

限定なし



## 熱真空試験ハンドブック

2024年 3月29日 D改訂  
2021年 4月14日 C改訂  
平成29年 3月31日 B改訂  
平成24年 5月10日 A改訂  
(平成20年 9月 3日 初版制定)

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

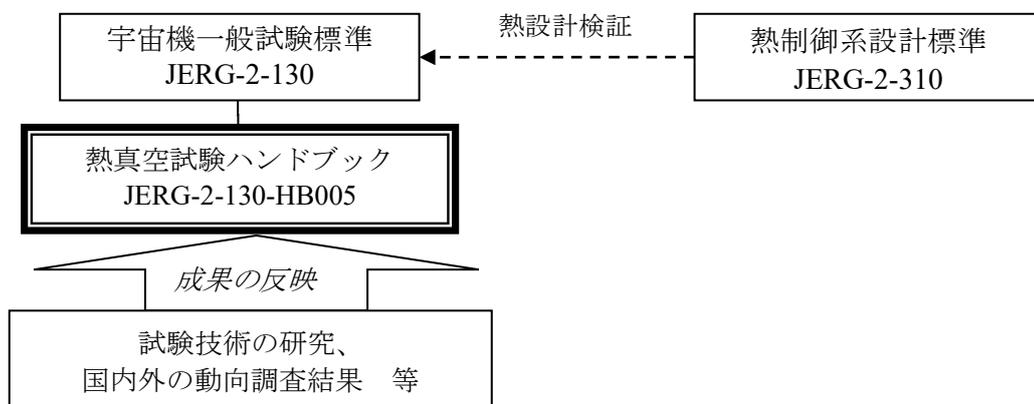
JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

## はじめに

熱真空試験ハンドブックは、宇宙機熱真空試験の実施に際しての技術的な裏付け「試験基準の技術的な背景、裏付け、試験の目的」「試験手法の妥当性<原理原則>・結果の評価手法等」を以下の方針に従いまとめたものである。

- (1) 熱真空試験の宇宙機システムの実際に関する方法論（Methodology：メソドロジー）を軸として内容をまとめる。（試験を計画して実施、評価するという流れで記述する。）
- (2) 試験ハンドブックは、試験を担当する初心者の教科書的な使い方が可能な部分と技術者の参考書的な使い方ができる部分との2部構成にする。
- (3) 1～3章では、教科書的な使い方が可能なように試験に関する全般的な内容および基本的な事項を中心にまとめる。
- (4) 個別事項に係る理論、技術的な裏付け、個別の説明等となる部分は、後半に「Appendix」としてまとめる。
- (5) 熱真空試験の理念（Philosophy：フィロソフィ）については、宇宙機一般試験標準（JERG-2-130）の範囲として位置づける。

なお、本ハンドブックでは、宇宙機一般試験標準に従い、熱設計検証を主目的として行う試験を「熱平衡試験」、軌道上熱真空環境下における宇宙機の機能・性能確認を主目的として行う試験を「熱真空試験」と呼ぶが、これらを総称して「熱真空試験」と呼ぶ場合もある。



図：熱真空試験ハンドブックの位置づけ

## 目 次

1	総則	1
1.1	目的	1
1.2	参考文書	1
1.2.1	宇宙航空研究開発機構（JAXA）文書	1
1.2.2	海外の規格等	1
1.2.3	その他参考文書・文献	1
1.3	用語・略語・記号の定義	2
1.3.1	用語	2
1.3.2	略語	3
1.3.3	記号	4
1.4	本試験ハンドブックの構成	5
2	熱真空試験に関連する事項	7
2.1	宇宙空間の熱真空環境	7
2.1.1	宇宙空間の冷暗黒環境	8
2.1.2	宇宙空間の高真空環境	8
2.1.3	宇宙空間の軌道熱入力	9
2.2	熱真空試験の目的	10
2.2.1	熱平衡試験	10
2.2.2	熱真空試験	11
2.3	宇宙空間と地上試験時の熱真空環境の違い	12
2.3.1	宇宙空間の冷暗黒特性模擬	13
2.3.2	宇宙空間の高真空模擬	15
2.3.3	軌道上外部熱入力の模擬	15
2.3.4	熱真空試験における熱的外乱	19
2.4	参考文献	19
3	熱真空試験の実施方法	20
3.1	試験作業手順（流れ）	20
3.2	試験条件	22
3.3	熱平衡試験のコンフィギュレーション	27
3.3.1	外部熱入力の模擬方法	27
3.3.1.1	ソーラ法	28
3.3.1.2	IR法	30
3.3.1.2.1	IRランプ法	31

3.3.1.2.2	ロッドヒータ法.....	32
3.3.1.2.3	IR パネル法.....	33
3.3.1.2.4	IR シュラウド法.....	33
3.3.1.3	スキンヒータ法.....	34
3.3.1.4	ソーラ法と IR 法の併用.....	35
3.3.2	熱平衡試験における熱的外乱.....	36
3.3.2.1	試験治具による熱的外乱.....	36
3.3.2.2	試験ケーブルによる熱的外乱.....	37
3.4	熱真空試験のコンフィギュレーション.....	37
3.4.1	外部熱入力の模擬方法.....	38
3.4.1.1	ソーラ法.....	38
3.4.1.2	IR 法.....	38
3.4.1.3	スキンヒータ法.....	39
3.4.1.4	ソーラ法と IR 法の併用.....	39
3.5	試験設備.....	40
3.5.1	スペースチャンバ.....	40
3.6	熱真空試験の計測系.....	41
3.6.1	温度の計測.....	41
3.6.2	熱流束の計測.....	42
3.6.3	発熱量の計測.....	43
3.6.4	圧力の計測.....	43
3.6.5	コンタミネーションの計測.....	45
3.7	熱真空試験における供試体保護.....	48
3.7.1	放電.....	48
3.7.1.1	概要.....	48
3.7.1.2	放電防止の方法.....	49
3.7.2	過冷却及び過加熱.....	49
3.7.2.1	概要.....	49
3.7.2.2	過冷却及び過加熱防止の方法.....	50
3.7.3	汚染.....	50
3.7.3.1	粒子状汚染.....	50
3.7.3.2	分子状汚染.....	51
3.8	参考文献.....	50
<b>Appendix</b> .....		51
<Appendix A>	その他参考文献・文献.....	52
<Appendix B>	自由分子領域.....	53

<Appendix C> 熱真空試験条件設定の考え方.....	55
C.1 熱的不確定性マージン.....	55
C.2 サイクル数.....	58
C.2.1. コンポーネント熱真空試験におけるサイクル数.....	58
C.2.2. システム熱真空試験におけるサイクル数.....	58
C.3 旧「さらし」及び「浸し」試験時間.....	65
C.4 サーマルソークの時間.....	68
C.5 参考文献.....	71
<Appendix D> 熱真空試験時のチェックリスト（例）.....	72
<Appendix E> 大型スペースチャンバの例.....	73
E.1 13mφ スペースチャンバ.....	73
E.2 6mφ 放射計スペースチャンバ.....	77
E.3 8mφ スペースチャンバ.....	79
E.4 参考文献.....	83
<Appendix F> スペースチャンバによる宇宙環境模擬.....	84
F.1 宇宙空間の冷暗黒特性模擬.....	84
F.1.1 スペースチャンバにおける宇宙機の温度上昇.....	84
F.1.2 冷暗黒特性模擬のための必要条件.....	87
F.2 宇宙空間の高真空模擬.....	90
F.3 参考文献.....	94
<Appendix G> 熱真空試験における計測.....	95
G.1 温度の計測.....	95
G.1.1 熱真空試験で使用する温度センサ.....	96
G.1.1.1 熱電対.....	96
G.1.1.2 測温抵抗体.....	100
G.1.1.3 サーミスタ.....	103
G.1.2 スペースチャンバにおける温度計測の実例.....	104
G.2 熱流束の計測.....	106
G.2.1 熱真空試験で使用する熱流束センサ.....	106
G.2.1.1 カロリーメータ.....	106
G.2.1.2 放射照度計.....	108
G.2.1.3 太陽電池セル.....	109
G.2.2 スペースチャンバにおける熱流束計測の実例.....	112
G.3 圧力の計測.....	115
G.3.1 熱真空試験で使用する真空計.....	115
G.3.1.1 ブルドン管真空計.....	116

G.3.1.2	隔膜真空計 .....	117
G.3.1.3	ピラニ真空計.....	118
G.3.1.4	ペニング真空計.....	119
G.3.1.5	B・A 型真空計 .....	120
G.3.1.6	四極子型質量分析計.....	123
G.3.2	スペースチャンバにおける圧力計測の実例.....	124
G.4	コンタミネーションの計測 .....	125
G.4.1	熱真空試験で使用するコンタミネーション計測方法.....	125
G.4.1.1	QCM (Quartz Crystal Microbalance : 水晶微量天秤) 法.....	126
G.4.1.2	質量法.....	132
G.4.1.3	赤外分光分析.....	132
G.4.1.4	ガスクロマトグラフ質量分析.....	133
G.4.2	スペースチャンバにおけるコンタミネーション計測の実例.....	135
G.4.2.1	QCM 法.....	135
G.4.2.2	質量法.....	137
G.4.2.3	赤外分光分析.....	138
G.4.2.4	ガスクロマトグラフ質量分析.....	139
G.4.2.5	表面堆積粒子状汚染.....	140
G.5	参考文献 .....	142
<Appendix H>	熱真空試験における供試体保護.....	143
H.1	放電 .....	143
H.1.1	放電形態.....	143
H.1.2	各放電形態の放電注意圧力領域.....	145
H.1.3	熱真空試験時の放電注意圧力領域.....	150
H.1.4	放電の実例.....	150
H.2	過冷却のメカニズム .....	152
H.2.1	気体による熱伝達と圧力の関係.....	152
H.2.2	大気圧戻し時のチャンバ内環境.....	154
H.2.3	過冷却の実例.....	155
H.3	汚染 .....	156
H.3.1	汚染の実例.....	156
H.4	参考文献 .....	158

# 1 総則

## 1.1 目的

本試験ハンドブックは、宇宙機の熱真空試験に関して、現時点までに得られた技術的に注意すべき点、参考となるであろう事項をまとめて、安全性・信頼性・品質のより高い試験の実施に供することを旨とする。

なお、本試験ハンドブックに言及されていない知見や技術については今後内容を検討の上、積極的に反映し、改訂する。

## 1.2 参考文書

参考文書を以下に示す。

### 1.2.1 宇宙航空研究開発機構（JAXA）文書

- (1) JERG-2-130 宇宙機一般試験標準
- (2) JERG-2-310 熱制御系設計標準

### 1.2.2 海外の規格等

- (1) GEVS-SE Rev.A, “A GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION SPECIFICATION FOR STS & ELV PAYLOADS, SUBSYSTEMS, AND COMPONENTS”
- (2) ECSS-E-10-03A, “Space engineering Testing”
- (3) MIL-HDBK-340A, “TEST REQUIREMENTS FOR LAUNCH, UPPER-STAGE, AND SPACE VEHICLES”

### 1.2.3 その他参考文書・文献

Appendix. A にリストを示す。

本文中に引用した場合は、引用した章の最後にまとめて示す。

### 1.3 用語・略語・記号の定義

#### 1.3.1 用語

- (1) アウトガス  
真空中で生じる材料からのガス放出。
- (2) コンタミナント  
対象物の表面あるいは対象物の周囲の環境に存在し、対象物の機能・性能や寿命に影響を及ぼす可能性のある汚染物質。
- (3) コンタミネーション  
対象の表面に対して汚染物質が付着すること、あるいは付着している状態。
- (4) 垂直赤外放射率 :  $\epsilon_N$   
対象の物質表面の各方向の赤外放射率のうち、垂直方向の値。
- (5) 太陽光吸収率 :  $\alpha_S$   
対象の物質表面の太陽光スペクトルに対する吸収率。
- (6) 全半球赤外放射率 :  $\epsilon_H$   
対象の物質表面の各方向の赤外放射率の全半球における平均値。
- (7) ヒートシンク  
熱容量が大きく、温度一定と見なせる物体（熱溜め）。
- (8) モレキュラーシンク  
宇宙機等から放出された分子を吸着するが自らは放出しない性質、あるいはそのような性質を実現するハードウェア。
- (9) サーマルソーク (Thermal Soak)  
供試体を認定温度範囲または受入温度範囲の上限及び下限温度環境下で維持すること。  
※JERG-2-130 宇宙機一般試験標準 C 改訂版により従来の「さらし」と「浸し」の区別をなくし、「サーマルソーク」に統一した。詳細は Appendix C.4 を参照。
- (11) 軌道熱入力  
軌道上において宇宙機が外部熱源（主に太陽光・アルベド・惑星赤外放射）から受ける熱入力。
- (12) 外部熱入力  
宇宙機又は供試体の外側から与えられる熱入力。軌道熱入力の他に試験時の治具による熱入力等を含む。

### 1.3.2 略語

(1) AT

Acceptance Test : 受入試験

(2) CQCM

Cryogenic Quartz Crystal Microbalance : 極低温水晶微量天秤

(3) FM

Flight Model : フライトモデル

(4) FT-IR

Fourier Transform – InfraRed spectrometer : フーリエ変換型赤外分光計

(5) IR

Infrared : 赤外線

(6) MLI

Multi Layer Insulator : 多層断熱材

(7) NVR

Non Volatile Residue : 不揮発性残渣

(8) OSR

Optical Solar Reflector : オプティカルソーラリフレクタ

(9) PFM

Proto Flight Model : プロトフライトモデル

(10) PFT

Proto Flight Test : プロトフライト試験

(11) QCM

Quartz Crystal Microbalance : 水晶微量天秤

(12) QT

Qualification Test : 認定試験

(13) STM

Structural and Thermal Model : 熱構造モデル

(14) TQCM

Temperature controlled Quartz Crystal Microbalance : 温度制御型水晶微量天秤

(15) TWT

Traveling Wave Tube : 進行波管

## 1.3.3 記号

記号	意味	単位
$A$	面積	$m^2, cm^2$
$p$	圧力	Pa
$Q$	熱量	W
$T$	温度	K, °C
ギリシャ文字	意味	単位
$\epsilon_H$	全半球赤外放射率	-
添字	意味	
cond	熱伝導	
rad	放射	

## 1.4 本試験ハンドブックの構成

本試験ハンドブックの構成を図1.4-1に示す。

### ・2項 熱真空試験に関する事項

本項では、熱真空試験を実施するにあたり、一般的な事項について述べる。

2.1項では、宇宙空間の熱真空環境について述べる。

2.2項では、熱真空試験の目的について述べる。

2.3項では、宇宙空間と地上試験時の熱真空環境の違いについて述べる。

### ・3項 熱真空試験の実施方法

本項では、熱真空試験の実施方法について示す。

3.1項では、試験作業手順（流れ）について述べる。

3.2項では、試験条件について述べる。

3.3項では、熱平衡試験コンフィギュレーションについて述べる。

3.4項では、熱真空試験のコンフィギュレーションについて述べる。

3.5項では、試験設備について述べる。

3.6項では、熱真空試験の計測系について述べる。

3.7項では、熱真空試験における供試体保護について述べる。

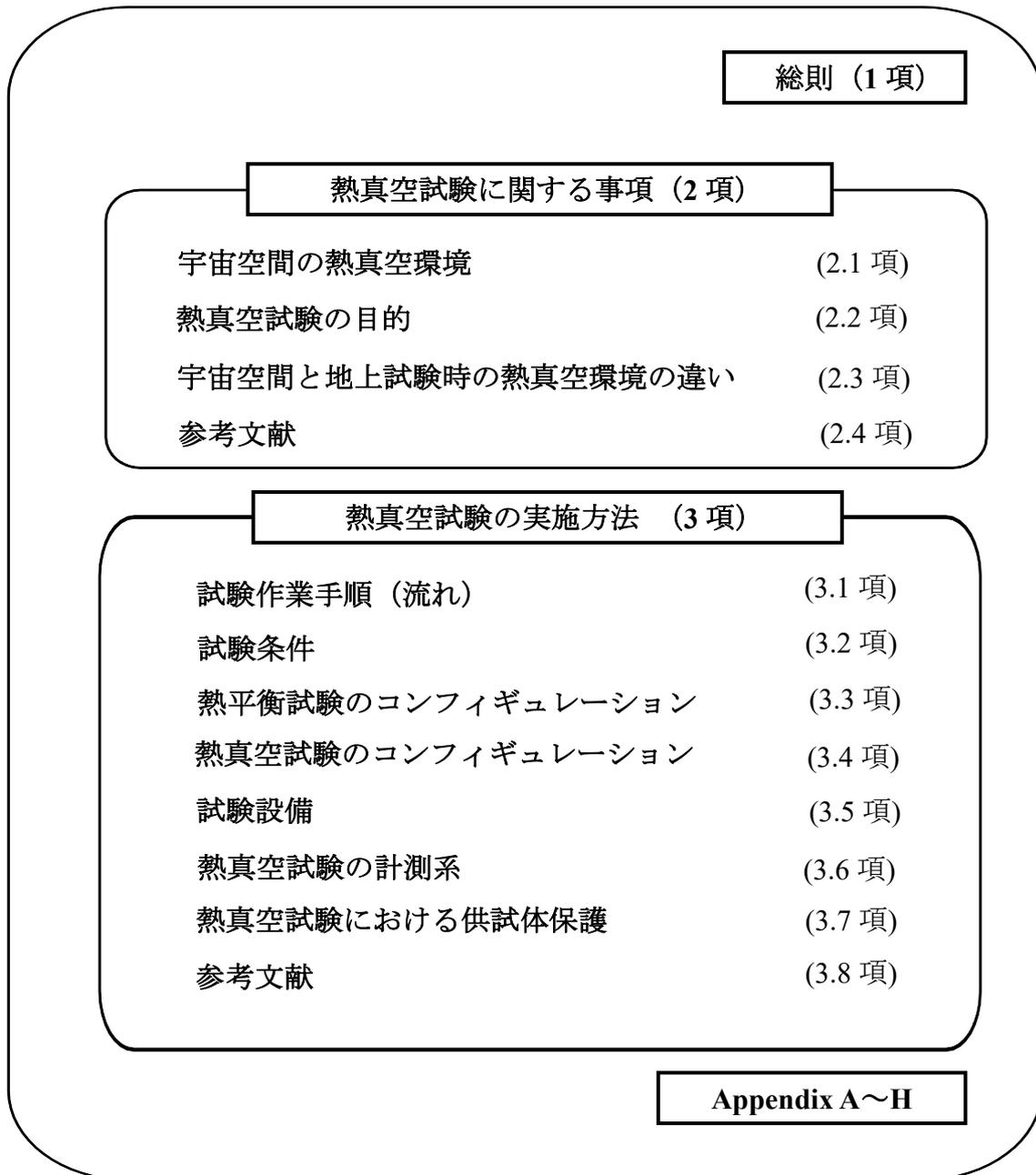


図 1.4-1 本試験ハンドブックの構成

## 2 熱真空試験に関連する事項

### 2.1 宇宙空間の熱真空環境

宇宙機を開発するためにはそのミッションを達成するために飛行する軌道上の熱真空環境を把握することが重要である。代表的な軌道上での熱真空環境を、図 2.1-1 と表 2.1-1 に示す。また、宇宙空間の特性を表 2.1-2 に示す。各特性の説明は、2.1.1 項～2.1.3 項で述べる。

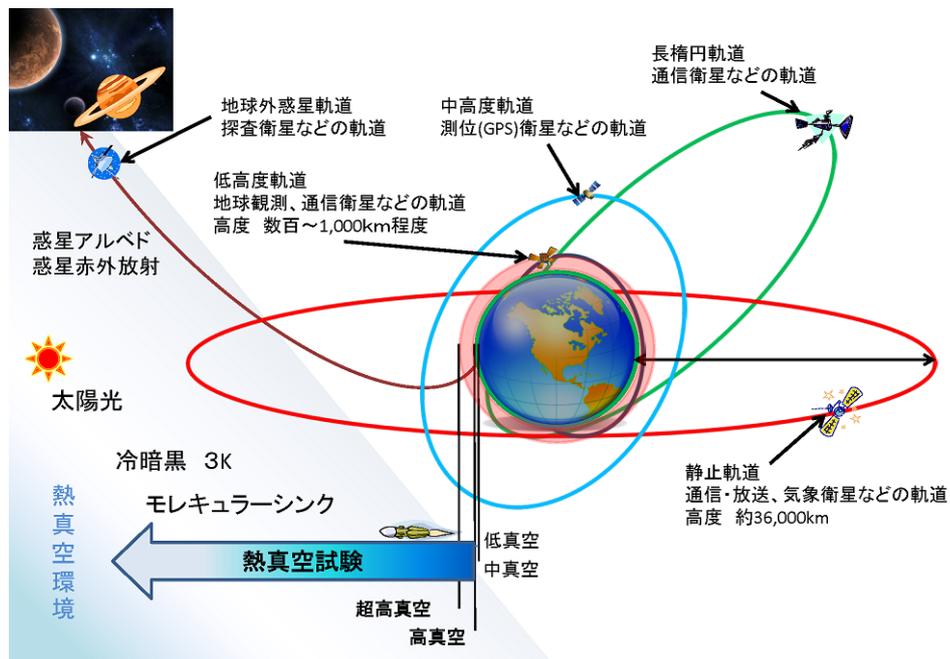


図 2.1-1 宇宙空間の熱真空環境

表 2.1-1 軌道上の熱真空環境

宇宙機の軌道	太陽光	アルベド	惑星赤外放射	真空環境
地球周回軌道	約1366W/m <sup>2</sup> 季節や太陽活動周期により数%程度変動する。	地球アルベド 0.3(年平均) ただし地表面の状態や気象等により局所的な分布がある。	地球赤外放射 237W/m <sup>2</sup> (年平均)	10 <sup>-5</sup> ~10 <sup>-11</sup> Pa程度 高度により真空環境は異なる。
地球外惑星軌道	軌道により異なる。	惑星アルベド 惑星により異なる。	惑星赤外放射 惑星により異なる。	大気を有する地球外惑星の近傍では、惑星表面からの高度により真空環境は異なる。

[注] アルベド、惑星赤外放射の宇宙機に対する影響は高度によって変わる。

表 2.1-2 宇宙空間の特性

宇宙空間の特性	
① 冷暗黒	宇宙空間が絶対温度 3K であるため背景放射がほとんどない。
② 高真空（圧力の範囲は、図 2.1-2 を参照のこと。）	気体による熱伝達がなく、熱交換は放射により行われる。
③ 軌道熱入力	太陽光、アルベド、惑星赤外放射による軌道熱入力が存在する。

### 2.1.1 宇宙空間の冷暗黒環境

冷暗黒とは宇宙空間が絶対温度3Kであるため背景放射がほとんどない状態で、宇宙機から宇宙空間への放射エネルギーが宇宙機自身に戻らない状態をいう。例えば宇宙機が地球の陰に入っ  
て太陽光が当たらない場合、熱エネルギーは暗黒の宇宙空間に逃げていく一方であるため、宇宙機自身からの発熱がない状態で宇宙空間におくと、その温度は絶対温度3K (-270℃) 付近まで下がることになる。

### 2.1.2 宇宙空間の高真空環境

地球近傍の宇宙空間では、地球表面から宇宙機の軌道高度が高いほど圧力は小さくなる。地表面からの高度に対する圧力変化の例を図 2.1-2 に示す。

本ハンドブックでは、宇宙機と宇宙空間との間の熱伝達の形態が、気体による熱伝導が小さく放射が支配的と見なせる圧力領域を高真空と呼ぶこととする。

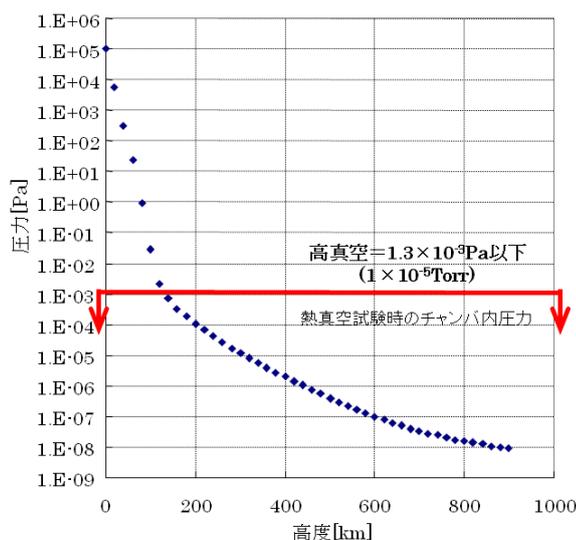


図 2.1-2 高度と圧力の関係

観測値【参考文献 2-1】にもとづく大気モデル(MSISE-90)で平均的な太陽活動を前提として算出

### 2.1.3 宇宙空間の軌道熱入力

宇宙機に対する主要な軌道熱入力は太陽光、アルベド、惑星赤外放射である。支配的となる軌道熱入力は宇宙機の軌道により異なる。

地球周回軌道の軌道熱入力の例を図 2.1-3 に示す。

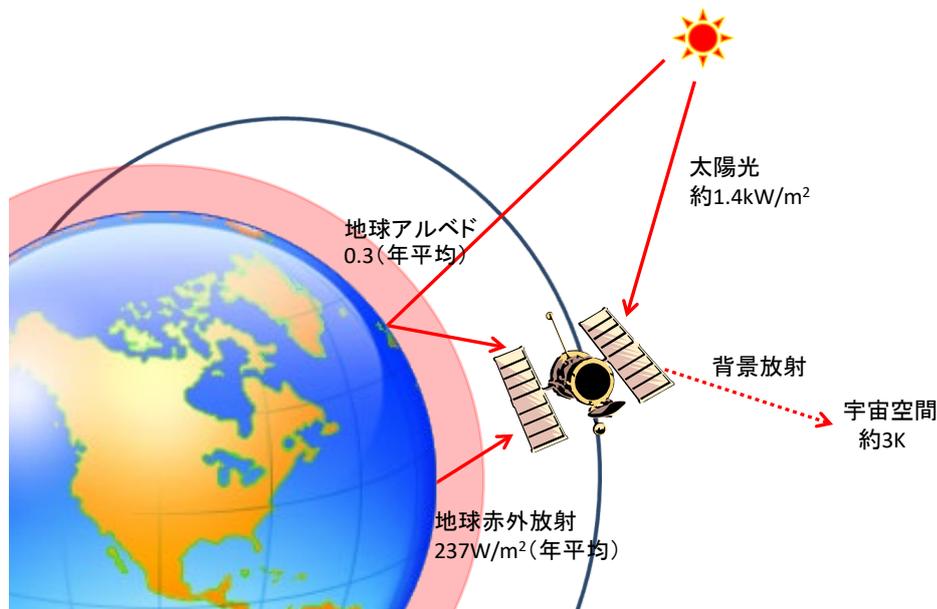


図 2.1-3 地球を周回する宇宙機に対する軌道熱入力の例

#### (1) 太陽光

太陽系を飛行する殆どの宇宙機にとって太陽光が最大の熱源である。太陽光の強度は、太陽からの入射光に対し垂直な単位表面積が、1 天文単位 (1AU=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に受ける放射エネルギー (これを「太陽定数」という) で定義され、約  $1366 \text{ W/m}^2$  である。太陽定数の観測は様々な宇宙機で行われており、地球公転軌道が楕円であることによる季節変動 ( $\pm 3.5\%$ 程度)、11 年の太陽周期と同期した変動 ( $\pm 1\%$ 程度) があることが分かっている。

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

#### (2) アルベド

太陽光が惑星によって宇宙に反射される割合 (反射率) をアルベドという。地球の場合、アルベドの年平均は  $0.30 \pm 0.02$  であるが、緯度・季節・天候等により局所的な分布がある。

アルベドの詳細については、『JERG-2-141 宇宙環境標準』(参考文献 2-2) を参照すること。

#### (3) 惑星赤外放射

惑星はその温度に伴うエネルギーの放射をしており、その放射を惑星赤外放射という。惑星

赤外放射は、惑星と太陽の距離や惑星内部熱エネルギーによって異なる。地球赤外放射の年平均値は  $237 \pm 7 \text{ W/m}^2$  であるが、アルベドと同様に局所分布がある。

惑星赤外放射の詳細については、『JERG-2-141 宇宙環境標準』（参考文献 2-2）を参照すること。

## 2.2 熱真空試験の目的

試験の目的は熱平衡試験と熱真空試験で異なる。熱平衡試験は宇宙機の熱制御系設計の妥当性確認を主目的とした試験であり、熱真空試験は宇宙機が軌道上熱真空環境下で正常に動作し、求められる機能・性能を満足することの確認を主目的とした試験である。

2.2.1 項、2.2.2 項でそれぞれの試験の目的について述べる。

### 2.2.1 熱平衡試験

熱平衡試験は、宇宙機システム、サブシステム、コンポーネントに対して行われる。

#### (1) システムの熱平衡試験

システムの熱平衡試験では、軌道上を模擬した熱真空環境下に供試体をさらし、以下の項目を確認する。

- ・ システム全体の熱制御系設計の妥当性確認  
供試体各部位の温度が規定された温度範囲内に維持されることを確認する。試験結果に基づき、必要に応じて熱設計変更を実施する。
- ・ 熱制御系ハードウェアの性能確認  
使用されている熱制御系ハードウェアが所定の性能（熱制御材の表面光学特性等）を有していることを確認する。
- ・ 熱数学モデルの妥当性確認  
試験での実測温度と熱数学モデルでの予測温度を比較し、熱数学モデルが妥当であるかを確認する。試験結果に基づき、必要に応じて熱数学モデルの修正（コリレーション）を行う。

#### (2) サブシステム・コンポーネントの熱平衡試験

サブシステム・コンポーネントの熱平衡試験では、軌道上を模擬した熱真空環境下に供試体をさらし、以下の項目を確認する。ここで対象となるサブシステム・コンポーネントはシステム側とは独立に熱制御を行う機器、能動熱制御機器であるヒータ、内部温度分布がシステム側に大きな影響を与える機器等である。

