

BMW-Verbundvorhaben:

**HeliX Komponentenentwicklung im Rahmen eines
Pilotenassistenzsystems für den Einsatz von
HELicoptern unter eXtremen Anforderungen**

Schlussbericht 2014

1. Juli 2012 – 31. Dezember 2014

Ansprechpartner	Wolfgang Rehm		
Zuwendungsempfänger	Airbus Defence and Space GmbH, Airbus Group Innovations		
Projektbeginn	1. Juli 2012	Dauer	30 Monate
Förderkennzeichen	20H1109C		
Status	Endversion		
Ausgabedatum	2. Juli 2015		
Dateiname	HeliX Airbus Schlussbericht 2014.doc		

0 DOKUMENTEN-INFORMATION

0.1 Autor

Autor	Firma	e-Mail
Wolfgang Rehm	AIRBUS Group	Wolfgang.rehm@airbus.com
Andreas Prücklmeier	AIRBUS Group	Andreas.pruecklmeier@airbus.com
Dr. Nikolaus P. Schmitt	AIRBUS Group	Nikolaus.schmitt@airbus.com
Thomas Spreng	AIRBUS Group	Thomas.t.spreng@airbus.com

0.2 Schlüsseldaten

Schlüsselwörter	BMWl, HeliX, #20H1109C, Schlussbericht 2014, Monate 01-30
Autorenadresse	Wolfgang Rehm Airbus Group Innovations Abt.: TX4-C 81663 München Deutschland
Abgabetermin	30.06.2015

0.3 Verteilerliste

Datum	Ausgabe	E- Mail
30.06.2015	M. Gutmann, A. Becker	Martina.gutmann@dlr.de
30.06.2015	Dr. T. Waanders	Tim.waanders@airbus.com

Wolfgang Rehm

0.4 Inhaltsverzeichnis

1	VORAUSSETZUNGEN DES TEILVORHABENS	7
1.1	AUFGABENSTELLUNG DES TEILVORHABENS	7
1.1.1	<i>Aufgabenstellung auf dem Gebiet der transparenten Displays.....</i>	7
1.1.2	<i>Aufgabenstellung auf dem Gebiet der Radar/ Laser-Höhenmesser.....</i>	7
1.1.3	<i>Aufgabenstellung auf dem Gebiet der Low-Airspeed-Sensoren.....</i>	8
1.2	VORAUSSETZUNGEN FÜR DIE DURCHFÜHRUNG DES VORHABENS	8
1.3	PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS	8
1.4	URSPRÜNGLICH TECHNISCHER UND WISSENSCHAFTLICHER STAND.....	9
1.4.1	<i>Angabe bekannter Verfahren und Schutzrechte.....</i>	9
1.4.2	<i>Angabe bekannter Fachliteratur und verwendeter Informationsdienste.....</i>	10
1.5	ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN	10
2	EINGEHENDE DARSTELLUNG DER ERZIELTEN ERGEBNISSE, FORTSCHRITTE UND VERWERTUNGEN	11
2.1	VERWENDUNG DER ZUWENDUNG UND IM LAUFE DES VORHABENS ERZIELTE ERGEBNISSE, GEGENÜBERSTELLUNG MIT DEN VORGEgebenEN ZIELEN.....	11
2.1.1	<i>Entwicklung des transparenten Displays.....</i>	11
2.1.2	<i>Erarbeitung der Spezifikationen für den Hybridaltimeter</i>	24
2.1.3	<i>Entwicklung des Hybridaltimeters.....</i>	25
2.1.4	<i>Entwicklung der elektronisch steuerbaren Antennen.....</i>	34
2.1.5	<i>Low Airspeed Sensor</i>	41
2.2	DIE WICHTIGSTEN POSITIONEN DES ZAHLENMÄßIGEN NACHWEISES	66
2.2.1	<i>Transparentes Display.....</i>	66
2.2.2	<i>Hybridaltimeter.....</i>	66
2.2.3	<i>Low Airspeed Sensor</i>	66
2.3	DIE NOTWENDIGKEIT UND ANGEMESSENHEIT DER GELEISTETEN ARBEIT	66
2.4	VERWERTBARKEIT DER ERGEBNISSE UND NUTZEN	66
2.4.1	<i>Patente.....</i>	66
2.4.2	<i>Wirtschaftliche und wissenschaftliche Verwertbarkeit</i>	66
2.5	EXTERNE FORTSCHRITTE AUF DEM GEBIET DES VORHABENS	67
2.6	ERFOLGTE UND GEPLANTE VERÖFFENTLICHUNGEN DER ERGEBNISSE.....	67

0.5 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: EC145 Standard Cockpit (linkes Teilbild) und EC Cockpit-Vision (rechtes Teilbild)	11
Abbildung 2: Konzept des transparenten Displays Version 1.0 – Cockpitansicht	12
Abbildung 3: Auslegung des Strahlengangs Version 1.0.....	13
Abbildung 4: Konzept des transparenten Displays Version 1.1 - Cockpitansicht	13
Abbildung 5: Auslegung des Strahlengangs Version 1.1.....	14
Abbildung 6: Konzept des transparenten Displays Version 2 - Cockpitansicht	14
Abbildung 7: Konzept des transparenten Displays Version 2 – Cockpitansicht	15
Abbildung 8: Transparentes AMLCD im Labor mit Punktlichtquelle	15
Abbildung 9: Beugungseffekt – Transparentes AMLCD im Labor mit Punktlichtquelle.....	16
Abbildung 10: Periodische Pixelstruktur (5 Pixel x 8 Pixel Array) – Transparentes AMLCD.....	16
Abbildung 11: Periodische Pixelstruktur – Transparentes AMOLED.....	17
Abbildung 12: Periodische Pixelstruktur – Transparentes AMOLED aktiv	17
Abbildung 13: Transmissionsmessung – Transparentes AMOLED	18
Abbildung 14: Transmissionsmessung – Transparentes AMLCD	19
Abbildung 15: Transmissionsmessung – holographischer Schirm	19
Abbildung 16: BO105 Displayträger Entwurf	20
Abbildung 17: BO105 Displayträger – Betrieb	21
Abbildung 18: BO105 Mock-Up Integrationsversuche – 08/2013.....	21
Abbildung 19: BO105 Mock-Up Finale Integration – 12/2013	22
Abbildung 20: BO105 Mock-Up Finale Verbesserungen und Betrieb – 02/2014	22
Abbildung 21: Erstes 3D-Design des Hybridaltimeters in Mechanical Desktop (Autodesk).....	25
Abbildung 22: Vorläufiges 3D-Design in SolidWorks.....	25
Abbildung 23: Schematische Darstellung der achtstufigen internen Laufzeitverzögerung	26
Abbildung 24: Darstellung mit externer Laufzeitverzögerung	27
Abbildung 25: Elektronikdesign mit Altium Designer	27
Abbildung 26: Neue Digitalkarte	28
Abbildung 27: Oszillogramm der acht Verzögerungsstufen.....	28
Abbildung 28: Platinenhalter mit Elektronikarten	29
Abbildung 29: Optomechanisches Design in Mechanical Desktop (Autodesk).....	29
Abbildung 30: Die Komponenten des Hybridaltimeters im 3D-Design (SolidWorks).....	30
Abbildung 31: Komponenten des Laserhöhenmessers	30
Abbildung 32: Hybrid-Altimeter	31
Abbildung 33: Entfernungskennlinie von 0 bis 17 m.....	31
Abbildung 34: Entfernungskennlinie im Detail	32
Abbildung 35: Entfernungskennlinie mit weißem und schwarzem Target	32
Abbildung 36: Beispiel einer statistischen Auswertung	33
Abbildung 37: Gemeinsames Gehäuse von Radar- und Laserhöhenmesser	33
Abbildung 38: Prinzip der Aperturkopplung	34
Abbildung 39: Messergebnisse des Phasenschiebers	35
Abbildung 40: Lagenaufbau des Antennenboards.....	35
Abbildung 41: Kupferlage L1 mit dem Verteilnetzwerk und den Phasenschiebern	36
Abbildung 42: Kupferlage L2 mit den Schlitzen in der Massefläche zur Aperturkopplung	36
Abbildung 43: Kupferlage L3 mit den Resonatoren	36
Abbildung 44: Oberseite der Antenne mit Verteilnetzwerk und Phasenschiebern	37
Abbildung 45: Unterseite der Antenne mit den Strahlern/Resonatoren.....	37
Abbildung 46: Antennen- und Digitalboard	38

Abbildung 47: Gemessene und simulierte Anpassung für ein Einzelement	38
Abbildung 48: Charakterisierung der Antennen in der Messkammer	39
Abbildung 49: Messergebnisse für die Main- und Splitbeam Konfiguration	39
Abbildung 50: Strahlungsdiagramme für die Strahlschwenkung in $\pm x$ - und $\pm y$ -Richtung	40
Abbildung 51: Grundlegendes Szenario für den low airspeed sensor.....	41
Abbildung 52: Low-Air speed –Messung durch den downwash eines fliegenden Hubschraubers hindurch.....	43
Abbildung 53: Analyse von unterschiedlichen range bins erlaubt die Messung vor, innerhalb und hinter dem downwash	44
Abbildung 54: Downwash mit Bodeneffekt (links) und ungestörter downwash bei hinreichender Höhe > 2-3mal Rotordurchmesser (rechts)	44
Abbildung 55: Helikopter down wash-Simulation (http://rotorcraft.arc.nasa.gov/Research/Programs/brownout.html)	45
Abbildung 56: Skizze der Standard-Meßsituation (in weiteren Tests wurden auch andere Situationen vermessen).....	46
Abbildung 57: Lageplan des Hubschraubers und der LIDAR-Installation	47
Abbildung 58: Skizze der verwendeten Ausrüstung	48
Abbildung 59: Low air speed-Messung FT2 1609-1621	50
Abbildung 60: SNR der low airspeed Messung FT2 1609-1621.....	51
Abbildung 61: Skizze der folgenden Messungen mit vertikalen Scans	52
Abbildung 62: FT1 Test 3 bin 2 air speed (oberer Graph) und SNR (unterer Graph).....	54
Abbildung 63: Selbe Messung wie zuvor; oberes Diagramm: Alle Messungen zuvor. Zweites Diagramm von oben: Nur Messungen mit SNR > 11.5 db. Drittes Diagramm von oben; Nur Messungen mit SNR > 38dB. Unteres Diagramm: nur Messungen mit SNR > 11.5 dB und SNR <38 dB, dem gültigen Messbereich.....	55
Abbildung 64: Meßszenario FT2 Test 8 zum Nachweis der Messung ungestörter Strömung hinter dem Rotor-Downwash.....	56
Abbildung 65: Messung FT2 Test 8 zum Nachweis der Messung ungestörter Strömung in 90-150m Entfernung hinter dem downwash, welcher im Bereich 60-90m liegt. Die Nullmessungen in bin2 deuten auf kurzzeitige hard-target-hits hin.....	57
Abbildung 66: Messung des downwash in Bodennähe mit manuellem Scan. Downwash liegt im Bereich bin3 (grün). Measurement of down wash at ground level manual scan	59
Abbildung 67: Skizze von FT2 Test 3: Manueller vertikaler Scan in Bodennähe	60
Abbildung 68: Manuelle vertikale scans, Hubschrauber in Bodennähe – das Diagramm zeigt die gemessene Geschwindigkeit des downwash versus Elevationswinkel. Die einzelnen scans sind farbkodiert.	61
Abbildung 69: Links: Vertikale Messungen oberhalb und unterhalb der Rotorebene. Rechts: Messung bei variierender Flughöhe des Helikopters bei fixer Lidar-Meßrichtung.	62
Abbildung 70: Punktmessungen an verschiedenen vertikalen Positionen,; Helikopter downwash ungestört vom Bodeneffekt, Helikopter in 165 Fuß Flughöhe, Abstand 88m	63
Abbildung 71: FT2 Test 8: Helikopter mit variierender Höhe über dem fixierten LIDAR-Strahl. Der downwash ist bereits 7-10m unter der Rotorebene, oder 4-7m unter dem Landegestell, stark abgeschwächt	64

0.6 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Zusammenfassung Technologiebewertung	20
Tabelle 2: Marktübersicht verfügbarer transparenter Brillendisplays.....	23

Tabelle 3: Vorauswahl verfügbarer transparenter Brillendisplays nach Airbus Helicopter Kriterien	24
Tabelle 4: Messergebnisse und Zusammenfassung ausgewählter und verfügbarer transparenter Brillendisplays	24
Tabelle 5: Entfernungsbereiche der Bins	49
Tabelle 6: True air speed –Messung FT2, timeline 1609-1621	52
Tabelle 7: Standardabweichungen der air speed-messungen für die einzelne range bins.....	56

1 Voraussetzungen des Teilvorhabens

Dieses Kapitel stellt in kurzer Form die Aufgabenstellung für das Teilvorhaben, den Ablauf des Projektes und die technisch / wissenschaftlichen Ausgangslagen dar.

1.1 Aufgabenstellung des Teilvorhabens

Im Rahmen des Vorhabens HeliX HELI-X baut auf den Erkenntnissen aus PILAS/InteCo und SITA auf. Das Vorhaben dient zur Erweiterung und Verfeinerung der Ergebnisse aus diesen Projekten. Dazu wurde ein Forschungsverbund aus mehreren erfahrenen Partnern gebildet. Mit den einzelnen Arbeitspaketen wurde im Thema „Zukünftiges HMI-Konzept ECD“ ein neues transparentes Display entwickelt und im Thema „Sensorik“ ein kombinierter Radar/Laser-Höhenmesser, als auch ein LIDAR-System getestet, das Windgeschwindigkeitsprofile außerhalb des Rotor-Downwashes vermessen hat.

Diese neuartige Sensoren und Fusionskonzepte sind die Informationsquellen, die es dem Assistenzsystem und Piloten erlauben alle relevanten Umwelteinflüsse zu berücksichtigen, so dass zum Beispiel auch Unfälle mit Hindernisse auf ein Minimum reduziert oder sogar ganz ausgeschlossen werden können.

1.1.1 Aufgabenstellung auf dem Gebiet der transparenten Displays

Die Aufgabenstellung innerhalb AP5110 „Hardware für ein transparentes testflugtaugliches Cockpitdisplay“ war die Konzeptionierung und Entwicklung eines neuartigen transparenten Head-Down Displays, das den Piloten erlaubt, auch in schwierigen Situationen, wo eine gute Sicht nach außen essentiell ist, trotzdem noch wichtige Anzeigen im Blickfeld zu haben. Durch eine Transparenzschtaltung des Displays soll dem Piloten bei Bedarf eine zusätzliche Sicht „durch das Cockpit“ nach außen ermöglicht werden um eine Beurteilung der kritischen Umgebungssituation wie beispielsweise Hinderniserkennung im Landeanflug zu erleichtern. Gleichzeitig war es die Aufgabe durch eine kontrastreiche, brillante und tageslichttaugliche Anzeige die Ablesbarkeit für den Piloten zu gewährleisten. Das Design sollte so gestaltet werden, dass eine spätere Anpassung an die Umgebungsbedingungen wie bspw. Helligkeitsbedingungen möglich ist.

1.1.2 Aufgabenstellung auf dem Gebiet der Radar/ Laser-Höhenmesser

In diesem Arbeitspaket wurde ein Höhenmesser entwickelt, der einen Radarsensor und einen Lasersensor beinhaltet, welche beide die Höhe mit unterschiedlichen Technologien messen und deren Daten zu einem hoch genauen und zuverlässigen Messwert fusioniert werden können. Die Datenfusion ist Bestandteil des Arbeitsinhaltes vom Projektpartner Cassidian.

Weiterhin wurde eine elektronisch steuerbare Antenne entwickelt, um neben der Höheninformation zusätzlich Driftinformationen gewinnen zu können.

1.1.3 Aufgabenstellung auf dem Gebiet der Low-Airspeed-Sensoren

Zusätzlich beinhaltet dieses AP die Evaluierung der Anforderungen an einen Low-Airspeed-Sensor (LAS) zur Messung des Windströmungsfeldes und Böen vor und seitlich des Hubschraubers außerhalb des Rotor-Downwashes auf Laserbasis. Durch die experimentelle Bestimmung des ungestörten Strömungsfeldes und Abschätzung des Geschwindigkeit Fehlerbereiches kann eine Anforderungsanalyse für ein Low-Airspeed-Sensorsystem erfolgen, auf dessen Basis die Verwendbarkeiten in Lande- und Flugunterstützungssystemen überprüft werden kann.

1.2 Voraussetzungen für die Durchführung des Vorhabens

Die Voraussetzungen für eine erfolgreiche Durchführung des Teilvorhabens waren beim Hybridaltimeter die Bereitstellung des bestehenden Radarhöhenmessers von seitens Cassidian/ Ulm. Beim Low-Airspeed-Sensor war die Verfügbarkeit eines kommerziellen LIDAR-System lange Zeit unsicher. Nachdem die Firma OADS die zugesagte Bereitstellung eines Testsystems nicht einhielt, wurde ein Testsystem von der Firma Mitsubishi geleast und getestet.

Zudem war eine wichtige Voraussetzung die sehr gute Bereitschaft zur Zusammenarbeit zwischen den Partnern. Die vielfältigen Aufgabenstellungen der einzelnen Partner und deren komplexe Zusammenarbeit zur erfolgreichen Realisierung der Teilsysteme wurden bereits im Vorfeld des Projektbeginns detailliert besprochen.

Von der technischen Seite aus gesehen standen die entsprechenden Simulationssoftware für den Entwurf der Antennen und die Softwareentwicklungsumgebung für die Entwicklung der Signalverarbeitungsalgorithmen zur Verfügung.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Projekt war ursprünglich für eine Laufzeit von 2 Jahren geplant und wurde letztendlich mit einer kostenneutralen Verlängerung von 6 Monaten für die finalen Integrationsarbeiten und Bodentests sehr erfolgreich beendet. Im Zusammenhang mit der kostenneutralen Verlängerung erfolgte auch eine Änderung und Umplanung der Arbeitspakete (siehe Änderungsantrag vom 14.05.2015). Die Änderungen beinhalteten im Wesentlichen den Wegfall von Flugversuchen für die Arbeitspakete transparentes Display (AP5110) und Hybrid-Altimeter (AP6110), sowie die Neuaufnahme des Themas der Head-Worn-Displays zu AP5110. Anstatt der geplanten Flugversuche wurden für die Arbeitspakete 5110 und 6110 erweiterte Versuche und Tests am Boden durchgeführt.

Nach dem Projektstart war zunächst die Erstellung der Spezifikationen für das HeliX-System geplant. Die Teilarbeitspakete im Einzelnen:

Transparentes Display:

In den ersten 18 Monaten konzentrierten sich die Arbeiten in diesem Arbeitspaket auf die Analyse und Bewertung von geeigneten transparenten Displaytechnologien sowie der Konzeption und Entwicklung der Komponenten für Demonstratoren des transparenten Head-Down Displays. Die Arbeiten zum transparenten Head-Down-Display konnten mit der erfolgreichen Integration eines Funktionsdemonstrators in ein fahrbares BO105 Mock-Up im letzten Quartal 2013 und einer weiteren Verbesserung des Aufbaus im ersten Quartal 2014 abgeschlossen werden. Im Zuge der geplanten Änderungen innerhalb des AP5110, die bereits im Januar 2014 seitens Airbus Helicopters kommuniziert wurden, ist im ersten Quartal 2014 parallel mit den Arbeiten zu den Head-Worn-Displays begonnen worden.

Hybridhöhenmesser:

Zuerst wurde in mehreren technischen Meetings die Vorgehensweise besprochen. Es wurde festgelegt, dass der RA4 Radarhöhenmesser in seiner Form nicht verändert werden soll, um nicht seine bestehende Flugzulassung zu verlieren. Daher wurde festgelegt, den kompletten RA4 in den neuen Laserhöhenmesser einzubauen und mit einem gemeinsamen MIL-Bajonett-Stecker elektrisch anzuschließen. Der Laserhöhenmesser selbst wurde dahingehend weiterentwickelt, dass seine Entfernungsauflösung und seine Entfernungsgenauigkeit verbessert wurde. Um die Fähigkeit der Miniaturisierung nachzuweisen, wurde zusätzlich die Optikdurchmesser von 48 mm auf 30 mm reduziert.

Da zu Projektbeginn noch offen war, ob die vorhandenen Laserhöhenmesserdaten der Vorgängergeneration LHM4 durch die in 2010 im Rahmen von DeViLa erfolgten Flugdaten ausreichend waren, musste dies durch Cassidian Electronics erst geklärt werden. Diese waren aber in ausreichender Menge und Qualität vorhanden, wie sich in den ersten Projektmonaten herausstellte.

Elektronisch steuerbare Antenne:

Aufbauend auf diesen Randbedingungen sollten die ersten beiden Projektjahre im Wesentlichen der Entwicklung der elektronisch steuerbaren Antennen sowie der Algorithmen zur Signalverarbeitung dienen. Nachdem diese ersten Komponenten entwickelt und charakterisiert wurden, sollten im dritten Projektjahr die endgültigen Komponenten hergestellt, vermessen und in einem ersten Systemdemonstrator betrieben werden.

Low-Airspeed-Sensor:

1.4 Ursprünglich technischer und wissenschaftlicher Stand

1.4.1 Angabe bekannter Verfahren und Schutzrechte

Transparentes Display:

Der Einsatz von transparenten Displaytechnologien in der Applikation als Head-Up-Display (HUD) oder auch als Helmet-Mounted-Display (HMD) in Helikoptern ist bekannt. Aufgrund der verhältnismäßig hohen Kosten sind diese Displays aber in militärischen Cockpits weiter verbreitet als in zivilen Cockpits. Allgemein sind HUDs in Helikoptercockpits aufgrund des begrenzten Sichtbereichs wenig verbreitet. Im Unterschied zum transparenten Head-Down-Display (HDD) werden im HUD und HMD virtuelle Bilder der Außenwelt überlagert.

Die Umsetzung eines transparenten Head-Down-Displays im Bereich des Instrumentenpults in einem Helikoptercockpit bzw. Flugzeugcockpit wie im Projekt HELI-X definiert war und ist bis dato nicht bekannt.

Folgende Patente existieren und sind relevant für eine Anwendung des transparenten Head-Down-Displays:

- Patent von Eurocopter Deutschland GmbH (jetzt Airbus Helicopters) in Bezug auf die Anwendung von transparenten Displaytechnologien in einem Helikoptercockpit: EP 2 361 832 A1 (18.02.2010)
- Patent von EADS Deutschland GmbH (jetzt Airbus Group Innovations / Airbus Defence and Space GmbH) in Bezug auf die Anwendung von holographischen Projektionsschirmen in Flugzeugen: EP 0958 521 (07.02.1997)

Head-Worn-Displays stellen im Zuge der Entwicklungen der letzten Jahre auf dem kommerziellen Markt eine kostengünstigere Lösung für zivile Helikoptercockpits in Aussicht und sind in der Anwendung mit HMDs vergleichbar.

Hybridhöhenmesser:

Bisher wurden Radarhöhenmesser (RHM) und Laserhöhenmesser (LHM) aus Kostengründen immer nur einzeln eingesetzt. Mit dem Preisverfall der Laserdioden wurden die Kosten von LHM immer geringer und somit interessanter.

LHM werden für Fluganwendung im Laserpuls-Laufzeit-Verfahren verwendet. Diese haben dann typische Entfernungsgenauigkeiten von 1 m bis 0,1 m abhängig vom verwendeten Detektionsverfahren, die meist mit Analogelektronik funktionieren. Bei den von Airbus Group Innovations verwendeten Verfahren wird ein ausschließlich digitales Verfahren eingesetzt, was sehr störunanfällig gegenüber Rauschquellen und anderen Störfaktoren ist. Schutzrechte von LHMs sind hingehend bekannt und meist abgelaufen, da diese bereits schon Jahrzehnte am Markt existieren.

Low-Airspeed-Sensor:

Nachdem das zunächst vorgesehene System von OADS nicht lieferbar war, wurde ein Gerät von Mitsubishi gemietet. Dieses Gerät wurde zunächst im Labor vermessen und eingestellt und dann in zwei Tests in Donauwörth eingesetzt. Bei diesen Tests wurde das System am Boden aufgestellt. Ein Hubschrauber flog in vorgegebenen Höhen und Entfernungen zum LIDAR-System. Es wurde sowohl die Line-of-sight-Luftgeschwindigkeit vor dem Hubschrauber, im Downwash-Bereich des Hubschraubers als auch hinter dem Hubschrauber aufgezeichnet. In einer anschließenden Auswertung konnte nachgewiesen werden, dass aufgrund des gegateten Verfahrens unter Verwendung eines gepulsten IR-LIDAR-Systems eine ungestörte Messung auch hinter dem Hubschrauber möglich war, die Messung also nicht durch den Downwash beeinflusst wurde. Daraus lässt sich folgern, dass ein solches System, wenn es im Hubschrauber angebracht ist, auch ungestört die Luftströmung außerhalb des Downwash-Bereiches zu messen in der Lage ist.

1.4.2 Angabe bekannter Fachliteratur und verwendeter Informationsdienste

Als Dokumentationsdienste wurden die EADS-internen Serviceleistungen eingesetzt.

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Im Rahmen des Teilvorhabens transparentes Display (AP5110) wurden Unteraufträge zur Simulation, Entwicklung und Herstellung von transparenten Bildschirmhologrammen, sowie zur Herstellung von Mechanik-Komponenten für die Displaydemonstratoren an folgende Firmen außerhalb des Projektverbunds vergeben:

- Hologram Industries Research GmbH
- Firma Riedl Feinmechanik

Im Teilvorhaben Hybrid-Altimeter wurde die Firma Riedl Feinmechanik mit der Fertigung des Gehäuses und mechanischer Bauteile beauftragt.

Im Teilvorhaben Low-Airspeed-Sensor wurde die Firma Mitsubishi Electrics mit der Leihstellung des LIDAR-Gerätes unterbeauftragt.

2 Eingehende Darstellung der erzielten Ergebnisse, Fortschritte und Verwertungen

In diesem Kapitel werden die erzielten Ergebnisse des Teilvorhabens explizit aufgeführt und deren zukünftige Verwertung analysiert.

