

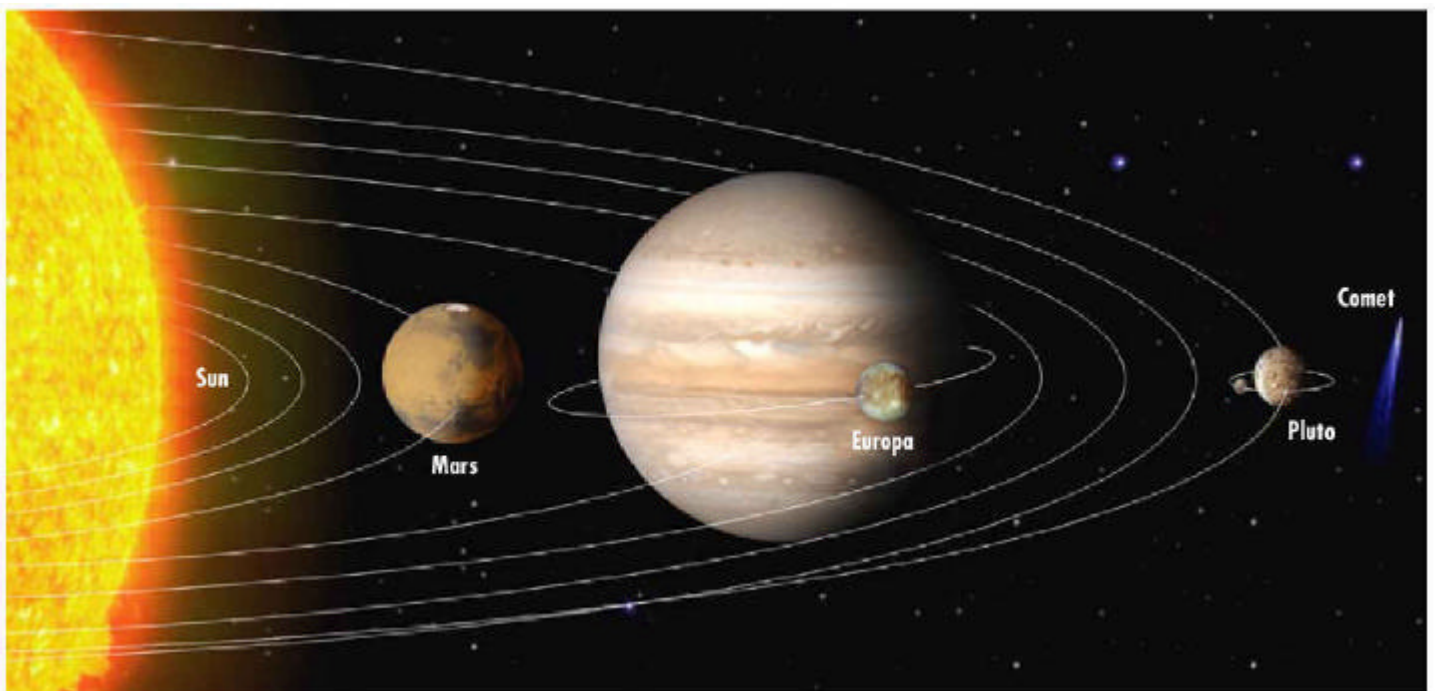


Dansk Rumforskningsinstitut

Byg din egen satellit

- og rejs med den til et spændende sted i solsystemet

Naturvidenskabsfestival 2000



Dok. Nr. (Udgave): gen/dssp/mis/tn/0010(2)

Dato: 2001-02-02

Skrevet af: Flemming Hansen



PAGE ISSUE RECORD

| Document | Page | Issue | Filename and Format |
|----------------------|--------|-------|---|
| gen/dssp/mis/tn/0010 | 1 - 78 | 1 | Filename: Byg_din_egen_satellit_1.doc Format: Microsoft Word 97 |
| gen/dssp/mis/tn/0010 | 1 – 79 | 2 | Filename: Byg_din_egen_satellit_2_Draft_1.doc Format: Microsoft Word 97 |
| | | | |

DOCUMENT CHANGE LOG

| Issue | Change References | Issue Date | Pages Affected | Remarks | Init. |
|-------|-------------------|------------|----------------|---------------|-------|
| 1 | | 2000-09-14 | All | Initial Issue | FH |
| 2 | | 2001-02-02 | All | | FH |
| | | | | | |
| | | | | | |

Copyright © 2000, Dansk Rumforskningsinstitut og forfatteren.

Kompendiet må frit anvendes til undervisning og ikke-kommercielle formål.
Citat med kildeangivelse er tilladt.

| Indholdsfortegnelse | Side |
|---|-----------|
| 1. Formål..... | 6 |
| 2. Referencer..... | 7 |
| 3. Byg en satellit..... | 10 |
| 4. Baneberegning | 12 |
| 4.1 Kepler's love | 12 |
| 4.2 Tyngdeloven..... | 13 |
| 4.3 Koordinatsystemer..... | 14 |
| 4.4 Banegeometri | 15 |
| Omløbstid, baneenergi og banehastighed..... | 17 |
| 4.5.1 Regneeksempel #1 med ØRSTED | 18 |
| 4.6 Typer af satellitbaner..... | 19 |
| 4.7 Baneændringer og delta-v beregning | 20 |
| 4.7.1 Regneeksempel #2 med GTO..... | 21 |
| 4.7.2 Hohmann overgang..... | 22 |
| 4.8 Undslip Jordens tyngdekraft..... | 23 |
| 5. Raketter..... | 25 |
| Raketligningen..... | 25 |
| 5.2 Raketbrændstof..... | 27 |
| 5.2.1 Fast brændstof..... | 27 |
| 5.2.2 Én-komponent brændstof..... | 28 |
| 5.2.3 To-komponent flydende brændstof..... | 28 |
| 5.2.4 Kold gas..... | 29 |
| 5.2.5 Tekniske data for raketbrændstof..... | 29 |
| 5.3 Delta-v beregning..... | 29 |
| 5.3.1 Regneeksempel #3 med Mars Micromission..... | 30 |
| 5.4 Løfteraketter | 32 |
| 5.4.1 Ariane 5..... | 32 |
| 5.4.2 Ariane 5 ASAP..... | 34 |
| 5.5 Separationsmekanisme | 34 |
| 5.6 Opsendelsesmuligheder..... | 35 |
| 5.7 Fremdriftssystemet på en satellit..... | 35 |



| | |
|---|-----------|
| 6. Rummiljøet | 38 |
| 6.1 Vacuum | 38 |
| 6.2 Ultraviolet sollys | 38 |
| 6.3 Partikelstråling | 38 |
| 6.4 Single Event Upset..... | 40 |
| 7. Termisk design..... | 41 |
| 7.1 Varmestråling | 41 |
| 7.1.1 Indstråling..... | 42 |
| 7.1.2 Udstråling | 42 |
| 7.1.3 Varmebalance | 43 |
| 7.1.4 Materialers overfladeegenskaber..... | 43 |
| 7.1.5 Regneeksempel #4 med temperaturligevægt..... | 44 |
| 7.1.6 Varmeisolation..... | 44 |
| 7.1.7 Radiatorer..... | 45 |
| 7.2 Heat Pipes. | 46 |
| 8. Struktur | 47 |
| Rømer satellitten..... | 47 |
| Ørsted satellitten..... | 48 |
| 8.3 Andre måder at lave struktur på | 49 |
| 9. Solceller og elforsyning..... | 50 |
| 9.1 Solceller..... | 50 |
| 9.2 Termisk design af solpaneler..... | 52 |
| 9.3 Det elektriske kraftforsyningssystem | 53 |
| 9.4 Batterier..... | 54 |
| 9.5 Effektbudget..... | 56 |
| 10. Computer og databehandling om bord | 57 |
| 10.1 Overlevelsesevne | 59 |
| 11. Radiokommunikation | 60 |
| 11.1 Grundlæggende betragninger..... | 60 |
| 11.2 Senderantenne..... | 60 |
| 11.3 Modtagerantenne..... | 60 |
| 11.4 Linkbudget..... | 61 |
| 11.4.1 dB-regning..... | 62 |
| 11.4.2 Linkbudget én gang til..... | 63 |



| | |
|---|-----------|
| 11.5 Termisk støj | 63 |
| 11.5.1 Systemstøjtemperatur | 63 |
| 11.6 Signal-støj-forhold | 64 |
| 11.7 Digital kommunikation | 64 |
| 11.8 Signal-støj-forhold og linkbudget én gang til | 65 |
| 11.9 Bitfejlsandsynlighed | 66 |
| 11.10 Regneeksempel #5 med Ørsted | 67 |
| Fejlkorrigerende kodning | 67 |
| 11.12 Frekvensbånd | 69 |
| 11.13 Egenskaber for jordstationer | 69 |
| 11.14 Regneeksempel #6 med interplanetarisk kommunikation | 70 |
| 12. Orientering i rummet | 72 |
| 13. Instrumenter | 73 |

Appendices

| | |
|--|-----------|
| A. Engelsk-dansk ordliste | 74 |
| B. Forkortelser | 77 |
| C. Generelle konstanter | 79 |

1. Formål

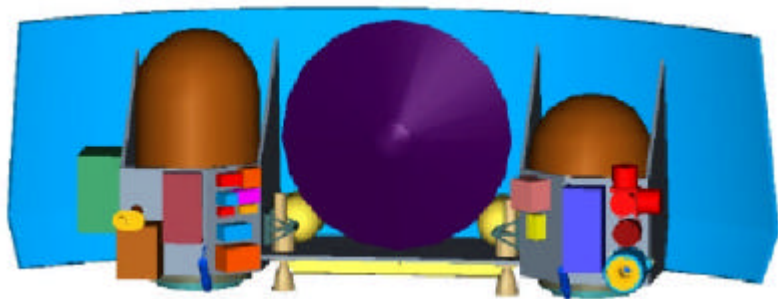
Formålet med dette kompendium er at tilvejebringe et rimeligt grundlag for at kunne gennemføre et skitse-mæssigt design af en satellit i kredsløb om jorden eller på interplanetarisk rejse gennem rummet og således deltage i Dansk Rumforskningsinstituts konkurrence i forbindelse med Naturvidenskabsfestival 2000.

Niveauet i matematik og fysik er tilstræbt at svare til 10. klasse og gymnasiet, dog med den forventning at lærer og elever arbejder sammen om forståelsen af stoffet. Det er ikke sandsynligt, at en enkelt elev kan nå at sætte sig ind hele stofområdet på den til rådighed værende tid. Derfor kræves en samlet indsats af hele klassen, hvor små arbejdsgrupper tager sig af hver sit delområde. Hvis kompendiet skulle kunne stå helt alene, ville omfanget vokse betydeligt. Emnekredsen for kompendiet er meget vidtfavnende, og det er både en del af udfordringen og charmen ved at arbejde med rumfart.

Henvisninger til litteraturreferencer og www-adresser angives med et nummer i kantede parenteser, f.ex. [7].

Kompendiet er tilrettelagt ud fra filosofien "små er godt" og fremstillingen sigter mod små satellitter op til ca. 250 kg, der kan opsendes sammen med en større satellit som "sekundær nyttelast" (secondary payload) til en fordelagtig pris. Derfor henvises ofte til "Mars Micromissions" foreslået af NASA's Jet Propulsion Laboratory (JPL), ref. [2] – [4]. Denne type mission vil være indenfor rækkevidde af et eventuelt dansk projekt og indeholder megen nytænkning. Se illustrationen nedenfor.

Et lignende europæisk projekt er ESA's SMART-1 mission til Månen, ref. [9], som dog med sine 350 kg er i den lidt tungere klasse, men også indeholder mange nye idéer. I den laveste ende af vægtskalaen træder den danske "Mars-edderkop" frem med en spændende og innovativ Mars-mission på under 10 kg, se ref. [10].



3D Model: NASA JPL

Kompendiet er forsynet med mange referencer til litteratur og web-adresser, men fælles for dem er at næsten alt materialet er på engelsk. Derfor er dette kompendium forsynet med engelske fagudtryk i parentes første gang det tilsvarende danske benyttes samt en engelsk-dansk ordliste med oversættelse med de samme fagudtryk alfabetisk ordnet. Til sidst er anbragt en liste over de vigtigste konstanter til brug for beregningerne.

Der findes en del NASA sponsoreret undervisningsmateriale tilgængeligt på nettet, f.ex. ref. [27], [28] og [29], både med lidt og meget matematik.

En del af illustrationerne er adopteret fra forskellige faglige kilder og er ofte forsynet med engelske noter. Dette er ikke forsøgt rettet i den nuværende udgave af kompendiet. Der henvises til ordlisten. Der anvendes overalt SI (Système International) enheder. Der er anvendt decimalpunktum (.) i stedet for decimalkomma (,) overalt i kompendiet vel vidende at det afviger fra dansk sædvane.



2. Referencer

1. James R. Wertz and Wiley J. Larson (editors):
"Space Mission Analysis and Design, Third Edition"
Microcosm and Kluwer Academic Publishers, 1999
ISBN 1-881883-10-8, Pris: USD 49.95.
Fremragende generelt opslagsværk om bygning af satellitter, omsatellitbaner, raketeknik m.m. i kredsløb om Jorden. Har dog ikke meget om interplanetariske missioner.
2. Steve Matousek, Kim Leschly, Bob Gershman & John Reimer:
"Mars Micromissions"
13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, USA, 23-26 August 1999, Technical Session VII, Paper No. 6.
Kan downloades fra <http://www.rummet.dk>
3. R. C. Hastrup, R. J. Cesarone, J. M. Srinivasan and D. D. Morabito:
"Mars Comm/Nav MicroSat Network"
13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, USA, 23-26 August 1999, Technical Session VII, Paper No. 5.
Kan downloades fra <http://www.rummet.dk>
4. Kim Leschly: "Micromission/ASAP5 Concept"
Kan downloades fra <http://www.rummet.dk>
5. <http://www.rummet.dk>
Forskningsministeriets danske web-sted om rumfart.
Mange artikler på dansk og masser af links
6. <http://www.rumfart.dk>
Dansk Selskab for Rumfartsforskning web-sted. Masser af links i "Rumbasen"
7. <http://www.nlsa.com>
Northern Lights Software Association. Shareware programmet NOVA for Windows til beregninger af satellitbaner omkring Jorden.
8. <http://mars.jpl.nasa.gov/msp98/orbiter/> Mars Climate Orbiter
9. <http://sci.esa.int/home/smart-1/index.cfm>, <http://www.ssc.se/ssd/smart1.html>
ESA's SMART-1 mission til Månen.
10. http://www.rummet.dk/4_DanskIndsats/marsintro/Edderkop/body_edderkop.html
Om den danske "Mars edderkop"
11. <http://science.ksc.nasa.gov/history/rocket-history.txt> A Brief History of Rocketry
12. <http://www.ctmagazin.de/tp/deutsch/special/raum/6269/1.html>
Von Hermann Oberth zu Wernher von Braun. Eine kurze Geschichte des Weltraumflugs
13. <http://www.thiokol.com/Space.htm> Thiokol solid rockets (faststofraketter)
14. <http://www.thiokol.com/STAR.htm> Thiokol STAR series solid rockets
15. <http://www.thiokol.com/Shuttle.htm> Space Shuttle booster rockets



16. <http://www.arianespace.com>
Arianespace, det kommercielle firma, som sælger opsendelser med Ariane 4 og 5.
17. <http://extids.estec.esa.nl/launchers>
Det europæiske rumagentur ESA's hjemmeside om Ariane 5 programmet
18. http://www.cnes.fr/activites/vehicules/lanceurs/1sommaire_lanceurs.htm
Det franske rumagentur ESA's hjemmeside om Ariane 5 programmet
19. <http://accesstospace.gsfc.nasa.gov> Access to Space. Oplysning om amerikanske opsendelsesmuligheder
20. <http://www.starsem.com> Oplysning om russiske SOYUZ løfteraketter
21. <http://www.planetscapes.com> kan du finde en masse oplysninger for planeterne. Oplysning om en planets bane og fysiske egenskaber finder du ved at slå op i afsnittet "Statistics" under den enkelte planet.
22. <http://liftoff.msfc.nasa.gov/academy/space/solarsystem/solarsystemjava.html>
Dette er der en Java applet, hvor man kan "svinge rundt" med Solsystemet og se det fra forskellige synsvinkler.
23. <http://inet.uni2.dk/home/rg/ot/satorbit/satorbit.html> Ole Trinhammer, Rungsted Gymnasium: "Satellite Orbit Parameters and Planet Data", et lille skrift på engelsk om hvad man kan få ud af banedata.
24. <http://marsnet.jpl.nasa.gov/elements/microsats.html>
Mars Network constellation of Microsats
25. <http://www.permanent.com/>
Projects to Employ Resources of the Moon and Asteroids Near Earth in the Near Term. Masser af viden om rumfart og -teknologi: Specielt om nogle eksotiske anvendelser af slyngture om Jorden og Månen:
<http://www.permanent.com/t-index.htm>
http://www.permanent.com/t_theory.htm
26. <http://www.ae.utexas.edu/~holt/voyager/> En lille rapport om simulering af Voyager 2's slyngture ud gennem solsystemet ved hjælp af Matlab.
27. <http://www.jpl.nasa.gov/basics/> Basics of Space Flight Learners' Workbook udgivet af NASA Jet Propulsion Laboratory. Kompendium om Interplanetariske missioner stort set uden matematik.
Kan også downloades fra: <http://www.jpl.nasa.gov/basics/bsf0.htm#paper>
28. <http://vesuvius.jsc.nasa.gov/er/seh/seh.html> Space Educators' Handbook udgivet af NASA Johnson Space Flight Center. Masser af undervisningsmateriale:
<http://vesuvius.jsc.nasa.gov/er/seh/spaceid.htm>
29. <http://www-spof.gsfc.nasa.gov/stargaze/> From Stargazers to Starships. Undervisningsmateriale udgivet af NASA Goddard Space Flight Center.
30. http://www.hughespace.com/hsc_pressreleases/98_05_18_hgs_darkside2.html
Beskrivelse af redningen af AsiaSat-3 (HGS-1) kommunikationssatellitten ved at sende den på en slyngtur om Månen.
31. <http://www.saft.alcatel.com/space/index.htm> Alcatel SAFT batterier til rumfart



32. <http://www.world.sony.com/Electronics/BAT/ION/index.html>
SONY's Lithium-Ion batterier, som flyver på satellitter, selv om de ikke er fremstillet til rumfartsbrug.
33. <http://www.tecstar.com/basic/main2.htm> TECSTAR GaAs solceller.
34. <http://www.spectrolab.com/prd/prd.htm> SPECTROLAB Si og GaAs solceller.
35. <http://deepspace.jpl.nasa.gov/dsn>
NASA Deep Space Network af jordstationer.
36. <http://www.esoc.esa.de/pr/facilities/estrack.php3>
ESA ESTRACK netværk af jordstationer.



3. Byg en satellit

Når først en satellit har frigjort sig fra raketten, udgør den en lille verden, helt alene i rummet, hvor den må klare sig selv med lidt hjælp fra jorden. I verdensrummet er den udsat for den brændende sol på den ene side og det iskolde verdensrum på den anden. Endvidere må den i jordens nærhed alt efter banens højde og placering også leve med stråling fra energirige protoner og elektroner i jordens strålingsbælter og i perioden omkring solpletmaksimum løbe risikoen for et ekstra bombardement med energirige protoner (brintkerner) fra voldsomme soludbrud. "Trafikken" i rummet er idag så intensiv, at risikoen støde sammen med rumskrot, som findes i alle størrelser fra støvkorn til satellit- og raketvragstumper, ikke kan negligeres. Fra tennisboldstørrelse og opefter er der ca. 10000 genstande i kredsløb, og i størrelsesklassen herunder kan der kun gisnes om antallet.

Rejser satellitten bort fra jorden, udsættes den også for en konstant beskydning med særdeles energirige partikler fra den kosmiske stråling. Det er ikke nok at satellitten kan overleve rummiljøet. Den skal også kunne orientere sig i rummet, og dreje sig, så solpanelerne vender mod solen og radioantennen mod jorden. Dens radiomodtager skal være følsom nok og dens radiosender stærk nok til at snakke med jorden, selv om satellitten er flere hundrede millioner kilometer hjemmefra.

Hvis man rejser til de ydre planeter, Jupiter, Saturn ... Pluto tager det fra ca. 1½ til ca. 11 timer for radiosignaler at nå frem og tilbage. Derfor skal satellittens computer selv kunne tage beslutninger på egen hånd. Det stiller store krav til fejlsikkerhed i computerens hardware og software. Den skal kort sagt kunne komme i gang igen, selv om den går i skoven. Dertil kommer, at energirige partikler i jordens strålingsbælter, fra solen eller den kosmiske stråling kan få en bit i computerhukommelsen til at flippe rundt og sende computeren i dørken. Det må man også tage højde for og forsyne den med kredsløb, som kan "sparke" den igang igen.

Radiokommunikation til en satellit i lav bane om Jorden i få hundrede kilometers højde, f.ex. Ørsted, er ikke særlig vanskelig. Afstanden overstiger ikke ca. 3500 km, når satellitten står i horisonten. Det er heller ikke svært at nå Månen 384000 km borte. Anderledes forholder det sig med en sonde, der rejser til naboplaneterne. Afstanden til Mars er ca. 400 mio. km, når Jorden og Mars er på hver sin side af solen. Til Jupiter kan afstanden komme op på ca. 900 mio. km og til Pluto ca. 6 mia. km. Her begynder det for alvor at gøre ondt, i betragtning af, at radiosignalet styrke, alt andet lige, aftager med kvadratet på afstanden. Det betyder en svækkelse på 10^{10} fra Ørsted til en Mars-sonde og tilsvarende en faktor $5 \cdot 10^{10}$ ved Jupiter og $2 \cdot 10^{12}$ ude ved Pluto !

Det er derfor en ganske stor udfordring at bygge en satellit, noget som normalt kun kan lade sig gøre ved, at et stort team af specialister arbejder effektivt sammen i mange år med et million- eller milliard-budget i ryggen. F.ex. er NASA's seneste Mars-missioner gennemført for omkring 150 - 175 mio. US Dollars pr stk (1.2 – 1.4 mia. danske kroner) inklusive prisen for raketten, som typisk lægger beslag på ca. 50 mio. US Dollars (ca. 400 mio. danske kroner). Prisen på disse missioner er endda i den billige ende som et resultat af NASA's "Faster-better-cheaper" filosofi. Denne har givet spektakulære resultater i form af Mars Pathfinder med Mars-bilen "Sojourner" i 1997 og Mars Global Surveyor fra 1998. Til gengæld har der været lige så mange fiaskoer: Mars Climate Orbiter og Mars Polar Lander, begge i 1999. "Faster-better-cheaper" filosofien kan derfor ikke éntydigt siges at have bevist sin duelighed, men er alligevel nok i én eller anden variant vejen frem.

Det skal imidlertid ikke skræmme nogen fra at drømme om at sende en satellit til én af planeterne i vores solsystem. Idéer til nye missioner bliver ofte til over en kop kaffe og bliver

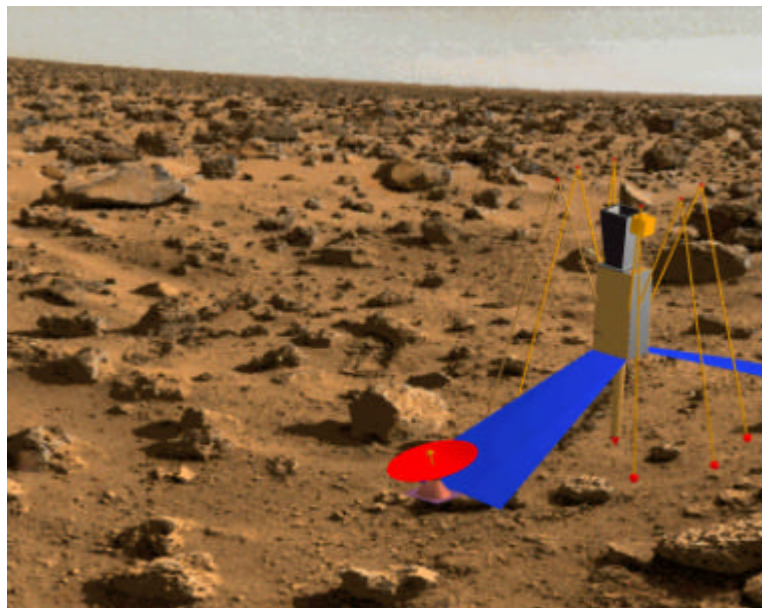
skitseret på en serviet. Derefter følger de første simple beregninger for at vise, om det kan lade sig gøre. De første grove budgetter opstilles ved at "stjæle" tal fra lignende gennemførte missioner, eller idéens ophav giver f.... i al erfaring og finder på noget, som ingen her prøvet før. Går man den sidste vej, må man berede sig på at høre alle eksperterne sige: "det kan ikke lade sig gøre" eller "noget lignende har vi prøvet før, og det var helt umuligt" eller det allerværste: "det strider mod naturlovene".

Én af disse vilde idéer til en rejse til en anden planet er opstået i hovedet på Lektor John L. Jørgensen, Institut for Automation, Danmarks Tekniske Universitet. Det er ham, der har konstrueret stjernekameraet på Ørsted-satellitten, som med uhyre præcision måler, hvordan satellitten vender i rummet. Han nye idé er at landsætte en lille "edderkop" på under 10 kilo på Mars med et stjernekamera, et magnetometer og et seismometer om bord, samt naturligvis et kompakt radioudstyr og en lille parabolantenne. Se fig. 3-1. Læs mere i ref. [10].

Johns vilde idé er at bremse nedstigningen gennem Mars-atmosfæren med en mange kilometer lang tynd snor, som slæber efter sonden, helt som en edderkop, der spinder en lang tråd og laver "flyvende sommer" og tager sig en lufttur i sommerbrisen. Det er ikke testet af endnu, men hvorfor skulle det ikke kunne lade sig gøre? Lad selv fantasien blomstre

Radioamatører og universitetsgrupper har i mange år bygget små, billige satellitter og fået dem sendt op som "secondary payloads" (sekundær nyttelast) med stor succes. Det er på dette grundlag sammen med mikroelektronikkens utrolige udvikling gennem de seneste år, at mikrosatellitterne har fået så stor succes. En satellit på 50 kg kan i dag gøre, hvad en 500 kg satellit kunne for 20 år siden. Der er dog endnu ingen, som har sendt en "amatørsatellit" til en anden planet, men det vil sandsynligvis ske inden for få år.

Aktivitetsniveauet inden for små satellitter er meget højt, og det skorter ikke på idéer til missioner. Flest har stadig rettet blikket mod Jordens nære omegn, men interessen for missioner til Månen og vore naboplaneter er stærkt stigende.



3D Model: Inst. for Automation, DTU

Fig. 3-1 Mars-edderkoppen på Mars

4. Baneberegning

4.1 Kepler's love

Alle baneberegninger tager udgangspunkt i Johannes Kepler's tre love for planeterne (og også satellitters) bevægelser. Kepler formulerede sine første to love i sit værk "Harmonia Mundi" i 1609 på basis af Tycho Brahes præcise observationer af planeterne bevægelser. 3. lov blev offentliggjort i 1619. Keplers love lyder:

1. En planets bane er en ellipse med solen i det ene fokuspunkt, fig. 4.1-1.
2. En linie der forbinder solen og planeten udspænder lige store arealer i lige store tidsrum, fig. 4.1-2.
3. Kvadratet på planetens omløbsperiode er proportional med middellafstanden til solen i tredje potens, fig. 4.1-3.

