



***Raumfahrtschrott - Auswirkungen auf
die Raumfahrt***

Geodätisches Informationszentrum Wettzell

12. September, 2008

Holger Krag, ESA/ESOC

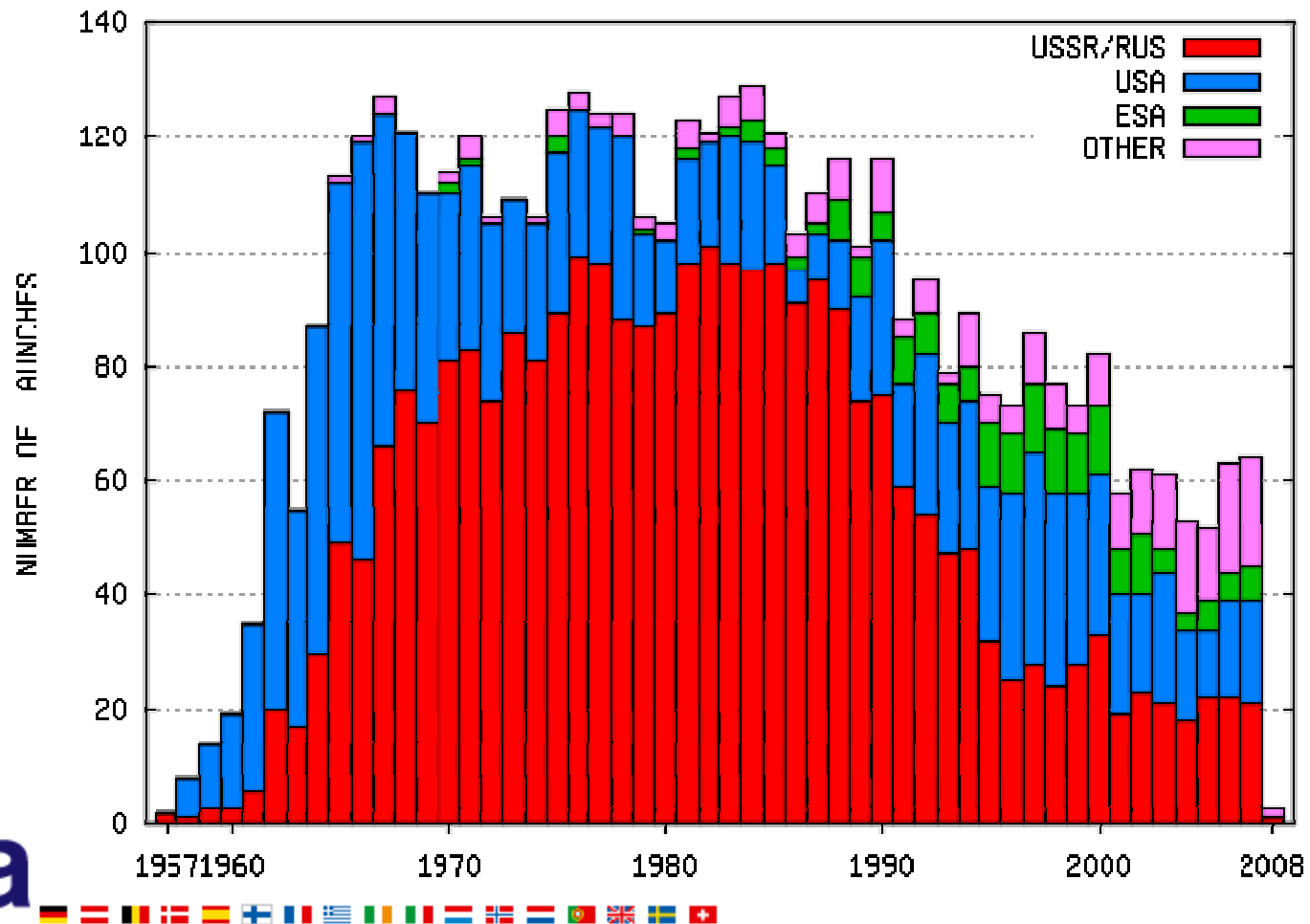
Übersicht

- Einleitung
- Konsequenzen
- Ursachen und Ausbreitung des Weltraumschrottes
- Instrumente und Messungen
- Modellierung und Risikoanalyse
- Gegenmaßnahmen
- Raumfahrtbetrieb und Weltraumschrott
- Schutz vor Weltraumschrott
- Beispiel aus der jüngeren Vergangenheit

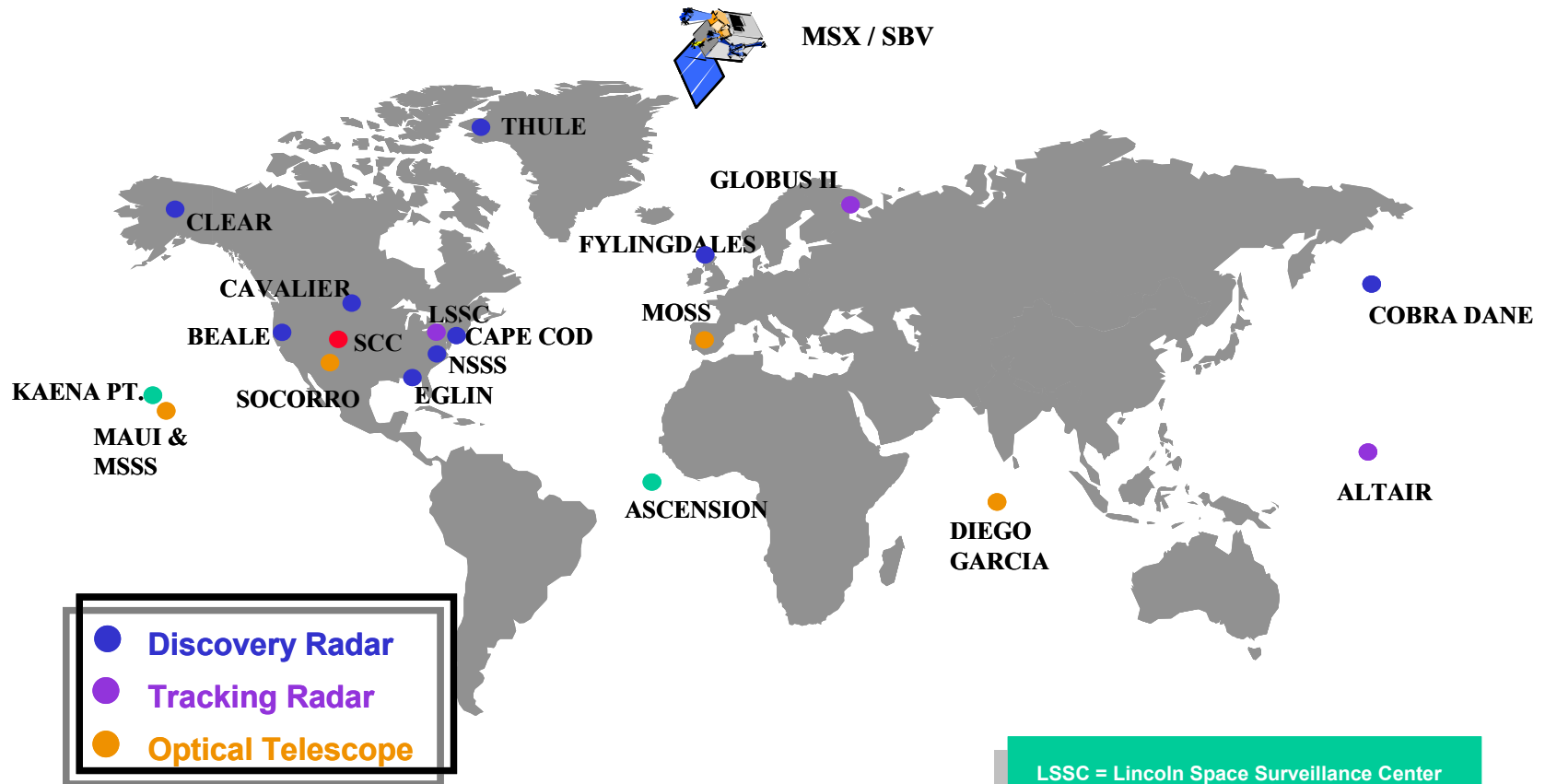
Einleitung

Jährliche Raketenstart

- Seit dem Start von Sputnik 1 (4. Okt. 1957) ungefähr 4800 erfolgreiche Raketenstarts.
- Erfassung von Objekten im Erdorbit durch Überwachungsnetzwerke (US Space Surveillance Network) - Objektkatalog

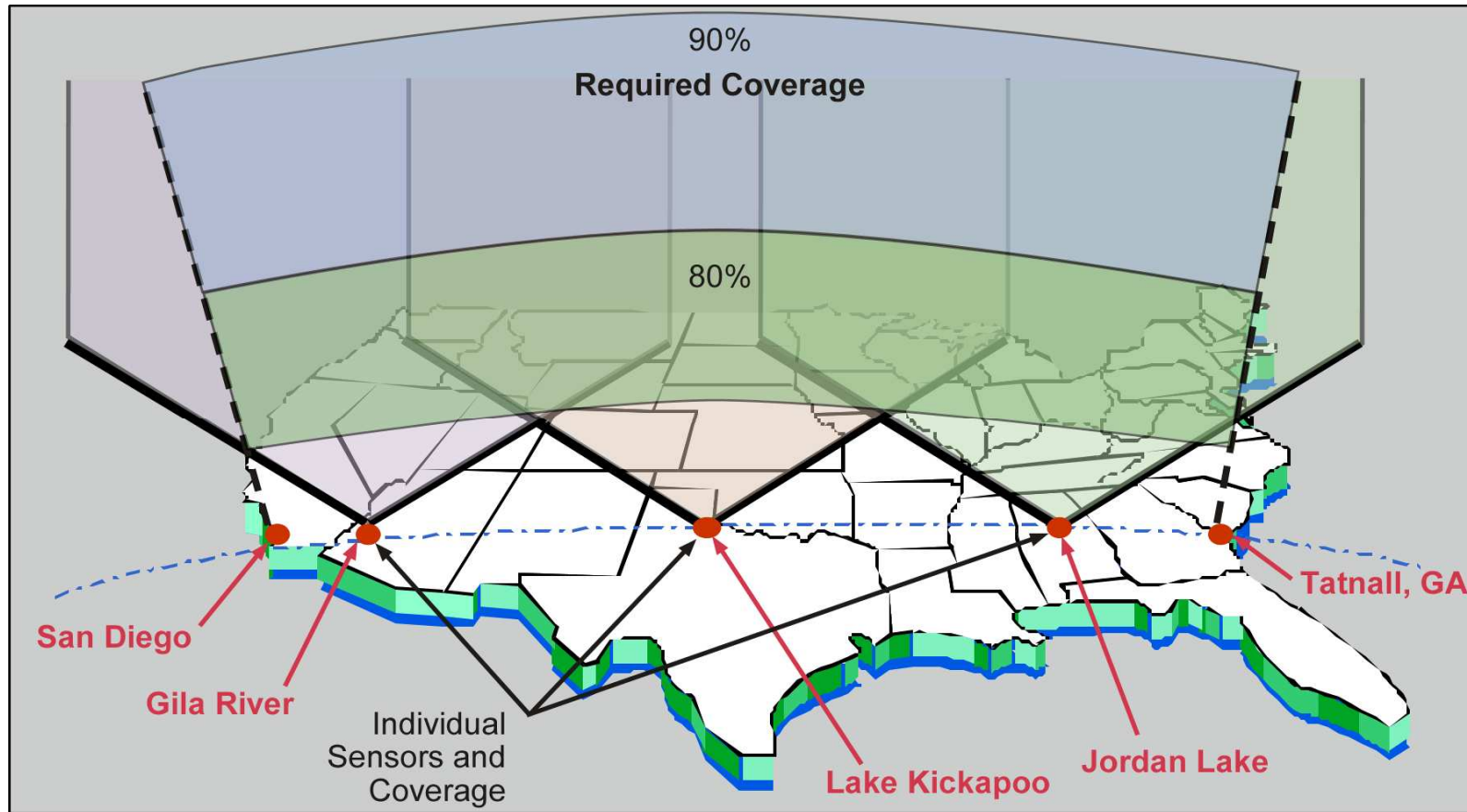


US Space Surveillance Network



LSSC = Lincoln Space Surveillance Center
 Millstone, Haystack, HAX
 MSSS = Maui Space Surveillance System
 (former AMOS/MOTIF site)
 NSSS = Naval Space Surveillance System

US Space Surveillance Network



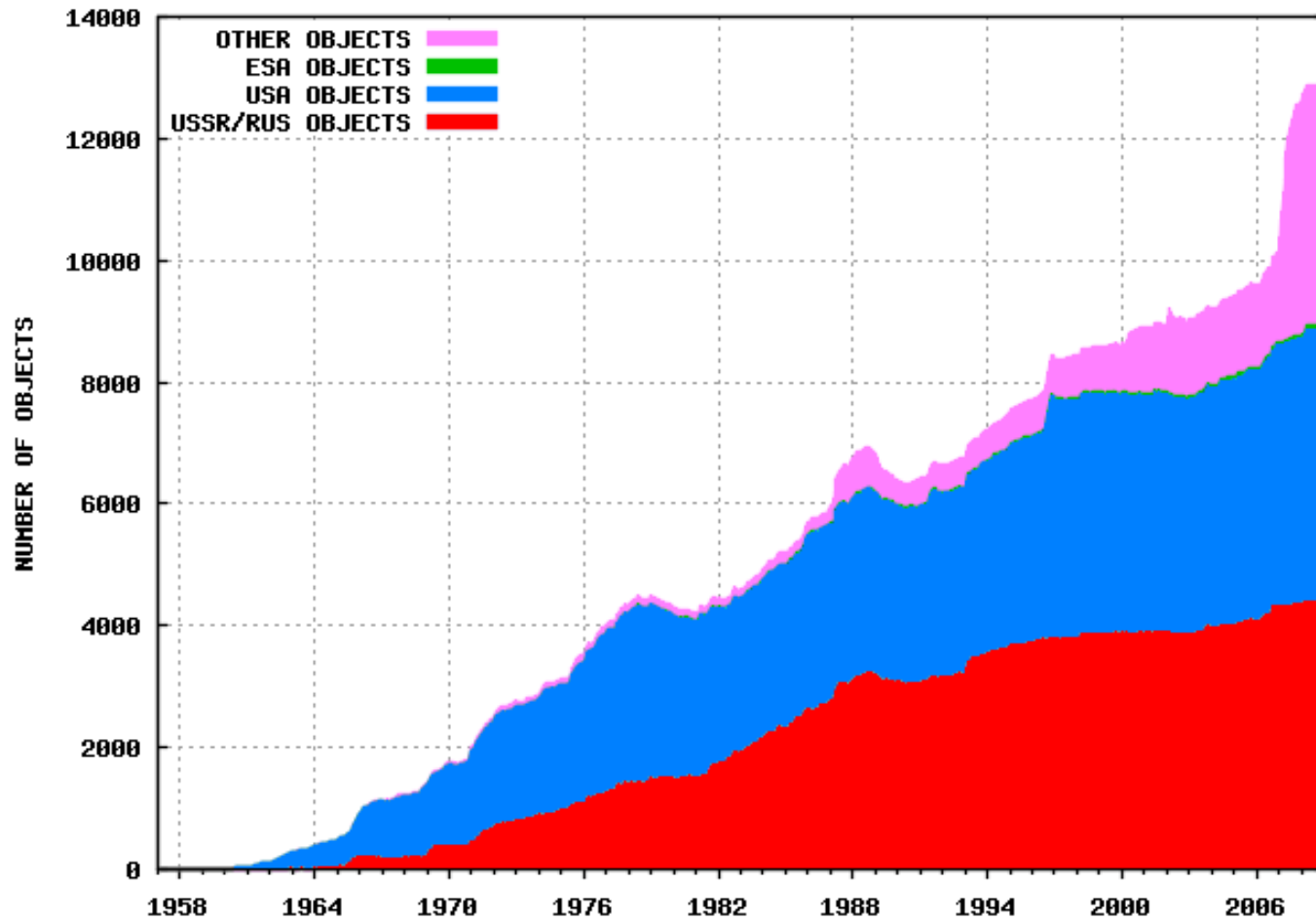
NSSS-047

Detektionsgrenze: ca. 10cm



Katalogisierte Objekte im Orbit

- März 2008: ca. 33000 Objekte katalogisiert, davon ca. 12700 im Orbit



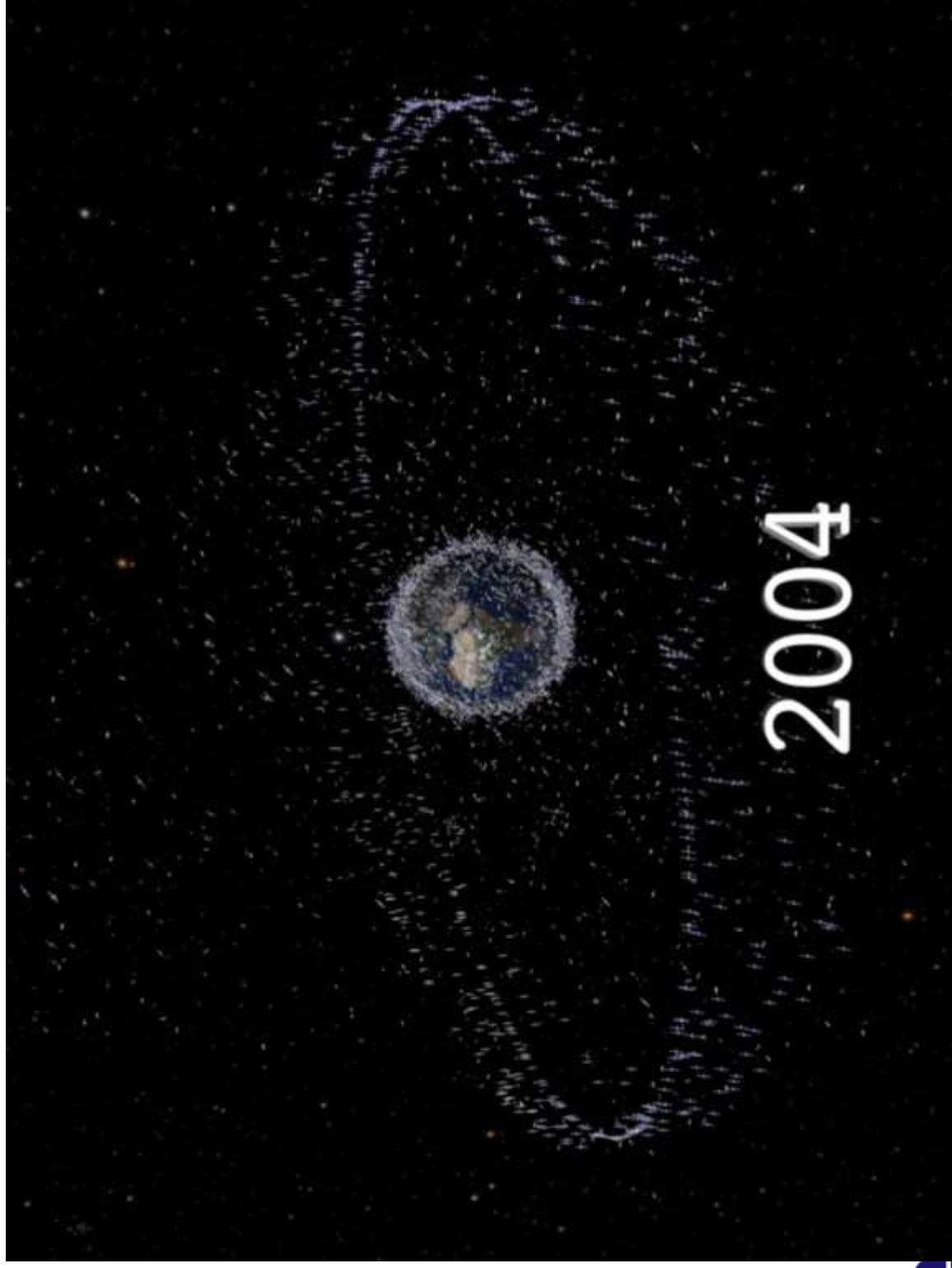
Zusammensetzung des Katalogs

Operationelle Satelliten	5%
Ausgediente Satelliten	21%
Raketenoberstufen	14%
Missionsbezogene Objekte	8%
Fragmente	52%

