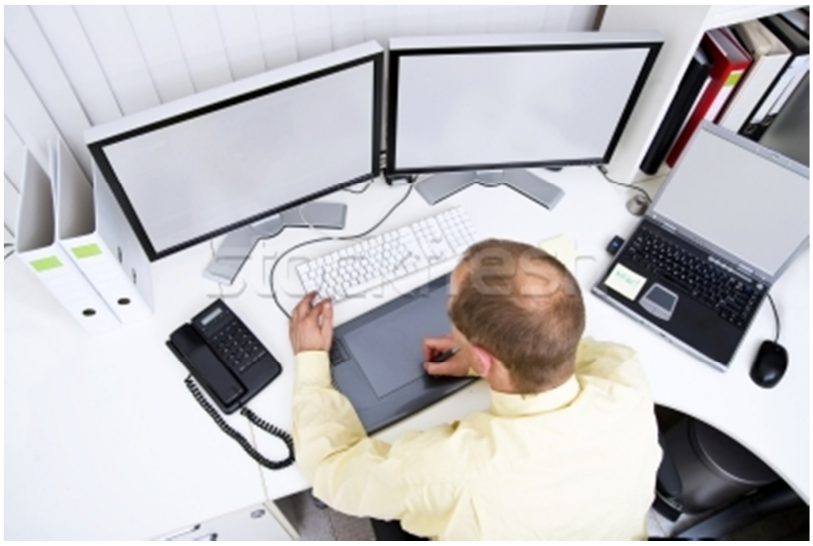
به نام پروردگار یکتا

طراحی حرارتی



- وظیفه طراح حرارتی
- طول عمر عملکردی
- بازه های دمایی اجزاء ماهواره
- الزامات طراحی حرارتی
- نکات طراحی
- معیارهای طراحی
- اصول طراحی
- حالت سر و گرم
- عدم قطعیت ها

وظیفه طراح حرارتی

- **بخش کنترل حرارت تضمین می نماید که در تمامی طول عمر عملکردی ماهواره، کلیه اجزاء و قطعات ماهواره در بازه های مورد نیاز دمایی خود قرار گیرند.**

  - تحلیل و طراحی ماهواره در مراحل مختلف
  - استفاده از سخت افزارهای حرارتی مختلف برای کنترل دما
  - انجام تستهای حرارتی روی قطعات و کل سیستم ماهواره
  - نظارت از مرحله مونتاژ تا پرتاب

طول عمر عملکردی ماهواره

طراحی حرارتی

۱- فاز قبل از پرتاب

- مونتاژ و تست
- انبار و حمل و نقل (باتری و قطعات حساس)
- انتظار پیش از پرتاب
- ناکامی در پرتاب

۲- فاز پرتاب و صعود

- بدترین حالت شرایط مرزی پرتابگر
- تخلیه فشار
- فضاپیما زیر کلاهک (Fairing)
- فضاپیما بعد از جدایش کلاهک تا جدایش کامل

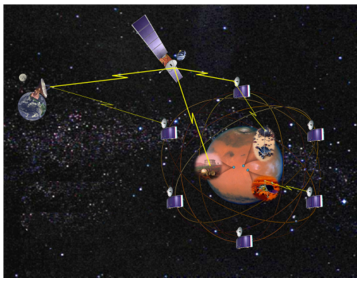
(شارهای آیروترمال، خورشیدی و سیاره ای)

طول عمر عملکردی ماهواره

طراحی حرارتی

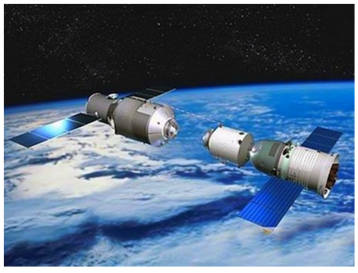
۳- فاز مداری

- ارتفاع و خروج از مرکز
- زاویه شیب (Inclination)
- نقطه صعود و تغییرات آن در زمان
- بیشترین زمان سایه و نقطه حضیض (Argument of perigee)
- جهت گیری فضاپیما نسبت به زمین و خورشید
- زوایای اجزاء متحرک نسبت به بدنه (مانند آنتها و سلولهای خورشیدی)



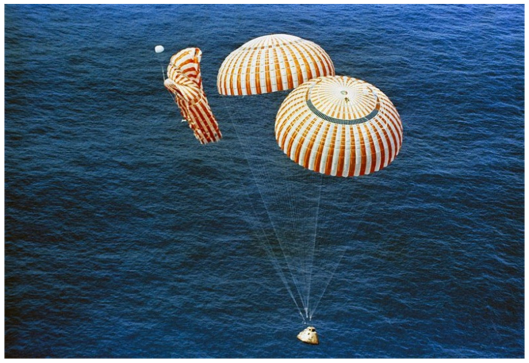
۴- فاز بین سیاره ای

۵- اتصال، لنگر انداختن (Docking)، جدایش



- جهت گیری فضاپیما
- شعله تراستر ها
- اثر سایه
- تبادل شار با بدنه

طول عمر عملکردی ماهواره



۶- نزول، ورود به جو و فرود

- کاهش بازده MLI به دلیل افزایش فشار
- اثرات سرمایشی و گرمایشی به واسطه ورود هوا
- نیاز به جاذب های حرارت مخصوص

۷- فاز پس از فرود

بازه های دمایی اجزاء ماهواره

- بازه های دمایی اعلام شده به طراح حرارتی
  - عملکردی (Operational)

بازه دمایی که قطعه با خروج از آن حین کارکرد دچار اختلال در عملکرد می گردد.

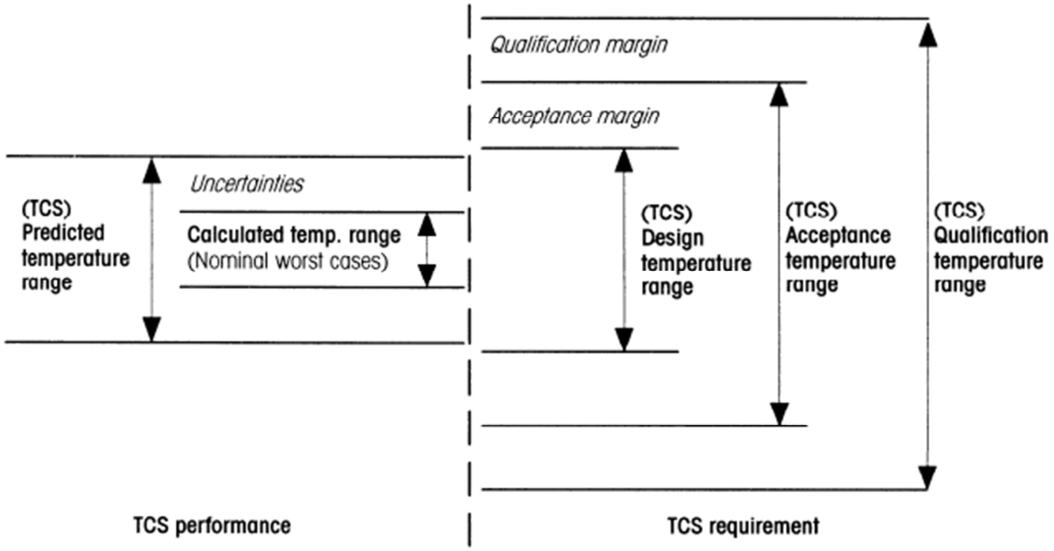
  - غیر عملکردی یا بقاء (Non-operational or Survival)

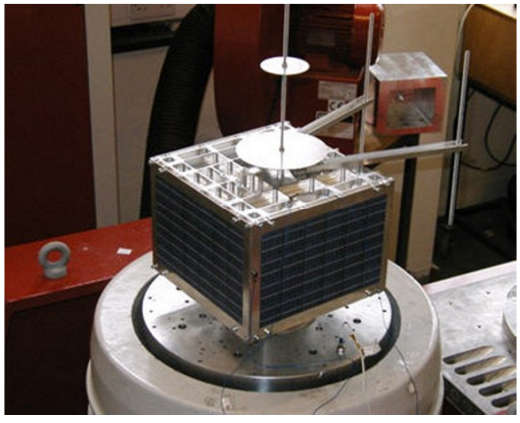
بازه دمایی که قطعه با خروج از آن حتی در حالت خاموشی نیز آسیب می بیند.

