

# **Spacecraft System engineering i praktiken**

Till sommarkursen Rymdteknik & Rymdfysik

Uppsala, 2005

Av Petrus Hyvönen

# Innehåll

Vad är “System Engineering”

Föreläsningen innehåller exempel relaterade förstudien av en mission “Venus Express”, som föreslogs till ESA’s flexible mission program (ej samma som senare kallats Venus Express)

Objektiv – grunden till konstruktionsarbetet

Satellitssystem

Modellering med Integrerade Modeller

Mission Design

Olika budgetar

Kommunikation

Ombordkraft

Rymdmiljöns påverkan

# Vad är System Engineering

Hur bygger vi komplexa system?

“ Systems Engineering är en disciplin som innefattar processer, metoder och organisation för att knyta samman olika specialdiscipliner i strävan efter att finna en kostnadseffektiv och bärkraftig lösning som uppfyller kundens och intressenters krav. I sin bredaste form balanseras tekniska, ekonomiska, och tidsaspekter samt risk över hela systemets livscykel”

# Mer konkret i satellitsammanhang

Hur skall man tillverka satelliten?

Hur skall man knyta ihop olika delar för att få en fungerande helhet

Hur skall man kunna göra konstruktionsbeslut för ett sådant komplext system?

Allt detta i en miljö med olika tekniska, ekonomiska och organisatoriska aspekter!

# Venus Express

Ett förslag till ESA, som  
respons på en annonserad  
"Invitation to tender"

Slutlig konfiguration med  
två delar, sub- satellit och  
huvudsatellit

Används som exempel i  
föreläsningen

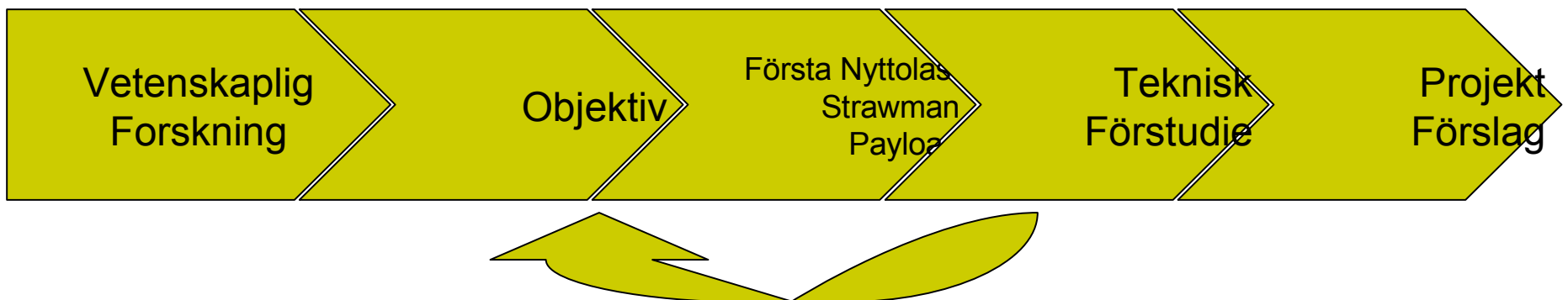
**OBS Ej samma som den  
"Venus Express" som  
ESA bygger på nu.**



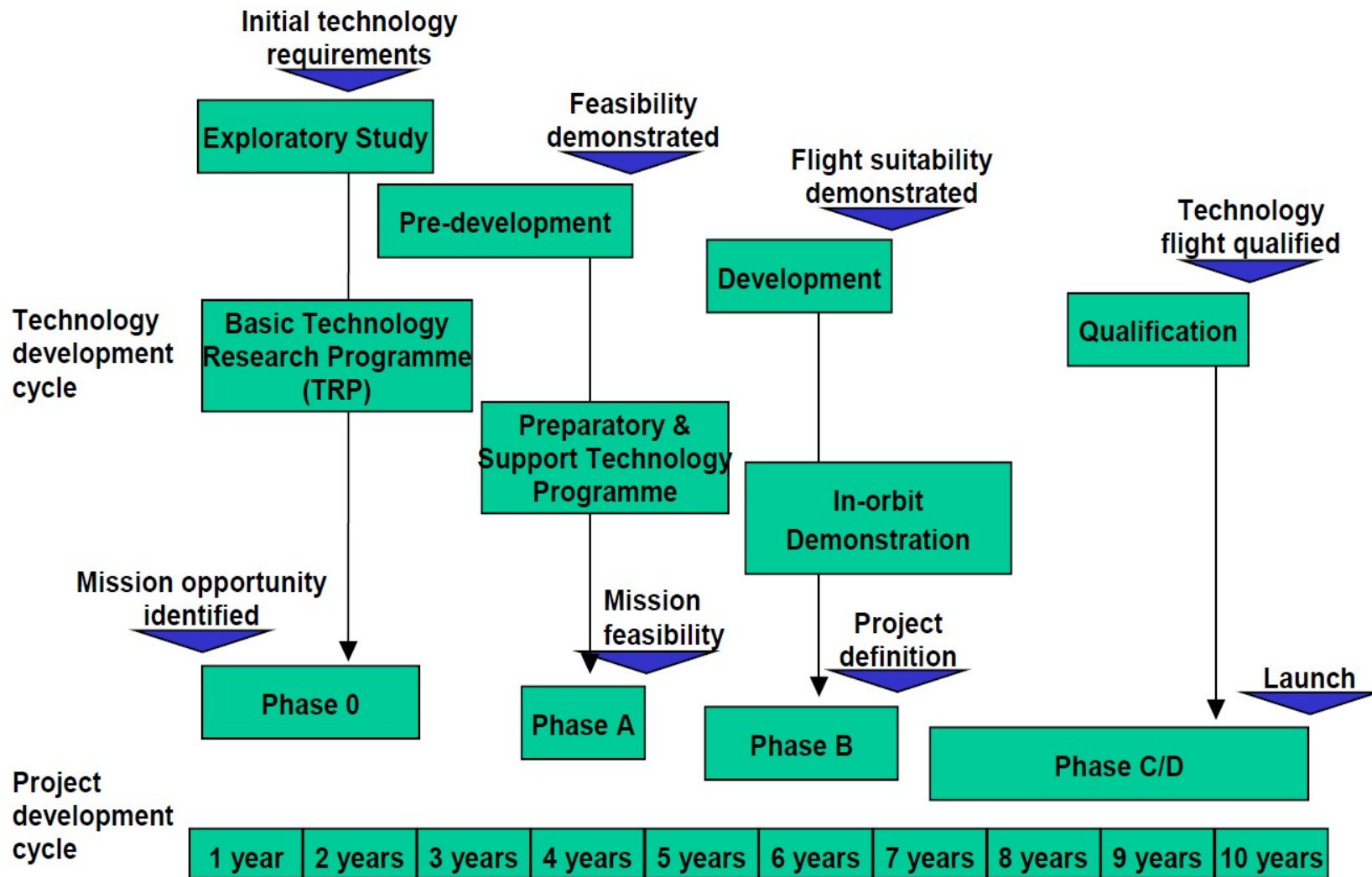
# Objektiv

Missionens vetenskapliga objektiv  
specificerar målsättningen för projektet

*Att undersöka Venus atmosfär och dess koppling  
till solvinden, för att förstå utvecklingen av Venus  
atmosfär och hydrosfär*



