



宇宙機設計標準
熱制御系設計標準

平成21年 7月 8日 制定

宇宙航空研究開発機構

免責条項

ここに含まれる情報は、一般的な情報提供のみを目的としています。JAXA は、かかる情報の正確性、有用性又は適時性を含め、明示又は黙示に何ら保証するものではありません。また、JAXA は、かかる情報の利用に関連する損害について、何ら責任を負いません。

Disclaimer

The information contained herein is for general informational purposes only. JAXA makes no warranty, express or implied, including as to the accuracy, usefulness or timeliness of any information herein. JAXA will not be liable for any losses relating to the use of the information.

発行

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

目次

1. 総則	1
1.1 目的	1
1.2 適用範囲	1
2. 関連文書	1
2.1 適用文書	1
2.2 海外の規格等	1
3. 用語の定義及び略語	2
3.1 用語の定義	2
3.1.1 温度	2
3.1.2 宇宙機システムの構成機器	2
3.1.3 試験	3
3.1.4 熱制御技術	4
3.2 略語の定義	4
4. 一般要求事項	6
5. 設計要求	6
5.1 環境条件	6
5.1.1 基本原則	6
5.1.2 地上環境	6
5.1.3 打上環境	7
5.1.4 軌道上環境	8
5.1.4.1 外部熱入力条件	8
5.1.4.2 軌道条件	9
5.1.4.3 姿勢条件	9
5.1.5 宇宙機側熱環境	10
5.1.5.1 熱光学特性	10
5.1.5.2 宇宙機の内部発熱	12
5.2 熱設計温度条件	16
5.2.1 温度範囲の分類	16
5.2.2 設計予測温度範囲	16
5.2.3 最大予測温度範囲	17

5.2.4	許容温度範囲	17
5.2.5	予測誤差 $\Delta T1$	17
5.2.5.1	予測誤差 $\Delta T1$ の意味	17
5.2.5.2	予測誤差 $\Delta T1$ の設定方法	17
5.2.6	設計マージン $\Delta T2$	18
5.2.6.1	設計マージン $\Delta T2$ の意味	18
5.2.6.2	設計マージン $\Delta T2$ の設定方法	18
5.2.7	能動型熱制御される機器の $\Delta T1$ 、 $\Delta T2$	19
5.2.7.1	熱制御の考え方	19
5.2.7.2	$\Delta T1$ 、 $\Delta T2$ への要求事項	20
5.2.8	温度クリティカル機器の熱制御	26
5.3	熱インタフェース	27
5.3.1	熱インタフェース関連文書	27
5.3.2	熱インタフェース分界	27
5.3.2.1	熱インタフェースの分界の定義	27
5.3.2.2	熱インタフェース条件として規定する事項	29
5.3.3	システム側が行うインタフェース熱設計	30
5.3.4	搭載機器側が行うインタフェース熱設計	31
5.3.4.1	内部搭載機器への要求	31
5.3.4.2	露出搭載機器への要求	33
5.3.5	推進系とのインタフェース	34
5.3.5.1	ガスジェット系	34
5.3.5.3	イオンエンジン系	37
5.3.6	システムとロケットの熱インタフェース	38
5.4	熱制御デバイス・材料技術	39
5.4.1	熱制御技術	39
5.4.1.1	熱制御系に対する要求	39
5.4.1.2	熱制御方式の選定	40
5.4.2	熱制御デバイス・材料	41
5.4.2.1	熱制御デバイス・材料の選定基準	41
5.4.2.2	工程の選定基準	41
5.4.2.3	熱制御デバイス・材料及び工程の適用上の注意事項	42
5.4.2.4	熱制御部品・材料の製造	44
5.4.2.5	MLI の取り扱い	44
5.5	熱設計検証	44

5.5.1 熱解析による検証	44
5.5.2 試験による検証	44
5.5.2.1 試験の分類	45
5.5.2.2 熱平衡試験の条件選定にあたっての考え方	45
5.5.2.3 熱平衡試験の方法と選定	46
5.5.2.4 評価項目	46
5.5.2.5 熱モデル試験	48

1. 総則

1.1 目的

本設計標準は宇宙航空研究開発機構(以下、JAXA)が開発する宇宙機(人工衛星・探査機)の熱制御系設計に対し、共通的に適用することを目的とするものである。なお、本標準はJAXA以外の機関や企業においても適用されることを期待し、規定されるものである。

1.2 適用範囲

本標準は、宇宙機システム及びその構成品(以下、「宇宙機システム等」という)の熱設計、熱設計解析、熱試験などに対する要求事項並びに宇宙機システム等とロケットとの熱的インタフェースに関する要求事項について規定する。

なお、本標準では、通常の温度範囲(およそ 100K~500K)を対象とする。これを超える高温または低温に関しては、本標準を要求せず、参考扱いとする。

2. 関連文書

2.1 適用文書

以下の文書は本標準に規定する範囲で本標準の一部をなすものとする。

- (1) JERG-2-311 MLI 剥離防止設計標準
- (2) JERG-2-211 帯電・放電設計標準
- (3) JERG-2-130 宇宙機一般試験標準
- (4) JERG-2-141 宇宙環境標準
- (5) JERG-2-212 ワイヤディレーティング設計標準
- (6) JMR-010 コンタミネーション管理標準

2.2 海外の規格等

- (1) ECSS-E -30 Mechanical Part 1A : Thermal Control
- (2) NASA GSFC GETS (ELV)-1 General Environmental Test Specification for Spacecraft and Component
- (3) ISO 14644-1 Cleanrooms and associated controlled environments
Part1: Classification of airborne particulates
- (4) ISO 14952- 2 Space systems – surface cleanliness of fluid systems Part2: cleanliness levels
- (5) NASA TM X-64627 「Space and planetary environment criteria guidelines for use in space vehicle development 1971 Revision」

3. 用語の定義及び略語

3.1 用語の定義

本設計標準の中で使用される以下の用語の定義を行う。

3.1.1 温度

(1) 許容温度範囲

許容温度範囲とは、機器の耐温度環境を示すもので、機器の動作(性能維持、機能維持)、非動作(保存)、ターンオンの各温度範囲に分類される。詳細については 5.2 項を参照のこと。

(2) 温度規定点

機器の許容温度範囲を定義するために、機器上に設けた温度の規定点。通常温度規定点の位置は、インタフェース上重要な点で、その点の温度を規定すれば機器全体の温度レベルが規定できる様な点、もしくは熱的にクリティカルな点が存在する場合はその点を選定する。詳細については 5.3 項を参照のこと。

(3) 設計マージン

熱設計において事前に予測不能な軌道上事象を考慮して、軌道上の宇宙機システム等の温度を上記(1)の許容温度範囲に確実に収めるために確保する安全余裕のことを言う。詳細については、5.2 項を参照のこと。

(4) 予測誤差

軌道上温度予測において、数学モデル化、熱解析ツールなどに含まれる誤差や設計検証試験における測定系、熱入力系などに含まれる誤差に起因する予測温度の誤差。詳細については、5.2 項を参照のこと。

(5) 試験温度範囲

宇宙機システム等の認定試験、受入試験あるいはPFT(認定受入試験)において供試体に設定すべき温度範囲である。

(6) 設計予測温度範囲

熱解析の結果、予測される温度範囲である。詳細については、5.2 項を参照のこと。

3.1.2 宇宙機システムの構成機器

宇宙機システムの構成機器は、システムの一部を構成し、いくつかの部品、デバイス、及び構造体の組み合わせられたもので、システムの全体運用の中で独立した機能を遂行するもの。なお、宇宙機システムの構成機器は以下の内部搭載機器と露出搭載機器に分類される。

(a) 内部搭載機器

宇宙機内部に搭載されて、宇宙空間への露出がない機器。

(b) 露出搭載機器

宇宙機外部に搭載される機器、または、一部が宇宙空間へ露出される機器。あるいは、開口部を設けた機器。

3.1.3 試験

本設計標準に用いられる用語のうち、試験に関するものは、2.1(3)項に示す『JERG-2-130 宇宙機一般試験標準』において記載される定義に拠るものとする。以下に、概要を示す。

(1) 開発段階において定義される試験

① 開発試験

ハードウェア及びコンピュータソフトウェアの新規の設計概念の妥当性を確認し、概念段階から運用段階までの設計の評価を支援するために行う試験。ハードウェア及びソフトウェアの問題点を早期に識別し、認定試験開始前に必要な再発防止策を講ずることを目的とする。

② 認定試験

設計及び製造方法が仕様書の要求事項に合致したハードウェア(及びソフトウェア)を得るのに適したものであることを、立証する試験。

③ 受入試験

フライトハードウェアとしての納入品目の受入可能性を立証するために実施される試験。受入試験により、認定済みの設計によって製作されたものの中に材料及び製作上の欠陥がないかどうかを確認する。

④ PFT(認定受入試験)

認定試験と受入試験の目的を併せ持った試験であり、設計及び製造方法を認定すると同時にフライト品としての受け入れ可能性を立証する試験である。

(2) 熱設計検証及び機能性能立証において定義される試験

① 熱平衡試験

宇宙機システムまたは機器をスペースチャンバ内に入れ、軌道上の熱真空環境を模擬し、取得した温度データに基づき、宇宙機システムまたは機器の熱数学モデルの検証、熱制御系設計の妥当性及び熱制御ハードウェアの性能を確認するために行う試験。

本試験は、宇宙機システムの熱制御系の開発に際し、狭義の熱真空試験において設定する外部熱入力の条件の妥当性確認も含む。

② 熱真空試験

狭義の意味においては、宇宙機システム、または機器をスペースチャンバ内に入れ、熱真空

下において軌道上で遭遇する温度環境もしくはそれより厳しい温度環境に晒し、宇宙機システム、または機器が正常に動作し、機能、性能を満足することを立証するために行う試験である。広義の意味においては、熱平衡試験と上記狭義の熱真空試験の総称として用いられる。本書では単に熱真空試験と言う場合は、広義の熱真空試験を指す。

3.1.4 熱制御技術

(1) 熱制御デバイス

熱制御系ハードウェアの構成目(素子、部品等)で、それ以上細分化すると機能を失う品目。

(2) 受動型熱制御方式

受動型熱制御方式は、宇宙機各部表面の幾何学的形状及び材料の熱物理特性の選択により、伝導及び放射の伝達路を調整して各コンポーネントの温度を所定の範囲に制御する方式である。受動型熱制御方式に用いられる代表的な熱制御素子として、多層インシュレーション、サーマルコーティング、サーマルフィラ、ヒートシンク、サーマルダブラ(熱拡散)等がある。なお、固定コンダクタンス型ヒートパイプは本熱制御方式に該当する。

(3) 能動型熱制御方式

機械的な可動品、流動体の利用、ヒータ電力量の変化、熱物性の変化、若しくは変化を利用した他の技術によって所定の温度に制御する方式。本熱制御方式に用いられる代表的な熱制御素子としてヒータ、サーマルルーバ等がある。なお、可変コンダクタンス型ヒートパイプは本熱制御方式に該当する。

(4) 熱数学モデル

宇宙機システムまたは機器の熱的特性の数学的表現。熱環境条件に対する温度予測のために用いる。熱解析モデルとも呼ばれる。

3.2 略語の定義

本設計標準に用いる略語を下記に示す。

AT=Acceptance Test

CVCM=Collected Volatile Condensable Materials

EM=Engineering Model

FM=Flight Model

ICD=Interface Control Drawing

MLI=Multi Layer Insulation

PFM=Proto-flight Model

OSR=Optical Solar Reflector

PM=Prototype Model

QT=Qualification Test

SLI=Single Layer Insulation

TML=Total Mass Loss

4. 一般要求事項

宇宙機には、宇宙機システム等を構成する全ての機器の温度を全寿命期間にわたって所定の温度範囲に入れるための熱制御系設計が要求される。この目的を達成するためには、製造、試験、打上げ及び運用段階における熱的要求条件を明確にし、宇宙機システム等とその構成機器間、及びロケットとの熱的インタフェースを考慮しながら、試験や解析による検証が可能な熱制御系設計を実施する必要がある。

5. 設計要求

宇宙機システム等の熱制御系設計に当たって考慮すべき下記の事項について、各々の要求事項を次項以降に示す。

- (1) 環境条件
- (2) 熱設計温度条件
- (3) 熱インタフェース
- (4) 熱制御デバイス・材料技術
- (5) 熱設計検証

5.1 環境条件

5.1.1 基本原則

宇宙機システム等は、製造から軌道上運用の各段階において種々の熱的環境に遭遇する。宇宙機システム等は、設計寿命期間において、このすべての運用段階(地上、地球及び月・惑星軌道上、並びに惑星間)において、以下に示す熱的環境を考慮に入れなければならない。

地上においては、宇宙機システム等は製造から打上げまで、外気等によって決まる外部熱環境(温度、湿度等)下においても、許容温度範囲に維持される必要がある。なお、環境条件は宇宙機毎に規定される。

打上げ中においては、宇宙機システム等は 5.1.3 項で述べるようにフェアリングを介してあるいは直接加熱を受ける。これらの加熱条件は宇宙機及びロケット毎に規定される。

地球大気圏外の軌道上を飛翔する宇宙機システム等は、太陽放射、アルベド(太陽放射の地球及び月・惑星による反射成分)及び地球や月・惑星の赤外放射によって外部からの加熱を受ける。これらの熱入力、全設計寿命期間中にわたる誤差及び変動も含めて規定される。

5.1.2 地上環境

宇宙機システム等は、打上げ前において、製造、試験、ハンドリング、保管、輸送、及び打上げ準備時の各熱的環境条件を考慮しなければならない。宇宙機システム等に対し適切な熱環境条

件が必要な場合(バッテリー温度条件など)には、地上支援装置を検討すること。このため、熱的環境条件は、宇宙機開発の可能な限り初期の段階において検討を行うこと。

5.1.3 打上環境

打上環境は、打上時から宇宙機分離までの熱環境条件と急減圧環境条件である。但し、宇宙機自身に起因する条件は除く。

(1) 熱環境条件

打上げ時において、宇宙機が受ける熱環境は、フェアリング開頭前後で異なるので、以下のように分けて考える。

- ① フェアリングを介して宇宙機システム等が受ける加熱
- ② フェアリング開頭後、直接宇宙機システム等が受ける加熱

以上の熱的環境条件は、宇宙機の開発の可能な限り初期の段階において明確にされなければならない。

① フェアリングを介して宇宙機システム等が受ける加熱

宇宙機システム等への加熱は、フェアリング開頭前のフェアリング外面への空力加熱、太陽放射熱、アルベド、地球赤外放射による加熱を受けてフェアリングが温度上昇した結果、フェアリング内面からの放射により行われる。

