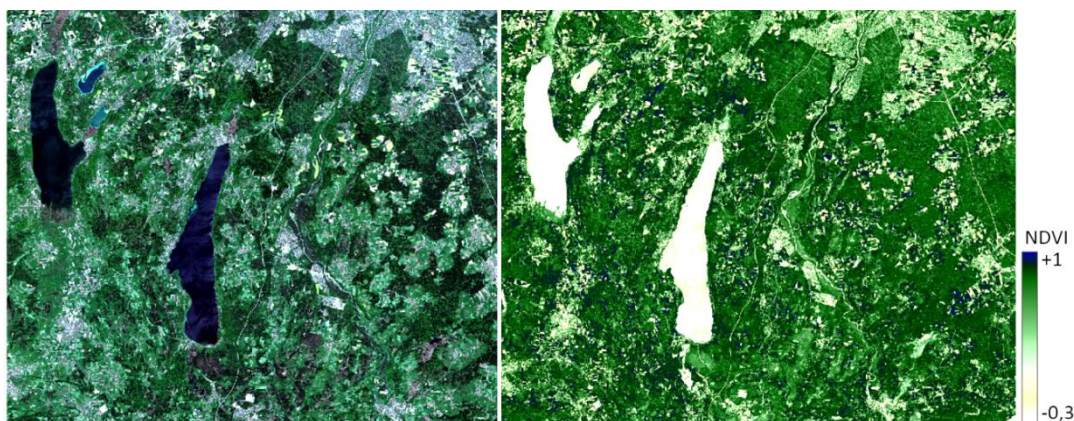


Abbildung 5: Satellitenaufnahmen des Fünf-Seen-Landes südwestlich von München als RGB-Echtfarbenbild (links) und als NDVI-Falschfarbenbild (rechts).

Darstellung der Erdoberfläche mit Falschfarbenbildern

Um die Vegetation der Erde großräumig zu untersuchen, werden von Satelliten aus Aufnahmen in unterschiedlichen Spektralkanälen gemacht. Neben dem sichtbaren blauen, grünen und roten Kanal sind dies auch verschiedene Infrarotkanäle vom NIR bis ins thermale MIR und darüber hinaus. Die Daten kann man bei den europäischen Sentinel- und den US-amerikanischen Landsat Satelliten kostenlos im Internet downloaden.

Zur Bearbeitung der Daten empfehlen wir das Programm LEOWorks von der Europäischen Weltraumagentur (ESA, Download unter: <http://leoworks.terrasigna.com/leoworks>). Die kostenlose Software wurde speziell für Schüler weiterführender Schulen entwickelt und ermöglicht die selbstständige Bearbeitung von Satellitenbildern. Durch einfache Bearbeitungstools werden u.a. eine Bildschirmdarstellung, einfache Analysen, die Bearbeitung oder die Auswertung von Satellitenaufnahmen ermöglicht. In unserem Tutorial [Getting Started with LEOWorks](#) sind die grundlegenden Funktionen und Analysetools der Software näher erläutert.

Download von Satellitendaten

Die Satelliten Landsat-7 und Sentinel-2 liefern in regelmäßigen Abständen Aufnahmen unserer Erdoberfläche, welche zur Oberflächenklassifizierung genutzt werden können. Während Sentinel-2 ein Satellitensystem der ESA ist (Download der Daten über die Sentinel Scientific Data Hub: <https://scihub.copernicus.eu/>) erfolgt die Datenbereitstellung der Landsat Satelliten über das amerikanische USGS (U.S. Geological Survey). Die Plattform Earth Explorer (<https://earthexplorer.usgs.gov/>) ermöglicht beispielsweise nach Registrierung den Download verschiedener Landsat-Produkte.

Über eine browserbasierte Benutzeroberfläche kann in der gewünschten Region zwischen allen zeitlich verfügbaren Daten ausgewählt werden. Nach erfolgreichem Download können die Daten entpackt und anschließend in LEOWorks dargestellt werden. Die Daten des Satelliten Sentinel-2 müssen vor der Auswertung aufbereitet werden, da diese nicht in einem von LEOWorks lesbaren Format vorliegen. Die Aufbereitung wird in einem Tutorial genauer erläutert.

(http://www.sattec.org/unterrichtsmaterial/inhalte_sattec_lfbs/umwandlung_von_rohdate_n.pdf)

Erstellen von NDVI-Bildern mit LEOWorks

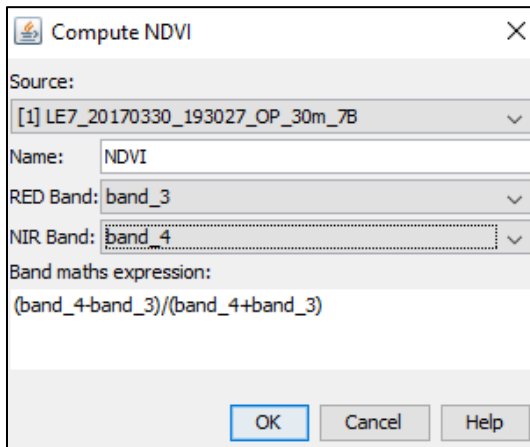


Abbildung 6: Auswahl der zur Berechnung des NDVIs benötigten Kanäle eines Satellitenbildes von Landsat 7. Für den roten Wellenlängenbereich muss der dritte Kanal und für das NIR der vierte Kanal gewählt werden.

Abbildung 6). Die Berechnung erfolgt automatisch und pixelweise.

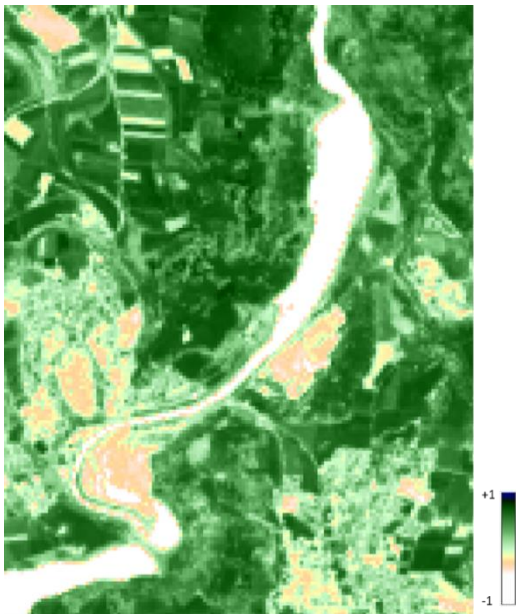


Abbildung 7: Pixelbasiert berechnete NDVIs, dargestellt mit der in LEOWorks automatisch hinterlegten Farbzuweisung.

die farbliche Darstellung können individuell durch das Tool „Color Manipulation“ angepasst werden. Hierzu die Slider mit der Maus verschieben, durch Rechtsklick nicht benötigte entfernen oder zusätzliche Wertebereiche hinzufügen. Auch die farbliche Zuweisung der Klassen kann individuell angepasst werden.

Die Software LEOWorks bietet ein großes Set an Tools, mit Hilfe derer verschiedene Bildauswertungen durchgeführt werden können. Das Tool „Compute a NDVI“ erlaubt die eine einfache Erstellung von NDVI-Falschfarbenbildern. Nach Anklicken des Tools können im hierauf geöffneten Fenster die Kanäle (engl. „Bands“), welche zur Berechnung des NDVIs benötigt werden, gewählt werden. Bei Landsat 7 muss für den roten Wellenlängenbereich der dritte und für das NIR der vierte Kanal verwendet werden (vgl.

LEOWorks hinterlegt jeder NDVI-Berechnung automatisch eine voreingestellte Farbzuweisung, sodass die verschiedenen NDVIs des Outputbildes mittels einer Pseudofarbdarstellung visuell gut unterscheidbar sind. Die hinterlegte Farbpalette zeigt negative Werte in Weiß und solche nahe Null in Brauntönen, während hohe Vegetationsindices in unterschiedlichen Grüntönen dargestellt werden (vgl. Abbildung 7). Die einzelnen Pixelwerte können über das Tool Pixel Info durch Klick auf ein beliebiges Pixel abgerufen werden.

Die Wertebereiche und dementsprechend auch

Eigene NDVI-Bilder erstellen

An Stelle der echten Satellitendaten der ESA und NASA kann man mit kostengünstigen, modifizierten so genannten „Mobius ActionCams“ selbst NDVI-Bilder erstellen. Dies ist möglich, da diese Kameras, wie die meisten Digitalkameras, auch für NIR empfindlich sind.

DIY: Eine NDVI-Kamera im Eigenbau

Um eine normale Digitalkamera zur NDVI-Kamera umzubauen, muss zuerst der eingebaute Infrarot-Sperrfilter entfernt werden. Hierzu wird das Kameragehäuse mit einem kleinen Kreuzschraubendreher geöffnet und anschließend das Objektiv herausgeschraubt. Der IR-Sperrfilter (kleines Glasplättchen) kann nun mit einem feinen Schlitzschraubendreher vorsichtig herausgebrochen werden (Abbildung 8).



Abbildung 8: Umbau einer einfachen Digitalkamera zur NDVI-Kamera. Zuerst wird der eingebaute IR-Sperrfilter entfernt.

Der IR-Sperrfilter wird nun durch ein passendes zugeschnittenes Stück roter Filterfolie ersetzt. Dieses erhält man entweder im Spezialhandel, im Internet oder direkt beim SatTec-Projektteam (Email). Am einfachsten ist es, wenn die Filterfolie mit ganz wenig Sekundenkleber an die Stelle des IR-Sperrfilters geklebt wird. Beim Umgang mit dem Klebstoff muss man sehr vorsichtig sein, damit nichts davon auf die Linsen des Objektivs fließt. Das so umgebaute Objektiv wird nun wieder eingeschraubt. Da die Filterfolie dünner ist als der IR-Sperrfilter ändern sich die optischen Eigenschaften der Kamera etwas. Es empfiehlt sich daher, die Kamera nach dem Zusammenbau des Objektivs als Webcam an einen Computer anzuschließen und die Bildschärfe durch Drehen des Objektivs zu optimieren. Anschließend wird alles wieder zusammengebaut.



Abbildung 9: Der IR-Sperrfilter wird durch ein Stück roter Filterfolie ersetzt.

Funktionsweise der NDVI-Kamera

Bei einer Digitalkamera entsteht ein Farbbild durch einen speziellen Farbfilter, den Bayer-Filter. Dieser liegt als Mosaik mit den Grundfarben Rot, Grün und Blau über einem Lichtsensor (CMOS- oder CCD-Chip). Vom sichtbaren Licht lassen rote Filterbereiche nur rotes Licht, grüne grünes und blaue blaues Licht auf den Lichtsensor hindurch. Andere Farben entstehen durch Mischung der Grundfarben. Im unsichtbaren nahen Infrarot (NIR, ab etwa 750 nm) ist Bildsensor aber ebenfalls empfindlich (Abbildung 10).

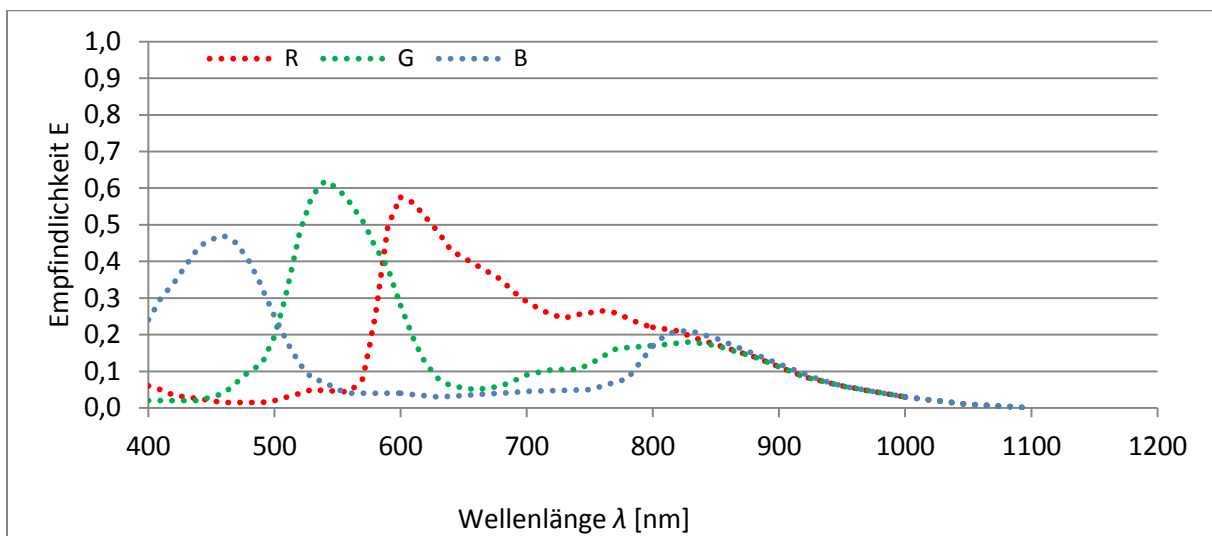


Abbildung 10: Empfindlichkeit eines typischen Bildsensors einer Digitalkamera. Auch im NIR, bei Wellenlängen über 750 nm ist der Sensor empfindlich.

Um mit der Kamera Bilder zu erhalten, welche dem Eindruck des menschlichen Auges entsprechen, werden bei fast allen Digitalkameras Infrarotsperrfilter zwischen dem Kameraobjektiv und dem Bildsensor angebracht. Diese lassen sichtbares Licht hindurch aber keine Infrarotstrahlung. So kommt auf dem Sensor nur Licht an, welches wir mit unseren Augen auch sehen können (Abbildung 11).

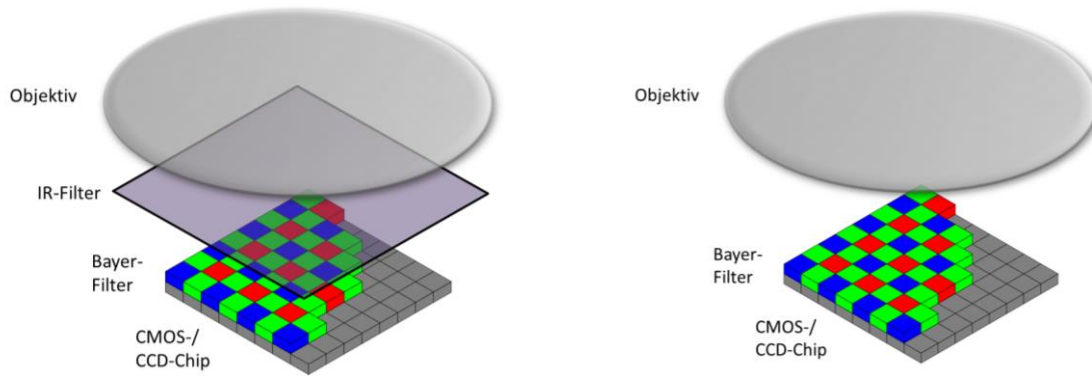


Abbildung 11: Normale Digitalkamera: Zwischen Objektiv und Bildsensor befindet sich ein IR-Sperrfilter.

Modifizierte Digitalkamera ohne IR-Sperrfilter: Nun kann auch NIR-Strahlung empfangen werden.

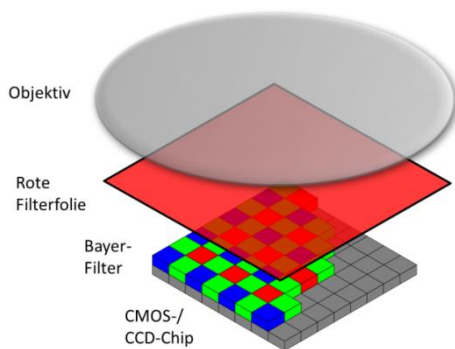


Abbildung 12: Aufbau des modifizierten Bildsensors der NDVI-Kamera. Anstelle des IR-Sperrfilters befindet sich die rote Filterfolie. So kommt nur rotes Licht und NIR

Für den NDVI benötigt man Aufnahmen im roten Licht und im unsichtbaren nahen Infrarot (NIR). Dies erhält man, wenn man anstelle des IR-Sperrfilters eine rote Filterfolie einbaut. Diese ist für blaues und grünes Licht nahezu undurchlässig, während sie jedoch rotes Licht und NIR hindurch lässt. Auf dem roten Bildkanal kommt somit rotes Licht (und etwas NIR) an, auf dem blauen und grünen Kanal nur noch NIR.

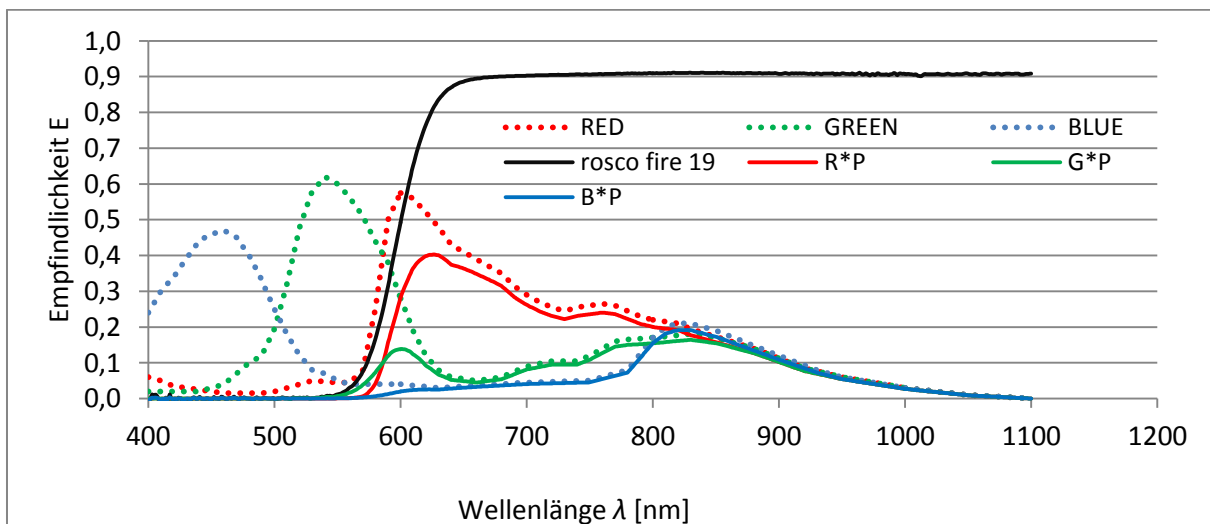


Abbildung 13: Überlagerte Empfindlichkeit mit rotem Filter. Auf dem blauen Bildkanal kommt jetzt nur noch Infrarotstrahlung an.