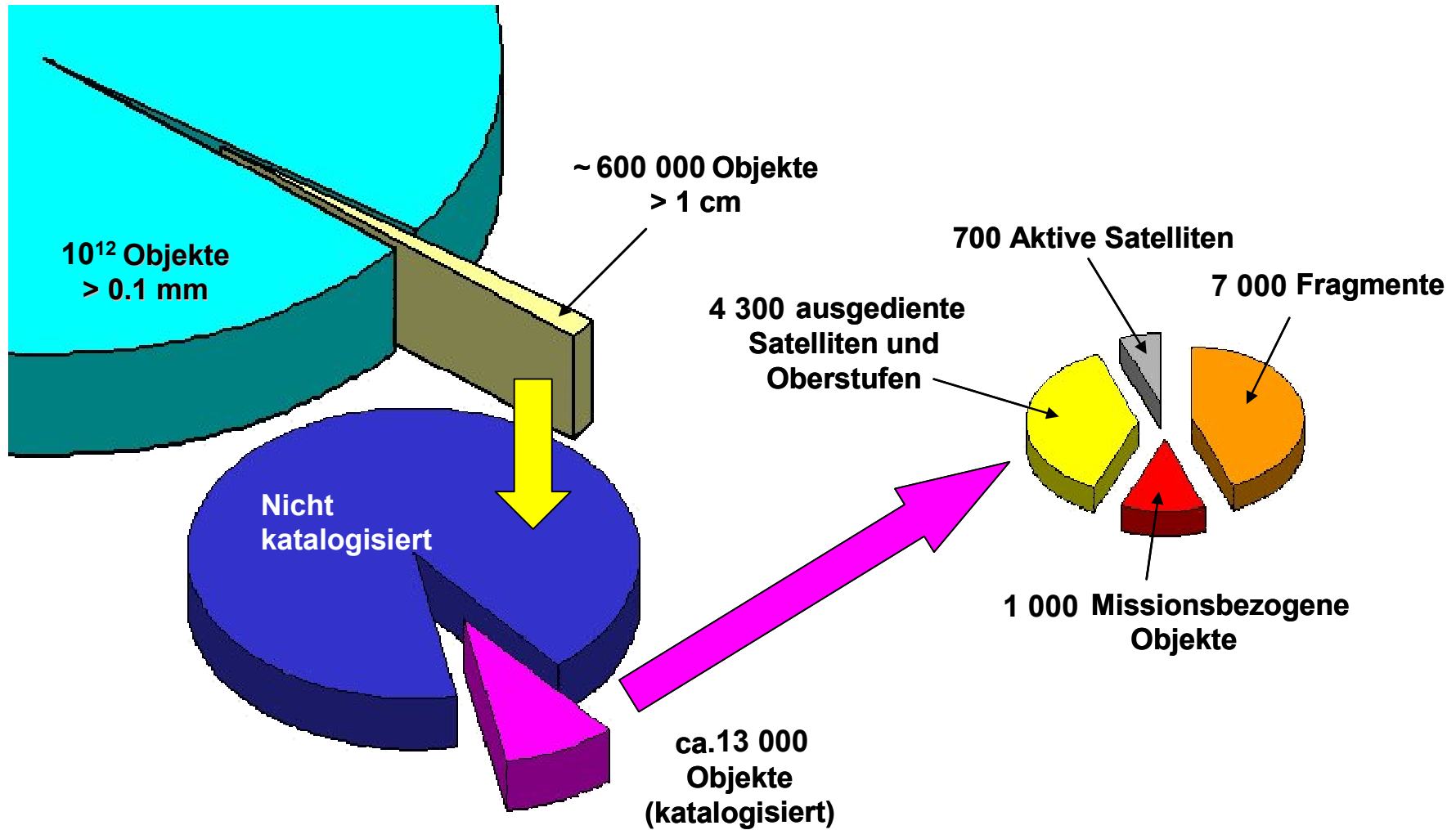
Space Debris (Raumfahrtrückstände, Raumfahrtschrott)

Künstliche Objekte im Erdorbit, die nicht mehr genutzt werden und von denen kein Nutzen mehr erwartet wird

Verteilung der katalogisierten Objekte



Zusammensetzung der Objektpopulation



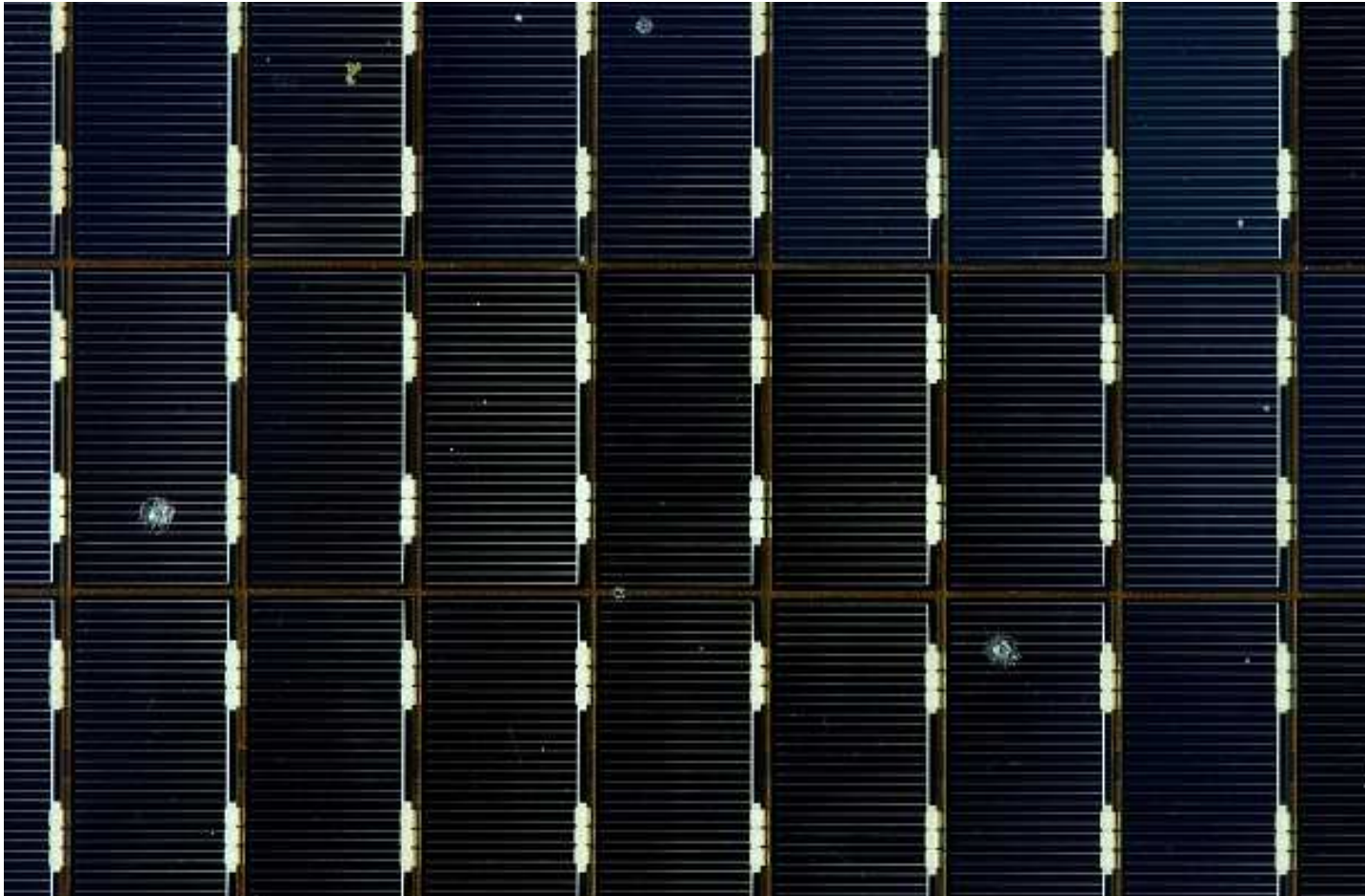
Nachweis von Weltraumschrott (HST)

Hubble Space Telescope (HST) Solarzellenausleger



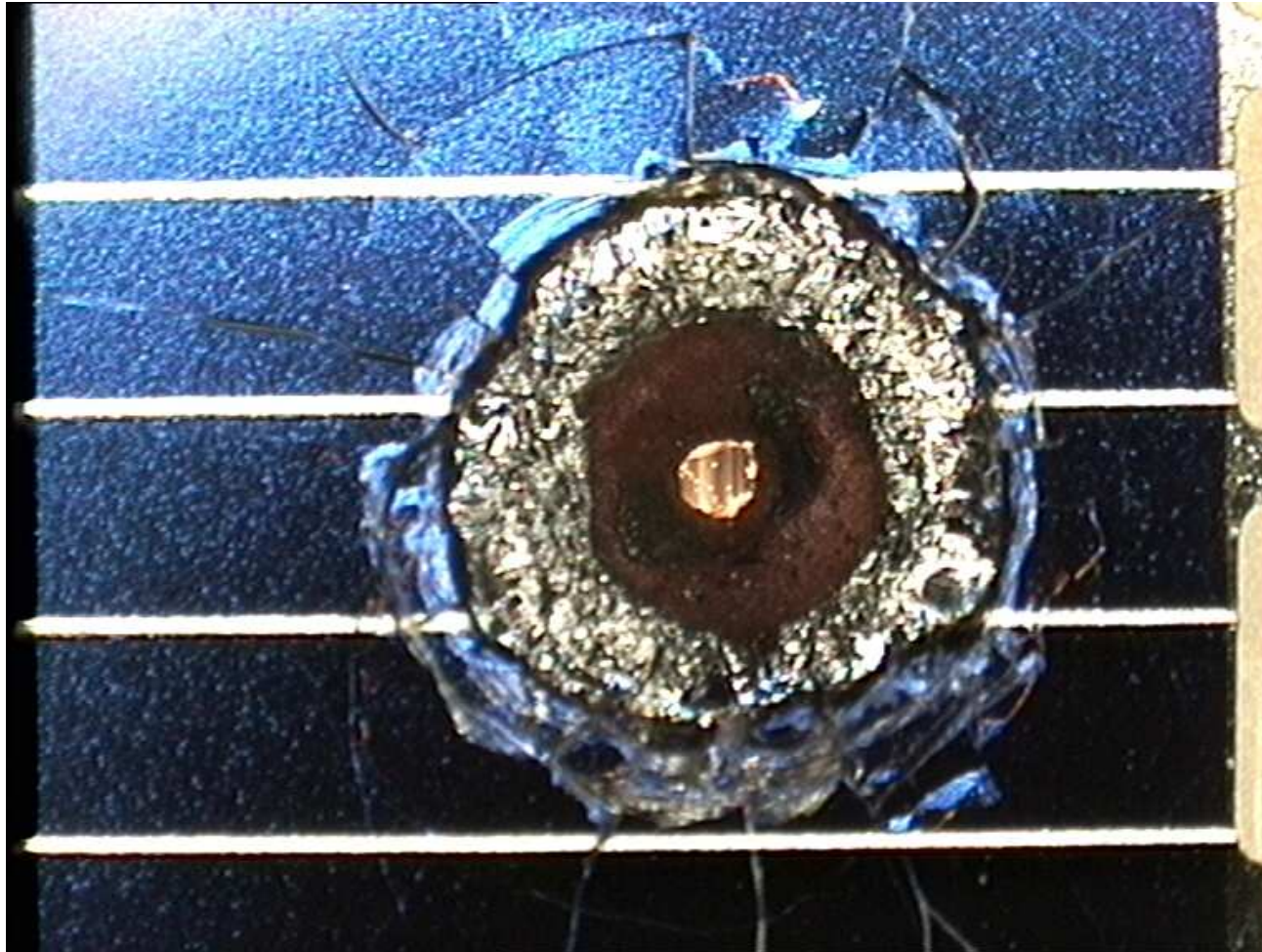
HST im März 2002 vor dem
Zurueckholen der Solarzellenausleger

Nachweis von Weltraumschrott (HST)



HST Solarzellen mit Einschlagkrater.
Dimension der Zellen: 20 x 40 mm

Nachweis von Weltraumschrott (HST)



Krater Größe: 3,5 mm,
Lochdurchmesser: 0,5 mm

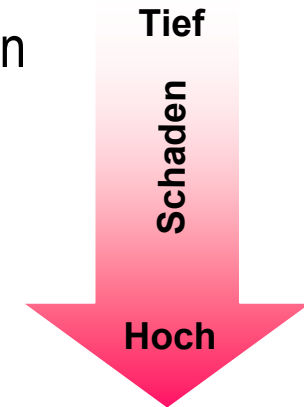
Konsequenzen

Allgemeine Auswirkungen von Einschlägen

Durchschnittliche Relativgeschwindigkeit in erdnahen Orbits 10-11km/s

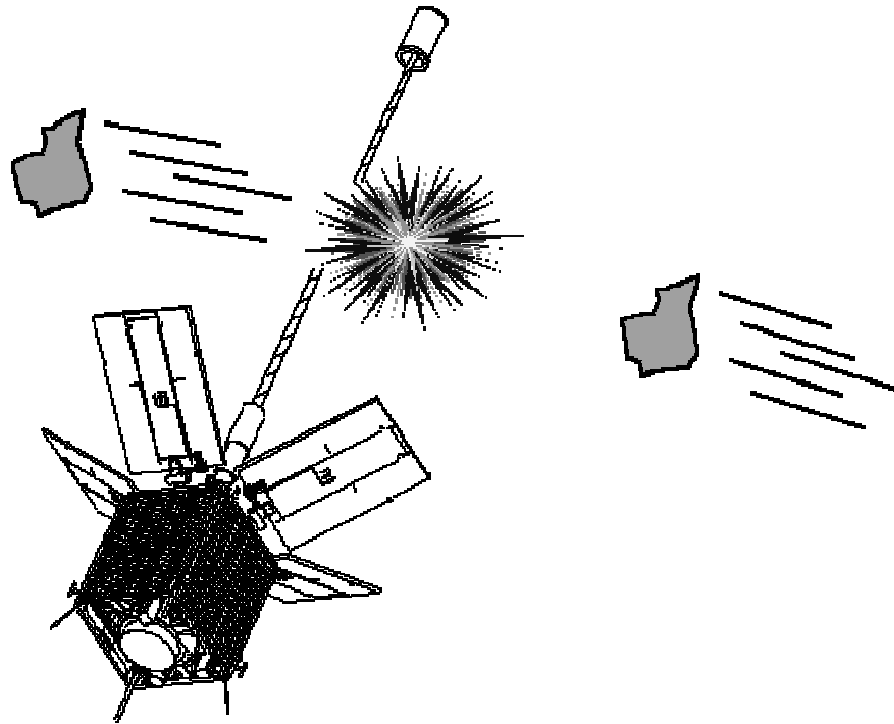


- Ständige Einschläge von sehr kleinen Partikeln $> 1\mu\text{m}$ können die Satellitenaußenhaut strapazieren und Sensoren beschädigen
- Objekte zwischen 1mm und 1cm können die Satellitenstruktur durchschlagen
- Aufschläge von Objekten $> 1\text{cm}$ können den Satelliten komplett zerstören

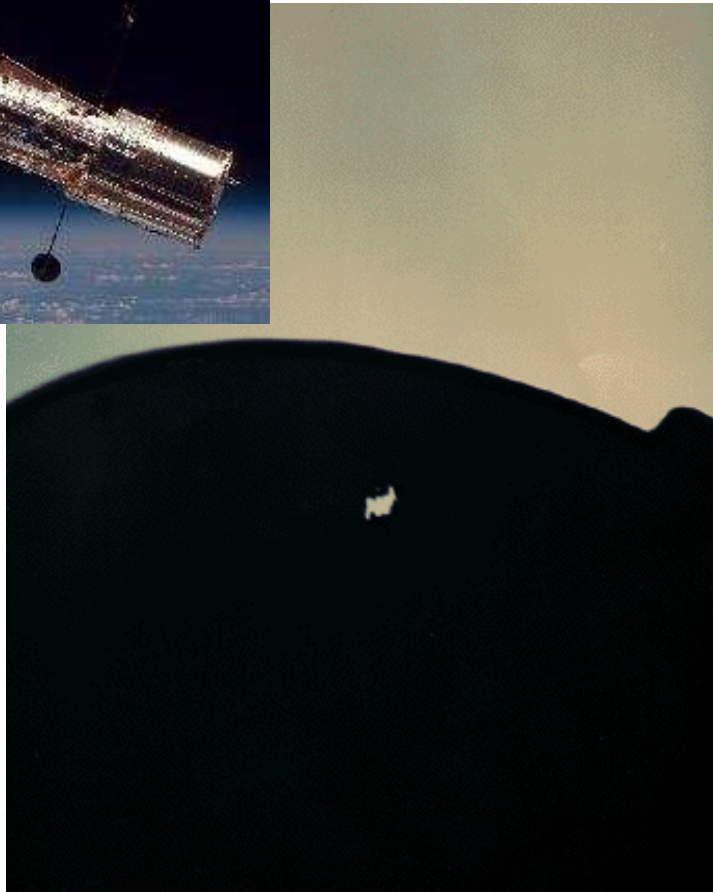


Kollisionen

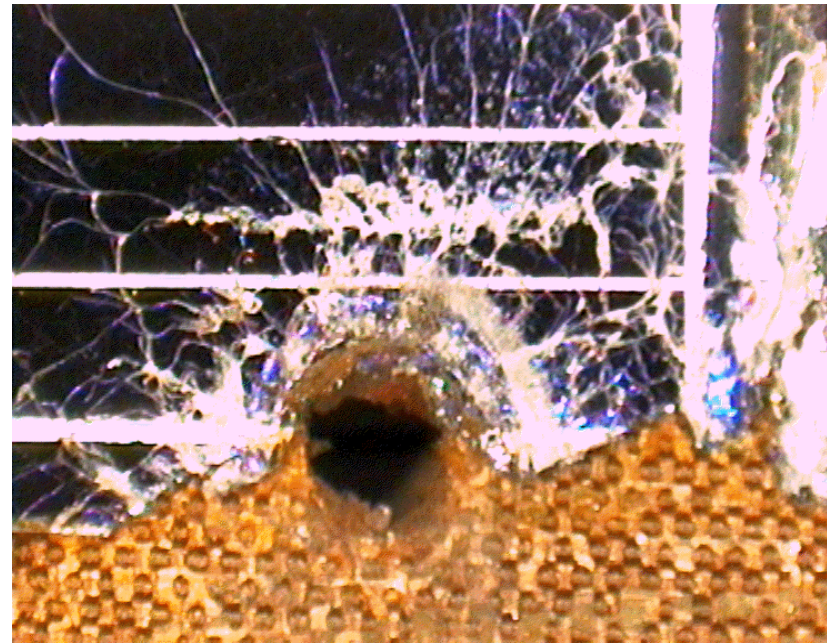
- 3 Kollisionsereignisse zwischen katalogisierten Objekten sind bekannt
 - 1996: Cerise – Fragment einer Ariane-1 Oberstufe
 - 1991: Cosmos 1934 – Cosmos 926 Fragment
 - 2005: Thor Burner IIA Oberstufe – Fragment einer CZ-4B (dritte Stufe)



Missionsgefährdung (Beispiel HST)



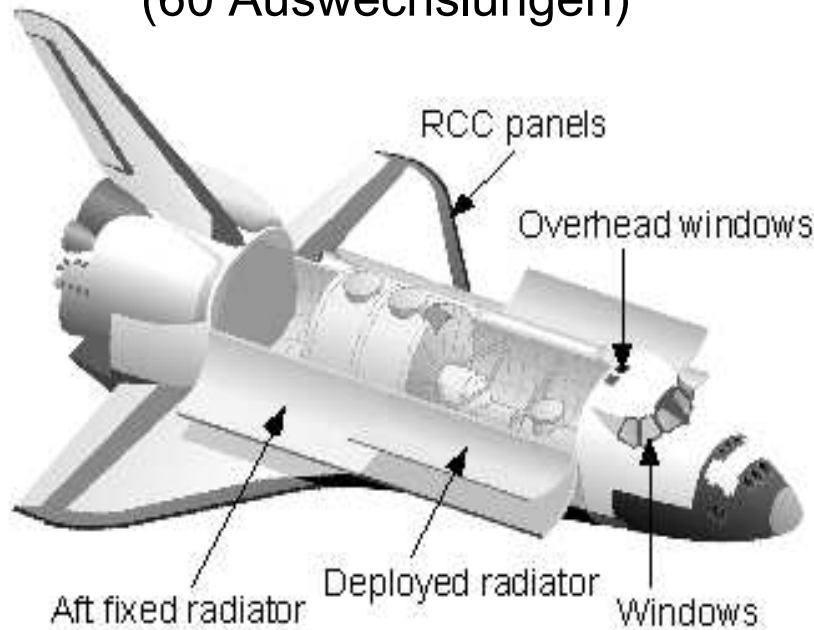
Loch in Hubble Space Telescope
Antenne (1,9 cm x 1,7 cm)



Einschläge in Solarzellenflächen

Schäden (Beispiel STS)

Space Shuttle Fenster
(60 Auswechslungen)



Zusammenfassung der bedeutendsten entdeckten Schäden durch Hypervelocity Impacts von STS-50 bis STS-103