宇宙機とロケットとのインタフェースでの熱交換(伝導、放射)も考慮する必要がある。通常、フェアリング内面温度履歴は、ロケット側から提示される。

② フェアリング開頭後、直接宇宙機システム等が受ける加熱

フェアリング開頭後は、宇宙機外面が直接外部からの加熱を受ける。宇宙機システム等への加熱は、希薄気体による自由分子流加熱、太陽放射熱、アルベド、地球赤外放射により直接行われる。場合によっては、宇宙機とロケットとのインタフェース部での熱交換(伝導、放射)も考慮する必要がある。

また、最上段の推進系に固体モータを使用しているロケットでは、モータ燃焼に伴うモータケースからの熱伝導による加熱及びブルーム加熱が加わるので、これらの加熱条件を考慮する必要がある。

(2) 急減圧環境条件

上昇に伴うロケットフェアリング内部の急減圧により、MLIの膨れ上がりやフェアリング内部気体温度の低下等を考慮する必要がある。特に、熱制御系に多大な影響を及ぼす MLI の膨れ上がりや剥離を防止するためには、2.1 (1)項『JERG-2-311 MLI 剥離防止設計標準』を参照すること。

5.1.4 軌道上環境

5.1.4.1 外部熱入力条件

(1) 太陽定数

太陽定数は、太陽からの直線に対し垂直な単位表面積が、1天文単位(1 AU=地球と太陽間の平均距離)の距離にある大気外において単位時間当たりを受ける放射エネルギーと定義され、1366 W/m²である。太陽照射強度は、太陽からの距離の自乗に反比例するが、地球の軌道が楕円であるために平均値の±3.5%程度の季節変動がある。

なお、太陽定数の詳細については、2.1(5)項『JERG-2-141 宇宙環境標準』を参照すること。

(2) アルベド及び赤外放射

①アルベド

アルベドとは太陽光線が地球及び月・惑星表面で反射される割合である。地球アルベドは、地球近傍の宇宙機の直下地点の緯度・季節・天候等により、およそ 0.05～0.6 の範囲で変化する。アルベドの全地球表面に渡る年間平均値は 0.3 である。

②赤外放射

赤外放射とは地球及び月・惑星が放射する熱放射線である。地球赤外放射は、地球近傍の宇宙機の直下地点の緯度・季節・天候等により、およそ 150～300W/m² の範囲で変化する。地球赤外放射の全地球表面に渡る年間平均値は 237W/m² である。

③宇宙機システム等の熱設計への適用

宇宙機システム等の熱設計に用いる限りにおいて、通常、地球アルベド及び地球赤外放射は時間的空間的に一定とし、機器の時定数に応じて以下の値を適用する。

表 5.1.4 熱設計に用いる地球アルベド及び地球赤外放射の値

機器の時定数 Δt	地球アルベド	地球赤外放射(W/m ²)
$\Delta t < 0.3\text{hr}$	$+0.30_{-0.15}^{+0.30}$	237_{-97}^{+28}
$0.3 < \Delta t < 3\text{hr}$	0.30 ± 0.10	237_{-48}^{+24}
$\Delta t > 3\text{hr}$	0.30 ± 0.05	237 ± 21

表 5.1.4 における時定数とは、宇宙機システム等の熱容量と(内外の)熱入力に対する熱抵抗との関係から決まる値である。このため、宇宙機の時定数が既知の場合には、システムの熱的な応答の評価が可能となる。

表 5.1.4 の値を宇宙機熱設計に用いる場合、地球赤外強度を公差のプラス側とするときアルベド係数は公差のマイナス側とする。または、その逆とする。

特に、外部熱入力の変動に対して敏感な機器(熱容量、自己発熱量が小さく、面積が大きな外

部搭載機器)に対しては、地球アルベド及び地球赤外放射の時間的空間的な変化を模擬した方が良い場合もありうる。該当する場合は、2.1(5)項『JERG-2-141 宇宙環境標準』を参照し、必要に応じて詳細検討を行うこと。

(3) 月・惑星のアルベド及び赤外放射

月や地球以外の惑星、衛星のアルベドや赤外放射は最新の研究結果に基づき合理的に設定すること。

(4) 日陰

日陰は、太陽光線が地球、または惑星等によって遮られた状態を呼ぶ。日陰は、本影(太陽光が完全に遮られた状態)と半影(太陽光の遮蔽が完全でない状態)に別れるので、半影が長く続く場合は、本影と区別して設計に考慮する。

5.1.4.2 軌道条件

軌道熱入力の強度と方向を決定するために、軌道に関するパラメータのうち次の条件が必要である。

- (1) 軌道高度:遠地点高度と近地点高度(または軌道長半径と離心率)
- (2) 軌道傾斜角
- (3) 軌道面太陽角(いわゆる β 角)の年変化
- (4) 日陰率(または日陰時間)の年変化

5.1.4.3 姿勢条件

姿勢条件は軌道熱入力の宇宙機各面への入射方向を決定する。姿勢条件は、太陽光、地球または月・惑星のアルベドや赤外放射の軌道熱入力を規定する下記項目で表現する。

- (1) 宇宙機座標系で見た太陽方向
- (2) 宇宙機座標系で見た地球または月・惑星方向

これらの項目について姿勢制御フェーズ別に時間変化プロファイル、または制御フェーズの期間とその間の変動範囲を規定する。姿勢制御フェーズは、主に次のように区分する。

- (a) 姿勢捕捉の各段階
- (b) 各中間軌道(静止宇宙機のトランスファ軌道等)の各姿勢
- (c) 定常姿勢
- (d) 姿勢異常時の再捕捉(定義されている場合)(セーフホールド)

5.1.5 宇宙機側熱環境

5.1.5.1 熱光学特性

宇宙機の熱光学特性は熱環境とは言えないが、宇宙機の熱環境を形成する重要なファクタであることからここに規定する。

宇宙機外皮の熱光学特性は、宇宙機と宇宙空間との熱交換を決定付ける主要因である。すなわち宇宙機から宇宙への赤外放射と、逆に宇宙から宇宙機への軌道上熱入力の入射熱流束の吸収量のバランスにより表面の温度が決まる。従って、宇宙機システム等の熱制御系の設計に当たっては、以下に示す各表面光学特性の値を適切に選定しなければならない。

- (1) 太陽光吸収率 (α_s)
- (2) 赤外放射率 (ε)

なお、複雑な合成面、例えばサーマルブランケット(多層インシュレーション)、キャビティを成す開口面等については、それらを一枚の単純面に置換えた際の等価表面特性を以下の通り規定する場合がある。これらを規定する場合には、定義を明確にし、使用条件を十分に理解した上で、規定すること。

- ① 実効太陽光吸収率 (α_{seff})
- ② 実効赤外放射率 (ε_{eff})

以下に各項目について熱制御系の設計上考慮すべき事項を述べる。

- (1) 太陽光吸収率 (α_s)

太陽光吸収率 $\alpha_s(\theta)$ は、任意の物体にある入射角度 θ で入射する太陽光放射の全エネルギーと、物体に吸収されるエネルギーの比として定義される。入射角度 θ は、物体表面の法線方向からの角度である。太陽光の分光放射強度を $J_s(\lambda)$ 、物体の θ 方向への分光吸収率を $\alpha(\lambda, \theta)$ とすると $\alpha_s(\theta)$ は、次式で与えられる。ここで、 λ は光の波長である。

$$\alpha_s(\theta) = \frac{\int_0^{\infty} \alpha(\lambda, \theta) \cdot J_s(\lambda) d\lambda}{\int_0^{\infty} J_s(\lambda) d\lambda} \quad (1)$$

一般に太陽光吸収率は、入射角度 5° 以内、波長範囲は太陽光の 96% ($0.115 \sim 100.00 \mu\text{m}$ の波長範囲を 100%) に相当する $0.25 \sim 2.50 \mu\text{m}$ の条件で測定されている。

なお、 $2.5 \mu\text{m}$ 以上の長波長範囲まで考慮が必要とされる場合があることに注意しなければならない。

(2) 赤外放射率 (ε)

一般に、赤外放射率は以下に示す 3 種類の特性値を有す。

- ① 全半球放射率 $\varepsilon_H(T)$
- ② 分光半球放射率 $\varepsilon_H(\lambda, T)$
- ③ 垂直分光放射率 $\varepsilon_N(\lambda, \theta, T)$

全半球放射率 $\varepsilon_H(T)$ は、ある表面温度 T の物質表面から単位時間、単位面積当たり半球空間に放射するエネルギーと、それと同温度の黒体表面から同じく単位時間、単位面積当たり半球空間に放射するエネルギーの比として定義され、次式で与えられる。

$$\begin{aligned}\varepsilon_H(T) &= \frac{\int_0^\infty \varepsilon_H(\lambda, T) E_b(\lambda, T) d\lambda}{\int_0^\infty E_b(\lambda, T) d\lambda} \\ &= \frac{\int_0^\infty \varepsilon_H(\lambda, T) E_b(\lambda, T) d\lambda}{\sigma T^4}\end{aligned}\quad (2)$$

ここで、

$$\begin{aligned}E_b(\lambda, T) &: \text{黒体の分光半球放射エネルギー} && \left[\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \mu\text{m}) \right] \\ \varepsilon_H(\lambda, T) &: \text{分光半球放射率} \\ \sigma &: \text{Stefan-Boltzmann 定数で } 5.67 \times 10^{-8} && \left[\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4) \right]\end{aligned}$$

である。

一般に、一般に赤外放射率は温度 300K、波長範囲 2.5~25 μm の条件で測定されている。なお、より広い波長範囲まで考慮が必要とされる場合があることに注意しなければならない。

また、この値は温度依存性があるが、通常得られている値は常温付近のものであることが一般的であることから、常温とはみなされない温度の表面に適用する場合は、温度依存性の影響について検討する必要がある。

通常、誘電体(絶縁体)表面の半球放射率の値は、垂直放射率の値より小さくなることに留意しなければならない。放射率が放熱特性を左右する通常の放熱面は誘電体表面であり、一方簡易な方法で得られる放射率の値は垂直放射率であることが多いため、放熱面のサイジング設計などでは、使用する値の素性に対する理解が必要である。

(3) 透過率 (τ)

入射放射に対して透過性を有する表面の、透過エネルギーの入射全エネルギーに対する比である。この特性値に対しても以下の 2 種類の値がある。

- ① 太陽光透過率 (τ_s : 太陽光スペクトルに対する透過率)
- ② 赤外透過率 (τ_{IR} : 一般に 300K の黒体放射スペクトルに対する透過率)

以上に示す放射に関する特性値の他、反射率(ρ)についても用いられる。この特性値についても吸収率及び放射率同様、太陽光及び赤外光それぞれについて定義される。反射率、吸収率及び透過率に関しては同一波長の放射入射に対して次の関係が成立する。

$$(\text{反射率}) + (\text{吸収率}) + (\text{透過率}) = 1$$

また、反射率に関しては拡散反射の成分と正規反射の成分の割合が重要になることがあり、これを鏡面率(Specularity)で規定する。これについても入射放射スペクトルにより次の2種類の値がある。

- ① 太陽光鏡面率(ρ_s)
- ② 赤外光鏡面率(ρ_{IR})

ここで、鏡面率の定義は次式のとおりである。

$$(\text{鏡面率}) = \frac{(\text{反射率のうち正規反射成分})}{(\text{反射率}) = (\text{拡散反射成分}) + (\text{正規反射成分})}$$

以上の各表面熱光学特性は、劣化・汚染により変化するので、製造公差に加え、寿命中の劣化、汚染による変動幅(主に太陽光についても)も留意する必要がある。また、 α_s 及び ε_h などの測定サンプルのロット間のばらつきを考慮する必要がある。

5.1.5.2 宇宙機の内部発熱

宇宙機の内部発熱は各機器の動作に伴って生じる。内部発熱機器をその熱源により大別すると、電気・電子機器、推進系機器、太陽電池パネル及びその他の機器に分類される。以下にこれらの機器に関し熱制御系の設計において留意すべき事項を述べる。

(1) 電気・電子機器

この機器にはバッテリーを含む電源系の構成機器、通信系の構成機器、姿勢系のアクチュエータを除く構成機器などが含まれ、その動作に伴い電気エネルギーが熱エネルギーに変換され発熱となるものである。なお、バッテリーでは化学反応に伴う吸発熱が加わる。

一般に機器発熱量は機器の動作モードにより変化する。この各機器の動作モードは宇宙機システムの運用モードにより決まる。従って、本項で規定する機器においては以下の項目に留意すること。

- ① 宇宙機システムの運用モード(どの機器をどう動作させるか)
- ② 各機器の動作モード別発熱量

以下に、各々の項目について具体的な留意事項を示す。

① 宇宙機システムの運用モード

ミッション運用の各フェーズ、モードで動作させる機器が決まるが、冗長系機器があること、またミッション運用にも複数のオプションがあるので、どの機器を使うかについて複数の選択枝がある。その内から各機器それぞれの高温・低温最悪条件を全て網羅するだけの機器の組合せモードを選び最悪運用モードとして設定する。

機器運用の選択枝を定めるため、次の制約条件を規定する。

- (a) 同時に運用する必要のある機器、または、できない機器
- (b) 冗長系のどちらを使うかの選択条件
- (c) ミッション運用の制約(並行運用、運用デューティ、運用順序等の制約)

② 各機器の動作モード別発熱量

機器の発熱量は種々の条件により変化するので下記の項目を規定する。

- (a) 動作モード区分と各モードの発熱量
- (b) 発熱が温度、時間等に依存する場合はその相関式

(2) 推進系機器

ここでは、宇宙機の姿勢制御や軌道制御に使用される二次推進系を対象とする。二次推進系には、推進剤を貯蔵及びスラストまで輸送するタンク及び配管(デバイス部分も含む)と実際に推力を発生させるスラスト部分に分類される。

前者のタンク及び配管部分(デバイスも含む)の搭載熱設計においては、基本的に推進剤を許容温度範囲内に収め、かつヒートスポットならびにコールドスポット等の局所的な温度分布を与えないように配慮する必要がある。

一方、後者のスラスト部分は、その方式により大別すると化学推進と非化学推進(電気推進も含む)に分類される。化学推進は、液体燃料スラストに代表され化学反応や燃焼等からガスを発生させることにより推進力を得る。また、電気推進は、イオンエンジンに代表され電気エネルギーを運動エネルギーに変換することにより推進力を得るものである。