Auf den Bildern der NDVI-Kamera zeichnet sich gesunde Vegetation durch eine blaue Farbe aus. Dies liegt daran, dass Pflanzen stark im NIR reflektieren. Diese Strahlung wird nun aber

gerade auf dem blauen Bildkanal gemessen. Man nennt den blauen Kanal der NDVI-Kamera daher manchmal auch „infrablue“.

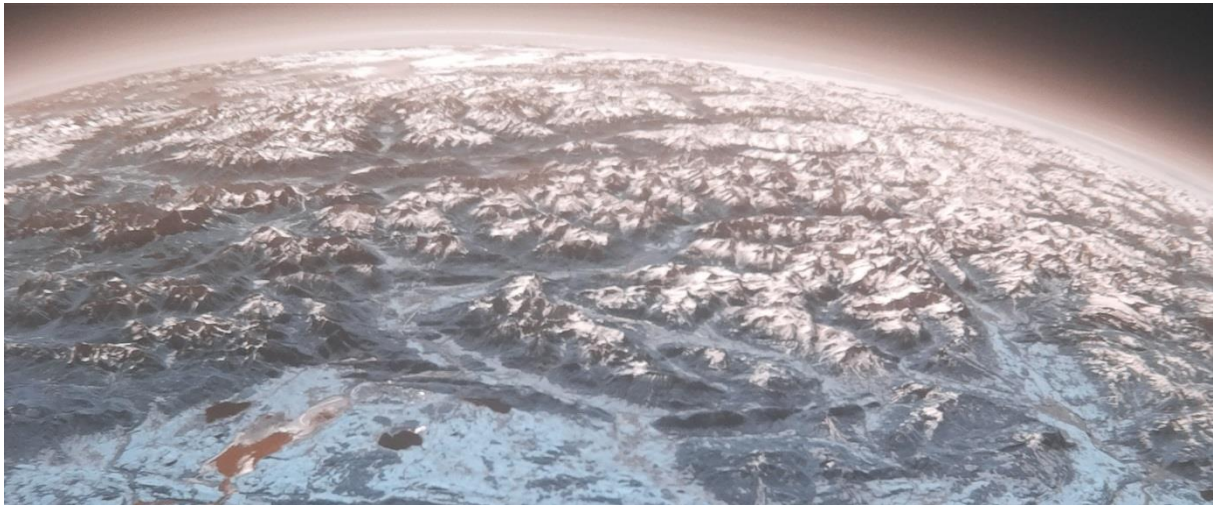


Abbildung 14: Aufnahme der Alpen und des Voralpenlandes mit einer Mobius-NDVI Kamera vom Wetterballon aus. Vegetation erscheint bläulich auf Grund der hohen Infrarotreflektanz.

Wie Abbildung 13 zeigt, wird auf dem roten Bildkanal der NDVI-Kamera nun auch etwas Infrarot gemessen, was die NDVI-Werte verfälscht. Im Ergebnis führt das dazu, dass die Werte gegenüber echten Satellitendaten zu niedrig sind. Etwas Abhilfe kann man schaffen, wenn man den Weißabgleich der Kamera etwas verstellt und dadurch die Empfindlichkeit des Blauen Kanals erhöht. Dazu benötigt man das Freeware Programm [mSetup](#) (Abbildung 15). Bei den „Advanced Image Settings“ stellt man hier den Reiter bei „White Balance“ auf „Custom 1“ und stellt für den Kanal Red den Wert 290, für Green 500 und für Blue 700 ein. Diese Werte wurden durch Ausprobieren ermittelt – es schadet also nicht, eigene Versuchsreihen durchzuführen, um optimale Ergebnisse zu erhalten.

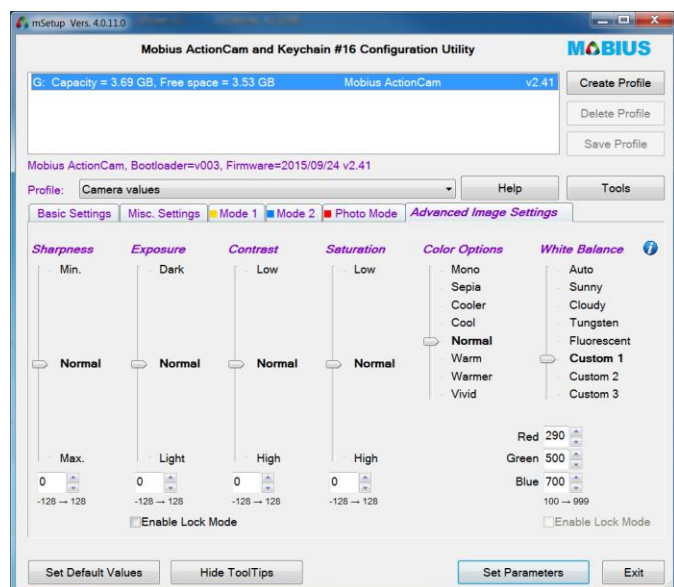


Abbildung 15: Programm mSetup. Der voreingestellte Weißabgleich sollte für die NDVI-Kamera etwas modifiziert werden.

Mit Infrarotkameras Rehkitze retten und andere nützliche Anwendungen

Jedes Jahr werden in Deutschland bei der Frühjahrsmahd über 100.000 Rehkitze durch Mähmaschinen getötet. Da die Jungtiere keinen Fluchreflex haben, sondern sich bei drohender Gefahr im hohen Gras verstecken, sind sie für die Landwirte praktisch unsichtbar. Bisher konnten die Wiesen zum Schutz der Tiere vor der Mahd nur durch sehr aufwändige Begehungen auf versteckte Rehkitze hin untersucht werden. Eine neue, viel praktischere und weniger aufwändige Lösung bietet das Überfliegen der Wiesen mit einem System aus Wärmebild- und normaler Digitalkamera (Abbildung 16).



Abbildung 16: Rehkitz im sichtbaren und im thermalen Infrarot. Die Wärmestrahlung des mittleren Infrarot kann auch höheres Gras gut durchdringen. Dadurch kann man das Kitz auch aus größerer Höhe erkennen.

Auf den Wärmebildern einer Thermalkamera werden wärmere Bereiche meist mit roten bis gelben Farben, kältere Bereiche durch dunkles Blau gekennzeichnet. Dies ist jedoch nur eine mögliche Darstellungsform, da Infrarotstrahlung keine Farbe im engeren Sinne hat. Während die Strahlung Materialien wie dünnen Kunststoff, beispielsweise von Verpackungen oder eines Luftballons fast ungehindert durchdringt, wird sie von Fensterglas reflektiert. Man kann beobachten, dass die Durchlässigkeit für Strahlung stark von der jeweiligen Wellenlänge abhängt. Dies nutzt man auch bei der Erfassung von Waldbränden vom Satelliten aus. Im Gegensatz zum sichtbaren Licht kann die thermale Infrarotstrahlung den beim Brand entstehenden Rauch durchdringen, wodurch Brandherde sichtbar werden.

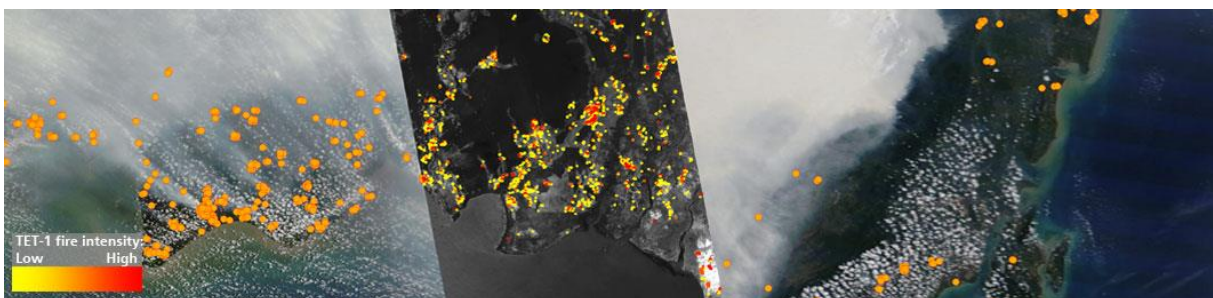


Abbildung 17: Waldbrände vom Satelliten aus gesehen. Quelle: DLR

Do it yourself: Infrarotmessungen selbst durchführen

Nicht nur Satelliten können Temperaturen über größere Distanzen berührungslos messen. Mit einem so genannten Pyrometer (Abbildung 18 – auch Infrarotthermometer genannt) kann man ohne direkten Kontakt die Temperatur von unterschiedlichen Körpern bestimmen. Dabei macht man sich zunutze, dass jeder Körper mit einer Temperatur über dem absoluten Nullpunkt (ca. -273°C) (Wärme-) Strahlung abgibt.



Abbildung 18: Einfaches, kostengünstiges Pyrometer.
Quelle: Wikipedia, Hedwig Storch

Nach dem Stefan-Boltzmann-Gesetz ist die Strahlungsleistung abhängig von der Oberfläche A des Strahlers und dessen absoluter Temperatur T (in Kelvin gemessen):

$$P = \sigma \cdot A \cdot T^4$$

Dabei ist $\sigma = 5,6704 \cdot 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{m}^2 \cdot \text{K}^4}$ die Stefan-Boltzmann-Konstante. Die obige Formel besagt, dass ein Körper umso mehr Strahlungsleistung abgibt, je größer und je heißer er ist. Wenn man beispielsweise die Temperatur eines Glühdrahtes von 300 K (Zimmertemperatur) auf 600 K (noch nicht sichtbare Infrarotstrahlung) verdoppelt so versechzehnfacht sich die abgegebene Strahlungsleistung ($2^4 = 16$).

Dieser Zusammenhang wird bei Pyrometern zur berührungslosen Temperaturmessung genutzt. Mit entsprechenden Sensoren wird die Strahlungsleistung gemessen und daraus die Temperatur abgeleitet. Eine ausführliche Erklärung der Technik gibt es unter <http://www.nbn-elektronik.ch/shop/files/Optris-Grundlagen-Temperaturmessung-mit-Infrarot-Pyrometer-und-Waermebildkamera.pdf>. Einfache Pyrometer sind bereits für etwa 10 € im Internetversand erhältlich, so dass diese Technik immer stärker Einzug in unseren Alltag findet.

Zur Erstellung eigener Infrarotbilder kann man entweder spezielle Kameras, wie die relativ kostengünstige FLIR ONE fürs Smartphone verwenden oder man baut selbst eine Digitalkamera um. Hierzu muss zuerst der IR-Sperrfilter entnommen werden. Um die IR-Empfindlichkeit zu erhöhen, muss das sichtbare Licht mit einem entsprechenden Filter herausgefiltert werden. Hierzu eignet sich beispielsweise ein belichteter, entwickelter Fotofilm oder das so genannte LUXACRYL (<https://www.go-ttv.de/luxacryl-ir>).



Abbildung 19: Umbau einer Mobius Action Cam zur NIR-Kamera. Der IR-Sperrfilter wird ersetzt durch Material, welches kein sichtbares Licht aber Infrarotstrahlung hindurchlässt.

Mit solchen Kameras sieht man beispielsweise eine heiße Herdplatte oder einen Haartrockner im Infraroten leuchten. Allerdings nur, wenn diese bereits recht heiß sind. Interessant sind auch Aufnahmen vom menschlichen Körper. Besonders schön sind aber Naturaufnahmen: Wegen ihrer starken Infrarotreflektanz scheinen Pflanzen auf Infrarotbildern hell zu leuchten, wodurch ein geradezu mystischer Effekt entsteht. Infrarotbilder sind damit nicht nur aus wissenschaftlicher Sicht zur Satellitenfernerkundung interessant sondern in ihrer Ästhetik auch sehr ansprechend und faszinierend.



Abbildung 20: Pflanzen leuchten hell im nahen Infrarot. Quelle: Wikipedia

Das Projekt SatTec, zu dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wird mit Mitteln des Bundes-Ministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert.

Literatur

- [1] Von Bueren, S. K., Burkart, A., Hueni, A., Rascher, U., Tuohy, M. P. & Yule, I. J. (2015). Deploying four optical UAV-based sensors over grassland: challenges and limitations. *Biogeosciences*, 12(1), 163.
- [2] Danner, M. & Schüttler, T. (2017). Rückgang der alpinen Vergletscherung. Das Beispiel der Öztaler Alpen. *Praxis Geographie*, 46(9), 4-9.
- [3] Duit, R. & Mikelskis-Seifert, S. (2010). Piko-Brief Nr. 5 Kontextorientierter Physikunterricht. Duit, R.: Piko-Briefe –Der fachdidaktische Forschungsstand kurzgefasst, <http://www.ipn.unikiel.de/de/das-ipn/abteilungen/didaktik-derphysik/piko/pikobriefe032010.pdf> – abgerufen am 20.07.2017.
- [4] Girwidz, R. (2008). Berührungslose Temperaturmessung im Physikunterricht. *PhyDid A-Physik und Didaktik in Schule und Hochschule*, 1(7), 01-08.
- [5] Girwidz, R. & Rubitzko, Th. (2008). Einblicke in die Welt der nahen Infrarotstrahlung. *Praxis der Naturwissenschaften – Physik in der Schule* 8/(57), 31-37.
- [6] Jones, H. & Vaughan, R. (2010). Remote Sensing of Vegetation. Oxford University Press, Oxford.
- [7] Mangold, K., Shaw, J. & Vollmer, M. (2013). The physics of near-infrared photography. *European Journal of Physics* 34 (2013), 51-71.
- [8] Molz, A., Kuhn, J. & Wilhelm, T. (2016). Das Unsichtbare sichtbar machen: Smartphones als Wärmebildkamera. *Physik in unserer Zeit* 47 (5), 255-256.
- [9] Nordmeier, V., Strahl, A, Kirstein, J. & Müller, R. (2008). Spannende Versuche mit der Wärmebildkamera. *Praxis der Naturwissenschaften – Physik in der Schule* 8/(57), 15-20.
- [10] Optris (2017). Grundlagen der berührungslosen Temperaturmessung. http://www.optris.de/fachartikel?file=tl_files/pdf/Downloads/Zubehoer/IR-Grundlagen.pdf
- [11] Primicerio, J., Di Gennaro, S. F., Fiorillo, E., Genesio, L., Lugato, E., Matese, A. & Vaccari, F. P. (2012). A flexible unmanned aerial vehicle for precision agriculture. *Precision Agriculture*, 13(4), 517-523.
- [12] Schüttler, T., Girwidz, R. & Zepp, S. (2017). [Validierung von NDVI-Messungen mit einer modifizierten Digitalkamera – Fernerkundung von Vegetation als Thema des Physikunterrichts](#). Physik und Didaktik in Schule und Hochschule PhyDid A. (pp. 81-90)
- [13] Vollmer, M. & Möllmann, K.-P. (2010). *Infrared thermal imaging: fundamentals, research and applications*. John Wiley & Sons, Weinheim.

Abbildungen

Abbildung 1: Das kontinuierliche Spektrum der Sonne	2
Abbildung 2: Atmosphärisches Fenster.....	3
Abbildung 3: Aufspaltung (Dispersion) von weißem Licht. Quelle: Wikipedia.....	3
Abbildung 4: Reflektanz einer gesunden Pflanze	4
Abbildung 5: Satellitenaufnahmen des Fünf-Seen-Landes südwestlich von München	5
Abbildung 6: NDVI-Kanäle eines Satellitenbildes von Landsat 7	7
Abbildung 7: NDVI, dargestellt mit der in LEOWorks automatisch hinterlegten Farbuweisung.....	7
Abbildung 8: Umbau einer einfachen Digitalkamera zur NDVI-Kamera	8
Abbildung 9: Der IR-Sperrfilter wird durch ein Stück roter Filterfolie ersetzt.	9
Abbildung 10: Empfindlichkeit eines typischen Bildsensors einer Digitalkamera.	9
Abbildung 11: Zwischen Objektiv und Bildsensor befindet sich ein IR-Sperrfilter.....	10
Abbildung 12: Aufbau des modifizierten Bildsensors der NDVI-Kamera.	10
Abbildung 13: Überlagerte Empfindlichkeit mit rotem Filter.	10
Abbildung 14: Alpen und Voralpenland mit einer NDVI Kamera vom Wetterballon aus	11
Abbildung 15: Programm mSetup.....	11
Abbildung 16: Rehkitz im sichtbaren und im thermalen Infrarot.	12
Abbildung 17: Waldbrände vom Satelliten aus gesehen. Quelle: DLR.....	12
Abbildung 18: Einfaches, kostengünstiges Pyrometer. Quelle: Wikipedia, Hedwig Storch.....	13
Abbildung 19: Umbau einer Mobius Action Cam zur NIR-Kamera.....	14
Abbildung 20: Pflanzen leuchten hell im nahen Infrarot. Quelle: Wikipedia.....	14

Getting Started with LEOWorks 4.2

(<http://leoworks.terrasigna.com/>)

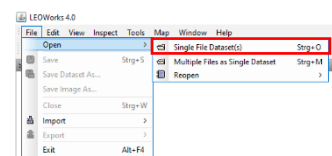
LEOWorks:

Die Freeware LEOWorks der ESA und ist speziell für Schüler entwickelt zur Analyse von Satellitenbildern. LEOWorks enthält die wichtigsten Tools, um einen Einblick in die Erdbeobachtung und Satellitenbildauswertung zu erlangen. Die Software steht unter: <http://leoworks.terrasigna.com/> zum Download für die Betriebssysteme Windows, Mac und Linux zur Verfügung.