- ・サブシステム・コンポーネントの熱制御系設計の妥当性確認  
 供試体各部位の温度が規定された温度範囲内に維持されることを確認する。試験結果に基づき、必要に応じて熱設計変更を実施する。
- ・熱制御系ハードウェアの性能確認  
 使用されている熱制御系ハードウェアが所定の性能（熱制御材の表面光学特性等）を有していることを確認する。
- ・熱数学モデルの妥当性確認  
 試験での実測温度と熱数学モデルでの予測温度を比較し、熱数学モデルが妥当であるかを確認する。試験結果に基づき、必要に応じて熱数学モデルの修正（コリレーション）を行う。なお、熱数学モデルには、システム側へ提出するインタフェース熱数学モデルを含む。

## 2.2.2 熱真空試験

熱真空試験は、宇宙機システム、サブシステム、コンポーネントに対して行われる。

### (1) システムの熱真空試験

システムの熱真空試験では、熱真空環境下に供試体をさらし、以下の項目を確認する。

- ・システムの機能・性能の確認  
 規定された温度条件下で宇宙機が正常に動作し、所定の機能・性能を満足することを確認する。ここで言う機能・性能確認には、熱制御系の機能・性能確認（ヒータ ON/OFF 機能、熱制御材の表面光学特性等）を含む。
- ・部品・材料の欠陥・ワークマンシップエラーの確認  
 部品・材料の欠陥や製作上のワークマンシップエラーがないか確認する。

### (2) サブシステム・コンポーネントの熱真空試験

サブシステム・コンポーネントの熱真空試験では、熱真空環境下に供試体をさらし、以下の項目を確認する。

- ・サブシステム・コンポーネントの機能・性能の確認  
 規定された温度条件下で、サブシステム・コンポーネントが正常に動作し、所定の機能・性能を満足することを確認する。ここで言う機能・性能確認には、熱制御系の機能・性能確認（ヒータ ON/OFF 機能、熱制御材の表面光学特性等）を含む。
- ・部品・材料の欠陥・ワークマンシップエラーの確認  
 部品・材料の欠陥や製作上のワークマンシップエラーがないか確認する。

## 2.3 宇宙空間と地上試験時の熱真空環境の違い

宇宙空間の環境条件において宇宙機が正常に機能することを地上で確認するため、宇宙空間の熱真空環境の特性を模擬する必要がある。しかし、地上において宇宙空間の環境条件の全てを模擬することは出来ないため、熱真空試験では宇宙機の熱的な特性を確認出来る範囲で、宇宙空間の特性を模擬することになる。

熱真空試験を行う際のスペースチャンバによる宇宙空間特性（冷暗黒、真空）の模擬方法を表 2.3-1、図 2.3-1 に示す。実際には、冷暗黒、高真空は相互に関係しているが、本項では、個別に模擬条件を述べる。

なお、宇宙空間の特性のうち、①冷暗黒、②高真空に関しては、特殊な場合を除き、宇宙機の熱真空試験として一般的な要求条件となる。しかし、軌道熱入力に関しては、各宇宙機の目的に応じ、熱真空試験の要求条件が異なる。

以下の 2.3.1～2.3.4 項では、宇宙機の熱真空試験を行うにあたり必要となる宇宙空間の特性模擬について述べる。

表 2.3-1 宇宙空間特性の模擬方法

宇宙空間の特性	スペースチャンバでの模擬方法
① 冷暗黒 宇宙空間が絶対温度 3K であるため背景放射がほとんどない状態で、宇宙機から宇宙空間への放射エネルギーが宇宙機自身に戻らない。	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 壁面の冷却（背景放射極小化）</li> <li>・ 壁面の黒色化(反射防止)</li> <li>・ 供試体に対して大きな空間（反射防止）</li> </ul>
②高真空 気体による熱伝達がなく、外部との熱交換は放射が支配的である。	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 真空排気装置によるチャンバ内排気</li> </ul>
③軌道熱入力 太陽光、アルベド、惑星赤外放射による熱入力が存在する。	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ ソーラシミュレータ</li> <li>・ IR パネル、ロッドヒータ等の外部加熱装置</li> </ul>

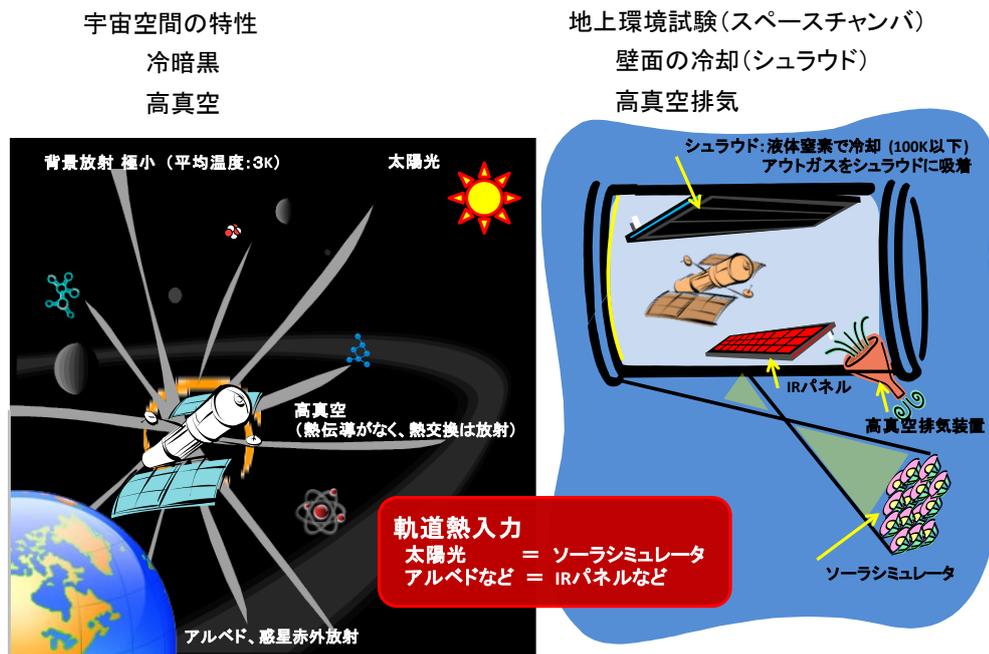


図 2.3-1 宇宙空間と地上試験時の熱真空環境の違い 一例

### 2.3.1 宇宙空間の冷暗黒特性模擬

冷暗黒とは宇宙空間が絶対温度 3K であるため背景放射がほとんどない状態で宇宙機から宇宙空間への放射エネルギーが宇宙機自身に戻らない状態をいう。

しかし、熱真空試験に使用するスペースチャンバは試験空間が有限であり、また壁面の黒色シュラウドを宇宙と同じ絶対温度 3K の (背景) 放射の状態にすることは困難である。その結果、宇宙空間の冷暗黒に比べてスペースチャンバ内ではシュラウドによる熱入力が存在する。

スペースチャンバ (シュラウド) からの熱入力を無視できるほど小さくするための条件は次の 3 つである。

- ① シュラウド温度が十分低いこと
- ② シュラウドの全半球赤外放射率が 1 に近いこと
- ③ 宇宙機サイズに対してチャンバ空間が十分大きいこと

これを具体的な数値で示すと冷暗黒を模擬するために必要な条件は、以下の通りである。数値の根拠については、詳細を Appendix F に示す。

- ① シュラウド温度は 110K 以下
- ② シュラウドの全半球赤外放射率が 1 に近い
- ③ 宇宙機とシュラウドの面積比が 0.28 以下

実際には、一般に熱真空試験時のシュラウド温度に対する要求は 100K 以下としている。液化窒素で冷却することによりシュラウド温度を 80~100K とすることが可能である。

シュラウドの全半球赤外放射率は 1 に近いほど宇宙機の温度上昇への影響は小さい。実際には、黒色塗装や陽極酸化膜および表面の形状加工によって実現可能な 0.9 程度の値を採用することが多い。

熱真空試験の実施にあたっては、宇宙機とシュラウドの面積比が小さくなるよう適切にスペースチャンバのサイズを選択する必要がある。参考に、筑波宇宙センターのスペースチャンバの内表面積と想定される宇宙機の大きさ（目安）を表 2.3-2 に示す。なお、宇宙機とシュラウドの表面積比が 0.28 以上となる場合は、シュラウドを熱数学モデルに取り込んで評価する必要がある。

表 2.3-2 スペースチャンバの内表面積  $A_{sh}$  と宇宙機の大きさ

スペースチャンバ	シュラウド寸法	内表面積	想定される宇宙機の大きさ*1	$A_m/A_{sh}$	備考
13mφスペースチャンバ	直径 13m×長さ 16m	919 m <sup>2</sup>	直径 6m×長さ 5m	0.16	副チャンバ部を除く。
8mφスペースチャンバ	直径 7.5m×長さ 19m	492 m <sup>2</sup>	直径 5m×長さ 4.5m	0.22	コリメータ鏡面積含まず。
6mφ放射計スペースチャンバ	直径 6m×長さ 8m	224 m <sup>2</sup>	直径 3m×長さ 4m	0.23	メールボックス型。

\*1：宇宙機の表面積  $A_m$  とシュラウドの面積  $A_{sh}$  との比 ( $A_m/A_{sh}$ ) を 0.28 以下とした場合の宇宙機の大きさの例

#### <特殊なケース>

宇宙機の特性や外部熱入力法によっては、必ずしも上記の模擬方法を行わない場合がある。代表的な例を以下に示す。

##### ①IR シュラウド法を用いる場合

IR シュラウド法においては、シュラウドも外部熱入力の熱源として取り扱うため、本項で述べた冷暗黒模擬は行わない。

##### ②シュラウド温度が 100K よりも低い場合

赤外線検出器などを搭載する宇宙機の熱真空試験では、冷暗黒の要求条件として 100K よりも低い温度が要求される場合がある。このような場合は、極低温ヘリウムガス、または、液体ヘリウムを用いて冷却したパネルを用い要求条件を達成させる。

### 2.3.2 宇宙空間の高真空模擬

高真空は、宇宙機と宇宙空間との間の熱伝達の形態として、気体による熱伝導は小さく放射が支配的と見なせる圧力である。

熱真空試験においても、宇宙機とシュラウド間の熱交換量について、スペースチャンバ内の残留気体による熱伝導が無視できる程度に、チャンバ内圧力を十分低くする必要がある。

チャンバ内圧力と、残留気体による熱伝導の影響の例を図 2.3-2 に示す。圧力と気体の熱伝導の関係式については、Appendix F を参照のこと。圧力が高いほど、また宇宙機の赤外放射率  $\epsilon_{Hm}$  が小さいほど放射量に対する気体分子による熱伝導の影響が大きい。図 2.3-2 に示した例では、 $2 \times 10^{-3} \text{Pa}$  以下では気体分子の熱伝導量の割合が熱放射量の 1% 未満となる。

一般に、熱真空試験時のチャンバ内圧力に対する要求は  $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$  ( $1 \times 10^{-5} \text{Torr}$ ) 以下である。実際、スペースチャンバの圧力は  $1.0 \times 10^{-5} \sim 10^{-7} \text{Pa}$  に維持されている。

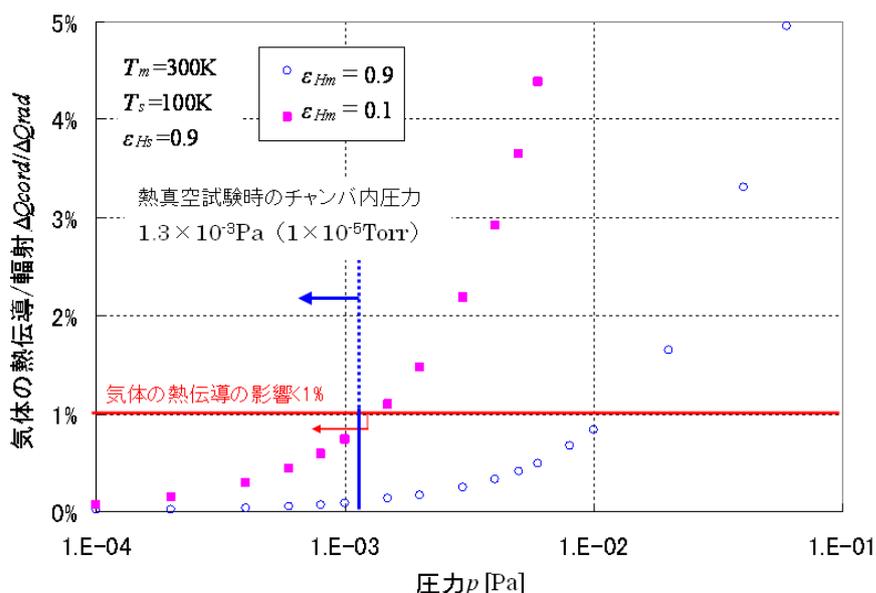


図 2.3-2 気体分子による熱伝導の影響と圧力の関係 一例

(宇宙機温度  $T_m$  : 300K, シュラウド温度  $T_s$  : 100K, シュラウド赤外放射率  $\epsilon_{Hs}$  : 0.9 とした場合)

### 2.3.3 軌道上外部熱入力の変換

軌道上の宇宙機に対する外部熱入力は太陽光、アルベドおよび惑星赤外放射である。太陽系を飛行する殆どの宇宙機にとっては太陽光が最大の熱源である。

熱真空試験における外部熱入力模擬方法として、大きく分けてソーラ法、IR 法およびスキニータ法の 3 種類の方法がある (図 2.3-3)。熱真空試験を行う際には、試験の目的および各模擬方法の特徴を考慮して、模擬方法を選択する。(詳細は 3.3 項、3.4 項を参照のこと。)

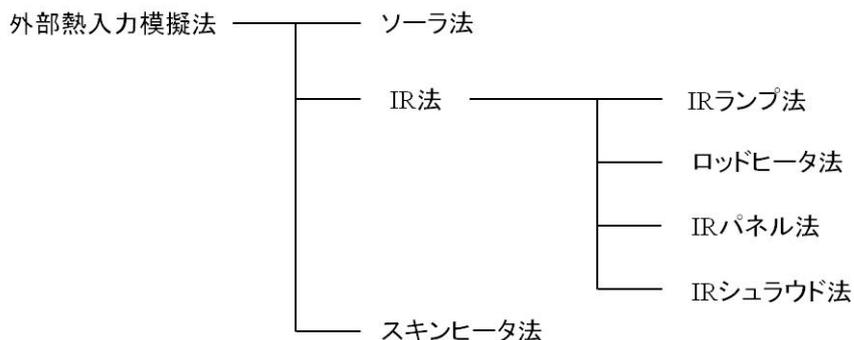


図 2.3-3 外部熱入力模擬方法の種類

ここでは各外部熱入力模擬方法に対し、宇宙空間と地上試験時の外部熱入力の違いについて述べる。

#### (1) ソーラ法

ソーラ法では、ソーラシミュレータにより太陽光に類似した分光特性を持つ平行光を照射する。

ソーラシミュレータでは宇宙機が実際にさらされる太陽光熱入力に近い環境を模擬できるが、完全に模擬できるわけではない。実際の太陽光と異なる点を以下に述べる。

##### ・均一度

ソーラシミュレータは均一な光になるように（ソーラ光照射強度の空間的なバラつきが少ないように）設計されているが、ランプの点灯パターンや光学素子の劣化等により、実現できる均一度には限界がある。

##### ・平行度

ソーラシミュレータは平行な光になるように設計されているが、設計上、実現できる平行度には限界がある。

##### ・ゆらぎ

ソーラシミュレータではキセノンランプに由来する時間的な「ゆらぎ」が生じる。ゆらぎには、30分程度のものや、1秒程度のうちに変化しているものがある。

##### ・シュラウドによるソーラ光の反射

シュラウドの太陽光吸収率は 0.95 程度（筑波宇宙センター8mφスペースチャンバの場合）であり、わずかではあるがシュラウドによるソーラ光の反射が存在する。

##### ・分光特性

ソーラシミュレータから照射されるソーラ光はキセノン光の分光特性を持つため、実際の宇宙での太陽光の分光特性と全く同じではない。キセノン光の分光特性と太陽光の分光特性を図 2.3-4 (a),(b)に示す。

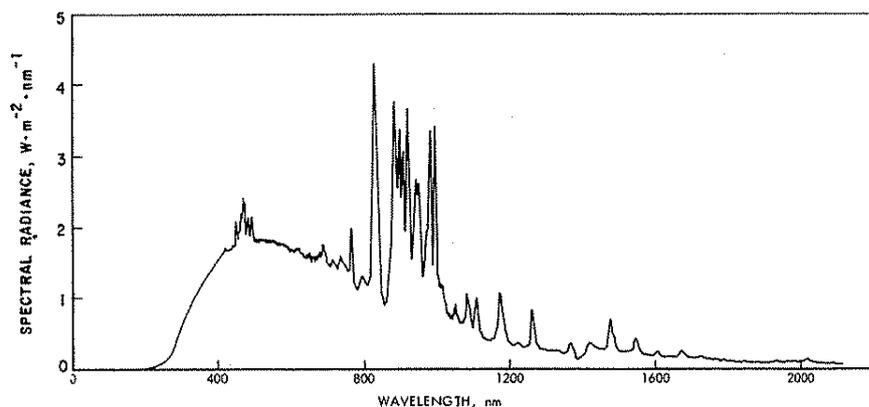


図 2.3-4(a) ソーラシミュレータ用 Xe ランプの分光特性【参考文献 2-3】

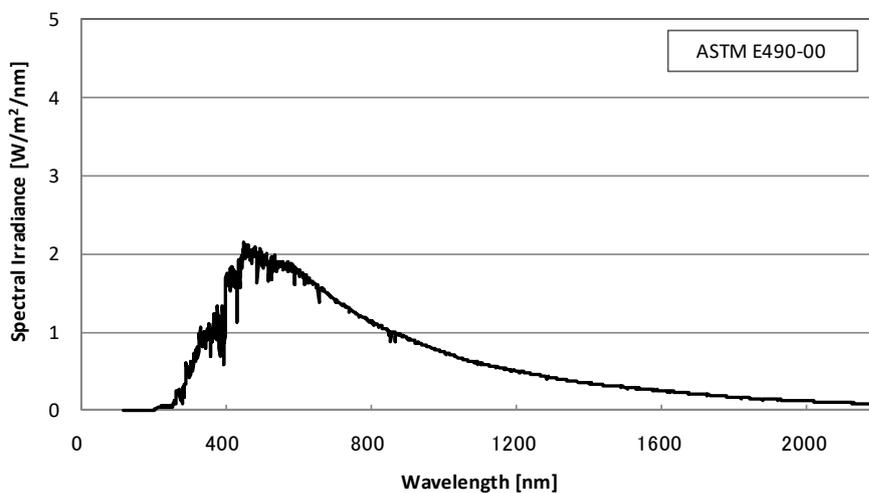


図 2.3-4(b) 太陽光の分光特性（大気圏外）【参考文献 2-4】

## (2) IR 法

太陽光を含めた軌道上の外部熱入力を IR 領域の放射スペクトルをもつ IR ランプやヒータを用いて模擬する方法である。IR 法では軌道上で宇宙機が吸収するであろう熱量を解析的に求め、それと等価な吸収熱量となるよう、熱源により加熱する。IR 法は熱源の発熱量や熱源の形状の違いなどにより、4つの方法（IR ランプ法、ロッドヒータ法、IR パネル法、IR シュラウド法）に分けられる。

IR 法の場合、以下の点で実際の軌道上での外部熱入力とは差異が生じる。

### ・照射光の特性

IR 法で照射される光は拡散光であり、太陽光による熱入力とは光の特性が異なる。よって、IR 法では太陽光による陰・反射等は模擬できない。

また、IR 法の照射光と太陽光とでは分光特性が異なる（図 2.3-5 参照）ので、太陽光吸収率の評価はできない。

- ・熱入力量

IR 法では供試体に与える熱量を解析的に求めるため、実際の軌道上での吸収熱量とは差異が生じる。

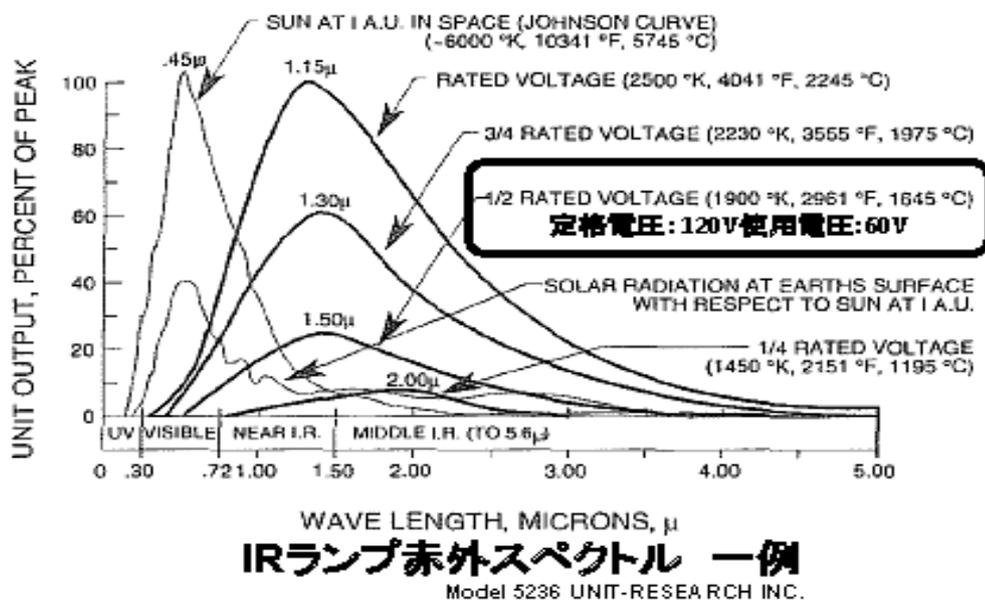


図 2.3-5 : IR ランプ赤外スペクトル分布【参考文献 2-5】

一般的に「1/2 RATED : 定格電圧 120V 使用電圧 60V」の値を使用している。

(3) スキンヒータ法

供試体表面にヒータを貼り、直接加熱する方法である。軌道上で宇宙機が吸収するであろう熱量を解析的に求め、それと等価な吸収熱量となるようヒータを設定する。

スキンヒータ法の場合、以下の点で実際の軌道上での外部熱入力とは差異が生じる。

- ・照射光の特性

スキンヒータ法は光を照射する方法ではないため、外部熱入力源の光としての特性（平行光か拡散光か／照射光の分光特性）は模擬できない。

- ・熱入力量

スキンヒータ法では供試体に与える熱量を解析的に求めるため、実際の軌道上での吸収熱量とは差異が生じる。

また、ヒータ貼付面の制約により、軌道上と同様な熱入力を与えることができない場合がある。

### 2.3.4 熱真空試験における熱的外乱

地上での熱真空試験では試験治具や試験ケーブル等が存在する。これらは軌道上には存在しないため、試験中には軌道上では存在しない熱交換（熱的外乱）が発生することがある。試験において宇宙機の熱特性を精度良く把握するためには、この熱的外乱を抑制することが必要である。熱的外乱を十分に抑制できない場合には、熱的外乱の度合いを把握して試験結果評価に反映する必要がある。

## 2.4 参考文献

- 2-1) ECSS-E-10-04, “Space environment”, Jan. 2000, pp.62-63
- 2-2) JERG-2-141 宇宙環境標準
- 2-3) ASTM E491 - 73(2004) “Standard Practice for Solar Simulation for Thermal Balance Testing of Spacecraft”
- 2-4) 出典: 2000 ASTM Standard Extraterrestrial Solar Spectrum Reference E490-00
- 2-5) 参照: <http://rredc.nrel.gov/solar/spectra/am0/>
- 2-6) RESEARCH INC. HP より：  
<http://www.researchinc.com/Resources/PDF/SimulateIR%20Model5236%20Data%20Sheet.pdf>

### 3 熱真空試験の実施方法

熱真空試験を実施するにあたっては、試験目的（2.2項参照）を明確にした上で、その目的を達成できるよう計画することが重要である。また、試験設備を使用する上での制約、使用上の留意事項など、事前に把握しておくべき事項がある。本項では、熱真空試験を実施する際の流れや具体的な方法、および留意すべき事項を述べる。

熱真空試験は、地上で宇宙空間の特性を模擬するスペースチャンバを用いて実施される。試験プロファイルの一例を図 3-1 に示す。熱真空試験における作業の流れは、3.1 項で説明する。

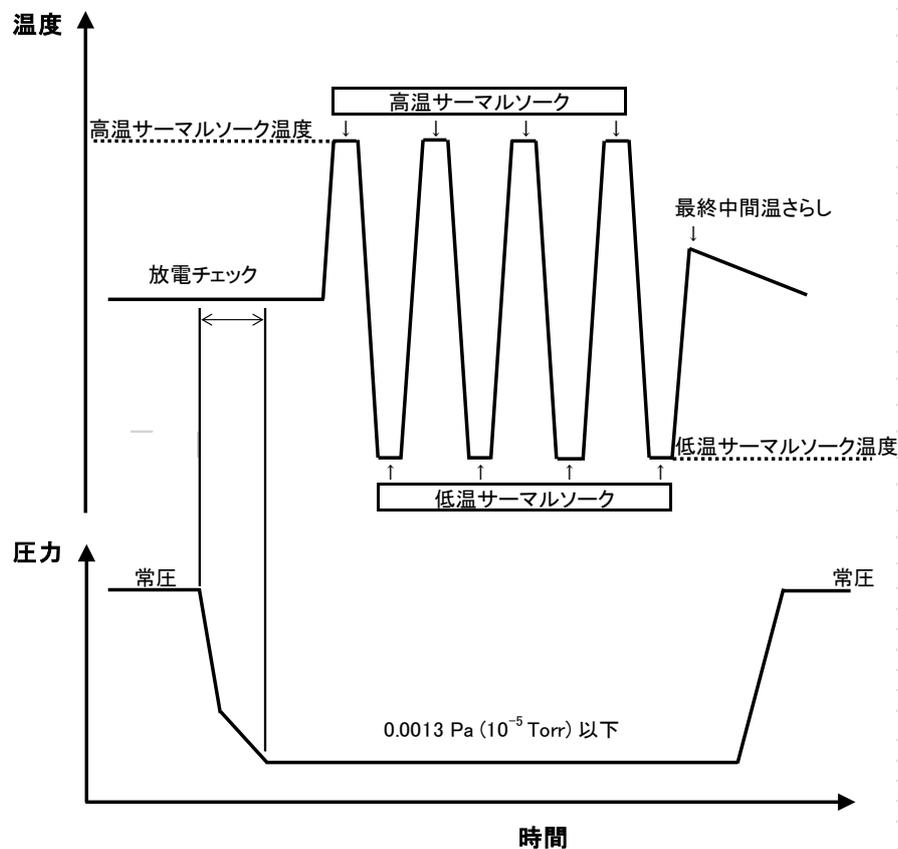


図 3-1 試験プロファイルの一例（システム熱真空試験）

#### 3.1 試験作業手順（流れ）

試験目的を達成できるよう熱真空試験を安全に実施するためには、計画段階において、宇宙機が飛行する軌道上の熱真空環境を把握し、試験作業手順を検討しておくことが重要である。

熱真空試験では、試験コンフィギュレーションを考慮の上、供試体を搭載する台車を選定する。

また、供試体と供試体搭載台車とを機械的に結合するための治具および計測系の設定などの準備を行う。その後真空引き、試験を実施、そして大気圧戻しを実施する。

試験作業フローの一例を、図 3.1-1 に示す。各フローでは以下のような作業を行う。

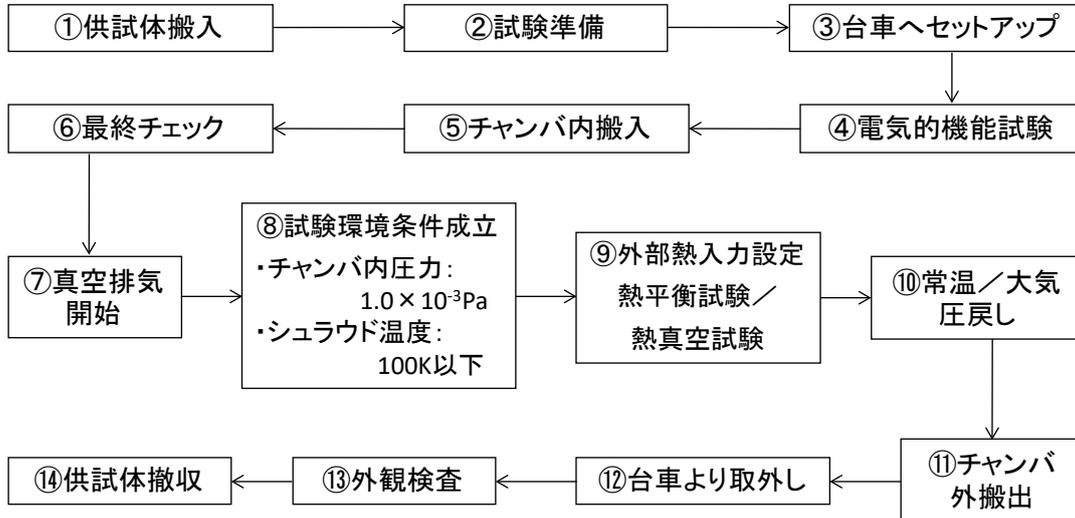


図 3.1-1 熱真空試験時の試験作業フローの一例

- ① 供試体を試験室に搬入する。
- ② 地上試験用装置の準備、計測データ処理装置の設定等を行う。
- ③ 供試体搭載台車へ供試体を搭載する。また、供試体搭載台車上への治具のセッティング、温度センサ・電力ケーブル等の接続を行う。
- ④ 熱真空試験前の供試体の電気性能を確認する。
- ⑤ 供試体を供試体搭載台車と共にチャンバ内に搬入する。
- ⑥ 供試体の電気的・機械的な最終チェックや外観検査を行う。
- ⑦ チャンバの扉を閉め、真空排気・シュラウド冷却を開始する。各供試体で設定された放電注意圧力領域（3.7.1 項参照）を抜けるまでは、ホットロンチの機器を除き、原則、電源を OFF 状態とする。
- ⑧ チャンバ内圧力： $1.0 \times 10^{-3} \text{Pa}$  以下、シュラウド温度：100K 以下の試験環境条件を満足したことを確認する。
- ⑨ 試験モードに応じて外部熱入力の設定を行う。各試験モードでの試験条件を満足したことを確認し、各種計測データの取得及び供試体の機能・性能確認試験を行う。
- ⑩ 試験終了後、真空ポンプによる真空排気、シュラウドへの液化窒素供給を停止し、チャンバ内を常温/大気圧へと戻す。放電注意圧力領域通過時は、放電注意機器の電源を OFF 状態とする。
- ⑪ チャンバの扉を開け、供試体を供試体支持台車と共にチャンバ外へ搬出する。
- ⑫ 外部熱入力装置、治具、温度センサ・電力ケーブル等を取外し、供試体を供試体搭載台車から降ろす。

