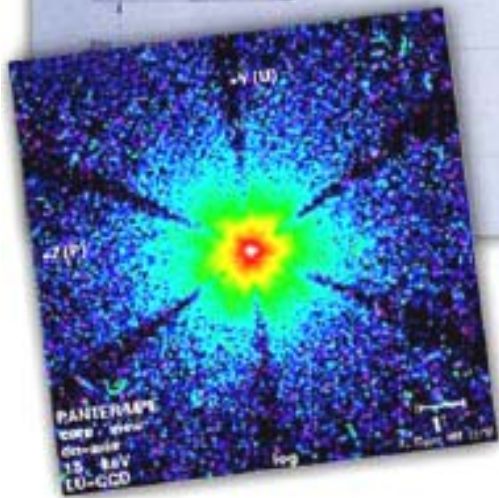


ROSITA

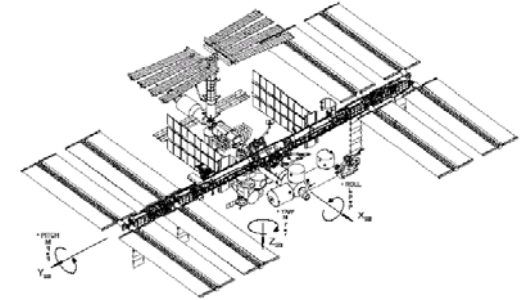
Röntgenteleskop auf der ISS

Vor-Phase A Studie

Abschlusspräsentation

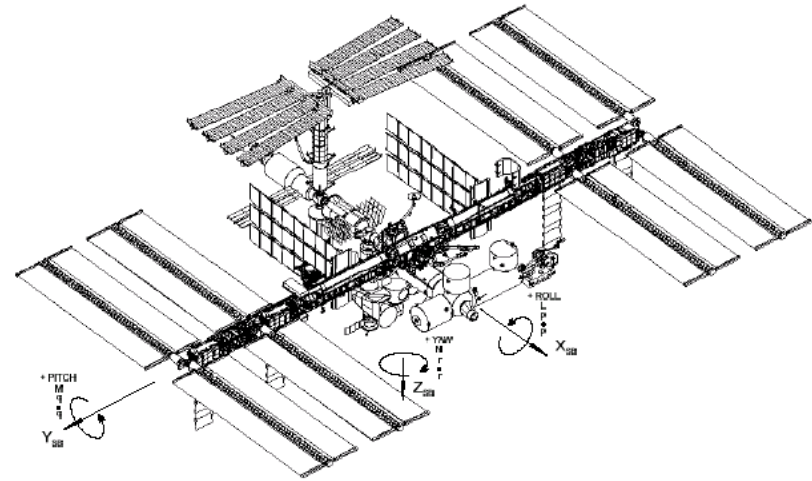
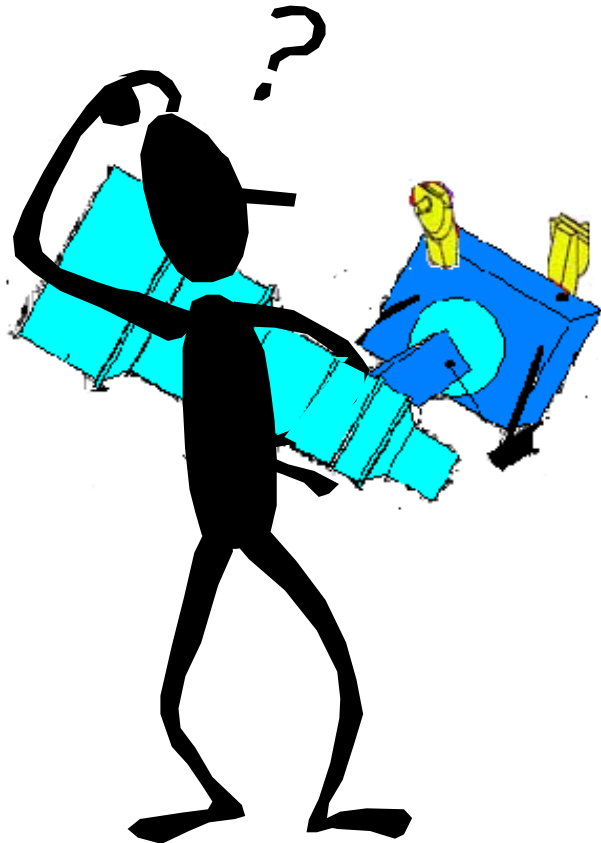


Studienziele und Status



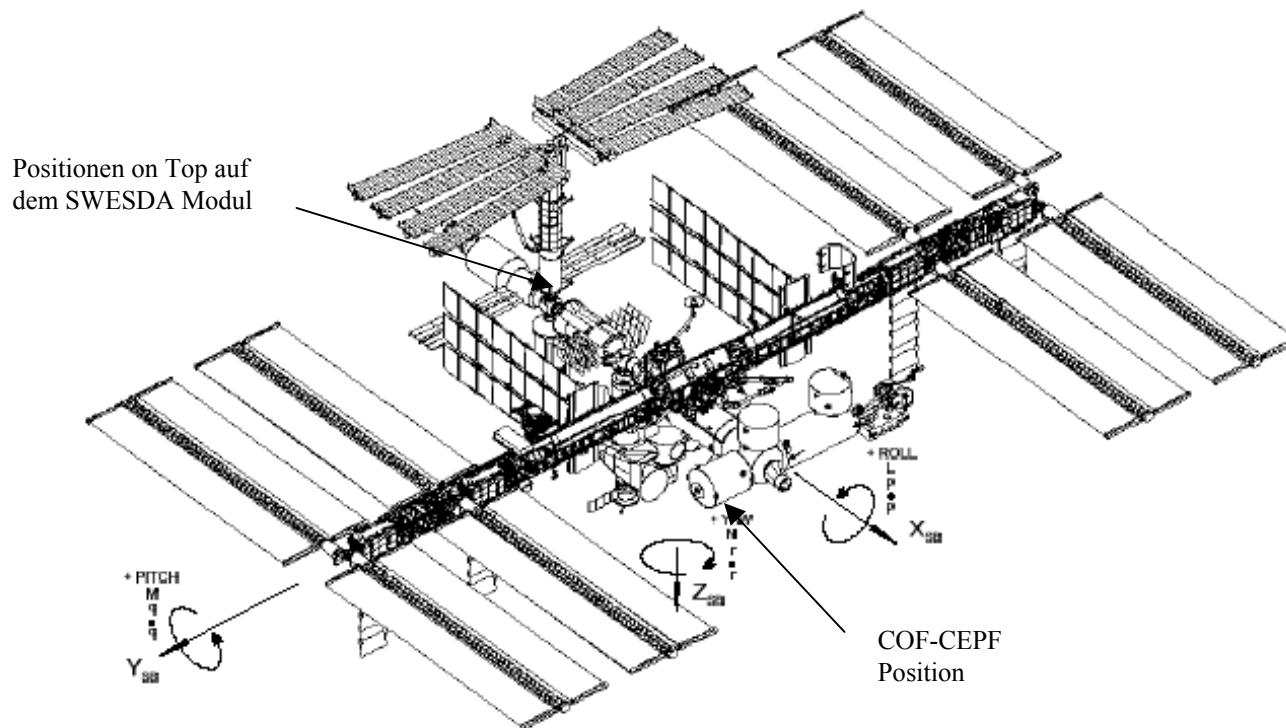
- Untersuchung von Akkommodationsmöglichkeiten für ein Röntgenteleskop vom Typ ABRIXAS auf der ISS
- Missionsanalyse (KT und AIP in Kooperation)
- Grundsätzliche Überlegungen zum Thermal- und Strukturkonzept
- Untersuchung der Transportmöglichkeiten zur ISS und operationelle Aspekte
- Weiterführende Planung

Thema: Akkommodation



und Sichtbarkeit des Himmels

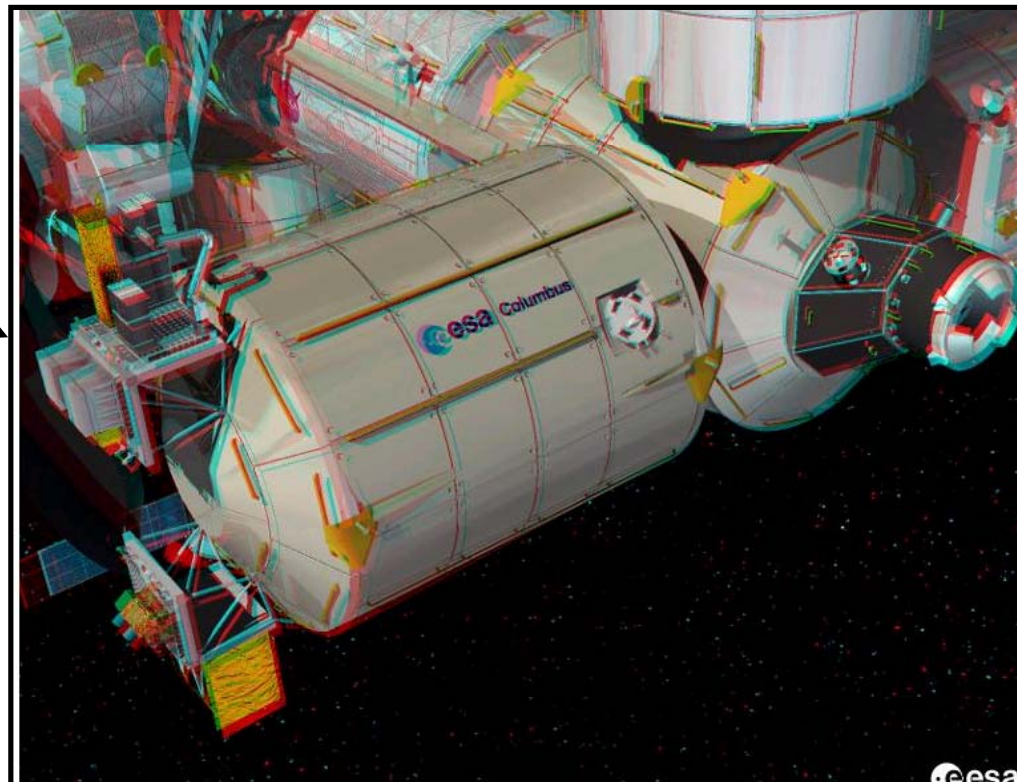
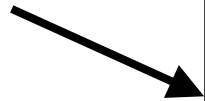
Akkommodation auf der ISS COF / SM / UDM



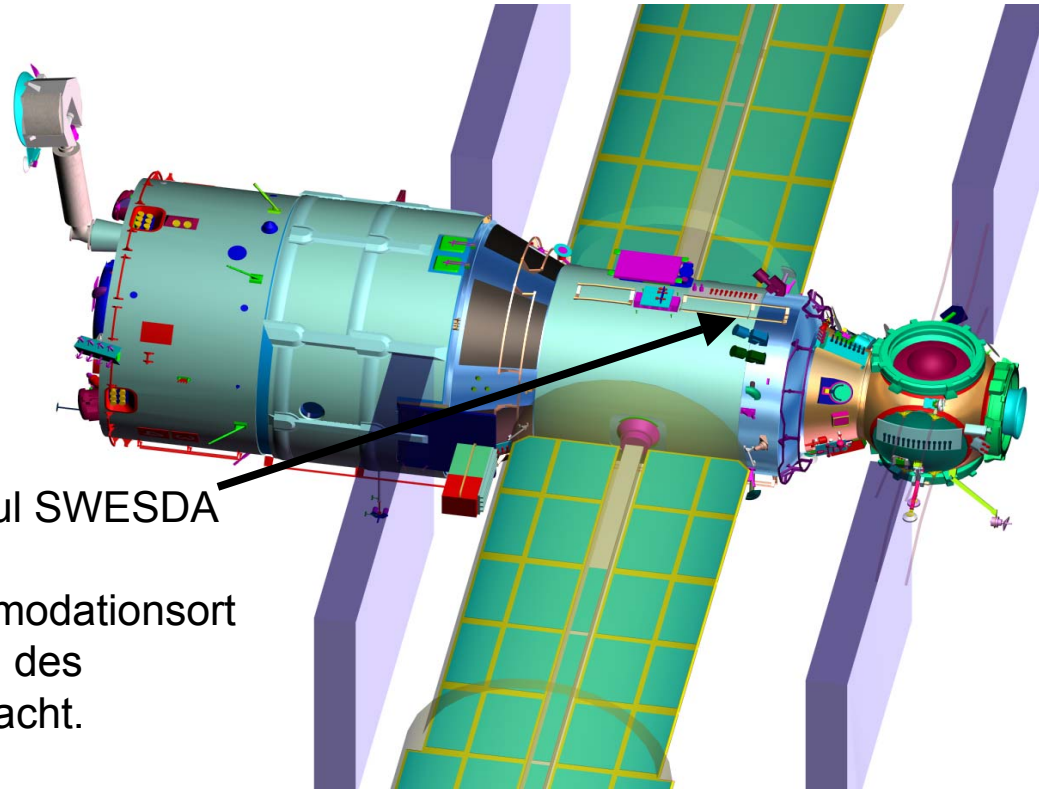
Der Scan des Himmels erfolgt prinzipiell aufgrund der Bewegung der ISS im Orbit; um jedoch im Laufe der Mission den gesamten Himmel zu sehen, muß das Teleskop um ca. $\pm 38^\circ$ um die Z-Achse der ISS geschwenkt werden

Akkommodation auf dem COF

COF
obere CEPF Position
(-Z-Achse)



Akkommodation auf dem Service Modul SWESDA

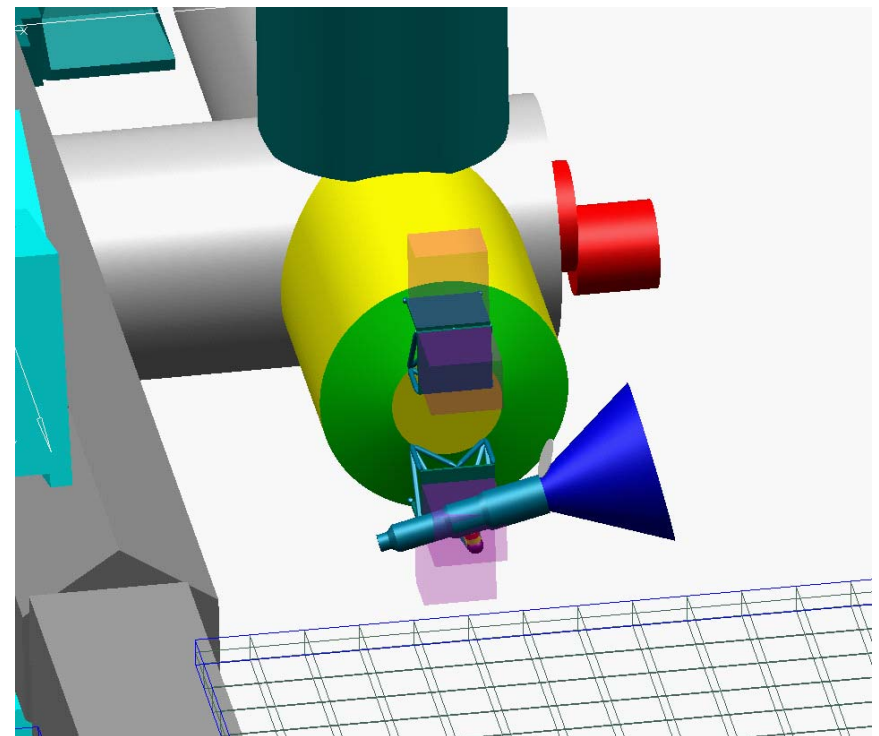
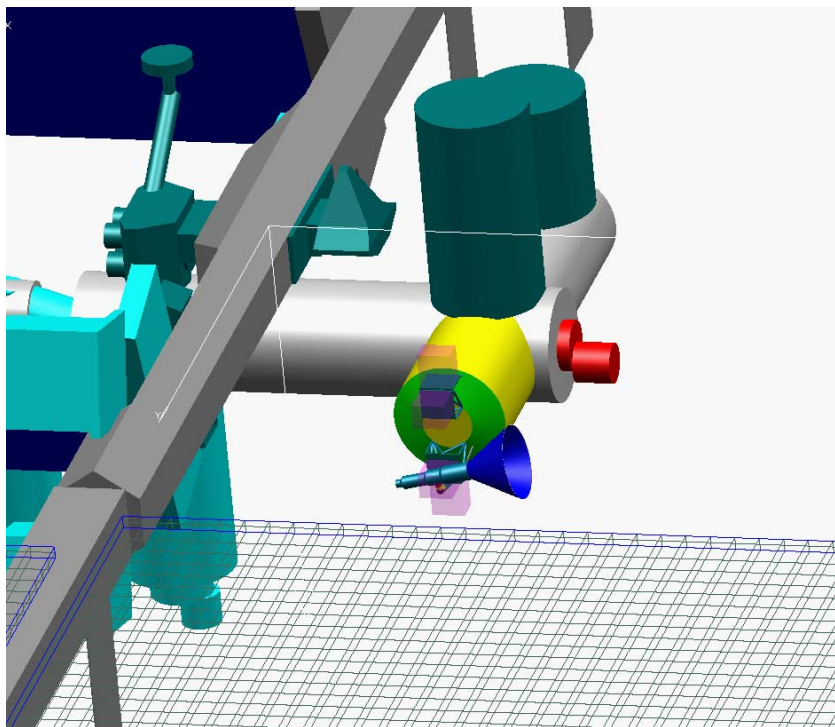


Russisches Service Modul SWESDA

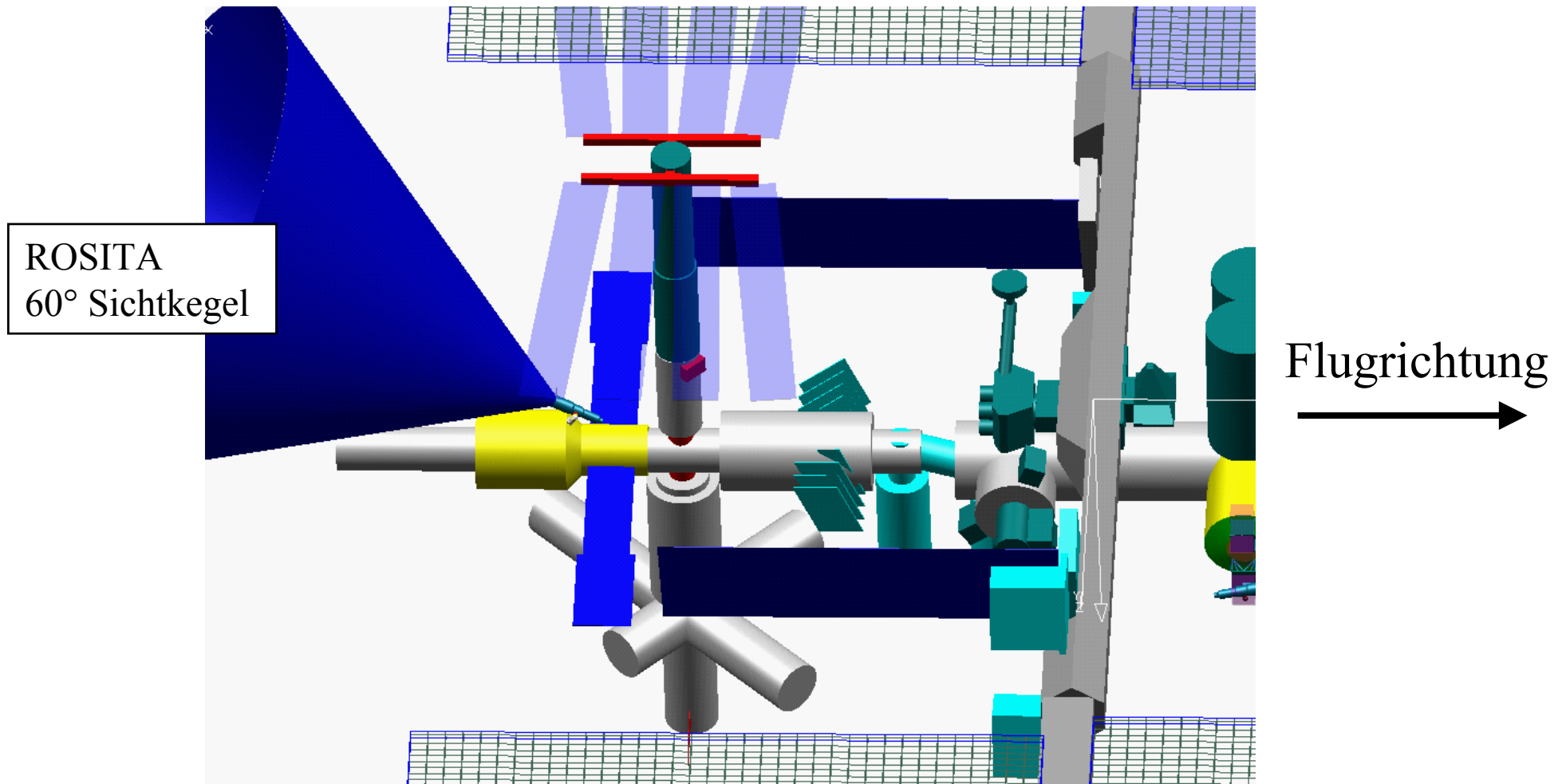
Als ein möglicher Akkommodationsort kommt der obere Bereich des SWESDA Moduls in Betracht.