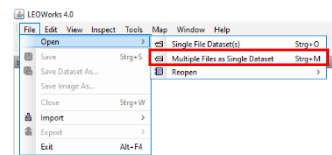
Die Software beinhaltet eine Vielzahl an einfachen Funktionen, welche die Darstellung und Analyse von Satellitenbildern ermöglicht. Da die Software sehr übersichtlich und strukturiert aufgebaut ist, fällt die Einarbeitung zumeist einfach. In diesem Tutorial werden einige grundlegende Funktionen erläutert. Für zusätzliche Informationen dient das Tutorial unter: http://esamultimedia.esa.int/eduspace/LEOworks4_beta_manual.pdf.

Laden von Daten:

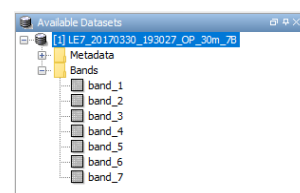
Über *Open* → *Single File Dataset* → *OK* kann ein Datensatz (GeoTIFF) in LEOWorks geladen werden.



Über *Open* → *Multiple File Single Dataset* → *OK* können mehrere einzelne Bänder eines Datensatzes (JPEG2000) in LEOWorks geladen werden.

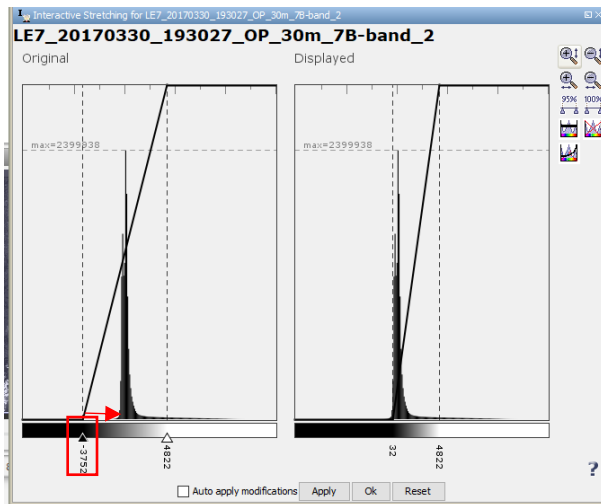


Alle bisher geöffneten Datensätze sind im linken oberen Bildbereich aufgelistet. Durch Klick auf das + bei Bands erhält man eine Übersicht über die im Datensatz enthaltenen Bänder. Bei Metadaten sind Hintergrundinformationen, wie beispielsweise die Projektion oder die Pixelauflösung des Datensatzes, bzw. der einzelnen Kanäle hinterlegt.



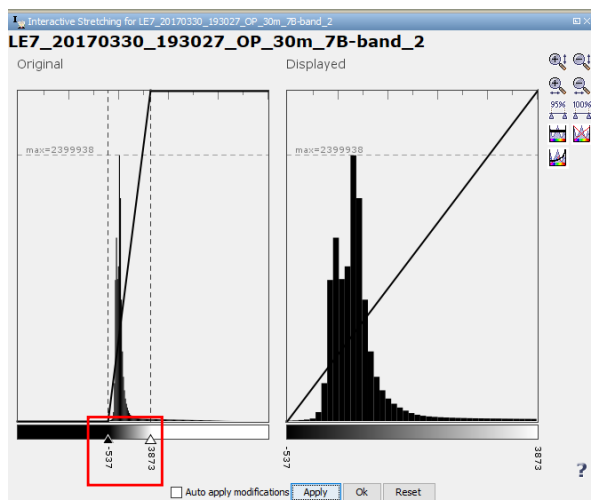
Visualisierung:

Die einzelnen Bänder können per Doppelklick geöffnet werden. Erscheint ein Bild sehr dunkel, muss die Grauwertstreckung auf den Datenbereich des Bandes angepasst werden. Hierzu hilft das Tool *Interactive Stretching*. Dies ist entweder über das Menü *Tools* → *Interactive Stretching* oder direkt in



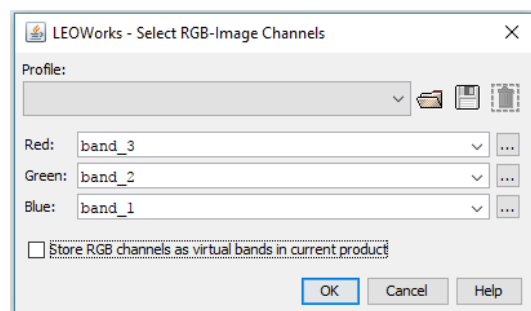
der Toolbox  zu erreichen.

Um die nicht geeignete Grauwertstreckung an den Datenbereich anzupassen, müssen die Regler an die Daten geschoben werden. Bestätigt man die neue Streckung mit *Apply* erhält man ein aufgehelltes Bild, in dem die Grauwertstreckung auf die im Band enthaltenen Daten individuell angepasst ist. Dies muss gegebenenfalls mit allen Bändern wiederholt werden.



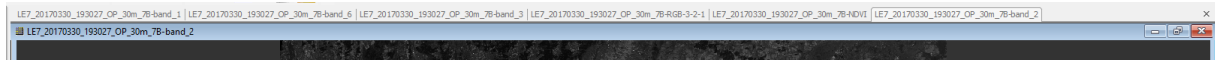
Die Anpassung ist individuell und kann mehrmals durchgeführt werden. Eine gute Anpassung erkennt man an einer kontrastreichen Darstellung des Bildes sodass Oberflächen von Weiß über die verschiedenen Grautöne bis hin zu Schwarz dargestellt sind.

Möchte man RGB-Bilder erstellen, muss man mehrere Bänder miteinander kombinieren. Hierfür kann man im Menü unter *View* → *New RGB View* die Möglichkeit zur Kombination drei beliebiger Bänder nutzen. Ein Echtfarbenbild erhält man durch die Kombination der Kanäle im visuell sichtbaren Wellenlängenbereich – Rot, Grün und Blau. Ein klassisches Falschfarbenbild, beispielsweise für qualitative Vegetationsanalysen, erhält man durch die Kombination der Bänder für nahes Infrarot (Rot), Rot (Grün) und Grün (Blau).




Falls beispielsweise das Echtfarbenbild zu dunkel erscheint, müssen die Datenbereiche der kombinierten Bänder mittels *Interactive Stretching* erneut angepasst werden.


Alle geöffneten Bänder und RGB-Kombinationen werden in LEOWorks in einer Statusleiste oberhalb der Bildausgabe angezeigt. Das jeweils dargestellte ist im Gegensatz zu allen anderen optisch heller hervorgehoben. Einzelne Ansichten können über X geschlossen werden.

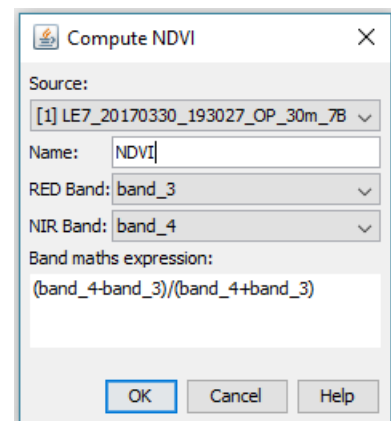




Es können auch mehrere Ansichten nebeneinander dargestellt werden. Hierzu muss man ein beliebiges Fenster verkleinern. Alle geöffneten Ansichten sind nun in verkleinerter Darstellung übereinander gelagert. Verschiebt man am oberen Bildrand eines der Fenster wird das darunter liegende sichtbar und kann auch verschoben werden.

Möchte man den gleichen Ausschnitt zweier Datensätze miteinander vergleichen ist dies möglich, wenn beide Datensätze über eine Georeferenzierung im selben Bezugssystem verfügen. In der Navigationsübersicht im linken unteren Bildbereich kann die Funktion *synchronize compatible product views*  gewählt werden und die Ansichten synchronisieren sich automatisch. Wenn man nun die Ansicht in einem der verlinkten Bilder ändert, passt sich die andere Ansicht auf denselben Bildbereich an.

NDVI-Berechnung:

Zur Berechnung des NDVIs gibt es in LEOWorks ein Tool, welches eine automatische pixelbasierte Berechnung ermöglicht. Das Tool ist entweder direkt in der Toolbox  oder über *Tools* → *NDVI* aufrufbar. Im so geöffneten Kommandofenster kann man den zu berechnenden Output benennen (Name → unter dem hier gegebenen Namen erscheint das berechnete Band später im Datenstapel) sowie die Kanäle für Rot (RED_Band) und nahes Infrarot (NIR_Band) auswählen. Im Eingabebereich *Band maths expression* kann die automatisch hinterlegte Berechnung nochmals überprüft werden oder gegebenenfalls geändert werden. Per Klick auf *OK* wird die Berechnung ausgeführt. (Sollten mehrere Datensätze geöffnet sein, kann bei *Source* selektiert werden, für welchen Datensatz die Berechnung erfolgen soll.)



Für die über das Tool *Compute NDVI* berechnete Ausgabedatei hinterlegt LEOWorks automatisch eine Farbskala. Möchte man diese verändern, oder einzelne Wertebereiche anpassen, kann dies über das Tool *Color Manipulation*  in der Toolbox geschehen. Hier kann über  eine andere Farbpalette geladen werden. Durch Klick auf die Regler können für einzelne Bereiche andere Farben gewählt werden (linke Maustaste), neue hinzugefügt, bzw. gelöscht (rechte Maustaste) oder der komplette Datenbereich durch Verschieben der äußeren Regler neu angepasst werden.

Weitere Funktionen der Toolbox

Die Toolbox von LEOWorks beinhaltet weitere Funktionen, die hier kurz beschrieben werden sollen. Eine ausführliche Beschreibung aller in LEOWorks enthaltenen Funktionen ist dem Tutorial der ESA (http://esamultimedia.esa.int/eduspace/LEOWorks4_beta_manual.pdf) zu entnehmen.



Durch Auswahl des Symbols der Hand, kann man durch Klick in die Karte den Kartenausschnitt verschieben. Dies ist beispielsweise hilfreich, wenn nach dem Zoomen nicht mehr der im Interesse liegende Ausschnitt im Bild ist.



Durch Klick auf das Tool *Data Source Information* erhält man ähnlich wie durch die Metadaten im Datenstapel Informationen über den gewählten Datensatz. Neben der Pixelauflösung sind beispielsweise auch die Eckkoordinaten des Datensatzes aufgelistet.



Das Tool *Display Pixel Location and values* ermöglicht es die Werte eines Pixels zu lesen. Durch Klick auf das Tool öffnet sich ein Fenster, welches Informationen über jedes Pixel anzeigt. Bewegt man den Mauszeiger über das Bild, werden hier Informationen wie die geographische Koordinate und der Pixelwert angezeigt.



Das Tool *Open Statistics Dialog* (\rightarrow *Compute*) ermöglicht die Berechnung der Statistik eines Kanals des Datensatzes. So erhält man beispielsweise für ein NDVI-Bild den höchsten und niedrigsten Wert des gesamten Bildes. Auch statistische Maße wie der Mittelwert oder die Standardabweichung werden berechnet.



Das Histogramm, also die Verteilung der einzelnen Werte, kann über das Tool *Open Histogram Dialog* gestartet werden. LEOWorks berechnet für alle enthaltenen Bänder der aktuellen Darstellung die Verteilungen der einzelnen Werte.



Durch Klick auf *Display Spectrum at the current Pixel Position* kann durch Klick auf ein beliebiges Pixel das zugehörige Spektrum ermittelt werden. Dargestellt wird für alle Bänder im Datensatz der jeweilige Kanalwert des selektierten Pixels.



Über das Tool *Measure a Distance* können Strecken oder Flächeninhalte ermittelt werden. Durch Auswahl der Optionen *Path* und *Metres* kann beispielsweise die Entfernung zwischen zwei Punkten durch Auswahl von zwei Orten in der Karte ermittelt werden.



Möchte man Berechnungen an einem Band durchführen oder ähnlich wie beim NDVI mehrere Bänder miteinander mathematisch kombinieren, hilft das Tool *Band Arithmetic*. Klickt man auf *Edit Expression* öffnet sich ein weiteres Fenster, in das man seine Rechenoperation eingeben kann. Zu beachten ist, dass sämtliche Rechenoperationen aus den Dropdown-Menüs ausgewählt werden sollten und nicht per Direkteingabe eingetippt werden sollten. Dies ist oftmals die Ursachen für fehlerhafte Berechnungen.

Speichern von Daten

Die berechneten Datensätze können in unterschiedlichen Datenformaten gespeichert werden. Möchte man beispielsweise ein NDVI-Bild später mit Berechnungen weiterer Satelliten vergleichen empfiehlt sich die Speicherung als GEOTiff, da man so die Georeferenzierung nicht verliert und man die Bilder zur besseren Vergleichbarkeit verlinken kann. Hierzu muss *Export* → *Export GEOTiff Product* gewählt werden. Weiter bietet LEOWorks die Möglichkeit die aktuelle Darstellung eines Bandes oder einer Berechnung als Bild zu speichern. Hierzu kann unter *Export* → *Export View as Image* unter verschiedenen Speicherformaten gewählt werden.

Man kann so auch die einzelnen Bänder eines Sentinel-2 Datensatzes als GEOTiff in einen Datensatz exportieren. Hierzu müssen allerdings die einzelnen Bänder erst über *Tools* → *Resample* auf dieselbe räumliche Auflösung gebracht werden.

Eine weitere Möglichkeit bietet der Export einer Ansicht als .kmz File. Dieses Format kann in GoogleEarth eingelesen werden und so beispielsweise ein NDVI-Bild über eine reale Abbildung der Erdoberfläche überlagert werden. Hierzu wählt man *Export* → *Export View as Google Earth KMZ*.

Zusätzliche Informationen

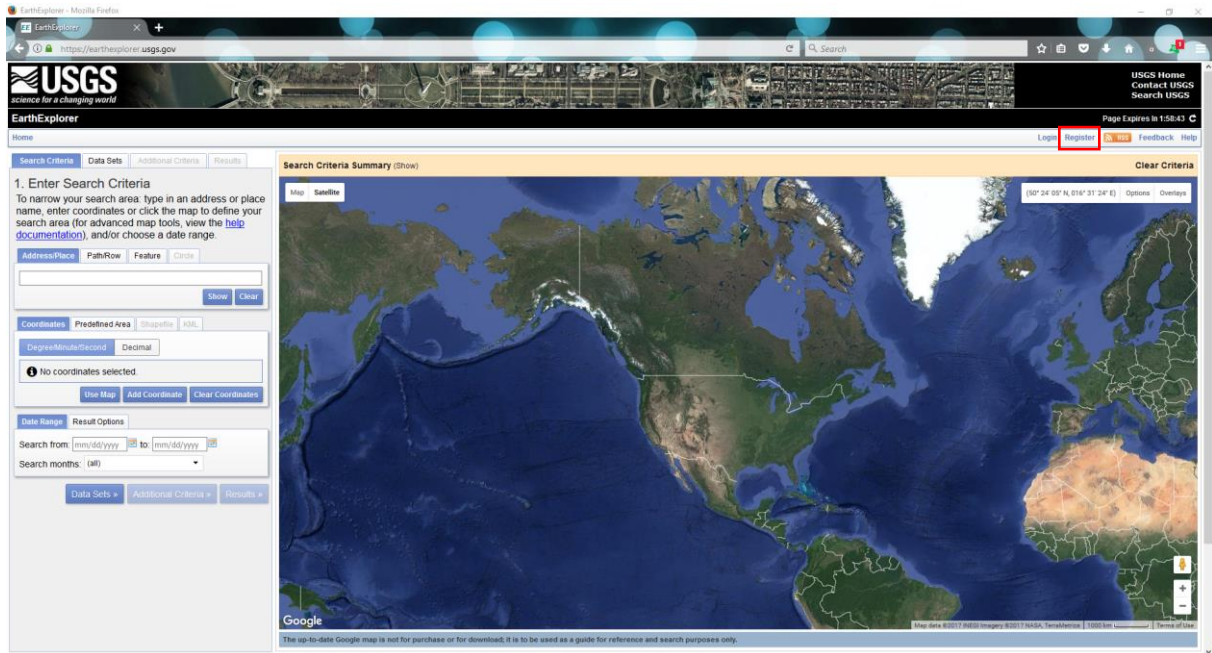
Vor allem bei älteren oder mit wenig Arbeitsspeicher ausgestatteten Systeme kann es schnell zu einer Überlastung kommen. Hierzu empfiehlt es sich nicht benötigte geöffnete Bilder zu schließen und so den Arbeitsspeicher zu entlasten.

Download von Landsat-Daten über den *EarthExplorer*

(<https://earthexplorer.usgs.gov/>)

1. Registrierung:

Um beim Webportal *EarthExplorer* Daten herunterladen zu können, muss man sich kostenfrei registrieren.



2. Datenauswahl:

Search Criteria Data Sets Additional Criteria Results

1. Enter Search Criteria
To narrow your search area: type in an address or place name, enter coordinates or click the map to define your search area (for advanced map tools, view the [help documentation](#)), and/or choose a date range.

A Address/Place Path/Row Feature Circle

Show Clear

Coordinates Predefined Area Shapefile KML

Degree/Minute/Second Decimal

No coordinates selected.