Mission Number	Duration (days)	Impact Location	Damage Diameter (mm)	Projectile Origin	Estimated Particle Diameter (mm)
STS-50	13.8	Window # 4	3.3 mm	Orbital Debris/Ti Metal	0.2 mm
STS-50	13.8	Radiator LH#1	3.8 mm	Orbital Debris/Paint	0.5 mm
STS-55	10	Ku-Band/DEA Box	4.1 mm	Orbital Debris/Aluminum	0.3 mm
STS-56	9.3	Ku-Band Antenna	1.4 mm	Meteoroid	0.6 mm
STS-59	11.2	Window # 11	12.0 mm	Orbital Debris/Paint	0.5 mm
STS-72	8.9	Speed Brake Spring	3.4 mm	Orbital Debris/Aluminum	1.3 mm
STS-73	15.9	Radiator LH#4	8.3 mm	Orbital Debris/Paint	0.6 mm
STS-73	15.9	FRSI LH#4	17.0 mm	Lead Soldier	3.1 mm
STS-75	15.7	Pallet Trunnion	1.0 mm	Orbital Debris/Aluminum	0.8 mm
STS-79	10.1	Radiator RH#3	4.8 mm	Orbital Debris/Stainless	1.0 mm
STS-80	17.7	Radiator RH#4	5.5 mm	Orbital Debris/Stainless	1.7 mm
STS-80	17.7	Radiator LH#4	3.2 mm	Orbital Debris/Stainless	1.0 mm
STS-81	10.1	Radiator RH#4	4.3 mm	Orbital Debris/Stainless	0.8 mm
STS-84	9.2	Radiator RH#4	4.0 mm	Orbital Debris/Stainless	0.7 mm
STS-84	9.2	FRSI RH#2	12.0 mm	Orbital Debris/Aluminum	2.1 mm
STS-85	11.9	Radiator RH#4	5.0 mm	Meteoroid	0.7 mm
STS-86	10.8	ext.manifold 1	0.9 mm	Orbital Debris/Stainless	0.4 mm
STS-86	10.8	ext.manifold 2	1.0 mm	Meteoroid	0.2 mm
STS-88	11.8	Radiator RH#3	3.4 mm	Meteoroid	0.3 mm
STS-88	11.8	FRSI LH#3	6.0 mm	Orbital Debris/Aluminum	1.5 mm
STS-90	15.8	FRSI RH#2	11.5 mm	Orbital Debris/Aluminum	2.2 mm
STS-90	15.8	Ku-Band/DEA Box	2.2 mm	Orbital Debris/Stainless	0.6 mm
STS-90	15.8	LH OMS Nozzle	1.6 mm	Unknown	-
STS-93	4.9	FRSI LH#2	4.1 mm	Orbital Debris/Paint	1.0 mm
STS-93	4.9	Radiator LH#1	6.4 mm	Orbital Debris/Stainless	1.8 mm
STS-93	4.9	Radiator LH#1	4.1 mm	Orbital Debris/Paint	0.7 mm
STS-94	15.7	Window # 7	8.2 mm	Orbital Debris/Aluminum	0.2 mm

Mission Number	Duration (days)	Impact Location	Damage Diameter (mm)	Projectile Origin	Estimated Particle Diameter (mm)
STS-84	9.2	FRSI RH#2	12.0 mm	Orbital Debris/Aluminum	2.1 mm

S-103	7.9	RCC LH#8	5.2 mm	Orbital Debris	0.9 mm
S-103	7.9	RH5 OMS Nozzle	1.1 mm	Orbital Debris/Aluminum	0.4 mm
S-103	7.9	Radiator LH#3	3.5 mm	Orbital Debris/Paint	0.5 mm
S-103	7.9	Radiator RH#2	3.6 mm	Orbital Debris/Paint	0.5 mm
S-103	7.9	Radiator RH#2	4.2 mm	Metallic Na/K	0.4 mm



Quelle: Space Shuttle Meteoroid and Orbital Debris Impact Damage
R.P. Bernhard¹, E.L. Christiansen², J.H. Kerr²

¹Lockheed Martin, ²NASA – Johnson Space Center, Houston

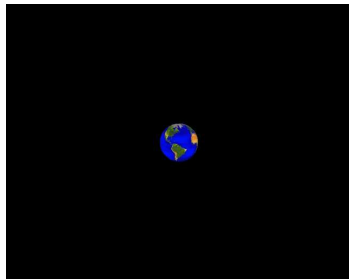
Risiko am Boden

Treibstofftank Delta II, Texas, 1997

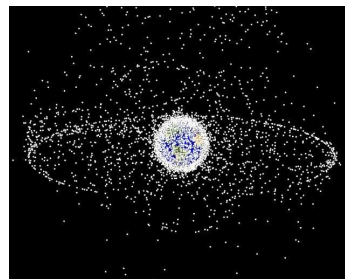


Langfristige Auswirkungen

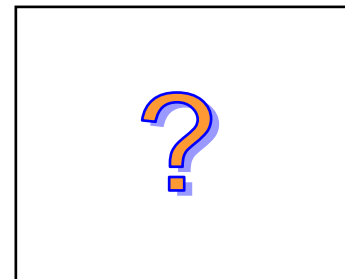
- Implementierung von Schutzschilden und das Durchführen von Ausweichmanövern machen die Mission teuer
- Einige wissenschaftliche und kommerziell besonders relevante Orbits (z.B. geostationäre Bahn) sind bereits jetzt schwer belastet
- Ein ständiges Weiterwachsen der Objektpopulation wird die Wahrscheinlichkeit für Kollisionen erhöhen und damit die Trümmererzeugung verstärken.
- ***Dieses könnte zu einer sich selbst verstärkenden Kettenreaktion führen, die große Zahlen von Objekten freisetzt und die Fortsetzung der Raumfahrt gefährdet***



Vor 1957



2008



2208+

Ursachen und Ausbreitung des Weltraumschrotts

Quellen und Senken von Weltraumschrott

Quellen

Starts

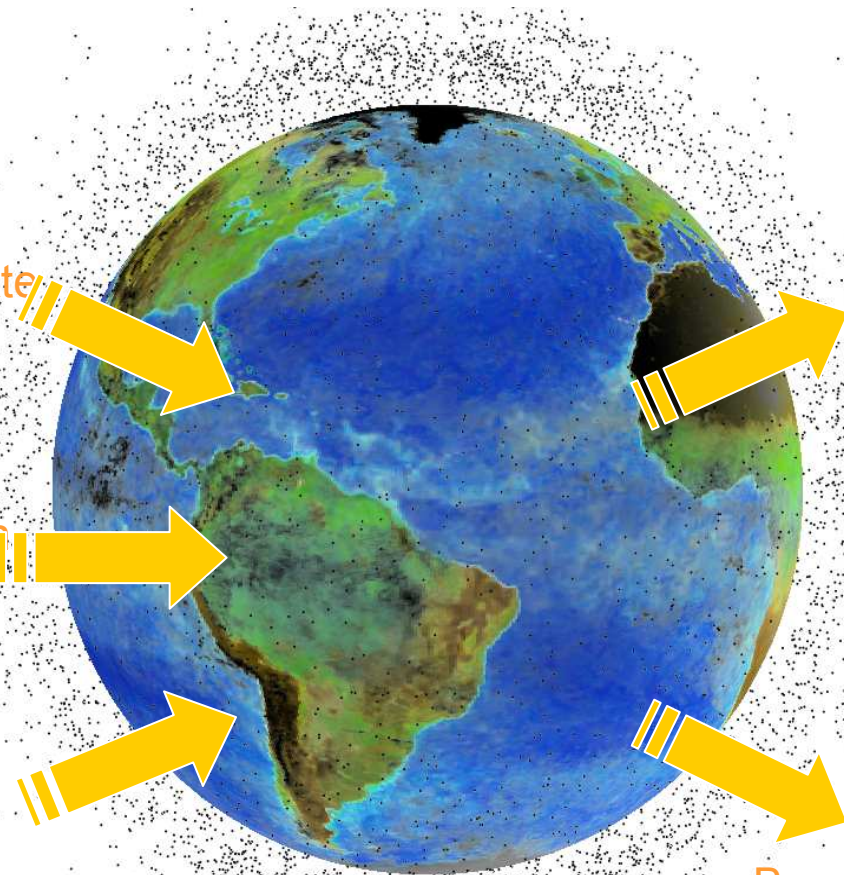
Oberstufen, Nutzlasten,
missionsbedingte Objekte

Fragmentationen

Explosionen, Kollisionen

Andere Ursachen

Feststoffmotoren,
Flüssigmetalltropfen,
Oberflächendegradation



Senken

Natürlicher Bahnabstieg

atmosphärischer
Widerstand,
Gravitation von
Sonne und Mond,
solarer
Strahlungsdruck

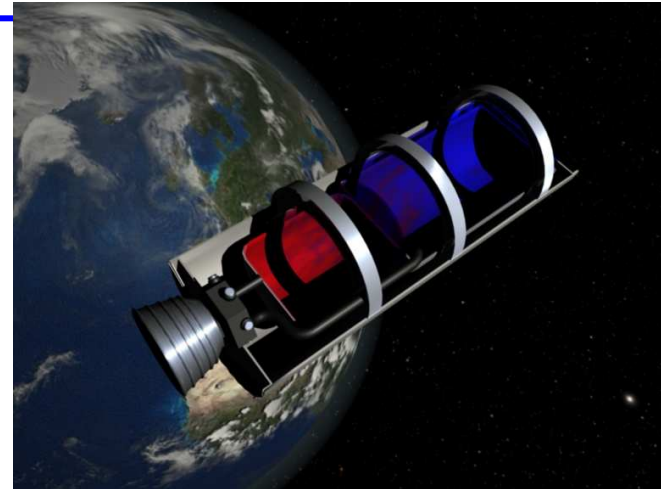
Aktive Manöver

Rückführung durch
Bremsschub, Rückholung
von Objekten (Shuttle)

Fragmentationen

Explosionen

- Häufige Ursache: unbeabsichtigte Selbstentzündung von Resttreibstoffen
- Ca. 220 Ereignisse (meist in LEO)



Kollisionen

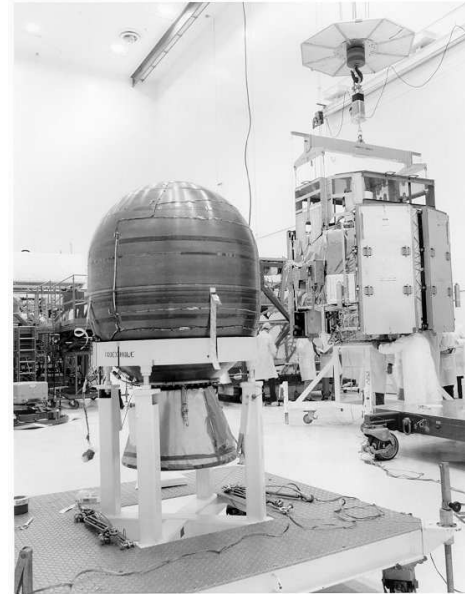
- 3 erkannte Ereignisse (alle in LEO)
1991, 1996, 2005
- Bisher noch kein signifikanter Beitrag zur Objektpopulation



Partikel aus Feststoffmotoren

Schlacke

- 1.076 Bahntransfermanöver
- Zusammensetzung: hauptsächlich Aluminiumoxid
- Größe der Schlackepartikel: bis zu 3 cm

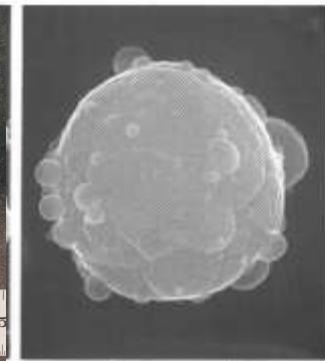


Staub (Rauch)

- Aluminiumoxid-Partikel $> 1\mu\text{m}$
- Bis zu 30% der Treibstoffmasse



15 μm

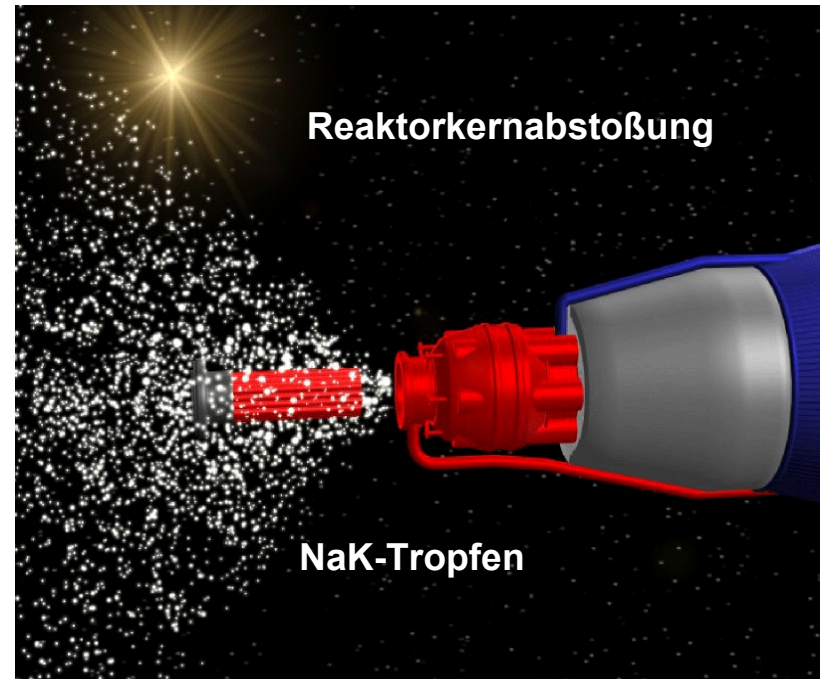


5 μm

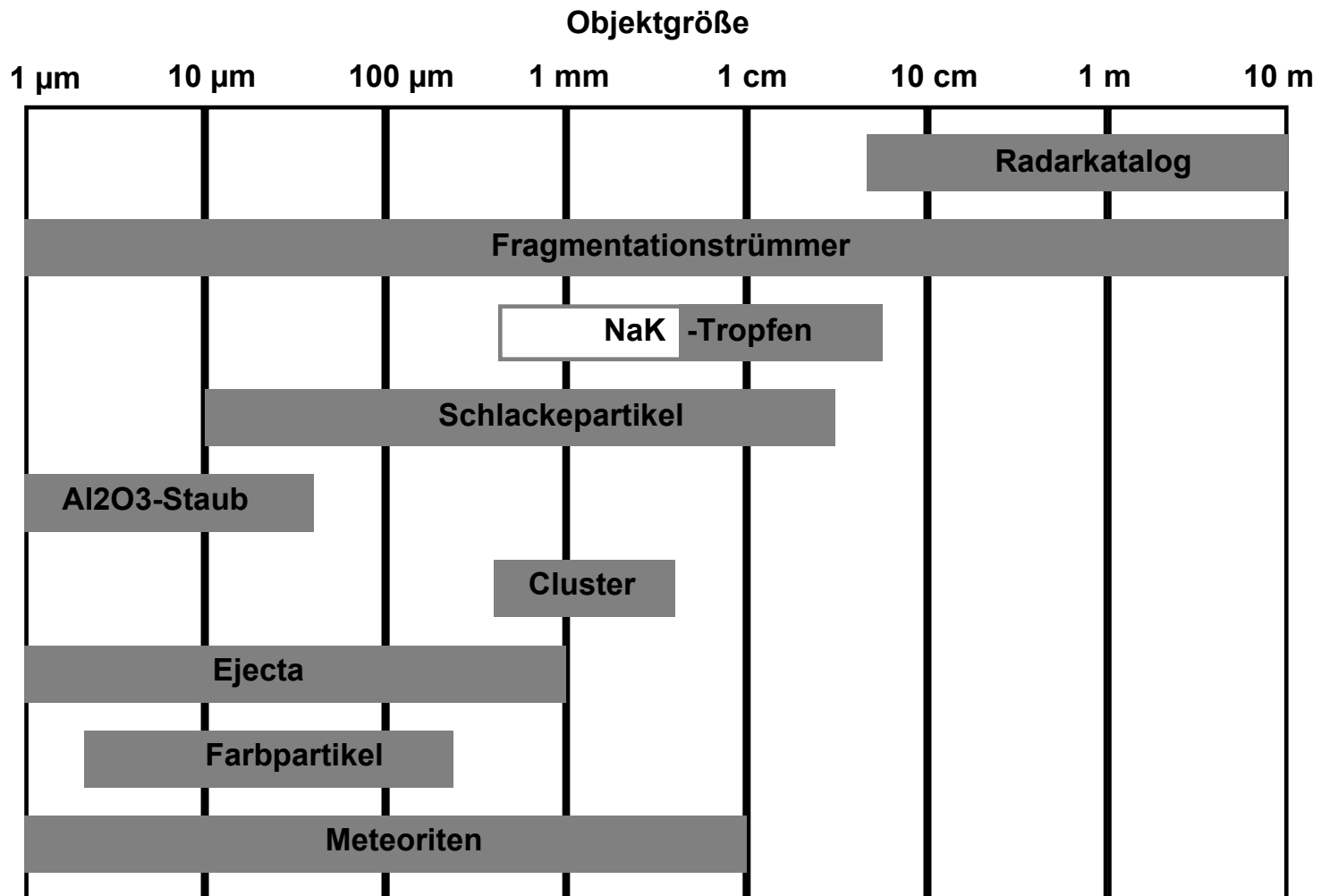
Flüssigmetalltropfen aus Kernreaktoren

Flüssigmetalltropfen

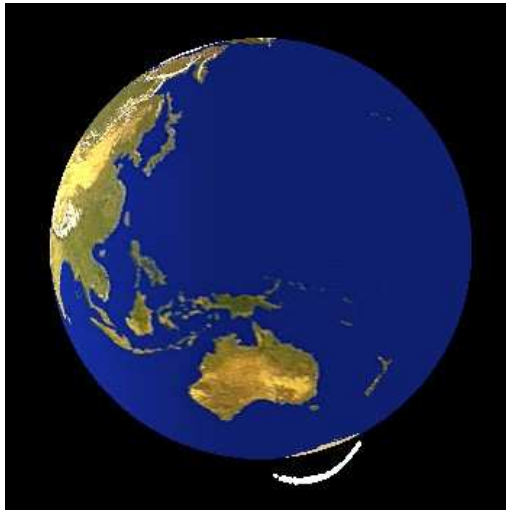
- Kühlmittel (NaK) Austritt bei Kernabstoßung der RORSAT Satelliten
- 16 Kernabstoßungen in 900km Höhe
- 260.000 Objekte > 3 mm in LEO