- ⑬ 外観検査を行い、熱真空環境に曝したことにより供試体に変化がないかどうか確認する。
- ⑭ 供試体を試験室から搬出する。

### 3.2 試験条件

2.2 項に述べた通り、熱平衡試験と熱真空試験では試験目的の違いに伴い、試験条件設定の考え方も異なる。

- 熱平衡試験：宇宙機の熱設計評価のため、軌道上の熱真空環境を模擬する必要がある。
- 熱真空試験：宇宙機の機能・性能評価のため、軌道上の真空環境および宇宙機各部位（搭載機器等）の温度を模擬する必要がある。

表 3.2-1 に熱平衡試験と熱真空試験における試験条件の一例を示す。各試験条件設定の考え方は以下の通りである。

#### (1) 圧力

供試体とシュラウドの間の熱交換量のうち、スペースチャンバ内の残留気体による熱伝導による熱交換量が無視できる程度にチャンバ内圧力を低くする。チャンバ内圧力は  $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$  ( $1 \times 10^{-5} \text{Torr}$ ) 以下に設定されるのが一般的である。詳細は 2.3.2 項を参照のこと。

#### (2) シュラウド温度

シュラウド温度は一般的に 100K 以下に設定する（シュラウドそのものを加熱源とする IR シュラウド法の場合は除く）。詳細は 2.3.1 項を参照のこと。なお、供試体の温度が非常に低い場合は別途設定する。

#### (3) 熱入力

熱平衡試験では、各試験モードにおける軌道上外部熱入力量及び内部機器発熱量を模擬する。IR 法で外部熱入力を与える場合には、その熱入力量に応じて加熱治具（IR パネル等）の温度を設定する。加熱治具のように供試体の熱環境に大きく影響する治具については、適切な設定温度公差を定め、実際の温度がその公差範囲内に収まるようにする必要がある。常温の機器では、公差  $\pm 5^\circ\text{C}$  が一つの目安である。

熱真空試験では、供試体各部分が試験温度条件に最も近づくように熱入力条件を設定する。

#### (4) 試験温度

熱平衡試験では熱入力を試験条件として与え、それに対する供試体の温度応答を試験結果として評価するため、原則、試験条件として温度設定は行わない。ただし、サブシステム／コンポーネント試験等では境界温度をインタフェース条件書等で定められた温度条件に設定する。境界温度は供試体がさらされた熱環境を評価する上で重

要な試験条件であるため、適切な設定温度公差を定め、実際の温度がその公差範囲内に収まるようにする必要がある。常温の機器では、治具の場合公差 $\pm 5^{\circ}\text{C}$ が一つの目安である。境界温度を供試体温度規定点として設定する場合は、宇宙機一般試験標準の規定に基づき、公差を上限側 $+3^{\circ}\text{C}/-0^{\circ}\text{C}$ 、下限側 $+0^{\circ}\text{C}/-3^{\circ}\text{C}$ とする。

熱真空試験における試験温度は、各コンポーネントの最大予測温度範囲あるいは許容温度範囲に基づいて設定する。熱真空試験における試験温度の考え方を図 3.2-1 に示す。

#### ①システム、サブシステム

システム、サブシステムの試験温度範囲は一般に以下のように設定される。

- 認定試験：最大予測温度範囲に適切なマージン（図中の  $\Delta T$ ）を加えた温度範囲以上で、各コンポーネントの許容温度範囲を超えない。
- 受入試験：最大予測温度範囲以上で、各コンポーネント受入試験温度範囲を超えない。

認定試験は試験対象が設計要求を満足していることを保証するために、適切なマージンを有していることを検証する試験であり、対象が軌道上で遭遇すると予測される最大の温度範囲（最大予測温度範囲：設計予測温度範囲に予測誤差を考慮した温度範囲）に適切なマージン（図中の  $\Delta T$ ）を加えた温度範囲以上で試験を行う。 $\Delta T$  は宇宙機ごとに適切な値を設定する。近年 JAXA が開発している宇宙機では、 $\Delta T=5^{\circ}\text{C}$  としている例が多い。なお、海外の例では、MIL-HDBK-343 で定義されている Class B の宇宙機（Risk with Cost Compromises）において  $\Delta T=5^{\circ}\text{C}$  が適用されている。【参考文献 3-1】

一方、受入試験は試験対象がフライトに値するものであることを実証するための試験であり、対象が軌道上で遭遇すると予測される環境を負荷するのが原則である。したがって、最大予測温度範囲を包絡するような温度条件を負荷する。

#### ②コンポーネント

コンポーネントの試験温度範囲は一般に以下のように設定される。

- 認定試験：各コンポーネントの許容温度範囲以上
- 受入試験：各コンポーネントの許容温度範囲より  $\Delta T$  内側の範囲より外側で、許容温度範囲を超えない。

認定／受入の基本的な考え方は、システム・サブシステムと同じである。しかしながら、通常、コンポーネント試験は宇宙機の開発フェーズの中で比較的早い段階で行われるため、最大予測温度範囲がコンポーネント試験終了後に変わる可能性がある。このことを考慮し、コンポーネント試験では各コンポーネントの許容

温度範囲に基づいて試験温度範囲を設定することが多い。

熱真空試験において目標温度が異なる複数の機器をまとめて温度制御する場合は、最も早く目標温度に達した機器を設定基準とすることを原則とするが、他の機器もできるだけ上限/下限に近付くよう考慮する。ただし、先に目標温度に達した機器が、コンポーネント AT 温度範囲 (システム AT の場合) またはコンポーネント許容温度範囲 (システム QT の場合) を逸脱しないよう注意が必要である。

#### (5) 時間

熱平衡試験においては、各試験モードで宇宙機システム/サブシステム/コンポーネントが定常温度に達し、定常状態における温度分布を確認するのに十分な時間をかけて試験を行う。

熱真空試験においては、表 3.2-1 に示すようにサーマルソークを設定する。

システムの試験時間については、従来は「さらし」試験及び「浸し」試験を定め、NASA で行われた分析結果から導かれた試験プロファイルに基づきサーマルソークを行っていた。(詳細は Appendix C.3 を参照のこと)。

しかし、2020 年度に実施した JAXA 宇宙機の不具合分析結果より、「さらし」及び「浸し」により検出される不具合は、アウトガス、リーク及びフラックス残渣による銅腐食に限られること、及びこれらの不具合検出は本来、熱真空試験によらず段階的な試験検証の中で検出すべきであること (システム熱真空試験で検出するには十分な試験時間が確保できないこと) から、「さらし」及び「浸し」の用語を「サーマルソーク (Thermal Soak)」に置き換え、その時間規定を削除した (詳細は Appendix C.4 を参照のこと)。

システム熱真空試験における、サーマルソークの時間は機能性能試験に十分な時間である必要があり、その時間はシステムによって異なるため、システム側で適切な時間を設定すること。

#### (6) 昇温・降温平均速度

昇温・降温平均速度を規定する目的は大きく分けて以下の 2 つである。

- ① 上限側：機器の許容温度変化率を超える温度変化を与えて機器を損傷させたり、非現実的な不具合モードを引き起こさないようにするため。
- ② 下限側：設計検証の観点と潜在的欠陥検出のため。

サブシステム・コンポーネント試験時には、機器の仕様、軌道上予測、試験設備上の制約等を考慮し、機器ごとに適切な値を設定する。「1°C/min 以上」が一つの目安である。一般に、内部搭載機器は軌道上での温度変化率が小さいが、外部搭載機器 (例：太陽電池パネルやセンサ類など) は軌道上での温度変化率が大きいため、試験での昇温・降温速度を設定するには注意が必要である。サブシステム・コンポーネント試験で所定の昇温・降温速度を負荷するのが難しい場合は、必要に応じて要素レベルで試験を行うことがある。

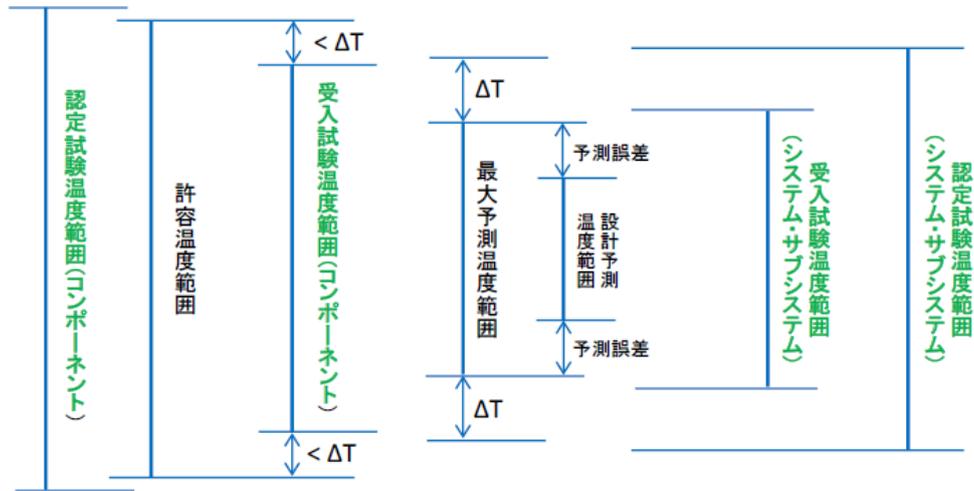


図 3.2-1 熱真空試験における試験温度の考え方

表 3.2-1 熱平衡試験と熱真空試験における試験条件の例

試験条件	熱平衡試験	熱真空試験
圧力	$1.3 \times 10^{-3} \text{Pa} (10^{-5} \text{Torr})$ 以下	$1.3 \times 10^{-3} \text{Pa} (10^{-5} \text{Torr})$ 以下
シュラウド温度	100K 以下	100K 以下
熱入力	<ul style="list-style-type: none"> <li>各試験モードにおける軌道上外部熱入力量</li> <li>各試験モードにおける内部機器発熱量</li> </ul>	(下記の温度条件に最も近づくように熱入力条件を設定)
試験温度	N/A (サブシステム/コンポーネント試験の境界温度は、システムから与えられた温度条件に設定)	<p>&lt;システム&gt; 各コンポーネントの最大予測温度範囲に基づいて設定する。詳細は図 3.2-1 を参照のこと。</p> <p>&lt;サブシステム&gt; システムに準ずる。</p> <p>&lt;コンポーネント&gt; 各コンポーネントの許容温度範囲に基づいて設定する。詳細は図 3.2-1 を参照のこと。</p>

時間	<p>各試験モードで宇宙機システム／サブシステム／コンポーネントが定常温度に達し、定常状態における温度分布を確認するのに十分な時間 (過渡状態を確認する試験を除く)</p>	<p>&lt;システム&gt; 各システムによる</p> <p>&lt;サブシステム&gt; 各サブシステムによる</p> <p>&lt;コンポーネント&gt; ・高温/低温サーマルソーク: 各 1 時間以上</p>
昇温・降温平均速度	<p>各コンポーネントの許容昇温・降温速度以内 (ダミー機器の場合は N/A)</p>	<p>&lt;システム&gt; 軌道上予測に基づいて決められた許容限界を超えない</p> <p>&lt;サブシステム&gt; コンポーネントに準ずる。</p> <p>&lt;コンポーネント&gt; 各コンポーネントの軌道上予測最大値以上で、ハードウェア限界以内</p>

### 3.3 熱平衡試験のコンフィギュレーション

熱平衡試験の試験コンフィギュレーションを決定するにあたって検討しておかなければならない事項は、宇宙機の軌道（運用モード）における外部熱入力条件と宇宙機搭載機器の内部発熱による熱入力条件である。

供試体のコンフィギュレーションについては、熱平衡試験にて計画されている確認項目に対して、その試験コンフィギュレーションが適切であることを試験計画時に確認しておく必要がある。

以下では、熱平衡試験における供試体のコンフィギュレーションを決定する際に留意すべき事項として、外部熱入力の模擬方法（3.3.1 項）及び熱平衡試験における熱的外乱（3.3.2 項）について述べる。

#### 3.3.1 外部熱入力の模擬方法

軌道上外部熱入力の模擬の方法には、大きく分けてソーラ法、IR 法およびスキンヒータ法の 3 種類の方法があり（図 2.3-3）、ソーラ法と IR 法を併用する場合もある。

ソーラ法と IR 法・スキンヒータ法では熱入力模擬に関する考え方が本質的に異なる。ソーラ法が太陽光熱入力の特性（強度、スペクトル、均一性および平行性）をできる限り忠実に再現するという、「熱源側の特性模擬の考え方」に基づいた方法（直接模擬）であるのに対し、IR 法・スキンヒータ法は軌道上で宇宙機が吸収するであろう熱量を解析的に求め、それに等価な吸収熱量となるように IR 熱源で加熱するという、「宇宙機側の熱挙動模擬の考え方」である。各熱入力方法の特徴を 3.3.1.1 項～3.3.1.3 項に示す。

### 3.3.1.1 ソーラ法

ソーラ法は、ソーラシミュレータで作成した模擬太陽光を宇宙機に照射することによって、実際の宇宙空間での太陽による熱入力環境を模擬する方法である。ソーラ法のコンフィギュレーションと静止軌道上の熱入力環境を比較したものを図 3.3-1 に示す。

ソーラ法では太陽光と宇宙機形状による影、宇宙機表面の太陽光吸収率を把握することが可能であるため、宇宙機表面で複雑な熱挙動を示すことが予測される宇宙機に対して有効である。また、外部熱入力も太陽光によるものだけであると見なせる場合には、試験治具に熱入力装置が不要であり、熱入力方法として特殊な技術を要しないため、特に静止軌道上環境の模擬を行う際に有効である。ただし、この試験法では試験実行上の物理的な制約（宇宙機の軌道上での傾斜、回転など）を受ける場合もある。また、ソーラ法では熱源そのものを模擬しており、軌道上で劣化した宇宙機表面特性を模擬することはできないため、寿命末期を想定した外部熱入力条件を与えることは困難である。そのため、3.3.1.4 項に述べるようにソーラ法と IR 法を併用することがある。

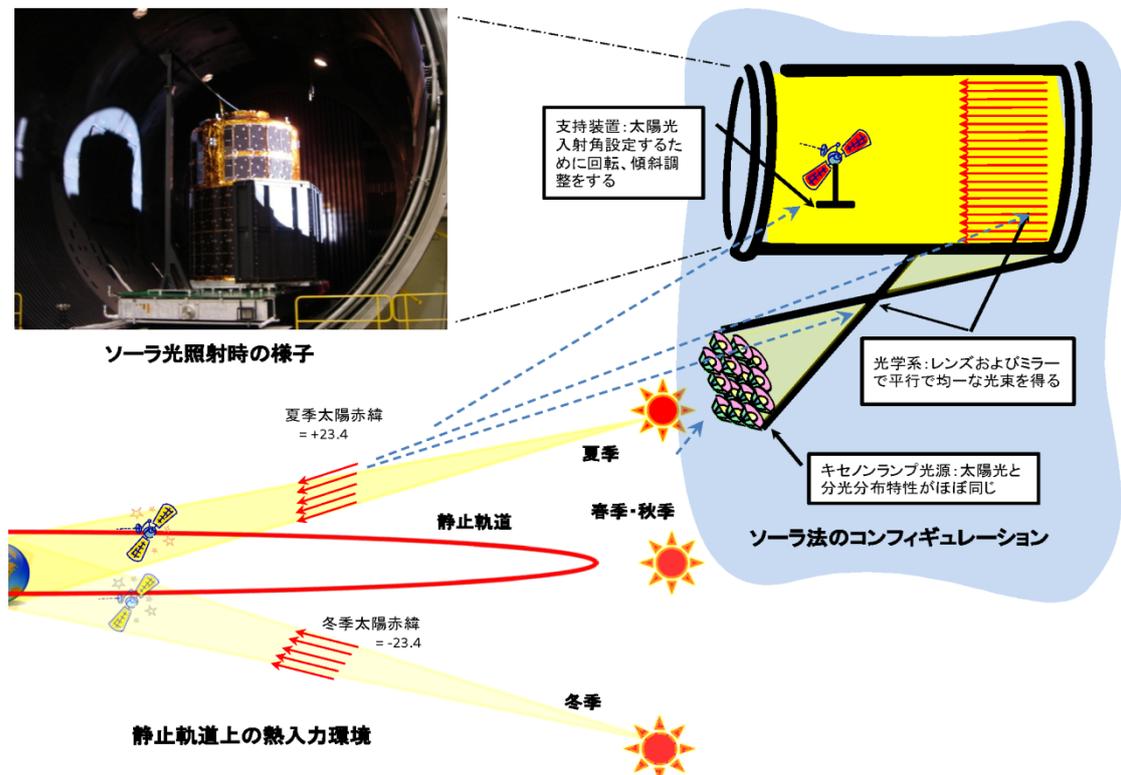


図 3.3-1 ソーラ法のコンフィギュレーションと静止軌道上の熱入力環境の比較一例

ここでは、熱平衡試験でソーラ法を使用する場合に留意すべき事項について述べる。

- ソーラ法では基本的にソーラ照射範囲以外の部分に熱入力はなく、また照射範囲内であっても端の部分では照射光強度が低くなっている。そのため、供試体サイズとソーラ有効光束の関係を試験前に考慮し、ソーラ有効光束内に供試体を設置する必要がある。ソーラ有効光束内外にまたがってコンポーネントが設置されている場合は、特に注意が必要である。
- 試験空間には供試体からの反射光がコリメータ鏡に反射して供試体に再入射する可能性のある範囲が指定されており、その範囲には供試体を配置しないようにする必要がある（詳細は Appendix E を参照のこと）。
- 重力依存性のあるヒートパイプを用いている宇宙機では、試験時の姿勢によってその動作状態が軌道上とまったく異なる場合が生じるため、注意が必要である。
- 宇宙機を回転機構に搭載し、ソーラ光に対する宇宙機の姿勢を変える場合には、回転精度も誤差の原因となるので回転機構の精度も把握しておく必要がある。
- ソーラ法では、以下の点において実際の宇宙環境と誤差が生じるため、この誤差を考慮の上、評価を行う必要がある。
  - 均一度
 

熱容量あるいは熱伝導率が小さい供試体ではソーラ光の均一度が試験結果に影響しやすいため、試験設備の均一度を考慮し、必要に応じて評価に取り込む必要がある。
  - 平行度
 

平行度が大きいと供試体自身によってさげられた影の位置がずれたり、影がぼやけたりするため、思わぬところに熱入力がない状態となってしまう。使用するソーラシミュレータの平行度を把握し、それが熱平衡試験結果に影響するかどうかを評価しておく必要がある。特に複雑な形状の宇宙機の試験の場合は、平行度の違いによって軌道上と試験時の影の位置が変わるので、必要に応じて評価に取り込む必要がある。
  - ゆらぎ
 

ソーラシミュレータにはキセノンランプが用いられているため、ソーラ光に時間的な「ゆらぎ」が生じる。ゆらぎには、30分程度のものや、1秒程度のうちに変化しているものがある。通常宇宙機システム試験時は、ソーラ光を照射された機器の熱応答に時間がかかるため問題はないが、短時間の熱変化を確認する場合にはその影響を考慮して結果を評価する必要がある。
  - 分光特性
 

ソーラシミュレータの照射光はキセノン光の分光特性を持つ。実際の宇宙での太陽光と分光特性が異なるため、分光感度が影響する宇宙機では、その影響を

評価する必要がある。宇宙機が波長幅内で非常に変化の大きい吸収能あるいは吸収ピークまたはそれ以外の非線形性を有する材料で構成されている場合、より詳細なスペクトル比較が必要である。

### 3.3.1.2 IR 法

IR 法における熱源のコンフィギュレーションは軌道上とは全く異なるが、軌道上の宇宙機表面で吸収される熱量を解析的に求め、それに等価な吸収熱量となるように熱入力を付加する方法である。IR 法を用いた試験の流れの概要を図 3.3-2 に示す。

IR 法では、宇宙機の外部熱吸収量が実軌道上と等価となるような熱入力条件を模擬するため、事前に推定した軌道上の熱現象（太陽光の吸収、反射など）、宇宙機の表面特性データに基づき熱現象のモデル化および定量化をする。この熱入力条件を IR ランプ、ロッドヒータ、IR パネル、および IR シュラウドを用いて付加する。宇宙機は試験要求に応じた治具に設置されるため、試験を行う上での物理的制約が少なく、惑星アルベド、惑星赤外放射など付加的熱入力も同一熱源により、総吸収熱量として模擬することができる。

ここでは、熱平衡試験で IR 法を使用する際に留意すべき事項について述べる。

- IR 法では、熱現象の推定、モデル化および定量化の過程で生じる熱特性データの誤差、熱現象のモデル化誤差など不確定要素が大きい。上記の過程を経る間に誤差が入り込む余地があることを考慮して、試験後の評価を行う必要がある。
- IR 法（特にロッドヒータ法、IR パネル法、IR シュラウド法）では、負荷する熱入力量に応じて加熱治具の温度を設定する。加熱治具の温度設定は供試体の熱環境に大きく影響するため、適切な設定温度公差を定め、実際の温度がその公差範囲内に収まるようにする必要がある。また、試験中は治具温度を測定し、試験で実際に供試体がさらされる熱環境の評価を行う必要がある。
- IR 法では熱源が平行光ではないため、影、反射光、二次放射などの熱現象は模擬できない。形状が複雑な供試体ではこの違いが試験結果に影響する可能性があるため注意が必要である。
- 熱源の分光分布が太陽光とは異なるため、吸収熱量の算定に伴い、熱源の波長帯における吸収率を把握しておく必要がある。
- 単一熱源の照射内に分光特性の異なる表面が複数ある場合、吸収熱量を軌道上と等価にすることは困難である。
- IR 法では、宇宙機の周囲に設置した治具等によりシュラウドと宇宙機との放射結合が遮断されるため、低温環境を模擬する際には放射結合を考慮して治具等を設置する必要がある。

IR 法で熱入力条件を模擬する試験装置の特徴を 3.3.1.2.1～3.3.1.2.4 項に示す。

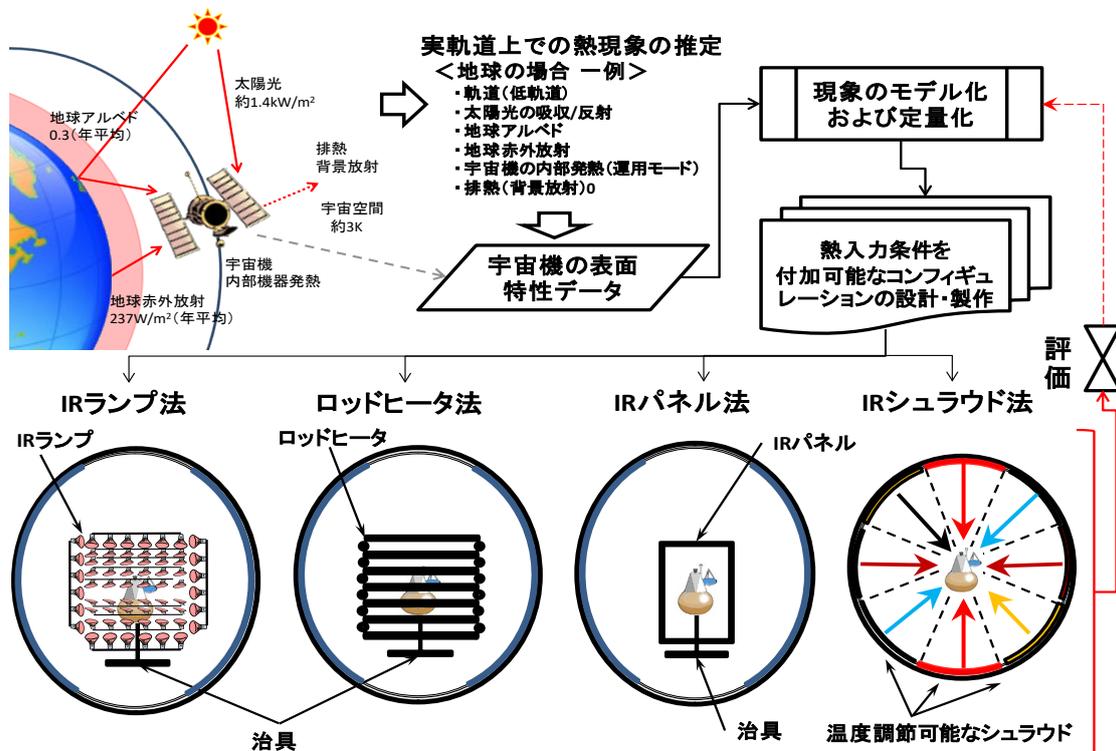


図 3.3-2 IR 法のコンフィギュレーションと軌道熱入力環境の妥当性確認の流れ (一例)

### 3.3.1.2.1 IR ランプ法

IR ランプ法は IR ランプと呼ばれるハロゲンガスを満した筒状の石英管の中に、タングステン製のフィラメントを内蔵した構造の石英ランプを供試体周りに配置して熱入力を与える方法である。IR ランプに電圧をかけることで赤外波長域の放熱が発生する。IR ランプから放射される熱は基本的には管の円周方向に無指向性であるが、極低温シュラウド方向への熱放射を避けるために、半面が金メッキされていたりする場合がある。IR ランプの構造と IR ランプ法の例を図 3.3-3 に示す。放熱面周囲の熱入力源としては IR ランプを使用し、断熱面への熱入力源としてロッドヒータを使用するという使い分けをすることがある。

IR ランプ法は高温への加熱が可能であり、ON/OFF の応答が早いため蝕の模擬がしやすい。また IR パネル法に比べて宇宙機とシュラウド間の放射結合の遮蔽が少ないため、高温/低温環境模擬が比較的容易である。導入・運用コストが比較的安い、比較的高い電圧での運用が必要である。熱量分布の均一度を考慮する必要がある場合には、ランプの間隔および供試体との距離を決定する際に、黒い幕を置いたり、セルで測定して均一度を確認する等の作業が必要となる。また、入力電圧によってフィラメント温度が変化するため、スペ

クトル強度分布が異なる。したがって、同じ熱制御材であっても吸収熱量が異なるので注意が必要である。

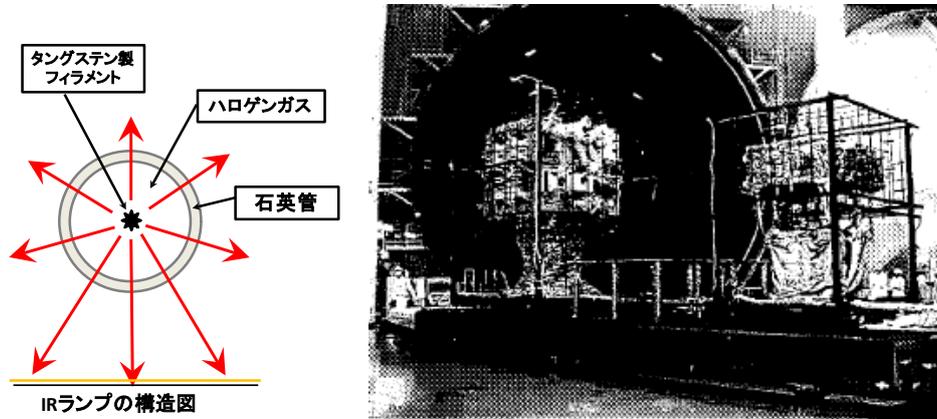


図 3.3-3 IR ランプの構造と IR ランプ法の例

### 3.3.1.2.2 ロッドヒータ法

ロッドヒータ法は、赤外線領域に放射スペクトルを持つ棒状のヒータで、供試体を囲むように設置して熱入力を与える方法である。模擬する外部熱入力に応じてロッドの設定温度とロッドの間隔を決定しロッドヒータを設置する。ロッドヒータ法の例を図 3.3-4 に示す。ロッドヒータは直径 1cm 程度の円柱状のものが一般的で、中央のタングステンフィラメントと粉末状の断熱材付きのステンレス製保護被膜からなる。

ロッドヒータ法は治具・熱源がシンプルで、再利用が可能である。宇宙機とシュラウド間の放射結合の遮蔽は IR パネル法に比べて少ない。ロッドの間隔および供試体との距離は熱量分布の均一度に影響するため、ロッドヒータのコンフィギュレーションを決定する際に注意が必要である。また、放熱の 50%はシュラウド面へ放射されるため効率が悪く、ロッドヒータが高温になるとアウトガス発生の危険性もある。



図 3.3-4 ロッドヒータ法の例【参考文献 3-3】

### 3.3.1.2.3 IR パネル法

IR パネル法は、宇宙機の吸収熱量が軌道上と等価となるようにヒータ付きのパネルを宇宙機周りに配置し、パネル表面の温度を制御することにより宇宙機に所定の熱入力を与える方法である。IR パネル法の例を図 3.3-5 に示す。IR パネル法は治具コンフィギュレーションが単純で、均等に熱入力を与えることが可能であるため、治具を他の宇宙機に再利用することが可能である。

IR パネル法の試験においてはパネルおよび宇宙機表面の温度を測定する。IR パネル温度計測結果および宇宙機と IR パネル間の形態係数から、宇宙機の吸収熱量を算出する。IR パネルの両面は赤外吸収率を大きくするために黒色とすることが多い。ただし、設置したパネルによりシュラウドと宇宙機との放射結合が遮断されるため、軌道上の最悪低温環境の模擬がしづらい。このような場合には、IR パネル法の特種型として、ヒータに加え流体配管を IR パネルに実装し、様々な流体を配管内に流すことによりプレート温度（低温側）を制御する方法がとられることがある。また、解析などにより各 IR パネルの熱制御範囲間や IR パネル熱制御範囲と供試体間の熱干渉量を把握しておくことが必要である。