これらの機器は、ほとんど宇宙機外部に搭載され、基本的に機器側にて自身の排熱設計の成立性を確認した上で、熱制御系では熱インタフェース設計を行なう。

これらの推進機器に共通する留意事項としては、下記が挙げられる。

- ① スラスト噴射時に噴出されるプルームによる熱制御材汚染
- ② ソークバック時の宇宙機システム側への過度な熱流入

(3) 太陽電池パネル

太陽電池パネルに貼付した太陽電池セルは、入射した太陽放射エネルギーを電力に変換し衛星側へ供給する。その際、電力に変換されなかったエネルギーは、全て熱エネルギーとなる。

太陽電池パネルの熱設計では、軌道条件ならびにこれに伴う日照／日陰の外部熱環境変化と太陽電池セルの電力変換効率により、温度レベルも大きく変化することに留意する必要がある。

軌道上における太陽電池パネルの温度レベルは、入射した太陽エネルギーの電力変換の有無や変換の割合(効率)により変化し、太陽電池セルに入射するエネルギーと宇宙空間へ放射されるエネルギー及び発生する電力エネルギーの熱収支によって決定される。

また、電力ハーネスの熱設計においては、2.1(6)項『JERG-2-212 ワイヤディレーティング設計標準』を参照すること。

(4) その他の機器

① 回転物(ホイール、アンテナ駆動)

回転等の駆動機構部分を有する機器を宇宙機に搭載するにあたっては、下記に示す項目等に対する配慮が必要である。

- (a) 回転等の駆動機構部分に対する温度安定性
- (b) 駆動部分に対するトルク性能等の温度依存性の有無
- (c) 駆動部分(発熱部)の排熱パスの確保
- (d) その他

② 冷凍機

光学センサ等のセンシング部分を冷却するために使用される冷凍機については、冷却方式によりいくつか分類される。これらを宇宙機へ搭載する際に留意する点としては、打上げ時の機械環境、軌道上における駆動部(圧縮機等)の防振ならびに排熱対策が挙げられる。また、冷却部分については、冷却性能維持のための配慮として熱侵入を極力低減することが求められる。

熱的には下記に示す項目に対する配慮が必要である。

- (a) 耐機械環境性と両立する排熱設計(排熱パスの確保等)
- (b) 冷却部分(コールドヘッド)への熱的外乱の防御(熱侵入対策を含む)
- (c) アライメント維持のための熱変形対策
- (d) 冷凍機本体搭載熱環境温度安定性
- (e) その他

③ 観測機器

観測機器を宇宙機へ搭載するにあたり、観測システムの性能はセンサ自身の熱雑音等による影響の度合いから決まる最小検出感度に支配されることから、熱的には下記に示す項目に対する配慮が必要である。

- (a) 運用モードにおける発熱変動に対する温度補償
- (b) 観測部分の内部熱環境温度安定性
- (c) アライメント維持のための熱変形対策
- (d) その他

5.2 熱設計温度条件

5.2.1 温度範囲の分類

機器の温度範囲を、以下の通り分類する。

- ① 設計予測温度範囲
- ② 最大予測温度範囲
- ③ 許容温度範囲

以上の温度範囲の相互関係は図 5.2 のとおりである。詳細を次項以降に示す。

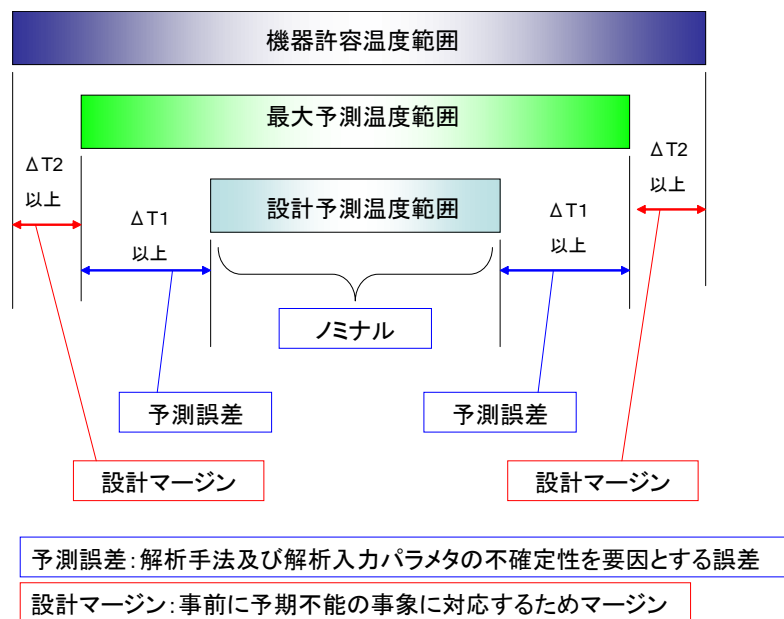


図 5.2 許容温度範囲と予測温度範囲との関係

5.2.2 設計予測温度範囲

季節変化、運用、熱制御デバイスの劣化による熱入力変動等を考慮したノミナル温度範囲である。具体的には、下記の要因を考慮し熱解析して得られた温度範囲である。

- (a) 外部熱源強度の季節変動及び短期的変動
- (b) 姿勢変化による熱入力の変動
- (c) 機器動作状態による自己発熱の変化(機器発熱の劣化を含む)
- (d) 熱制御デバイスの経年変化
- (e) 熱特性の温度依存性及びフライト実績等で考慮すべきコンタミ等で生じる不確かさ
- (f) 放射境界温度(機器と放射熱交換に関係する物体の温度)及び伝導インタフェース温度(機器と伝導熱交換に関係する物体の温度)の変化

5.2.3 最大予測温度範囲

最大予測温度範囲は、「設計予測温度範囲」に予測誤差 $\Delta T1$ を加えた、軌道上の最大予測温度範囲である。

5.2.4 許容温度範囲

機器の動作状態や使用状態に応じて、許容温度範囲を以下の通り分類する。

(a) 動作温度範囲(性能維持温度範囲)

軌道上において、仕様性能を満足する温度範囲である。

(b) 機能維持温度範囲

軌道上において、性能は仕様値より低下するが、動作状態で故障又は劣化せずに、機能する温度範囲である。

(c) 非動作温度範囲(保存温度範囲)

軌道上において、非動作状態で故障または永久劣化を生じさせない温度範囲である。

(d) ターンオン温度範囲

軌道上において、機器のターンオン可能で、回復不可能な劣化を生じない温度範囲である。

5.2.5 予測誤差 $\Delta T1$

5.2.5.1 予測誤差 $\Delta T1$ の意味

予測誤差 $\Delta T1$ は、解析手法及び解析入力パラメータの不確定性を考慮した温度誤差である。なお、予測誤差 $\Delta T1$ は、熱平衡試験等で誤差の定量的評価を行い、その妥当性が評価された後は、見直すことができる。

(1) 解析手法の不確定性

- ① 数学モデル化の不確定性 : 節点化、地球または月・惑星のアルベド/赤外放射の近似、放射面形状/熱伝導流路の近似、MLI のモデル化
- ② 解析ツールの不確定性 : モンテカルロ法/数値積分法の不確定性

(2) 解析入力パラメータの不確定性

- ① 測定公差 : 熱環境シミュレーションの不確定性、測定法、測定器の不確定性
- ② 機器発熱量の不確定性
- ③ 製造公差: MLI 実効放射率、接触コンダクタンス等の不確定性
- ④ 経年劣化量の不確定性: 材質変化による劣化量の不確定性

5.2.5.2 予測誤差 $\Delta T1$ の設定方法

解析手法及びパラメータの不確定性から $\Delta T1$ を設定するには、主として以下の経験法を用いる。

(1)経験法

軌道、姿勢、熱制御方法、過去の宇宙機実績との類似度等を考慮し、過去の経験に基づいて ΔT_1 を一律何°Cと設定する。

(2)確率法

各パラメータに対して誤差解析を行い、ある確率に対する温度誤差を求め、

$$\Delta T_1 = (\text{誤差の絶対和}) \cdots \cdots \text{最悪評価}$$

または、

$$\Delta T_1 = (\text{誤差のRSS}) \cdots \cdots \text{誤差が完全独立のときと設定する。}$$

5.2.6 設計マージン ΔT_2

5.2.6.1 設計マージン ΔT_2 の意味

設計マージン ΔT_2 は、実証試験による推測や定量化が困難な事象を考慮して、設定されるマージンである。

5.2.6.2 設計マージン ΔT_2 の設定方法

次の項目を考慮して、経験により設定する。

- (a) 実績のレベル(新規開発要素、実績の量)
- (b) 温度範囲逸脱の致命度
逸脱により発生する不具合の致命度
- (c) プロジェクトのリスク許容度

5.2.7 能動型熱制御される機器の ΔT_1 、 ΔT_2

5.2.7.1 熱制御の考え方

能動型熱制御される機器の ΔT_1 、 ΔT_2 を規定するに際し、本規定に対する考え方のベースラインとなる受動型熱制御される機器の ΔT_1 、 ΔT_2 について、以下に示す。

軌道上での機器への熱入力 Q (自己発熱を含む) に対し、機器と周囲との熱結合コンダクタンス G を適切に設定することにより、機器の温度 T をその許容温度範囲内に維持するもの。

即ち以下の式において、固定値 G を適切に選ぶことで Q の変動範囲内で T を所定の温度範囲内に収めるものである。ここで T_0 は境界温度である(この値も実際には変動する)。

$$Q = G\Delta T = G(T - T_0) \quad (5.1)$$

受動型熱制御の概念図を図 5.2.1 に示す。

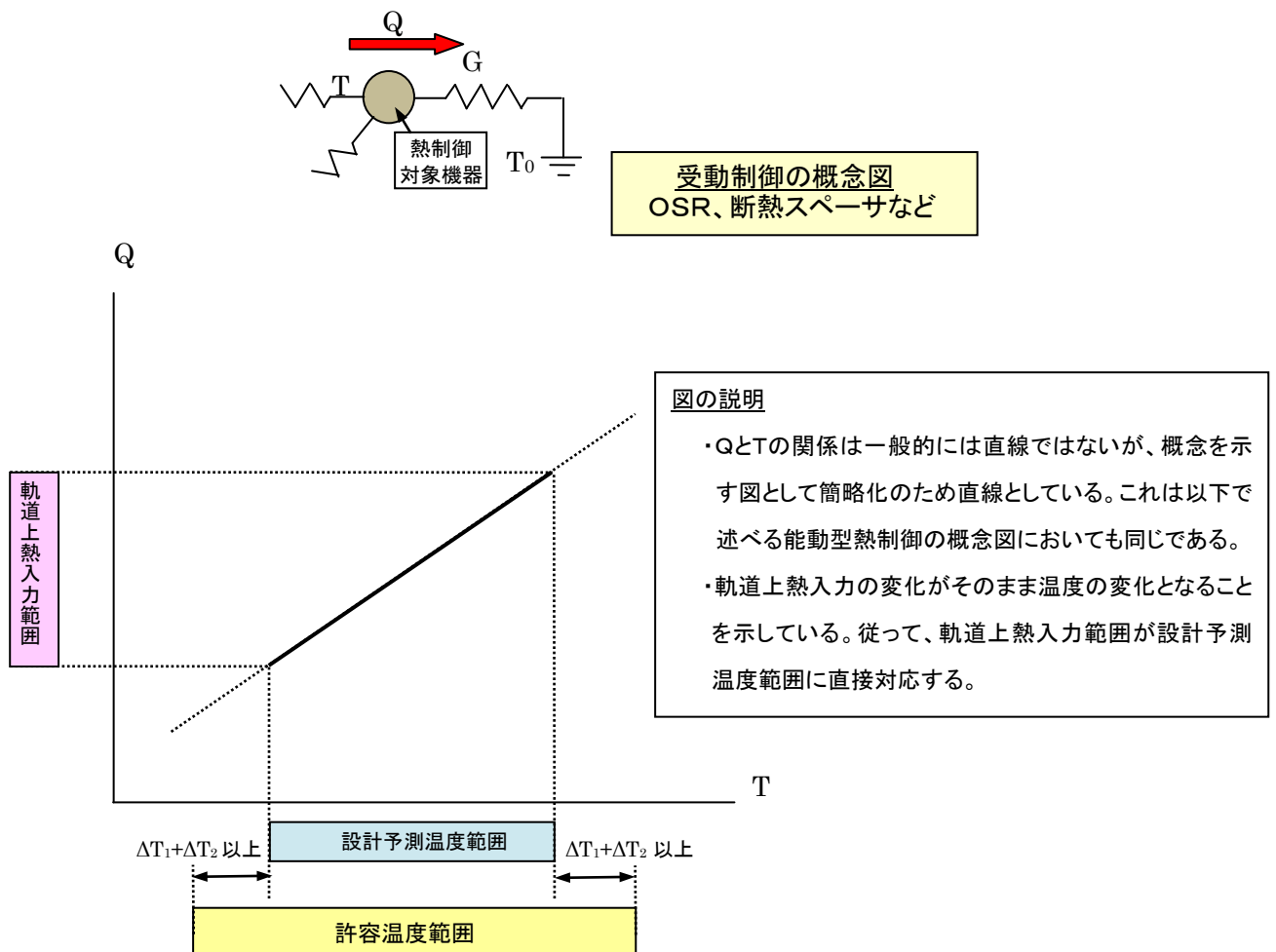


図 5.2.1 受動型熱制御の概念図と設計マージン

5.2.7.2 $\Delta T1$ 、 $\Delta T2$ への要求事項

上式(5.1)において Q または G 、或いはこの両者を可変とすることにより T を所定の温度範囲内に収めるものである。

G を可変とする例はサーマル・ルーバ、可変コンダクタンス型ヒートパイプ(VCHP)などがあり、 Q を可変とする例は、ヒータによる温度制御などがある。

以下に、前 5.2.7.1 項の受動型熱制御の概念をベースラインとして、能動型熱制御の概念図及び設計要求を示す。

(1)能動型熱制御の概念図(Q を可変とする場合[その1])

