

# Satellitplattformer

---

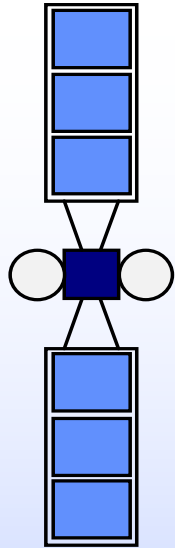


**Plattformkonstruksjon, retningskontroll,  
termisk kontroll, energiforsyning, telemetri etc.  
+  
Project management**

**Odd Gutteberg**  
Odd.Gutteberg@iet.ntnu.no  
NTNU

---

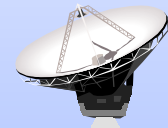
# Satellittkom. systemenes problemområder



- lav vekt
- min effektbehov
- høy pålitelighet
- nøyaktig retnings- og banekontroll
- levetid

- begrenset frekvensspektrum
- banebegrensninger, f. eks. bare en geostasjonær bane

- stor avstand, dvs store krav til antenne/mottaker
- innvirkning av atmosfæren
- robust modulasjon/koding pga støy



- billige jordstasjoner/terminaler
- tilfredstille reguleringsbestemmelsene (sidetråling etc)

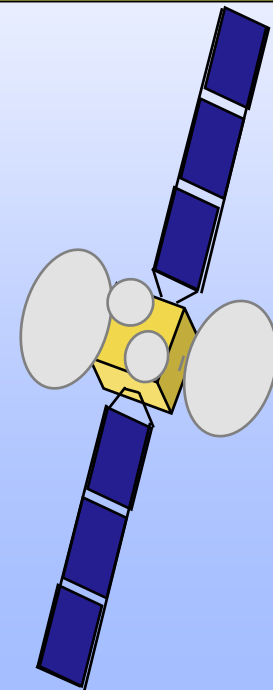
# Satellitten (“Satellite” or ”Spacecraft”)

**OVERORDNET KRAV:** Min. masse,  
minimalt effektbehov,  
høy pålitelighet

**FORMÅL:** Stabil platform for nyttelasten (f. eks.  
kommunikasjonssystemet)

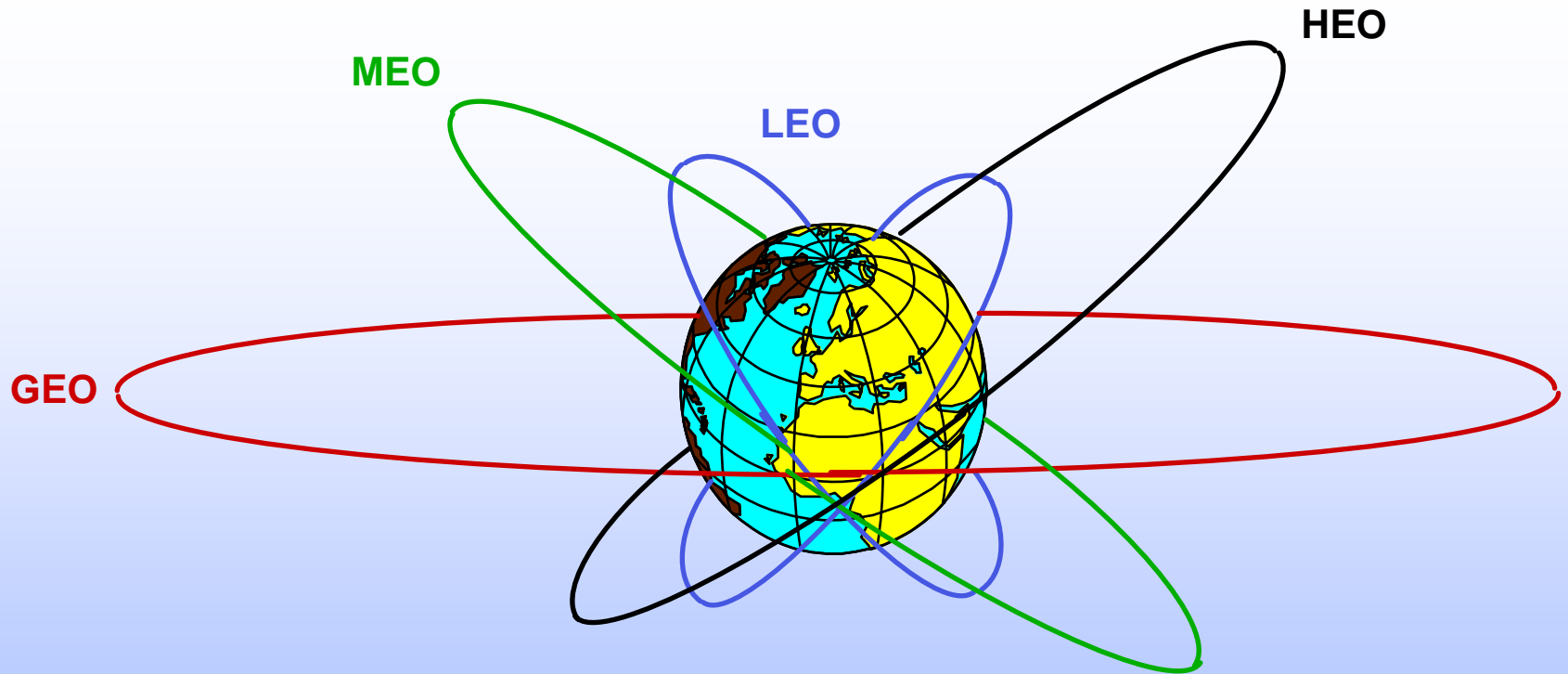
## DELSYSTEMER:

1. Retnings- og banekontroll  
inkl. drivstoffsystemet
2. Strømforsyning
3. Telemetri,følging og kommando (TT&C)
4. Termisk system
5. Mekanisk system
6. Nyttelasten (“payload”)



# Different orbits, utilisations and environment

---



GEO - Geostationary Orbit (36000 km) - Communications, Earth observations

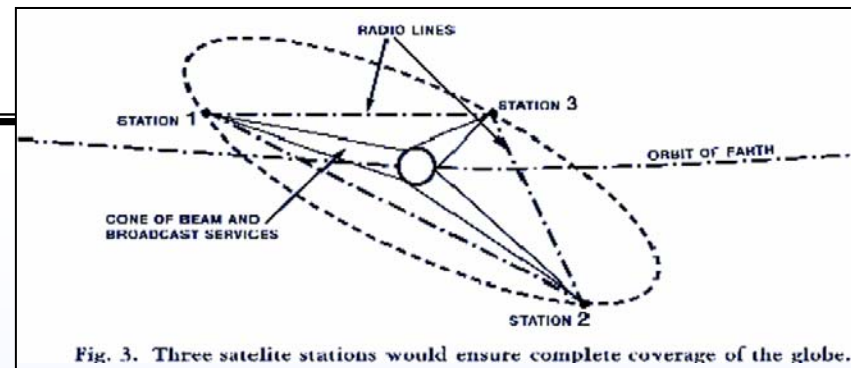
MEO - Medium Earth Orbits (20000 km km) - Navigation (GPS)

LEO - Low Earth Orbits (1000 km) - Mobile Communications (Iridium), Earth obs.

HEO - Highly Inclined Orbits (800x42000 km) - Communications

# Milepæler i utviklingen av satellittkommunikasjon

- 1945 – Arthur C Clarke:  
"Extraterritorial relays", Wireless World
- 1947 – Transistoren, Bell Labs
- 1954 – Solceller, Bell Labs
- 1957 – Transatlantisk telefonkabel  
Sputnik-I, Sovjet
- 1958 – Explorer-I, USA
- 1962 – Telstar-I, TV-overføring USA – Europa
- 1963 – Syncom-II, første geostasjonære satellitt
- 1965 – Early Bird (Intelsat-I), første kommersielle satellitt
- 1988 – TV-satellitter for hjemmemottaking



# Verdens første kommersielle kommunikasjonssatellitt "Early Bird" (Intelsat 1) 1965



59 cm

71 cm

## Vekt i bane:

34 kg

## Kapasitet:

240 telefonkanaler

eller

1 TV kanal

## Levetid:

18 mnd (forventet)

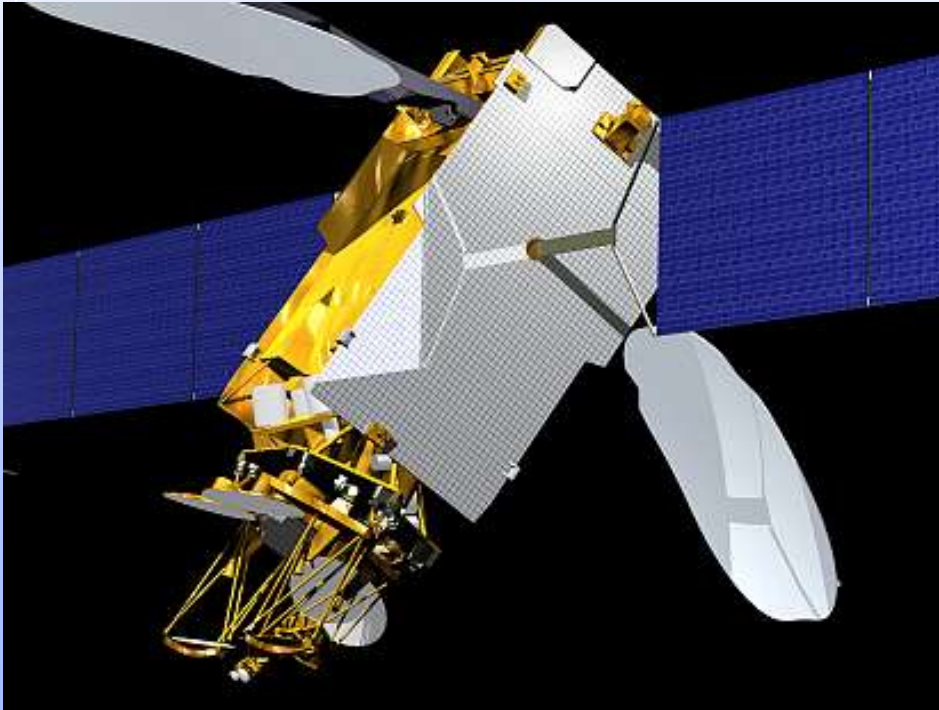
4 år (virkelig)

1977 : 32 GEO kom sat

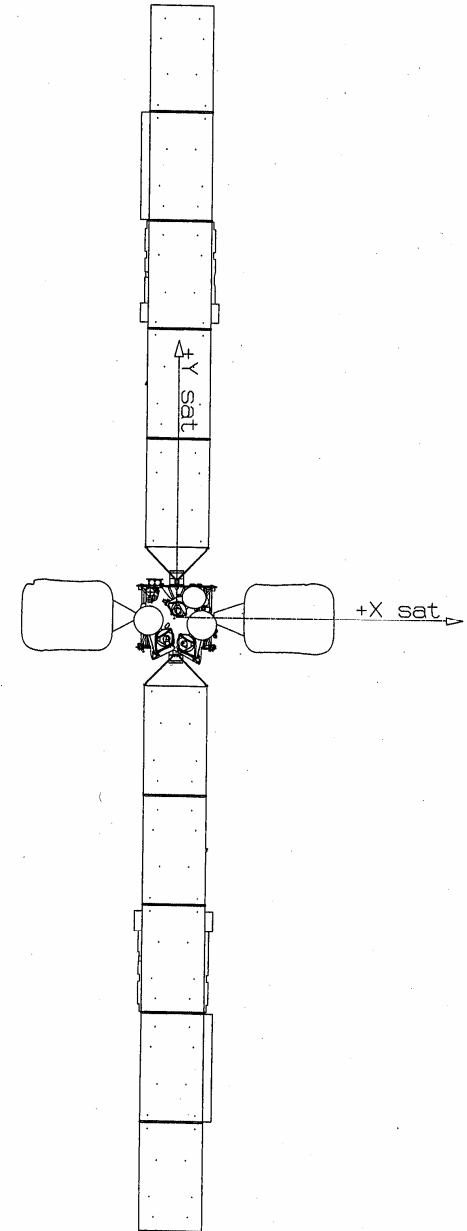
1997 : ca 200 GEO kom sat

# Intelsat 10-02

- Dry mass: approx 3000 kg
- Payload mass: approx 1000 kg
- Size: approx 7.5 m tall and 3.5 m wide
- Required power: 11.5 kW
- Lifetime: 13 years

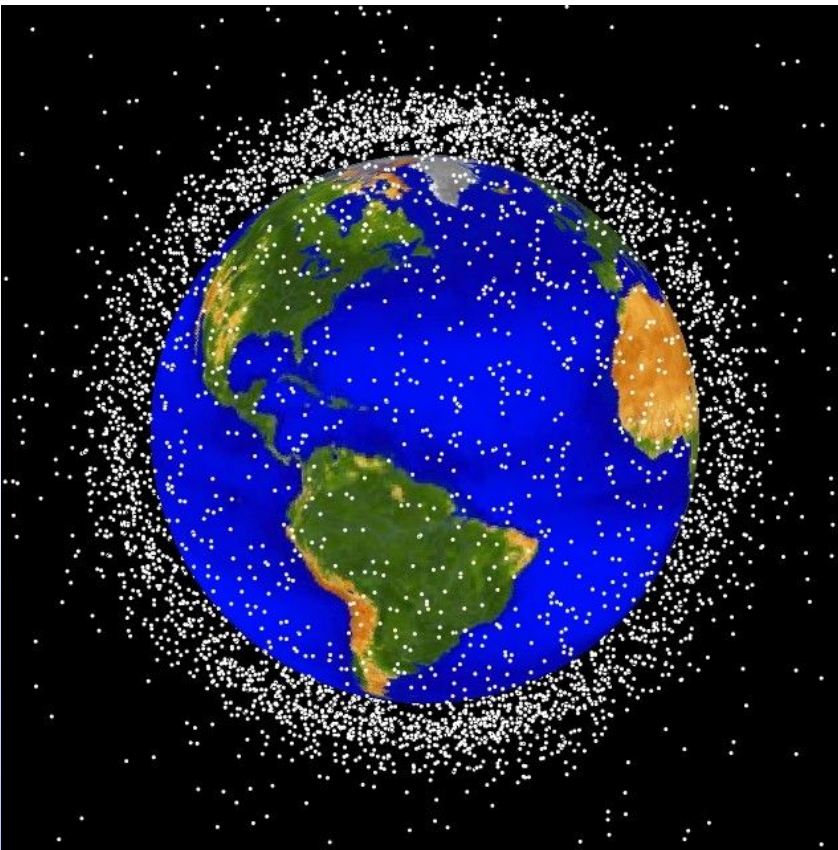


45 m

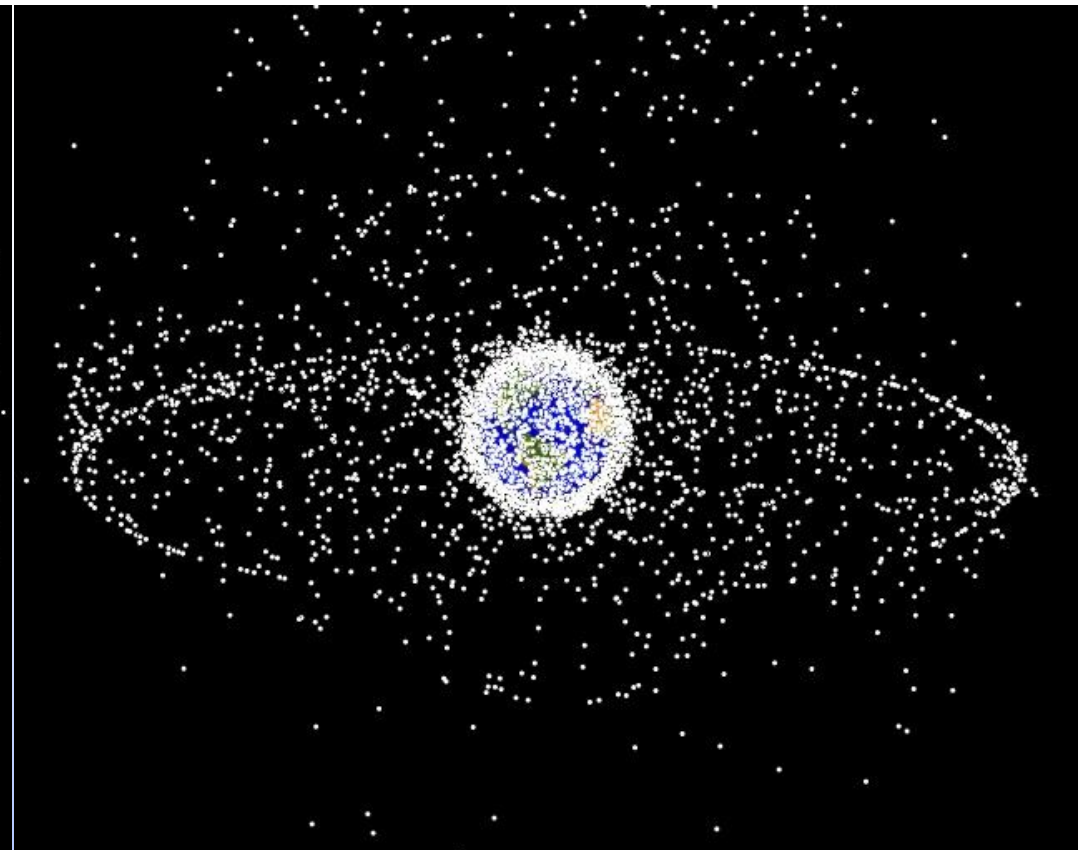


# Computer generated images of objects in Earth orbit that are currently being tracked

---



LEO



GEO

Approximately 95% of the objects in this illustration are orbital debris, i.e., not functional satellites.



# A Norwegian

# satellite system

Thor  
satellites



Eik earth station



Nittedal earth station



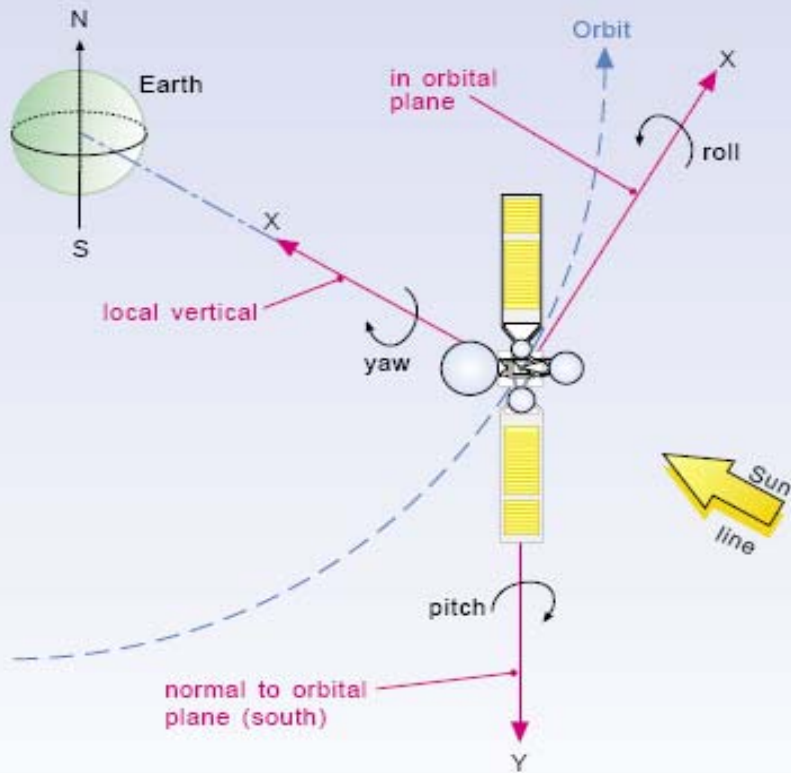
Oslo satellite control



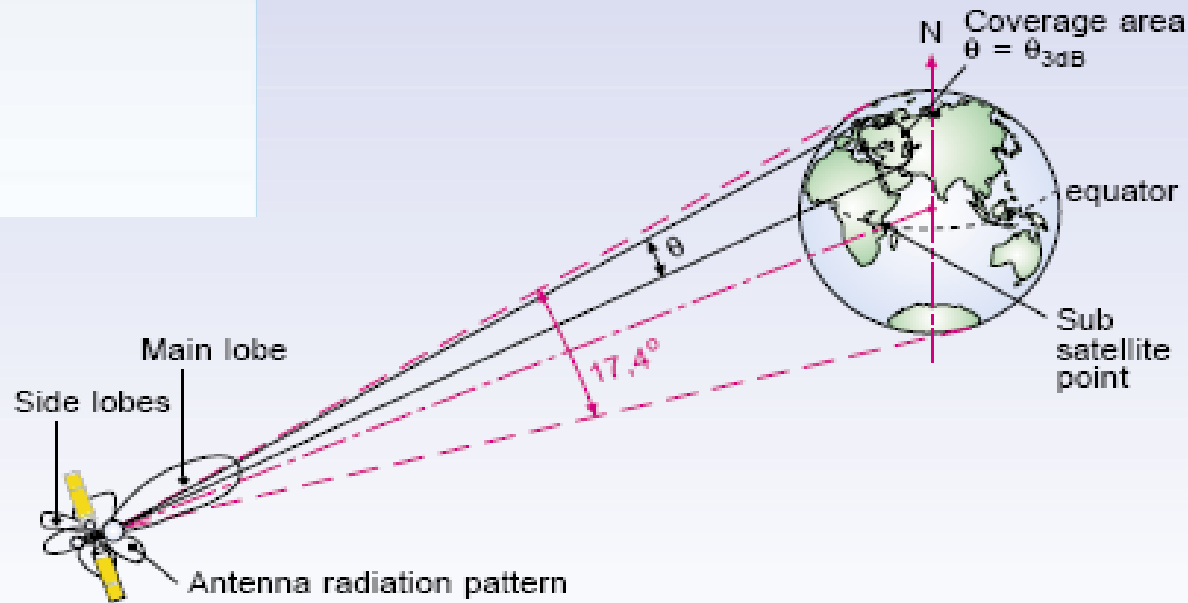
## **Retnings- og banekontroll, inkl. drivstoffsystemet**

- Bevegelse av tyngdepunktet (banekontroll)
- Dreining av tyngdepunktet (retningskontroll)

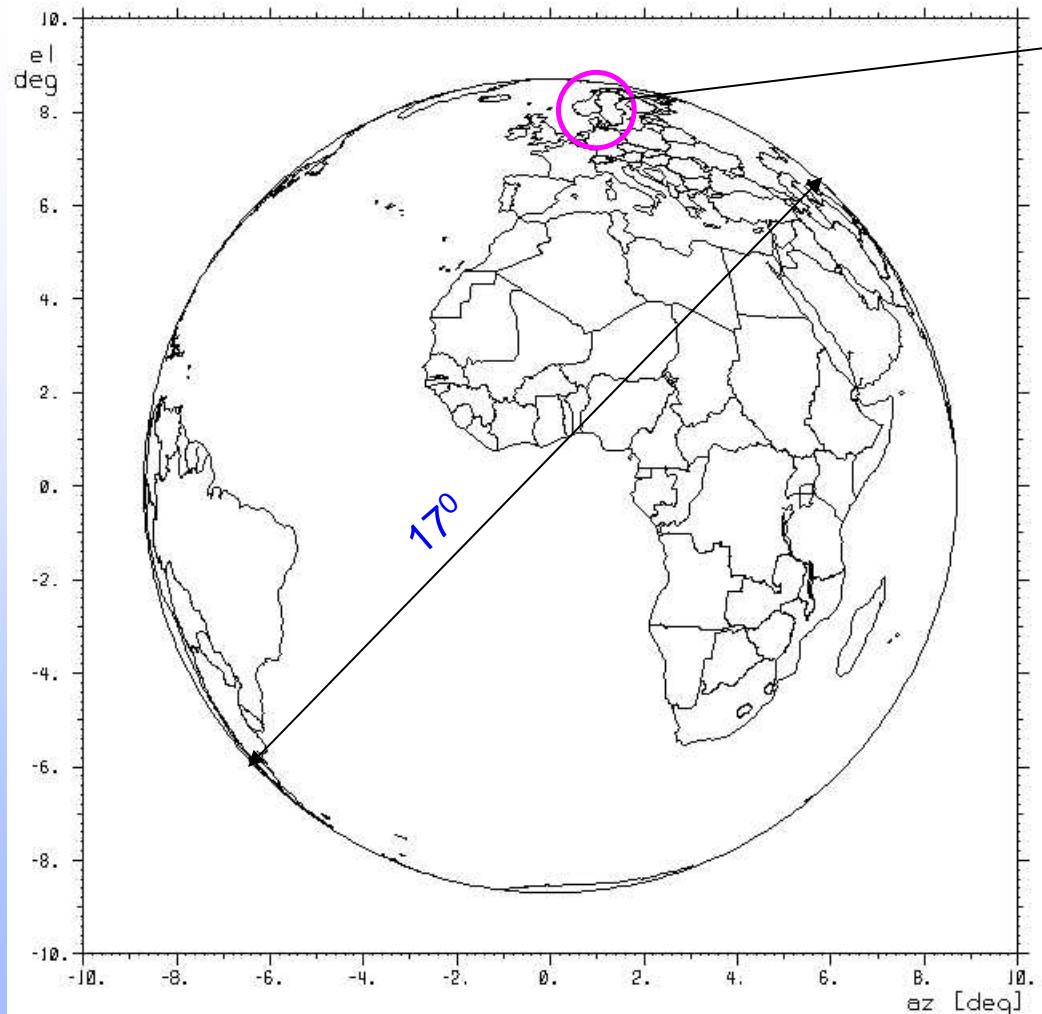
Formål: Holde antenner og solcellepaneler riktig orientert



**Definisjon av rull (roll), stamp (pitch), gir (yaw) og referanse akser**

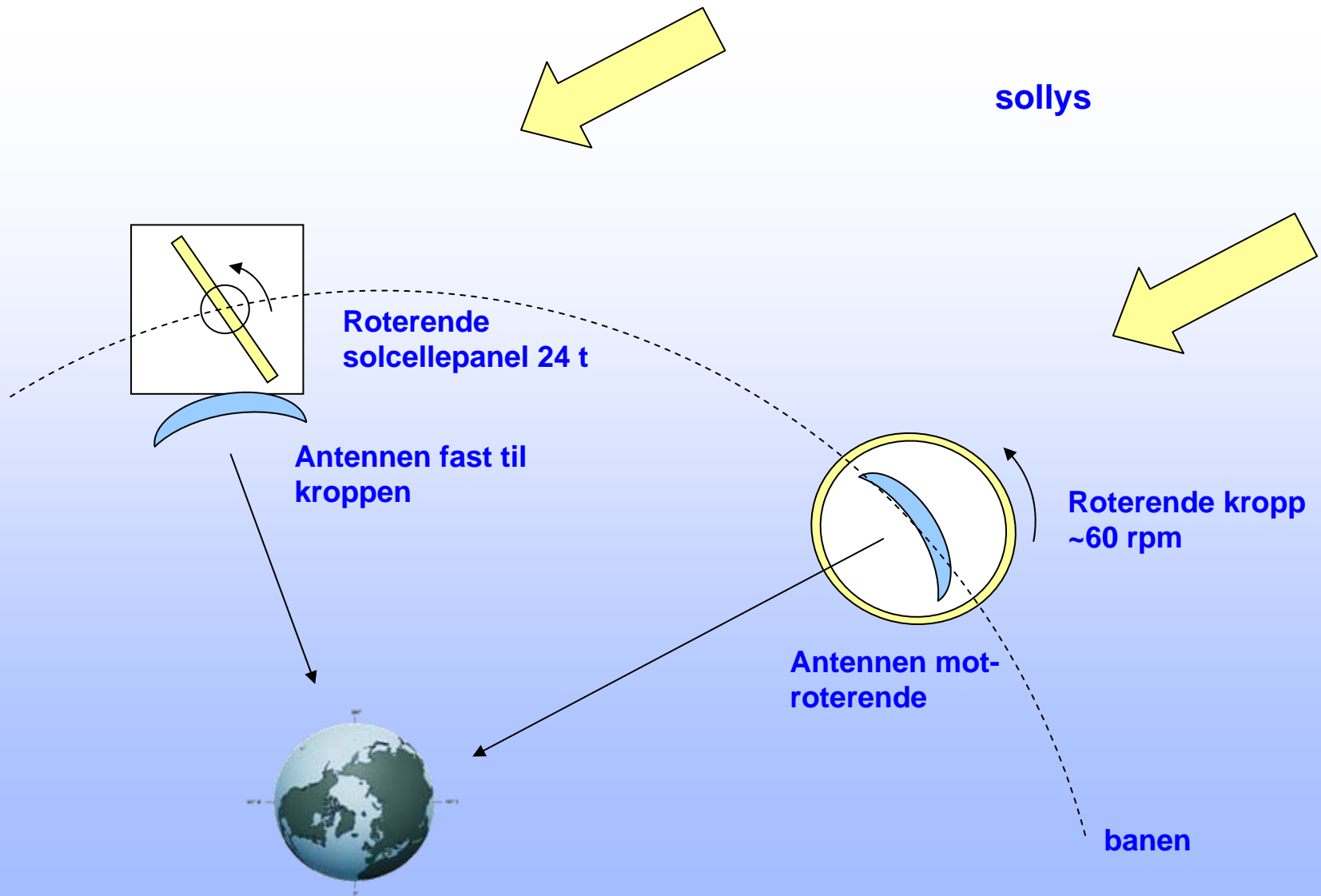


# Earth seen from 1° West GEO orbit

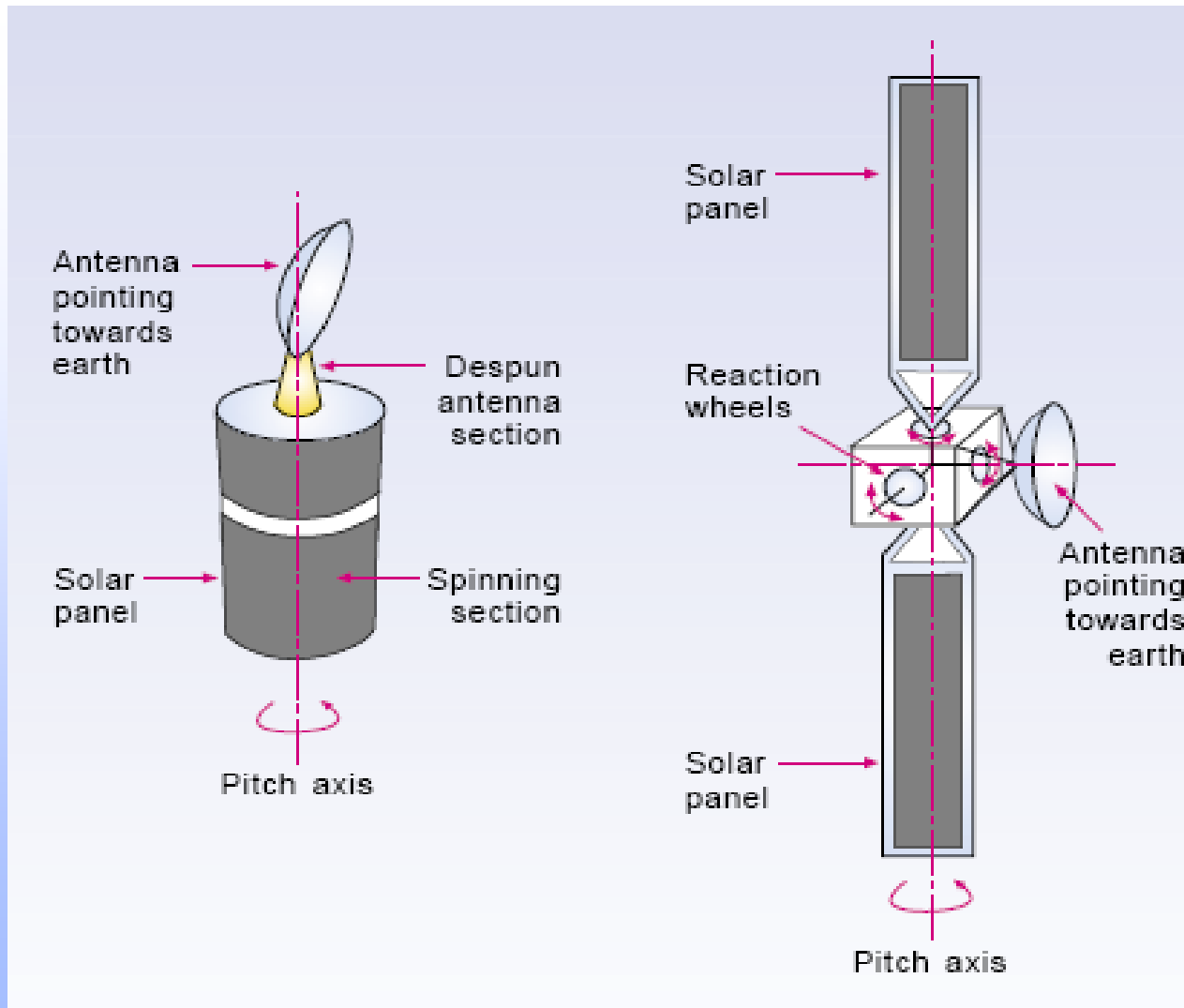


Coverage  
area 1.5°

# Spinn- vs. treaksestabilisert



# Spinn- og treaksestabilisering



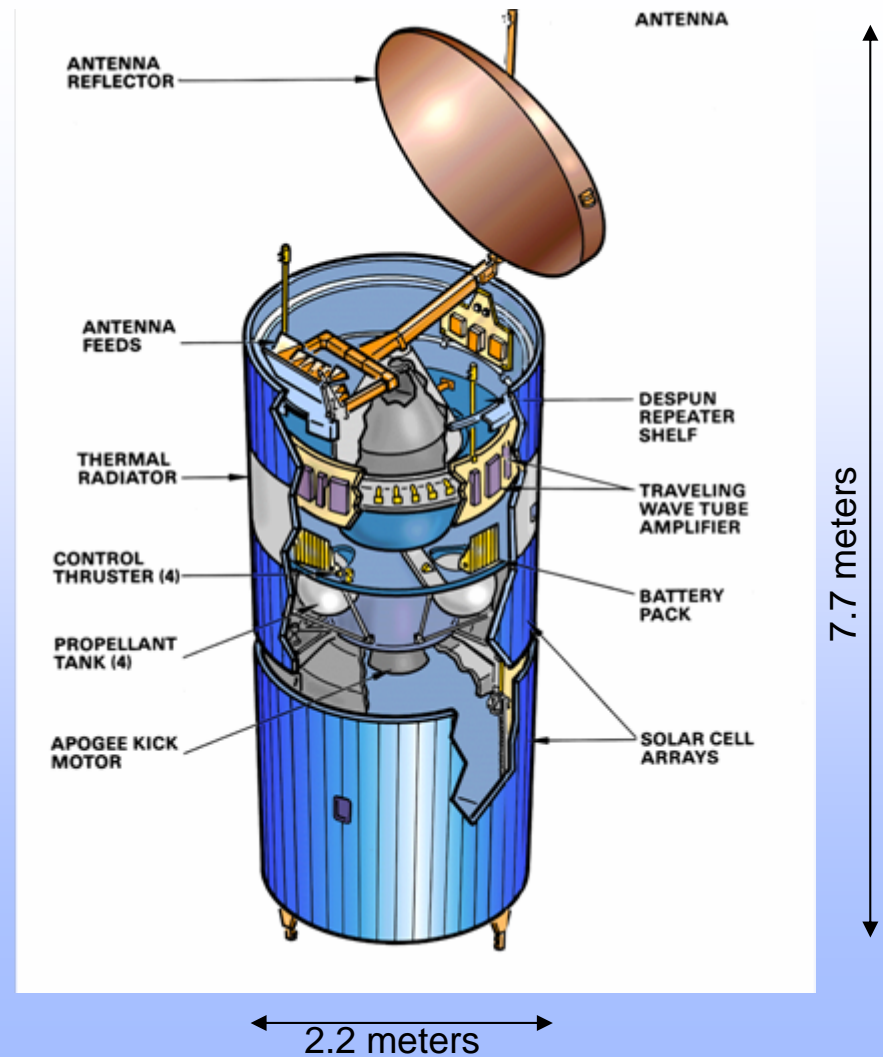
# Spinn- og treaksestabiliserte satellitter