2.1 Verwendung der Zuwendung und im Laufe des Vorhabens erzielte Ergebnisse, Gegenüberstellung mit den vorgegebenen Zielen

Die Ergebnisse des Teilvorhabens sind in den nachfolgenden Unterkapiteln nach den Themenbereichen der Aufgabenstellungen gegliedert. Diese umfassen die Bereiche der

- Entwicklung des transparenten Displays (Kapitel 2.1.1)
- Erarbeitung der Spezifikationen für den Hybridaltimeter (Kapitel 2.1.2)
- Entwicklung des Hybridaltimeters (Kapitel 2.1.3)
- Entwicklung der elektronisch steuerbaren Antennen (Kapitel 2.1.4)
- Low Airspeed Sensor (Kapitel 2.1.5)

Am Ende eines jeden Kapitels befindet sich eine kurze Zusammenfassung der erzielten Ergebnisse.

2.1.1 Entwicklung des transparenten Displays

Für die Umsetzung des Funktionsdemonstrators wurde von Airbus Helicopters folgende Zielvorstellung bzw. Vision eines Cockpitdesigns mit transparentem Instrumentenpult (I-Pult) vorgegeben. Abbildung 1 zeigt diese Vision im rechten Teilbild im Vergleich zu einem EC145 Standard-Cockpit im linken Teilbild.



Abbildung 1: EC145 Standard Cockpit (linkes Teilbild) und EC Cockpit-Vision (rechtes Teilbild)

Konzepterstellung und Spezifikation des transparenten Head-Down-Displays:

Als Basis für die Konzept- und Spezifikationserstellung diente das Cockpit einer EC145. Für die Durchführung von Vorversuchen und Tests stand zusätzlich ein besser verfügbares Cockpit Mock-Up einer BO105 zur Verfügung.

Im Zusammenhang mit der Erstellung von Konzepten und Spezifikationen des Funktionsdemonstrators des transparenten Cockpit Displays sind folgende Displaytechnologien näher untersucht worden:

- Projektionsdisplays mit transparentem holographischem Schirm
- Transparente AMOLED (Active Matrix Organic Light Emitting Diode) Displays

Insbesondere zur Konzepterstellung des transparenten Displays auf Basis von Projektionsdisplays mit holographischem Schirm war eine genaue Analyse der Cockpitgeometrie notwendig.

– Designversion 1 auf Basis von Projektionsdisplays mit holographischem Schirm:

Die folgenden Abbildungen in diesem Abschnitt zeigen zwei Designversionen (1.0 und 1.1) des transparenten Displays mit holographischem Schirm.

Abbildung 2 zeigt eine Skizze der Cockpitanzeige von Designversion 1.0 und den dazugehörigen Komponenten. Ein Projektor sowie ein Spiegel zur Umlenkung des Strahlengangs sind hier in der Mittelkonsole des I-Pults integriert.

Cockpit view – Display in non-transparent/dimmed mode

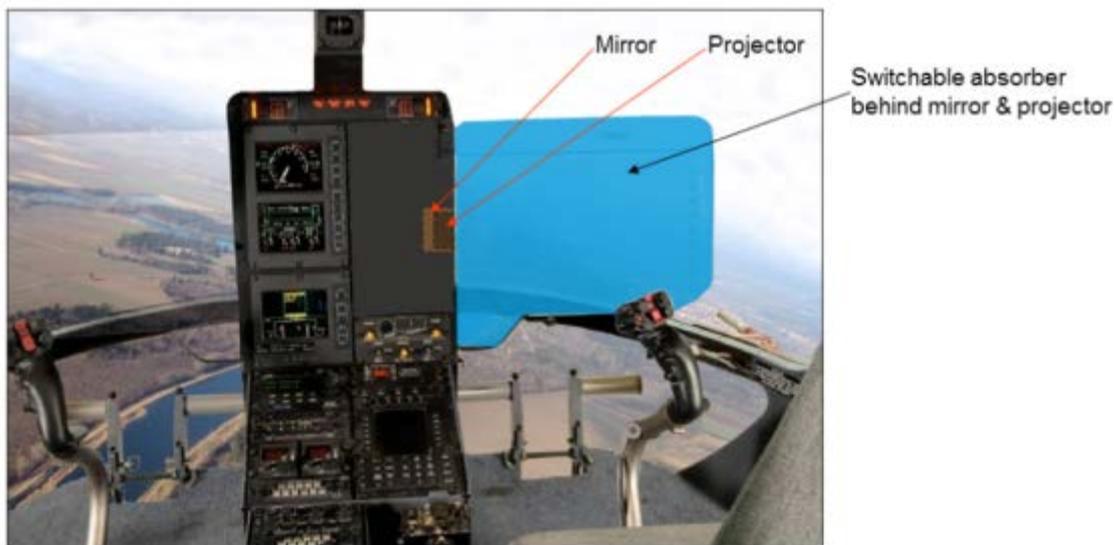


Abbildung 2: Konzept des transparenten Displays Version 1.0 – Cockpitanzeige

Abbildung 3 zeigt den Strahlengang der Bildprojektion (rote gestrichelte Linien) in einer technischen Zeichnung in der Draufsicht (linkes Teilbild) und in der Seitenansicht (rechtes Teilbild). Der Projektor (braunes Rechteck) projiziert hier ein Bild mit einem horizontalen Versatz in Rückprojektion auf einen transparenten holographischen Schirm (lila), der mit einem Touchscreen kombiniert werden kann. Zur Anpassung der Bilddarstellung auf dem Schirm gegenüber der Hintergrundhelligkeit ist ein regelbarer bzw. schaltbarer Absorber (grün) hinter dem Strahlengang bzw. hinter dem Umlenkspiegel vorgesehen, der den Sichtbereich des Piloten (grüne gestrichelte Linien) nach außen abdeckt.

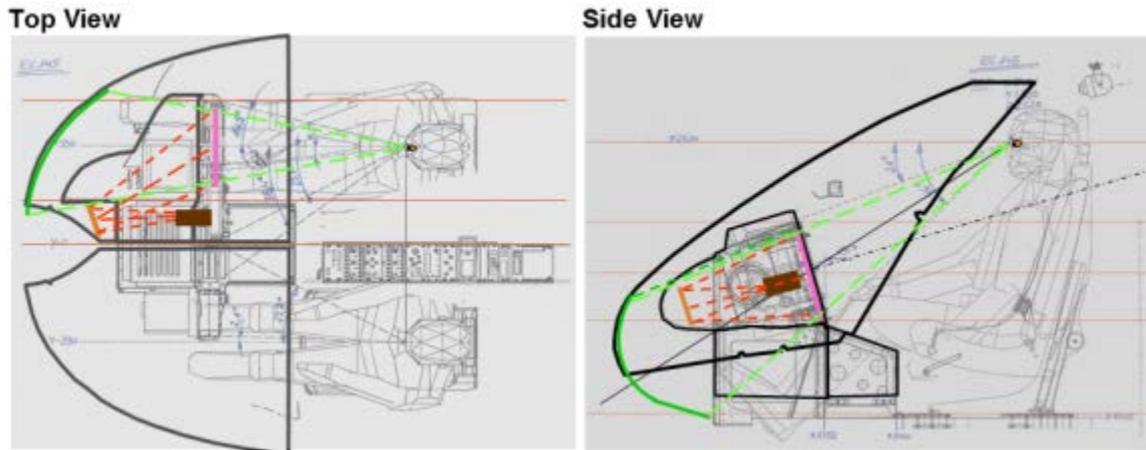


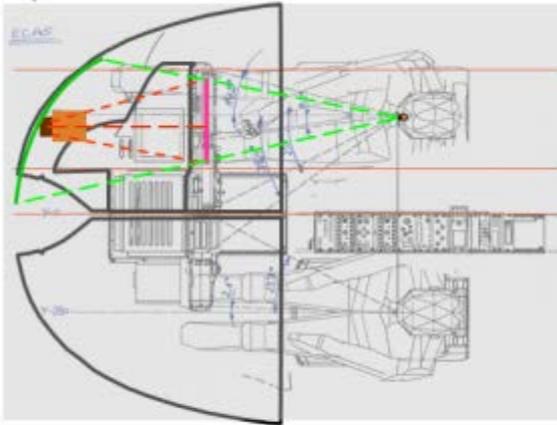
Abbildung 3: Auslegung des Strahlengangs Version 1.0

Cockpit view – Display in non-transparent/dimmed mode – slight design modifications



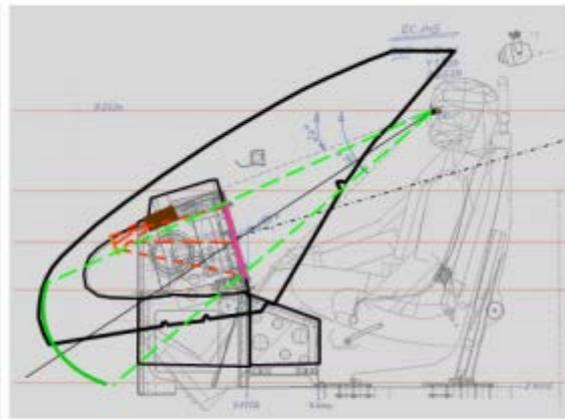
Abbildung 4: Konzept des transparenten Displays Version 1.1 - Cockpitsicht

Top View

**Designversion 1.1:**

- Projector and Folding-Mirror above the Screen / behind the screen and behind light barrier
- Projection-Geometry downwards symmetrically
- Angle of incidence on the screen only 11°

Side View

**Analysis of Designversion 1.1:**

- Screen is protected against ambient light from the top
- Projection-Geometry is symmetric and more easy than V1.0
- Light-Barriers can be switchable
- Sensitivity to ambient light interferences?

Abbildung 5: Auslegung des Strahlengangs Version 1.1

- Designversion 2 auf Basis von transparenten AMOLED Displays:

Cockpit view – Display in non-transparent/dimmed mode**Abbildung 6: Konzept des transparenten Displays Version 2 - Cockpitsicht**

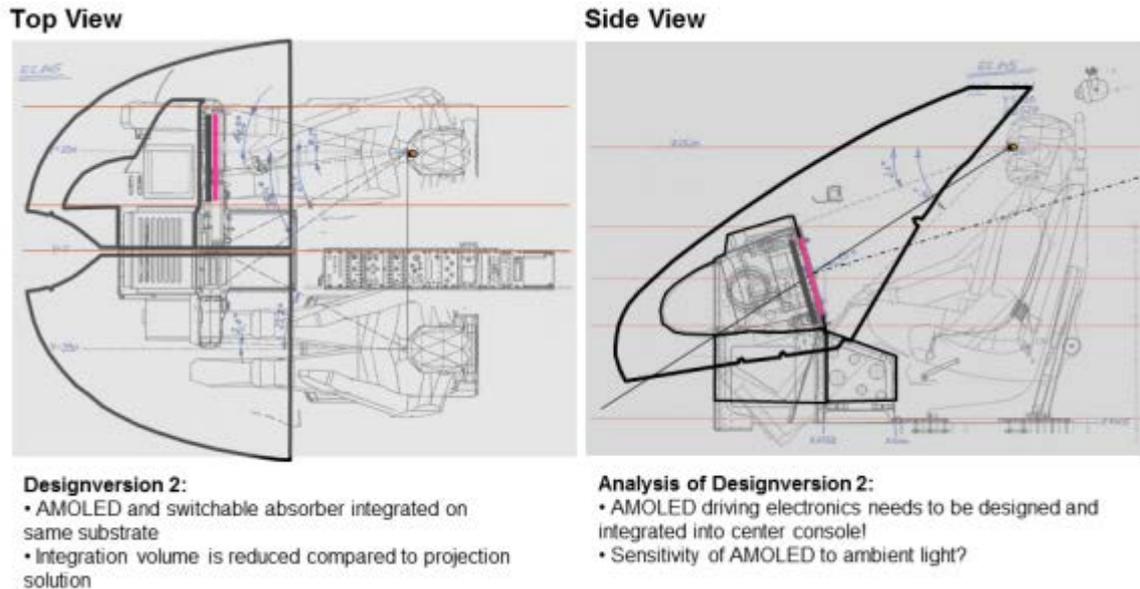


Abbildung 7: Konzept des transparenten Displays Version 2 – Cockpitsicht

Designanalyse und Bewertung:

Folgende Displaytechnologien wurden hinsichtlich Integrationsaspekten und Umgebungslichteinflüssen getestet und bewertet:

- Transparente AMLCD (Active-Matrix-Liquid-Crystal-Displays)
- Transparente AMOLED (Active-Matrix-Organic-Light-Emitting-Diode-Display) bzw. Transparente PMOLED (Passive-Matrix-Organic-Light-Emitting-Diode-Display)
- Projektionsdisplays mit transparentem holographischem Schirm

Abbildung 8 zeigt ein transparentes AMLCD im Betrieb unter Laborbedingungen im transparenten Mode.



Abbildung 8: Transparentes AMLCD im Labor mit Punktlichtquelle

Hinter dem Display befindet sich eine Taschenlampe mit einer Glühlampe als Leuchtmittel, die durch das Display betrachtet wird. Die Taschenlampe stellt hier eine intensive

Punktlichtquelle dar, wie Sie in freier Umgebung z. B. von Straßenlaternen, oder als partieller Sonnenreflex von einem Fenster, einer Windschutzscheibe, oder von der Wasseroberfläche erzeugt werden kann. Die nächste Abbildung 9 zeigt in einem vergrößerten Ausschnitt des Bildes aus Abbildung 8 den auftretenden Beugungseffekt, der durch die inhärente periodische Pixelstruktur des transparenten AMLCD in Durchsicht erzeugt wird.

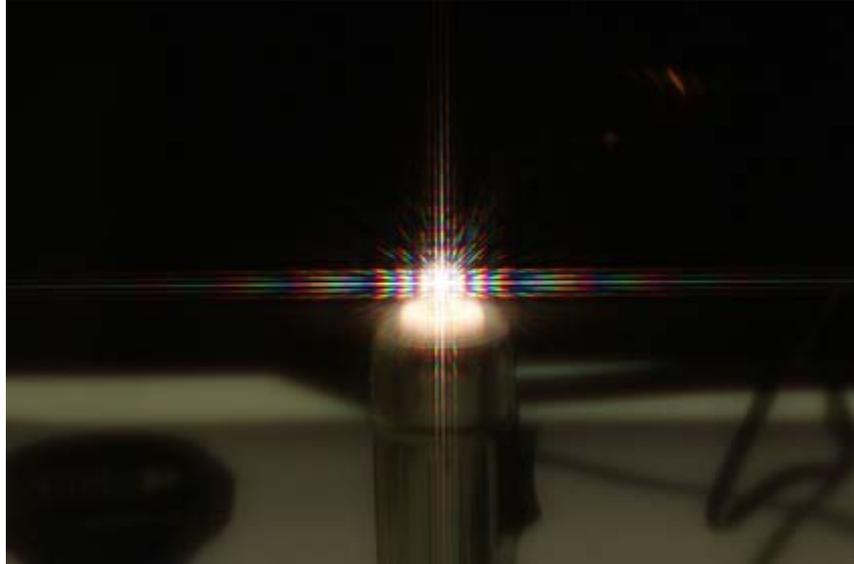


Abbildung 9: Beugungseffekt – Transparentes AMLCD im Labor mit Punktlichtquelle

Der Beugungseffekt wird durch die in Abbildung 10 stark vergrößert dargestellte periodische Pixelstruktur des transparenten AMLCD verursacht.

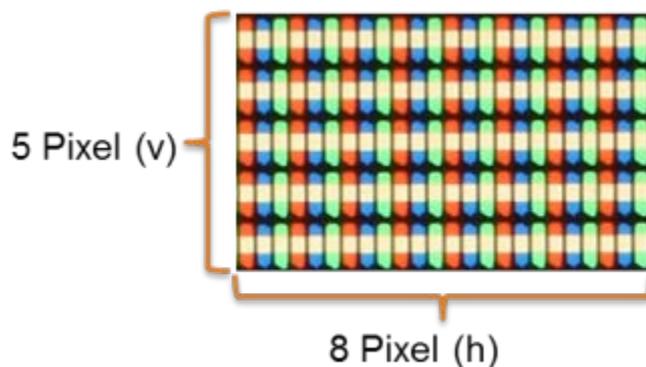


Abbildung 10: Periodische Pixelstruktur (5 Pixel x 8 Pixel Array) – Transparentes AMLCD

Die gesamte Pixel- bzw. Subpixelstruktur mit transparenten Bereichen (RGB-Pixel) und nichttransparenten Bereichen (schwarze Stege, bzw. Kontaktierungen) stellen ein Transmissionsgitter mit einer für dieses Display entsprechenden Gitterperiode von $94\mu\text{m}$ horizontal (RGB-Subpixel) und $282\mu\text{m}$ vertikal dar. Der Ausschnitt des RGB-Pixelarray in Abbildung 10 von 5 Pixel mal 8 Pixel hat also eine Größe von $2,256\text{mm}$ ($8 \times 282\mu\text{m}$ horizontal) bzw. $1,41\text{mm}$ ($5 \times 282\mu\text{m}$ vertikal).

Die Transmission von transparenten AMLCD ist aufgrund der durch die LCD-Technologie notwendigen Farbfilter und Polarisationsfilter limitiert. Bei einem monochromen transparenten AMLCD beträgt die Transmission durch den linearen Polarisator maximal 50%. Im Falle eines vollfarbigen transparenten AMLCD werden durch die Farbfilter zusätzlich nur noch $1/3$ des sichtbaren Spektrums transmittiert. Dadurch reduziert sich die

maximale Transmission eines vollfarbigen transparenten AMLCD auf 15%. Die transparente AMLCD-Technologie bzw. die transparenten AMLCD-Pixel arbeiten im Wesentlichen als Lichtventile und sind keine selbstemittierenden Lichtpixel wie z. B. bei transparenten AMOLEDs. Deshalb ist für die transparente AMLCD-Technologie zusätzlich ein aktives lichtemittierendes Flächenhintergrundlicht (Backlight) notwendig.

Für das transparente AMOLED treten aus den gleichen Gründen wie bei den transparenten AMLCD Beugungseffekte in Transmission auf. Abbildung 11 zeigt die Pixelstruktur eines im Labor getesteten transparenten AMOLED. Die Pixeldimensionen sind vergleichbar mit transparenten AMLCD.

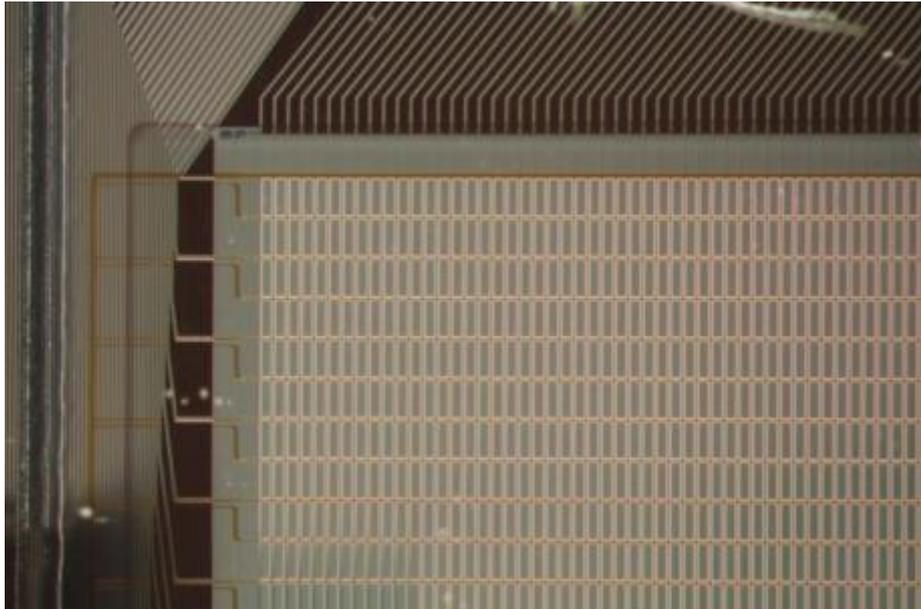


Abbildung 11: Periodische Pixelstruktur – Transparentes AMOLED

Die Transmission des transparenten AMOLED liegt aufgrund der selbstleuchtenden Pixel, die keine Farbfilter benötigen, bei über 40%. In Abbildung 12 ist die RGB-Pixelmatrix bei eingeschaltetem Display zu sehen.

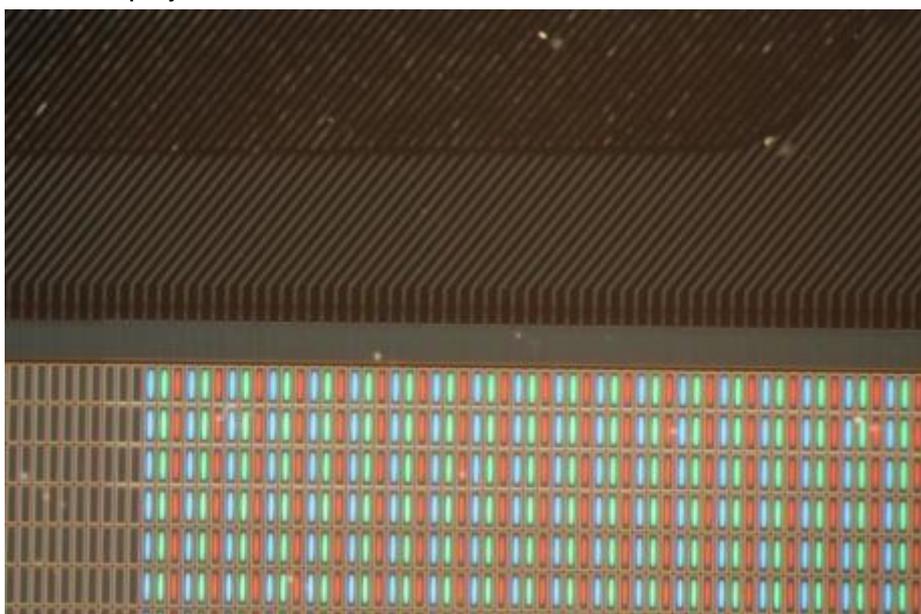


Abbildung 12: Periodische Pixelstruktur – Transparentes AMOLED aktiv

Der transparente holographische Schirm zeigt einen gewünschten vorher definierten Beugungseffekt verstärkt in der Projektionsrichtung und lässt das Licht aus anderen Richtungen als der Projektionsrichtung mit geringeren Störeffekten transmittieren. Insbesondere Punktlichtquellen im Fernfeld erzeugen nicht den ausgeprägten Beugungseffekt wie bei transparenten AMLCDs bzw. OLEDs. Die Transmission des holographischen Schirms lag mit 61% deutlich höher als bei den verfügbaren transparenten Active-Matrix-Displays.

Die folgenden Abbildungen und zeigen die gemessenen Transmissionspektren der untersuchten Displaytechnologien.

Die Messung des transparenten AMOLED Abbildung 13 zeigt eine mittlere Transmission über den visuellen Spektralbereich von 42% und 60% im Maximum.

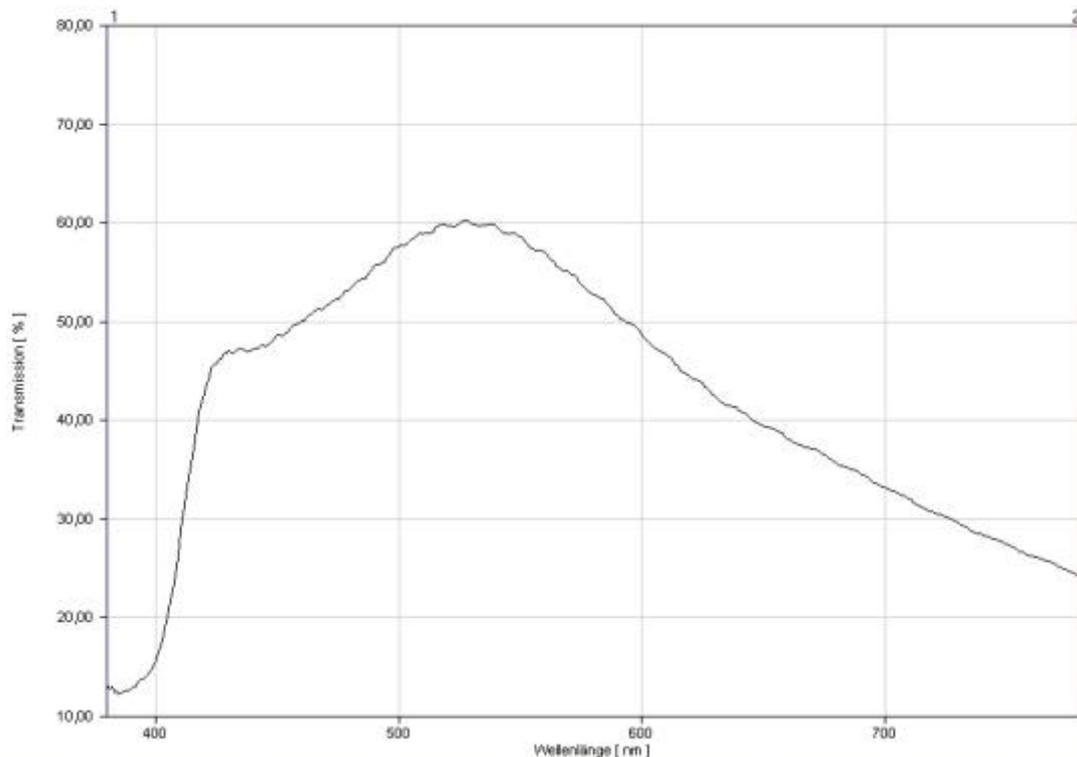


Abbildung 13: Transmissionsmessung – Transparentes AMOLED

Die Messung des transparenten AMLCD in Abbildung 13 zeigt eine mittlere Transmission über den visuellen Spektralbereich von nur 12% und 16% im Maximum.