Use Map Add Coordinate Clear Coordinates

Date Range Result Options

Search from: mm/dd/yyyy to: mm/dd/yyyy

Search months: (all)

Data Sets » Additional Criteria » Results »

Nach erfolgreicher Registrierung steht jedem Nutzer das gesamte Landsat-Datenarchiv (seit 1970 bis heute; Landsat 4, 5, 7 und 8) sowie Daten zahlreicher anderer Satelliten zur Verfügung.

In der linken Bildhälfte können bestimmte Eckdaten zu den benötigten Daten angegeben, um die Suche möglichst effizient zu gestalten. Es können folgende Kriterien gesetzt werden:

- Regionaler Filter (A):

Ein regionaler Filter kann entweder direkt über eine Adresse oder durch die Auswahl einer Kachel (Path / Row; siehe zusätzliche Informationen) gesetzt werden.

- Zeitlicher Filter (B):

Des Weiteren kann ein zeitlicher Filter gesetzt werden, bei welchem neben einer Periode auch bestimmte Monate selektiert werden können.

Search Criteria Data Sets Additional Criteria Results

2. Select Your Data Set(s)

Check the boxes for the data set(s) you want to search. When done selecting data set(s), click the *Additional Criteria* or *Results* buttons below. Click the plus sign next to the category name to show a list of data sets.

Use Data Set Prefilter [\(What's This?\)](#)

Data Set Search:

- [-] Digital Maps
- [-] EO-1
- [-] Global Fiducials
- [-] HCMM
- [-] ISERV
- [-] Land Cover
- [-] Landsat
 - [-] Landsat Analysis Ready Data (ARD)
 - [-] Landsat Collection 1 Level-2 (On-Demand)
 - [-] Landsat Collection 1 Level-1
 - Landsat 8 OLI/TIRS C1 Level-1
 - Landsat 7 ETM+ C1 Level-1
 - Landsat 4-5 TM C1 Level-1
 - Landsat 1-5 MSS C1 Level-1
 - [-] Landsat Legacy
- [-] NASA LPDAAC Collections
- [-] Radar
- [-] Sentinel
- [-] UAS
- [-] Vegetation Monitoring

Clear All Selected Additional Criteria » Results »

Durch Klick auf Datasets erfolgt die Übersicht über die in der Datenbank befindlichen Satelliten.

- Auswahl des Satelliten:

Möchte man Landsat-Daten herunterladen, muss *Landsat* → *Landsat Collection 1 Level-1* und dann der betreffende Satellit (8, 7, 4+5) selektiert werden.

Search Criteria Data Sets Additional Criteria Results

3. Additional Criteria (Optional)

If you have more than one data sets selected, use the dropdown to select the additional criteria for each data set.

Data Sets:

Landsat Product Identifier

WRS Path
 to

WRS Row
 to

Land Cloud Cover

Scene Cloud Cover

Collection Category



Clear All Criteria Results »

Um die Datenauswahl noch weiter zu vereinfachen können unter dem Menüpunkt *Additional Criteria* noch weitere Filter gesetzt werden. Der hilfreichste ist die maximal zulässige Wolkenbedeckung der Szene. Hier empfiehlt es sich möglichst geringe Bedeckungsgrade (*Less than 30%*) für die Vorauswahl der Daten zuzulassen, um möglichst schnell eine geeignete Szene mit einer möglichst geringen Wolkenbedeckung zu finden.

Per Klick auf *Results* erhält man eine Übersicht mit allen Datensätzen, welche mit den gesetzten Kriterien übereinstimmen.

3. Auswahl und Download:



Falls mehrere Satelliten in der Suche selektiert wurden muss zwischen den einzelnen Datensätzen gewechselt werden (A), um eine Übersicht über die zur Verfügung stehenden Produkte zu erhalten. Durch Klick auf das Vorschau-Symbol  wird eine RGB-Darstellung geladen, durch die man beispielsweise auch die Wolkenbedeckung der Szene beurteilen kann. Hat man eine Szene ausgewählt, kann der Download direkt über Klick auf das Downloadsymbol  gestartet werden. Wählt man die letzte Option (*Level-1 GeoTIFF Data Product*) erhält man ein direkt in LEOWorks lesbares GeoTIFF.

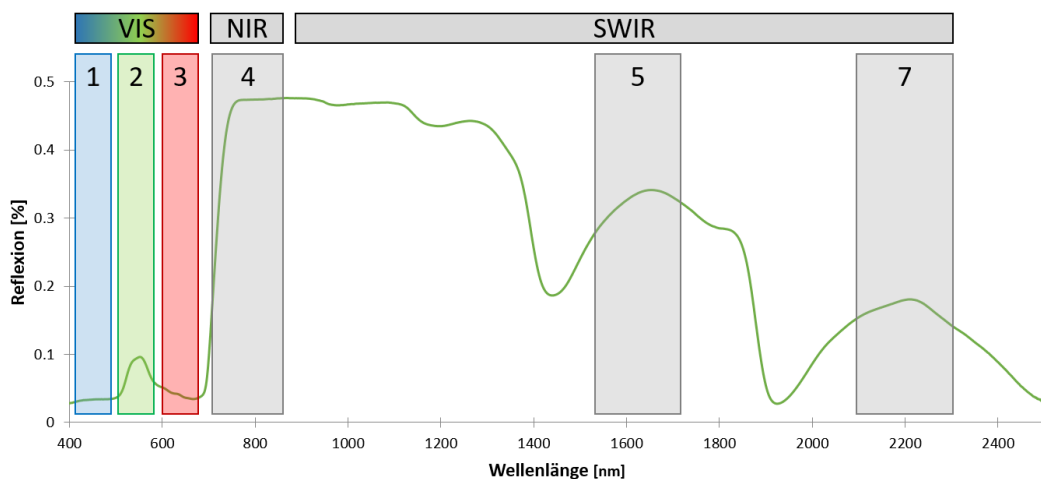
4. Entpacken der Daten

Die heruntergeladenen Daten sind gepackte Archive und müssen demnach mit geeigneter Software (beispielsweise 7-Zip) entpackt werden.

Zusätzliche Informationen:

- Die Landsatdaten stehen, ähnlich wie die Sentinel-2-Daten, als Kacheln mit einer Kantenlänge von ca. 170 km (nord-süd) und 183 km (west-ost) zur Verfügung. Jede Kachel hat einen individuell festgesetzten Fußabdruck auf der Erdoberfläche und verfügt über eine spezifische Nummerierung. Jede Szene wird über eine Angabe zu „path“ (Flugstreifen-Nr. der Flugbahn des Satelliten) und „row“ (Reihe, Bildstreifen quer dazu) definiert. Ein kml-File, welches die einzelnen Kacheln zeigt, steht zur Verfügung unter:
https://landsat.usgs.gov/sites/default/files/documents/WRS-2_bound_world.kml.
- Die Daten der Satelliten Landsat-4, 5 und 7 liegen jeweils in sieben spektralen Bändern vor:

Kanal	Spektralbereich	Wellenlänge [µm]	Auflösung [m]
Band 1	Blau	0,45 – 0,52	30
Band 2	Grün	0,52 – 0,60	30
Band 3	Rot	0,63 – 0,69	30
Band 4	NIR	0,76 – 0,90	30
Band 5	SWIR I	1,55 – 1,75	30
Band 6	Thermales Infrarot	10,40 – 12,50	120
Band 7	SWIR II	2,08 – 2,35	30



- Die Daten des Satelliten Landsat-8 liegen jeweils in 11 spektralen Bändern vor:

Kanal	Spektralbereich	Wellenlänge [µm]	Auflösung [m]
Band 1	Küsten und Aerosole	0,43 – 0,45	30
Band 2	Blau	0,45 – 0,51	30
Band 3	Grün	0,53 – 0,59	30
Band 4	Rot	0,64 – 0,67	30
Band 5	NIR	0,85 – 0,88	30
Band 6	SWIR I	1,57 – 1,65	30
Band 7	SWIR II	2,11 – 2,29	30
Band 8	Panchromatisch	0,50 – 0,68	15
Band 9	Cirrus	1,36 – 1,38	30
Band 10	Thermales Infrarot I	10,60 – 11,19	100
Band 11	Thermales Infrarot II	11,50 – 12,51	100

- Alle Landsat-Datensätze haben typischerweise dieselbe Namenskonvention:

LXSS_LLLLPPRRR_YYYYMMDD_yyyymmdd_CC_TX

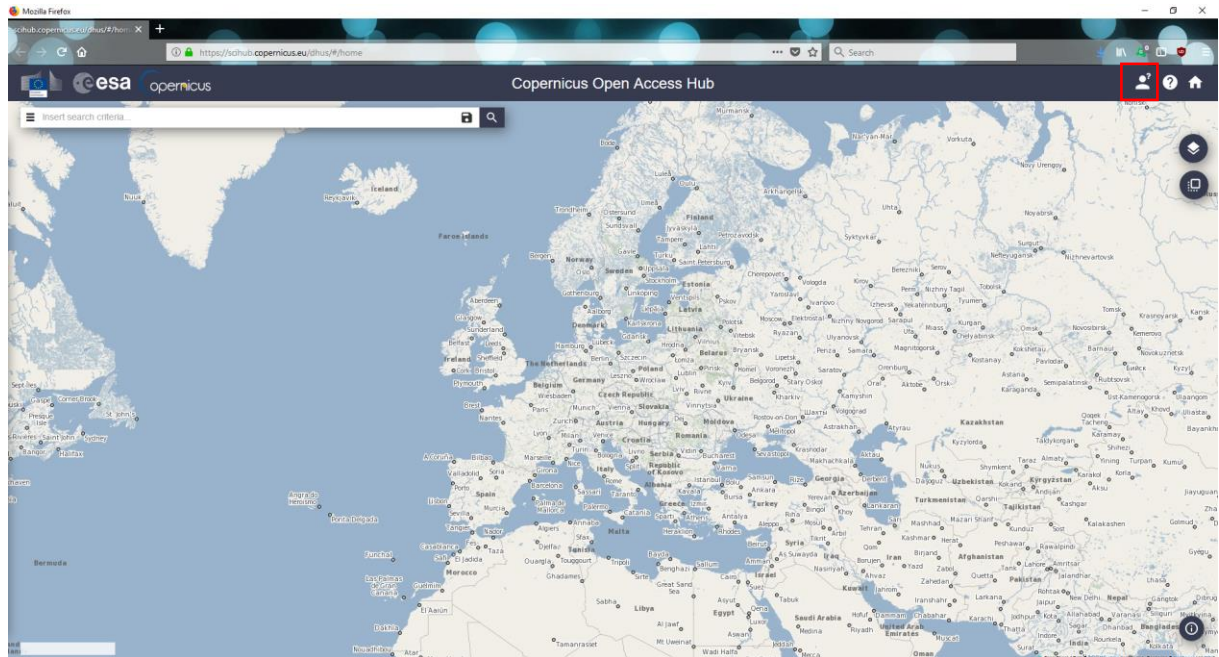
Dabei haben die einzelnen Segmente folgende Bedeutung:

- L: Landsat
 - X: Sensor
 - SS: Satellit (07 = Landsat7, 08 = Landsat8)
 - LLL: Prozessierungslevel
 - PPP: WRS path
 - RRR: WRS row
 - YYYYMMDD: Aufnahmejahr (YYYY), Monat (MM) und Tag (DD)
 - Yyyymmdd: Prozessierungsjahr (yyyy), Monat (mm) und Tag (dd)
 - CC: Erfassungsnummer
 - TX: Erfassungskategorie
- Unter <https://landsat.usgs.gov/acquisition> sind Kalender zugänglich, welche die Überflüge der einzelnen Sensoren enthalten.

Download von Sentinel-2-Daten über die *Sentinel Scientific Data Hub* der ESA (<https://scihub.copernicus.eu/dhus/#/home>)

1. Registrierung:

Um über das Portal Szenen herunterladen zu können muss man sich in einem ersten Schritt kostenfrei registrieren.



2. Datenauswahl:

Nach erfolgreicher Registrierung kann der Nutzer Daten aus dem kompletten Archiv der Satelliten Sentinel-1, -2 und -3 beziehen. Die Daten jedes Sensors werden in kleine, bei Sentinel-2 100 x 100 km große Kacheln, bzw. sogenannte [Tiles](#) verkleinert. Es kann also sein, dass ein im Interesse liegende Region von einem oder mehreren Tiles abgedeckt wird. Um sowohl eine räumliche, als auch zeitliche Vorauswahl der Daten zu treffen, gibt es in der *Data Hub* zwei Voreinstellungen für eine effiziente Suche.

2.1. Räumliche Auswahl eines Gebietes:

Eine räumliche Vorauswahl zu treffen erleichtert erheblich die Selektion der gewünschten Szenen. Man kann in der Ansicht der Science Hub zwischen zwei Modi unterscheiden:



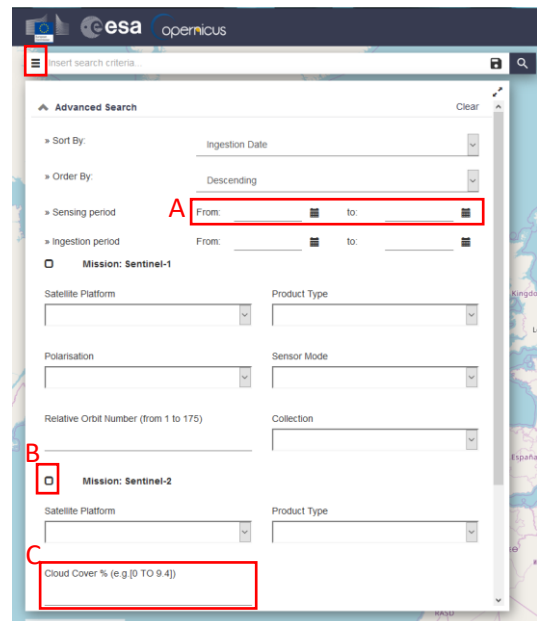
Der Standardmäßig gesetzte Modus erlaubt per Klick in die Karte einen Bereich zu selektieren, für welchen Daten gesucht werden sollen. Hierzu muss man in die Karte klicken und bei gedrückter Maustaste einen Kasten um das gewünschte Gebiet ziehen.



Per Klick auf das eben beschriebene Symbol oben rechts in der Karte kann durch Klick auf die Karte diese verschoben werden. Nach dem Hineinzoomen (beispielsweise durch das Drehen des Mauseisens) kann man so den Kartenausschnitt auf einen bestimmten Bereich verschieben um ein gewünschtes Gebiet zur Suche zu selektieren.

2.2. Zeitliche Auswahl und weitere Eigenschaften der gesuchten Daten:

Durch Öffnen des Menüs kann man als Nutzer bestimmte Eckdaten zur effizienten Suche von Daten eintragen. Hier kann neben einem zeitlichen Aufnahmezeitraum (A) der Sensortyp (B für Sentinel-2) oder auch der maximale Wolkenanteil (C) einer Szene eingetragen werden.




3. Suche:

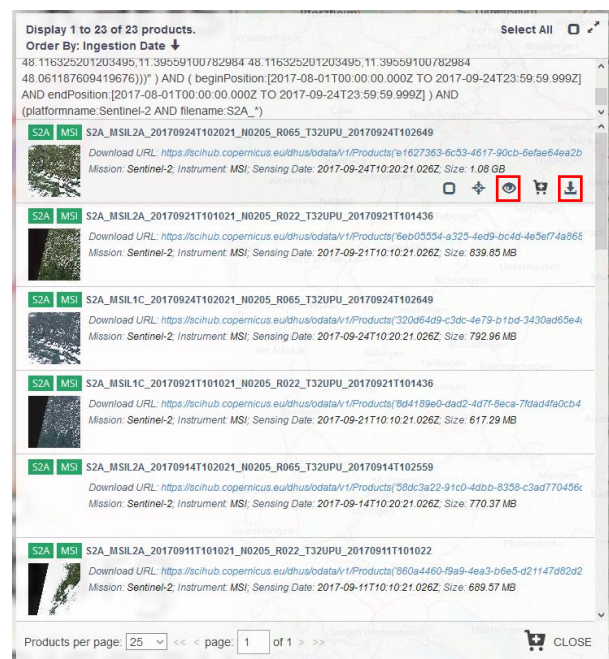
Die Suche kann per Klick auf die Lupe gestartet werden.



4. Datenauswahl und Download:

Die zur Suchanfrage passenden Daten werden alle aufgelistet. Der Nutzer sieht so alle Daten, welche im gesuchten Zeitraum mit dem räumlich gesetzten Filter übereinstimmen. Durch Klick auf das Auge  kann eine Schnellansicht des Datensatzes aufgerufen werden. Hier sieht man neben sensorspezifischen Metadaten beispielsweise auch eine RGB-Darstellung der ausgewählten Szene.

Durch Klick auf das Downloadsymbol  kann der Download direkt gestartet werden.



5. Entpacken der Daten

Die heruntergeladenen Daten sind gepackte Archive und müssen demnach mit geeigneter Software (beispielsweise 7-Zip) entpackt werden.