---



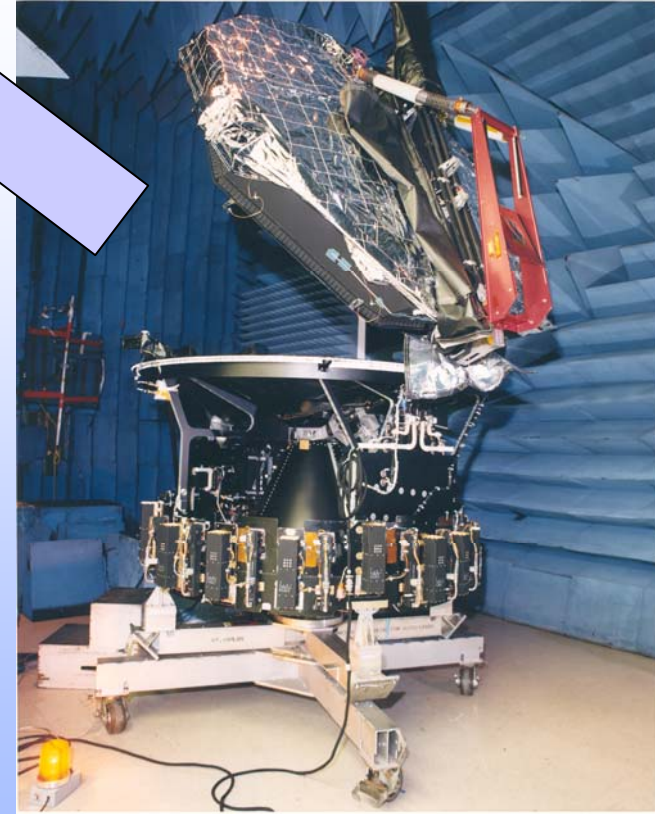
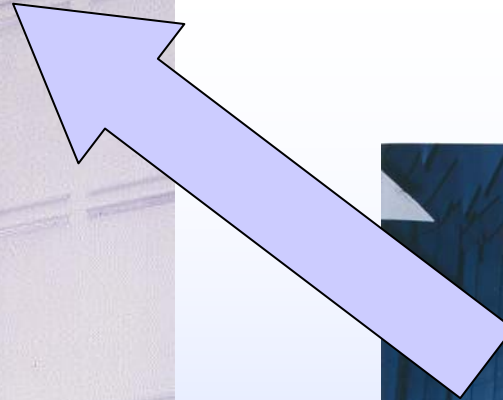
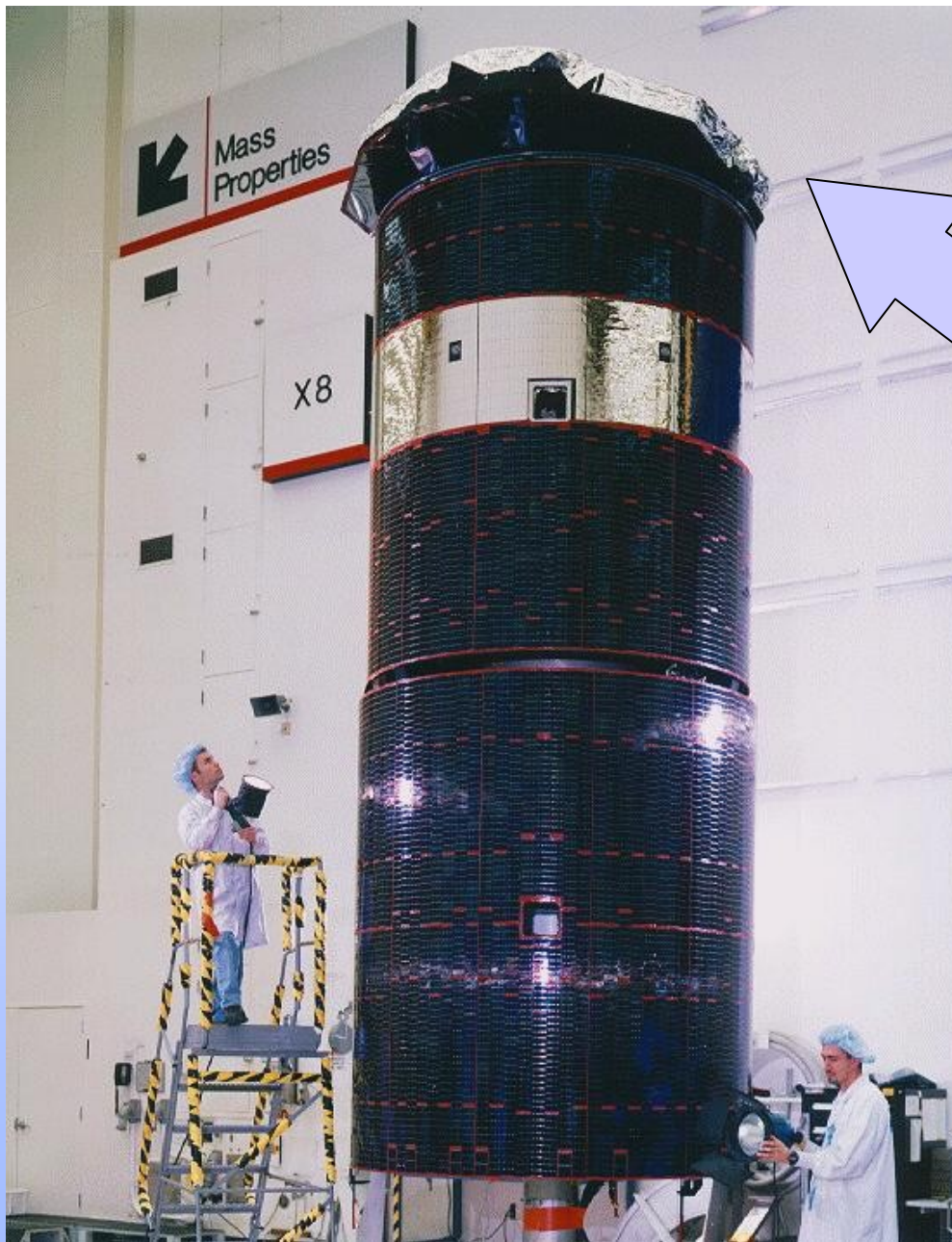
# Spin stabilization

- The angular momentum vector remains fixed in inertial space.
- The spinning is stable when spinning around the axis with the maximum momentum of inertia.
- Disk-shaped spinners are stable - pencil shaped not.
- Limitation to geometric shape. Diameter limited by launcher diameter, length by restrictions to moment of inertia.
- Despun antennas for directive antennas.

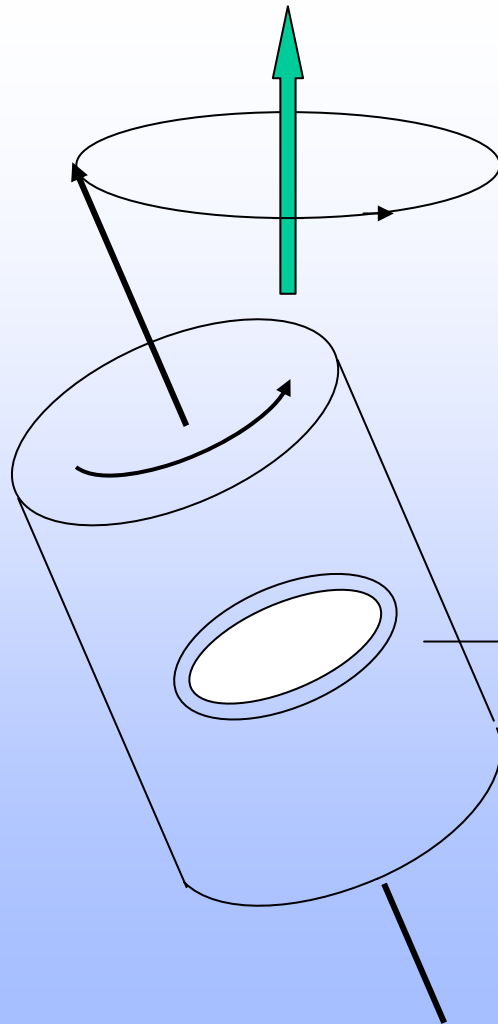




# Thor II (1997)



# Redusering av nutasjon (presesjon)



F. eks:

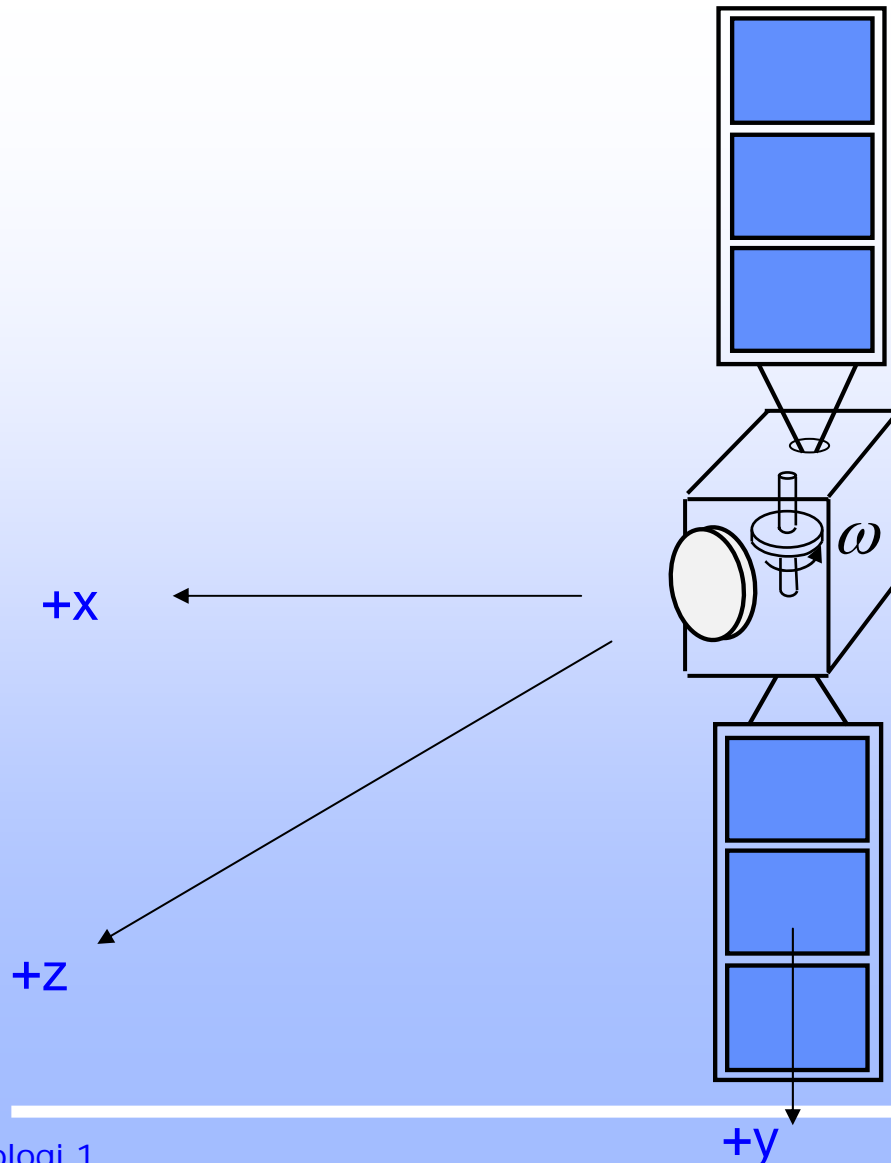
Demper som fjerner energi for å redusere “nutasjon” (passivt).

Avfiring av “thrusterer” i pulset modus ved spin-frekvensen (aktivt).

f. eks. et sirkulært rør, halvfyllt med væske

Stabil når  $I_s/I_t > 1$

# 3-akse stabilisering med momenthjul

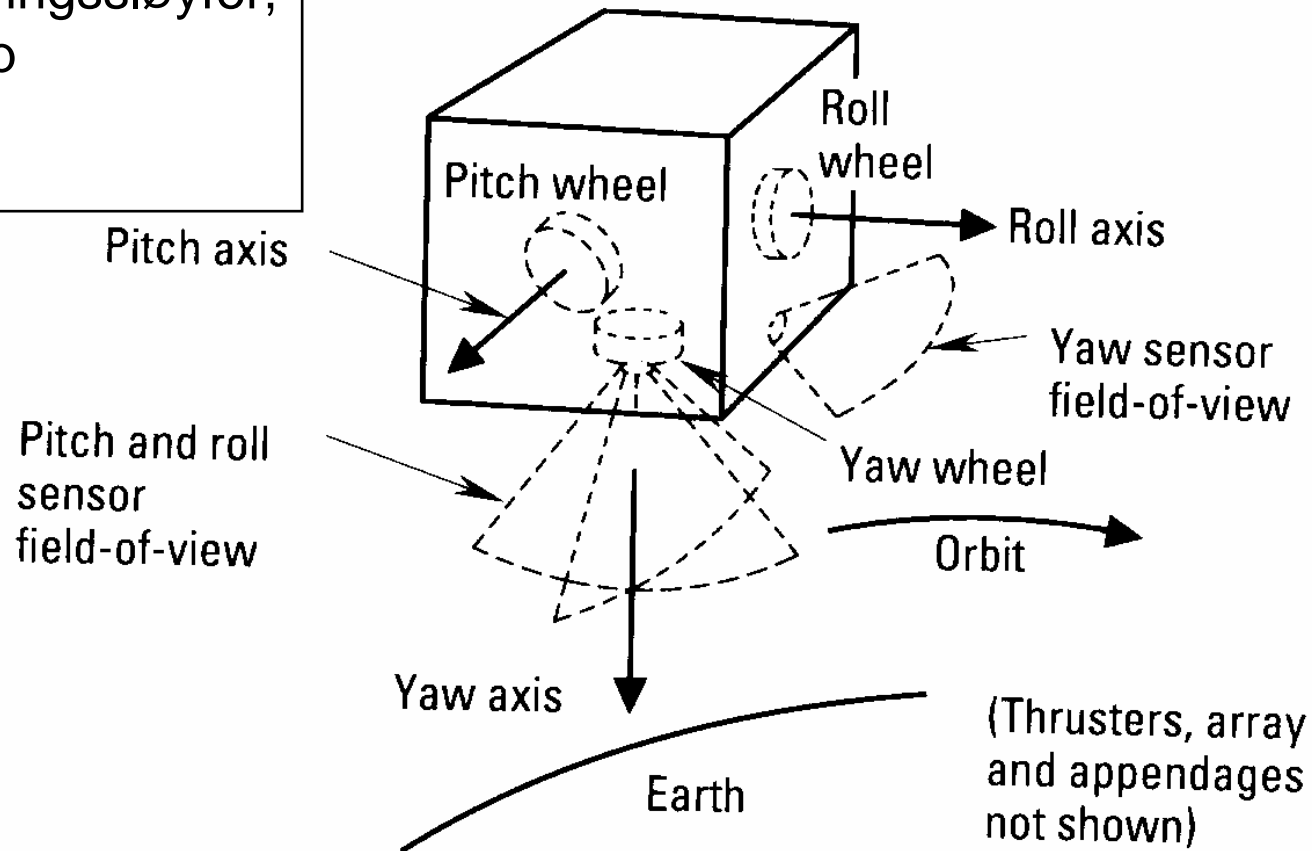


$$M_y = I \frac{d\omega}{dt}$$

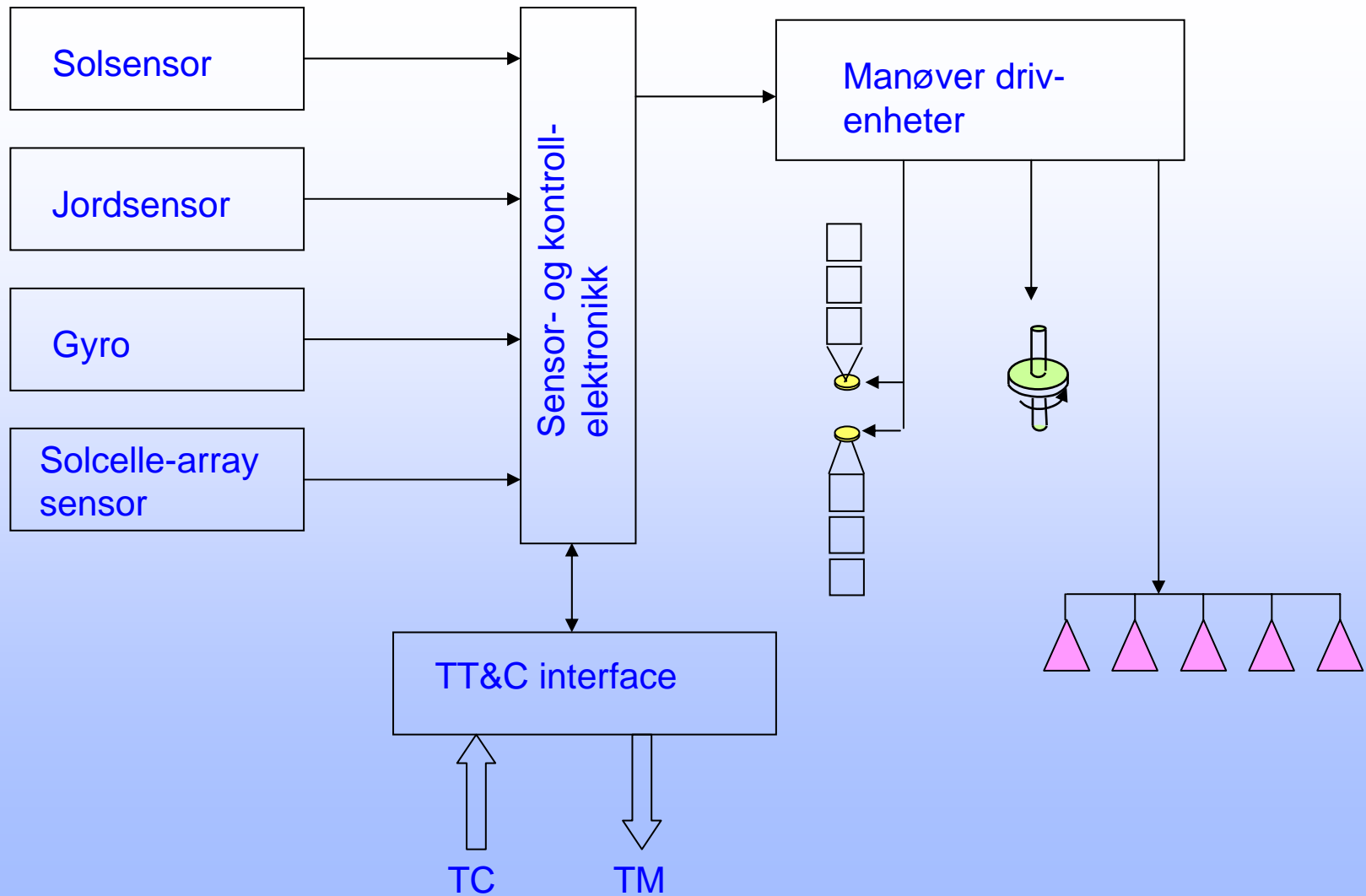
# Trekseregulering

Tre uavhengige  
reguleringsløyper,  
- stamp  
- rull  
- giring

RWA = Reaction Wheel Assembly



# Sub-system for retningskontroll

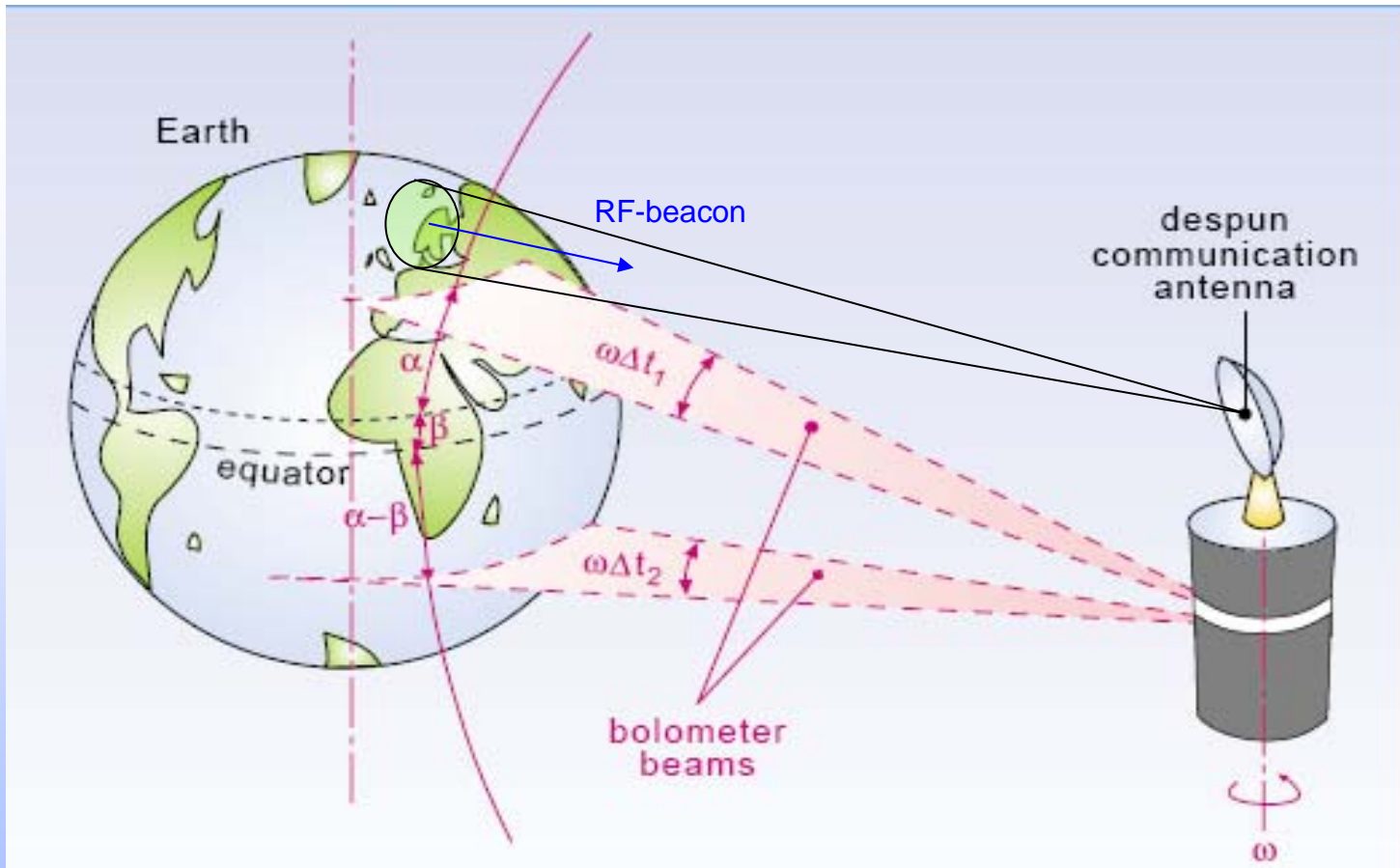


# Retningsmåling

---

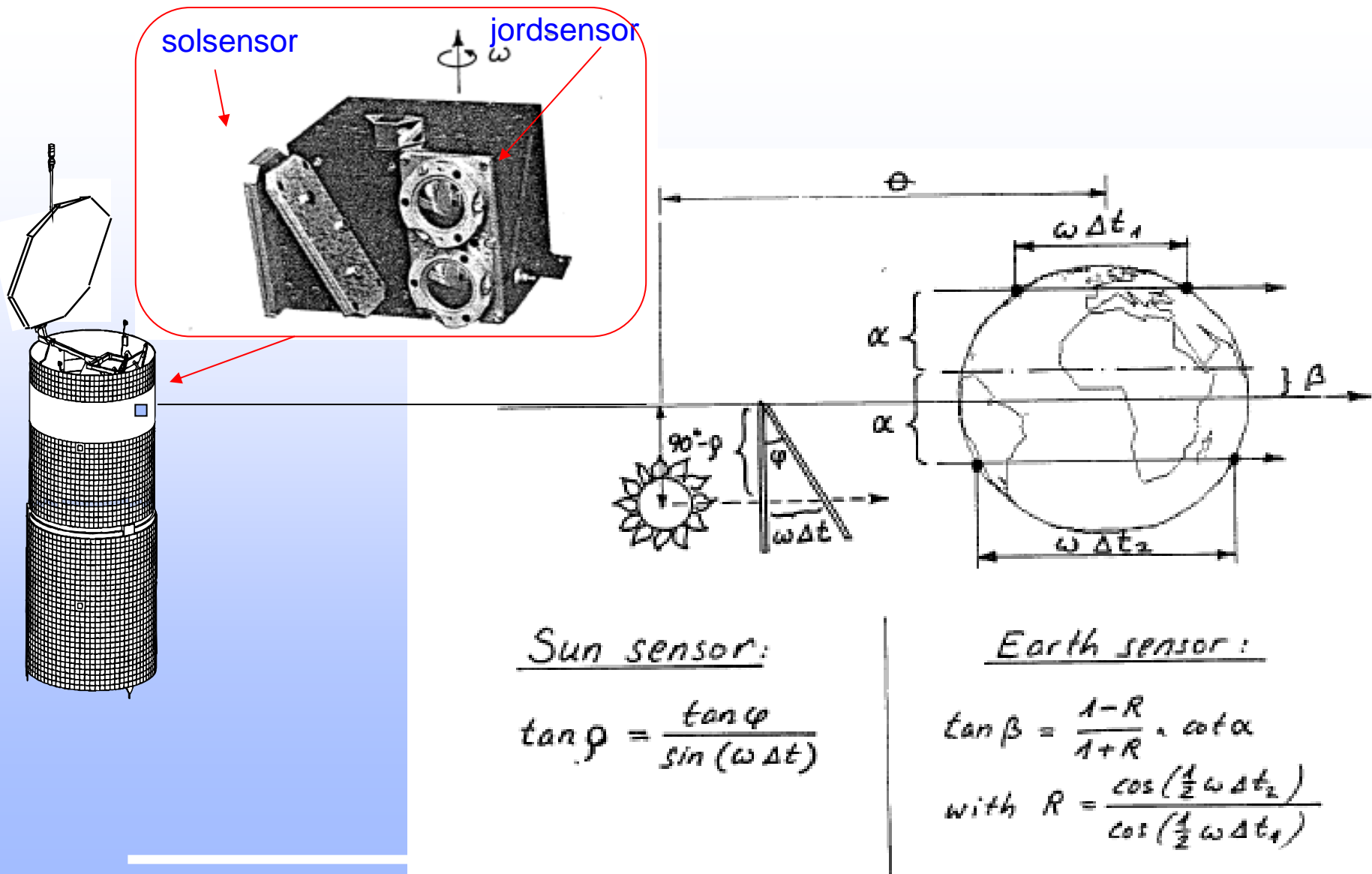
- Solsensorer
  - måling av intensitet i sollys vha solceller, hver celle definerer en konus i rommet
  - spaltesensorer kan bestemme retning til sola
- Jordsensorer
  - vanligvis infrarøde (IR) sensorer som detekterer temperaturforskjellen mellom jord og kaldt verdensrom
  - IR sensorer på roterende satellitter detekterer kryssing av jordhorisonten
- Stjernesensorer, for interplanetariske reiser
- Gyro, for bruk under manøvrer
- Akselerometer, e.g. for å detektere "nikking"