Component	Typical Temperature Range (°c)	
	Operational	Survival
Batteries	0 to 15	-10 to 25
Reaction Wheels	-10 to 40	-20 to 50
Gyros/IMUs	0 to 40	-10 to 50
Star Trackers	0 to 30	-10 to 40
C&DH Box Baseplates	-20 to 60	-40 to 75
Hydrazine Tanks and Lines	15 to 40	5 to 50
Antenna Gimbals	-40 to 80	-50 to 90
Solar Panels	-150 to 110	-200 to 130

- انتخاب بازه برای طراحی

بازه انتخاب شده در طراحی باید در بازه عملکردی جای گیرد.





۱- مکانیکی

- وزن و ابعاد
- جنس و ظرفیت حرارتی
- روشهای نصب
- سطح تماس
- مشخصه های سطوح از قبیل صافی و زبری
- الزامات نصب
- نواحی ممنوعه (لنز دوربین ها و سلولهای خورشیدی)
- نواحی ممکن برای نصب سخت افزارهای حرارتی
- تحمل بارهای مکانیکی سخت افزارهای مورد استفاده

الزامات ارتباطی طراحی حرارتی

۲- الکتریکی

- تلفات حرارتی
- سیم کشی، اتصال زمین و هدایت الکتریکی
- مصرف توان (بیشینه، متوسط)
- تطابق با ولتاژ و تغییرات آن

۳- پیشرانش

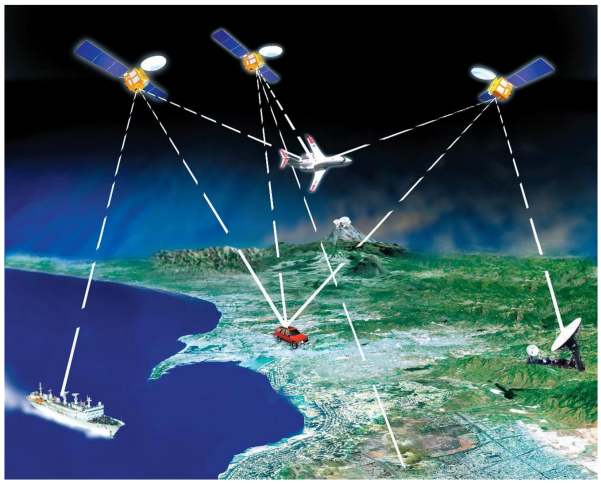
- شارهای حرارتی و پروفیل دمای قطعات پیشران

۴- کنترل وضعیت

- عدم تاثیر بر روی وضعیت ماهواره
- وضعیت های غیر قابل پذیرش حرارتی

۵- فرستنده و گیرنده

- فرکانس و حجم ارسال و دریافت



طراحی حرارتی

الزامات ارتباطی طراحی حرارتی

۶- کنترل داده و فرمان

- ملاحظات نرم افزاری و انتقال داده (کنترل گرمکن ها و داده برداری سنسورها)

۷- پرتابگر

- دسترسی
- منحنی کاهش فشار
- تهویه مورد نیاز
- شار های حرارتی در کلاهک

نکات طراحی

۱- عمومی

- برآورده ساختن الزامات ماموریتی
- استفاده از مواد و نوع طراحی مطابق با فاکتورهای محیطی (Space qualified)

۲- تخصیص بودجه

- وزن، ابعاد، مصرف انرژی و میزان تبادل اطلاعات

۳- طول عمر (life time)

۴- قابلیت تخمین و تست

۵- انعطاف پذیری

۶- دسترسی و مونتاژ

۷- قابلیت اطمینان

- تعبیه جایگزین (Redundancy)

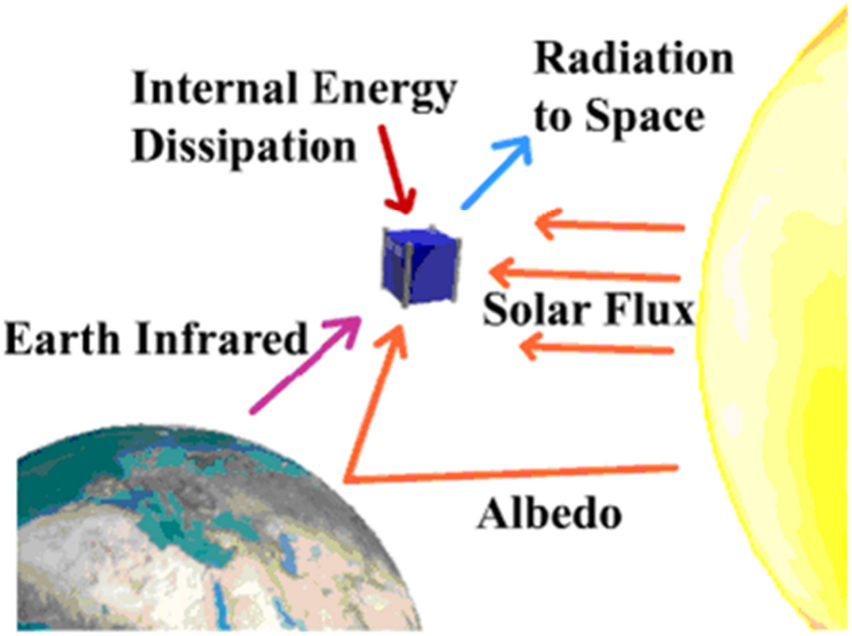
۸- قابلیت تهیه (Availability)

۹- ایمنی

معیارهای طراحی

- **حداقل کردن حجم و جرم زیر سیستم**
- **حداقل کردن توان مصرفی زیرسیستم**
- **حداقل کردن هزینه های زیرسیستم (مدلسازی، ساخت و تست)**
- **حداقل کردن احتمال شکست ماموریت ماهواره**
- **استفاده از سیستمهای ساده**
- **بهینه کردن مسیرهای انتقال حرارت در درون (سازه) ماهواره به منظور پیش گیری از ایجاد گرادیان های نامطلوب**
- **پاسخگو بودن زیرسیستم در تمامی مراحل کاری محتمل برای ماهواره**

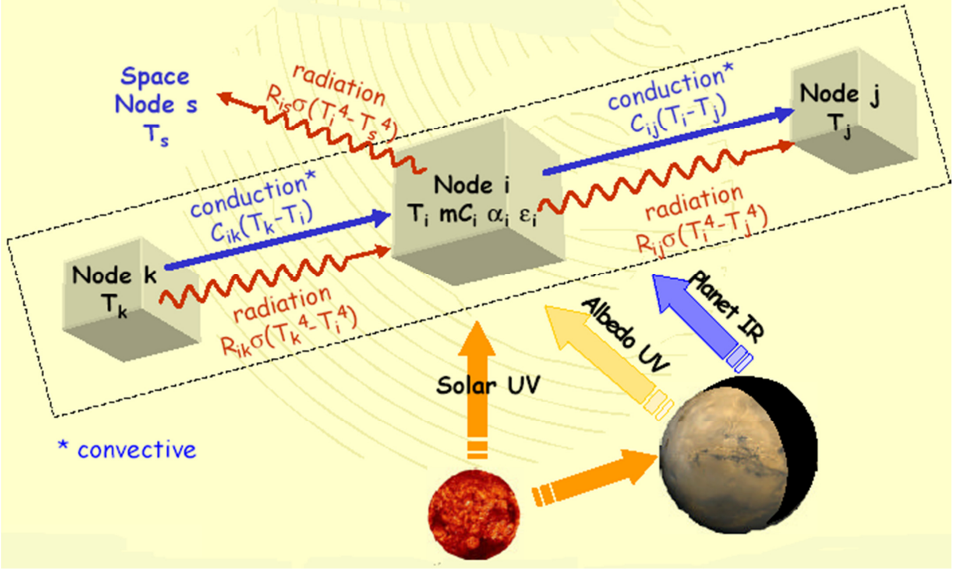
- ماهواره برای مدار نهایی طراحی می شود و برای مراحل میانی در صورت پاسخگو نبودن تمهیدات خاص اندیشیده می شود. بنابراین باید شناخت دقیقی از شارهای حرارتی در مدار نهایی داشت.