# Utveckling av Rymdprojekt - ESA's modell



# Objektiv – Instrument

Scientific Objective	Payload Instrument											
	Ion mass spectrometer	Ion and electron spectrometer	Plasma wave/lightning detector	Langmuir probe	Magnetometer	ENA spectrometer	Mass-resolving driftmeter	Near IR imaging spectrometer	UV/visible photometer	Sub-satellites	<i>Plasma sounder</i>	<i>Camera</i>
Venus atmosphere – solar wind interaction	X	X	X	X	X	X	X			X		
Direct measurement of escaping ions	X	X		X		X	X			X		
Water escape in the past	X	X										
Aurora		X	X	X					X			X
Acceleration processes	X	X	X	X	X	X	X			X		
Lightning			X						X			
Super-rotation	X	X			X		X	X				X
Greenhouse effect								X			X	
Dawn-dusk asymmetry	X	X		X		X	X			X		
Meso-scale properties										X		
Magnetic field					X							
Volcanic activity	X	X		X			X	X	X			
Kinetic effects of the solar radiation	X	X					X					



# Strawman Payload

Första nyttolast som används i

konstruktionsarbetet

Ändras under en formell upphandling

Viktig för att kunna skapa en bild av rymdfarkosten

<i>Instruments</i>	Estimated [kg]
Mass resolving ion spectrometer	5
Electron & ion spectrometer	2
Wave/lightning detector	2
Langmuir probe(s)	1
Magnetometer	0,5
ENA spectrometer	2,5
Driftmeter with mass resolution	3
Subsatellites	16
Subsatellite release/support system	3
<i>Atmospheric instruments</i>	
Near IR imaging spectrometer	10
UV/visible photometer	3
Radio science experiment	0
<b>Total Mass:</b>	<b>48 kg</b>

# Requirement - kravspecifikation

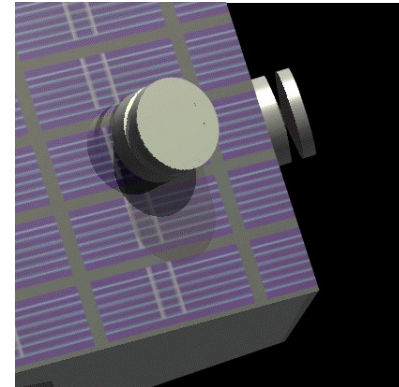
Instrumenten  
ställer krav på  
rymdfarkosten  
inom bland annat:

Placering

Strömförsörjning

Datahantering

Termisk miljö

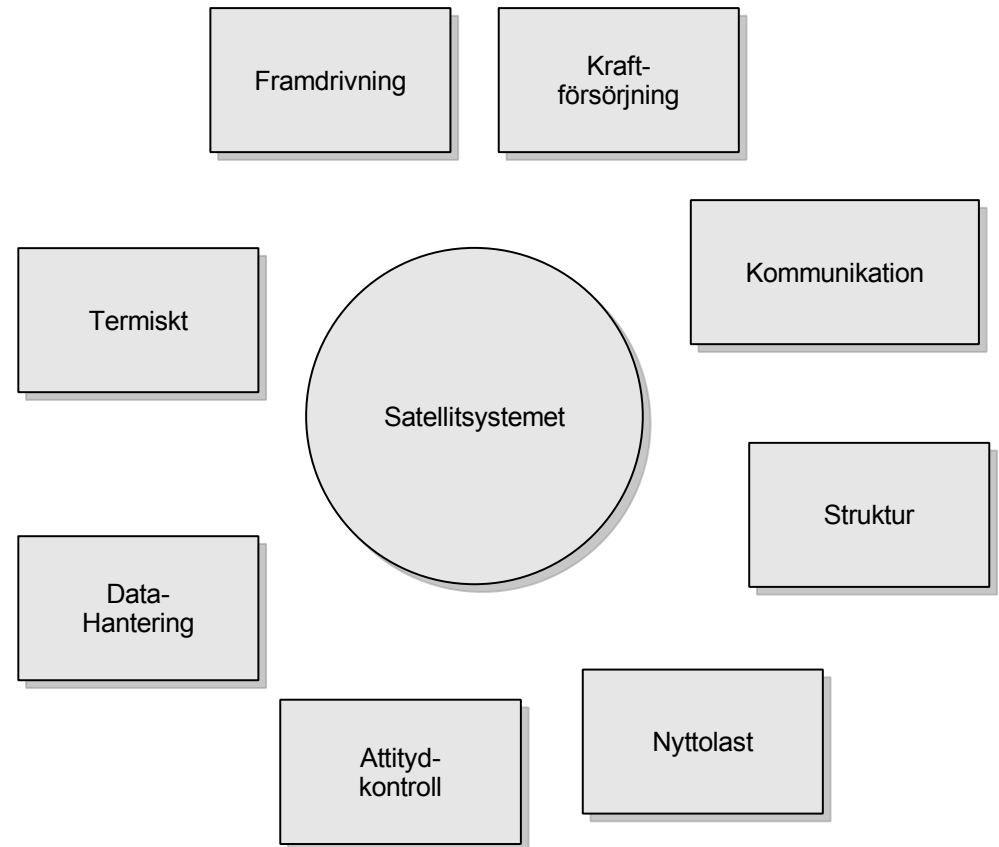
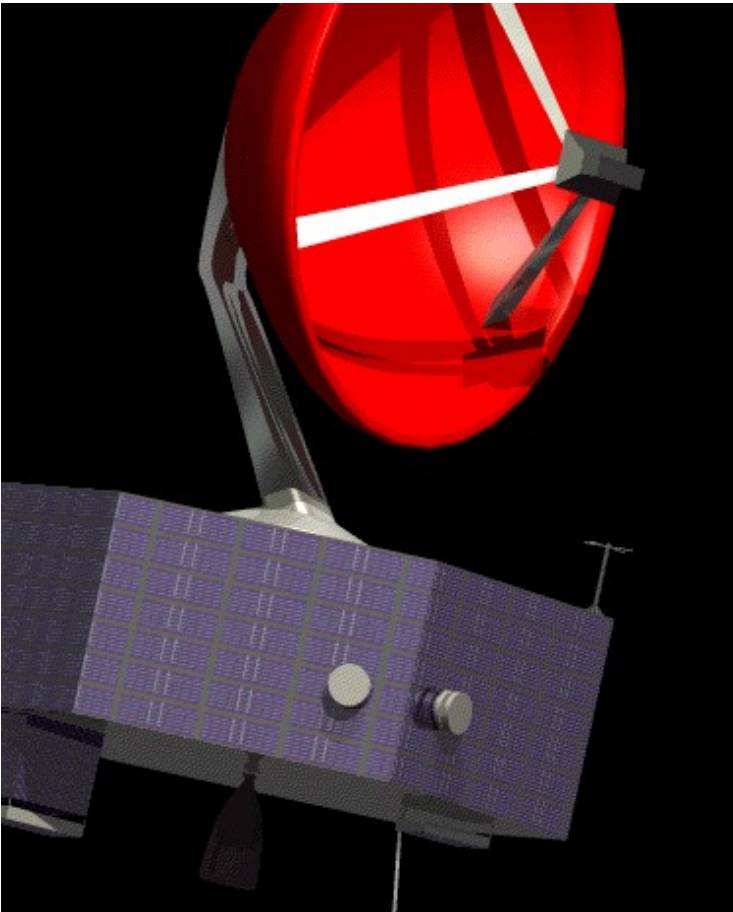