# Earth contour detection by scanning infrared sensors (bolometers)



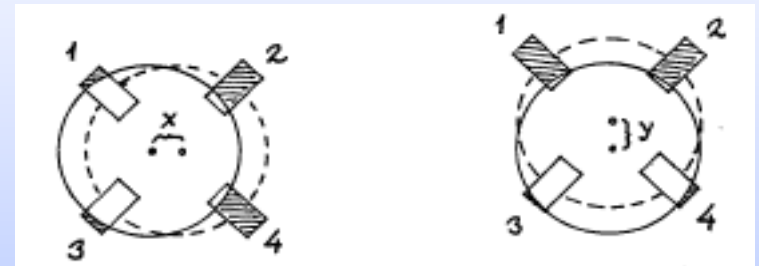
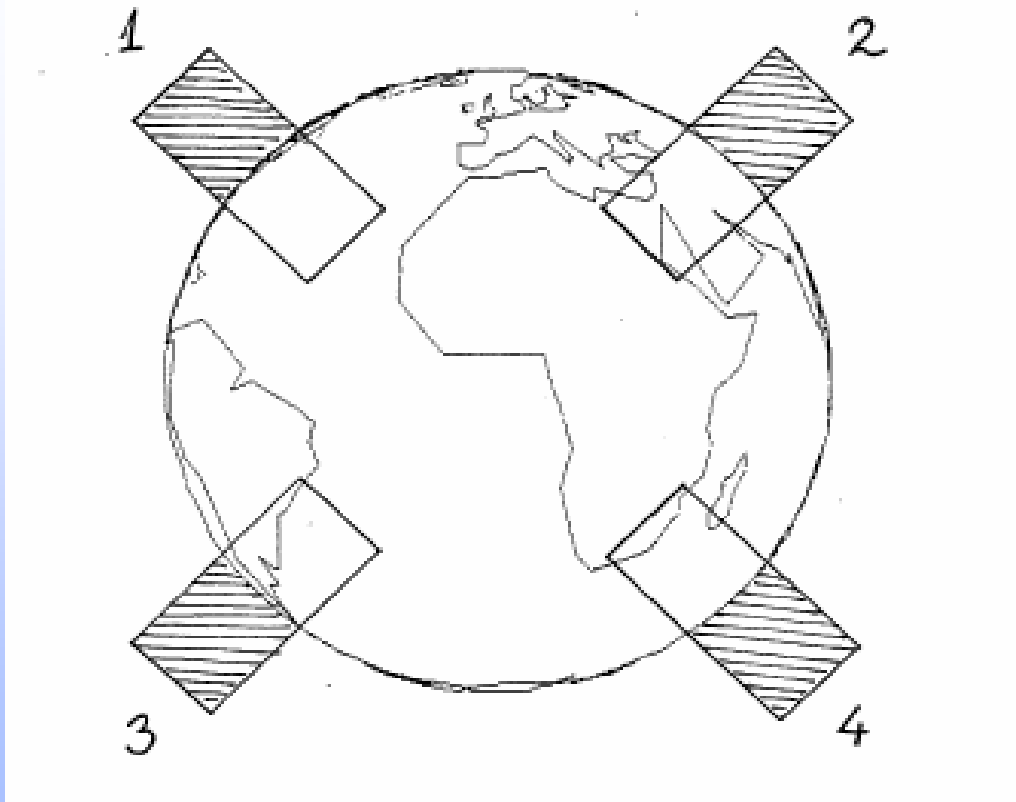
$\omega =$  spin rate of satellite  
 $2\alpha =$  angle between the two bolometer beams  
 $\beta =$  error angle  
 $\Delta t_1$  and  $\Delta t_2 =$  time between the horizon crossings

# Retningskontroll av spinnstabiliserte satellitter v hj a jord- og solsensorer





# Retningsmåling for treaksestabilisert satellitt v hj a IR-detektorer

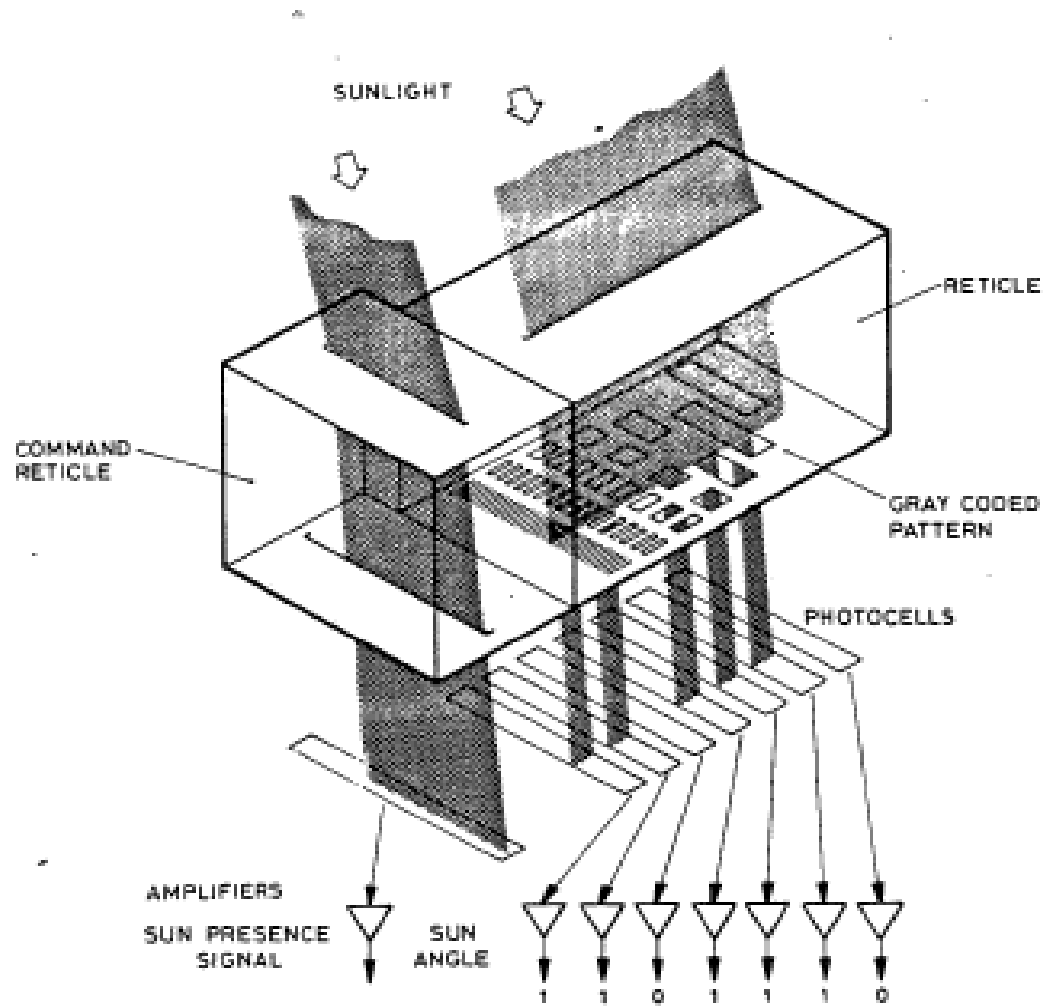


$$x = (1+3) - (2+4)$$

$$y = (1+2) - (3+4)$$

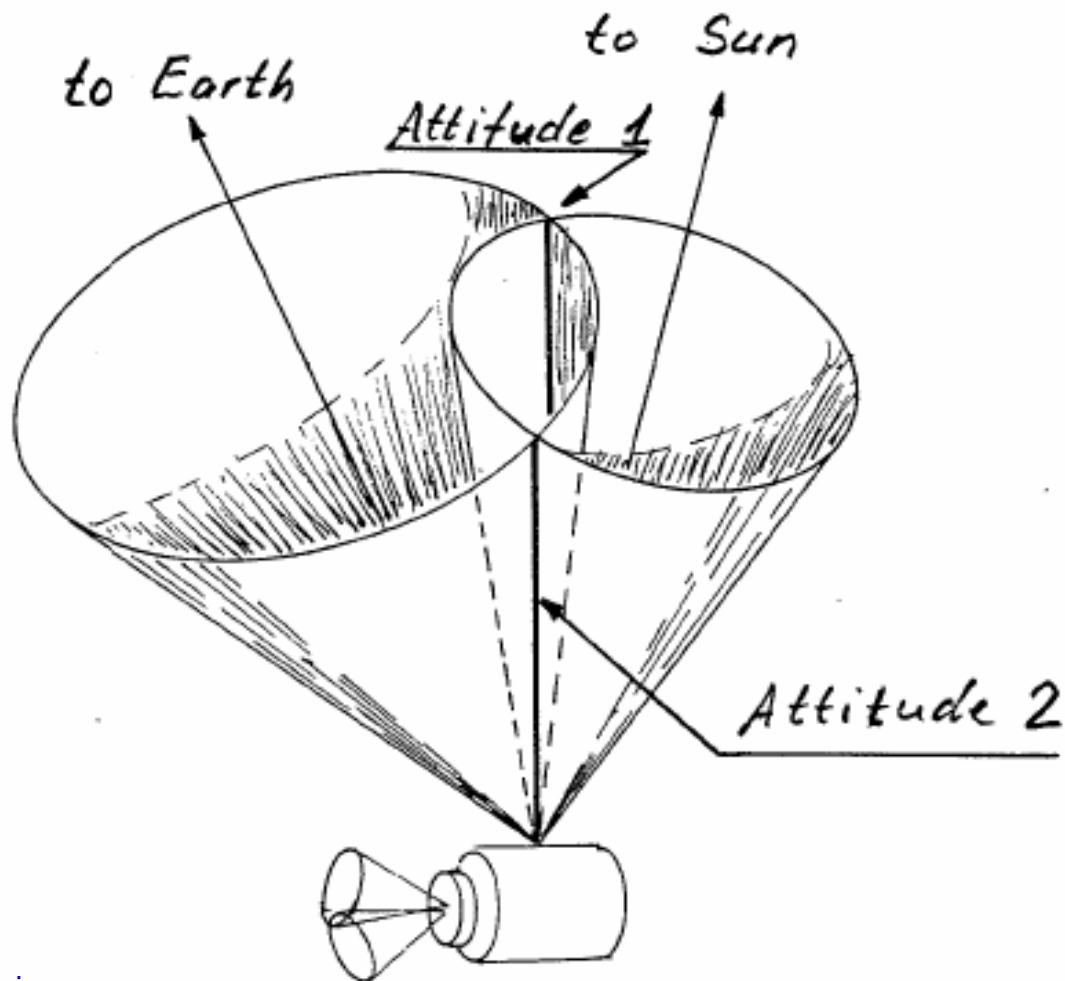
Ref: Peter Berlin: "Seminar on  
Spacecraft Technology"

# Digital solsensor



Ref: Peter Berlin: "Seminar on Spacecraft Technology"

# Bestemmelse av satellittens retning



Ref: Peter Berlin: "Seminar on  
Spacecraft Technology"

# *Banepertubasjoner*

---

- Krefter som virker på en satellitt
  - jordas gravitasjonsfelt
  - sammentrykking ved polene
  - atmosfærisk friksjon
  - uregelmessigheter i gravitasjonsfeltet
  - månens tyngdekraft
  - solens tyngdekraft
  - soltrykk
- For geostasjonære satellitter
  - øst - vest drift, avhengig av baneposisjon
  - Forandring av inklinasjon

# PRESESJON AV BANEN

---

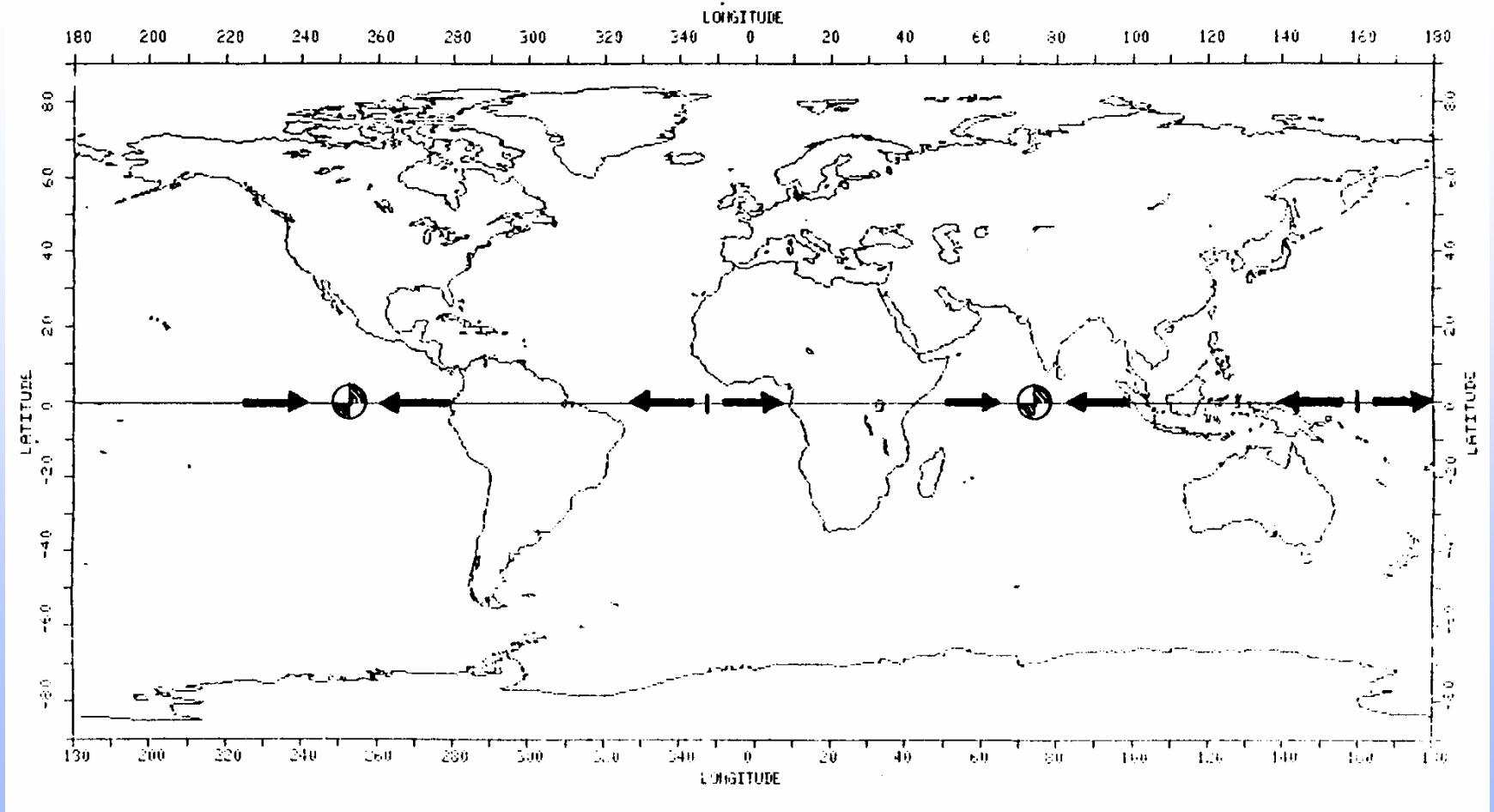
Knutedrift: 
$$\frac{\Delta\Omega}{\Delta t} = \frac{-9.98}{\left(\frac{a}{R}\right)^{7/2} (1-e^2)^2} \cos i \quad (\text{grader / dag})$$

$$\frac{\Delta\Omega}{\Delta t} = 0 \quad \text{for } i = 90^\circ$$

Perigeumsdrift: 
$$\frac{\Delta\omega}{\Delta t} = \frac{5.0}{\left(\frac{a}{R}\right)^{7/2} (1-e^2)^2} (5 \cdot \cos^2 i - 1) \quad (\text{grader / dag})$$

$$\frac{\Delta\omega}{\Delta t} = 0 \quad \text{for } i = 63.4^\circ \text{ og } 180-63.4=116.6$$

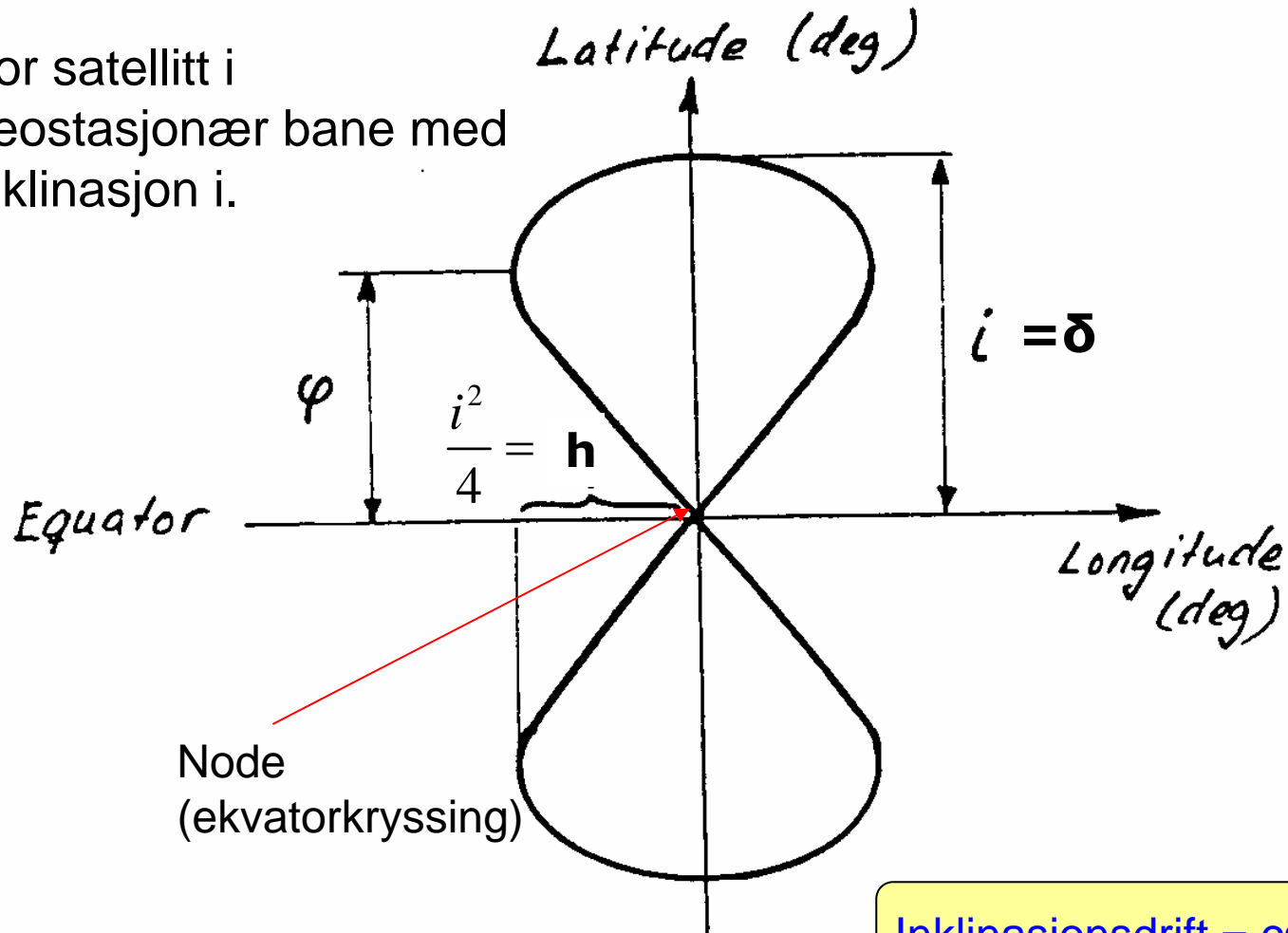
# Øst - Vest drift





# Tilsynelatende bevegelse for en geo-satellitt

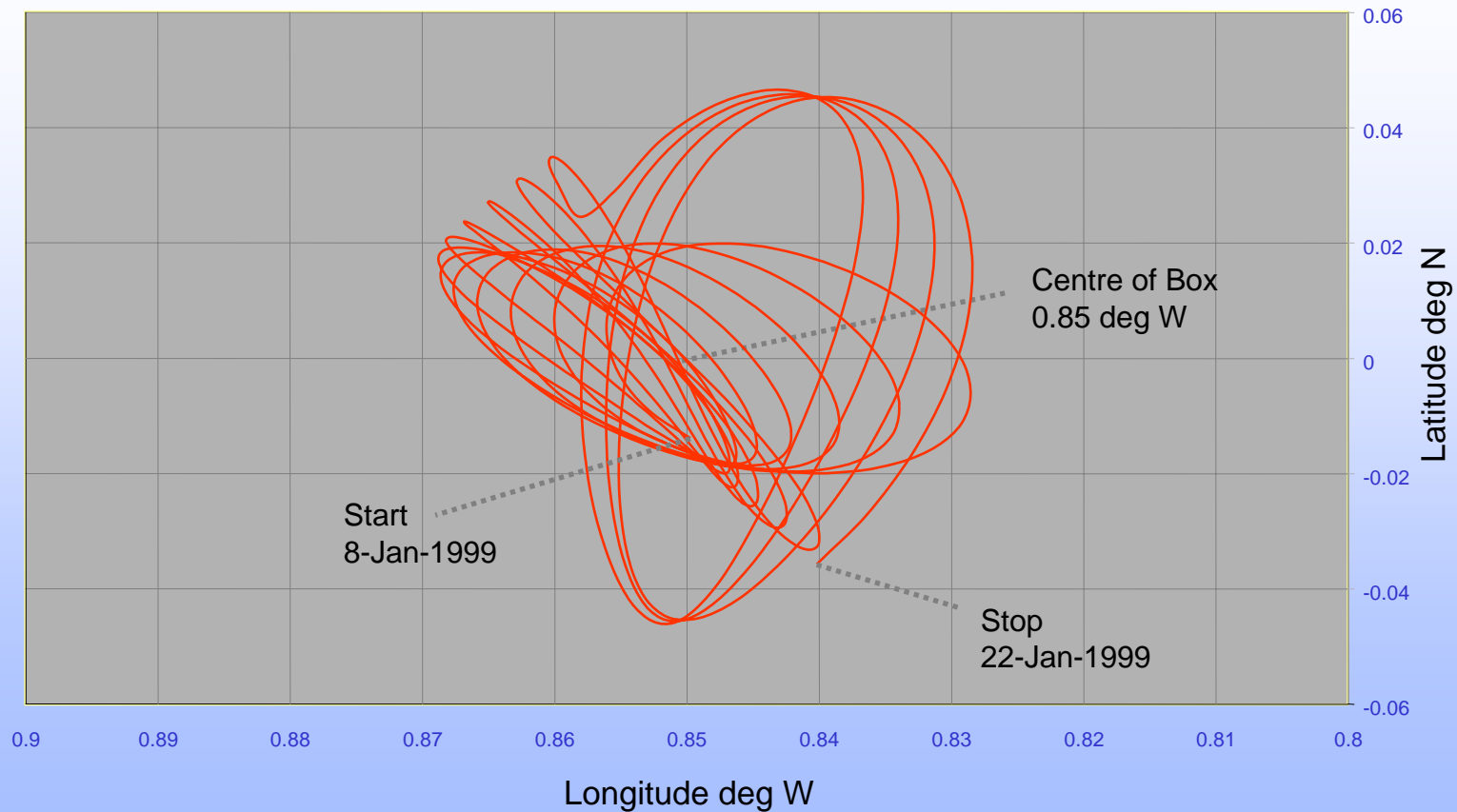
For satellitt i geostasjonær bane med inklinasjon  $i$ .



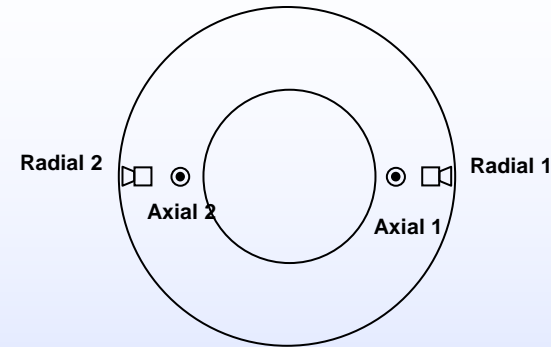
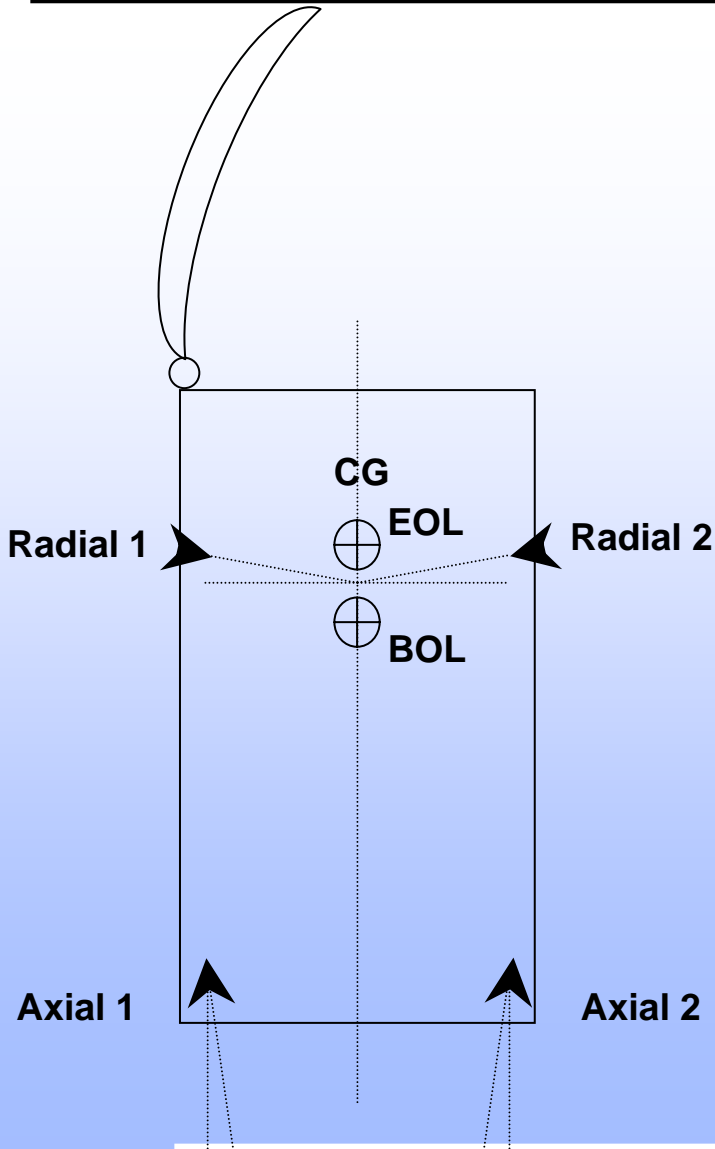
Inklinasjonsdrift = ca 0.75 °/år



# Thor 3 - 14 day Orbital Motion with Inclination Manoeuvre

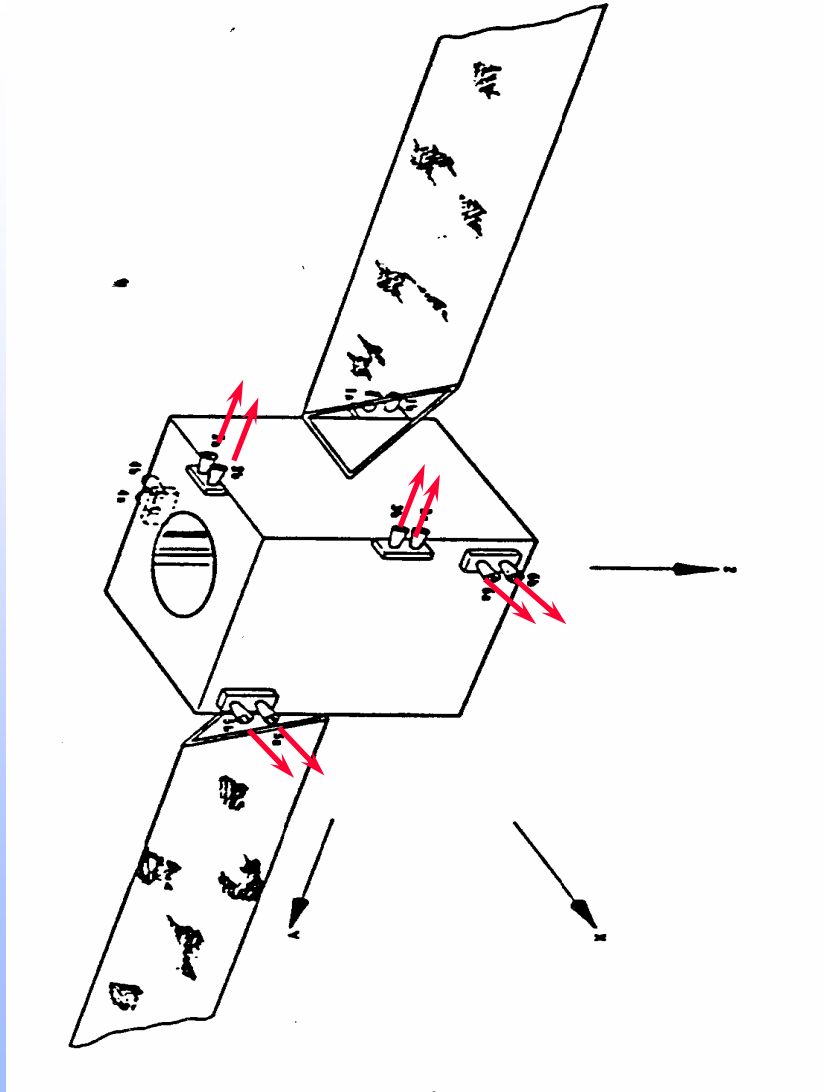


# Thruster lokasjoner på en "spinner" (HS 376)



- Radial 1 eller 2 brukes for drift & eksentrisitet (øst/vest) manøvre hver 14. dag
- Axial 1 eller 2 brukes for retningskontroll (attitude) manøvre ca. hver 5. til 7. dag
- Axial 1 og 2 brukes sammen for inklinasjonsmanøvre hver 14. dag eller 1 gang pr. måned

# Drivsystem (plassering av dyser)



# Spesifikk impuls

- Enhet (i sekund) som angir effektiviteten av et drivstoff
- Spesifikk impuls er definert som forholdet mellom motorens kraft og dens forbruk av drivstoff (kg/sekund)