設計予測温度範囲の下限値に関してのみ制御余力がある場合として、下限値を温度維持するヒータ温度制御などがある。

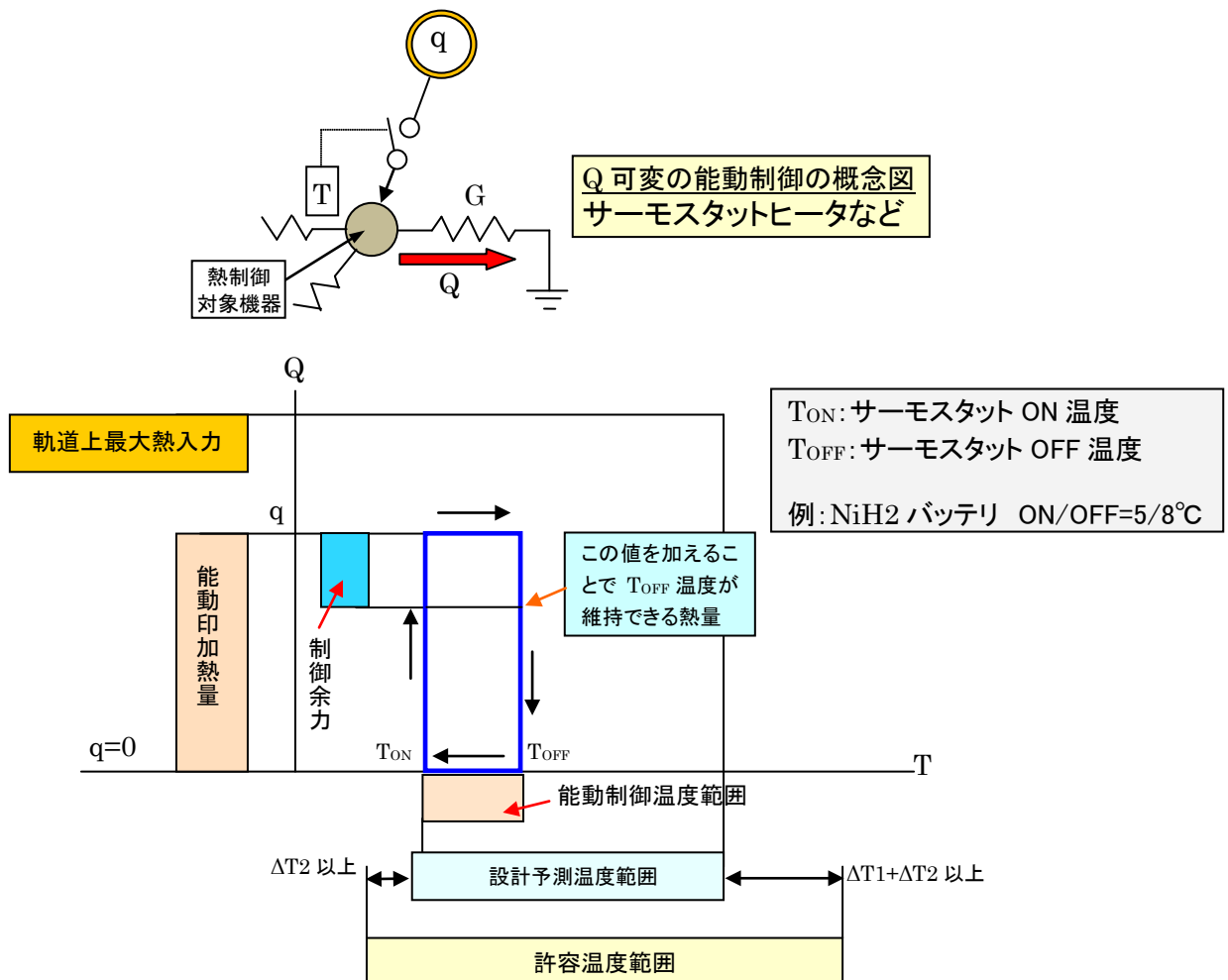


図 5.2.2 能動型熱制御の概念図と設計マージン(Q 可変)

図の説明

- ① 能動型熱制御により、許容温度下限を温度制御する場合の概念図である。具体的には大容量静止衛星に搭載されるバッテリー、許容下限が他の機器に比べて高い推進系(タンク、配管)などの熱制御が相当する。
- ② このような機器に対しては、温度上限側は最大発熱(最大熱入力)時を基準にして放熱面のサイジングが行われるのが普通であり、逆に、温度下限側は発熱が小さい場合にはヒータ等による保温が必要である。

設計要求

温度上限側は、受動温度制御と同じ設計マージンの考え方となるが、温度下限側の設計マージンの考え方は、以下のように設定する。

- ① ヒータ容量の設定に対する要求は、能動制御をしなかった場合に、その熱量でヒータの OFF 温度から $\Delta T1^{\circ}\text{C}$ 以上温度を上昇させるだけの熱量とするか、ヒータ OFF 温度を維持するのに必要なヒータ容量に安全係数を乗じた値のどちらか大きい方を超えるものであることを原則とする。
- ② 能動制御される温度下限側においては、設計予測温度範囲は許容温度範囲に対し $\Delta T2^{\circ}\text{C}$ 以上のマージンを確保したものであること。(なお、 $\Delta T2^{\circ}\text{C}$ もヒータ容量でマージンを確保するケースもある。)

参考例DRTS NiH₂ バッテリ

・許容温度(-10~25[35(*1)] $^{\circ}\text{C}$) サーモスタット: ON/OFF=5/8($\pm 1^{\circ}\text{C}$)

(*1)放電時及び充電開始後3時間

・軌道上データ

- ・トリクル充電時はサーモスタット制御温度範囲内に維持[5~8 $^{\circ}\text{C}$]
- ・放電時はサーモスタットOFF温度を超えて(ヒータ全OFFで)温度上昇
[DCアークジェット動作時約18 $^{\circ}\text{C}$ 、春秋分最大日陰時約10 $^{\circ}\text{C}$]

(2) 能動型熱制御の概念図(Qを可変とする場合[その2])

設計予測温度範囲の上限値及び下限値に関して制御余力がある場合

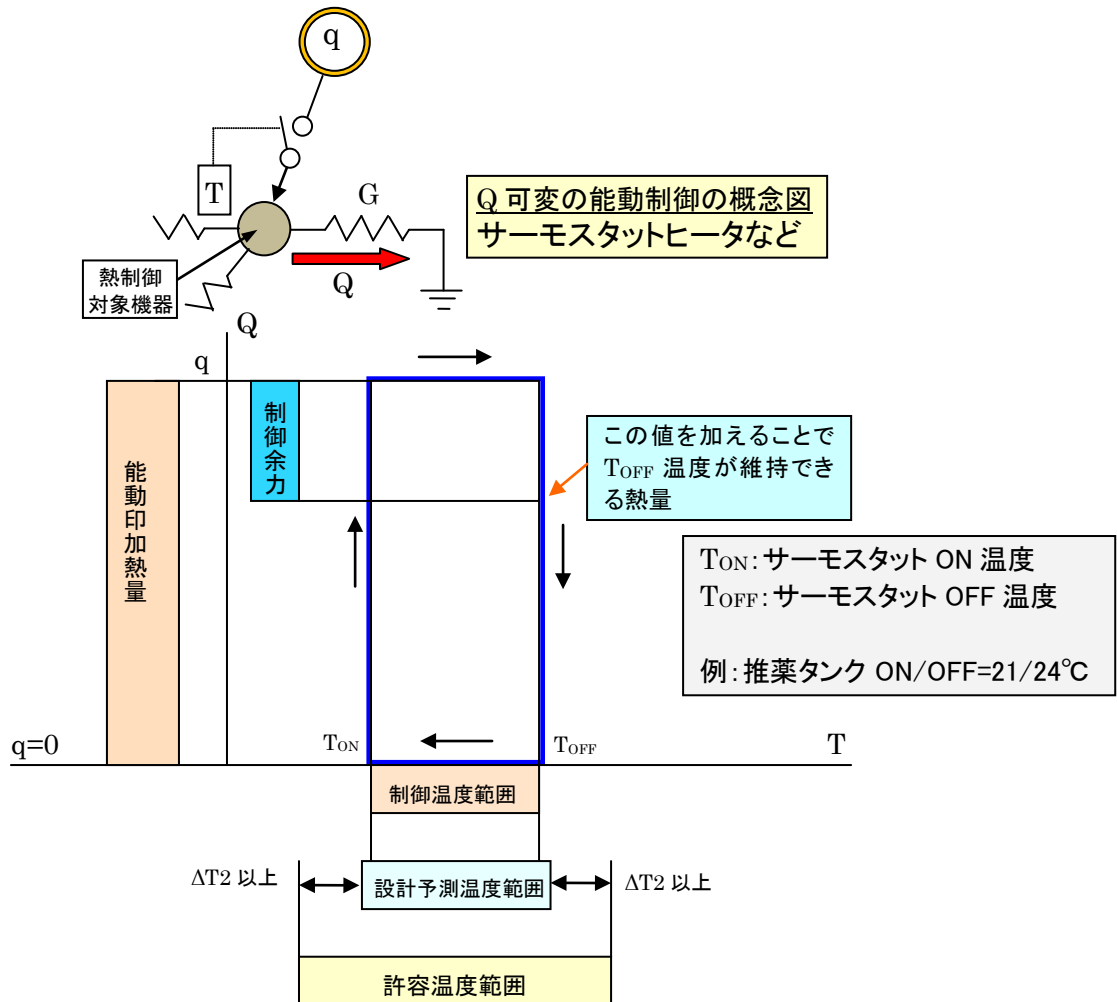


図 5.2.3 能動型熱制御の概念図と設計マージン(Q可変)

図の説明

③ 能動型熱制御により、許容温度上限及び下限を温度制御する場合の概念図である。

例として、具体的には許容温度範囲の狭いバッテリー、光学センサなどの熱制御があり、許容温度範囲が受動型熱設計の設計マージン(上下限)以下である場合等が相当する。

設計要求

温度上限側は、ヒータ等の能動温度制御が OFF にした場合に、設計温度上限から $\Delta T1 + \Delta T2$ °C以上を確保する(放熱面の確保)ことを原則とする。

温度下限側の設計マージンの考え方は、以下のように設定する。

- ① ヒータ容量の設定に対する要求は、能動制御をしなかった場合に、その熱量でヒータの OFF 温度から $\Delta T1$ °C以上温度を上昇させるだけの熱量とするか、ヒータ OFF 温度を維持するのに必要なヒータ容量に安全係数を乗じた値のどちらか大きい方を超えるものであることを原則とする。
- ② 能動制御される温度下限側においては、設計予測温度範囲は許容温度範囲に対し $\Delta T2$ °C以上のマージンを確保したものであること。(なお、 $\Delta T2$ °Cもヒータ容量でマージンを確保するケースもある。)

(3)能動型熱制御の概念図(Gを可変とする場合[その1])

設計予測温度範囲の上限値及び下限値に関して制御余力がある場合

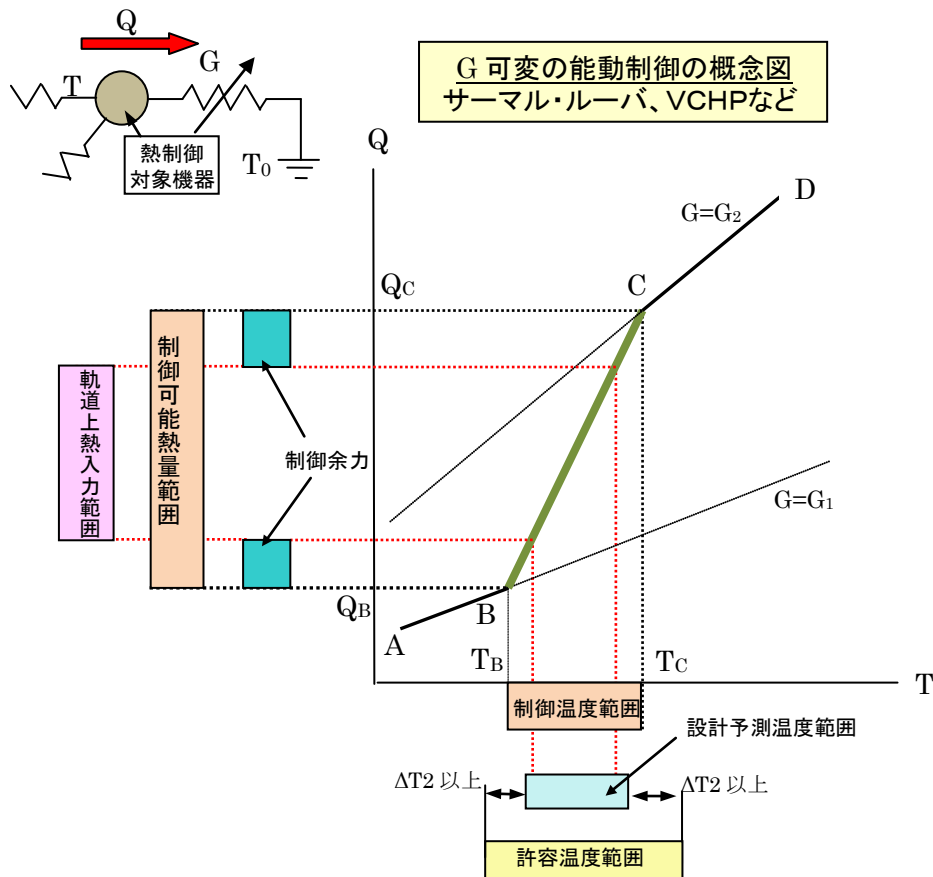


図 5.2.4 能動型熱制御の概念図と設計マージン(G可変)

図の説明

- ・ サーマル・ルーバを例にして図の説明をする(原理的説明)。
- ・ 線分 AB 間はブレードは全閉状態で放熱面は放射率最小で一定の状態である(例えば $\epsilon=0.1$)。
- ・ 線分 CD 間は逆にブレードは全開状態で放熱面は放射率最大で一定の状態である(例えば $\epsilon=0.8$)。
- ・ 線分 BC 間は放熱面の温度に応じて ϵ が 0.1 から 0.8 に変化する領域である。
- ・ 熱量変化が Q_B から Q_C の間にあるとき、放熱面は T_B から T_C の制御温度範囲内に維持される。
- ・ 上図では軌道上熱入力範囲が Q_B から Q_C の内側にあるため、制御温度範囲内に維持されている状況を示している。
- ・ 温度規定点と制御センシングポイントが異なることや、放熱面温度とブレード開度の設定公差などの要因により、機器の設計予測温度範囲は必ずしも軌道上熱入力範囲に対応しない。

設計要求

- ① 制御余力(熱量)は、能動制御をしなかった場合にその熱量で設計予測温度下限値及び上限値に対し、 $\Delta T1^{\circ}\text{C}$ 以上の温度変動をさせることができるだけの熱量とすることを原則とする。
- ② 設計予測温度範囲は、許容温度範囲に対し $\Delta T2^{\circ}\text{C}$ 以上のマージンを確保したものであること。

(4)能動型熱制御の概念図(Gを可変とする場合[その2])