Zusätzliche Informationen:

- Sentinel-2-Datensätze haben typischerweise dieselbe Namensgebung:
MMM_MSIL1C_YYYYMMDDHHMMSS_Nxxyy_ROOO_Txxxxx_<Product Discriminator>.SAFE
 dabei haben die einzelnen Segmenten folgende Bedeutung:

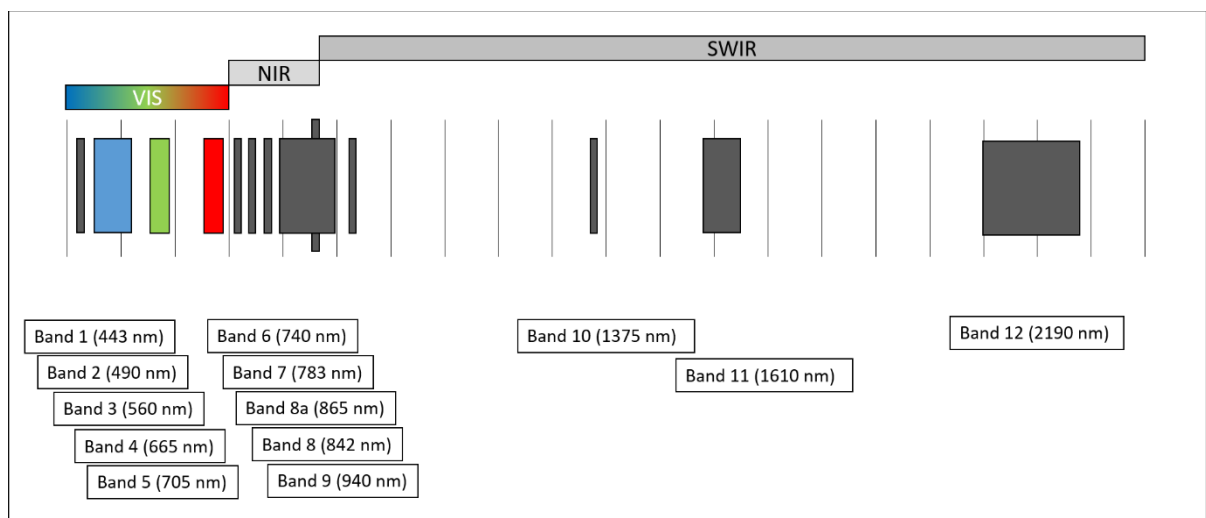
- o *MMM*: Mission (Sentinel-2: S2)
- o *MSIL1C*: Level-1C Produkt
- o *YYYYMMDDHHMMSS*: Zeitpunkt, an dem die Sensoraufnahme begonnen hat
- o *Nxxyy*: Richtlinie der Prozessierung
- o *ROOO*: Orbit-Nummer
- o *Txxxxx*: Nummer des Tiles
- o *SAFE*: Produktformat (Standard Archive Format for Europe)

Der folgende Filename:

S2A_MSIL1C_20170105T013442_N0204_R031_T53NMJ_20170105T013443.SAFE entspricht einem Level-1C Produkt, aufgenommen von Sentinel-2A am 5.01.2017 um 1:34:42 Uhr. Die Aufnahme erfolgte über dem Tile 53NMJ im relativen Orbit 031. Die Vorprozessierung fand nach der Richtlinie 02.04. statt.

- Die Daten der Satelliten Sentinel-2 liegen jeweils in 13 spektralen Bändern vor:

Kanal	Spektralbereich	Mittlere Wellenlänge [nm] (Sentinel-2A)	Bandbreite [nm] (Sentinel-2A)	Auflösung [m]
Band 1	Blau	443,9	27	60
Band 2	Blau	496,6	96	10
Band 3	Grün	560,0	45	10
Band 4	Rot	664,5	38	10
Band 5	NIR I	703,9	19	20
Band 6	NIR II	740,2	18	20
Band 7	NIR III	782,5	28	20
Band 8	NIR IV	835,1	145	10
Band 8a	NIR V	864,8	33	20
Band 9	NIR VI	945,0	26	60
Band 10	SWIR I	1373,5	75	60
Band 11	SWIR II	1613,7	143	20
Band 12	SWIR III	2202,4	242	20



- Die ESA veröffentlicht in regelmäßigen Abständen ein mittels GoogleEarth lesbares KML-File, welches die zeitlichen Überflüge der Satelliten Sentinel-2 beinhaltet (<https://sentinel.esa.int/web/sentinel/missions/sentinel-2/acquisition-plans>).
- Das Datenformat von Sentinel-2 ist JPEG2000, welches zwar in LEOWorks eingelesen werden kann, erfordert allerdings einen größeren Verarbeitungsaufwand. Ein Tutorial, welches die Umwandlung von JPEG2000 in GeoTiffs beschreibt ist verfügbar unter: https://www.sattec.org/projektsattec/inhalte_sattec_lfbs/umwandlung_von_rohdaten.pdf
- Es können maximal zwei Downloads parallel gestartet werden.

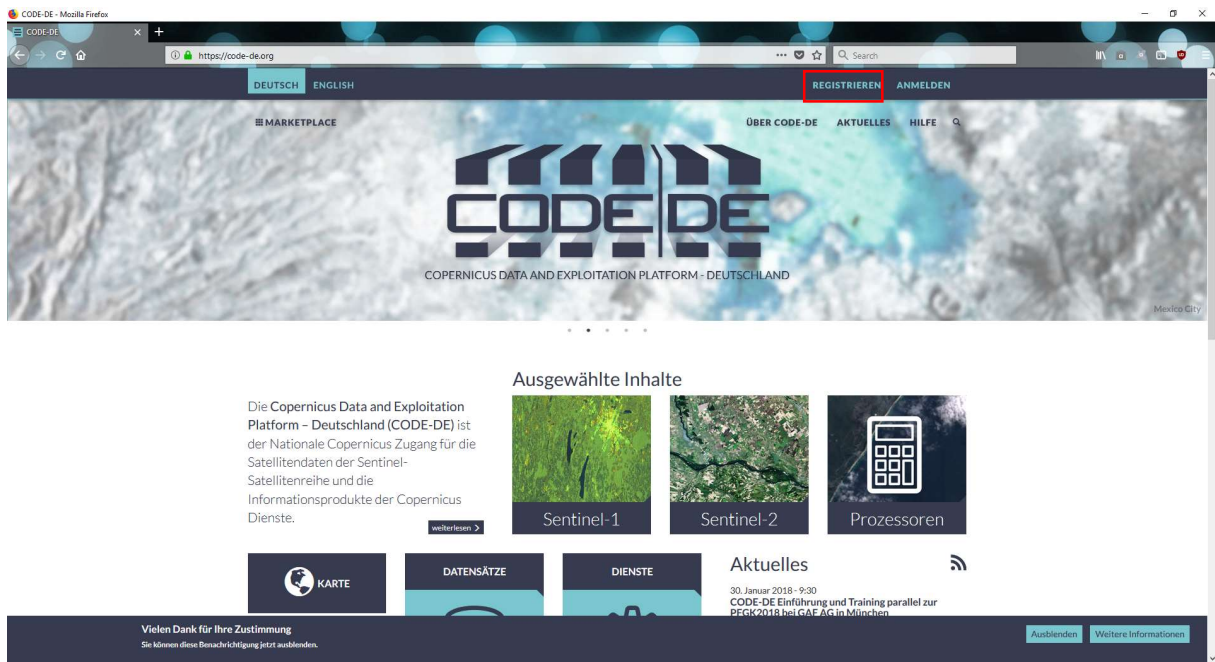
Download von Sentinel-2-Daten über den CODE-DE

(<https://code-de.org/>)

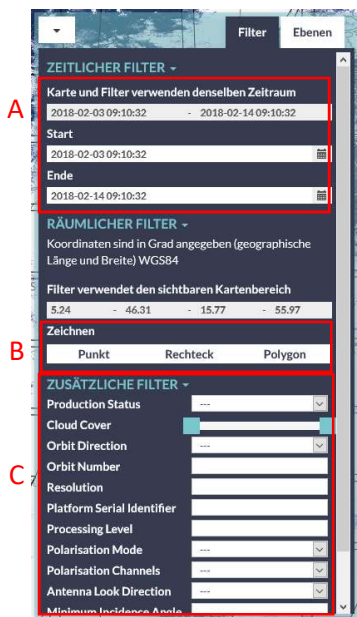
Die „Copernicus Data and Exploitation Platform – Deutschland“ (CODE-DE) bietet den nationalen Zugang zu den Daten der Sentinel-Satelliten des europäischen Copernicus-Programms und ermöglicht darüber hinaus Zugriff auf die Informationen der Copernicus-Dienste sowie der nationalen Geodateninfrastruktur (GDI-DE).

1. Registrierung:

Um von der Plattform CODE-DE Daten herunterladen zu können, muss man sich kostenfrei registrieren.



2. Datenauswahl:




Nach erfolgreicher Registrierung stehen aktuell jedem Nutzer Sentinel-1 und Sentinel-2 Daten zum Download zur Verfügung. Nach der Auswahl des gewünschten Datensatzes öffnet sich das Auswahlfenster. Im linken Bildrand können zahlreiche Filter gewählt werden um die Datenauswahl zu erleichtern.

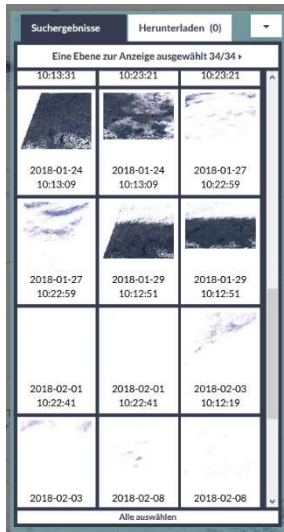
A) Auswahl eines zeitlichen Filters


B) Auswahl eines räumlichen Filters: durch Zoomen und Verschieben der Karte kann das im Interesse liegende Gebiet punktuell (Punkt), quadratisch (Rechteck) oder über eine beliebige Fläche (Polygon) per Klick in die Karte selektiert werden.

C) zusätzliche Filter: unter diesem Punkt können zusätzliche Filter, wie beispielsweise die maximal gewünschte Wolkenbedeckung gewählt werden.

Sind die Filter gesetzt aktualisiert sich die Ansicht automatisch und die zur Verfügung stehenden Datensätze werden im rechten Bildbereich nach Klick  auf das Symbol aufgelistet.

3. Auswahl und Download:



Bewegt man den Mauszeiger über die einzelnen gelisteten Tiles und Klickt auf das Symbol  öffnet sich ein weiteres Informationsfenster, welches zusätzliche Daten über das Tile wie die prozentuale Wolkenbedeckung zeigt.

Durch Klick auf das gewünschte Tile werden diese für den Download gespeichert. Über die Schaltfläche Herunterladen besteht die Möglichkeit zum Download der selektierten Tiles.



Durch Bestätigung des Herunterladens startet der Download je nach Browserkonfiguration automatisch.

4. Entpacken der Daten

Die heruntergeladenen Daten sind gepackte Archive und müssen demnach mit geeigneter Software (beispielsweise 7-Zip) entpackt werden.

Zusätzliche Informationen:

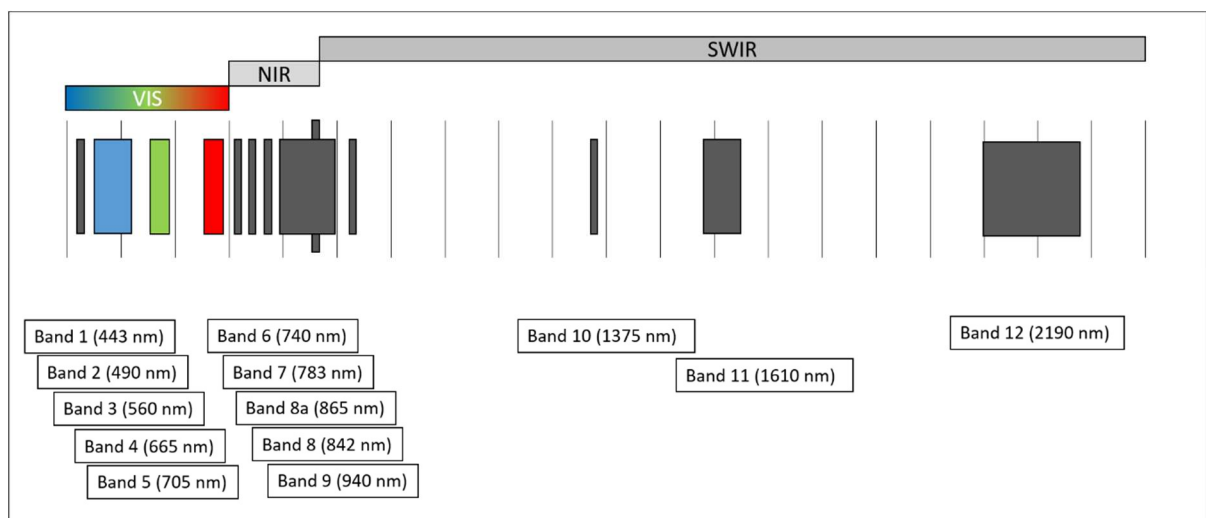
- Sentinel-2-Datensätze haben typischerweise dieselbe Namensgebung:
MMM_MSIL1C_YYYYMMDDHHMMSS_Nxxyy_ROOO_Txxxxx_<Product Discriminator>.SAFE
 dabei haben die einzelnen Segmenten folgende Bedeutung:
 - o *MMM*: Mission (Sentinel-2: S2)
 - o *MSIL1C*: Level-1C Produkt
 - o *YYYYMMDDHHMMSS*: Zeitpunkt, an dem die Sensoraufnahme begonnen hat
 - o *Nxxyy*: Richtlinie der Prozessierung
 - o *ROOO*: Orbit-Nummer
 - o *Txxxxx*: Nummer des Tiles
 - o *SAFE*: Produktformat (Standard Archive Format for Europe)

Der folgende Filename:

S2A_MSIL1C_20170105T013442_N0204_R031_T53NMJ_20170105T013443.SAFE entspricht einem Level-1C Produkt, aufgenommen von Sentinel-2A am 5.01.2017 um 1:34:42 Uhr. Die Aufnahme erfolgte über dem Tile 53NMJ im relativen Orbit 031. Die Vorprozessierung fand nach der Richtlinie 02.04. statt.

- Die Daten der Satelliten Sentinel-2 liegen jeweils in 13 spektralen Bändern vor:

Kanal	Spektralbereich	Mittlere Wellenlänge [nm] (Sentinel-2A)	Bandbreite [nm] (Sentinel-2A)	Auflösung [m]
Band 1	Blau	443,9	27	60
Band 2	Blau	496,6	96	10
Band 3	Grün	560,0	45	10
Band 4	Rot	664,5	38	10
Band 5	NIR I	703,9	19	20
Band 6	NIR II	740,2	18	20
Band 7	NIR III	782,5	28	20
Band 8	NIR IV	835,1	145	10
Band 8a	NIR V	864,8	33	20
Band 9	NIR VI	945,0	26	60
Band 10	SWIR I	1373,5	75	60
Band 11	SWIR II	1613,7	143	20
Band 12	SWIR III	2202,4	242	20

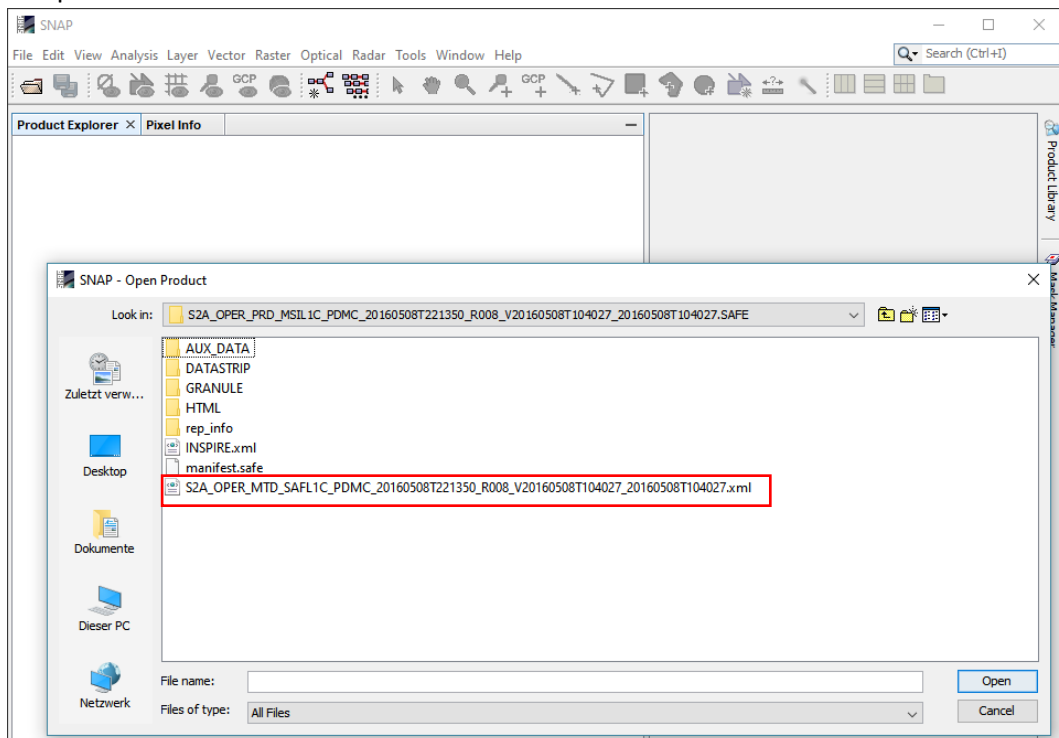


- Die ESA veröffentlicht in regelmäßigen Abständen ein mittels GoogleEarth lesbares KML-File, welches die zeitlichen Überflüge der Satelliten Sentinel-2 beinhaltet (<https://sentinel.esa.int/web/sentinel/missions/sentinel-2/acquisition-plans>).
- Das Datenformat von Sentinel-2 ist JPEG2000, welches nicht direkt in LEOWorks eingelesen werden kann. Ein Tutorial, welches die Umwandlung von JPEG2000 in GeoTiffs beschreibt ist unter: http://www.sattec.org/unterrichtsmaterial/inhalte_sattec_lfbs/umwandlung_von_rohdaten.pdf verfügbar.
- Es können maximal zwei Downloads parallel gestartet werden.