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{F}{\dot{W}}$$

$F$  = kraft

$\dot{m}$  = masse strøminghastighet

$\dot{W}$  = vekt strøminghastighet

$g_0$  = tyngdens akselerasjon

# Spesifikk impuls

---

Bevegelsesmengde

$$p = m \cdot v$$

Kraft

$$F = \frac{dp}{dt} = \frac{dm}{dt} v_e$$

Total impulse

$$I = \int_0^t F \cdot dt$$

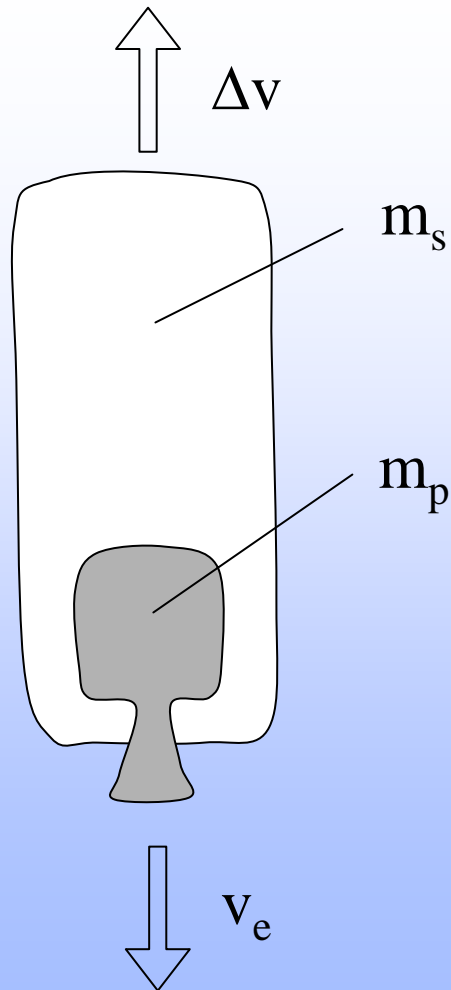
Spesifikk impuls

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{I}{(m_f - m_i)g_0}$$

Drivstoffhastighet

$$v_e = \frac{F}{dm/dt} = I_{sp} \cdot g_0$$

# Bevegelsesmengden konstant



$$(m - dm)dv = -dm v_e$$

$$\Delta v = v_e \cdot \ln\left(\frac{m_s + m_p}{m_s}\right)$$

$$v_e = I_{sp} \cdot g$$

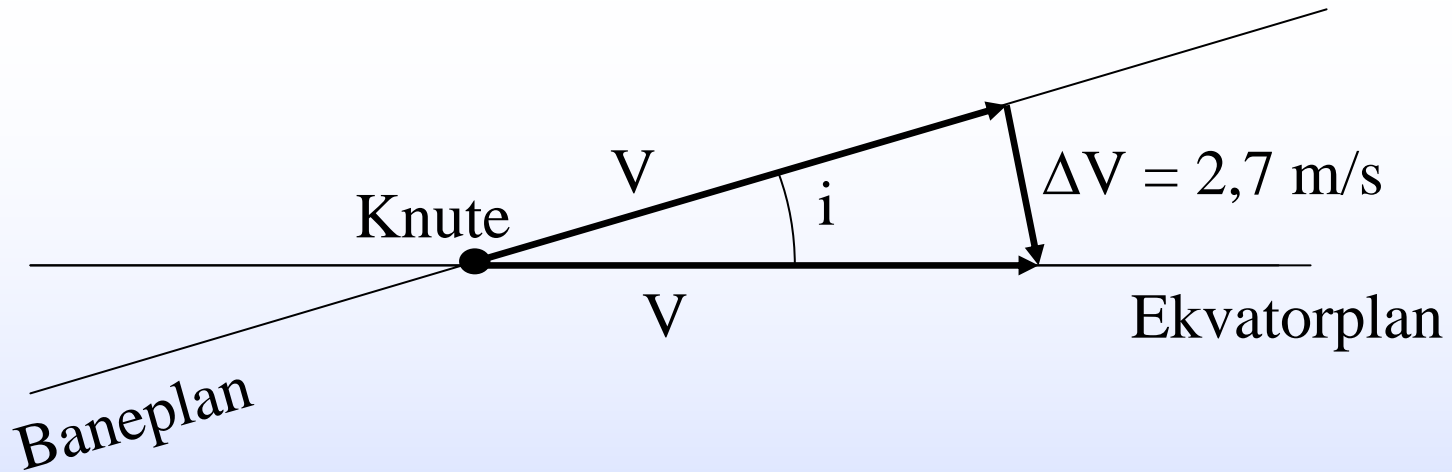
$m_s$  = satellittmasse

$m_p$  = forbrukt drivstoffmasse

$I_{SP}$  = Spesifikk impuls

$g$  = tyngdens akselerasjon

# Inklinasjonskontroll



$$m_p = m_s \cdot (e^{\Delta V / I_{sp} \cdot g} - 1) = 1 \text{ kg}$$

$$m_s = 800 \text{ kg} \quad I_{sp} = 230 \text{ sek}$$

$$V = 3,075 \text{ km / s} \quad i = 0,05^\circ$$

# PROPULSION BUDGET (Intelsat 4)

	$\Delta v$ (m/s)	Fuel mass (kg)
Attitude correction	0.31	0.1
Rotation and rotation control	4.78	1.5
East-West control and position change	14.6	4.7
Correction of orbit at launch	54.9	7.8
Inclination control	358.4	115.9
Total	433.0	140.0

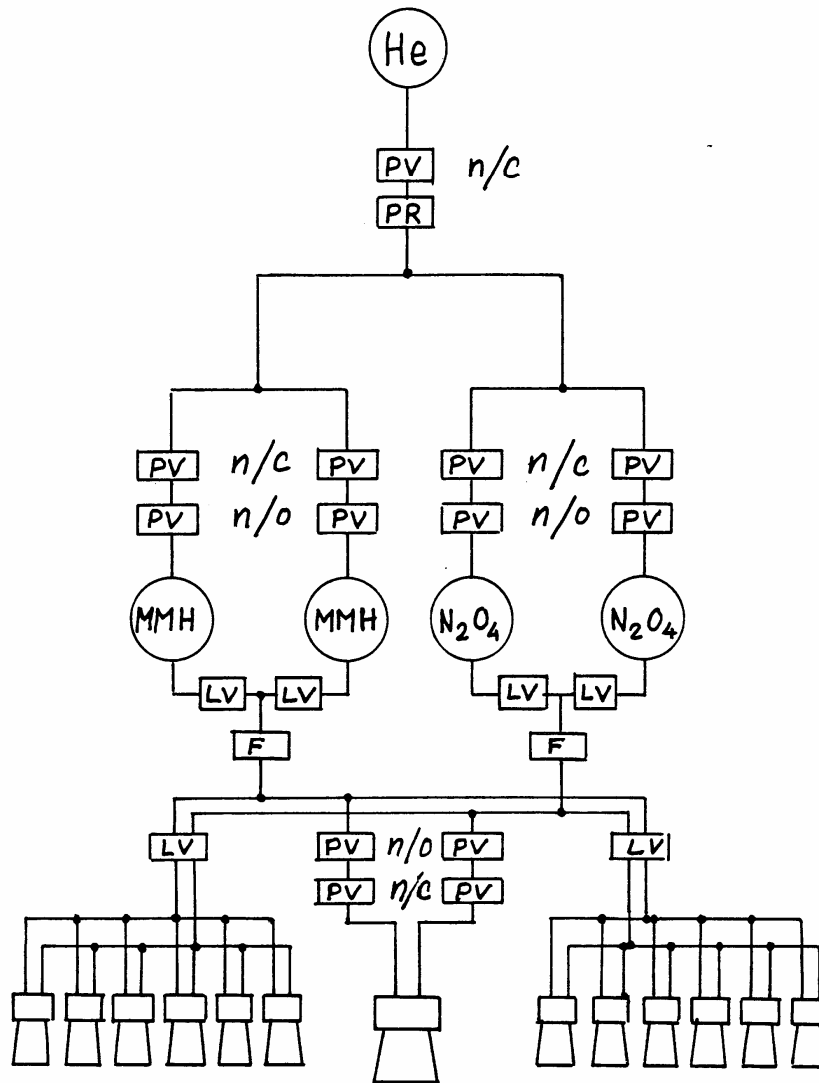
The fuel amounts to about 20% of total mass.

Satellites for 10 - 15 years lifetime have propellant which at the beginning of life is more than 50% of mass.

UPS allows propellant not used for launch correction to be used for inclination control, and prolong the lifetime.



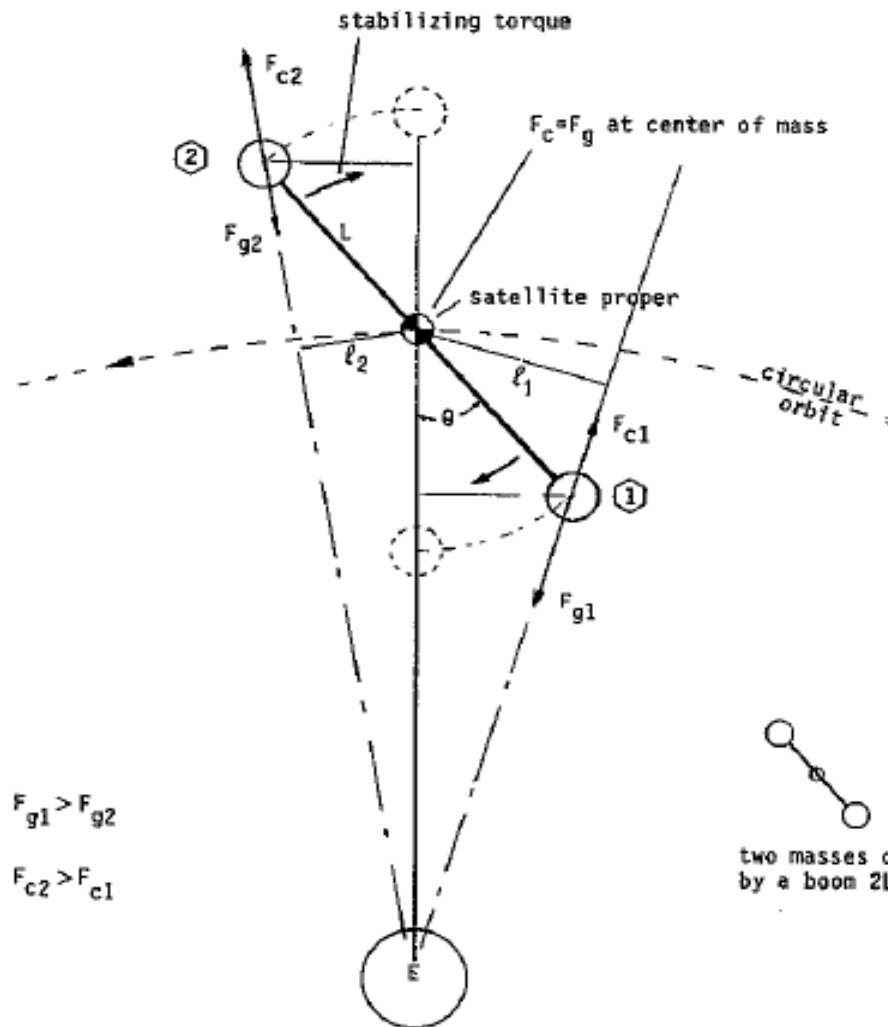
# PROPULSION SYSTEM



## • Unified propulsion system (UPS)

- the same fuel source for apogee burn and for station keeping
- Helium used to drive the propellants
- Redundant valves and fuel tanks
- Typically 10 N thrusters for on-orbit operations
- 500 N thruster for Apogee burn
- GTO to GEO via repeated apogee burns saves propellant
- Precise orbiting increases lifetime

# Gravitasjonsgradientstabilisering



Momentet er proporsjonalt lengden, massen og gravitasjonsgradienten.

Ingen dempning.

Begrenset nøyaktighet.

Enkelt og pålitelig system.

- o The satellite is shown tilted about its pitch axis by  $\theta$  degrees.
- o The earth's gravitational field will exert a turning force on the spacecraft unless the two bodies are located along a line pointing to the center of the earth.

# TYPES OF ROCKET ENGINE

---

- Solid propellant
  - fuel + oxydator + binding substance
  - pyrotechnical igniters
  - simple construction, reliable, high thrust
  - cannot be stopped and restarted
- Liquid propellant
  - monopropellant stored in a single tank
  - bipropellant, stored in separate tanks
- Characterized by specific impulse
  - $I_{sp} = g \cdot v_d$  where  $g = 9.81 \text{ m/s}^2$   
 $v_d$  is the exhaust velocity

# PROPELLANTS

---

## Single component fuel

Cryogenic nitrogen

Solid fuel

Hydrazine  $N_2 H_4$

Typical  $I_{sp}$ (s)

75

210 – 290

220 – 300

Thrust (N)

0.1 - 250

100 -  $10^6$

<1

## Two component fuel

Kerosene +  $O_2$

UDMH +  $N_2 O_4$

MMH +  $N_2 O_4$

$H_2$  +  $O_2$

300 – 350

300 – 350

300 – 350

440 – 460

10 -  $10^6$

10 -  $10^6$

0.1 - 500

10 -  $10^6$

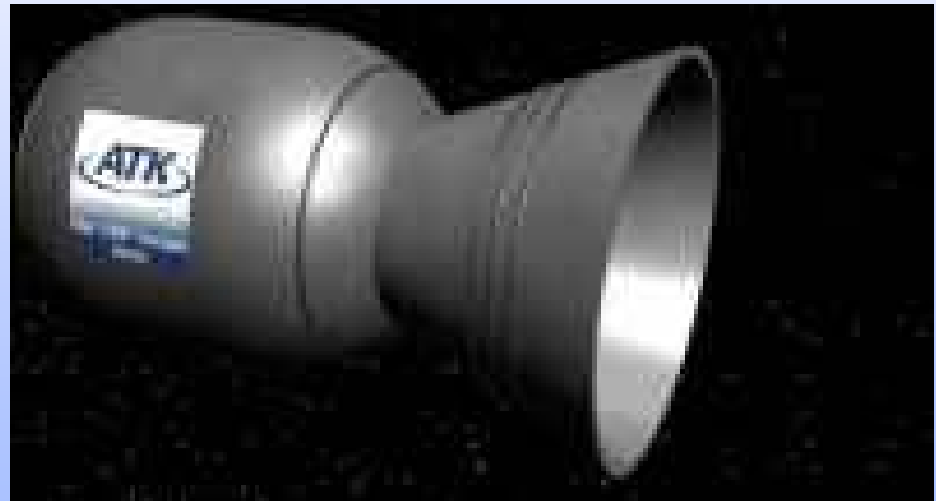
## Ion propulsion

2000 – 4000

approx 20 - 200 mN

# Apogee Kick Motors (AKM)

---



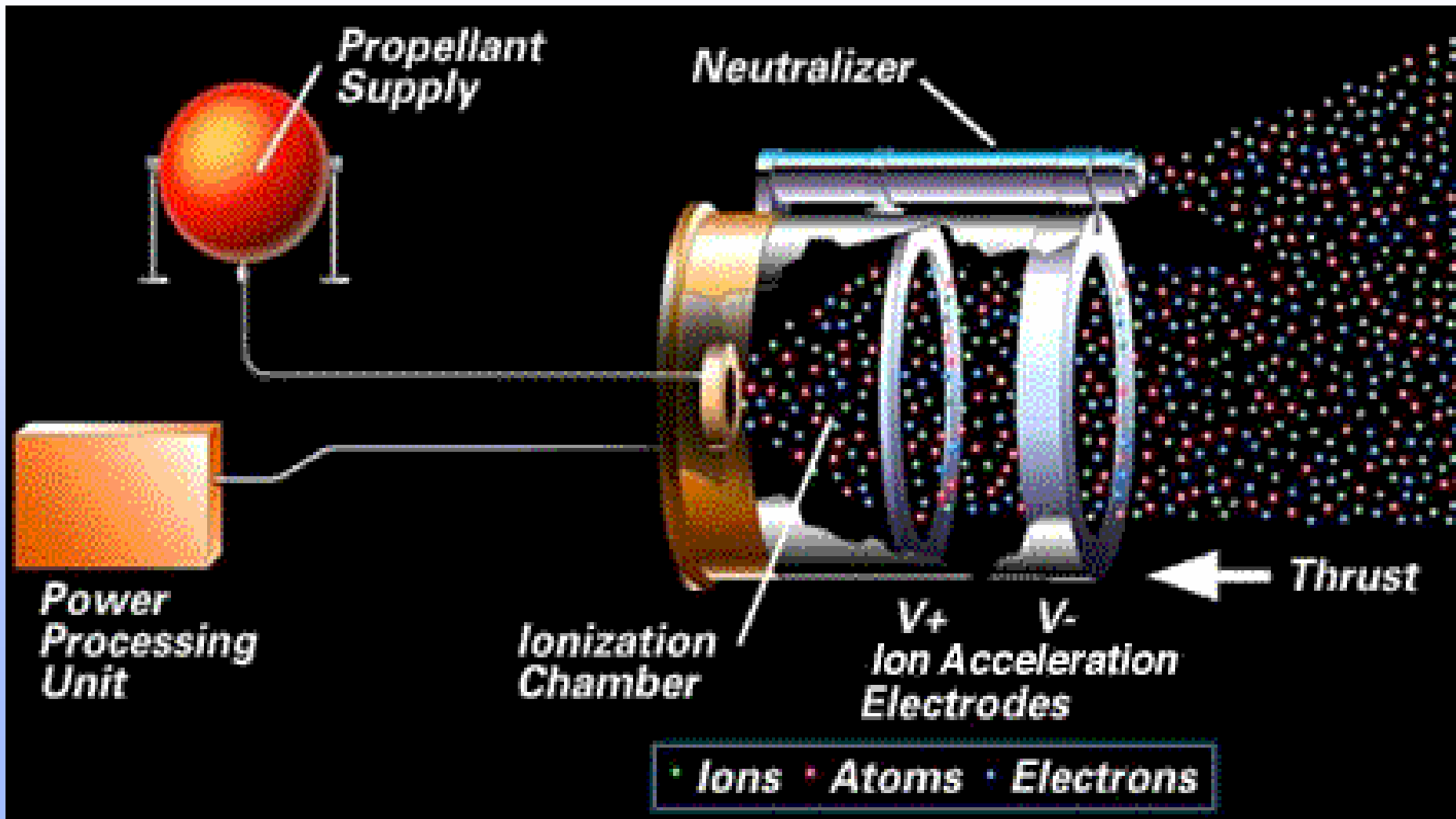
# *lone-motor (XIPS)*

**Tekniske data:**

**Spesifikk impuls = 3800 s**

**Skyvkraft = 165 mN**

**Effektforbruk = 500 W av totalt 8 kW (Boeing 601 HP)**



## **Strømforsyning**

- Solceller
- Batterier

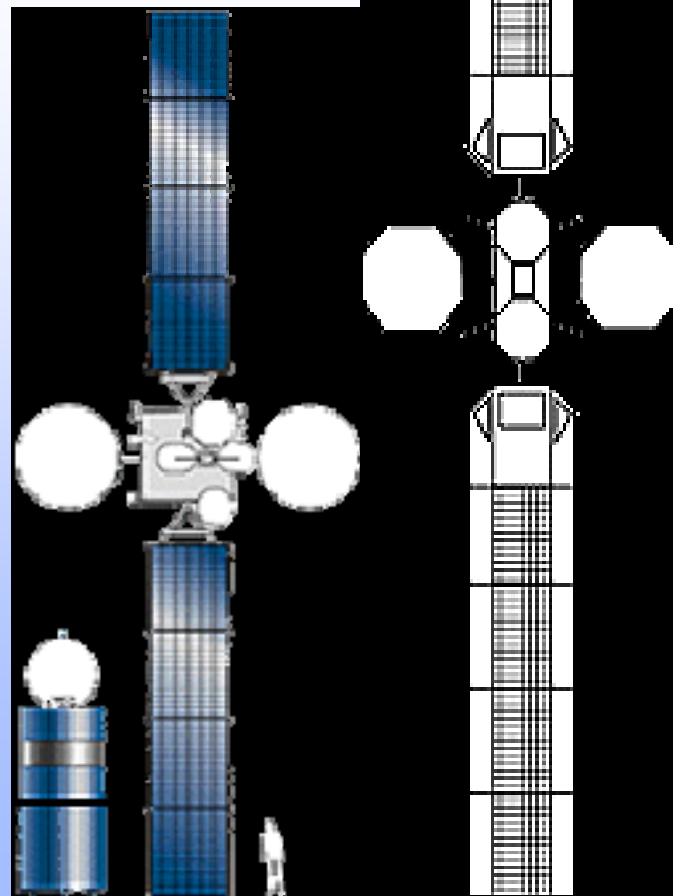
Formål: Holde satellittens kraftreserver ved like og gi elektrisk kraft til alle delsystemer om bord



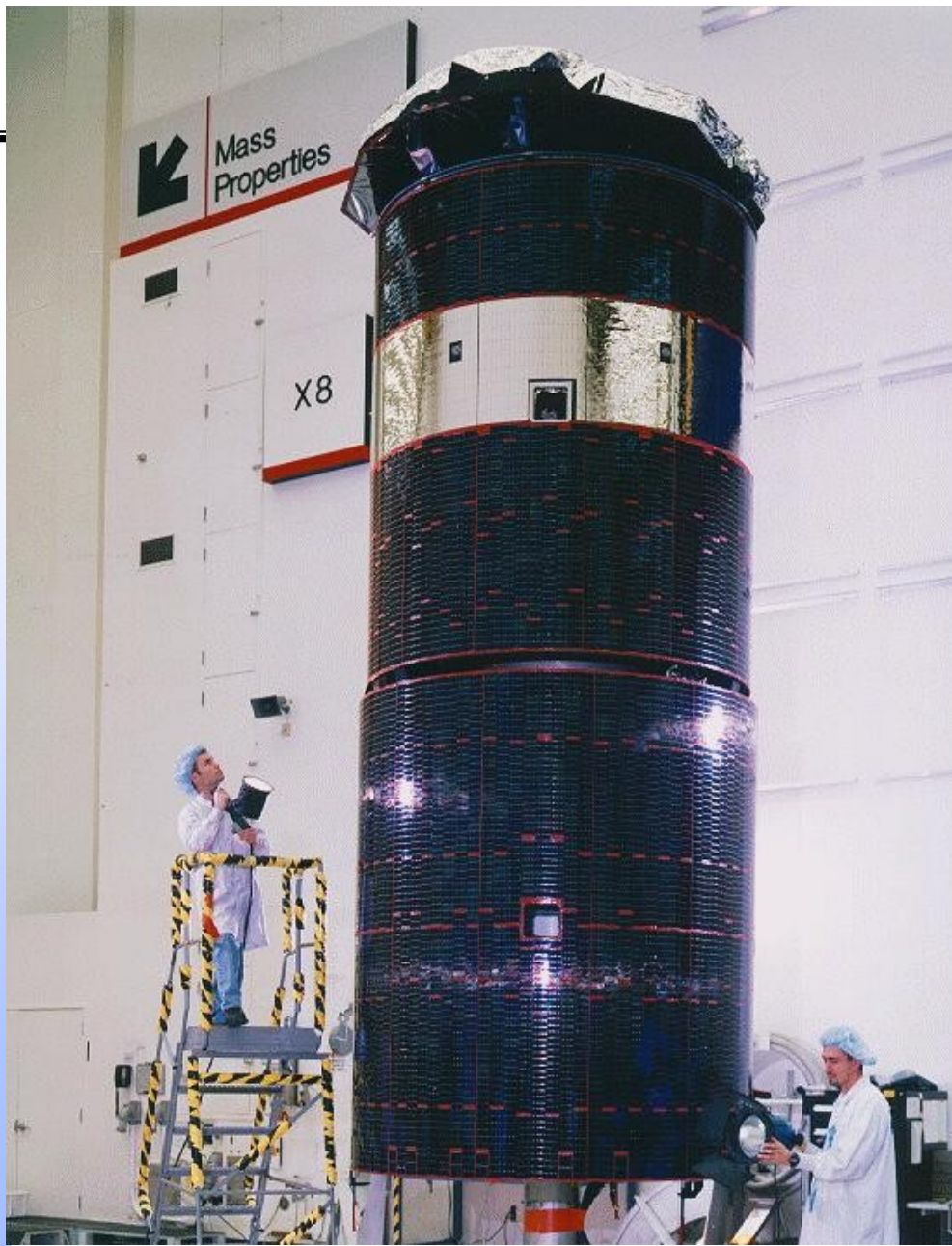
# Satellitt-klasser

"Early Bird" 1965 (34 kg)

- **Spinnstabilisert (liten)**  
1.5 – 1.8 kW, 1.5 tonn  
6-7 meter
- **3-akse stabilisert (medium)**  
4-7 kW, 3.5 – 4.5 tonn  
20-30 meter
- **3-akse stabilisert (stor)**  
10-17 kW, 4.5 – 5.5 tonn  
30-40 meter.



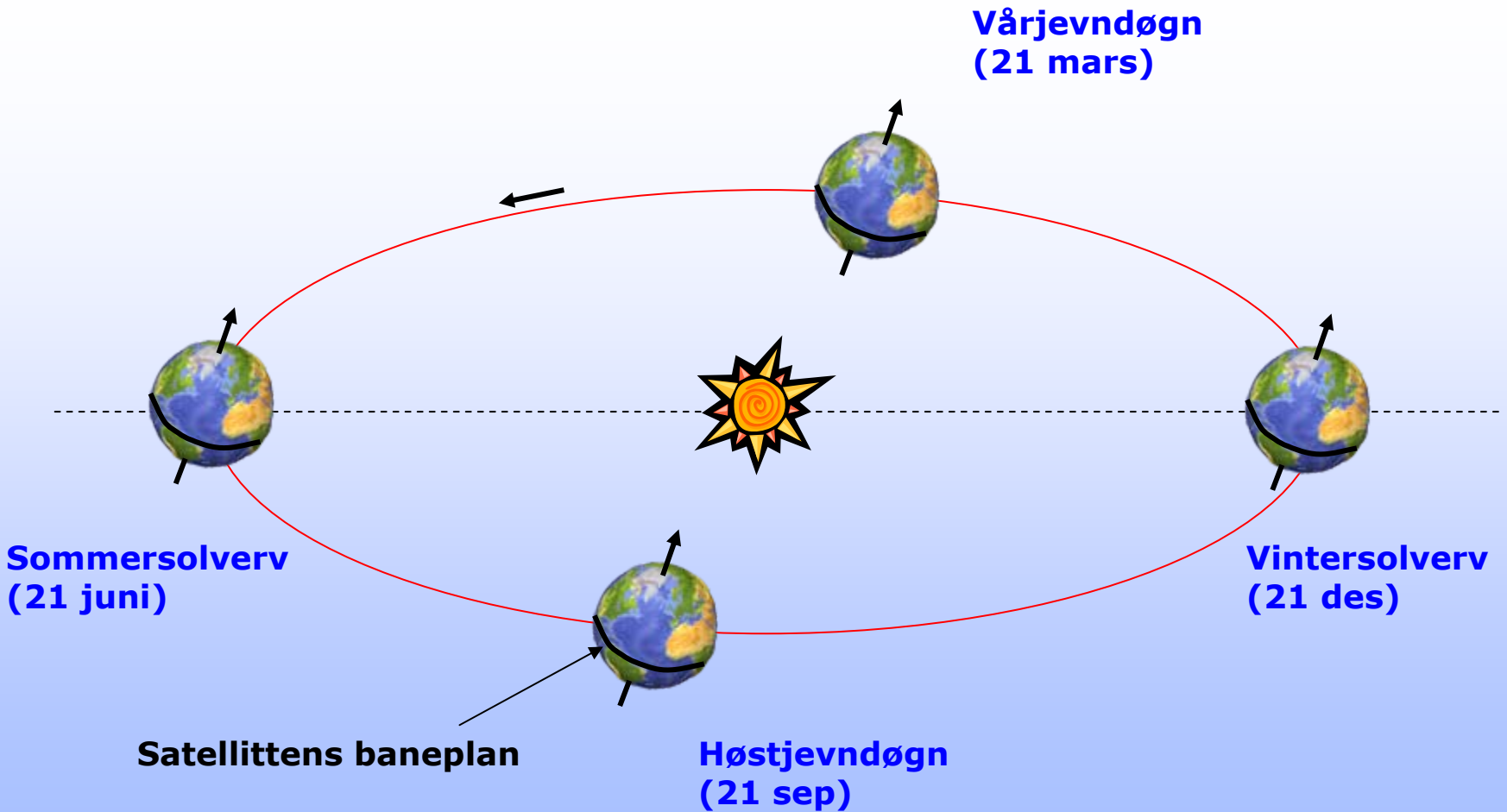




## Thor II (1997)

### Spun plattform

# Jordas bane rundt sola



# Primærstrømkilde : Solcellepanelet

---

Utgangseffekten fra solcellepanelet vil variere som

$$P \propto \phi_{\text{sol}} \cdot \cos(\delta) \cdot A$$

$\phi_{\text{sol}}$  = effektflukstettheten ved solcellepanelet.

Den når sin maksimalverdi rundt vintersolverv, og sin minimalverdi rundt sommersolverv. Gjennomsnittsverdi:

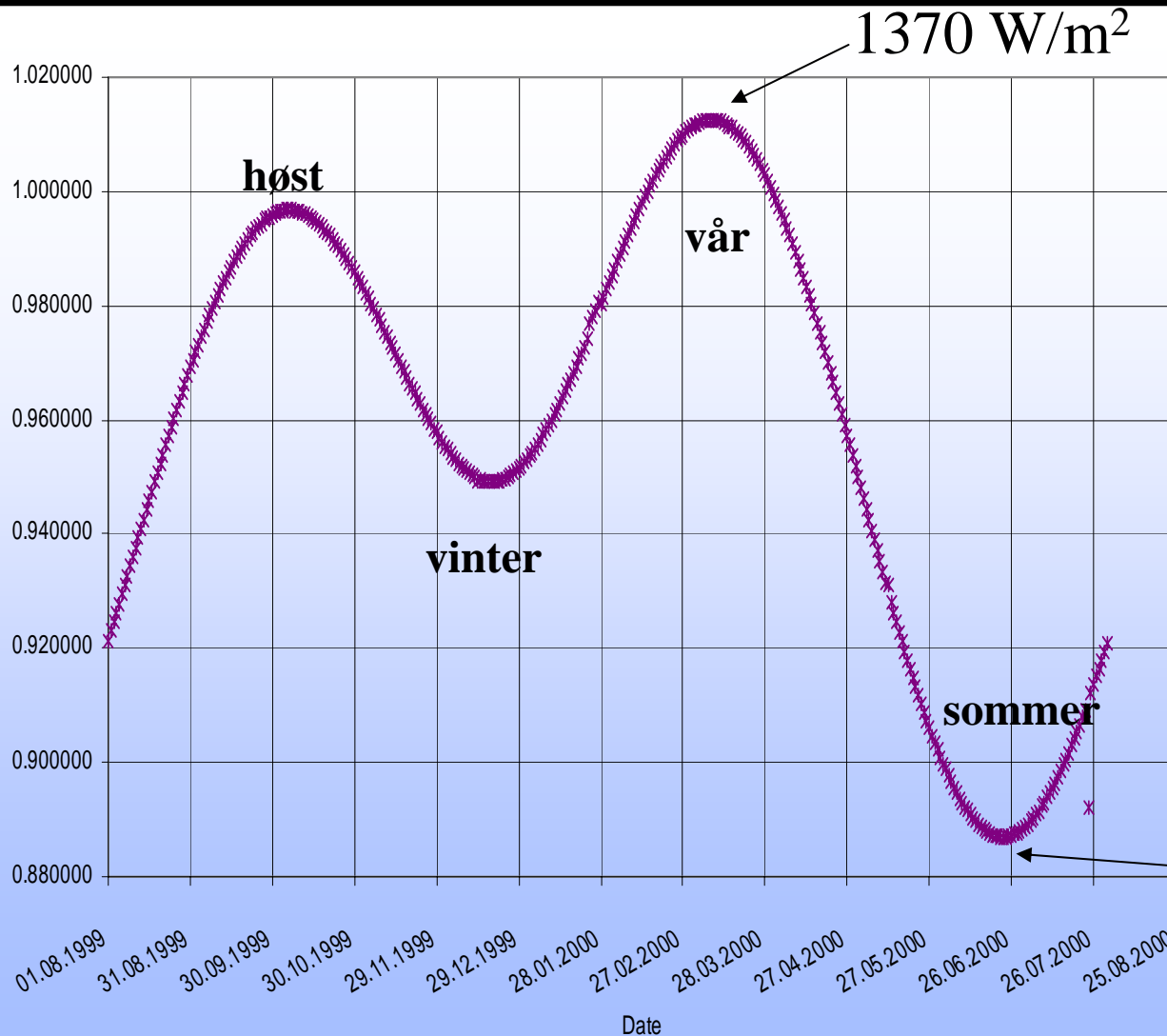
$$\phi_{\text{sol ave}} \approx 1360 \text{ W/m}^2$$

$\delta$  = soldeklinasjonsvinkelen

$\delta = 0^\circ$  ved vår og høstjevndøgn,  $23^\circ$  ved sommersolverv og  $-23^\circ$  ved vintersolverv.

$A$  = solcellepanelets areal.