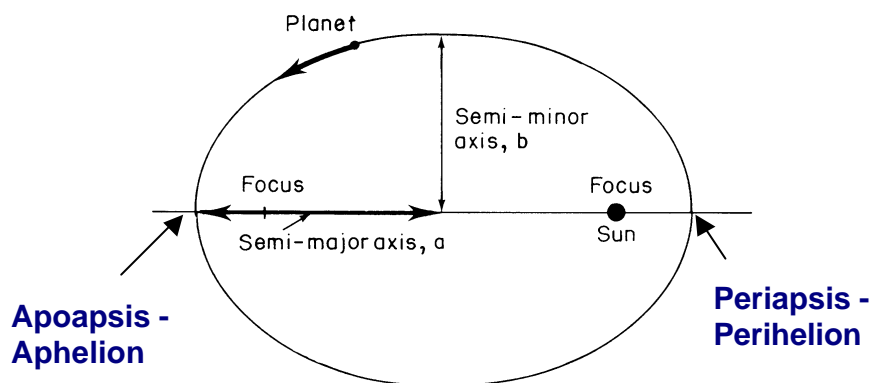


Fig. 4.1-1 En planet i elliptisk bane omkring solen

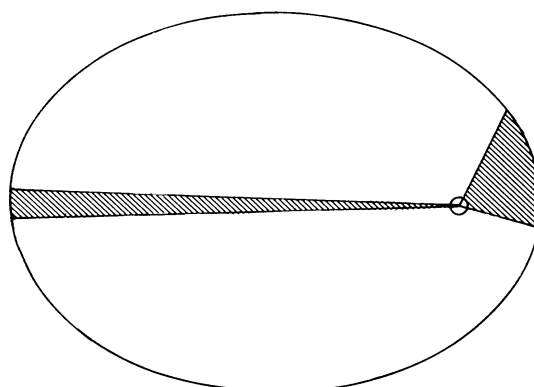


Fig. 4.1-2 Illustration af Kepler's 2. lov

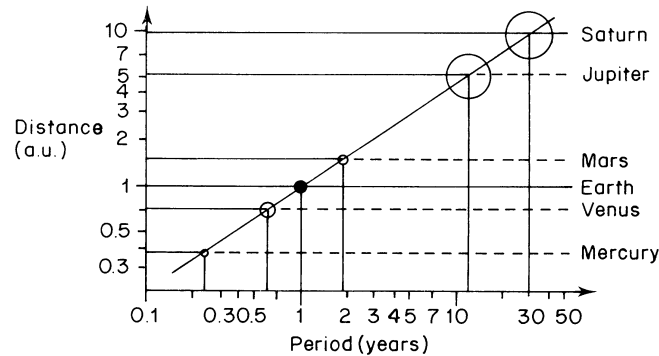


Fig. 4.1-3 Illustration af Kepler's 3. lov

Vender vi tilbage til fig. 4.1-1 skal der lige slås et par begreber fast. Punktet, hvor planeten er nærmest solen kaldes Perihelion. For kredsløb om jorden: Perigæum (perigee) og generelt: Periapsis. Punktet, hvor planeten er fjernest fra solen kaldes Aphelion. For kredsløb om jorden: Apogæum (perigee) og generelt: Apoapsis.

Kepler's 2. lov betyder at hastigheden nær periapsis er høj, mens den ved apoapsis er lav.

Størrelsen og faconen på ellipsen beskrives enten ved storakse (major axis) og lilleakse (minor axis) eller ved storaksen og fladtryktheden, eccentriciteten (eccentricity). Kaldes storaksen for a , lilleaksen for b og eccentriciteten for e , er sammenhængen således:

$$e := \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \quad (4.1-1)$$

For en cirkulær bane er $a = b =$ cirkelradius, og $e = 0$.

4.2 Tyngdeloven

Kepler kunne forklare planetbanernes facon og nogle lovmæssigheder omkring dem, men ikke hvorfor de var elliptiske. Forklaringen kom først med Newton's tyngdelov (law of gravitation) i 1687:

$$F = \frac{GMm}{r^2} \quad (4.2-1)$$

hvor F er kraften mellem to legemer med masserne henholdsvis M (solen) og m (planet), r er afstanden mellem legemerne, og G er den universelle tyngdekonstant: $G = 6.670 \cdot 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$. Kaster man et legeme ud i et tyngdefelt beskrevet ved ligning 4.2-1 vil det med passende begyndelsesbetingelser (position og hastighed) beskrive en elliptisk bane.

Nu er G vanskelig at bestemme med tilstrækkelig nøjagtighed til præcise banebestemmelser, men produktet $GM = GM_{\text{jord}}$, GM_{sol} eller GM_{planet} kan bestemmes med stor nøjagtighed. Størrelsen GM kaldes ofte for μ i litteraturen. Nogle relevante værdier for μ :

$$\mu_{\text{Jord}} = 3.986004418 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

$$\mu_{\text{Sol}} = 1.327124 \cdot 10^{20} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

$$\mu_{\text{Måne}} = 4.902798882 \cdot 10^{12} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

$$\mu_{\text{Mars}} = 4.28283 \cdot 10^{13} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

4.3 Koordinatsystemer

Når man skal beskrive en planet eller satellitbane er det ikke ligegyldigt hvilket koordinatsystem, man arbejder i. For planetbaner og sonder på rejse mellem planeterne benytter man et sol-centreret, heliocentrisk (heliocentric), inertialsystem (inertial system). Et inertialsystem er et koordinatsystem, hvor Newton's love gælder uden modifikationer. Hertil kræves at koordinatsystemet ikke er accelereret, d.v.s. det må ikke rotere eller være i gang med at øge hastigheden i én eller anden retning. Et gyldigt heliocentrisk inertialsystem, se fig. 4.3-1, defineres ved at have nulpunkt, origo, i solens centrum og x-aksen pegende mod Forårspunktet (vernal equinox). Forårspunktet, er det punkt på stjernehimlen, som udpeges af

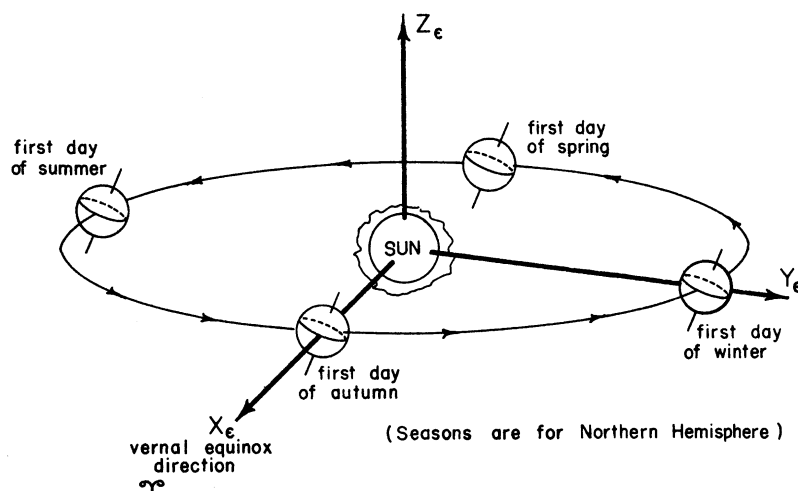


Fig. 4.3-1 Heliocentrisk inertialsystem

en linie fra jordens centrum gennem solens centrum ved forårsjævndøgn. Eller sagt mere direkte: Der hvor solen befinder sig på stjernehimlen ved forårsjævndøgn. Nu kan man som bekendt ikke se stjernerne om dagen, så derfor må retningen udmåles indirekte.

Y-aksen ligger i jordens baneplan 90° fra x-aksen og z-aksen peger i nordlig retning. x-, y- og z-akserne skal tilsammen udgøre et højre-koordinatsystem. Det ses lettest på figuren.

For satellitter i kredsløb om Jorden er det lettest at benytte et inertialsystem med nulpunkt i Jordens centrum, også kaldet et geocentrisk (geocentric) inertialsystem. X-, y- og z-akserne peger i samme retninger som i det heliocentriske inertialsystem. Se fig. 4.3-2.

Et eksempel på et koordinatsystem, som ikke er et inertialsystem, er et geocentrisk koordinatsystem, hvor x-, y- og z-akserne "sidder fast" i Jorden or roterer sammen med denne. For at få Newton's love til at passe, må man indføre en ekstra kraft, Corioliskraften, som skyldes Jordens rotation.

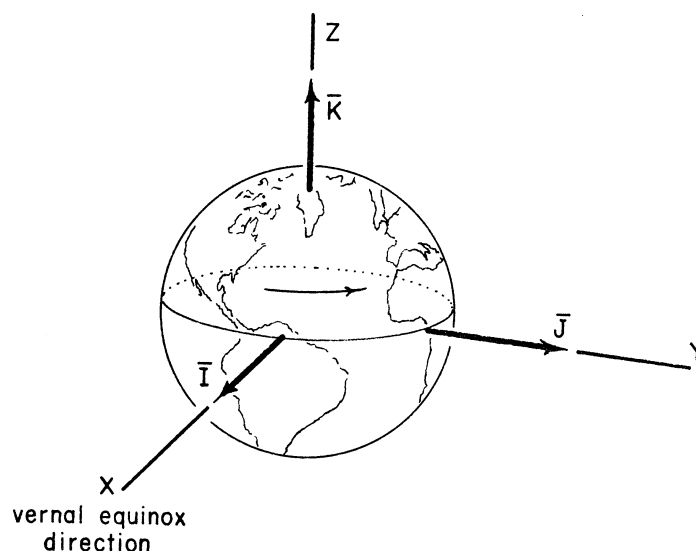


Fig. 4.3-2 Geocentrisk inertialsystem

4.4 Banegeometri

I dette afsnit skal kun omtales den grundlæggende banegeometri. En detaljeret gennemgang af baneparametrene (orbital parameters), også kaldet Kepler-elementerne (Kepler elements), falder udenfor rammerne af nuværende udgave af kompendiet.

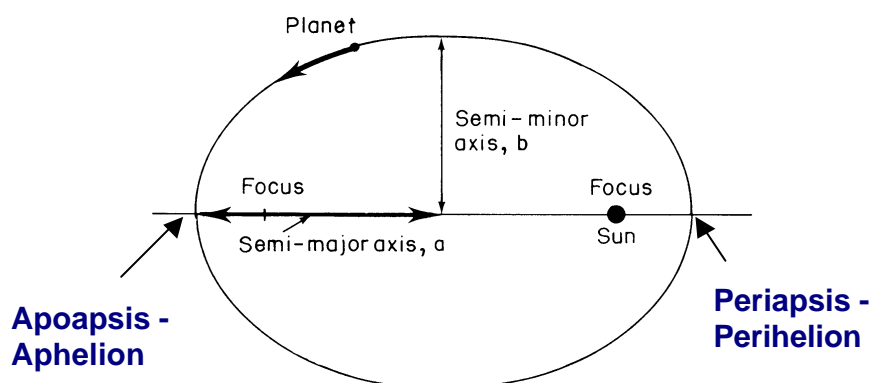


Fig. 4.4-1 Banegeometri

I fig. 4.4-1 er vist en elliptisk bane. Der er mange måder at beskrive ellipsens geometri på, men ved baneberegninger benytter man mest den halve storakse, a (semi-major axis), og eccentriciteten, e (eccentricity) som de grundlæggende elementer. Den halve lilleakse (semi-minor axis) kan beregnes med formel 4.4-1.



$$b = a \cdot \sqrt{1 - e^2} \quad (4.4-1)$$

Et andet vigtigt sæt af parametre er perigæum radius (perihelion henholdsvis periapsis, alt efter hvad vi er i kredsløb omkring) og apogæum radius (aphelion, apoapsis). Perigæum radius, r_p , er afstanden fra jordens (solens eller et andet legemens) centrum til banens perigæum (perihelion, periapsis). Apogæum radius, r_a , er afstanden fra jordens (solens eller et andet legemes) centrum til banens apogæum (aphelion, apoapsis). Sammenhængene med de øvrige parametre er:

$$a = \frac{r_a + r_p}{2} \quad (4.4-2)$$

$$e = \frac{r_a}{a} - 1 \quad (4.4-3)$$

Ved en satellit i kredsløb om Jorden eller en anden planet bruges oftest perigæumhøjden (perigee height), h_p , og apogæumhøjden (apogee height), h_a , i stedet for radierne. For at omregne mellem højder og radier benyttes normalt Jordens radius ved ækvator:

$$R_{ee} = 6378.137 \text{ km} \quad (4.4-4)$$

Derved fås:

$$h_p = r_p - R_{ee} \quad (4.4-5)$$

$$h_a = r_a - R_{ee} \quad (4.4-5)$$

Den sidste baneparameter, der skal indføres i denne omgang, er inklinationen (inclination). Inklinationen er baneplanets hældning med Jordens ækvatorplan, eller for baner omkring solen baneplanets hældning med Ekliptika - Jordens baneplan omkring solen. Inklinationen kan også defineres som vinklen mellem baneplanens normal og Jordens omdrejningsakse, som det er vist i fig. 4.4-2 med vinklen i .

Som man nok kan gætte fra fig. 4.4-2, findes der flere baneparametre end de ovenfor nævnte, men som nævnt i starten, vil det føre for vidt her at give en detaljeret gennemgang af dem alle, og det er heller ikke nødvendigt for at forstå de grundlæggende ting.

Har man lyst til at lege med et rigtigt godt program til beregning af satellitbaner omkring Jorden, kan anbefales NOVA for Windows. Det er et shareware program, som kan prøves gratis i 30 dage og købes for 60 US Dollars via internettet. Det er lavet til brug for radioamatører, som kommunikerer via satellitter bygget af radioamatører, men det er fremragende til generelt brug og har en rigtig flot grafisk brugerflade. Se ref. [6].

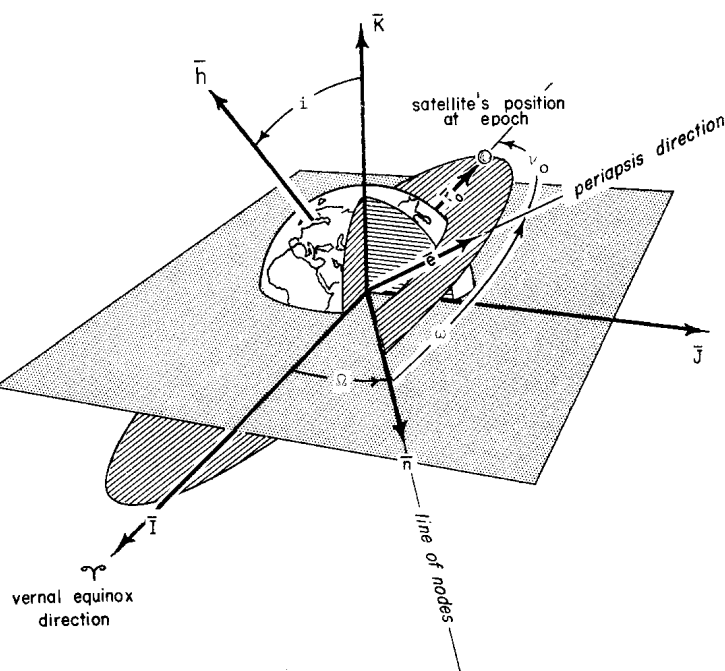


Fig. 4.4-2 Illustration af baneparametrene

4.5 Omløbstid, baneenergi og banehastighed.

Nu kan vi begynde at præsentere nogle af de spændende formler. Omløbstiden, perioden (orbit period), T_p , for en satellit eller planet er givet ved.

$$T_p = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (4.5-1)$$

hvor μ er gravitetskonstanten for det himmellegeme, vi er i kredsløb om, se afsnit 4.2.

For at kunne beregne hvor meget brændstof, der kræves for at ændre satellitbanen, skal vi først se på energien. Satellittens samlede energi består dels af bevægelsesenergi, kinetisk energi (kinetic energy) givet ved den kendte formel $\frac{1}{2}mv^2$, og så beliggenhedsenergi, potentiel energi (potential energy), fordi vi befinder os i Jordens eller en anden planets tyngdefelt. En satellit i cirkulær bane, kan man let indse, har konstant kinetisk energi, fordi hastigheden er konstant, og konstant potentiel energi fordi afstanden til planeten er konstant. For en satellit i elliptisk bane om f.ex. Jorden vil energien "skulpe" frem og tilbage mellem kinetisk og potentiel energi, alt efter om vi er ved perigæum, hvor hastigheden er stor, eller ved apogæum, hvor hastigheden er lille.

Den samlede energi vil altid være konstant for en satellit (forudsat vi er udenfor atmosfæren, hvor der ingen luftmodstand er), ellers ville den jo tilføres eller fratages nettoenergi, og det er ikke tilfældet.

Den potentielle energi skal have et nulpunkt, som er defineret på samme måde i alle tyngdefelter, for at kunne bruges i praksis. Det vil sige, at det ikke er så smart at sætte den potentielle energi til nul ved jordens overflade. De eneste punkter, som kan defineres på

samme måde i alle tyngdefelter er enten planetens centrum eller et punkt uendeligt langt borte. Sætter vi $r = 0$ i Newton's tyngdelov, ligning 4.2-1, bliver $F = \infty$! Det er ikke til at have med at gøre, så derfor vælger vi vores nulpunkt uendeligt langt borte. Et legeme, som falder ind mod en planet vil aflevere potentiel energi og kunne udføre et arbejde. Det er, hvad der sker i et pendulur, når loddet bevæger sig nedad og driver urværket. Den potentielle energi af et legeme, der bevæger sig ind mod centrum i et tyngdefelt aftager hele tiden. Hvis vi derfor sætter den potentielle energi til nul uendeligt langt borte, hvor tyngdekraften er også er nul, må legemets potentielle energi blive mere og mere negativ, når vi nærmer os centrum. Lidt underligt at forholde sig til, men regneteknisk er det meget smart.

På dette grundlag kan man ved integration af Newton's tyngdelov, ligning 4.1-1, opstille formelen for den totale baneenergi, E , af en satellit i kredsløb om en planet. For at gøre formelen mere generel bruges den specifikke baneenergi (specific orbit energy), d.v.s. energien i Joule pr kilogram af legemet.

$$E = \frac{-\mu}{2 \cdot a} \quad (4.5-2)$$

På et givet punkt i banen, i afstanden r fra planetens centrum er hastigheden givet ved:

$$v = \sqrt{2 \cdot \left(E + \frac{\mu}{r} \right)} \quad (4.5-3)$$

Specielt fås hastighederne ved perigæum (periapsis) og apogæum (apoapsis) ved at indsætte r_p henholdsvis r_a i ligning 4.5-3.

4.5.1 Regneeksempel #1 med ØRSTED

Tager vi ØRSTED's baneparametre som eksempel, er de i skrivende stund:

$$T_p = 5991.758 \text{ s} = 99 \text{ min } 51.758 \text{ s} \quad (4.5.1-1)$$

$$e = 0.0149521 \quad (4.5.1-2)$$

Ligning 4.5-1 kan omskrives til give den halve storakse som funktion af T_p :

$$a = \left(\frac{\mu \cdot T_p^2}{4 \cdot \pi^2} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (4.5.1-3)$$

Herved fås $a = 7130.099 \text{ km}$.

For at finde perigæum og apogæum radius skal vi bruge sammenhængen mellem r_p , r_a , a og e :

$$r_p = a \cdot (1 - e) \quad (4.5.1-4)$$

$$r_a = a \cdot (1 + e) \quad (4.5.1-5)$$



Indsætter vi vore værdier i formlerne får vi: $r_p = 7023.489$ km og $r_a = 7236.708$ km.

Vi vil også gerne kende højderne over jorden og fratrækker derfor Jordens radius ved ækvator. Hermed bliver $h_p = 645.352$ km og $h_a = 858.571$ km.

ØRSTED banen er med sin eccentricitet på 0.0149521 næsten cirkulær, men der er alligevel ca. 200 km forskel på perigæum og apogæumhøjderne.

Vi beregner nu den specifikke baneenergi med formel 4.5-2 til: $E = -2.795196 \cdot 10^7$ J/kg.

Med formel 4.5-3 kan vi nu beregne ØRSTED's hastighed ved perigæum og apogæum.

Dette giver: $v_p = 7589.536$ m/s = 27322 km/time og $v_a = 7365.921$ m/s = 26517 km/time. ØRSTED har fart på !

Det er ikke pral at give så mange decimaler på parametrene. Ørsteds bane er bestemt med en nøjagtighed på ca. 5 m ved hjælp af satellitnavigationssystemet GPS (Global Positioning system).

4.6 *Typen af satellitbaner*

Inden vi går videre med baneberegninger, skal vi lige definere nogle forskellige typer af satellitbaner. Ørsted satellitten er i en såkaldt lav bane om jorden (Low Earth Orbit- LEO), hvilket vil sige op til omkring 1500 km. Der findes ikke mange satellitter over 1000 km på grund af den kraftige stråling fra energirige protoner strålingsbælterne, som begynder her. Se afsnit 6.3.

Satellitterne i LEO er især jordobservationssatellitter (SPOT-4, Ikonos, RadarSat, ERS-2 ... ca. 800 km) og meteorologiske satellitter (NOAA, DMSP ... ca. 800 km) samt satellitter til mobil kommunikation (Iridium 780 km, Globalstar 1420 km). Fælles for jordobservations- og meteorologisatellitter er, at banen er solsynkron (Sun-Synchronous Orbit - SSO) og hælder så meget i forhold til ækvator, at den næsten går hen over polerne. At banen er solsynkron vil sige, at satellittens baneplan drejer sig i det geocentriske inertialsystem med samme vinkelhastighed som Jorden bevæger sig rundt om solen. Virkningen af dette er, at satellitten passerer ækvator på samme lokale soltid hver gang. Det vil igen sige, at skyggerne falder på samme måde på alle billeder, der tages af et givet område på Jorden. Årsagen til at satellitbaneplanet drejer sig er, at Jorden er fladtrykt og ikke en kugle. For at tilpasse drejningen af baneplanet til jordens omløb om solen, skal inklinationen være nogle grader større end 90° . Dette svarer til at vektoren \mathbf{h} i fig 4.4-2 peger ned i den sydlige halvkugle.

I LEO findes naturligvis også MIR rumstationen og den nye internationale rumstation (International Space Station - ISS) i ca. 400 km højde og 51.6° inklination. Det vil være for dyrt at sætte dem højere op.

Højere oppe findes GPS (Global Positioning system) satellitterne til satellitnavigation i 20184 km højde med 55° inklination. Muligvis vil vi snart finde ICO satellitterne til mobil kommunikation i 10350 km højde. Disse baner kaldes mellemhøje baner (Medium Earth Orbit - MEO).

Endnu højere oppe findes de geostationære satellitter i 35786 km højde (Geostationary Orbit - GEO) og med baneplan i jordens ækvatorplan (0° inklination). Den geostationære bane har en omløbstid på et stjernedøgn, siderisk døgn (sidereal day), 23 timer, 56 min. 4 sek. Derved følger satellitten i sin bane jordens rotation og ser ud til at stå stille på himlen. (Overvej selv eller sammen med jeres lærer, hvorfor det skal være et stjernedøgn og ikke et soldøgn - 24 timer). I den geostationære bane ligger satellitterne som perler på en snor, og det er langt

overvejende kommunikationssatellitter og TV-rundspredningssatellitter, man finder her. Dog finder man også her Meteosat satellitterne (skyfilm og -billeder til Voldborg).

Den sidste bane, som skal omtales her, er den geostationære overgangsbane (Geostationary Transfer Orbit - GTO). Den har perigæum i få hundrede kilometers højde og apogæum i 35786 km højde, altså geostationær højde. Inklinationen er normalt nogle få grader, men afhænger af breddegraden for den raketbase, hvorfra opsendelsen foregår. Den europæiske Ariane 5 raket opsendes fra Kourou i Fransk Guyana midt på Sydamerikas nordkyst på 5° nordlig bredde. En Ariane 5 GTO har inklinationen 7°. GTO benyttes, fordi det er mest effektivt at lade løfteraketten give satellitten denne bane og så lade satellittens eget fremdriftssystem eller en særlig raketmotor gøre banen cirkulær i 35786 km højde. Mere herom i næste afsnit.

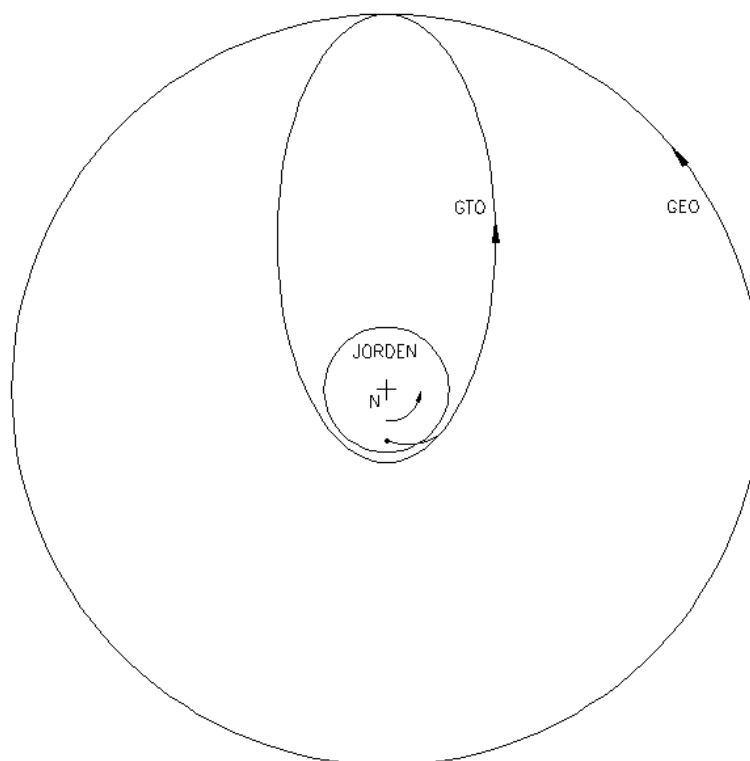


Fig. 4.6-1 Geostationær bane og overgangsbane

4.7 Baneændringer og delta-v beregning

Vi er nu i stand til at lave beregninger af, hvad der kræves for at ændre en satellitbane. Dette er nødvendigt for at kunne beregne, hvordan vi skal komme fri af Jorden og rejse ud mellem planeterne.

Hvis vi starter i Jordens nære omegn og vil beregne, hvor meget brændstof der skal til for at ændre en GTO til en geostationær bane, d.v.s. gøre den langstrakte GTO bane cirkulær i 35786 km højde, skal vi beregne banehastighederne i det punkt, hvor de to baner tangerer hinanden, idet det er her, vi skal affyre raketmotoren om bord på satellitten.

Delta-v, Δv , er da defineret som forskellen i banehastighed, hvor de to baner tangerer hinanden og raketmotoren skal affyres. Delta-v regnes altid positiv, idet der forbruges brændstof uanset om satellitten skal accelereres eller bremses. En affyring kaldes "burn" på engelsk.



Det leder frem til de fire generelle regler for baneændringer:

1. Hvis man skal ændre perigæum (periapsis) højden, skal man affyre raketmotoren i apogæum (apoapsis).
2. Hvis man skal ændre apogæum (apoapsis) højden, skal man affyre raketmotoren i perigæum (periapsis)
3. Hvis man skal løfte perigæum (periapsis) eller apogæum (apoapsis) skal raketmotoren affyres "bagud", så satellittens hastighed øges.
4. Hvis man skal sænke perigæum (periapsis) eller apogæum (apoapsis) skal raketmotoren affyres "fremad", så satellittens hastighed bremses.

Her regner vi kun med "øjeblikkelige" (instantaneous) hastighedsændringer, d.v.s. at den tid, det tager for raketten at levere den fornødne hastighedsændring, er forsvindende i sammenligning med omløbstiden. Ellers bliver det for kompliceret. Hvis man laver flere manøvrer, skal man i "delta-v budgettet (delta-v budget) lægge alle delta-v'erne sammen numerisk, som ovenfor nævnt.

Ændringer i inklinationen fra i_1 til i_2 beregnes ved hjælp af vektorregning og simpel geometri. Formlen bliver:

$$\Delta v = 2 \cdot v \cdot \sin(\Delta i / 2) \quad (4.7-1)$$

hvor $\Delta i = i_2 - i_1$ og v er satellittens hastighed før ændringen.

Affyringen af raketten skal i dette tilfælde ske der, hvor satellittens baneplan skærer jordens ækvatorplan og på tværs af satellittens bevægelsesretning, se fig. 4.4-2.

4.7.1 Regneeksempel #2 med GTO

Lad os antage at en GTO med perigæum i 600 km højde: $h_{p1} = 600$ km, apogæum i geostationær højde: $h_{a1} = 35786$ km og inklinationen $i_1 = 7^\circ$ er udgangspunktet.

Vi beregner først perigæum og apogæum radierne ved at lægge jordens ækvatorradius 6378.137 km til (4.4-4). Det giver $r_{a1} = 42164.137$ km og $r_{p1} = 6978.137$ km.