- برقرار بالانس انرژی در ماهواره

$$\underbrace{(mC_P)_i \frac{dT_i}{dt}}_{\text{stored energy}} = \underbrace{\sum_j C_{ij}(T_j - T_i)}_{\text{conducted* flux}} + \underbrace{\sum_j R_{ij}\, s\, (T_j^4 - T_i^4)}_{\text{radiated* flux}} + \underbrace{\sum_j F_{ij}(T_j - T_i)}_{\text{fluid flow (not visualised)}} + \underbrace{Q_i^j}_{\text{internal loads}} + \underbrace{Q_i^e}_{\text{external loads}}$$

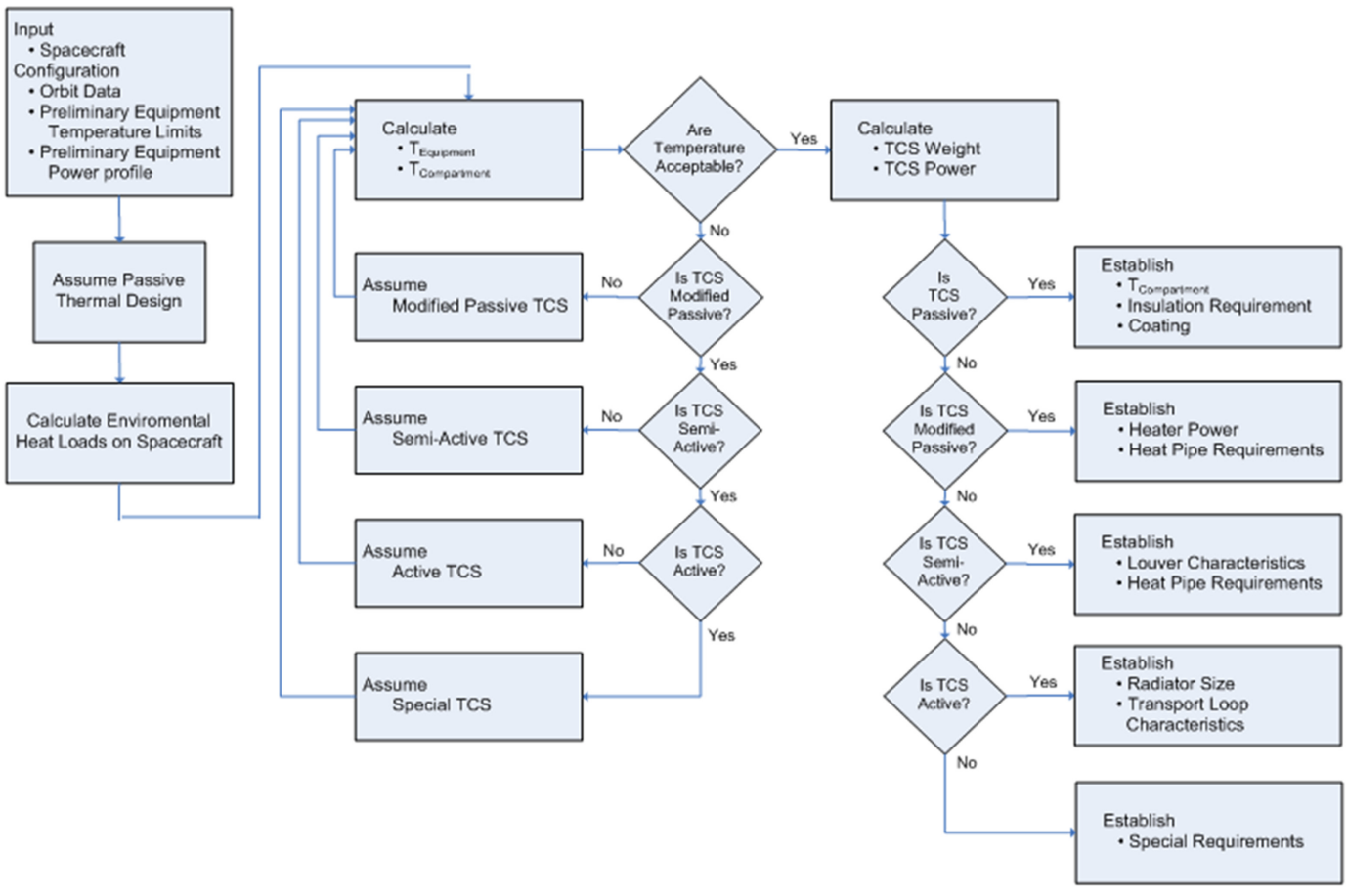
*/convective　　*incl. to space



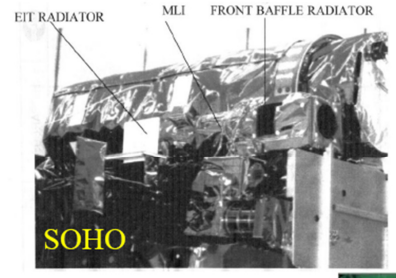
- سخت افزارهای غیر فعال **(Passive Systems)**: سخت افزارهایی هستند که مصرف انرژی ندارند و عضو متحرک نیز در آنها دیده نمی شود.
- سخت افزارهای فعال **(Active Systems)**: بر خلاف سخت افزارهای غیر فعال، این سخت افزارها می توانند مصرف انرژی و یا عضو متحرک داشته باشند.

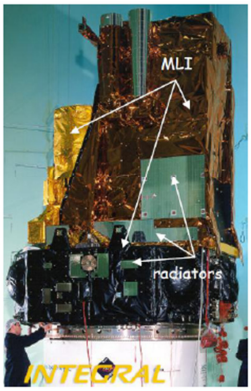
Passive	**Radiation** - coating - MLI blanket - radiator **Latent heat & Ablation** - Thermal protection system - Phase change materials	**Conduction** - structural materials - doubler, filler, adhesive - washer, strap, bolt, stand-off
Active	**Heaters** - thermostat control - electronic control - ground control **Peltier element**	**Heat pipes & fluid loops** - fixed/variable conductance - loop heat pipe - mono/diphasic fluid **Louvres**

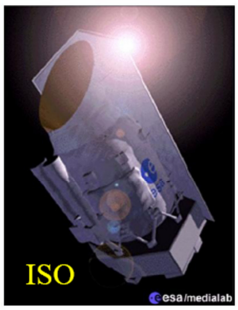
اصول طراحی حرارتی
طراحی حرارتی

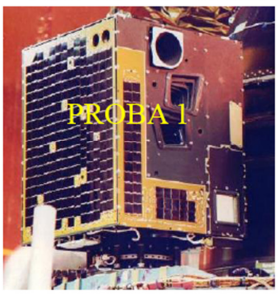


- پیش از انجام طراحی لازم است اطلاعات ماهواره های مشابه جمع آوری شده و به دقت مورد بررسی قرار گیرد.