Particle Spectrometers on the spacecraft

Measurement	Resolution	Sampling Hz	Number
Temperature	8	0,1	50
Voltage	8	0,1	10
Current	8	0,1	20
Pressure	8	0,1	8
Status	1	0,02	43
Control-register*	8	N/A	8

Exempel på datahanterings- krav från ett plasmainstrument

# Satellitssystemets delar



# Stabilisering – ett avgörande steg

Kontrollera och kunna  
förutsäga satellitens  
pekning

Två huvudsakliga metoder

3-axligt stabiliserad

Helt styrbar pekning

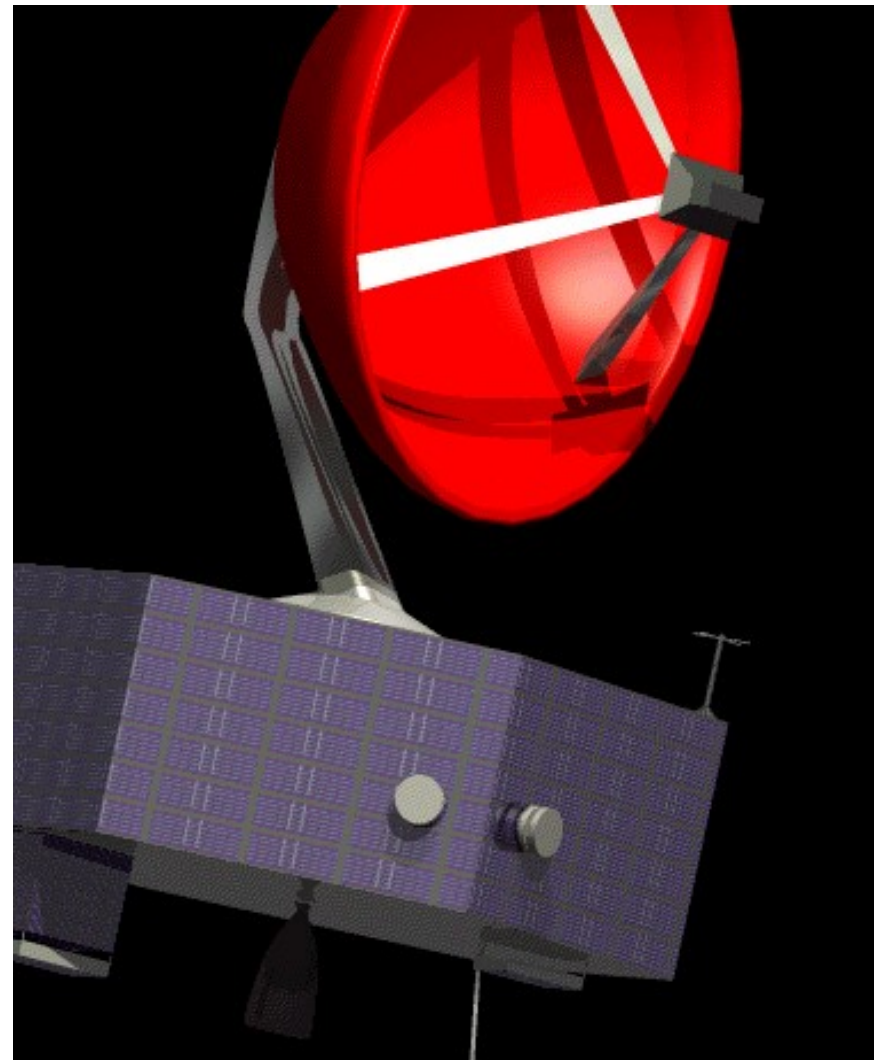
Spinn- stabiliserad

Enkel lösning

Fördelar i vissa mätsituationer  
– 2D instrument kan göra 3D-  
mätningar

Dual Spin

”Avspunnen” del



Dual-Spin lösning

# Datahanteringsystem

Vanliga uppgifter för datahanteringsystemet:

Kontrollera farkostens tillstånd och initiera åtgärder

Kommunicera med instrumenten, distribuera tidsinformation och vidareförmedla kommandon