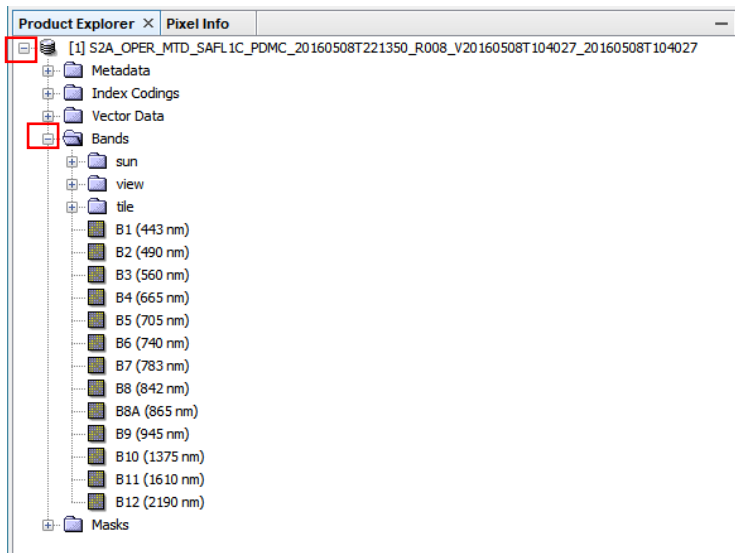
Umwandlung der Sentinel-2 Rohdaten (JPEG2000) in für LEOWorks lesbare GeoTiffs unter Benutzung der Software ESA-SNAP

(<http://step.esa.int/main/download/>)

1. Öffnen der Software *ESA-SNAP*
2. Einlesen der Daten
-> File -> Open Product
Zum Öffnen der Daten muss das .xml-File im heruntergeladenen entpackten Ordner selektiert werden
-> Open



3. SNAP lädt automatisch alle verfügbaren Dateien und Bänder
Über das + links neben dem Datensatz können alle enthaltenen Informationen sichtbar gemacht werden



4. Entfernen aller nicht verwendeten Daten und Bänder

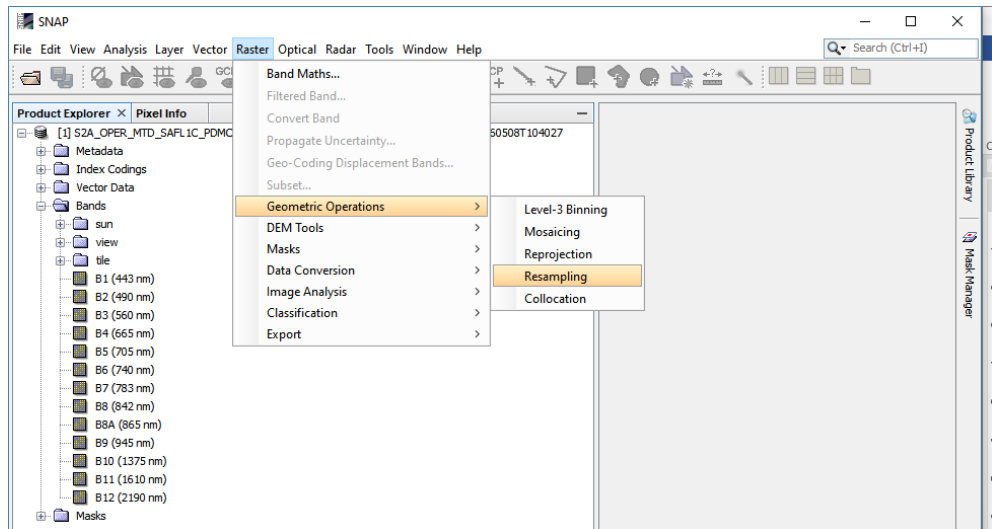
- Die Sentinel-Daten enthalten neben den 13 Reflexionsbändern eine Vielzahl an Daten, welche die ESA zur Vorprozessierung und Aufbereitung der Rohdaten verwendet. Diese enthalten zwar viele wertvolle Informationen, sind allerdings für einfache Analysen nicht weiter hilfreich und kosten unnötig Speicherplatz. Es empfiehlt sich daher alle nicht verwendeten Bänder und Informationen zu entfernen.
- Hierzu die Untermenüs *sun* und *view* bei Bands öffnen, die Bänder selektieren, mit der rechten Maustaste das Untermenü öffnen und das Band löschen
- Für einfache Vegetationsanalysen sind die Bänder 2 (grüner Wellenlängenbereich), 3 (blauer), 4 (roter) und 8 (naher Infraroter Wellenlängenbereich) von Bedeutung. Es empfiehlt sich, falls nicht anders gewünscht alle bis auf die genannten Bänder zu löschen, da sonst die Größe des .Tifs erheblich steigt.

5. Export als .Tif

- Die Bänder liegen in unterschiedlichen Auflösungen vor:

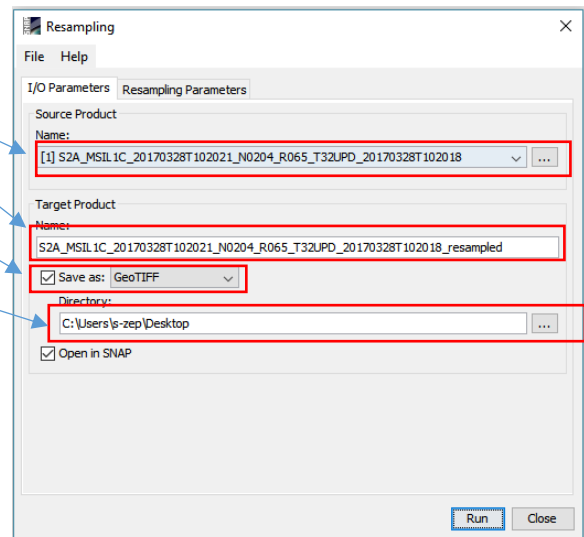
Band	Wellenlänge	Räumliche Auflösung	Analyse
1	443 nm	60 m	Detektion von Aerosolen
2	490 nm	10 m	Blauer Kanal
3	560 nm	10 m	Grüner Kanal
4	665 nm	10 m	Roter Kanal
5	705 nm	20 m	Vegetationsklassifizierung
6	740 nm	20 m	Vegetationsklassifizierung
7	783 nm	20 m	Vegetationsklassifizierung
8	842 nm	10 m	Nahes Infrarot
8a	865 nm	20 m	Vegetationsklassifizierung
9	945 nm	60 m	Wasserdampf
10	1375 nm	60 m	Cirrus
11	1610 nm	20 m	Schnee / Eis / Wolken Unterscheidung
12	2190 nm	20 m	Schnee / Eis / Wolken Unterscheidung

- Raster -> Geometric Operations -> Resampling



- Unter dem Reiter *I/O Parameters*:

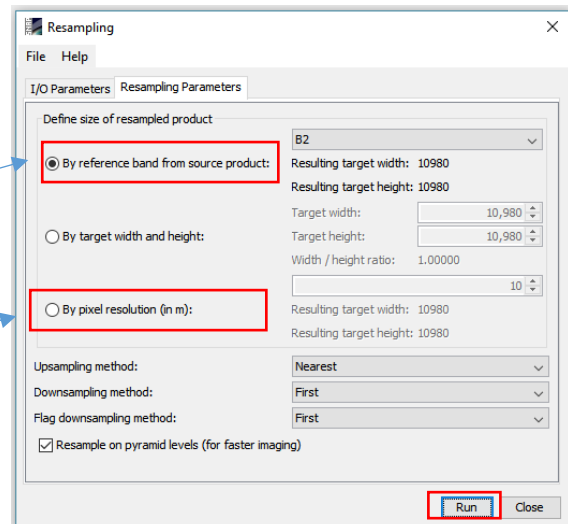
- Input-File wählen
- Den Output benennen
- Häkchen bei *Save as* setzen und GeoTIFF wählen
- Output-Pfad setzen



- Unter dem Reiter *Resampling Parameters*:

- Das Band selektieren, auf das die räumlichen Auflösungen aller anderen Bänder angepasst werden
- Oder die Pixelgröße selbst definieren

- Über Run das Resampling starten



6. Nun kann die .Tif-Datei in LEOWorks visualisiert werden

Satellitenortung realitätsnah im Klassenzimmer nachempfunden

Tobias Schüttler*, Peter Groll* und Raimund Girwidz*

*Ludwig-Maximilians-Universität München, Theresienstraße 37, 80333 München
Tobias.Schuetzler@lmu.de, Peter.Groll@lmu.de und Girwidz@lmu.de

Kurzfassung

Die Satellitenortung, umgangssprachlich auch oft als Satellitennavigation bezeichnet, ist eine Raumfahrttechnologie, die sich innerhalb eines Jahrzehnts, insbesondere durch die rasche Entwicklung entsprechend kleiner Empfangsgeräte und Smartphones, in vielen Bereichen unseres Alltags etabliert hat. Das physikalische Grundprinzip ist zwar relativ einfach, die technische Umsetzung jedoch überaus komplex. Da Physikunterricht, insbesondere in Bundesländern ohne speziellen Technikunterricht, auch die Aufgabe hat, moderne Technologien zu vermitteln, gab es bereits einige Bemühungen, Satellitenortung verständlich, auch über experimentelle Aufbauten, für Schülerinnen und Schüler zugänglich zu machen. Das hier vorgestellte Experimentierset NaviSat schafft einen sehr realitätsnahen Zugang zur Satellitenortung. Erstmals wurde damit ein auf digital kodierte akustischen Signalen basiertes Satellitenortungssystem für den Physikunterricht realisiert. Die Genauigkeit der Ortung liegt auch nach längerem Betrieb im Zentimeterbereich. Im praktischen Einsatz hat sich das Set mit Lehrer- und Schülergruppen aus verschiedenen Bundesländern bereits gut bewährt. Pünktlich zur Inbetriebnahme des Europäischen Satellitenortungssystems Galileo bietet NaviSat damit die Möglichkeit, diese anspruchsvolle aber auch faszinierende Technologie in adäquater Komplexität, verständlich und praktisch zu unterrichten.

1. Satellitenortung im Unterricht

Satellitenortung bezeichnet das Verfahren der Orts- und Zeitbestimmung mit Hilfe von Satelliten. Diese sind Bestandteile von so genannten globalen Satellitennavigationssystemen (GNSS) wie dem US-amerikanischen GPS oder dem Europäischen Galileo System.

In der Vergangenheit wurden bereits verschiedene Möglichkeiten vorgeschlagen, wie diese für den Alltag mittlerweile überaus relevante Technologie einerseits verständlich erklärt werden, andererseits aber auch im Physikunterricht als Messverfahren genutzt werden kann. Im Folgenden wird auf den erstgenannten Aspekt eingegangen. Zu Möglichkeiten der Nutzung von GPS-Empfängern als Messinstrument im Physikunterricht, siehe u.a. Backhaus & Gabriel (2011) oder Braun & Wilhelm (2008).

Müller (2008) zeigt einen Weg, wie die Funktionsweise des Global Positioning Systems anhand von einfachen Prinzipien und geometrischen Betrachtungen in sechs Schritten theoretisch nachvollzogen werden kann. Experimentelle Verfahren spielen bei dieser Herangehensweise, wenn überhaupt, nur eine sehr untergeordnete Rolle. Bei Priemer et al. (2009) hingegen findet man einen experimentellen Aufbau, welcher das der Satellitenortung zugrunde liegende physikalische Grundprinzip, die Messung von Signallaufzeiten, mit akustischen Signalen veranschaulicht. Der Versuchsaufbau auf einer großen Tischplatte ermöglicht dabei eine zentimetergenaue Ortung in drei Dimensionen. Von einer zentralen Steuer- und Messeinheit werden die Signale (Töne) generiert, über Lautsprecher ausgesendet und von einem Mikrofon empfangen. Aus den gemessenen

Signallaufzeiten ergeben sich die drei Schrägentfernungen L_i ($i = 1, \dots, 3$) zwischen den fest installierten Lautsprechern und dem Mikrofon:

$$L_i = c \cdot \Delta t_i = c \cdot (t_{\text{empfangen}} - t_{\text{gesendet}})$$

Die gesuchten Empfängerkoordinaten x_E , y_E und z_E hängen mit der Schrägentfernung aus Gründen der Geometrie wie folgt zusammen:

$$L_i = \sqrt{(x_i - x_E)^2 + (y_i - y_E)^2 + (z_i - z_E)^2}$$

Das so erhaltene Gleichungssystem aus drei Positionsgleichungen für die drei Unbekannten x_E , y_E und z_E kann auf Grund des vereinfachten Aufbaus auf einer Tischplatte mit Sendern auf den Koordinatenachsen leicht elementar gelöst werden und liefert die Empfängerposition.

Einen ähnlichen Ansatz verfolgen Tobias & Heering (2010), mit einem ebenfalls auf akustischen Signalen basierenden Modellversuch, welcher die Möglichkeit bietet die Satellitenortung zweidimensional im Klassenzimmer, also einem deutlich größeren Raum, nachzuempfinden.

Bei der Evaluierung des darauf basierenden Unterrichtsgangs konnte das Thema „Satellitennavigation“ als interessant für Schülerinnen und Schüler der Mittelstufe identifiziert werden. Es zeigte sich zudem, dass die Probanden der Studie zu einem großen Teil kein adäquates Vorwissen über die Funktionsweise von Satellitenortungssystemen mitbringen. Eine Behandlung dieses gesellschaftsrelevanten Themas im Unterricht erscheint daher angebracht. Allerdings zeigte sich auch, dass sogar nach dem Unterricht zur Satellitennavigation die Hälfte der Probanden nach wie vor an gravierenden Fehlvorstellungen festhielt. Dies könnte zum einen an der

Komplexität und Neuheit des Themas zum anderen aber auch an der kurzen Dauer des Unterrichtsgangs liegen. Um ein tiefgehendes Verständnis der Thematik zu erlangen erscheint es daher nötig, sich intensiv damit auseinanderzusetzen.

Die angesprochenen Versuchsaufbauten unterscheiden sich in einigen Punkten stark von echten GNSS. Neben dem Informationsträger (Schall statt elektromagnetischer Wellen) unterscheidet sich auch das Ortungsverfahren. Dies wird besonders dadurch deutlich, dass zum Senden und Empfangen des Signals ein und dieselbe Steuerungseinheit verwendet wird. Zudem übertragen die Sender lediglich eine Zeitmarke aber keine Nachricht. Beides entspricht bei genauerer Betrachtung eher einer Entfernungsmessung „von außen“ – ähnlich, wie wenn eine äußere Instanz die Laufzeit der Signale vom Satelliten zum Empfänger messen könnte. Auf diese Weise wird ein zentraler physikalischer Aspekt der echten Satellitenortung, nämlich die Notwendigkeit der Uhrensynchronisation, umgangen.

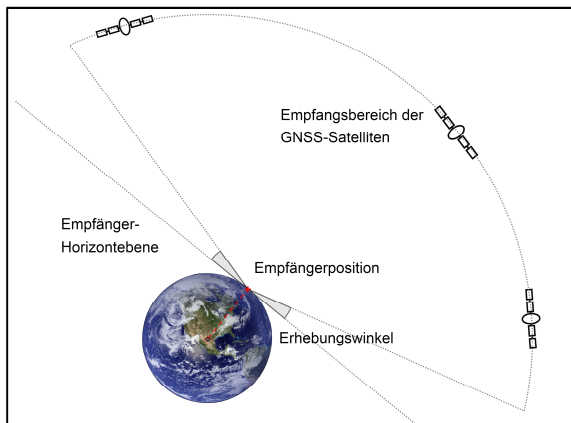


Abbildung 1: Zur Ortung verwendete Satelliten befinden sich immer über der Horizontebene.

Die Wahl der Senderpositionen auf den Achsen eines Koordinatensystems führt zwar zu einer vereinfachten Auswertung aber auch zu einem Verlust an Realitätsbezug: Echte GNSS Satelliten müssen sich oberhalb der Empfängerhorizontebene befinden, um überhaupt empfangen werden zu können. Mansfeld (2013) gibt unter Berücksichtigung von atmosphärischen Störungen einen minimalen Erhebungswinkel von etwa 15° an (Abbildung 1). Die Kenntnis, dass sich die zur Ortung genutzten Satelliten in diesem Sinne immer „über“ dem Empfänger befinden, wird bei der Berechnung der Empfängerposition genutzt, um Mehrdeutigkeiten auszuschließen.

2. Satellitenortung – prinzipielle Funktionsweise

Die Technik von GNSS wie GPS und Galileo ist im Detail sehr komplex und verbindet viele verschiedenen Fachdisziplinen wie Physik, Mathematik, Nachrichtentechnik, Raumfahrttechnik und viele mehr. Einen leicht verständlichen Überblick gibt Schüttler (2014), deutlich tiefere Betrachtungen findet man beispielsweise bei Mansfeld (2013). Im Fol-

genden sollen nur wenige, für das Verständnis des vorgestellten Analogieexperiments wichtige, Aspekte kurz beleuchtet werden.

GNSS werden üblicherweise untergliedert in das Navigations- und anderen Satelliten bestehende Raumsegment, in ein Bodensegment, welches alle Kontrollstationen umfasst, und das Nutzersegment (Abbildung 2). Die Satelliten senden digital kodierte Signale aus, im Falle von GPS und Galileo erfolgt die Modulation der Nachricht durch so genannte Phasenumtastung (eng. Binary Phase Shift Keying, BPSK). Dabei bedeutet ein Phasensprung von 180° im Signal den Wechsel von 0 und 1. Um die einzelnen Satelliten zu unterscheiden und um das sehr schwache Signal aus dem Hintergrundrauschen überhaupt herausfiltern zu können werden für jeden Satelliten spezifische, so genannte Gold-Codes verwendet. Die Gold-Codes haben eine hohe Autokorrelation bei gleichzeitig sehr geringer Kreuzkorrelation und damit ein sehr gutes Signal-Rausch-Verhältnis.