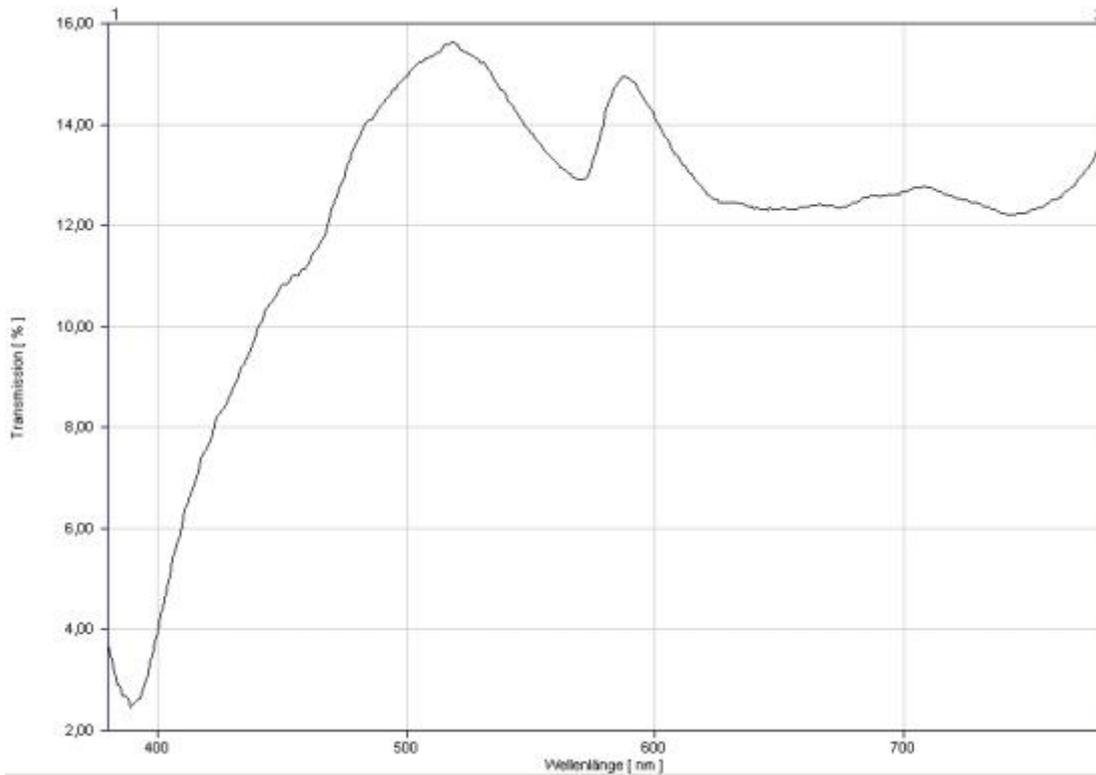


Abbildung 14: Transmissionsmessung – Transparentes AMLCD

Die Messung des transparenten holographischen Schirms in Abbildung 15 zeigt eine mittlere Transmission über den visuellen Spektralbereich von 61%, und im Maximum 70%-80%.

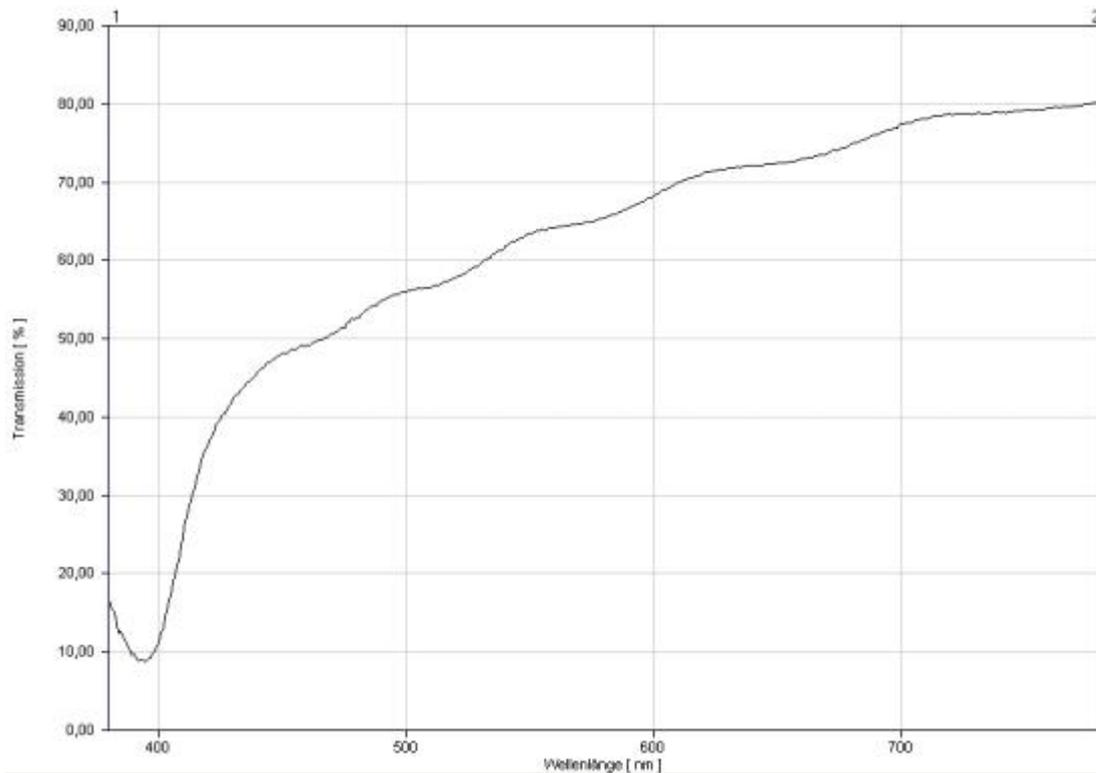


Abbildung 15: Transmissionsmessung – holographischer Schirm

Zusammenfassung Designanalyse und Technologiebewertung:

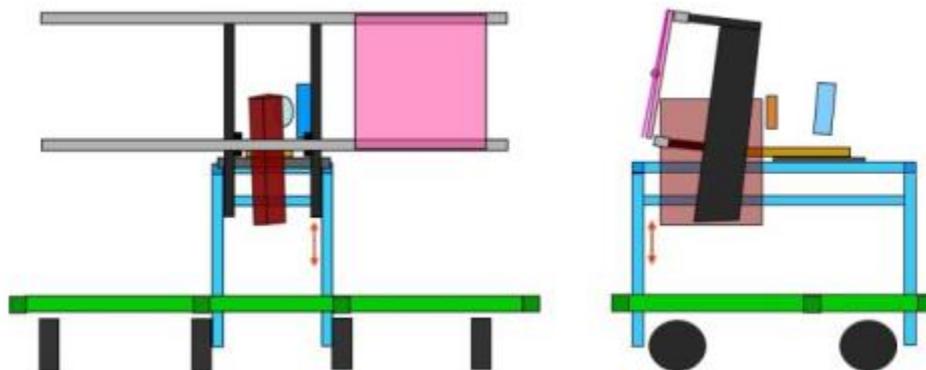
Kriterien	T-AMLCD	T-AMOLED	Projektion holographischer Schirm
Transmission - VIS (gemessener VIS Mittelwert)	12 %	42 %	61 %
Störeffekte	Starke Beugungseffekte bei Punktlichtquellen	Starke Beugungseffekte bei Punktlichtquellen	Flächenhafte Störungen unter bestimmten Winkelbedingungen
Leuchtdichte	Hohe Leuchtdichten erreichbar / aber sehr ineffizient	Leuchtdichte derzeit nicht ausreichend / Pixel leuchten auch nach hinten / Lichtverteilung ineffizient	Sehr hohe Leuchtdichten durch leistungsstarke LED/Laser Projektoren erreichbar
Verfügbarkeit	Größere Displaypanels auf kommerziellem Markt verfügbar	Größere Displays derzeit nur als Prototypen verfügbar / kleinere Displays als Evaluationskit	Größere Transmissionschirme mit der geforderten Projektionsgeometrie nicht auf dem kommerziellen Markt verfügbar / Als prototypische Muster verfügbar

Tabelle 1: Zusammenfassung Technologiebewertung

Aufgrund der vorliegenden Ergebnisse der Bewertung und auch der Verfügbarkeitssituation wurde entschieden, Funktionsdemonstratoren für das BO105 Mock-Up mit einem Projektionsdisplay mit transparentem holographischem Schirm aufzubauen.

Entwicklung und Aufbau des Demonstrators:

Die Entwicklung und der Aufbau des Demonstrators konnte weitestgehend in den AGI-Laboren in Ottobrunn durchgeführt werden. Es wurde dazu ein vereinfachter BO105-Displayträger in Ottobrunn entworfen und aufgebaut. Abbildung 16 zeigt den Entwurf des Displayträgers.

**Abbildung 16: BO105 Displayträger Entwurf**

Zum Aufbau des Displayträgers wurden seitens Airbus Helicopters die Displayaufnahme beigestellt. Mit diesem vereinfachten Displayträger konnten identische Bedingungen in Bezug auf die geometrischen Verhältnisse hergestellt werden wie im Original-BO105 Mock-Up und haben die Entwicklungsarbeiten, sowie die späteren Integrationsarbeiten erheblich beschleunigt und erleichtert. Abbildung 17 zeigt den fertigen Displayträger mit zwei transparenten Displays im Betrieb. Auf der linken Seite des Trägers ist ein transparentes AMLCD Display installiert, auf der rechten Seite des Trägers ein Projektionsdisplay mit LED/Laser Projektor und holographischem Schirm.

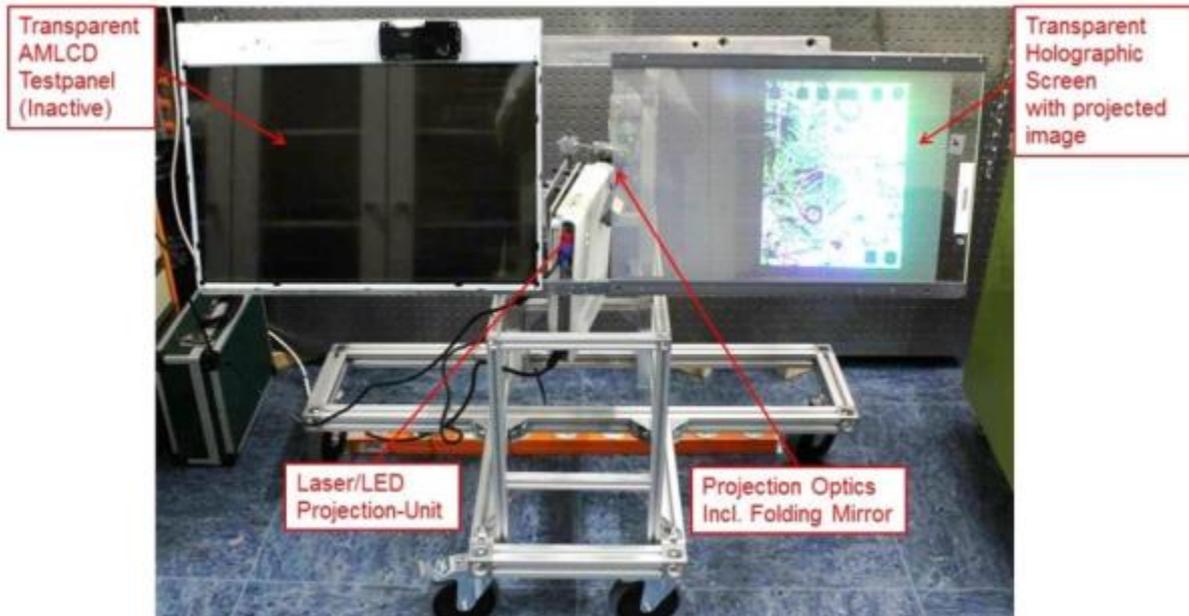


Abbildung 17: BO105 Displayträger – Betrieb

Integration des Demonstrators:

Auf der Basis der Vorarbeiten am Displayträger in Ottobrunn wurde im August 2013 ein erster Integrationsversuch zur Überprüfung und zum Abgleich in Donauwörth durchgeführt. Abbildung 18 zeigt ein Foto des integrierten Displays bei geöffnetem Hallentor.



Abbildung 18: BO105 Mock-Up Integrationsversuche – 08/2013

Die finale Integration des Displays zum Verbleib im BO105-Mock-Up erfolgte im Dezember 2013. Die folgende Abbildung 19 zeigt das integrierte Display im Betrieb mit einer bereits minimierten Anzeige eines Primären Flugdisplays mit transparenten Bereichen.

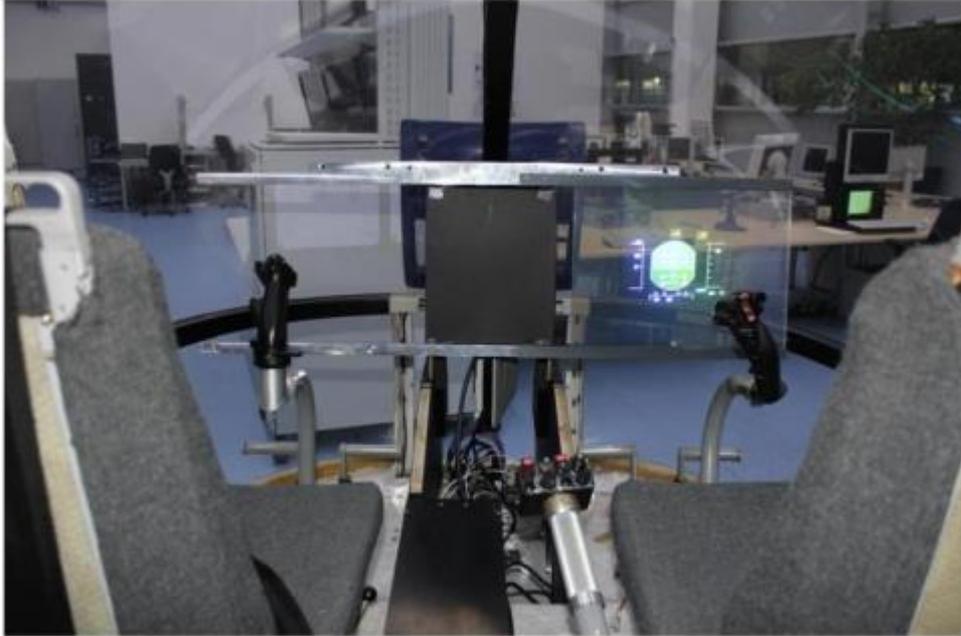


Abbildung 19: BO105 Mock-Up Finale Integration – 12/2013

Die letzten Verbesserungen und Justagearbeiten des Displays sind im Rahmen von abschließenden Tests und Versuchen von Airbus Helicopters im Februar 2014 von AGI durchgeführt worden. In Abbildung 20 ist das Display im Betrieb mit einer speziell von Airbus Helicopters bereitgestellten Symbology in einem vereinfachten Cockpit Simulator zu sehen.



Abbildung 20: BO105 Mock-Up Finale Verbesserungen und Betrieb – 02/2014

In abschließenden Tests bei Airbus Helicopters und bei weiteren Versuchen in Ottobrunn in Bezug auf die Umgebungslichtempfindlichkeit hat sich in diesem Teilvorhaben gezeigt, dass holographische Transmissionschirme nicht für alle im Cockpit vorherrschenden extremen Lichtbedingungen störungsfrei funktionieren.

Aus dem im Gesamtvorhaben von Airbus Helicopters vorgeschlagenen Cockpitdesign resultieren extreme Anforderungen in Bezug auf die Umgebungslichtbedingungen des transparenten Displays. Weitere Untersuchungen der Umgebungslichtempfindlichkeit haben gezeigt, dass durch die Einführung von zusätzlichen Sonnenlichtblenden die Störungen auf den Transmissionshologrammen deutlich reduziert werden könnten, siehe auch Designversion 1.1 in Abbildung 4.

Um trotzdem den hohen Anforderungen gerecht zu werden wurde daher im Rahmen einer Studie mit einem externen Partner ein aussichtreiches neues Konzept eines hochtransparenten holographischen Projektionsschirms auf Basis von Reflexionshologrammen untersucht, der gegenüber Umgebungslicht deutlich robuster gemacht werden könnte. Im Rahmen der Umplanungen und Änderungen innerhalb dieses Teilprojekts wurde dieses Konzept nicht mehr bis zu einer Umsetzung weiterverfolgt, sondern umgehend mit den Arbeiten an den Head-Worn-Displays begonnen.

Head-Worn-Displays Untersuchungen und Bewertung:

Innerhalb dieser durch den Änderungsantrag neu geplanten Aktivität wurden sogenannte transparente Head-Worn-Displays (Brillendisplays) nach Kriterien von Airbus Helicopters auf dem kommerziellen Markt identifiziert, beschafft, und im Labor untersucht bzw. charakterisiert. Tabelle 2 enthält eine Marktübersicht von kommerziell verfügbaren transparenten Displays mit relevanten technischen Spezifikationen.

System Manufacturer	Product Name	Design Type	Colors	Combiner Technology	Transparency [%]	FOV [°]	Display Resolution [H x V Pixel]	Brightness [cd/m²]	Micro-Display Technology	Weight Headset [g]	Price	Availability
Adheer Labs	SpWare SDK	Bino	Polychr.	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	75	850 USD	Q3/2015
Adheer Labs	One	Bino	Polychr.	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	70	500 USD	n/a
Epson	Moverio BT-200	Bino	Polychr.	Refl. Waveg.	50	23° diagonal	960 x 540	n/a	n/a	90	700 Euro	Q2/2014
Leadair	Pro Mobile	Mono	Polychr.	Curv. Mirror	>90	25° diagonal	800 x 600	5200	n/a	55	n/a	n/a
Liteye	LE750A	Mono	Mono/Polychr.	PBS	30-70	24° diagonal	640 x 480	n/a	OLED	80	n/a	n/a
Liteye	LE750A	Mono	Mono/Polychr.	PBS	30-70	30° diagonal	800 x 600	n/a	OLED	n/a	n/a	n/a
Lumus	DR-40	Mono	Polychr.	Waveg.	n/a	25° diagonal	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	Evaluation Kit
Lumus	DR-32	Bino	Polychr.	Waveg.	70	40° diagonal	1280 x 720	3500	AMLCD	n/a	4700 Euro	Evaluation Kit
Lumus	DR-32	Mono/Bino	Polychr.	Waveg.	70	40° diagonal	1280 x 720	3500	AMLCD	26	n/a	Optical Engine Kit
Lumus	DR-18	Mono	Polychr.	Waveg.	>70	32° diagonal	800 x 600	4100	AMLCD	>70	n/a	COTS/Rugged
Meta	Space Glasses	Bino	Polychr.	Holographic	70	40° diagonal	1280 x 720	3500	AMLCD	180	ca. 3000 USD	Q1/2015
ODG	R6	Bino	Polychr.	n/a	n/a	n/a	1280 x 720	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
ODG	R7	Bino	Polychr.	n/a	n/a	n/a	1280 x 720	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
Optinvent	ORA-1	Mono	Polychr.	Refl. Waveg.	>60	24° diagonal	33"	3000	LCD / OLEDs	80	ca. 700 Euro	COTS
Optinvent	ORA-1	Bino	Polychr.	Refl. Waveg.	>60	24° diagonal	33"	3000	LCD / OLEDs	80	ca. 1000 Euro	R&D
SBG Labs	Digilens	Mono/Bino	Polychr.	Refl. RGB Hologr.	>90	20°-60°	1600 x 1200	n/a	LCOS	n/a	n/a	n/a
Sony Corp.	SmartEyeglass	Bino	Monochr.	Refl. Waveg.	85%	n/a	419 x 138	1000	n/a	77g	n/a	SOK available
Vuzix	M2006AR	Mono	Polychr./Green	Refl. Waveg.	85-90	30° diagonal	1280 x 720	2000 - 5000	n/a	n/a	6000 Euro	proof production series
Vuzix	Star1200KLD	Bino	Polychr.	Refl. Waveg.	n/a	35° diagonal	852 x 480	n/a	LCD	n/a	5000 Euro	COTS

Screening result of COTS HWDs with regard to HELIX guidelines and high level requirements
 Downselection of COTS HWDs with regard to HELIX requirements and availability

Tabelle 2: Marktübersicht verfügbarer transparenter Brillendisplays

Tabelle 3 zeigt die Auswahl nach Airbus Helicopters Anforderungen und nach Verfügbarkeit.

System Manufacturer	Product Name	Design Type	Colors	Combiner Technology	Transparency [%]	FOV [°]	Display Resolution [H x V Pixel]	Brightness [cd/m²]	Micro-Display Technology	Weight Headset [g]	Price	Availability
Epson	Moverio BT-300	Bino.	Polychr.	Ref. Waveg.	50	23° diagonal	960 x 540	n/a	n/a	88	700 Euro	Q2/2014
Lumus	DK-32	Bino.	Polychr.	Waveg.	78	40° diagonal	1280 x 720	3500	AMLCD		4700 Euro	Evaluation R&D
Optinvent	ORA-1	Mono.	Polychr.	Ref. Waveg.	>60	24° diagonal	33°	3000	LCD / OLEDs	80	ca. 700 Euro	COTS
Vuzix	M2000AR	Mono.	Polychr./Green	Ref. Waveg.	85-90	30° diagonal	1280 x 720	2000 - 3000	n/a	n/a	8000 Euro	pilot production series
Vuzix	Star1200XLD	Bino.	Polychr.	Ref. Waveg.	n/a	30° diagonal	852 x 480	n/a	LCD	n/a	5500 Euro	COTS



Tabelle 3: Vorauswahl verfügbarer transparenter Brillendisplays nach Airbus Helicopters Kriterien

Tabelle 4 enthält die von AGI erarbeiteten, gemessen bzw. getesteten Werte inklusive einer Bewertung in Bezug auf die optischen Daten der Brillen, die an Airbus Helicopters geliefert wurde.

Manufacturer / Product	Design Type	Imaging Colors	Combiner Technology	Combiner Transparency (VIS-Average) [%]	Total FOV (Goggle Frame) [H° x V°]	FOV (Projected Image) [H° x V° / Diagonal°]	Collimation Distance (Virtual Image) [m]	Luminance (White Image) [cd/m²]	Native Image Resolution (Microdisplay) [H x V Pixel]	Spatial Resolution (Projected Image) [H x V Pixel°]
Epson / Moverio BT-300	Bino.	Polychromatic Red, Green, Blue	Reflective Waveguide	50	140 x 110	19.7 x 11.5 / 22.8	6.5	273	960 x 540	50 x 47
Lumus / DK-32	Bino.	Polychromatic Red, Green, Blue	Reflective Waveguide	83	60 x 130	33.1 x 18.3 / 40	15	550	1280 x 720	38 x 39
Optinvent / ORA-1	Monocular	Polychromatic Red, Green, Blue	Reflective Waveguide	44	120 x 145	19.4 x 13.5 / 23.6	2.5	181	640 x 480	33 x 35
Vuzix / M2000AR	Monocular	Polychromatic Red, Green, Blue	Reflective Waveguide	86	135 x 140	24.8 x 15.6 / 29.3	15	30	1280 x 720	51 x 46
Vuzix / Star1200XLD	Bino.	Polychromatic Red, Green, Blue	Polarizing Beamsplitter	40	170 x 85	29.8 x 16.6 / 34.1	4.5	15	852 x 480	30 x 29

Total FOV of Human Vision supposed to be approximately 170° x 145° (H x V)



Zusammenfassung:

- Kein Gerät erfüllt die Spezifikation in Bezug auf die Leuchtdichte
- Nur zwei Geräte erreichen eine Combiner-Transparenz von über 50%
- Design der Brillenrahmen nicht ausreichend in Bezug auf:
 - Einstellmöglichkeiten der Brille (Augenabstand, Allg. Justage)
 - Fixierung der Brille
 - Tragekomfort
- Lumus DK-32 mit der derzeit besten optischen Performance
 - Hohe Combiner-Transparenz
 - Großes FOV des projizierten Bildes
 - Große Kollimationsdistanz des virtuellen Bildes
 - Hohe Pixel-Auflösung

Tabelle 4: Messergebnisse und Zusammenfassung ausgewählter und verfügbarer transparenter Brillendisplays

2.1.2 Erarbeitung der Spezifikationen für den Hybridaltimeter

Im Rahmen des Arbeitspakets AP3120 wurde in iterativer Vorgehensweise zusammen mit den Systempartnern ECD und Cassidian Electronics die Anforderungen, sowie die

elektrischen und mechanischen Schnittstellen für den Hybridaltimeter definiert. In mehreren technischen Projektmeetings wurden die erarbeiteten Entwürfe diskutiert und das endgültige Design und die Schnittstellen festgelegt.

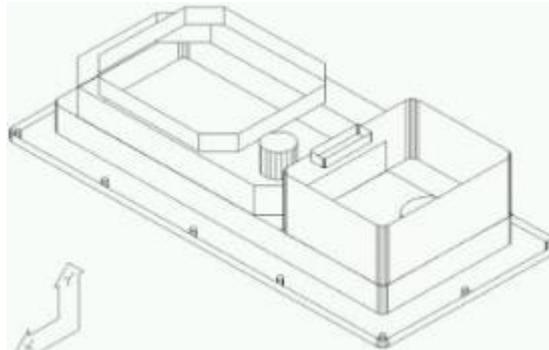


Abbildung 21: Erstes 3D-Design des Hybridaltimeters in Mechanical Desktop (Autodesk)

Das Gehäusedesign ist in 3D-Software (SolidWorks) entwickelt worden und in einer technischen Zeichnung dokumentiert. Als elektrische Schnittstelle wurde ein Bajonett-Stecker in MIL-Norm „MIL-C D38999/24 FC 35 PN“ definiert.

2.1.3 Entwicklung des Hybridaltimeters

Nachdem die mechanische Schnittstelle des Gehäuses festgelegt war, wurde das Optikdesign entwickelt. Dazu wurden die Optiken verkleinert und ein vorläufiges Design des Gehäuses fertiggestellt.