Missionsanalyse / Sichtbarkeitswinkel auf der COF-CEPF

Teleskopsichtwinkel 60° ; relevant für Streulicht und direkte Erdalbedo oder Sonneneinstrahlung

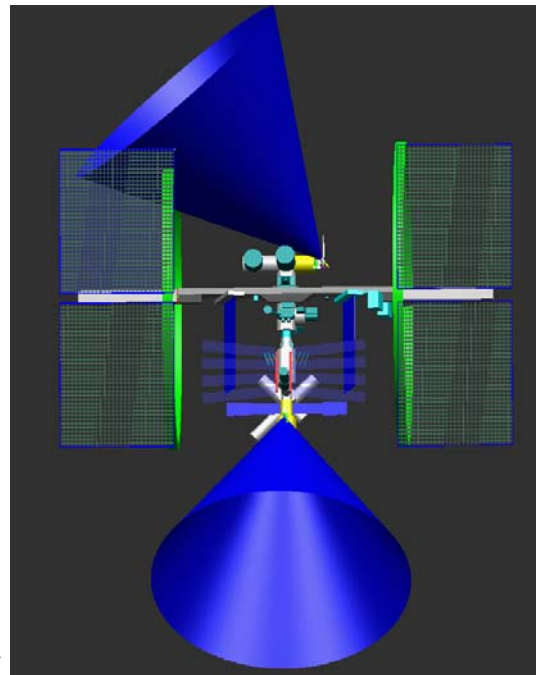
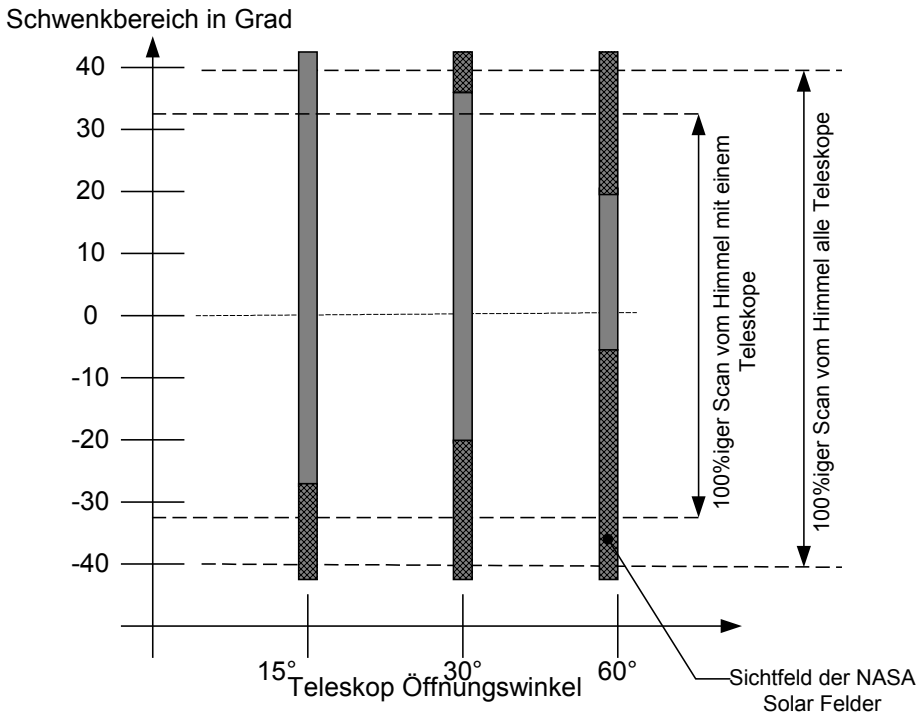


Sichtbarkeit auf dem russischen Service Modul SWESDA

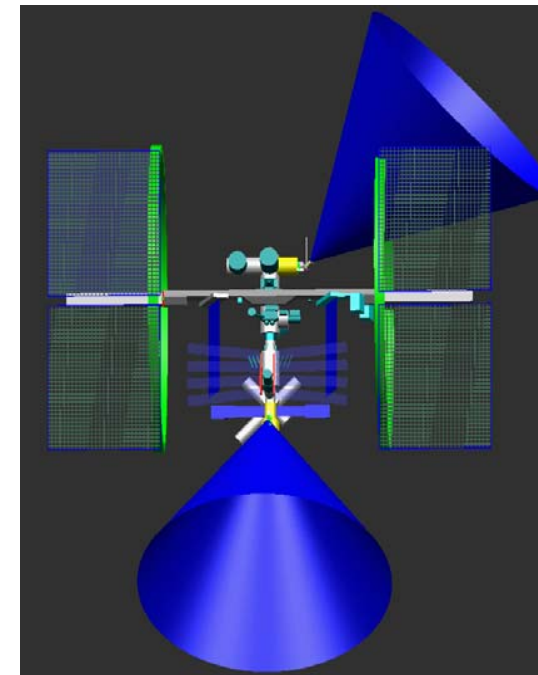


Graphische Darstellung der Sichtbarkeit auf Upper COF-CEPF

- Sichtbarkeit bei der Drehung um die Z-Achse



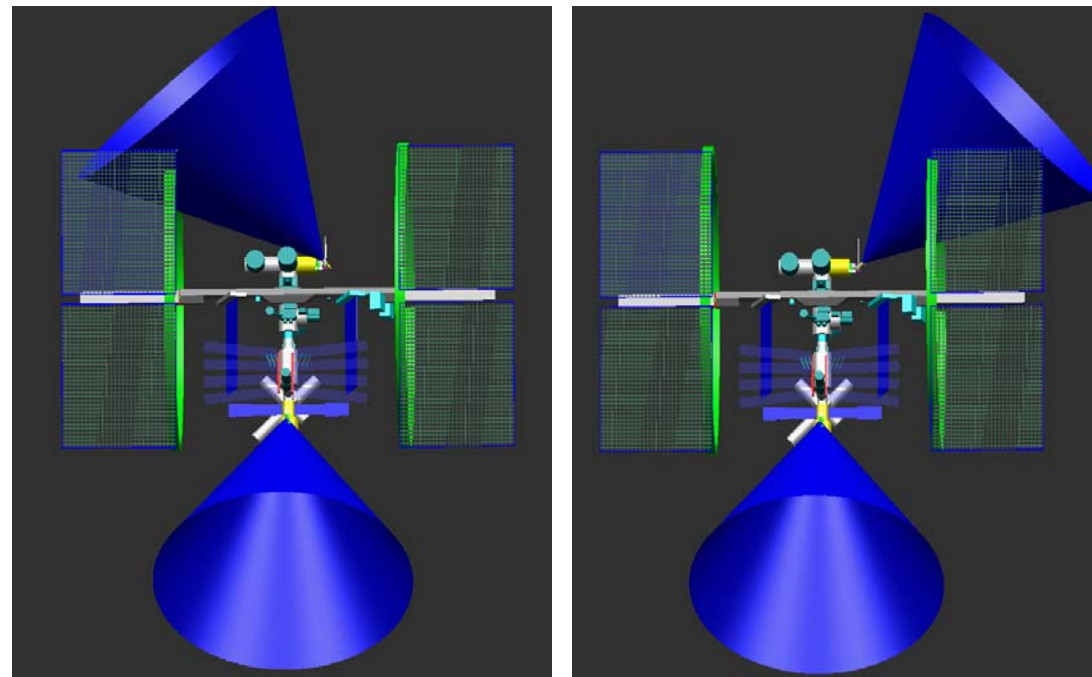
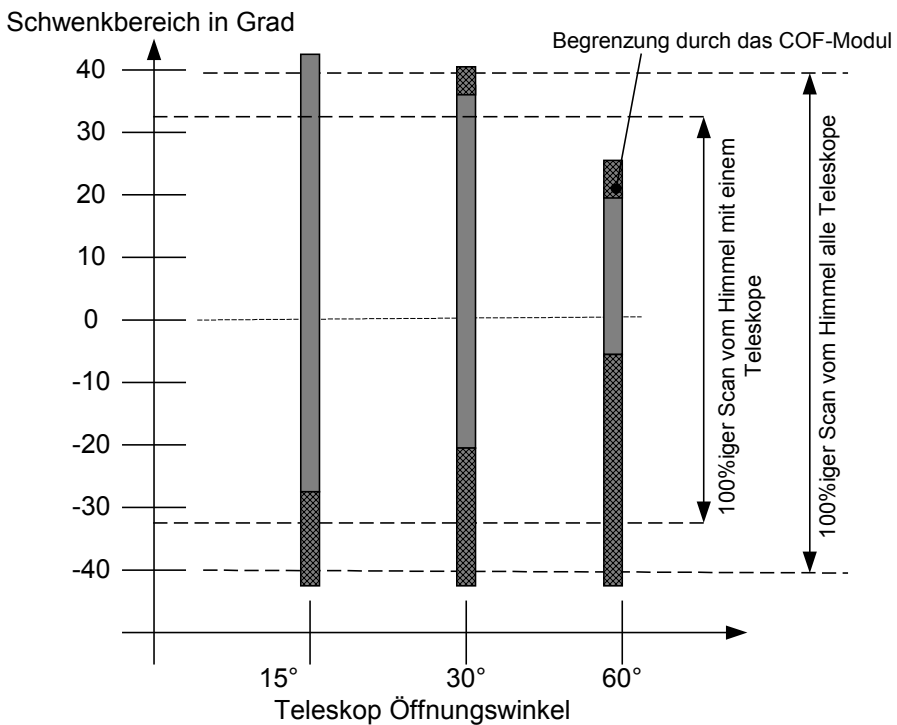
Video upper COF



Video mit FoW

Graphische Darstellung der Sichtbarkeit auf Lower COF-CEPF

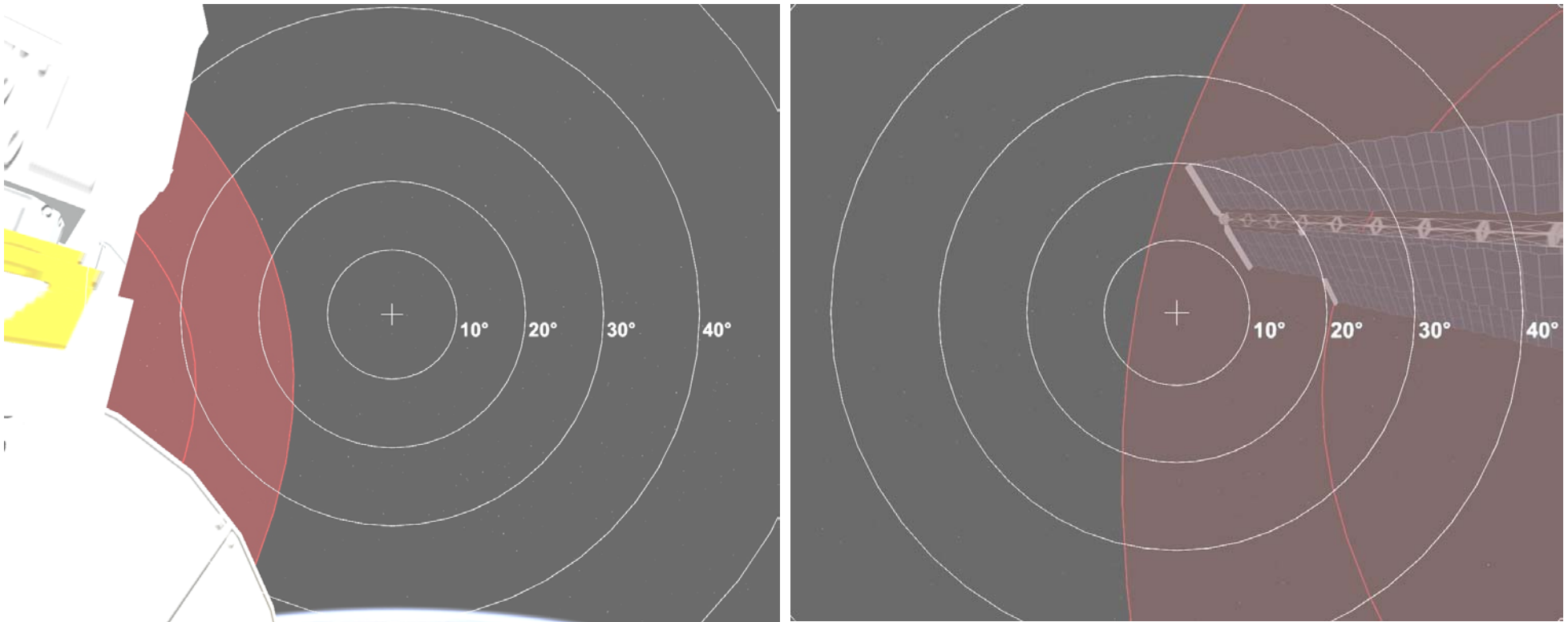
- Sichtbarkeit bei der Drehung um die Z-Achse



Video lower COF

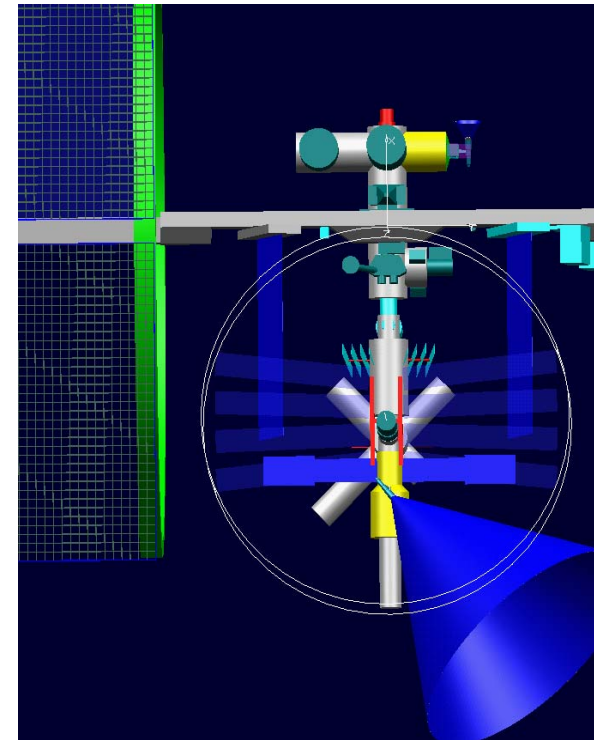
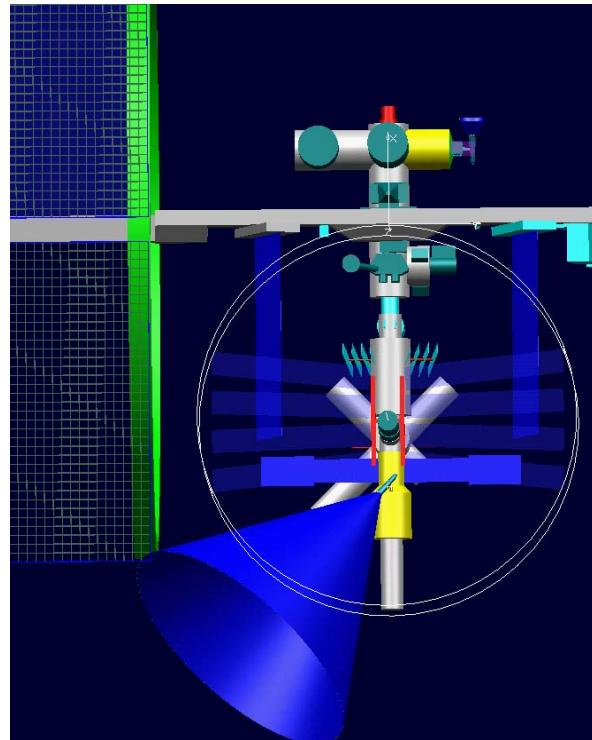
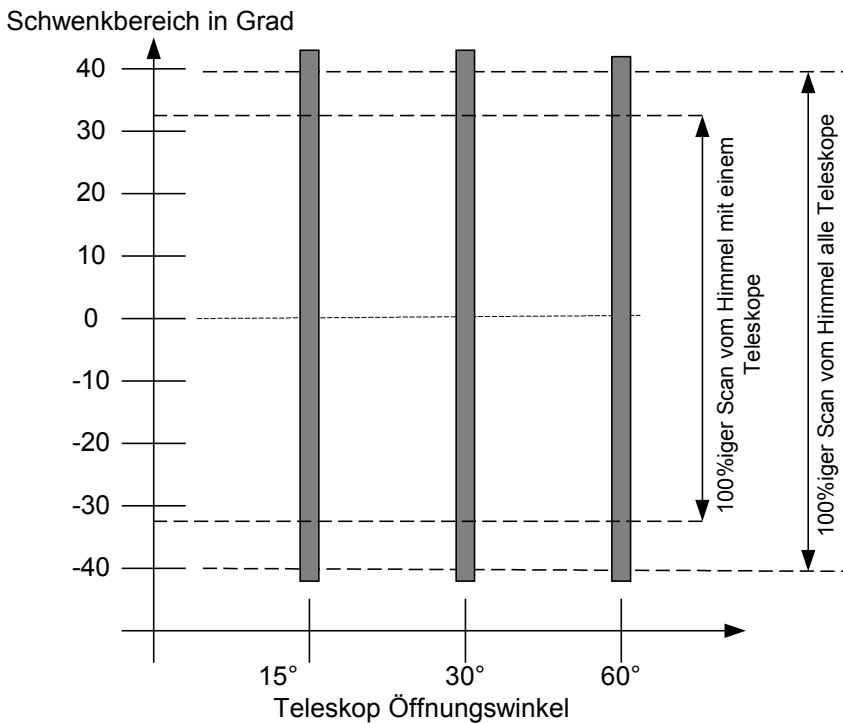
Graphische Darstellung der Sichtbarkeit auf Upper COF-CEPF

- ESTEC Virtual Reality Model Snap-Shots (Sichtbare Kreise sind 1/2 Öffnungswinkel)



Sichtbarkeit auf dem russischen Service Modul

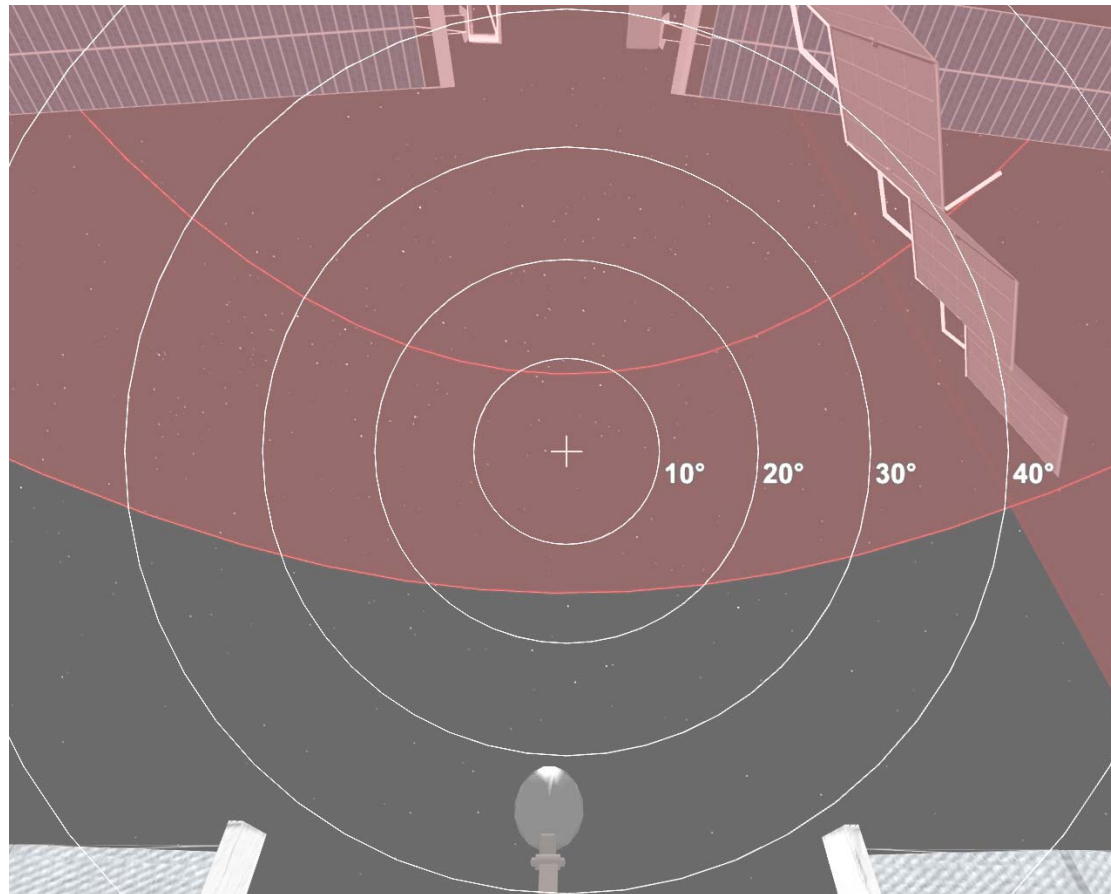
- Schwenkbereich bei Drehung um die Z-Achse