Weitere Quellen und Größenbereiche



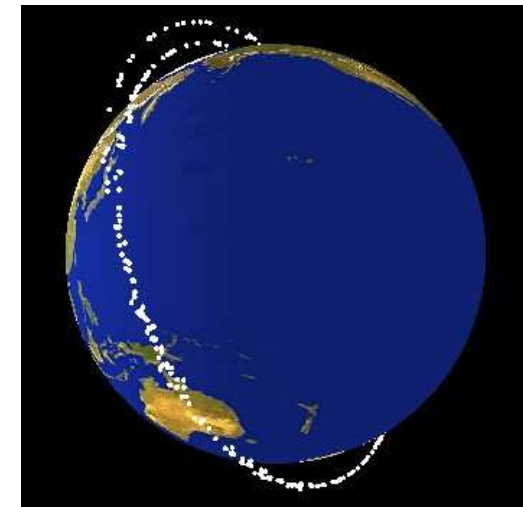
Ausbreitung einer Trümmerwolke



nach ca. 1 Umlauf



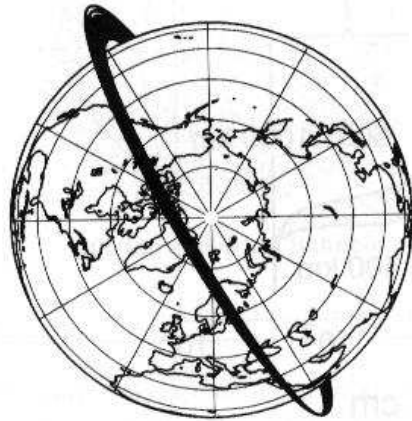
nach ca. 2 Umläufen



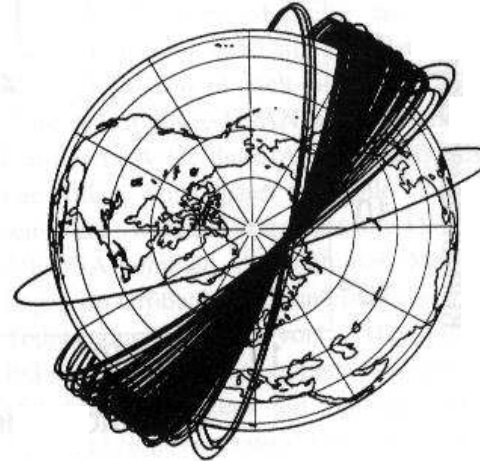
nach ca. 10 Umläufen

Entwicklung der Bahnebenen

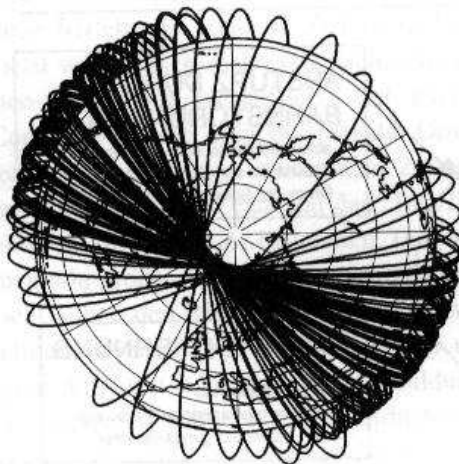
sofort



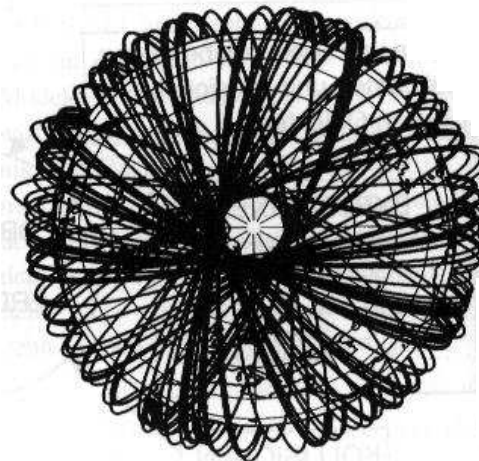
nach 3 Monaten



nach 1 Jahr



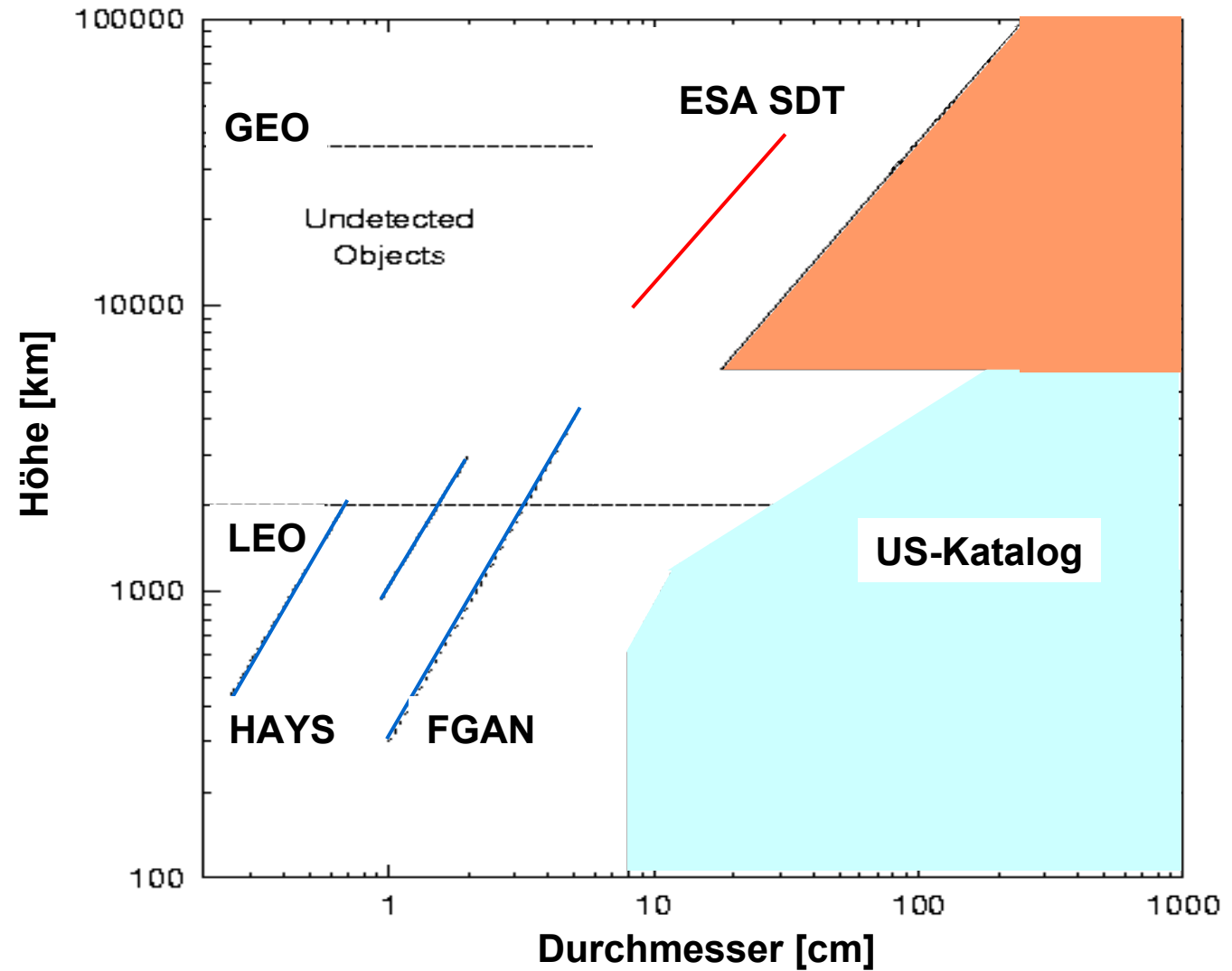
nach 4 Jahren



Instrumente und Messungen

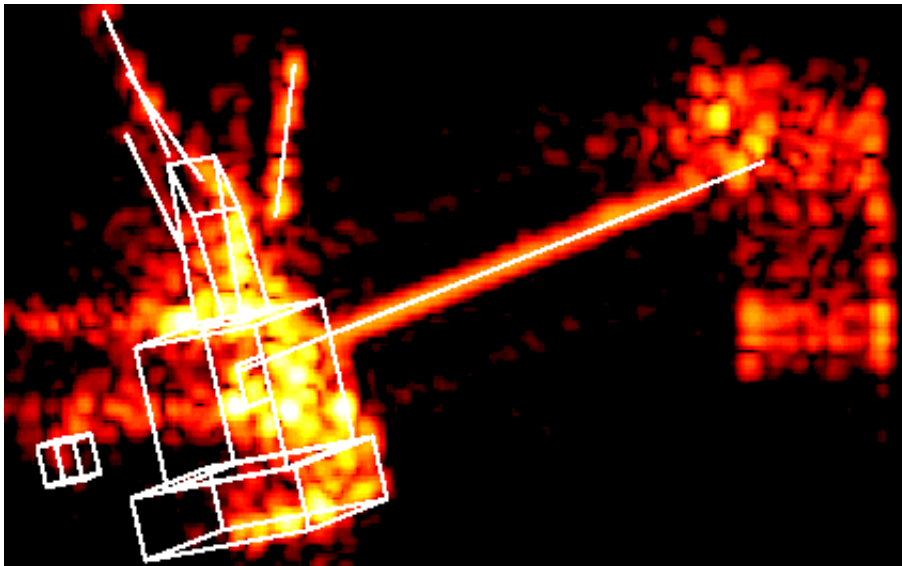
Beobachtung und Detektion der Objekte

- Radar
- Optisch



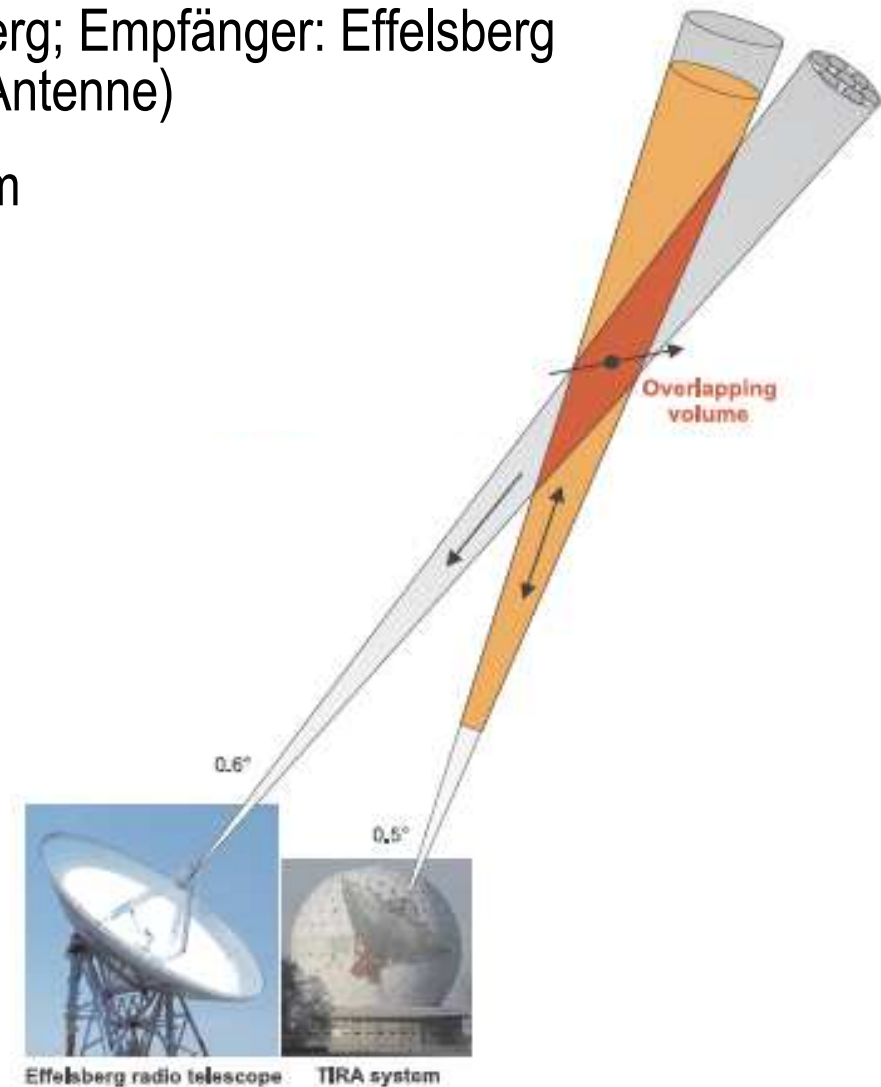
FGAN/TIRA Radar (D)

- Betreiber: FGAN (Forschungsgesellschaft für Angewandte Naturwissenschaften e.V.)
- Tracking Radar: L-Band (1.333 GHz),
- Bildgebendes Radar: Ku-Band (16.7 GHz),



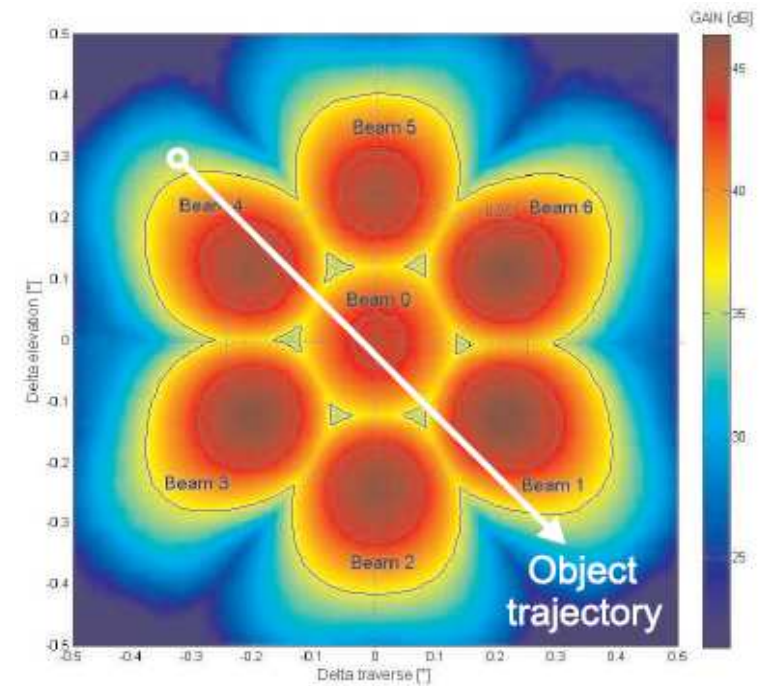
Bi-statische Beam-park Experimente (D)

- Sender und Empfänger: TIRA/Wachtberg; Empfänger: Effelsberg Radioteleskop (100 Meter steuerbare Antenne)
- Detektionsgrenze: ~ 0.9 cm in 1,000 km



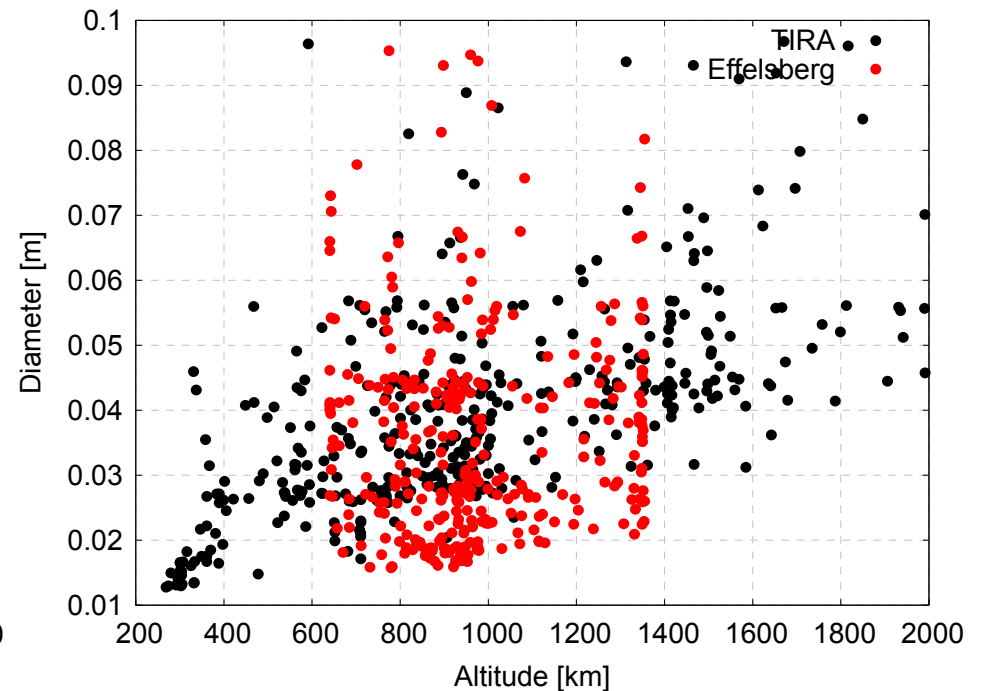
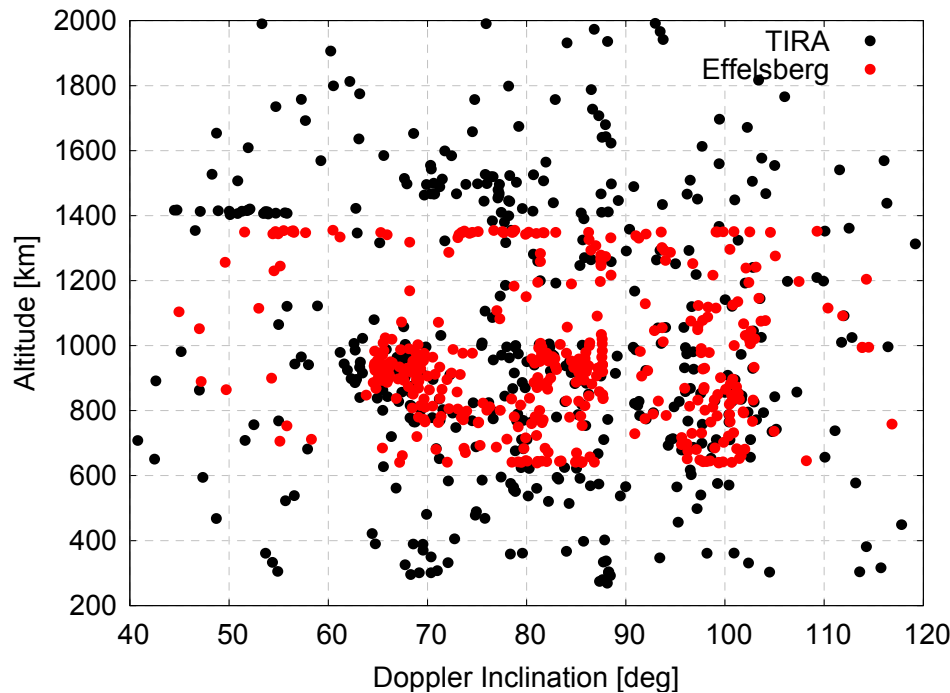
Bi-statische Beam-park Experimente (D)

- Die Bahnparameter können aufgrund der unbekanntnen Trajektorie des Objektes durch die Radarkeule nicht genau abgeschätzt werden
- ⇒ Das Effelsberg Radioteleskop wurde mit einem Multi-beam Receiver ausgerüstet um eine Auflösung innerhalb der Keule zu ermöglichen (0.16° Keulenbreite)



Bi-statische Beam-park Experimente (D)

- COBEAM-2006 Experiment: Gemeinsames Beobachtungsvolumen zwischen 600km and 1400km (24h)
- TIRA hat 516 Objekte detektiert und Effelsberg 424



European Incoherent Scatter Radars, EISCAT (S)

- Svalbard Radar: 500MHz UHF Radar (42m und 32m Antennen), 3000 Stunden Ionosphären-Messungen jährlich
 - Tromsø radar: 32m-Antenne, UHF-band (929 MHz), 7MHz Bandbreite, 2 MW Peak-Power
- ⇒ Ein Space-Debris Receiver der parallel zu den Ionosphären-Messungen arbeiten kann wurde entwickelt



ESA Space Debris Telescope Tenerife/Spain (EU)

- Optik: 1 m Apertur, 0.7° Sichtfeld, Ritchey-Chrétien & Coudé Foci
- CCD: 4096 x 4096 Pixel; S/N Verhältnis ~ 5.0; ~ 2 sec Integrationszeit, ~ 19 sec Auslesezeit
- Detektionsgrenze: mag 19 - 21 (~ 15 cm Objekte in GEO); 120° des GEO-Rings sichtbar



ESA Space Debris Telescope Tenerife/Spain (EU)

Planning Tool for Geo Survey Campaigns

Fields:

- Field 05:30.00+14:57
- Field 05:30.00+13:42
- Field 05:30.00+12:28
- Field 10:00.00+08:15
- Field 10:00.00+09:27
- Field 10:00.00+10:45
- Field 04:59.00+00:00
- Field 04:59.00+01:11
- Field 04:59.00+02:27

Option:

Field:

Campaign: svyjan01

survey

Coords:

fix R.A.: no

Decl.: +

Min. Incl.:

Factor:

Ni.9: e1-e-20010519_21134723

Quit! Outs Zoom

Position 3088

1282 2272

Low Cut 2092

High Cut 2573

Sigma 3

Set Outs

Algorithm

Set Zoom

1

Help

Position: 1282 2272

Statistics...

Positions...

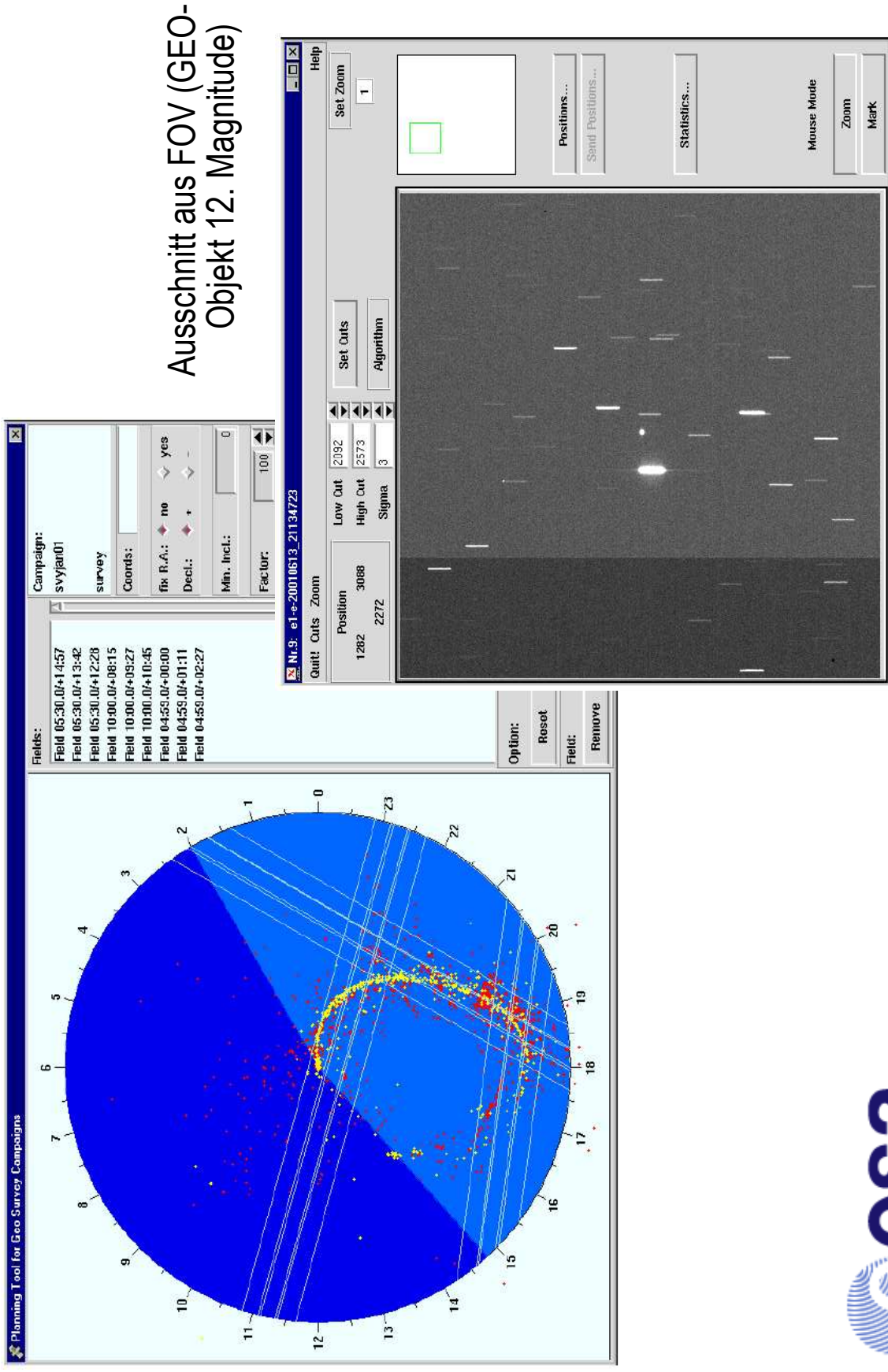
Send Positions...