設計予測温度範囲の上限値及び下限値に関して制御余力が無い場合

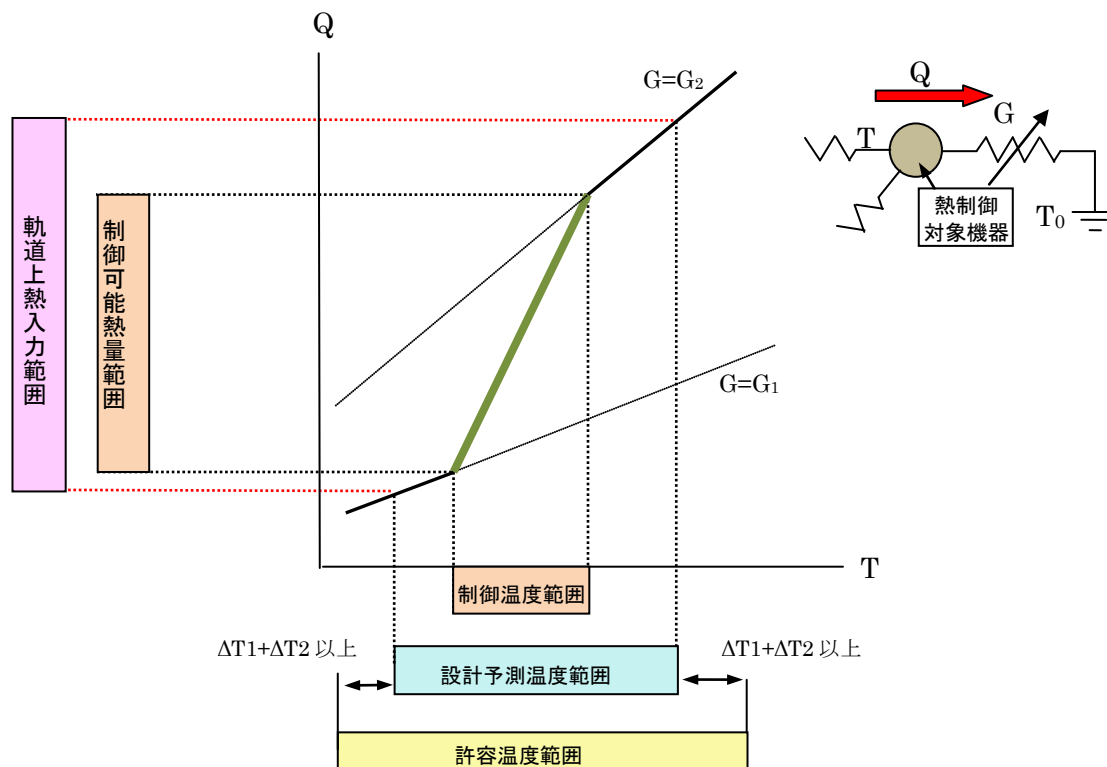


図 5.2.5 能動型熱制御の概念図と設計マージン(G可変)

図の説明

- ④ 前図 5.2.4 同様サーマル・ルーバを例にして図の説明をする(原理的説明)。
- ⑤ 前図では軌道上熱入力範囲がルーバの制御可能熱量範囲内にあったが、この図ではそれを超える範囲となっている。
- ⑥ 従って、温度の上限側はブレード全開の $\epsilon=0.8$ の一定値で受動熱制御されており、温度下限側ではブレード全閉の $\epsilon=0.1$ の一定値でやはり受動熱制御されている。
- ⑦ 従って、温度上限側及び下限側では受動型熱制御の温度余裕の取り方に倣うことになる。

設計要求

- ① 軌道上熱入力範囲が制御可能熱入力範囲を超えているため受動型熱制御の考え方が適用される。即ち、設計予測温度範囲は、許容温度範囲に対し $\Delta T1^{\circ}\text{C}$ の予測誤差及び温度マージン $\Delta T2^{\circ}\text{C}$ を加えた温度以上の温度余裕を確保したものであること。
- ② なお、予測温度上限側或いは下限側に図 5.2.4 に示したような制御余裕がある場合は、その側に対して能動型熱制御の規定が適用される。

5.2.8 温度クリティカル機器の熱制御

機器の特性が温度に対して敏感なため、熱制御系設計上特別の注意を払う必要のある機器(バッテリー、ガスジェット系推薬ライン等)を温度クリティカル機器と定義する。

温度クリティカル機器に指定される機器は通常、次のものがある。

- ・許容温度範囲が狭いもの
- ・許容温度範囲が宇宙機の平均的温度レベルから離れているもの

温度クリティカル機器に対しては一般機器と同様の温度余裕($\Delta T1 + \Delta T2$)をとることが困難なため、次のいずれかを満たすようにする。

- (1) 能動熱制御をする。(温度ではなく、制御能力に余裕を持たせる。5.2.7 参照)
- (2) 予測誤差が小さい設計にする。(検証済、確立済の制御を採用する。他と熱的に独立させ、他部分の不確定性の波及を遮断する、等。)

5.3 熱インタフェース

宇宙機システムとその構成品の双方の設計が、円滑に実施できることを目的として、熱的なインタフェース事項を規定する。

5.3.1 熱インタフェース関連文書

(1) 熱インタフェース条件書

本文書は、宇宙機システムとその構成品(機器)の熱設計を行う上で必要となるシステム側の熱インタフェース条件を規定する文書である。この文書はシステム側が作成する。

(2) インタフェース管理図面

本図面は ICD と呼ばれ、宇宙機システムの熱設計をシステム側が行う上で必要となる機器側の熱的インタフェース条件を規定する文書である。本図面は 5.3.1(4)項で規定する要領書に基づき機器側が作成する。

(3) インタフェース熱数学モデル

システム側が実施する熱解析に必要な機器の特性を、熱数学モデルの形で表現した情報である。本情報の提供は、事項(4)で規定する要領書に基づき、電子データ及び文書の形で行う。本情報には熱数学モデルの内容を説明した説明書を付属させること。本熱数学モデル及び説明書は機器側が作成する。

(4) インタフェース熱数学モデル及び ICD 作成要領書

機器側が上記インタフェース熱数学モデル及び説明書並びに ICD を作成する上での要領を記した文書であり、システム側が作成する。

5.3.2 熱インタフェース分界

5.3.2.1 熱インタフェースの分界の定義

宇宙機システムとその構成品の熱設計条件を規定するために、最も適切と判断できる境界領域を定め、この領域の諸条件を規定する。

この境界領域を「熱インタフェース分界」と称し、以下の領域とすることを原則とする。具体的には、5.3.1 項に規定する熱インタフェース条件書及び各機器の ICD に明記するものとする。

(1) 内部搭載機器

(a) 伝導熱結合に関する熱インタフェース分界

各機器のシステム側及び機器側取付面とする。なお、独立熱制御する内部搭載機器(断熱する機器も含む)については、露出搭載機器と同じ扱いとする。

(b) 放射熱結合に関する熱インタフェース分界

伝導熱結合のみで機器側の熱設計ができない場合は必要に応じて設定すること。設定する場合は、各機器の外表面とする。

(2) 露出搭載機器

(a) 伝導熱結合に関する熱インタフェース分界

各機器のシステム側及び機器の取付面とする。

(b) 放射熱結合に関する熱インタフェース分界

機器取付面、機器表面及びそれに対向する宇宙機本体と他機器の外表面とする。

図 5.3、図 5.4 に内部搭載機器及び露出搭載機器の熱インタフェース分界の概念図を示す。

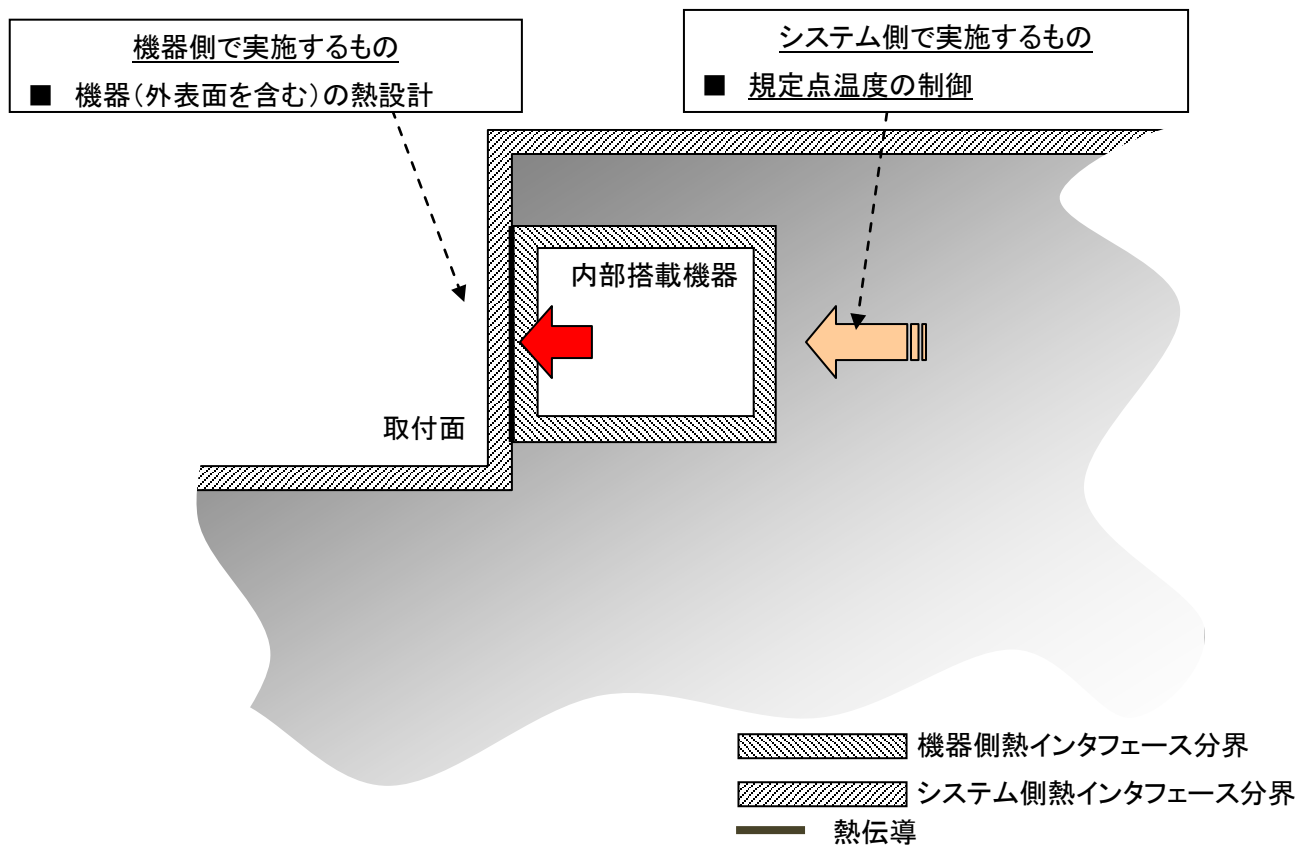


図 5.3 内部搭載機器と宇宙機本体の熱インタフェース分界

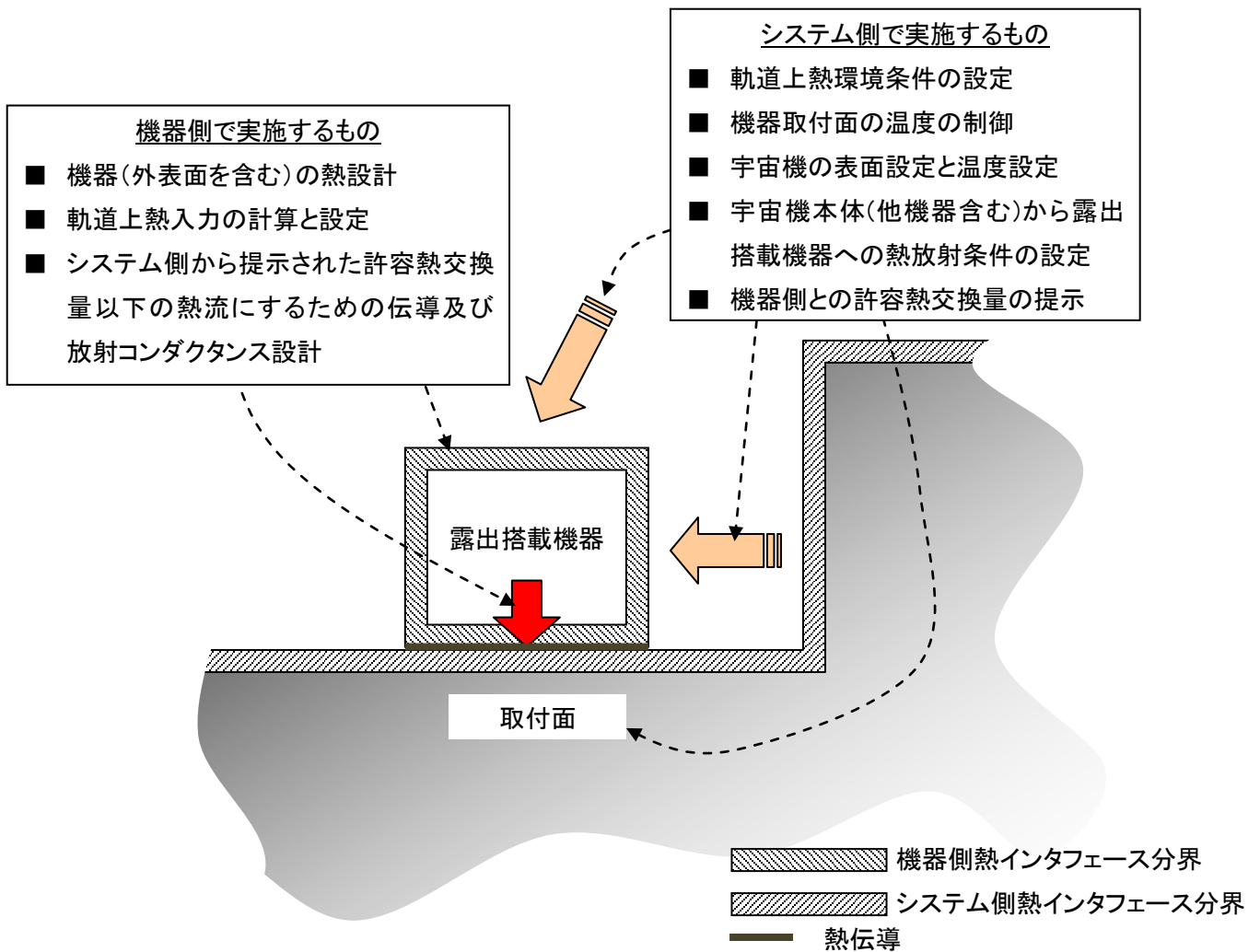


図 5.4 露出搭載機器と宇宙機本体の熱インタフェース分界

5.3.2.2 熱インタフェース条件として規定する事項

(1) システムと内部搭載機器との熱インタフェース

宇宙機本体と内部搭載機器との熱インタフェースとして、以下の項目を規定する。これらの項目の具体的内容は機器側が作成するICDに明記するものとする。

(a) 形状寸法及び接触面積

機器の取付面については、取付穴径、取付穴位置、取付ネジ部の厚さを含めた形状、寸法及び接触面積を規定する。取付部以外の外表面については、形状及び寸法をICDにより明示する。