Video RSM

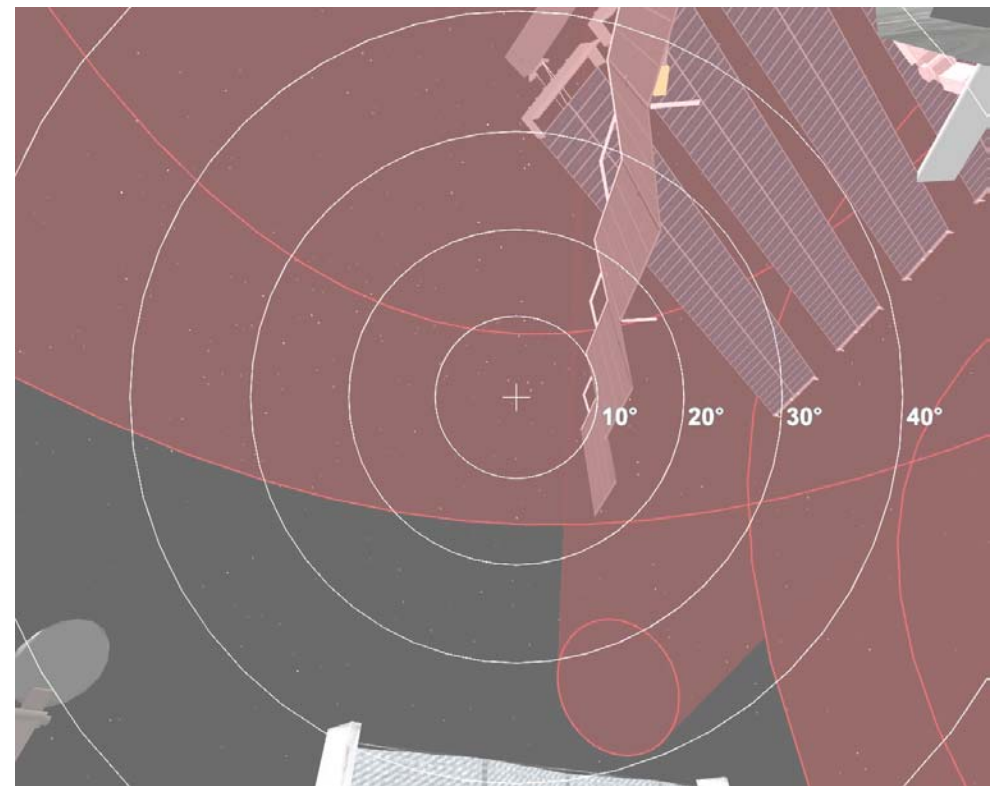
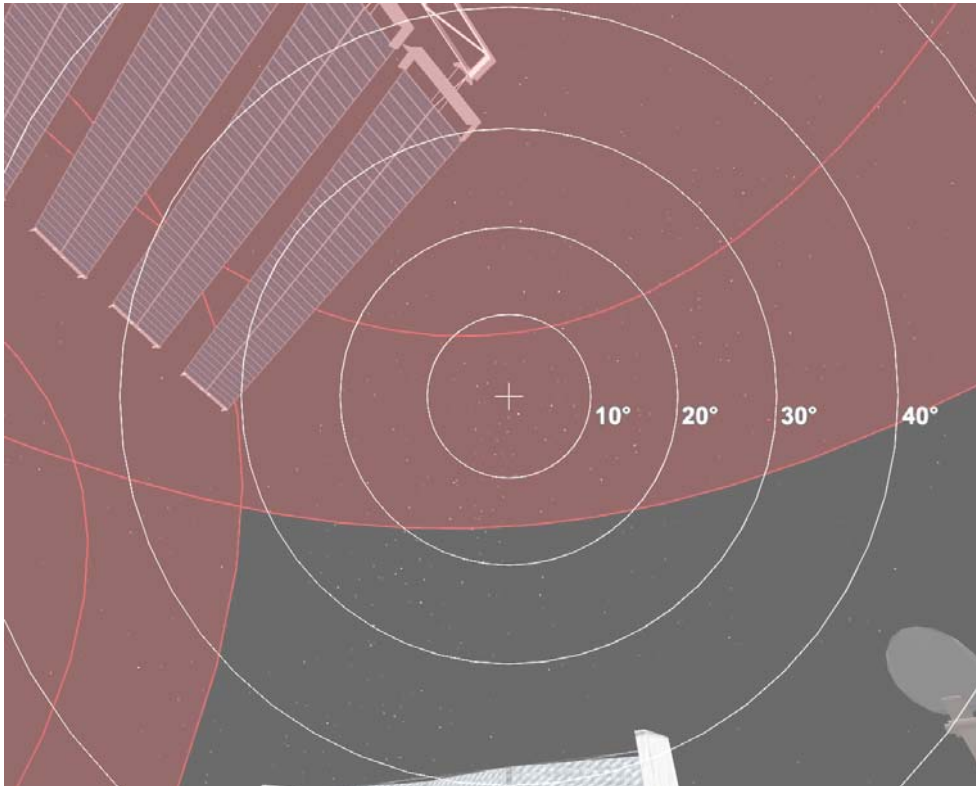
Sichtbarkeit auf dem russischen Service Modul SWESDA

- ESTEC Virtual Reality Model Snap-Shots (Sichtbare Kreise sind 1/2 Öffnungswinkel)



Sichtbarkeit auf dem russischen Service Modul SWESDA

- ESTEC Virtual Reality Model Snap-Shots (Sichtbare Kreise sind 1/2 Öffnungswinkel)



Strukturadaption

■ Rosita Masse und Massenträgheit

	Rosita	CEPF Limit	SM-Modul Limit
Masse	ca. 220 kg	223 kg	TBD*
Massenträgheit	100 kgm ²	TBD	TBD*

(bezogen auf den Montagefuß mit ca. 1m Höhe)

* Anmerkung: Gemäß Aussage von RKK ist Masse und Massenträgheit voraussichtlich kein Problem

Budget Masse

Teleskop	Tube	38 kg	Target Budget 220 kg
	Detektor	23	
	Deckel	3 kg	
	Spiegelsystem	104 kg	
	Baffle	tbd kg	
Schwenk- mechanismus	1Drehteller mit Mechanik	6 kg	
Steuerkonsole	Elektronik	3 kg	
Adapter ISS	Montageadapter zur ISS	tbd kg	
Thermalsystem	Stirling-Motor	tbd kg	
Elektronik	Externe E-Boxen	tbd kg	
Stecker und Kabelbäume		tbd kg	

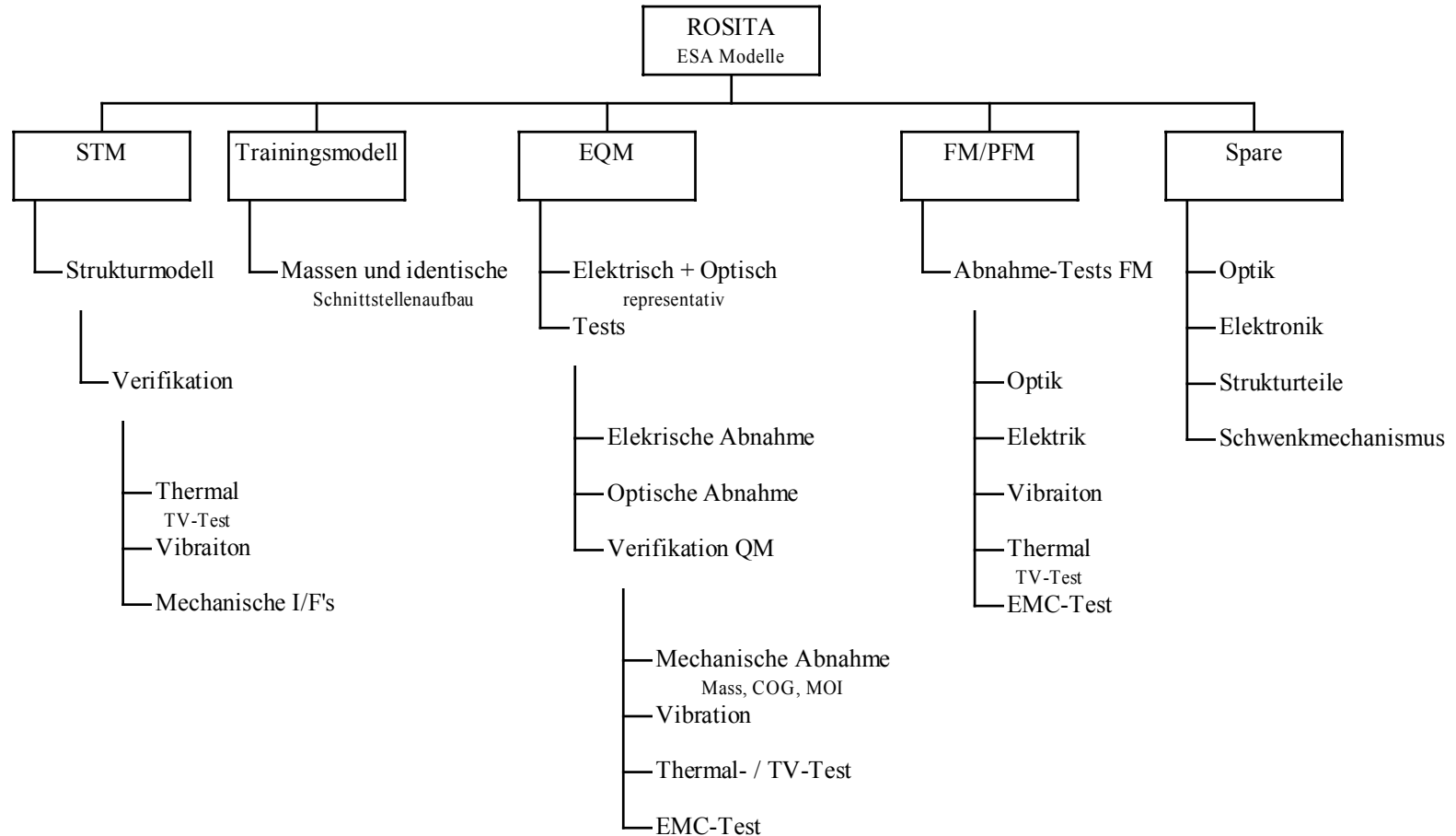
◀ K A Y S E R - T H R E E ▶

Budget Power

Teleskop	Detektor	3,6 W	
	Detektor Elektronik	15 W	
	Filter Wheel	2 W	
	Mirror I/F Struktur	10 W	
	Heaters Detektor	10 W	
	Heaters Teleskop	10 W	
Sternensensor	Sternensensor	tbd W	
Kühlsystem	tbd	tbd W	
Schwenk- mechanismus	1 Drehteller mit Mechanik	10 W	Nominal 1W, 10W Reserve für die Überwindung von Reibmomenten
Gesamte Leistungsaufnahme		60,6 + tbdW	

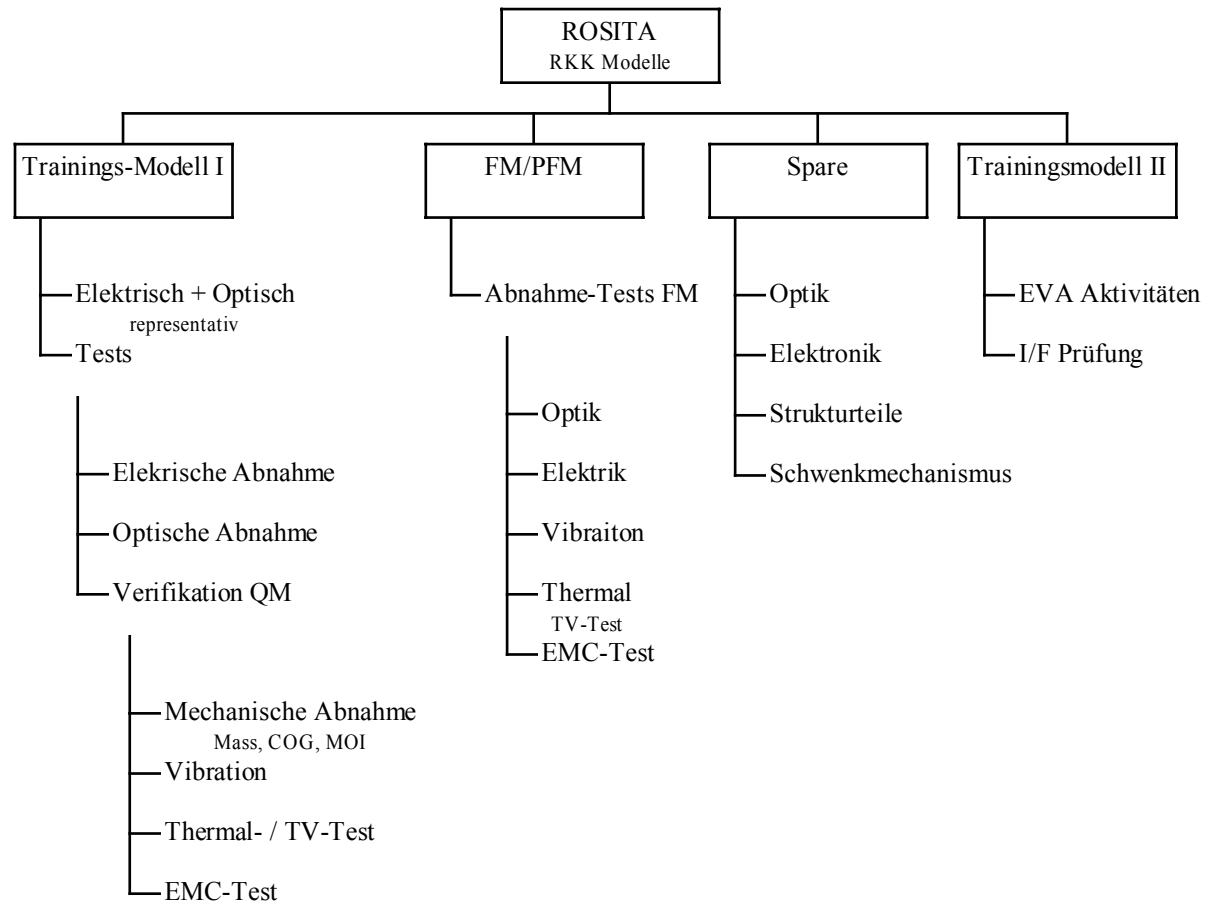
Modell-Konzept für COF-CEPF

ROSITA Transport via ESA



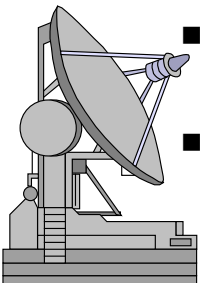
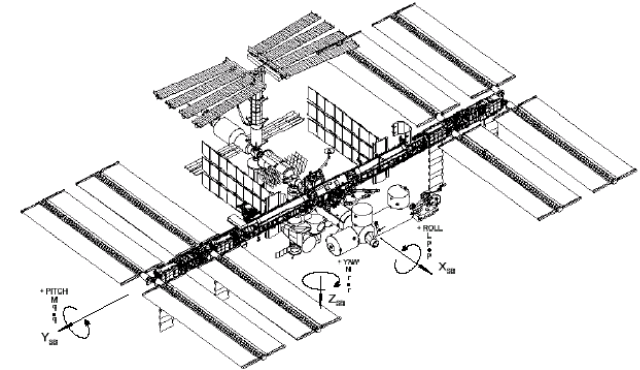
Modell-Konzept für das russische Segment

ROSITA Transport via NASA



Thema: Missionsanalyse

- Ziele der Missionsanalyse
- Arbeitsteilung KT-AIP
- Untersuchung der Schwenkwinkel für die Himmelsabdeckung
- Analyse der Ausfallzeiten durch die Sonne
- Analyse der Ausfallzeiten durch Partikelstrahlung
- Analyse der Ausfallzeiten durch ISS-Elemente
- Zusammenfassung und Ausblick



Ziele der Missionsanalyse

- Untersuchung der Himmelsabdeckung des Teleskops
- Vorläufige Bestimmung der notwendigen Schwenkwinkel zur Abdeckung des gesamten Himmels
- Analyse der Ausfallzeiten durch die Sonne
- Ermittlung einer geeigneten Schwenkbewegung
- Analyse der Durchgänge durch die Strahlungsgürtel zur Untersuchung möglicher Ausfallzeiten durch Partikelstrahlung
- Analyse der Ausfallzeiten durch ISS-Elemente (z.B. Solar Arrays)

Arbeitsteilung KT-AIP

- Kayser-Threde und das AIP haben sich teilweise mit den gleichen, teilweise mit verschiedenen Aspekten der Missionsanalyse beschäftigt.
- KT Aufgaben waren hauptsächlich:
 - Analyse des Sonneneinfalls bei einem feststehenden Teleskop
 - Analyse der Durchgänge durch die Strahlungsgürtel
 - Analyse der Ausfallzeiten durch ISS-Elemente
- AIP Aufgaben waren hauptsächlich :
 - Ermittlung einer optimierten Teleskop-Schwenkbewegung
 - Erstellung einer Exposure Map

Arbeitsteilung KT-AIP (2)

- KT und AIP haben ihre jeweiligen Ergebnisse während zweier Arbeitstreffen im März (im AIP) und Juli 2001 (Bei KT) verglichen.
- Die von beiden Parteien ermittelten Daten (z.B. nötige Schwenkwinkel und Sonneneinfall bei feststehendem Teleskop) stimmen überein.

KT-Analyse mit dem Satellite Tool Kit

- Objekte im STK Szenario:
 - *Satellite* ISS (Verwendung des J4 Propagator):
 $h = 350/400/450 \text{ km}$, $i = 51,6^\circ$, $e = 0$, $\omega = \Omega = \phi = 0^\circ$,
Epoche = 01.01.2002 $\Rightarrow T = 91,5/92,5/93,6 \text{ min}$
 - *Sensor* ROSITA: 60° -Kegel (Sonnenausschlusswinkel) mit verschiedenen, festen Ausrichtungen
 - *Planet* Sonne: Ephemeriden nach JPL DE 403
 - *Planet* Mond: Ephemeriden nach JPL DE 403
 - *Area Target* Radiation Belt: basierend auf ROSAT-Strahlungsdaten
- Eine Schwenkbewegung des Teleskops ist nicht enthalten.

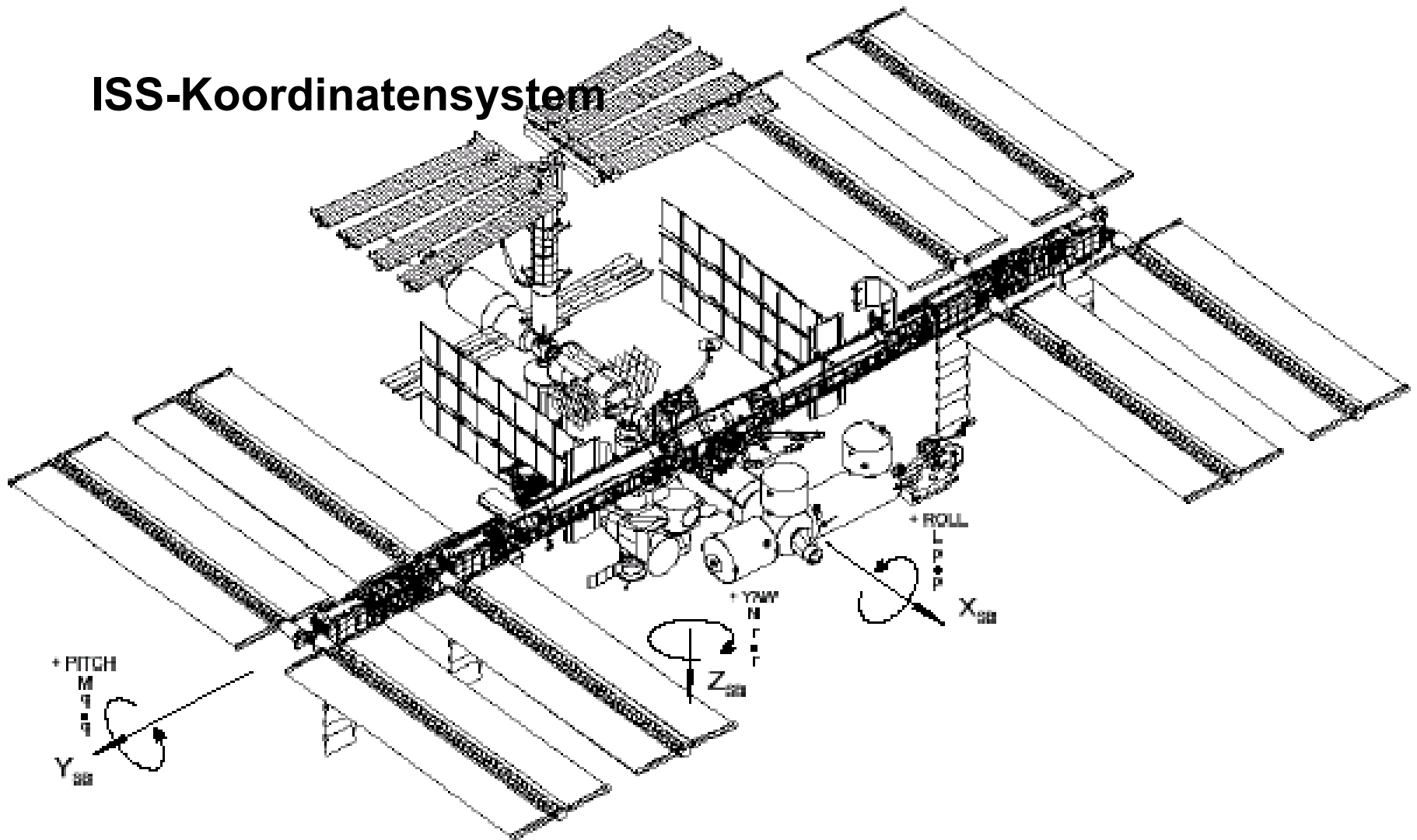
Untersuchte Teleskop-Blickrichtungen

Die folgenden Blickrichtungen wurden untersucht:

- ❶ ISS-Zenit ($Az = 0^\circ$, $EI = -90^\circ$), z.B. vom Columbus-Modul
- ❷ Schwenk um ISS-X-Achse um 38.4° von Position 1 nach Backbord ($Az = 270^\circ$, $EI = -51.6^\circ$) zur Erfassung des Himmelsnordpols
- ❸ Blickrichtung ISS-Heck ($Az = 180^\circ$, $EI = -15^\circ$), z.B. von den russischen Modulen
- ❹ Schwenk um ISS-Z-Achse um 40° von Position 3 nach Backbord ($Az = 220^\circ$, $EI = -15^\circ$) zur Erfassung des Himmelsnordpols

(Annahme bei ❷ und ❹: Teleskopachse soll Himmelsnordpol erreichen.)