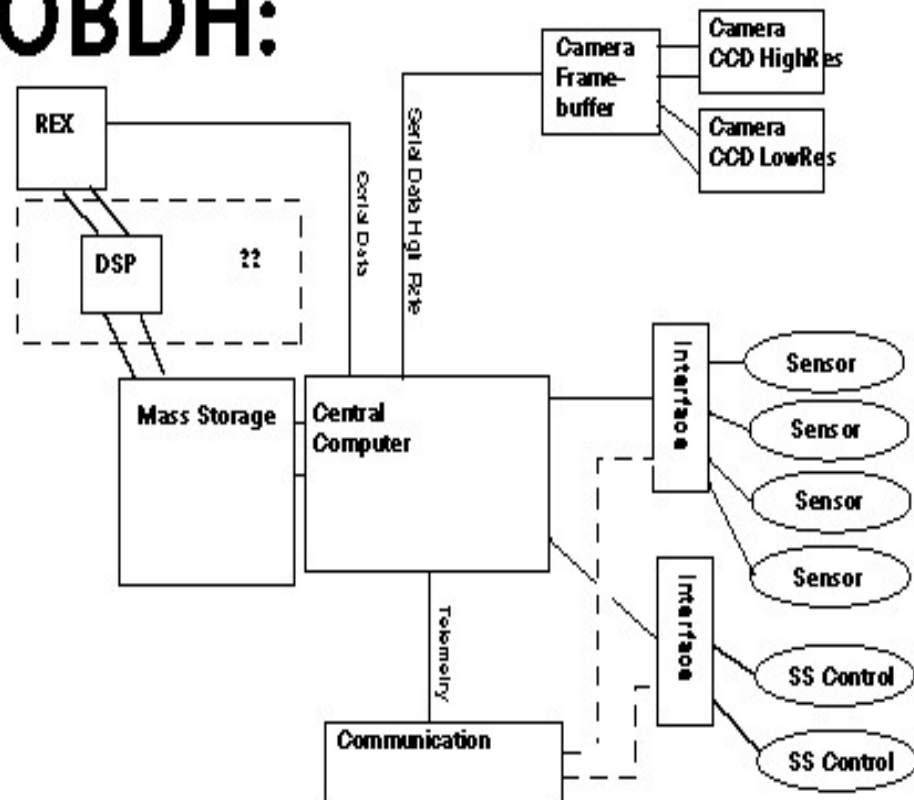
Lagra instrumentmätningar och housekeeping

Skapa dataströmmen för telemetri

Avkoda telekommandon och distribuera dessa

Ta över kontrollen av rymdfarkosten i nödsituationer

## OBDH:



98-04-10 LunarSat Workshop  
PH

Exempel på datahanteringsystem för  
En vetenskaplig satellit (LunarSat)

# Modellering

Modellering av system ett forskningsområde i sig

Olika nivåer –

Analogt elektrisk – kretsar, signaler, brus

Fysisk – instrument, partikelbanor, utfällning av paneler

Logik – digital elektronik, mjukvara, timing

Funktion – systemsimulering, autonomi

En trend nu mot att bygga modeller i enkla system – ofta vanliga kalkylbladsystem

“Integrated Models”

Snabbt att lära sig, inga obskyrda programmeringspråk, mjukvara som finns både gratis (openoffice, gnumeric) och i standard kontorspaket (MS Excel)

Microsoft Excel - Venus Express IM.xls

File Edit View Insert Format Tools Data Window Help

Geneva 10 B I U

G22 fx

1	<b>Venus Express Power</b>			
2	Page version	0	Last modified	6/19/2005
3				
4	<b>Page and Author Info</b>			
11	<i>Press Gadget to Expand/Hide info</i>			
12				
13	<b>Input Parameters</b>		<b>Output Parameters</b>	
14	Distance From Sun	0.7233 AU	Available Powe	401 W
15	Solar Intensity at 1 AU	1358 W/m^2		
16				
17				
18				
19	<i>No crosspage links may be made under this line!</i>			
20				
21				
22	<b>Solar Intensity</b>			
23	Distance from sun	0.7233 AU		
24	Intensity at Earth	1358 W/m^2		
25	Intensity at Distance	2596 W/m^2		
26				
27	<b>Solar Panels</b>			
28	Spacecraft diameter	2.3 m		
29	Spacecraft Height	0.8 m		
30	Panel Cross Section	1.84 m^2		
31				
32	<b>Power Generation</b>			
33	Total Panel Area	1.84 m^2		
34	SolarConstant at Earth distance	2596 W/m^2		
35	Coverage ratio	0.6		
36	Cell Efficiency	14%		
37		Silicon	14%	Silicon
38		GaAs	18%	GaAs
39		Multilayer	26%	Techstar
40	Total Panel Efficiency	8%		
41	Total Solar Power	401 W		
42				
43				
44				
45				
46				

Colour encoding:  
 Green Inmovable constant  
 Blue Input value  
 Red Warnings and Loop closures

Sheet1 | Mars Properties | Orbital Motion | Venus Properties | Interpl. Com | S-LGA | S-HGA TM | X-TM | S-LGA TC | S-HGA TC | MD | Instrumentation

Enkel versionshantering

Struktur

Möjlighet att göra in / utparametrar

Färgkodade värden

Referenser i samma dokument

Återanvändbarhet

Flikar för olika subsystem

# Integrated Models

## Dynamiska parametriska modeller

Kalkylsystemet ger möjlighet att ändra parametrars värden i en komplex modell och snabbt observera resultat

<b>Solar Intensity</b>					
	Distance from sun	0.7233	AU		
	Intensity at Earth	1358	W/m <sup>2</sup>		
	Intensity at Distance	2596	W/m <sup>2</sup>		
<b>Solar Panels</b>					
	Spacecraft diameter	2.3	m		
	Spacecraft Height	0.8	m		
	Panel Cross Section	1.84	m <sup>2</sup>		
<b>Power Generation</b>					
	Total Panel Area	1.84	m <sup>2</sup>		
	Solar Constant at Earth distance	2596	W/m <sup>2</sup>		
	Coverage ratio	0.6			
	Cell Efficiency	14%			
		Silicon	14%	Silicon	From SMAD
		GaAs	18%	GaAs	From SMAD
		Multilayer	26%		Techstar
	Total Panel Efficiency	8%			
	Total Solar Power	401	W		

Demo..