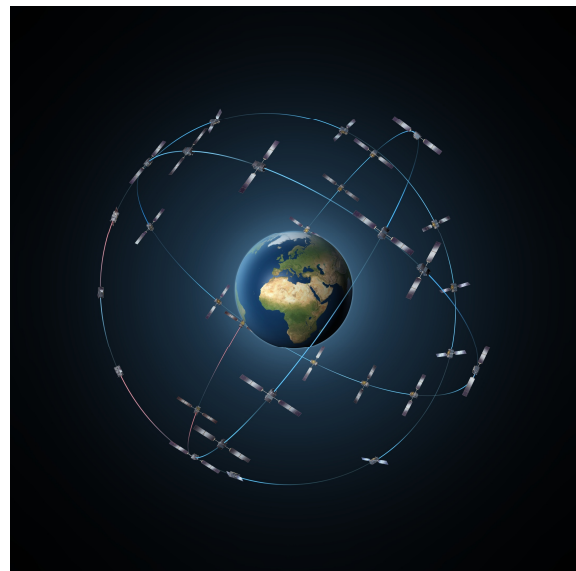


Abbildung 2: Raumsegment: Satellitenkonstellation des Galileo Systems. Quelle: ESA

Der zivile Code des GPS hat eine Länge von 1023 Bit (auch als Chips bezeichnet) und bei einer Übertragungsrate von 1,023 Mchip/s eine Dauer von 1 ms. Bei Galileo ist die Codelänge auf Grund des komplexen Modulationsverfahrens (Binary Offset Carrier, kurz BOC-Verfahren) unterschiedlich. Für das Frequenzband E1, welches mit einer Mittenfrequenz von 1575,42 MHz mit dem zivilen L1-Band des GPS identisch ist, wird ein $4 \cdot 1023 = 4092$ Chips langer Datenkode verwendet. Hinzu kommt im selben Frequenzband ein so genanntes „Pilot-Signal“ mit einer Länge von $100 \cdot 1023 = 102300$ Chips, welches keine Nachricht enthält und lediglich als sehr störsicheres Signal für die Laufzeitmessung dient (Flühr, 2013).

Die von jedem Satelliten übertragene Navigationsnachricht (Super-Frame) ist bei GPS zusammenge-

setzt aus 25 Frames, welche wiederum untergliedert sind in je 5 Subframes. Diese beinhalten eine Datenmenge von jeweils 300 Bit, wodurch sich bei einer Übertragungsrates von 50 Bit/s eine Übertragungsdauer von 6 Sekunden pro Subframe ergibt. Mit dem ersten Subframe werden bei allen Frames insbesondere Parameter zur Korrektur der Laufzeitverzögerung und zur Korrektur der Satellitenzeit, des empfangenen Satelliten übertragen. Die anderen Subframes enthalten die Ephemeridendaten des empfangenen sowie Almanachdaten je eines anderen Satelliten. Durch den Empfang eines vollständigen Frames erhält der Empfänger demnach die Positionsdaten und die Zeitparameter des jeweiligen Satelliten.

Die Aufteilung der Nachricht ermöglicht eine sehr schnelle Ortung, wenn die Ephemeridendaten aller Satelliten bereits bekannt sind. Ist dies, beispielsweise bei einem „Kaltstart“ nicht der Fall, muss der gesamte Superframe mit einer Datenmenge von 37,5 kbit empfangen werden, was 12,5 Minuten dauert.

Die Signallaufzeit wird ermittelt, indem ein im Empfänger generiertes, den Satellitensignalen identisches Signal so lange zeitlich verschoben wird, bis sich eine maximale Korrelation mit dem empfangenen Signal einstellt. Die Zeitspanne, um welche das Empfängersignal verschoben wurde, entspricht dabei der Differenz aus Sendezeitpunkt des jeweiligen Satellitensignals und Empfangszeitpunkt im Empfänger $\Delta\tilde{t}_i$. Die Schrägentfernung zum i -ten Satelliten erhält man durch Multiplikation mit der Lichtgeschwindigkeit:

$$r_i = c \cdot \Delta\tilde{t}_i$$

Durch den Empfang der Daten und der Zeitsignale von mindestens vier Satelliten kann der Empfänger seine Position bestimmen:

$$(c \cdot \Delta\tilde{t}_i)^2 = (x_i - x_E)^2 + (y_i - y_E)^2 + (z_i - z_E)^2$$

Dabei sind zwei Punkte zu berücksichtigen:

- Da die Empfängeruhr im Gegensatz zu den Senderuhren für eine präzise Ortung viel zu ungenau ist, beinhaltet das Gleichungssystem nicht nur die drei Ortskoordinaten des Empfängers als Unbekannte, sondern auch dessen Uhrenfehler Δt_E . Es ist also: $\Delta\tilde{t}_i = \Delta t_i + \Delta t_E$ mit der tatsächlichen Signallaufzeit Δt_i . Zur Lösung des Gleichungssystems sind daher vier Gleichungen und entsprechend die Messung der Daten von vier Satelliten erforderlich.
- Das quadratische Gleichungssystem hat eine zweideutige Lösung (\cong Wurzelterm). Allerdings kann die zweite Lösung verworfen werden, da sich die zugehörige Empfängerposition im Weltall „hinter“ den Satelliten befände.

Die Lösung der Ortsgleichungen kann analytisch, in geschlossener Form angegeben werden. Da hierbei jedoch durch die Wurzelausdrücke nach mehrmaliger Berechnung immer größere Fehler auftreten, ist

ein iterativer Lösungsalgorithmus nach vorangegangener Linearisierung des Gleichungssystems üblicher. Anschaulich, geometrisch betrachtet entspricht die Lösung des Gleichungssystems der Ermittlung des Schnittpunktes von vier Kugeloberflächen (vgl. Abbildung 3).

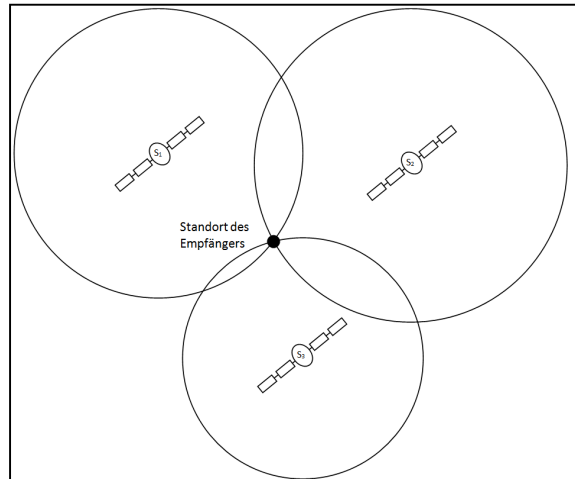


Abbildung 3: Die Lösung der Positionsgleichungen kann in der Ebene geometrisch als Schnitt von Positionskreisen bzw. im Dreidimensionalen von Kugelschalen interpretiert werden.

Die Ortung ist wie jede Messung fehlerbehaftet, wobei doch bemerkenswert ist, wie genau man mit diesem Verfahren die Empfängerposition bestimmen kann. Navigationssatelliten befinden sich mit Bahnhöhen über 20.000 km im mittleren Erdorbit und übertragen ihre Nachrichten mit Funksignalen, welche sich mit Lichtgeschwindigkeit ausbreiten. Beim Durchdringen der Ionosphäre werden die Signale gebrochen, was dazu führt, dass der Ausbreitungsweg nicht geradlinig ist. Eine andere Störung entsteht durch Mehrwegeeffekte: Wenn das Signal an sehr glatten Flächen, wie beispielsweise Hauswänden, reflektiert wird, entstehen im Empfänger Mehrdeutigkeiten, welche zur einer weniger genauen Ortung führen. Eine weitere Fehlerquelle entsteht durch die jeweilige vom Empfänger aus beobachtete Satellitengeometrie: Stehen die Satelliten zu dicht beieinander bedeutet dies einen ungünstigen Geometriefaktor (GDOP), was zu einer ungenauen Messung führt.

Die genannten Fehlerquellen sind maßgeblich dafür verantwortlich, dass man mit vier GPS-Satelliten alleine nur auf etwa 10 - 15 Meter genau orten kann. Eine höhere Präzision wird durch die Nutzung von mehr als vier Satelliten zur Fehlerausgleichsrechnung bei den Mehrweg- und Geometriefehlern erreicht. Die ionosphärische Brechung kann anhand von Daten über den Zustand der Ionosphäre (Ionosphären Index) oder durch die Verwendung eines zweiten Signals mit einer anderen Frequenz, wie bei Galileo, korrigiert werden. Dadurch können GNSS-Empfänger Ortungen mit Genauigkeiten um 5 Meter durchführen.

Eine kritische Komponente stellen auf Grund der hohen Anforderungen an die Präzision der Laufzeitmessung die Satellitenuhren dar. Diese sind hochgenaue Atomuhren mit Abweichungen von nur etwa 10^{-14} . Größere Fehler bei den Satellitenuhren führen zu unbrauchbaren Messungen, weshalb sie vom Bodensegment sehr genau überwacht werden. Eine Besonderheit des Galileo Systems wird es sein, dass durch ein sehr engmaschiges Netz an Kontrollstationen, Nutzer innerhalb von maximal 6 Sekunden eine Information über die Systemintegrität erhalten werden. Dies ist bei GPS bislang noch nicht der Fall – eine entsprechende Information darüber, ob ein Satellit, beispielsweise wegen eines Uhrenfehlers, unbrauchbare Signale aussendet, erhält man hier erst nach einigen Stunden.

Die Anforderungen an die Satellitenuhren sind so hoch, dass auch relativistische Effekte, welche auf Grund der Bahnhöhe (Gravitationspotential) und der Geschwindigkeit auftreten, berücksichtigt werden. Hierzu werden die Uhrenfrequenzen nach folgender Formel korrigiert (vgl. Giorgi et al., 2016):

$$\left(\frac{\Delta f}{f}\right)(r) = -\left(\frac{3GM}{2ac^2} + \frac{\Phi_E}{c^2}\right) + \frac{2GM}{c^2}\left(\frac{1}{a} - \frac{1}{r}\right)$$

Dabei ist Δf die relativistische Frequenzverschiebung der Grundfrequenz f , G die Gravitationskonstante, M die Masse der Erde, c die Lichtgeschwindigkeit, a die große Halbachse der Satellitenbahn, r der momentane, also zeitabhängige, Abstand des Satelliten vom Gravitationszentrum und Φ_E das effektive Gravitationspotential der Erde.

Ohne diese Korrektur würde sich die relativistische Uhrendrift der Satellitenuhren auf knapp $40 \mu\text{s}$ pro Tag gegenüber Referenzuhren auf der Erde summieren. Eine Panne beim Start der ersten beiden Galileo-FOC Satelliten (Full Operational Capability), 2014, konnte genutzt werden, um die relativistischen Einflüsse auf die Satellitenuhren direkt zu untersuchen. Die Satelliten Doresa und Milena (E14 und E18) wurden auf Grund eines Fehlers in der Oberstufe der Trägerrakete in einen falschen, stark elliptischen Orbit eingeschossen. Ihre Uhren zeigen nach aktuellen Messungen mit einer Abweichung von Bruchteilen einer Nanosekunde das in der obigen Formel beschriebene Verhalten. Details zu den relativistischen Effekten bei der Satellitenortung findet man bei Schüttler (2018).

3. NaviSat – ein realitätsnahes Analogieexperiment zur Satellitenortung im Klassenzimmer

Bereits die hier nur sehr oberflächliche Behandlung der Satellitenortung zeigt die Komplexität der Technologie auf. Um die ihr aus Sicht der Autoren inwohnende Faszination für Unterrichtszwecke zugänglicher zu machen, wurde im Rahmen des am Lehrstuhl für Didaktik der Physik an der LMU München durchgeführten Projektes SatTec, das Analogieexperiment „NaviSat“ entwickelt. Dabei wurde großer Wert darauf gelegt, die Funktionswei-

se von echten Satellitenortungssystemen möglichst realitätsnah abzubilden.



Abbildung 4: Das NaviSat System besteht im Wesentlichen aus drei Sendern (Satelliten) und einer zentralen multifunktionalen Kontrollstation

Das System besteht aus drei unabhängigen, durch Akkus mit Energie versorgten Sendern ($\hat{=}$ Satelliten), einer zentralen Kontrollstation, welche in Verbindung mit dem Ortungsmikrofon auch als Empfänger fungiert, sowie dem benötigten Kleinmaterial, wie Anschlusskabeln und einem Ladegerät (Abbildung 4). In einem stabilen Transportkoffer verpackt wird es nach einer ausgiebigen Erprobungs- und Optimierungsphase Schulen kostenfrei, leihweise zur Verfügung gestellt. Zu diesem Zweck werden derzeit zehn Sets produziert, welche voraussichtlich Ende 2018 verfügbar sein werden.

Jeder Sender überträgt eine akustische, hörbare, digital kodierte Navigationsnachricht bestehend aus der jeweiligen Sendernummer, den zugehörigen, zuvor einzuprogrammierenden Koordinaten, x_i , y_i und z_i , ($i = 1, \dots, 3$), der Systemzeit in Minuten, eines Zeitkorrekturparameters und einer Prüfsumme (Abbildung 5).

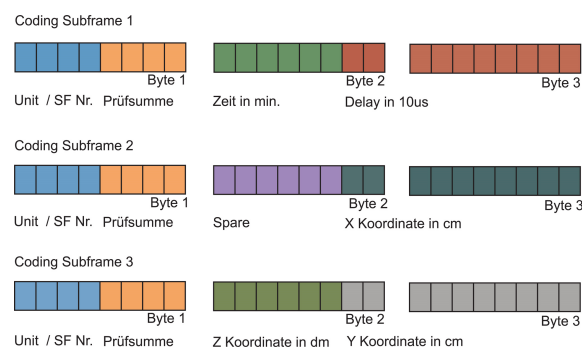


Abbildung 5: Navigationsnachricht eines Senders

Die Nachricht (ein Frame) eines Senders besteht aus drei Subframes. Diese werden in Zeitabständen von 15 Sekunden ausgesendet und bestehen aus je drei Byte Dateninhalt, welche sich jeweils in zwei 4 Bit große, sogenannte „Nibble“ unterteilen (Abbildung 6).

Die kleinste Informationseinheit von 4 Bit ergibt sich aus dem Kodierungsverfahren. Dabei musste von der bei echten GNSS genutzten Phasenumtastung abgewichen werden, da sich diese bei akusti-

schen Signalen als zu empfindlich gegenüber Reflexionen des Signals an Oberflächen herausstellte. Außerdem erwies sich das BPSK Signal als sehr unangenehm anzuhören und somit für den Unterricht ungeeignet. Die Übertragung der Navigationsnachricht erfolgt bei NaviSat durch kurze Sendephasen und nachfolgende Pausen. Das akustisch übertragene Signal ist digital frequenzmoduliert auf Basis von vier Frequenzen (1, 2, 3 und 4 kHz).

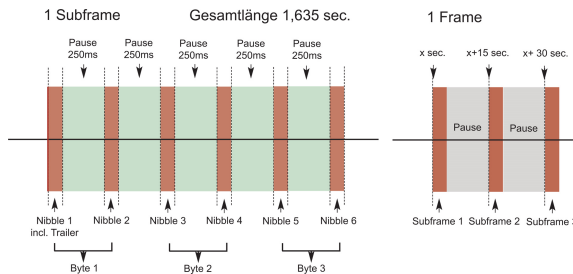


Abbildung 6: Zusammensetzung der Nachricht in 3 Subframes. Diese beinhalten 3 Byte an Information.

Es werden dabei vier unterschiedliche Sinustöne mit einer Gesamtdauer von 65 ms erzeugt. Das Signal ist immer aus einer bestimmten Reihenfolge aller vier Frequenzen zusammengesetzt und nutzt $4! = 24$ möglichen Permutationen (ohne Wiederholung) zur Datenkodierung (Abbildung 7).

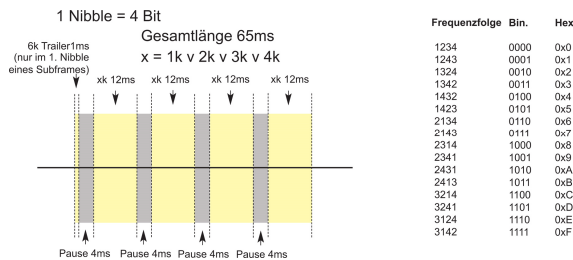


Abbildung 7: Signalkodierung mit vier unterschiedlichen Frequenzen. Von den 24 möglichen Permutationen werden nur 16 (4Bit) genutzt.

Um den Signalbeginn eindeutig zu identifizieren, wird im ersten Nibble jedes Subframes ein 1 ms langes Trailersignal mit einer Frequenz von 6 KHz übertragen. Mittels dieses Trailers kann der Empfangszeitpunkt mit einer Genauigkeit besser 0,01 ms bestimmt werden. Nachdem der Empfänger das komplette Signal empfangen hat, beginnt er die Nachricht zu dekodieren.

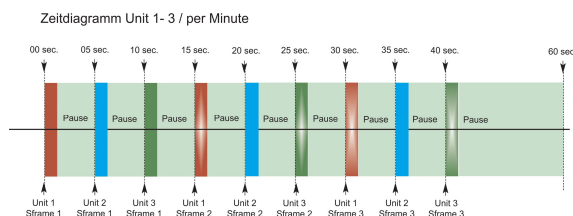


Abbildung 8: Zeitliche Abfolge des NaviSat Signals.

Die für die Ortung notwendige Kenntnis der Signallaufzeit erhält der Empfänger also aus dem Trailer Signal. Die Sender senden ihre Signale in einer genau festgelegten zeitlichen Reihenfolge.

(Abbildung 8). Die Uhren aller Sender (Satelliten) werden vor der Messung synchronisiert.