# Variasjon i tilgjengelig solfluks

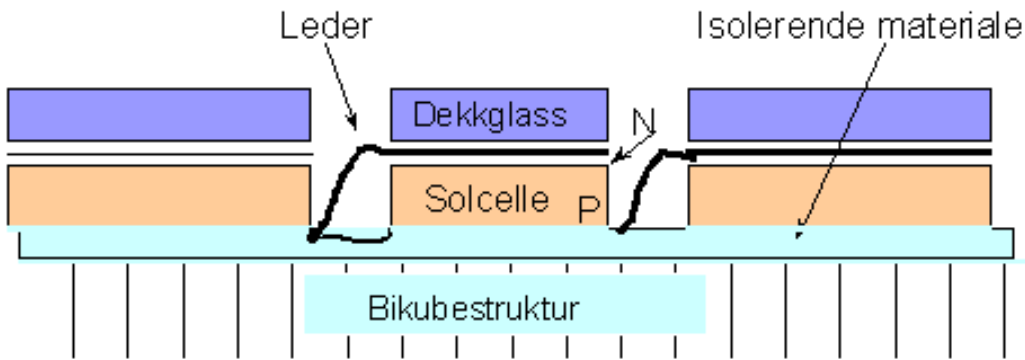


$$\phi \propto \frac{1}{d^2} \cos \delta$$

$d$  = avstand fra solen (AU)

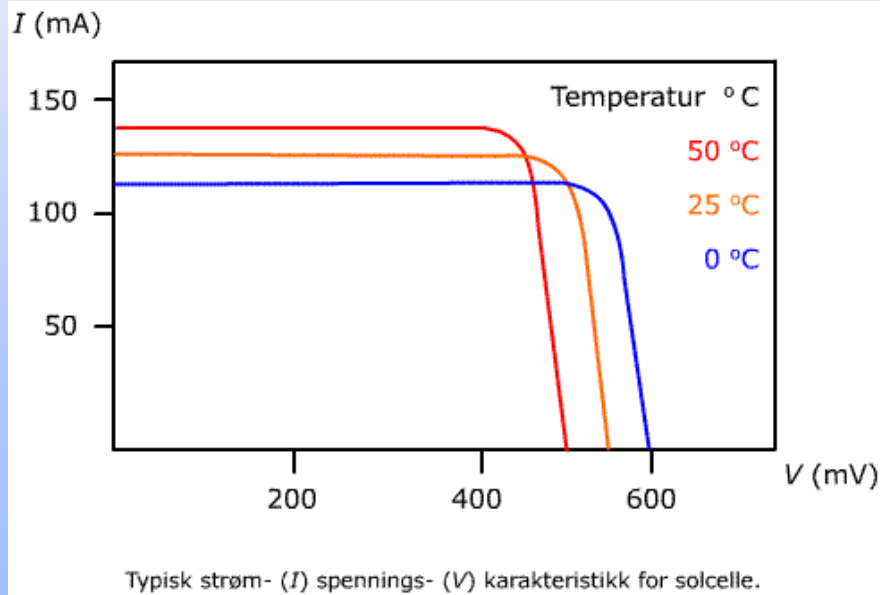
$\delta$  = solens deklinasjonsvinkel

# Solceller



Oppbygging av solcellepanel.

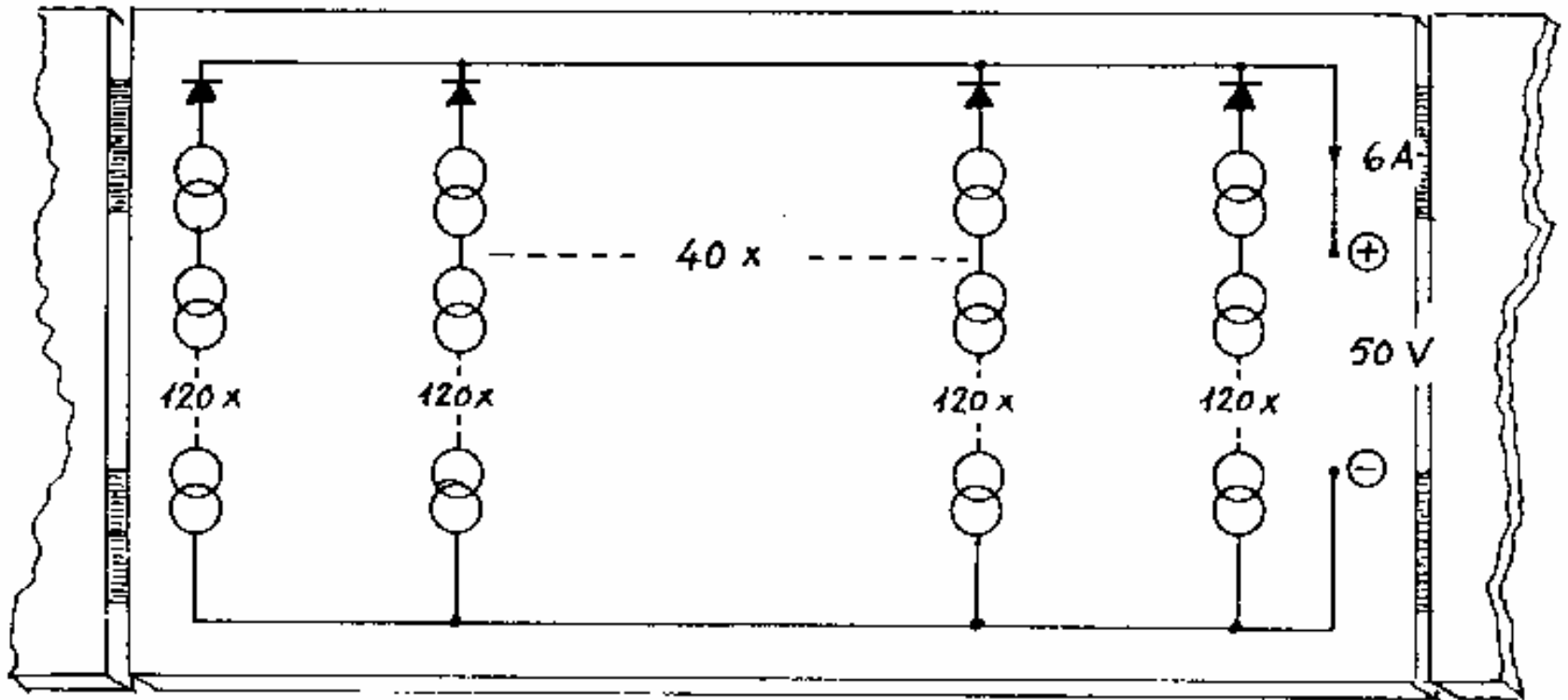
Solcellene er, 2x2 eller 2x4 cm med en tykkelse på 0.2 mm. De blir montert sammen i "arrays" for å få tilstrekkelig høy spenning og strøm



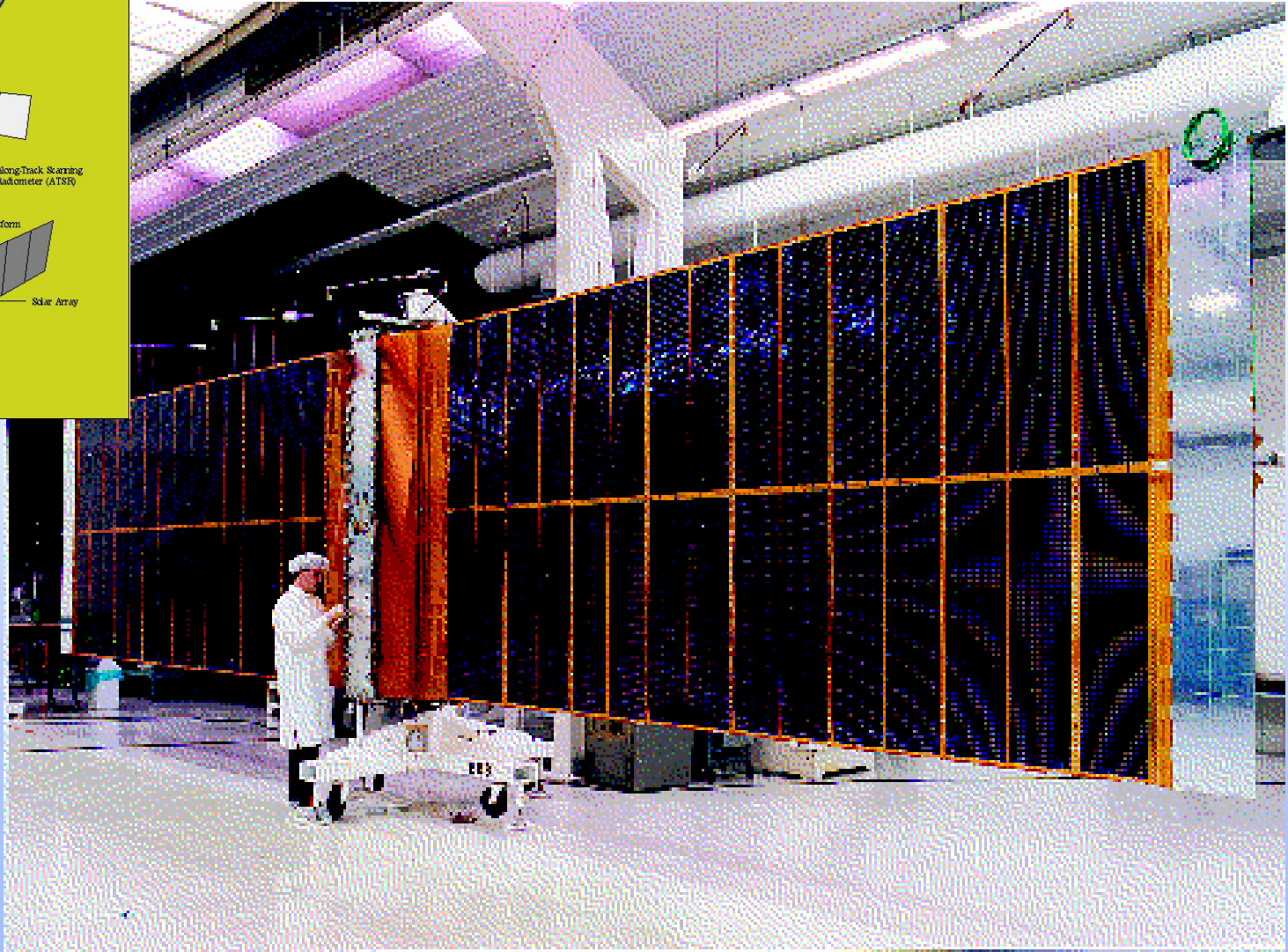
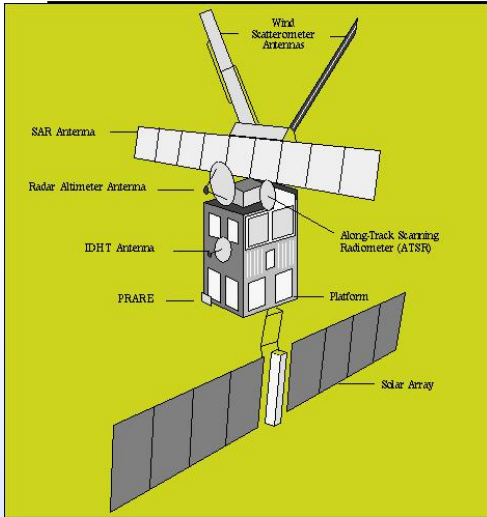
Typisk strøm- ( $I$ ) spennings- ( $V$ ) karakteristikk for solcelle.

Strøm-spenning-karakteristikk (temperaturavhengig)

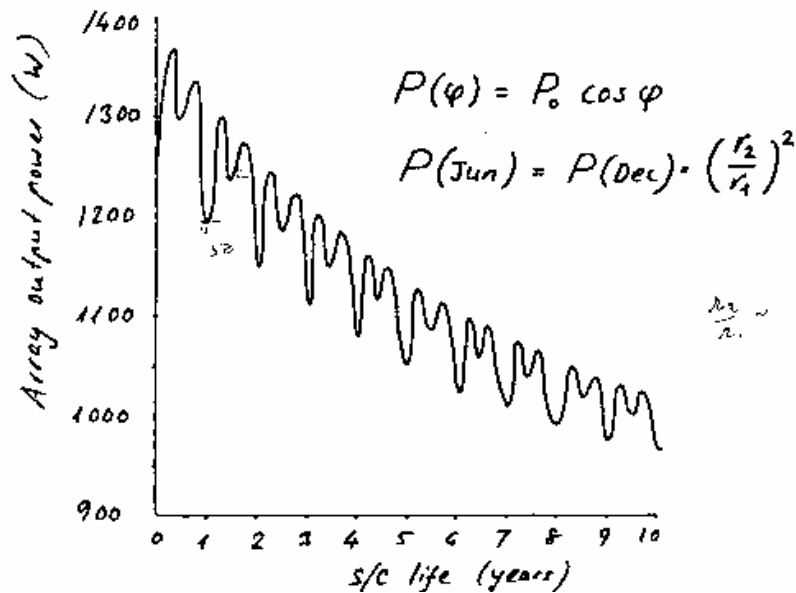
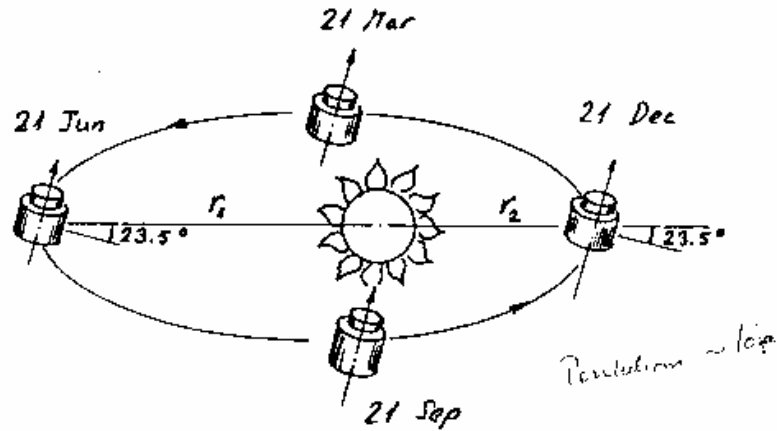
# Solcellepaneler



# ERS 2 SOLAR PANEL (11.7 x 2.4 m)



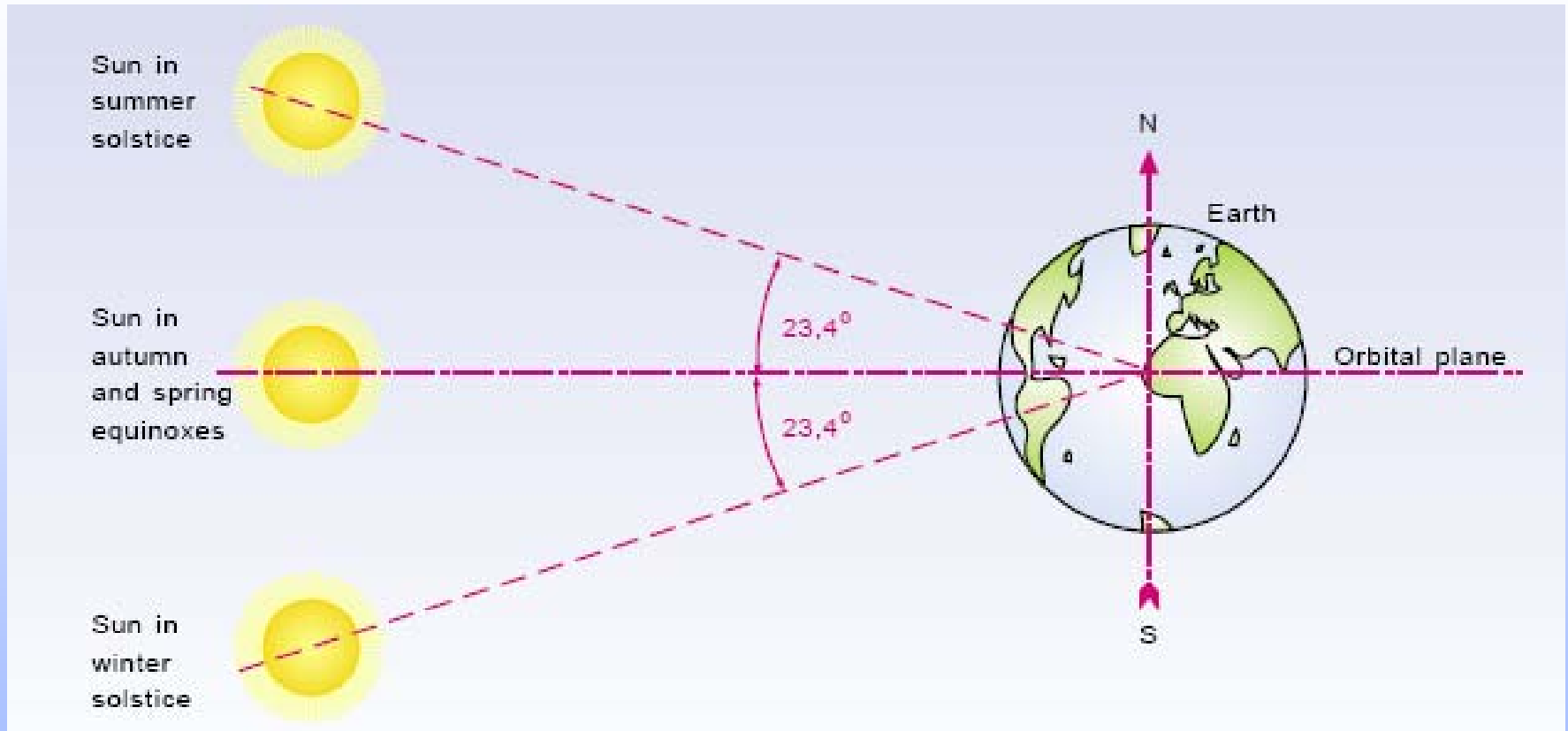
# Strømgenerering i rotasj. stab satellitt



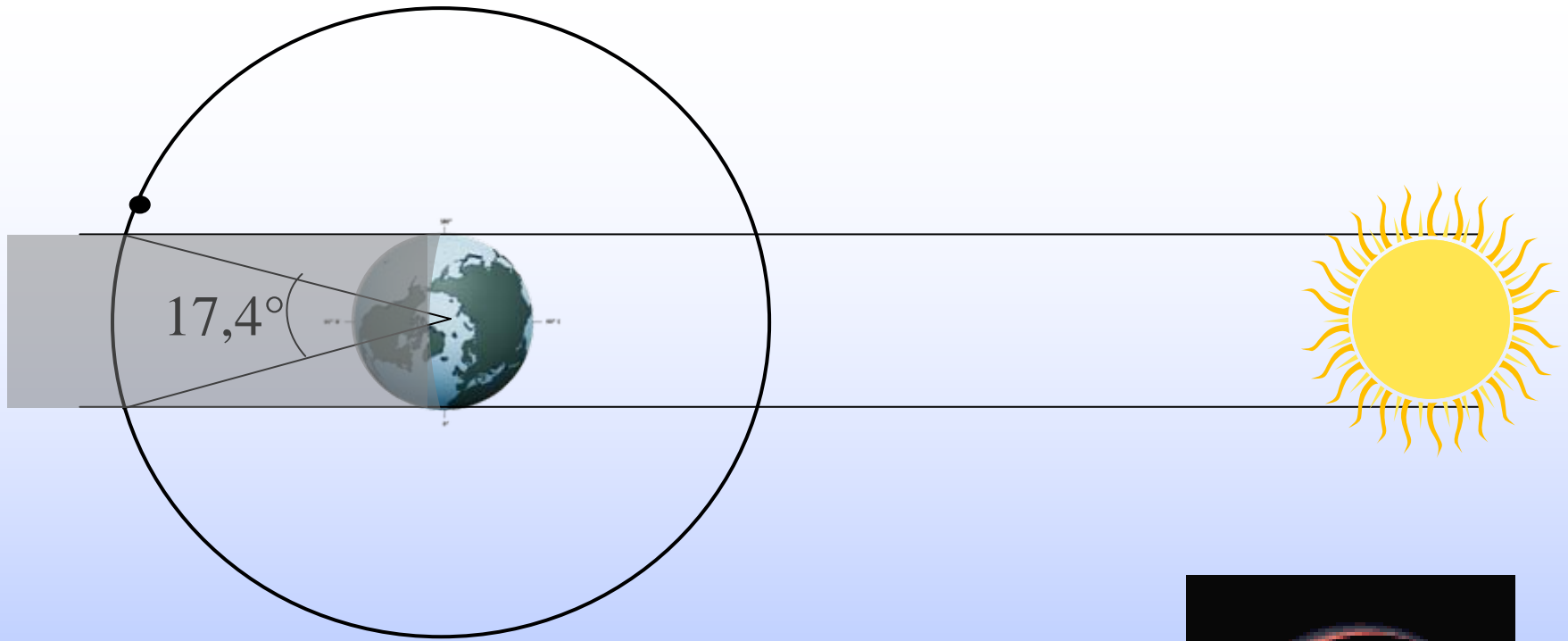
Effekten fra solcellene synker ca 5 % pr år



# Tilsynelatende bevegelse av sola relativt til jorda

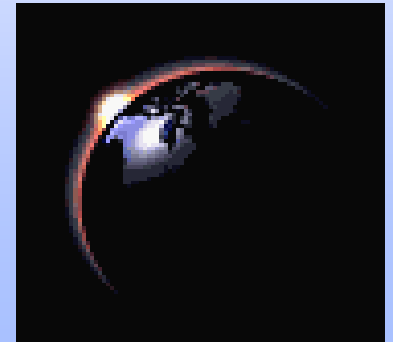


# Eklipse



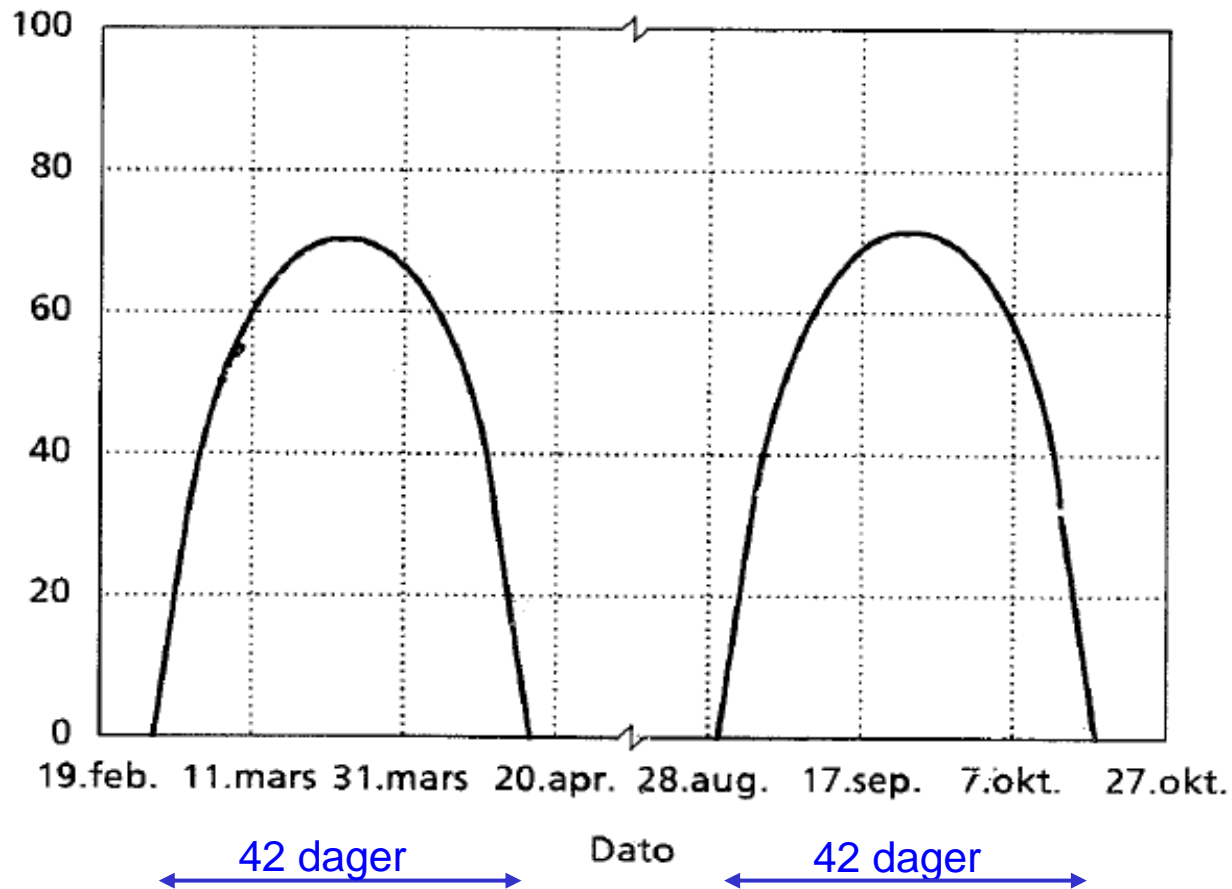
**Satellittbane (GEO)**

**Maksimum varighet ca. 70 minutter**

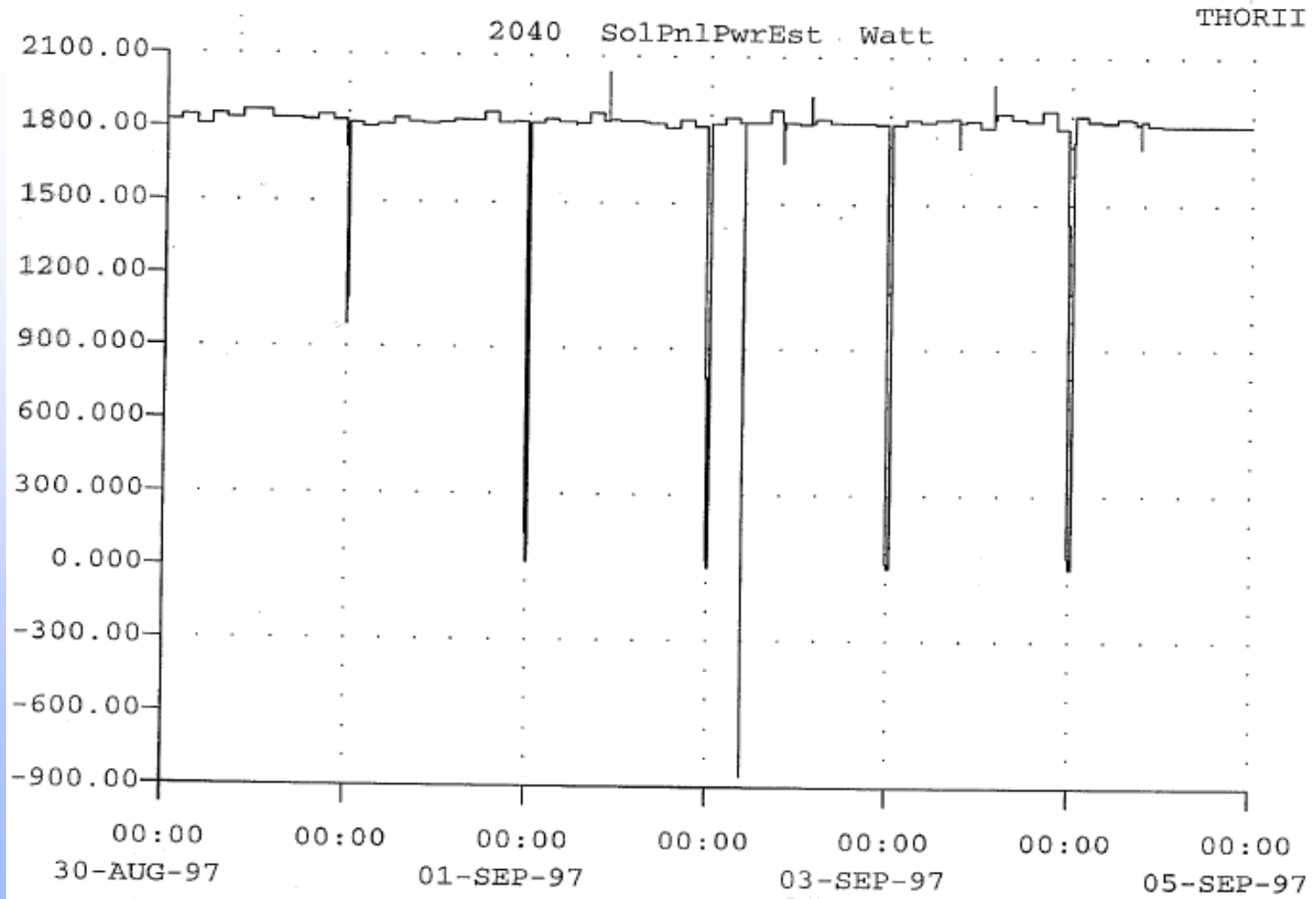


# Varigheten til satellitteklipsen

Varighet i minutter



# Utgangseffekt fra solceller (Thor II)



# *DoD – Depth of Discharge*

---

Forholdet (i %) mellom brukt kapasitet (Ah) og batteriets totale kapasitet (Ah).

$$DoD = \frac{A_{forbrukt}}{A_{tot\ kapasitet}} \cdot 100$$

# Dimensjonering av elektrisk kraft (1)

## Solcellepanel

(Type satellitt, type celler, størrelse/areal, levetid)

Lading < 16 timer

Normal drift utenom Eklipse

Eklipse < 70 min.

**Batteri**

(Type celler, DOD,  
antall celler)

**Buss + Nyttelast**

(For Buss: type satellitt  
For Nyttelast: antall rør, effekt pr. rør,  
effektivitet)

# Dimensjonering av elektrisk kraft (2)

---

## Eksempel (Thor II):

1) Antall TWTA:	15 rør	}	= 1kW
Utgangseffekt:	40 Watt		
Virkningsgrad:	60%		

2) “Houskeeping” (TCR, heatere, lading etc.) = 0,5 kW

Totalt så trekker satellitten da ca 1,5 kW med effekt fra solcellene eller batteriet.

3) Batteri	16 celler x 1,25V	= 20 V
DoD krav:	mindre enn 70% med 1 celle feilet,	
dvs. batteri med	15 celler x 1,25 V	= 18,75 V
Eklipsevarighet		= 70 minutter

## Dimensjonering av elektrisk kraft (3)

---

4)

$$I = \frac{P_{totalt}}{V_{batteri}} = \frac{1500 \text{ W}}{18,75 \text{ V}} = 80 \text{ A}$$

$$W = I \cdot t_{eklipse} = 80 \text{ A} \cdot t_{eklipse} = 93,33 \text{ Ah}$$

$$DoD = \frac{W}{W_{batteri\ totalt}} = 0.7$$

$$W_{batteri\ totalt} = \frac{W}{DoD} = \frac{93,33}{0,7} = 133,3 \text{ Ah}$$

Valgt batteri er på 141 Ah (en standardstørrelse)

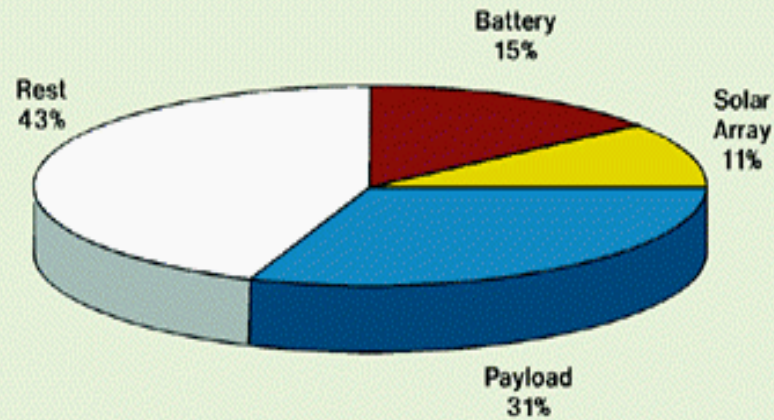
5) Solcellepanelene må kunne gi 105% ved EOL (11,5 år) = 1,6 kW  
GaAs solceller gir 1794 W BOL og 1607 W etter 11,5 år (EOL).