(b) 熱制御のための仕上げ処理

機器の取付面については、使用材料、表面処理、面粗さ及び平面度をJIS規格、MIL規格等の公的規格により規定する。また、取付面以外の外表面については、使用材料、外表面処理及び放射率をそれぞれ規定する。

(c) 発生熱量

機器の発生熱量は動作条件を考慮し、公差を含めて規定する。

(d) 熱容量

機器の主要構成品ごとに、熱容量の計算値(質量×比熱)を求め、公差も含めて規定する。

(e) 平均発熱密度

機器の取付面について、平均発熱密度(W/cm²)を 5.3.4.1 項(5)に示す定義式に従って求め、規定する。

(h) 温度規定点

機器の温度規定点は、原則として機器のベースプレート(取付フランジ等)の個所とし、ICD により詳細位置を規定する。

(i) 取付けに対する条件

機器の取付部のインタフェースには、要求に応じ、サーマルフィラまたは断熱材を使用する。この取付けに対する条件を規定する。

(j) 能動的温度制御

能動的な温度制御を適用している機器は、制御方式、発生熱量、ヒータ等の取付位置、制御温度範囲及び運用方式を規定する。

(k) インタフェース熱数学モデル

熱インタフェース条件として、5.3.1(3)項に規定するインタフェース熱数学モデルを用いる場合は、節点分割、外表面節点形状・寸法、節点間伝導・放射結合ネットワーク、各節点の熱容量等を規定する。

本数学モデルの作成に当たっては、5.3.1(4)項に規定する、インタフェース熱数学モデル作成要領書に基づくこと。

(2) システムと露出搭載機器とのインタフェース

露出搭載機器は宇宙空間と直接的な熱インタフェースを有し、その宇宙空間との熱結合は一般に宇宙機本体との結合より強いことが、内部搭載機器が持つ熱インタフェースと異なる。また、露出視野等、外表面に宇宙機本体側で自由に熱制御できない部分が多いことも異なる。このため、熱制御系設計は、主に宇宙との熱インタフェース制御を主とする、宇宙機本体からの独立性が高いものとなる。また、機器表面の温度が不均一で1節点と扱えない場合が多いので、原則的に機器の内部を含む熱数学モデルでインタフェースを規定する。

5.3.3 システム側が行うインタフェース熱設計

システム側が機器のインタフェース熱設計を行うにあたり、内部搭載機器については、原則として、発生熱量を機器の取付面から熱伝導により逃がしきれるように設計する。

一方、宇宙空間に露出する機器については、宇宙機の軌道条件、宇宙機本体と露出搭載機器の取付条件及び露出搭載機器の内部発熱等の熱的条件によって、露出搭載機器の熱バランスが最適な温度で成り立つように考慮されなければならない。

システム側は、機器側から提示されるICDに記述された情報及びインタフェース熱数学モデルを、システム熱数学モデルに取り込み熱解析を行い、システムとしての熱設計を行う。

5.3.4 搭載機器側が行うインタフェース熱設計

搭載機器側は 5.3.1(1)項に規定する、システム側から提示される熱インタフェース条件書に基づき熱設計解析を行い、機器の熱設計の妥当性を確認する。また、搭載機器側が作成し、システムに提示するインタフェース熱数学モデル(5.3.1(3)項に規定)は、搭載機器側で試験、解析等によってその妥当性が検証されたものであること。

5.3.4.1 内部搭載機器への要求

内部搭載機器は、以下の要求事項を満足するように設計すること。本要求を満足できない場合は、システム側と調整し、ICD に明記すること。

(1) 放熱の考え方

内部搭載機器の熱設計に当たって、自己発熱は原則として宇宙機システムへの取付面からの伝導熱伝達のみによって排熱されることを前提とすること。

取付面から伝導熱伝達以外の放熱経路を要する場合は、システム側と調整の上ICDに明記し、要すれば 5.3.1(3)項に規定するインタフェース熱数学モデルをシステム側に提示すること。

(2) 表面温度均一化

機器の設計に当たっては、機器取付面のみならず取付面を含んだ機器ケースの各部の温度が極力均一になるように配慮すること。

(3) 取付方法

機器は原則として構体にネジ締めによりシステム構体に結合する。フランジまたはタブは、機器の長手方向に沿って設けることを原則とする。接触熱抵抗は取付穴ピッチに依存するため、発熱機器は機械環境条件に加え自己発熱も考慮して取付穴のピッチを決定すること。

また、機器取付時にはサーマルフィラを塗布する場合があるので、取付面にはサーマルフィラが浸入しないように穴や隙間がないこと。ただし、サーマルフィラを塗布するか、否かは、システム側で判断する。

(4) 表面粗さ及び平面度

取付面の面粗さ及び平面度率は、対象とする機器の結合面において、熱伝達に必要な仕様とすること。

以下に推奨値を示す。

① 表面粗さ : 1.6Ra「JIS B 0601」より良好なこと。(Ra: 算術平均粗さ)

② 平面度率: 0.001mm/1mm 以下

平面度は次式により求め、ICD に記号 \square で表示すること。但し、平面度は 0.05mm ピッチで繰り上げて規定する。

(平面度)=(平面度率)×(接触面の最長部の長さ)

(5) 平均発熱密度

各機器の平均発熱密度は、取付面の接触面積に対して 0.06 W/cm^2 以下であること。ただし、平均発熱密度の定義は以下の通りとする。

(平均発熱密度)=(最大発熱量:注1)÷(取付面の接触面積)

注1:5分以内の最大発熱量を除く

本規定を満足できない機器は、システム側と調整LCDに明記すること。

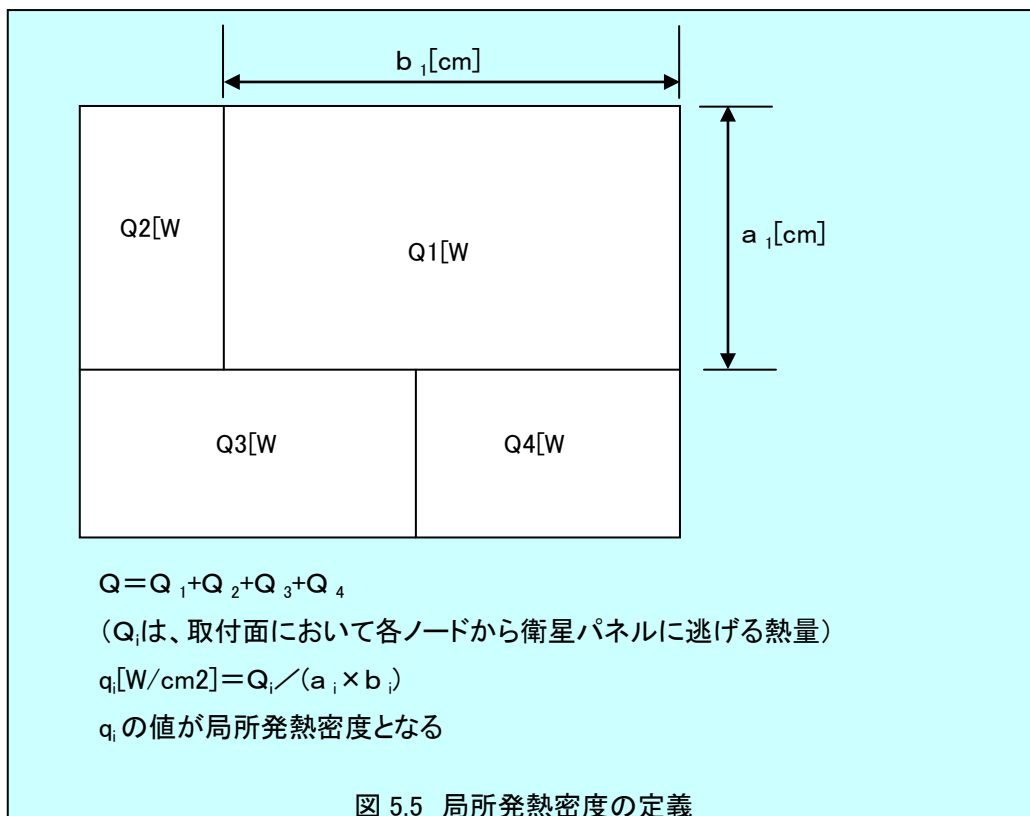
(6) 発熱分布

機器の発熱密度の偏りは、平均発熱密度の±50%以下であること。但し、発熱密度偏りの定義は以下の通りとする。本規定を満足できない機器は、システム側と調整LCDに明記する。

(発熱密度の偏り)=(局所発熱密度-平均発熱密度)÷(平均発熱密度)

ここで、局所発熱密度の定義は以下の通りとする(図 5.5 参照)。

(局所発熱密度)=(機器の熱数学モデルを作成する場合において、機器取付面を分割する各ノードに対応する発熱密度)



(7) 取付面の形状

機器の取付面には原則として座ぐりがあってはならない。但し、平均発熱密度 0.06 W/cm^2 以下で、かつ発熱密度の偏り $\pm 50\%$ 以下の条件を満足する機器についてはこの限りではない。

(8) 取付面の表面処理

各機器の取付面は、塗装をはじめとして熱絶縁となる表面処理をしてはならない。また、取付面の表面処理については、異種金属接触に起因する腐食（電食）等の発生に留意して決定すること。

(9) 取付面を除く外表面の表面処理

外表面の熱放射率は原則として、半球放射率 0.8 以上となる処理をすること。特に、表面処理に制約がある部分については、あらかじめその領域及び領域内の表面処理及び全半球放射率をICDに明記し、インタフェース熱数学モデルを用いている場合はモデルに反映し、説明書に示すこと。

(10) その他の場合

上記以外の予期しない疑義が生じた場合はシステム側と機器側が調整して対処すること。

5.3.4.2 露出搭載機器への要求

露出搭載機器の特徴は、その機能及び性能要求から露出しなければならない必然性があり、一般に観測用の開口部などを有し熱制御する上で自由にできない領域を持っている。また搭載位置の自由度も比較的少なく、熱制御上の適切な配置が観測上の不適切な配置である場合も多い。さらに重要なことは、過酷な宇宙の熱環境に直接晒されることである。

露出搭載機器の熱制御は、宇宙の熱環境と自己発熱とのバランスによって行う必要があり、まず外形や主熱制御面の位置を適切にすることが最も重要である。このためには、露出搭載機器の内部構造から設計しなければならない。

また、露出搭載機器は、内部搭載機器のように単純に取付面の規定や熱光学特性の調節によって熱制御できない場合が多い。露出搭載機器の外表面形状が複雑な場合、あるいは露出搭載機器とシステムとの搭載位置によって、機器外表面間または機器とシステム間における外部熱入力の多重反射も存在する。

すなわち、露出搭載機器の熱設計においては、周囲の熱環境条件に適合するよう、露出搭載機器側で設計する必要がある。

露出搭載機器の熱設計は、5.3.1 項(1)に規定するシステム側が提示する「熱インタフェース条件書」に基づき以下の基準に従って行うことを原則とする。

(1) システム構体との熱交換量

露出搭載機器は原則としてシステム構体と放射断熱及び伝導断熱を行うこと。ただし、熱交換量についてはシステム側と適切な量を規定すること。

(2) 表面の反射特性

太陽光やアルベドあるいは地球赤外放射、月惑星赤外放射の入射する面は、極力拡散面とする。ただし、OSR 等を用いた放熱処理を行う場合はこの限りではない。

(3) 温度制御用ヒータ

露出搭載機器をヒータで温度制御する場合は、機器独自にヒータやこの制御回路をもつことを原則とする。特に温度が直接機器の性能に関係するような場合（例えば、性能の温度依存性が大きく独自に制御回路を持たないと単体性能に支障をきたすような場合）は、機器独自に制御回路をもつこと。

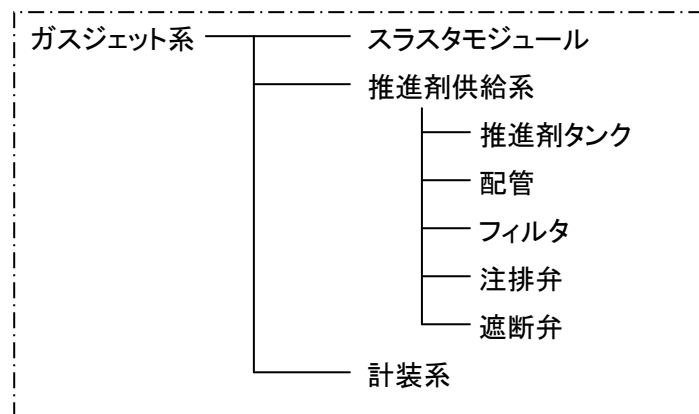
ただし、機器の温度制御や運用など総合的観点から支障がないと判断される場合には、システム側にヒータ制御機能を求めることができる。また機器側に対して必要に応じて、サバイバルヒータ（サーモスタットを含む）やリプレースメントヒータ（機器のオフ時に機器と同等に発熱するヒータ）の搭載をシステム側から要求する場合がある。

5.3.5 推進系とのインタフェース

熱的インタフェースとして特に注意を払う必要がある機器として推進系を挙げ、以下にインタフェース上の要求を規定する。

5.3.5.1 ガスジェット系

ガスジェット系は主に次の機器によって構成される。



宇宙機本体とガスジェット系の熱的インタフェース項目としては、以下の項目を考慮する必要がある。

- ・機器の熱特性値
- ・機器の許容温度範囲

- ・機器の発熱量
- ・機器の熱制御用電力
- ・機器の熱環境条件

(1) スラスタモジュール

スラスタモジュールは、高発熱機器であり、宇宙機外部及び宇宙機内部に対し熱的に複雑に絡み合うため、必要に応じ熱数学モデルで宇宙機本体側にインタフェース情報を提供する。スラスタモジュールの熱的インタフェース項目としては、次のものを考慮する必要がある。

- ① 熱特性値：熱数学モデルで規定
- ② 許容温度範囲：機器に対して、非噴射時（イナート時及びスタンバイ時）、噴射時、ヒートソークバック時のケースに分けて規定
- ③ 発熱量：宇宙機システムへの熱入力（噴射時、非噴射時、及びヒートソークバック時）を規定
- ④ 熱制御用ヒータ電力値
- ⑤ 熱環境条件：外部熱入力