# Budgetar – mer än bara pengar

Budgetar används i ett större sammanhang än ekonomi. I en satellitstudie gör man vid ett tidigt skede budgetar över:

Massa

Effekt

Bränsle / Delta-V

Första budgetarna är gissningar baserade på uppskattningar från tidigare erfarenhet

Marginaler viktigt att inkludera i tidigt stadium

Event	dV (m/ s)
Spacecraft delivered to Interpl. Trajectory	
Trajectory Corrention	0.0
Venus Injection	1330
Orbit Correction	100

Exempel ur Venus-Exress  
delta-V budget

# Massbudget

Central roll – Bäraketens kapacitet ofta begränsad  
Marginaler minskar ju mer konstruktionen utvecklas

För Venus Express beräknades första massbudget som en kombination av

Statistik för andra interplanetära sonder (Planet-B & MORO)

Mer detaljerade beräkningar för kritiska subsystem

Rejåla marginaler

## *Venus Express Mass Budget*

Power	20	kg
Propulsion System	30	kg
Communications	25	kg
Data Handling	8	kg
AOCS System	10	kg
Structure	45	kg
Harness	6	kg
Thermal	10	kg
Payload	48	kg

Total Dry Mass	202	kg
Dry Mass Margin	20%	
Dry Mass Margin	40	kg
Estimated Dry Mass	242	kg

Fuel Mass	158	kg
Fuel Margin	20%	
Fuel Margin	32	kg
Estimated Fuel Mass	190	kg

**Estimated Total Mass 433 kg**

# Uppsändning

## Uppsändningsalternativ

Europeiskt (Ariane)

Ryssland

USA

Indien

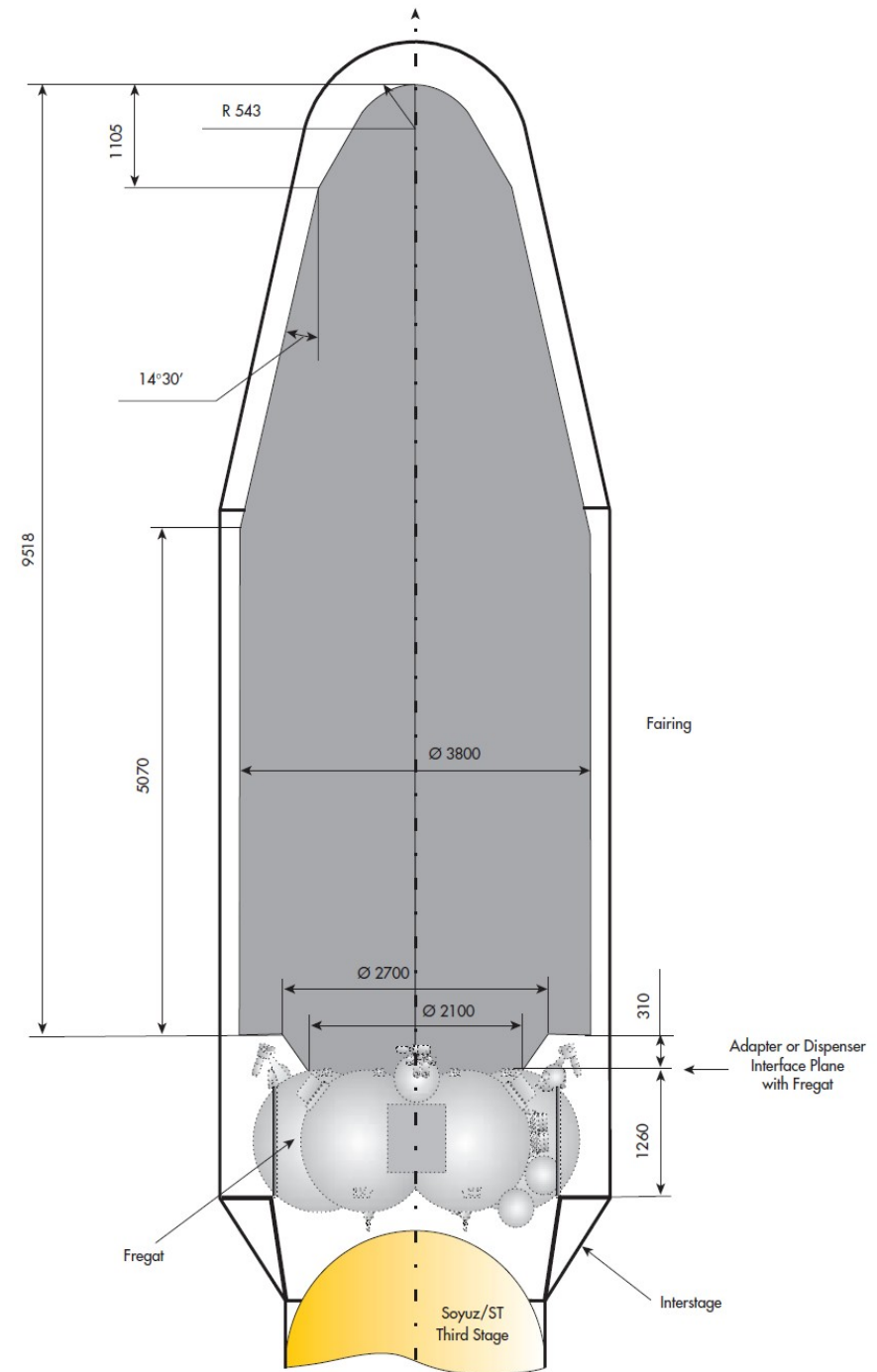
Japan

Kina

Plus några länder med  
enstaka försök

Sverige har ingen  
uppsändning till  
omloppsbana

User's manual för  
bärraleter finns numer  
ofta på nätet



Soyuz användbara nyttolastsutrymme  
[Från Soyuz User Manual]

# Uppsändning påverkar

Ofta starkt krav på  
Vikt – ej  
förhandlingsbart!