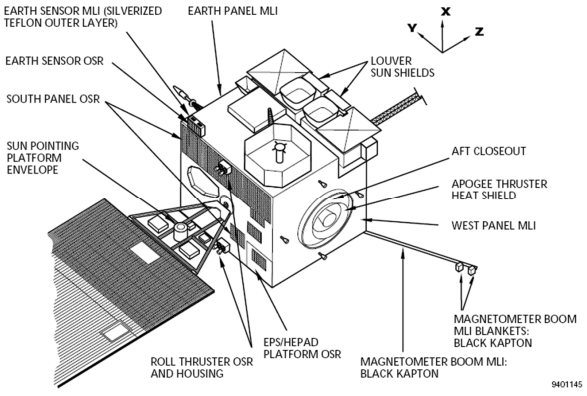


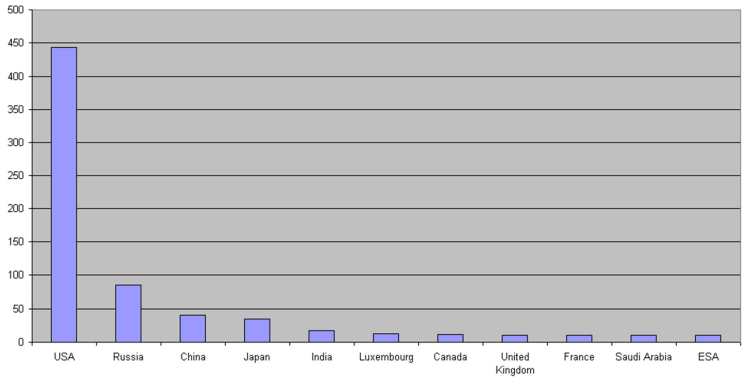




اصول طراحی حرارتی
طراحی حرارتی

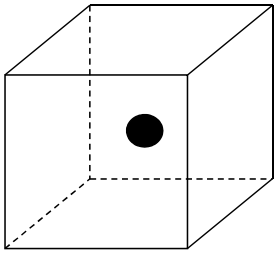
- پیش از انجام طراحی لازم است اطلاعات ماهواره های مشابه جمع آوری شده و به دقت مورد بررسی قرار گیرد.



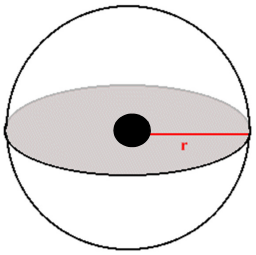


نمودار تعداد ماهواره های در مدار کشورهای دارای بیش از ۱۰ ماهواره

تحلیل و طراحی حرارتی ماهواره به صورت یک جسم متمرکز



$$6a^2 = 4\pi R^2$$



$$\alpha_{s,total} = \frac{\sum_{i=1}^{n} \alpha_{s,i} A_i}{\sum_{i=1}^{n} A_i} \qquad \varepsilon_{s,total} = \frac{\sum_{i=1}^{n} \varepsilon_{s,i} A_i}{\sum_{i=1}^{n} A_i}$$

طراحی حرارتی
طراحی اولیه

محاسبه بیشترین و کمترین دما در حالت پایا برای یک جسم متمرکز

Cold Case

$$Q_s = 0$$
$$Q_a = 0$$
$$Q_e = G_{\min} A_p \varepsilon F_{1-2H}$$

$$\Rightarrow \quad T_{\min} = \left[\frac{Q_e + Q_{d,\min}}{\sigma \varepsilon A} \right]^{\frac{1}{4}}$$

Hot Case

$$Q_s = S_{a,\max} A_p \alpha_s$$
$$Q_a = S_{a,\max} f_{a,\max} A_p \alpha_s F_{1-2H}$$
$$Q_e = G_{\max} A_p \varepsilon F_{1-2H}$$

$$\Rightarrow \quad T_{\max} = \left[\frac{Q_s + Q_a + Q_e + Q_{d,\max}}{\sigma \varepsilon A} \right]^{\frac{1}{4}}$$

محاسبه بیشترین و کمترین دما در حالت پایا برای یک جسم متمرکز (مثال)

پوشش طلایی رنگ روی سطوح ماهواره با ضریب جذب خورشیدی 0.14 و ضریب صدور 0.05

بیشترین و کمترین تلفات ترتیب معادل ۱۰ و ۲ وات

مکعب به بعد ۴۰ سانتیمتر

$$q_s = S_a\, A_p\, \alpha_s$$

$$q_s = 1370 \times 0.24 \times 0.14 = 46.032\, w$$

$$q_a = S_a\, f_a\, A_p\, \alpha_s\, F_{1-2H}$$

$$q_a = 1370 \times 0.33 \times 0.24 \times 0.14 \times 0.9 = 13.67\, w$$

$$q_e = G\, A_p\, \varepsilon\, F_{1-2H}$$

$$q_e = 235 \times 0.24 \times 0.05 \times 0.9 = 2.538\, w$$

$$A_p = \pi R^2$$

$$T_{\max} = \left[\frac{46.032 + 13.67 + 2.538 + 10}{5.67 \times 10^{-8} \times 0.05 \times 0.96}\right]^{\frac{1}{4}} = 403.6\, K = 130.6^{\circ} C$$

$$T_{\min} = \left[\frac{2.538 + 2}{5.67 \times 10^{-8} \times 0.05 \times 0.96}\right]^{\frac{1}{4}} = 202\, K = -71^{\circ} C$$

طراحی اولیه
طراحی حرارتی

محاسبه سطح رادیاتور و گرمکن

- محاسبات براساس مقادیر متوسط مداری

$$T_{\text{hot}} \le T_{\max}$$

$$A^r = \left.\frac{Q^d - Q_{\text{loss}}}{\varepsilon\sigma T^4 - \alpha^s(q^S + q^A) + \varepsilon q^E}\right|_{\text{hot case data}} \qquad q^d = \varepsilon\sigma T^4 - \{\alpha^s(q^S + q^A) + \varepsilon q^E\}$$

$$\sigma T_{\text{cold}}^4 = \left.\frac{Q^d - Q_{\text{loss}}}{\varepsilon A^r} + \frac{\alpha^s}{\varepsilon}(q^S + q^A) + q^E\right|_{\text{cold case data}}$$

$T_{\text{cold}} \ge T_{\min}$ → **OK**

$T_{\text{cold}} < T_{\min}$

$$Q_{\text{heater}} = Q_{\text{loss}} + A^r\{\varepsilon\sigma T_{\min}^4 - [\alpha^s(q^S + q^A) + \varepsilon q^E]\} - Q^d|_{\text{cold case data}}$$

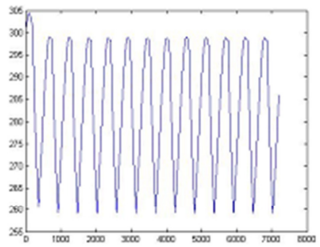
محاسبه سطح رادیاتور: حداکثر شار ورودی، حداکثر تلفات داخلی و حداقل ضریب تشعشع به فضا

اگر سطح بیش از سطح در اختیار برای نصب رادیاتور باشد، باید از رادیاتورهای بازشونده استفاده شود.

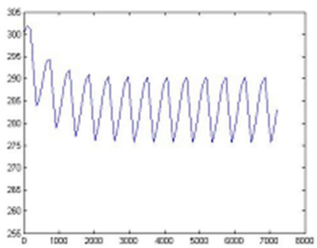
محاسبه توان گرمکن: حداقل شار ورودی، حداقل تلفات داخلی و حداکثر ضریب تشعشع به فضا

محاسبه بیشترین و کمترین دما در حالت گذرا برای یک جسم متمرکز

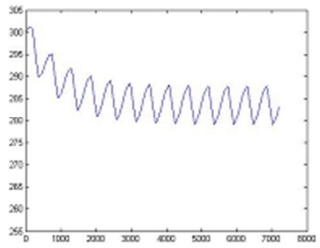
$$Mc_p \frac{dT}{dt} = Q_s + Q_a + Q_e + Q_d - \sigma \varepsilon A T^4$$