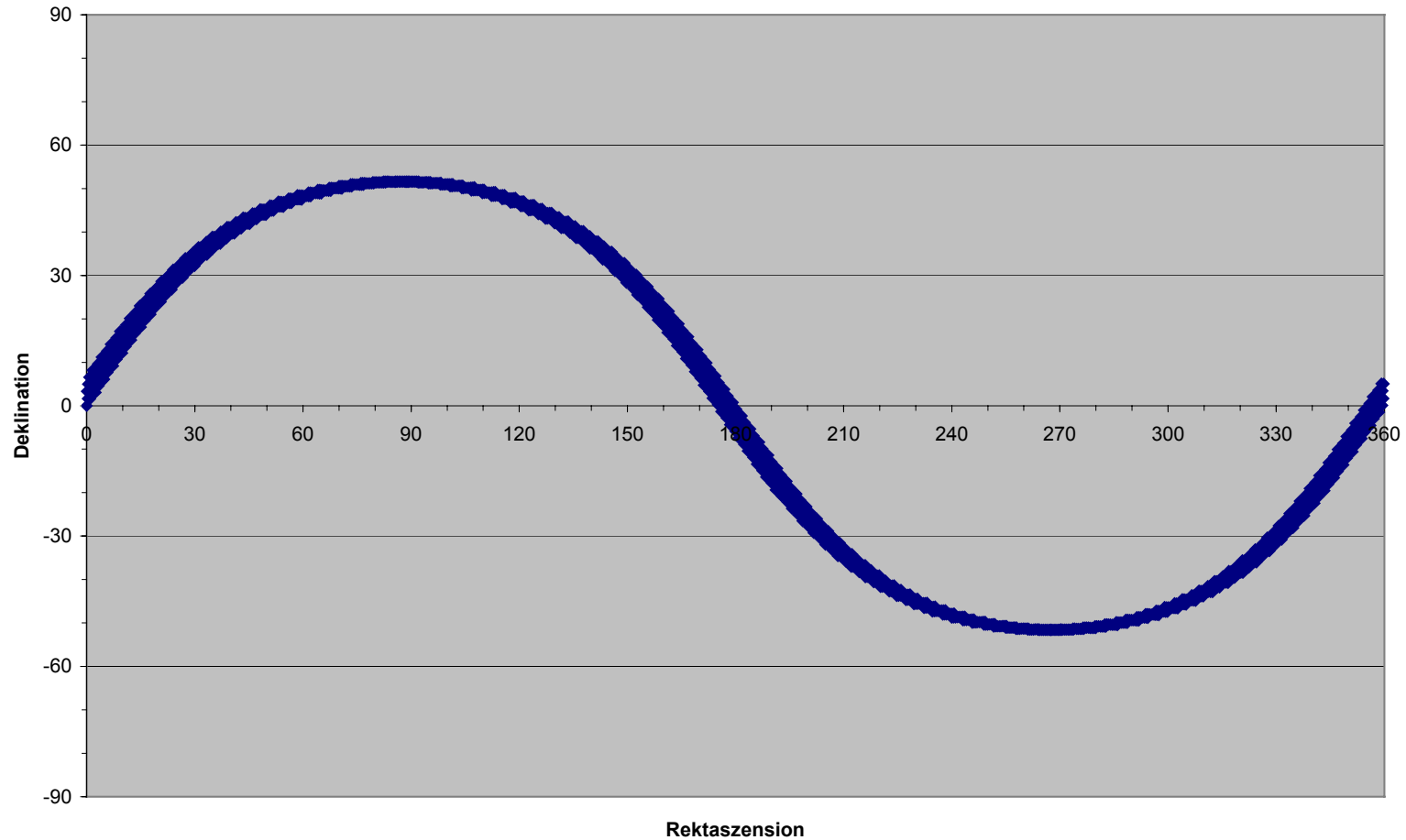
ISS-Koordinatensystem



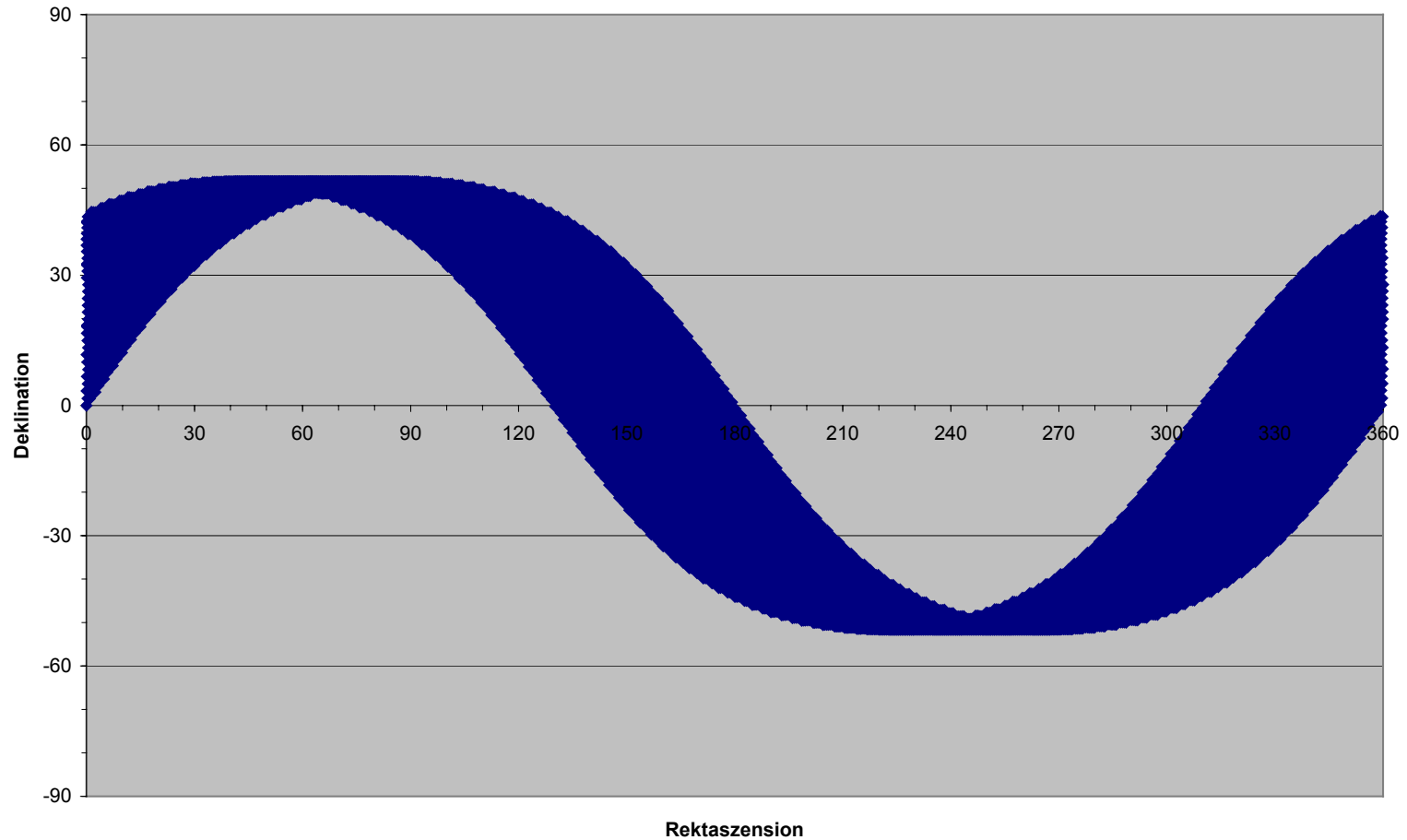
Himmelsabdeckung Richtung 1 und 3

- Bei Verwendung der Blickrichtungen 1 und 3 überstreift die ROSITA-Teleskopachse einen Streifen zwischen den Deklinationen $+51.6^\circ$ und $-51,6^\circ$.
- Der beobachtete Bereich bewegt sich aufgrund der Knotendrehung des Orbits pro Tag um ca. 5° weiter (bezogen auf den Sternenhimmel).
- Nach 72 Tagen hat sich der Orbit einmal komplett gedreht, so dass nach dieser Zeit der gesamte Bereich zwischen den Deklinationen $+51,6^\circ$ und $-51,6^\circ$ abgedeckt wird.

Himmelsabdeckung Blickrichtung 1 (1 Tag)

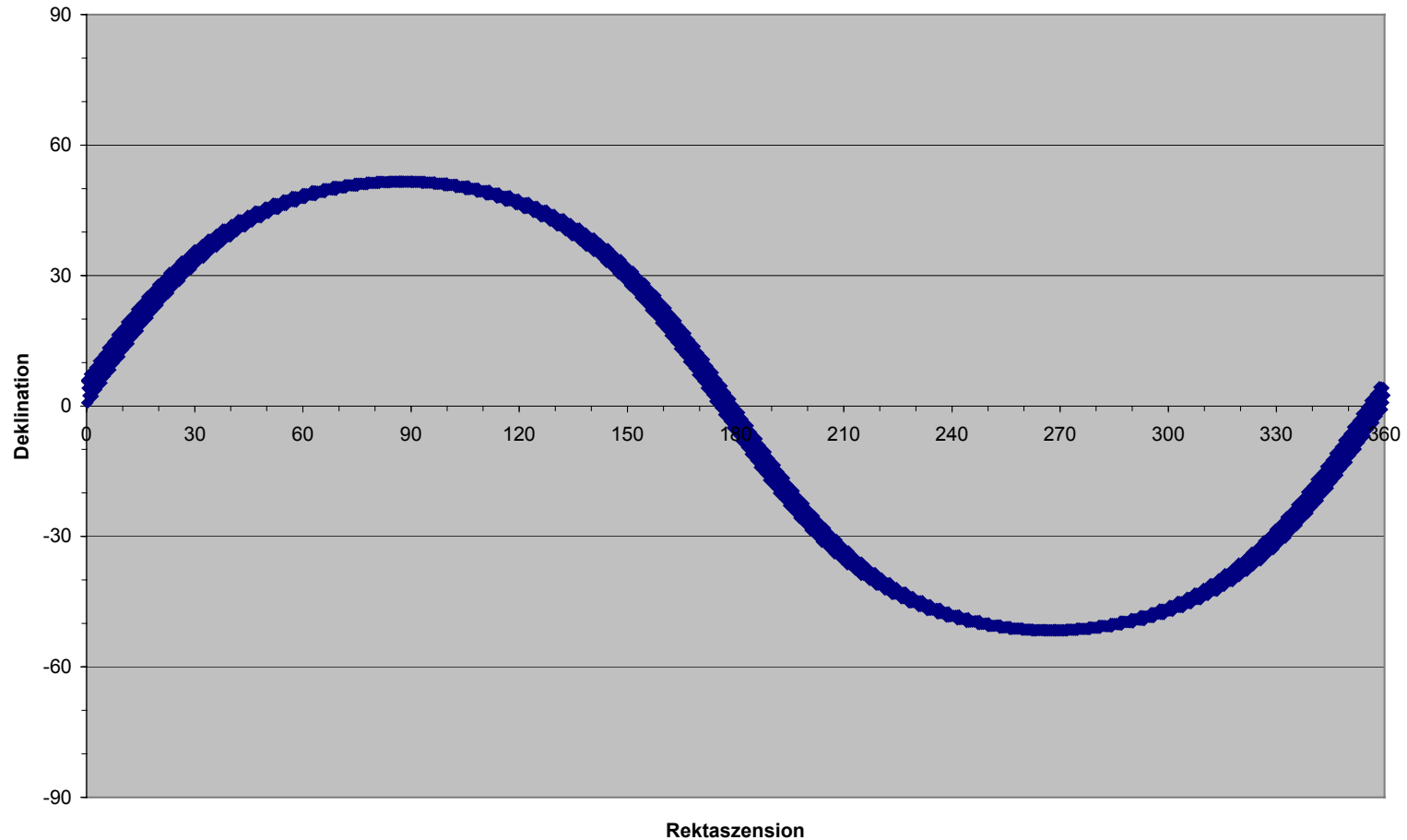


Himmelsabdeckung Blickrichtung 1 (10 Tage)

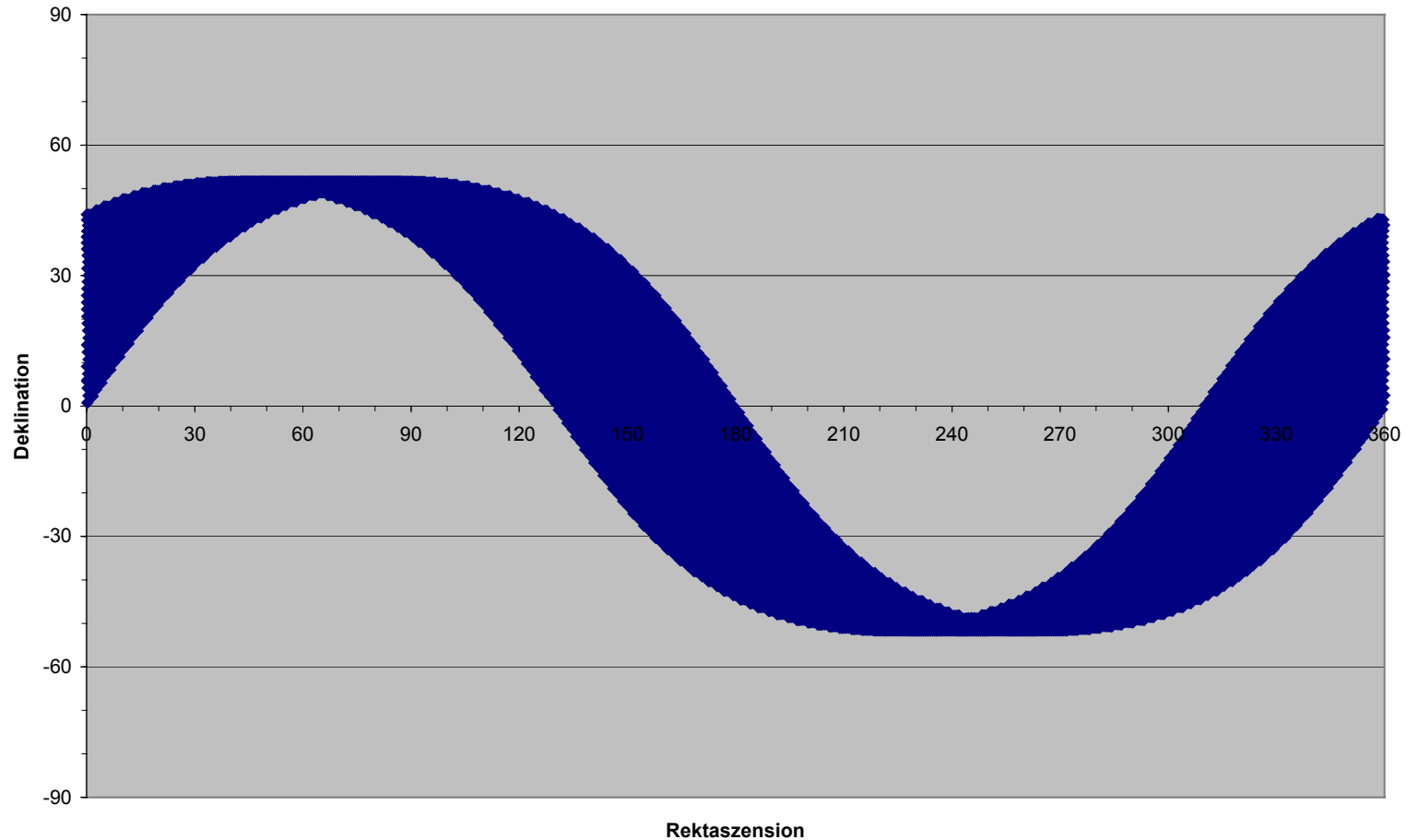


◀ K A Y S E R - T H R E E ▶

Himmelsabdeckung Blickrichtung 3 (1 Tag)



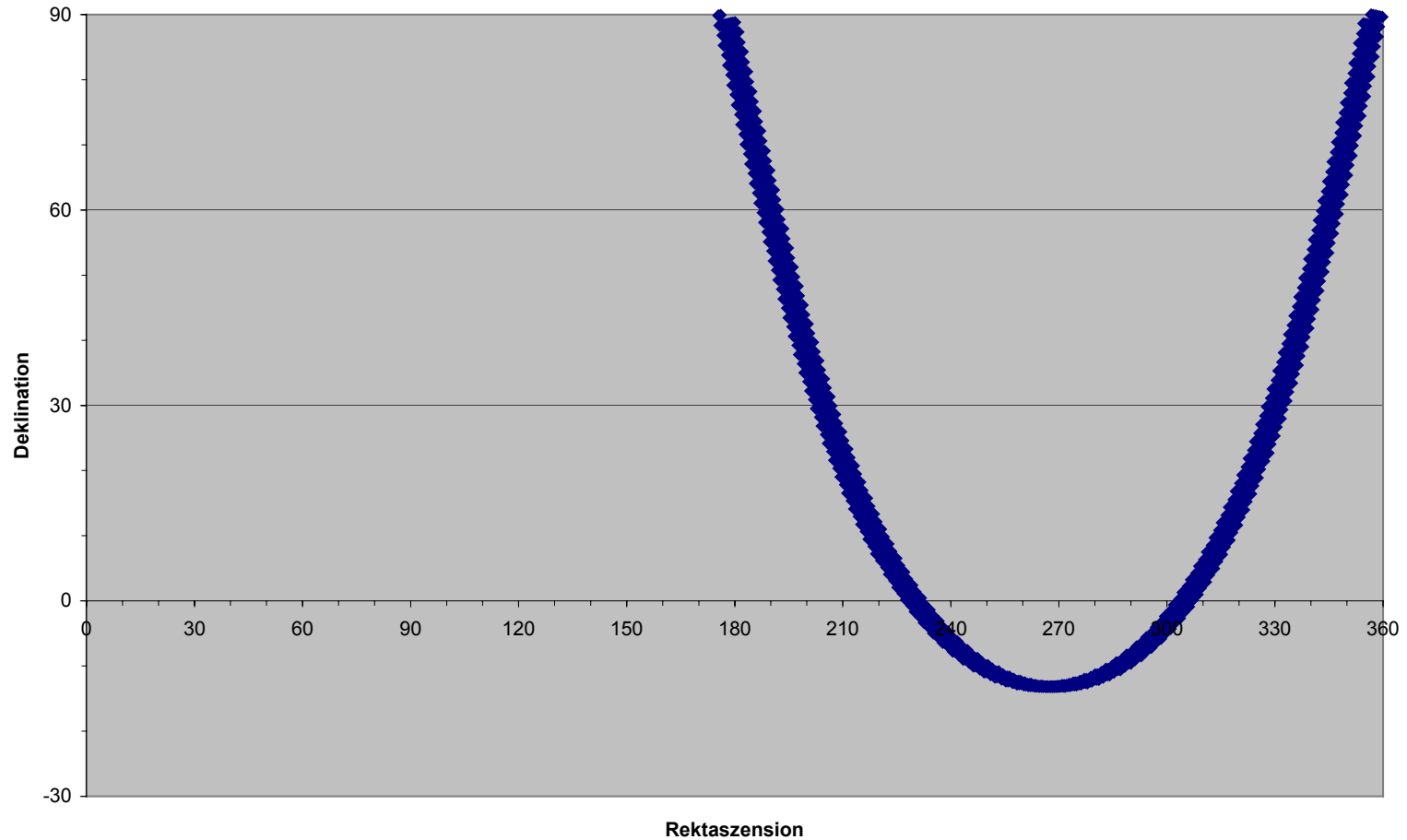
Himmelsabdeckung Blickrichtung 3 (10 Tage)



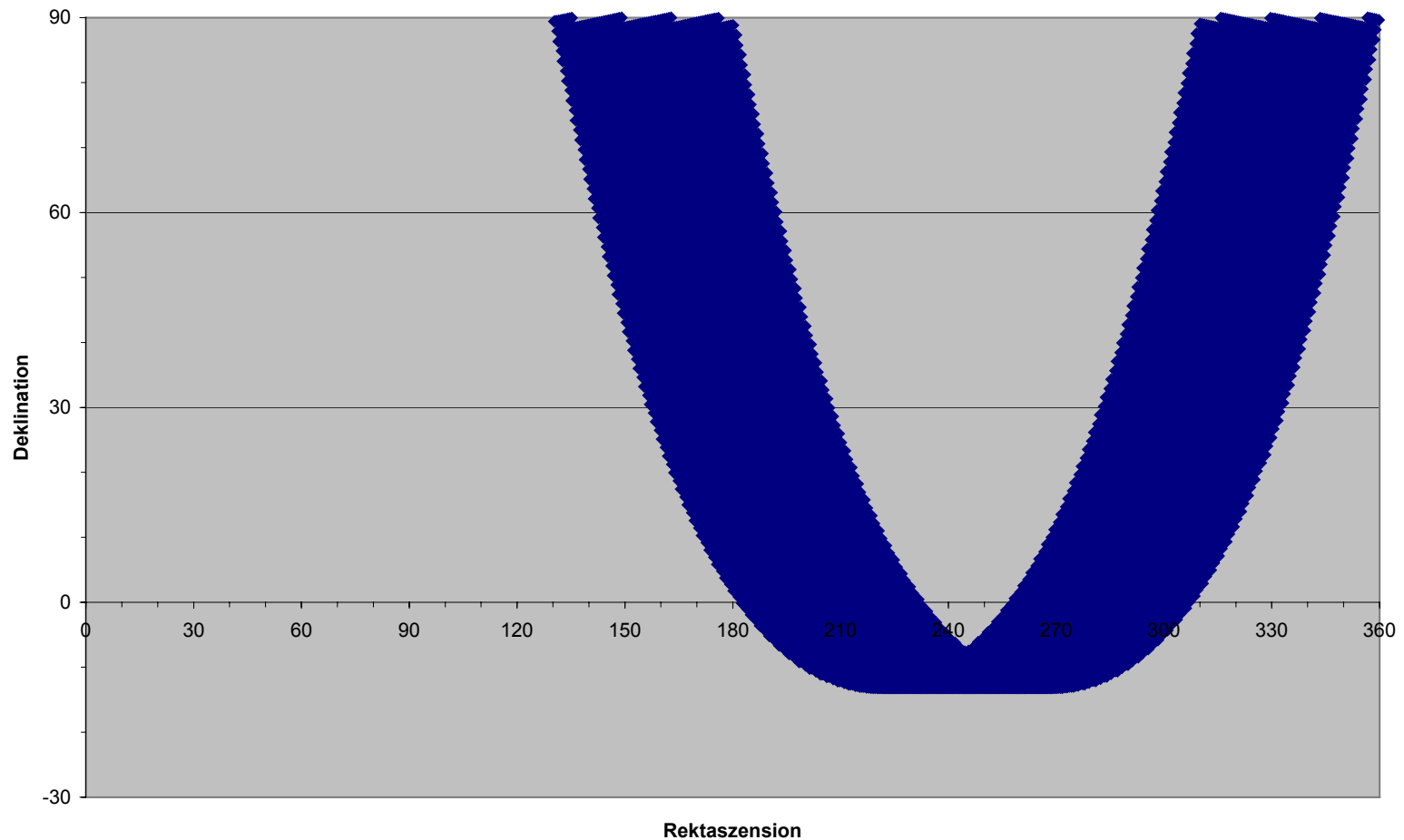
Himmelsabdeckung Richtung 2 und 4

- Bei Verwendung der Blickrichtungen 2 und 4 überstreift die ROSITA-Teleskopachse einen Streifen zwischen den Deklinationen $+90,0^\circ$ und $-13,2^\circ$.
- Damit erreicht die Mittelachse des Teleskops den Himmelsnordpol.
- Für eine Abdeckung des Himmelssüdpols ist eine Schwenkung um $38,4^\circ$ in die andere Richtung notwendig.
- Das Teleskop blickt länger als bei den Richtungen 1 und 3 in die Äquatorgegend, deshalb dauern die Sonnendurchgänge länger.
- Die Rotationsdauer des Orbits beträgt auch hier wieder 72 Tage.