図 3.3-5 IR パネル法の例 【参考文献 3-4】

### 3.3.1.2.4 IR シュラウド法

IR シュラウド法は、温調機能があるシュラウドそのものを用いて等価放射環境温度を模擬できるスペースチャンバで可能な方法である。この場合、シュラウドはいくつかの制御ゾーンに分割されており、各ゾーンの温度制御を行うことで放射環境温度を模擬する。各ゾーン間の熱交換を遮断するための遮蔽板が設置されている。IR シュラウド法の例を図 3.3-6 に示す。IR シュラウド法では、シュラウドの温度制御のため、試験設備側で大規模なシュラウド温度調節装置（機能）が必要となる。

IR シュラウド法はチャンバ内に熱入力治具を用意する必要がないが、シュラウドの各制

御ゾーン間の熱結合が大きいいため、IR パネル法と同様に、各制御ゾーン間や制御ゾーンと供試体間の熱干渉量を把握しておく必要がある。また、熱交換を遮断するための遮蔽板等のハードウェアを用いて制御ゾーンを分離する必要がある。



図 3.3-6 IR シュラウド法の例 【参考文献 3-5】

### 3.3.1.3 スキンヒータ法

スキンヒータ法は宇宙機表面に貼り付けたヒータにより熱入力を与える方法である。スキンヒータ法は表面に直接ヒータを貼り付けるため、熱入力の効率が低い。また、治具が最低限で済むため、宇宙機とシュラウドとの遮蔽や治具による熱干渉が少なく、熱入力量を正確に把握できる。熱入力の効率が低く、必要な治具が最低限で済むことから、運用費も最も安価に行える模擬法である。スキンヒータ法の例を図 3.3-7 に示す。

スキンヒータ法は宇宙機表面をヒータで直に加熱するため、ソーラ法と比較して、形状が単純で太陽光の多重反射・影などを生じる凹凸面が無い供試体の試験に適している。また、IR 法と比較すると、ヒータを供試体表面の形状に合わせて貼り付けることにより、形状が複雑で IR 法の熱源による宇宙機の吸収熱量が求めにくい供試体の試験に適している。内部機器温度変化は内部機器発熱変化の寄与が大きく、外部熱入力を試験により模擬する必要性が比較的低い（軌道熱入力の影響が小さい熱設計である）宇宙機の外部熱入力量を模擬するのに有効である。

しかし、宇宙機の表面に直接ヒータを貼り付けるため、宇宙機の表面が高温となり損傷を与える可能性がある他、フライト品として残した場合、重量増加の要因となるため、FM, PFM に対しては実施が困難な方法である。また、外表面に直接ヒータを貼り付ける場合は、表面熱光学特性の検証は不可能である（貼付場所が外表面でない場合は検証可能）。

ここでは、熱平衡試験でスキんヒータ法を使用する際に留意すべき事項について述べる。

- ・ スキンヒータ法では、熱現象の推定、モデル化および定量化の過程で生じる熱特性データの誤差、熱現象のモデル化誤差など不確定要素が大きい。上記の過程を経る間に誤差が入り込む余地があることを考慮して、試験後の評価を行う必要がある。
- ・ スキンヒータ法ではヒータにより直に宇宙機表面を加熱するため、影、反射光、二次放射などの熱現象は模擬できない。形状が複雑な供試体ではこの違いが試験結果に影響する場合があるため注意が必要である。

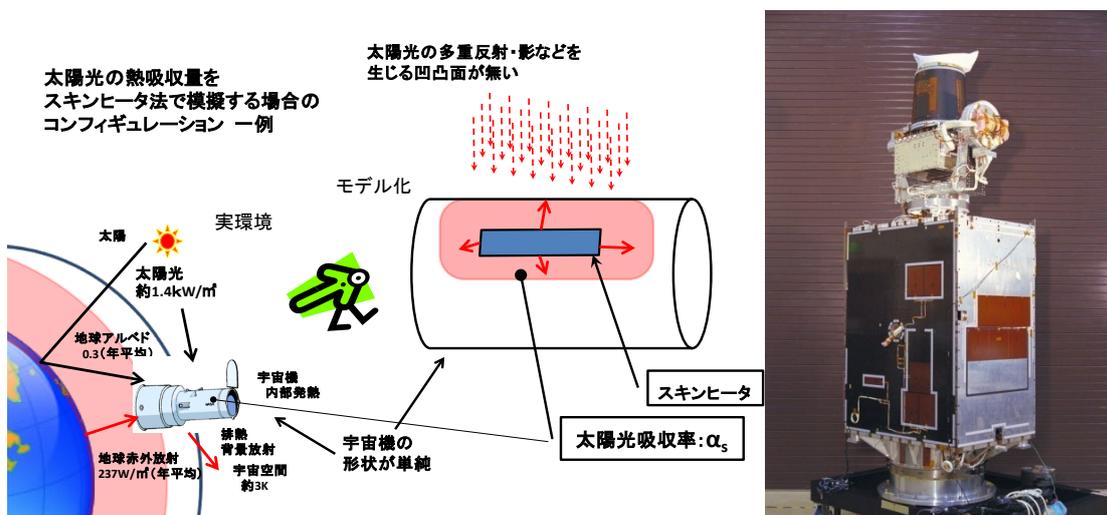


図 3.3-7 スキンヒータ法のコンフィギュレーションと例【参考文献 3-6】

### 3.3.1.4 ソーラ法と IR 法の併用

熱平衡試験の場合、宇宙機の軌道（運用モード）における外部熱入力条件と宇宙機搭載機器の内部発熱による熱入力条件を基準にして試験条件を設定するため、軌道熱入力条件をどのように模擬するかでソーラ法と IR 法の併用が決まる。以下に軌道毎でのソーラ法と IR 法の併用条件と実績の例を示す。

#### (1) 静止軌道

基本的に、ソーラ法若しくは IR 法の単独で模擬し、併用はしない。但し、静止軌道までのトランスファー軌道を熱平衡試験の設定条件に含めている場合は、この限りではない。

#### (2) 円軌道（低軌道）

ソーラ法と IR 法を併用する場合は、宇宙機の形状が複雑でかつ、地球赤外放射およびアルベドを同一試験期間に模擬する場合である。

### (3) 太陽同期軌道

主に IR 法にて軌道熱入力条件を模擬しているが、ソーラ法と IR 法を併用する場合は、宇宙機の形状が複雑でかつ、地球赤外放射およびアルベドを同一試験期間に模擬する場合である。

### (4) 全軌道共通

ソーラ法だけでは EOL（宇宙機の寿命末期、End of Life）の模擬、または高温サーマルソーク温度設定ができない場合である。

## 3.3.2 熱平衡試験における熱的外乱

地上での熱平衡試験では、宇宙機締結部や模擬熱源等の試験治具、および電源・信号ケーブルが不可欠である。これらは軌道上には存在しないので、試験中に宇宙機との間に軌道上では想定されない熱交換（外乱）が発生することがある。この熱的外乱が無視できない程大きな誤差となる可能性がある為、十分な把握や抑制が必要である。

### 3.3.2.1 試験治具による熱的外乱

熱平衡試験時には宇宙機を機械的に治具に固定する必要があるため、試験治具と宇宙機との伝導結合は避けられず、また治具と宇宙機間の放射熱伝達による外乱も発生する。以下にそれぞれの外乱抑制のための具体的方策とそれに伴う留意点を述べる。

- 伝導外乱
  - (1) 抑制策
    - 治具と宇宙機の間には断熱材を挿入し、熱の移動量を抑制する。
    - 試験治具側にヒータを設置して温度制御し、供試体と試験治具の接触面の温度差を抑えることで伝導量を抑制する。（ガードヒータの設置）
  - (2) 留意点
    - 断熱設計とする場合はインタフェース部の材料の線膨張係数を考慮し、接触面の温度差が過大とならないこと。
- 放射外乱
  - (1) 抑制策
    - 治具を LN<sub>2</sub> シュラウドで覆い、供試体との放射結合を遮蔽する。
    - 治具を MLI で覆い、表面をシュラウドと近い低温とする。
    - 治具表面を低 ε 鏡面とし、治具と供試体との放射結合係数を減らす。

- ・表面温度を測定し、解析で補正する。
- (2) 留意点
- ・予想外の放射外乱に対して解析による補正が可能なように表面温度を測定する。

### 3.3.2.2 試験ケーブルによる熱的外乱

熱平衡試験時には、電力供給ラインおよび計測ライン用の試験ケーブルが使用される。これにより、宇宙機内部コンポーネントまたは表面と物理的に接触するため伝導結合が生じ、想定外の熱外乱の原因となる。試験ケーブルに起因する熱的外乱抑制のための具体的方策とそれに伴う留意点を示す。

- (1) 抑制策
- ・ケーブルを極低温シュラウドから断熱し 低温化を防止する。
  - ・ケーブルにヒータを巻きつけて温度制御し、供試体との温度差を無くすることで熱伝導量を抑制する。（ガードヒータの設置）
- (2) 留意点
- ・電力配線は放射断熱しないこと（ジュール熱により配線が過熱する危険がある）。
  - ・予期せぬ反発力等によりシュラウドに接触しないようケーブルを固定すること。（シュラウドに接触すると過剰冷却され、供試体との温度差過大となる。）
  - ・放熱面等の熱制御材近傍に配置しないこと（熱的影響を考慮する）。

## 3.4 熱真空試験のコンフィギュレーション

熱真空試験の試験コンフィギュレーションを決定するにあたって検討しておかなければならない事項は、供試体の軌道上温度条件（運用モード）である。供試体のコンフィギュレーションについては、軌道上の運用モードとすることが基本である。

いかなる場合においても、熱真空試験において確認することが計画されている項目に対して、その試験コンフィギュレーションが適切であることを試験計画時に確認しておく必要がある。

以下では、熱真空試験の試験コンフィギュレーションを決定する際に留意すべき事項として、外部熱入力 of の模擬方法（3.4.1 項）について述べる。

### 3.4.1 外部熱入力の模擬方法

軌道上外部熱入力の模擬の方法には、大きく分けてソーラ法、IR 法およびスキんヒータ法の 3 種類の方法があり（図 2.3-3）、ソーラ法と IR 法を併用する場合もある。ソーラ法、IR 法の考え方の違いについては 3.3.1 項を参照のこと。

ここでは、熱真空試験における各模擬方法の留意点を示し、3.4.1.4 項にソーラ法と IR 法を併用する場合のコンフィギュレーションを示す。

#### 3.4.1.1 ソーラ法

ソーラ法の詳細については 3.3.1.1 項を参照のこと。ここでは、熱真空試験でソーラ法を使用する場合に留意すべき事項について述べる。

- ・ ソーラ法では基本的にソーラ照射範囲以外の部分に熱入力はなく、また照射範囲内であっても端の部分では照射光強度が低くなっている。そのため、供試体サイズとソーラ有効光束の関係を試験前に考慮し、ソーラ有効光束内に供試体を設置する必要がある。ソーラ有効光束内外にまたがってコンポーネントが設置されている場合は、特に注意が必要である。

#### 3.4.1.2 IR 法

IR 法の詳細に関しては 3.3.1.2 項を参照のこと。ここでは、熱真空試験で IR 法を使用する際に留意すべき事項について述べる。

- ・ IR 法では、熱現象の推定、モデル化および定量化の過程で生じる熱特性データの誤差、熱現象のモデル化誤差など不確定要素が大きい。上記の過程を経る間に誤差が入り込む余地があることを考慮して、ヒータ容量、治具等を設計する必要がある。
- ・ IR 法では、宇宙機の周囲に設置した治具等によりシュラウドと宇宙機との放射結合が遮断されるため、低温環境を模擬する際には放射結合を考慮して治具等を設置する必要がある。

### 3.4.1.3 スキンヒータ法

スキンヒータ法の詳細に関しては 3.3.1.3 項を参照のこと。ここでは、熱真空試験でスキンヒータ法を使用する際に留意すべき事項について述べる。

- ・ スキンヒータ法では、宇宙機の温度を目的の温度まで昇温できるだけの十分なヒータ容量を確保する必要がある。

### 3.4.1.4 ソーラ法と IR 法の併用

熱真空試験の場合、以下の事項を考慮の上、太陽光直射以外の熱源について模擬する必要がある場合は IR 法を併用する。

- (1) 要求される試験条件設定の達成度（ソーラ法では目的の温度に昇温できない場合など）
- (2) 試験法に起因する宇宙機への影響の許容度（例えばスキンヒータを宇宙機に直接張り付ける場合など）
- (3) 設備能力および試験コスト

## 3.5 試験設備

### 3.5.1 スペースチャンバ

スペースチャンバは、宇宙空間の特性を模擬するために真空容器系、真空排気系、極低温系から構成される。また、軌道上での外部熱入力を模擬するため、ソーラシミュレータ、IR法用の電源を設置したり、太陽入射角や姿勢・回転などを模擬する供試体搭載台車などが付属しているものもある。図 3.5-1 に大型スペースチャンバのシステム構成図を示す。

#### ①極低温系

極低温系は宇宙空間の冷暗黒（極低温環境）を模擬するためのもので、液化窒素系（液化窒素貯槽、液化窒素ポンプ等）によりシュラウドを 100K 以下に冷却する。シュラウドは光、熱を吸収することが最も重要な機能として位置付けられており、シュラウド表面は太陽光吸収率、赤外線放射率ともに大きな黒色塗料が施されている。

また、分子状コンタミナントによる供試体およびスペースチャンバの汚染を防ぐコンタミネーションパネル、クライオポンプを冷却するためのヘリウム系（He 圧縮機、He 冷凍機等）も極低温系に含まれる。

#### ②真空排気系

真空排気系は真空容器内に高真空を作り出す。熱真空試験に必要とされる  $1.3 \times 10^{-3}$  Pa 以下の高真空を実現・維持するために、いくつかの種類のポンプを動作圧力領域に応じて組み合わせて使用する。

実現・維持圧力領域で大別すると以下のようになる。

- ・粗引排気系： $10^5$  Pa～1.3 Pa

例：油回転ポンプ、メカニカルブースターポンプ

- ・高真空排気系：1.3 Pa～最終到達圧力（ $10^{-6}$  Pa）

例：ターボ分子ポンプ、クライオソークションポンプ、クライオポンプ

また、真空排気系には、高真空環境から大気圧へと戻すための大気圧戻し系（GN<sub>2</sub> リーク装置、乾燥器等）及び各測定点での圧力データを計測する真空計も含まれる。

なお、真空排気系のポンプの仕様・構成は、宇宙機、それらの治具から放出される多量のガスおよび装置自身からの放出ガスを考慮した上で決められている。

### ③真空容器系

真空容器系は、主な構成として高真空の空間を形成する真空容器本体から成る。容器には供試体搬入口とその扉があり更に多数のノズルが付属され、真空容器内外での信号や電力の入出力を行うハーメチックシールされた貫通端子、内部を目視で観察するためのビューポート等が取り付けられている。

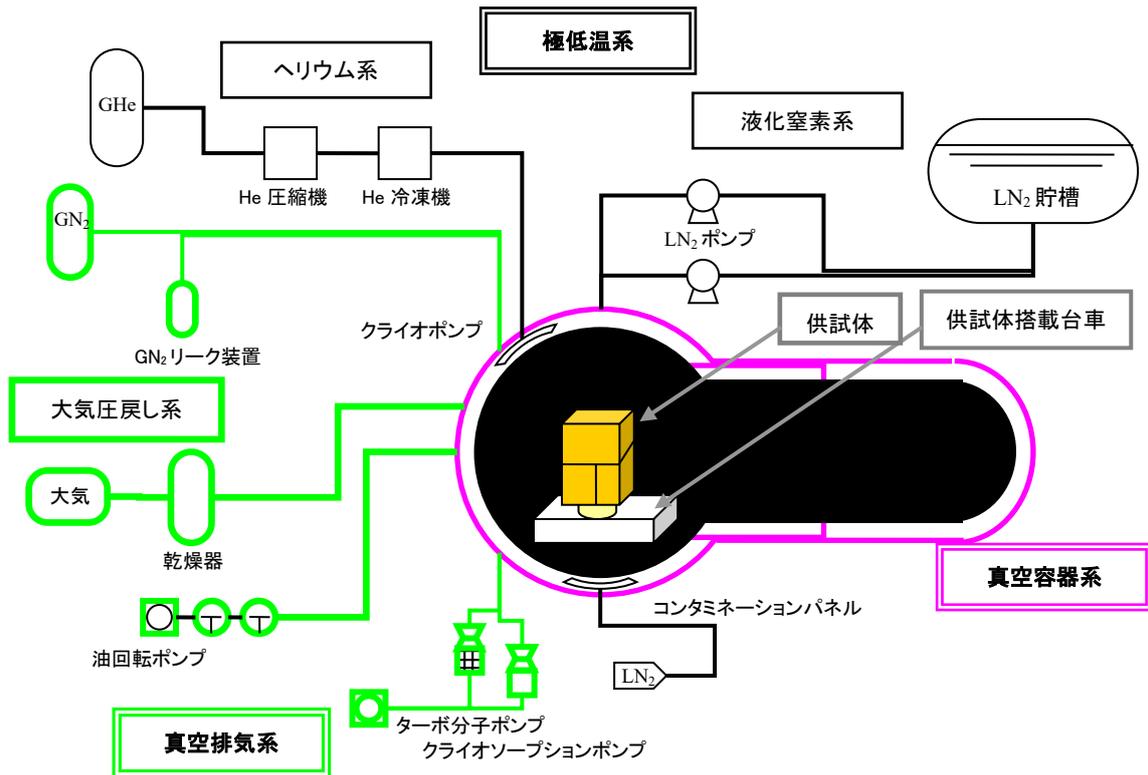


図 3.5-1 大型スペースチャンバのシステム構成図

## 3.6 熱真空試験の計測系

### 3.6.1 温度の計測

熱真空試験において、供試体・シュラウド・治具の温度計測は最も重要な計測項目の一つで、そのほとんどが固体の表面温度の計測である。計測対象は表 3.6-1 のように分類することができる。

表 3.6-1 熱真空試験における温度計測

	計測対象		センサ種類
熱真空試験における温度計測	供試体 温度計測	表面温度計測	熱電対
		コンポーネント 内部温度計測	測温抵抗体
			サーミスタ
	試験環境 温度計測	LN <sub>2</sub> 温度付近の計測	熱電対
		LHe 温度付近の計測	測温抵抗体

- ・ 供試体温度計測

熱真空試験においては、温度評価の為に通常数百点にも及ぶ供試体の温度モニタが必要となる。この用途に使用するセンサには、計測点数を多く取れること、取り扱いの容易さ、要求精度、計測温度範囲等の要因により一般に熱電対が用いられる。

また、供試体に搭載されるセンサを用いて搭載コンポーネント内部等の温度モニタを行う場合もある。

- ・ 試験環境温度計測

熱真空試験時には試験環境把握の為に温度計測が必要であるが、そのためのセンサは基本的に試験設備に常設されている。

計測箇所の温度によって熱電対もしくは測温抵抗体を使い分けられている。

より具体的なセンサの種類、特徴、使用方法上の注意事項および温度計測の実例については Appendix G を参照のこと。

### 3.6.2 熱流束の計測

スペースチャンバで熱真空試験を行う際には、宇宙機外部からの軌道熱入力を模擬し、その熱入力量を把握する必要がある。

熱真空試験の際、宇宙機外部からの軌道熱入力の模擬には、赤外域の熱源である IR ランプ、ロッドヒータや可視光域を含む熱源であるソーラシミュレータを使用する。

これらによる宇宙機への熱入力量を把握するためには、その熱源に応じて適切な熱流束センサを用いる。表 3.6-2 に模擬熱源に対して使用する熱流束センサを示す。

なお、スキんヒータ法の場合はヒータに与えた電力から熱入力が把握できるため熱流束センサは必要ない。また、熱源が IR パネルのように温度が均一で形状がモデル化しやすい

場合などは熱流束センサを使用せず熱源温度と供試体表面温度を測定することにより熱入力量を解析的に求める場合がある。

各センサの特徴・使用上の注意事項および熱流束計測の実例については Appendix G を参照のこと。

表 3.6-2 軌道熱入力模擬の熱源と熱流束センサ

スペースチャンバでの熱源	使用する熱流束センサ	選定理由
IR ランプ ロッドヒータ等 (赤外域の熱源)	カロリメータ	赤外域の熱源は拡散光であり測定場所によって放射エネルギーが異なるため、小型軽量なカロリメータを複数個使用して測定を行う。ただし、応答速度は遅い。
ソーラシミュレータ (太陽光域の熱源)	放射照度計	ソーラシミュレータは平行光かつ均一光であり複数箇所での測定は必要でないため、大型であるが応答速度の速い放射照度計が用いられる。
	太陽電池セル	太陽電池セルは応答波長帯域が狭く、太陽光域の熱源にのみ使用される。

### 3.6.3 発熱量の計測

熱真空試験ではスペースチャンバ外部から供試体や治具に電力を供給し、発熱させる場合がある。対象は発熱機器の熱ダミーやヒータ、外部熱入力模擬装置等である。

発熱量の計測方法としては以下の方法がある。

- (1)電力供給装置で電圧・電流を計測し、電圧×電流で求める。
- (2)電流測定器で電流を計測し、電流の2乗×抵抗値で求める。

熱平衡試験では、発熱量の計測精度が試験結果の評価に影響するため注意が必要である。

(1)の方法では電力ケーブル分の発熱量も含まれてしまうため、計測精度は(2)のほうが良い。試験で計測する際には求められる計測精度に応じて、計測方法を選択する必要がある。

### 3.6.4 圧力の計測

熱真空試験では大気圧より低い圧力を測定するため、真空計が用いられる。圧力計測には以下の2種類があり、用途によって使用する真空計が異なる。

## ①チャンバ内圧力（真空度）の把握

チャンバ内圧力が試験条件を満たしているかを確認する。また、特に電子機器に関しては、放電注意圧力領域（一般に約  $1.33 \times 10^{-3} \sim 1.33 \times 10^4 \text{Pa}$ ）があるので、チャンバ内圧力の把握が重要である。チャンバ内圧力の測定には全圧真空計が用いられる。

## ②チャンバ内の残留ガス分析

真空排気後、微量に真空中に残っている気体（残留ガス）を構成している気体の種類と、各気体の分圧を測定することを残留ガス分析（RGA：Residual Gas Analysis）という。残留ガス分析は熱真空試験中に圧力上昇があった場合、その圧力上昇が何によるものかを判断するために用いられる。残留ガス分析には分圧真空計が用いられる。

真空計はその測定原理によって測定圧力範囲が決まっており、1つの真空計ですべての圧力を測定することは不可能である。そのため、大気圧から高真空までを測定する熱真空試験では複数の真空計が使用されている。熱真空試験で使用される真空計は以下の点を考慮して選定されている。

## ①大気圧から運用真空圧領域まで途切れることなくモニタできる構成であること。

スペースチャンバ内では不測の事態が起こりうるので常にチャンバ内圧力をモニタすることができるようにする必要がある。

## ②冗長性を持たせるため各圧力領域において異なる方式の2台の真空計が測定範囲にあること。

各真空計の測定範囲上限値・下限値付近では測定精度が悪くなるので、各圧力領域に異なる方式の2台の真空計を設置することにより、確実に圧力を把握する。また、異なる方式を採用することにより、2台が同時に壊れて測定が不可能になる危険性を抑える。

上記の項目の他に価格や入手しやすさなどを考慮の上、熱真空試験に使用されている主な真空計の種類と特徴を表 3.6-3 に示す。

また、残留ガス分析には市販品として最も普及している四極子型質量分析計が用いられる。各真空計の特徴・使用上の注意事項およびスペースチャンバにおける圧力計測の実例については Appendix G を参照のこと。

表 3.6-3 熱真空試験で真空度測定に使用される主な真空計の特徴

真空計の種類	特徴	精度	測定範囲																		
			$10^{-10}$ $10^{-12}$	$10^{-8}$ $10^{-10}$	$10^{-6}$ $10^{-8}$	$10^{-4}$ $10^{-6}$	$10^{-2}$ $10^{-4}$	1 $10^{-2}$	$10^2$ 1	$10^4$ $10^2$	$10^6$ $10^4$	Pa Torr									
ブルドン管真空計	・気体の種類に依存しない ・比較的構造が簡単で壊れにくい	数～数十%																			
隔膜真空計	・気体の種類に依存しない ・温度の影響を受けやすい	数%																			
ピラニ真空計	・気体の種類により感度が異なる ・取扱いが容易	10～100%																			
ペニング真空計	・気体の種類により感度が異なる ・フィラメントを使用しないので焼損のおそれがない	20～50%																			
B-A型真空計	・気体の種類により感度が異なる ・フィラメントの焼損に注意が必要	10～20%																			
ヌード真空計	・気体の種類により感度が異なる ・フィラメントの焼損に注意が必要 ・外圍器の影響がなく高真空の測定が可能	10～20%																			

### 3.6.5 コンタミネーションの計測

コンタミネーションとはハードウェア表面に異物が付着している状態を示し、以下の 2 種類に大別される。

- ・ 粒子状コンタミネーション  
表面に粒子が付着している状態。表面に積もった埃、人の毛髪やコーティングの小片等が粒子状コンタミネーションの起源である。
- ・ 分子状コンタミネーション  
表面に分子が付着している状態。真空中で機器から放出されたアウトガスから生じるものが多く、潤滑剤、曝露された有機材料や人の脂等が分子状コンタミネーションの起源である。

なお表面に付着した異物をコンタミナントという。

スペースチャンバの排気時・大気圧戻し時における粒子の巻き上げ、高真空における粒子の自由落下など、熱真空試験では粒子は常圧環境と異なる挙動を示すことが予想される。それに伴い、熱真空試験では常圧環境と異なる粒子状コンタミネーション管理方法を必要とする可能性がある。熱真空試験中における表面堆積粒子状汚染の計測例を Appendix G.4.2.5 に示す。

真空環境では宇宙機構成材料から放出された分子が被汚染面（宇宙機の表面等）に到達しやすくなるため、汚染の危険性が極めて高い。熱真空試験において被汚染面の分子状コンタミナント量が許容値以下に抑えられていることを確認するために、分子状コンタミナ

ント量の計測および成分の分析が行われる。宇宙機や試験治具は、またスペースチャンバに対する汚染源にもなりうる。その逆もありうる。汚染源から放出される汚染量および成分を調べるためにも、分子状コンタミネーション量の計測および成分の分析が行われる。

熱真空試験における分子状コンタミネーション計測方法の分類を図 3.6-1 に、各計測方法の概念を図 3.6-2 に示す。

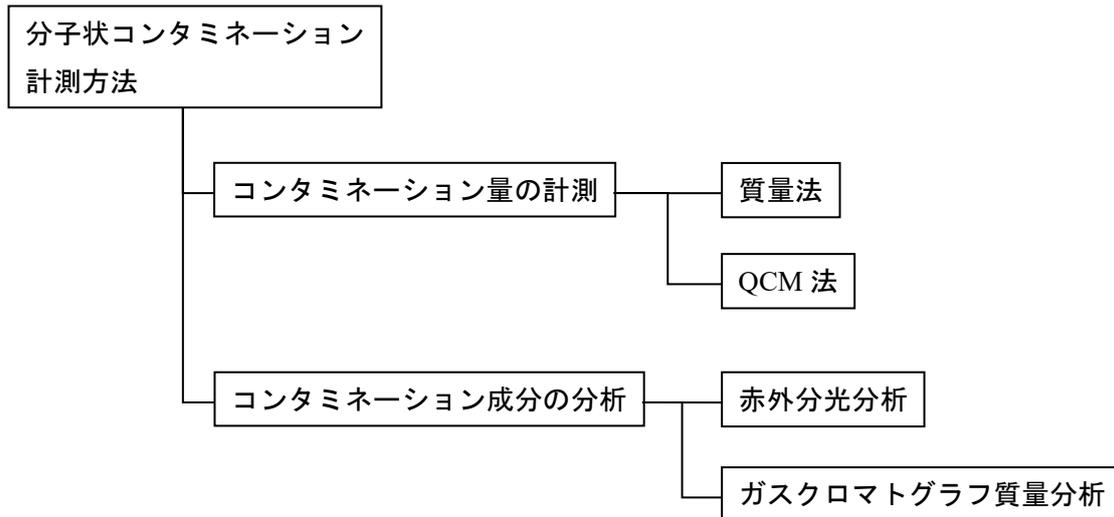


図 3.6-1 分子状コンタミネーション計測方法の分類

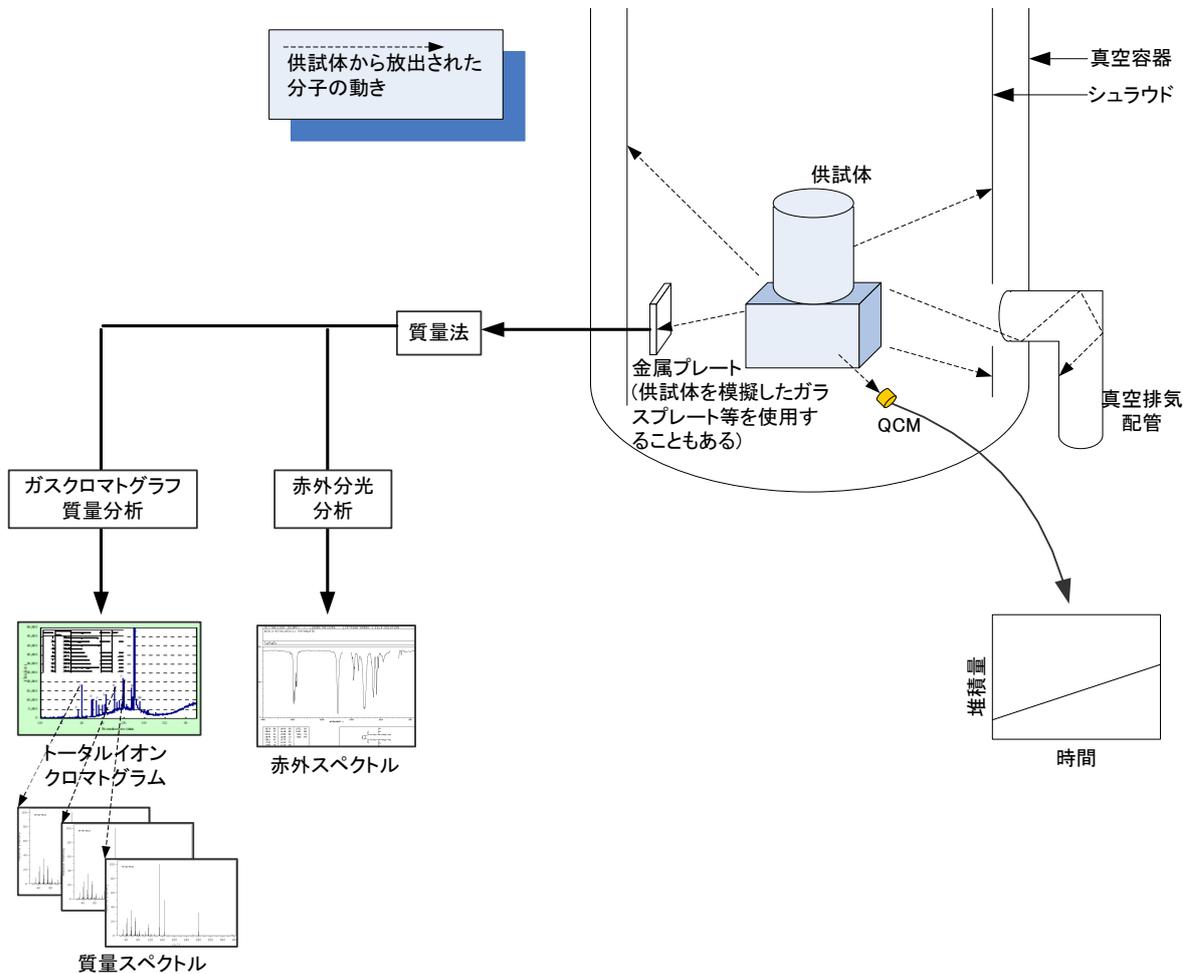


図 3.6-2 熱真空試験における分子状コンタミネーションの計測

熱真空試験において供試体や設備の表面に付着したコンタミナントは、表面温度や圧力により表面から脱離したり、再度付着したりを繰り返す。脱離や付着による表面での付着量の変化をリアルタイムで知りたい場合には、QCM（Quartz Crystal Microbalance：水晶微量天秤）法を用いる。試験終了時点で表面に残っている正味の分子コンタミナントの量を知りたい場合には質量法を用いる。