Omløbstiden beregnes med formel 4.5-1 til $T_{p1} = 38331$ s = 10.647 timer.

Den specifikke energi for banen beregnes med formel 4.5-2 til $E_1 = -8.111156 \cdot 10^6$ J/kg.

Med formel 4.5-3 kan vi nu beregne hastighederne i perigæum og apogæum.

Der giver: $v_{a1} = 1638.530$ m/s og $v_{p1} = 9900.532$ m/s.

Så skal vi igang med den geostationære bane (GEO).

Denne har $r_{a2} = r_{p2} = r_{a1} = 42164.137$ km.

Den specifikke energi for banen beregnes med formel 4.5-2 til $E_2 = -4.726772 \cdot 10^6$ J/kg.

Med formel 4.5-3 kan vi beregne hastighederne i apogæum og perigæum til $v_{a2} = v_{p2} = 3074.662$ m/s.

Ifølge reglerne skal vi affyre vores raketmotor i GTO apogæum og den nødvendige hastighedsændring delta-v bliver da.

$$\Delta v_a = v_{a2} - v_{a1} = 1436.131 \text{ m/s.}$$

Vi skal også ændre inklinationen fra 7° for GTO til 0° for GEO.



Vi bruger her hastigheden i GEO banen, idet det er langt billigere i brændstof i dette tilfælde, at ændre inklinationen efter at GTO banen er gjort cirkulær. (Overvej selv eller sammen med læreren, hvorfor det er tilfældet).

Indsætter vi v_{a2} eller v_{p2} , samt $\Delta i = i_2 - i_1$ i formel 4.7-1 får man: $\Delta v_i = 375.407$ m/s.

Den samlede delta-v er derfor:

$$\Delta v = \Delta v_a + \Delta v_i = 1811.539 \text{ m/s}$$

Ved hjælp af den samlede delta-v kan man let beregne hvor meget brændstof, der skal til. Formlerne herfor udvikles i afsnit 5.3.

4.7.2 Hohmann overgang

Til slut skal nævntes den såkaldte Hohmann overgang (Hohmann transfer). Forestiller vi os ovenfor, at vi for at nå geostationær bane var startet fra en cirkulær "parkeringsbane" (parking orbit) i f.ex. 600 km højde, skulle vi først affyre raketmotoren én gang for at lave GTO banen. Der, hvor raketten affyres, får GTO banen sit perigæum. Næste fase bliver så en tur ud i rummet til GTO banens apogæum, hvor raketmotoren atter affyres og gør GTO banen cirkulær ligesom ovenfor. Overgangen fra den lave cirkulære bane til den høje cirkulære bane (her geostationære) kaldes en Hohmann overgang. En Hohmann overgang er den billigste måde (med hensyn til delta-v og brændstofforbrug) at komme fra en lav til en højere bane på.

Regner vi med en parkeringsbane med $h_p = 600$ km, $r_0 = 6978.137$ km bliver den specifikke energi $E_0 = -2.856067 \cdot 10^7$ J/kg og banehastigheden $v_{a0} = v_{p0} = 7557.866$ m/s.

Delta-v fra den lave bane til GTO bliver nu

$$\Delta v_p = v_{p1} - v_{p0} = 2442.658 \text{ m/s.}$$

Det samlede delta-v for den skildrede Hohmann overgang bliver derfor:

$$\Delta v_h = \Delta v_a + \Delta v_p = 3778.789 \text{ m/s.}$$

4.8 Undslip Jordens tyngdekraft

Det næste problem, der melder sig for en interplanetarisk mission er: Hvordan slipper jeg fri af Jordens tyngdekraft.

En måde at beregne det på er at først at beregne den specifikke energi for en bane i højden 0 og så beregne delta-v til en bane med uendelig stor radius. Med argumentationen i afsnit 4.5 har en bane med uendelig radius den specifikke energi 0 (nul). En bane med højden 0 kan ikke lade sig gøre i praksis, satellitten ville øjeblikkeligt brænde op, men matematisk er det OK. Den specifikke energi er derfor med anvendelse af formel 4.5-2, hvor a erstattes af $R_{e,e}$, jordens ækvatorradius: $E = -3.124741 \cdot 10^7 \text{ J/kg}$.

Omsættes denne værdi til delta-v formel 4.5-3, hvor r sættes lig uendelig, fås værdien:

$$v_e = 11180 \text{ m/s} = 40248 \text{ km/time}$$

Denne hastighed kaldes undvigelseshastigheden (escape velocity), og er altså den hastighed, man skal give en satellit ved start fra jordoverfladen for helt at undslippe jordens tyngdekraft.

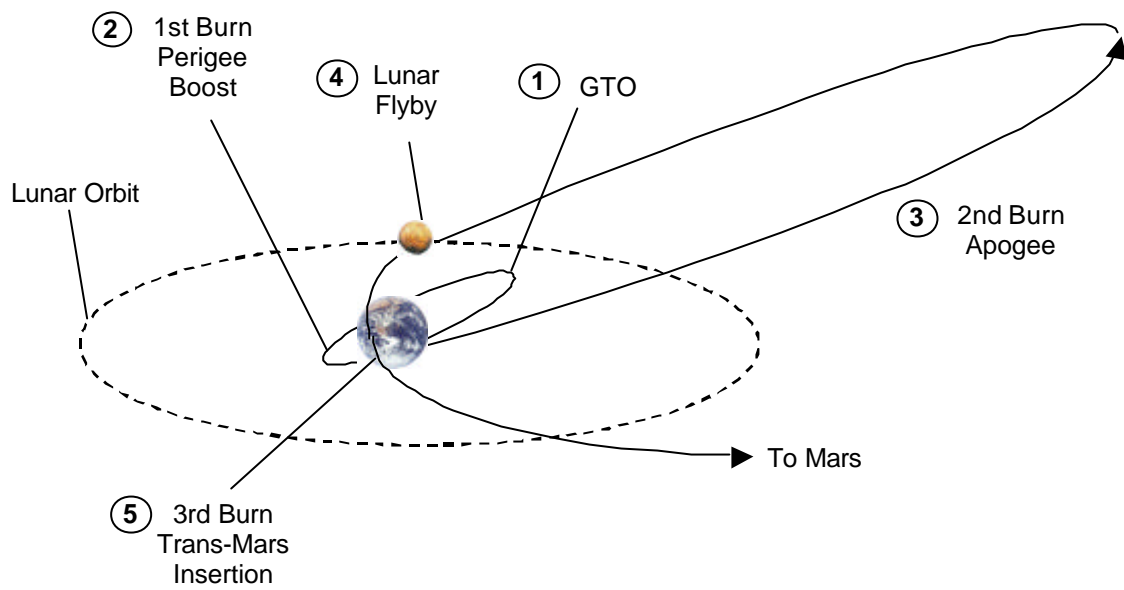
Det er en voldsom hastighed at skulle frembringe, og der findes da heldigvis en billigere metode. Denne kaldes på engelsk "gravity assist" og populært "flyby" eller "slingshot", på dansk "slyngtur". Ideen er at sende satellitten tæt forbi en planet eller måne i samme retning som den kredser omkring solen henholdsvis dens planet. Derved ændres satellittens retning på grund af planetens/månens tyngdekraft. Set i et koordinatsystem med origo i den pågældende planet/måne ændres hastighedens numeriske værdi sig ikke fra før til efter, kun retningen. Ser man derimod på det i et heliocentrisk inertialsystem, øges hastigheden, og der sker en energitilvækst fra før til efter. Hvor kommer så energien fra?: Man stjæler den fra den pågældende planet/måne, men det er heldigvis så lidt, at det ikke kan registreres.

Dette benyttes i dag i udstrakt grad, når en satellit skal til de ydre planeter Jupiter, Saturn ... Til Mars benytter de store satellitter den direkte vej. Der er imidlertid en billigere måde at komme til Mars på for en lille satellit, der ikke har råd til sin egen "private" løfteraket. Dette går ud på at få en billigbillet til GTO og derfra løfte apogæum til en slyngtur omkring Månen. Dette giver helt gratis ekstra fart på, og efter endnu en slyngtur omkring Jorden, går det mod Mars (eller en anden planet).

Den eneste ulempe ved slyngturene er, at rejsetiden bliver betydeligt forlænget i sammenligning med en Hohmann overgang.

Det er nemt at beregne delta-v for turen fra GTO til månen, men at beregne "gravity assist" manøvrerne i detaljer falder udenfor rammerne i dette kompendium. I afsnit 5.3.1 er vist et eksempel for delta-v til Mars og brændstoffeberegning på basis af materiale offentliggjort i en artikel om Mars Micromissions, ref. [2]. I fig. 4.8-1 er vist hvordan forløbet af banen og manøvrerne ser ud, fra ref. [4].

I et enkelt tilfælde i 1998 er en slyngtur om månen blevet anvendt med succes til at redde en kommunikationssatellit, som var strandet i en ubrugelig bane på grund af en fejl i løfteraketten, ref. [30].



Tegning: NASA JPL

Fig. 4.8-1. Fra GTO til Mars ved hjælp af “gravity assists”

5. Rakter

Lad det være sagt med det samme, en raket virker ikke ved at den sætter af mod den omgivende luft eller skaber et tryk bag ved raketten, som skubber den frem. Faktisk virker den bedre i det tomme rum (vacuum) end i atmosfæren. Det vil fremgå nedenfor. Det er Newton's 3. lov, med aktion og reaktion, som er på spil. Mere herom længere nede.

Kineserne har anvendt raketter både i krig og fred siden det 11. århundrede, og København havde den tvivlsomme ære at blive udsat for den første storskala militære anvendelse af raketter i Europa ved englændernes bombardement i 1805.

I moderne tid tilvejebragte russeren Konstantin E. Tsiolkovsky sammen med tyskeren Hermann Oberth den fysiske teori og matematiske grundlag for raketflyvning og amerikaneren Robert H. Goddard var den første i 1926 til at affyre en raket med flydende brændstof med success. Se også ref. [11], [12].

Grundlaget for raketfysikken er Newton's love i hans værk 'Philosophiae Naturalis Principia Mathematica' i 1687:

1. Lov: Inertiens lov
2. Lov: Kraft = masse \cdot acceleration
3. Lov: Loven om aktion og reaktion

5.1 Raketligningen

En raket består af et forbrændingskammer (combustion chamber) og en dyse (nozzle), se fig. 5.1-1.

Den simpleste raket består af et hylster med fast brændstof som i en nytårsraket og en dyse. En mere avanceret raket anvender et flydende brændstof (fuel), f.ex. flydende brint eller petroleum samt et iltningemiddel (oxidizer), f.ex. flydende ilt, så den også kan flyve udenfor atmosfæren.

I brændkammeret hersker trykket P_c og temperaturen T_c . Forbrændingsgassen passerer gennem smal "strube" (throat) med arealet A_t . Gassen udvider sig kraftigt og accelereres kraftigt op ved passagen gennem dysen, indtil det når dysens munding (exit) med arealet A_e . Her er trykket P_e og gassernes udgangshastighed v_e .

Raketligningen (rocket equation) bygger på bevarelse af impulsmomentet (preservation of momentum). Impulsmomentet defineres som:

$$p = m \cdot v = \text{masse} \times \text{hastighed}$$

og er en konsekvens af Newton's 3. lov.

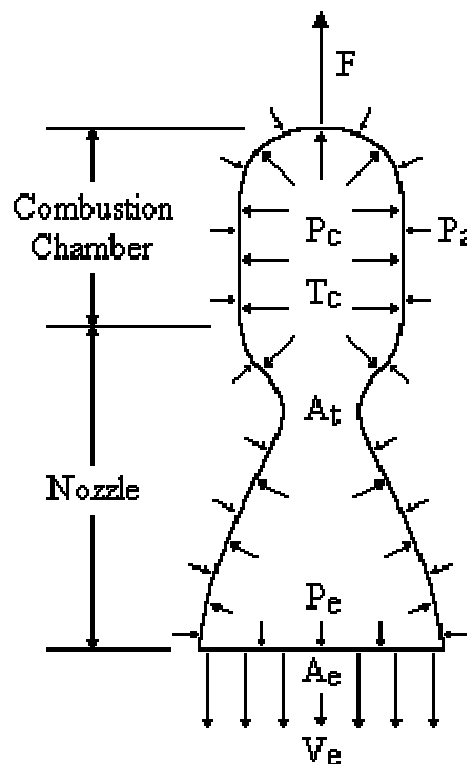


Fig 5.1-1 Raketmotorens opbygning

Vi ser på en raket i det tomme rum, upåvirket af andre kræfter, med massen m , og som i tidsintervallet Δt udspyr massen Δm fra raketdysen i form af hede forbrændingsgasser med hastigheden v_e relativt til raketten. Impulsbevarelsen for raketten kan skrives:

$$\Delta m \cdot v_e = m \cdot \Delta v = \Delta p \quad (5.1-1)$$

Se også fig. 5.1-2 (her er dog brugt M i stedet for m).

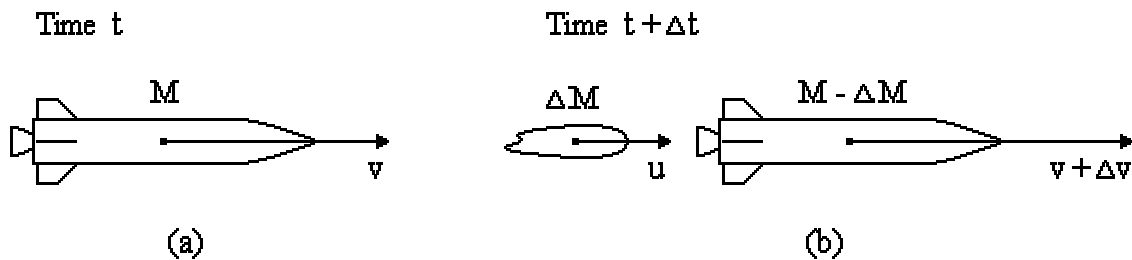


Fig. 5.1-2 Illustration af størrelserne i raketligningen

Den kraft eller trykkraft (thrust), hvormed raketten accelereres, er da givet ved:

$$F = m \cdot \Delta v / \Delta t = \Delta p / \Delta t = v_e \cdot \Delta m / \Delta t = v_e \cdot q \quad (5.1-3a)$$

hvor q er den forbrugte masse pr tidsenhed [kg/s] af brændstof og iltningmiddel. Første led i ligningen er masse \times acceleration ($\Delta v / \Delta t$), hvilket omskrives til ændringen af impulsmomentet pr tidsenhed ($\Delta p / \Delta t$). Da udgangshastigheden er konstant, omskrives ligningen til sidst under anvendelse af q . Heraf ses også at det gælder om at få v_e størst mulig, alt andet lige, for at få størst mulig kraft.

Ligningen skrives mere korrekt ved hjælp af differentialkoefficienter:

$$F = m \cdot dv/dt = dp/dt = v_e \cdot dm/dt = v_e \cdot q \quad (5.1-3b)$$

Der mangler dog en komponent i ligningen for trykkraften. Ved dysens munding er der en ukompenseret kraft givet ved $A_e \cdot (P_e - P_a)$, hvor A_e er dysens åbningsareal (exit area), P_e er udgangstrykket (exit pressure) og P_a er det omgivende tryk (ambient pressure). De kræfter som forbrændingsgassernes tryk P_c yder på brændkammerets vægge skal ifølge Newtons 3. lov kompenseres af en modsat rettet reaktion fra kammerets vægge. Ellers sprænges det hele i stumper og stykker. I dysen er forholdet det samme, men i dysens munding er der ingen væg og ingen kompenserende kraft. Derfor kommer der et ekstra bidrag til F .

Den samlede formel for trykkraften bliver derfor:

$$F = q \cdot v_e + A_e \cdot (P_e - P_a) = q \cdot g_0 \cdot I_{sp} + A_e \cdot (P_e - P_a) \quad (5.1-4)$$

Her er der til sidst lavet et lille trick med omskrivning ved at indføre g_0 (tyngdeaccelerationen, $g_0 = 9.80665 \text{ m/s}^2$) og en størrelse I_{sp} kaldet den specifikke impuls (specific impulse). Denne størrelse har enheden sekunder, hvad man let kan forvise sig om, og er et udtryk for raketbrændstoffets effektivitet. Tyngdeaccelerationen har egentlig ikke noget at gøre her. Det er kun et omskrivningstrick med den fordel, at den specifikke impuls er uafhængig af, om

man bruger metersystemet eller engelske enheder. Det er i hvert fald en fordel for amerikanerne, som endnu ikke helt har vænnet sig til metersystemet (jvf. Mars Climate Orbiter's triste skæbne, ref. [8]).

Designet af raketdysen går ud på at udforme den, så gasserne opnår størst mulig udgangshastighed v_e , og at udgangstrykket P_e når ned på det omgivende atmosfæretryk P_a . Derved bliver trykkraften størst mulig. For en raket, som skal virke både ved jordoverfladen og i det tomme rum bliver det et kompromis, når P_a kan variere fra 1 atmosfære til 0. En raket, der udelukkende skal virke i det tomme rum kan dysen optimeres til størst mulig ydelse.

Af ligning 5.1-3 ses også, hvorfor en given raket virker bedre i det tomme rum: I det tomme rum er $P_a = 0$, d.v.s. at bidraget $A_e \cdot (P_e - P_a)$ til F i ligning 5.1-4 bliver størst muligt.

5.2 Raketbrændstof

Der findes fire hovedtyper af raketbrændstof til kemiske raketter, idet vi glemmer avancerede raketmotorer som elektrisk drevne ion-motorer:

1. Fast brændstof (solid propellant)
2. Én-komponent flydende brændstof (mono-propellant), som spaltes af en katalysator under energiudvikling
3. To-komponent flydende brændstof (bi-propellant): Én komponent som er "brændsel" (fuel) samt et iltningmiddel (oxidizer).
4. Kold gas (cold gas), som bare er en gasflaske med en neutral gas, f.ex. kvælstof, under højt tryk. Der er ingen forbrænding i dette tilfælde.

Der findes også andre typer raketbrændstof, f.ex. et fast brændsel sammen med flydende ilt, men disse har kun ubetydelig anvendelse.

På dansk er det svært at skelne mellem det engelske udtryk "propellant" (fremdriftsmiddel, her blot kaldet brændstof) og "fuel" (det der brænder, her også kaldet brændstof). Jeg håber læseren selv kan skelne.

Nedenfor beskrives disse brændstoftyper, og der afsluttes med et afsnit med tekniske data.

5.2.1 Fast brændstof

Det mest anvendte faste raketbrændstof består af 68 % aluminiumpulver med 18 % ammoniumperklorat (ammonium perchlorate), NH_4ClO_4 , og 14 % bindemiddel i form af en syntetisk gummi. Ammoniumperkloraten er iltningsmidlet mens aluminium og gummi er brændslet. Når brændstoffet er støbt ud i raketkylstret, har det konsistens nærmest som viskelæder. En faststofraket tændes af en lille sprængladning, som fylder brændkammeret med en glødende gas og tænder brændstoffet.

Faststofraketter findes i udgaver fra et par kg til ca. 500 tons (Rumfærgen). Se f.ex. ref. [13] – [15]. Faststofraketter anvendes mest som "boostere" til de store løfteraketter som den europæiske Ariane 5 og Rumfærgen, se nedenfor. Den anden store anvendelse er til at omdanne en elliptisk geostationær overgangsbane (GTO) til en cirkulær geostationær bane som omtalt i afsnit 4.7.1. En faststofraket kan også anvendes til at give en satellit i bane om Jorden det sidste "spark" til at gøre sig fri af Jordens tyngdekraft og rejse ud i solsystemet.

5.2.2 Én-komponent brændstof

Et én-komponent brændstof er en energirig kemisk forbindelse, som ved hjælp af en katalysator (catalyst) spaltes i to eller flere bestanddele under kraftig energiudvikling. Det mest anvendte én-komponent brændstof er hydrazin (hydrazine – N_2H_4). Det kedelige ved hydrazin er, at det er meget giftigt og derfor skal håndteres under de største sikkerhedsforanstaltninger.

Et andet brændstof, som ser ud til at blive mere populært i fremtiden er brintoverilte (hydrogen peroxide – H_2O_2). Det er ugiftigt og billigt, men ikke så effektivt som hydrazin.

Én-komponent brændstof anvendes kun i små raketsystemer om bord på en satellit, hvor et antal små raketdyser bruges til at kontrollere satellittens orientering (attitude) i rummet og til at lave små kursændringer med undervejs.

5.2.3 To-komponent flydende brændstof

Denne brændstoftype er den mest anvendte i løfterakter og i større satellitter til styring og baneændringer. Den mest effektive to-komponent brændstofkombination overhovedet er ilt (oxygen), O_2 , og brint (hydrogen), H_2 . Da forbrændingsproduktet er vanddamp, er den samtidig det mest miljøvenlige, der findes. Ilten og brinten skal opbevares i tankene i flydende form, og det er lidt besværligt.

Flydende ilt (liquid oxygen – LOX) koger ved $-183\text{ }^\circ\text{C}$ og har en vægtfylde på 1.14 kg/liter (d.v.s. lidt tungere end vand). Det er til at have med at gøre, trods alt.

Flydende brint (liquid hydrogen – LH2) koger ved $-253\text{ }^\circ\text{C}$ og har en vægtfylde på 0.071 kg/liter (d.v.s. ca. 14 gange "tyndere" end vand). Det er meget besværligt at have med at gøre, men man bruger det alligevel på grund af den fabelagtige effektivitet.

Det ideelle ilt/brint blandingsforhold til forbrænding i en raket er ca. 5 dele ilt + 1 del brint efter vægt. Efter rumfang bliver blandingsforholdet ca. 3 dele flydende brint til 1 del flydende ilt. Derfor bliver beholderen til brinten uforholdsmæssig stor i forhold til iltbeholderen, selv om den i fyldt tilstand vejer meget mindre end ilttanken. Varmeisolationen af brintbeholderen skal være fantastisk effektiv, og selv med super-isolation kan brændstoffet ikke gemmes ret længe, idet det koger i tankene hele tiden.

En anden populær brændstofkombination er petroleum (kerosene, også kendt som RP-1) og flydende ilt. Derved undgår man besværet med den flydende brint på bekostning af effektiviteten. Denne brændstofkombination benyttes især i russiske løfterakter.

Den sidste type brændstof, som skal nævnes her er iltningmidlet kvælstoftetroxid (nitrogen tetroxide), N_2O_4 , sammen med enten hydrazin, monometylhydrazin (monomethyl hydrazine, MMH), CH_3NH-NH_2 , eller usymmetrisk dimetylhydrazin (unsymmetrical dimethyl hydrazine, UDMH) $(CH_3)_2N-NH_2$. Disse typer kaldes hypergolt (hypergolic) brændstof, idet blandingen selvantænder, når de mødes i brændkammeret. En anden fordel er, at stofferne er flydende ved stuetemperatur og er langtidsholdbare. Derfor egner det sig godt til rakettrin som skal kunne startes og stoppe mange gange. Den største ulempe er, at alle stofferne er meget giftige.

Disse brændstoftyper bruges både i løfterakter, især i de øverste rakettrin og i større satellitter, hvor der er plads til det komplicerede system af rør, ventiler, trykregulatorer, som kræves, for at få det til at fungere. Det, at stofferne er langtidsholdbare, gør dem attraktive for missioner, hvor levetiden eller rejsetiden er mange år, og der hele tiden er behov for bane- eller kursjusteringer.

5.2.4 Kold gas

Kold gas er ikke noget brændstof, men benyttes meget på små satellitter til banejusteringer og styring af attituden. Energien i "brændstoffet" ligger i det høje tryk som gassen har i tanken. Effektiviteten er meget dårlig sammenlignet med de tidligere omtalte brændstoftyper, men til gengæld er ikke så mange rør, ventiler m.m. i systemet.

De mest anvendte gasser er typisk kvælstof (nitrogen), N_2 , og Helium, He.

5.2.5 Tekniske data for raketbrændstof

Den specifikke impuls afhænger både af brændstoffet og af raketmotorens udformning. Værdierne i tabellen er typiske værdier.

| Brændstof | Iltningsmiddel | Specifik impuls |
|------------------------------------|-------------------|-----------------|
| Fast brændstof | | |
| Aluminiumpulver og gummi | Ammoniumperklorat | 290 s |
| Én-komponent brændstof | | |
| Hydrazin | – | 225 s |
| Brintoverilte | – | 150 s |
| To-komponent brændstof | | |
| Flydende brint | Flydende ilt | 450 s |
| Petroleum (RP-1) | Flydende ilt | 350 s |
| Hydrazin | Kvælstoftetroxid | 310 s |
| Monometylhydrazin – MMH | Kvælstoftetroxid | 320 s |
| Usymmetrisk dimetylhydrazin – UDMH | Kvælstoftetroxid | 307 s |
| Kold gas | | |
| Kvælstof, Helium | – | 75 s |

5.3 Delta-v beregning

Hvis vi antager, at opsendelsen af satellitten med en løfteraket til en passende bane er noget vi køber os til eller i heldigste fald får forærende, kan vi nøjes med at lave beregninger på de baneændringer og/eller kursjusteringer, der er nødvendige for at nå frem til målet.

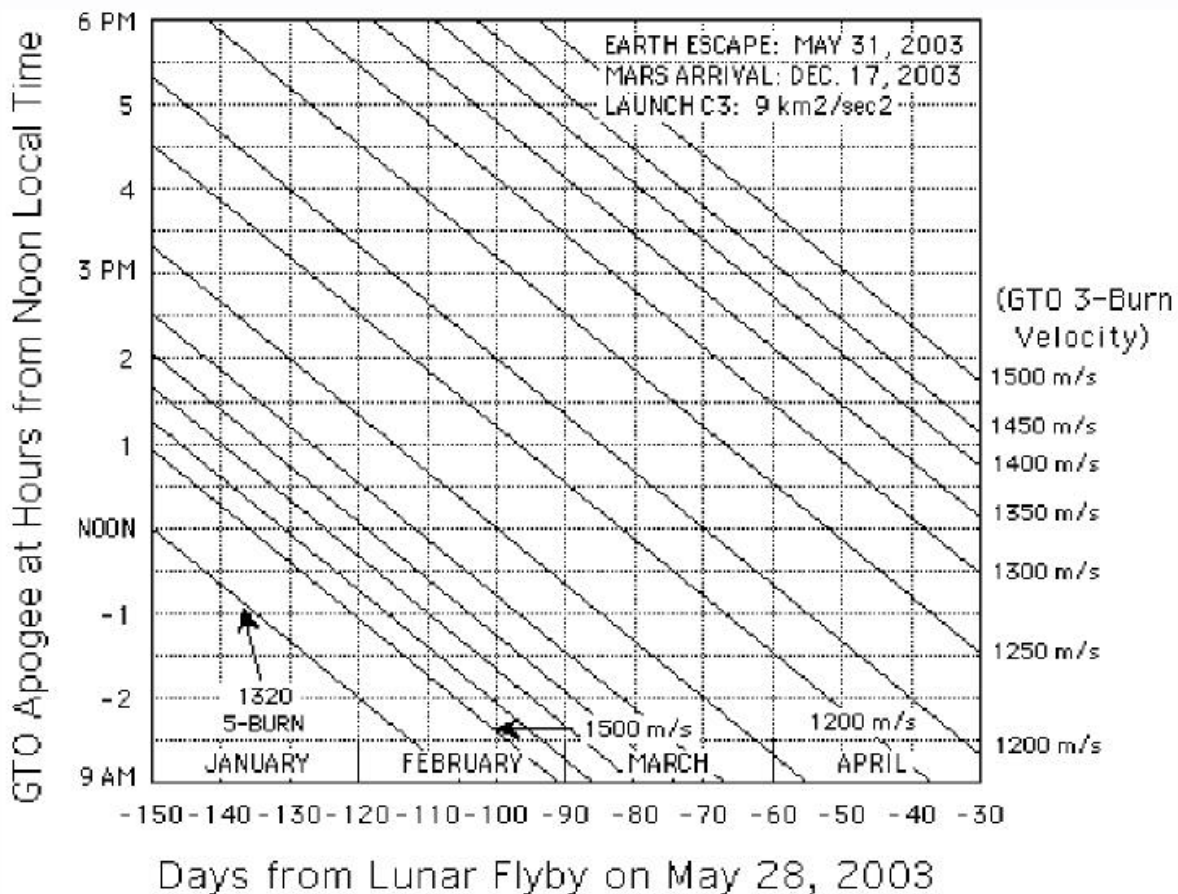
Til dette formål er delta-v budgettet det vigtigste værktøj, som vist i afsnit 4.7. Enhver manøvre kræver en hastighedsændring: delta-v eller Δv . Lægges alle delta-v'erne sammen, kan man på basis af Δv -summen beregne den nødvendige brændstofmængde, vi skal tage med om bord. Formlen er givet ved:

$$m_p := m_0 \cdot \left(1 - e^{\frac{-\Delta v}{I_{sp} \cdot g_0}} \right) \quad (5.3-1)$$

hvor m_p er massen af brændstof, m_0 er den samlede masse af fartøjet incl. raketmotor, brændstoftanke, brændstof, nyttelast, kort sagt det hele. Δv er den ønskede hastighedsændring, I_{sp} er den specifikke impuls for det benyttede brændstof (se afsnit 5.2) og g_0 er tyngdeaccelerationen ($g_0 = 9.80665 \text{ m/s}^2$).