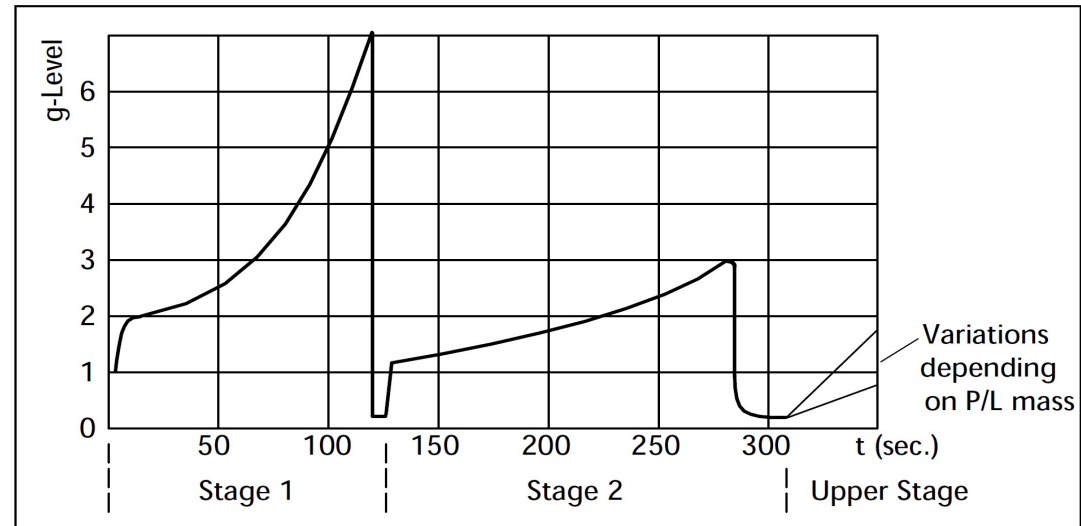
Starka vibrationer

Skaktester

Stöt-  
uthållighetstester

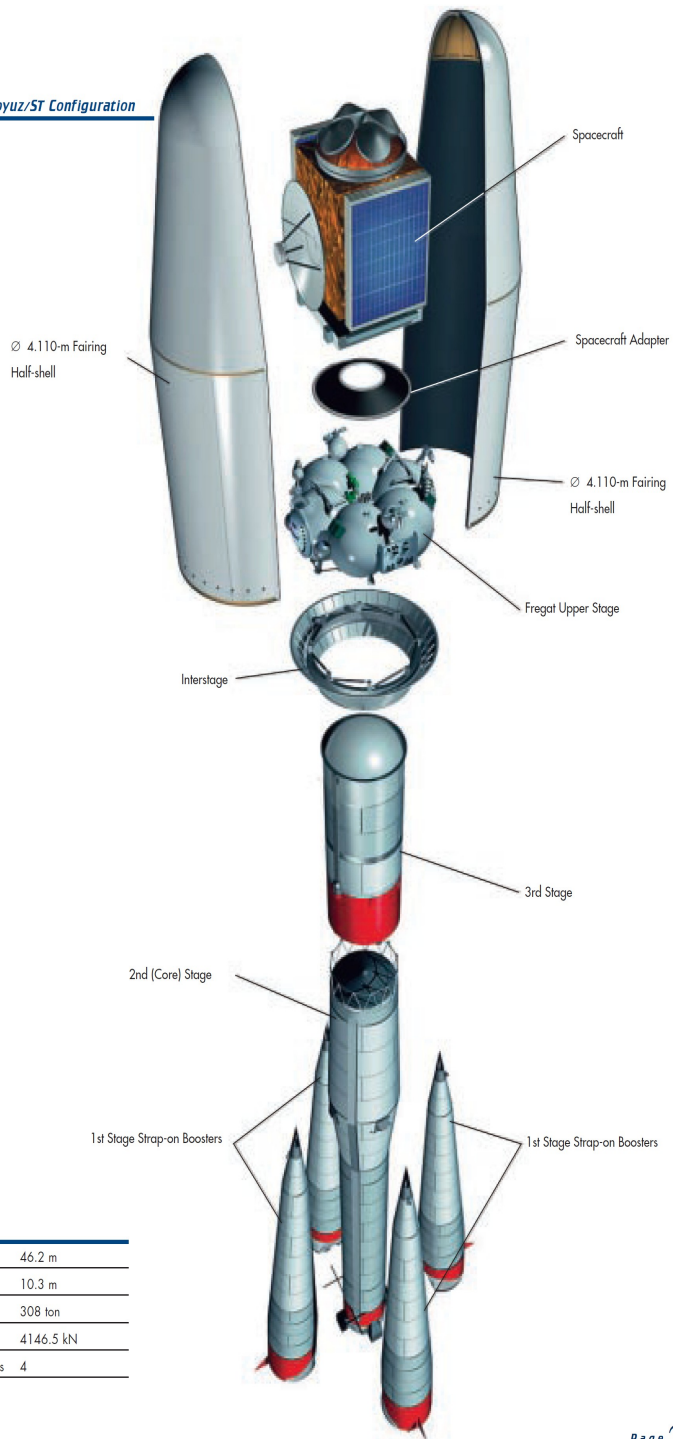
Radiotystnad

Ofta ingen aktivitet  
under uppsändning



Variationer i longitudinell statisk acceleration  
under flygning. [Från Eurockot User's Guide]

Figure 1-2: Soyuz/ST Configuration

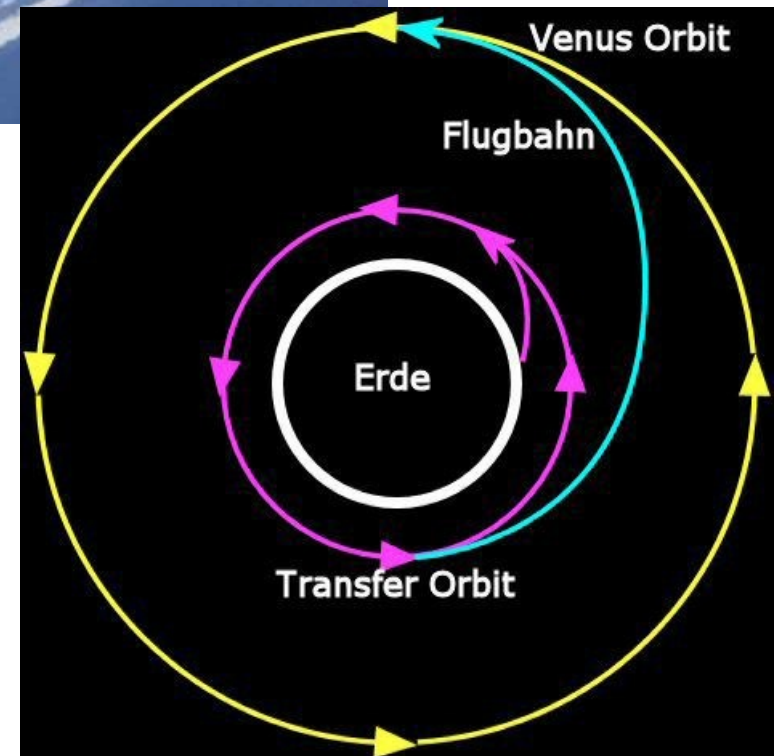


**Soyuz/ST**

Length	46.2 m
Diameter	10.3 m
Lift-off Mass	308 ton
Lift-off Thrust	4146.5 kN
Number of Stages	4