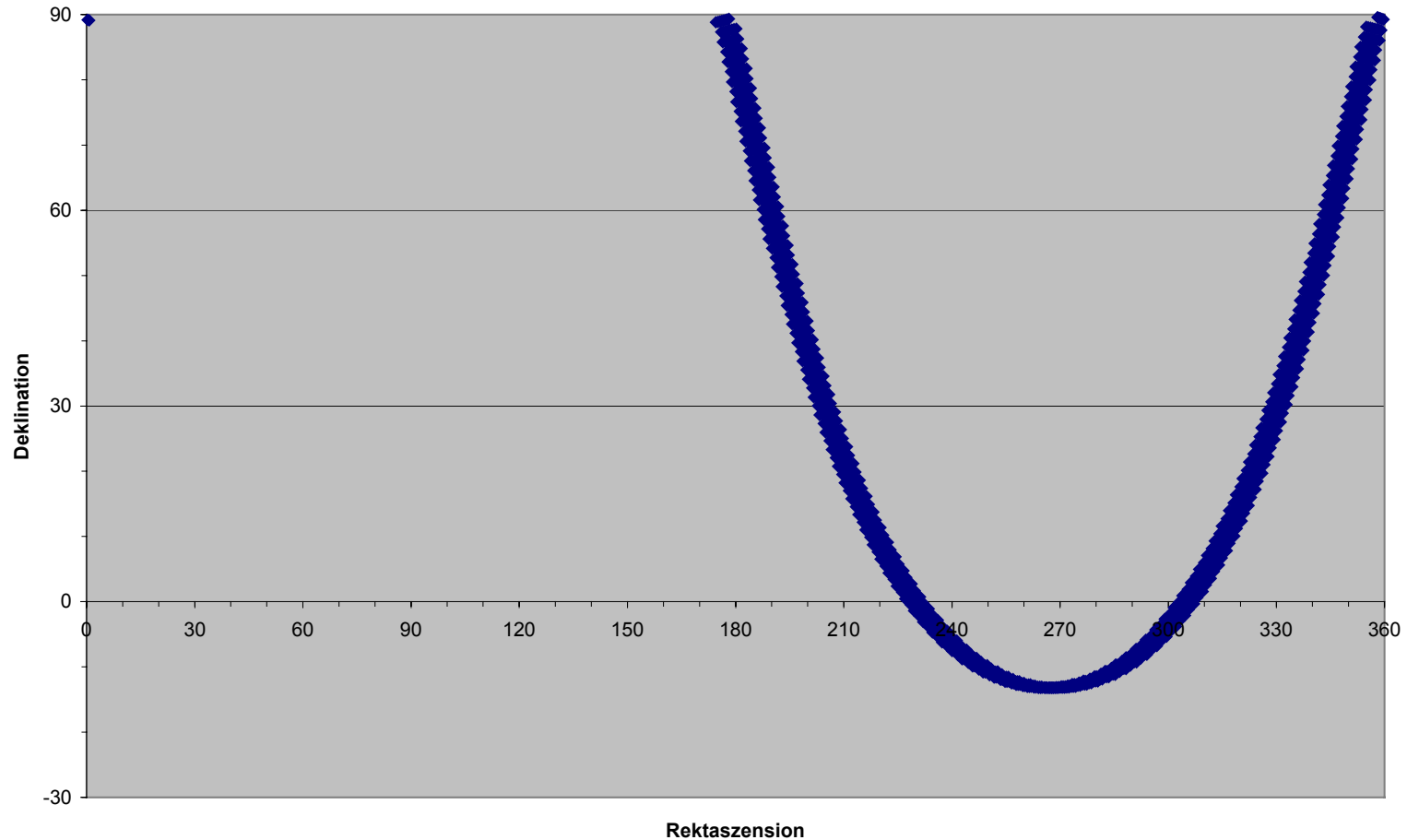
Himmelsabdeckung Blickrichtung 2 (1 Tag)



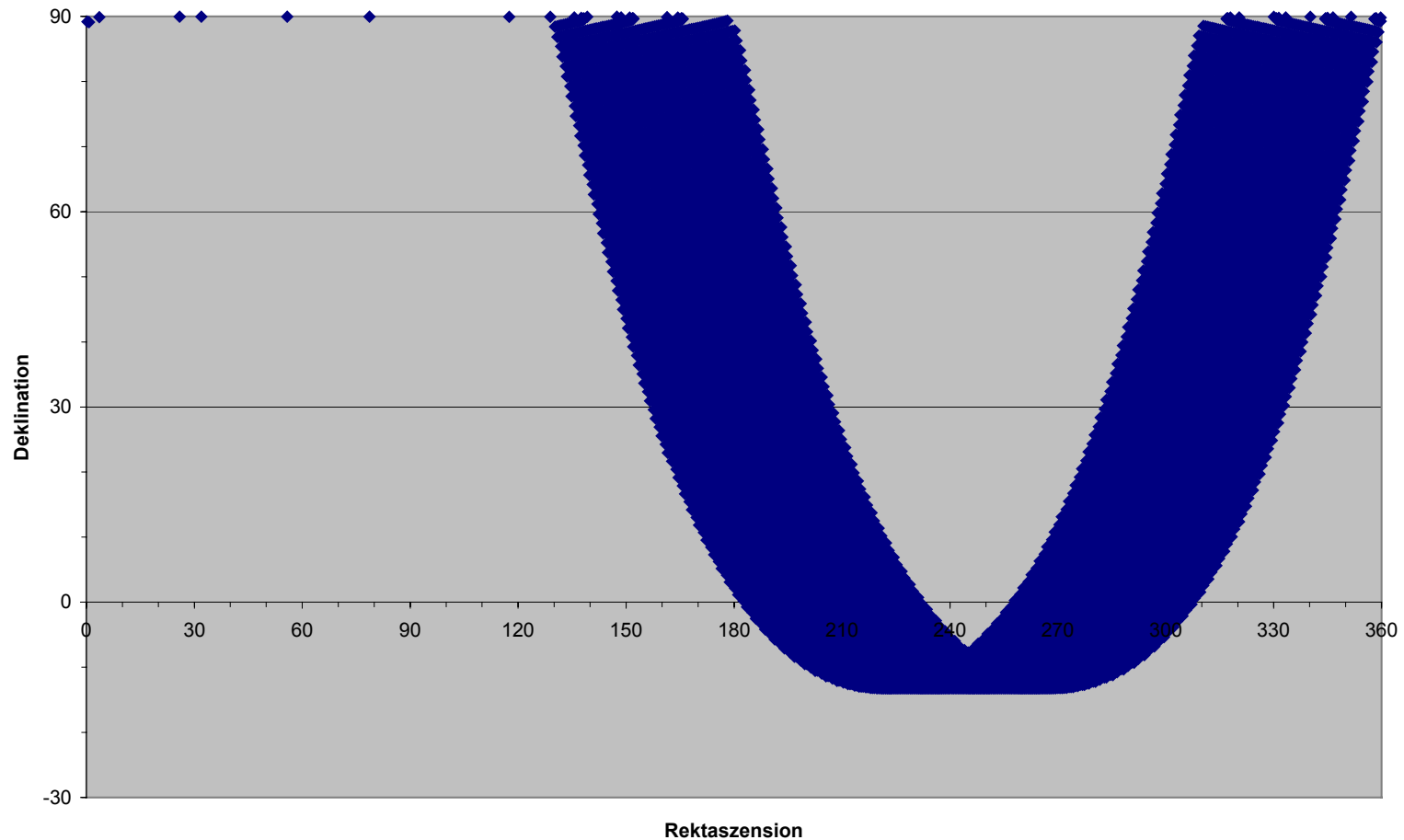
Himmelsabdeckung Blickrichtung 2 (10 Tage)



Himmelsabdeckung Blickrichtung 4 (1 Tag)



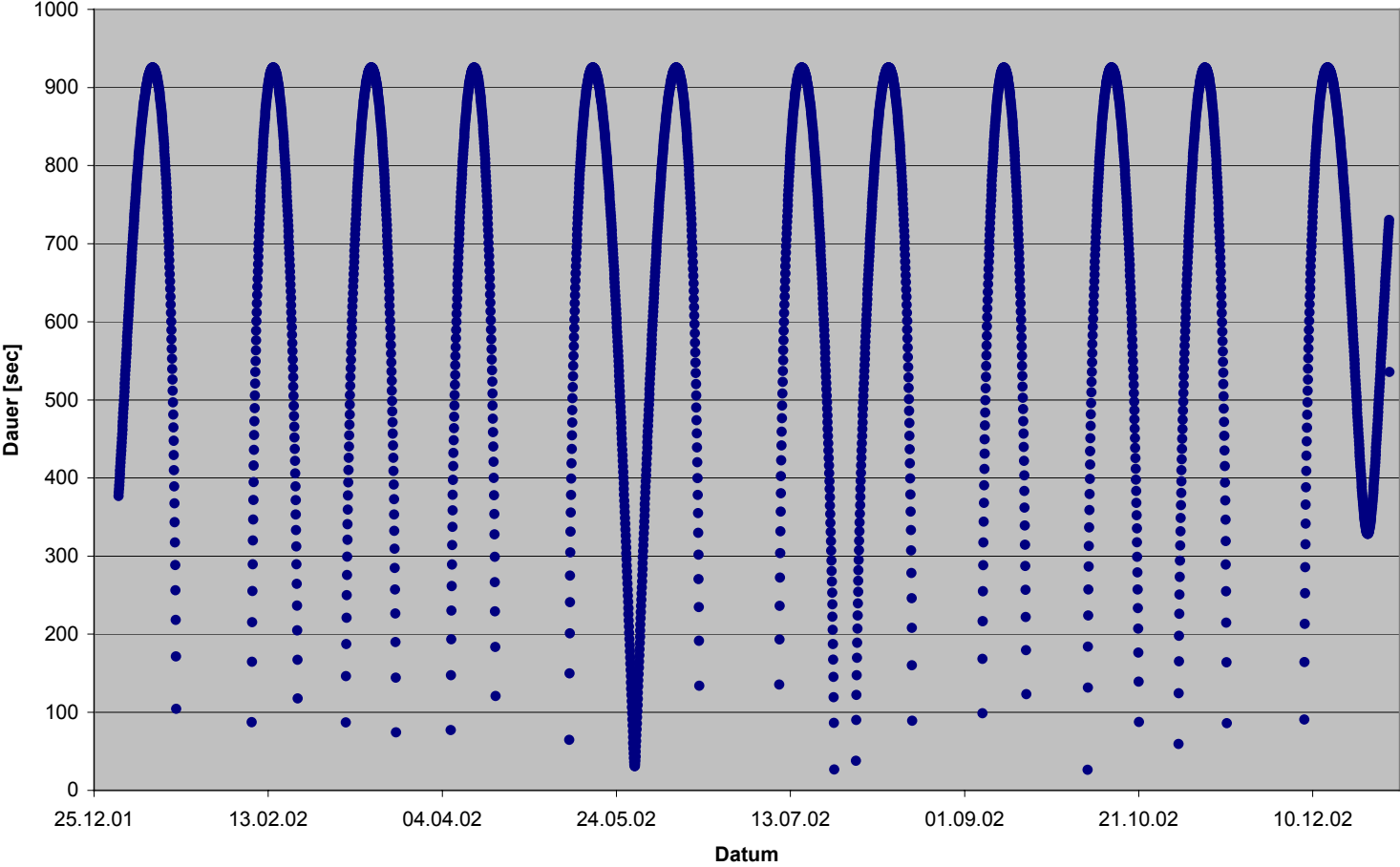
Himmelsabdeckung Blickrichtung 4 (10 Tage)



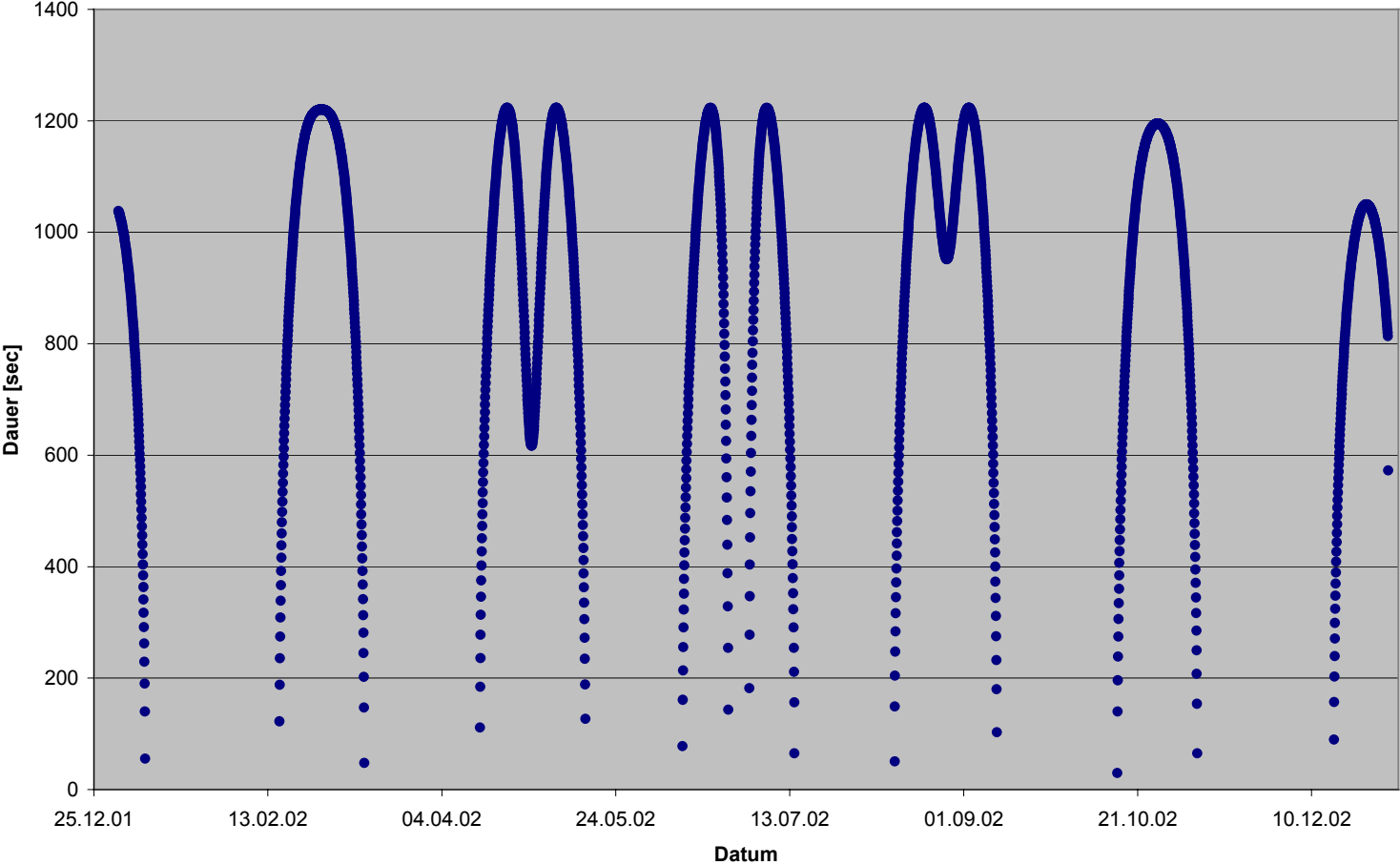
Ausfallzeiten durch die Sonne

- Bezogen auf die Sonne dreht sich der Orbit um etwa 6° pro Tag weiter (5° /Tag Knotendrehung plus $0,98^\circ$ /Tag Erdbewegung um die Sonne).
- Nach ca. 30 Tagen (also nach einer 180° -Drehung) wiederholen sich die Beleuchtungsverhältnisse im Orbit, denn der Orbit steht dann wieder ungefähr im selben Winkel zur Sonne (ohne Berücksichtigung der Jahreszeiten).
- Pro Jahr ergeben sich damit für die ISS-Zenitrichtung etwa 12 Zyklen, in denen sich die Länge der Ausfallzeiten periodisch ändert.
- Nicht berücksichtigt wurde der „Sonnenschutz“ durch ISS-Elemente.

Ausfalldauer für Blickrichtung 1



Ausfalldauer für Blickrichtung 2



Ausfallzeiten durch die Sonne (400 km Höhe)

Blickrichtung	Ausfall pro Jahr	Max. Ausfalldauer	Mittlere Ausfalldauer
❶ ISS-Zenit	581 h (6,6 %)	926 sec	698 sec
❷ ISS-Zenit + Schwenk z. Pol	652 h (7,4 %)	1223 sec	962 sec
❸ ISS-Heck	581 h (6,6 %)	926 sec	698 sec
❹ ISS-Heck + Schwenk z. Pol	652 h (7,4 %)	1223 sec	962 sec

- Pro Jahr gibt es ca. 3000 Sonnendurchgänge (Ausweichbewegung nötig!)
- Schlechtester Fall: 15 Sonnendurchgänge am Tag
- Bester Fall: 23 Tage (Pos. 1) bzw. 39 Tage (Pos. 2) ohne Sonnendurchgang

Auswirkung unterschiedlicher Bahnhöhen

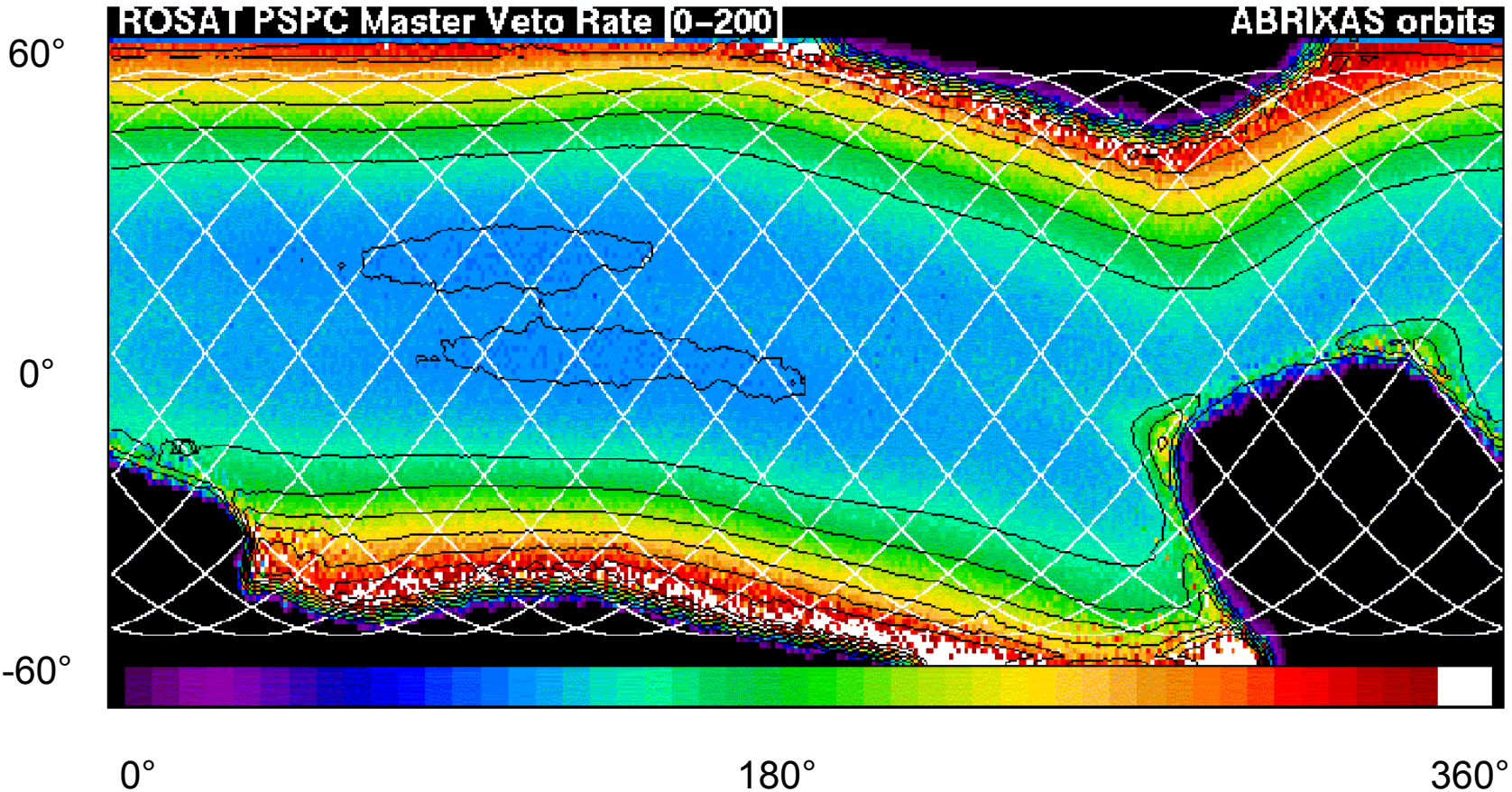
- Für die Blickrichtung 1 (ISS-Zenit) wurde untersucht, welchen Einfluss die Bahnhöhe auf die Ausfallzeiten besitzt.