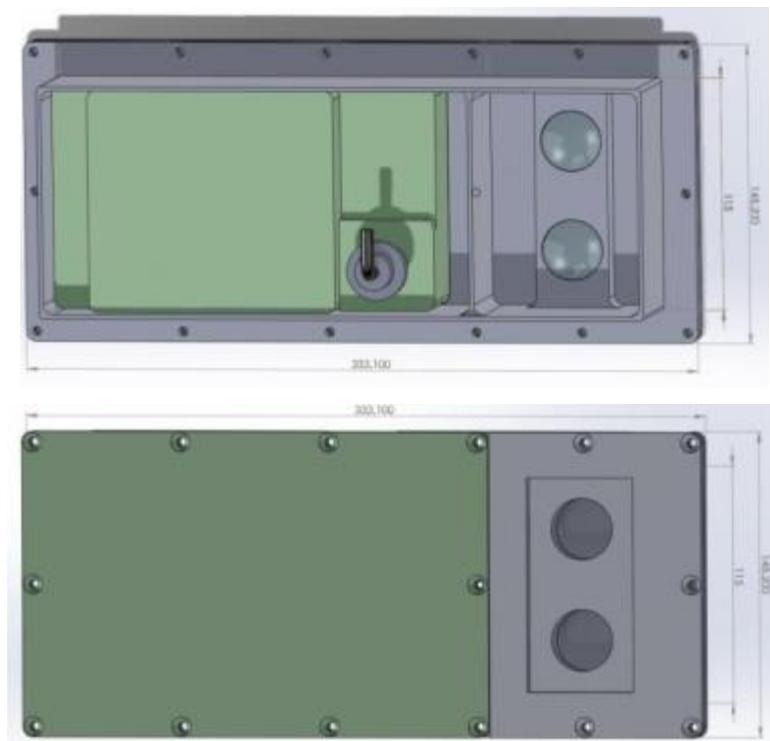


Abbildung 22: Vorläufiges 3D-Design in SolidWorks

Danach wurde das Konzept für das Elektronik-Design fertiggestellt. Das Ziel war eine Verbesserung der Auflösung auf ≤ 12 cm, sowie eine Verbesserung der Genauigkeit auf ≤ 30 cm. Dazu wurden zwei Lösungswege verfolgt:

1. Achtstufige Verzögerungsleitung für höhere Laufzeitauflösung
2. Verwendung eines Time-to-Digital-Bausteins mit zeitlicher Auflösung im Zentimeterbereich

Im Rahmen einer Bachelorarbeit wurden beide Lösungswege beleuchtet. Um eine Verbesserung der Genauigkeit auf ≤ 30 cm zu bekommen, wurde das Konzept einer achtstufigen Verzögerungsleitung für höhere Laufzeitauflösung verfolgt. Damit wurde eine Verbesserung der Entfernungsauflösung auf 12,5 cm, und die Verbesserung der theoretischen Grundgenauigkeit auf $\pm 6,25$ cm erwartet.

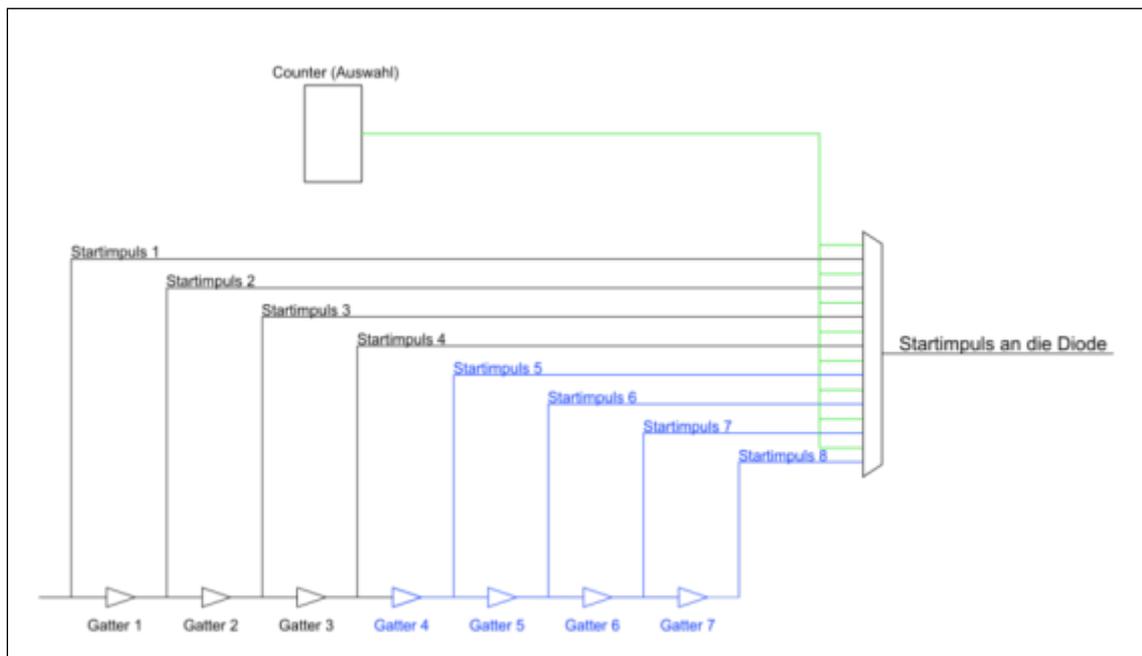


Abbildung 23: Schematische Darstellung der achtstufigen internen Laufzeitverzögerung

Dazu wurde eine neue Digitalkarte entwickelt, die neben programmierbaren CPLD-internen Verzögerungsgliedern auch externe hochgenaue Delay-Bausteine verwendet.

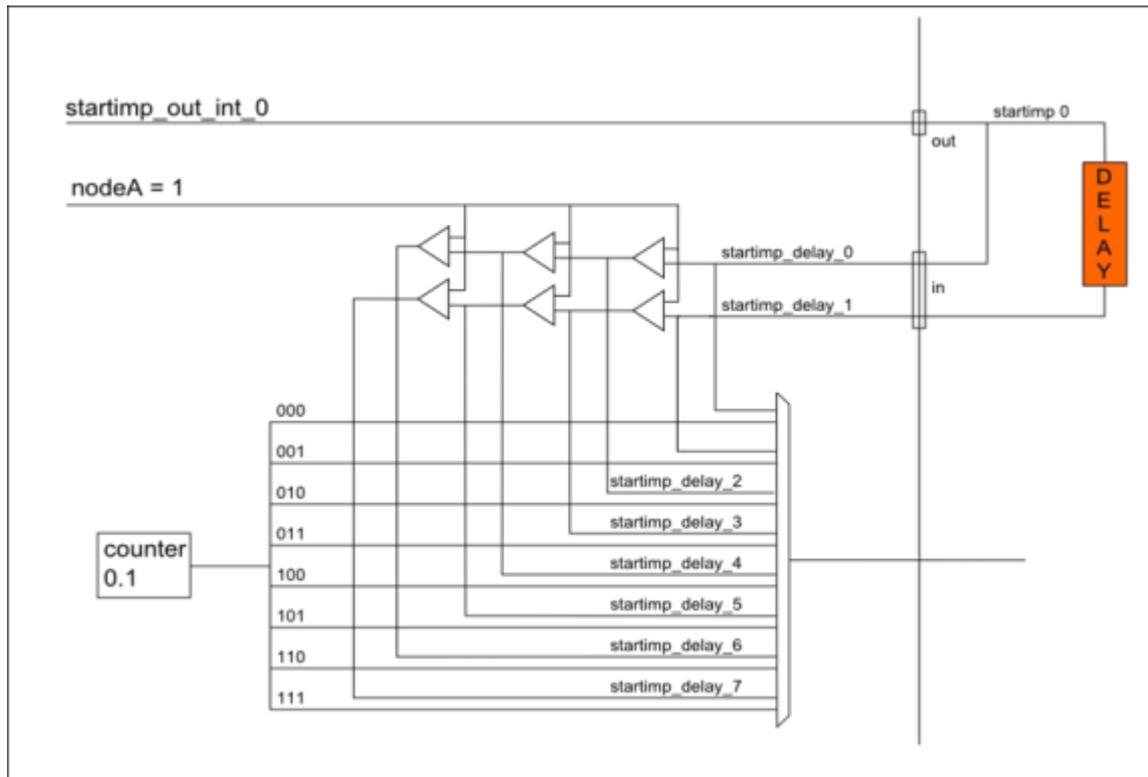


Abbildung 24: Darstellung mit externer Laufzeitverzögerung

Dazu musste die Software für das CPLD angepasst werden und die Digitalkarte neu aufgebaut werden.

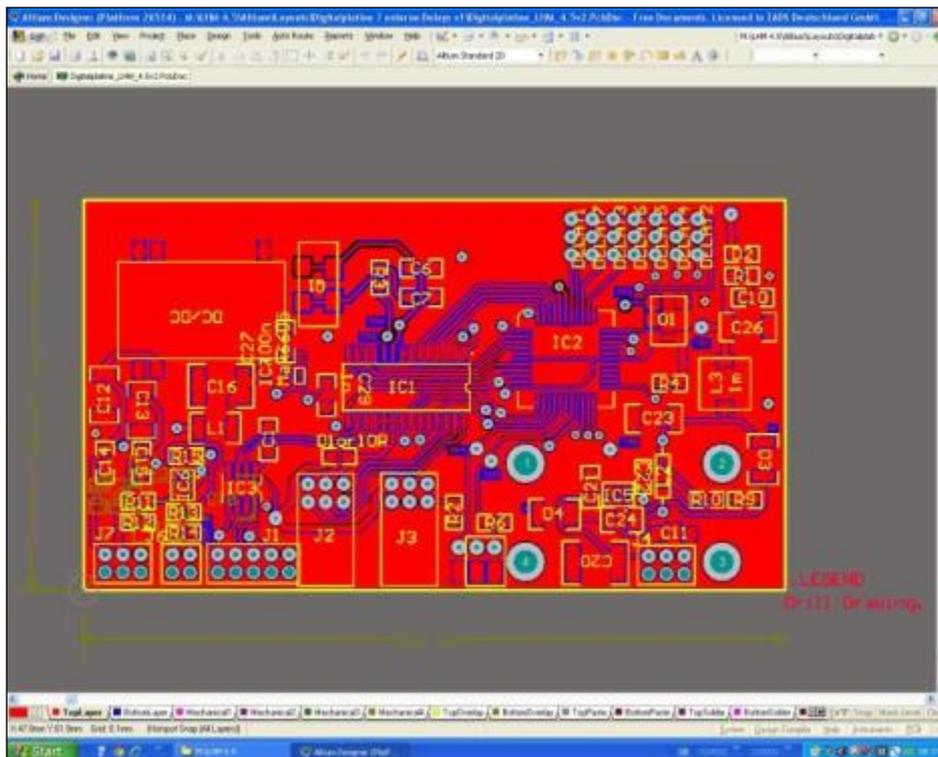


Abbildung 25: Elektronikdesign mit Altium Designer

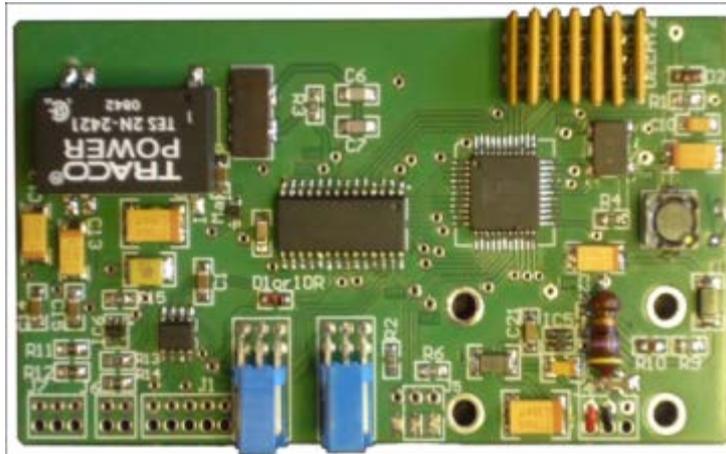


Abbildung 26: Neue Digitalkarte

Die Messungen der Digitalkarte erbrachte das gewünschte Ergebnis. Man kann deutlich das achtfache Schieben der Taktfanken im 0,83 nm-Raster sehen.

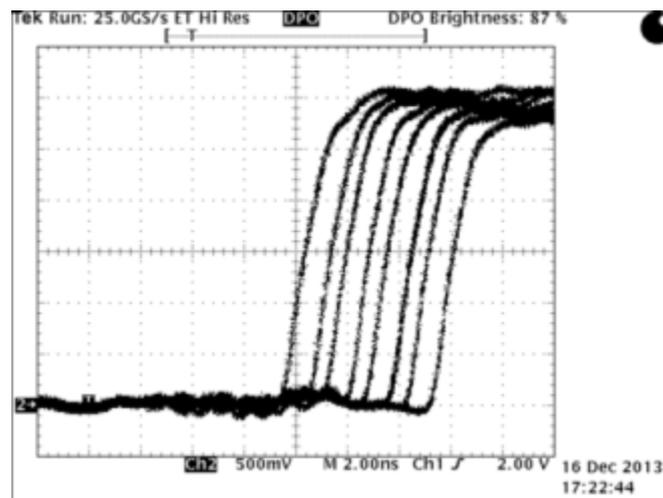


Abbildung 27: Oszillogramm der acht Verzögerungsstufen

Die neue Digital-Elektronikkarte wurde in den Platinenhalter eingebaut, mit den anderen Elektronikkarten verdrahtet, in Betrieb genommen und getestet.

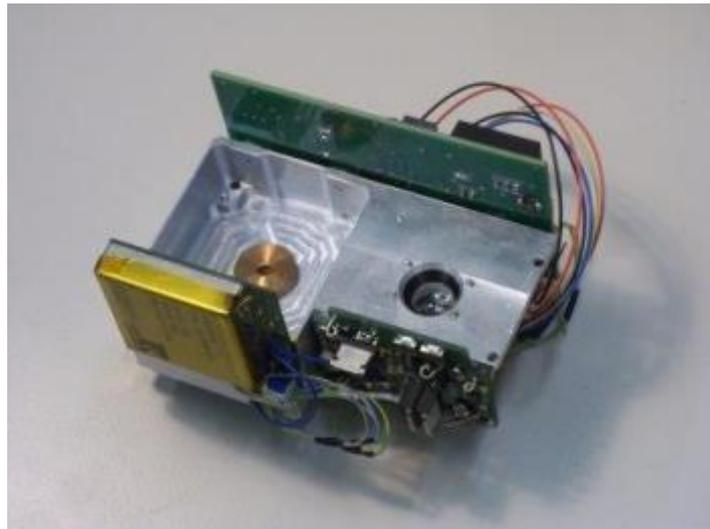


Abbildung 28: Platinenhalter mit Elektronikarten

Im nächsten Schritt wurden alle optischen Bauteile (Sendelinse, Umlenkspiegel, Empfangslinse, Interferenzfilter, Fenster) berechnet und das Optikdesign fertiggestellt. Dazu wurden die Optikdurchmesser von 48 mm auf 30 mm reduziert und die passenden asphärischen Linsen dazu ausgewählt. Diese wurden auf ihre optischen Eigenschaften (restliche sphärische Abberation, Fokusdurchmesser) getestet und die beste Linse ermittelt.

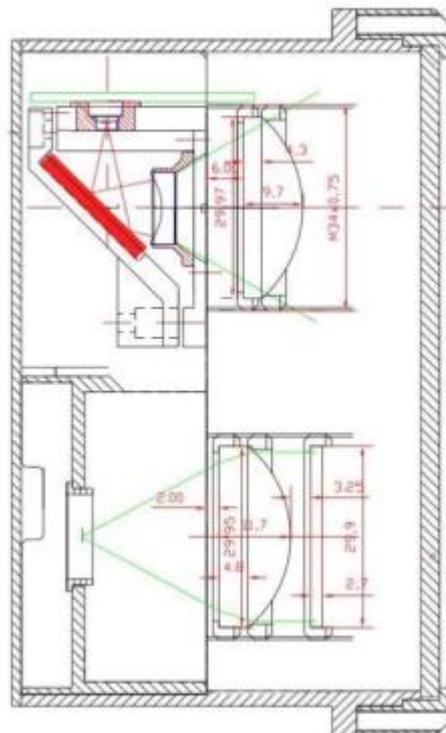


Abbildung 29: Optomechanisches Design in Mechanical Desktop (Autodesk)

Das endgültige Design des Gehäuses wurde fertiggestellt und die Fertigung beauftragt.

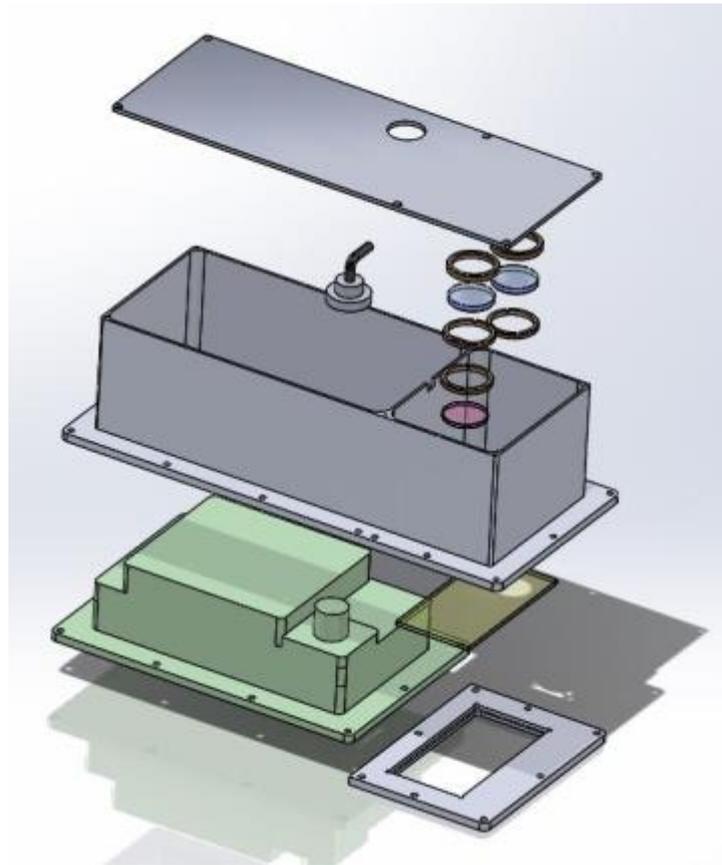


Abbildung 30: Die Komponenten des Hybridaltimeters im 3D-Design (SolidWorks)

Die MIL-Gehäusestecker wurden ausgewählt und geordert, sowie alle optischen Komponenten. Der Interferenzfilter wurde nach unseren Anforderungen speziell angefertigt. Dazu wurde eine extra Charge gefahren, damit das Umgebungslicht auf ein minimales Maß reduziert wird.



Abbildung 31: Komponenten des Laserhöhenmessers

Im nächsten Schritt wurden dann die Optiken und die Elektronik in das neue gemeinsame Radar-/ Laserhöhenmessergehäuse integriert und der Laserhöhenmesser getestet.



Abbildung 32: Hybrid-Altimeter

Im Anschluss daran wurde der Hybrid-Altimeter getestet. Für die Messungen der Entfernungskennlinie wird der Höhenmesser auf einem Wagen montiert und kontinuierlich von einer Wand wegbewegt.

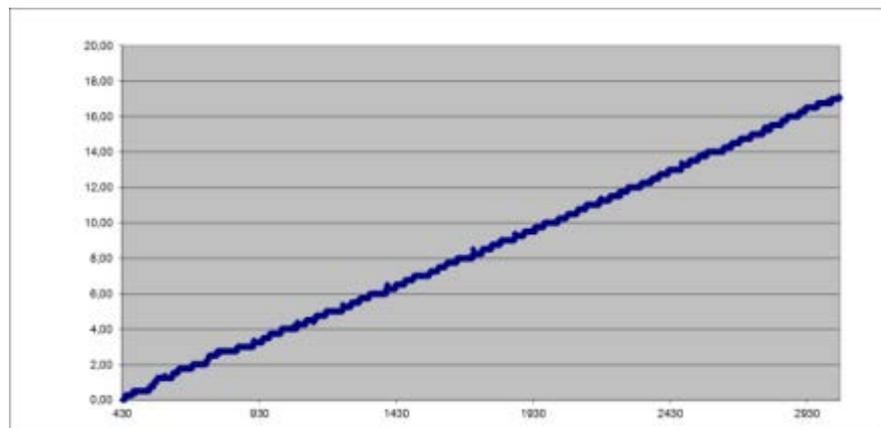


Abbildung 33: Entfernungskennlinie von 0 bis 17 m

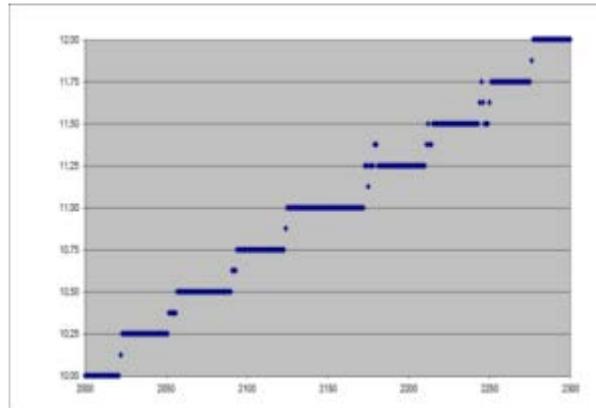


Abbildung 34: Entfernungskennlinie im Detail

Die Messung wird mit einem weißen und einem schwarzen Target wiederholt, damit die Genauigkeit auch bei sehr hellen und dunklen Oberflächen sichergestellt ist.

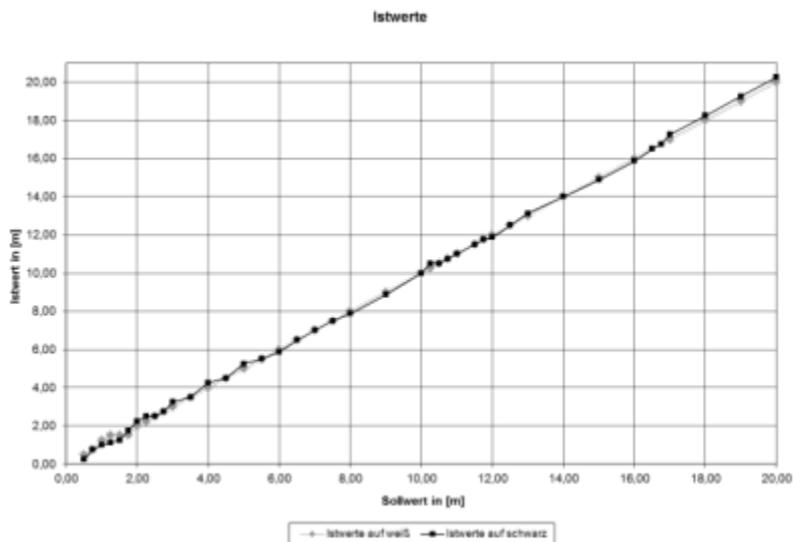


Abbildung 35: Entfernungskennlinie mit weißem und schwarzem Target

Die Messdaten aus bekannten Entfernungen werden in Excel-Tabellen erfasst und statistisch ausgewertet.

Häufigkeit der Meßwerte			
Abweichungsklassen bis <= [bit]	Häufigkeit der Meßwerte [Anzahl]	Prozentual [%]	Prozentual +/- 1 Bit [%]
-10	0	0,0	
-5	0	0,0	
-2	2	1,4	
-1	19	13,6	13,6
0	65	46,4	46,4
1	54	38,6	38,6
2	0	0,0	
10	0	0,0	
127	0	0,0	
Überlauf (> 127)	0	0,0	
Anzahl Messungen	140	100,0	98,6

Abbildung 36: Beispiel einer statistischen Auswertung

Ergebnis: Der maximale Fehler über alle Messwerte liegt bei +/- 25 cm, die Standardabweichung beträgt +/-12 cm (2σ). Damit zeigt der neue Laserhöhenmesser wesentlich bessere Werte als sein Vorgänger (Standardabweichung +/-25 cm (2σ)).

Erreichen der Vorhabensziele:

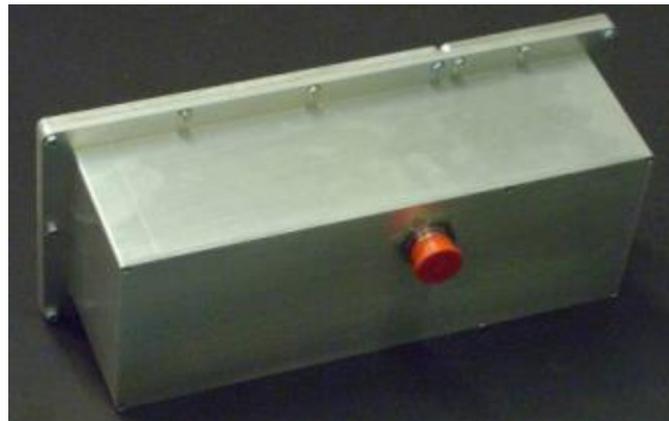


Abbildung 37: Gemeinsames Gehäuse von Radar- und Laserhöhenmesser

Der Hybridaltimeter wurde in ein gemeinsames Gehäuse integriert und die Genauigkeit des Laseraltimeters (statistische Abweichung) wesentlich verbessert. Damit sind die Vorhabensziele vollständig erfüllt.

2.1.4 Entwicklung der elektronisch steuerbaren Antennen

Im Rahmen des Arbeitspakets AP6110 Hybrid-Altimeter wurde neben der Integration von Laser- und Radarhöhenmesser in ein gemeinsames Gehäuse auch eine elektronisch steuerbare Antenne für den Radarhöhenmesser entwickelt. Ausgangspunkt war der, als Produkt verfügbare, Radarhöhenmesser RA4 von Cassidian. Der RA4 arbeitet im C-Band (4.2 GHz – 4.4 GHz) und besitzt zwei nicht schwenkbare Antennen. Der RA4 kann demnach ausschließlich Höheninformationen liefern.