Bilder från  
ESA's VEX  
mission



# Kommunikation

”Livlinan till rymdfarkosten”

Telekommando

Telemetri

Ranging

Många möjligheter

- Frekvensband

- Kapacitet (bithastighet)

- Datotyp

- Komprimering



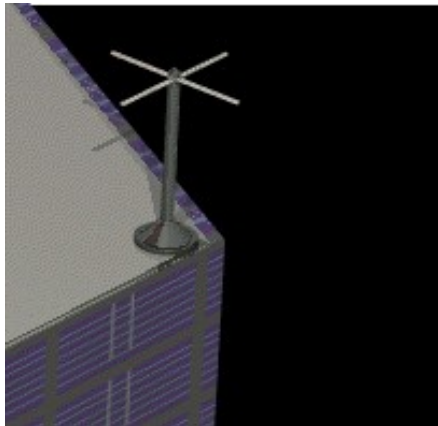
ESOC's markstation i Villafranca, Spanien, Möjlig att användas för kommunikation med Venus Express

# Antennsystem



High Gain Antenn (VEX)

- Riktad antenn för högkapacitetslänken.
- Parabolisk antenn för X- och S-band
- Måste noggrant pekas mot Jorden under användning



Low Gain Antenn (VEX)

- Nödsituationer
- Ranging
- Bred antennlob – behöver inte pekas
- S-band

# Länk Budget

En "budget" över signalstyrkan i radiosignalen

Räknar om alla faktorer till decibel

Addera komponenterna

VEX: Avstånd viktig faktor

Venus 0.3 – 1.7 AU

EIRP Satellit e	40.1	dBW	
FSL	-262	dB	
Atmospheric Losses	-0.40	dB	
Rec. Gr/ Ts	28.20	dBK	
Boltzman	228.6	dBW/ Hz/ K	
Bit rate	-30.00	dBHz	
	Eb/ N0	4.4	dB
Boltzman	-228.6	dBW/ Hz/ K	
System Noise [K]	552	K	
System Nose	27.4	dBK	
Noise Power	-168.2	dBW	
Eb/ N0 FSK	13.3	dB	
Eb/ N0 BPSK+RS+Viterbi	2.7		
Margin	1.7	dB	
Bitrate	1	kbps	
Spectrum Util.	0.5	bps/ Hz	
Bandwidth	2	kHz	
Bandwidth [dBHz]	33	dBHz	

Exempel på utdrag ur länkbudget (ej komplett)



# Kraftbudget

Kraftbudgeten  
balanserar  
inkommande effekt  
från solpaneler och  
nukleära generatorer  
mot förbrukarnas och  
lagringens (batterier)  
effekt