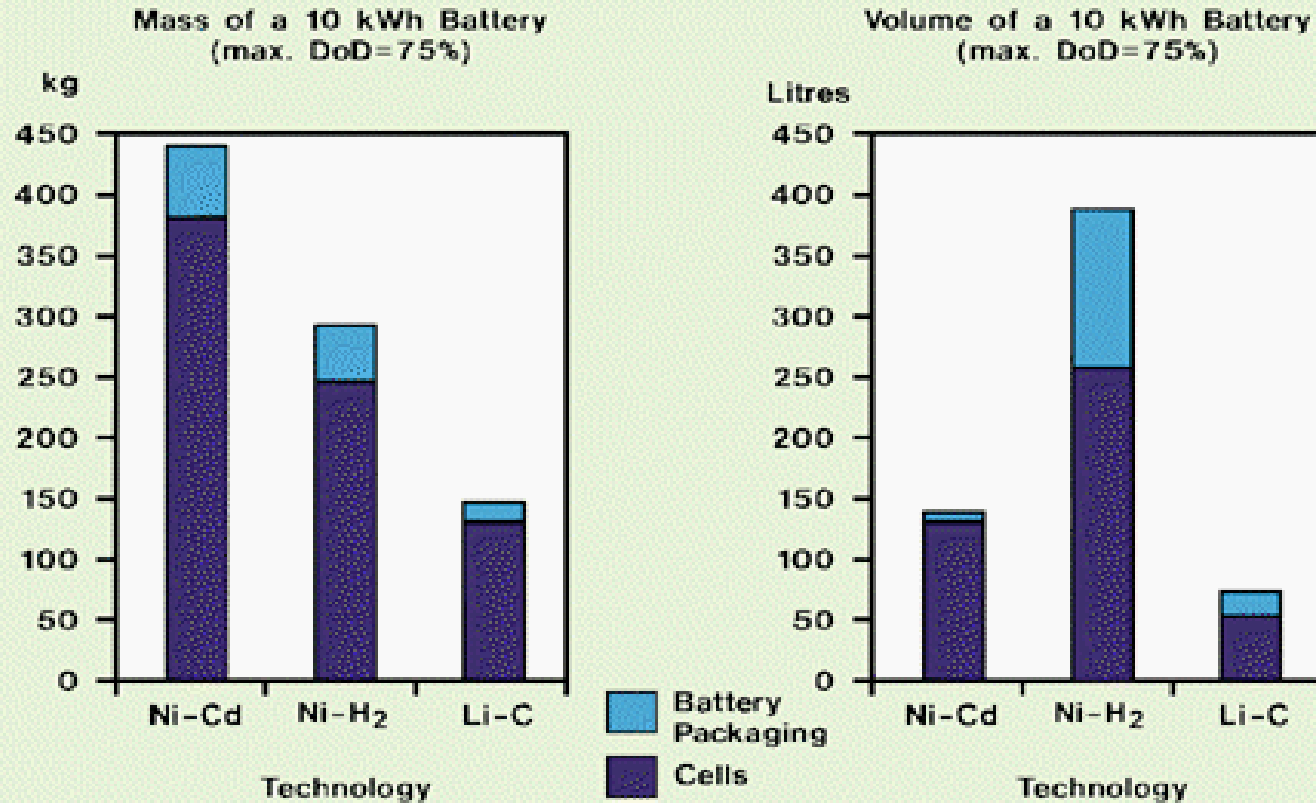
# Batterityper

Batteritype	Spesifikk energitetthet (Wh/kg)	Status
Ni-Cd (ind. Trykk.)	25 - 30	Romkvalifisert
Ni-H <sub>2</sub>	25 – 40	Romkvalifisert for GEO
Ni-H <sub>2</sub>	45 – 60	Under utvikling
Li-C	60 - 100	Under utvikling

# *Dry mass breakdown for large com satellite with Ni-H<sub>2</sub> batteries*



# Mass and volume of different battery technologies (10 kWh)

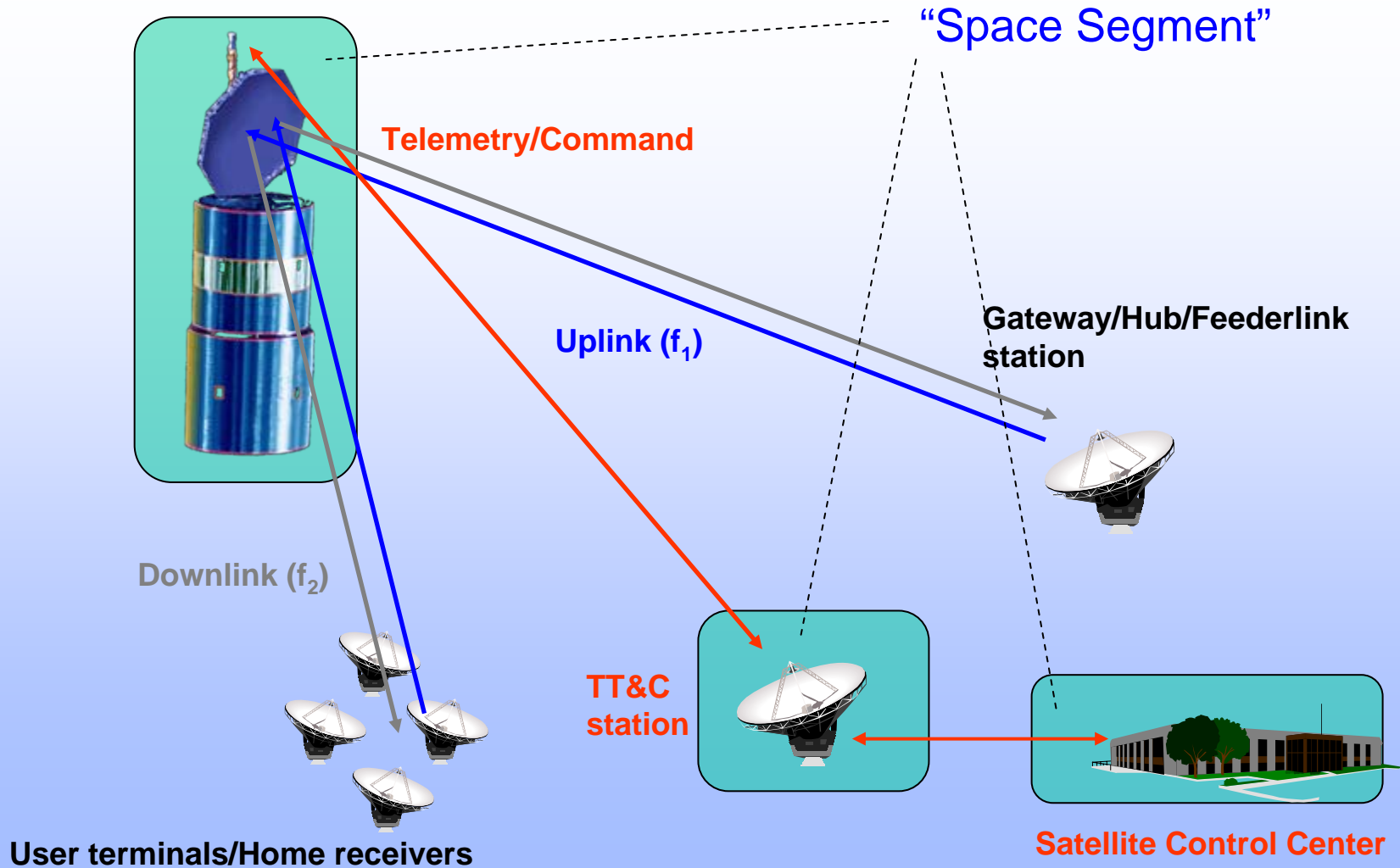


## TT&C

- Måling av tilstandsparametre (“helsesdata”)
- Følging (baneinformasjon)
- Kommando (korrigering av bane/retning, antenner og transponderer etc.)

Formål: Bindeleddet mellom bakken og satellitten

# Components in satellite communication systems



- **Kontrollsenter (SCC)**

- bearbeider telemetridata fra satellittene
- beregner banedata
- planlegger og utfører kommandoer, f eks banekorr.
- kontrollerer og overvåker TT&C-stasjonene

- **Jordstasjoner (TT&C)**

- sender kommandoer til satellittene
- mottar telemetri fra satellittene
- måler avstand og vinkler til satellittene

- **Utfører kommandoer**

- banekontroll (rakettmotorer)
- retningskontroll (sensorer, spinnhastighet)
- konfigurering av nyttelast (antenner, transpondere)
- termisk kontroll (varmeelementer)
- opplading av batterier
- kontroll av mekaniske systemer

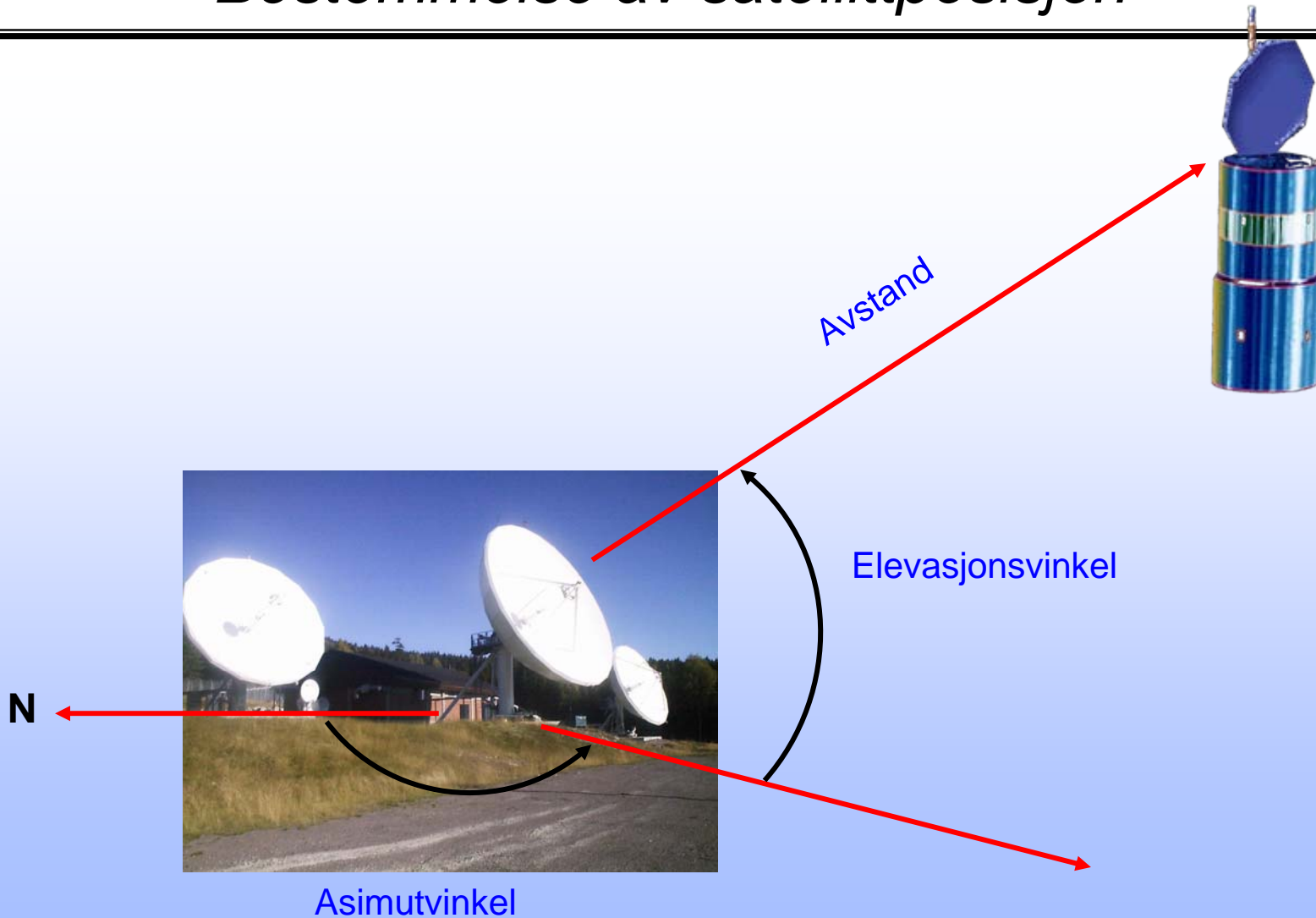
- **Bearbeiding av telemetri**

- presentasjon av måledata («real-time»), f eks
  - *temperatur, strøm, spenning*
  - *trykk i drivstofftanker, satellittens spinnhastighet etc*
- lagring av måledata for langtidsanalyser
- informasjon om satellittens posisjon for beregning av baneparametrene

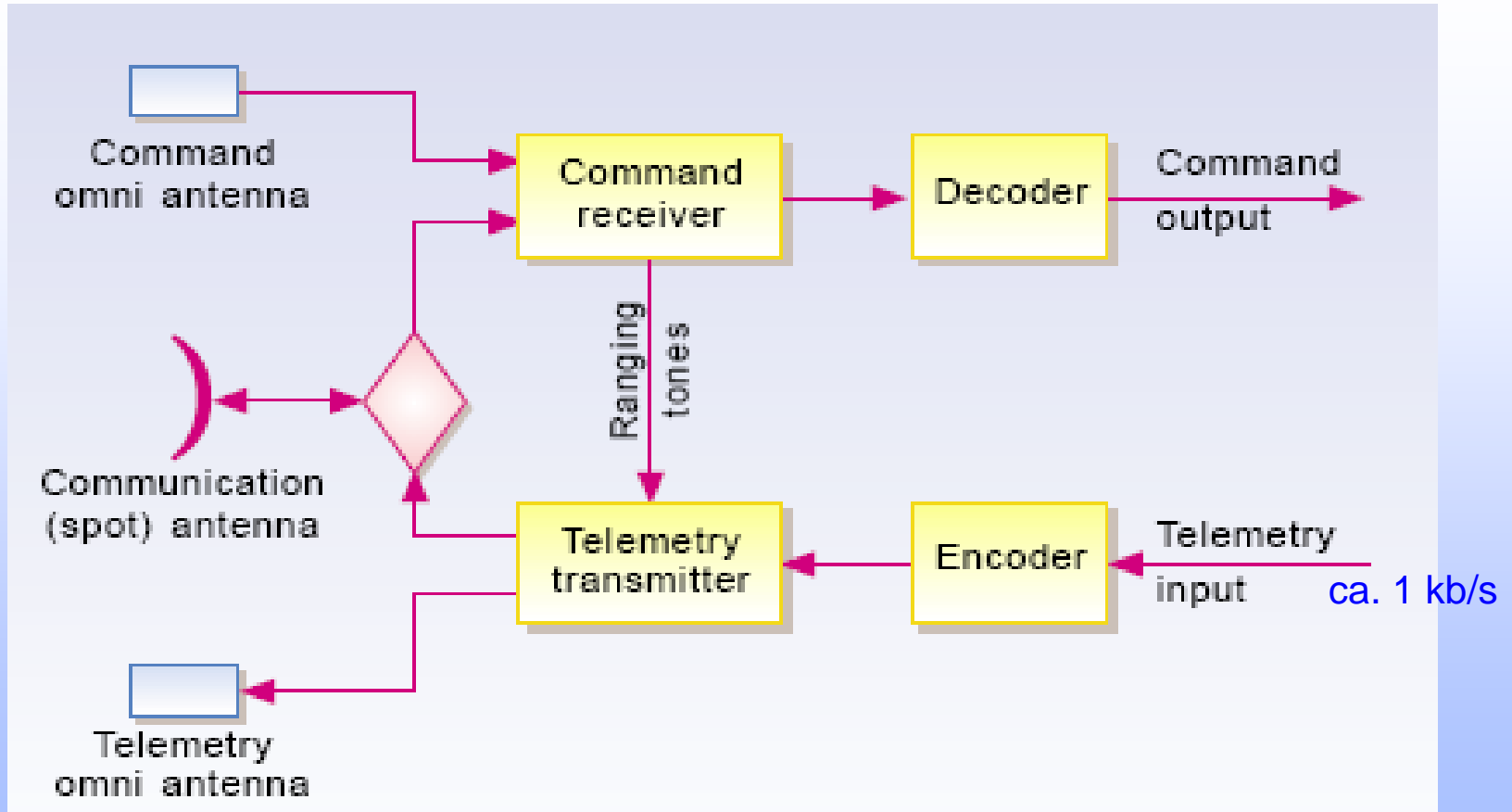


- **Planlegging, operasjon og analyser («off-line»)**
  - beregner satellittbanen
  - planlegger manøvere
  - analyserer utførte manøvere
  - trendanalyser av telemetridata, inkl levetid
  - rapportering av viktige hendelser (eklipse, anomalier etc)
  - dynamisk satellittsimulering

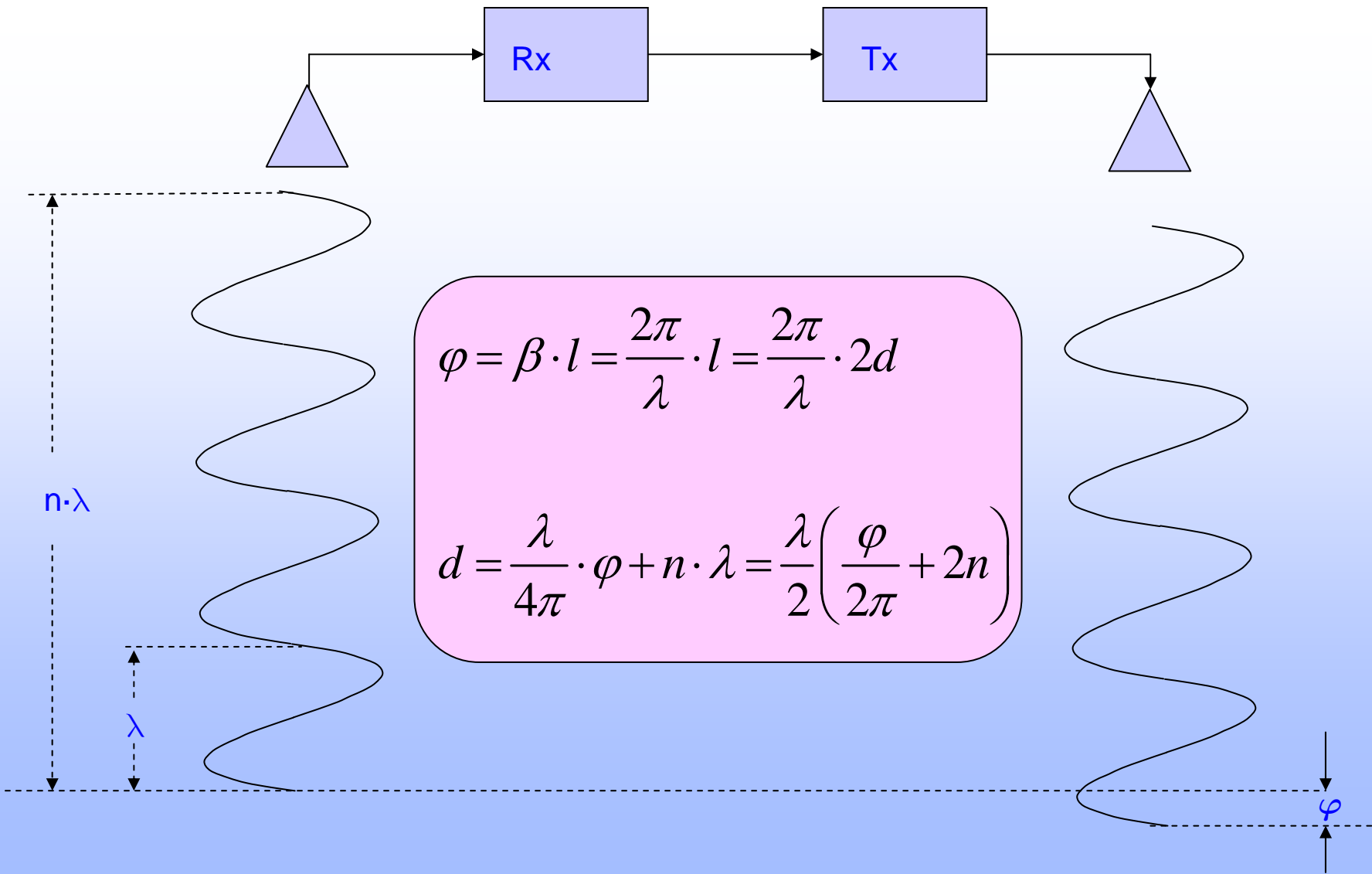
# Bestemmelse av satellittposisjon



# Satellittens TT&C-system



# Avstandsmåling v hj a toner ("tone ranging")



# Tone ranging (eksempel)

---

$$f = 28 \text{ kHz} \quad \lambda = 10\,700 \text{ meter}$$

Bestemmer avstanden innen  $\lambda/2 = 5350$  meter

Hvis fasen måles med en nøyaktighet på  $1^\circ$ , blir nøyaktigheten i avstanden:

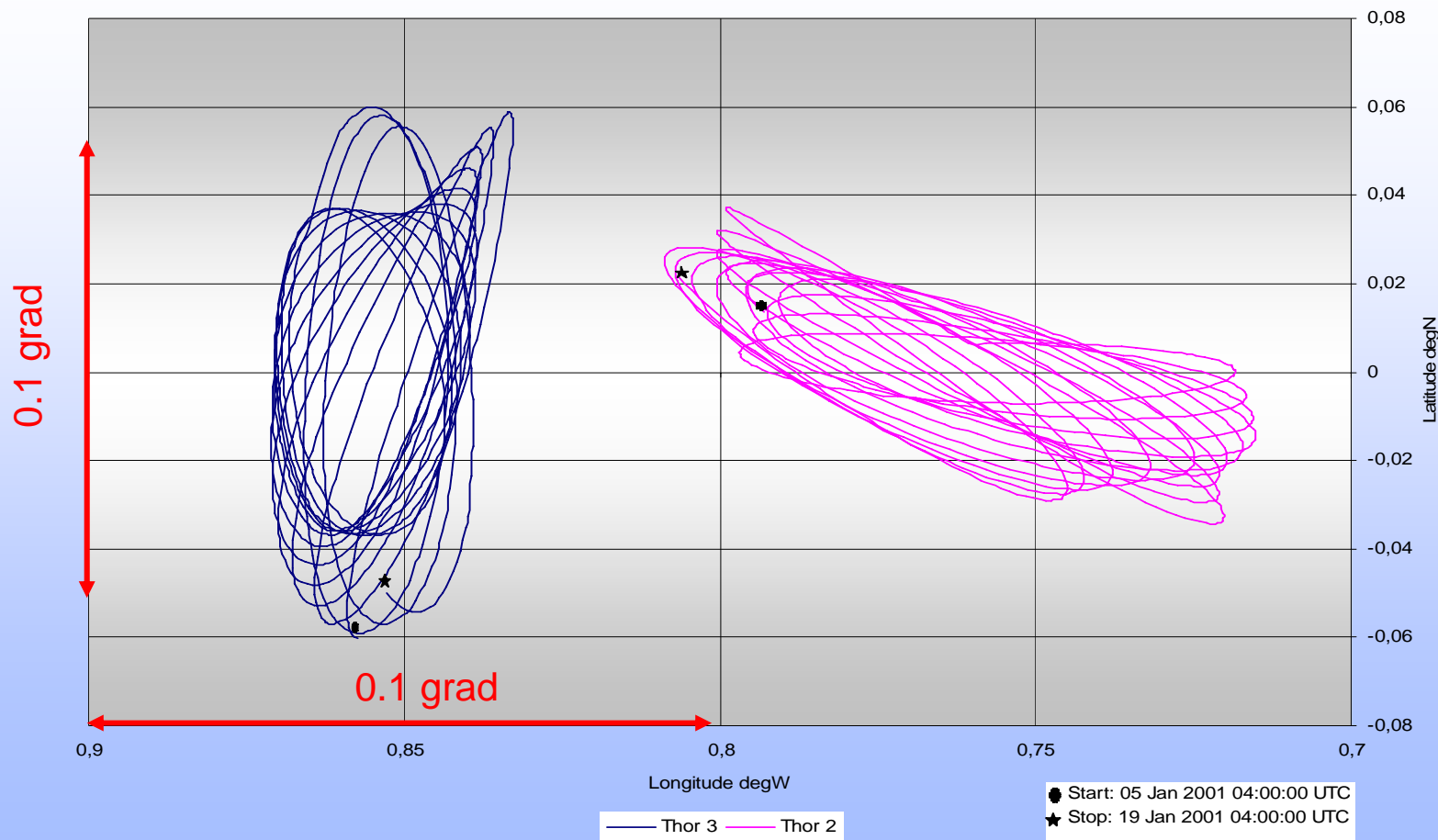
$$5350/360 = 15 \text{ meter}$$

Flere toner nødvendig for løse opp flertydigheten. Laveste tone 4 Hz, dvs  $\lambda = 75\,000$  km

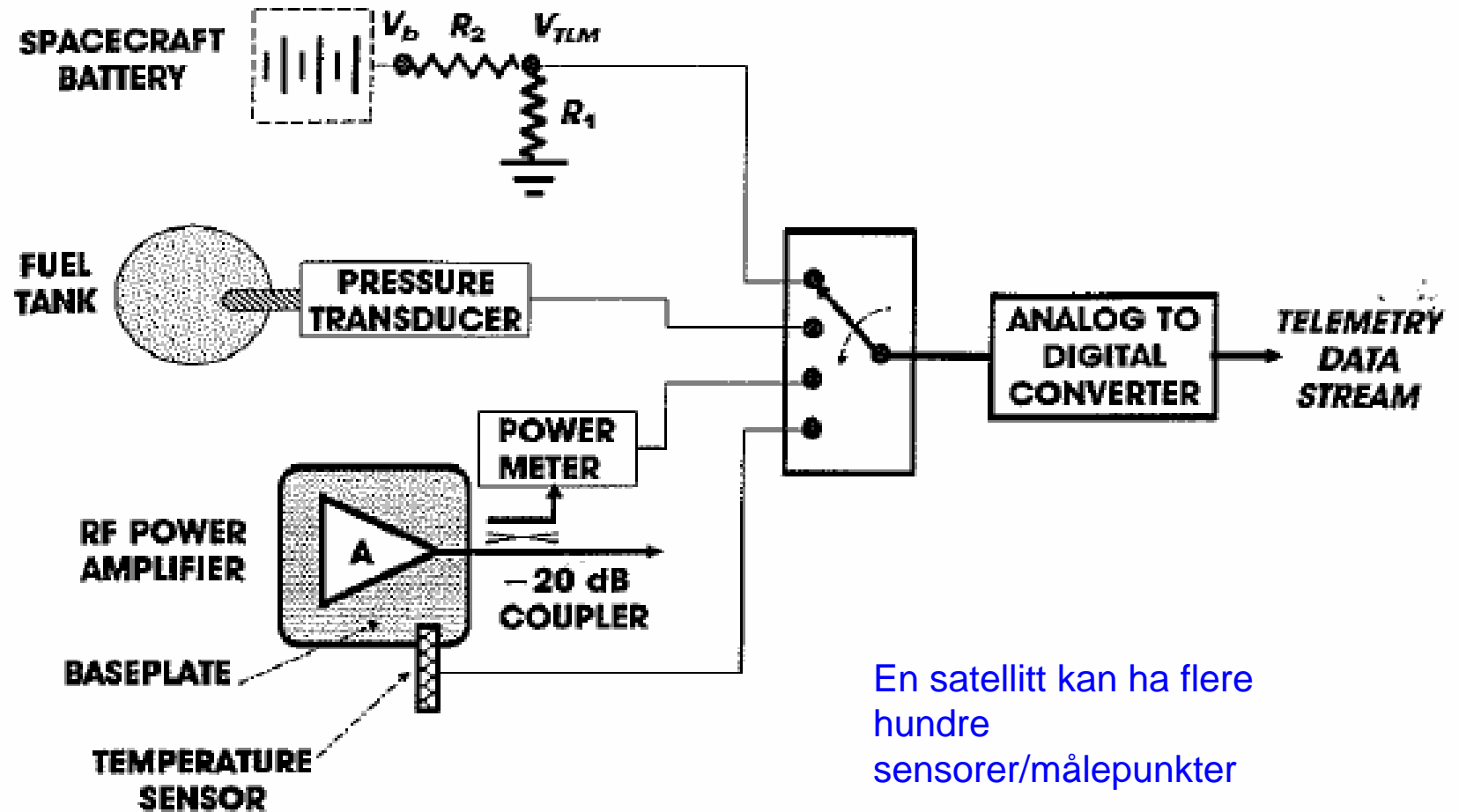
$\lambda/2 = 37\,500$  km (ingen flertydighet til GEO-bane)

Nøyaktighet:  $37500/360 \sim 100$  km

# Thor II og III - 14 dagers bevegelse

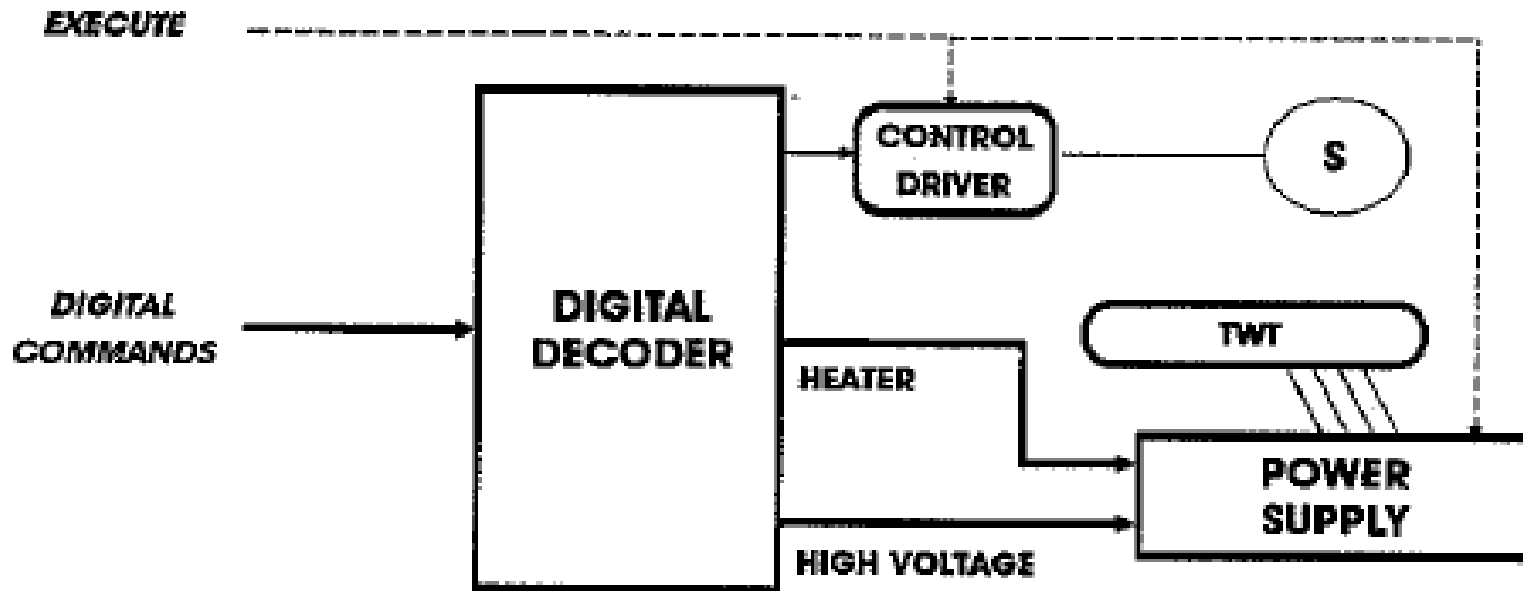


# Satellittens telemetrisystem



En satellitt kan ha flere hundre sensorer/målepunkter

# *“Command” og “Execute” funksjoner*





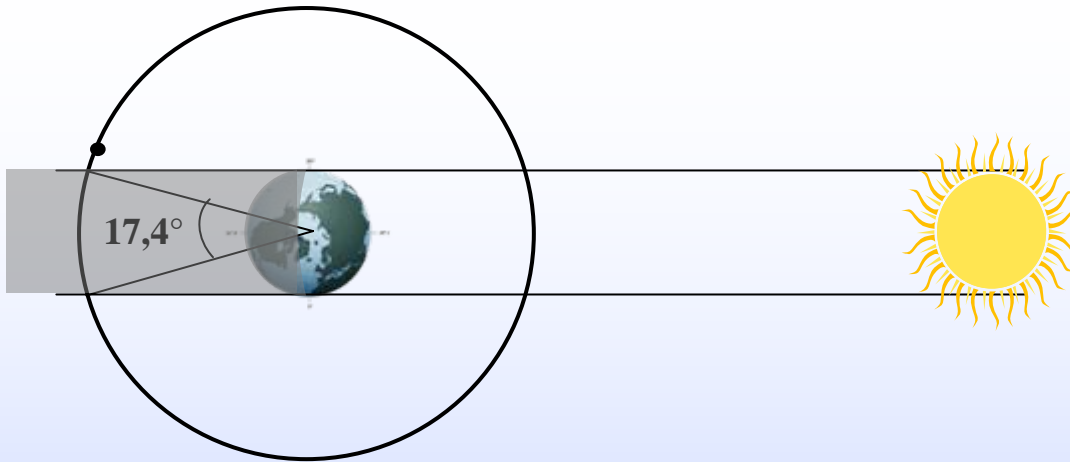
## Termisk delsystem

- Passiv beskyttelse/komponenter (blankets, heatpipes)
- Aktive komponenter (heaters)

Formål: Holde stabil temperatur i varierende omgivelser  
(-200°C til +150°C)

# THERMAL CONTROL

---



- **Heat pipes**, based on evaporation and condensation of a fluid
- **Blinds and curtains**, used to change the effective areas of radiating and absorbing surfaces.
- **Electrical heating elements**, to maintain a minimum temperature, controlled by thermostat or by remote control.