分子状コンタミナントを構成する物質についての情報を得るためには、質量法により採取した付着物を赤外分光分析あるいはガスクロマトグラフ質量分析により分析する。

分子状コンタミネーションの計測方法の特徴を表 3.6-4 に示す。なお、各計測方法の特徴・使用上の注意およびスペースチャンバでのコンタミネーション計測の実例については Appendix G を参照のこと。

表 3.6-4 分子状コンタミネーション計測方法の特徴

	方法	感度	特徴
量の計測	QCM 法	5ng/cm <sup>2</sup> (*1) (0.005mg/0.1m <sup>2</sup> )	リアルタイム計測が可能。 感度が良い。
	質量法	0.2μg/cm <sup>2</sup> (*2) (0.2mg/0.1m <sup>2</sup> )	質量を直接計測できる。 感度が悪い。
成分の分析	赤外分光分析法		汚染物質に含まれる官能基や結合を特定できる。 物質の特定はできない。
	ガスクロマトグラフ質量分析法		汚染物質を特定できる。 分析コストがやや高い。

\*1：参考文献 3-7 \*2：参考文献 3-8

なお、過去の不具合分析結果からは供試体側でのアウトガス／リーク不具合の発生が確認されている（Appendix C.4 参照）。システム組立作業以降でのワークマンシップエラー等に起因するアウトガス／リーク不具合の検出機会はシステム熱真空試験が通常最後となるためアウトガス／リークのリスク識別及び試験時のモニターは供試体の健全性を確認する上で重要である。ただし通常のシステム熱真空試験条件(温度、時間)はアウトガス／リークの検証（保証）に十分な時間ではない点に注意しなければならない。

### 3.7 熱真空試験における供試体保護

熱真空試験において試験治具の製作や試験設備の運転が適切に実施されない場合、供試体は宇宙よりも過酷な環境に曝され、損傷を受ける可能性がある。熱真空試験において供試体に損傷を与える可能性のある主要因は、放電、過冷却および汚染である。

#### 3.7.1 放電

##### 3.7.1.1 概要

熱真空試験において放電が発生した場合、供試体に深刻なダメージを与えることから、熱真空試験において放電は常に注意を払うべき事項である。

特にスペースチャンバの真空引き・大気圧戻しの際、供試体は高真空と大気圧の中間圧力領域に曝される。この圧力領域では、放電の一形態である気中放電が発生しやすい状態になり、放電のリスクが高くなる（以下、この圧力領域を放電注意圧力領域という）。

熱真空試験において宇宙機システムが放電によって永久的な損傷を受けないことを確認するために放電チェックが実施される。放電チェックは機器の消費電流やスペクトルアナ

ライザによる出力をモニタすることによって行われる。

### 3.7.1.2 放電防止の方法

熱真空試験で注意すべき放電形態は、気中放電の中でもコロナ放電と高周波電力による放電（RF 放電）である。コロナ放電及び RF 放電は、その放電開始電圧が低く、発生する可能性が高いためである。

放電を防止するためには、以下の点に注意する。

- ① 供試体が搭載する高電圧機器又は高周波機器は、その電圧及び周波数、電極間距離、電極形状等で決まる放電注意圧力領域では、電源を ON しない。  
一般的な宇宙機のコンフィギュレーションでは、「 $1.33 \times 10^{-3} \sim 1.33 \times 10^4$  [Pa]」が放電注意圧力領域となる。
- ② 高電圧機器又は高周波機器の電源を ON する際は、それらの機器が直接曝されている圧力を持って判断しなければならない。  
特に宇宙機システム試験では、以下の理由からチャンバ内真空計の指示値と供試体内部圧力が異なることがあるため、注意が必要である。
  - ・ 宇宙機システム内部からチャンバ内への排気パスが限られておりコンダクタンスが小さいため、宇宙機システム内部の排気に時間がかかる。
  - ・ 宇宙機システム内部で発生するアウトガスにより、チャンバ内の圧力に比べて高くなる。
- ③ 電子・イオン・紫外線など放電を誘発する要因を発する機器がある場合は、それらが他の機器に影響を与えないように対処すること。  
特に真空計については、真空計から外部へ電子が放出されないよう、接地したグリッド（金網）を真空計周囲に配置する等の対策をとる必要がある。

なお、熱真空試験時に発生し得る放電形態とその放電注意圧力領域、放電の実例については Appendix H を参照のこと。

## 3.7.2 過冷却及び過加熱

### 3.7.2.1 概要

熱真空試験における供試体へのリスクの一つとして、スペースチャンバの大気圧戻し時の供試体過冷却及び意図しない熱源からの供試体過加熱がある。

過冷却とは大気圧戻しの開始時に、供試体周囲（シユラウド）が極低温で、チャンバ内に

圧力上昇のための窒素ガスを入れるチャンバの運用を行った場合、チャンバ内に増えた窒素気体分子による熱伝達量が増加し、供試体が冷えるリスクである。詳細は Appendix H を参照のこと。

また過加熱とは、スペースチャンバや試験治具等に反射された意図しないソーラ光が供試体に照射される等、負荷条件以上の熱量が供試体に負荷されるリスクである。

### 3.7.2.2 過冷却及び過加熱防止の方法

大気圧戻し時に供試体過冷却を防止するために、以下の点に注意する。

- ①大気圧戻し前に供試体を常温に加温しておく。
- ②供試体への加温手段を用意する。
  - ・通常の試験に使用する供試体ヒータ、ヒータパネルや IR ロッドヒータなどの試験治具はヒータ容量が十分か確認する（放射しか考慮していない場合、容量が足りない可能性があるため余裕をもったヒータ容量とする）。
  - ・試験治具や設備側のソーラシミュレータによる加温を行う場合、試験治具から熱入力やソーラ光が当たらず、加温できない部位があることに注意し、低温にたくない部分（コンタミネーションに敏感な機器や供試体許容下限温度が高い機器）については個別に昇温手段を持たせ、供試体の温度低下の有無をモニタする。
  - ・停電時はスペースチャンバ内の真空度が悪化し、供試体過冷却のリスクが高まるため、停電時における加温手段（無停電電源装置等）を準備する。

供試体過加熱の防止方法は以下の通りである。

- ① 熱真空試験前にソーラ光の照射範囲を確認し、試験治具等からの反射光が供試体に照射されていないことを確認する。
- ② シュラウドからのソーラ光の反射を考慮する。なおシュラウドの太陽光吸収率は 0.95 程度（筑波宇宙センター8mφスペースチャンバの場合）である。
- ③ 加熱用電源の出力にリミットを設定する。
- ④ 熱電対による温度のフィードバック制御を行っている場合は、熱電対の断線の有無をモニタする。

## 3.7.3 汚染

### 3.7.3.1 粒子状汚染

熱真空では、スペースチャンバ内に残留した粒子状汚染が、試験中に供試体に堆積することで、供試体が汚染されるリスクがある。Appendix G.4.2.5 に、熱真空試験中の表面堆積

粒子状汚染の測定事例を示す。

### 3.7.3.2 分子状汚染

真空環境では宇宙機構成材料から放出された分子が被汚染面（宇宙機の表面等）に到達しやすくなるため、汚染の危険性が極めて高い。そのため、熱真空試験は軌道上における運用時と共に汚染管理に気をつけるべき対象作業である。特に熱真空試験では地上試験特有の汚染源（試験治具等）が存在するほか、試験特有の温度・圧力環境にさらされるため

注意が必要である。図 3.7-1 に宇宙空間およびスペースチャンバ内における分子の動きの模式図を示す。

宇宙空間にある宇宙機近傍では、宇宙機から放出された分子同士の衝突による散乱により宇宙機周囲に分子が漂っている状態であるが、それよりも外側の空間では遮蔽物がないため、宇宙機近傍を離れた分子が再び宇宙機に戻ってくることはない。このような宇宙空間の特性をモレキュラーシンク特性という。

一方、熱真空試験では、スペースチャンバ内部の液化窒素で冷却したシュラウドや高真空排気装置で宇宙機近傍を離れた分子を捕獲する。スペースチャンバ内部のシュラウドが液化窒素で冷却されている間は、宇宙機近傍を離れた分子の大部分はシュラウドに吸着される。しかしながら、シュラウドが冷却されていない真空排気過程や大気圧戻し時には、分子がシュラウドに吸着されず宇宙機側に戻ってくることがある。このときは特に汚染のリスクが高くなるので注意が必要である。

なお、過去の不具合分析結果からは供試体側でのアウトガス／リーク不具合の発生が確認されている（Appendix C.4 参照）。システム組立作業以降でのワークマンシップエラー等に起因するアウトガス／リーク不具合の検出機会はシステム熱真空試験が通常最後となるためアウトガス／リークのリスク識別及び試験時のモニターは供試体の健全性を確認する上で重要である。ただし通常システム熱真空試験条件(温度、時間)はアウトガス／リークの検証（保証）に十分な時間ではない点に注意しなければならない。

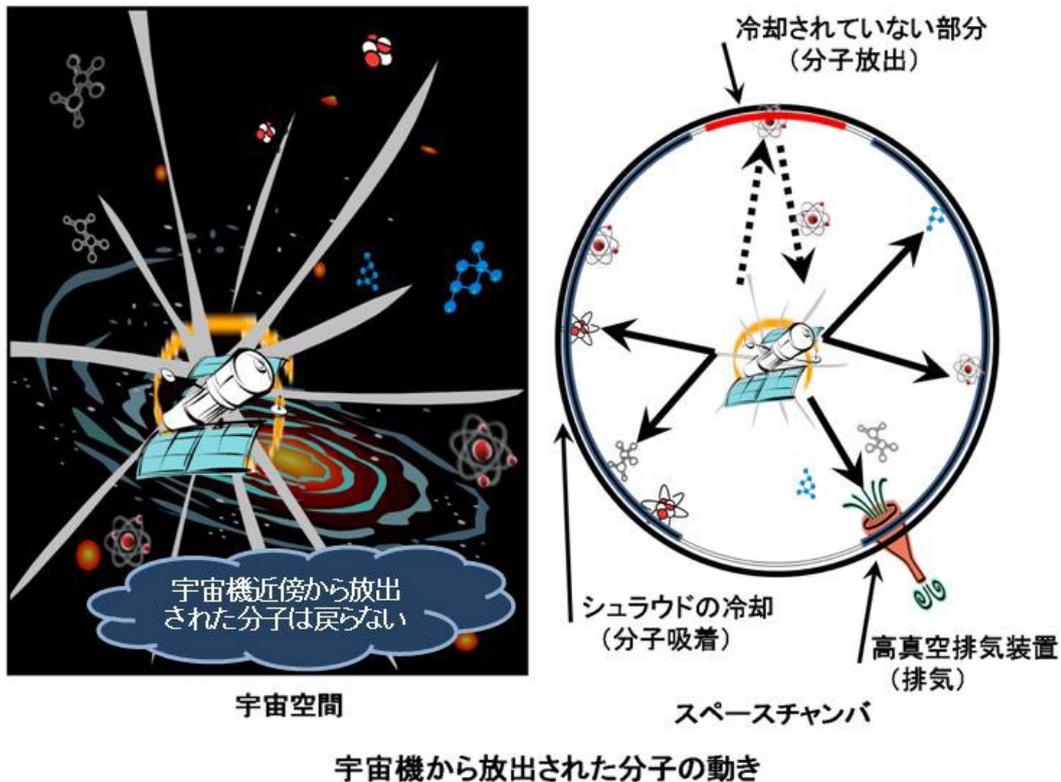


図 3.7-1 宇宙空間およびスペースチャンバ内における分子の動き

熱真空試験を行うスペースチャンバに対してどの程度のモレキュラーシンク特性が必要とされるかは、宇宙機の種類や特性に依存する。

- ①分子による汚染の影響を受けにくい宇宙機の熱真空試験を行う場合は、モレキュラーシンク特性を考慮する必要性はない。
- ②光学センサ等の汚染に影響を受けやすい機器を搭載した宇宙機の熱真空試験を行う場合は、モレキュラーシンク特性を考慮する必要がある。
- ③シュラウドを液化窒素で冷却しない状態（真空排気過程および大気圧戻し）では、宇宙機の周囲を離れた分子の大部分はシュラウドに吸着されずに戻ってくるため、注意が必要である。ただし、コンタミネーションパネルは真空排気過程および大気圧戻し中も液化窒素で冷却されているため、宇宙機の周囲を離れた分子の一部は捕獲されている。

### 3.8 参考文献

本文中で紹介した参考文献を以下に示す。

- 3-1) NASA TN D-4908 “TIME REQUIRED FOR AN ADEQUATE THERMAL-VACUUM TEST OF FLIGHT MODEL SPACECRAFT”
- 3-2) MIL-HDBK-343 “DESIGN, CONSTRUCTION, AND TESTING REQUIREMENTS FOR ONE OF A KIND SPACE EQUIPMENT”
- 3-3) JAXA 公開ホームページ [http://www.jaxa.jp/projects/rockets/hvt/topics\\_j.html](http://www.jaxa.jp/projects/rockets/hvt/topics_j.html)
- 3-4) JAXA フォトアーカイブス [http://jda.jaxa.jp/jda/p1\\_j.php](http://jda.jaxa.jp/jda/p1_j.php)
- 3-5) JAXA-SP-07-007 宇宙航空研究開発機構特別資料 環境試験技術報告 第4回試験技術ワークショップ開催報告 p.150
- 3-6) JAXA フォトアーカイブス [http://jda.jaxa.jp/jda/p1\\_j.php](http://jda.jaxa.jp/jda/p1_j.php)
- 3-7) NASA-CR-4740 ”Contamination Control Engineering Design Guidelines for the Aerospace Community”
- 3-8) K. T. Luey, M. J. Fay, R. Sly, “Measurement of Molecular Film Contamination Using Surface Acoustic Wave Microbalances”, Journal of the IEST, 2004, Vol. 47, No. 2, pp.25-38.

# Appendix

## <Appendix A> その他参考文献・文献

本試験ハンドブックに関連する文書、文献を以下に示す。本文中で引用した場合は引用した章の最後に示した。

### 2 章

2-1) ECSS-E-10-04, “Space environment”, Jan. 2000, pp.62-63

2-2) JERG-2-141 宇宙環境標準

2-3) ASTM E491 - 73(2004)e1 Standard Practice for Solar Simulation for Thermal Balance Testing of Spacecraft

2-4) 出典: 2000 ASTM Standard Extraterrestrial Solar Spectrum Reference E490-00

2-5) 参照: <http://rredc.nrel.gov/solar/spectra/am0/>

2-5) RESEARCH INC. HP より :

<http://www.researchinc.com/Resources/PDF/SimulateIR%20Model5236%20Data%20Sheet.pdf>

### 3 章

3-1) NASA TN D-4908 “TIME REQUIRED FOR AN ADEQUATE THERMAL-VOCUUM TEST OF FLIGHT MODEL SPACECRAFT”

3-2) JAXA 公開ホームページ [http://www.jaxa.jp/projects/rockets/htv/topics\\_j.html](http://www.jaxa.jp/projects/rockets/htv/topics_j.html)

3-3) JAXA フォトアーカイブス [http://jda.jaxa.jp/jda/pl\\_j.php](http://jda.jaxa.jp/jda/pl_j.php)

3-4) JAXA-SP-07-007 宇宙航空研究開発機構特別資料 環境試験技術報告 第4回試験技術ワークショップ開催報告 p.150

3-5) JAXA フォトアーカイブス [http://jda.jaxa.jp/jda/pl\\_j.php](http://jda.jaxa.jp/jda/pl_j.php)

3-7) NASA-CR-4740 ”Contamination Control Engineering Design Guidelines for the Aerospace Community”

3-8) K. T. Luey, M. J. Fay, R. Sly, “Measurement of Molecular Film Contamination Using Surface Acoustic Wave Microbalances”, Journal of the IEST, 2004, Vol. 47, No. 2, pp.25-38.

## <Appendix B> 自由分子領域

気体の圧力が常圧から高真空になるに従い、チャンバ内の気体の状態は「粘性領域」～「中間領域」～「自由分子領域」と変化する。「粘性領域」では気体を連続体として取り扱い、熱伝導量は温度勾配に比例する。「自由分子領域」では、個々の分子の熱運動(自由分子熱伝導)が支配的となり、熱伝導量は気体分子数すなわち圧力に比例する。

気体の状態が粘性領域か自由分子領域かはクヌーセン数  $K_n$  により識別される。クヌーセン数  $K_n$  は気体の状態の特性を表す無次元量であり、空間を特徴づける代表的な長さに対する分子の平均自由行程の比で表される。一般的には、クヌーセン数  $K_n$  が 0.3 より大きい場合が自由分子領域と見なされる。

$$\text{クヌーセン数 } K_n = \frac{\lambda}{L}$$

(B-1)

$L$  : 代表長さ [m]

$\lambda$  : 分子の平均自由行程 [m]

$$\lambda = \frac{1}{\sqrt{2}\pi d^2 n} 3.107 \times 10^{-24} \frac{T}{d^2 p}$$

(B-2)

$d$  : 分子直径 [m]

$n$  : 分子密度 [個/m<sup>3</sup>]

$T$  : 温度 [K]

$p$  : 圧力 [Pa]

クヌーセン数  $K_n$  による気体の状態の分類は以下のとおりである。

$$\left\{ \begin{array}{ll} \text{粘性領域} & K_n < 0.01 \\ \text{中間領域} & 0.01 < K_n < 0.3 \\ \text{自由分子領域} & K_n > 0.3 \end{array} \right.$$

チャンバ内残留ガス(空気)が温度  $T=100\text{K}$  のときのチャンバ内圧力とクヌーセン数の関係について計算した結果を図 B-1 に示す。ここで代表長さ  $L$  は、宇宙機表面と壁面(シユラウド)との距離とした。

このとき、クヌーセン数  $K_n > 0.3$  自由分子領域となる圧力は以下のようになる。

$L=1\text{m}$  のとき  $7.4 \times 10^{-3}\text{Pa}$  以下

$L=2\text{m}$  のとき  $3.7 \times 10^{-3}\text{Pa}$  以下

$L=5\text{m}$  のとき  $1.5 \times 10^{-3}\text{Pa}$  以下

熱真空試験時のチャンバ内圧力要求は一般に  $1 \times 10^{-3}\text{Pa}$  以下である。供試体とシユラウドとの距離にもよるが、チャンバ内の気体の状態は自由分子領域であると考えてよい。

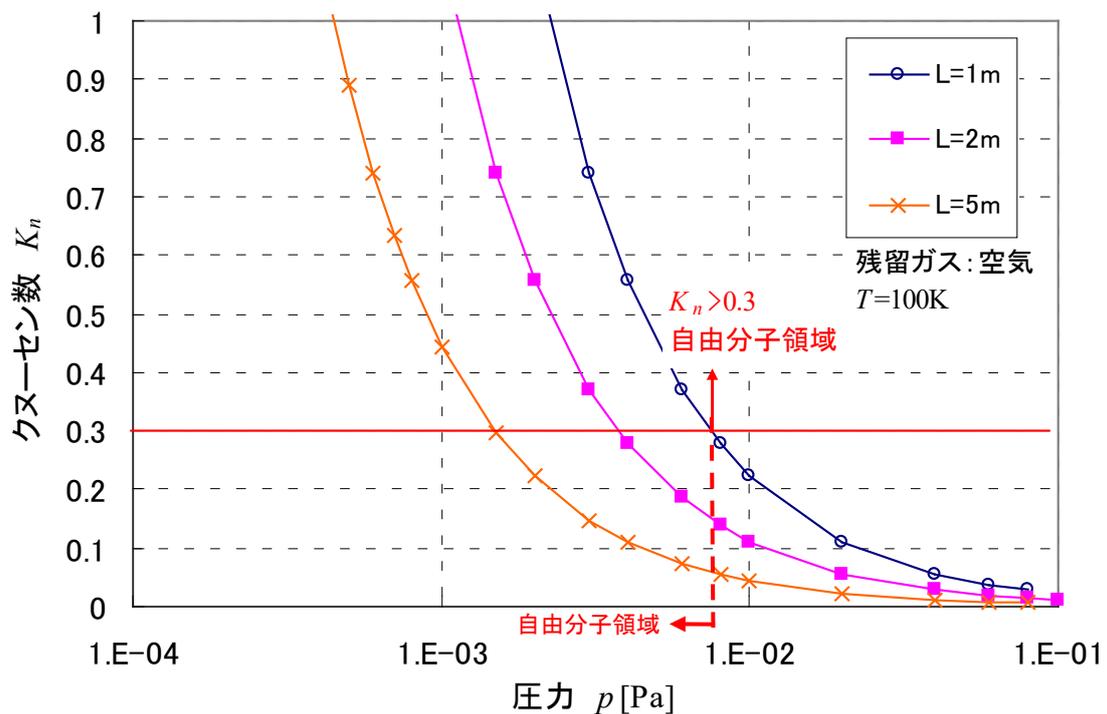


図 B-1 圧力とクヌーセン数の関係

## <Appendix C> 熱真空試験条件設定の考え方

### C.1 熱的不確定性マージン

「JERG-2-002 宇宙機一般試験標準」では、宇宙機システムおよびサブシステム・コンポーネントの熱真空試験における温度条件が定められている。受入試験および認定試験における温度条件はそれぞれ以下のとおりである。

宇宙機システム・サブシステム・コンポーネント熱真空試験における温度条件：

- ・受入試験

軌道上の最大予測温度範囲（AT 温度範囲）とする。

- ・認定試験／プロトフライト試験

軌道上の最大予測温度範囲（AT 温度範囲）より 5°C 厳しい温度範囲（QT 温度範囲）とする。

最大予測温度範囲は、「JERG-2-310 熱制御系設計標準」で定義されている。熱的不確定性マージンは図 C.1-1 中の $\Delta T_1$ に該当し、解析手法による誤差や解析入力パラメータの公差等を補償するためのマージンである。熱的不確定性マージンの値は各宇宙機ごと、コンポーネントごとに設定される。定義の詳細については「JERG-2-310 熱制御系設計標準」を参照のこと。

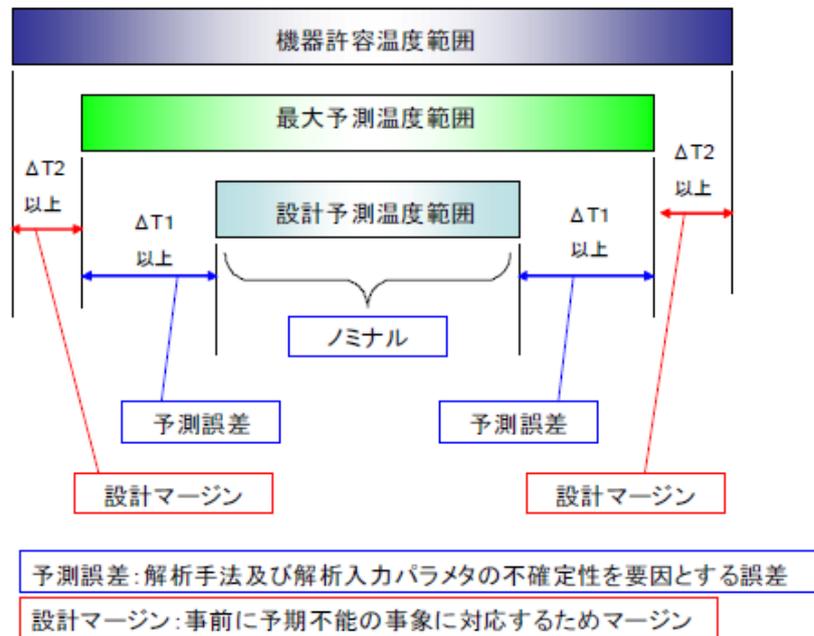


図 C.1-1 温度マージンの定義 (JERG-2-310 熱制御系設計標準より)

ヒータによる能動的な熱制御が行われていない宇宙機構体内部機器について、軌道上実測温度と予測温度の比較から必要な熱的不確定性マージンを評価した。比較に用いた温度は以下のとおりである。

- ①軌道上実測温度：各機器の温度テレメトリデータ
- ②予測温度：打上げ前のコリレーションが完了した熱数学モデルに、比較対象日の外部熱入力、内部機器発熱等を反映して算出した各機器の温度

対象とした宇宙機は 2002 年以降に打ち上げられた宇宙機 7 機で、全て JAXA が開発した宇宙機である。必要な熱的不確定性マージンは、軌道上実測温度と予測温度の差を統計的に処理し、温度差データの 95% が包含される範囲 (95% 信頼区間 ( $\mu \pm 2\sigma$ )) から求めたものである (図 C.1-2)。

図 C.1-3 に軌道上実測温度と予測温度の差の分布と算出された熱的不確定性マージンを示す。軌道上実測温度と予測温度の差は全体的にマイナス側に偏っている。これは、宇宙機によっては高温条件下で安全側の設計をするため、意図的に解析パラメータの値を厳しく設定することも多く、そのような場合には予測温度が実測温度より高くな

るためである。対象とした宇宙機の軌道上実測温度と予測温度の比較に基づき算出された熱的不確定性マージンは12.1℃である。

なお、ヒータによる能動的な熱制御が行われている宇宙機構体内内部機器については、熱的パラメータの不確定性が表に出にくいいため、必要な熱的不確定性マージンは上記の値より小さいと考えられる。

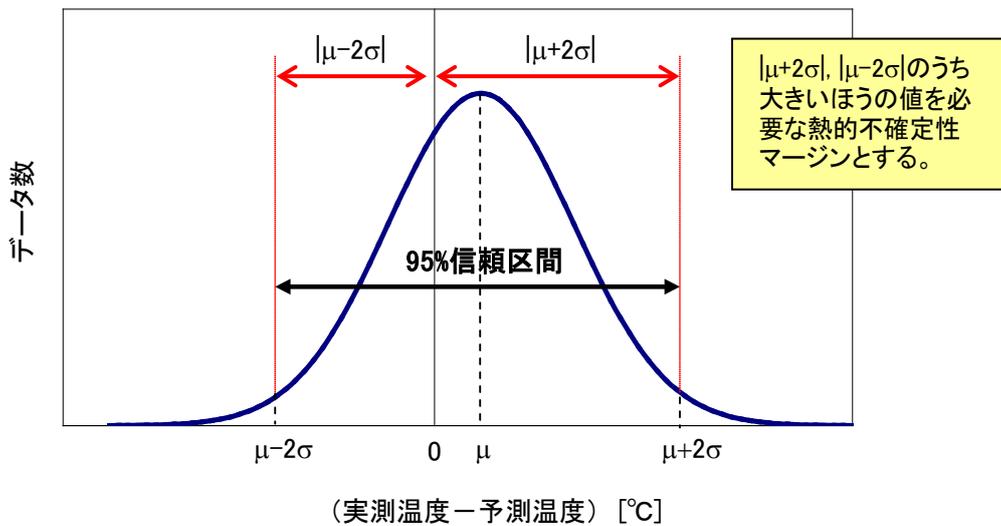


図 C.1-2 必要な熱的不確定性マージンの算出法

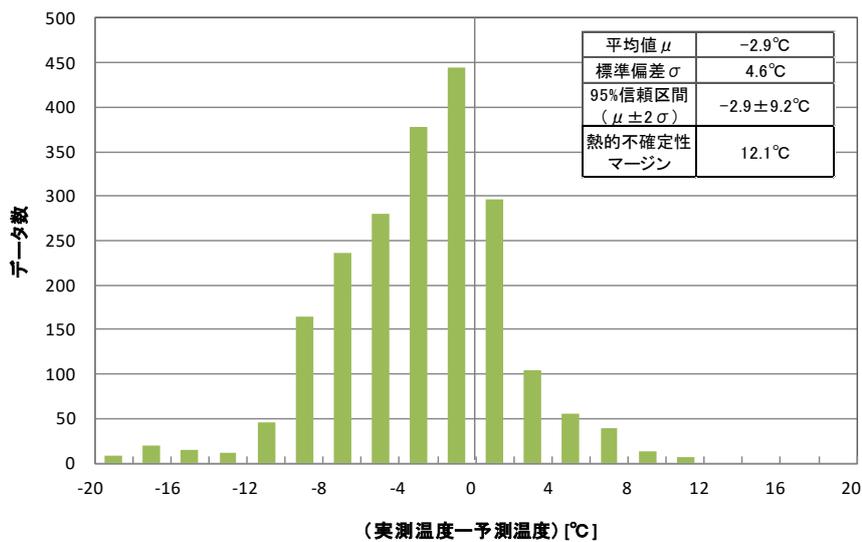


図 C.1-3 軌道上実測温度と予測温度の差の分布【参考文献 C-1】

## C.2 サイクル数

熱真空試験において負荷されるサイクル数は大抵の場合フライト環境に比べて大幅に少ない回数であり、フライト環境の熱サイクルに対する耐性設計を検証するものではないことに注意が必要である。すなわち、フライト環境の熱サイクルに対する耐性設計を検証する必要がある場合は、熱真空試験のサイクル数条件とは別で検証する必要がある。