Beschreibung des Antennenkonzepts:

Das Antennenkonzept beruht im Wesentlichen auf den Prinzipien der Aperturkopplung und der elektronischen Strahlschwenkung. Bei den Einzelementen der Antenne handelt es sich um aperturgekoppelte Patchantennen. In Abbildung 38 ist das Prinzip einer solchen Antenne dargestellt. Die Speiseleitung der Antenne befindet sich auf der Rückseite. Durch einen Schlitz in der Masselage koppelt das elektromagnetische Feld auf den Strahler/Resonator (Radiator) über.

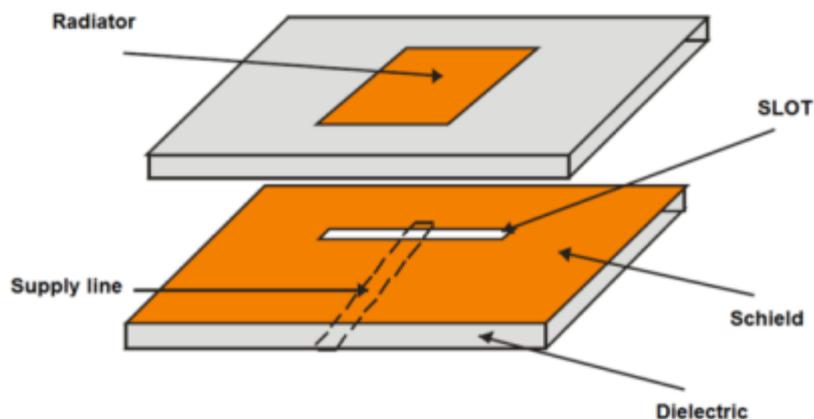


Abbildung 38: Prinzip der Aperturkopplung

Beim Entwurf der aperturgekoppelten Antenne kann man folgende Freiheitsgrade nutzen:

- Größe und Position der Apertur
- Abstand des Resonators von der Apertur
- Größe und Position des Resonator

Der Vorteil von aperturgekoppelten Patchantennen besteht in der Trennung von Speisetzwerk und abstrahlendem Patch durch die nahezu durchgängige Masselage.

Um die Antennenkeule in zwei Raumrichtungen schwenken zu können, muss zwischen den einzelnen Elementen der Gruppenantenne eine bestimmte Phasendifferenz eingestellt werden. Das Einstellen der Phasendifferenz erfolgt elektronisch durch Phasenschieber vom Typ MAPS-010145 des Herstellers MACOM. Die Ansteuerung der Phasenschieber erfolgt über SPI und die Phase lässt sich in Schritten von $22,5^\circ$ einstellen. Zu Testzwecken wurde ein Phasenschieber vermessen. In Abbildung 39 sind die Messergebnisse eines Phasenschiebers dargestellt.

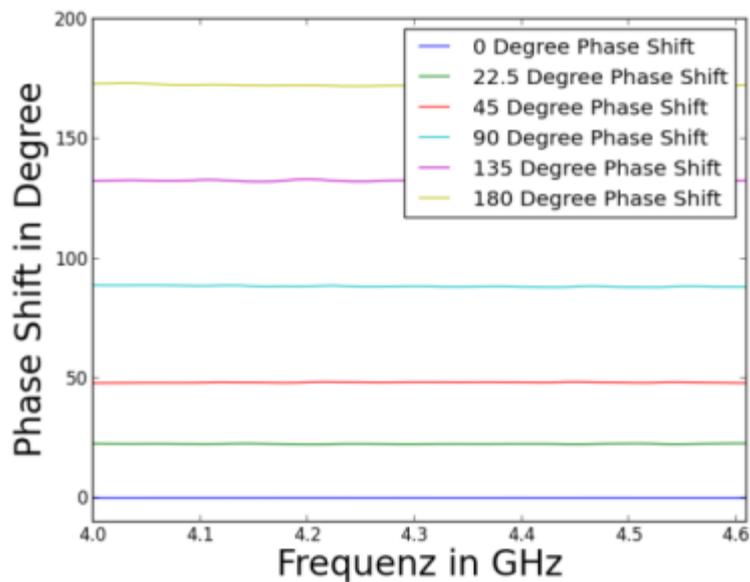


Abbildung 39: Messergebnisse des Phasenschiebers

Lagenaufbau der Antenne:

Der Lagenaufbau des Antennenboards ist in XXX dargestellt. Auf der Lage L1 wird das Speisetzwerk realisiert und die Phasenschieber integriert. Die Kupferlage L2 dient als Masselage und auf der Lage L3 befinden sich die Resonatoren.

	L1	0.035 mm + 0.010 mm	Copper
		0.127 mm	RO5880
	L2	0.035 mm	Copper
		2.540 mm	RO5880LZ
		0.508 mm	RO5880LZ
	L3	0.035 mm + 0.010 mm	Copper

Abbildung 40: Lagenaufbau des Antennenboards

Bei der Fertigung der Antenne wurde auf ein Prepreg Material zum Verbinden der beiden RO5880LZ Substratlagen verzichtet. Stattdessen wird erstmals der neuartige Fusion-Bonding Prozess in Verbindung mit dem RO5880LZ Material benutzt. Beim Fusion-Bonding werden die beiden zu verbindenden Lagen aufeinander aufgeschmolzen und es entsteht eine homogene Lage RO5880LZ.

In Abbildung 41, Abbildung 42 und Abbildung 43 sind die drei Metallisierungslagen der Antenne dargestellt. Die Antenne besteht aus 2x4 Einzelementen, die durch ein Speisernetzwerk aus Wilkinson Teilern und integrierten Phasenschiebern gespeist werden.

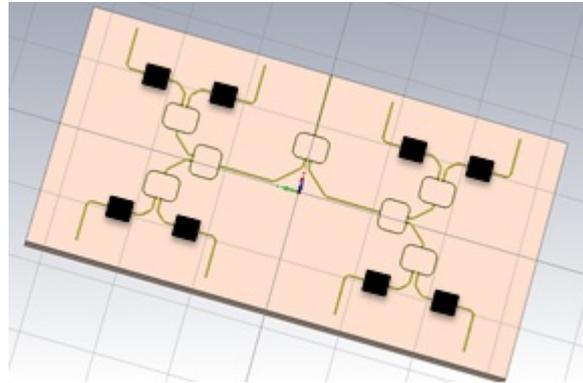


Abbildung 41: Kupferlage L1 mit dem Verteilnetzwerk und den Phasenschiebern

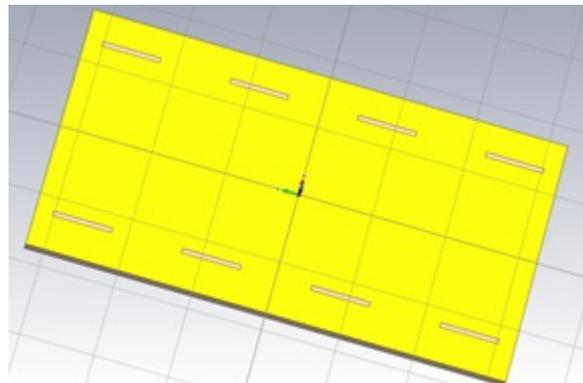


Abbildung 42: Kupferlage L2 mit den Schlitzen in der Massefläche zur Aperturkopplung

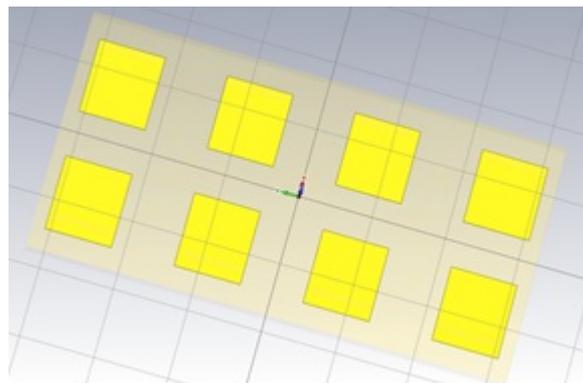


Abbildung 43: Kupferlage L3 mit den Resonatoren

Die Logik zum Ansteuern der Antenne wurde zunächst auf einer separaten Platine realisiert. Diese Platine kann dann auf die Rückseite der Antenne aufgesteckt werden. Dadurch wurde der Entwurf der Antenne und der Ansteuerung getrennt und beide Teile konnten unabhängig voneinander gefertigt und getestet werden.

Hardware Realisierung der Antenne:

Abbildung 44 zeigt die Oberseite des gefertigten Antennenboards. Die acht einzelnen Elemente werden durch ein Speisetzwerk mit integrierten Phasenschiebern gespeist. Über Board-to-Board Konnektoren wird das Antennenboard mit dem Digitalboard verbunden.

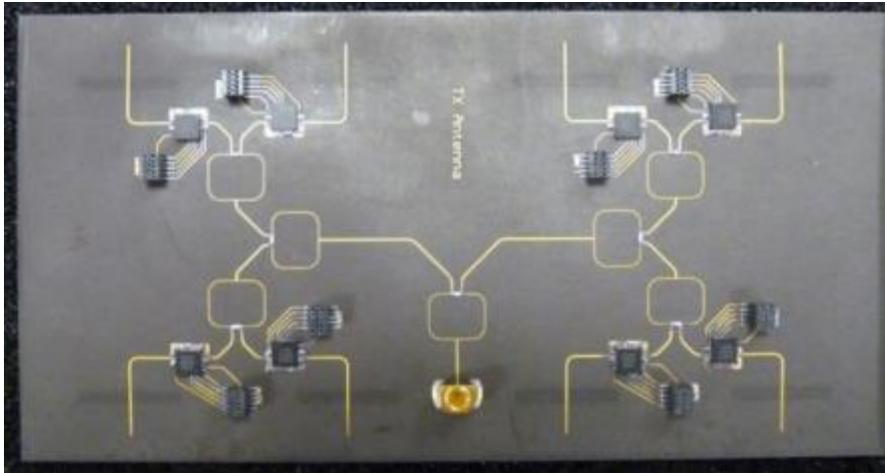


Abbildung 44: Oberseite der Antenne mit Verteilnetzwerk und Phasenschiebern

Die Unterseite der Antenne mit den acht Resonatoren ist in Abbildung 45 dargestellt. Aus Gründen der einfacheren Fertigung wurde bei diesem Prototyp noch auf ein Radom verzichtet. Eine einfache Lösung, die die Strahlelemente vor Witterungseinflüssen schützt, wäre eine zusätzliche Lage RO5880.

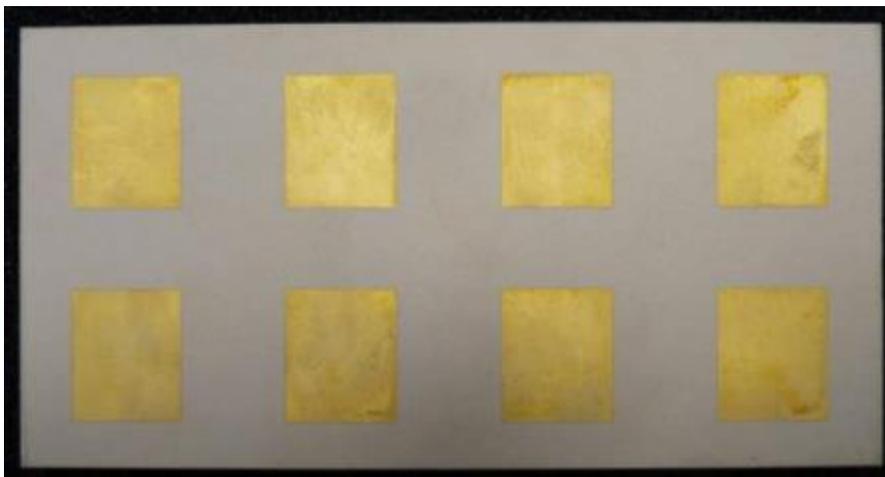


Abbildung 45: Unterseite der Antenne mit den Strahlern/Resonatoren

In Abbildung 46 ist die Antenne mit aufgestecktem Digitalboard dargestellt. Die Stecker für die Spannungsversorgung und die Signale zur Steuerung der Phasenschieber befinden sich auf dem Digitalboard.

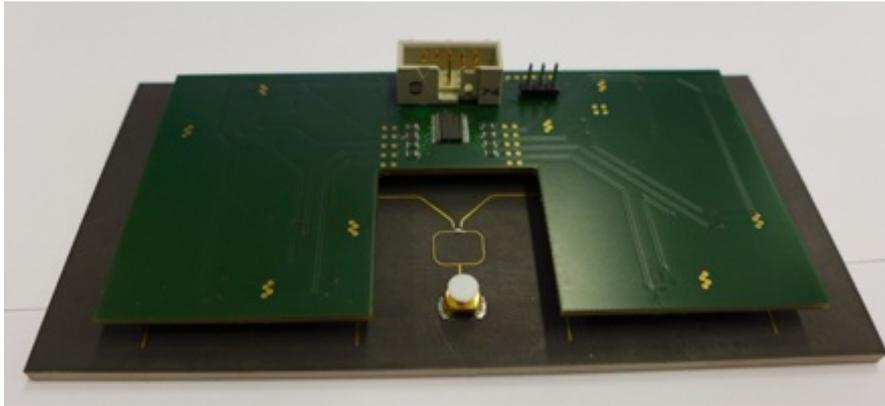


Abbildung 46: Antennen- und Digitalboard

Messergebnisse:

Als erste Charakterisierung der Antenneneigenschaften wurde die Anpassung eines Einzelements gemessen. Die Messung der Anpassung zeigt sehr gute Übereinstimmung von Simulation und Messung. Die Resonanz befindet sich wie simuliert exakt bei 4.3 GHz und die Anpassung ist im gesamten Betriebsbereich von 4.2 GHz bis 4.4 GHz besser -10 dB. Abbildung 47 zeigt das Mess- und Simulationsergebnis für ein Einzelement.

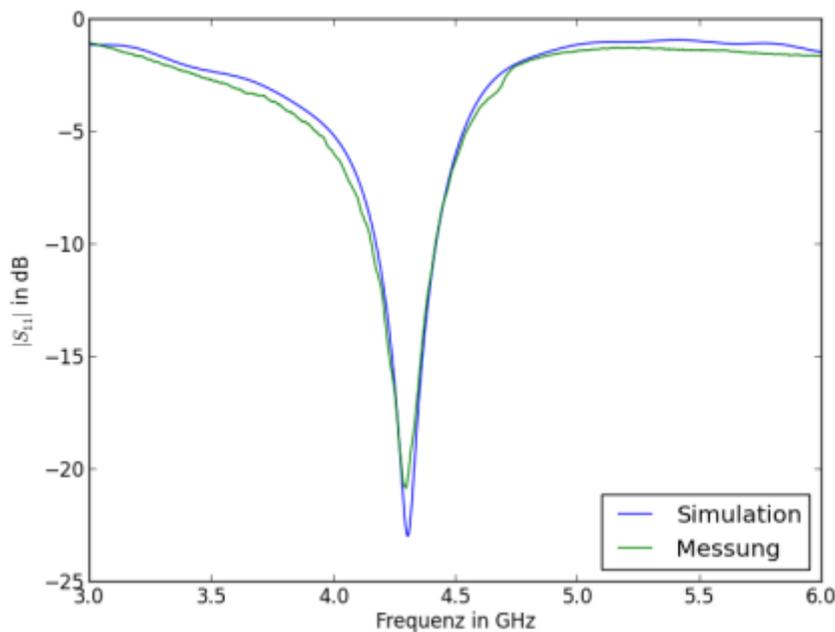


Abbildung 47: Gemessene und simulierte Anpassung für ein Einzelement

Die finale Charakterisierung der Antenne wurde in der Antennenmeskammer von Airbus Defence ans Space in Ulm durchgeführt. Zur Montage der Antenne in der Messkammer wurde eine zusätzliche Messhalterung gefertigt. Abbildung 48 zeigt die Antenne mit Messhalterung in der Messkammer.

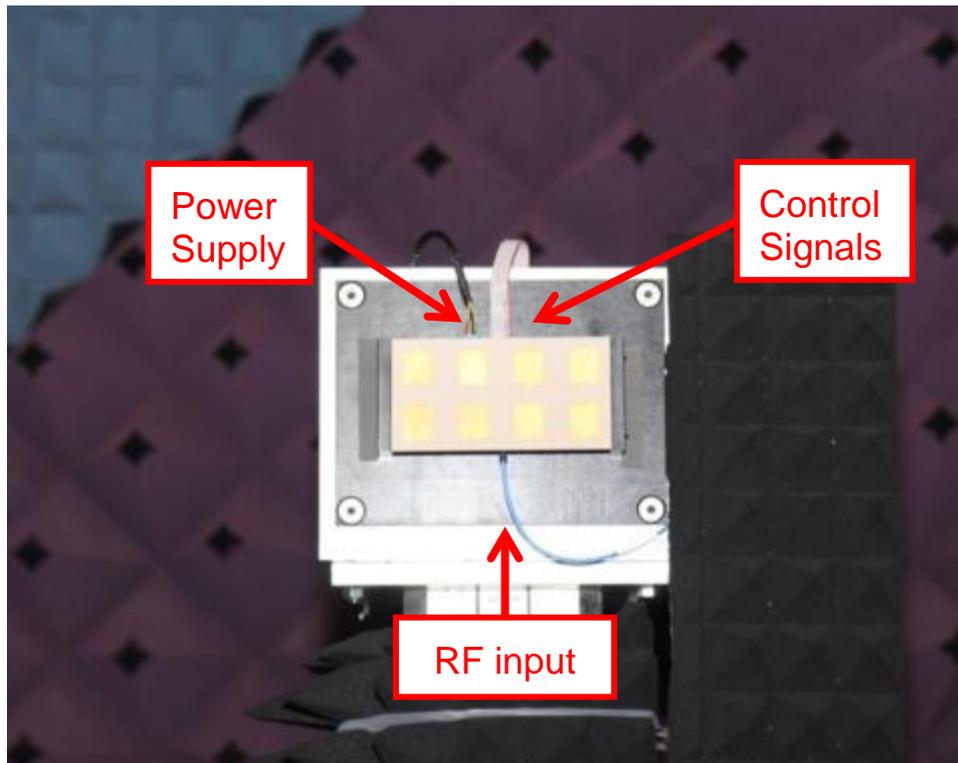


Abbildung 48: Charakterisierung der Antennen in der Messkammer

In der Messkammer wurden die Antennendiagramme für die verschiedenen Zustände der Antenne vermessen. Abbildung 49 zeigt die Ergebnisse für die Mainbeam und Splitbeam Einstellung der Antenne.

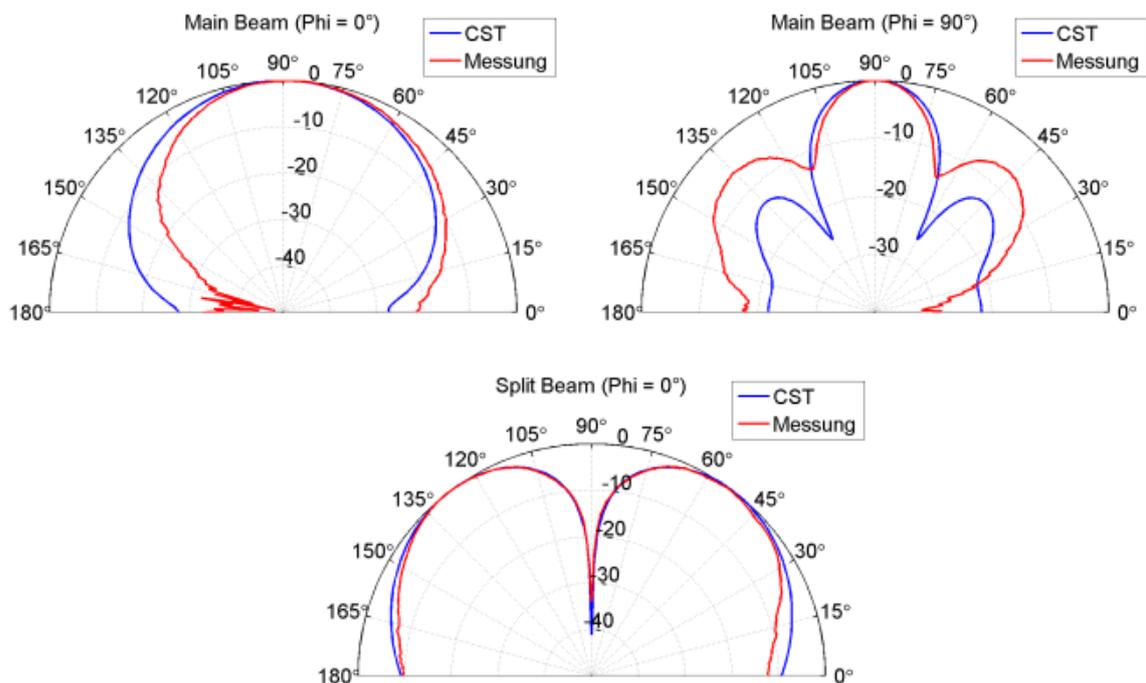


Abbildung 49: Messergebnisse für die Main- und Splitbeam Konfiguration

Bei der Mainbeam Einstellung wurde das Antennendiagramm in der H-Ebene ($\Phi=0^\circ$) und E-Ebene ($\Phi=90^\circ$) vermessen. Bis auf die Messung in der E-Ebene stimmen die Simulationsergebnisse sehr gut mit der Messung überein. Der wahrscheinlichste Grund für die Abweichung bei dieser Einstellung der Antenne ist ein Fehler in der Programmierung der Zustände der einzelnen Phasenschieber.

Im zweiten Schritt wurde die Hauptstrahlrichtung der Antenne in die vier Raumrichtungen geschwenkt und jeweils die Antennendiagramme gemessen. Die Messergebnisse sind in Abbildung 50 dargestellt.

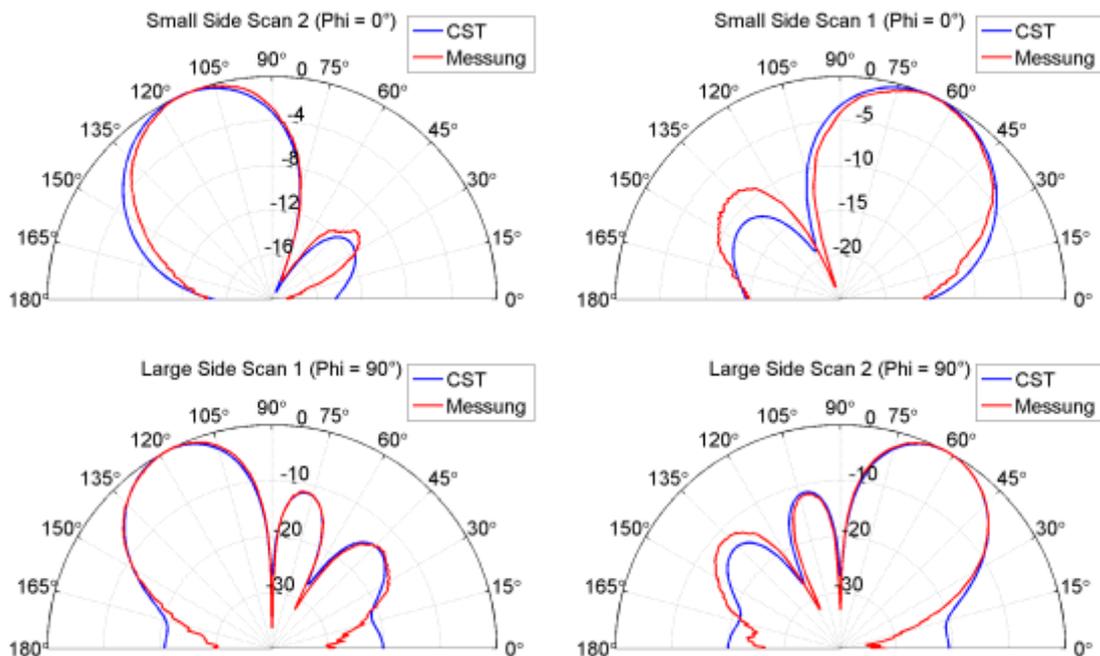


Abbildung 50: Strahlungsdiagramme für die Strahlschwenkung in $\pm x$ - und $\pm y$ -Richtung

Sowohl bei der Strahlschwenkung in $\pm x$ - als auch in $\pm y$ -Richtung stimmen die Messergebnisse sehr genau mit den Ergebnissen der Simulation überein.

Zusammenfassung:

Als Teil des Arbeitspakets AP6110 Hybrid-Altimeter wurde eine zweidimensional elektronisch steuerbare Antenne für die Verwendung in einem Radarhöhenmesser entworfen, gefertigt und vermessen. Dadurch sind alle Ziele dieses Teilvorhabens erreicht worden.

2.1.5 Low Airspeed Sensor

Die genaue Messung einer geringen Geschwindigkeit gegenüber der umgebenden Luft (low air speed) ist ein generelles Problem speziell für Helikopter. Es werden im Prinzip dieselben Sensoren verwendet wie in Flugzeugen, nämlich Pitot-Sensoren, welche den Staudruck (plus Luftdruck und Temperatur zur Korrektur) messen, aber gerade im Helikopter prinzipielle Limits aufweisen:

Während bei Flächenflugzeugen die minimale Geschwindigkeit bei ca. 120 Knoten liegt, kann bei Hubschraubern diese um Null liegen (hovern) oder sogar negativ sein (Rückwärtsflug). Speziell unterhalb von 30 Knoten ist der Staudruck dabei so gering, dass es schwierig ist, diesen mittels Pitotsonde genau zu messen, zumal noch zusätzlich der Abtrieb (downwash) des Hauptrotors zu Luftverwirbelungen im Bereich der Pitotsonden führt.

Für den Rückwärtsflug sind weitere Pitotsonden erforderlich, die in unterschiedliche Richtungen zeigen.