5.3.1 Regneeksempel #3 med Mars Micromission

Som et regneeksempel tages artiklen "Mars Micromissions", ref. [2], fig. 3, som er gengivet som fig. 5.3.1-1 nedenfor.



Grafer: NASA JPL

Fig. 5.3.1-1 Δv værdier for at komme fri af Jorden fra en GTO bane og via en eller flere slyngture (gravity assists) om månen og Jorden at sætte kursen mod Mars.

På y-aksen skal man gå ind med tidspunktet for apogæum for den GTO bane man kan komme med op til. Mest sandsynligt er kl. 12 middag (Noon). Vælger vi et opsendelsestidspunkt midt i marts 2003, får man den billigste rejse. De skrå kurver starter for oven med $\Delta v = 1500 \text{ m/s}$, tæller nedad til 1200 m/s , som forekommer to gange, og derefter opad til 1500 m/s i trin af 50 m/s . Det mest optimistiske er derfor $\Delta v = 1200 \text{ m/s}$. En Mars Micromission, som skildret i

artiklen, vejer ved frigørelsen fra raketten $m_0 = 240$ kg. Antager vi, at vi anvender to-komponent brændstof om bord, f.ex. UDMH + N_2O_4 , er $I_{sp} = 307$ s. Indsættes disse værdier i formel 5.3-1, fås mængden af brændstof til $m_p = 78.9$ kg. Dette lyder helt rimeligt. Nu skal vi dog huske at medregne brændstof til Δv manøvrer undervejs til Mars og til opbremsning for at gå i kredsløb om Mars. Dette kan i værste fald beløbe sig til lige så meget. Indsætter vi derfor $\Delta v = 2400$ m/s i formel 5.3-1 får vi brændstofmængden $m_p = 131.8$ kg. Dette er lidt over halvdelen af satellittens totale masse, men det er også ganske rimeligt. Mere end 2/3 af satellittens masse til brændstof skal man dog ikke regne med går an i praksis.

En tur til Venus kan gøres for cirka samme delta-v som til Mars mens en mission til Merkur kræver yderligere et delta-v på ca. 800 m/s. For at nå asteroidebæltet mellem Mars og Jupiter vil man benytte en Venus "gravity assist" med samme delta-v forbrug. Det er derimod tvivlsomt om man kan nå Jupiter, Saturn ... med denne type mission. Se også ref. [2].

I tabel 5.3.1-1 er forsøgt uddraget nogle cirka-værdier for delta-v til forskellige steder i solsystemet på grundlag af "Mars Micromission" konceptet. Værdierne kan dog variere en hel del alt efter opsendelsestidspunktet, se fig. 5.3.1-1, antallet af slyngture og de nødvendige delta-v manøvrer for at lægge kursen rigtigt hertil samt geometrien ved en eventuel indsætning af en sonde i kredsløb om planeten.

| Manøvre | Merkur | Mars, Venus | Asteroider (via Venus) |
|--|--------------|--------------|------------------------|
| Δv for at nå til målet og flyve tæt forbi. (Δv to approach) | ca. 2400 m/s | ca. 1650 m/s | ca. 1650 m/s |
| Yderligere Δv for at at gå i kredsløb om målet (Additional Δv to orbit) | ca. 1050 m/s | ca. 1050 m/s | Ikke relevant |
| Ialt | ca. 3450 m/s | ca. 2700 m/s | - |

Tabel 5.3.1-1 Δv krav for forskellige mål i solsystemet på basis af "Mars Micromissions"

5.4 Løfteraketter

Løfteraketterne (launchers) er rumbranchens arbejdsheste, som under udløsning af enorme energimængder løfter tons-tunge satellitter i kredsløb om Jorden eller på en kurs mod Månen eller en planet i solsystemet.

Der findes idag et utal af løfteraketter, men her skal hovedsageligt omtales den nye europæiske Ariane 5 raket, se fig. 5.4-1.



Foto: Arianespace

**Fig. 5.4-1 Ariane 5 letter fra startrampen i Kourou,
Fransk Guyana, Sydamerika**

5.4.1 Ariane 5

Ariane 5 raketten er 52 meter høj og vejer ved starten 750 t. Den kan løfte en satellit på 6200 kg til GTO og ca. 18000 kg til lav bane i ca. 400 km højde.

Ariane 5 har to faststofraketter (boosters) med hver 237 t fast brændstof. De brænder i 130 s med 60 bar (6 MPa) i brændkammeret og yder et løft på 610 t (6000 kN) hver. Hovedtrinet anvender flydende brint (27 t) og ilt (130 t), yder et løft på 115 t (1130 kN) og brænder i 590 s med et tryk i brændkammeret på 110 bar (11 MPa). Både faststofraketterne og hovedmotoren tændes på startrampen.

Det øverste trin anvender MMH og kvælstoftetroxid, tilsammen 9.7 t, yder et løft på 2.8 t (27.5 kN) og brænder i 1100 s.

Selvom det ikke er direkte relevant for design af satellitten, som skal med om bord, skal lige nævnes et par imponerende tal for Ariane 5.

Ved starten, når både faststofraketterne og hovedmotoren brænder, udvikles en effekt ca. 46 GW (Gigawatt - 10^9 W), heraf ca. 4 GW i hovedmotoren, eller cirka det samme som 15 atomkraftværker !

Når faststofraketterne tændes, har motorerne fuld ydelse efter 0.3 s. Herefter er der kun én vej: opad. Faststofraketterne kan ikke slukkes igen. Undervejs forbrænder de hver 1800 kg brændstof i sekundet.

Hovedmotoren forbruger hvert sekund 625 liter flydende brint og 200 liter flydende ilt som leveres af to turbopumper (turbo pump). De virker efter samme princip som en støvsuger, men blot lidt kraftigere. Turbopumpen til den flydende ilt drives af en gasturbine, som udvikler 5000 HK (3.74 MW). Tilsvarende for den flydende brint udvikler gasturbinen 15800 HK (11.9 MW). Hver af turbopumperne med gasturbine er ikke større end en almindelig bilmotor !

Tallene for rumfærgen er ca. $2\frac{1}{2}$ gange større.

Læs mere om Ariane 5 raketten på ref. [16] – [18]

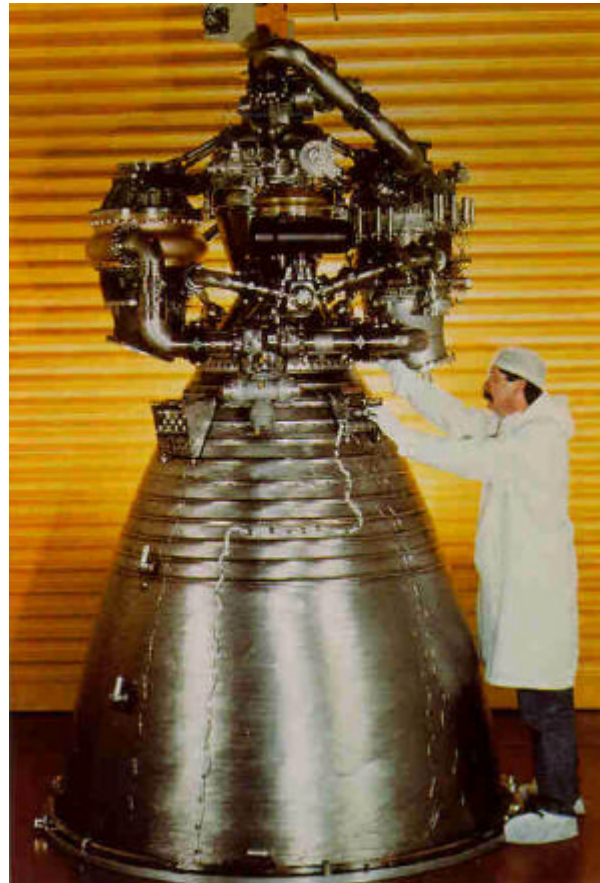


Foto: SEP

Fig. 5.4-1 Vulcain hovedmotoren i Ariane 5. Turbopumperne er de to knolde forven til venstre og højre

5.4.2 Ariane 5 ASAP

ASAP står for "Ariane Structure for Secondary Payloads" og består af en ekstra ringformet hylde, 4 m i diameter, under den store satellit, hvorpå man kan placere op til 8 små satellitter, se fig. 5.4.1-1.

Ariane 5 ASAP er interessant, fordi den i stor udstrækning har "sat standarden" for små satellitter, idet de begrænsninger for masse og størrelse, som gælder for Ariane 5 ASAP, også gælder for andre raketter.

En småsatellit, som skal sidde på Ariane 5 ASAP, må højst veje 120 kg og have dimensionerne:

Bredde \times dybde \times højde = 60 cm \times 60 cm \times 71 cm.

Fig 5.4.1-2 viser Ariane 5 ASAP's placering under den nederste satellit i raketens top. Den viste opstilling tillader at opsende to store satellitter på én gang siddende ovenpå hinanden. Mars Micromissions udnytter to positioner på ASAP'en som atydet på fig 5.4.1-2, og kan derfor tillade sig en masse på 240 kg. Til gengæld skal satellitten være "bananformet".



Fig. 5.4.1-1 Ariane 5 ASAP under klargøring

5.5 Separationsmekanisme

For at komme sikkert fri af satellitten kræves en omhyggeligt designet separationsmekanisme (separation mechanism, separation ring, payload attachment adapter m.fl navne). Den består i mange tilfælde af en flange med to ens ringformede flanger med trekantet tværsnit. Den ene monteret på raketten og den anden på satellitten. Se separationsringen til Ørsted satellitten fig. 5.5-1. De to "knolde" indenfor ringen er afbrydere, som sørger for at batterierne er helt koblet fra el-forsyningssystemet indtil separationen. Derved er satellitten komplet tavs indtil den er sig selv i rummet. Det giver mindst besvær m.h.t overbevise ejeren af den store satellit, der har betalt opsendelsen, at vi ikke forstyrrer nogen.

Under opsendelsen sidder satellittens separationsring og raketens ditto mod hinanden og holdes hårdt spændt sammen med et spændbånd.

Ved separationen klippes den/de bolte over, som holder spændbåndet stramt ved hjælp af en "pyroteknisk bolte-klipper" (pyrotechnic bolt cutter), fjedre trækker spændbåndet bort og fire teleskopfjedre skubber blidt satellitten bort fra raketens øverste trin.

Den pyroteknisk bolte-klipper har en lille sprængladning i et lukket kammer, hvor eksplosionen driver et mejselformet stempel ind mod en "ambolt". Skruen ligger an mod ambolten og bliver klippet over i et rent snit.

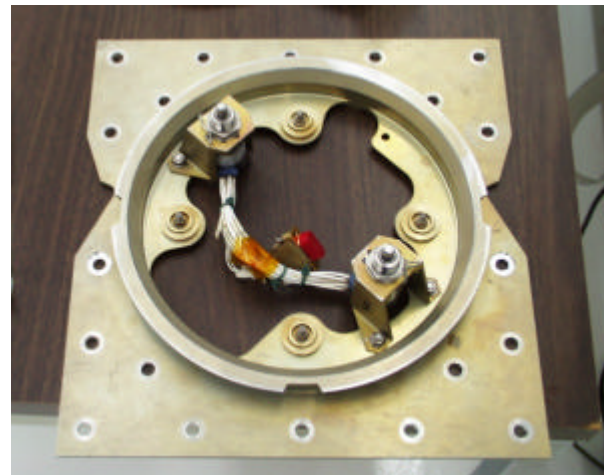


Fig. 5.5-1 Ørsted Separationsring

5.6 Opsendelsesmuligheder

Ariane 5 er en gennemprøvet opsendelsesmulighed for en lille satellit. ASAP'en tilbyder en standardiseret måde at fastgøres på raketten og fast mål og vægt for satellitten. Der er imidlertid mange andre muligheder, som det vil føre for vidt at gennemgå her.

Oplysninger om amerikanske opsendelsesmuligheder kan findes på ref. [19].

Den russiske SOYUZ er den raket, som er opsendt flest gange, ialt mere end 1600 gange. Den benyttes både til ubemandede satellitter og til opsendelse af astronauter til MIR rumstationen og til den internationale rumstation. Det franske firma STARSEM, ref. [20]. markedsfører raketten i vesten. SOYUZ får i nær fremtid en ASAP-lignende mulighed for opsendelse af små satellitter.

Opsendelse af en småsatellit efter ASAP specifikationerne koster typisk 2 - 3 mio. US Dollars med Ariane 5 eller andre vestlige raketter og 1 - 2 mio. US Dollars med en russisk raket.

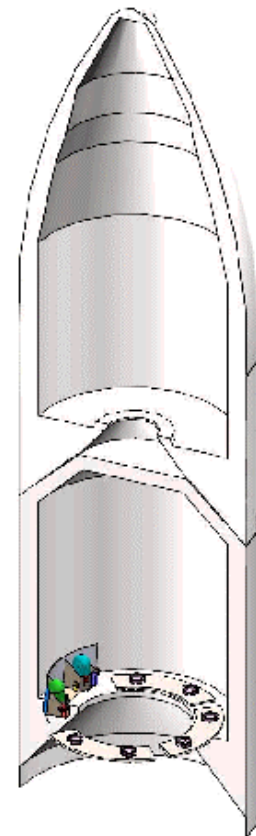


Fig. 5.4.1-2
Ariane 5 ASAP i
raketens top

5.7 Fremdriftssystemet på en satellit

Fremdriftssystemet (propulsion system) på en satellit består af et system af små raketdyser, rør, ventiler, trykregulatorer, brændstoftank(e) (fuel tank), gastryktank(e) (pressurant tank), samt en elektronikenhed til styring af det hele.

Orienteringen af en satellit i rummet (kaldet attituden) kan styres med et antal små raketdyser. For at kunne beskrive enhver drejning af satellitten omkring sig selv kræves tre akser, f.ex. x-, y- og z-aksen i et sædvanligt koordinatsystem. Man siger også at satellitten har tre frihedsgrader.

Til drejning om en enkelt akse kræves 2×2 dyser monteret symmetrisk på satellitkroppen, se fig 5.7-1. Skal man dreje satellitten med uret affyres dyserne 1 og 3 samtidigt, og drejning mod uret kræver at 2 og 4 affyres samtidigt. Skal man dreje satellitten en bestemt vinkel affyres først ét sæt dyser, f.ex. 1 og 3, og når den ønskede vinkeldrejning er tæt på at være opnået, affyres 2 og 4 kortvarigt, til rotationen er bragt til ophør.

For at få alle tre frihedsgrader med kræves altså $2 \times 2 \times 3 = 12$ dyser, arrangeret så man kan opnå drejning om tre akser. Hver dyse skal styres af en magnetventil ligesom dem, der åbner for vandet i en vaskemaskine, altså 12 ventiler. Med to-komponent brændstof, dobbelt så mange.

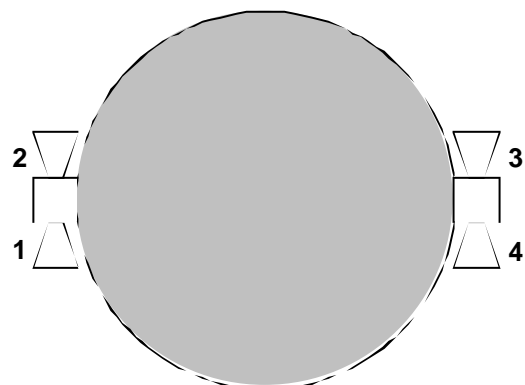


Fig. 5.7-1 Drejning af satellit ved
hjælp af raketdyser



Drejning af satellitten i rummet kaldes også attitudekontrol. I afsnit 12 beskrives andre metoder til attitudekontrol.

Brændstoffet, hvad enten der er af kold gas eller én-komponent eller to-komponent typen, opbevares i én eller flere tanke. Den kolde gas giver det simpleste system, for gassen strømmer selv hen til dysen, når der åbnes for en ventil.

Anvendes flydende brændstof, bruger man en gas, f.ex. helium, under højt tryk (pressurant) til at presse brændstoffet ud af tanken/-ene. Det kræver endnu flere ventiler og trykregulatorer. Endvidere skal der være ventiler, hvorigennem brændstof og gas kan påfyldes de respektive beholdere.

Raketyserne til drejning af satellitten er normalt ret små med en trykkraft på under 1 N. Derfor monterer man til brug for kurs- og hastighedsændringer ofte 1, 2 eller 4 ekstra dyser med større trykkraft på ca. 1 - 400 N alt efter satellittens størrelse. Derved kompliceres fremdriftssystemet yderligere.

Hertil kommer for det meste varmelegemer til at opvarme dyserne og brændstofrørene med (og katalysatoren, hvis der benyttes én-komponent brændstof). En elektronisk styreenhed, som kan kommandere ventilerne til at åbne eller lukke, tænde og slukke for varmelegemerne samt måle tryk og temperaturer rundt omkring i systemet må man også have. Alt i alt et ret kompliceret system.

Fig. 5.7-2 viser fremdriftssystemet på en stor satellit.

<<< *Fortsættes* >>>



Fig. 5.7-2 Fremdriftsystemet på en stor satellit.



6. Rummiljøet

To ting adskiller især miljøet i rummet fra miljøet på Jordoverfladen:

- Rummet er lufttomt (vacuum)
- Bestråling med hård ultraviolet lys fra solen
- Bestrålingen med højenergi-elektroner og -protoner (brintkerner)

6.1 Vacuum

Selv om rummet i nogle hundrede kilometers højde er mere lufttomt end det vacuum, vi kan skabe på Jorden, er der stadig luftmolekyler til stede. Det har den virkning, at det bremser en satellit i lav bane en ganske lille smule. I omkring 200 km højde kan en satellit kun overleve i få dage, og selv i 650 - 850 km, hvor Ørsted satellitten befinder sig, kan opbremsningen mærkes. Ørsted forventes at falde ned om ca. 30 år, selvom den slags beregninger er behæftet med store usikkerheder. Når solen er i sin aktive periode i den 11 år lange solpletcyklus vil atmosfæren under soludbrud "pustes op" og fylde mere. Det kan mærkes på satellitterne og specielt på store ting som MIR og den internationale rumstation, der jævnligt må løftes til en højere bane.

I vacuum vil flygtige stoffer (volatile components) i de materialer, satellitterne bygges, af kunne "udgasse" (outgas). Det er sådan set ikke farligt, men udgasningsprodukterne kan slå sig ned på kolde flader, f.ex. overfladen af en linse til et stjernekamera, og så er det ikke så godt. Derfor må alle materialer til rumbrug testes for udgasing.

6.2 Ultraviolet sollys

Den anden kedelige ting ved rummet er den ultraviolette stråling fra solen. Ovenfor atmosfærens ozonlag er der igen beskyttelse, og materialer, som ikke tåler ultraviolet lys, vil nedbrydes med tiden. Derfor må alle materialer til rumbrug også testes for modstandsdygtighed overfor ultraviolet lys.

Endelig vil det intensive ultraviolette lys spalte de iltmolekyler (O_2), der er tilbage, til atomar ilt: O (atomic oxygen). Atomar ilt er særdelses aggressivt og kan, selv om der kun er lidt af det, "æde" løs af materialerne på overfladen af satelliten. Der er altså brug for endnu en materialetest.

6.3 Partikelstråling

Vi er nu kommet til det farligste aspekt af rumfart: Partikelstrålingen. Den består af tre bidrag:

1. Den kosmiske stråling, som kommer fra universet.
2. Brintkerner (protoner) fra udbrud på solen, især i den aktive del af solens 11-årige solpletcyklus.
3. Elektroner og protoner, som er indfanget i Jordens magnetfelt.

En ladet partikel med en vis energi, der er indfanget i Jordens magnetfelt vil foretage en spiralbevægelse omkring en magnetisk feltlinie, samtidig med at den bevæger sig mod nord eller syd, hvor den på et tidspunkt reflekteres og rider den anden vej. Partiklerne er fanget i en slags "magnetisk flaske" og kan ikke undslippe.

Det fører til, at strålingsbælterne ligger som "mavebælter" omkring Jordens magnetiske ækvator. Da den magnetiske nordpol ligger i Nordcanada vil strålingsbælterne være vippet nogle grader i forhold til den geografiske ækvator. Fig. 6.3-1 viser fordelingen af protoner i strålingsbæltet og fig. 6.3-2 viser fordelingen af elektroner i et tværsnit af bælterne. Bælternes facon følger perfekt forløbet af de magnetiske kraftlinier.

Under ca. 1000 km højde er der ikke de store strålingsdoser at hente. Derimod vil f.ex. en satellit i GTO bane vil have et problem, idet den passerer gennem strålingsbælternes tykkeste del to gange pr omløb.

Strålingsdosis måles i enheden rad, og et menneske dør af en dosis på få hundrede rad. Elektronik, derimod er mere robust. Mikrochips, som ikke er lavet specielt til rumbrug kan typisk tåle op til 10 krad (kilorad), mens specialfremstillede mikrochips kan tåle fra flere hundrede kilorad til megarad doser. Man taler så om strålingshærdet (radiation hardened eller blot "rad hard") elektronik. vælger man den billige løsning og bruger standard mikrochips, slipper man ikke udenom at teste dem for stålningstolerance. Man kan også skærme særligt følsomme mikrochips med en tynd plade af et metal med stor vægtfylde, f.ex. tantal eller wolfram. Det er massen pr cm^2 af pladen, der er afgørende.

I Ørsted-satellitten sidder der masser af mikrochips, der ikke er strålingshærdede, og de fungerer fint efter 1½ år i rummet. Ørsteds indre har skønsomt modtaget omkring 5 krad på nuværende tidspunkt.

For en interplanetarisk rejse efter "Mars Micromission" konceptet er den kritiske fase så længe satellitten kredser i GTO. Når først den er på vej mod Mars eller en anden planet er der kun den kosmiske stråling og soludbrud at bekymre sig om.

Ståling kan også have andre virkninger. Gennemsigtige materialer, som linser og vinduer, kan blive mørke af stråling. Test er igen nødvendig for at sikre sig mod ubehagelige overraskelser.

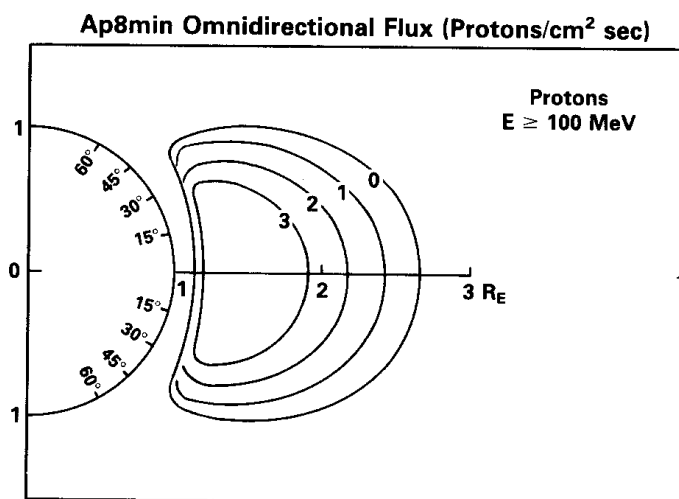


Fig. 6.3-1 Jordens protonstrålingsbælter

R_E : er Jordens radius

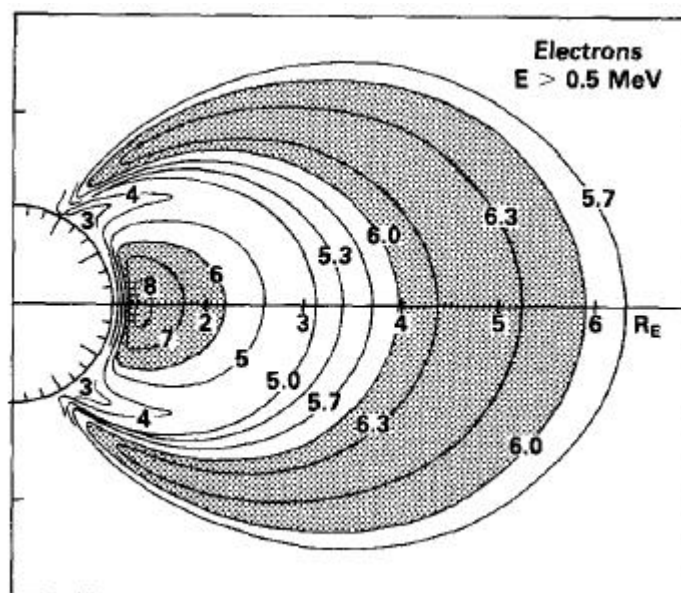


Fig. 6.3-1 Jordens elektronstrålingsbælter

R_E : er Jordens radius



6.4 *Single Event Upset*

Single Event Upset er den engelske betegnelse for enkelthændelser, som skyldes passage af en meget energirig ladet partikel, f.ex. gennem en RAM celle i computerens hukommelse. Partiklen efterlader et spor af elektrisk ladning ved sammenstød med atomerne i mikrochippen, og denne ladning kan være stor nok til at "flippe" en bit, så computerne læser en forkert værdi og i værste fald går ned. Det kan man til dels gardere sig imod ved at vælge hukommelseschips, som har en høj energi-tærskel for bit-flips forårsaget af energirige ladede partikler, og dels ved at tilføje fejlkorrigerende kodning til data og programmer i hukommelsen. Ved hver læsning kan eventuelle fejl så rettes øjeblikkeligt. Med jævne mellemrum "vaskes" hukommelsen ved at læse alle positioner, rette eventuelle fejl og så lægge de korrigerede data på plads igen. Derved undgår man at fejlene hober sig op og til sidst overstiger fejlkorrrektionskredsløbets evner.



7. Termisk design

Når satellitten sejler alene gennem rummet, er den en lille verden hvor der skal opretholdes betingelser for "liv" i den forstand at elektronikken, batterierne, solcellerne etc. ikke må "dø" inden dens mission er fuldført. Det kræver, at temperaturen holdes indenfor visse grænser. Den opgave at sørge for den rette temperatur om bord kaldes termisk design. Naturlovene vil uundgåeligt sørge for, at der indstiller sig en temperaturligevægt mellem indstrålingen fra solen og eventuelt genskin fra et himmellegeme i nærheden og så udstrålingen til det tomme verdensrum. Det er præcis det samme, som sker for planeten Jorden. Heldigvis for os er ligevægtstemperaturen på at sådant niveau, at det tillader intelligent liv.

Ved at variere satellitoverfladernes beskaffenhed kan man hæve eller sænke temperaturen inde i satellitkroppen. Giver man den en overflade, som reflekterer solstrålingen og tillader langbølget infrarødt lys at udstråles effektivt, bliver satellitten kold. Giver man den en overflade som tager meget imod solindstrålingen og kun udstråler lidt langbølget infrarødt lys bliver satellitten varm. Man kan så yderligere isolere satellitten med rumfartens "Rockwool Batts" og gøre den endnu mere lun indeni.

Igen med Jorden som sammenligning er drivhuseffektens formodede vækst i gennem den industrielle æra, teknisk set blot en ændret overfladebeskaffenhed af planeten Jorden. Evnen til at udstråle langbølget infrarødt lys forringes med tiden, hvorved temperaturligevægten indstilles på et nyt niveau, og Jorden bliver varmere.