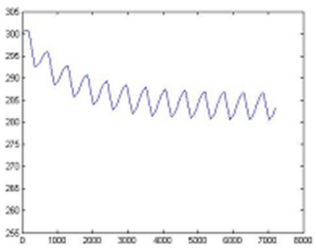
m=10kg



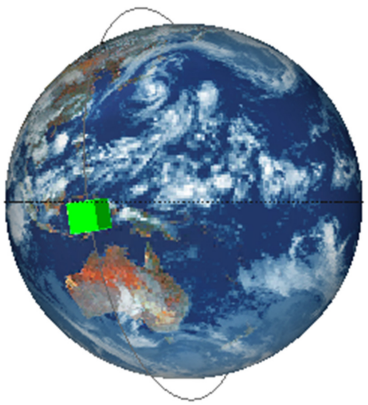
m=30kg

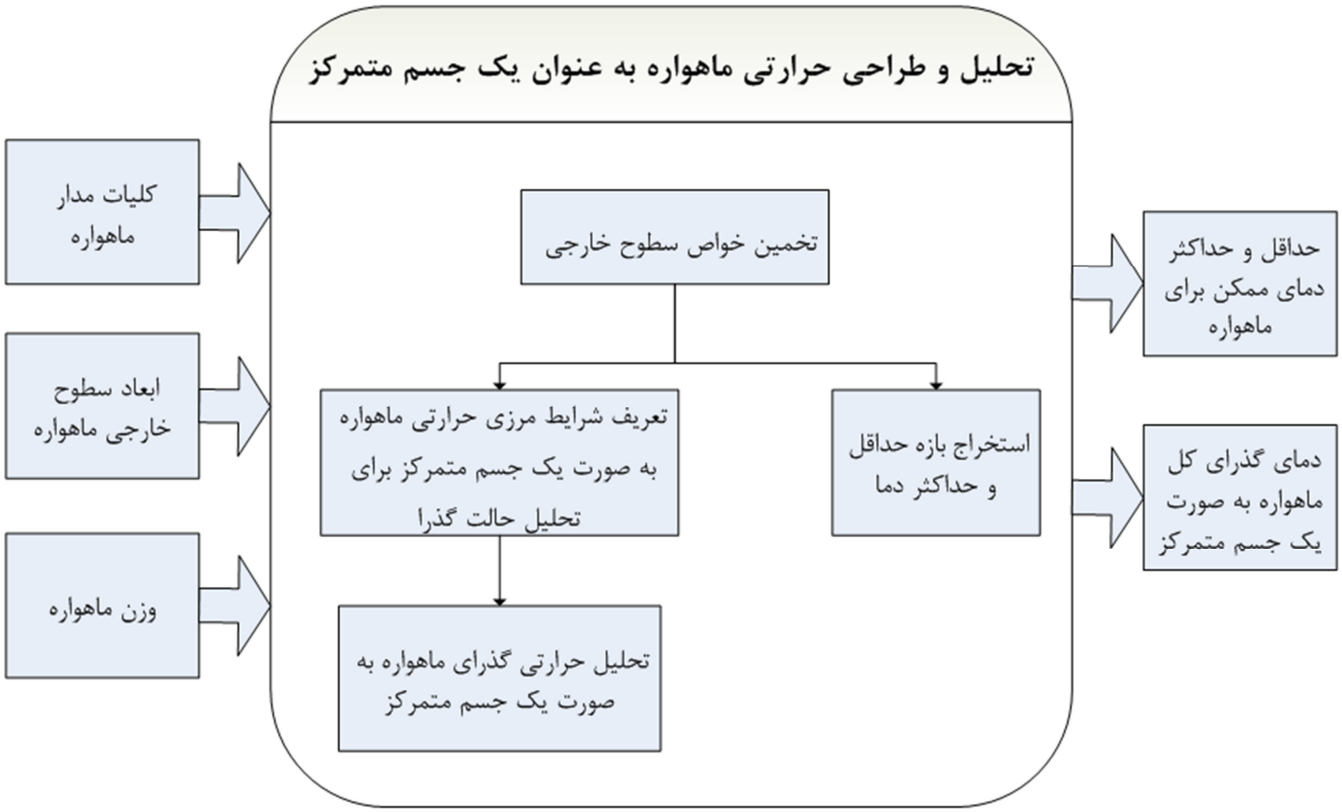


m=50kg



m=70kg





در این مرحله وجود یک نرم افزار مدلسازی حرارتی لازم است.

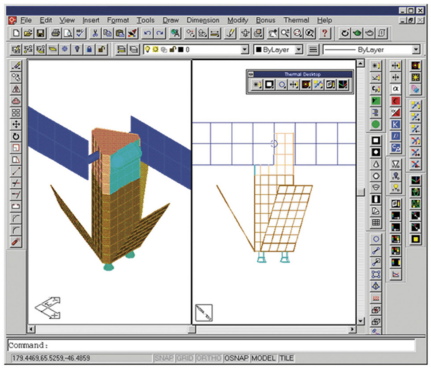
نرم افزار های رایج:

