

1 Termisk system

[Kjelde: Kort innføring i romteknologi, Gunnar Stette, 2005. Side 108-]

For ein satellitt i bane er termisk regulering svært viktig, då temperatur og miljø i verdsrommet er svært ulikt miljøet på jorda. På grunn av at det ikkje finst noko omliggande atmosfære i verdsrommet som kan absorbere varme, må all varmetransport til/frå satellitten skje via stråling.

I tillegg vil dei termiske tilhøva for satellittar varierar veldig. Universet har ei bakgrunnsstråling på omtrent 4K, medan sola tilfører ein strålingsintensitet på omtrent $1,4\text{kW/m}^2$. Dette kan til dømes føre til store skilnader i temperaturen til sjølve den mekaniske strukturen til satellitten. For ein liten satellitt vil truleg desse skilnadane bli små.

	Temperaturområde
Batteri	0° C til $+20^\circ\text{ C}$
Solceller	-100° C til $+50^\circ\text{ C}$
Elektronikk	-40° C til $+80^\circ\text{ C}$

Tabell 1: Temperaturområde for ein del komponentar

Tabellen¹ viser overslagsvis kva temperaturgrenser ein kan rekne med for at komponentane ombord skal kunne fungere.

I tillegg til stråling frå sola, vil elektronikken i satellitten stå for oppvarming. Radioar (forsterkarar mm.) og MCU-ar vil generere varme. Denne varmen må det, om nødvendig, vere mogeleg å lede vekk. Det er to måtar å kontrollere det termiske miljøet i ein satellitt, anten ved aktiv termisk kontroll (aktiv kjøling eller oppvarming). For ein så liten satellitt vil ikkje aktiv kontroll bli vurdert.

1.1 Passiv termisk kontroll

Passiv termisk kontroll går kort fortalt ut på å lede produsert varme bort vha. stråling frå utsidene til satellitten. Kor mykje varme som kan strålast bort avheng av egenskapane til materialet. Satellitten vil stort sett vere dekket av solcellepanel på alle sider, utanom dei to endekantane.

1.1.1 Termisk likevekt

Temperaturen til ei overflate vil vere gitt av emmisjons- og absorpsjons-egenskapane til overflata. Desse egenskapane er då bestemt av materialet

¹Tabellen er henta frå boka. Enra temp.område til å ca. samanfalle med Atmel sine kretsar. Dette kan spesifiserastrettast seinare

overflata er laga av. Ei slik overflate ynskjer gjerne å vere i termisk likevekt, likevektstemperaturen er gitt av likninga under.

$$T = \sqrt[4]{\frac{\alpha}{\epsilon} \cdot \frac{C}{4\sigma}}$$

Likninga stammar frå at absorbert effekt skal vere lik utstråla effekt². α er absorpsjonskonstanten for materialet, ϵ er emmisjonskonstanten for materialet, C er solkonstanten (altså 1355 W/m²) og σ er Stefan-Boltsmanns konstant. Dette viser ein kan kontrollere temperaturen til ein satellitt (eller delar av den) ved å kva materiale ein kler den med. Til dømes vil ein gullkledd lekam ha ein større likevektstemperatur (“halde på varmen”) enn ein optisk solreflektor som då kan brukast til å stråle varme ut i verdsrommet.

1.1.2 Temperatursensorar

Sidan ein ikkje kan aktivt regulere temperaturen i satellitten, vil det være svært verdifullt å samle inn så mykje data som mogeleg om temperaturfordeling i satellitten og temperaturen til dei forskjellige komponentane. Ein bør overvåke temperaturen på sjølve strukturen på fleire stadar, MCU-ar, batteribank, radioar, solceller og komponentar i effektforsyninga.

Oppgåve framover: Finne ut kvar ein skal plassere sensorar. Finne ut kva type sensorar ein kan bruke. Lage eit system med fleire sensorar som les ut kvar sensor periodisk og/eller på forespørsel. Data må kunne lagrast og sendast til Flight-computer/radio for transport til bakken.

1.2 Temperatur ein kan forvente

Oppgåve framover: Kartlegge det termiske miljøet ein kan forvente satellitten vil vere i. Simulere(?) korleis temperaturen inni satellitten vil endre seg etterkvart som han spinn rundt seg sjølv og går i bane rundt jorda for ulike aktuelle banetypar.

1.3 Krav til temperatur

Oppgåve framover: Finne krav til termisk miljø for aktuelle komponentar til bruk i satellitten. Definiere absolutte krav komponentar som skal brukast må oppfylle.

²Sjå Romteknologiboka, side 110