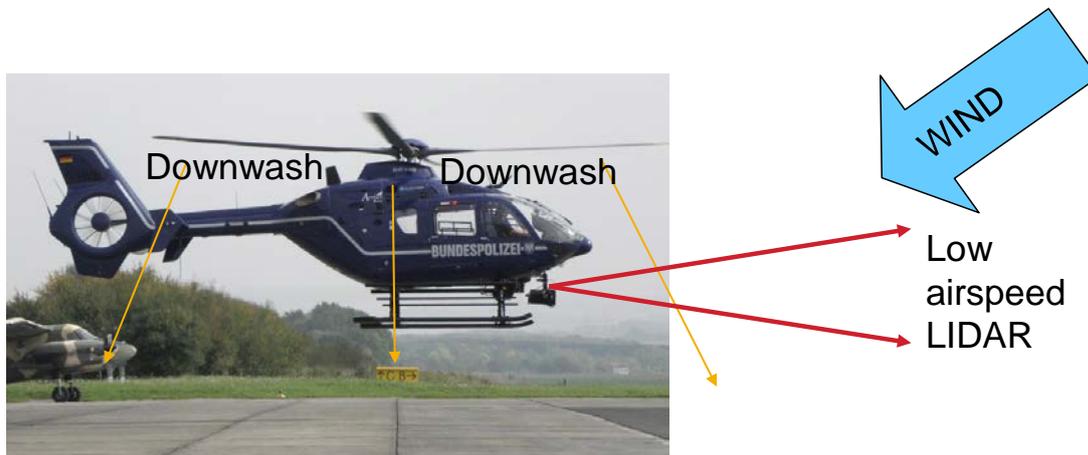


Abbildung 51: Grundlegendes Szenario für den low airspeed sensor

Für den Hubschrauber im approach wie auch im hovering werden normalerweise zwei Geschwindigkeitsreferenzen benötigt: Zum einen die Bodenreferenz und zum zweiten die air speed –Referenz inklusive des Windvektors. Während die Bodengeschwindigkeit meist visuell und als Beschleunigung durch den Piloten direkt ermittelt wird, ist die vom Piloten unmittelbar abgeleitete Luftgeschwindigkeit meist recht unpräzise.

Ein low airspeed Sensor, der die Strömungsgeschwindigkeit inklusive der Windkomponenten (und eventuell noch den Wirbel des downwashes) messen kann, erhöht die handling qualities des Hubschraubers und reduziert die Arbeitsbelastung des Piloten im bodennahen Bereich sowie erhöht die Sicherheit dieser Operation durch

Anzeige der wirklichen, präzisen Strömungsgeschwindigkeit
 Automatische Kompensation von Wind / Böeneinflüssen (advanced autopilot)
 Automatische Kompensation des downwash-Wirbels, damit Ermöglichung einer schnelleren Landung.

Die Hauptanforderungen eines solchen Sensors sind

- Meßgenauigkeit von etwa 2 Knoten
- Präzise Messung speziell bei niedriger Geschwindigkeit (und hoher Geschwindigkeit zusätzlich als back-up für das Pitot-System)
- Messung in hinreichender Entfernung außerhalb des Einflusses des Hauptrotor-downwashes
- ggfs. Messung des downwash-Wirbels zusätzlich
- Messung positiver wie negativer Geschwindigkeiten
- Installationsmöglichkeit im Hubschrauber in Bezug auf Größe, Masse, Leistungsaufnahme,...

Herkömmliche mechanische low speed Sensoren, die getestet wurden, wiesen alle Probleme bei starkem Rotor-downwash auf und erlaubten keine Fernmessung außerhalb des Rotorbereiches. Optische Meßmöglichkeiten dagegen erlauben gerade dieses und sind damit bestens als low air speed sensor geeignet. Solche LIDAR genannten Systeme können nicht nur im ungestörten Strömungsbereich viele Meter vom Meßsystem entfernt messen, sondern sind, sofern sie gepulst sind, zudem noch in der Lage, den downwash-Bereich vollständig bei der Messung zu unterdrücken und ggfs. sogar „Schnitte“ der Strömung aufzunehmen, welche ggfs. zur Charakterisierung des downwash-Wirbels selbst verwendet werden können. Die typischen Genauigkeiten solcher LIDAR-Systeme liegen genau im geforderten Bereich von 0.5-1 m/s (1-2 Knoten). Weiter messen sie aufgrund des Doppler-Effektes direkt die true air speed ohne Notwendigkeit irgendwelcher Kompensationen.

Der verwendete LIDAR-Sensor wurde von der Fa. Mitsubishi Electric gemietet und verwendet einen gepulsten Laser bei 1.5µm Wellenlänge. Das System besteht aus einem Scanner-Kopf, welcher auf einem Stativ montiert ist, und einer Signalprozessierungs-Einheit. Die prozessierten Daten werden mit einem PC weiter verarbeitet und nach der Messung analysiert.

Die Messung basiert auf dem folgenden Prinzip: Ein gepulster Laserstrahl wird ausgesendet, von welchem ein Teil an Aerosolen in der Luft gestreut und zurückreflektiert wird zur Empfangseinheit und dort auf einen Photodetektor fokussiert wird. Dieses Empfangssignal wird mit einem Bruchteil des ausgesendeten Lasersignals auf dem Photodetektor elektrisch gemischt und erzeugt so eine Schwebungsfrequenz, welche direkt proportional dem Frequenzunterschied zwischen ausgesendetem und empfangenem Signal entspricht, und somit genau der durch den Doppler-Effekt hervorgerufenen Frequenzverschiebung, die direkt proportional der relativen Geschwindigkeit der Aerosolpartikel und damit der sie bewegenden Luft ist.

Da das Licht sich nur mit endlicher Lichtgeschwindigkeit ausbreitet, ist aufgrund des Zeitverhaltens des Signales eine Zuordnung zur Meßtiefe möglich. Eine Zeitverschiebung von 6 ns entspricht einer Meßentfernung von etwa 1m. Das Empfangssignal einer bestimmten Zeitdauer wird aufintegriert und in einem FFGT-Analysator bezüglich der Frequenzverschiebung analysiert. Dieses Zeitfenster entspricht einem Entfernungsfenster (sogenanntes bin). Auf diese Weise ist eine entfernungs aufgelöste Messung möglich. Wird ein erstes Zeitfenster unterdrückt, so wird dieser Entfernungsbereich ausgeblendet (etwa der Bereich des Rotor-downwashes).

Um eine eindeutige Auswertung zu erlauben, muss die Repetitionsrate des Lasers kleiner genug sein, um eine Überlagerung von nahen und fernen Signalen zu vermeiden.

Die typischen Leistungsparameter des verwendeten LIDAR-Systems von Mitsubishi sind:

Meßentfernung	bis zu etwa 150m		
Entfernungsauflösung	30m		
Bin-Länge	bin1: 30-60m, bin2: 60-90m, ...		
Ausgeblendete Nahfeldzone die (mangelnder geometrischer Überlapp)	ersten	0-30m	wurden nicht aufgenommen
Max. Strömungsgeschwindigkeit	ca. +/- 30 m/s		
Min Strömungsgeschwindigkeit	0 m/s		
Windgeschwindigkeitsauflösung	erwartet ca. 1 m/s		
Laser-Wellenlänge	1.5 µm		
Puls-Repetitionsrate	4 kHz		
Beam-Scanning-Winkel	+/- 20° (wenn verwendet)		
Abmessung	der	Signal	and
data processing unit	B530mm x H510mm x T560mm, 49 kg		
Abmessung Scanner-Kopf	B231mm x H395mm x T155mm, 7 kg		
Stromverbrauch	~ 400 VA		
Eingangsspannung	100-240 V		

In diesem Projekt wird die grundsätzliche Machbarkeit der Verwendung eines LIDAR-Sensors zur Messung von low air speed durch den Rotor-downwash hindurch untersucht.

In einem optimalen Test würde das LIDAR im Hubschrauber installiert und im Flug getestet. Aufgrund der beschränkten Mittel in diesem Projekt wird jedoch das LIDAR-System am Boden installiert und misst durch den downwash eines fliegenden Hubschraubers hindurch.



Abbildung 52: Low-Air speed –Messung durch den downwash eines fliegenden Hubschraubers hindurch

Da das verwendete LIDAR gepulst ist, können mehrere Entfernungsfenster (range bins) aufgelöst werden. Z.B. können diese so gelegt werden, dass einige vom downwash beeinflusst werden (bin 2-4 in untenstehender Abbildung), andere nicht (bin1 und 5 folgende)

Für eine Installation in einem Hubschrauber ist lediglich dafür zu sorgen, dass mindestens ein bin außerhalb des vom downwash beeinflussten Bereichs liegt. Für die hier verwendete Anordnung eines am Boden stationierten LIDARs ist eine ungestörte Messung sowohl vor als auch hinter dem downwash möglich.

Der Nachweis des Meßprinzips kann als erfolgreich angesehen werden, wenn es gelingt, dass hinter dem downwash (nachdem das Laserlicht diesen durchgemessen hat), eine Geschwindigkeit wie in der Umgebung (idealerweise Null air speed) gemessen werden kann.



Abbildung 53: Analyse von unterschiedlichen range bins erlaubt die Messung vor, innerhalb und hinter dem downwash

Der downwash-bereich entsprechend untenstehender Skizze zeigt einen Unterschied bei hovern im Bereich des Bodeneffektes (links) und bei ungestörtem downwash in hinreichender Höhe etwa 2-3 mal Rotordurchmesser.

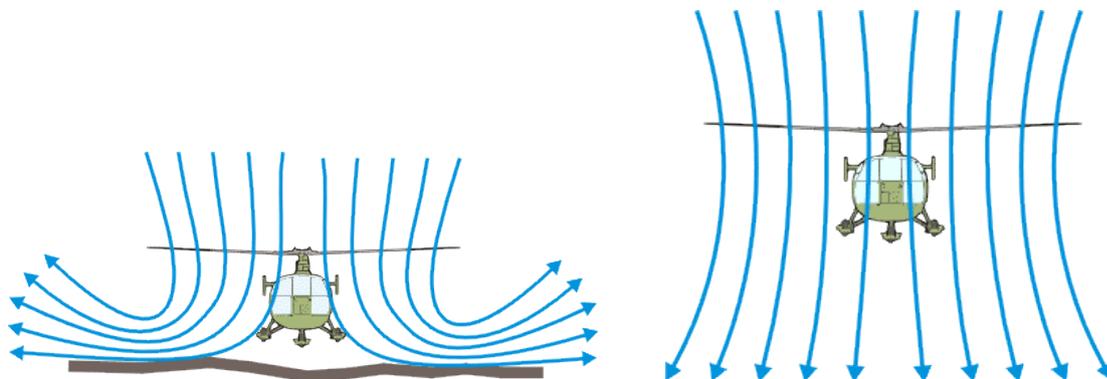


Abbildung 54: Downwash mit Bodeneffekt (links) und ungestörter downwash bei hinreichender Höhe > 2-3mal Rotordurchmesser (rechts)

Die Windgeschwindigkeit im downwash-Bereich sollte in der Größenordnung von 10-30 m/s entsprechend untenstehender Grafik liegen, kann aber auch deutlich darunter liegen (bspw. 6 m/s) gemäß <http://de.wikipedia.org/wiki/Wirbelringstadium>.

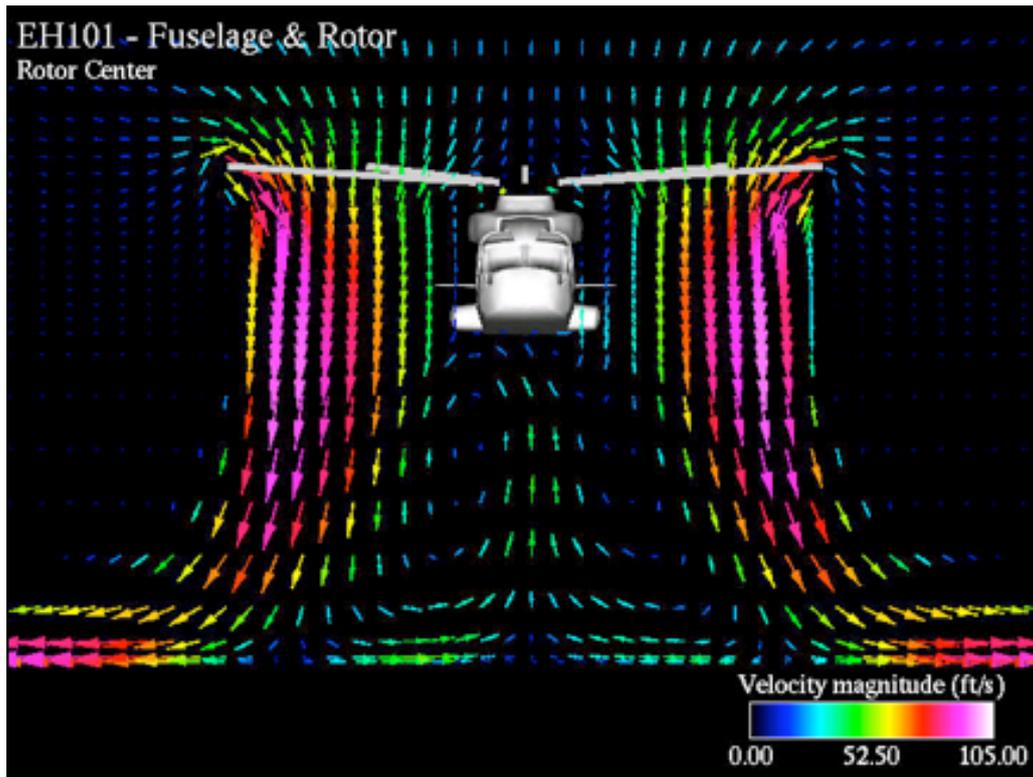


Abbildung 55: Helikopter down wash-Simulation
(<http://rotorcrafterc.nasa.gov/Research/Programs/brownout.html>)

Da der Doppler-Effekt, den das LIDAR-System zur Messung der Strömungsgeschwindigkeit ausnützt, nur in Richtung des Lichtstrahles auftritt, ist die Flughöhe für den Test so zu wählen, dass der downwash eine hinreichende Komponente in Richtung des Laserstrahles aufweist, z.B. 30-40°, so dass die downwash-Windkomponente immer noch mit 0.5-0.7-fachem der tatsächlichen vertikalen Geschwindigkeit gemessen werden kann.

Weiter sollte der Helikopter in der Standard-Meßsituation hoch genug sein, um außerhalb des Bodeneffektes zu operieren (etwa 2-3 mal Rotordurchmesser von 10m).

Daher wurde für die Standard-Meßsituation eine Flughöhe von etwa 50m bei einem Messestand von 80m zum LIDAR als optimal befunden.

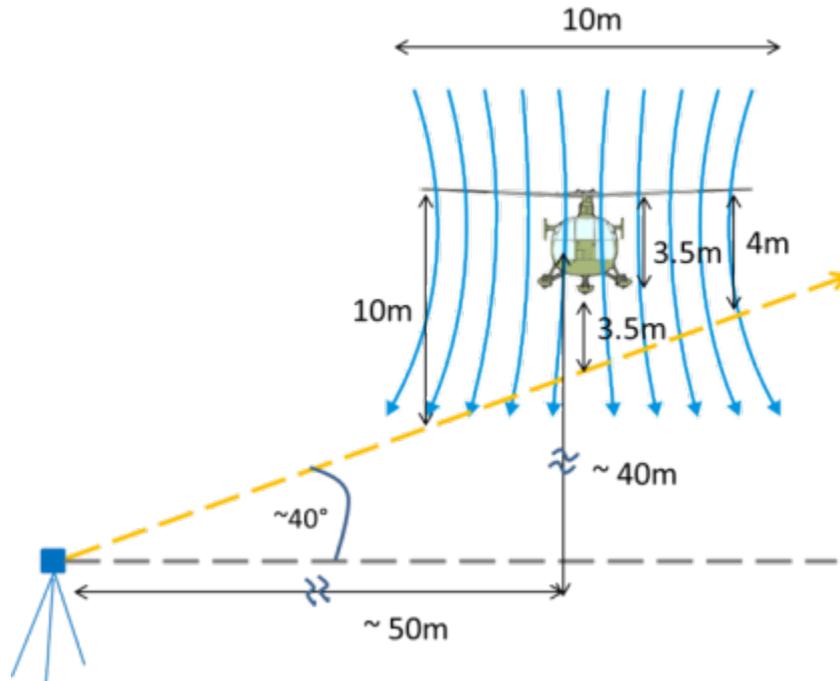


Abbildung 56: Skizze der Standard-Meßsituation (in weiteren Tests wurden auch andere Situationen vermessen)

Die Tests wurden in Donauwörth auf dem Flugplatz von Airbus Helicopters durchgeführt. Der Helikopter befand sich im unten mit einem roten Kreis markierten Bereich, der Helikopter, das LIDAR wurde in der Nähe von Gebäude C11a installiert (siehe Skizze). Der Abstand zwischen Helikopter und LIDAR betrug etwa 60-80m.



Abbildung 57: Lageplan des Hubschraubers und der LIDAR-Installation

Das verwendete System bestand aus dem LIDAR-Scankopf, montiert auf einem Stativ, der Prozessierungseinheit, und einem Computer zur Datenaufzeichnung.

Weiterhin wurde die unten aufgelistete Ausrüstung verwendet, bestehend aus z.B., laser-Entfernungsmesser, einer Kamera zur Synchronisierung und Dokumentation der Hubschrauberposition und anderes:

Verwendete Ausrüstung:

- LIDAR scan-Kopf mit Stativ
- LIDAR processing unit
- Externer Datenspeicher
- InGaAs-Kamera mit Filtern auf Stativ zur Kalibrierung des Zielfernrohres
- Laptop zur InGas-Kamera-Visualisierung
- Video-Kamera auf Stativ zur Dokumentation
- Photo-Kamera auf Stativ zur Dokumentation
- Laser range finder
- Clinometer
- Datenlogger mit Neigungssensor, Kompass und Zeitbasis (nur zweite Versuchsreihe)
- Zielfernrohr

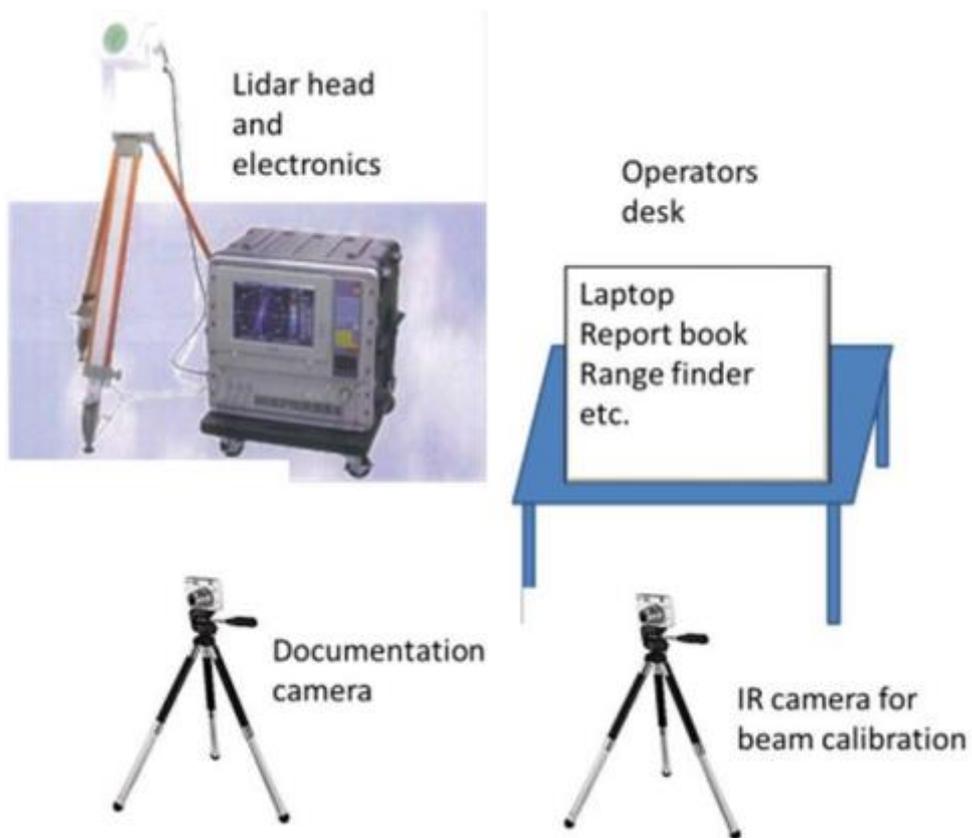


Abbildung 58: Skizze der verwendeten Ausrüstung

Die Ausrüstung wurde am 15. Juli 2014 nach Donauwörth verbracht.

Das LIDAR wurde mit einer digitalen Wasserwaage versehen, um die vertikale Neigung zu dokumentieren, sowie mit einem Zielfernrohr mit Fadenkreuz, um die Meßposition bezüglich des Helikopters festlegen zu können. In der zweiten Versuchsreihe wurde zudem ein Datenlogger angebracht, welcher zudem Neigung und Kompassausrichtung zusammen mit GPS-Zeitbasis aufzeichnete.

Zwei Versuchsreihen wurden 2014 unter Verwendung eines EC135-Hubschraubers durchgeführt – die erste noch am 15. Juli 2014 mit einer Dauer von 70 Minuten unter Verwendung des Fluggeräts EC135 D-HCEJ (Flugdauer 83 Minuten), sowie eine zweite Versuchsreihe am 24. Juli 2014 unter Verwendung des Fluggeräts EC135-T3 D-HCBM (Flugdauer 87 Minuten).

Die Wetterbedingungen waren ruhig und zeitweise leicht windig, wobei die der zweiten Versuchsreihe zeitweise auch Böen auftraten.

Der Hubschrauber driftete in beiden Testreihen stärker als erwartet. Es wurden daher die in Testreihe 1 noch durchgeführten langsamen scans durch manuell nachgeführte scans in Testreihe 2 ersetzt. Um die jeweilige Position bei dieser manuellen Nachführung aufzuzeichnen wurde der erwähnte Datenlogger in der zweiten Testreihe verwendet.

Die Meßfenster (bins) wurden wie folgt für beide Meßreihen eingestellt:

Bin1	30m – 60m
Bin2	60m – 90m
Bin3	90m – 120m
Bin4	120m – 150m
Bin5	150m – 180m

Tabelle 5: Entfernungsbereiche der Bins

Der Fokus des LIDAR-Systems muss bezüglich des erwünschten Entfernungsbereiches eingestellt werden. Um ein hinreichendes Signal-to-noise-Ratio (SNR) mindestens bis bin 3 oder 4 zu erhalten, wurde der Fokus in den Bereich dieser bins gelegt. Dadurch ergab sich ein manchmal geringeres SNR im nähergelegenen bin 1 als in bin 3. Für die folgenden Messungen wurde der Fokus so eingestellt, dass ein SNR >10dB mindestens bis bin3 (90-120m) bzw. bin 4 (120-150m) erzielt werden konnte, was ein SNR >10dB aber < 20dB auch in bin1 ergab, und dadurch eine höhere Standardabweichung. Wie in der folgenden Messung zu sehen (siehe auch folgende Kapitel).

In der untenstehenden Messung wurde die true air speed (in der direkt darauffolgenden das SNR hierzu) dargestellt für die einzelnen bins mit einem Fokus in bin3 für die Zeitdauer von 16:09 bis 16:21.