# THERMAL CONTROL

---

Absorbed thermal power  $\alpha A_a C$

$\alpha$  = the absorption coefficient

$A_a$  = the area of the absorbing surface

$C$  = the solar constant (in average 1355 W/m<sup>2</sup>)

Radiated thermal power  $\epsilon \sigma A_e T^4$

$\epsilon$  = the emission coefficient

$\sigma$  = Stephan Boltzmann's constant (5.67 10<sup>-8</sup>W/m<sup>2</sup>K<sup>4</sup>)

$A_e$  = the area of emitting surface

$T$  = the object's temperature in Kelvin

For a sphere exposed to sunlight:

$$A_a = \pi r^2 \qquad A_e = 4\pi r^2$$

For a homogeneous sphere the equilibrium temperature is  $T = \left( \frac{\alpha C}{\epsilon 4\sigma} \right)^{\frac{1}{4}}$

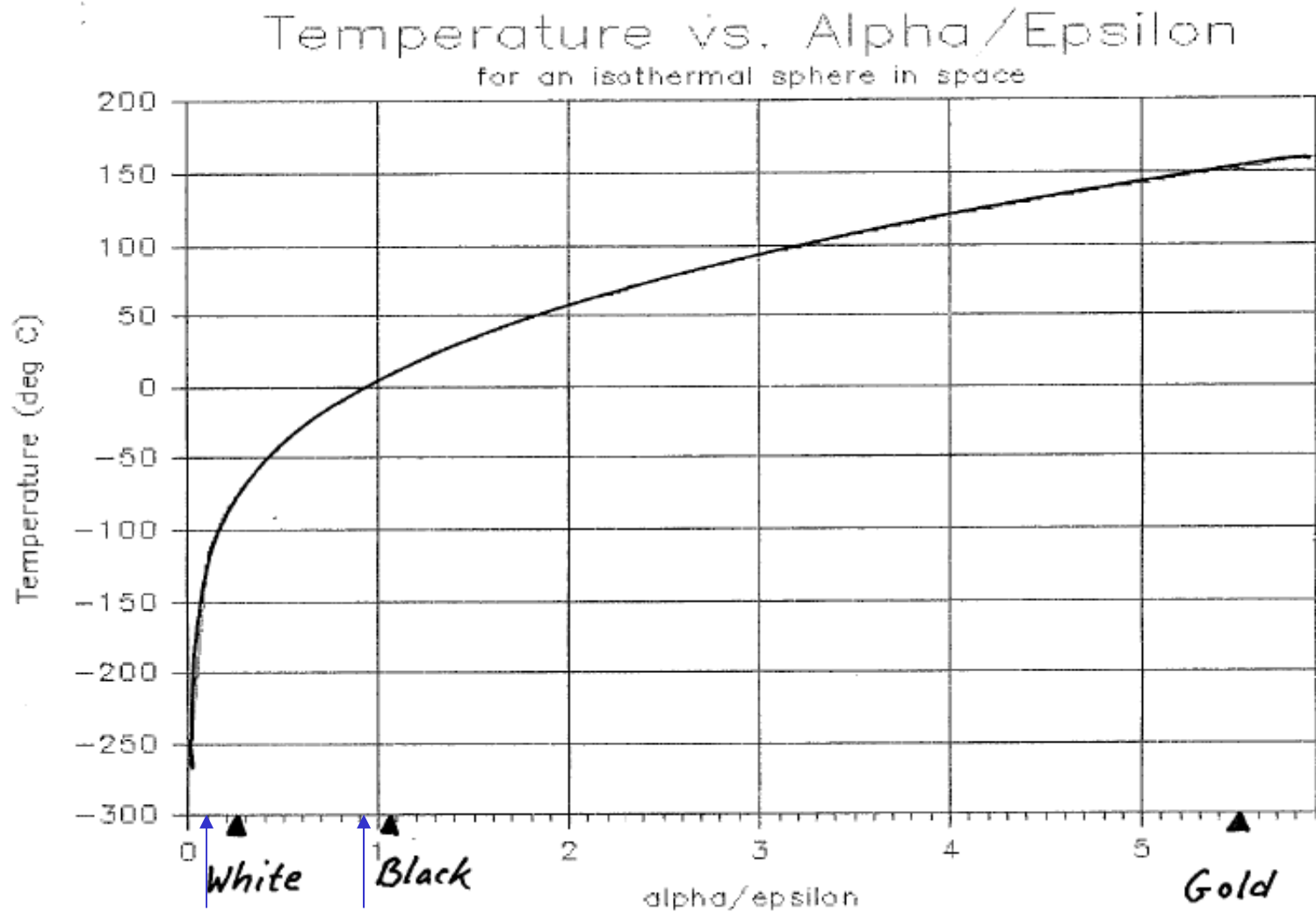
# THERMAL PROPERTIES

---

The important parameter is the ratio  $\frac{\alpha}{\varepsilon}$

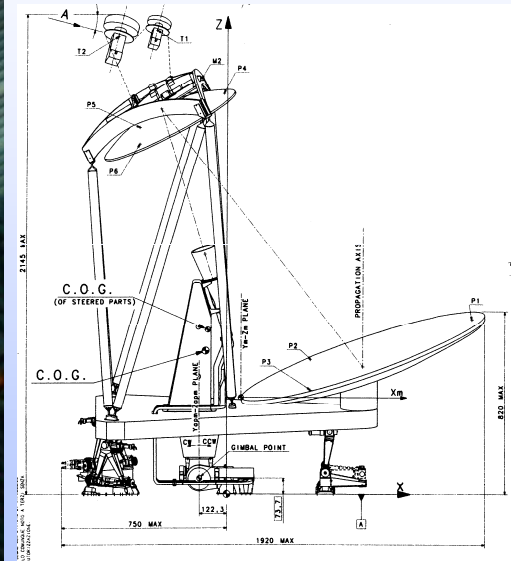
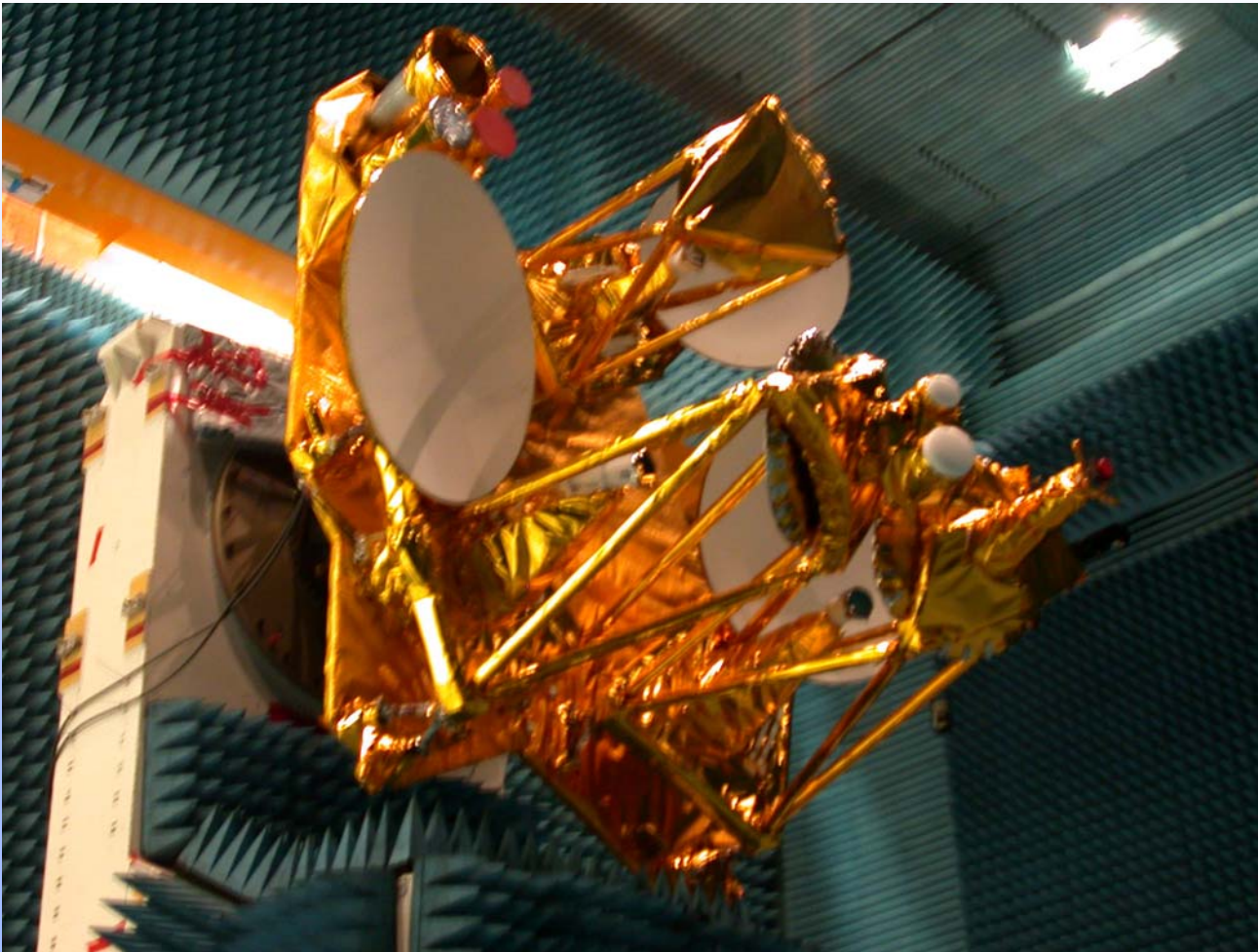
	$\alpha_{\text{(visible)}}$	$\varepsilon_{\text{(IR)}}$	$\alpha / \varepsilon$
White colour	0.20	0.90	0.22
Black colour	0.95	0.90	1.05
Gold	0.25	0.05	5.00
Optical sun reflector	0.15	0.80	0.10
Solar cells	0.80	0.90	0.90

# Likevektstemperatur for kule i rommet



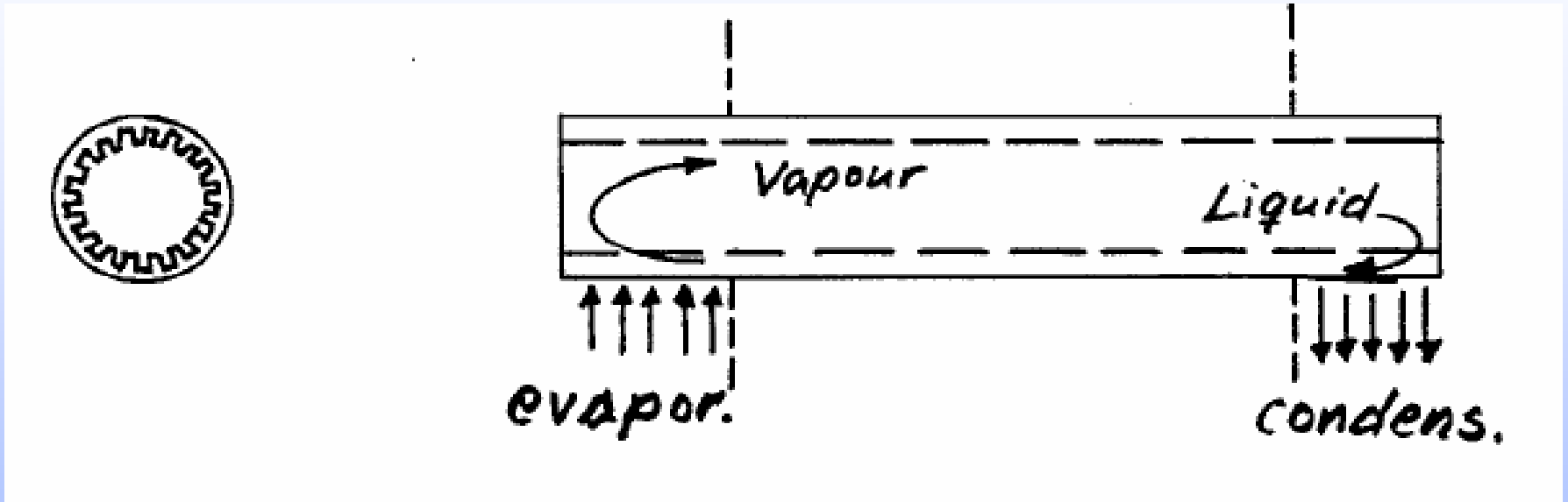
Optical Sun Refl    Solar cells

# The Ku-band antenna farm in the compact range facility

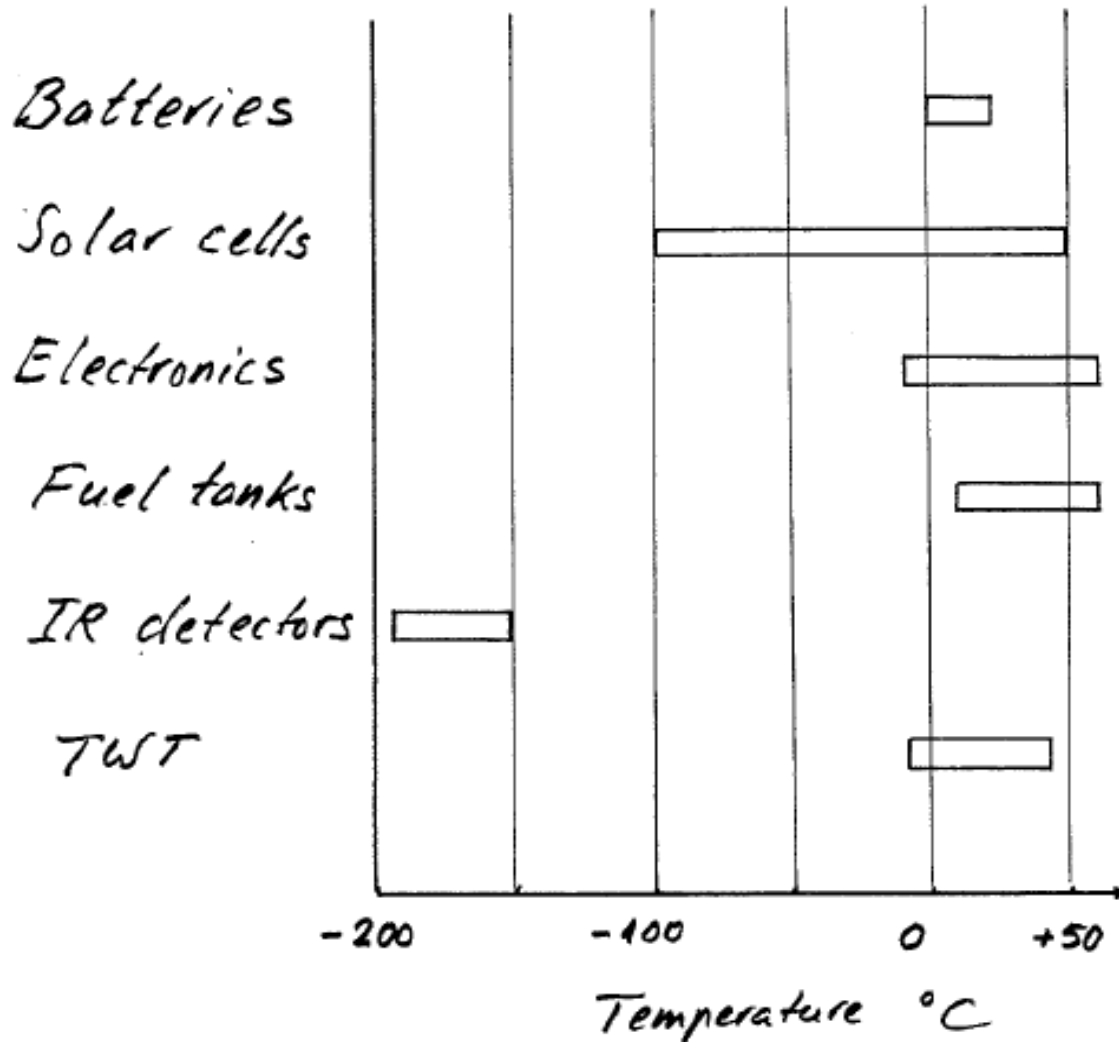


Astrium, Toulouse

# Varmørør (heat-pipes)



# Temperaturområde for operasjon

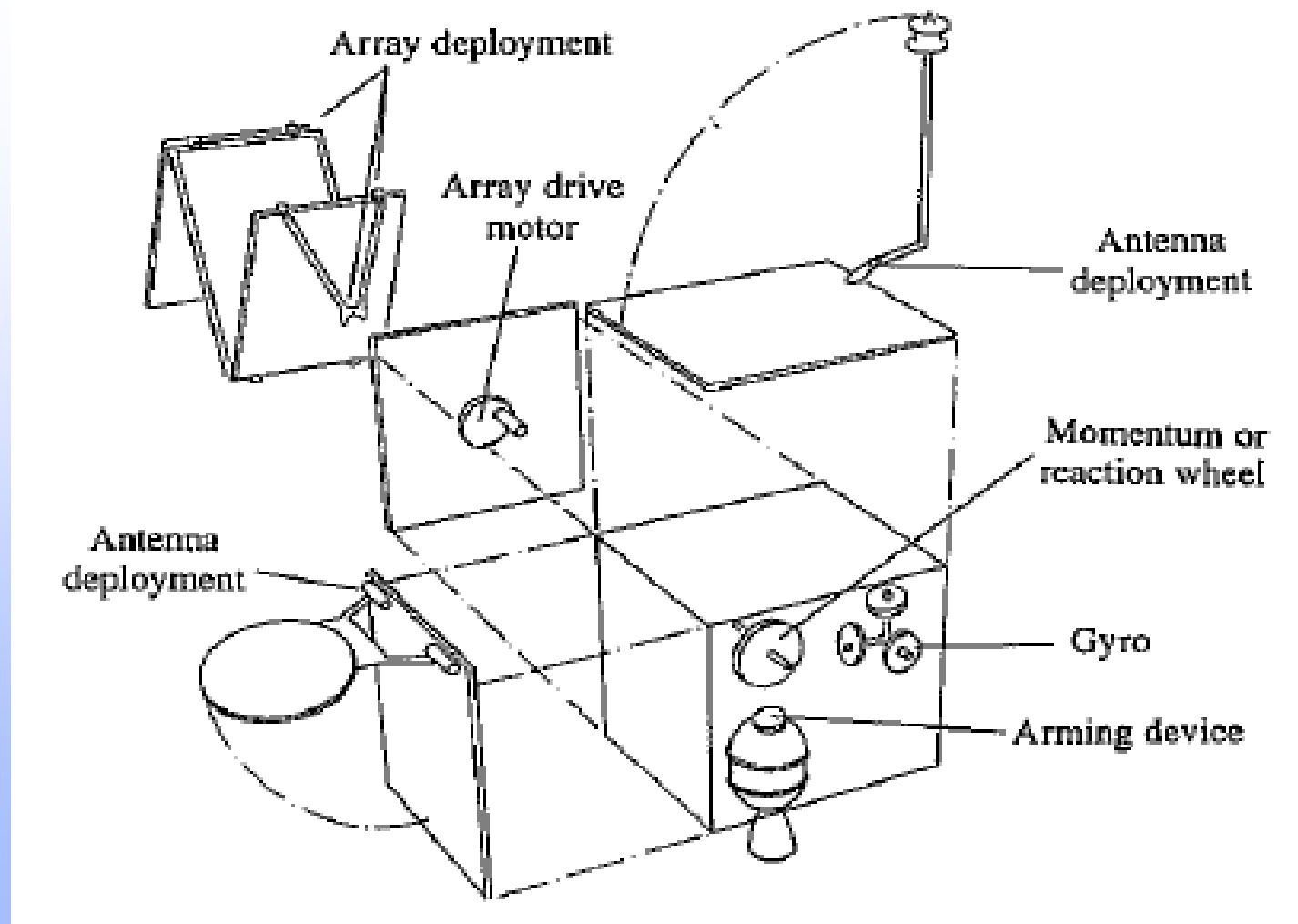




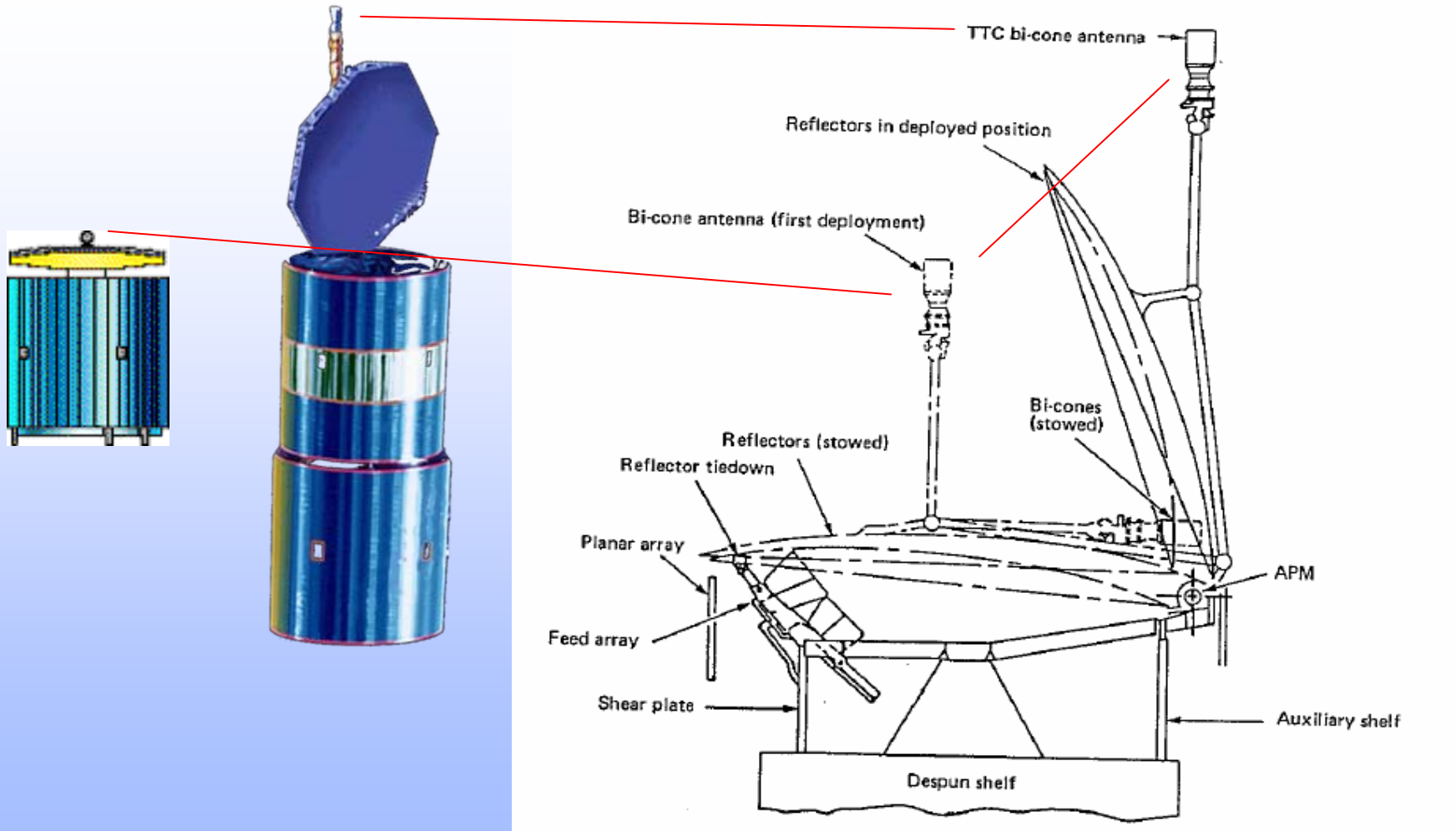
## Mekanisk delsystem

- **Strukturen i satellitten**
  - Satellittens “skjelett”
  
- **Mekanismer**
  - Motorer som driver solcellepanelene
  - De-spin motor
  - Moment/reaksjonshjul
  - Hengsler for antenner
  - Elektromekaniske ventiler
  - Gyroer
  - etc