Mouse Mode

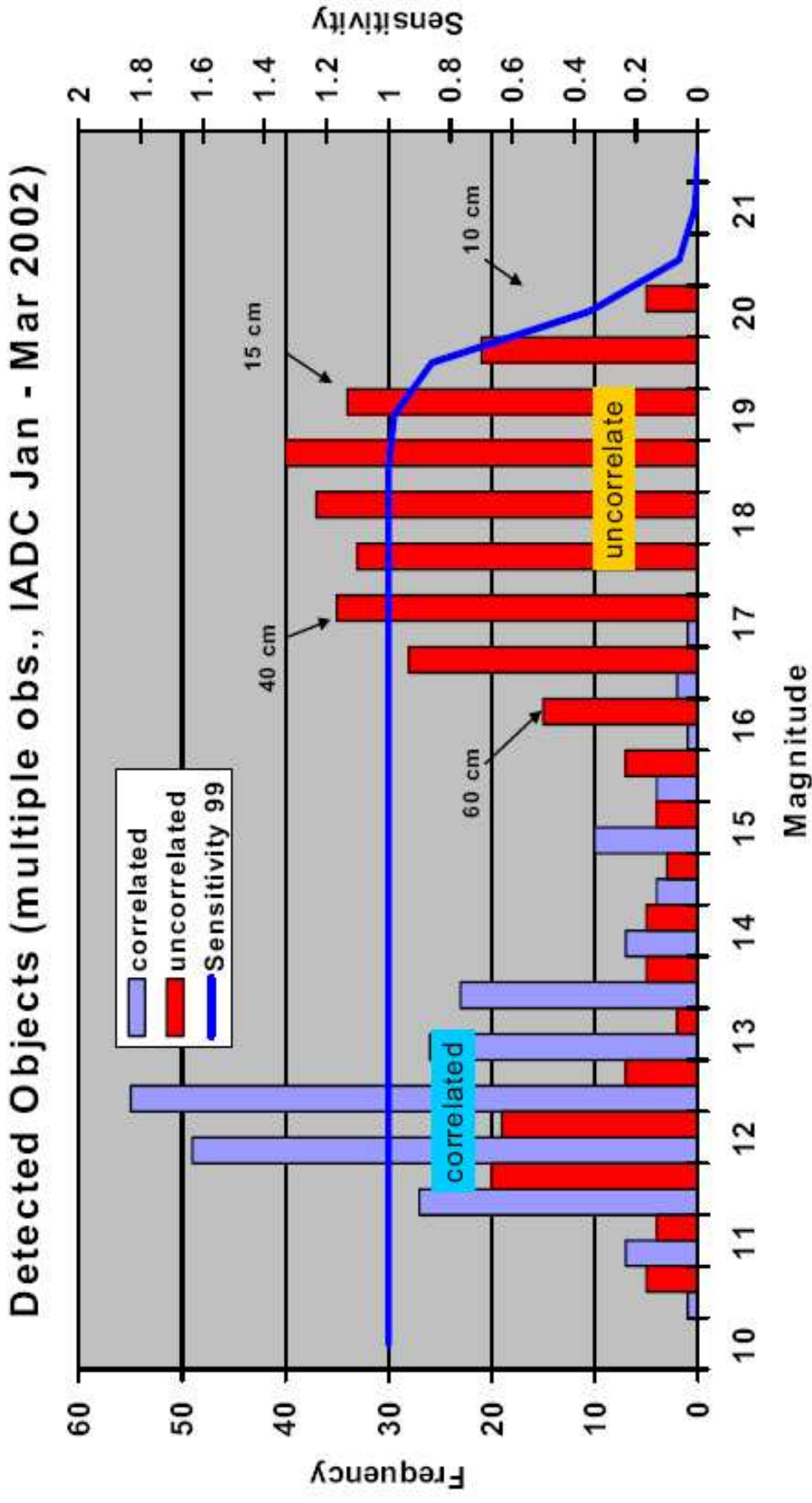
Zoom

Mark

Ausschnitt aus FOV (GEO-Objekt 12. Magnitude)

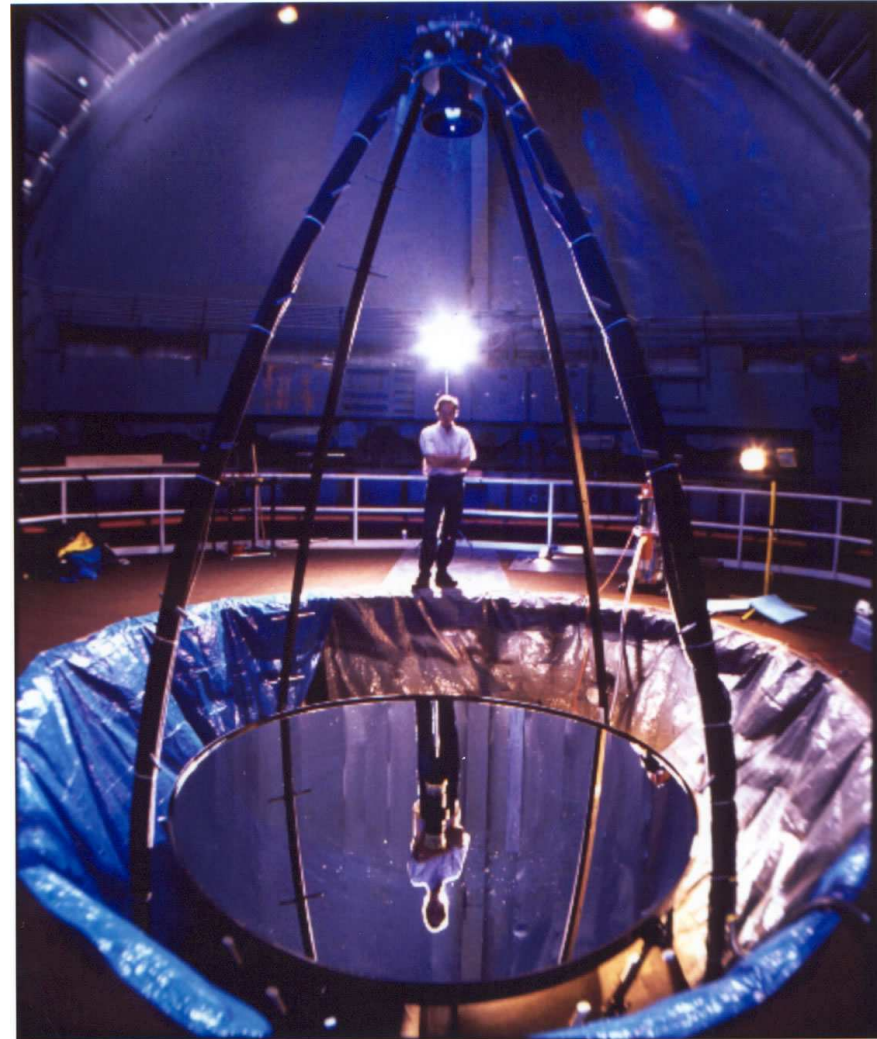


ESA Space Debris Telescope Tenerife/Spain (EU)



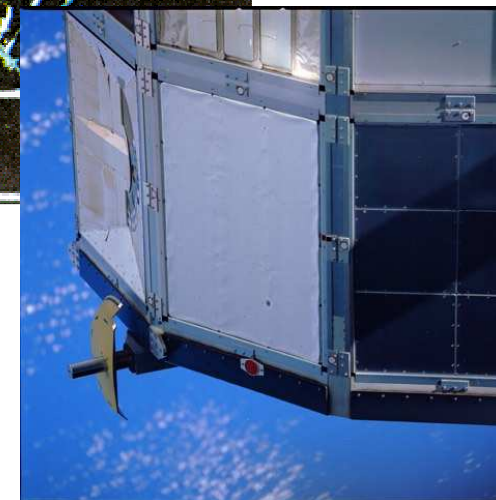
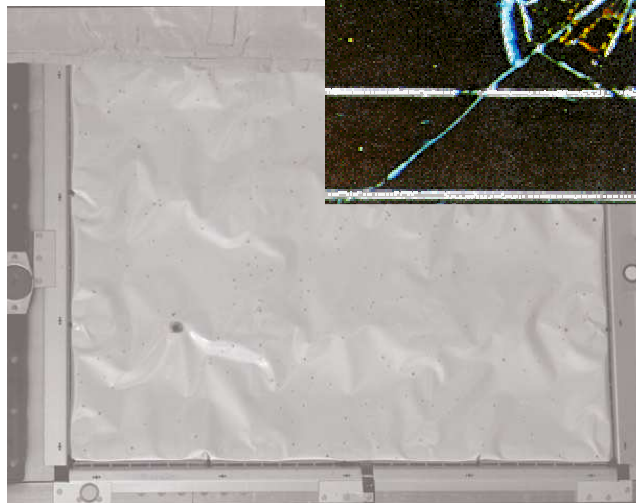
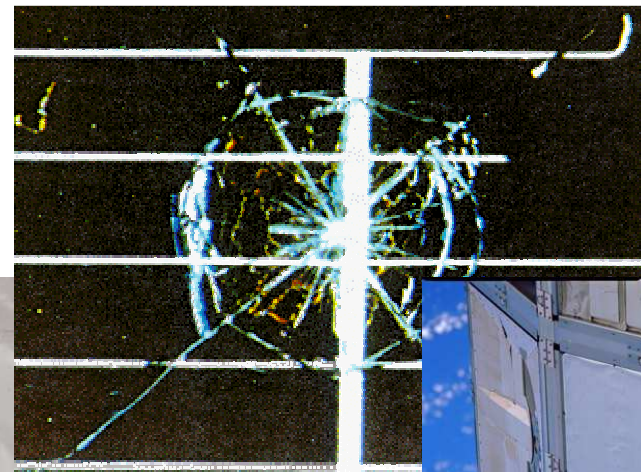
Liquid Mirror Telescope (US)

- Rotierender Spiegel aus flüssigem Quecksilber mit 3m Apertur
- CCD ausgerüstet mit einer 0.3 m Schmidt camera (bewegte Bilder)
- Beobachtungen in MEO



Long Duration Exposure Facility (LDEF)

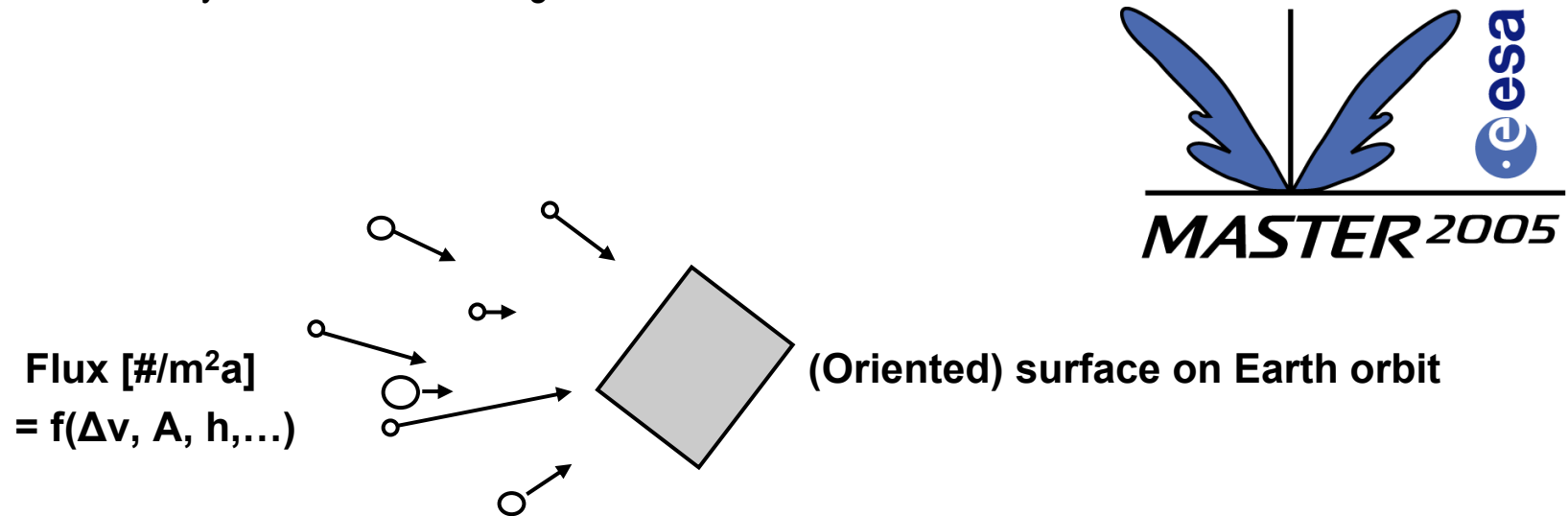
Mission	Deployment	Retrieval	On-Orbit	Altitude
LDEF	1984 Apr 06	1990 Jan 14	5y 9m 6d	475 km
EuReCa	1992 Aug 01	1993 Jun 24	10m 23d	495 km
HST-SA (SM1)	1990 Apr 24	1993 Dec 08	3y 7m 14d	614 km
HST-SA (SM3B)	1993 Dec 04	2002 Mar 03	8y 2m 28d	614 km



Modellierung und Risikoanalyse

Prinzip des ESA MASTER Models

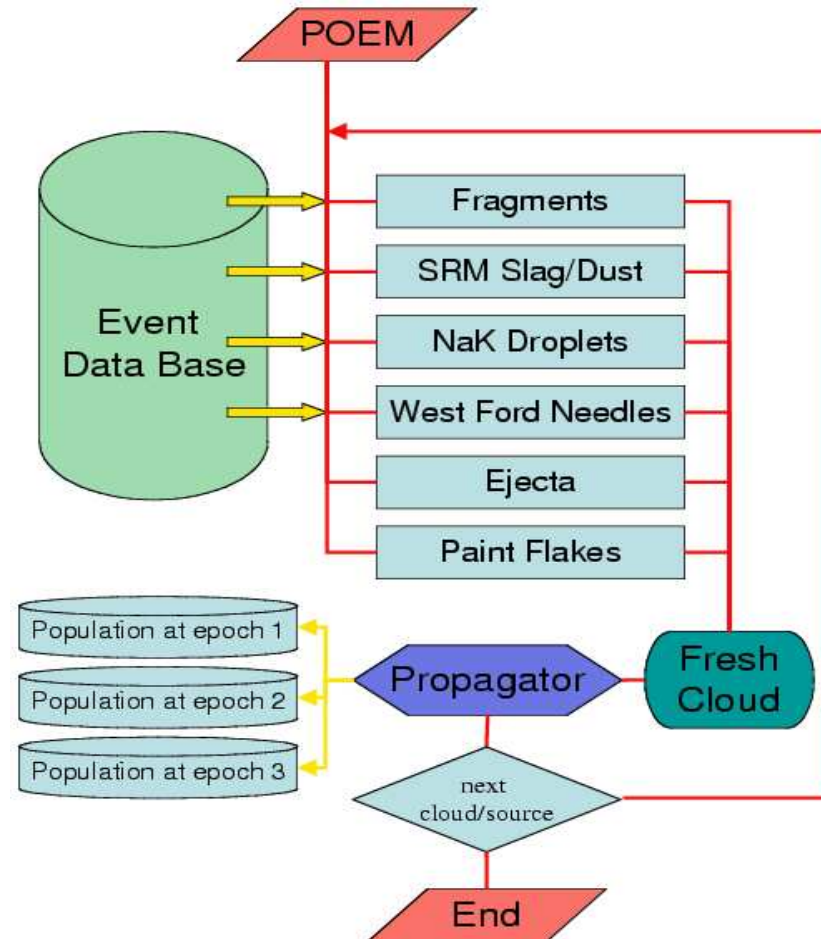
- MASTER
 - Meteoroid And Space Debris Terrestrial Environment Reference model
- Purpose
 - Risiko-Analyse durch Vorhersage des Partikel-Flusses in dem Missions-Orbits



⇒ Man benötigt eine genaue und realistische Beschreibung der Population von künstlichen und natürlichen Objekten im erdnahen Weltraum

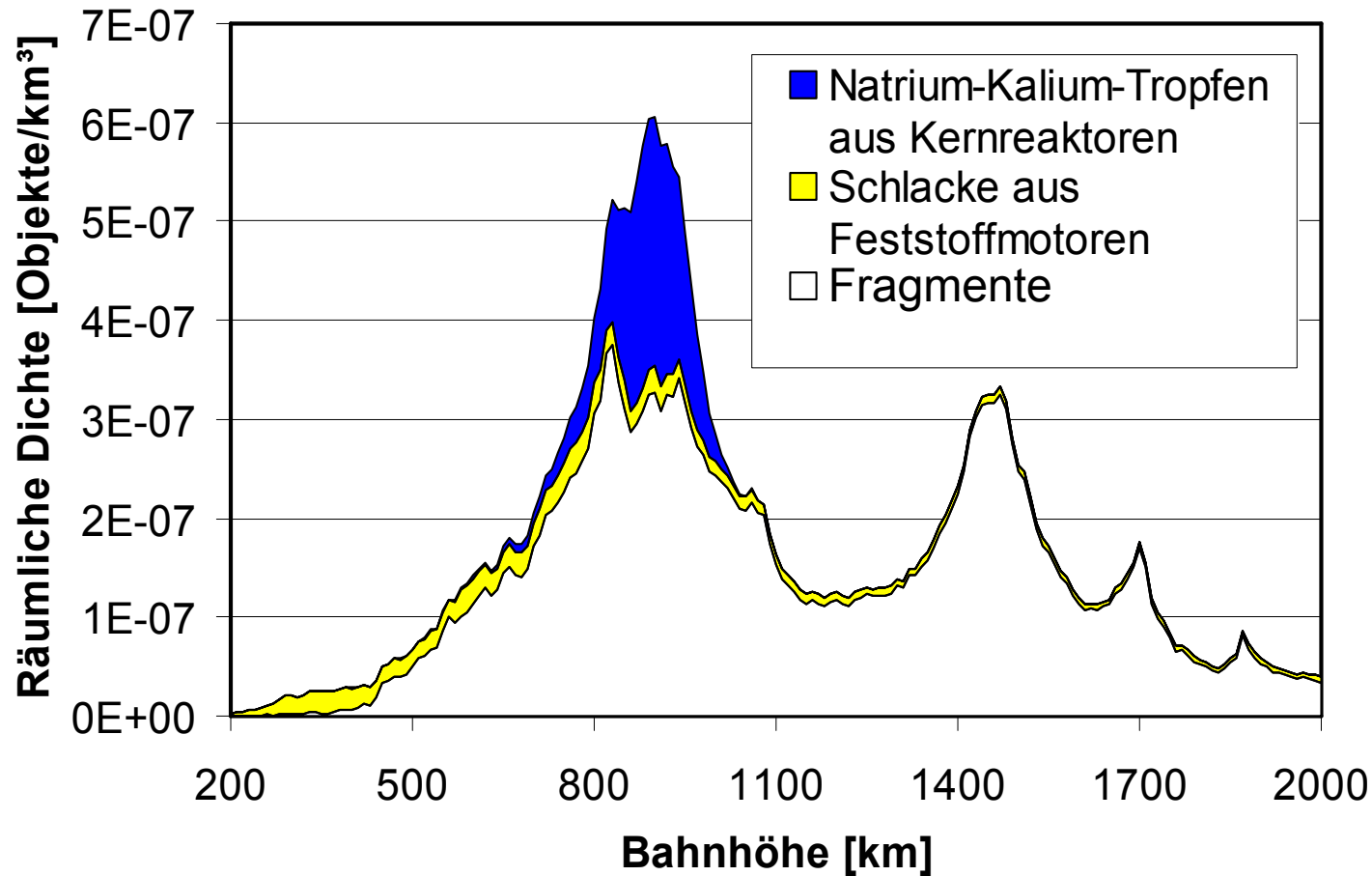
Prinzip des ESA MASTER Models

- Modelle für jede Quelle von Space Debris
- Datenbank aller Ereignisse, die Space Debris erzeugen
- Simulation dieser Ereignisse und Ableitung von Objektzahlen, -größen und -orbits
- Weiterberechnung der Bahnen bis zum heutigen Zeitpunkt (und darüber hinaus)