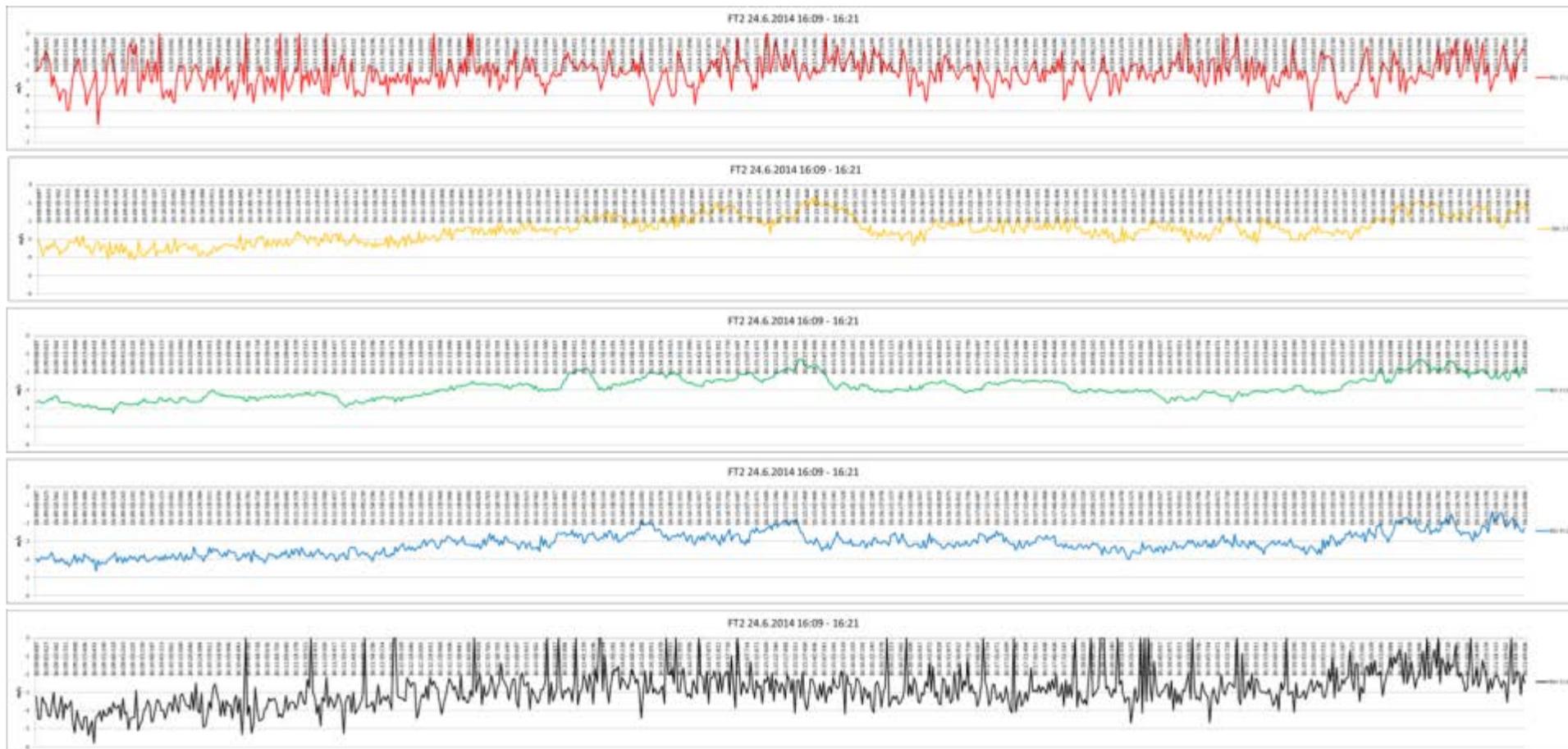


Abbildung 59: Low air speed-Messung FT2 1609-1621

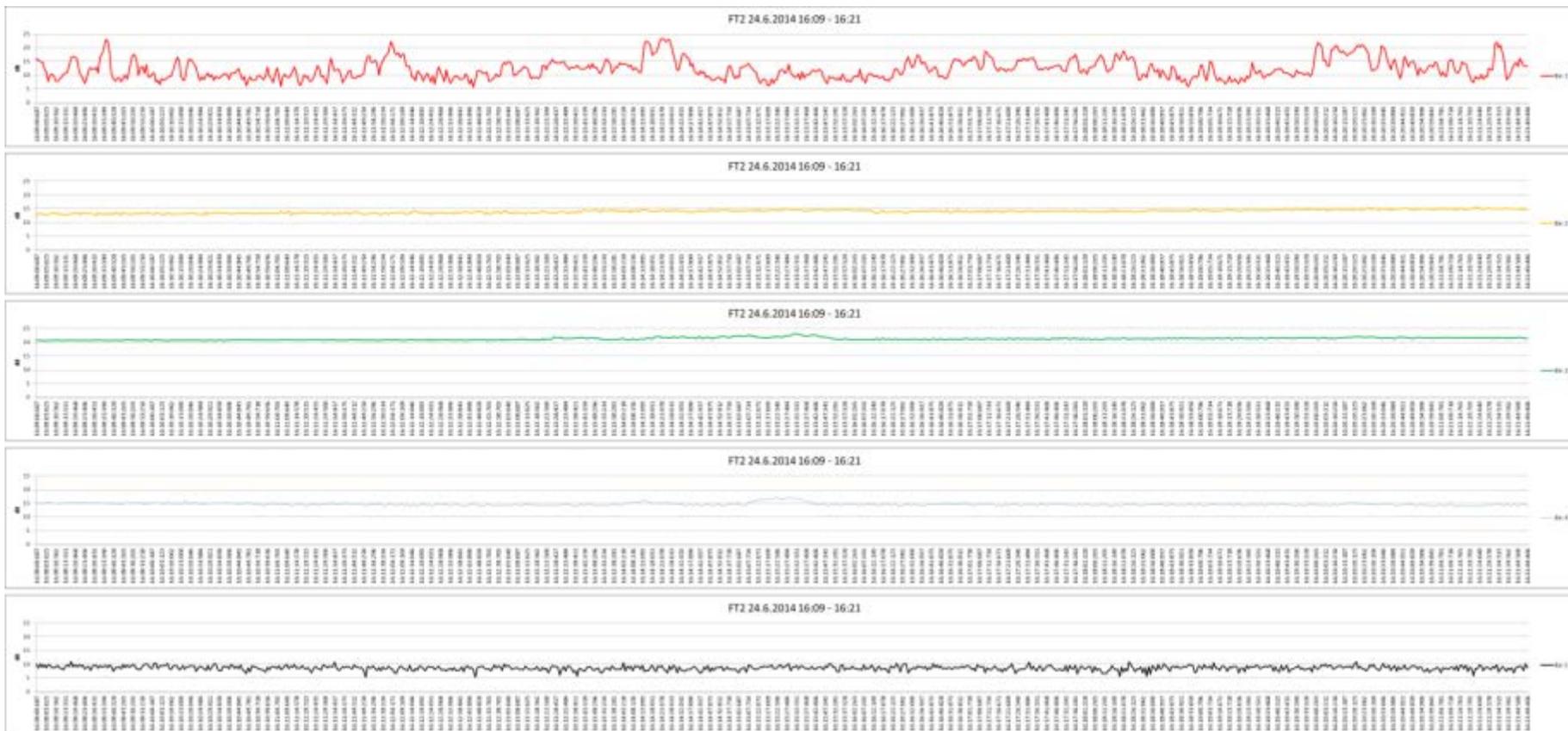


Abbildung 60: SNR der low airspeed Messung FT2 1609-1621

In der folgenden Tabelle sind die erzielte Standardabweichung und das SNR für die einzelnen bins der zuvor gezeigten Messung zusammengefasst:

	SNR [dB]	std.-dev. [m/s]
BIN 1	12.2	0.85
BIN 2	13.7	0.8
BIN 3	21.2	0.63
BIN 4	14.8	0.6
BIN 5	8.6	0.83

Tabelle 6: True air speed –Messung FT2, timeline 1609-1621

Es konnte hierdurch nachgewiesen werden, dass die Standardabweichung der low airspeed-Messung wie erwartet und wie gefordert im Bereich unter 1 m/s (entsprechend < 2 Knoten) mit dem verwendeten gepulsten LIDAR liegt.

In der folgenden Abbildung FT1 Test 3 bin2 ist näher analysiert, welches im Rotor-downwash-Bereich gelegen war. In dieser Messung wurden vertikale Scans manuell durchgeführt an unterschiedlichen Positionen in Bezug auf den Helikopter (innen, Mitte, außen bezüglich des Rotor-Radius),

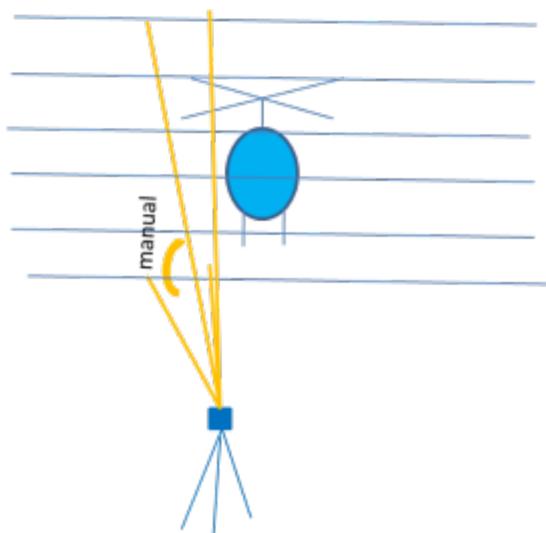


Abbildung 61: Skizze der folgenden Messungen mit vertikalen Scans

Das folgende Messdiagramm zeigt nun für bin 2, welches gerade im downwash-Bereich gelegen ist, die gemessene Geschwindigkeit, und das darauffolgende Diagramm das zugehörige SNR.

Wie man den Meßdiagrammen entnehmen kann, ist

- 1) Die gemessenen Geschwindigkeit 0 bei niedrigem SNR
- 2) Die gemessene Geschwindigkeit 0 bei sehr hohem SNR
- 3) Die gemessenen Geschwindigkeit nicht-null bei mittlerem SNR

Die mit Null gemessenen Bereiche sind mit schwarzen Kästchen markiert.

Wie man den Graphen entnimmt, treten die Nullmessungen bei $\text{SNR} < \sim 11 \text{ dB}$ und $> \sim 38 \text{ dB}$ auf. Diese beiden Schwellen sind im unteren Teil des Graphen (SNR-Plot) durch blaue horizontale Linien gekennzeichnet.

Die Nullwerte bei $\text{SNR} < \sim 11 \text{ dB}$ sind bereits oben erklärt. Für die hohen SNR-Werte von $> 38 \text{ dB}$ wird eine hard-target-Reflektion vermutet.

Im folgenden Graphen sind folgende Kurven gezeigt:

1. Alle air speed-Messungen
2. ausgewählte air speed-Messungen für $\text{SNR} > \sim 11 \text{ dB}$ (hinreichend hohes SNR)
3. ausgewählte air speed-Messungen für $\text{SNR} > \sim 38 \text{ dB}$ (nur hard-target-hits)
4. ausgewählte air speed-Messungen für $\text{SNR} \sim 11 \text{ dB} < \text{SNR} < 38 \text{ dB}$ (schlussendlich gültige Messbereiche).

Die hard-target-hits können klar in der dritten Kurve beobachtet werden. Weiter kann dem Graphen in der untersten Kurve entnommen werden, dass, nimmt man das SNR als Kriterium, so können die gültigen Messbereiche wie auch die hard-target-hits klar unterschieden werden. Die Messungen mit Nullwerten bei moderatem SNR können entweder diffuse hard-target-hits mit geringem Rückstreuquerschnitt sein (bspw. reflektierende Fläche steht unter einem Winkel), oder wirkliche Nullwerte z.B. außerhalb des downwash-Bereiches.

Ein weiterer Indikator für ein hard-target-hit, welches hilft, zwischen realen und fälschlichen Nullwerten zu unterscheiden, ist die Überprüfung des SNR im darauffolgenden bin.

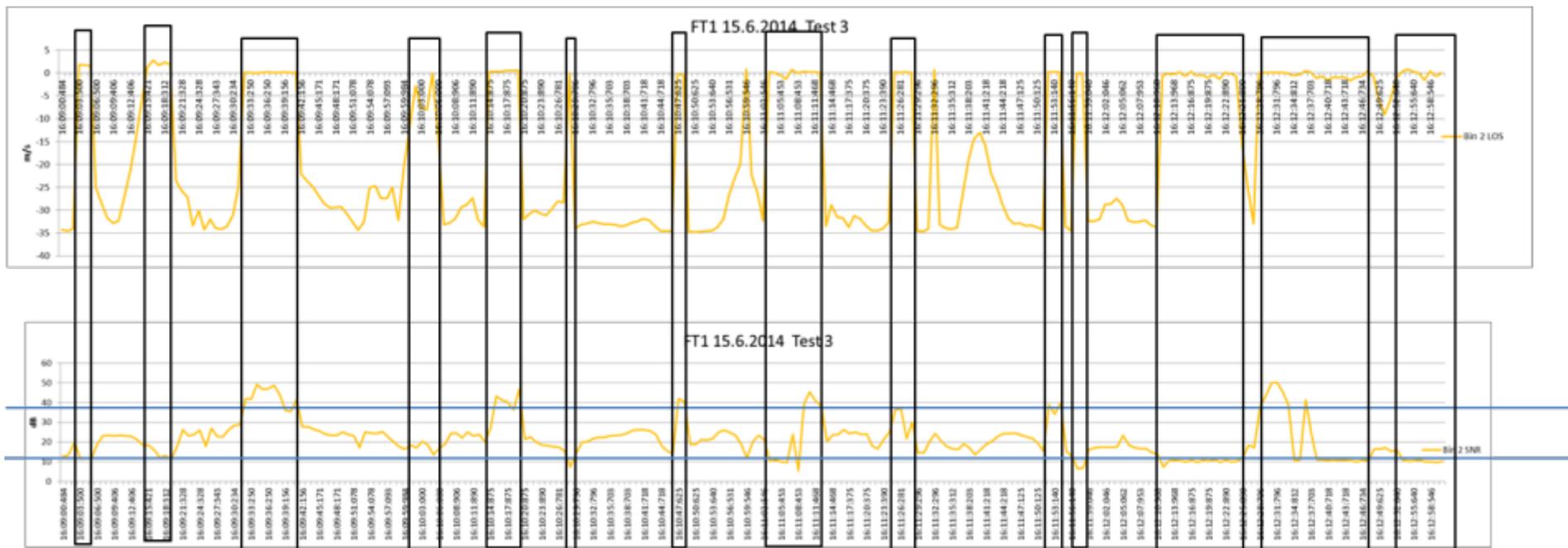


Abbildung 62: FT1 Test 3 bin 2 air speed (ober Graph) und SNR (unterer Graph)

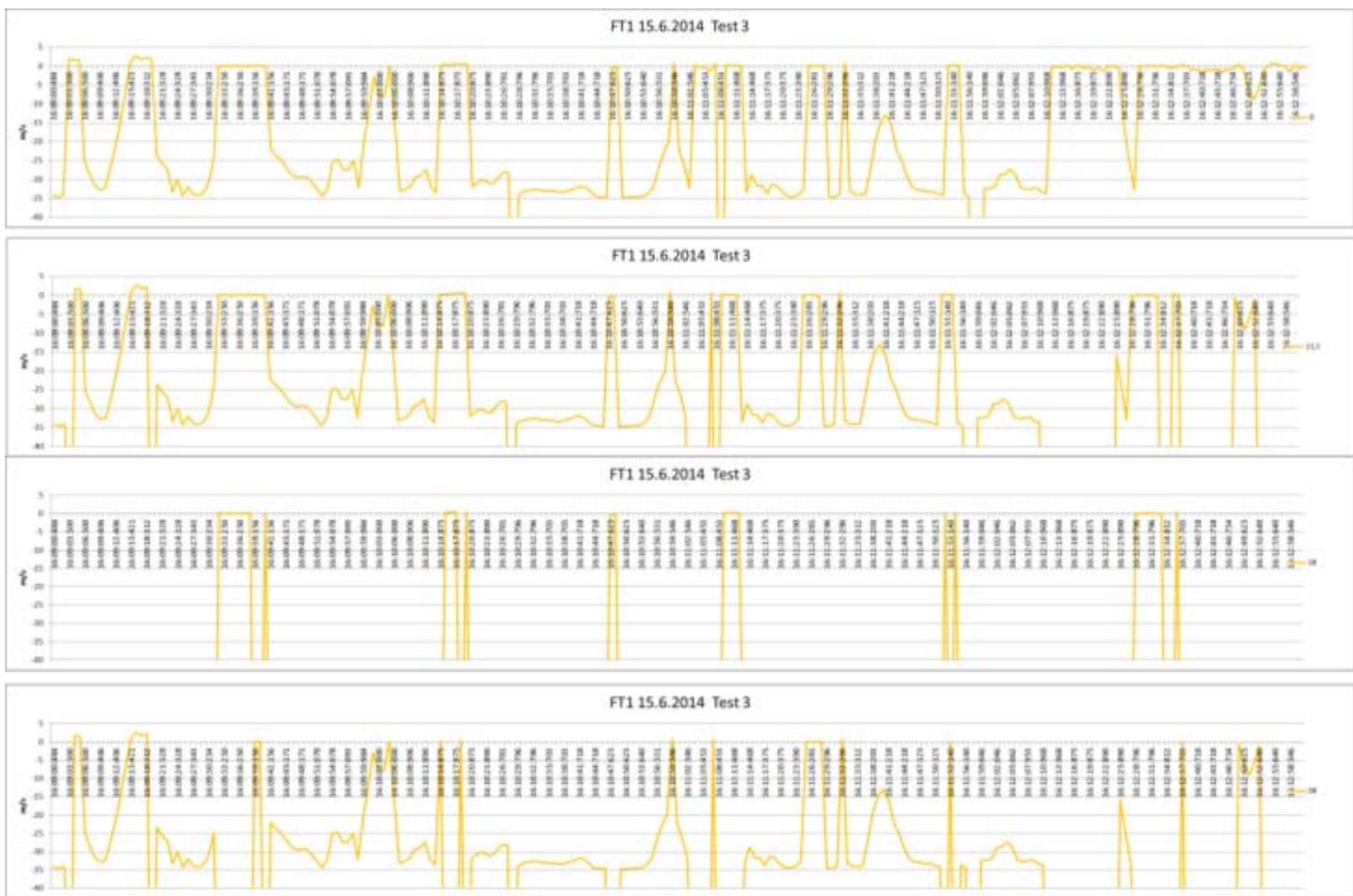


Abbildung 63: Selbe Messung wie zuvor; oberes Diagramm: Alle Messungen zuvor. Zweites Diagramm von oben: Nur Messungen mit SNR > 11.5 db. Drittes Diagramm von oben; Nur Messungen mit SNR > 38dB. Unteres Diagramm: nur Messungen mit SNR > 11.5 dB und SNR <38 dB, dem gültigen Messbereich.

Der Prinzipnachweis der low airspeed-Messung durch den Downwash ist im folgenden Diagramm gezeigt (FT2 Test 8): Während der downwash selbst in range bin 2 gemessen wird (mit entsprechend hoher Standardabweichung aufgrund des Wirbels), ist die atmosphärische ungestörte Strömung in bin 3 und bin 4 hinter dem downwash-Bereich zu sehen. Hier ist die gemessene (niedrige) Geschwindigkeit wie in bin 1 vor dem downwash-Bereich., jeweils mit Standard-Abweichung 1 m/s. Daher kann nachgewiesen werden, dass sowohl der downwash-Bereich gemessen, als auch hinter diesem die ungestörte Strömung gemessen werden kann ohne Störung durch den downwash selbst. Stellenweise sind wieder Nullmessungen, aber nur n in bin 2 enthalten, vermutlich durch kurzzeitige hard-target-hits.

Der Helikopter war hierauf einer Höhe von 110 Fuß bei einer Entfernung von 80m, das LIDAR war auf 25.6° Elevation gestellt. Die Meßposition war ~ 2.5m links vom Rotor.

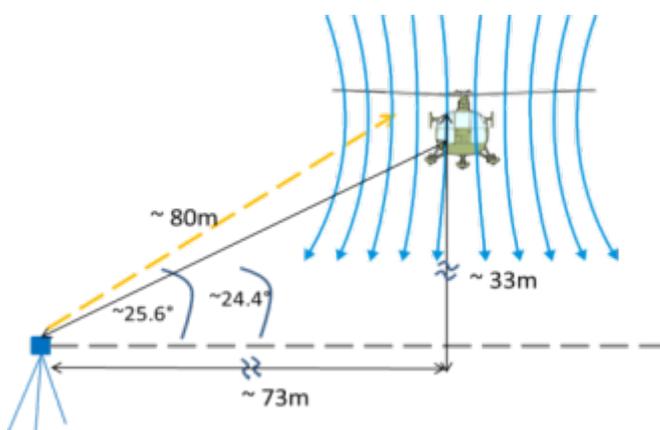


Abbildung 64: Meßszenario FT2 Test 8 zum Nachweis der Messung ungestörter Strömung hinter dem Rotor-Downwash.

In untenstehender Tabelle sind die Messungen der ungestörten Strömung mit geringer Standardabweichung klar erkennbar im Kontrast zum innerhalb des downwashes gelegenen bins mit sehr hoher Standardabweichung.

	std-dev. [m/s]	SNR [dB]
Bin1	0.85	12.7
Bin2	14	17.1
Bin3	0.97	19.3
Bin4	1.08	14.6
Bin5	0.89	9.3

Tabelle 7: Standardabweichungen der air speed-messungen für die einzelne range bins.

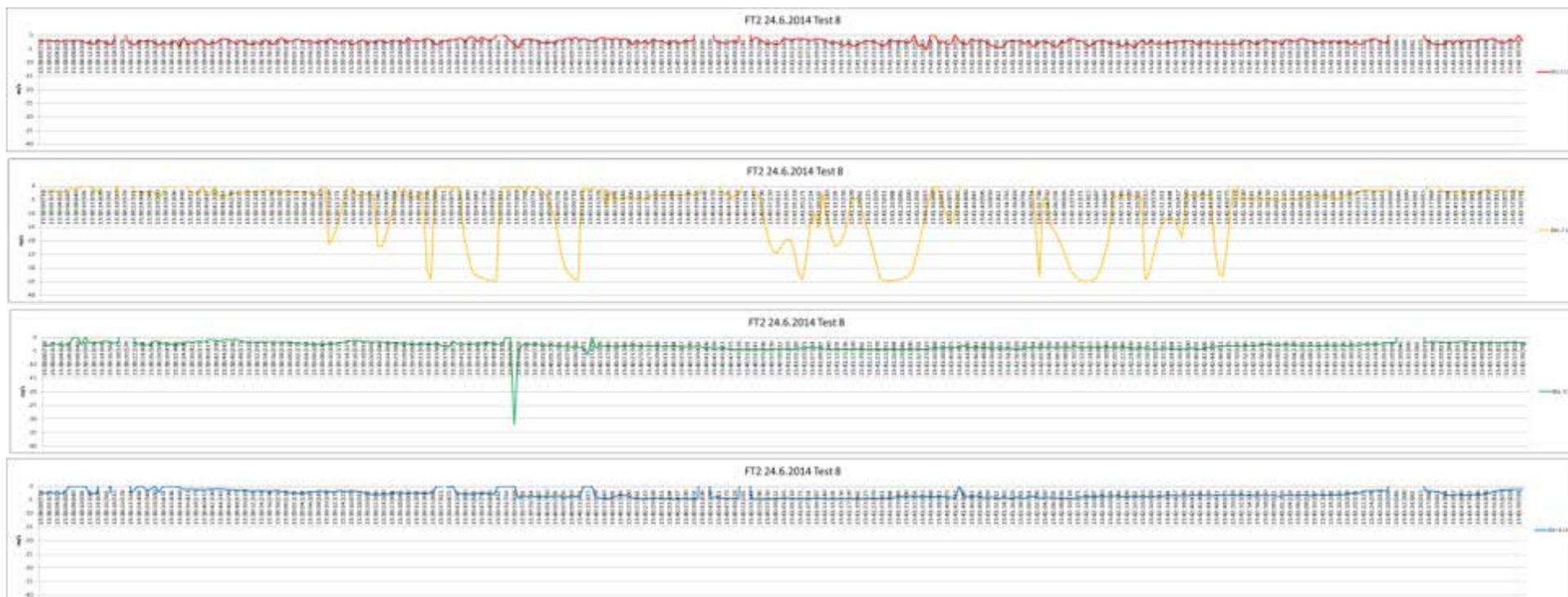


Abbildung 65: Messung FT2 Test 8 zum Nachweis der Messung ungestörter Strömung in 90-150m Entfernung hinter dem downwash, welcher im Bereich 60-90m liegt. Die Nullmessungen in bin2 deuten auf kurzzeitige hard-target-hits hin.

Im Folgenden werden nun Messungen des downwashes selber in Bodennähe wie auch in größerer Flughöhe dargestellt.

In Bodennähe bei einer Flughöhe von ~ 1m (Landekufen knapp über Grund) wurden horizontale Scans in halber Höhe zwischen Boden und Rotorebene durchgeführt in FT2 Test 1, FT1 Test 6 und FT2 Test 3.

Zunächst wurde eine Messung bei fixer Messrichtung links der Helikopter-Kanzel durchgeführt.

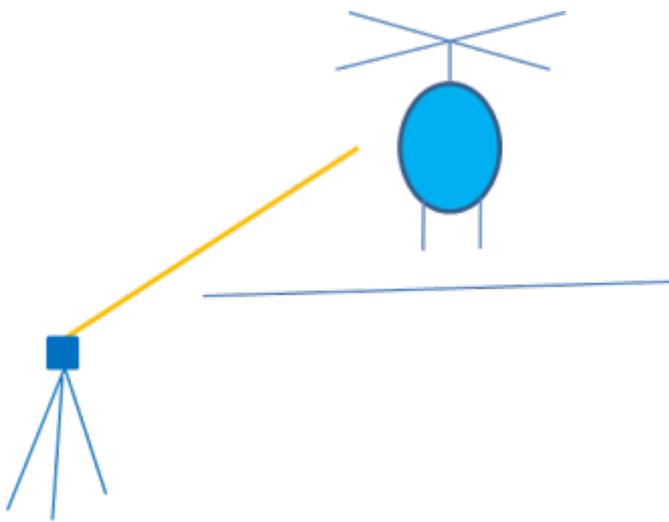


Figure 1: Skizze von FT2 Test 1 mit fester Meßrichtung links der Helikopter-Kanzel. Helikopter auf 1m Höhe (Boden angedeutet durch blaue Linie)

In der folgenden Messung wurde dann ein horizontaler scan durchgeführt, was im folgenden Diagramm wiedergegeben, in welchem der downwash in bin3 (grün) gemessen wurde.

Da hier der Meßstrahl nahezu parallel zum Boden verlief, traten hier keine hard-target- auf, lediglich bei späteren scans, wenn der Laserstrahl über die Helikopterkanzel strich.