(2) 推進剤供給系

推進剤供給系は、一般的に発熱する機器はなく、熱的には推薬の許容温度範囲に保持できるようにヒータで熱制御される。推薬供給系の熱的インタフェース項目としては、次のものを考慮する必要がある。

- ① 熱特性値：ベースプレート面積、材質、平面度、面粗さ、形状寸法、外表面赤外放射率、熱容量を各機器について規定
- ② 許容温度範囲：推進剤及び各機器について規定
- ③ 熱制御用ヒータ電力値
- ④ 熱環境条件：推進剤供給系を構成する機器を取り巻く宇宙機システムの内部温度について規定

いずれの規定も、推進系にとっての最悪高温ケース、最悪低温ケースをベースとして決定する。

5.3.5.2 大型液体推進機

軌道変換に用いるスラスタやアポジエンジンのような大型液体推進機（以下、液体推進機）については、熱的インタフェースとして下記項目を考慮すること。

- ① 液体推進機から宇宙機への放射熱入力
- ② 液体推進機から宇宙機への伝導熱入力
- ③ 液体推進機から宇宙機への対流熱入力
- ④ 許容温度範囲

- ⑤ 熱制御用ヒータ電力
- ⑥ コンタミネーション

以下、各項目について概略説明する。

(a) 液体推進機から宇宙機への放射熱入力

液体推進機の燃焼によって宇宙機に流入する熱流束を規定する(必要な場合は熱数学モデルによる)。

(b) 液体推進機から宇宙機への伝導熱入力

液体推進機燃焼中及び燃焼停止後の宇宙機取付部を通し宇宙機本体へ流入する熱流束を宇宙機取付部の熱伝導率と温度変化により規定する(必要な場合は熱数学モデルによる)。

(c) 液体推進機から宇宙機への対流熱入力

液体推進機の燃焼によるプルーム(バックフロー)からの対流加熱について必要に応じ、規定する。必要に応じてプルームシールドを調整する。

(d) 許容温度範囲

温度制御が必要となる液体推進機を構成する機器の許容温度範囲を規定する。

(e) 熱制御用ヒータ電力

液体推進機燃焼前の最悪低温ケースをベースにヒータ電力を設定する。ヒータによる温度制御対象コンポーネントとしては、以下の要素がある。

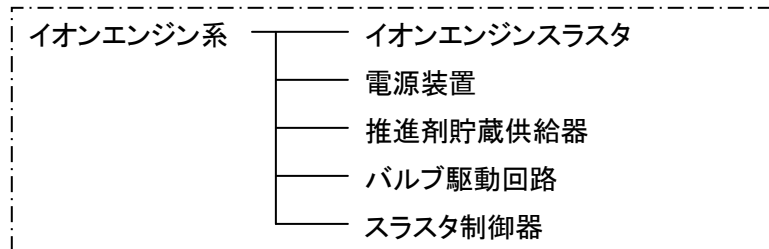
- ・推薬弁
- ・噴射器
- ・その他

(f) コンタミネーション

液体推進機の排気プルームによるコンタミネーションについて必要に応じ、規定する。

5.3.5.3 イオンエンジン系

イオンエンジン系は、電気推進系の一つで、その構成を以下に示す。



宇宙機本体とイオンエンジン系の熱的インタフェース項目としては、以下の項目を考慮することが必要である。

- ① 機器の熱特性値又は熱数学モデル
- ② 機器の許容温度範囲
- ③ 機器への外部熱入力
- ④ 機器の発熱量及びヒートソークバック
- ⑤ 機器の熱制御電力

以下、イオンエンジン系の各機器の熱インタフェースを示す。

(1) イオンエンジンスラスタ

イオンエンジンスラスタ(以下「スラスタ」と云う)は、高発熱機器で宇宙空間に露出し、基本的には宇宙機から遮断され、独立した温度制御が行われる。宇宙機外表面との放射結合、太陽光入射等外部熱入力、取付面を介しての宇宙機へのヒートソークバック等が宇宙機本体及びスラスタの熱制御系設計上の重要なパラメータであり、必要に応じ熱数学モデルで宇宙機本体側にインタフェース情報を提供する。スラスタの熱的インタフェース項目としては、次のものを考慮する必要がある。

- ① 熱特性値
- ② ノード分割図
- ③ ノード熱容量、発熱量
- ④ ノード間伝導抵抗、放射抵抗
- ⑤ 外部熱入力: ノード対応の外部熱入力量
- ⑥ 熱制御ヒータ: ヒータ発熱量制御下限/上限温度
- ⑦ 許容温度: 非動作/ターンオン/動作各許容温度範囲
- ⑧ ヒートソークバック量: 伝導/放射ソークバック量

(2) 電源装置、スラスタ制御器、バルブ駆動回路

電源装置は、高発熱機器で発熱密度が高いこと、及び動作／非動作での発熱量の変化が大きいことが特徴である。電源装置は通常宇宙機内部に配置されるため、上記特徴はあるが、通常の宇宙機搭載機器と同等の熱インタフェース項目を考慮すれば良い。スラスタ制御器及びバルブ駆動回路は、発熱量も比較的小さく通常の宇宙機搭載機器と同等の扱いができる。従って、これらコンポーネントの熱インタフェース項目としては、5.3.2.2 項と同じと考えてよい。

(3) 推進剤貯蔵供給器

推進剤貯蔵供給装置は、推進剤の貯蔵とスラスタへの供給を行うが、推進剤の種類により、系の構成が異なる。宇宙機とのインタフェースでは、特に低温側の温度制御を要するため、通常、宇宙機とは断熱し、ヒータによる温度制御がなされる。熱インタフェースとしては、次のものを考慮する必要がある。

- ① 熱特性値: 部品レベルの熱容量、取付部面積、材質、平面度、面粗さ、部品レベルの形状寸法、表面赤外放射率、接触熱伝達率
- ② 発熱分布: 部品の発熱分布、発熱プロファイル
- ③ 能動的温度制御: 制御下限値／上限値、熱制御ヒータの発熱分布
- ④ 許容温度: 非動作／動作各許容温度範囲(温度規定点の定義必要)

5.3.6 システムとロケットの熱インタフェース

宇宙機とロケットの熱インタフェースについて、下記項目を考慮すること。

- ① 射場でのフェアリング内部の空調温度
- ② フェアリングからの放射熱
- ③ 自由分子流加熱(フェアリング開頭分離後)
- ④ 宇宙機分離部熱伝導及び放射熱
- ⑤ フェアリング内の減圧プロファイル

(1) 射場でのフェアリング内部の空調温度

宇宙機がフェアリング内にある打上げまでの期間は、フェアリング内部の熱的環境を空調により管理する必要がある。

(2) 自由分子流加熱

宇宙機フェアリング開頭分離後の自由分子流加熱率を用いて設定する。

(3) 宇宙機分離部熱伝導及び放射熱

打上げから宇宙機分離までの宇宙機分離部各部の温度履歴、熱伝導率及び放射率を用いて設定する。

(4) フェアリング内の減圧プロファイル

MLI 膨張と剥離防止を考慮し、フェアリング内部での減圧プロファイルを規定する必要がある。

5.4 熱制御デバイス・材料技術

5.4.1 熱制御技術

宇宙機システム等の熱制御方式はそれぞれのミッションに応じて最適な方式を選定する必要がある。また、選定した方式により宇宙機システム等を適切な温度に維持する技術を熱制御技術という。

本節の 5.4.1.1 項では熱制御系に対する要求について、また 5.4.1.2 項では熱制御方式の選定について述べる。

5.4.1.1 熱制御系に対する要求

宇宙機の熱制御系の機能は打上げから定常軌道上の全てのミッション期間中、宇宙機の各コンポーネントを所定の温度範囲及び温度変化率に維持することにある。また、熱制御系の質量、電力、信頼性に関する宇宙機システムからの一般的要求は次の通りである。

- (1) 軽量で簡単な構成であること。
- (2) 所要電力ができるだけ少ないこと。
- (3) 放射線、紫外線、原子状酸素、高真空、高低温などの宇宙特有の過酷な環境条件に対して性能が安定しており、かつ信頼性が高いこと。

上記の要求を満たす熱制御デバイス・材料の一般的な分類を図 5.4 に示す。熱制御デバイス・材料はコーティング、多層インシュレーション (MLI) 等の受動型熱制御材料とヒータ、ヒートパイプ、サーマルルーバ等の能動型熱制御デバイスに大別できる。

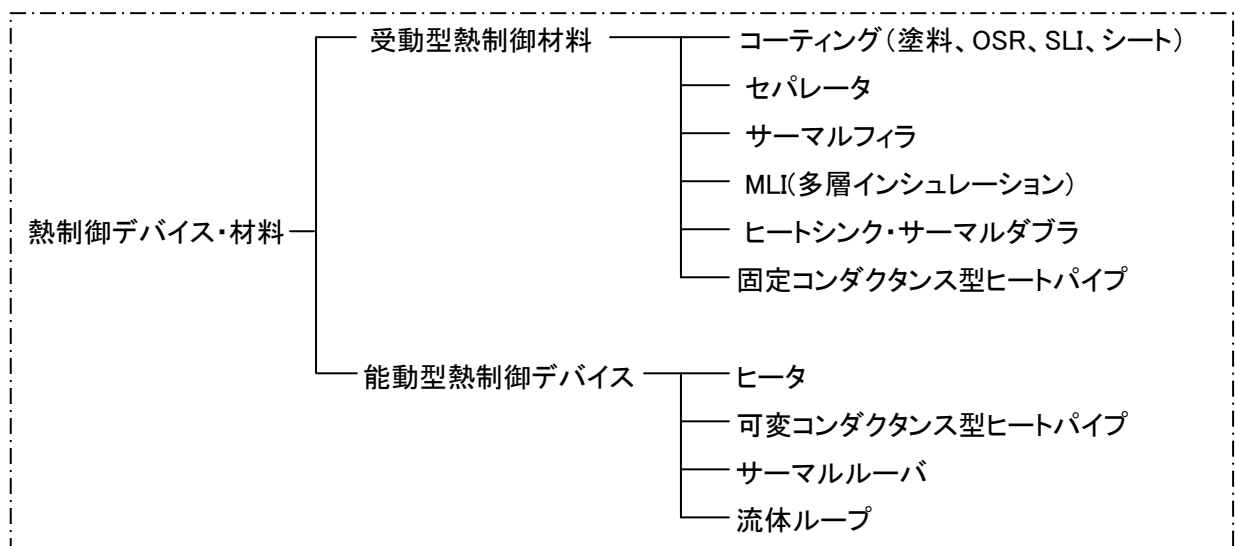


図 5.4 熱制御デバイス・材料の分類

5.4.1.2 熱制御方式の選定

宇宙機の熱制御方式は熱制御系を構成する熱制御デバイス・材料に応じて受動型と能動型に分類できる。受動型熱制御方式は放射と伝導の経路を材料固有の物理的特性と形状で調整し、コンポーネント温度を制御する方式である。即ち、物理特性の経年変化はあるが信頼性が高い方式である。また、この方式は軌道熱入力や発熱量の変化に対してその物理特性がほとんど変化しないので軌道熱入力や発熱量の変化がコンポーネントの温度変化に直接影響する。一方、能動型熱制御方式は機械的な可動部品や流動体の利用、ヒータ電力量や熱物理特性の変化を利用した技術によってコンポーネントの温度を制御する方式である。能動型熱制御方式に用いられる代表的な熱制御デバイスにはヒータ、サーマルルーバ、可変コンダクタンス型ヒートパイプ及び流体ループがある。

姿勢制御方式(スピン、三軸制御)に拘らず、宇宙機の熱制御方式はコーティング、多層インシュレーション等の受動型熱制御材料を用いた方式が基本で、温度制御範囲の要求が厳しいコンポーネントには能動型熱制御デバイスを併用する。以下に受動型熱制御材料及び能動型熱制御デバイスの種類について例を記す。

【受動型熱制御材料】

(1) コーティング(塗料、OSR、SLI、シート)

- ・宇宙機構体外部には、断熱制御のため白色塗装を使用
- ・構体内部には、構体内部の温度の均一化のために黒色塗装を使用
- ・放熱面には、ガラス系のリジッド OSR や高分子系のフレキシブル OSR、銀蒸着テフロン等を使用
- ・フィルム、シート等に粘着剤を付与した熱制御テープを使用

(2) セパレータ

- ・宇宙機構体と機器間等の断熱制御
- ・低熱伝導率材料を使用

(3) サーマルファイラ

- ・宇宙機構体と機器間等の伝熱制御
- ・高熱伝導率材料を使用

(4) MLI

- ・宇宙機構体の断熱制御
- ・最外層にはポリイミドやベータクロス[®]等を使用

(5) ヒートシンク・サーマルダブラ

- ・高発熱機器の熱拡散

(6) 固定コンダクタンス型ヒートパイプ

- ・通信放送用中継器等の発熱量、発熱密度の高い搭載機器からの排熱輸送
- ・宇宙機構体及び機器パネルの温度の均一化

- ・ヒートパイプフィン及びラジエータによる放熱能力の向上

【能動型熱制御デバイス】

(1) ヒータ

- ・ガスジェット、バッテリー等の熱的にクリティカルなコンポーネントの温度制御
- ・機器のオフ時に機器と同等に発熱するヒータ

(2) 可変コンダクタンス型ヒートパイプ

- ・一定でかつ狭い温度範囲に維持する必要のある高発熱搭載機器の温度制御

(3) サーマルルーバ

- ・低軌道の周回宇宙機のように外部熱入力が比較的短い周期で変化する宇宙機の温度制御
- ・内部搭載機器の発熱量が比較的短い周期で変化する宇宙機の放熱量の制御
- ・狭い温度範囲に維持する必要のあるコンポーネントの温度制御

(4) 流体ループ

長距離の熱輸送が必要な場合、熱輸送機能の ON/OFF を必要とする場合、地上試験時に重力の影響を抑制したい場合、及び排熱ルートの自在性が必要な場合の温度制御

5.4.2 熱制御デバイス・材料

以下に熱制御デバイス・材料及びその工程の選定基準、熱制御デバイス・材料及びその工程の適用上の注意事項について述べる。

5.4.2.1 熱制御デバイス・材料の選定基準

熱制御デバイス・材料はそれらにより構成される機器及び宇宙機の性能、物理特性、信頼性及び耐環境性を満足しなければならず、一般に次の順に選定される。

- (1) 公的な機関(例えば、JAXA、NASA、ESA 等)の推奨部品・材料リスト記載品目
- (2) 国内において既に JAXA の宇宙機用として評価の確立した材料又は実績のある材料で、技術資料の入手が可能なもの
- (3) 国外の宇宙機メーカーまたは JAXA がそれと同等と認めた業者が保証あるいは推奨している部品・材料
- (4) 仕様書(又は技術資料)を新たに設定し、評価・試験等により品質及び信頼性が保証される部品・材料