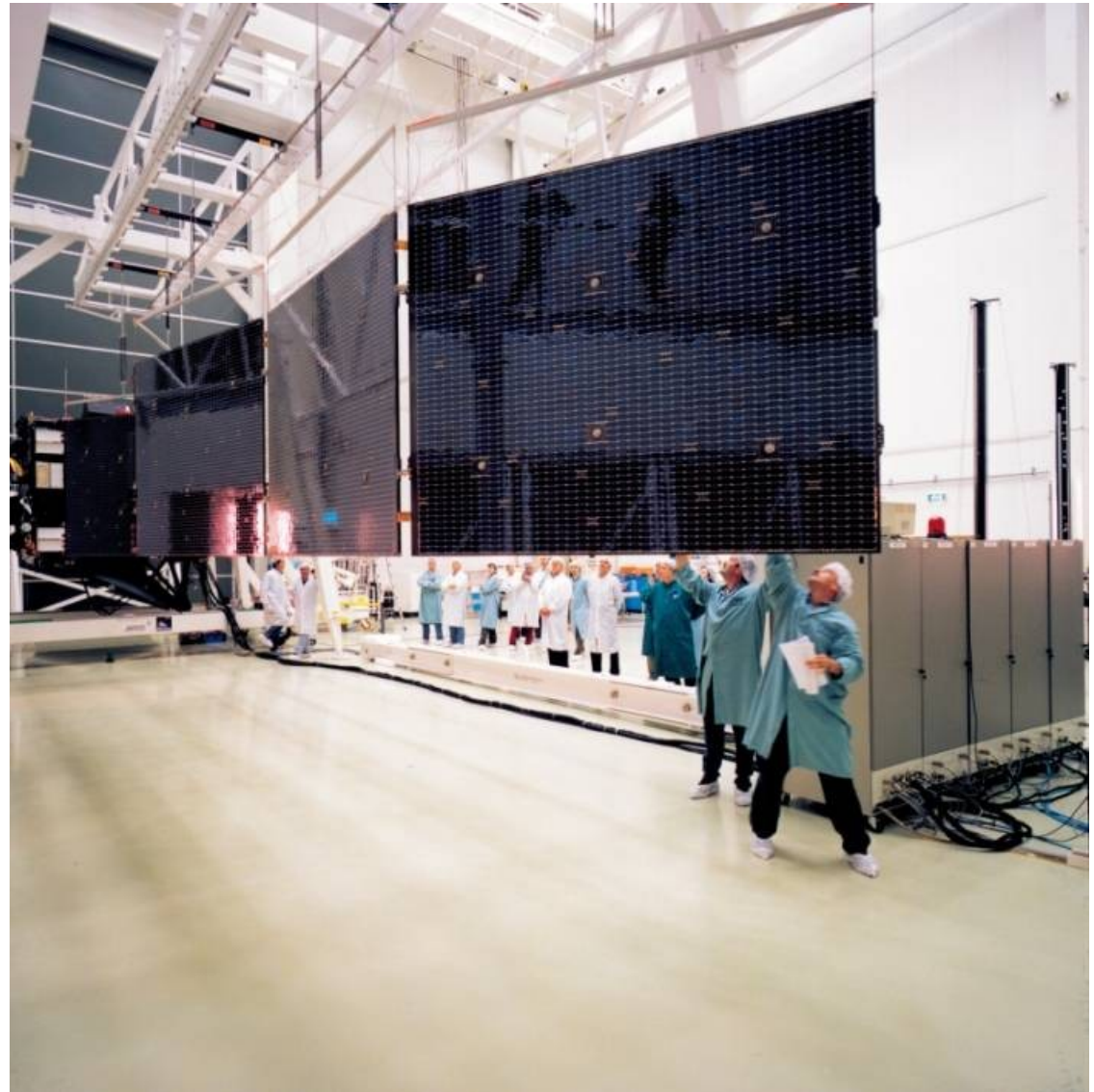
Flera olika scenarios

- Raketseparation

- Transfer-faser

- Operationell

- Eklips



Test av solpaneler på interplanetära  
Rymdsonden Rosetta

# Rymdmiljö

Betydligt mer fientlig än miljön på Jorden

Beror på banan

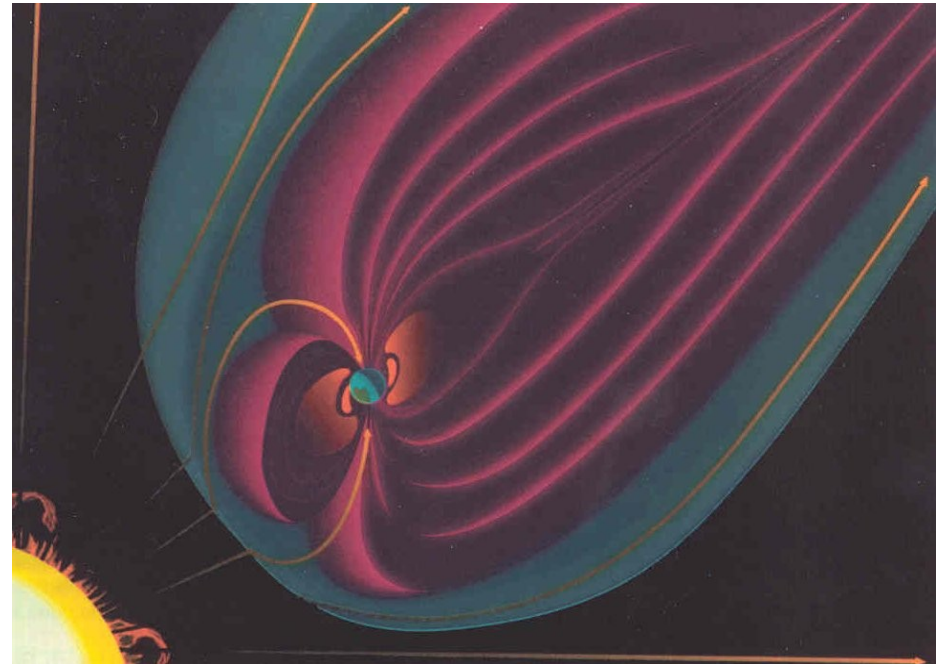
Huvudsakliga skillnader:

- Kosmiska partiklar

- Partiklar i strålningsbälten

- Energirika partiklar från solen

- Stark UV-strålning



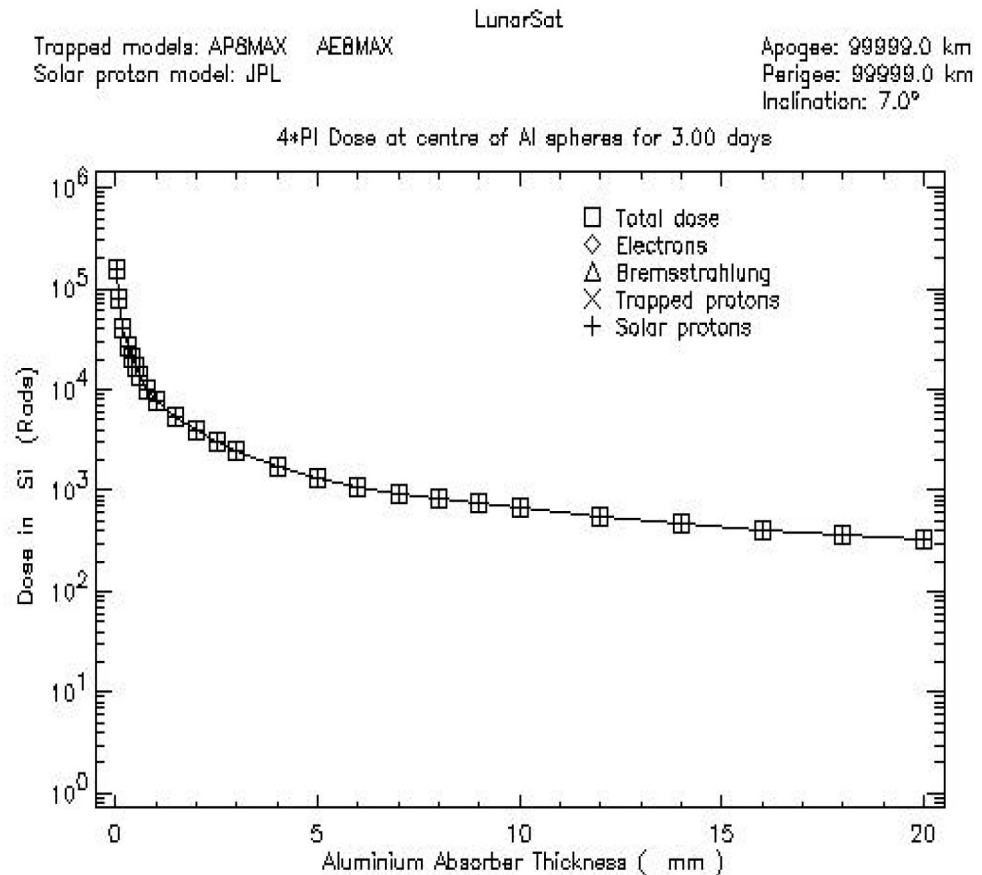
# Stråldosen

Rymdfarkostens livslängd och banor påverkar stråldosen

Hög stråldos kräver annan elektronik, dyrare, tyngre

Skärmning av elektronik viktig

Stråldosen simuleras i speciella program, SPENVIS europeiskt alternativ



Exempel på strålningsmodellering  
För omloppsbanor kring jorden  
(Från LunarSat projektet)



# Produkt kontroll

”There is no such thing as a human error” –  
ESA’s kvalitetssäkringskurs

Ingen (extremt liten) möjlighet till reparationer  
leder till hög kvalitetskontroll

Dokumentation

Tester (destruktiva / icke destruktiva)

Kvalitetssäkringssystem för organisationerna

# Sammanfattning

Systems engineering är ett övergripande ämne i satellitkonstruktion

Arbete från projektets objektiv till teknisk och programmatisk konstruktion

Omfattar satellitens subsystem

Kan modelleras m.h.a. integrerade modeller

Sammankoppling mellan subsystem ger ett komplext designproblem