熱真空試験においてサイクル負荷する目的は、受入の位置づけの場合は主に材料・部品不良やワークマンシップエラーなどの初期不良を洗い出すためであり、認定のみの位置づけの場合は受入試験時に負荷される熱サイクルに対する耐性設計を検証するためである。

### C.2.1. コンポーネント熱真空試験におけるサイクル数

コンポーネント熱真空試験におけるサイクル数設定の考え方については、【参考文献 C-2】を参照のこと。

### C.2.2. システム熱真空試験におけるサイクル数

システム熱真空試験におけるサイクル数は、【参考文献 C-3】によると、米国で1960年台に打ち上げられたIMP衛星(100~200kg級)6機、OGO衛星(500kg級)3機、NIMBUS衛星(400kg級)2機の試験実績から、過渡状態の熱環境を4日間経験することで故障検出数の増加が収まったため、低温・高温の温度移行にかかる時間を12時間(1サイクル辺り1日)と仮定して4サイクル負荷することとしている。

JAXAの宇宙機において同様の整理の手法で4サイクルの条件が有効かつ適正なものであることを示すのは難しいが、これまでのJAXAの宇宙機システム熱真空試験の実績を基に、軌道上不具合および地上試験不具合を分析し、サイクルの効果を検討した結果を以下に示す。

2023年6月26日時点でJAXA不具合情報システム(JAPCAS)に登録されていた軌道上の衛星系不具合844件からキーワード「サイクル」を含む不具合20件を抽出し、不具合報告書や関連資料を調査した結果、熱サイクルに関連する不具合は8件確認されており、概要を表C.2.2-1に示す。これより、システム熱真空試験のサイクルで洗い出すべき不具合が軌道上へ持ち越され顕在化した例は見られていないことがわかる。よって、これまでの実績では、システム熱真空試験のサイクル数に明らかな不足はないものと考えられる。一方、太陽電池関連の事例が大半であり、太陽電池クーポパネル試験等でのフライト環境耐性検証の重要性を示す結果となっている。

表 C.2.2-1 熱サイクルに関連する軌道上の衛星系不具合事例

No.	発生年	不具合現象	不具合原因	備考
1	1989	太陽電池温度にノイズ発生	熱サイクルによる信号ライン接触点・接続点劣化	後期運用段階での発生（高サイクル）
2	1991	太陽電池温度異常表示	熱サイクルによる信号ライン接触点・接続点劣化	後期運用段階での発生（高サイクル）
3	2008	TWTA のトリップオフ	部品故障又は微小放電	対策として単体試験での連続 20 回以上の熱サイクルが推奨
4	2014	太陽電池発生電流表示値増加	熱サイクルによる接続点締結力変化	10000 サイクル以上の高サイクル
5	2016	太陽電池パドル温度にノイズ発生	熱サイクルによる信号ライン接続部劣化	20000 サイクル以上の高サイクル
6	2018	太陽電池パドル温度にノイズ発生	初期欠陥或いはデブリ衝突等による損傷部への熱サイクルにより信号ライン開放	初期欠陥が損傷原因だった場合は、単体試験で洗い出されるべき不具合。デブリ衝突が損傷原因だった場合は、熱サイクルのみでは発生しない。
7	2018	太陽電池パドル発生電力低下	デブリ衝突による損傷部への熱サイクルによりハーネス破断	デブリ衝突に起因しており、熱サイクルのみでは発生しない。
8	2019	バッテリー電圧低下	熱サイクルによる太陽電池剥離	実績評価により単体熱サイクル試験を省略していた。

2022 年 10 月 4 日時点で JAXA 不具合情報システム（JAPCAS）に登録されていた衛星系不具合 8064 件からキーワード「熱試験」「熱真空」「熱平衡」「熱サイクル」を含む熱試験不具合を抽出し、発生段階でコンポーネント試験やサブシステム試験を除外、さらにオペミスや設備不良を除いたシステム熱真空試験関連不具合 211 件について、不具合報告書を網羅的に調査し、どのような原因（原因モード）の不具合が、どのような異常（異常モード）として、どのように検出（検出モード）されているかを系統的に整理した不具合分析ツリー分析を行った。整理結果を図 C.2.2-1～C.2.2-8 に示す。各ボックス内の数値は件数を表す。

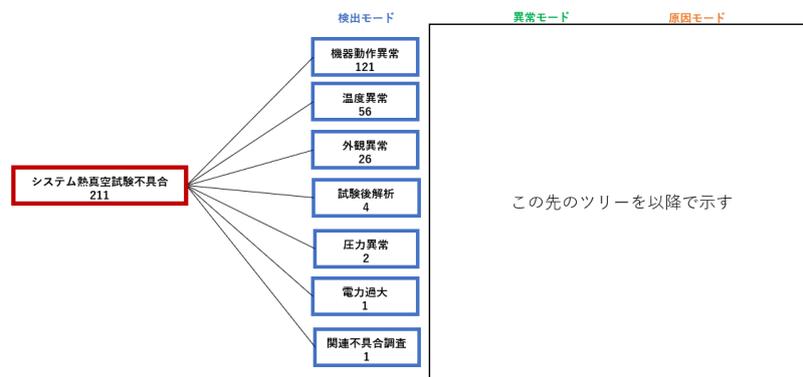


図 C.2.2-1 システム熱真空試験不具合分析ツリー（検出モードへの分岐）

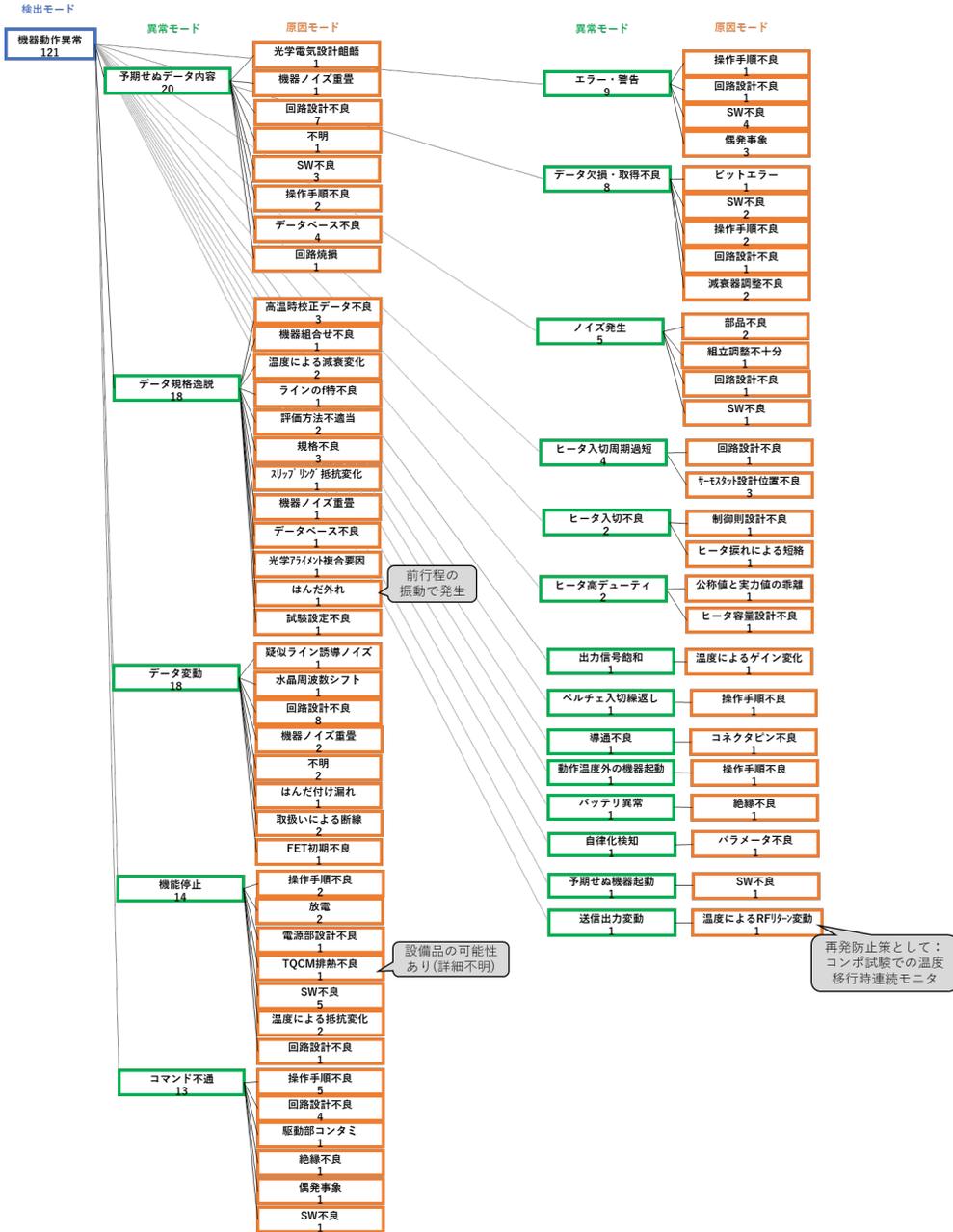


図 C.2.2-2 システム熱真空試験不具合分析ツリー (検出モード：機器動作異常)

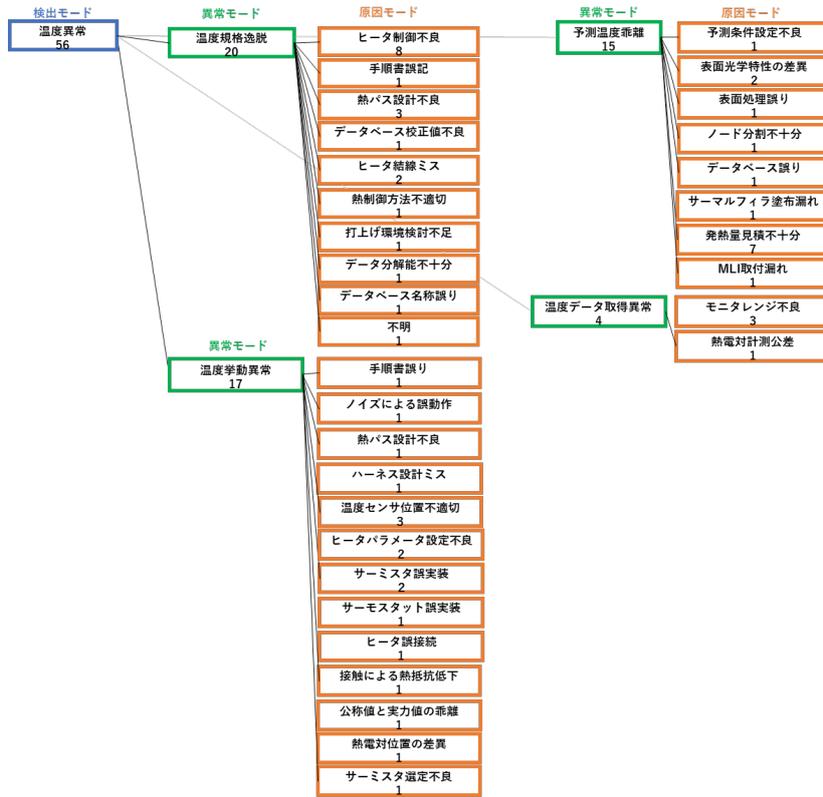


図 C.2.2-3 システム熱真空試験不具合分析ツリー（検出モード：温度異常）

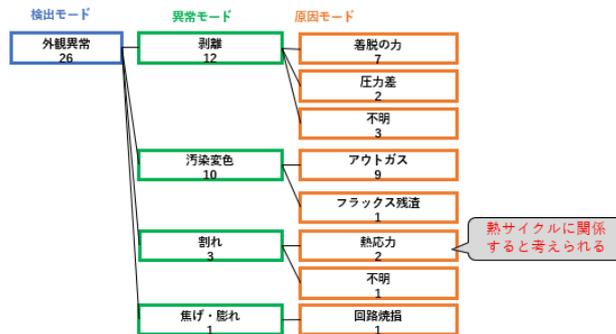


図 C.2.2-4 システム熱真空試験不具合分析ツリー（検出モード：外観異常）

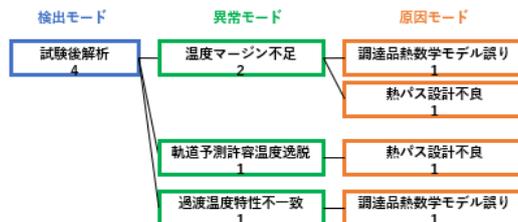


図 C.2.2-5 システム熱真空試験不具合分析ツリー（検出モード：試験後解析）

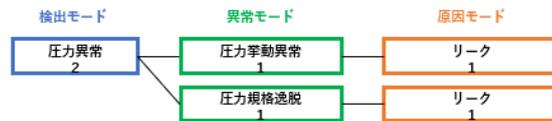


図 C.2.2-6 システム熱真空試験不具合分析ツリー（検出モード：圧力異常）

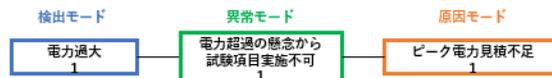


図 C.2.2-7 システム熱真空試験不具合分析ツリー（検出モード：電力過大）

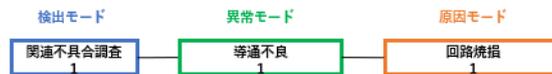


図 C.2.2-8 システム熱真空試験不具合分析ツリー（検出モード：関連不具合調査）

以上の整理結果から、熱サイクルの観点では下記のことことが明らかとなった。

- ・本検討の調査範囲では、熱サイクルに関係した可能性のある不具合は、外観異常により検出された熱応力による割れ事象のみで、その他の不具合は必ずしも熱環境の繰り返しを必要としないものと考えられる。
- ・熱応力による割れと識別された不具合の内容は、白色塗装および OSR の軽微な割れであり、不具合処置として改修を必要としない程度のものであった。

このような結果となった背景には、JAXA 品質保証プログラム標準をはじめとした JAXA 管理標準・設計標準体系に基づき、システム熱真空試験に持ち込む以前のコンポーネント試験での初期不良の洗い出しや、品質・信頼性管理の徹底、システム固有部位（※）において熱サイクルで顕在化する初期不良モードが限定的であること等が理由としてあると考えられる。対象とした JAXA 宇宙機での実績としてはシステム熱真空試験で必ずしも 4 サイクル負荷せずとも後工程へ持ち越した不具合事象はなかったと考えることもでき、他工程（部品/材料レベルでの品質管理や組み立て後の検査によるスクリーニング等）で熱サイクル負荷の目的であるシステム固有部位の初期不良の洗い出しを既に達すると評価できる場合には、受入の位置づけのシステム熱真空試験でのサイクル数を削減することが可能と考えられる。さらに、受入のサイクル数を削減できる場合は、認定の熱サイクルの目的が受入試験時に負

荷される熱サイクルに対する耐性設計検証であることから、受入のサイクル数に合わせて認定のサイクル数も削減できる。

一方、本分析結果から、システム熱真空試験では、機器動作異常の不具合が大半を占めており、熱真空環境中での機能性能確認が特に重要であることがわかる。

熱サイクルの負荷目的を他工程で既に達しており、サイクル数を削減する場合も、単純な繰返し部分を削減する以外の試験条件を緩和するものではない。したがって、熱真空試験における宇宙機システムの主従含む機能性能を検証するために必要な試験項目を網羅し、温度プロファイルの設定に当たっては、運用モードのまま各試験条件で規定される最高温度、最低温度間の往復を、1往復以上実施すること。

#### ※<補足>システム固有部位について

システム固有部位（システム試験で検証すべき固有部位）は、宇宙機一般試験標準に従うと原則的には以下が挙げられる。

##### ◆原則的なシステム固有部位

- ・サブシステム及びコンポーネント等の総合的な組み合わせ
- ・計装類（機械、熱、電気）

さらに、単体で試験実施が困難なコンポーネントや配管、RF 回路、配線等について、システム試験で検証する場合にはこれらもシステム固有部位に含まれる。

##### ◆実際上の典型的なシステム固有部位

- ・サブシステム及びコンポーネント等の総合的な組み合わせ
- ・計装類（機械、熱、電気）
- ・単体で試験実施が困難なコンポーネント
- ・配管、RF 回路、配線等

＜参考＞欧州における不具合分析

欧州では ASSET (Analysis of Spacecraft qualification Sequence and Environmental Testing) と呼ばれる活動により試験不具合の分析が行われ、システム熱真空試験のサイクル数についても議論されている。例えば以下のようなことが述べられており、詳細については【参考文献 C-5】【参考文献 C-6】を参照。

- ECSS の標準から逸脱し 1～2 サイクルとした試験プログラムもあるが、フライト実績は良好である。(補足：ECSS-E-ST-10-03C では 3 サイクル+バックアップ 1 サイクルを規定している)
- 機能試験関連の不具合は当該機能試験が最初に行われた際に見つかっており、結果的に 3 サイクルの必要性を示す証拠はない。
- システム熱真空試験の典型的なサイクル数では熱疲労の発生には不十分と推測される。
- 温度に紐づく不具合はあるが、複数回のサイクルに紐づく不具合はなかったため、複数回の繰返しよりも、要求温度への到達とその間の遷移の方がより重要とみられる。
- システム熱真空試験でアウトガス/ベークアウトする必要がある場合、1.5 サイクルもしくは 2 サイクル (i. e. 高温/低温/高温 or 低温/高温/低温, or 高温/低温/高温/低温) がよい妥協策となる。また、主従両系を試験できるサイクル数とすることも考慮すべき観点である。

### C.3 旧「さらし」及び「浸し」試験時間

※2020 年度に実施した JAXA の宇宙機のシステム熱真空試験の不具合分析結果により、「さらし」及び「浸し」の文言を「サーマルソーク」に変更し、システム熱真空試験におけるサーマルソークの試験時間の規定を削除した。(本詳細は Appendix C.4 を参考のこと。) Appendix C.3 は、旧「さらし」及び「浸し」試験時間の根拠を確認できるように、そのまま残すこととする。

(旧「さらし」及び「浸し」試験の定義)

#### さらし試験 (Exposure Test)

認定試験温度範囲又は受入試験温度範囲の上限及び下限温度環境下に供試体を曝し、初期故障を検出する為に行う。システム熱真空試験の場合、浸し試験を始める前に初期故障を検出する為に行う。又、浸し試験後のさらし試験は、引き続き行われる高低温サイクルにおいて初めて現われてくるような潜在的な劣化を発見する為に行う。(システムにおけるさらし時間要求：12 時間以上)。

#### 浸し試験 (Soak Test)

長時間、認定試験温度範囲又は受入試験温度範囲の上限及び下限温度環境下に供試体を浸し、故障や劣化等が発生しないことを確認する試験。(システムにおける浸し時間要求：72 時間以上)

#### 【C.3 文章始め】

システム熱真空試験の試験時間については、1968 年に NASA で過去の試験実績に基づく分析が行われている。ここでは分析の概要について述べる。詳細は【参考文献 C-3】を参照のこと。

NASA Goddard Space Flight Center において行われたシステム熱真空試験を対象とし、試験時に検出された故障の数と試験時間の関係について分析が行われた。対象とした宇宙機は、IMP、OGO、Nimbus (いずれもシリーズ化された宇宙機) のシステム FM の熱真空試験である。

表 C.3-1 対象とした試験【参考文献 C-3】

Program	Number of Spacecraft	Test Days	Average Test Days per Spacecraft
IMP	6	94	16
OGO	3	41	14
NIMBUS	2	41	20
TOTAL	11	176	16

検出された故障について、以下の情報を整理した。

- ①どのような熱環境下で検出されたか（常温/過渡/低温/高温）
- ②その熱環境下に置いて何日目に検出されたか

なお、情報整理は以下の仮定の元に行った。

- (a) 故障は、検出時の環境によってのみ引き起こされたものとする。
- (b) 過渡状況は温度変化の方向、試験モード間の温度差によらず 12 時間持続したものとする。

各宇宙機ごとの分析結果を図 C.3-1 に示す。この結果から、故障検出数が安定するまでの最短時間は、4つの熱環境（常温、過渡、低温、高温）においてそれぞれ1日、4日、4日、4日であった。各熱環境での合計試験時間が前述の時間になるように組み合わせると、宇宙機システム（FM）の推奨プロファイルとして図 C.3-2 のプロファイルが導かれる。なお、供試体汚染防止のため、推奨プロファイルでは高温モードを最後に行うことを推奨している。

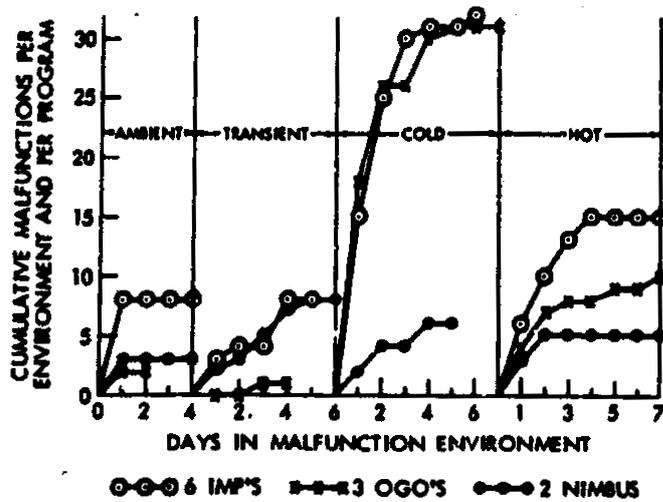


図 C.3-1 検出故障数と熱環境、時間、宇宙機プログラムの関係【参考文献 C-3】

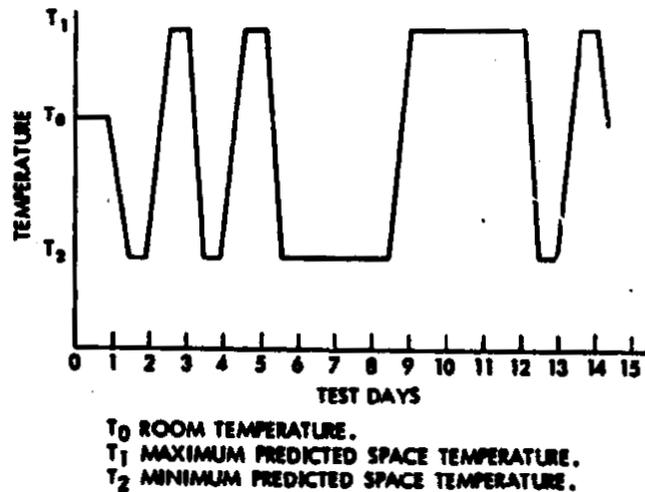


図 C.3-2 推奨プロファイル【参考文献 C-3】

【C.3 文章終了】

## C.4 サーマルソークの時間

### 【概要（試験標準及び HDBK への反映内容）】

2020 年度に実施した JAXA 宇宙機の不具合分析結果から、システム試験に至るまでの間に各アセンブリレベルで段階的に試験検証を行っていく過程において、アウトガス、リーク及びフラックス残渣による銅腐食が別の手段で検証されていれば、システム熱真空試験のさらし浸し時間を規定する必要がないことが明らかとなった。

このため、海外標準と照らし合わせ、「さらし」及び「浸し」という用語は、「サーマルソーク (Thermal Soak)」と置き換え、システム熱真空試験における「サーマルソーク」の時間の規定を削除した (JERG-2-130C 改訂)。

以下に、上記結論に至るまでの背景、検討方法、及び検討結果について記述する。

### 【背景】

2020 年度までの「JERG-2-130B 宇宙機一般試験標準」(以下、現行宇宙機一般試験標準とする)では、システム熱真空試験の試験条件として、3 サイクル目を浸しとする 4 サイクルの熱サイクルにおいて、さらし時間を 12 時間以上、浸し時間を 72 時間以上とすることを規定することとなっていた。

この規定の元を辿ると、Appendix C.3 に記載の通り、宇宙開発黎明期の米国実績をもとに策定されたもので半世紀以上に渡り引き継がれたものであり、システム熱真空試験の試験時間・コストの観点から適正な試験プロファイルを規定することが望まれていた。

このため、JAXA における宇宙機開発の実績に基づき、システム熱真空試験の時間条件の適正化を行うことを目的とし、過去の JAXA 衛星の不具合実績をベースにした情報抽出と整理を行った。

### 【検討方法】

JAXA 不具合情報システム (JAPCAS) に登録されている衛星系の地上不具合について、システム熱真空試験のさらし浸し時間条件によって発生検出された不具合を抽出し、それらの不具合がシステム熱真空試験のさらし浸しにより発生検出すべき不具合か、また時間条件は適正であったかという観点から検証すべく分析を行った。本検討に用いたデータは、2019 年 11 月 13 日に抽出された「JAPCAS 衛星系」の全不具合情報であり、55 機の宇宙機の不具合情報が含まれている。

システム熱真空試験における不具合発生検出段階を図 C.4-1 に示すように 4 段階に分け、さらし浸し時間帯で発生を検出している不具合と不具合発生の時間帯が特定できない不具

合を検討した。①は温度移行過程時であり、各部で温度変化が発生する段階、②は定常判定時であり、各部の温度変化が落ち着き定常性の判定基準に達した段階、③は機能性能試験時であり、主にさらし浸し時間中であるが機能性能を確認している段階、④が本検討で着目している①～③のどの段階にも該当せず不具合発生時間帯が特定できないものである。分類の流れとしては、不具合データが、①～③のどの過程で検出されたかを分類し、①～③のどの過程にも該当しなかったものを④として分類した。

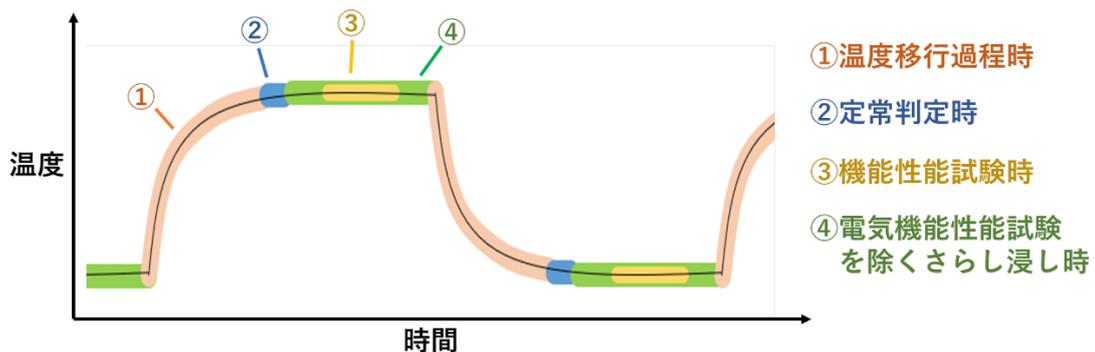


図 C.4-1 不具合発生検出段階の4分類

#### 【検討結果】

システム熱真空試験の機能性能試験を除くさらし浸し時間での発生検出と識別された不具合全11件の概要を、表 C.4-1 に示す。

これより、JAXA 実績に基づくシステム熱真空試験の機能性能試験を除くさらし浸し時間での発生検出不具合は、アウトガス、リーク及びフラックス残渣による銅腐食のみであることがわかった。換言すると、アウトガス、リーク及びフラックス残渣による銅腐食を除く、機器の機能性能に関わる全ての不具合は図 C.4-1 の①，②，③で発生していることが明らかになった。

フラックス残渣による銅腐食については、アルミろう付け後に、アウトガスの対策と同様にベーキングを実施し、フラックスの残渣を無くすことで本不具合は発生しない。

表 C.4-1 機能性能試験を除くさらし浸し時間での発生検出と識別された不具合

No.	発生年	不具合現象	不具合原因	処置内容	不具合種別
1 ※ A	1980	熱真空試験後、クイックな外観チェックにおいて、コネクタカバー（全メッキ部）に脱ガスによる変色がある	衛星に使用した副機材及び保護用ヒーターの接着剤からのOUTGASによる。	汚染表面をエチルアルコールで拭き取る。	アウトガス
2 ※ A	1980	熱真空試験後、クイックな外観チェックにおいて、サーマルシールドの内側に脱ガスによる変色がある。	衛星に使用した副機材及び保護用ヒーターの接着剤からのOUTGASによる。	熱的、腐食、電気絶縁性、共に衛星に対する影響は少ないので、そのまま使用とする。	アウトガス
3 ※ A	1980	熱真空試験後、クイックな外観チェックにおいて、アンテナ廻りにリング状の変色が発見された。	衛星に使用した副機材及び保護用ヒーターの接着剤からのOUTGASによる。	汚染表面をエチルアルコールで拭き取る。	アウトガス
4 ※ A	1980	熱真空試験後の外観検査で、地球センサレンズ面の変色の疑いがあることを発見した。	熱真空試験時の脱ガスによる。	そのまま使用する。	アウトガス
5 ※ A	1980	熱真空試験後の外観検査において、ダミー・サーマルインシュレーションの全面に汚れを発見した。	熱真空試験時の脱ガスによる。	修理（タッチアップ、洗浄）する。	アウトガス
6 ※ A	1980	熱真空試験後の外観検査に於いて、グラステープの変色を発見した。	熱真空試験時の脱ガスによる。	そのまま使用する。	アウトガス
7 ※ A	1980	熱真空試験後の外観検査で、グランドストラップ締結部に変色を発見した。	熱真空試験時の脱ガスによる。	洗浄する。	アウトガス
8 ※ B	1993	熱平衡試験後の外観検査で、南北バスパネルのOSRの一部に汚れ（表面が曇っている）が確認された。	保持開放リヤに残った油分によるコンタミネーションと推定される。	・OSRの汚れを拭き取り、保持開放リヤを取り外して、熱平衡試験Iを実施した。保持機構リヤは、製造元に脱脂及びベーキングを依頼した。システム試験後、リヤ組込みを行った。	アウトガス
9 ※ C	2007	Ag テフロン表面に白い変色があるのを発見した。	アルミロウ付け加工時にピンホールに溜まっていたフラックスが熱真空環境に晒されて染み出たものと推測する。	アルミロウ付け時のピンホールに溜まったフラックスについては、既に枯れていると考えられるため、ベーキングの必要はないと判断し、新規の銀蒸着テフロンフィルムの貼付けを実施する。	アウトガス
10 ※ D	2007	導波管部に緑錆があるのを発見した。	分析の結果、緑青は、高周波ろう付け時に使用しているフラックスがスリット/ピンホールに取り込まれ、このため銅が腐食し緑青となり、熱真空試験により、外部にしみだしたものと判断する。	打ち上げまでの期間で、緑錆の新規発生・進展がないことと、電気機性能に影響がないことを確認し、問題ないことを明らかにした。	フラックス残渣による銅腐食
11 ※ E	1995	高温浸しにおいて、MDRの内圧力モニタが規格を外れた。	Oリング部からのファイナリークによる。	MDRの製造メーカーの調査結果Oリング部からのファイナリークによることが判明した。Oリングの交換を実施し、熱真空試験を実施し問題のないことが確認された。	リーク