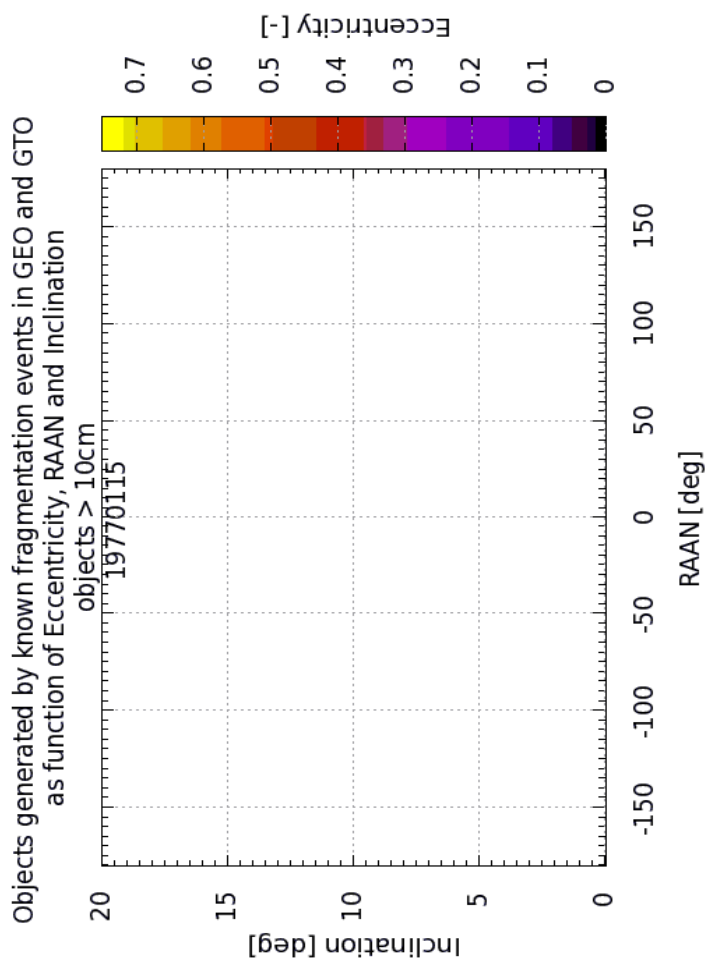
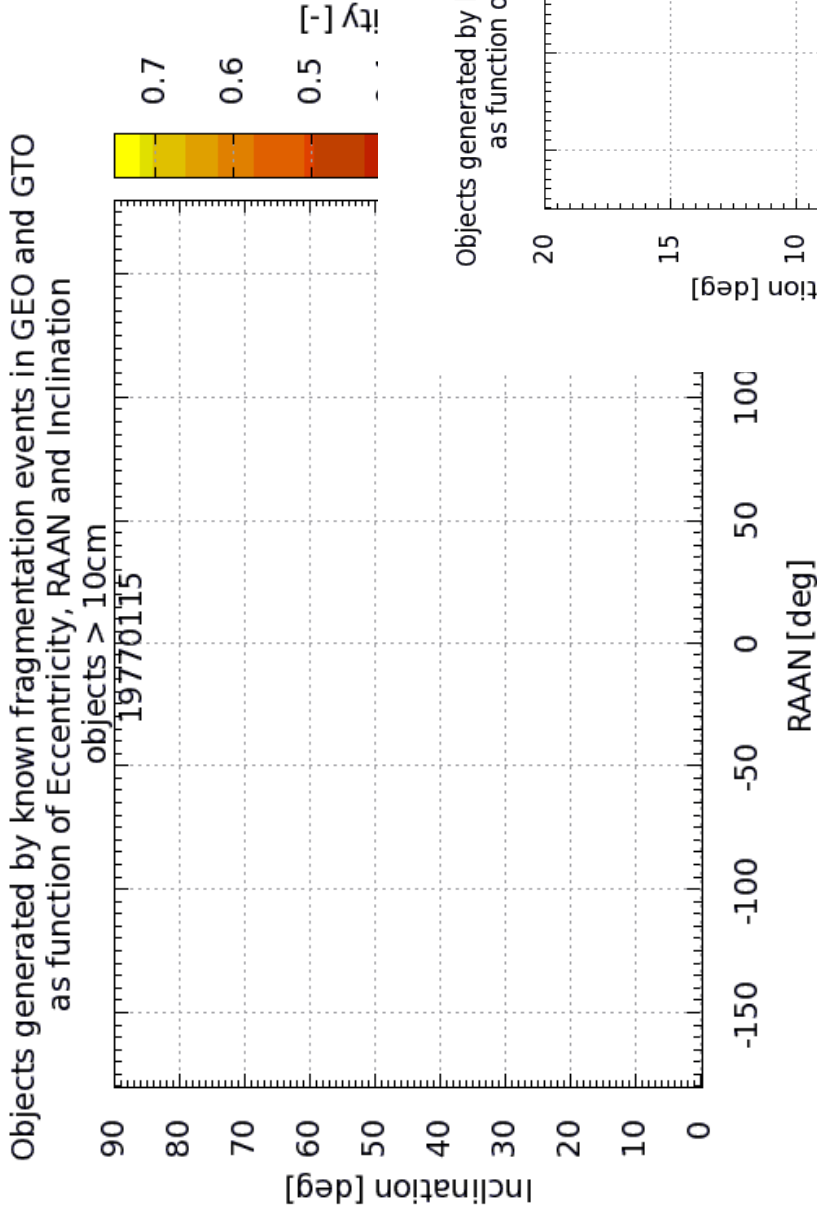
Modellierungsergebnisse: LEO-Objekte > 1cm

Verteilung der Weltraummüll-Objekte größer als 1 cm



Gültig für
Mai 2005

Modellierungsergebnisse: GEO-Objekte > 10cm



MASTER Anwendung

MASTER (Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference)

File View Options Configuration Help

New Open Save Run Plot Opt. Spectra Surfaces C. Traffic CPE Dump Help

Analysis interval: yyyy/mm/dd hh
 Start period: 2005 / 5 / 1 0
 End period: 2005 / 5 / 1 0
 Future scenario: Business as usual

Size interval:
 Min. size: 0.0010 [m] [kg]
 Max. size: 10.0 [m] [kg]

Comment lines:
 ESA MASTER-2005 Model

Run-ID: master

Sources: Select All
 Expl. Fragments SRM Slag
 Coll. Fragments SRM Dust
 LMRO Ejecta
 NaK Droplets Meteoroids
 Paint Flakes

Target orbit description:
 Semi-major axis: 7178.0 (km)
 Eccentricity: 0.0010 (-)
 Inclination: 98.0 (deg)
 Right asc. of asc. node: 180.0 (deg)
 Argument of perigee: 90.0 (deg)

Damage Equations

Dh/dp ratio: 1.0 [-]
 Correction factor to the Taylor formula: 1.0 [-]
 Taylor diameter reduction: 0.0 [mym]
 Minimum Taylor diameter Dmin: 0.0 [mym]
 Conchoidal interception diameter: 12000.0 [mym]
 Mean diameter for Gauss filter: 100.0 [mym]
 Standard deviation for Gauss filter: 4.0 [-]
 Gauss factor: 0.8 [-]

arg. of true lat. [deg] 50 100 150 200 250 300 350
 impact azimuth [deg] 50 100 150
 File: output/master.T...1.png

3D flux distribution vs. impact azimuth and impact elevation
 ESA MASTER-2005 Model

Impact elevation [deg] 88 68 48 28 0 20 40 60 80
 Object flux [1/m²/yr] 3.5e-04 3.0e-04 2.5e-04 2.0e-04 1.5e-04 1.0e-04 5.0e-05 0.0e+00

Global Flux: 0.1209E-01 [1/m²/yr]
 Target Orbit Scenario

MASTER Anwendung

Durchschnittliche Zeit zwischen Debris Einschlägen auf eine Fläche von 100m²

Höhe	0.1mm	1mm	1cm	10cm
400km	4.5 Tage	3.9 Jahre	1,214 Jahre	16,392 Jahre
800km	2.3 Tage	1.0 Jahre	245 Jahre	1,775 Jahre
1,500km	0.9 Tage	1.5 Jahre	534 Jahre	3,190 Jahre
GTO	16.8 Tage	17.7 Jahre	7,650 Jahre	96,591 Jahre
GEO	78.1 Tage	264 Jahre	154,006 Jahre	414,749 Jahre

Gültig für Mai 2005

Gegenmaßnahmen

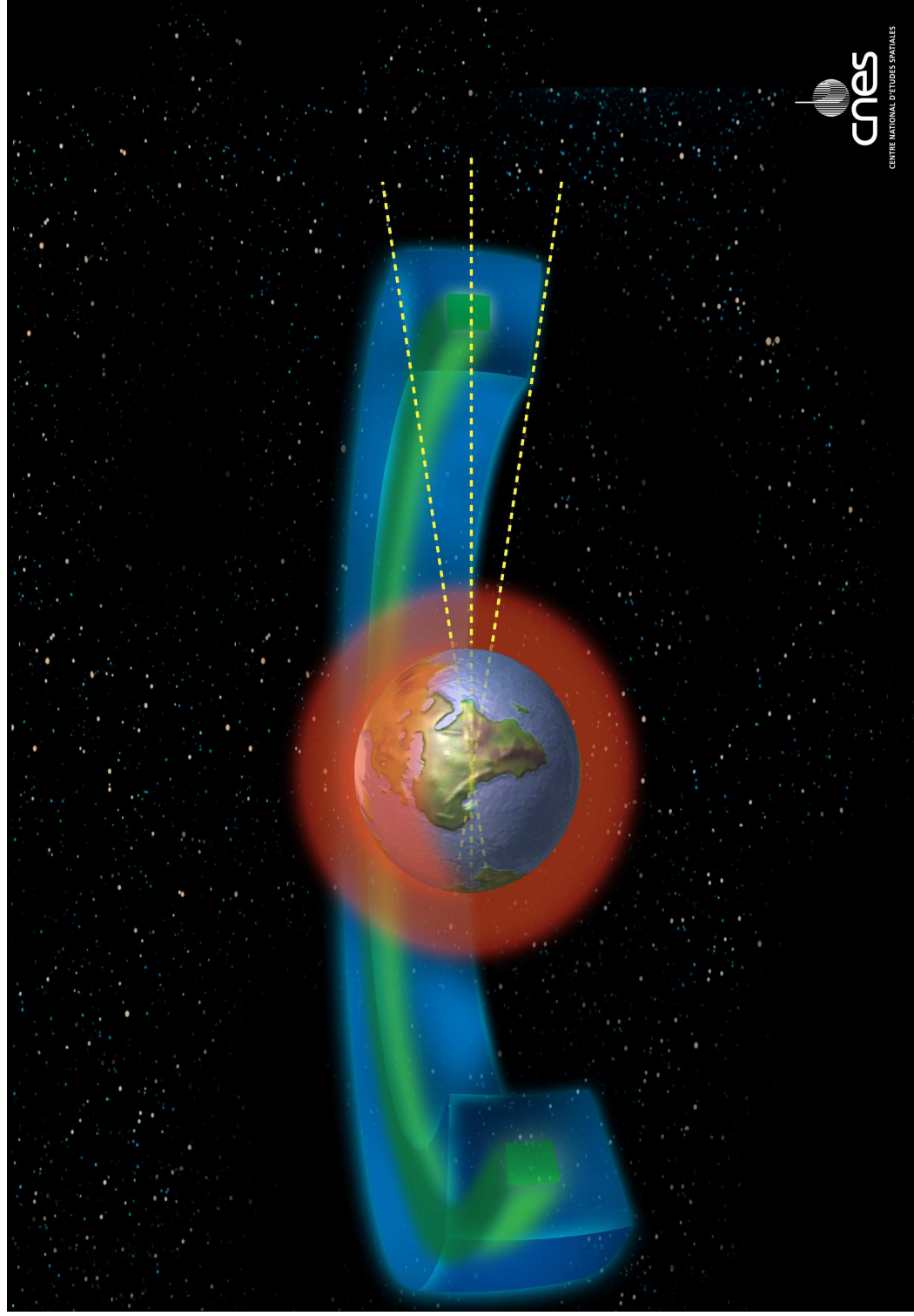
Internationale Zusammenarbeit im IADC

Inter-Agency Space Debris Coordination Committee

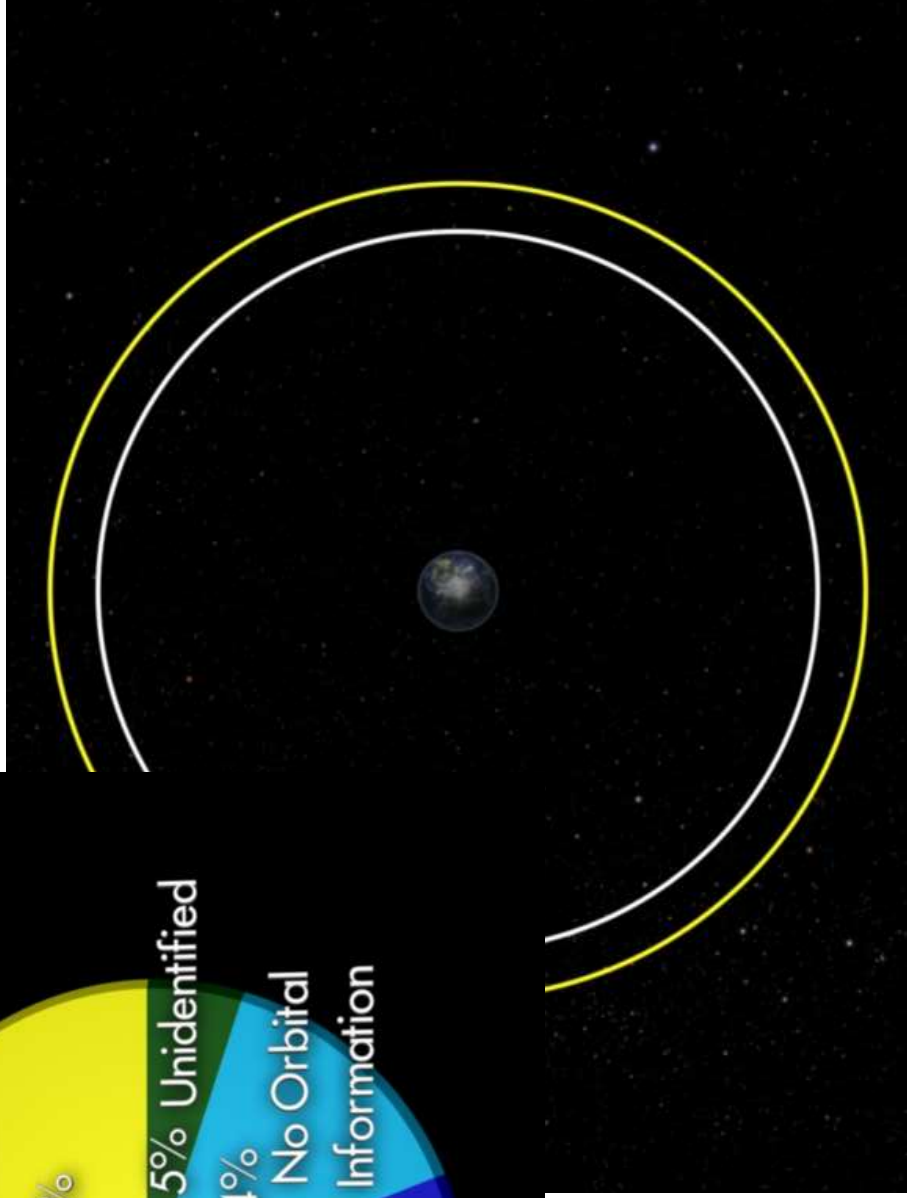
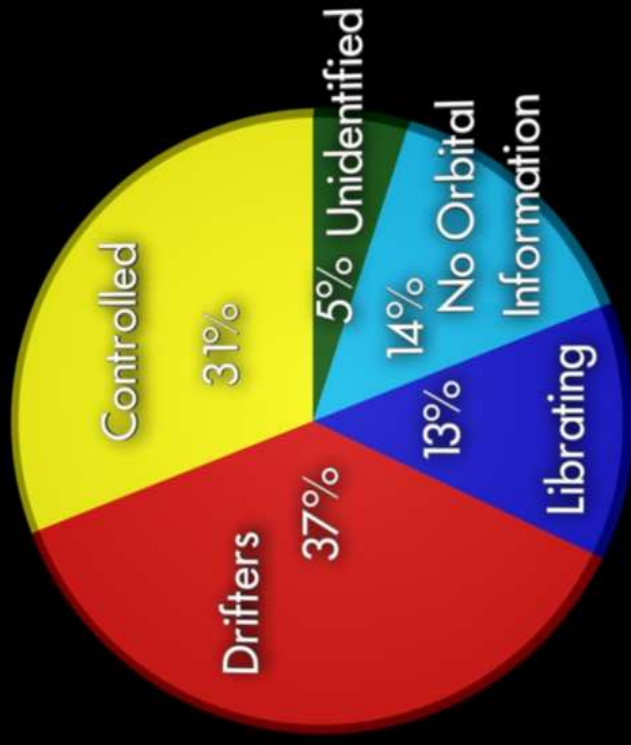


- Mitglieder: ESA, ASI, BNSC, CNES, CNSA (China), DLR, ISRO (India), Japan, NASA, NSAU (Ukraine), and Rosaviakosmos (Russia)
- **Aufgaben:**
 - Austausch von Informationen über die Space-Debris Forschung
 - Durchführen gemeinsamer Forschungsaktivitäten
 - Identifizierung und Evaluierung von Vermeidungsstrategien

Konzept der "Protected Regions"



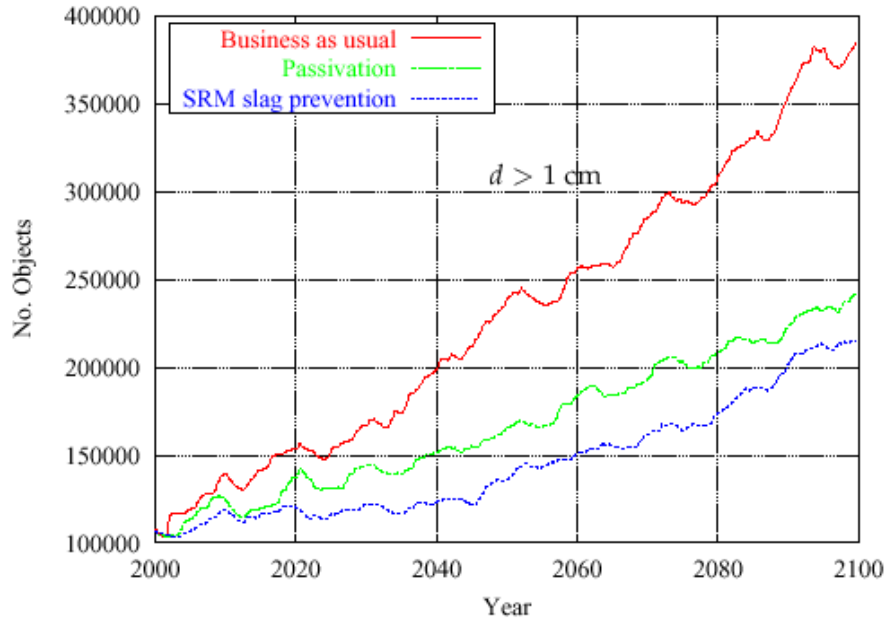
Re-orbit in die GEO Friedhofsbahn



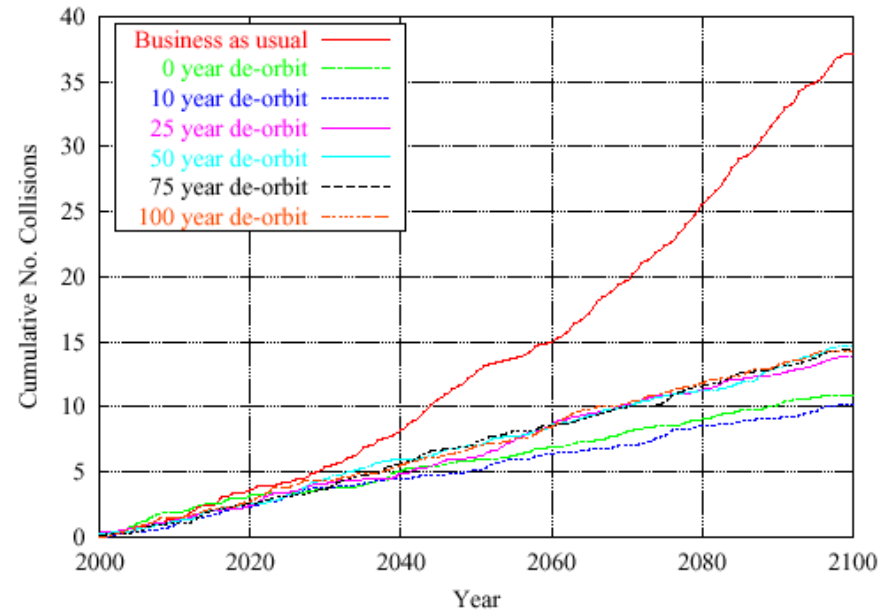
Vermeidungsmaßnahmen

- **In vielen nationalen und internationalen Standards enthalten:**
 - Minimierung von missionbezogenen Objekten
 - Passivierung von Oberstufen und Nutzlasten
 - Reorbiting geostationärer Satelliten (Friedhofsbahn)
- **In einigen Standards enthalten:**
 - Ausgediente Oberstufen und Raumfahrzeuge unterhalb 2000km müssen ihre Bahnlebensdauer auf 25 Jahre begrenzen.
 - Obergrenze für das Risiko am Boden pro Wiedereintritt
 - Aktive Kollisionsvermeidung
 - Vermeidung der Freisetzung von Partikeln aus Feststoffmotoren
- **Zur Zeit in Untersuchung:**
 - Aktive Entfernung von ausgedienten Raumfahrzeugen aus kritischen Regionen

Effizienz der Vermeidungsstrategien



“Business as usual” scenario,
Passivation at EOL, und
Vermeidung von SRM
Schlackenproduktion



“Business as usual” und De-
orbiting Strategien mit
verschiedenen
Bahnlebensdauern

Derzeitige Praxis – GEO Reorbit

	'97	'98	'99	'00	'01	'02	'03	'04	'05	'06	'07	Sum
Left in libration orbit	9	16	10	8	12	7	8	8	8	10	2	98
Drift Orbit (acc. IADC)	6	6	5	3	2	4	8	5	11	9	11	70
Total	15	22	15	11	14	11	16	13	19	19	13	168

	China	ITS	Japan	Russia	USA	Other
Left in libration orbit	6	4	4	36	23	26
Drift Orbit (acc. IADC)	1	11	10	5	15	27

Raumfahrtbetrieb und Space-Debris

Kollisionsvermeidung mit Katalogobjekten


- Automatische Erstellung eines Risiko-Bulletins für die 10 gefährlichsten Konjunktionen, 7 Tage voraus