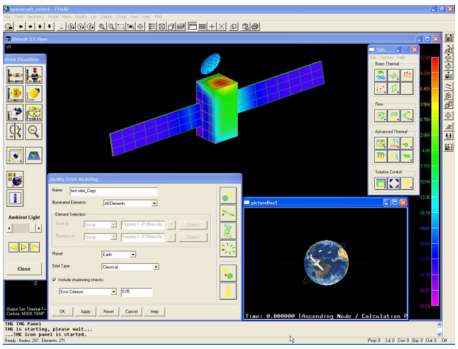
SINDA

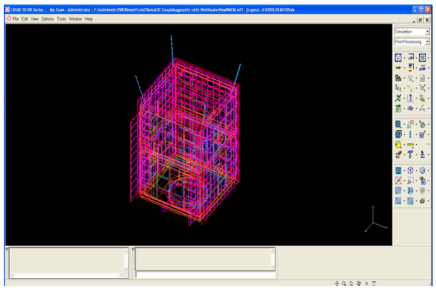
I-DEAS TMG

ESATAN-ESARAD

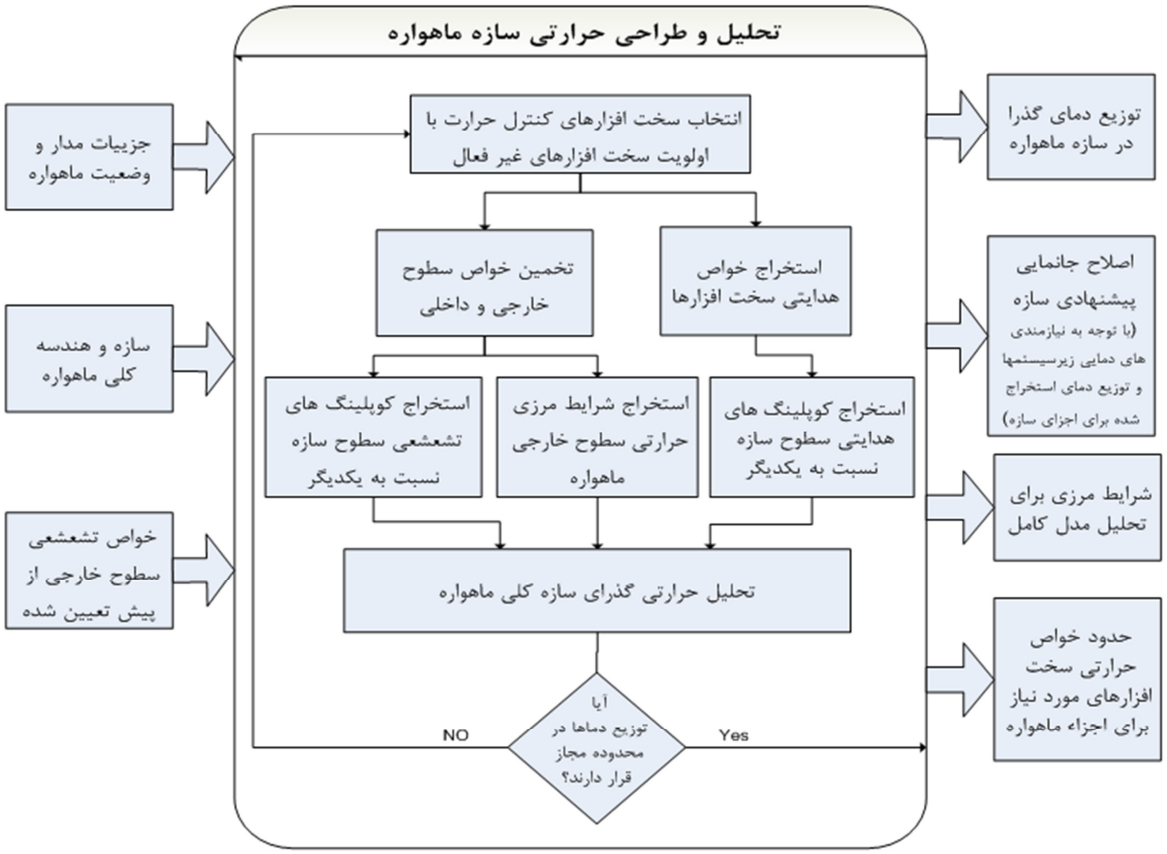
ANSYS

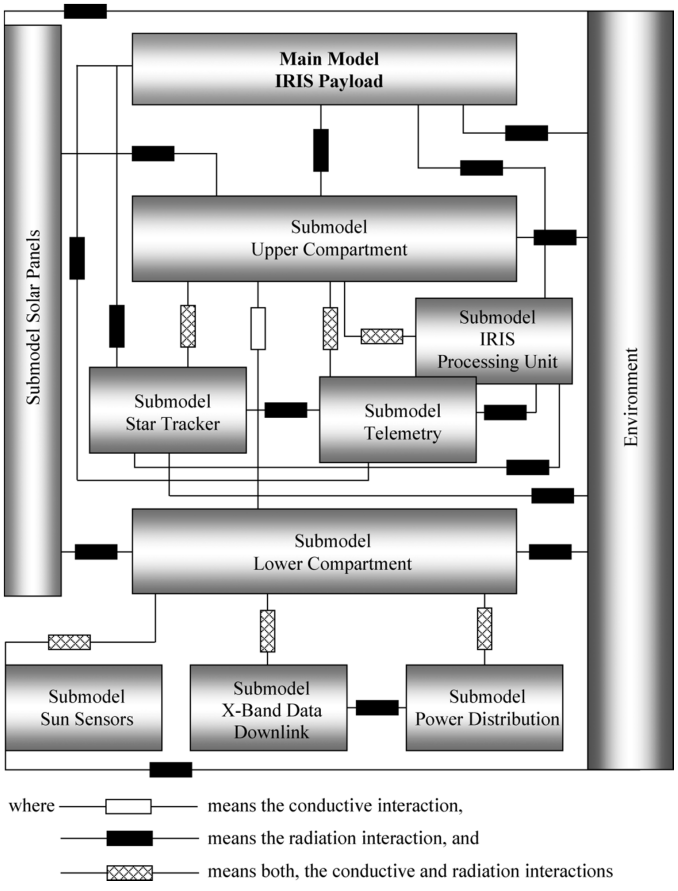






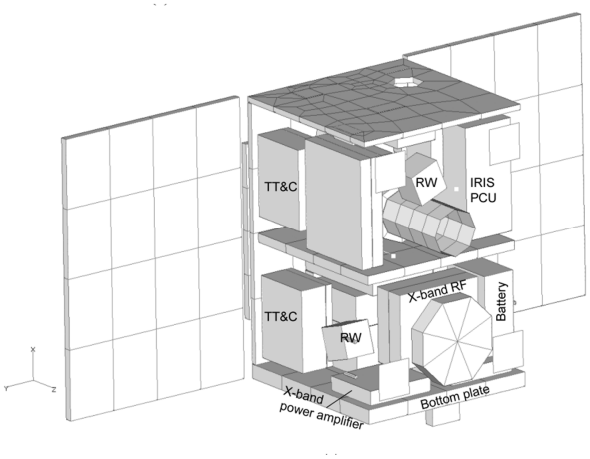
طراحی سازه
طراحی حرارتی





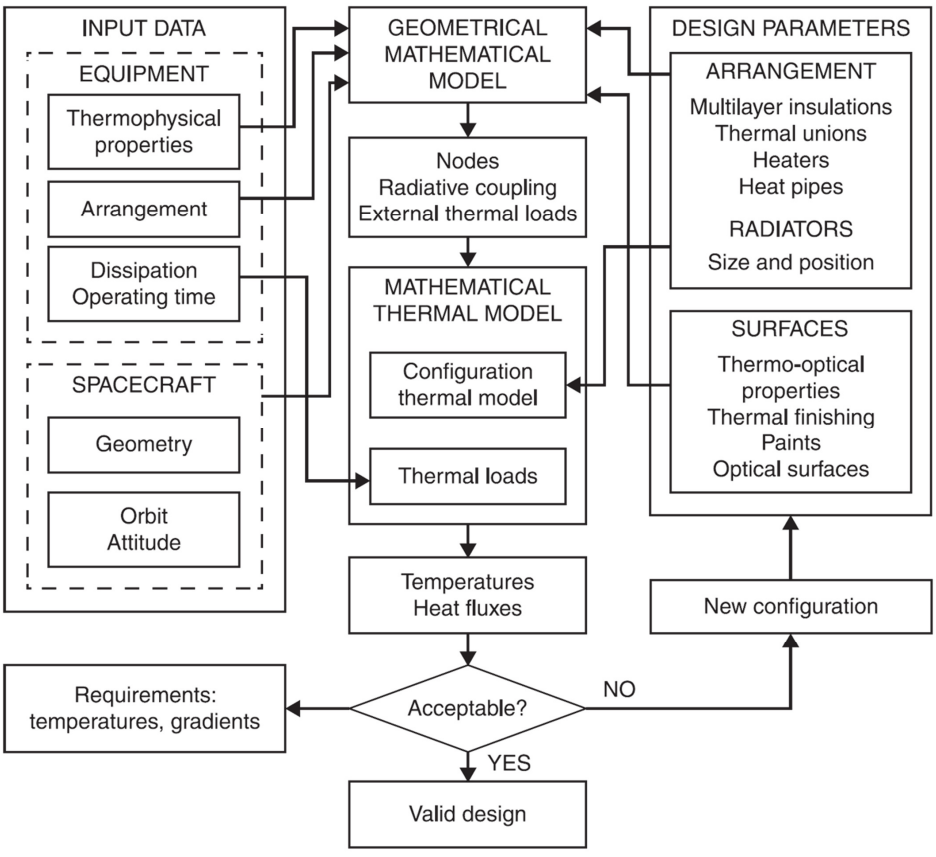
TMM (Thermal Mathematical Model)

نمایشی عددی از ارتباطات انتقال حرارت هدایتی، جابه جایی و تشعشعی بین اجزاء و با محیط اطراف می باشد.