Nach dem Empfang der Daten von allen drei Sendern hat der Empfänger somit Kenntnis über deren Position im Raum (Koordinaten x_i , y_i und z_i , $i = 1, \dots, 3$) und die jeweiligen Signallaufzeiten Δt_i . Multipliziert mit der Schallgeschwindigkeit in Luft ($c \approx 340 \text{ m/s}$) ergeben sich daraus die Schrägentfernungen r_i und letztlich die Empfängerposition.

4. NaviSat – GNSS: Gemeinsamkeiten und Unterschiede

Das Ortungsverfahren des Analogieexperiments NaviSat entspricht weitestgehend dem echter GNSS: Die Messung des Empfängers ist vollkommen autonom, d.h. es gibt keinerlei Verbindung vom Empfänger zum Sender. Es findet nur einseitige Kommunikation (Empfang!) zwischen beiden statt. Dieser Punkt ist besonders hervorzuheben, da eine verbreitete Fehlvorstellung darin besteht, dass GNSS-Empfänger in irgendeiner Form mit den Satelliten kommunizieren würden (vgl. Tobias & Heering, 2010). Es handelt sich jedoch dabei um Systeme, bei welchen lediglich Datenempfang stattfindet.

Die Navigationsnachricht des NaviSat ist von der Grundstruktur her der von GNSS recht ähnlich. Der Datengehalt ist hier, den Anforderungen angepasst, deutlich geringer. Als Modulationsverfahren erwies sich eine Phasenumtastung für akustische Signale als zu störeffektiv und für den Unterricht ungünstig. Insbesondere unvermeidliche Reflexionen des Schalls im Raum führten bei Probemessungen zu unbrauchbaren Ergebnissen. Es wurde daher ein eigenständiges Modulationsverfahren auf Basis von vier diskreten Frequenzen völlig neu entwickelt.

Bei GNSS ist der Empfang des Signals auf Grund der äußerst geringen Intensität von lediglich etwa 10^{-16} W/m^2 nur durch spezielle Verfahren (Autokorrelation) möglich. Analog dazu musste auch beim NaviSat durch die Signalstruktur und die Filterung im Empfänger sichergestellt werden, dass die Informationen trotz allenthalben vorhandener Störgeräusche und Reflexionen empfangen werden können.

Die Hauptfehlerquellen bei der Satellitenortung sind die ionosphärische Refraktion, Mehrwegeeffekte und bei ungünstigen Konstellationen auch die Satellitengeometrie (GDOP).

Die beiden letztgenannten Fehlerquellen spielen auch beim Analogieexperiment eine große Rolle. So sollte beim Aufbau der Sender im Klassenzimmer darauf geachtet werden, dass deren Positionen sinnvoll, also möglichst ähnlich einer echten Satellitenkonstellation gewählt werden. Reflexionen, insbesondere in der Nähe des Empfänger-mikrofons, können die Dauer bis zur Ortung, ähnlich wie bei GPS, erheblich erhöhen. Mit dem NaviSat System wird eine Ortungsgenauigkeit von 3-5 cm angestrebt und auch erreicht

Ebenso wie bei der Satellitenortung auch, hat die Ganggenauigkeit der Senderuhren eine entscheidende Bedeutung. Das NaviSat System ist so konzipiert, dass die Ortung auch noch nach einer längeren Betriebszeit auf wenige Zentimeter genau erfolgen kann. Hierzu sind Uhren erforderlich, welche in einer Stunde eine Drift aufweisen, die im ungünstigsten Fall im Bereich von Zehntel Millisekunden liegen darf. Das bedeutet eine Ganggenauigkeit im Bereich von 10^{-7} (ein Zehntel ppm). Erreicht wird diese Genauigkeit durch hochwertige, temperaturkompensierte Schwingquarze (TCXO), welche zusätzlich bei der Herstellung der Sender mit einem beheizten Quarzoszillator (OCXO) kalibriert werden. Auf diese Weise ist sichergestellt, dass die Senderuhren, beispielsweise während einer Doppelstunde Physikunterricht, immer noch ausreichend stabil laufen.

5. Einsatz und Experimentiermöglichkeiten

Mit dem NaviSat System können verschiedene Szenarien mit unterschiedlichen Schwierigkeitsgraden durchgenommen werden. Die Ortung kann dabei vollkommen automatisch erfolgen, es können aber auch nur teilweise oder gänzlich unverarbeitete Rohdaten ausgegeben werden, aus welchen dann von den Lernenden selbst die Position bestimmt wird.

Die Messung unterscheidet sich zudem darin, ob zuvor die Senderuhren mit der Empfängeruhr synchronisiert wurden oder nicht. Im erstgenannten Fall kann mit den drei Sendern eine dreidimensionale Ortung im Raum erfolgen, ist die Empfängeruhr asynchron, also fehlerbehaftet, können mit NaviSat zwei Ortskoordinaten und die Systemzeit bestimmt werden.

Die einfachst denkbare Messung besteht in einer eindimensionalen Ortung auf einer Achse mit vorheriger Uhrensynchronisation. Das System besteht dann lediglich aus einem Sender und der Empfangseinheit. Vor der Messung wird ein willkürlich gewählter Ursprung des sodann verwendeten Koordinatensystems festgelegt, von dem aus der Abstand des Senders gemessen wird. Der Sender wird mittels des Touchscreens der Kontrollstation programmiert, wobei seine späteren Koordinaten (in diesem Fall lediglich die x-Koordinate) übertragen und die Uhren synchronisiert werden.

Anschließend wird der Sender von der Kontrollstation getrennt und mit Stativmaterial an seine Position gestellt. Von dort aus überträgt er nun seine Koordinaten, welche vom Ortungsmikrofon an der Kontrollstation aufgenommen werden. Die Daten werden nun automatisch dekodiert und daraus die Empfängerposition berechnet. Da die Rechnung sehr einfach ist, kann sie problemlos auch von den Lernenden vorgenommen werden. Sie erhalten dazu in der etwas schwierigeren Variante lediglich die gemessene Signallaufzeit und führen die Berechnung selbst durch. Alternativ kann die Ortung auch geo-

metrisch als Schnitt des Positionskreises mit der gewählten Achse erfolgen, wofür sich besonders dynamische Geometriesoftware (DGS) eignet (Abbildung 9).

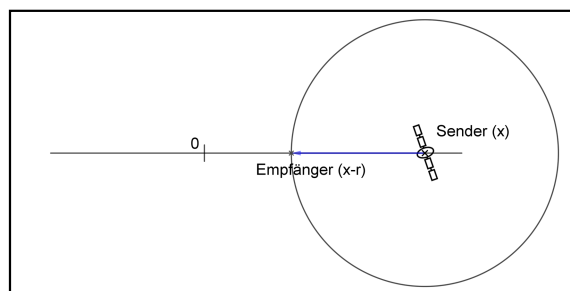


Abbildung 9: Eindimensionale Ortung auf einer Achse.

Im nächsten Schritt, erfolgt eine zweidimensionale und eine dreidimensionale Ortung nach Uhrensynchronisation. Während erstgenannte ebenfalls noch recht einfach rechnerisch oder geometrisch selbst ausgewertet werden kann ist das Lösen der drei quadratischen Gleichungen im dreidimensionalen Fall anspruchsvoll und daher Lernenden mit entsprechenden mathematischen Fähigkeiten vorbehalten. Eine dreidimensionale Auswertung mit entsprechender Geometriesoftware befindet sich derzeit im Entwicklungsstadium.

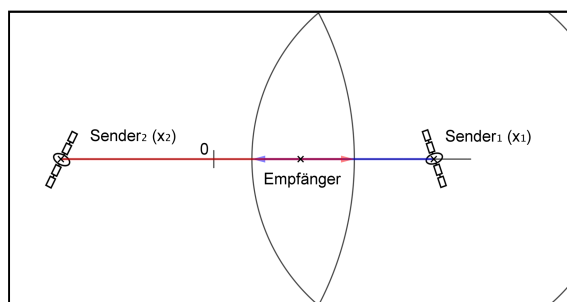


Abbildung 10: Eindimensionale Ortung mit einer vorgehenden Empfängeruhr. Die Signallaufzeiten werden überschätzt. Durch sukzessive Anpassung der Radien ($\hat{=}$ Synchronisieren der Uhr) wird die Empfängerposition geometrisch bestimmt.

Als etwas forderndere Aufgabe, kann die Synchronisation der Empfängeruhr nachempfunden werden. Hierzu kann ebenfalls DGS verwendet werden. Abbildung 10 zeigt, dass sich bei einer vorgehenden Empfängeruhr mit zwei Sendern kein gemeinsamer Schnittpunkt ergibt, da die Signallaufzeiten überschätzt werden. Dieser Fehler kann behoben werden, indem man die Radien der Positionskreise sukzessive um denselben Wert so lange verkleinert, bis sich die Kreise in einem Punkt auf der Achse schneiden. Praktisch kann man dies einfach durch Nutzung eines Schiebereglers in der DGS realisieren. Der Wert Δr , um welchen die Radien korrigiert werden müssen, ist proportional zum Uhrenfehler der Empfängeruhr:

$$\Delta r = c \cdot \Delta t_E$$

Das gleiche Prinzip kann mit dem NaviSat System auch noch für eine zweidimensionale Ortung mit nicht synchronisierter Empfängeruhr genutzt werden. Dabei ergeben sich dann drei Positionskreise ohne gemeinsamen Schnittpunkt, welche ebenfalls mittels DGS sehr gut visualisiert werden können (Abbildung 11). Alternativ kann auch das Gleichungssystem gelöst werden, was allerdings recht anspruchsvoll ist.

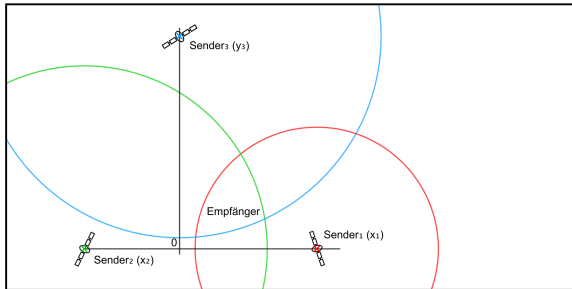


Abbildung 11: Zweidimensionale Ortung mit asynchroner Empfängeruhr: Die Positionskreise haben keinen gemeinsamen Schnittpunkt. Die Radien werden so lange um denselben Betrag verkleinert, bis sich alle drei Kreise in einem Punkt schneiden. Dieser ist die Empfängerposition. Der Wert, um welchen die Radien verkleinert wurden, wird verwendet um die Empfängeruhr zu synchronisieren.

Die aktuelle Version des NaviSat Systems bietet neben verschiedenen Test- und Präsentationsmodi auch noch die Möglichkeit, eine oder mehrere Senderuhren nach einem einstellbaren Schema vorgehen zu lassen. Auf diese Weise kann der große Einfluss der Messgenauigkeit auf das Ortungsergebnis sehr gut nachvollzogen werden. Diese Einstellung setzt bereits einige Erfahrung mit dem System, insbesondere mit der korrekten Positionierung der Sender voraus, da es wichtig ist, die Messungen korrekt zu interpretieren.

Die vorgestellten Funktionen wurden und werden derzeit im DLR_School_Lab, dem Schülerlabor des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Oberpfaffenhofen mit Schüler*innen der Mittel- und Oberstufe ausgiebig erprobt. Ziel der Erprobung ist zum einen, technische Schwierigkeiten zu identifizieren und zu beheben, zum anderen aber insbesondere auch die Ausarbeitung, Erprobung und Optimierung einer verständlichen und möglichst selbst-erklärenden Versuchsbeschreibung.

6. Weitere Ziele und Ausblick

Das NaviSat System wurde mittlerweile erfolgreich mit einer Vielzahl von Schülerinnen und Schülern sowie Lehrkräften durchgeführt und wurde dabei generell sehr gut angenommen. Eine systematische Evaluierung eines entsprechenden Unterrichtsgangs hinsichtlich der zu vermittelnden Kompetenzen und Lernziele steht aber derzeit noch aus. Zuvor werden noch weitere Tests nötig sein. So soll unter anderem die Frage, inwiefern und wie realitätsnah eine relativistische Uhrendrift mit dem System nachgestellt werden kann, noch genauer untersucht werden.

Ein weiterer Aspekt, der zurzeit noch erprobt wird, ist die mögliche Nutzung von Smartphones als Empfänger. Dies würde das Experiment für die beteiligten Schüler noch interaktiver machen. In der derzeitigen Fassung besteht bereits die Möglichkeit, alle Anzeigen der Kontrollstation über USB und ein entsprechendes Monitorprogramm auf einen PC und schließlich zum Beamer zu übertragen (Abbildung 12).

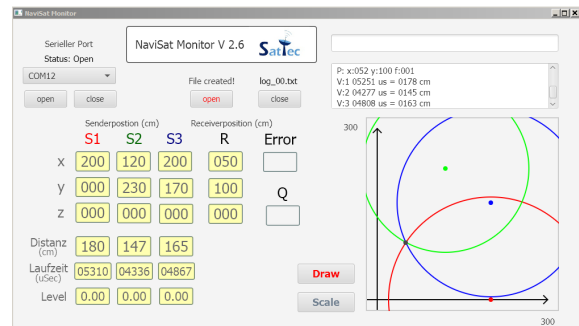


Abbildung 12: NaviSat-Monitorprogramm.

Die Durchführung einer Ortung mit dem eigenen Smartphone würde die Lernenden allerdings noch wesentlich stärker in das Geschehen einbinden.

Ein denkbarer „Spinn-Off“ des Systems ist die Möglichkeit, grundlegende Experimente zur digitalen Nachrichtenübertragung durchzuführen. Die Dekodierung des Signals kann ähnlich wie beim Morsemithilfe einer Kodetabelle erfolgen.

Für die Übergabe der zehn derzeit in Produktion befindlichen Sets an Schulen ist Ende 2018 eine Lehrerfortbildung vorgesehen – Interessenten daran sind herzlich eingeladen, den Hauptautor dieses Beitrags zu kontaktieren. Letztlich wird erst der Einsatz der Sets im echten Unterrichtsgeschehen aufzeigen, welche Anpassungen noch zu erfolgen haben, um die Satellitennavigation tatsächlich ins Klassenzimmer zu bringen. Im Alltag ist sie längst angekommen. Aus Sicht der Autoren ist es auch eine wichtige Aufgabe des Physikunterrichts, die Grundlagen moderner Technik verständlich und fachlich korrekt zu erklären. Das NaviSat System soll dabei helfen, dies im Falle der Satellitennavigation auf eine interessante und experimentell nachvollziehbare Art und Weise zu tun.

7. Literatur

- [1] Braun, M. & Wilhelm, T. (2008). Das GPS-System im Unterricht. Praxis der Naturwissenschaften–Physik in der Schule, 57(4), 20-27.
- [2] Backhaus, U., & Gabriel, P. (2011). Einsatzmöglichkeiten moderner GPS-Geräte im Mechanikunterricht. PhyDid B-Didaktik der Physik-Beiträge zur DPG-Frühjahrstagung.
- [3] Flühr, H. (2013). Avionik und Flugsicherungstechnik: Einführung in Kommunikationstechnik, Navigation, Surveillance. Springer-Verlag.
- [4] Giorgi, G., Lülff, M., Günther, C., Herrmann, S., Kunst, D., Finke, F. & Lämmerzahl, C. (2016).

- Testing general relativity using Galileo satellite signals. SignalProcessing Conference (EUSIPCO), 2016 24th European (pp. 1058-1062). IEEE.
- [5] Mansfeld, W. (2013). *Satellitenortung und Navigation: Grundlagen und Anwendung globaler Satellitennavigationssysteme*. Springer-Verlag.
- [6] Müller, R. (2008): Physik schafft Orientierung. Das Global Positioning System (GPS). *Naturwissenschaften im Unterricht. Physik* 19/105-106, S. 89-91
- [7] Priemer, B., Schmidt, T. & Sniezyk, J. (2009). GPS-Navigation – ein akustisches Analogieexperiment. *Der mathematische und naturwissenschaftliche Unterricht*, 6/62, 346-350
- [8] Schüttler, T. (2014). *Satellitenavigation: Wie sie funktioniert und wie sie unseren Alltag beeinflusst*. Springer-Verlag.
- [9] Schüttler, T. (2018). *Relativistische Effekte bei der Satellitenavigation – Von Einstein zu GPS und Galileo*. Springer-Verlag.
- [10] Tobias, V. & Heering, P. (2010). SCHULPRAXIS-Satellitenavigation im Klassenraum. *Der Mathematische und Naturwissenschaftliche Unterricht*, 63(1), 16.

Danksagung

Das Projekt SatTec, zu dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wird mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.



Tobias Schüttler (tobias.schuettler@lmu.de) und Peter Groll

StratoIno. Ein Datenlogger für Stratosphärenballon-Missionen.

Kurzfassung

Der StratoIno Datenlogger wurde zum Erfassen von atmosphärischen Daten (Druck, Innen- und Außentemperatur und Luftfeuchte) sowie der GPS-Position bei Stratosphärenballonmissionen entwickelt. Er basiert auf Arduino kompatiblen, kleinen und kostengünstigen Modulen von Adafruit und Software, welche die Standard Arduino Libraries nutzt. Das Modul kann zudem um weitere Sensoren ergänzt werden. Grundsätzliche Überlegungen zu Stratosphärenballons und konkrete Einsatzmöglichkeiten für Messungen im Unterricht sowie Projektarbeiten werden vorgestellt. Ergänzt wird der Beitrag durch vielfältige Zusatzmaterialien im Internet.

Schüttler, T. & Groll, P. (2018). StratoIno. Ein Datenlogger für Stratosphärenballon-Missionen. *Unterricht Physik*, 29, Heft 167. S.33-35.

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