Konjunktions-Geometry

Bahn des Risikoobjektes

Positions-
Unsicherheiten

Informationen
über das
Risikoobjekt



crass@mail-gw.esoc.esa.int
17/10/2006 05:37

To: []
cc: []
bcc: []
Subject: HIGH-RISK conjunction event forecast for ENVISAT

--CATALOG STATISTICS--
 FIRST/LAST RECORD READ IN = 1 / 9445
 ACCEPTED/REJECTED = 9008 / 437
 FRACTION OF TLE EPOCHS (%) = 5% 10% 25% 50% 75% 90% 95%
 MORE RECENT THAN (DAYS) = -0.78 -0.63 -0.29 0.06 0.38 1.05 2.13

 CUMULATIVE COLLISION RISK = 1.647E-04

Table #1: Conjunction geometry, miss distance, and collision risk

TARGET	CHASER	EVENT DATE/TIME	DR(km)	AZI(d)	ELE(d)	PCOL	ENC	RNK
02009A	94029ADZ	06/10/16 06:08:31.23	1.038	-64.11	86.48	2.767E-15	9	6
02009A	82037A	06/10/18 08:23:08.20	1.528	120.20	19.94	3.433E-07	9	4
02009A	71071A	06/10/18 23:43:45.68	5.147	-135.96	0.77	1.050E-04	3	1*
02009A	97030B	06/10/19 06:40:20.56	5.786	95.75	-80.72	1.000E-30	1	10
02009A	79060A	06/10/20 08:19:47.40	4.166	-34.49	-36.26	1.000E-30	3	8
02009A	79060A	06/10/20 12:31:21.23	1.234	34.08	7.47	2.477E-05	16	3
02009A	79060A	06/10/20 14:11:57.20	11.699	34.27	-0.02	3.453E-05	1	2+
02009A	61015DQ	06/10/20 16:26:46.94	4.850	-102.44	-20.44	1.000E-30	2	9
02009A	77059A	06/10/21 07:46:37.66	2.012	107.78	-16.29	4.334E-08	6	5
02009A	86052A	06/10/22 04:43:47.02	2.138	57.09	59.73	1.000E-30	5	7

Table #2: Chaser approach geometry and target geodetic position at conjunction

EVENT DATE/TIME	DR(km)	DV(km/s)	AZI(d)	ELE(d)	ALT(km)	LOM(d)	LAT(d)
06/10/16 06:08:31.23	1.038	14.228	16.60	-0.40	813.48	-21.54	-81.35
06/10/18 08:23:08.20	1.528	12.914	29.87	0.03	812.21	-7.44	-74.11
06/10/18 23:43:45.68	5.147	10.332	-45.83	0.24	803.85	-16.13	-48.58
06/10/19 06:40:20.56	5.786	14.910	2.48	-0.07	786.83	-130.27	1.57
06/10/20 08:19:47.40	4.166	8.484	55.38	-0.04	795.10	46.52	67.73
06/10/20 12:31:21.23	1.234	8.415	-55.59	0.07	810.45	163.48	-67.59
06/10/20 14:11:57.20	11.699	8.396	-55.68	0.13	810.56	138.32	-67.58
06/10/20 16:26:46.94	4.850	14.568	-12.99	0.28	792.28	72.03	52.71
06/10/21 07:46:37.66	2.012	14.155	18.52	-0.01	795.85	62.05	72.68
06/10/22 04:43:47.02	2.138	12.170	-35.10	0.05	812.18	-70.04	-73.74

Table #3: Target and chaser osculating Kepler elements at conjunction epochs

OBJECT	EVENT DATE/TIME	A(km)	ECC(-)	INC(d)	GOM(d)	OM(d)	M(d)	ORB
02009A	06/10/16 06:08:31.23	7150.58	0.00282	98.55	354.58	88.22	180.16	1
94029ADZ	06/10/16 06:08:31.23	7077.94	0.01891	81.97	208.24	131.37	133.72	0
02009A	06/10/18 08:23:08.20	7151.53	0.00266	98.55	356.64	77.62	178.79	2
82037A	06/10/18 08:23:08.20	7155.81	0.00242	74.88	227.50	67.84	201.57	0



Beispiele

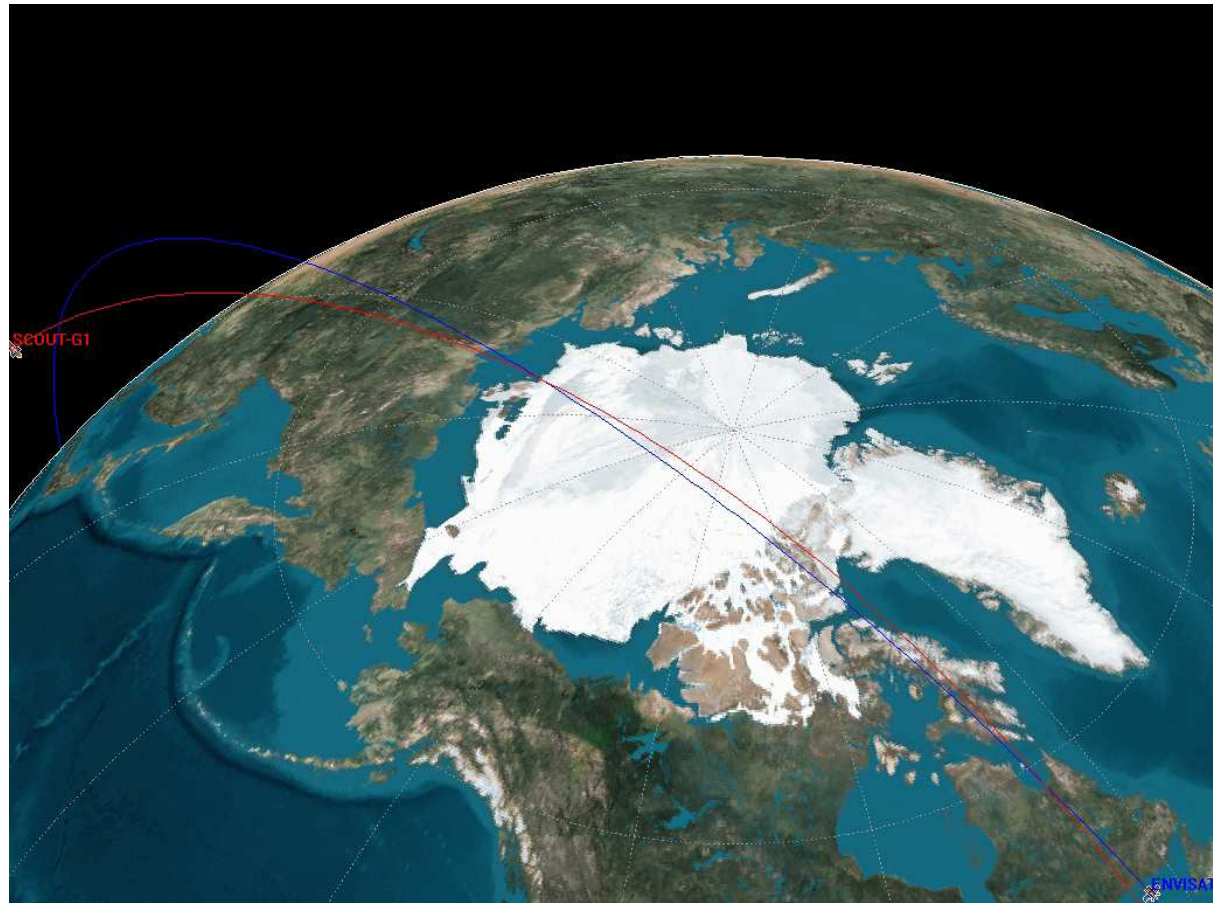
- 1.) 14.11.2007, 13:48 UTC: Envisat vs. Cosmos-1140 (Strela 2M)
 - Kollisionswahrscheinlichkeit: 1/1108
 - (Nach Radar-Messung) Entfernung: 642m
- 2.) 09.01.2008, 19:00 UTC: Envisat vs. Cosmos-1624 (Strela 2M)
 - Kollisionswahrscheinlichkeit: 1/1172
 - (Nach Radar-Messung) Entfernung: 282m
- 3.) 13.01.2008, 18:58 UTC: Envisat vs. Cosmos-1371 (Strela 2M)
 - Kollisionswahrscheinlichkeit: 1/1538
 - (Nach Radar-Messung) Entfernung: 145m
- 4.) 05.03.2008, 03:35 UTC: ERS2 vs. Formosat 3-C
 - Kollisionswahrscheinlichkeit: 1/3475
 - (Mit Operationellen Daten): Entfernung: 1.193m
- 5.) 25.03.2008, 19:35 UTC: Envisat vs. Cosmos-3M R/B
 - Kollisionswahrscheinlichkeit: 1/1626
 - (Nach Radar-Messung): Entfernung: 717m



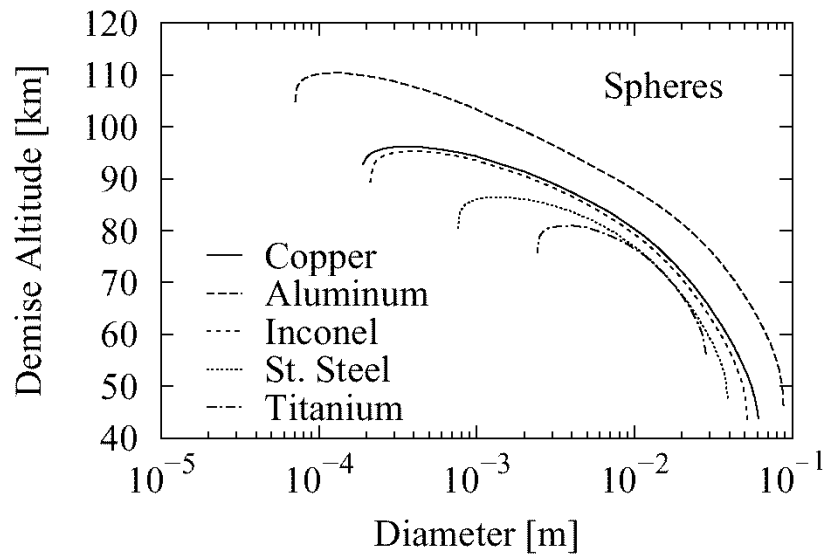
Strela 1

Envisat vs. Scout-G1 Oberstufe

- Scout G-1 4te Stufe (Altair IIIA, Start 1983) , 0.55m² Fläche und 23.7kg Masse
- Kollisionswahrscheinlichkeit: 1/2614 , Entfernung: 180m
- ⇒ Manöver ausgeführt ($\Delta v = 40.0$ mm/s (zweimal), 300 Gramm Hydrazin)

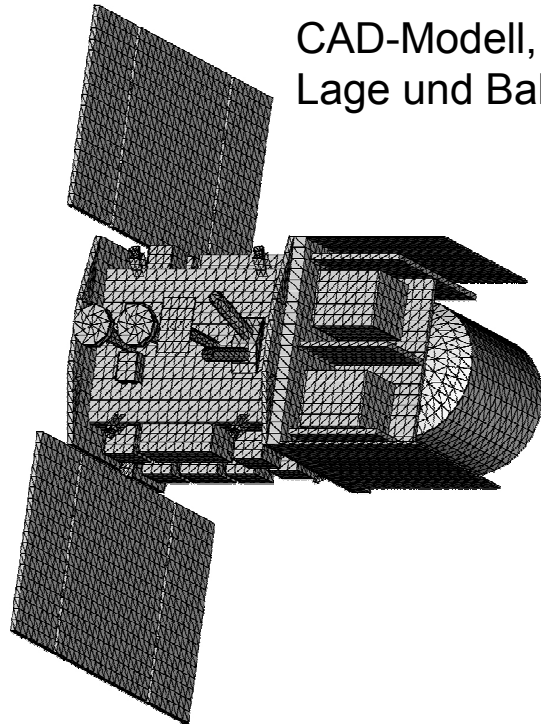


Überlebenswahrscheinlichkeit beim Wiedereintritt



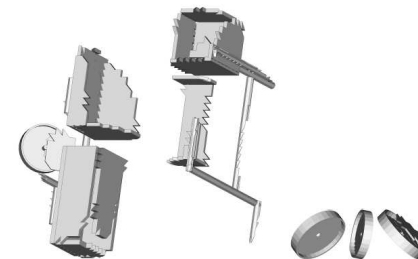
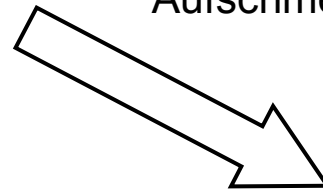
Saudi Arabien 2001, Delta II PAM-D (Titan 70 kg)

Simulation des Wiedereintritts



CAD-Modell, Materialien
Lage und Bahn

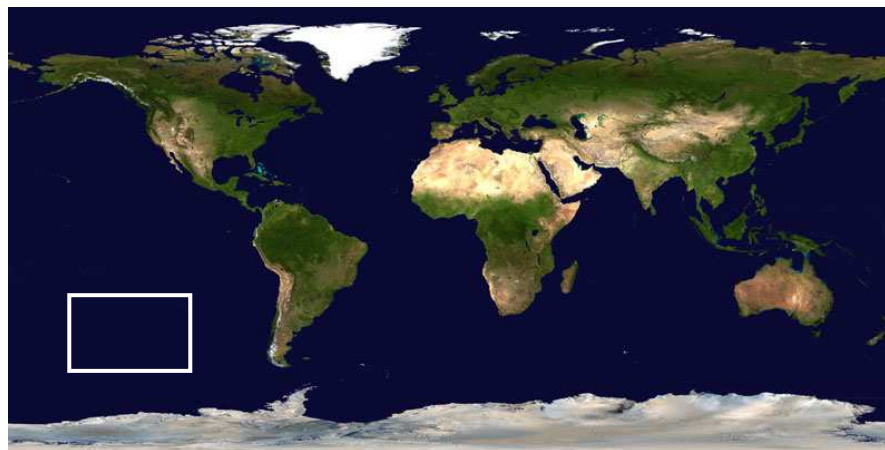
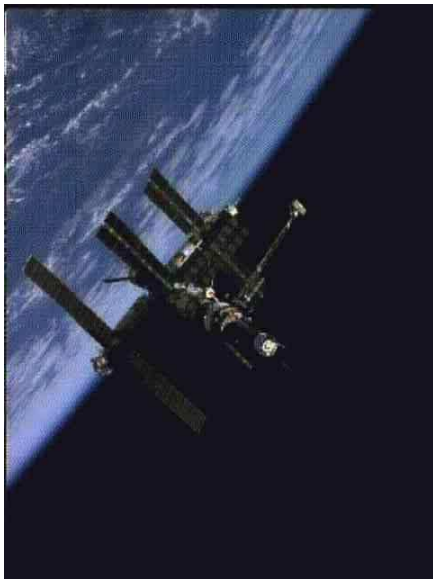
Aerodynamische und aerothermische Kräfte,
Fragmentierung, Druckbersten von Tanks,
Veränderung von Geometrie und Bahn durch
Aufschmelzung



Charakterisierung der überlebenden Fragmente
(Masse, Fläche, Aufschlaggeschwindigkeit)

Beispiel: MIR

- Kontrollierter Wiedereintritt der MIR Raumstation (23. März 2001)