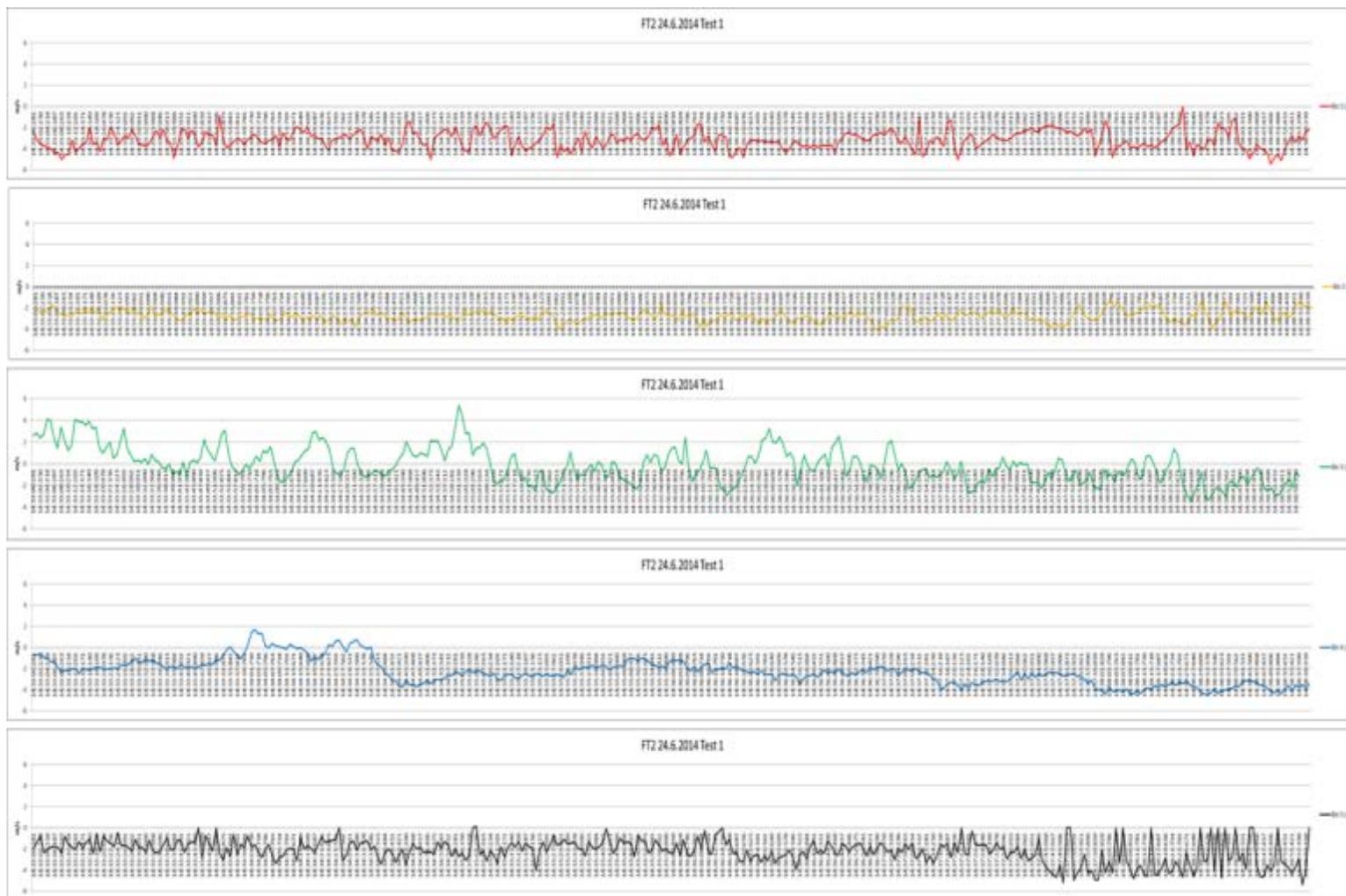


Abbildung 66: Messung des downwash in Bodennähe mit manuellem Scan. Downwash liegt im Bereich bin3 (grün). Measurement of down wash at ground level manual scan

Daraufhin wurde ein manueller vertikaler Scan durchgeführt, wie in der folgenden Skizze angedeutet.

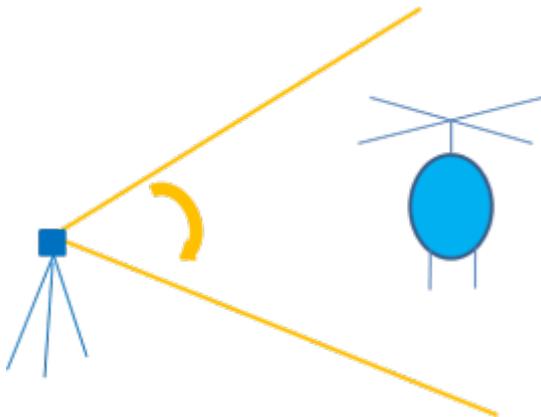


Abbildung 67: Skizze von FT2 Test 3: Manueller vertikaler Scan in Bodennähe

Im folgenden Diagramm ist die gemessenen air speed versus LIDAR-Elevation aufgetragen. Für bin 3 (die jeweiligen scans abwärts und aufwärts sind farbcodiert). Aus dem Diagramm kann ersehen werden, dass die gemessene Geschwindigkeit bei größerer Elevation kleiner wird und am größten ist bei nahezu 0 Elevation (geringe Minuswerte beruhen auf der Kalibration des Neigungssensors und sind nicht signifikant, sondern als Nullwerte zu bewerten).

Dies zeigt, daß

- der downwash im Wesentlichen horizontal gemessen wird (wie es durch den Bodeneffekt auch nahelegt)
- der downwash oberhalb der Rotorebene relativ schnell abnimmt, also ein Phänomen hauptsächlich in Rotornähe ist (einige Meter unterhalb und oberhalb).

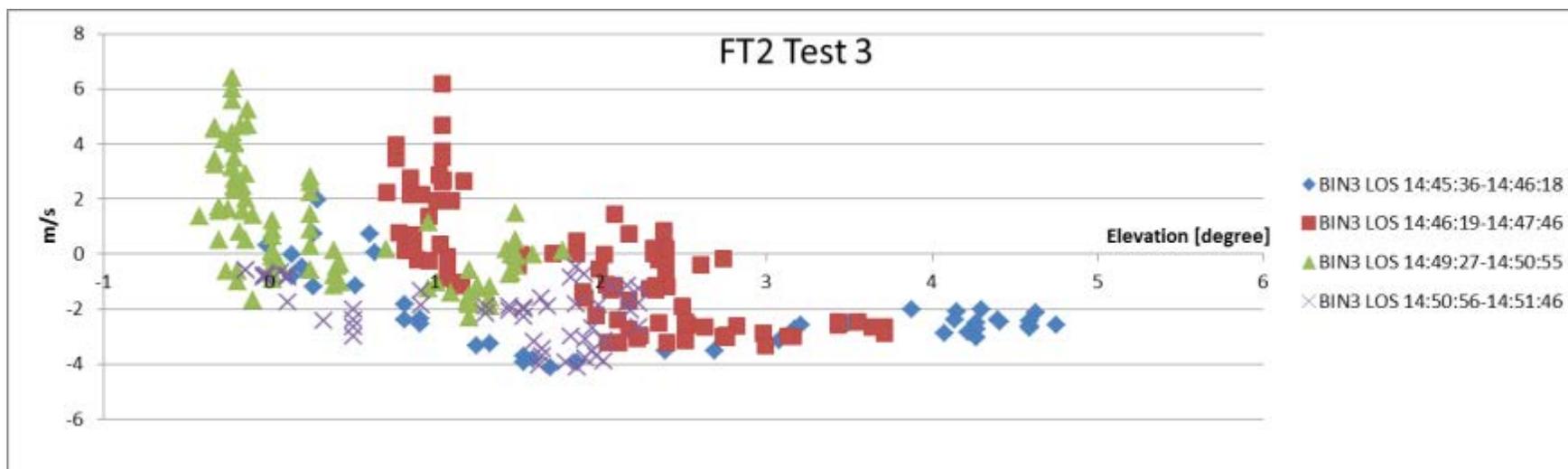


Abbildung 68: Manuelle vertikale scans, Hubschrauber in Bodennähe – das Diagramm zeigt die gemessene Geschwindigkeit des downwash versus Elevationswinkel. Die einzelnen scans sind farbkodiert.

Weiter wurde die air speed bei einer Hubschrauber-Position von 165 Fuß Höhe und einer Entfernung von 88m an mehreren vertikalen Positionen gemessen, jeweils 1m links der Rotor-Achse. Diese Positionen waren 3m oberhalb der Rotorebene, 1m oberhalb, 1m unterhalb der Rotorebene und 3m unterhalb der Landegestell-Ebene. Die untenstehende Skizze veranschaulicht links diese Situation, rechts ist eine Messung mit variierender Höhe skizziert.

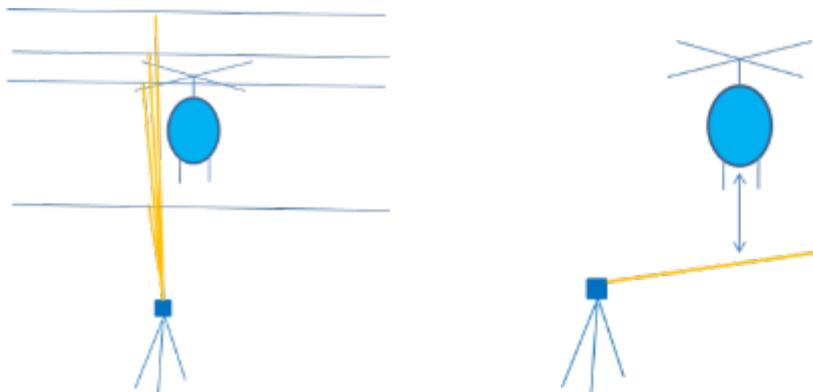


Abbildung 69: Links: Vertikale Messungen oberhalb und unterhalb der Rotorebene. Rechts: Messung bei variierender Flughöhe des Helikopters bei fixer Lidar-Meßrichtung.

Die Messungen sind im folgenden Diagramm dargestellt. Hier sind sowohl bin 2 als auch bin 3 im downwash-Bereich gelegen. Wiederum ist bin4 hinter dem downwash-Bereich, und bin1 davor, beide zeigen die ungestörte Luftströmung. Das SNR ist im folgenden Diagramm gezeigt. Die Nullmessungen können wiederum auf hard target-hits zurückgeführt werden.

Der downwash-Bereich wurde klar gemessen 1m über der Rotorebene, 1m unter der Rotorebene, und ist bereits abgeschwächt 3m unterhalb des Landegestells.

Andere Tests (z.B. FT2 Test 8) mit variabler Flughöhe des Helikopters bei fixer LIDAR-Meßrichtung bestätigen, dass 7-10m unter der Rotorebene, was 4-7m unter dem Landegestell entspricht, die Strömungsgeschwindigkeit des downwashes deutlich abnimmt.

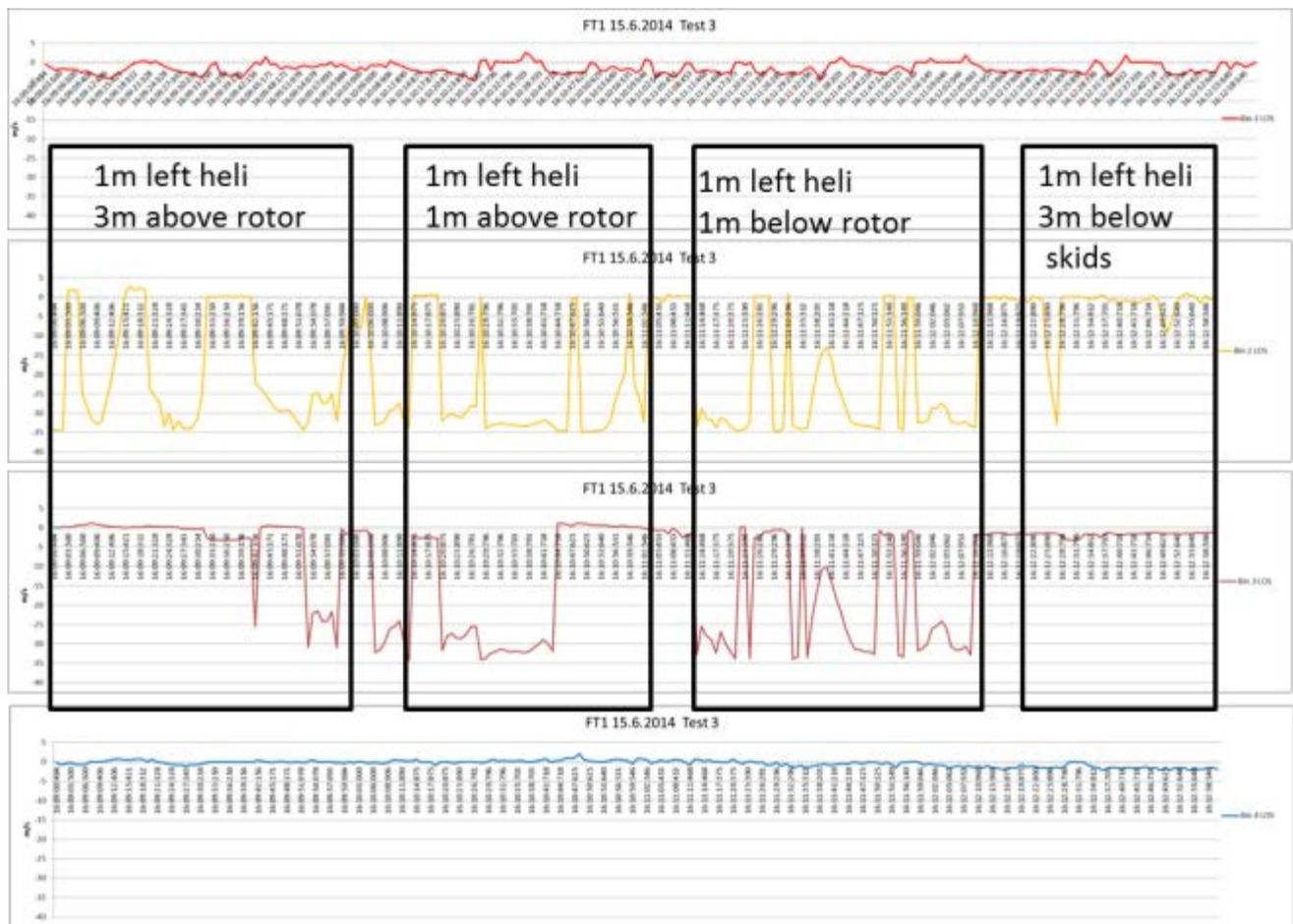


Abbildung 70: Punktmessungen an verschiedenen vertikalen Positionen,; Helikopter downwash ungestört vom Bodeneffekt, Helikopter in 165 Fuß Flughöhe, Abstand 88m

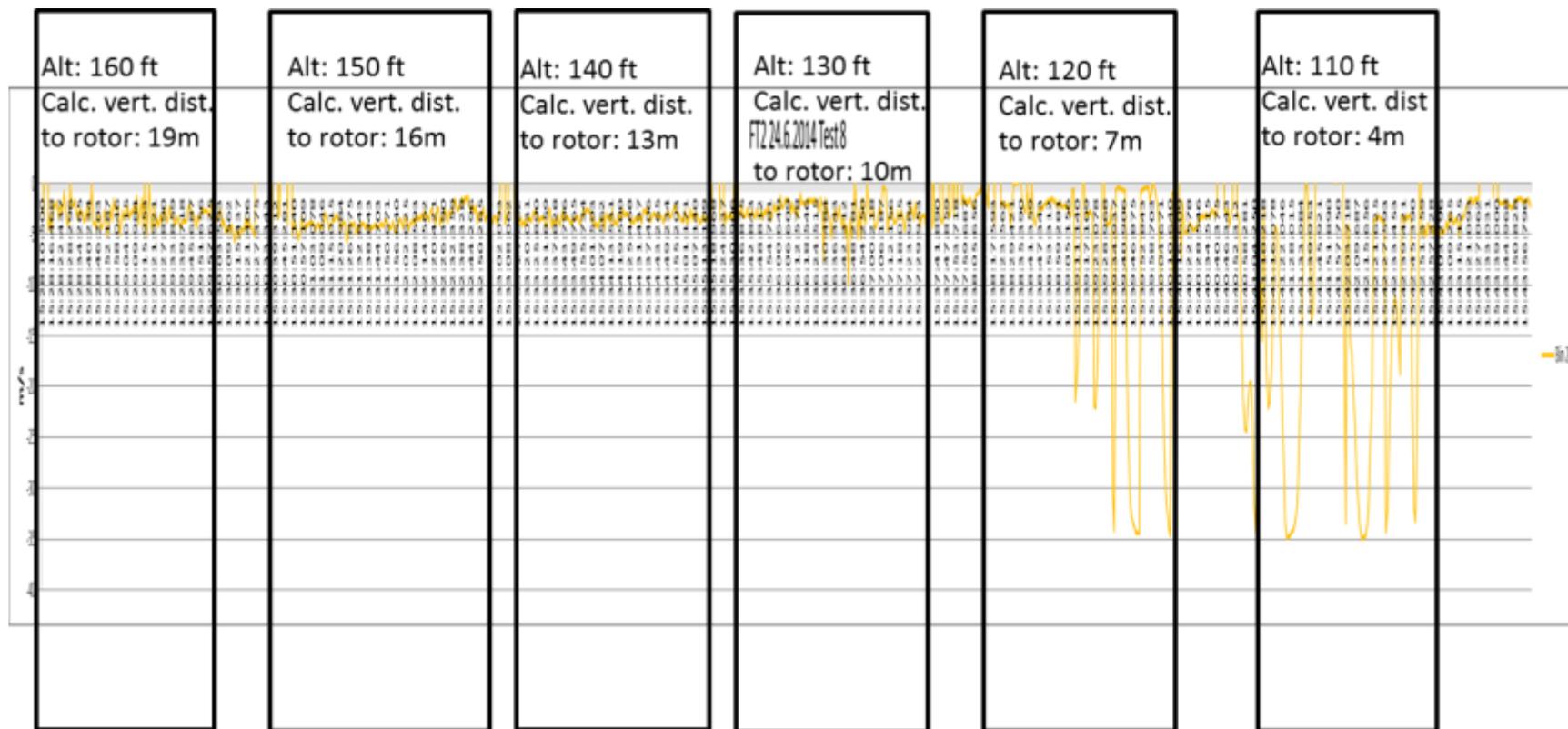


Abbildung 71: FT2 Test 8: Helikopter mit variierender Höhe über dem fixierten LIDAR-Strahl. Der downwash ist bereits 7-10m unter der Rotorebene, oder 4-7m unter dem Landegestell, stark abgeschwächt

Zusammenfassend können folgende Schlüsse gezogen werden:

1. Die Standard-Abweichung der Messung von low airspeed mittels des LIDAR-Systems beträgt kleiner 1 m/s, entsprechend kleiner 2 Knoten. Hierzu ist ein minimales SNR von ungefähr 10 dB erforderlich.
2. Die ungestörte Messung durch den downwash hindurch, welche für ein späteres Hubschrauber-getragenes LDIAR-Mmeßsystem unabdingbar ist, konnte für ein solches gepulstes LDIAR-System nachgewiesen werden. Dank des Gatings aufgrund der Verwendung des gepulsten Systems kann der gestörte Strömungsbereich auf 1-2 bins isoliert werden, dahinter ist eine ungestörte Messung in weiteren bins möglich.
3. Für eine Charakterisierung des downwashes ist eine höhere Datenzuverlässigkeit erforderlich. Zumindest konnte der downwash-Bereich identifiziert und gemessen werden, aber eine kontinuierliche Messung wurde immer wieder durch hard target hits unterbrochen, hauptsächlich durch einen driftenden und nicht ortsstabilen Hubschrauber im Fluge. Für ein späteres Fluggetragenes Systems kann dies durch entsprechende Geometrie des Meßstrahls vermieden werden, oder muss analyseseitig ausgefiltert werden.
4. Weiter ist eine bin-Länge von 30m, wie hier verwendet, so groß, um den downwash wirklich detailreich charakterisieren zu können. Bei derart großer Bin-Länge können Details sich überlagern, der überlagerte Effekte ist dann meist klein („Auswaschen“ der Struktur). Leider konnte mit dem vorhandenen Gerät die bin-Länge nicht reduziert werden. Eine geringere bin-Länge so, dass der downwash sich auf 3-4 bins erstreckt, wäre wünschenswert (bin-Länge ca. 5m).
5. Etwas überraschend war der Befund, dass der downwash 3-4m oberhalb des Rotors und etwa 7m unterhalb der Rotorebene sich bereits stark abzuschwächen scheint. Hier wäre zumindest in große Höhe ein größerer Bereich erwartet worden. Es kann derzeit nicht gesagt werden, ob die Messung hier die Realität widerspiegelt, oder ob aus einem bisher nicht bekannten Grunde der downwash außerhalb dieses Bereiches nicht gemessen werden konnte.

Die zwei Ziele des Vorhabens, den Nachweis der ungestörten Messung von low air speed durch den downwash des Helikopters hindurch mit einem gepulsten LIDAR, wie auch Messung des downwashes selbst konnte klar erreicht werden.

Als Konsequenz aus den Messungen wird für zukünftige System vorgeschlagen, kürzere bin-Längen zu verwenden (bspw. 5m) um eine detailreichere Charakterisierung des downwashes selbst und damit auch ggfs von vortex ring states zu ermöglichen. Weiter sollte im nächsten Schritt das Meßsystem selbst hubschraubergetragen sein. Der gesamte Messbereich kann dann auf ca. 30m eingeschränkt werden, da hier bereits der ungestörte Strömungsbereichs radial von der Hubschrauberachse bei weitem erreicht sein sollte. Es bleibt aber zu prüfen, inwieweit für z.B. vortex ring state-Messungen doch noch ein größerer Messbereich erforderlich sein sollte. Prinzipiell möglich ist dieser, wie in diesen Messungen gezeigt.

Insgesamt gesehen kann somit resümiert werden, dass alle Teilvorhabensziele sehr erfolgreich erreicht wurden.

2.2 Die wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

2.2.1 Transparentes Display

Die wichtigsten Positionen waren hier neben der Personalkosten der Eigenleistung die Materialkosten für Mechanikbauteile, Hologramme, Projektoren und transparente Active-Matrix-Displays, sowie für Unteraufträge zur Entwicklung und Herstellung von Hologrammen.

2.2.2 Hybridaltimeter

Die wichtigsten Positionen waren die Fertigungskosten des Gehäuses, die Fertigungskosten des Interferenzfilters, der Kauf der Laserdioden und asphärischen Linsen.

2.2.3 Low Airspeed Sensor

Größter Kostenteil waren hier die Leihkosten für das LIDAR-System.

2.3 Die Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die Arbeiten wurden alle gemäß Vorhabensbeschreibung durchgeführt und Änderungen mit dem Projektträger abgestimmt. Deshalb sehen wir die Angemessenheit als gegeben.

2.4 Verwertbarkeit der Ergebnisse und Nutzen

2.4.1 Patente

Im Rahmen des Vorhabens ist kein Patentantrag bei deutschen und internationalen Patentämtern eingereicht worden.

2.4.2 Wirtschaftliche und wissenschaftliche Verwertbarkeit

2.4.2.1 Transparentes Display / Head-Worn-Displays

In Bezug auf das transparente Display findet sich eine Anschlussfähigkeit der Arbeiten bei Airbus Operations in Hamburg durch Airbus Group Innovations Konzernforschung für eine potentielle Anwendung in der Flugzeugkabine. Auf dem Gebiet der Head-Worn-Displays gibt es ebenfalls Möglichkeiten der Airbus Group internen Weiterverwendung der Ergebnisse bei Airbus Operations für unterschiedliche Anwendungen in der Flugzeugkabine sowie im Bereich Cockpit.

Die weitere wirtschaftliche Verwertung der Ergebnisse in Bezug auf die Aktivitäten in diesem Teilprojekt findet im Wesentlichen bei Airbus Helicopters in Donauwörth statt.

2.4.2.2 Hybridaltimeter

Die kontinuierliche Weiterentwicklung von Radar- und Laserhöhenmesser erfordert stetige Verbesserungen und Neuerungen, um gegenüber dem Wettbewerb bestehen zu können. Deshalb ist der Schritt hin zu einem kombinierten Sensor mit seinen klaren Vorteilen ein unumgänglicher Schritt in Richtung Allwetterfähigkeit, Redundanz, Zuverlässigkeit und somit der Erhöhung der Flugsicherheit.

Die höhere Entfernungsgenauigkeit erlaubt weitere Anwendungsmöglichkeiten, wie die Berechnung der Annäherungsgeschwindigkeit, das Monitoring von „Hard-Landing“-Ereignissen, sowie das Füttern des Autopilots für Schwebeflugregelung.

Zudem ermöglicht die Kombination von Radarhöhenmesser mit einer zweidimensional elektronisch steuerbaren Antenne die Messung der Driftgeschwindigkeit auch unter erschwerten Sichtbedingungen (Degraded Visual Environment). Dies trägt erheblich zur Erhöhung der Sicherheit bei Landung bei Brown/White-Out bei.

2.4.2.3 Low-Airspeed-Sensor

Das Thema ist immer noch auf sehr niedrigem TRL. Mit Airbus Helicopter werden verschiedene Möglichkeiten diskutiert, einen low air speed sensor in die Programme einzubringen. Was jedoch fehlt sind zumindest ein Flugtest eines funktionalen Systemes.

2.5 Externe Fortschritte auf dem Gebiet des Vorhabens

2.5.1.1 Transparentes Display / Head-Worn-Displays

In den letzten Jahren haben europaweit und weltweit viele Zulieferer im Bereich Cockpitssysteme, wie z. B. Thales, Elbit und Honeywell auf dem Gebiet der Head-Worn-Displays neue Produkte angekündigt und zum Teil aggressive Zeitpläne zur Umsetzung dieser Produkte vorgelegt. Diese rasante Entwicklung im Bereich Head-Worn-Displays war bei der Planung bzw. Beantragung dieses Vorhabens nicht vorherzusehen. In diesem Kontext war auch die Umplanung bzw. Änderung des Schwerpunktes der Displayaktivitäten innerhalb dieses Teilprojektes eine Reaktion auf diese externen Entwicklungen.

2.5.1.2 Hybridaltimeter

Herkömmliche Höhenmesser bestehen nur aus einer einzigen Sensortechnologie, meist dem Radaraltimeter. Diese Sensoren sind gegenüber der Lasertechnologie um Faktoren teurer und aufgrund der Radartechnik nicht störsicher und zudem ungenau. Eine Kombination von Radar- und Lasertechnik ist ebenso wie die Kombination von Radarhöhenmesser und elektronisch steuerbarer Antenne bisher unbekannt.

2.5.1.3 Low-Airspeed-Sensor

Seitens der Firma OADS sind keine neuen Fortschritte bez. eines optischen Low-Airspeed-Mess-Systemes bekannt geworden. Seitens Thales liegen ebenfalls keine neueren Informationen vor.

2.6 Erfolgte und geplante Veröffentlichungen der Ergebnisse

Im Rahmen des Projektes wurden folgende Veröffentlichungen bei Konferenzen und Tagungen präsentiert oder in Journalen publiziert.

- [1] V. Ziegler, F. Schubert, B. Schulte, A. Giere, R. Körber, T. Waanders
Miniaturized helicopter near field obstacle warning radar: Sensor system performance and flight tests, IEEE-MTTS, International Microwave Symposium, Tampa, USA, 01-05.06.2014