Bahnhöhe	Ausfall pro Jahr	Häufigkeit Sonneneinfall	Max. Ausfalldauer
350 km	596 h (6,8 %)	3055	915 sec
400 km	581 h (6,6 %)	2995	926 sec
450 km	579 h (6,6 %)	2898	936 sec

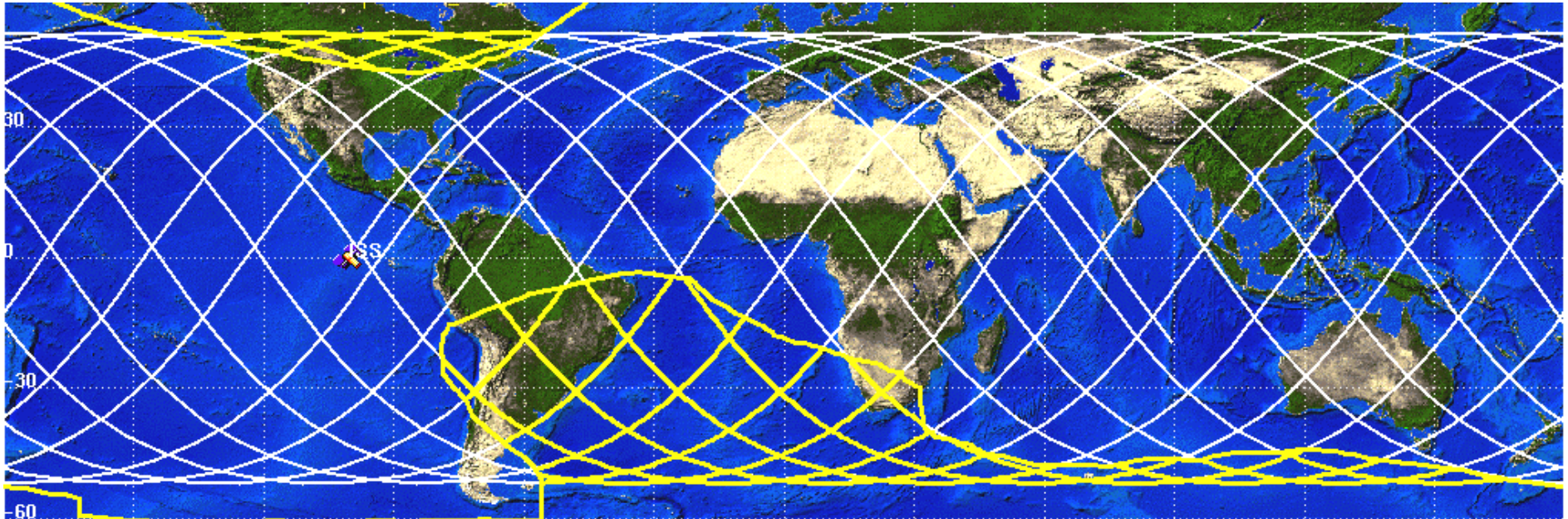
Ausfallzeiten durch die Strahlungsgürtel

- Die ISS passiert jeden Tag mehrmals Teile des Strahlungsgürtels der Erde, z.B. in der Süd-Atlantik-Anomalie.
- In diesen Gebieten tritt starke Partikelstrahlung auf, die die Funktion der Detektoren beeinträchtigen kann.
- Die durch diese Passagen zu erwartenden Ausfallzeiten wurden mit STK berechnet.
- Als Grundlage für die Gebiete, die als problematisch anzusehen sind, wurden vom MPE Strahlungsdaten von ROSAT zur Verfügung gestellt (konservative Annahme).

Ausdehnung Strahlungsgürtel (basierend auf ROSAT)



Ausdehnung Strahlungsgürtel (basierend auf ROSAT)



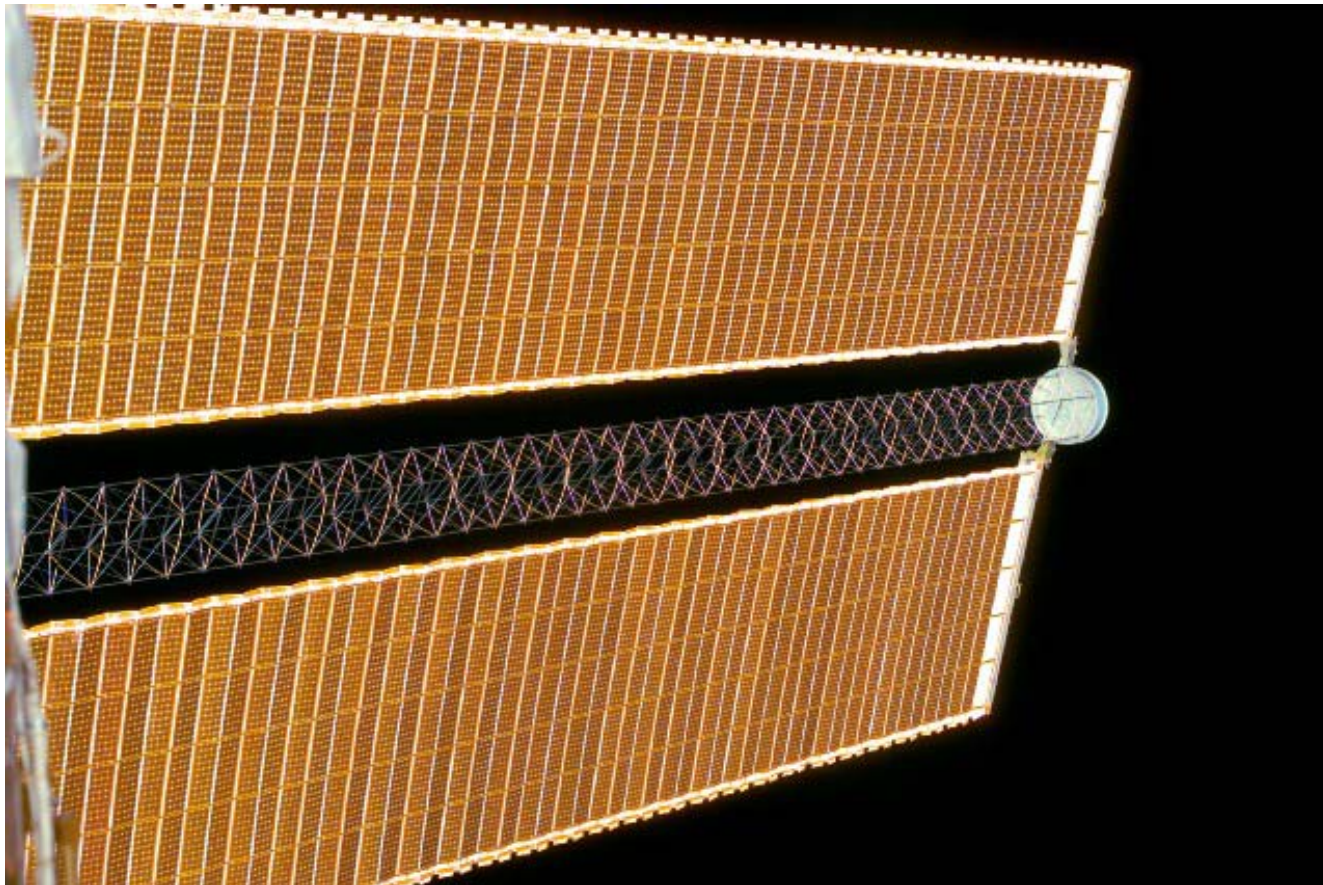
Ausfallzeiten durch Strahlung

Bahnhöhe	Durchgänge pro Jahr	Ausfall pro Jahr	Mittlere Ausfalldauer	Max. Ausfalldauer
Nördlicher Bereich				
350 km	1932	260 h (3,0 %)	484 s	644 s
400 km	1912	260 h (3,0 %)	489 s	651 s
450 km	1876	260 h (3,0 %)	499 s	658 s
Südlicher Bereich				
350 km	5384	1397 h (15,9 %)	934 s	1662 s
400 km	5336	1397 h (15,9 %)	942 s	1682 s
450 km	5276	1397 h (15,9 %)	953 s	1699 s

Ausfallzeiten durch ISS-Elemente

- Die Bewegung der Solar Arrays der Raumstation wurde untersucht, um zu ermitteln, wie oft diese durch das Teleskopblickfeld wandern.
- Es wird von einer Ausfallzeit von etwa 1 % gerechnet (10 % der Zeit befindet sich das Teleskop in der maximalen Schwenkposition, im Durchschnitt bedecken die Solar Arrays 11 % des Himmels).
- Eine genauere Analyse, die auch die Reflektionseigenschaften der Arrays berücksichtigt, sollte in der nächsten Projektphase durchgeführt werden.
- Zusätzliche (kurzfristige) Ausfallzeiten können durch Shuttle-Dockings und EVAs verursacht werden.

ISS Solar Arrays

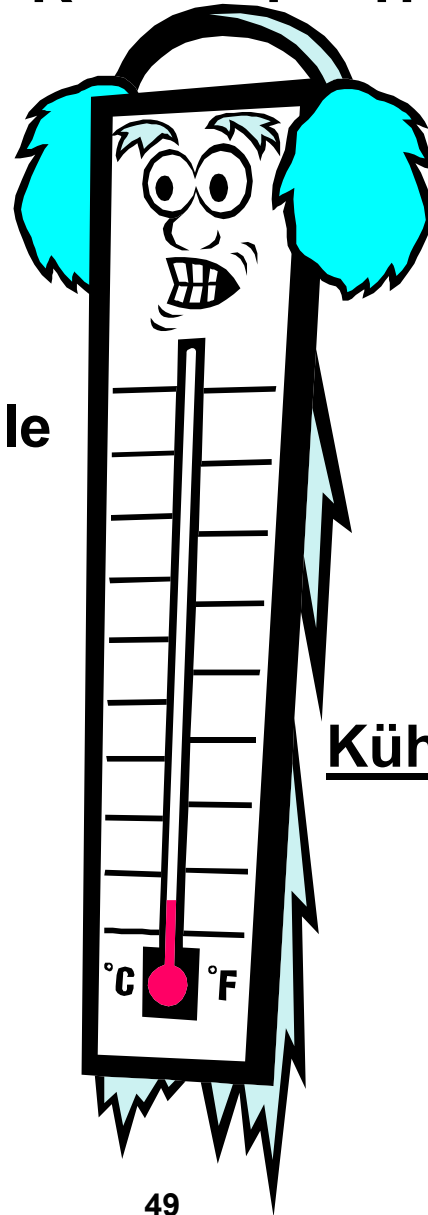


Zusammenfassung Missionsanalyse (KT)

- Zur kompletten Himmelsabdeckung muss das Teleskop entweder um die ISS-X-Achse oder um die ISS-Z-Achse um mindestens $38,4^\circ$ in beide Richtungen schwenkbar sein.
- Eine Ausweichbewegung des Teleskop ist unbedingt notwendig, um zu starke Beeinträchtigungen durch die Sonne zu vermeiden. Ein feststehendes Teleskop mit einem Schließmechanismus ist wegen der häufigen Sonnendurchgänge nicht praktikabel.
- Eine einachsige Schwenkbewegung ist ausreichend.
- Die Ausfallzeiten durch Partikelstrahlung dominieren.

Thema: Thermalkontrolle

-80°C



Kühlung des Detektors

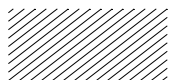
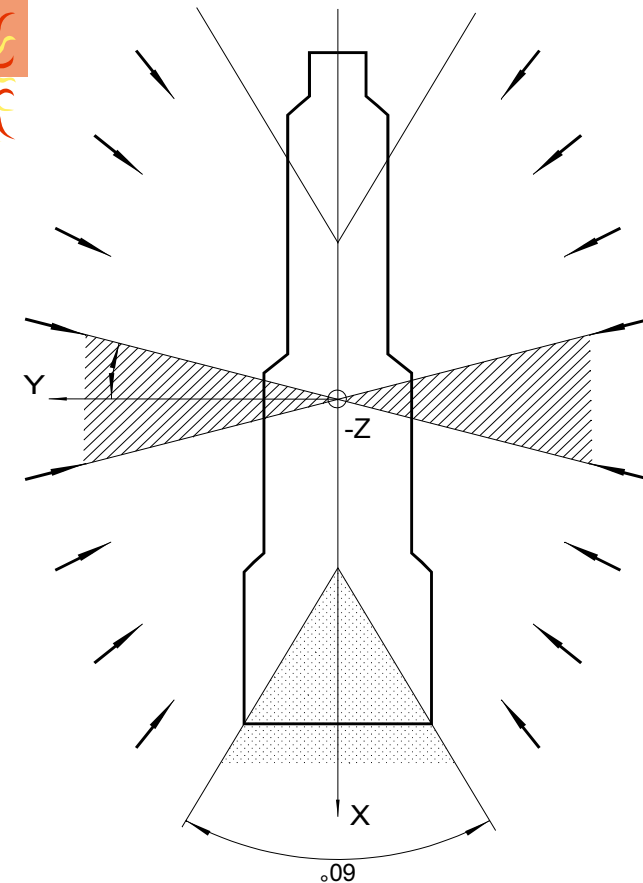
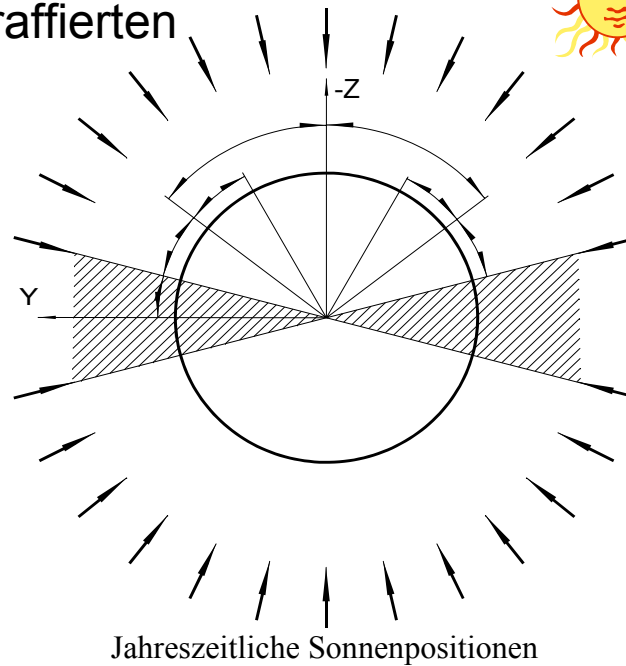
Thermalkonzept - Rahmenbedingungen

- Temperaturanforderungen: -80 °C am CCD
- Dissipation: 3W nominal
- Autarkes Thermaldesign
- Passives Design ist zu bevorzugen
- Minimierung der In-Orbit-Aktivitäten zur Aktivierung des Thermalkontrollsystems
- Unsicherheit: durch thermische Kopplung zu Segmenten der ISS steht relativ warme Umgebung unbekannter Temperatur als Senke zur Verfügung

Thermalkonzept - Rahmenbedingungen

Sonnenpositionen relativ zum Teleskop
 nur außerhalb der schraffierten
 Bereiche möglich

Durch jahreszeitliche
 Schwankung wandert
 die Sonne innerhalb
 30 Tagen von der
 +Y in die entspr. -Y
 Position



Sonne steht nie in diesem Bereich



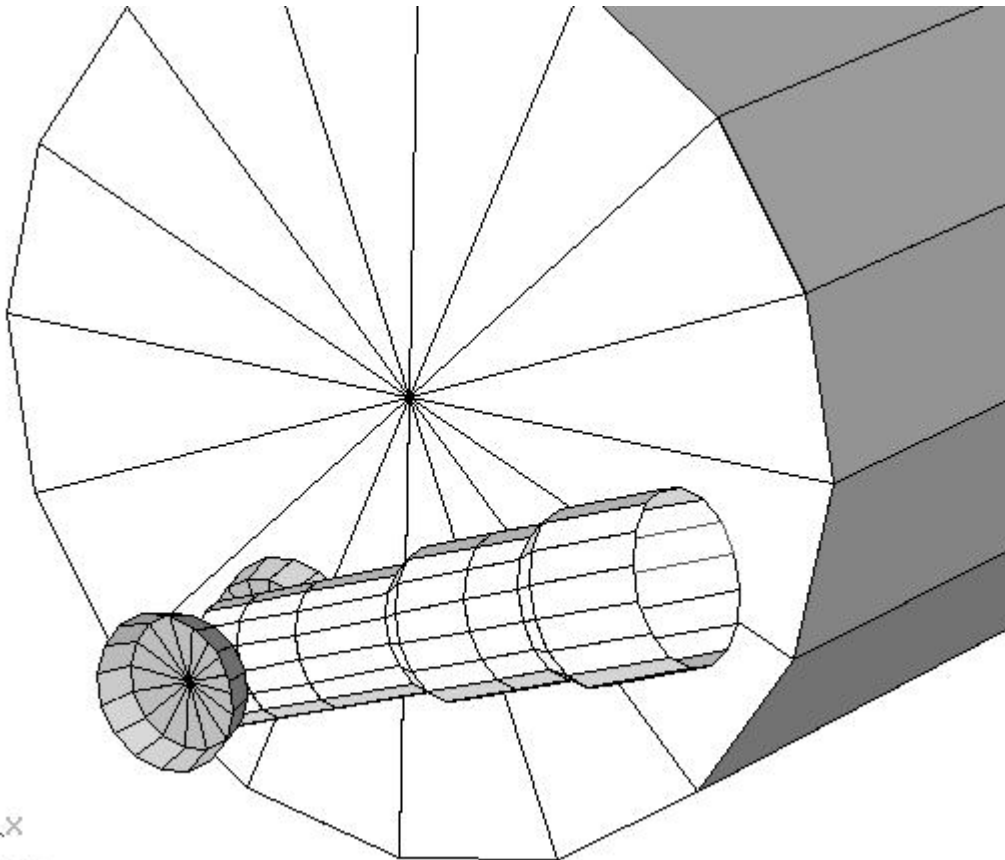
Sichtkegel des Teleskops

Thermalkonzept - Rahmenbedingungen

Folgerungen:

- Entweder die +Y oder -Y Seite des Teleskops ist über einen längeren Zeitraum abgeschattet.
- Größter Sonneneinfallswinkel auf eine Fläche \perp auf Y-Achse: 75°
Erd- und Albedostrahlung ist durch Baffle minimierbar.
- Größter Sonneneinfallswinkel auf eine Fläche \perp auf X-Achse: 60° , da das Teleskop immer aus der Sonne gedreht wird.
Erd- und Albedostrahlung ist durch Baffle minimierbar.

COF Konfiguration - Thermalkonzept I



- Rein passives TCS
- Zwei OSR Radiatoren mit \varnothing 0,5m in +/- Y Richtung
- Kopplung des CCD Supports via Heat Pipes an beide Radiatoren
- Arbeitsmedium: Methan CH_4 oder Ethan C_2H_6

COF Konfiguration - Thermalkonzept I

- Einer der beiden Radiatoren ist abgeschattet und kann Wärme abstrahlen
- Der sonnenbeschienene Radiator erwärmt sich über die Kondensationstemperatur der HP und stellt Funktion ein --> kein Wärmeeintrag zur CCD (Diodeneffekt)
- Erd- und Albedostrahlung auf die Radiatoren werden durch Baffle abgeschirmt
- Baffle reduzieren den Sichtfaktor vom Radiator zur ISS und sorgen durch Teilabschattung der Sonnenstrahlung für eine lange Übergangsphase beim Wechsel des aktiven Radiators

Abschätzung der Umgebungstemperatur gegen die die Radiatoren abstrahlen

■ +Y Radiator

MERAT-Daten für die EXPRESS pallet auf S3 Truss: Je nach Orientierung der Fläche variiert die Umgebungstemperatur von -90°C bis -150°C mit einem Mittelwert von -112°C .