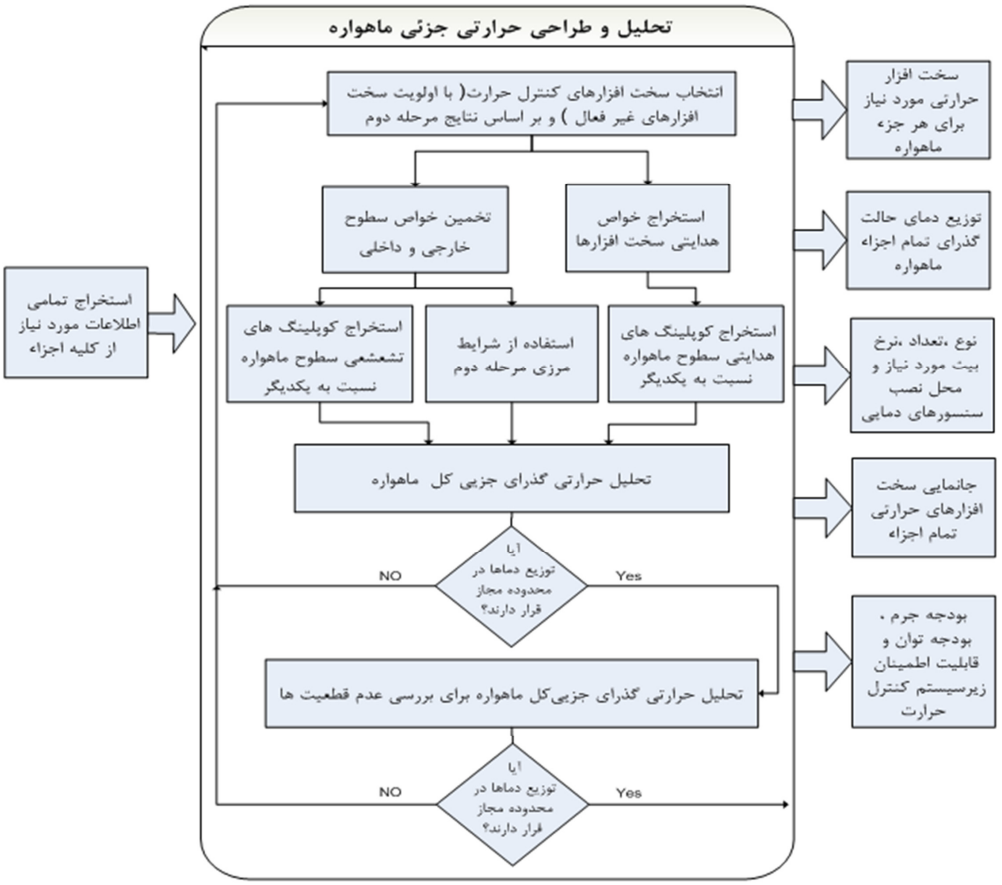


طراحی کل ماهواره با جزئیات
طراحی حرارتی

Thermal control subsystem design process flowchart



طراحی کل ماهواره با جزئیات



اصول طراحی حرارتی (گرمترین و سردترین حالت)

TABLE 11-48A. Thermal Parameter Variation for Hot and Cold Assessment in Earth Orbit.
This table provides typical values that can be used to assess the worst-case hot and worst-case cold conditions for spacecraft in Earth orbit.

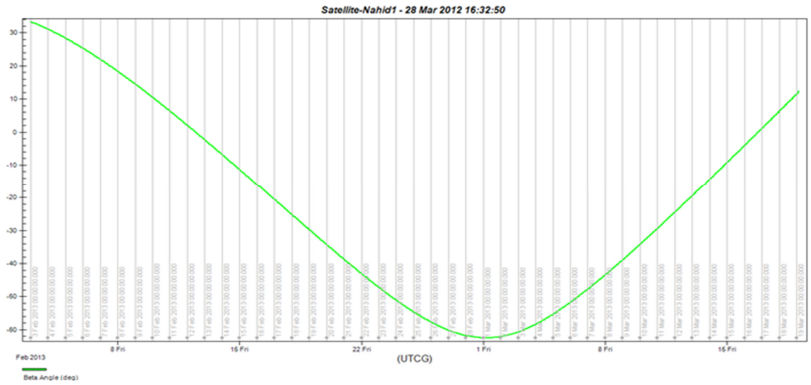
Parameter	Hot Case	Cold Case	Comments
Solar Constant	1420 W/m^2	1360 W/m^2	Early assessment should use worst-case parameters.
Albedo	0.30	0.23	
IR	244 W/m^2	218 W/m^2	
Radiators: Solar Absorptance IR emittance	 Maximum Minimum	 Minimum Maximum	See Sec. 11.5.1
MLI: Solar Absorptance IR Emissivity Effectiveness	 0.55 0.67 0.01 cold side 0.03 Sun side	 0.35 0.75 0.03 cold side 0.01 Sun side	 Kapton outer layer Kapton outer layer Biased effective emissivity
Power Dissipation	Maximum	Minimum	Based on component estimates

اصول طراحی حرارتی (استخراج گرمترین و سردترین حالت)

بررسی ماموریت های ماهواره در طول عمر آن

- استخراج زوایای β های محتمل
- استخراج جهت گیری های محتمل ماهواره (نشانه روی زمین یا خورشید)
- استخراج بازه مجاز چرخش ماهواره
- استخراج بیشترین و کمترین مقادیر شار حرارتی

β=0 β=33 β=63



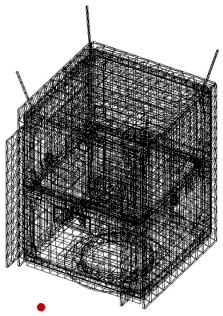
طراحی حرارتی

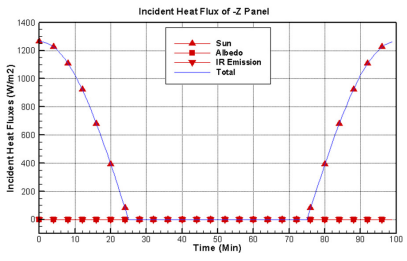
اصول طراحی حرارتی (استخراج گرمترین و سردترین حالت)

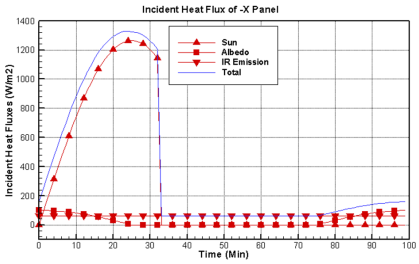
بررسی ماموریت های ماهواره در طول عمر آن

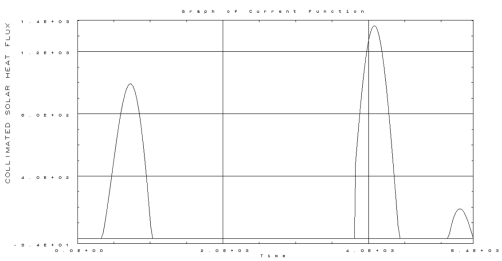
- استخراج بیشترین و کمترین تلفات حرارتی
  - تلفات ثابت
  - تلفات تکرار شونده
  - تلفات مقطعی
- استخراج منحنی های تغییرات شار حرارتی بر روی وجوه خارجی ماهواره

نام قطعه	تلفات حرارتی سرد (W)	تلفات حرارتی گرم (W)
ASSY BATTERY	0	1
PAYLOAD RECEIVER	0	15(10min)
PAYLOAD TRANSMITER	0	15(10min)
RATE GYRO	0	0.5
REACTION WHEEL	0	4.2
TTC_RECIVER	3	3









کنترل چرخان کنترل ۳ محوره

نشانه روی Z+

اصول طراحی حرارتی (طراحی بر اساس گرمترین و سردترین حالت)

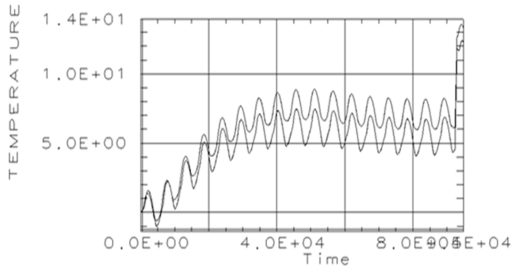
انجام طراحی حرارتی ماهواره و برقراری بالانس انرژی با استفاده از سخت افزارهای غیرفعال به نحوی که در تمامی حالات ترکیب گرمترین شرایط و سردترین شرایط تا جای ممکن پاسخگو باشد.