5.4.2.2 工程の選定基準

熱制御部品材料を適用する際の工程はそれが適用される機器及び宇宙機の性能、物理的特性、信頼性及び耐環境性を満足させるのに必要な再現性が十分に保証できるものとし、一般に次

の順に選定される。

- (1) 公的な機関の仕様書(又は手順書)によって標準化されている工程
- (2) 宇宙機用として確立している工程
- (3) 仕様書を新たに設定し、評価・試験等により再現性が保証される工程

5.4.2.3 熱制御デバイス・材料及び工程の適用上の注意事項

熱制御デバイス・材料及びそれを機器及び宇宙機に適用する工程に関して特に注意すべき点を以下に示す。

(1) トレーサビリティ

宇宙機(PM、PFM及びFM)に適用される部品・材料及び工程は部品・材料仕様書及び工程仕様書又は手順書に規定されたロット番号等により部品・材料及びその工程のトレーサビリティを有すること。

(2) アウトガス

熱制御デバイス・材料からのアウトガスはセンサや放熱面の表面に付着し、汚染(コンタミネーション)による特性劣化を引き起す。従って、熱制御デバイス・材料も真空中でのアウトガスができるだけ少ないことが望ましい。一般に部品・材料のアウトガスの要求として次の値が適用される。

(JMR-010 コンタミネーション管理標準 参照)

- (a) 質量損失値(TML)………1%以下
 - (b) 再凝縮物質質量比(CVCM)………0.1%以下
- (3) 清浄度

宇宙機の熱制御デバイス・材料は製造・インテグレーション、試験、輸送、保管及び射場作業の全ての工程で清浄度を管理する必要がある。清浄度の管理の対象となるのは宇宙機の置かれている周囲環境と熱制御部品・材料の表面である。

(a) クリーンルームの清浄度

製造・インテグレーション時の清浄度の要求は通常、ISO クラス 8(FED-STD-209E クラス 100,000 相当)以上である。

(b) 熱制御デバイス・材料の表面の清浄度

熱制御デバイス・材料の面積1平方フィート当りから溶剤によって取り除かれた粒子状残留物のサイズと個数、不揮発性残留物の質量(mg)によって、表面の清浄度を定義する

(ISO14952- 2)。

上記(a)及び(b)に対する要求は熱制御部品・材料や作業工程に応じて宇宙機毎に規定する。

(4) 洗浄

熱制御デバイス・材料の表面が汚染された場合、清浄度管理の一環として洗浄を実施する。その際、洗浄用具及び溶剤の清浄度、溶剤と熱制御部品・材料の表面との適合性等に配慮する必要がある。

(5) リハービッシュ

宇宙機の熱制御デバイス・材料は試験後もしくは打上げ前にハンドリングにより損傷、汚染した部品等をリハービッシュする。但し、リハービッシュはそれまで実施してきた設計や試験の有効性を損なうものであってはならない。

(6) 耐放射線特性

熱制御デバイス・材料の表面特性(熱光学特性、光線透過率)や機械的強度は放射線(主に電子、陽子)、紫外線、温度サイクルの影響によって経年変化を生じる。熱制御部品・材料の表面特性は経年変化が小さく、品質が安定していることが必要である。また、低高度(200-700km)を周回する宇宙機の熱制御デバイス・材料は原子状酸素による劣化があるので選定に注意すること。

(7) 耐温度環境特性

宇宙空間に曝されるアンテナ、太陽電池パドルの表面温度はおよそ-160 ~ 100°Cの間で変動する。従って、アンテナ、パドルに用いられる熱制御材料、例えば塗料や接着剤は上記の温度範囲で機械的特性が大きく変わらないことが望ましい。塗料や接着剤はエポキシ系、アクリル系、ウレタン系、シリコン系、無機系に大別できるが、これらは使用環境(使用温度範囲)や接着強度に応じて使い分ける必要がある。

(8) 接地

熱制御デバイス・材料を宇宙機にインテグレーションする場合には熱制御デバイス・材料の帯電・放電を防止し、かつ電磁干渉を避ける為、熱制御部品・材料を構体に接地する。接地の方法としては次の様なものがある。

- (a) 導電性コーティングもしくは導電性塗料
- (b) 導電性接着剤
- (c) グランドストラップ

また、接地抵抗に関する要求は宇宙機毎に規定する。

(9) 有効寿命

塗料、接着剤、テープ等は有効寿命が限られており、有効寿命期間中に宇宙機に施工する必要がある。従って、有効寿命の管理が必要であると同時に有効寿命が長いことが望ましい。

(10) 腐食防止

ベリリウム、銀、アルミニウム及びマグネシウムは腐食防止等の為に適切な処理を施すことが必要である。

(11) アウトガスの多い金属

カドミウム、垂鉛は金属の中では比較的アウトガスが多く、宇宙機用部品・材料としては使われない。

(12) ゲルマニウム

ゲルマニウムは空気中の水分によって劣化しやすいため、クリーンルーム内等の湿度管理を行うこと。また、保管方法に注意すること。

(13) ITO

熱制御材料表面の導電性(または耐原子状酸素性)確保のため、ITO(インジウムすず酸化物)

コーティングを用いる場合には、ITO を損傷させないように配慮して取扱うこと。ITO は摩耗や屈曲によって損傷するが、透明で損傷を把握しにくく、注意が必要である。特に銀蒸着テフロン等のフッ素系材料とは密着性が低く、剥離しやすい。

5.4.2.4 熱制御部品・材料の製造

システム及び搭載機器側は、熱制御に必要な熱制御部品・材料などのハードウェアの調達や製作を行うこと。

5.4.2.5 MLI の取り扱い

(1) MLI 剥離防止設計

MLI の剥離を防止するため、2.1 項(1)『JERG-2-311 MLI 剥離防止設計標準』に従い MLI の設計を実施すること。

(2) MLI 設計に関する注意事項

MLI は、インタフェース調整が極力少なくなるように、システム、搭載機器はお互い配慮して設計しなければならない。熱インタフェース分界点を超えて MLI を装着する必要性が生じた場合、調整作業が煩雑で時間がかかるため、できるだけ早く相手側と調整すること。調整結果は ICD に記述すること。また、2.1 項(2)『JERG-2-211 帯電・放電設計標準』に基づき、MLI のグラウンド処理を原則として行うこと。

5.5 熱設計検証

熱設計が指定の性能要求に適合していることを、以下に示すように検証すること。

- (1) 設計結果が機能及び性能要求に適合していることを、熱解析または試験により検証するものとする。
- (2) 試験による検証が望ましいが、これ以外の方法をとる場合には、理由を説明するものとする。
- (3) 検証作業は、機器や宇宙機システムに対して実施するものとする。

5.5.1 熱解析による検証

熱解析による検証により、適切な解析モデル化とそれによる性能予測とを行い、設計要求に適合していることを実証すること。

熱解析による検証には、試験設備の制約などにともない、試験環境や試験コンフィギュレーションが制限を受ける際に実施されるものも含む。

5.5.2 試験による検証

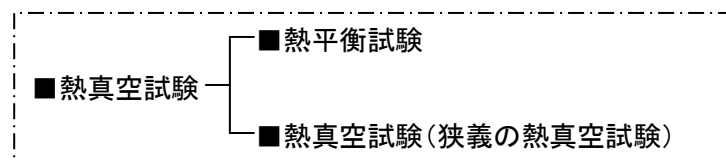
試験による検証とは、宇宙機システム及び機器を予想される実環境に可能な限り近い状態に置いて、規定された要求に適合していることを実証することをいう。なお、熱制御系設計に対する

要求の実証を「熱平衡試験」、宇宙機の動作に対する要求の実証を「熱真空試験」という。本試験の分類については、5.5.2.1 項に示す。

試験においては、要求される検証レベルに応じて、試験条件は受入れ試験レベルか、または認定試験レベルと同等のものとする。

5.5.2.1 試験の分類

宇宙機の熱真空試験は、宇宙機システム及び機器の熱制御系設計の妥当性を確認するために、軌道熱環境を模擬して行う熱平衡試験と、宇宙機が熱真空条件下で正常に動作し、機能、性能を満足することを立証するために行う狭義の意味での熱真空試験とに分類される。



宇宙機の熱真空試験に関する標準は、2.1 項 (3)の『JERG-2-130 宇宙機一般標準』に従うものとし、本熱制御系設計標準においては、熱制御系の妥当性確認を行う熱平衡試験について規定する。

5.5.2.2 熱平衡試験の条件選定にあたっての考え方

熱平衡試験は、熱制御系設計の妥当性及び熱制御ハードウェアの性能を確認するために行う試験であり、かつ設計時に使用した熱数学モデルの妥当性を確認するために行う試験でもあることから、試験条件選定に当たっては、原則次のことを考慮しなければならない。

- (a) 熱制御系設計が評価しやすい条件であること
 - ・運用フェーズにおける宇宙機コンフィギュレーションと熱環境条件を含むこと。
 - ・外部熱環境と内部熱環境の組合せが最悪となる条件を含んでいること。
 - ・対象とする宇宙機固有の熱的にクリティカルな条件を含んでいること。
 - ・定常試験／非定常試験条件の選定が適切であること。
- (b) 熱制御ハードウェアの性能評価をしやすい条件であること。
 - ・インシュレーション、コーティング、ヒートシンク、サーマルルーバ、ヒートパイプ、ヒータ等の性能評価ができる条件であること。
- (c) 熱数学モデルの評価がしやすい条件であること
 - ・熱数学モデルの不確定なパラメータが評価できる条件であること。
- (d) 熱真空試験における外部熱入力条件の確認が可能であること
 - ・狭義の意味での熱真空試験において設定する外部熱入力条件の妥当性確認が可能であること。

5.5.2.3 熱平衡試験の方法と選定

熱平衡試験は、宇宙機システム及び機器をスペースチャンバ内に設置し、スペースチャンバ内の排気、シュラウドの冷却により宇宙空間の高真空、極低温環境を模擬して行う。熱平衡試験時のスペースチャンバの環境条件は、原則として表 5.5.2 に示す値に設定すること。

表 5.5.2 熱真空試験時スペースチャンバ環境条件

項目	値
圧力	1.3×10^{-3} Pa 以下*1 (1×10^{-5} Torr)
シュラウド温度	100K (-173°C)以下

注1. 宇宙空間の伝熱状態の模擬のため。

また、宇宙機システム及び機器の各部には温度センサを取付け、温度モニタ及び温度データの取得を行うこと。熱平衡試験における軌道上熱入力の模擬は、通常以下に示す加熱法により行う。

- (1) ソーラ法
- (2) IR法(IRランプ法、IRパネル法、IRシュラウド法)
- (3) スキンヒータ法
- (4) 上記を組合せる方法

これらの加熱法による照射強度もしくは熱入力は、照射強度計もしくはカロリメータ、電力計等によりモニタすること。熱平衡試験における宇宙機システム等の加熱方法は、以下の点を考慮して、試験目的に応じた最適な加熱方法を設定すること。

- (1) 必要とされるシミュレーション精度(特に熱平衡試験に対して)
- (2) 重力の影響(重力方向により特性の変化するヒートパイプ等を有する試験に対して)
- (3) 試験コンフィギュレーション設定に伴う宇宙機システム等への影響の許容度(スキンヒータを宇宙機に直接貼付する場合等)
- (4) 設備能力
- (5) 試験コスト

5.5.2.4 評価項目

宇宙機システム等の熱平衡試験後に行うべき評価としては、少なくとも以下に示す項目及び内容を含まなければならない。

熱平衡試験の評価としては、最初に試験条件設定の評価を行い、それに引き続いて熱制御ハードウェアの性能評価、熱数学モデルの評価を行う。

- (a) 試験条件設定の評価

- ・スペースチャンバ環境の評価(真空度、シュラウド温度)
 - ・外部熱入力設定の評価 (治具からの熱入力を含む)
 - ・内部熱入力設定の評価
 - ・境界温度設定の評価
 - ・試験設備における測定系(温度、真空度、外部熱入力量)の評価
- (b) 熱制御ハードウェアの性能評価
- ・インシュレーション、コーティング、ヒートシンク、サーマルルーバ、ヒートパイプ、ヒータ等熱制御ハードウェアの性能評価
- (c) 熱数学モデルの評価
- ・試験予測／実測温度比較による熱数学モデル評価
 - ・熱数学モデルの不確定パラメータの評価
- (d) 熱設計の評価
- ・試験条件設定がフライト条件と等価な場合は、実測温度から直接、熱設計評価
 - ・試験条件とフライト条件が異なる場合は、評価された熱数学モデルによるフライト予測温度から熱設計評価
- (e) 熱真空試験(狭義の意味での)設定条件の評価
- ・外部熱入力条件の妥当性評価
- (f) コンタミネーションの評価
- ・コンタミネーションの発生の有無の評価
 - ・コンタミネーション源の評価
 - ・コンタミネーションにより宇宙機が受けた影響の評価

5.5.2.5 熱モデル試験

認定試験やプロトフライト試験に先立ち実施される開発試験において、宇宙機の熱設計を固めるための技術データの取得、設計マージン、製造の容易性、試験の容易性、安全性、信頼性、寿命予測及びシステム安全性との適合性などを確認するために、熱モデル試験を実施する場合、以下の目的や要求に基づき、試験を実施する。

- (1) 目的
 - (a) 熱設計の妥当性の確認
 - (b) 熱数学モデルの検証
 - (c) 宇宙機の組立法、試験法及び試験手順の確立
 - (d) 地上支援装置との適合性の確認
 - (e) 認定試験、プロトフライト試験や受入試験の作業員に対する訓練

- (2) 供試体
 - (a) 供試体は、実機と熱的に同等であること。
 - (b) 搭載機器の熱ダミーは、実機と熱的に同等であること。
 - (c) 熱制御系コンポーネントは、実機相当であること。

- (3) 試験範囲
 - (a) 熱モデル試験は、熱平衡試験と熱真空試験から構成される。
 - (b) 熱平衡試験は、打上げから定常軌道上までのすべての熱真空環境下における宇宙機の熱的最悪条件を模擬し、熱設計の妥当性の確認及び熱数学モデルの検証のための技術データの取得を主な実施目的とすること。
 - (b) 熱真空試験は、実機の熱真空試験の試験条件及び手順を確立するための技術データ取得を主な実施目的とすること。