Handrechnung:

Annahme: Radiatorfläche sieht zu 20% von der Sonne erwärmte Flächen von -40°C und zu 80% in den Weltraum.

Das entspricht einer mittleren Umgebungstemperatur von -120°C .

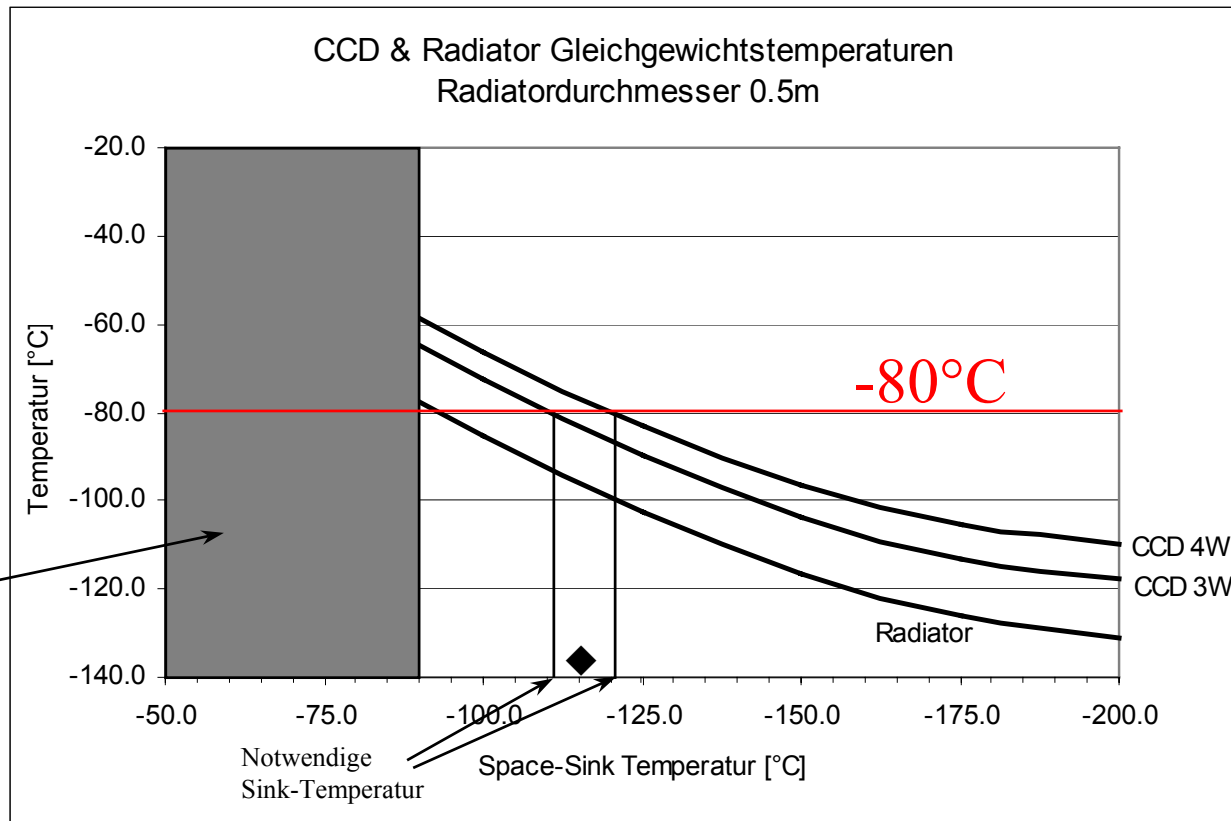
--> angenommene wahrscheinliche ISS Sink-Temperatur: -115°C

■ -Y Radiator

Radiator sieht überwiegend warmes COF-Modul --> Radiator nicht funktionsfähig

+Y Radiator

Temperaturen des CCD und abgeschatteten Radiators in Abhängigkeit der Space-Temperatur.



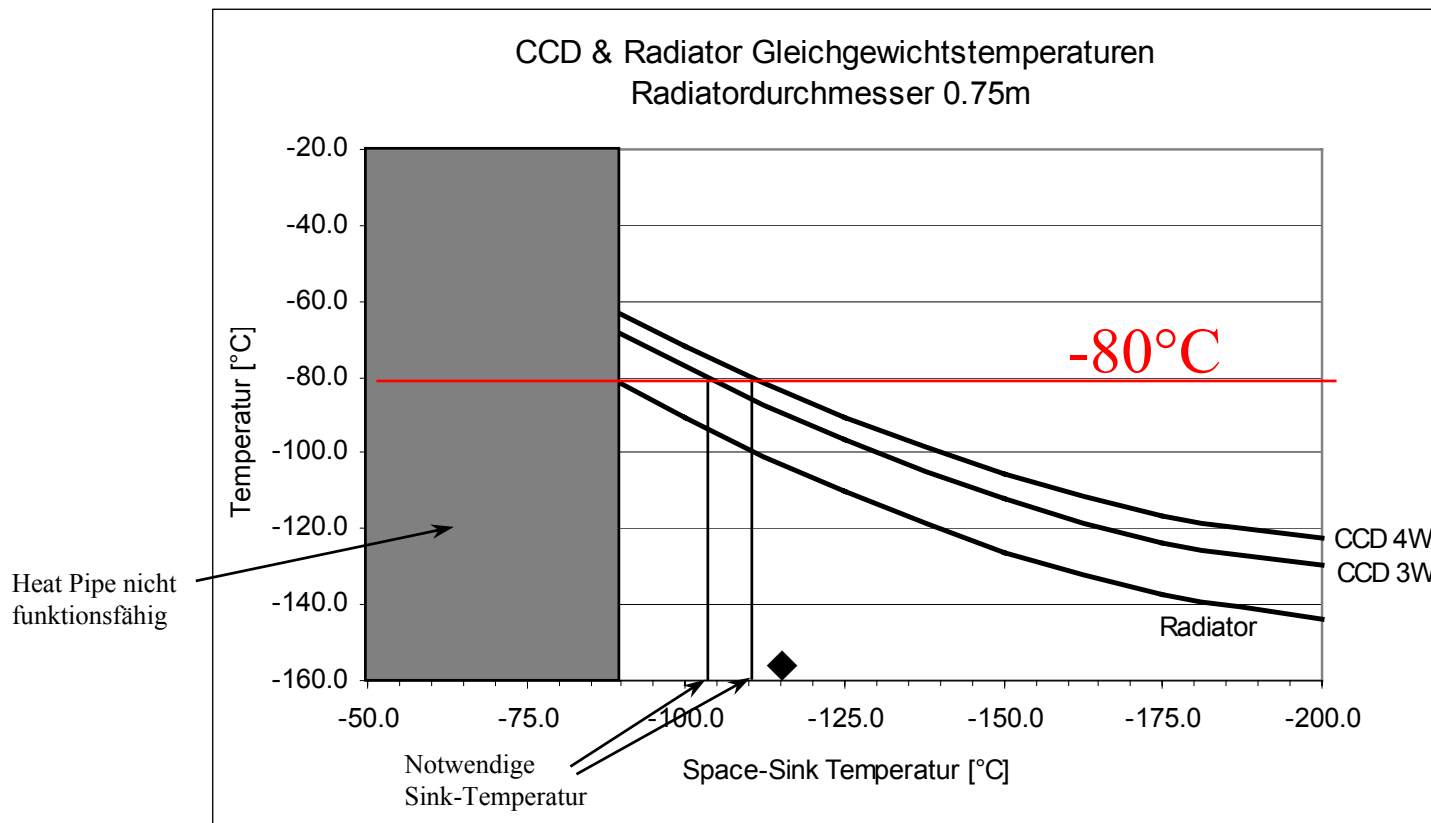
◆ = wahrscheinliche ISS
Umgebungstemperatur von
-115 °C

Funktionsfähigkeit ist
gewährleistet bei
Umgebungstemperatur
von < -112 °C für 3W
bzw. < -122 °C für 4W
CCD Dissipation

Gewählte Radiatorfläche
nur für den 3 W Fall
ausreichend

+Y Radiator

Temperaturen des CCD und abgeschatteten Radiators in Abhängigkeit der Space-Temperatur.



◆ = wahrscheinliche ISS
Umgebungstemperatur von
-115 °C

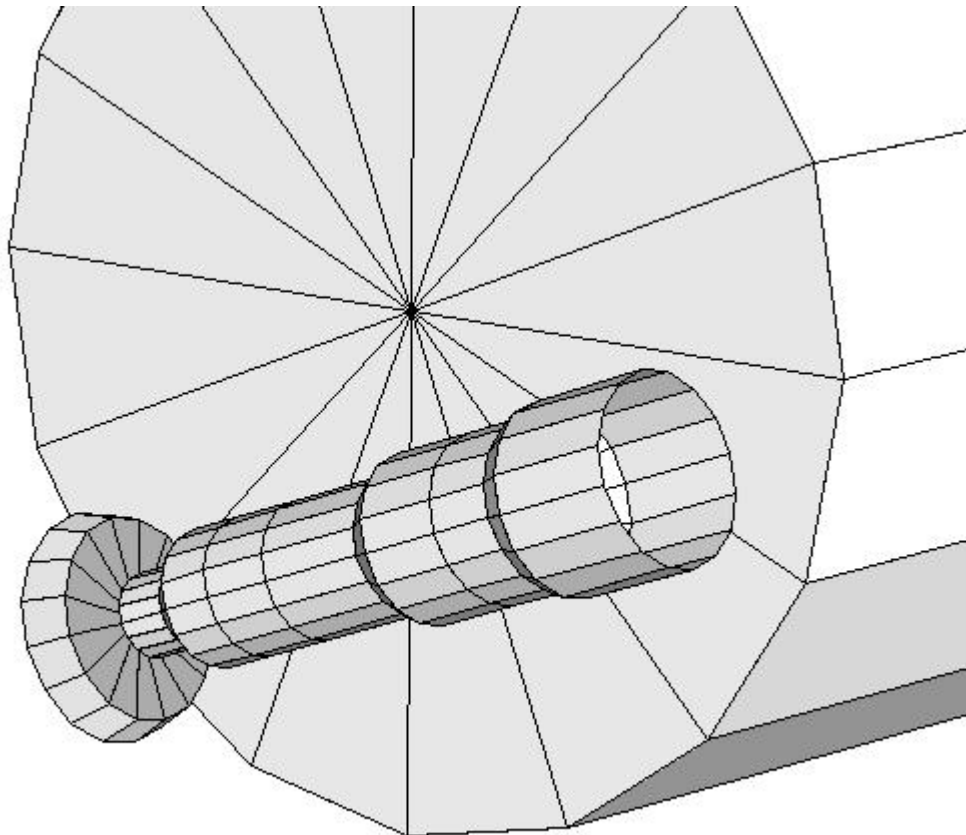
Funktionsfähigkeit ist
gewährleistet bei
Umgebungstemperatur
von < -103 °C für 3W
bzw. < -111 °C für 4W
CCD Dissipation

Gewählte Radiatorfläche
für beide Fälle
ausreichend

COF Konfiguration - Thermalkonzept II

- Teleskopöffnung ist gegen einfallendes Sonnenlicht geschützt durch Baffle und Drehung aus der Sonne.
- Identisches Baffle kann als Sunshield eines kreisrunden Radiators dienen --> Ein Radiator ausreichend, da dieser ständig gegen Sonneneinstrahlung abgeschattet ist.
- Radiator ist an der Detektoreinheit befestigt und steht senkrecht auf der Teleskoplängsachse.
- Abstrahlrichtung entgegen der Blickrichtung des Teleskops. Reduzierter Sichtfaktor zu warmen Segmenten der ISS.

COF Konfiguration - Thermalkonzept II



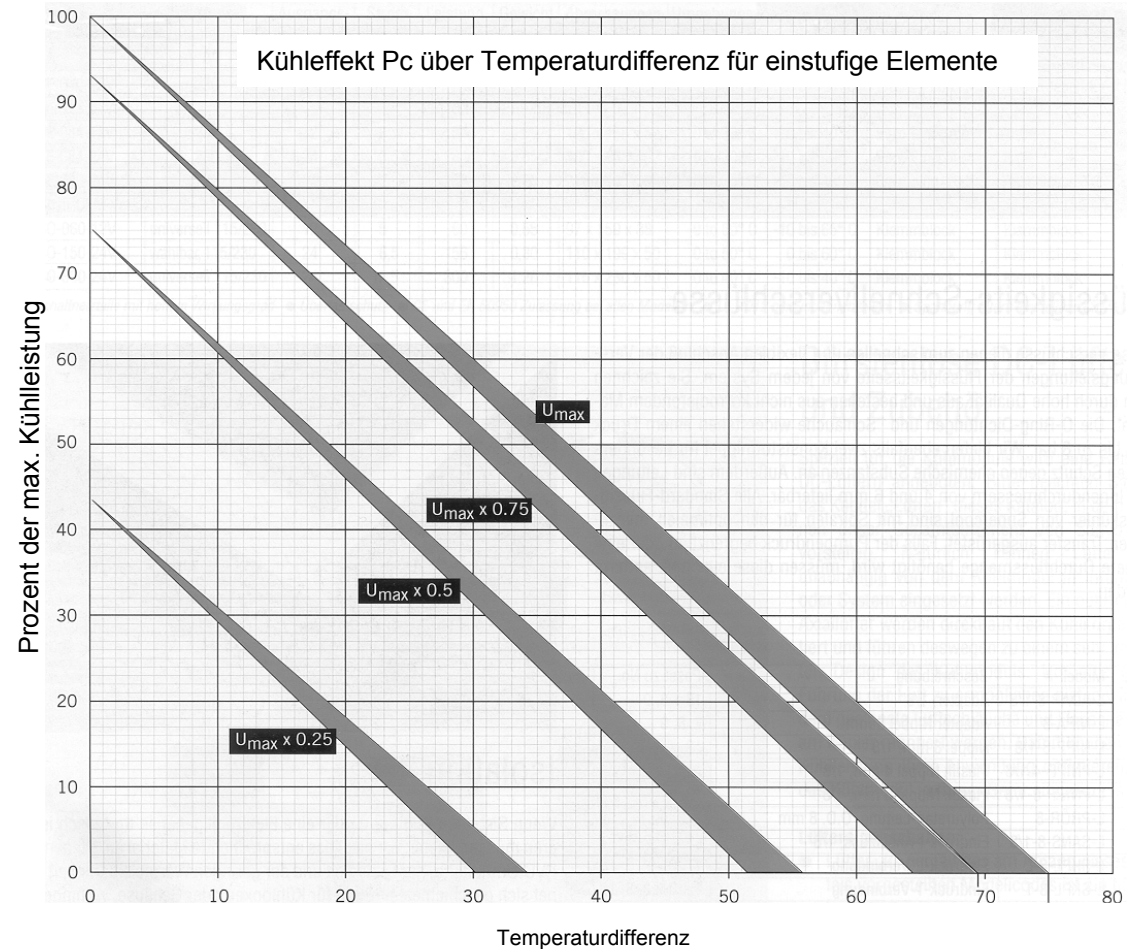
- Radiatordurchmesser identisch dem Durchmesser der Teleskopöffnung
- Zur Minimierung der Erd- und Albedostrahlung Radiator entsprechend orientieren und Baffle modifizieren
- Die zu erwartenden Temperaturen liegen zwischen jenen des COF Thermalkonzept I

COF Konfiguration - Thermalkonzept III

- Falls notwendige Radiatortemperatur nicht erreicht wird muss aktives TCS eingesetzt werden
- Alternative 1: Thermoelektrische Kühler (Peltier-Elemente)
- Alternative 2: Stirling Kühler
- Alternative 3: Pulse Tube Kühler

Aktive Kühlung - Peltier

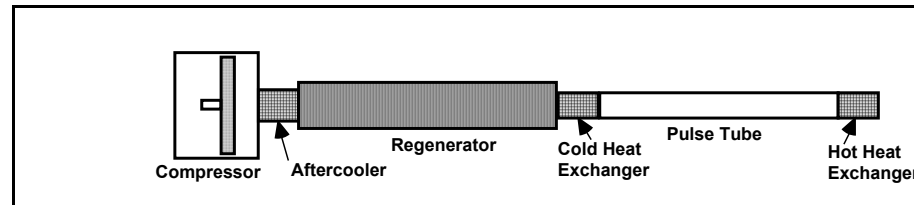
- P_c max. des Peltiers: 30W
- abzuführende Wärme: 3W
= 10% P_c max.
- Temperaturhub ca. 60°C
- Notwendige Radiator-
temperatur < -40°C
- Abstrahlbare Wärme des
abgeschatteten Radiators:
105 W/m²



Aktive Kühlung - Pulse Tube

- Thermoakustischer Wandler: pumpt unter Einsatz von Schallenergie Wärme auf höheres Temperaturniveau

- Prinzip:



Aus: Pulse Tube Database
NASA Ames Research Center

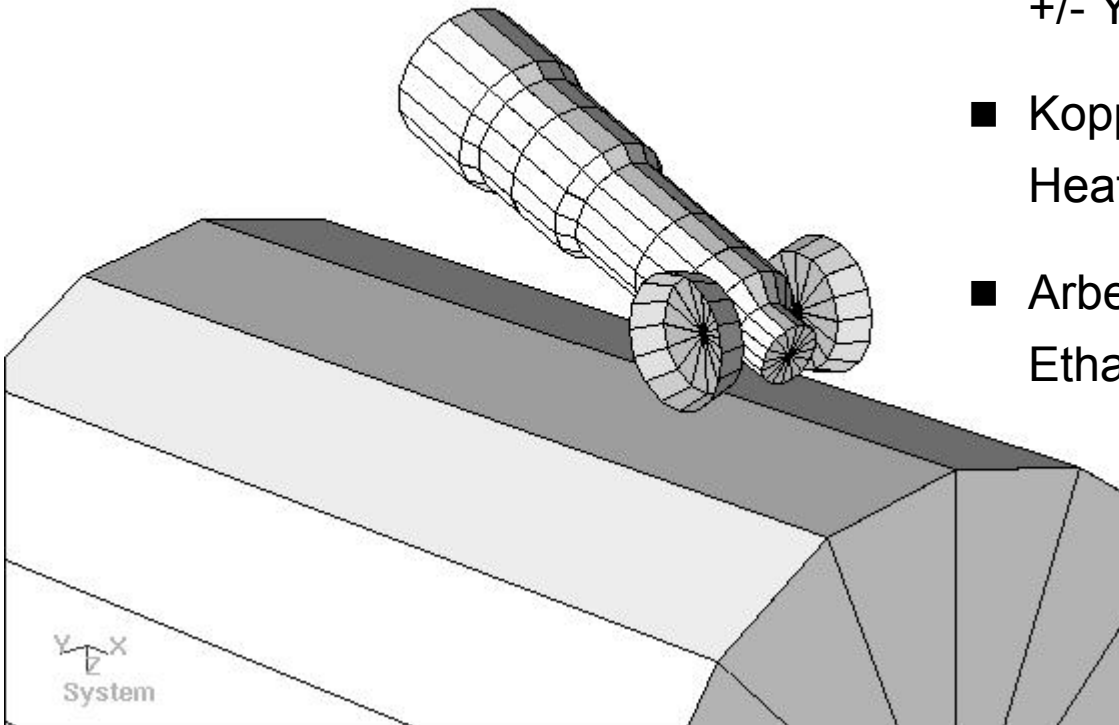
- Ausgeführtes System der Firma CEA/Grenoble erfüllt A5 Vibrationsanforderungen
- Entwicklung- und Anpassungsbedarf



Over 4 W of cooling power at 183 K with 80 W input power

SM Konfiguration - Thermalkonzept

- Adaption des COF Thermalkonzept I
- Zwei OSR Radiatoren mit $\varnothing 0,5\text{m}$ in +/- Y Richtung
- Kopplung des CCD Supports via Heat Pipes an beide Radiatoren
- Arbeitsmedium: Methan CH_4 oder Ethan C_2H_6



SM Konfiguration - Thermalkonzept

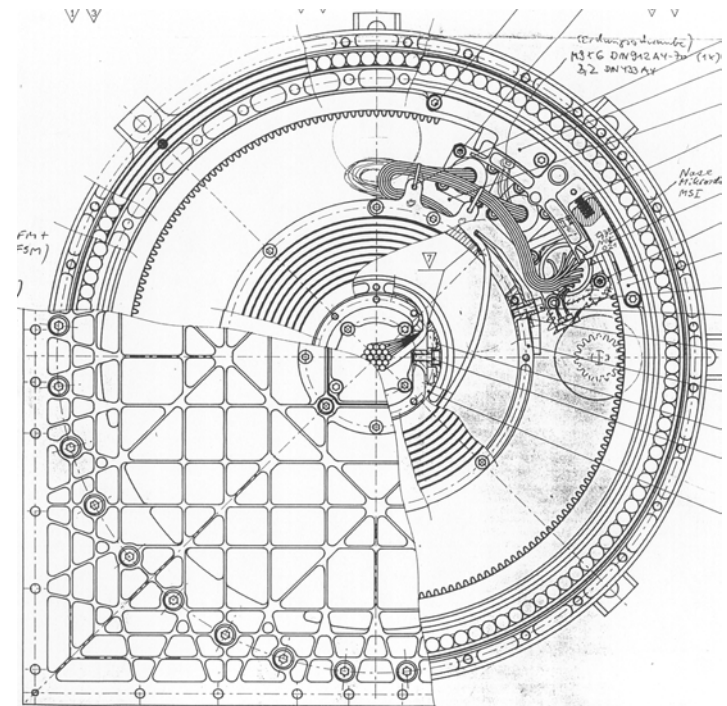
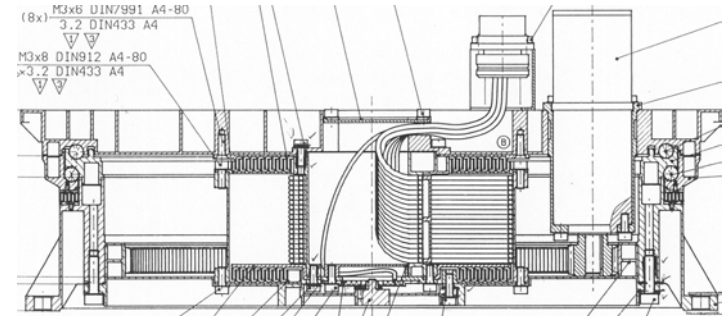
- Einer der beiden Radiatoren ist abgeschattet und kann Wärme abstrahlen
- Der sonnenbeschienene Radiator erwärmt sich über die Kondensationstemperatur der HP und stellt Funktion ein --> kein Wärmeeintrag zur CCD (Diodeneffekt)
- Erd- und Albedostrahlung auf die Radiatoren werden durch SM abgeschirmt
- Baffle reduzieren den Sichtfaktor vom Radiator zum SM und sorgen durch Teilabschattung der Sonnenstrahlung für eine lange Übergangsphase beim Wechsel des aktiven Radiators