※A) 当該不具合は、同一供試体の不具合であり、設備の試験用治具からのアウトガスであると考えられ、設備起因の不具合は分析対象外であるが、詳細確認が困難なため供試体からのアウトガス発生と仮定して記載した。

※B) 「熱平衡試験」のみの大気圧戻し後の外観検査で検出した不具合である。

※C) 1 サイクル目を「熱平衡試験」、残りのサイクルを「熱真空試験」を実施した試験である。

※D) 1 サイクル目を「熱平衡試験」、残りのサイクルを「熱真空試験」を実施した試験である。

※E) 「熱真空試験」を実施した試験である。

さらに、本分析でシステム熱真空試験のさらし浸し時間が関連した可能性のある不具合がアウトガス、リーク及びフラックス残渣による銅腐食のみであったことを受け、さらし12時間、浸し72時間の規定がアウトガス、リーク及びフラックス残渣による銅腐食の検出に十分な条件となっていたかを確認するため、軌道上不具合についても調査を行った。これより、アウトガスとリークについてはシステム熱真空試験で検出されなかった事例が数件発生しており、軌道上経過日数はいずれも100日以上で顕在化していたことが分かった。したがって、システム熱真空試験のさらし浸し時間規定はアウトガスとリークの洗い出しに対して必ずしも十分な条件でないことが明らかとなった。

一方で、システム熱真空試験に100日以上費やすことは非現実的であり、「アウトガス、リーク及びフラックス残渣による銅腐食」の不具合は、過去、システム熱真空試験の際に検出されていたが、これらはシステム熱真空試験以前での対策もしくは検出が必要な不具合であると整理した。

### 【海外標準の紹介】

海外標準におけるシステム熱真空試験の規定を表 C.4-2 に示す。

表 C.4-2 海外標準のシステム熱真空試験の規定

標準文書	時間	(参考)サイクル数	
		QT	AT/PFT
ECSS-E-ST10-03C (欧州(ESA))	規定なし (ユーザーが設定)	4	4 or 3
NASA-STD-7002B (米国(NASA))	規定なし (ユーザーが設定)	規定なし	規定なし
GSFC-STD-7000A (米国(GSFC))	4 サイクルの場合 : 24 時間以上 2 サイクルの場合 : 48 時間以上 (ユーザーが設定)	4 or 2	4 or 2

## C.5 参考文献

- C-1) Ando, M., Verification of the Thermal Uncertainty Margin from Comparison of Flight Temperature with Predicted Temperature, 26th Aerospace Testing Seminar Proceedings (2011)
- C-2) JERG-2-130-HB006 環境試験信頼性要求ハンドブック
- C-3) NASA TN D-4908 TIME REQUIRED FOR AN ADEQUATE THERMAL VACUUM TEST OF FLIGHT MODEL SPACECRAFT
- C-4) 【JAXA 限定】GCT-2020006\_システム熱真空試験の適正化に関する検討—さらし時間及び浸し時間の妥当性について—

## <Appendix D> 熱真空試験時のチェックリスト (例)

試験名: \_\_\_\_\_  
対象設備: \_\_\_\_\_

**試験以前**

系統	項目	確認事項	確認方法	確認結果	確認日	備考
コンタミネーションに関すること	使用材料について	使用実績のあるもの(宇宙用部品) / 脱ガスの少ないもの / ベーキング済のものを使用しているか。	チャンバ内で使用する持込物品に関しては、持込物品一覧及び各物品の事前確認結果(材料名、使用箇所、使用量)を記載したリストが提出されていること。	良・悪		
真空に関すること	供試体に圧力容器があるとき	気密確認が実施されているか。		良・悪		圧力容器にリークがあると、試験中に減圧され、大気圧戻し中に逆圧になる。
	MLIの空気抜き処理	MLIの空気抜き処理が実施されているか。		良・悪		MLIが膨らみ、熱制御材としての機能を果たさないことがある。
発熱・冷却に関すること	使用材料について	低温脆性に問題はないか。		良・悪		
	金属材料について	金属材料は熱歪を生じることが考慮されているか。		良・悪		
計測器に関すること	計測器の保管方法	計測器は適切な方法で保管されているか。	湿気、酸化により特性が変化するのは、デンケータ等で保管されていること。	良・悪		

**試験前準備中**

系統	項目	確認事項	確認方法	確認結果	確認日	備考
コンタミネーションに関すること	TQCMの設置位置	TQCMが適切な位置に設置されているか。	コンタミネーションが出てくる可能性が高い場所を見るような位置に設置されていること。	良・悪		
真空に関すること	真空容器を貫通するものがあるとき	気密確認が実施されているか。		良・悪		
発熱・冷却に関すること	試験治具について	試験治具から供試体への熱伝達(伝導、輻射)は考慮されているか。	試験治具と供試体との間が断熱されていること。	良・悪		
	流体の使用有無	凍結防止が実施されているか。		良・悪		
	電源ケーブルの許容電流	電源ケーブルの許容電流が考慮されているか。また、ケーブルを束ねる時には、許容発熱量が考慮されているか。	使用電流がケーブルの許容電流範囲内であること。ケーブルを束ねる時には、束ねたケーブルの発熱量が許容発熱量範囲内であること。	良・悪		許容量を超えると、温度上昇により被覆材が溶け出し、電力線短絡の可能性がある。
	ヒータについて	ヒータのリード線による電圧降下、温度変化による抵抗値の変化が考慮されているか。	ヒータのリード線は極力短く、シュラウド等と接する部分とは断熱されていること。	良・悪		
真空放電に関すること	放電注意圧力範囲内で電圧を負荷する機器があるとき	放電防止策が実施されているか。	電極を剥き出しにしないこと。極性の異なる電極を接近させていないこと。	良・悪		
計測器に関すること	温度計測センサの取付けについて	温度計測センサは適切に取付けられているか。	センサ先端部が計測対象に密着していること。センサ部と計測対象の間で絶縁が施されていること。	良・悪		
	温度計測センサからの熱リーク	温度計測センサからの熱リークを考慮しているか。	温度計測センサは貼付面と類似した表面光学特性をもつ熱制御材で覆われていること。リード線は計測対象に接触しており、低放射率の表面仕上げが施されていること。	良・悪		
	熱流束計測器の取付けについて	熱流束計測器は適切に取付けられているか。	受光面の視野にシュラウドと熱源以外が入っていないこと。	良・悪		
	真空計の取付けについて	真空計は適切に取付けられているか。	使用する各真空計の特性を理解した上で、取付けられていること。(温度依存、発熱、放電等)	良・悪		
その他	供試体支持機構との干渉	供試体と供試体支持機構との干渉がないか。	常温、常圧下で外観を確認する。	良・悪		
	ソーラ光照射範囲	供試体がソーラ光照射範囲内に入っているか。	常温、常圧下でソーラ光の点灯確認を行う。	良・悪		
	無停電電源装置の使用	無停電電源装置を使用するか? その使用量はいくらか。	停電、瞬停等の緊急時の手順を含め、手順書などを用いて確認する。	良・悪		
	接地について	供試体、試験設備の接地について、要求が定められているか。		良・悪		

**試験中**

系統	項目	確認事項	確認方法	確認結果	確認日	備考
発熱・冷却に関すること	外部熱入力が得られないとき	停電、ソーラシミュレータ不具合等により、外部熱入力が負荷できない状態でも供試体を加温する方法があるか。		良・悪		
真空放電に関すること	放電注意圧力	放電注意圧力範囲が考慮されているか。	放電注意圧力範囲内で高電圧を負荷する機器がないこと。	良・悪		
計測器に関すること	温度計測センサ、ヒータの温度データ	温度センサ、ヒータ温度に異常がないか。	試験中、データをモニタし、異常の場合は警報を発するようにすること。	良・悪		
	放射照度計の照度データ	放射照度の値に異常がないか。	試験中、データをモニタし、異常の場合は警報を発するようにすること。	良・悪		

**試験後大気圧戻し中**

系統	項目	確認事項	確認方法	確認結果	確認日	備考
発熱・冷却に関すること	供試体を加温する熱源について	供試体温度 < シュラウド温度となる部分がないか。		良・悪		
	乾燥空気について	大気圧戻し時に導入される乾燥空気の温度を考慮しているか。	温度に敏感な供試体を試験する場合は対策を行っていること。	良・悪		乾燥器を通る際の吸着熱と圧縮熱のため、温度が上昇する場合がある。

## <Appendix E> 大型スペースチャンバの例

### E.1 13m φ スペースチャンバ

#### ・システム構成

主な構成は 3.5 項で述べた通りであるが、本設備に個有のものとして、ソーラシミュレータ系、供試体支持機構（TFX：下記参照）が挙げられる。本設備のシステム構成図を図 E.1-1 に、外観を図 E.1-2 に示す。

ソーラシミュレータ系は太陽エネルギーの熱入力を模擬するための設備である。ソーラシミュレータの試験空間には、供試体からの反射光がコリメータ鏡に反射して供試体に再入射する可能性のある範囲が指定されている。その範囲外（ブラックスペースコンディションを満足する範囲）に供試体を配置する必要がある。13m φ スペースチャンバでブラックスペースを満足する領域を図 E.1-3 に示す。ブラックスペースを満足する領域は 95%以上である。ブラックスペースコンディションの詳細は、E.3 項を参照のこと。

供試体支持機構は、供試体を搭載しスペースチャンバ内に設置するためのもので、ソーラ照射熱平衡／熱真空試験用台車（「TFX：テストフィクスチャ」と称する）と赤外照射試験用台車（「IR 台車」と称する）から成る。TFX は宇宙機の軌道上の環境を模擬するために、姿勢・回転を与える機能を有する。IR 台車は主として赤外照射試験に使用されるが、大気中試験等多目的に使用できる。

本設備の性能仕様の詳細については【参考文献 E-1】を参照。

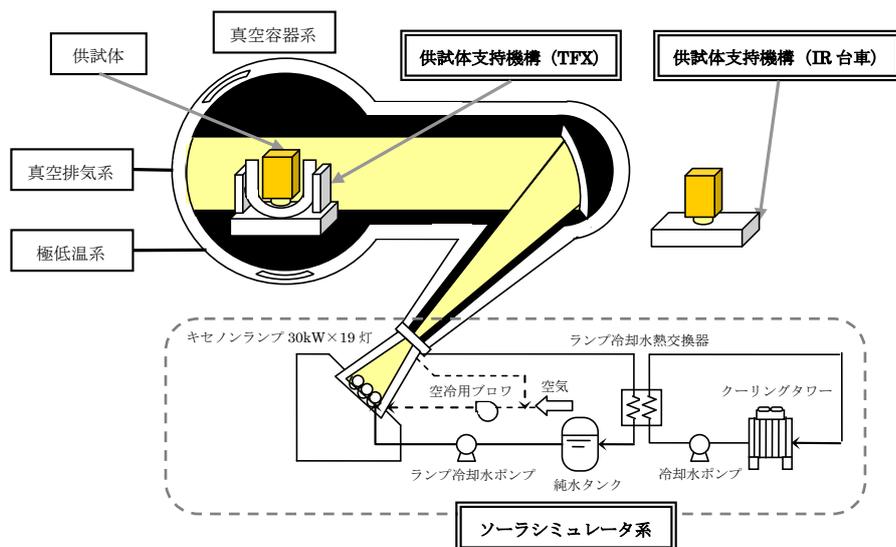


図 E.1-1 13m φ スペースチャンバのシステム構成図



図 E.1-2 13mφ スペースチャンバの外観

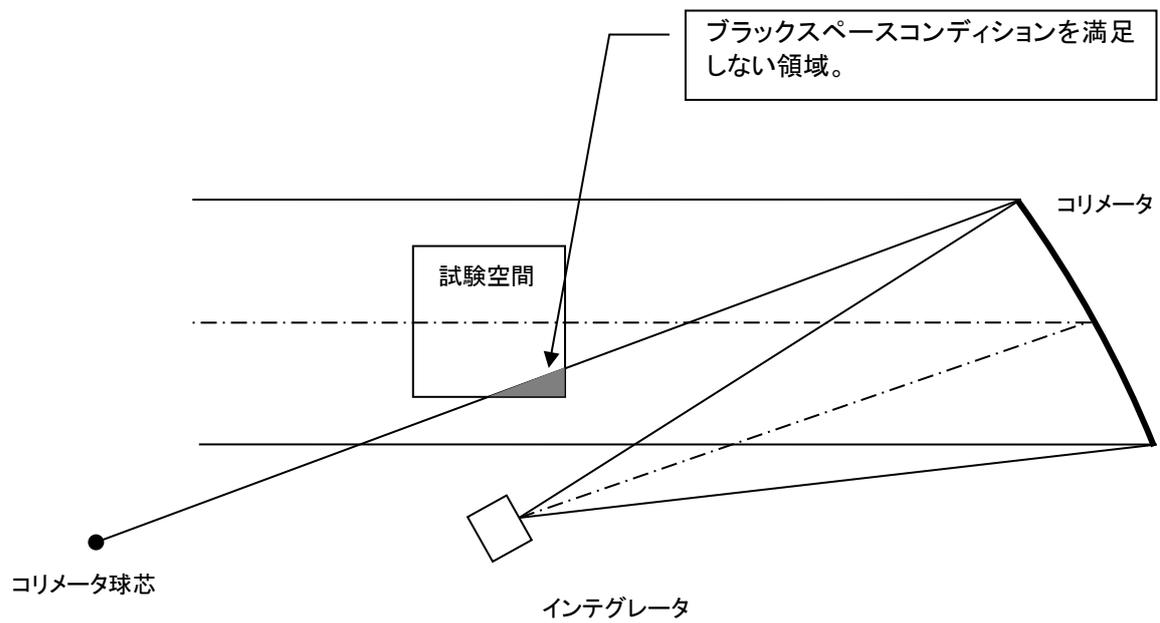


図 E.1-3 13mφ スペースチャンバのブラックスペース概要

・試験運転プロファイル

熱真空試験で TFX を使用した場合の作業フローおよび試験運転プロファイルの一例を、図 E.1-4, E.1-5 に示す。

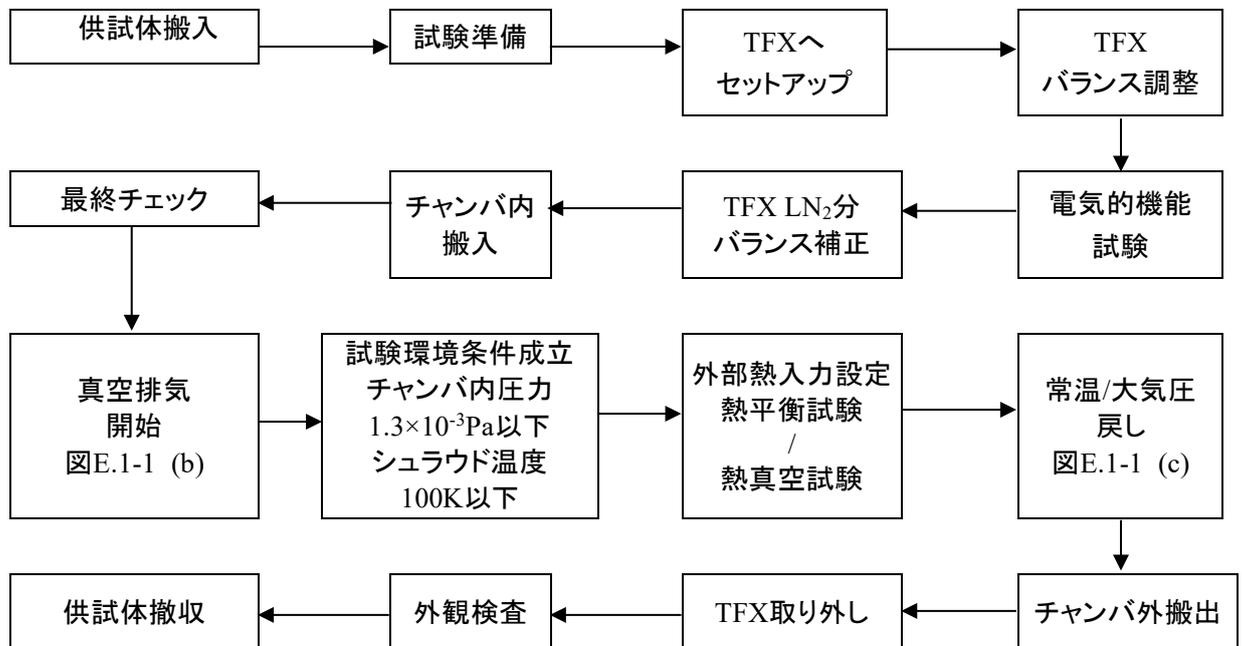


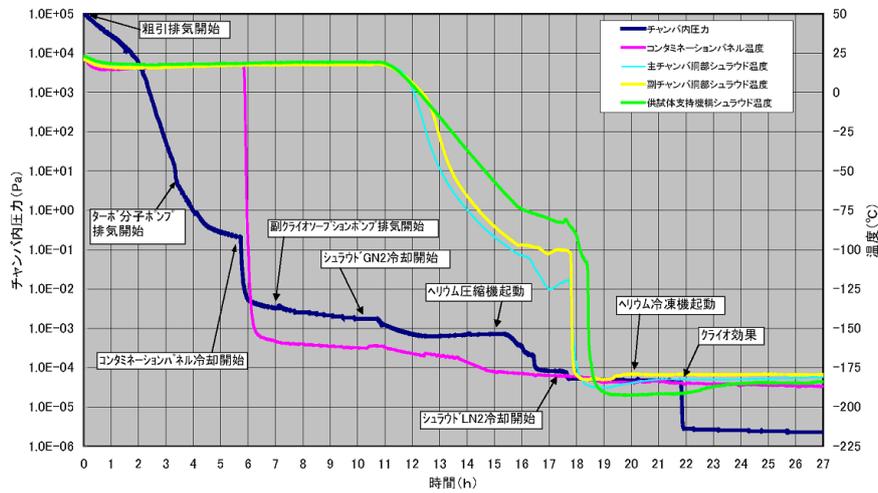
図 E.1-4 熱真空試験時の試験作業フローの一例【参考文献 E-1】

(1) 試験プロファイル（設備の立上げ）

- ① 各機器の最終チェック及び作動準備を行った後、真空排気（粗引排気）を開始。
- ② 8.0Pa（ $6.0 \times 10^{-2}$ Torr）程度まで粗引排気を行った後、ターボ分子ポンプ（TMP）排気に切り換えて更に排気。
- ③ チャンバ内の汚染防止を行うため、コンタミネーションパネル（シュラウドの一部）を冷却（急激にチャンバ圧力が低くなる）。
- ④  $6.6 \times 10^{-3}$ Pa（ $5.0 \times 10^{-5}$ Torr）付近で副クライオソープションポンプの排気を開始し、さらに真空排気を継続。
- ⑤ シュラウドにGN<sub>2</sub>を供給し約-80℃まで冷却（この時点でチャンバ内圧力は $1.3 \times 10^{-3}$ Pa（ $1.0 \times 10^{-5}$ Torr）に到達）。
- ⑥ LN<sub>2</sub>供給によるシュラウド冷却を実施。
- ⑦ LN<sub>2</sub>シュラウド冷却後、熱真空試験の環境条件（チャンバ内圧力 $1.3 \times 10^{-3}$ Pa（ $1.0 \times 10^{-5}$ Torr）以下、シュラウド温度100K以下）が成立。
- ⑧ ヘリウム冷凍機起動後、主クライオパネル排気を実施。
- ⑨ クライオ効果の発生により、チャンバ内圧力が安定後、熱真空試験の各モードに入る（通常、真空排気開始後、約24時間で試験が可能）。

(2) 試験プロファイル (設備の立下げ)

- ① 各機器の停止後、チャンバ内圧力が急速に上昇。
- ② 放電注意圧力範囲 (各供試体毎個々に検討・決定) の滞留時間を短くするため、GN<sub>2</sub>リーク発生装置により強制的にチャンバ内圧力を放電注意圧力範囲上限以上まで昇圧させる。
- ③ 供試体支持機構構体部等の冷えた部分の昇温を早めるため、GN<sub>2</sub>で1.3×10<sup>4</sup>Pa (100 Torr) まで昇圧させ、さらに上記の構体部の温度状態を見て、約2~3時間ホールド。
- ④ チャンバ開放後の酸欠防止のため再排気 (1Torr排気) を実施。
- ⑤ その後乾燥空気導入による大気圧戻しを徐々に行う (一週間程度の熱真空試験の場合、大気圧戻し作業は約30時間で完了)。



図E.1-5 (a) 13mφスペースチャンバ 試験運転プロファイルの一例 (設備立上げ時)

【参考文献E-1】

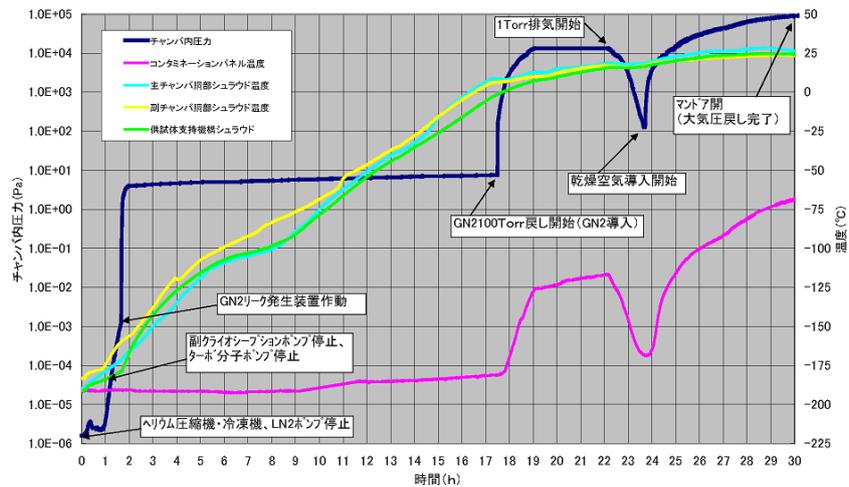


図 E.1-5 (b) 13mφスペースチャンバ 試験運転プロファイルの一例 (設備立下げ時)

【参考文献 E-1】

## E.2 6mφ放射計スペースチャンバ

### ・システム構成

主な構成は3.5項で述べた通りであるが、13mφスペースチャンバのIR台車同様の供試体支持機構を有する。本設備に個有のものとして、防振系、スペースバックグラウンドが挙げられる。本設備のシステム構成図を図E.2-1に、外観を図E.2-2に示す。

防振系は、高精度の光学機器の試験を実施する際、真空ポンプ等の外部から伝播してくる振動による悪影響を極力低減するために設けられている。

スペースバックグラウンドは、ヘリウムガスにより20K以下に冷却され、深宇宙の放射冷却を模擬することができる。

本設備の性能仕様の詳細については【参考文献E-2】を参照。

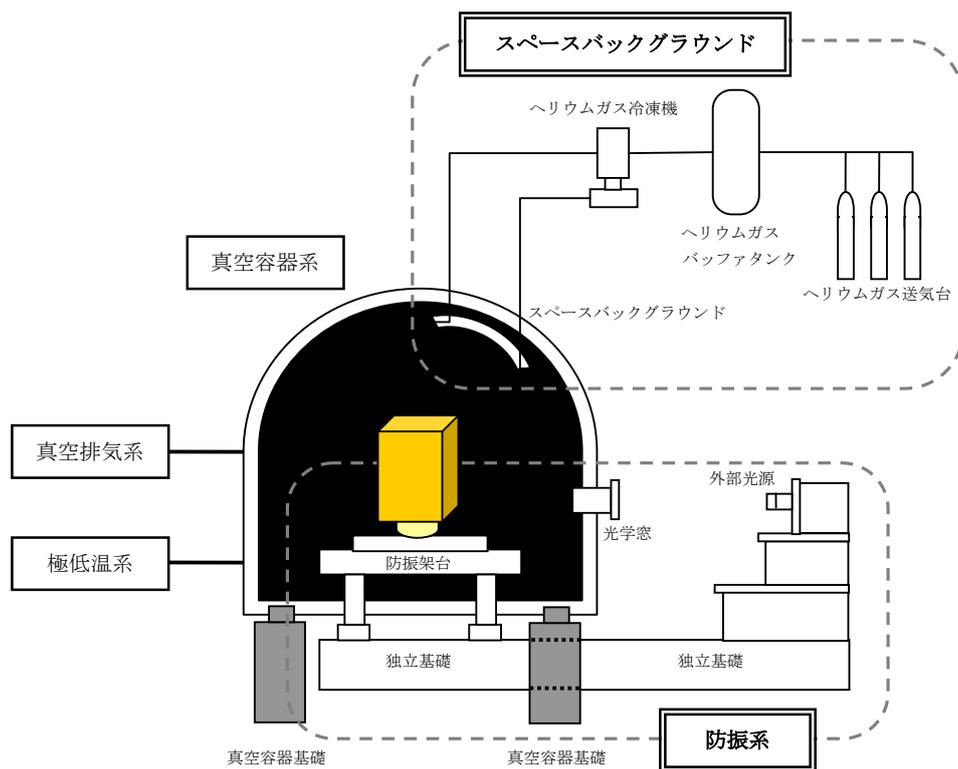


図 E.2-1 6mφ放射計スペースチャンバのシステム構成図



図 E.2-2 6mφ 放射計スペースチャンバの外観

・試験運転プロファイル

6mφ 放射計スペースチャンバにおける試験運転プロファイルの一例を、図 E.2-3 に示す。

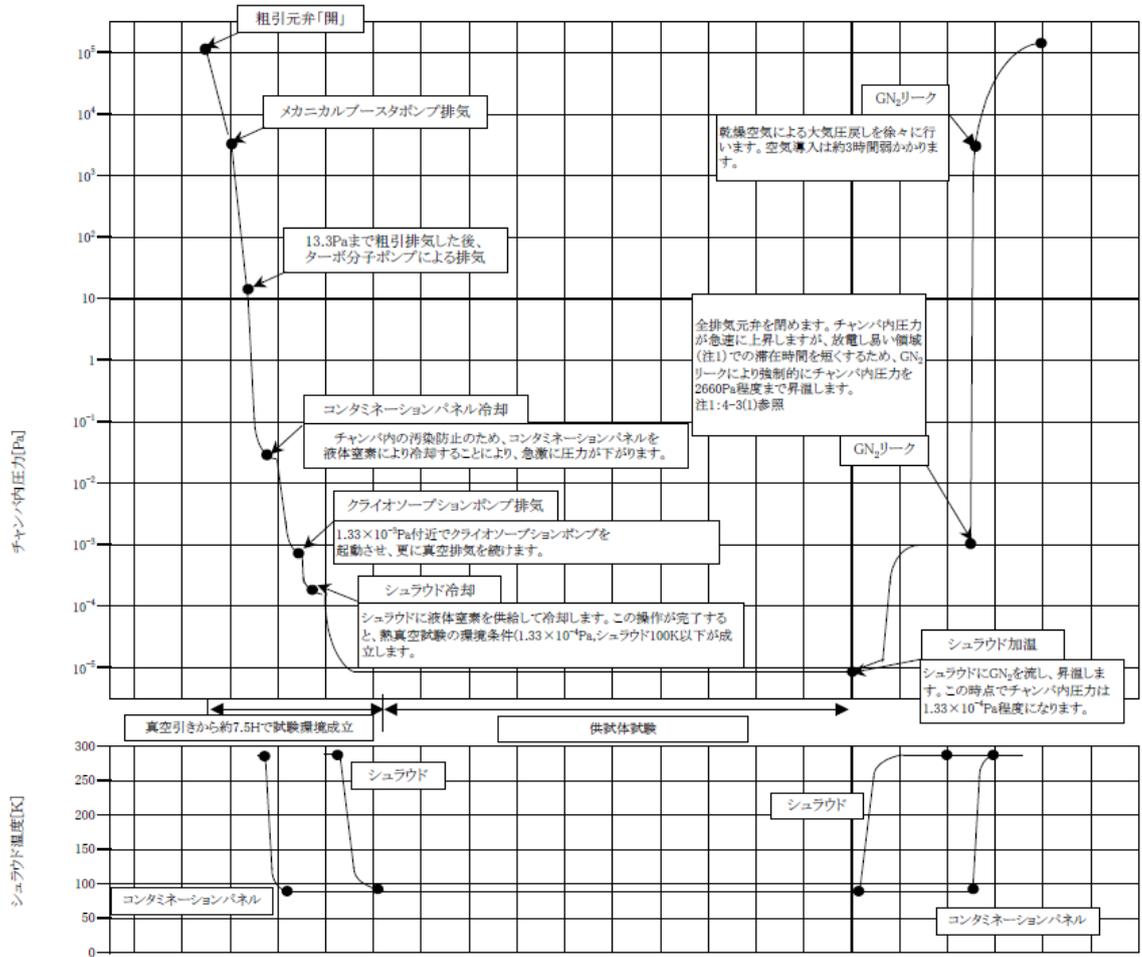


図 E.2-3 6mφ放射計スペースチャンバ 試験運転プロファイルの一例【参考文献 E-2】

### E.3 8mφスペースチャンバ

・システム構成

主な構成は 3.5 項で述べた通りであるが、本設備に個有のものとして、ソーラシミュレータ系が挙げられる。本設備のシステム構成図を図 E.3-1 に、外観を図 E.3-2 に示す。