På jorden findes der tre varmetransportmekanismer:

1. Varmeledning (heat conduction)
2. Varmestråling (heat radiation)
3. Luft- og væskebåret varmetransport: Konvektion (convection)

I det tomme rum virker kun 1. og 2. Konvektion kan naturligvis finde sted i brændstofrør og andre specielle indretninger, som indeholder gas eller væske, men det ser man normalt bort fra.

Varmeledning anses her for almindeligt fysikpensum og behandles ikke videre.

I dette afsnit omtales kun de mest grundlæggende termiske designovervejelser med vægt på varmestråling. Et fuldstændigt termisk design for en satellit er meget kompliceret og lader sig kun gøre ved hjælp af avancerede softwareværktøjer.

7.1 Varmestråling

Varmestråling er den transportmekanisme, der er mest uvant for os på jorden, men den vigtigste for at forstå satellittens varmebalance. Vi kender selvfølgelig varmestråling fra en varm brændeoven og solens bagen på ryggen om sommeren, men normalt er det luftens transport af varme vi tænker mest over.

For at beskrive en overflades egenskaber med hensyn til varmestråling er der brug for to parametre:

Absorbivitet (absorbtivity) -

evnen til at absorbere, "opsuge" solens indstråling: α (ubenævnt), $0 \leq \alpha \leq 1$.

Emissivitet (emissivity) -

evnen til at udstråle langbølget infrarødt lys: ϵ (ubenævnt), $0 \leq \epsilon \leq 1$.



Grunden til, at vi skal arbejde med to forskellige parametre, er, at solen med sin overfladetemperatur på ca. 5800 K ifølge Planck's strålingslov udsender mest stråling i det synlige lysspektrum fra ca. 400 nm (nanometer) til ca. 760 nm, med maksimum omkring 500 nm.

En flade, som har "stuetemperatur (ca. 20 °C = 293 K) udsender hovedsagelig stråling i det langbølgede infrarøde område over ca. 5 μm bølgelængde, med maksimum omkring 10 μm.

På grund af den store forskel i bølgelængdeområde kan en flade, som for vore øjne er hvid og stærkt reflekterende, godt være "sort" med "lange infrarøde øjne".

7.1.1 Indstråling

I jordens omegn vil en flade vinkelret på solen modtage en lysbestråling med en flux (effekt pr arealenhed) på $S_0 = 1353 \text{ W/m}^2$. Dette kaldes solkonstanten. Tallet gælder i det tomme rum i Jordens middelf afstand fra solen, også kaldet 1 astronomisk enhed (Astronomical Unit - AU). På jordoverfladen er værdien noget mindre. Værdien afhænger med kvadratet på afstanden til solen og kan let skaleres til de andre planeters omegn. Den absorberede solindstråling i Watt er givet ved formlen:

$$Q_a = \alpha \cdot S_0 \cdot A \cdot \cos\varphi \quad (7.1.1-1)$$

hvor α er absorbtiviteten, S_0 er solkonstanten givet ovenfor, A er arealet af den belyste flade og φ er indfaldsvinklen (afvigelsen fra vinkelret indfald).

For en satellit i Jordens nærhed skal man også tage genskin (albedo) i betragtning. Jorden reflekterer gennemsnitligt ca. 30% af sollyset, så det kan godt blive til et betragteligt bidrag, hvis man er tæt på Jordens dagside. Dertil kommer langbølget infrarød udstråling fra Jorden (både dag- og natside) med en flux (effekttæthed) på ca. 215 W/m^2 . Disse to bidrag vil ikke blive behandlet yderligere her. Overvej selv om man skal benytte α eller ε , hvis man vil medtage jordens infrarøde udstråling i varmeberegningerne.

7.1.2 Udstråling

Den infrarøde udstråling i Watt til det tomme rum fra en flade (en "radiator", se afsnit 7.1.7) med arealet A_r , den absolutte temperatur T_r og emissiviteten ε er givet ved:

$$Q_e = \varepsilon \cdot \sigma \cdot A_r \cdot (T_r^4 - T_0^4) \quad (7.1.2-1)$$

hvor σ er Stephan-Boltzmann konstanten givet ved:

$$\sigma = 5.6696 \cdot 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4} \quad (7.1.2-2)$$

og T_0 er den kosmiske baggrundsstråling som har spektralegenskaber, som kom den fra et sort legeme med temperaturen 2.7 K. Da temperaturen indgår i fjerde potens, kan man for alle praktiske formål godt smide T_0^4 ud og nøjes med ligningen:

$$Q_e = \varepsilon \cdot \sigma \cdot A_r \cdot T_r^4 \quad (7.1.2-3)$$

Hvis udstrålingen sker mod omgivelser med en anden temperatur end den kosmiske baggrundsstråling, skal formel 7.1.2-1 benyttes og T_0 sættes til den aktuelle "sort-legeme temperatur". Her vil vi dog nøjes med at regne på udstråling til det tomme rum.

7.1.3 Varmebalance

En varmebalance vil altid indstille sig nogen tid efter at solbestrålingen er begyndt. Antager vi at solen falder vinkelret ind på en flade ($\varphi = 0$), og at den er perfekt varmeisoleret på bagsiden, vil temperaturen indstille sig så $Q_s = Q_a$. Dette giver:

$$\varepsilon \cdot \sigma \cdot A_r \cdot T_r^4 = \alpha \cdot S_0 \cdot A_r \quad (7.1.3-1)$$

Vi isolerer nu T og får:

$$T_{\text{ligevægt}} := \left(\frac{\alpha \cdot S_0}{\sigma \cdot \varepsilon} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (7.1.3-2)$$

Man kan se at forholdet α/ε er afgørende for ligevægtstemperaturen. En høj α/ε -værdi giver høj temperatur og en lav α/ε -værdi giver lav temperatur. Er bagsiden ikke varmeisoleret, må man medtage dens udstråling i varmebalancen.

7.1.4 Materialers overfladeegenskaber

I tabellen er givet nogle typiske overfladeegenskaber af forskellige materialer m.h.t. varmestråling. Der er en tendens til at blanke og hvide flader med tiden bliver "snavsede", også ude i rummet. Derved øges ε , og α/ε mindskes. Dette kan godt have afgørende indflydelse på det termiske design, men det ser vi bort fra her.

| Materiale | Absorbtivitet a | Emissivitet e | a/e |
|--|--------------------|----------------------------|-------|
| Aluminium (6061-T6 legering) som leveret | 0.379 | 0.0346 | 10.95 |
| Aluminium (6061-T6 legering) poleret | 0.2 | 0.031 | 6.45 |
| Guld | 0.299 | 0.023 | 13.00 |
| Hvid epoxy maling | 0.248 | 0.924 | 0.27 |
| Sort maling | 0.975 | 0.874 | 1.12 |
| Sølvbelagt teflon | 0.08 | 0.66 | 0.12 |
| Aluminiumbelagt Teflon (på forsiden) | 0.163 | 0.80 | 0.20 |
| Aluminiumbelagt 25 μm Kapton (på bagsiden) | 0.36 | 0.61 | 0.59 |
| Multi-Layer Insulation med aluminium- belagt 25 μm Kapton yderside, store flader uden syninger, se afsnit 7.1.6 | 0.36 | $\varepsilon^* =$ 0.002 | 0.90 |
| Silicium solceller (med dækglas) | 0.75 | 0.83 | 0.90 |
| Gallium-Arsenid solceller (med dækglas) | 0.75 | 0.83 | 0.90 |

7.1.5 Regneeksempel #4 med temperaturligevægt

Lad os prøve at beregne ligevægtstemperaturen af en plade, som i Jordens nærhed belyses af solen ved vinkelret indfald. Pladen er malet med hvid epoxymaling (se afsnit 7.1.4) og perfekt varmeisoleret på bagsiden. Ligevægtstemperaturen beregnes med formel 7.1.3-2 til:

$$T = 283 \text{ K} = 10 \text{ }^\circ\text{C}$$

Hvis fladen ikke er isoleret på bagsiden, men udstråler til det tomme rum herfra, må man med udgangspunkt ligning 7.1.3-1 tilføje et ekstra led på venstresiden, som repræsenterer udstrålingen for bagsiden med dens eget ϵ , og dernæst løse ligningen for T (T kan antages ens på for og bagside, hvis det drejer sig om en tynd plade og den leder varmen godt).

For en flade på en satellitkrop er ovenstående betragtning ikke så relevant, idet satellittens indre er varm, men for solpaneler, der sidder som tynde “vinger” på satellitten, er det den relevante beregningsmåde. Se også afsnit 9.2.

7.1.6 Varmeisolation

Bliver temperaturen af en flade for lav eller er der brug for at varmeisolere et instrument, tyr man til rumfartens “Rockwool Batts®” kendt som multilagsisolation (Multi-Layer Insulation - MLI).

Sammensætningen af MLI er vist på fig. 7.1.6-1. MLI består af skiftevis en tynd folie af polyester (Mylar) eller polyimidplast (Kapton), aluminiumbelagt på begge sider, og et tyndt væv (“brudeslør”) af polyester (Dacron), nylon (Nomex), glasfibre eller silke. Det yderste lag er tykkere og stærkere og laves ofte af Kapton. Kapton er meget stærkt og tåler både stærk varme og kulde uden at miste styrke.

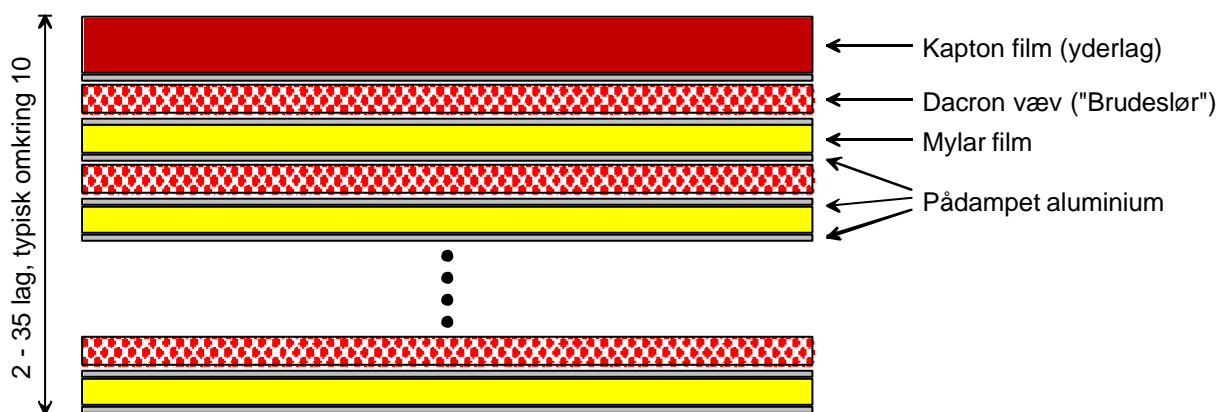


Fig. 7.1.6-1 Opbygning af Multi-Layer Insulation

Vævets opgave er at holde de enkelte plastfolier adskilte, så der er færrest mulige “kuldebroer”. Virkemåden af MLI er, at den varmeste side kun vil udstråle ganske lidt varme ind mod den kolde side på grund af den blanke overflade. Næste lag af plastfolie vil absorbere lidt af varmestrålingen og genudståle en lille del af den mod næste flade, som så absorberer en lille del ... o.s.v. Resultatet er, at MLI virker som en formidabel varmeisolator.

Når et instrument skal “pakkes ind” i MLI, sker det ved at man syr en “overfrakke” og giver instrumentet den på og “knapper knapperne” eller “trækker lynlåsen” op. I praksis benyttes mest selvklæbende tape eller velcro (“burrebånd”) til lukningen.

Varmeisolationsegenskaberne for MLI beskrives bedst ved en effektiv emissivitet ϵ^* . Når man har med store ubrudte flader at gøre kan man opnå $\epsilon^* = 0.002$, se også afsnit 7.1.4. Sår man en MLI overfrakke til et mindre instrument kan ϵ^* stige til det ti-dobbelte på grund af “kuldebroer” ved de mange syede sømme.

Når et instrument pakkes ind i MLI for at isolere det fra omgivelserne, skal det stadig fastgøres til satellittens “skelet” og have elektriske forbindelser til strømforsyning computer m.m. Det kræver varmeisolerende støtteben af en eller anden plasttype, og det betyder kuldebroer. Varmelækagerne gennem støtteben, elektriske ledninger m.m. kan nemt blive lige så store som varmetransporten gennem MLI overfrakken. Det kræver et meget omhyggeligt design.

Til slut skal det lige præciseres, at MLI kun virker i det tomme rum (vacuum). Hvorfor det ?

7.1.7 Radiatorer

En radiator kan enten bruges til at opvarme et rum med, ligesom vore stuer, eller til at slippe af med overskudsvarme igennem. Det er den sidste anvendelse, man har på en satellit. Omskriver man ligning 7.1.2-3, så temperaturen T isoleres, får man:

$$T = \left(\frac{Q}{\sigma \cdot \epsilon \cdot A} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (7.1.7-1)$$

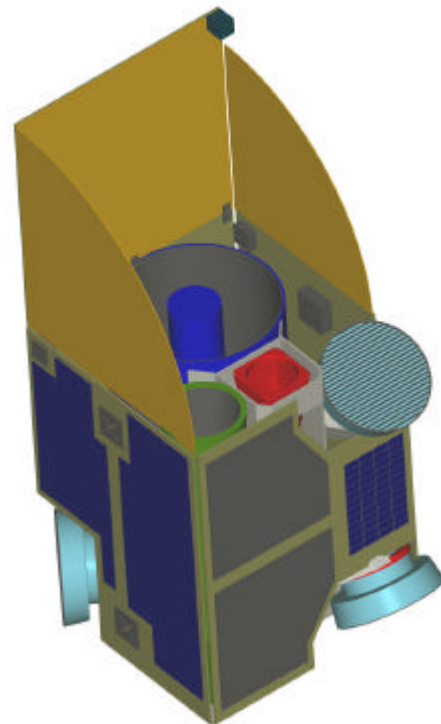
hvor Q er den varmeeffekt i Watt, som skal udstråles.

Til særligt følsomme instrumenter har man ofte brug for at detektoren nedkøles. Elektroniske kredsløb frembringer altid støj på grund af atomernes tilfældige bevægelser, så snart et stof er varmere end det absolutte nulpunkt. Denne støj (målt i Watt) er, ideelt set, proportional med den absolutte temperatur af kredsløbet. Derfor vil en nedkøling mindske støjen. Det gælder både følsomme radiomodtagere, fotodetektorer, CCD-kameraer o.s.v.

I varmeeffekten Q skal medtages både den effekt som forbruges i det elektroniske kredsløb og skal bortskaffes, og varmelækager på grund af kuldebroer i systemet. En kuldebro kan også opstå, hvis vi f.ex. har at gøre med en optisk detektor, der skal nedkøles. Vinduet, hvorigennem lyset til detektoren skal passere, kan også lade varmestråling slippe ind i det kolde kammer.

Tager vi som eksempel en radiator med arealet 0.1 m^2 og $\epsilon = 0.9$, og antager at $Q = 5 \text{ W}$ bliver temperaturen af radiatoren $T = 177 \text{ K} = -96 \text{ }^\circ\text{C}$.

Den følsomme detektor, eller hvad det nu er vi har med at gøre, skal anbringes i et “koldt kammer” (cold chamber) med voldsom varmeisolation og forbindes



3D Model: Peer Thaarup Clausen

Fig. 7.1.7-1 Rømer satellitten med radiatorer på skyggesiden (store mørkegrå felter)



med radiatoren med en "kold finger" (cold finger), f.ex. en aluminium- eller kobberstang eller en "heat Pipe, se nedenfor, som også skal være varmeisoleret. Radiatoren skal monteres på skyggesiden af satellitten og skal varmeisoleres på bagsiden, så satellitens varmeudstråling ikke ødelægger det hele.

Eksemplet antyder, at en temperatur på 170 – 180 K ikke er vanskelig at opnå med passiv køling. Dette princip benyttes på den kommende Rømer satellit til køling af CCD detektorerne i satellittens to teleskoper. Se fig. 7.1.7-1.

Med en større designindsats kan man nå omkring 100 K, og hvis man strammer sig an til det yderste, kan man nå 50 – 60 K. Skal man endnu længere ned må man medbringe et aktivt kølesystem i form af en kølemaskine efter samme princip som en dybfryser, og så bliver det hele betydeligt mere kompliceret og kostbart. Man kan også medbringe en "termoflaske" (dewar) med f.ex. flydende helium ved 4.2 K, men så er levetiden af missionen begrænset til den dag al Heliumet er kogt bort, måske 1 – 2 år.

7.2 Heat Pipes.

<<< Kommer i en senere udgave >>>

<http://www.swales.com/products/heatpipe.html>

<http://www.dynatron-corp.com/dynatron/products/images/heatpipe/tech.htm>

<http://www.dynatron-corp.com/dynatron/heatpipe/heat3.GIF>

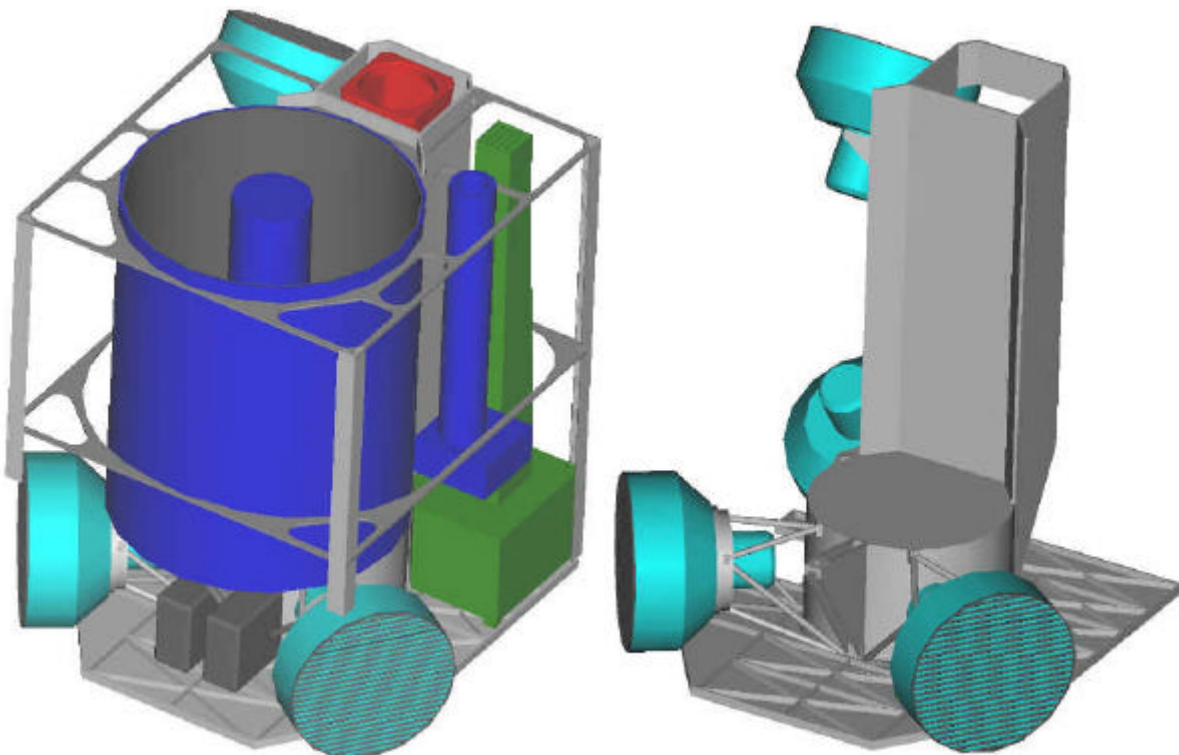
<http://www.dynatherm-dci.com/axialgroove ht.htm>

<http://www.norenproducts.com/Heat Pipe Main Page.html>

8. Struktur

Struktur (structure) er betegnelsen for satellittens skelet eller bærende konstruktion. Opsendelsen med raketten er som en tur i en bil med sømmet i bund ud over en pløjemark uden affjedring. Derfor skal skelettet være stærkt og stift. Uanset hvordan man laver skelettet vil der være en frekvens af vibrationerne, hvor det hele er i mekanisk resonans. Det er det samme, der sker i en bil, hvor der optræder en raslelyd ved en bestemt hastighed. Hvis resonansfrekvensen lige rammer et punkt, hvor raketten producerer særligt mange rysterlser, kan man risikere, at satellitten bogstaveligt talt rystes i stumper og stykker, inden den når at komme i kredsløb. Selv hvis kun en elektrikkomponent rystes af en printplade, kan det være katastrofalt. For at det skal gå godt, er der krav om, at satellittens laveste egenresonans skal være over en vis minimumfrekvens, typisk 40 Hz. Dertil kommer, at satellitten under opstigningen udsættes for en acceleration på flere gange tyngdeaccelerationen på jorden og "vejer" derfor måske 300 - 400 kg i stedet for 100 kg. Når et rakettrin er udbrændt og skilles fra sker det med sprængbolte, som sender chokbølger gennem hele raketten. Alle disse påvirkninger skal man kunne klare. Når først satellitten flyver i rummet, er der kun mikroskopiske kræfter, der påvirker satellitten.

8.1 Rømer satellitten



3D Model: Peer Thaarup Clausen

Fig. 8.1-1 Rømer-satellittens skelet med og uden instrumenter

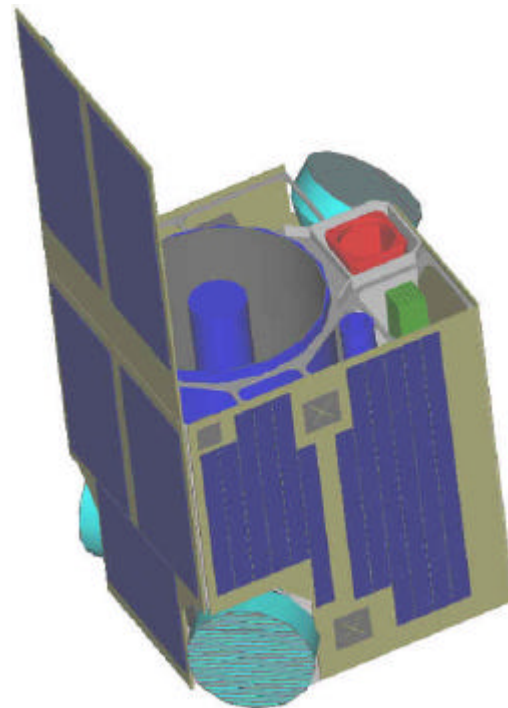
Fig. 8-1 viser hvordan Rømer satellitten, som er Danmarks næste satellit, tænkes opbygget. Rømer er et eksempel på en satellit med et "indre skelet". Billedet til højre viser skelettet kun med 4 instrumenter monteret. Grundstrukturen består af en bundplade og en cylinder. Rømer vil blive monteret på raketten med en separationsmekanisme, se afsnit 5.5, som har fat i Rømer lige under cylinderen, så påvirkningerne fra raketten angriber den stærkeste del af

satellitten. Inde i cylinderen monteres radioudstyret, computerne og elforsyningssystemet. Væggene er af 6 mm aluminiumplade, så de både er stærke og stive og yder god beskyttelse mod stråling, se afsnit 6.3. I "tårnet" monteres instrumenternes elektronik i vandret liggende flade moduler, ligeledes bag 6 mm aluminiumvægge. De fire lyseblå instrumenter er monteret med stivere for de to forrestes vedkommende og hviler i en slags "saddel" for de to bagestes vedkommende.

Montagen med stivere benyttes i udstrakt grad til brændstoftanke, som oftest er kugleformede.

Til venstre ses Rømer med alle instrumenter monteret, men ikke solpanelerne. Buret rundt om instrumenterne er beregnet til fastgøring af solpanelerne. Batterierne er de to mørkegrå kasser på bundbladen.

Fig. 8.1-2 viser Rømer fuldt monteret med solpaneler og opklappeligt låg, hvorpå der også er monteret solceller.



3D Model: Peer Thaarup Clausen

Fig 8.1-2 Rømer satellitten fuldt monteret

8.2 Ørsted satellitten

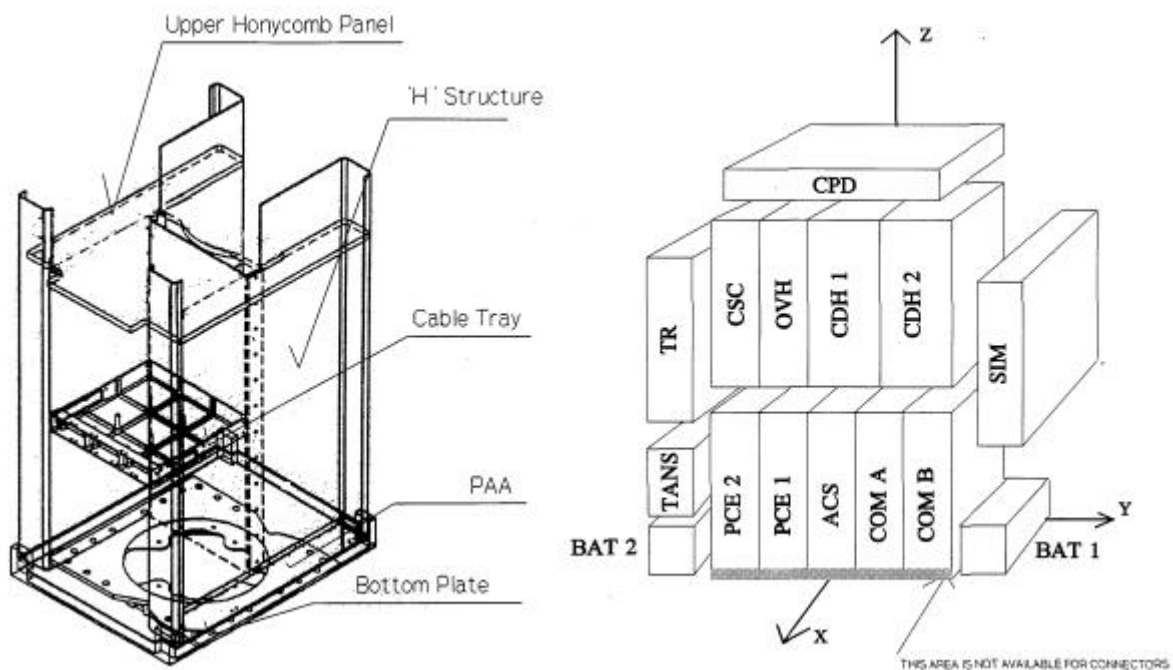


Fig. 8.2-1 Ørsted satellittens struktur og opbygning af elektronikkasser

Et vandret tværsnit af Ørsted satellittens skelet er formet som et H, opbygget af aluminiumplade. I den forreste halvdel står elektronikkasserne i to etager som bøger på en bogreol. Det er de midterste to blokke i opstillingen til højre af fig. 8.2-1. På siderne af H-strukturen og i toppen er anbragt yderligere nogle elektronikkasser. I den bagestre del monteres "tønden" med den 8 m lange sammenfoldede bom og dens magnetometre og dens stjernekamera.

Fig. 8.2-2 viser Ørsted med det meste elektronik monteret, men før solpanelerne påsættes.



Fig. 8.2-2 Ørsted satellitten fuldt monteret, men uden solpaneler

8.3 Andre måder at lave struktur på

En anden måde at lave struktur på, er at vende vrangen ud på f.ex. Rømer og lave skelettet som en stiv skal. Herpå monteres så elektronikkasserne m.m. Denne type skelet kaldes "monocoque" og kendes også fra insekternes kitin-skjold. I praksis vil de fleste konstruktioner dog være en kombination af de to principper.

9. Solceller og elforsyning

9.1 Solceller

Solceller er langt den overvejende måde, hvorpå man producerer elektricitet i satelliter. En solcelle består af en ca. 0.15 mm tyk skive af Silicium (samme råmateriale til de mikrochips, der sidder i computere, mobiltelefoner TV-apparater os.v.) eller Gallium-Arsenid – GaAs.