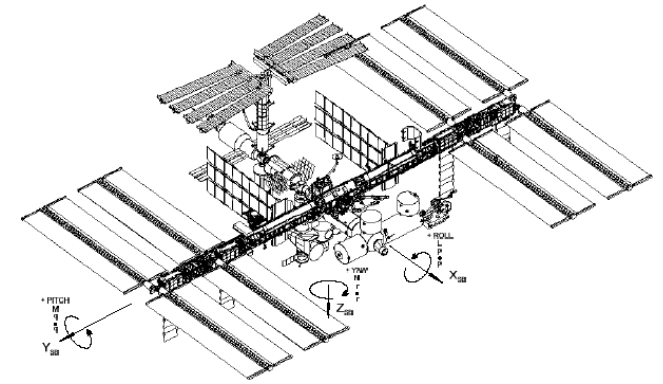
ROSITA Thermalkonzept - Bewertung

	COF Konfiguration			SM Konfiguration
	Konzept I	Konzept II	Konzept III	
Funktionalität	nein	ja	ja	ja
Aufwand	mittel	gering – mittel	mittel – hoch	mittel
Bemerkung	Ungünstigere, da wärmere Position innerhalb der ISS; evtl. Kombination von Konzept II mit aktiver Kühlung			Da SM bereits installiert ist, bietet sich die experimentelle Bestimmung der unsicheren ISS Sink-Temperatur an

Strukturschnittstelle - Drehteller

- Qualifiziertes und geflogenes Design (CDA/Cassini)
- extrem niedrige Reibwerte in Lager und Antrieb für hohe Positioniergenauigkeit
- Schwenkbereich +/- 150°
- Mittige, geschützte Kabelabführung





Thema: Logistik

◀ K A Y S E R - T H R E E ▶



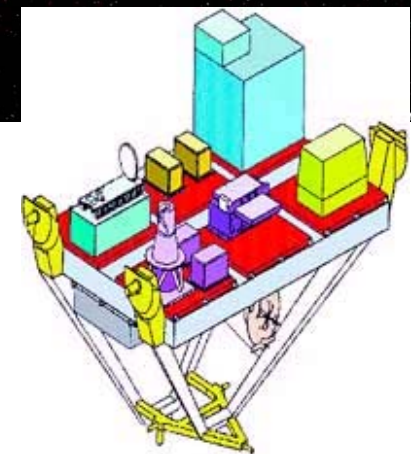
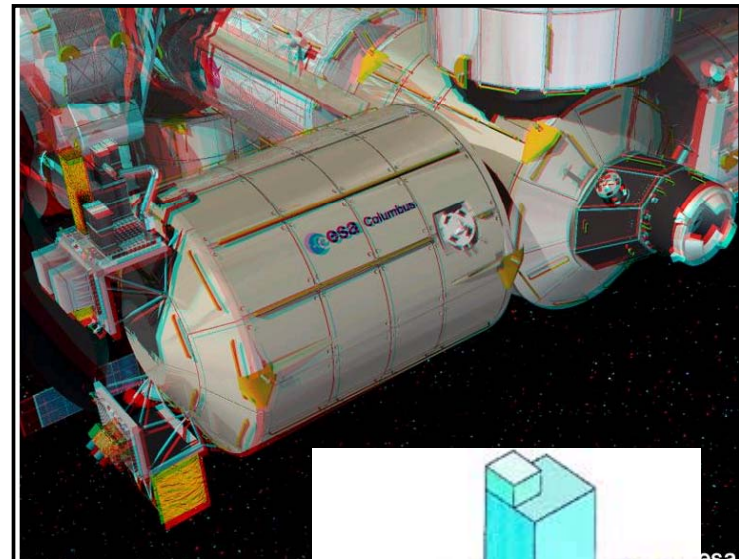
Übersicht: Montageort - Transportmöglichkeiten

ID #	ISS Location	Launch Vehicle	Cargo Type	Operational Concept
(1)	COF Extern	Shuttle	EXPRESS Pallet	RMS + SSRMS to EXPRESS/COF I/F
(2)	COF Extern	Shuttle	ICC (UCP)	RMS + SSRMS to Rosita/EXPRESS I/F
(3)	RSM Extern	Shuttle	ICC (UCP)	RMS + SSRMS + EVA to Rosita/RSM I/F
(4)	RSM Extern	Shuttle	MPLM / Racks	IVA Assembly in DC + EVA to Rosita/RSM I/F
(5)	RSM Extern	Progress	single boxes	IVA Assembly in DC + EVA to Rosita/RSM I/F
(6)	RSM Extern	Docking Compartment 2 (DC2)	partly assembled units	EVA to Rosita/RSM I/F

(1) ROSITA auf COF - Start mit Shuttle und EXPRESS Palette

ANNAHMEN

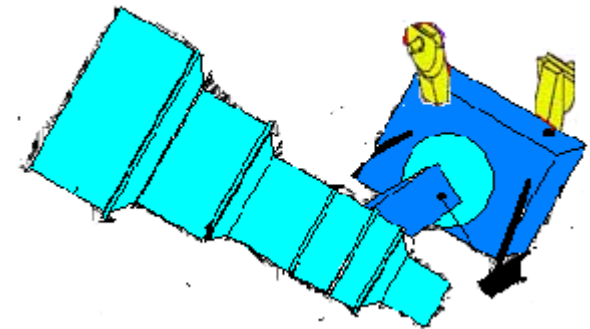
- ROSITA ist bereits auf EXPRESS Palette integriert
- Start in der Shuttle Cargo Bay
- ROSITA wird mit RMS aus Cargo Bay entfernt und an SSRMS übergeben
- ROSITA wird mit EXPRESS Adapter oder äquivalenter I/F Struktur an COF montiert, EVA Anforderung ist TBD



(2) ROSITA auf COF - Start mit ICC

ANNAHMEN

- ROSITA ist komplett zusammengebaut
- Start in der Shuttle Cargo Bay auf ICC
- ROSITA wird mit RMS aus Cargo Bay entfernt und an SSRMS übergeben
- ROSITA wird auf bereits existierende EXPRESS/COF Palette installiert, EVA Anforderung ist TBD

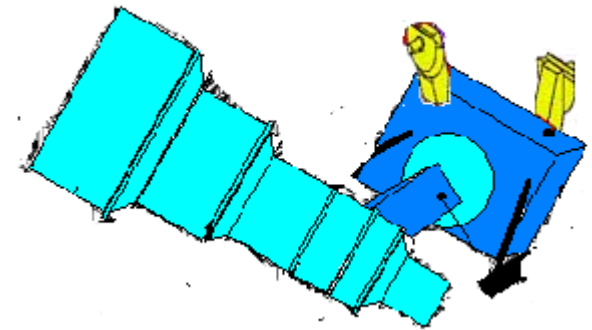
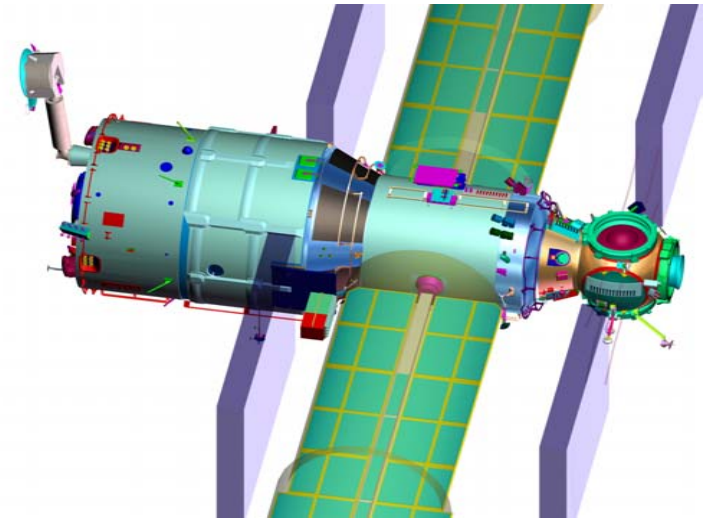


Transport als Einheit

(3) ROSITA auf RSM - Start mit ICC

ANNAHMEN

- ROSITA ist komplett zusammengebaut
- Start in der Shuttle Cargo Bay auf ICC (UCP)
- ROSITA wird mit RMS aus Cargo Bay entfernt und an SSRMS übergeben
- ROSITA wird an russischen Arm/Docking übergeben; Installation auf RSM mittels EVA

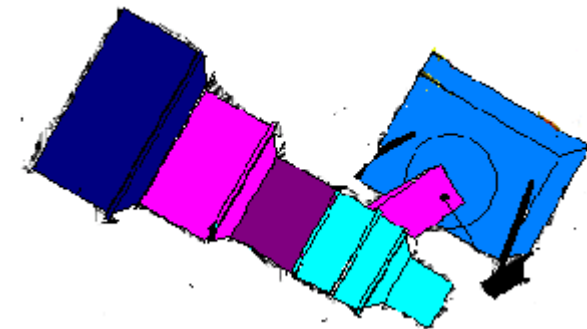
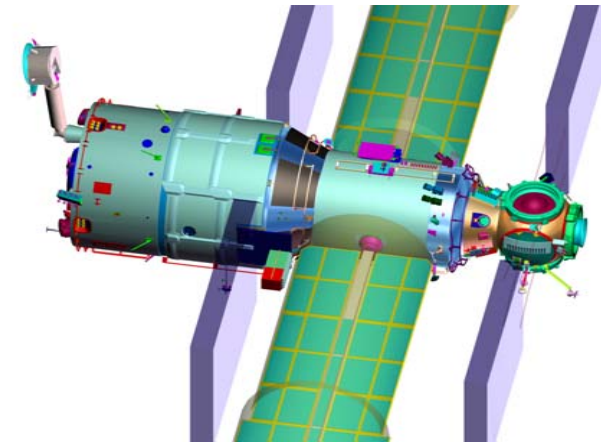


Transport als Einheit

(4) ROSITA auf RSM - Start mit MPLM/Racks

ANNAHMEN

- ROSITA ist zerlegt in mehrer Teile
- Start im MPLM in Einzelteilen (tbd)
- IVA: ROSITA Teile werden ins Russische Docking Module (DC) gebracht; teilweise zusammengebaut:
(1) Optischer Tubus (2) Sonnenblende
(3) Tubus Halterung
- Installation auf RSM mittels EVA

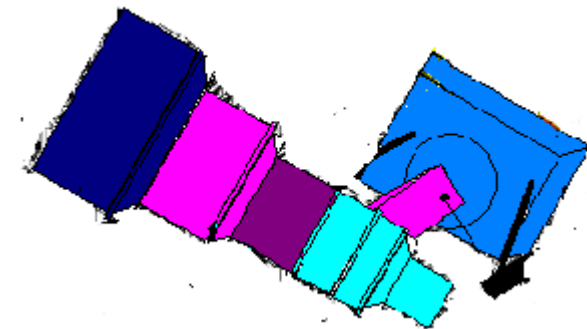
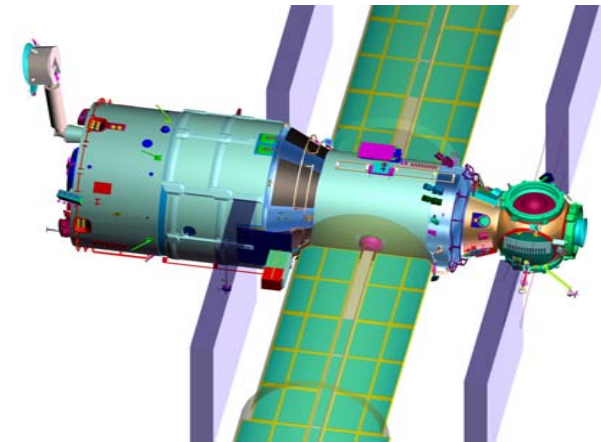


Transport in Einzelteilen

(5) ROSITA auf RSM - Start mit PROGRESS

ANNAHMEN

- ROSITA ist zerlegt in mehrere Teile
- Start mit PROGRESS
- IVA: ROSITA Teile werden ins Russische Docking Module (DC) gebracht; teilweise zusammengebaut: (1) Optischer Tubus (2) Sonnenblende (3) Tubus Halterung
- Installation auf RSM mittels EVA

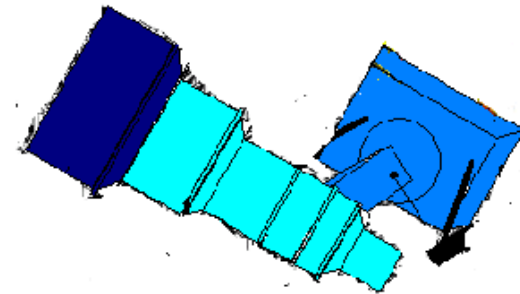
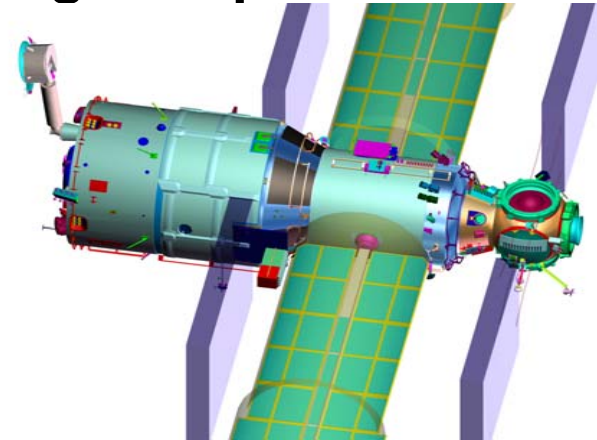


Transport in Einzelteilen

(6) ROSITA auf RSM - Start mit Docking Compartment #2

ANNAHMEN

- ROSITA ist teilweise zusammengebaut in (1) Optischer Tubus (2) Sonnenblende (3) Tubus Halterung
- Start mit Docking Compartment 2 (DC2)
- Installation auf RSM mittels EVA
- Anmerkung: Realisierung von DC2 sehr unsicher



Transport in Teilen

ANMERKUNGEN (1/2)

- PROGRESS hat nur einen Lukendurchmesser von 80 cm; Teile können ungefähr bis zu 1 m lang sein. PROGRESS fliegt regelmäßig zu ISS
- Docking Compartment (DC) gilt als „Russische Luftschleuse“:
 - Durchmesser der Luke ist ungefähr 1 m
 - Innerer Durchmesser ist ungefähr 2.5 m
- ISS „Quest Airlock“ Luke versetzt zur Längsachse; evakuierbares Volumen ist klein: Luftschleuse ist nicht geeignet um „größere Teile“ wie ROSITA optischen Tubus zu handhaben.
- „JEM Airlock“ ist zu kurz und zu klein im Durchmesser für ROSITA Teile

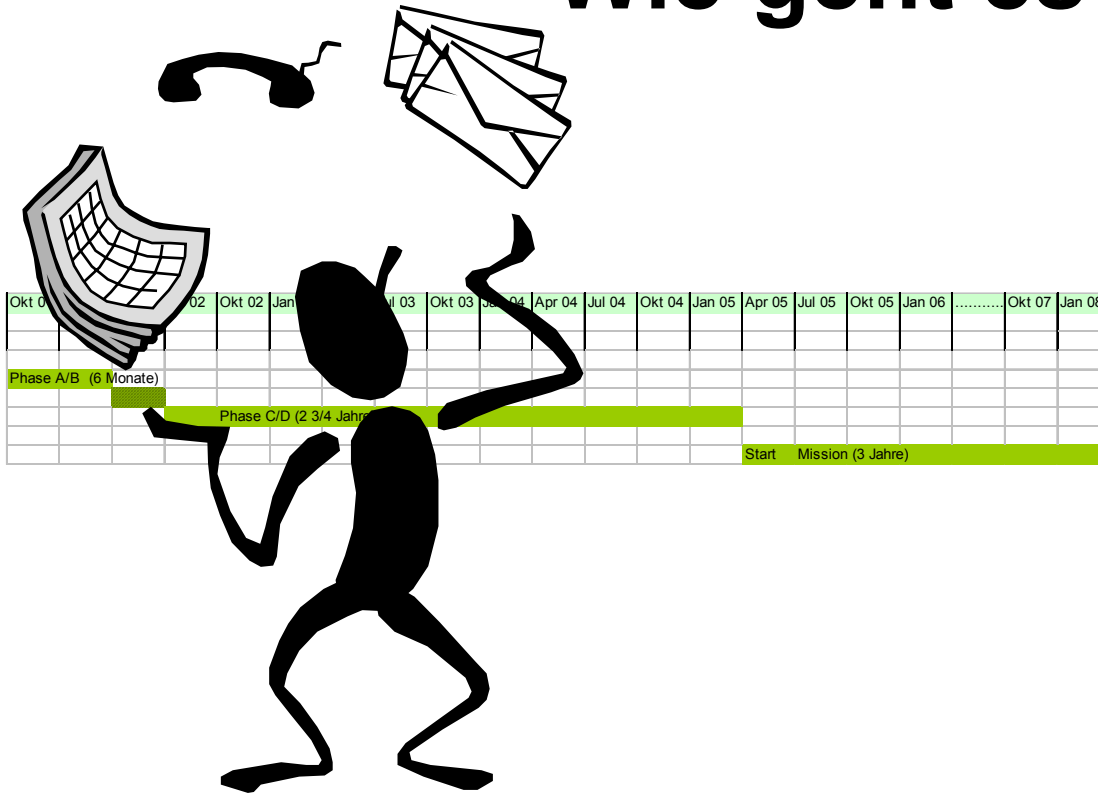
ANMERKUNGEN (2/2)

- Bau und Start des Docking Compartment #2 (DC2) ungewiss
- RMS + SSRMS Kombination um den russischen Teil der ISS zu erreichen ist gemäß RKK Aussage geplante Aktion für russische ISS Teile, d.h. generell auch für Instrumente anwendbar

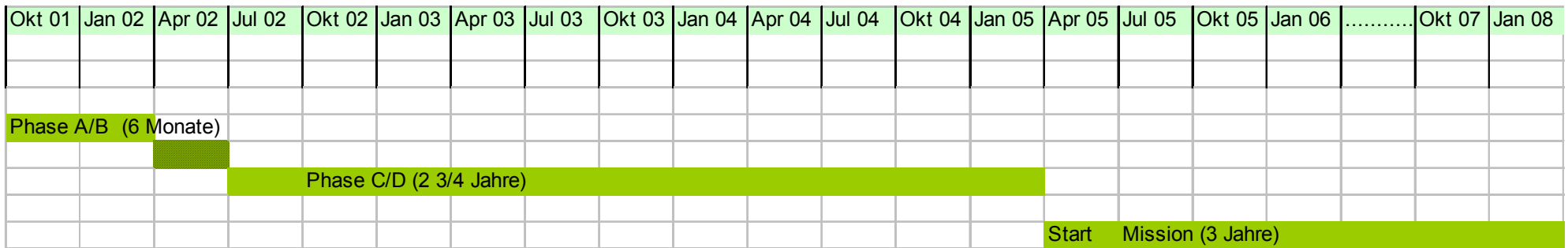
Zusammenfassung

- Missionsziele sind erreichbar für zwei alternative Akkomodationsplätze - COF-CEPF und SM
- Missionsdauer (d.h. Beobachtungszeitraum) sollte ca. 3 Jahren betragen
- Thermaldesign ist je nach Montageort unterschiedlich (Radiatoren)
- Mechanischer Aufbau des Teleskops inkl. Schwenkmechanismus ist für beide Plätze im wesentlichen gleich
- Mehrere Transportmöglichkeiten sind aus technischer Sicht für beide Alternativen vorhanden

Wie geht es weiter?



Planung der Projektphasen



- Verwendung bereits existierender Konzepte (Ausnahme Thermaldesign und neuer Detektor)
- Durchführung einer kombinierten Phase A/B (Zeit und Kosteneinsparung); Dauer 6 Monate
- Kurze Projektlaufzeit - Start im Frühjahr 2005

Hauptthemen für die Phase A (bzw. A/B)

- Festlegung der Teleskopanforderungen und der Budgets
- Festlegung der Kameradaten (neuer Detektor)
- Thermaldesign - Konzept ausarbeiten und Machbarkeit überprüfen; dabei weiterhin Betrachtung der zwei Akkommodationsalternativen
- Transport- und Aufbauszenarios detaillieren; Modellphilosophie; Diskussion mit ISS Verantwortlichen
- Architektur und Preliminary Design des Teleskops und der Kamera; I/Fs
- Montagegenauigkeit beim Zusammenbau des Teleskops aus Segmenten (betr. Service, Zusammenbau)
- Bewertung der Reflektionen durch ISS-Elemente
- Kostengerüst für die Mission mit ESA und RKK Energia