# Mekanismer

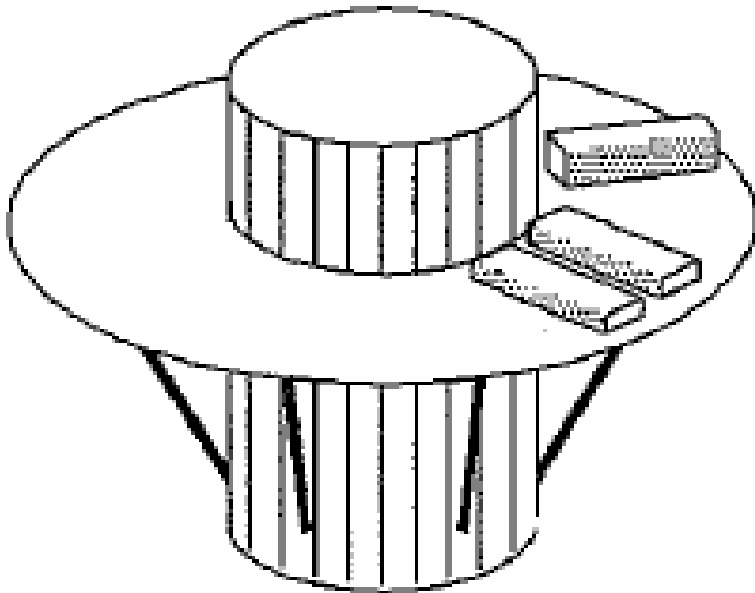


# Mekanismer - spinnstabilisert satellitt

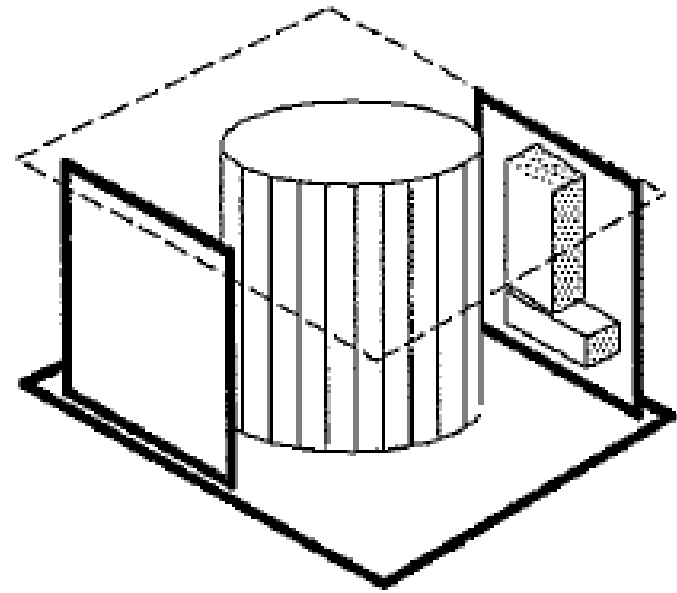


# Basisstrukturer

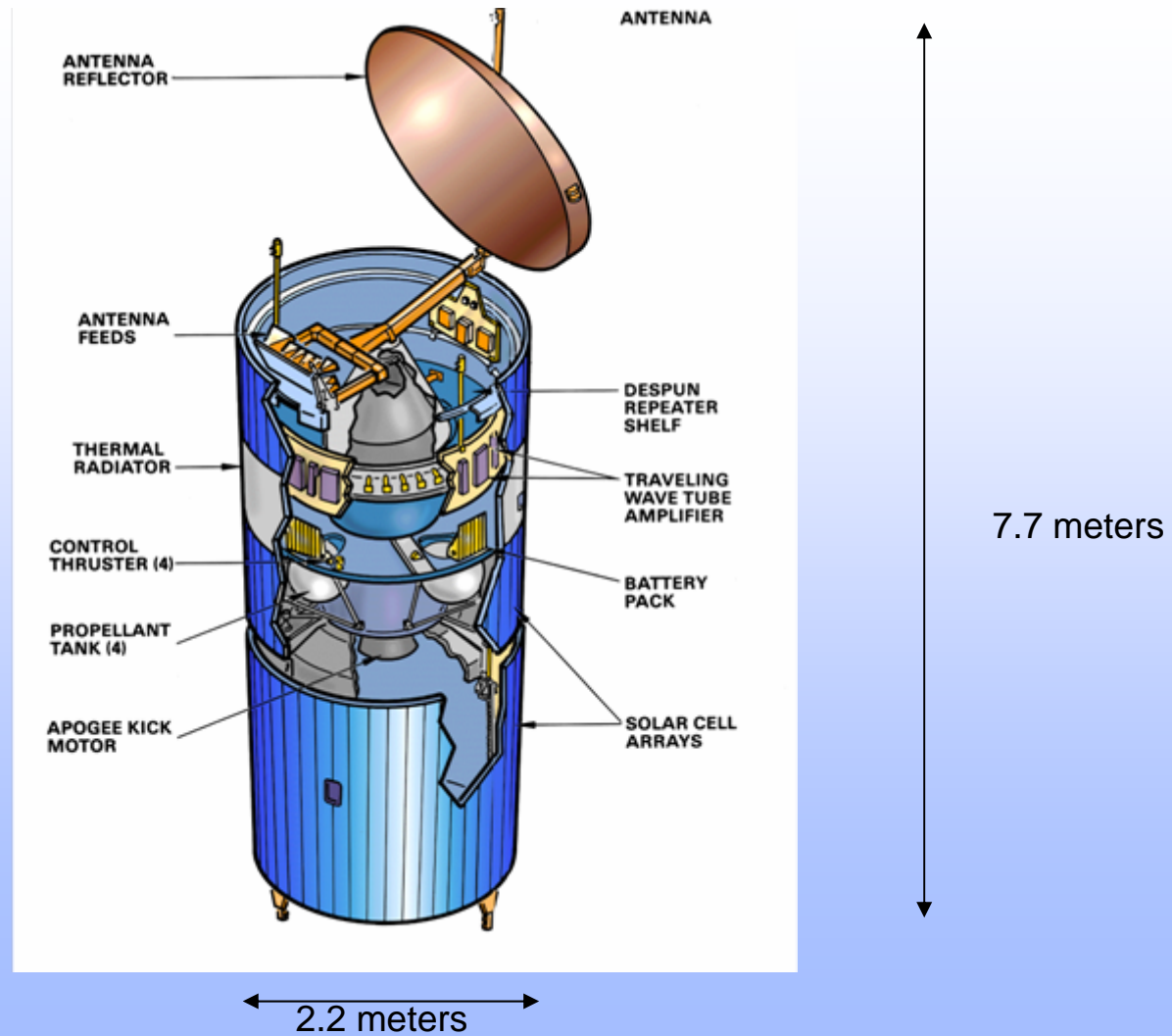
---



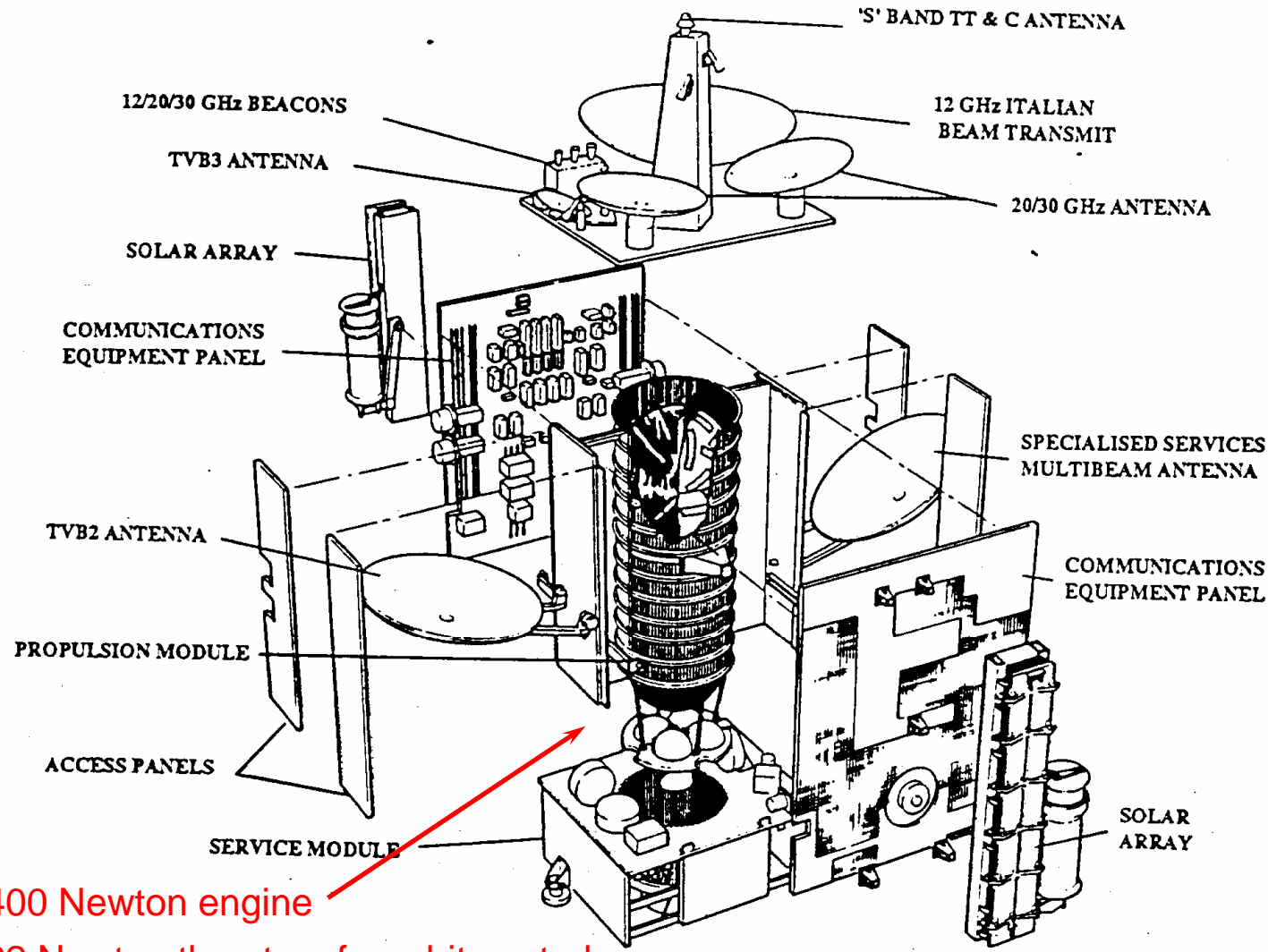
spinnsabilisert



trekasestabilisert



# OLYMPUS (Exploded view)



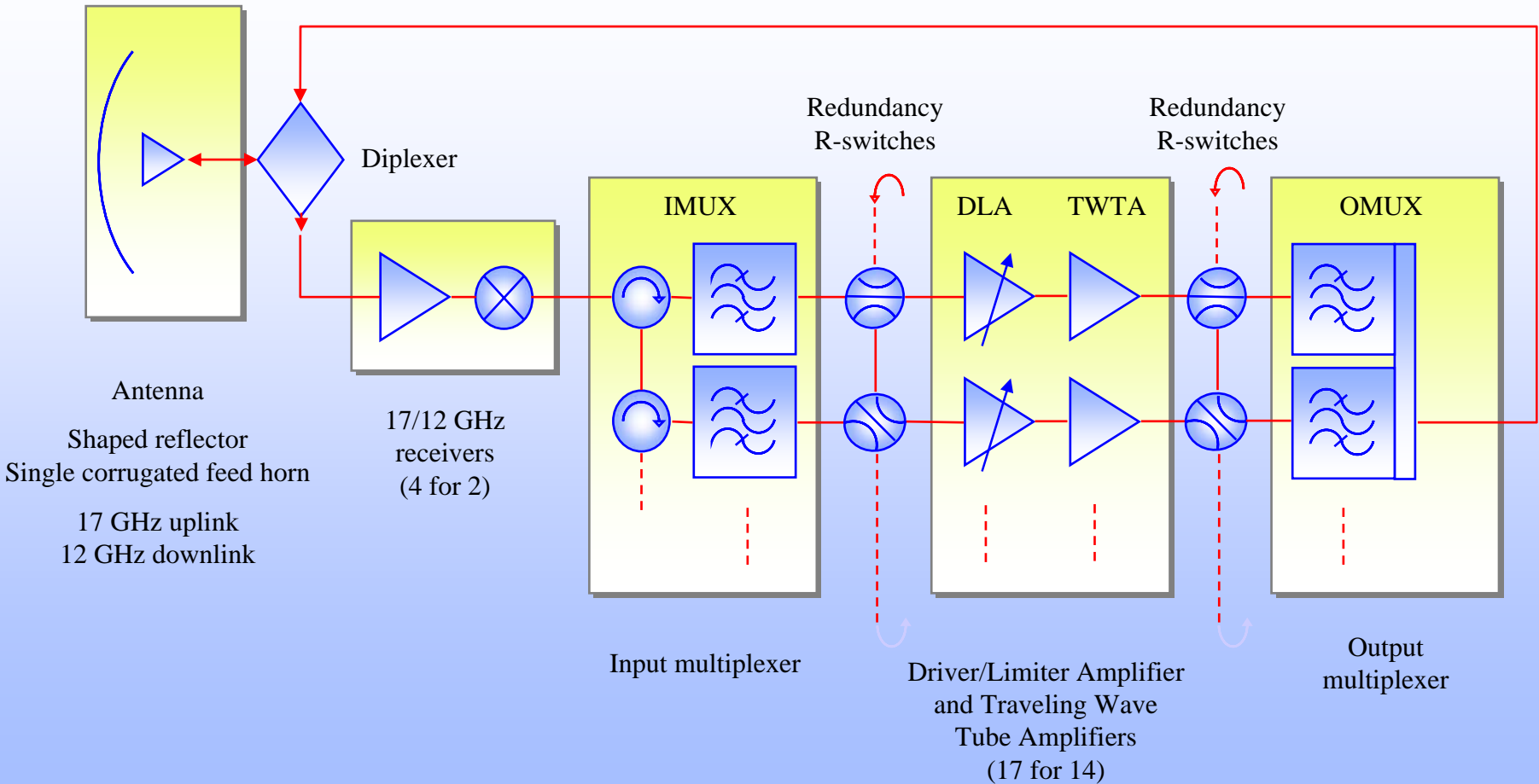
400 Newton engine  
22 Newton thrusters for orbit control

## 6. Nyttelasten (“Payload”)

- Navigasjon
- Fjernmåling
- Kommunikasjon

Formål: Den inntektsbringende delen av satellitten

# Eksempel kommunikasjonsnyttelast (Thor III)



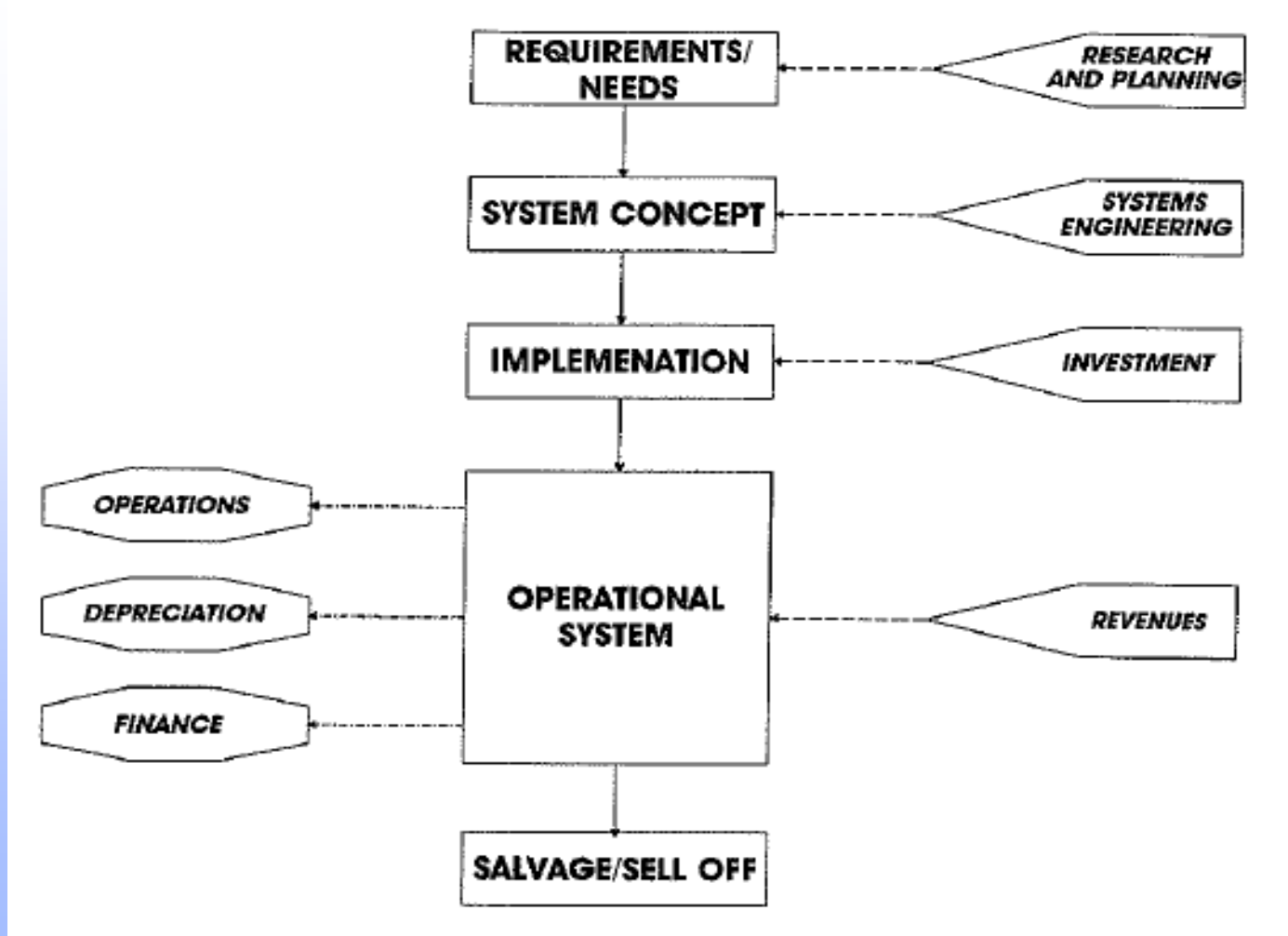


# *Project management*

---

- Oppdraget (Mission)
- Organisasjon
- Tidsplan
- Kvalitetssikring (Product Assurance)
- Oppfølging (Monitoring)

# Organisering av satellittprosjekt

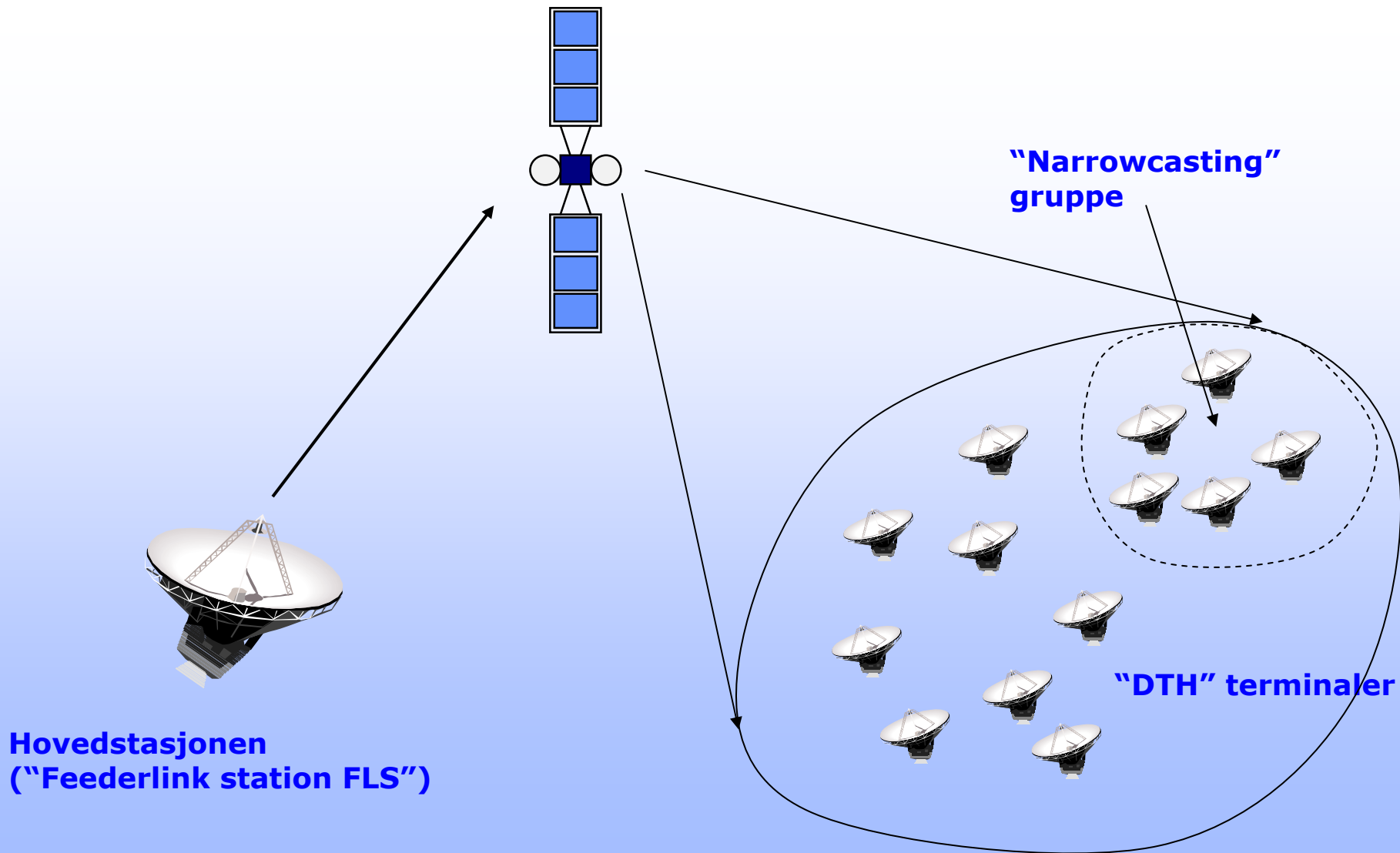


# *“Mission statement”*

---

- Lag et radiosystem som distribuerer ca 50 TV-programmer til alle nordiske husholdninger
- Idriftsettelse senest etter 3 år fra prosjektstart
- Systemet skal ha et økonomisk “break even” punkt etter 3-4 år fra idriftsettelse

# Kringkastingsnett



# *Viktigste parametre (romsegment)*

---

- Baneposisjon og frekvensområde
- Transpondere
  - Kanalplan (antall tp), filterkarakteristikker
  - Redundans, omkoplingsmuligheter
- Dekningsområder (inkl. feilpeking)
  - Nedlink (EIRP)
  - Opplink (G/T)
- Levetid
  - Primæreffekt (batterier, solceller)
  - Banekontroll (drivstoffmengde)
- Oppskytingsrakett
  - Satellittens vekt ("separated mass") og ytre dimensjoner

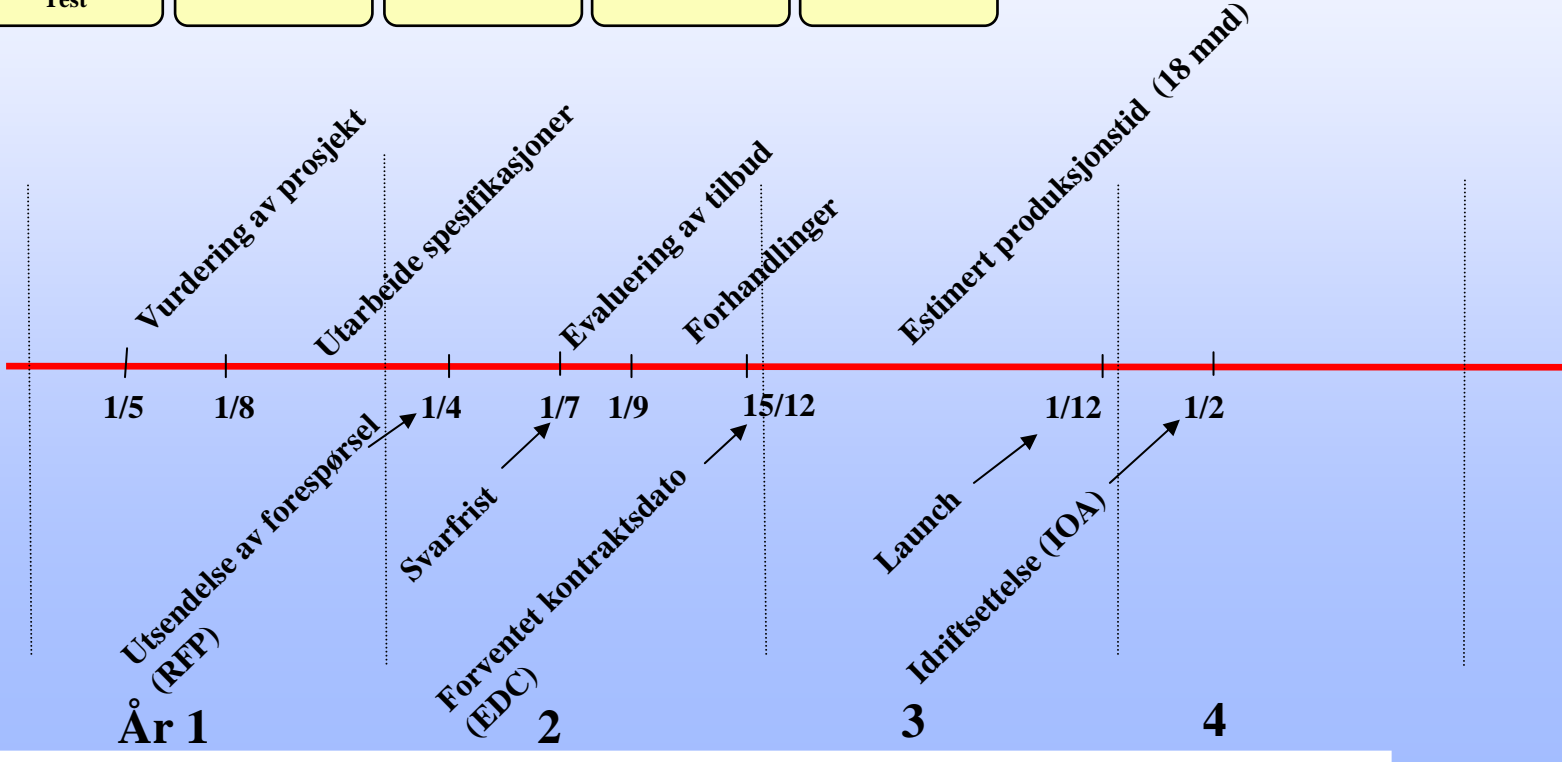
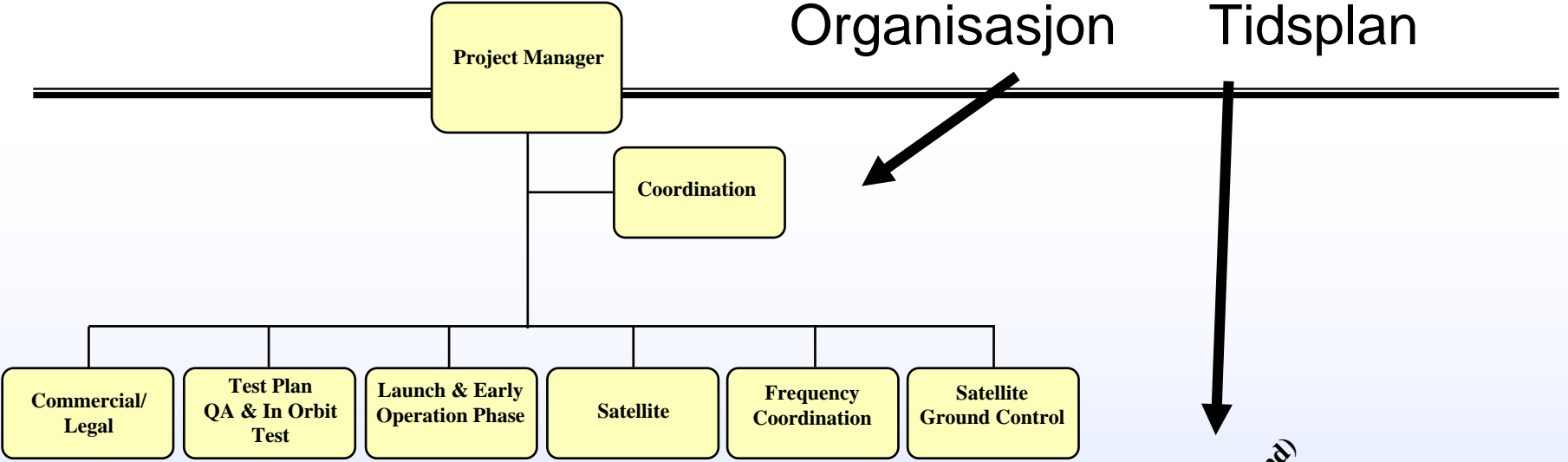
# *Viktigste parametre (bakkesegment)*

---

- Antennestørrelse på hjemmemottaker
- Kvalitet
  - BER
  - Utfallstider
- Ca pris for mottaker

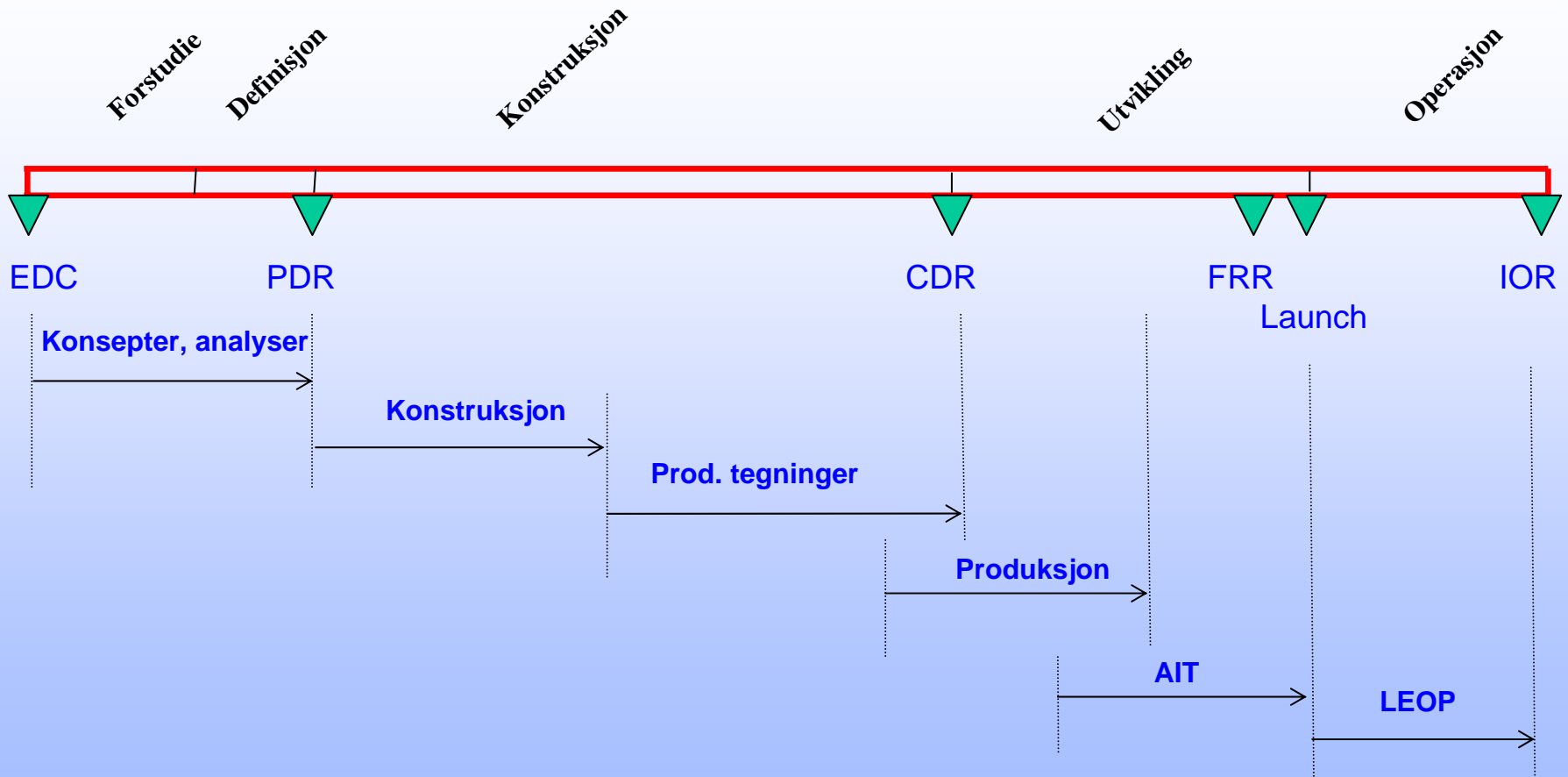
# Organisasjon

# Tidsplan



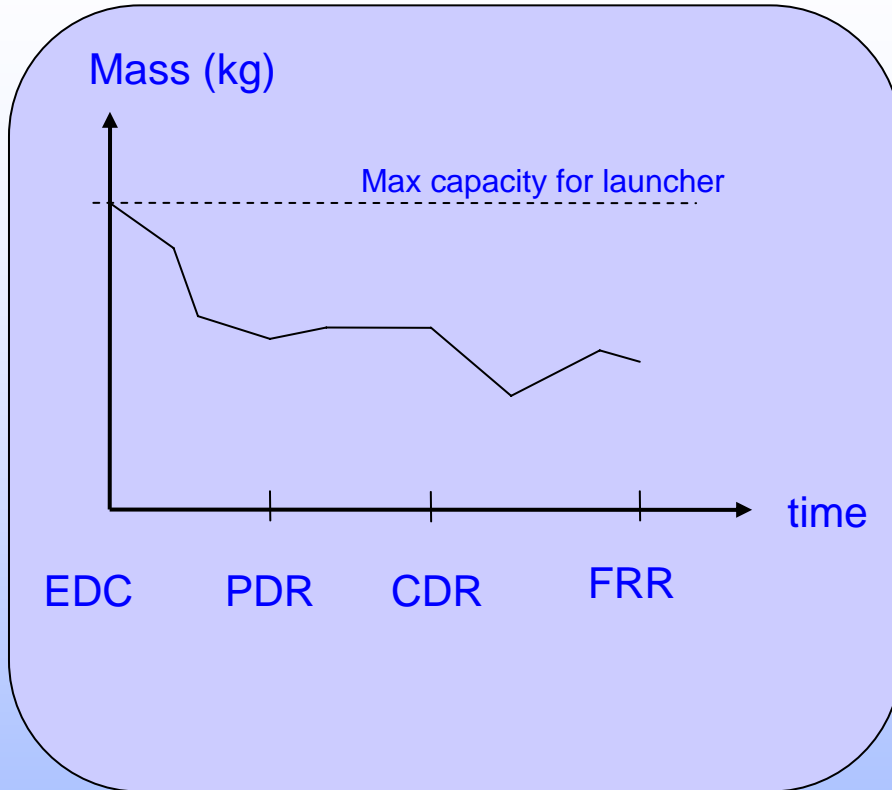
# Livssyklusen til et satellittprosjekt

Faser:





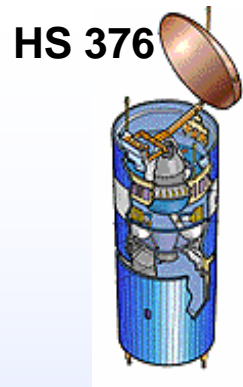
# Mass budget



## Mass definitions

	kg
Science/payload mass	86
Platform/Bus mass	812
<b>On Orbit Dry Mass</b>	<b>898</b>
Pressurant	5
Propellant	1452
<b>Spacecraft Wet Mass</b>	<b>2355</b>
Launch Vehicle Adapter	42
<b>Launch Mass</b>	<b>2397</b>
Margin	103
Launcher capability	2500

*Et prosjekt består av: 1) satellitt 2) rakett 3) bakkeutstyr og 4) forsikring*



**HS 376**

**1.7 kW**

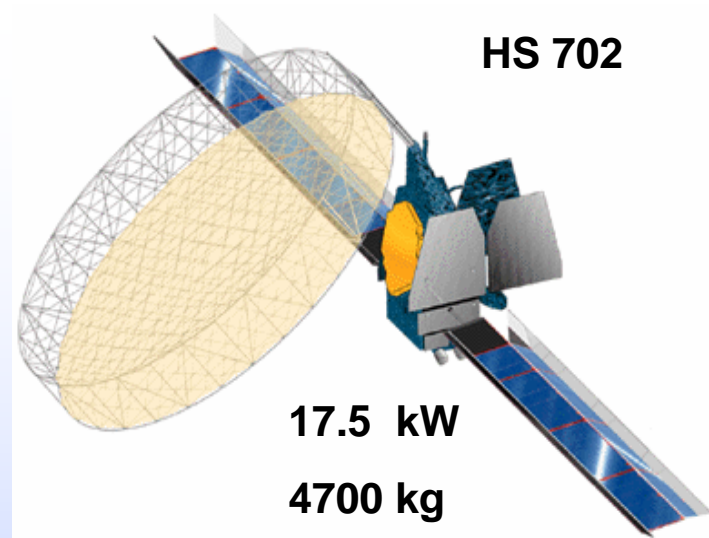
**1500 kg**



**HS 601**

**4 - 7 kW**

**3800 kg**



**HS 702**

**17.5 kW**

**4700 kg**



**Delta II**

**130 MUSD**



**Atlas 2 AS**

**240 MUSD**



**Ariane 4**



**Proton**



**Ariane 5**

**275 – 350 MUSD**



**Atlas 5**

# Eksempler på vellykkede satellittprosjekter