Udgangsmaterialet er først rensat for alle urenheder ned til omkring 1 del på 10^9 , hvorefter der kontrolleret tilføres “urenheder” af forskellige grundstoffer, så der dannes en såkaldt PN-overgang. Derefter pådampes et metallag på bagsiden og et metalnet på oversiden og tilledninger påsvejses. Se fig. 9.1-1, som viser en GaAs-solcelle fra firmaet TECSTAR, ref. [33]. Se også Ref. [34]. Elektrisk set får man en diode, som leder strømmen den ene vej, men ikke den anden. Belyses forsiden af solcellen og forbindes den til et ydre elektrisk kredsløb, vil der løbe en strøm, fuldstændig som fra et batteri.

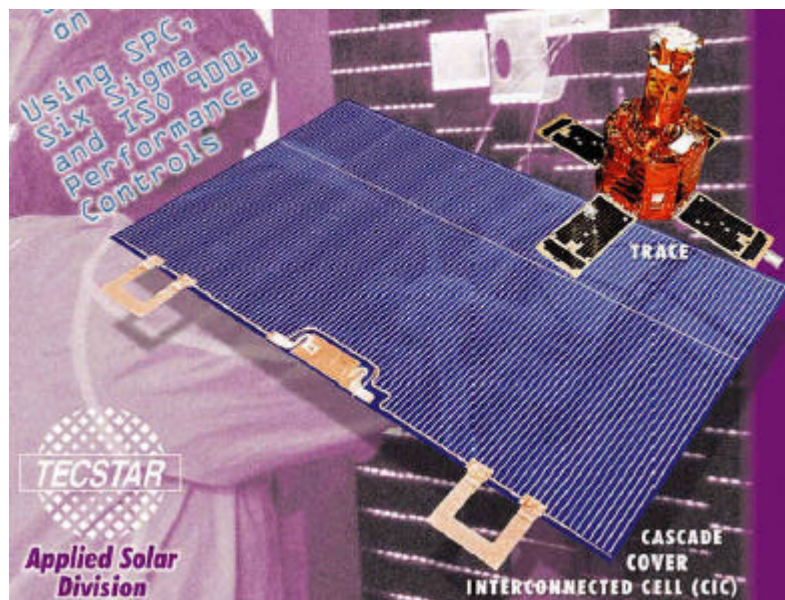


Fig. 9.1-1 TECSTAR Gallium-Arsenid solcelle 4 ´ 6 cm

Lader man solen skinne på solcellen og påtrykker man den forskellige belastninger lige fra en kortslutning til en tomgang kan man tegne et kurve af sammenhørende værdier for spænding og strøm, som vist på den røde kurve i fig 9.1-2 for en GaAs-solcelle på 2 × 4 cm.

Kortslutningsstrømmen er i dette tilfælde 222 mA og tomgangsspændingen 0.974 V. Op til en spænding på ca. 0.85 V leverer cellen en konstant strøm, mens den for en afgiven strøm i området fra 0 op til ca. 200 mA leverer en næsten konstant spænding. Beregner man, hvor meget effekt solcellen leverer i ethvert punkt, får man den blå stiplede kurve. Den afgivne effekt toppe ved 0.875 V og 215 mA svarende til 0.188 W, markeret på kurven.

Variere man intensiteten af sollyset, enten ved at satellitten rejser ind mod eller bort fra solen, eller ved at indfaldsvinklen ændres, vil det vandrette stykke af kurven i fig. 9.1-2, hvor strømmen er konstant bevæge sig op eller ned proportionalt med intensiteten af sollyset. Tomgangsspændingen, derimod, ændres næsten ikke. Cosinusloven, ligning 7.1.1-1, gælder også ved solindfald på solpaneler.

Den vigtigste parameter for en solcelle er effektiviteten (efficiency eller conversion efficiency), som er et mål for hvor stor en del af solenergien, der omdannes til elektricitet.

For at kunne beregne effektiviteten, η (eta), skal vi bruge solkonstanten $S_0 = 1353 \text{ W/m}^2$ fra afsnit 7.1.1. Når vi ved, at arealet solcellen i fig 9.1-2 er 8 cm^2 , er det let at beregne effektiviteten til $\eta = 0.174$ eller 17.4 %.

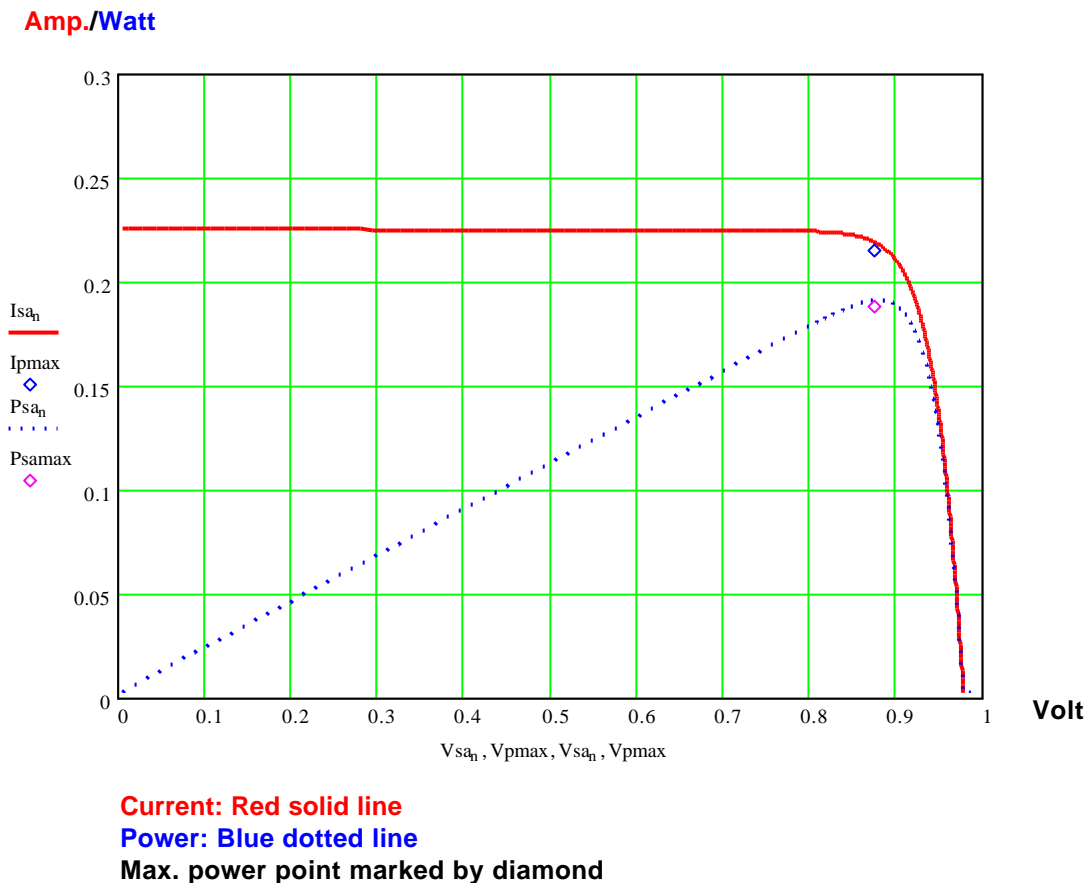


Fig. 9.1-2 Strøm/spændingskarakteristik for GaAs solcelle på 2 ´ 4 cm

De bedste solceller, man kan købe kommercielt idag, har en typisk effektivitet på 24% og kaldes GaAs multi-junction celler. I disse celler har man i samme skive af GaAs stablet tre eller fire solceller ovenpå hinanden, således at det sollys, som slipper igennem den første celle uden at blive til elektricitet, passerer celle nr. 2 og bliver delvist omdannet til elektricitet. Resten af lyset passerer så gennem celle nr. 3 o.s.v. I laboratoriet har man opnået effektiviteter på et godt stykke over 30 %, men cellerne er endnu ikke til salg. Når man stabler flere celler ovenpå hinanden, stiger udgangsspændingen også. For triple-junction celler (3 lag) er spændingen ca. 2.3 V ved max effekt. Supersolcellerne er naturligvis dyre, så derfor kan man overveje at nøjes med simple GaAs solceller med $\eta = 18 - 19.5 \%$ alt efter teknologi og fabrikat, eller det billigste: Silicium-solceller med $\eta = 16.5 \%$. Tomgangsspændingen fra siliciumsolceller er i omegnen af 0.6 V og maksimum effekt leveres ved ca. 0.5 V.

Silicium-solceller til rumbrug koster ca. 175000 kr/m^2 . Det koster yderligere omtrent lige så meget for mekanik, montage og test, før man står med de færdige solpaneler. Vælger man de bedste GaAs solceller, må man ryste op med ca. 1.2 mio. kr/m^2 for cellerne alene.

Solcellernes effektivitet i rummet vil aftage med alderen på grund af beskyddningen med protoner (brintkerner) i solvinden og fra soludbrud, elektroner og protoner i strålingsbælterne omkring Jorden (afsnit 6) og partiklerne i den kosmiske stråling. Typisk vil effektiviteten aftage med 20 % i satellittens levetid. Solcellerne påklæbes et tyndt dækglas for netop at beskytte mod det hårde strålingsmiljø i rummet, men det bremser blot nedbrydningen, det kan ikke stoppe den.

Udover effektivitetstab gennem satellittens levetid skal man regne med at højst ca. 90 % af et solpanel består af solceller, og at der også sker et tab på rundt regnet 10% når solcellerne på et solpanel forbindes sammen i serie og parallel som omtalt ovenfor.

Da solcellerne altid sidder yderst på satellitkroppen eller helt for sig selv på store "vinger" vil de være udsat for voldsomme temperatursvingninger, hvis satellitten kredser i lav bane om Jorden som Ørsted og skiftevis er i sollys og i Jordens skygge. Temperatursvingninger kan nå op på $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ til $+100\text{ }^{\circ}\text{C}$ fra skygge til sollys for vingeformede solpaneler. Det udsætter solpanelerne for et voldsomt stress, som der skal tages hensyn til i konstruktionen af dem. For en interplanetarisk rejse derimod, vil solpanelerne altid være i sollys og kun mærke langsomme temperaturændringer efterhånden som satellitten fjerner sig fra eller nærmer sig til solen på sin rejse.

9.2 Termisk design af solpaneler

Jo varmere solcellerne bliver, jo mindre bliver deres effektivitet. Derfor er det vigtigt at lave et omhyggeligt termisk design af solpanelerne. For kropsmonterede solpaneler er de termiske beregninger ret komplicerede, men for en vinge er det ret enkelt.

Tager vi værdierne for α og ε fra tabellen i afsnit 7.1.4 aflæser vi $\alpha_s = 0.75$ og $\varepsilon_s = 0.83$. Solcellerne har vi købt i Silicium for at spare penge, d.v.s $\eta = 16.5\%$. Solcellerne skal monteres på en plade, kaldet et substrat (substrate). Vi antager at der er perfekt varmeledning fra for- til bagsiden, så temperaturen altid vil være ens på begge sider. Vi antager også at hele forsiden er plastret til med solceller (i praksis vil det være omkring 90 % af fladen), og at bagsiden er sortmalet med $\alpha_b = 0.975$ og $\varepsilon_b = 0.874$.

Regnestykket med temperaturbalance for solpaneler bliver lidt anderledes end for andre flader. Godt nok absorberer solcellerne 75% af sollyset, men noget af det bliver til elektricitet og noget til varme. Det vil sige, at i varmeregnestykket skal vi bruge $\alpha_s \cdot \eta$ i stedet for α_s alene.

Varmebalancen fremgår derfor af følgende ligning med indstråling på venstre side og udstråling på højre side:

$$(\alpha_s - \eta) \cdot S_0 \cdot A = \varepsilon_s \cdot \sigma \cdot A \cdot T^4 + \varepsilon_b \cdot \sigma \cdot A \cdot T^4 \quad (9.2-1)$$

hvor A er arealet, som er ens på for og bagside, og derfor kan fjernes fra ligningen. Se også ligning 7.1.3-1. Solen antages af stråle vinkelret ind på panelet. Efter nogle omskrivninger af ligningen kan T isoleres:

$$T = \left[\frac{S_0 \cdot (\alpha_s - \eta)}{\sigma \cdot (\varepsilon_s + \varepsilon_b)} \right]^{\frac{1}{4}} \quad (9.2-2)$$

Indsættes værdierne får man $T = 301\text{ K} = 28\text{ }^{\circ}\text{C}$, hvilket er ganske komfortabelt. Isolerer vi derimod bagsiden med en god MLI ($\varepsilon^* = 0.002$, se afsnit 7.1.4 og 7.1.6) bliver temperaturen

$T = 360 \text{ K} = 87 \text{ }^\circ\text{C}$, hvilket nok er acceptabelt, men i den høje ende af skalaen. Er vi langt borte fra solen, kan det netop være en fordel at isolere solpanelerne så de ikke bliver alt for kolde. Prøv selv at lave samme beregning for Mars' eller Jupiters omegn.

9.3 Det elektriske kraftforsyningssystem

Solcellerne er, som sagt ovenfor, energikilden i satellittens elektriske kraftforsyningssystem (Electrical Power System - EPS). Nu kan lidt under 1 V leveret fra en solcelle ikke rigtig bruges til noget, og derfor forbinder man mange i serie, til man når den ønskede forsyningsspænding, ofte 28 V i videnskabelige satellitter. Dette kaldes en streng (string). Se også fig. 9.3-1 i venstre side. For at få mere strøm og derfor mere effekt forbindes et antal strenge i parallel. På diagrammet er der sat en diode i serie med hver streng. Det er gjort for at sikre sig mod fejl i solcellerne. Hvis en solcelle i en streng kortslutter, og der ikke var nogen seriediode, vil den nu forkortede streng belaste resten af panelets strenge og sænke spændingen og udgangseffekten af panelet.

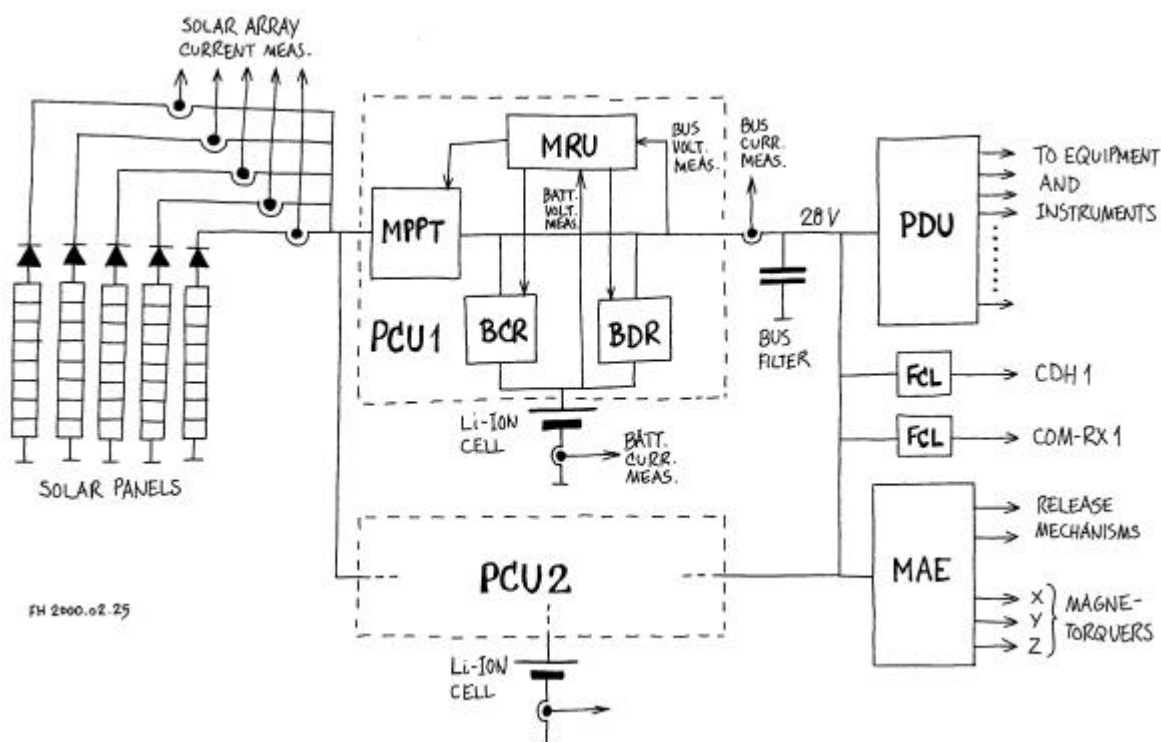


Fig. 9.3-1 Forslag til strømforsyningssystem for Rømer satellitten

| | |
|------|---|
| PCU | Power Control Unit. Den del af strømforsyningssystemet, som opretholder busspændingen 28 V. |
| MPPT | Maximum Power Point Tracker. Et kredsløb, som sørger for altid at trække maksimum effekt ud af solpanelet. |
| MRU | Main Regulator Unit. Styreenhed for hele systemet |
| BCR | Battery Charge Regulator. Laderegulatoren |
| BDR | Battery Discharge Regulator. Afaderegulatoren, som omdanner batterispændingen til 28 V. |
| PDU | Power Distribution Unit. Systemets "målerskab" med elektroniske kontakter og sikringer |
| FCL | Foldback Current Limiter. En særlig slags strømforsyning, som tåler kortslutning og altid kommer sig igen. |
| MAE | Mechanisms and Actuator Electronics. Styreelektronik til udløsemekanismer og "aktuatorer", f.ex. magnetspoler til drejning af satellitten i Jordens magnetfelt. |

Følger vi energistrømmen mod højre møder vi MPPT (Maximum Power Point Tracker). Et kredsløb, som sørger for altid at trække maksimum effekt ud af solpanelet ifølge kurven fig. 9.1-2 uanset belysning af solpanelet og dets temperatur. MPPT afleverer effekten til Main Power Bus, som er rygraden i satellittens "lysnet", og her holdes på 28 V jævnstrøm.

BCR (Battery Charge Regulator) er laderegulatoren, som sørger for at batteriet bliver ladet op efter at have været i brug, når satellitten er i skygge eller efter spidsbelastninger.

BDR (Battery Discharge Regulator) er afaderegulatoren, som omdanner batterispændingen til 28 V. Batteriets spænding kan ligge både over, under eller omkring Power Bus spændingen. BDR sørger for at aflevere energi fra batteriet til Power Bussen ved 28 V.

MRU (Main Regulator Unit) styrer og overvåger hele systemet via kommandoer fra satellittens hovedcomputer. MRU, BCR, BDR og MPPT kaldes tilsammen Power Control Unit (PCU). I fig. 9.3-1 er PCU'en og batteriet dubleret for at sikre satellitten mod nedbrud i denne vitale del.

PDU (Power Distribution Unit) er systemets "målerskab" og indeholder en elektronisk kontakt (switch) og sikring til hver bruger på Power Bussen. Derved sikres satellitten mod at gå tabt, hvis en enhed skulle kortslutte bussen.

FCL (Foldback Current Limiter) er en særlig slags strømforsyning, som tåler kortslutning og altid kommer sig igen, hvis kortslutningen bare var forbigående og forsvinder af sig selv. De bruges til radioudstyret og hovedcomputeren(-erne) da disse ikke må kunne slukkes, men samtidig skal være beskyttede af en slags sikring.

Endelig er der MAE (Mechanisms and Actuator Electronics). Det er styreelektronik til udløsemekanismer og "aktuatorer", f.ex. magnetpoler til drejning af satellitten i Jordens magnetfelt.

På sin vej gennem kraftforsyningssystemet vil der naturligvis gå en del energi tabt. I praksis kan man for en satellit i 50 - 250 kg klassen nok regne med, at der vil være ca. 85 % af energien (effekten) fra solpanelerne til rådighed for Power Bussen.

I hver elektronikenhed sidder der en omsætter, som producerer de spændinger, der er brug for lokalt. Disse vil have en virkningsgrad på 85 - 90 %.

Det viste system går i store træk igen i andre satellitter omend der er en tendens til at simplificere det i små satellitter ved at bortspare BCR og BDR og lade batteriet sidde direkte på Power Bussen. Derved vil busspændingen variere med batteriets ladetilstand. For en 28 V bus vil det svare til intervallet ca. 22 V til ca. 37 V.

9.4 Batterier

Ligesom en bil ikke kan undvære sit batteri for overhovedet at kunne komme igang, kan satellitten det heller ikke. I de kritiske øjeblikke efter frigørelsen fra raketten kan man ikke nødvendigvis regne med, at der er lys på solpanelerne, specielt hvis de først skal foldes ud. Derfor er det essentielt, at have et fuldt opladet batteri ombord. Hvis satellitten kredser om Jorden, vil den altid på et eller andet tidspunkt tilbringe en del af et omløb i Jordens skygge. Her er batteriet også livsvigtigt.

To typer af genopladelige batterier dominerer rumfarten. Det er Nikkel-Cadmium (NiCd), som er velkendt i alt det bærbare batteridrevne udstyr, vi omgiver os med idag. Den anden type er Nikkel-Hydrogen eller Nikkel-Brint (NiH₂), som til gengæld ikke anvendes ret meget på Jorden. Endelig vil der i løbet af i år (2000) komme satellitter i kredsløb, som benytter Lithium-Ion (Li-Ion) batterier. Disse kendes specielt fra de nyeste mobiltelefoner, bærbare



PC'er, digitale kameraer m.m. Fordelen ved Li-Ion over de andre er en meget større energitæthed og dermed en betydelig besparelse på massen for samme energiindhold. Desuden er celledspændingen (cell voltage) typisk 3.5 - 3.7 V mod 1.25 V for de to andre teknologier. Derved kan man nøjes med 1/3 så mange celler for samme spænding.

Energitæthederne i de bedste NiCd batterier er ca. 40 Wh/kg, for NiH₂ ca. 60 Wh/kg og for Li-Ion 80 - 100 Wh/kg:

Ulempen ved Li-Ion er, at cellerne er meget følsomme for overopladning. Hvis cellerne i et batteri ikke har helt ens kapacitet, vil én blive fuldt opladet før de andre. Hvis ladestrømmen til en celle fortsætter, selv om den er fuldt opladet, kan den i værste fald eksplodere. Derfor kræver Li-ion batterier snedige kredsløb, som føler på hver enkelt celledetilstand, og dirigerer ladestrømmen udenom, når cellen er fuldt opladet. Det er selvsagt kompliceret for et stort batteri. Derfor er der i fig. 9.3-1 foreslået kun at benytte én Li-ion celle pr. batteri. På grund af den høje celledspænding kan det godt lade sig gøre. For at sikre mod risikoen for tab af batteriet p.g.a. fejl i den ene celle vi har, er der foreslået to celler, én til hver PCU.

Det er ikke gratis at fylde strøm på et batteri og så trække den ud igen efter behov. Kun ca. 80 % af energien, der påfyldes under opladningen, er til rådighed under afladningen. Resten forsvinder som varme under forløbet. Batterier er ret kritiske m.h.t. temperatur og befinder sig bedst omkring ca. 10 °C. Derfor skal det termiske batteridesign ofres særlig opmærksomhed.

Batteriets kapacitet måles i Ampere-timer (Ampere-hours, Ah) og er et mål for den ladning batteriet har. Bemærk at 1 Ah = 3600 C (Coulomb). Coulomb er SI-enheden for elektrisk ladning. Batteriets energiindhold kan beregnes som: Middeldspænding under afladning × antal celler × kapaciteten i Ah × 3600 og kommer så ud i Joule.

Se også ref. [31] og [32].

9.5 Effektbudget

Når man begynder at få lidt styr på, hvad der skal være om bord på satellitten, kan man begynde at opstille effektbudgettet (power budget), se tabel 9.5-1. Her er vist, at der er to af hver af visse livsvigtige enheder, radioudstyr, computer m.m., men kun én af hver er aktiveret og den anden slukket i venteposition (stand-by). Det er selvsagt ikke let at sige, hvor meget effekt der skal reserveres til videnskabelige instrumenter, når missionen ikke kendes, men nedenstående kan godt hænge sammen.

For at beregne den nødvendige batteristørrelse skal man kende perioden af den længste formørkelse, effektforbruget under formørkelsen og så batteriets energieffektivitet, se ovenfor.

Nu er det ikke sikkert, at alt er tændt eller slukket hele tiden. Derfor kan man opdele effektbudgettet i faser og så tælle Watt sammen i hver fase. Det kan f.ex godt være, at man undervejs til Mars eller en anden planet slukker for alt andet end det mest nødvendige, og så først tænder for det hele, når vi nærmer os planeten. Rejser vi bort fra solen, skal man selvfølgelig sørge for at solpanelet er stort nok, når vi når frem til bestemmelsesstedet. Da det godt kan tage fra 7 måneder til flere år at nå frem til en anden planet skal solpanelernes ældning også indregnes.

| Enhed | Effekt |
|--|----------------|
| Radiomodtager #1 | 2.00 W |
| Radiomodtager #2 (stand-by) | 0.00 W |
| Radiosender #1 | 8.00 W |
| Radiosender #2 (stand-by) | 0.00 W |
| Computer #1 | 8.00 W |
| Computer #2 (stand-by) | 0.00 W |
| PCU #1 (Konverteringstab) | 5.00 W |
| PDU #1 (Tab i elektroniske kontakter) | 1.00 W |
| PCU #2 (Konverteringstab) | 5.00 W |
| PDU #2 (Tab i elektroniske kontakter) | 1.00 W |
| Stjernekamera #1 | 3.00 W |
| Stjernekamera #2 (stand-by) | 0.00 W |
| GPS Modtager | 3.00 W |
| Attitudekontrolelektronik (gennemsnit) | 5.00 W |
| Magnetometer | 1.00 W |
| Videnskabelige instrumenter | 50.00 W |
| Total Effekt | 92.00 W |

Tabel 9.5-1 Effektbudget for typisk lille satellit

10. Computer og databehandling om bord

Uden en computer om bord kunne en satellit ikke flyves idag. Computeren er satellittens "hjerne" og kommandocentral, som styrer og overvåger alt om bord, og som gennem radioen kommunikerer med Jorden. Tidligere blev der udelukkende til satellitter anvendt computere med mikrochips, som var udviklet specielt til rumfart. Det gør der stadigvæk, men prisen for et sæt af mikrochips bare til selve computerens regneenhed, som er strålingshærdet (rad hard) kan godt løbe op i 20000 US Dollars. Hertil kommer så hukommelse m.m. De specialfremstillede computerchips nyder ikke fordelene af PC'ernes kolossale udbredelse gennem 1990'erne, hvor alt muligt software, hardware, interfacekredsløb og masser af udviklingsværktøjer er til rådighed til lave priser.

Tendensen er derfor, i hvert fald for små satellitter, at anvende de samme mikrocomputerchips, som anvendes i vore PC'er og i de professionelle arbejdsstationer, og derfor nyde godt af det store udbud af teknologier og udviklingsværktøjer. For at kunne komme med om bord skal alle mikrochips dog strålingstestes, som omtalt i afsnit 6.3.

Det har ført til, at den slagkraftige PowerPC, som er udviklet af Apple Computer og IBM i fællesskab, er blevet populær til satellitter, både i standardversion og en speciel strålingshærdet version. Ligeledes er SPARC computeren, som anvendes i professionelle SUN arbejdsstationer blevet fremstillet i en slagkraftig, men dyr udgave til rumfart. Pentium processorfamilien, som er i de fleste PC'er idag, er også på vej i rummet.

Nå man skal binde de videnskabelige instrumenter og elektronikenheder sammen med computeren om bord, skal man have en databus. Her er man ligeledes på vej væk fra de specialudviklede og dyre databusser til rumfart og på vej mod at benytte industristandarder.

En databus, som ser ud til at vinde frem til satellitbrug, er CAN-bussen, udviklet af Bosch i Tyskland til moderne, elektronikfyldte biler. CAN-bussen er effektiv og meget sikker og robust (det går jo ikke an, at bilens air-bag aktiveres i utide), og den er derfor velegnet til at opfylde de strenge krav om pålidelighed i rumfarten.

Fig 10-1 viser den foreslåede opbygning af Rømer satellitten med brug af CAN-bus. CDH står for Command and Data Handling (Unit) og er hovedcomputeren om bord. Der er to hovedcomputere, så missionen kan fortsætte selv om én af dem fejler. Den øverste røde, slyngede linie er CAN-bussen til de videnskabelige instrumenter om bord, mens den nederste grønne, slyngede linie er CAN-bussen til "platformen" d.v.s. Radioenheder (COM - Communications Unit), el-forsyningssystemet (PCU, PDU og MAE, se fig. 9.3-1), samt GPS modtager (GPS) og Magnetometer (MAG).