نتیجه: استخراج گرمترین و سردترین حالت مداری و جهت گیری برای هر یک از اجزاء ماهواره

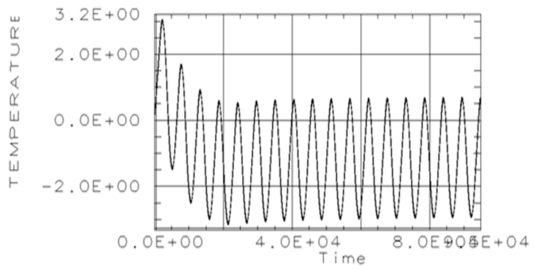
نام قطعه	β=0 Cold	β=33 Cold	β=63 Cold	β=0 Hot	β=33 Hot	β=63 Hot	بازه دمایی طراحی (°C)
ASSY BATTERY	-1 to 0	-2 to -1	-5 to -3	9 to 11	8 to 10	4 to 6	15 to 30
ASSY E-BOX	-7 to 5	-4 to 7	-4 to 5	2 to 17	5 to 17	4 to 14	-20 to 50
CAMERA	-2 to -1	-1 to 0	-2 to -1	7 to 11	8 to 11	8 to 9	10 to 20
GPS	-5 to 0	-4 to 0	-7 to -5	6 to 10	6 to 10	2 to 6	-10 to 40
LOCK AND RELEASE MECHANISM	-6 to 1	-5 to 2	-5 to 1	5 to 14	7 to 14	5 to 12	---
MAGNETOMETER	-11 to 5	-9 to 7	-8 to 4	0 to 19	0 to 19	2 to 15	-30 to 75
MAGNETORQUER	-9 to 6	-7 to 7	-9 to 5	0 to 58	0 to 58	0 to 53	-30 to 60
PAYLOAD ANTENA	-6 to 1	-4 to 3	-5 to 3	4 to 13	6 to 13	7 to 13	-30 to 60
PAYLOAD RECEIVER & TRANSMITTER	-5 to -4	-4 to 2	-5 to -2	5 to 13	7 to 13	4 to 13	-10 to 55
RATE GYRO	-6 to 3	-4 to 3	-6 to 0	10 to 20	10 to 20	8 to 15	-30 to 75
REACTION WHEEL	-8 to 7	-7 to 6	-9 to 0	7 to 24	8 to 22	4 to 15	-10 to 40

طراحی حرارتی

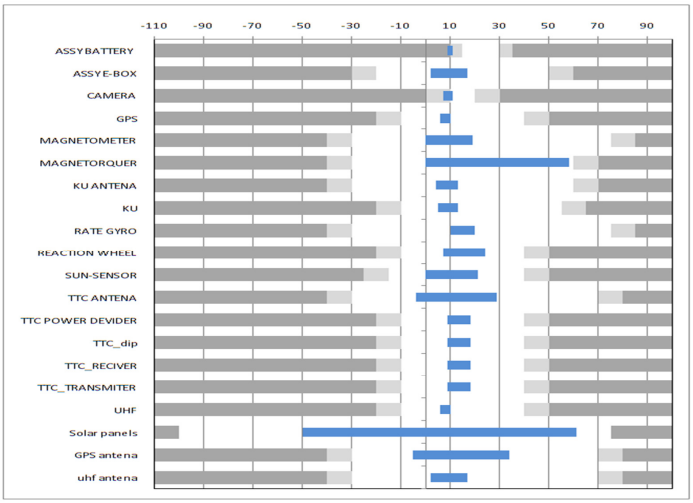
اصول طراحی حرارتی (طراحی بر اساس گرمترین و سردترین حالت)

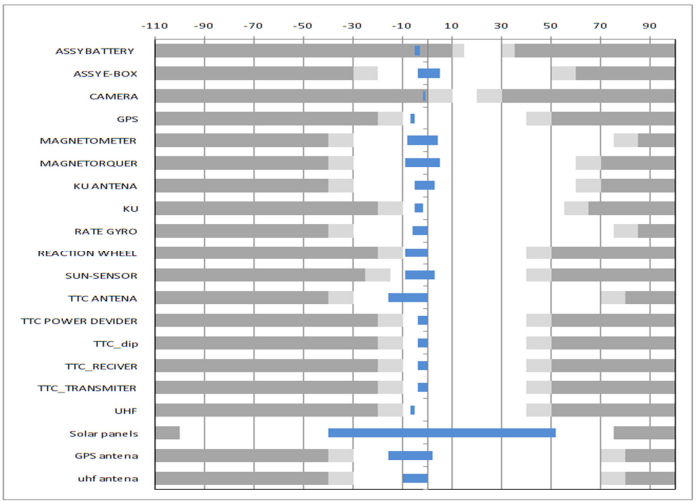


حالت گرم



حالت سرد





اصول طراحی حرارتی (استفاده از کنترل فعال)

در صورت عدم احراز تمامی قیدهای تعریف شده در طراحی غیرفعال، ناگزیر از کنترل فعال استفاده می گردد.

- استخراج ماکزیمم توان گرمکن مورد نیاز در سردترین حالت
- استفاده از heat pipe
- استخراج مانورهای خاص برای برون رفت از شرایط حاد
- استفاده از سخت افزارهای متحرک مانند رادیاتورهای باز شونده
- استفاده از سیکل های سیال

نام قطعه	β=63 Cold
ASSY BATTERY	-5 to -3
CAMERA + support	-2 to -1

نام قطعه	β=63 Cold + Heater
ASSY BATTERY	8 to 11
CAMERA + support	10 to 12

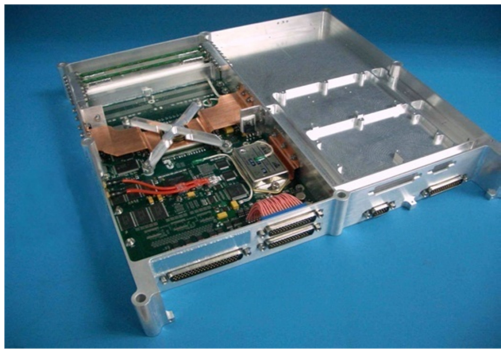
نام قطعه	β=63 Cold + Heater +MLI
ASSY BATTERY	15 to 17
CAMERA + support	10 to 12

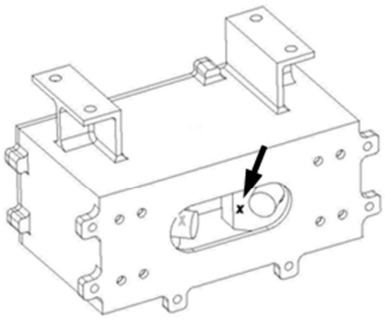
اصول طراحی حرارتی (عدم قطعیت ها)

اثر پارامترهای زیر نیز می بایست در تحلیل ها مورد بررسی قرار گیرد:

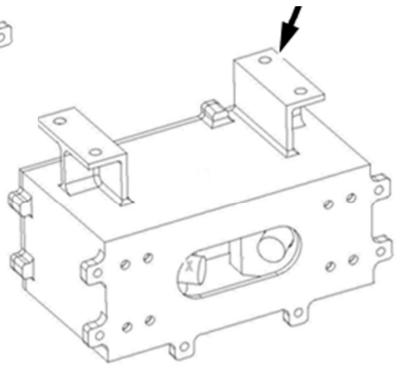
- تغییرات ثابت خورشیدی به سبب تغییر در فصول یا فعالیت های خورشیدی
- تغییرات خواص حرارتی سخت افزارهای حرارتی مورد استفاده به سبب قرارگیری در معرض محیط فضا (مانند تغییر در ضرایب جذب و صدور پوشش ها)
- تغییرات خواص سایر زیرسیستمها به دلیل طول عمر (مانند افزایش تلفات حرارتی زیرسیستم ها به سبب فرسودگی زمانی)
- عدم احراز مقادیر در نظر گرفته شده در طراحی (مانند کوپلینگهای حرارتی در اتصالات)
- تغییرات احتمالی در پارامترهای مداری و وضعیتی در طول مدت مأموریت
- سایر موارد محتمل

اصول طراحی حرارتی (تحلیل داخل جعبه ها)





نقطه مرجع دمایی



نکته: مسئولیت حرارتی داخل جعبه های تحویلی به گروه کنترل حرارت به صورت پیش فرض بر عهده طراح حرارتی کل ماهواره نمی باشد و جعبه ها مخصوص استفاده در فضا برای مونتاژ تحویل می گردند.

مدلسازی داخل جعبه ها تعداد سلولهای زیادی را به تحلیل ها تحمیل می کند بنابراین هزینه محاسباتی بسیار بالا می رود. با استفاده از تمهیدات خاصی می توان داخل جعبه ها را مجزا از کل ماهواره طراحی نمود.