Beispiel: MIR



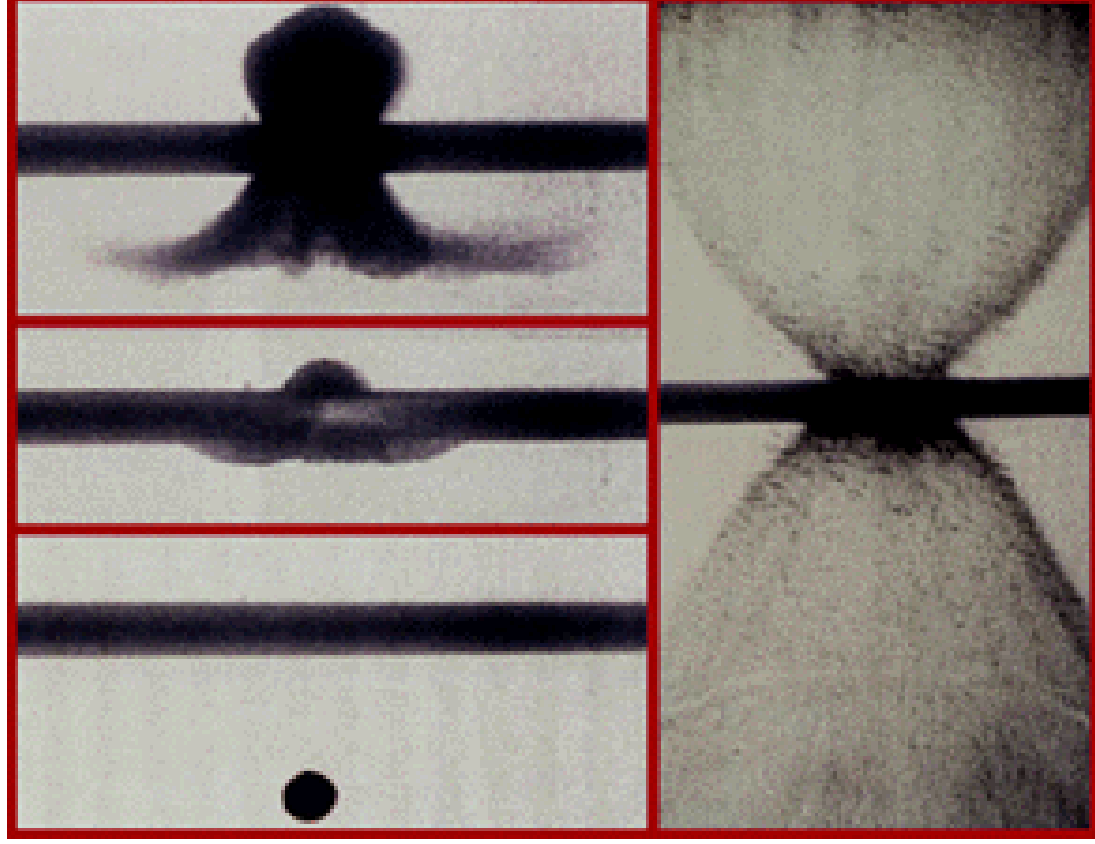
Schutz vor Weltraumschrott

HVI: Hypervelocity Impact Test



Impaktor: 1cm, Aluminium, ca. 5km/s

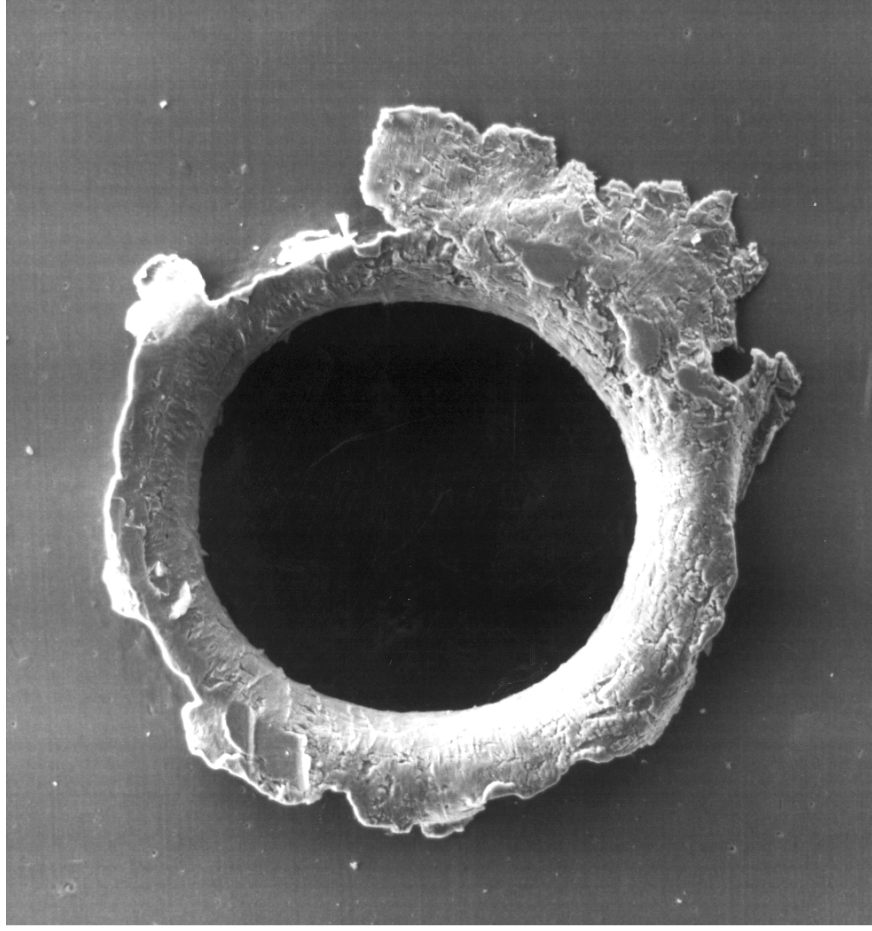
Kurzzeitdynamik von HVIs



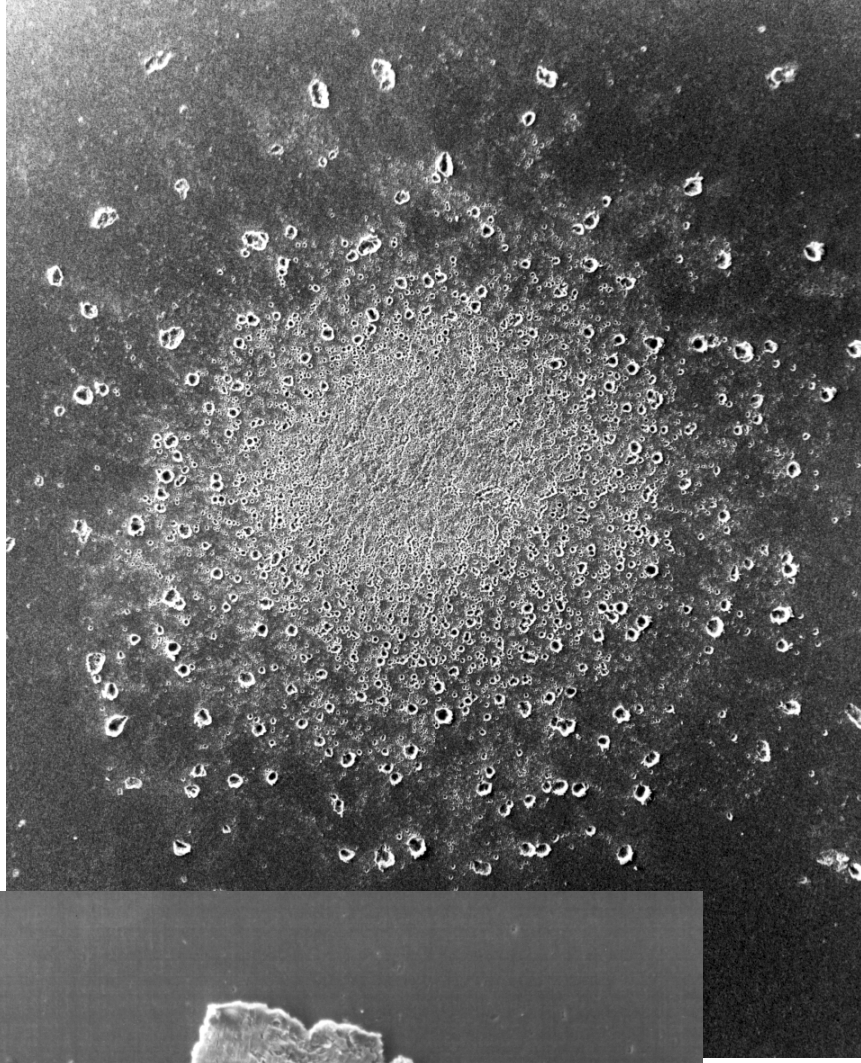
Double/Multi-Bumber (Whipple) Shields



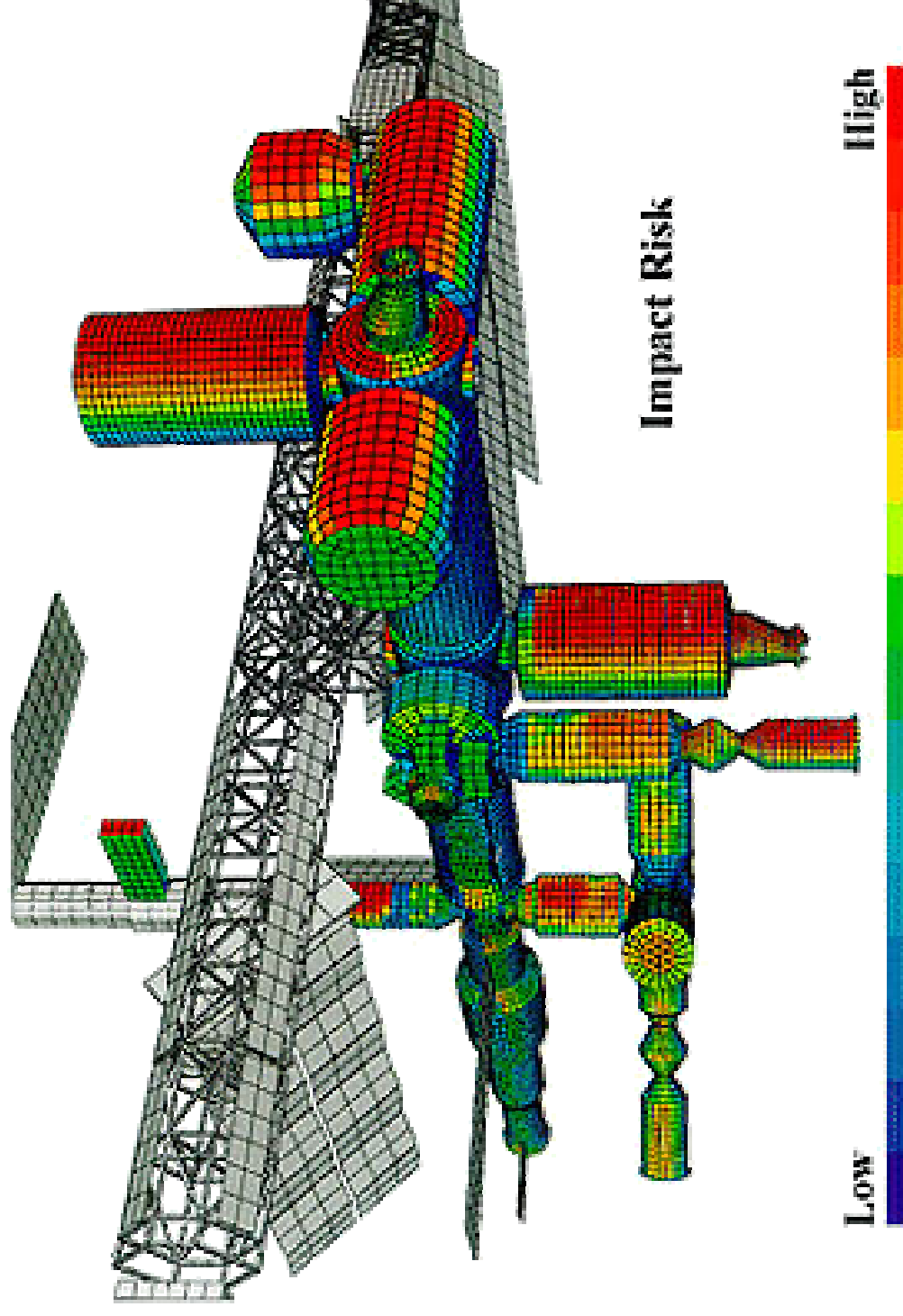
HVI Tests auf Whipple Shields



NASA, 3mm, 10km/s



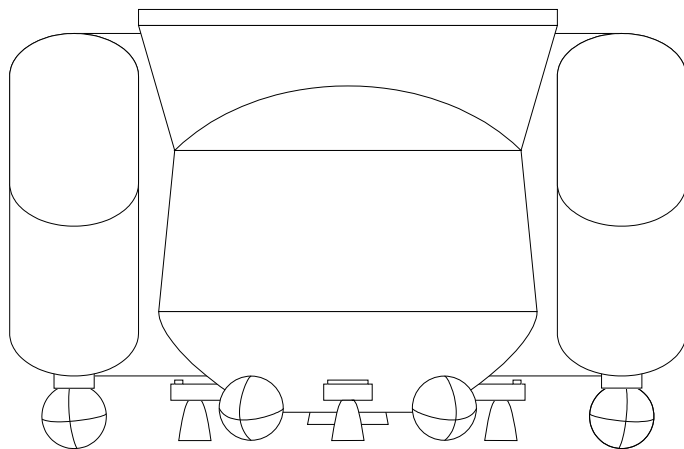
Abschirmung der Internationalen Raumstation



Beispiel aus der jüngeren Vergangenheit

Explosion der Briz-Oberstufe, 19.02.2007

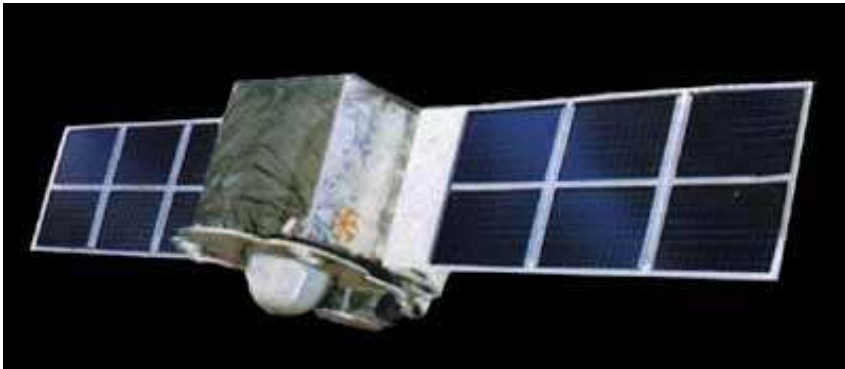
- Briz-M (oder Breeze-M) – 4^{te} Stufe der Proton-M für Arabsat 4A
- Bei der Explosion war noch die Hälfte des hypergolischen Treibstoffes an Bord (ca 10t)
- 30 min Belichtung (16:50 bis 17:17 UTC am 19. Februar) von Chittering, Western Australia, bei 31° 27' S, 116° 06' E



Chinesischer Anti-Satellitentest, 11.01.2007

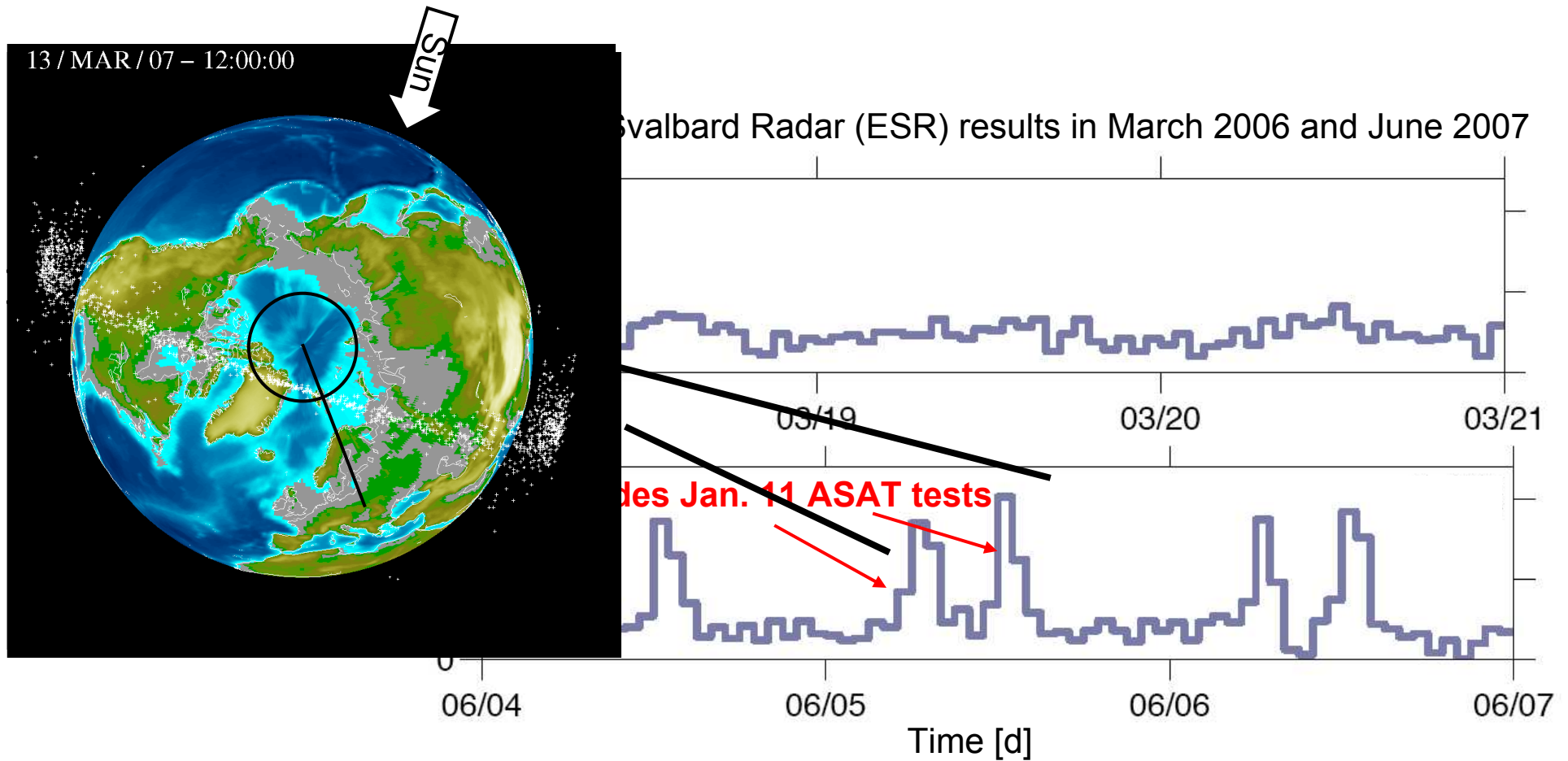
- Feng Yun 1C (“Wind & Wolken”) – Chinesischer Wetter Satellit, 1999 gestartet
- Satellit wurde am 11. Januar 2007 durch eine Dong Feng Missile getroffen “kinetic kill”

Feng Yun 1C



Physical properties	
Mass	958 kg
Span	1.4m
Length	1.4m
Width	8.6m
Orbit at event epoch	
Semi major axes	7231.43 km
Eccentricity	.00036
Inclination	98.645°

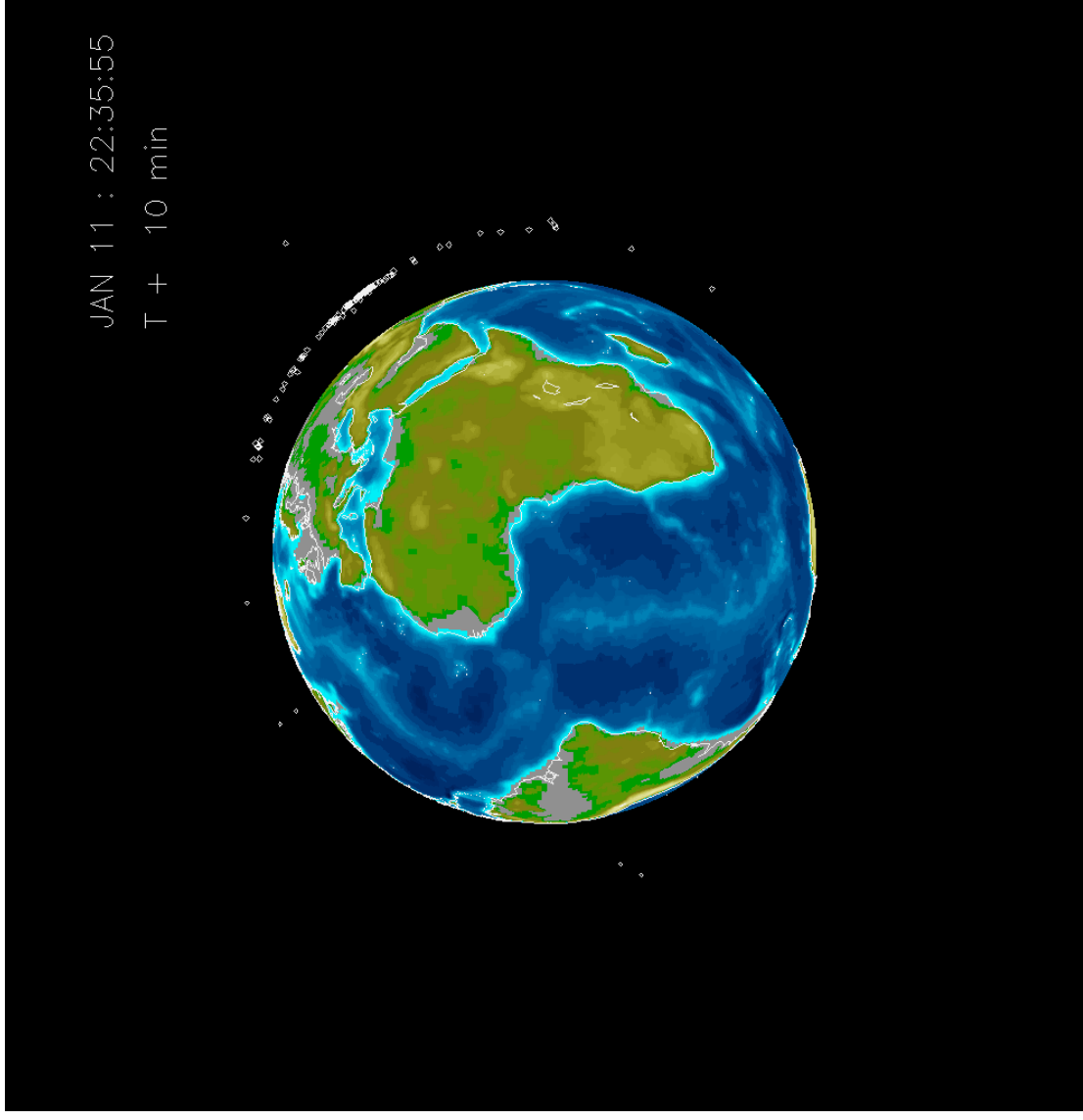
Chinesischer Anti-Satellitentest, 11.01.2007



Chinesischer Anti-Satellitentest, 11.01.2007

Die ersten drei Orbits

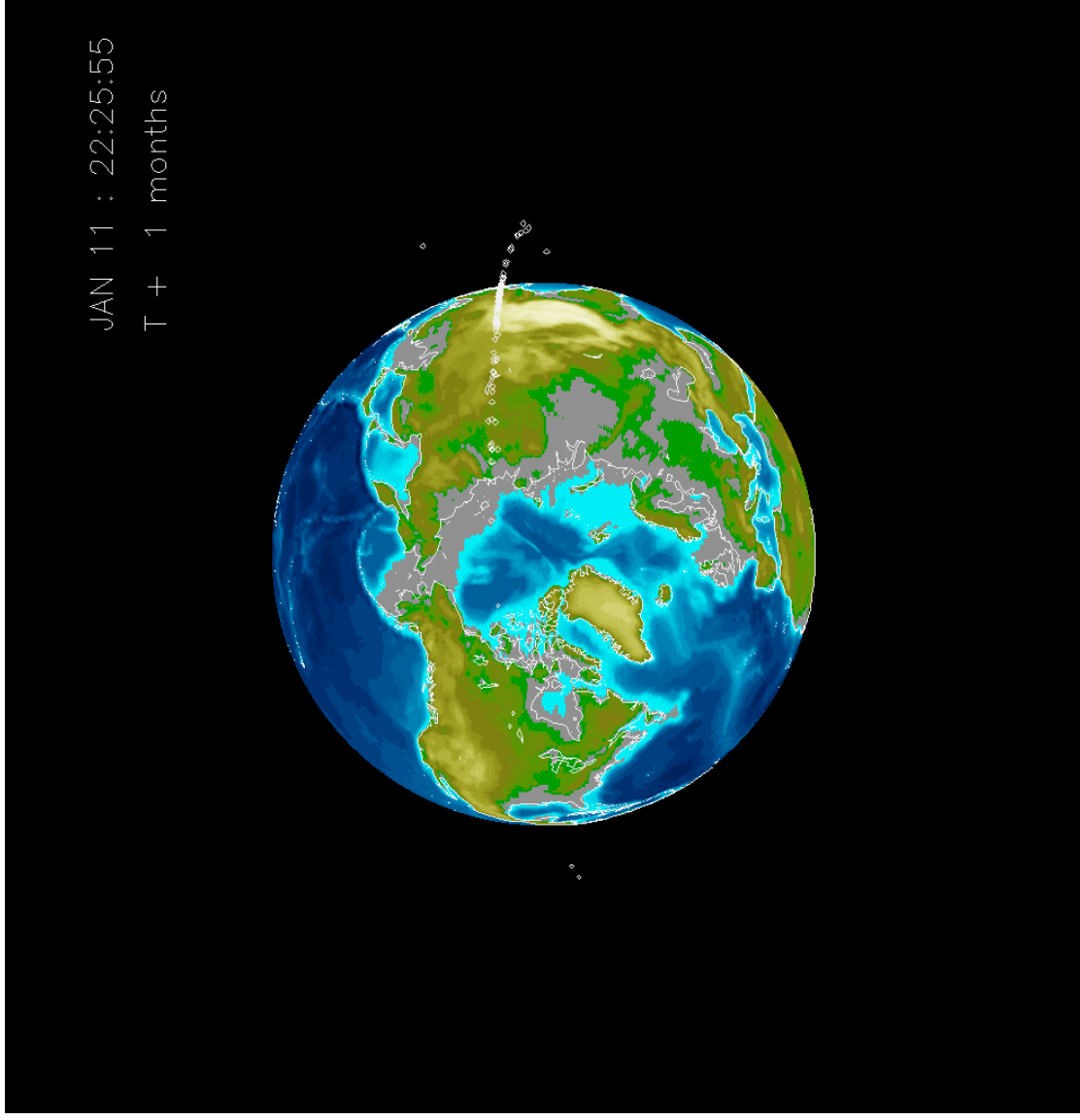
Schrittweite: 10min



Chinesischer Anti-Satellitentest, 11.01.2007

Die ersten 3,5 Jahre

Schrittweite: 1 Monat



Abschluß des Satelliten USA193