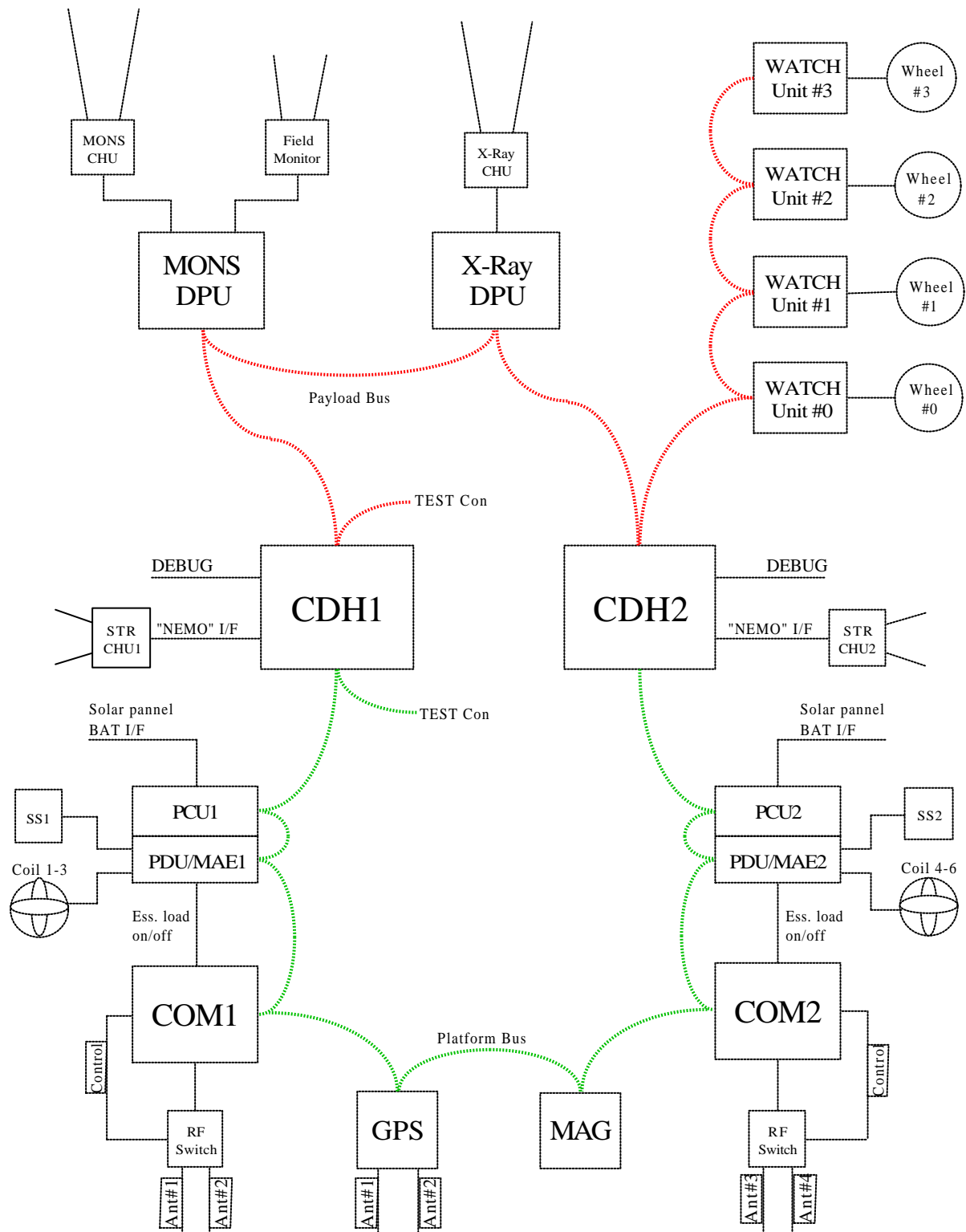


Fig. 10-1 RØMER satellittens databus struktur



10.1 Overlevelsessevne

Satellittens computer skal selv kunne tage beslutninger på egen hånd. Det stiller store krav til fejlsikkerhed i computerens hardware og software. Den skal kort sagt kunne komme i gang igen selv om den går i skoven. Alle har nok prøvet at en PC går ned på grund af en softwarefejl og famlet rundt efter RESET-knappen, men satellitten har ingen til at hjælpe sig. Satellittens computer forsynes derfor med en elektronisk vagthund (watchdog), som udfører en RESET, hvis den i et stykke tid ikke har mærket liv i computeren.

Dertil kommer, at energirige partikler i jordens strålingsbælter, fra solen eller den kosmiske stråling kan få en bit i computerhukommelsen til at flippe rundt og sende computeren i dørken. Den klares ved at man indbygger fejlkorrigerende kodning i RAM'en, som omtalt i afsnit 6.4.

Endelig er et vigtigt konstruktionsprincip til styrkelse af satellittens overlevelse begrebet "redundans" (redundancy). Det går ud på at have to eller flere af hver slags enhed eller system, f.ex. computerne og radioenheden. Derved kan man tåle, at den ene fejler og missionen kan alligevel gennemføres. Evt. fortsættes missionen efter en større fejl om bord med en reduceret instrumentpark, alt efter hvor konsekvent redundansprincippet føres ud i livet. Hvor omfattende redundans, der laves, afhænger naturligvis af, hvor mange penge, der er til rådighed, og hvor meget satellitten må veje ved opsendelsen. Som oftest bliver det en kompromis mellem pris og ønsket om så stor sikkerhed som muligt.

11. Radiokommunikation

Hvis computeren er satellittens "hjerne" er radioen dens livsnerve til Jorden. Hvis radioen svinger, er satellitten tabt. At kommunikere med en satellit på rejse i solsystemet stiller ganske store krav til radioudstyret både i satellitten og på Jorden. Dette sammen med nødvendigheden af et fremdriftssystem om bord er nok de to vigtigste grunde til, at vi endnu ikke har set en "amatørmission" til Månen eller en planet. Vi vil senere se, hvad det indebærer at kommunikere over så store afstande.

11.1 Grundlæggende betragtninger

For at kunne designe radioforbindelsen ser vi først på en radiosender (transmitter), der udstråler lige kraftigt i alle retninger med en sendestyrke på P_t Watt. I afstanden d fra senderen er sendeeffekten fordelt ligeligt på en kugleskal med radius d og arealet $4\pi d^2$. Fluxen (effekttheden i W/m^2) ved en modtager i afstanden d er derfor:

$$S = \frac{P_t}{4 \cdot \pi \cdot d^2} \quad (11.1-1)$$

11.2 Senderantenne

I de fleste tilfælde vil en satellit på rejse i rummet mellem planeterne eller en station (landingsmodul - lander), som er landsat på en planet have en senderantenne (transmitting antenna) med en vis retningsvirkning, f.ex. en parabolantenne. Undtagelserne er f.ex. Mars Pathfinder's lille Mars-bil "Sojourner", som kun havde en lille "pind" som på en mobiltelefon eller walkie-talkie, men den skulle også kun snakke med landingsmodulet få meter borte.

Man kan også udtrykke antennens evne til at "indfange" radiobølgerne ved en forstærkningsfaktor (gain). At en senderantenne har en forstærkningsfaktor større end én betyder, at den samler den udstrålede effekt over en lille rumvinkel, som en faktoren G_t mindre end kugleskallens 4π steradian.

11.3 Modtagerantenne

Modtagerantennen (receiving antenna) antages at have et effektivt areal A_r , som "samler radiobølgerne op", d.v.s. at modtagerantennen "opsamler" effekten $P_r = S \cdot A_r$.

En modtageantenne har ligesom senderantennen en forstærkning. Sammenhængen mellem antennens forstærkning og effektive areal er givet ved:

$$A_r = \frac{1}{4 \cdot \pi} \cdot G_r \cdot \lambda^2 \quad (11.3-1)$$

hvor $\lambda = c/f$ er bølgelængden (wavelength) af bærebølgen, c er lysets hastighed i det tomme rum (vacuum) og f senderens frekvens også kaldet bærebølgefrequensen (carrier frequency). Beviset for denne sammenhæng hører hjemme i den elektromagnetiske feltteori og vil ikke blive behandlet her.

Det effektive areal kan man let begribe, hvis man kigger på en parabolantenne til satellit-TV modtagning. Det effektive areal er nemlig parabolens areal, eller mere præcist 50 - 70 %

heraf, fordi man ikke kan udnytte dens areal 100 %. For én af de sædvanlige TV-antenner med en masse metalpinde på en stang er det lidt sværere at forestille sig et effektivt areal, men da en sådan antenne har en forstærkning, har den også et effektivt areal ifølge ligning 11.3-1.

Man kan vise teoretisk, at en senderantenne med forstærkningen G_t vil have præcis den samme forstærkning anvendt som modtagerantenne, hvis frekvensen er den samme. Vi behøver altså blot én parameter for at beskrive antennen. Ligning 11.3-1 gælder derfor også for senderantennen.

11.4 Linkbudget

Vi skal nu i gang med at opstille det, der kaldes linkbudgettet (link budget) efter den engelske betegnelse "radio link" for radioforbindelse. Der er ikke nogen egentlig dansk betegnelse.

Hvis vi samler betragtningerne ovenfor i en enkelt ligning kan vi udtrykke sammenhængen mellem senderens udgangseffekt og den effekt vi kan måle på modtagerantennens udgang, idet modtagerantennen "opsamler" effekten $P_r = S \cdot A_r$.

$$\begin{aligned} P_r &= \frac{G_t \cdot P_t}{4 \cdot \pi \cdot d^2} \cdot A_r = \frac{G_t \cdot P_t}{4 \cdot \pi \cdot d^2} \cdot \frac{\lambda^2}{4 \cdot \pi} \cdot G_r \\ &= \left(\frac{\lambda}{4 \cdot \pi \cdot d} \right)^2 \cdot P_t \cdot G_t \cdot G_r = \left(\frac{c}{4 \cdot \pi \cdot d \cdot f} \right)^2 \cdot P_t \cdot G_t \cdot G_r \end{aligned} \quad (11.4-1)$$

Beregningen bygger på ligning 11.1-1, hvor vi tilføjer senderens forstærkningsfaktor G og dernæst ved at gange udtrykket for modtagerens effektive areal, ligning 11.3-1, på, får udtrykt den modtagne effekt. Dernæst samler vi parametrene i to grupper, én med sendeeffekt og forstærkningsfaktorer og en med bølgelængde og afstand. Til slut omskrives ligningen med bærebølgens frekvens i stedet for bølgelængden.

Størrelsen $(\lambda/4\pi d)^2$ eller $(c/4\pi df)^2$ betegnes også L_p^{-1} og kaldes strækningsdæmpningen eller -tabet (path attenuation eller path loss), altså:

$$L_p = \left(\frac{4 \cdot \pi \cdot d \cdot f}{c} \right)^2 \quad (11.4-2)$$

Bemærk at L_p er en ubenævnt størrelse. Forholdet mellem den modtagne og den afsendte effekt kan nu simpelt udtrykkes som

$$P_r/P_t = G_t \cdot G_r / L_p \quad (11.4-3)$$

11.4.1 dB-regning

Kommunikationsingeniører kan godt lide at regne i dB eller decibel. Det er et logaritmisk mål, der udtrykkes som: $10 \cdot \log(P_1/P_2)$ where P_1 and P_2 er effektverdier. Et effektforhold på 10 gange bliver derfor til 10 dB, et effektforhold på 2 gange bliver til 3 dB (mere præcist 3.01 dB, men i daglig tale 3 dB). For hver gang vi 10-dobler effektforholdet lægges 10 dB til, og en fordobling lægger 3 dB til o.s.v.

Denne fremgangsmåde omdanner altså multiplikation og division til henholdsvis addition og subtraktion. Potenser bliver til faktorer, f.ex. bliver en anden potens til en faktor 2. Det bliver altså ren "købmandsregning" at designe en radioforbindelse.

Udtrykker vi nu ligning 11.4-3 i dB får vi:

$$10 \cdot \log(P_r/P_t) = 10 \cdot \log(G_t \cdot G_r/L_p) \quad [\text{dB}] \quad \Leftrightarrow$$
$$10 \cdot \log(P_r) - 10 \cdot \log(P_t) = 10 \cdot \log(G_t) + 10 \cdot \log(G_r) - 10 \cdot \log(L_p) \quad [\text{dB}]$$

(11.4.1-1)

Nu kan vi ikke sådan uden videre tage logaritmen af et tal, som har en enhed, her Watt, for P 'ernes vedkommende. Derfor må vi vælge en referenceeffektverdi, f.ex. 1 W og dividere P 'erne med 1 W så matematikken ikke gør vrøvl. Vi skriver derfor ligning 11.4.1-1 én gang til:

$$10 \cdot \log(P_r/1 \text{ W}) - 10 \cdot \log(P_t/1 \text{ W}) = 10 \cdot \log(G_t) + 10 \cdot \log(G_r) - 10 \cdot \log(L_p) \quad [\text{dB}]$$

(11.4.1-2)

Vi gider ikke slæbe rundt på $10 \cdot \log(*)$ i alle beregningerne, så derfor bruger vi de samme bogstaver igen, nu i "decibel-domænet":

$$P_r - P_t = G_t + G_r - L_p \quad [\text{dB}] \quad \Leftrightarrow$$
$$P_r = P_t + G_t + G_r - L_p \quad [\text{dB}]$$

(11.4.1-3)

For at kunne fortolke effektverdierne korrekt, skal vi vide hvilken effektverdi vi har brugt som reference. Da vi ovenfor har brugt 1 W som reference, skriver vi dBW i stedet for blot dB. F.ex. svarer 1 W til 0 dBW, 2 W svarer til 3 dBW, 10 W svarer til 10 dBW og så fremdeles.

I mange tilfælde benyttes 1 mW som reference, og man skriver da: "dBm" i stedet for "dBW". Bemærk at dBm og dBW kun bruges om effektverdier. Ubenævnte størrelser som forstærkning og dæmpning anføres blot i dB.

11.4.2 Linkbudget én gang til

Strækningsdæmpningen opskrives nu med dB-regning:

$$L_p = 32.45 + 20 \cdot \log\left(\frac{d}{1 \cdot \text{km}}\right) + 20 \cdot \log\left(\frac{f}{1 \cdot \text{MHz}}\right) \quad (11.4.2-1)$$

hvor de 32.45 dB indeholder de konstante faktorer $4\pi/c$ i ligning 11.4-2 samt de tierpotenser, der stammer fra, at vi regner afstanden i kilometer i stedet for meter og bærebølgefrequensen i Megahertz i stedet for Hertz. Helt slipper vi ikke for at bruge logaritmer.

Linkbudgettet ligning 11.4.1-3 kan nu omskrives med ligning 11.4.2-1 til

$$P_r := P_t + G_t + G_r - 32.45 - 20 \cdot \log\left(\frac{d}{1 \cdot \text{km}}\right) - 20 \cdot \log\left(\frac{f}{1 \cdot \text{MHz}}\right) \quad (11.4.2-1)$$

11.5 Termisk støj

Hvis der ikke var andet, der generede os end strækningsdæmpningen, kunne vi kommunikere over vilkårligt store afstande med en ganske lille sender. Sådan er det ikke i det virkelige liv. Alle elektroniske kredsløb frembringer støj på grund af, at atomerne selv i faste stoffer ikke ligger stille, men vibrerer tilfældigt omkring en fast position. I en transistor, der sidder i en forstærker i indgangen af vores radiomodtager, vil der derfor dannes støj, som sætter en nedre grænse for hvor svage signaler, vi kan modtage. Selv noget så simpelt som en ohmsk modstand vil frembringe støj. Endvidere vil antennen opfange støj, både fra den kosmiske baggrundsståling og fra atmosfæren, idet der sker en lille dæmpning af radiobølgerne ned gennem vores atmosfære. Elektrisk set kan en dæmpning beskrives ved et kredsløb bestående af lutter modstande. Derfor "støjer" dæmpningen i atmosfæren ligesom et modstandskredsløb.

Når vi skal regne med støj, anvender vi igen effektbetragtninger ligesom med linkbudgettet. Man kan med udgangspunkt i termodynamikken vise, at en ideel ohmsk modstand i termisk ligevægt med omgivelserne ved den absolutte temperatur T vil støj med en "rådighedseffekt" (available power) P_n givet ved

$$P_n = kTW = N_0 \cdot W \quad (11.5-1)$$

$$N_0 = kT \quad (11.5-2)$$

k er Boltzmann's konstant $k = 1.38062 \cdot 10^{-23}$ J/K og W er bredden (bandwidth) af det frekvensbånd, vi måler over for at bestemme P_n . N_0 kaldes den spektrale støjtæthed (noise spectral density) og har enheden Watt pr Hertz båndbredde, og er altså den støjefekt, vi kan opsamle i en båndbredde på 1 Hz. Det fine ved N_0 er, at den er konstant, uafhængigt af frekvensen f og kaldes derfor "hvid støj" (white noise) analogt med hvidt lys, som indeholder lige meget af alle bølgelængder.

11.5.1 Systemstøjtemperatur

Den samlede støj i en radiomodtager er sammensat af bidrag fra adskillige kilder, hver med deres støjefekt. Først omregnes alle bidragene (støjefekterne) til at se ud som om de sidder på antenneklemmerne. Dernæst summeres alle bidragene, og man kan på grundlag af ligning

11.5-1 regne en "effektiv" eller "ækvivalent" systemstøjtemperatur T_{sys} ud for modtageren incl. antennen. Detaljerne behøver vi ikke bekymre os om her, blot at den samlede støj kan udtrykkes som en støjtemperatur eller en støjefekt, hvor sammenhængen er givet ved ligning 11.5-1.

11.6 Signal-støj-forhold

Signal-støj-forholdet (Signal-to-Noise Ratio – SNR) er forholdet mellem effektværdien af det informationsbærende signal og effektværdien af den uønskede støj givet ved:

$$\mathfrak{R} = P_s/P_n \quad (11.6-1)$$

hvor P_s er signaleffekten og P_n er støjefekten. Signal-støj-forholdet er afgørende for, om vi kan uddrage informationen af det modtagne radiosignal. Det kommer lidt længere nede.

11.7 Digital kommunikation

I dag er der snart kun FM radio og "gammeldags" TV, der udsendes som analog kommunikation, d.v.s. bærebølgens amplitude eller frekvens er proportional med den øjeblikkelige værdi af musiksignalet, lydtrykket fra speakerens stemme eller videosignalet. Al datakommunikation over Internettet og det meste af verdens telefonnet er digital. Det betyder at alt udtrykkes som talværdier i to-talssystemet, binære tal, som en strøm af 0- og 1-taller.

Et radiosignal er en sinusformet vekselspænding og kan skrives, idet der traditionelt bruges cosinus:

$$S(t) = A \cdot \cos(\omega \cdot t + \varphi) = A \cdot \cos(2 \cdot \pi \cdot f \cdot t + \varphi) \quad (11.7-1)$$

hvor t er tiden, A signalets amplitude, ω (omega) er bærebølgens vinkelfrekvens $\omega = 2 \cdot \pi \cdot f$, f er bærebølgefrequensen og φ (phi) kaldes fasen, som kan variere i intervallet 0° til 360° eller 0 til 2π radian.

Processen med at overføre information til en bærebølge kaldes modulation og går ud på at variere én af de tre parametre A (amplitudemodulation – amplitude modulation - AM), ω (frekvensmodulation – frequency modulation - FM) eller φ (fasemodulation – phase modulation PM). Den mest benyttede til rumfartsbrug er fasemodulation – PM.

Forestiller vi os vores digitale information som en bitstrøm med hastigheden B bits pr sekund er varigheden af hver bit

$$\tau = 1/B \quad [\text{sekunder}] \quad (11.7-2)$$

Vi vælger så i tilfældet fasemodulation, PM, at lade f.ex. fasen 0° svare til et binært 0 og fasen 180° svare til et binært 1. Faseværdien holdes i τ sekunder, hvorefter vi skifter til næste faseværdi i den næste bitperiode. Denne modulationsform kaldes også "Phase Shift Keying", i daglig tale blot PSK eller BPSK, hvor B står for Binær (Binary).

Ved lidt håndregning kan det let indses, at PSK med faseværdierne 0° og 180° svarer til amplitudemodulation med amplitudeværdierne $+1$ og -1 . Prøv selv at regne efter.

11.8 Signal-støj-forhold og linkbudget én gang til

Vi kan nu indføre det universelle signal-støj-forholdsbegreb for digital kommunikation:

$$E_b/N_0 = P_r \cdot \tau / N_0 = P_r / (B \cdot N_0) = P_r / (B \cdot k \cdot T) \quad (11.8-1)$$

Det kaldes "E-b-over-N-nul" eller energi pr bit divideret med den spektrale støjtæthed. Lad os se på de indgående størrelser. Energien pr bit ved modtagerens indgang er den modtagne effekt P_r gange bitperioden τ . (Watt·sekunder = Joule/sek · sek = Joule). Omskriver vi med anvendelse af ligning 11.7-2, som i 3. og 4. led ovenfor, ser ligning 11.8-1 mere ud som et signal-støj-forhold, ligning 11.6-1.

Nævneren $B \cdot N_0$ kan opfattes som støjefekten i en båndbredde B svarende til bitraten udtrykt i Hertz. Så er vi tæt på at være fremme og kan opskrive det helt store linkbudget, som direkte udtrykker E_b/N_0 . Vi skal lige omskrive 11.8-1 til dB-regning:

$$10 \cdot \log(E_b/N_0) = 10 \cdot \log(P_r) - 10 \cdot \log(B/1 \text{ Hz}) \\ - 10 \cdot \log(k/1 \text{ J/K}) - 10 \cdot \log(T/1 \text{ K}) \quad [\text{dB}] \quad (11.8-2)$$

eller

$$E_b/N_0 = P_r - 10 \cdot \log(B/1 \text{ Hz}) - 10 \cdot \log(k/1 \text{ J/K}) - 10 \cdot \log(T/1 \text{ K}) \quad [\text{dB}] \quad (11.8-3)$$

hvor E_b/N_0 og P_r nu er udtrykt i dB.

Sammenkæder vi nu linkbudgettet i ligning 11.4.1-3 med ligning 11.8-3 får vi:

$$E_b/N_0 = P_t + G_t + G_r - L_p \\ - 10 \cdot \log(B/1 \text{ Hz}) - 10 \cdot \log(k/1 \text{ J/K}) - 10 \cdot \log(T/1 \text{ K}) \quad [\text{dB}] \quad (11.8-4)$$

og videre indfører vi strækningsdæmpningen, ligning 11.4.2-1:

$$E_b/N_0 = P_t + G_t + G_r - 32.45 - 20 \cdot \log(d/1 \text{ km}) - 20 \cdot \log(f/1 \text{ MHz}) \\ - 10 \cdot \log(B/1 \text{ Hz}) - 10 \cdot \log(k/1 \text{ J/K}) - 10 \cdot \log(T/1 \text{ K}) \quad [\text{dB}] \quad (11.8-5)$$

dB-værdien af Boltzmann's konstant udregnes til $10 \cdot \log(k/1 \text{ J/K}) = -228.60 \text{ dB}$ og indsættes. Desuden omgrupperer vi det hele lidt:

$$E_b/N_0 = (P_t + G_t) + (G_r - 10 \cdot \log(T/1 \text{ K})) - 32.45 + 228.60 \\ - 20 \cdot \log(d/1 \text{ km}) - 20 \cdot \log(f/1 \text{ MHz}) - 10 \cdot \log(B/1 \text{ Hz}) \\ = \text{EIRP} + G/T + 196.15 \\ - 20 \cdot \log(d/1 \text{ km}) - 20 \cdot \log(f/1 \text{ MHz}) - 10 \cdot \log(B/1 \text{ Hz}) \quad [\text{dB}] \quad (11.8-6)$$

Vi har her indført to nye størrelser (de sidste lover jeg).

EIRP står for “Equivalent Isotropically Radiated Power” eller den effekt en sender skulle have, hvis den i stedet for at koncentrere effekten ved hjælp af en antenne med forstærkningen G_t udenfor effekten ligeligt i alle retninger og stadig skulle frembringe samme signalstyrke ved modtageren. Fordelen ved EIRP er, at man kan afveje senderstyrke mod antenneforstærkning for at opnå et bestemt EIRP. Det er et spørgsmål om finde det optimale løsning m.h.t. pris, masse og effektforbrug for kommunikationssystemet om bord.

G/T (G-over-T) et et samlet mål for modtagerens kvalitet eller godhed: Dens antenneforstærkning og dens støjtemperatur. Her gælder der ligesom for EIRP, at man kan afveje antenneforstærkning mod systemstøjtemperatur. I dB-domænet skriver man “dB/K” for at vise, at støjtemperaturen har 1 Kelvin som reference. Det er lidt “snyd” at skrive G/T, når man angiver værdien i dB. Divisionen er jo blevet til en subtraktion, men sådan plejer man nu engang at gøre.

For at kunne lege lidt med antenneforstærkelser skal vi lige have en formel for forstærkningen af en parabolantenne:

$$G_a = \eta \cdot (\pi \cdot D / \lambda)^2 \quad (11.8-7)$$

hvor η (eta) er effektiviteten af antennen, D diameteren og λ bølgelængden af bærebølgen, $\lambda = c/f$, hvor c er lyshastigheden i det tomme rum og f frekvensen af bærebølgen.

Bemærk at ligning 11.8-7 ikke er med dB-regning. For at få forstærkningen i dB skal man tage $10 \cdot \log(G_a)$. Eta må ikke forveksles med effektiviteten af solcellerne, se afsnit 9.1. For en godt designet parabolantenne kan man regne med $\eta = 0.6 - 0.7$ (60 - 70 %).

11.9 Bitfejlsandsynlighed

For at kunne vurdere kvaliteten af vores radioforbindelse må vi have en sammenhæng mellem E_b/N_0 og fejlraten af de modtagne bits. Den skal selvfølgelig være lav, men til en pris som kan betales.

For PSK modulation er sammenhængen mellem E_b/N_0 og bitfejlsandsynlighed (probability of bit error) eller bitfejlraten (bit error rate - BER) vist i fig 11.9-1. Kurven til højre er for simpel PSK mens kurven til venstre en med fejlkorrigerende kodning. Herom nedenfor. Vi afklæser, at der til en bitfejlsandsynlighed på 10^{-6} (1 fejl pr million bits) kræves $E_b/N_0 = 10.5$ dB. For at have noget at sammenligne med, så er sandsynligheden for bitfejl ved læsning på en computers hard disk i størrelsesordenen 10^{-12} , altså en million gange lavere. Man skal derfor være “heldig” for at opleve en hard disk læsefejl på ens PC. På en digital telefonforbindelse vil kvaliteten være acceptabel op til en bitfejlrate på ca. 10^{-4} . Det markerer på en måde ydergrænserne.

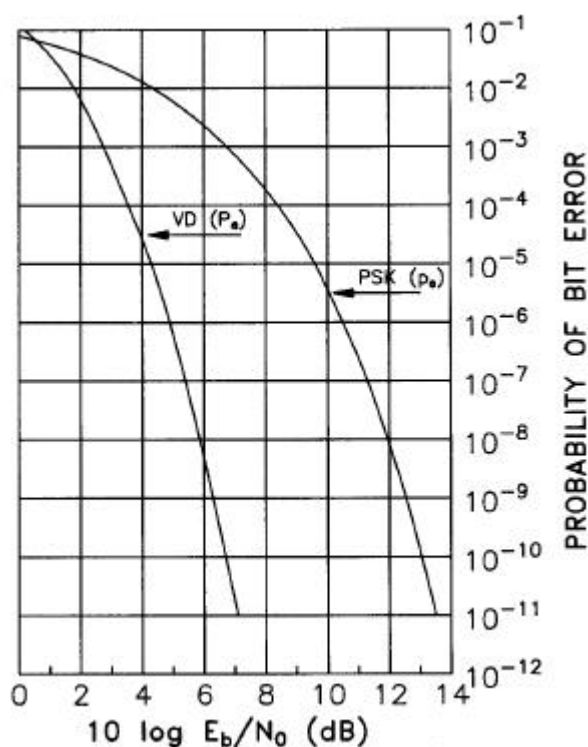


Fig 11.9-1 Bitfejlsandsynlighed vs. E_b/N_0 for PSK modulation

11.10 Regneeksempel #5 med Ørsted

Hvis Ørsteds apogæum ca. 850 km ligger over Danmark vil afstanden til satelliten, når den er længst væk og står i horisonten, være $d = 3350$ km. Ørsteds sender har udgangseffekten $P_t = 1$ W (0 dBW). Ørsteds antenne udstråler næsten lige meget i alle retninger, og når satellitten står i horisonten er forstærkningen $G_t = 2$ dB. Heraf findes $EIRP = P_t + G_t = 2$ dBW.

Bærebølgefrequensen på "downlink", d.v.s. fra satellitten til Jorden er $f = 2215$ MHz. Bithastigheden er $B = 256$ kb/s (kilobit pr sekund), når den sender videnskabelige data ned.

Signalerne fra Ørsted modtages på en jordstation på Danmarks Meteorologiske Institut med en 1.8 m parabolantenne og $G/T = 5$ dB/K.

Vi har nu alt, hvad vi skal bruge, for at beregne E_b/N_0 . Tallene indsættes i ligning 11.8-5 og giver: $E_b/N_0 = 11.7$ dB. På fig. 11.9-1 aflæses bitfejlsandsynligheden til ca $2 \cdot 10^{-8}$. Der er faktisk meget godt. På den rigtige Ørsted downlink er bitfejlsandsynligheden endnu bedre, idet der benyttes fejlkorrigerende kodning. Mere herom nedenfor.

11.11 Fejlkorrigerende kodning

Fejlkorrigerende kodning går ud på at tilføje ekstra bits til et dataord efter et bestemt mønster, der gør det muligt at rette bitfejl i modtageren. Den allersimpleste kode, som dog kun kan detektere fejl, men ikke rette dem, er paritetsbit. Man kan f.ex. vælge ulige paritet. Det vil sige, at man tilføjer en ekstra bit, som er 0, hvis der i dataordet er et ulige antal 1-bits og 1 hvis der er et lige antal 1-bits. Med 8-bits ord (byte) kan det f.ex. se således ud.

Dataord: 11000101

Data ord med paritet: 11000101:1
(paritetsbitten står efter kolon)

Data ord med bitfejl: 11010101:1
(bitfejlen er understreget)

I det udstedte 9-bits ord var der et ulige antal 1-bits (ulige paritet), mens der i det modtagne er et lige antal 1-bits. Vi kan altså se at ordet er fejlbehæftet, men ikke hvilken bit der er forkert.

Man kan udvide dette princip til at omfatte flere "paritetsbits" eller checkbits dannet efter et passende udtænkt mønster og derved blive i stand til at rette fejl. For at kunne rette fejl, skal kodeordene, d.v.s. dataord + paritetsbits alle afvige fra hinanden på mindst to bit-positioner. Hvis dette er opfyldt, kan man rette 1 fejl pr ord. Hvis vi har N databits pr ord og tilføjer K checkbits, skal vi totalt transmittere $N+K$ bits. Man bruger navnet koderate (code rate) om størrelsen:

$$R = K/(N+K) \quad (11.11-1)$$

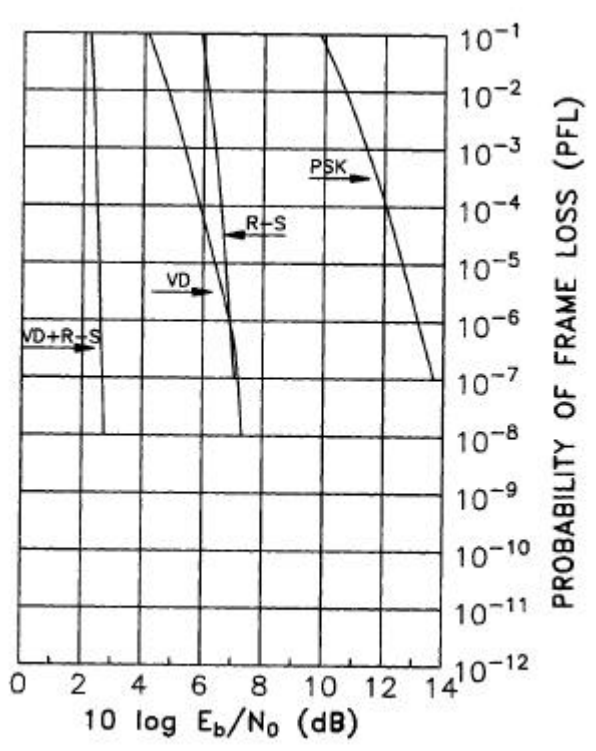


Fig 11.11-1 Fejlsandsynlighed i datapakker vs. E_b/N_0 for PSK modulation og fejlkorrigerende kodning (I=8)

Der findes mange snedige koder, som kan rette fejl, men to af de mest anvendte hedder foldningskoder (convolutional codes) og Reed-Solomon koder (det samme på engelsk, forkortet R-S koder). Foldningskoder dekodes med en såkaldt Viterbi-dekoder efter Andrew J. Viterbi, én af kodningsteoriens fædre.

Kurven mærket VD på fig. 11.9-1 viser sammenhængen mellem bitfejlrate og E_b/N_0 for foldningskode med Viterbi-dekoder sammen med PSK modulation. Bruger vi igen som reference en bitfejlsandsynlighed på 10^{-6} , som i afsnit 11.9, kræves nu $E_b/N_0 = 4.9$ dB i stedet for 10.5 dB uden kodning. Vi har altså fået en gevinst på 5.6 dB. Dette er endda opnået, selv om vi i dette tilfælde skal oversende dobbelt så mange bits som vi har informationsbærende databits. Koderaten er altså $R = 1/2$.

Tager vi ligning 11.8-5 og fordobler bitraten B, vil det alt andet lige koste en forringelse på 3 dB for E_b/N_0 . Selv med dette tab opnår vi en nettogevinst på de 5.6 dB. I kurverne fig. 11.9-1 og 11.11-1 skal vi altid beregne E_b/N_0 som "energi pr informationsbit". Hvis vi f.eks. har 1000 informationsbit pr sekund og anvender en $R = 1/2$ kode og derved tilføjer endnu 1000 bit/s som checkbits, er den udsendte bitrate 2000 bit/s. Når vi beregner E_b/N_0 skal vi indsætte tallet 1000 bit/s i ligning 11.8-5 i dette tilfælde.

Vender vi blikket mod fig. 11.11-1, hvor vi har kurver for flere koder, er y-aksen indrettet lidt anderledes end på fig. 11.9-1. Vi bruger nu sandsynligheden for tabet af en ramme eller datapakke (probability of frame loss - PFL), idet Reed-Solomon koden arbejder over en stor datapakke i stedet for dataord eller bit for bit. En ramme anses for tabt, hvis der er én fejl, som ikke kan rettes af dekoderen.

Kurven mærket R-S er for en Reed-Solomon kode alene sammen med PSK, mens det snedige kommer, når vi først koder med en R-S kode og derefter med en foldningskode. Det kaldes en konkateneret (concatenated) eller sammensat kode. Kurven VD + R-S viser egenskaberne af den sammensatte kode. Aflæser vi ved $PFL = 10^{-6}$, får vi for PSK alene et krav på $E_b/N_0 = 13.2$ dB, for $R = 1/2$ foldningskode med Viterbi-dekodning et krav på $E_b/N_0 = 6.9$ dB (gevinst: 6.3 dB), og for konkateneret kodning VD + R-S et krav på $E_b/N_0 = 2.6$ dB (gevinst: 10.6 dB). Nu begynder det at batte noget !

R-S koden i dette tilfælde har $R = 223/255$ og sammen med $R = 1/2$ foldningskoden giver det totalt $R = 223/510 = 0.4273$. det vi sige at vi udsender i gennemsnit 1.287 checkbits for hver informationsbit. Det er en lille pris at betale for en så fin gevinst.

Vi skal også bemærke i fig. 11.11-1, at kurven mærket VD + R-S er næsten lodret. Hvis vores linkdesign giver E_b/N_0 et par tiendedele dB til højre for kurven, har vi en i praksis fejfri radioforbindelse, mens hvis vi lander et par tiendedele dB til venstre for kurven, er der bare ikke hul igennem ! Det er den hårde kendsgerning: En lille fejl i linkbudgettet kan være katastrofal.

Indtil 1993 var konkateneret VD + R-S koden noget af det bedste man kunne lave. Men så kom turbo-koderne. Vi skal ikke her komme ind på hvordan de virker, men gevinsten i forhold til VD + R-S kan blive omkring 2 dB, så vi lander nede omkring $E_b/N_0 = 0$ dB ! Så er signal og støj lige kraftige, og alligevel kan det lade sig gøre at kommunikere næsten fejlfrit.

Den teoretiske grænse går ved $E_b/N_0 = -1.59$ dB og er påvist af Claude E. Shannon i 1948 i hans berømte informationsteori.

Endelig skal vi bemærke at kurverne i fig. 11.9-1 og 11.11-1 er for ideel signalbehandling i modtager og dekode. I praksis koster det lidt ekstra på E_b/N_0 i forhold til den ideelle situation. En velkonstrueret radiomodtager vil med dagens teknik kunne laves, så den kommer indenfor 1 dB fra det teoretisk mulige.

11.12 Frekvensbånd

Til kommunikation mellem satellitter og Jorden er der reserveret en række frekvensbånd. Disse er angivet i tabel 11.12-1 nedenfor.

| Betegnelse for frekvensbånd | Uplink Jord til satellit | Downlink Satellit til Jord | Op-ned frekvensforhold |
|-----------------------------|-----------------------------|-------------------------------|---------------------------|
| S-Bånd | 2025 - 2120 MHz | 2200 - 2300 MHz | 221/240 |
| X-Bånd | 7145 - 7235 MHz | 8400 - 8500 MHz | 749/880 |
| Ka-Bånd | 34.2 - 34.7 GHz | 31.8 - 32.3 GHz | 3599/3344 |

Tabel 11.12-1 Frekvensbånd til kommunikation med videnskabelige satellitter.

Venstre kolonne er internationale standardbetegnelser for frekvensbåndene. Betegnelserne dækker dog større intervaller end her angivet, f.ex. dækker S-bånd intervallet 2000 - 4000 MHz, men det er bekvemt at bruge betegnelserne i daglig tale. Op-ned frekvensforholdet (turn-around frequency ratio) sørger for at parre kanalerne (bærebølgefrequenserne i uplink- og downlinkbåndene).

11.13 Egenskaber for jordstationer

For at gøre det lidt lettere at designe en radiolink, er egenskaberne, d.v.s. G/T i ovenstående frekvensbånd, for de tilgængelige størrelser af jordstationer angivet i tabel 11.13-1.

| Antennediameter | G/T i S-Bånd | G/T i X-Bånd | G/T i Ka-Bånd |
|-----------------|--------------|--------------|---------------|
| 4 m | 15.5 dB/K | 27.5 dB/K | 38.5 dB/K |
| 15 m | 28 dB/K | 39 dB/K | 50 dB/K |
| 34 m | 35 dB/K | 46 dB/K | 57 dB/K |
| 70 m | 41 dB/K | 52 dB/K | 63 dB/K |

Tabel 11.12-1 Frekvensbånd til kommunikation med videnskabelige satellitter.

Både ESA og NASA har et verdensomspændende net af jordstationer til kommunikation med interplanetariske sonder. NASA's netværk kaldes Deep Space Network (DSN), ref. [35], og ESA's netværk kaldes ESTRACK, ref. [36]. Det skal bemærkes, at ikke alle tilgængelige jordstationer er udrustet til alle frekvensbånd. Derfor er nogle af værdierne skaleret fra andre antennestørrelser. Ligeledes kan der være mindre forskelle i G/T fra station til station for samme antennestørrelse og frekvensbånd. Dette er dog af mindre betydning for overslagsberegninger. En jordstation med 4 m antennen er, hvad der muligvis kan blive til rådighed for RØMER satellitten. Derfor er denne størrelse medtaget, selv om den i første omgang kun bliver udrustet til S-bånd.

11.14 Regneeksempel #6 med interplanetarisk kommunikation

Lad os se på hvad der kræves for at kommunikere med en sonde der rejser til Merkur.

Merkurs banedata hentes fra ref. [21]:

$$\text{Merkurbanens halve storakse: } a_m = 57.91 \text{ mio. km} = 5.791 \cdot 10^{10} \text{ m} \quad (11.14-1)$$

$$\text{Merkurbanens eccentricitet: } e_m = 0.2056 \quad (11.14-2)$$

Jordens banedata, fra [21]

$$\text{Jordbanens halve storakse: } a_j = 149.6 \text{ mio. km} = 1.496 \cdot 10^{11} \text{ m} \quad (11.14-3)$$

$$\text{Jordbanens eccentricitet: } e_j = 0.0167 \quad (11.14-4)$$

Det allerfjerneste de to kan komme fra hinanden er, når Merkur og Jorden står på hver sin side af Solen og begge samtidig er i aphelion. Derved bliver afstanden:

$$d_{\max} = a_j \cdot (1 + e_j) + a_m \cdot (1 + e_m) = 221.9 \text{ mio. km} = 2.219 \cdot 10^{11} \text{ m} \quad (11.14-5)$$

$$d_{\min} = a_j \cdot (1 - e_j) - a_m \cdot (1 + e_m) = 77.3 \text{ mio. km} = 7.73 \cdot 10^{10} \text{ m} \quad (11.14-6)$$

Det er i dag mest almindeligt at benytte X-Bånd til interplanetariske missioner, d.v.s downlink frekvensen bliver midt i båndet $f = 8450 \text{ MHz}$. Ariane 5 ASAP tillader 71 cm i højden, så vi antager lidt konservativt, at antennen på satellitten kan have diameteren $D = 0.5 \text{ m}$. Endvidere antager vi, at senderns udgangseffekt vil være $P_t = 1 \text{ W}$ (0 dBW). Endelig antager vi effektiviteten $\eta = 0.6$ for antennen på satellitten. Med ligning 11.8-7 beregnes antenneforstærkningen til: $G_t = 30.7 \text{ dB}$.

Vi tager nu ligning 11.8-6 og skriver den om, så $10 \cdot \log(B/1 \text{ Hz})$ isoleres på venstre side og E_b/N_0 flyttes over på højre side.

$$10 \cdot \log(B/1 \text{ Hz}) = \text{EIRP} + G/T + 196.15 \\ - 20 \cdot \log(d/1 \text{ km}) - 20 \cdot \log(f/1 \text{ MHz}) - E_b/N_0 \text{ [dB]} \quad (11.14-7)$$

Den maximale bitrate, der kan overføres, kan så beregnes ved at tage anti-logaritmen til resultatet af ligning 11.14-7.

Vi mangler nu kun at beslutte kodningsformen, og vi vælger VD + R-S, som omtalt i afsnit 11.11. Hertil kræves E_b/N_0 på ca. 2.6 dB teoretisk, men vi lægger 1 dB til, for at tage højde for de uundgåelige tab i systemet. Endelig vælger vi forsøgsvis en 15 m jordstation. Indsættes disse parametre i ligning 11.14-7 får vi:

$$\text{Ved minimum afstand: } B = 313 \text{ bit/s (X-Bånd, 15 m jordstation)} \quad (11.14-8)$$

$$\text{Ved maximum afstand: } B = 38 \text{ bit/s (X-Bånd, 15 m jordstation)} \quad (11.14-9)$$

Det lyder ikke af så meget, men i betragtning af at den første Mars sonde, Mariner 4 i 1965 sendte billeder ned til Jorden med 8.3 bit/s, er det vel ikke så ringe.

Hvis det ikke er nok, har vi valget mellem at vælge en større jordstation eller højere frekvens. Det er klart, at en større jordstation vil tillade højere bitrate, men hvorfor bliver linkbudgettet bedre ved en højere højere frekvens ?

Svaret kan findes ved at omskrive ligning 11.8-5 på samme måde som ovenfor, og så se på, hvad der sker med G_t , G_r (ligning 11.8-7) og leddet $20 \cdot \log(f/1 \text{ MHz})$ når frekvensen øges. Prøv selv eller sammen med læreren at påvise, at linkbudgettet forbedres med 6 dB hver gang sendefrekvensen fordobles – alt andet lige – forudsat parabolantenne i hver ende.



Går vi til Ka-Bånd ($f = 32$ GHz) og antager alt andet lige, får vi:

Ved minimum afstand: $B = 3940$ bit/s (Ka-Bånd, 15 m jordstation) (11.14-10)

Ved maximum afstand: $B = 478$ bit/s (Ka-Bånd, 15 m jordstation) (11.14-11)

Det er mere end en faktor 10 bedre end ved X-Bånd !!! Problemet med Ka-båndet er sådan set “kun”, at elektronikken er meget vanskeligere at fremstille, hvis den skal være lige så god som tilsvarende kredsløb ved X-bånd. Med “god” menes her støjtemperatur, udgangseffekt og virkningsgrad af senderen, antennernes virkningsgrad. Jo højere frekvensen bliver, jo større krav stilles der til parboloverfladens præcision.

Vores sendeeffekt er kun 1 W, og alligevel kan vi række over 200 mio. km med en pæn bitrate. Hemmeligheden i, at dette kan lade sig gøre med så forholdsvis beskedne resourcer, er, at k er så lille. Ved stuetemperatur er kT ca. $4 \cdot 10^{-21}$ J eller udtrykt som spektraltæthed $4 \cdot 10^{-21}$ W/Hz, og det er en ufattelig lille størrelse.



12. Orientering i rummet

<<< *Kommer i en senere udgave* >>>



13. Instrumenter

<<< *Kommer i en senere udgave* >>>

Appendix A

Engelsk-dansk ordliste

| | |
|--------------------|--|
| Apoapsis | Apoapsis, det punkt i en satellitbane, der er fjernest et himmellegeme |
| Apogee | Apogæum, det punkt i en satellitbane, der er fjernest Jorden |
| Aphelion | Aphelion, det punkt i en planetbane, der er fjernest Solen |
| Atomic oxygen | Atomar ilt |
| Attitude | Attitude, satellittens orientering i rummet. |
| Booster | Hjælperaket, sædvanligvis med fast brændstof, som giver et ekstra løft i de første 1 – 2 minutter efter starten. |
| Burn | Affyring (af raketmotor for at ændre banen) |
| Carrier | Bærebølge |
| Catalyst | Katalysator, et stof, som fremmer en kemisk proces, men indgår ikke selv i den. |
| Cold chamber | Koldt kammer, det nedkølede rum, hvor en følsom detektor eller andet anbringes. |
| Cold finger | Kold finger, en varmeledende forbindelse mellem det kolde kammer og radiatoern |
| Combustion chamber | Forbrændingskammer |
| Dewar | “Termoflaske” i teknisk/videnskabeligt sprogbrug |
| Downlink | Radioforbindelsen i retning fra satellit til jord. Bruges også på dansk. |
| Eccentricity | Eccentricitet (fladtrykthed) af en ellipse |
| Eclipse | Formørkelse, bruges om den tid en satellit tilbringer i Jordens eller et andet himmellegemes skygge. |
| Escape velocity | Undvigelseshastighed, den hastighed et legeme skal opnå ved start fra Jordens overflade for at undslippe Jordens tyngdefelt |
| Fuel | Brændstof eller brændsel |
| Geocentric | Geocentrisk, med centrum i Jorden |
| Geostationary | Geostationær, en bane i jordens ækvatorplan med omløbstiden ét stjernedøgn (siderisk døgn) |
| Gravity assist | Slyngtur om en måne eller planet. Øger hastigheden og tillader at nå fjerne planeter med mindre brændstoffsforbrug på bekostning af længere rejsetid |
| Heliocentric | Heliocentrisk, med centrum i Solen |
| Hydrogen | Brint |
| Hydrogen peroxide | Brintoverilte |
| Hypergolic | Hypergol, selvantændende |



| | |
|---------------------------|--|
| Inclination | Inklination, banens hældning med Jordens ækvatorplan for jordomløb, og med ekliptika for omløb om Solen |
| Inertial system | Inertialsystem, et koordinatsystem, hvor Newton's love gælder uden modifikationer |
| Instantaneous | Øjeblikkelig |
| Kerosene | Petroleum |
| Launcher | Løfteraket |
| Lander | Landingsmodul |
| Major axis | Storaksen i en ellipse |
| Minor axis | Lilleaksen i en ellipse |
| Momentum | Impulsmoment |
| Nitrogen | Kvælstof |
| Noise spectral density | Spektral støjtæthed målt i W/Hz båndbredde |
| Nozzle | Dyse |
| Oxidizer | Iltningmiddel |
| Oxygen | Ilt |
| Payload | Nyttelast. For en raket er det satellitten, som opsendes. for en satellit regnes de videnskabelige instrumenter for nyttelast |
| Path attenuation | strækningsdæmpningen eller -tabet (også kaldet path loss) |
| Periapsis | Periapsis, det punkt i en satellitbane, der er nærmest et himmellegeme |
| Perigee | Perigæum, det punkt i en satellitbane, der er nærmest Jorden |
| Perihelion | Perihelion, det punkt i en planetbane, der er nærmest Solen |
| Power budget | Effektbudget |
| Pressurant | En gas, f.ex. helium ved højt tryk, som benyttes til at sætte brændstoftankene under tryk og presse brændstoffet ud med |
| Probability of frame loss | Sandsynlighed for tab af en dataramme eller -pakke |
| Propellant | Raketbrændstof, mere korrekt: fremdriftsmiddel, idet der ikke nødvendigvis foregår en forbrænding |
| Pyrotechnic bolt cutter | pyroteknisk bolte-klipper |
| Receiver | (Radio-) Modtager |
| Receiving antenna | Modtagerantenne |
| Rocket equation | Raketligningen |
| Secondary payload | Sekundær nyttelast. Et koncept, hvormed små satellitter opsendes sammen med en større satellit for en lav pris og til samme bane som den store |
| Semi-major axis | Den halve storakse i en ellipse |



| | |
|-----------------------|--|
| Semi-minor axis | Den halve lilleakse i en ellipse |
| Sidereal day | Siderisk døgn, stjernedøgn, 23 timer 56 min. 4.09054 sek. |
| Signal-to-Noise Ratio | Signal-støj-forhold |
| Silicon | Silicium (Si, grundstof). Forveksles ofte med silicone, som er noget helt andet. |
| Single Event Upset | Enkelthændelser, som skyldes passage af en meget energirig ladet partikel, f.ex. gennem en RAM celle i computerens hukommelse |
| Solar array | Solpanel, bruges i flæng med "solar panel". |
| Solar cell | Solcelle, en halvlederkomponent, som omdanner solenergi til elektrisk energi. |
| Solar panel | Solpanel, bruges i flæng med "solar array". |
| Solid fuel | Fast brændstof |
| Specific impulse | Specifik impuls, et mål for raketbrændstoffets effektivitet |
| Sun-synchronous | Solsynkron, satellittens baneplan drejer sig i det heliocentriske inertialsystem med samme hastighed som Jorden bevæger sig rundt om solen. Virkningen af dette er, at satellitten passerer ækvator på samme lokale soltid hver gang |
| Thrust | Trykkraft, den kraft hvormed en raket accelereres |
| Transmitter | (Radio-) Sender |
| Transmitting antenna | Senderantenne |
| Uplink | Radioforbindelsen i retning fra jord til satellit. Bruges også på dansk. |
| Vernal equinox | Forårspunktet (egentlig Forårsjævndøgn, bruges om begge dele), det punkt på stjernehimlen, hvor solen står ved forårsjævndøgn |
| Wavelength | Bølgelængde |
| White noise | hvid støj", støj som indeholder lige meget af alle frekvenser. |



Appendix B

Forkortelser

| | |
|------|--|
| AIT | Assembly, Integration & Test |
| AIV | Assembly, Integration & Verification |
| AM | Amplitude Modulation |
| ASAP | Ariane Structure for Secondary Payloads |
| AU | Astronomical Unit |
| BCR | Battery Charge Regulator |
| BDR | Battery Discharge Regulator |
| BOL | Beginning-of-Life |
| BPSK | Binary Phase Shift Keying |
| CCD | Charged-Coupled Device (Den type mikrochips der benyttes til billedoptagelsen i videokameraer, digitale kameraer m.m.) |
| CDH | Command and Data Handling |
| DSN | Deep Space Network |
| DSRI | Danish Space Research Institute |
| ECSS | European Cooperation for Space Standardization |
| EEE | Electrical, Electronic and Electro-mechanical |
| EGSE | Electrical Ground Support Equipment |
| EIRP | Equivalent Isotropically Radiated Power |
| EMC | Electro-Magnetic Compatibility |
| EOL | End-of-Life |
| EPS | Electrical Power System |
| ESA | European Space Agency |
| ESD | Electro-Static Discharge |
| FCL | Foldback Current Limiter |
| FDIR | Failure Detection, Identification and Recovery |
| FM | Frequency Modulation |
| GEO | Geostationary Orbit |
| GPS | Global Positioning System |
| GTO | Geostationary Transfer Orbit |
| HK | Housekeeping |
| ISS | International Space Station |
| JPL | Jet Propulsion Laboratory |
| LEO | Low Earth Orbit |



| | |
|------------------|---|
| Li-Ion | Lithium-Ion |
| MAE | Mechanisms and Actuator Electronics |
| MEO | Medium Earth Orbit |
| MGSE | Mechanical Ground Support Equipment |
| Mia. | Milliard = 10^9 |
| Mio. | Million = 10^6 |
| MLI | Multi-Layer Insulation |
| MPPT | Maximum Power Point Tracker. |
| MRU | Main Regulator Unit. |
| NASA | National Aeronautics & Space Administration |
| NiCd | Nickel-Cadmium |
| NiH ₂ | Nickel-Hydrogen |
| PA | Product Assurance |
| PCU | Power Control Unit |
| PDU | Power Distribution Unit |
| PFL | Probability of Frame Loss |
| PM | Phase Modulation |
| PPL | Preferred Parts List |
| PSK | Phase Shift Keying |
| QPL | Qualified Parts List |
| QPSK | Quaternary Phase Shift Keying |
| QA | Quality Assurance |
| SCOE | Special Check-Out Equipment |
| SEU | Single-Event Upset |
| SNR | Signal-to-Noise Ratio |
| SI | Système International |
| SSO | Sun-Synchronous Orbit |



Appendix C

Generelle konstanter

| | |
|---|---|
| Den universelle tyngdekonstant | $G = 6.67259 \cdot 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$ |
| Tyngdekonstanten ($\mu = GM$) for forskellige planeter: | |
| | $\mu_{\text{Jord}} = 3.986004418 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ |
| | $\mu_{\text{Sol}} = 1.327124 \cdot 10^{20} \text{ m}^3/\text{s}^2$ |
| | $\mu_{\text{Måne}} = 4.902798882 \cdot 10^{12} \text{ m}^3/\text{s}^2$ |
| | $\mu_{\text{Jord+Måne}} = 4.035033 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ |
| | $\mu_{\text{Mars}} = 4.28283 \cdot 10^{13} \text{ m}^3/\text{s}^2$ |
| Jordens tyngdeacceleration | $g_0 = 9.80665 \text{ m/s}^2$ |
| Solkonstanten 1 AU fra solen og i vacuum | $S_0 = 1353 \text{ W/m}^2$ |
| Stephan-Boltzmann konstanten | $\sigma = 5.6696 \cdot 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$ |
| Lystes hastighed i vacuum | $c = 2.99792458 \cdot 10^8 \text{ m/s}$ |
| Boltzmann's konstant | $k = 1.3862 \cdot 10^{-23} \text{ J/K}$ |
| Astronomisk enhed (Astronomical Unit) | $1 \text{ AU} = 1.495979 \cdot 10^{11} \text{ m}$ |
| Siderisk døgn | $23 \text{ timer } 56 \text{ min } 4.0954 \text{ s} = 86164.0954 \text{ s}$ |
| Jordens radius ved polerne | $R_{\text{ep}} = 6356.752 \text{ km}$ (WGS-84 ellipsoiden) |
| Jordens radius ved ækvator | $R_{\text{ee}} = 6378.137 \text{ km}$ (WGS-84 ellipsoiden) |
| Jordens middeleradius | $R_{\text{em}} = (R_{\text{ep}} \cdot R_{\text{ee}}^2)^{1/3} = 6371.001 \text{ km}$ |
| Det absolutte nulpunkt | $0 \text{ K} \rightarrow -273.15 \text{ }^\circ\text{C}$ |