ソーラシミュレータ系は太陽エネルギーの熱入力を模擬するための設備である。ソーラシミュレータの試験空間には、供試体からの反射光がコリメータ鏡に反射して供試体に再入射する可能性のある範囲が指定されている。その範囲外（ブラックスペースコンディションを満足する範囲）に供試体を配置する必要がある。ブラックスペースコンディションの詳細を図 E.3-3 に示す。また、8mφスペースチャンバでブラックスペースを満足する領域を図 E.3-4 に示す。ブラックスペースを満足する領域は 95%以上である。

本設備の性能仕様の詳細については【参考文献 E-3】を参照。

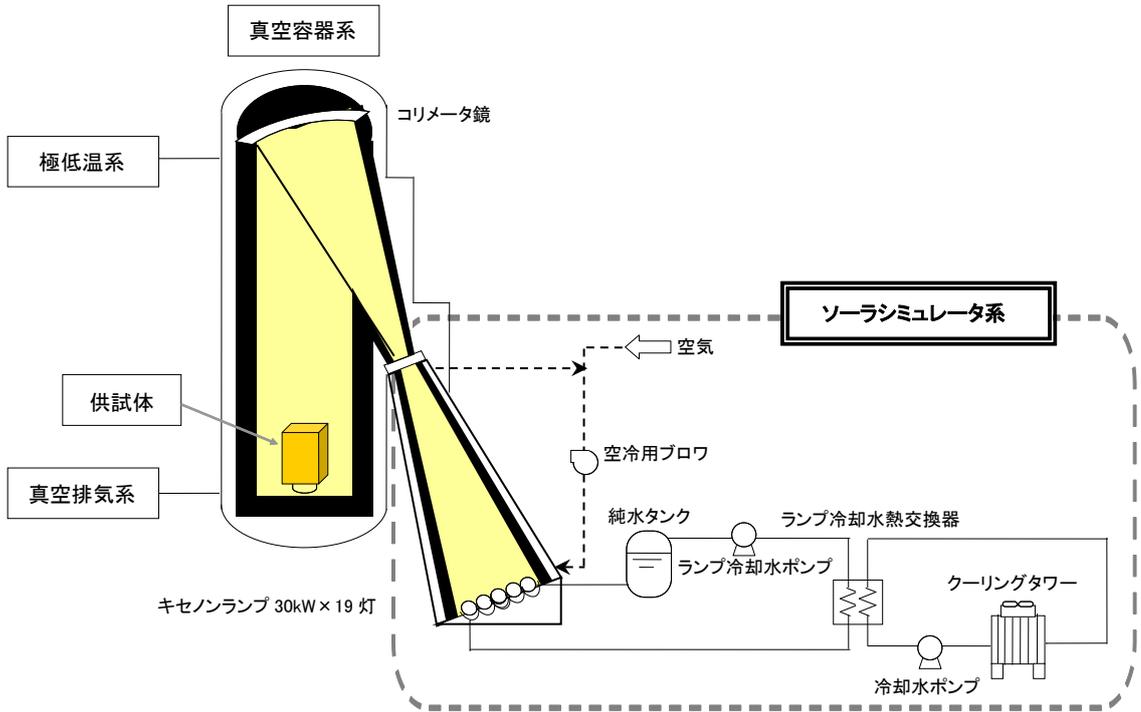


図 E.3-1 8mφ スペースチャンバのシステム構成図

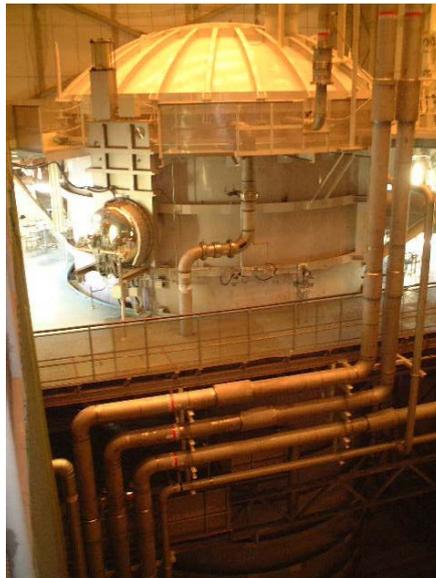


図 E.3-2 8mφ スペースチャンバの外観

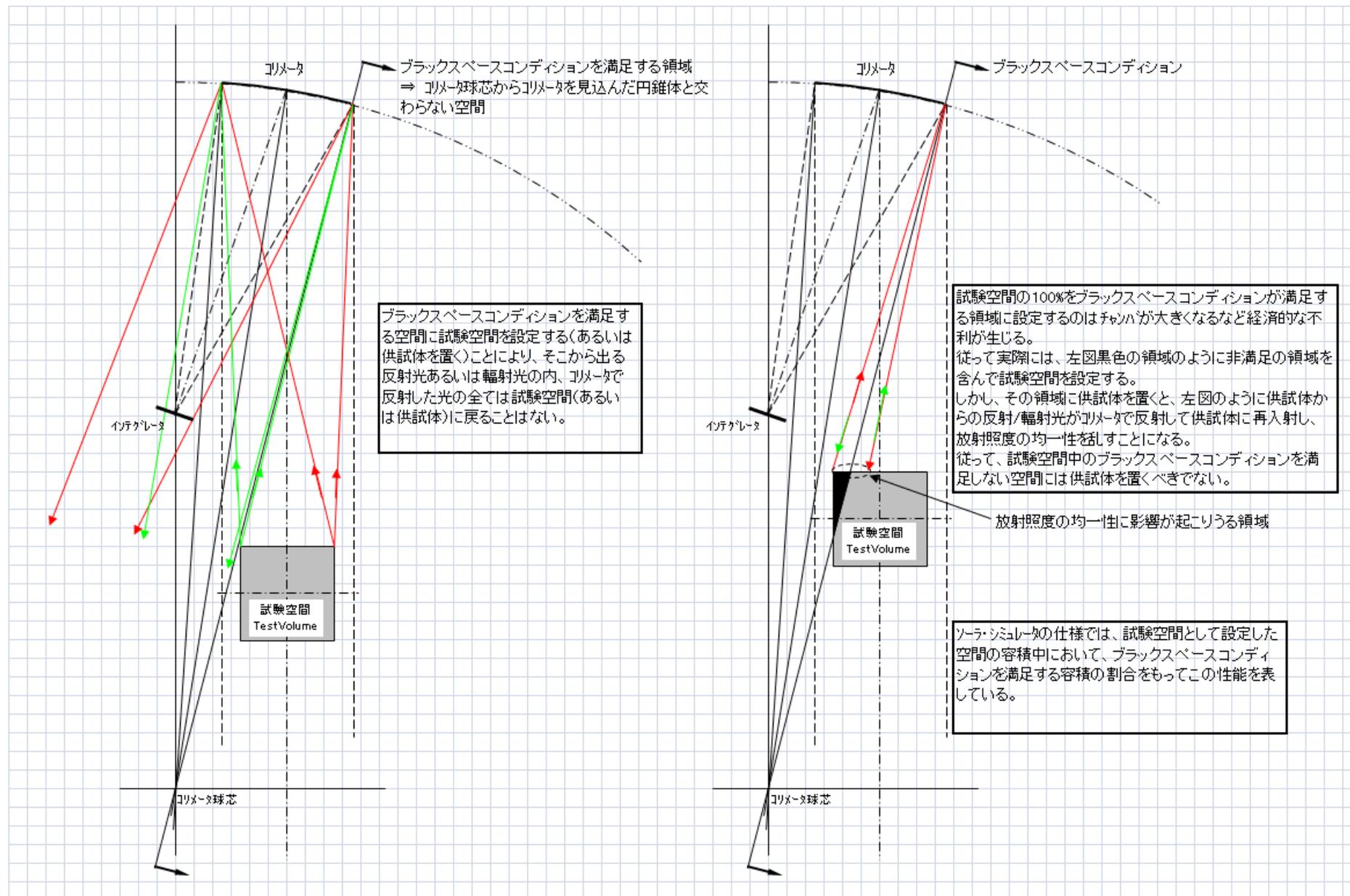


図 E.3-3 ブラックスペースコンディションの概要

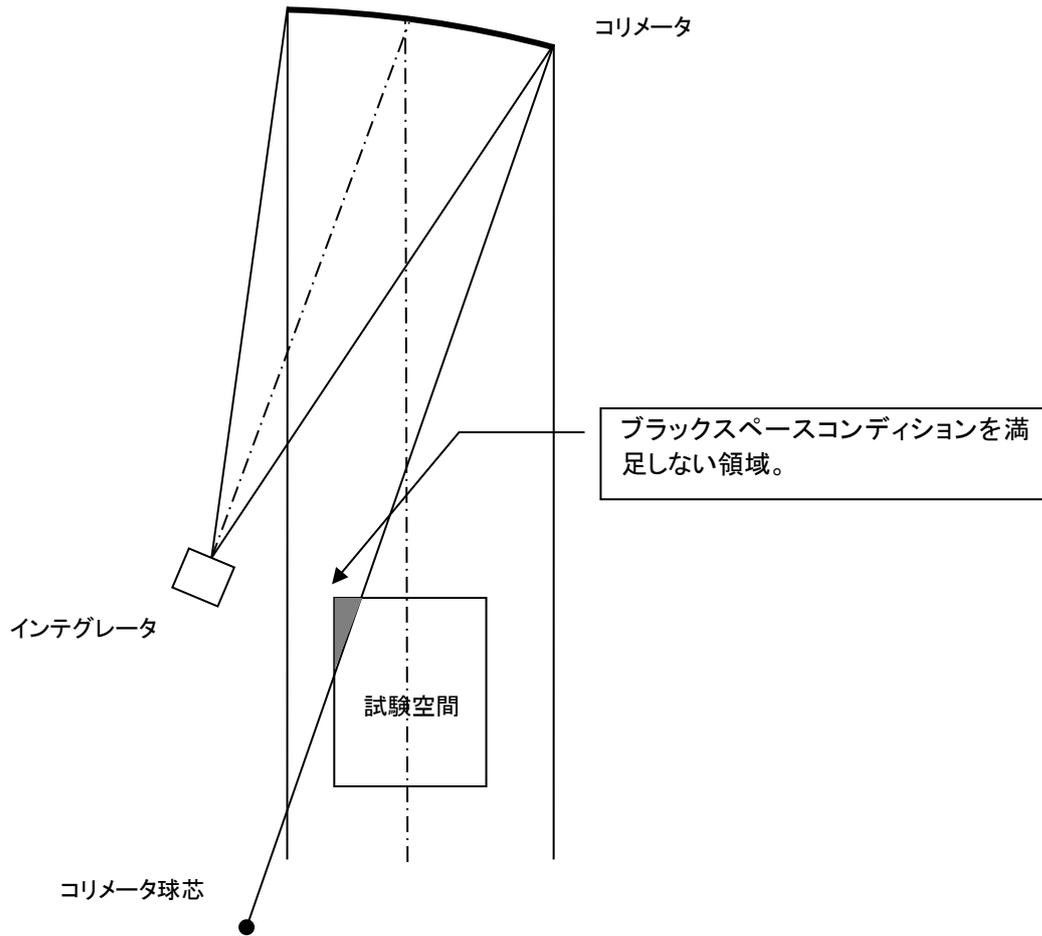


図 E.3-4 8m φ スペースチャンバのブラックスペース概要

・試験運転プロファイル

8m φ スペースチャンバにおける試験運転プロファイルの一例を、図 E.3-5 に示す。

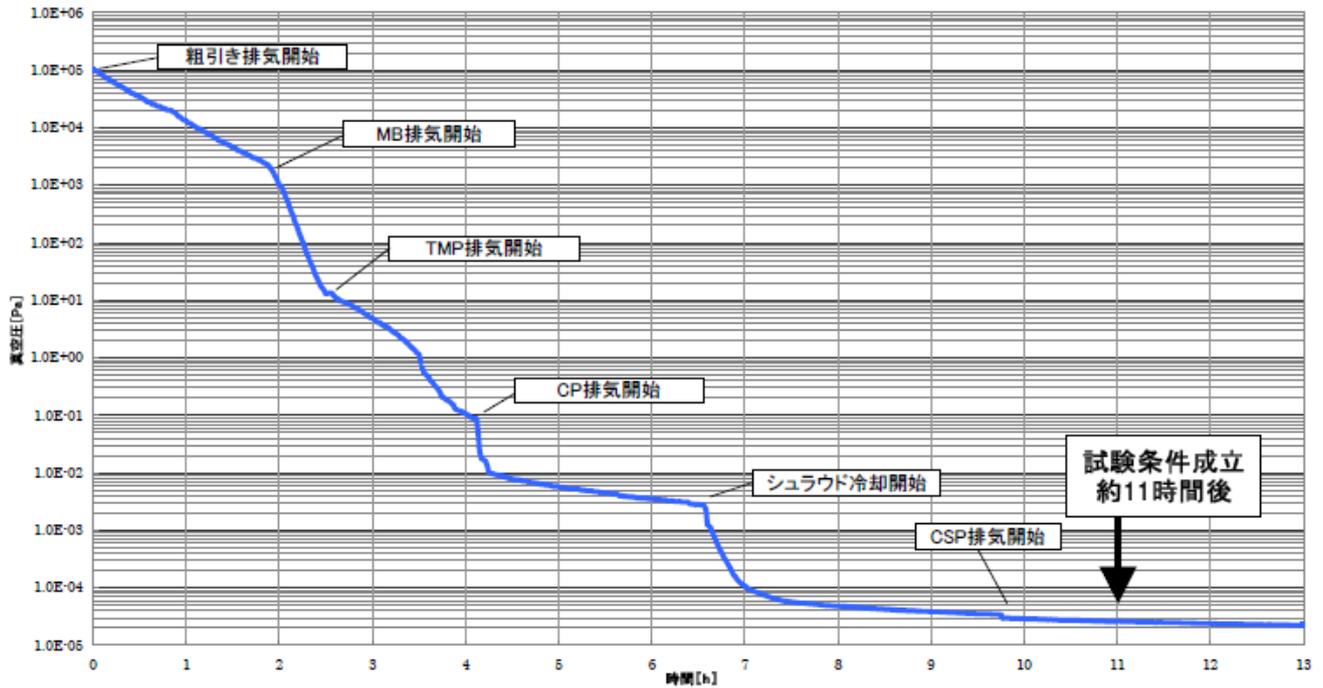


図 E.3-5(a) 8mφスペースチャンバ 試験運転プロファイルの一例（設備立上げ時）【参考文献 E-3】

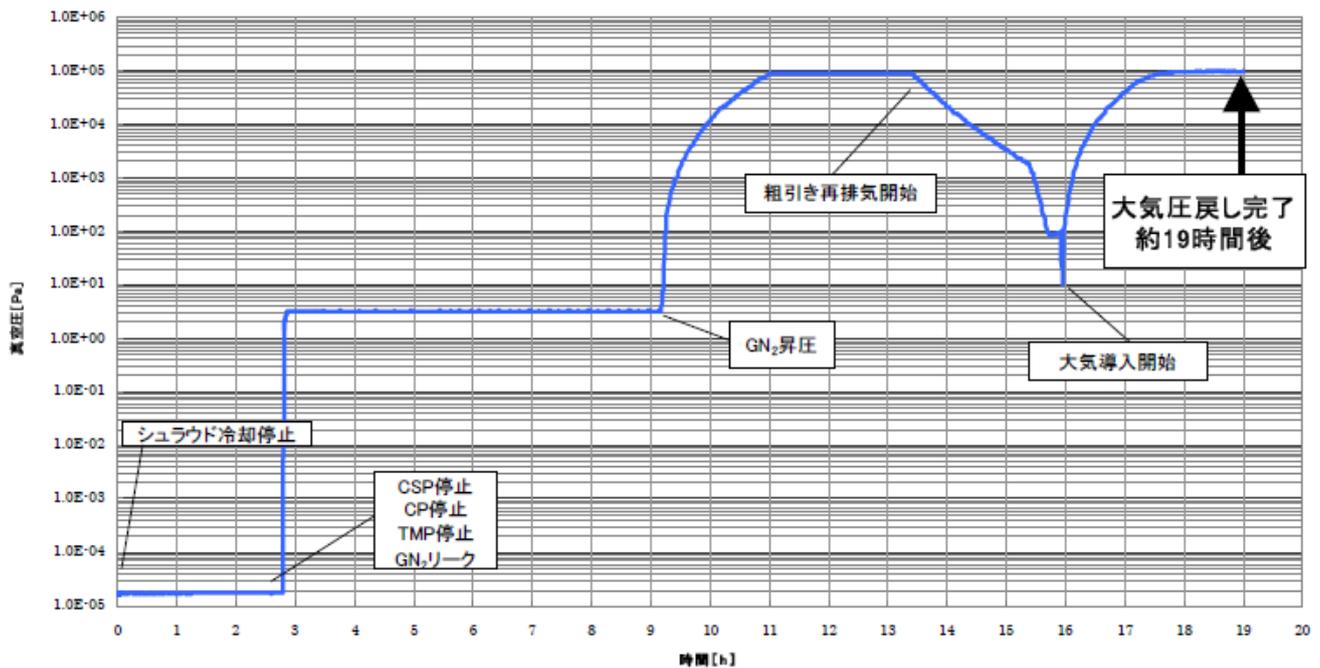


図 E.3-5(b) 8mφスペースチャンバ 試験運転プロファイルの一例（設備立下げ時）【参考文献 E-3】

#### E.4 参考文献

- E-1) GCA-02008J 総合環境試験棟ユーザーズマニュアル 13mφスペースチャンバ編
- E-2) GCA-02015 6mφ放射計スペースチャンバ ユーザーズマニュアル（第10版）
- E-3) GCA-02050E 8mφスペースチャンバ ユーザーズマニュアル

## <Appendix F> スペースチャンバによる宇宙環境模擬

宇宙機の試験に用いられるスペースチャンバは宇宙環境の温度と圧力を模擬する試験設備であるが、試験の際、チャンバ内の環境が宇宙空間の特性を適切に模擬していることを定量的に把握・確認することが重要である。

### F.1 宇宙空間の冷暗黒特性模擬

F.1.1 項にスペースチャンバ内での宇宙機の温度上昇とそれに関するパラメータについて述べ、F.1.2 項では具体例を用いて上記必要条件との関係をまとめた。

#### F.1.1 スペースチャンバにおける宇宙機の温度上昇

スペースチャンバでの試験において宇宙機の温度上昇に関するパラメータについて説明する。この温度上昇は、宇宙空間とスペースチャンバそれぞれにおける宇宙機の放熱量から導かれる。宇宙機を完全に囲む空間における宇宙機の正味の放熱量  $Q_{m,s}$  は、式(F.1-1)で表される。

$$Q_{m,s} = R_{m,s} \sigma (T_m^4 - T_s^4) \quad (\text{F.1-1})$$

$R_{m,s}$  : 宇宙機と周囲の空間の放射結合係数 [m<sup>2</sup>] ※

$\sigma$  : ステファン・ボルツマン定数  $5.67 \times 10^{-8}$  [W/m<sup>2</sup>K<sup>4</sup>]

$T_m$  : 宇宙機の温度 [K]

$T_s$  : 周囲の空間の温度 [K] ※

$$R_{m,s} = \frac{A_m}{\frac{1}{\varepsilon_{Hm}} + \frac{A_m}{A_s} \left( \frac{1}{\varepsilon_{Hs}} - 1 \right)} \quad (\text{F.1-2})$$

$A_m$  : 宇宙機の表面積 [m<sup>2</sup>]

$\varepsilon_{Hm}$  : 宇宙機の全半球赤外放射率

$A_s$  : 周囲の空間の表面積 [m<sup>2</sup>] ※

$\varepsilon_{Hs}$  : 周囲の空間の全半球赤外放射率 ※

宇宙空間とスペースチャンバでは、図 F.1-1 に示すように  $T_s$ 、 $\varepsilon_{Hs}$ 、 $A_s$  に違いがある。

※本項においては、周囲の空間が宇宙の場合は添え字 sp、スペースチャンバ(シュラウド)の場合は添え字 sh で表記し区別する。

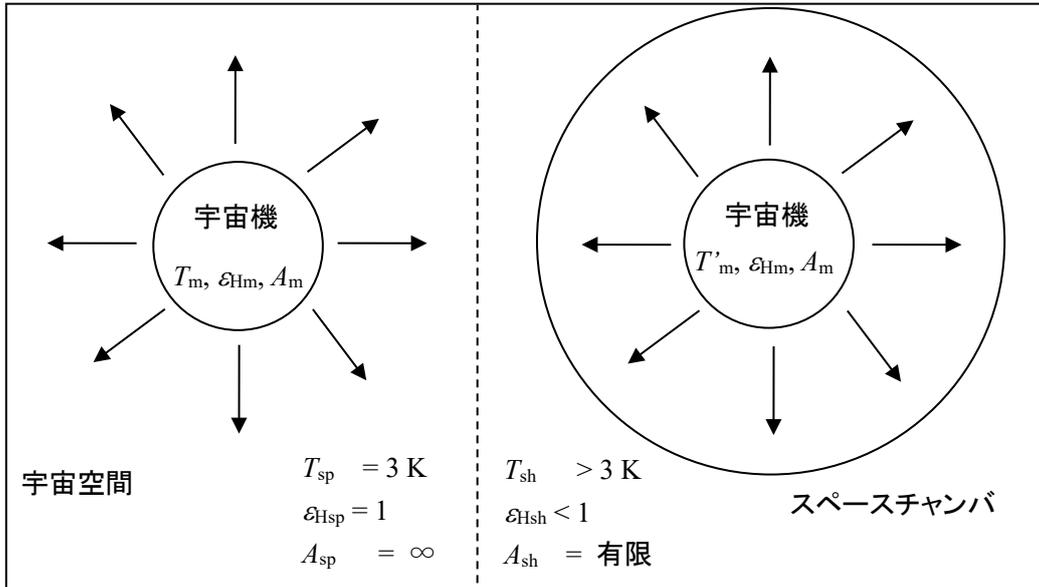


図 F.1-1 宇宙空間内とスペースチャンバ内の違い

したがって、両者における宇宙機の正味の放熱量は次のようになる。

- (1) 宇宙空間における宇宙機の正味の放熱量  $Q_{m,sp}$

$$Q_{m,sp} = R_{m,sp} \sigma (T_m^4 - T_{sp}^4) = \frac{A_m}{\frac{1}{\varepsilon_{Hm}} + \frac{A_m}{A_{sp}} \left( \frac{1}{\varepsilon_{Hsp}} - 1 \right)} \cdot \sigma (T_m^4 - 3^4)$$

$A_{sp} \gg A_m$ 、 $T_m \gg 3$  であるので、

$$Q_{m,sp} \approx \varepsilon_{Hm} A_m \sigma T_m^4 \tag{F.1-3}$$

- (2) スペースチャンバにおける宇宙機の正味の放熱量  $Q_{m,sh}$

$$Q_{m,sh} = R_{m,sh} \sigma (T_m^4 - T_{sh}^4) = \frac{A_m}{\frac{1}{\varepsilon_{Hm}} + \frac{A_m}{A_{sh}} \left( \frac{1}{\varepsilon_{Hsh}} - 1 \right)} \cdot \sigma (T_m^4 - T_{sh}^4) \tag{F.1-4}$$

ここで、スペースチャンバでは面積  $A_{sh}$ =有限、赤外放射率  $\varepsilon_{Hsh} < 1$ 、温度  $T_{sh} > 3$ [K] であるから、スペースチャンバにおける宇宙機の正味の放熱量  $Q_{m,sh}$  は宇宙空間における放熱量  $Q_{m,sp}$  よりも小さくなる。

しかし、熱平衡試験においては通常、宇宙機の発熱量および宇宙機への外部熱入力を宇宙空間と同じ値にするため、結果として宇宙機の正味の放熱量も同じ ( $Q_{m,sh} = Q_{m,sp}$ ) となる。よっ

て宇宙機の温度は宇宙空間とスペースチャンバでは異なる。このときのスペースチャンバにおける宇宙機の温度を  $T_m'$  とすると、式(F.1-4)は式(F.1-5)となる。

$$Q_{m,sh} = R_{m,sh} \sigma (T_m'^4 - T_{sh}^4) \quad (\text{F.1-5})$$

(3) スペースチャンバにおける宇宙機の温度上昇  $\Delta T$

式(F.1-3)と式(F.1-5)で示された放熱量が等しいことから、宇宙空間とスペースチャンバの違いによる宇宙機の試験時の温度上昇  $\Delta T$  は式(F.1-6)で表される。

$$\begin{aligned} \Delta T &= T_m' - T_m \\ &= \left( \frac{A_m \varepsilon_{Hm}}{R_{msh}} T_m^4 + T_{sh}^4 \right)^{1/4} - T_m = \left[ \left( 1 + \varepsilon_{Hm} \frac{A_m}{A_{sh}} \left( \frac{1}{\varepsilon_{Hsh}} - 1 \right) \right) T_m^4 + T_{sh}^4 \right]^{1/4} - T_m \end{aligned}$$

(F.1-6)

式(F.1-6)から、温度上昇  $\Delta T$  は下記5つのパラメータによって決まることがわかる。

$\varepsilon_{Hm}$  : 宇宙機の全半球赤外放射率

$\varepsilon_{Hsh}$  : シュラウドの全半球赤外放射率

$T_m$  : 宇宙機の温度 [K]

$T_{sh}$  : シュラウドの温度 [K]

$A_m/A_{sh}$  : 宇宙機とシュラウドの表面積比

## F.1.2 冷暗黒特性模擬のための必要条件

本項ではスペースチャンバ内での宇宙機の温度上昇量とそれに関係するパラメータに対して、具体例を用いてスペースチャンバに対する必要条件を定量的に示す。

F.1.1 項で導いたとおり、宇宙機の温度上昇は式(F.1-7)で表される。

$$\Delta T = \left[ \left( 1 + \varepsilon_{Hm} \frac{A_m}{A_{sh}} \left( \frac{1}{\varepsilon_{Hsh}} - 1 \right) \right) T_m^4 + T_{sh}^4 \right]^{1/4} - T_m \quad (\text{F.1-7})$$

$\varepsilon_{Hm}$  : 宇宙機の全半球赤外放射率

$\varepsilon_{Hsh}$  : シュラウドの全半球赤外放射率

$T_m$  : 宇宙機の温度 [K]

$T_{sh}$  : シュラウドの温度 [K]

$A_m/A_{sh}$  : 宇宙機とシュラウドの表面積比

具体例として式(F.1-7)におけるパラメータを以下のように設定し、宇宙機の温度上昇量  $\Delta T$  と  $T_{sh}$  との関係を図 F.1-2 に、 $A_m/A_{sh}$  との関係を図 F.1-3 に示した。

- $\varepsilon_{Hm} = 0.1, 0.9$  : 一般に宇宙機表面の赤外放射率はこの範囲内の値
- $\varepsilon_{Hsh} = 0.9$  (固定) : 黒色塗装や陽極酸化膜および表面の形状加工によって実現可能な値
- $T_m = 300\text{K}$  (固定) : 常温を想定
- $T_{sh} = 100\text{K}$  (図 F.1-2 の場合) : 液化窒素によるシュラウド冷却で実現可能な値
- $A_m/A_{sh} = 0.2$  (図 F.1-3 の場合) : 筑波宇宙センターの 8m  $\phi$  スペースチャンバに対しては直径 5m、高さ 4.5m の大きさの宇宙機に相当

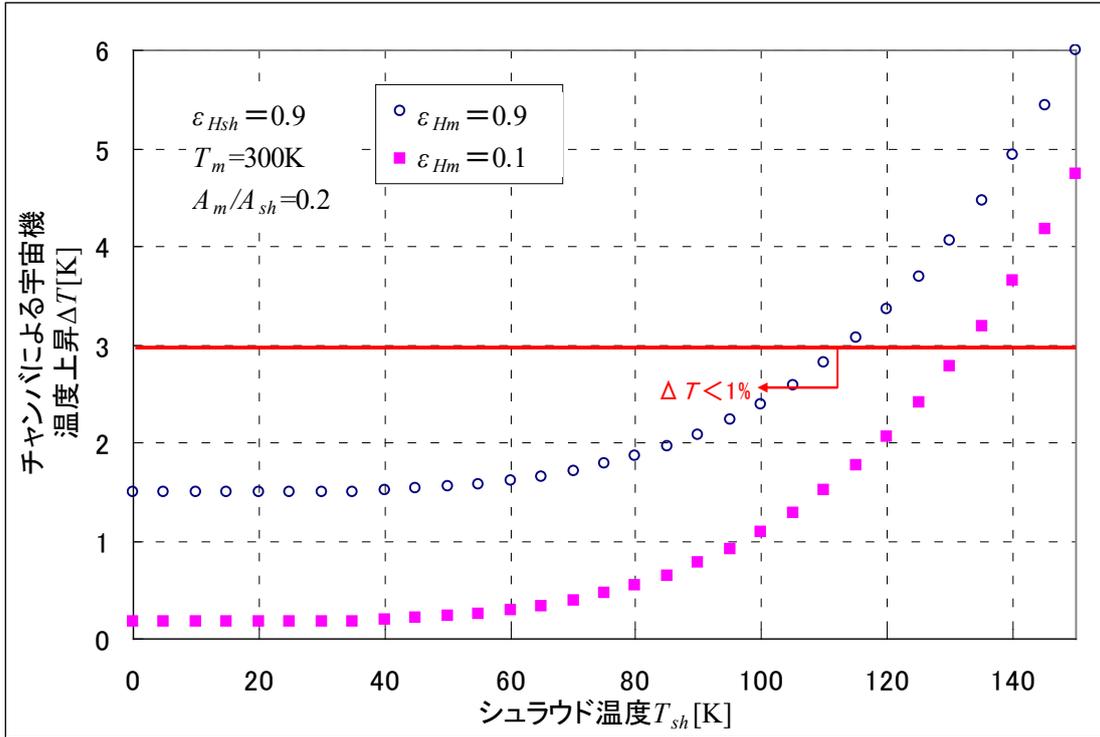


図 F.1-2 シュラウド温度と宇宙機の温度上昇の関係

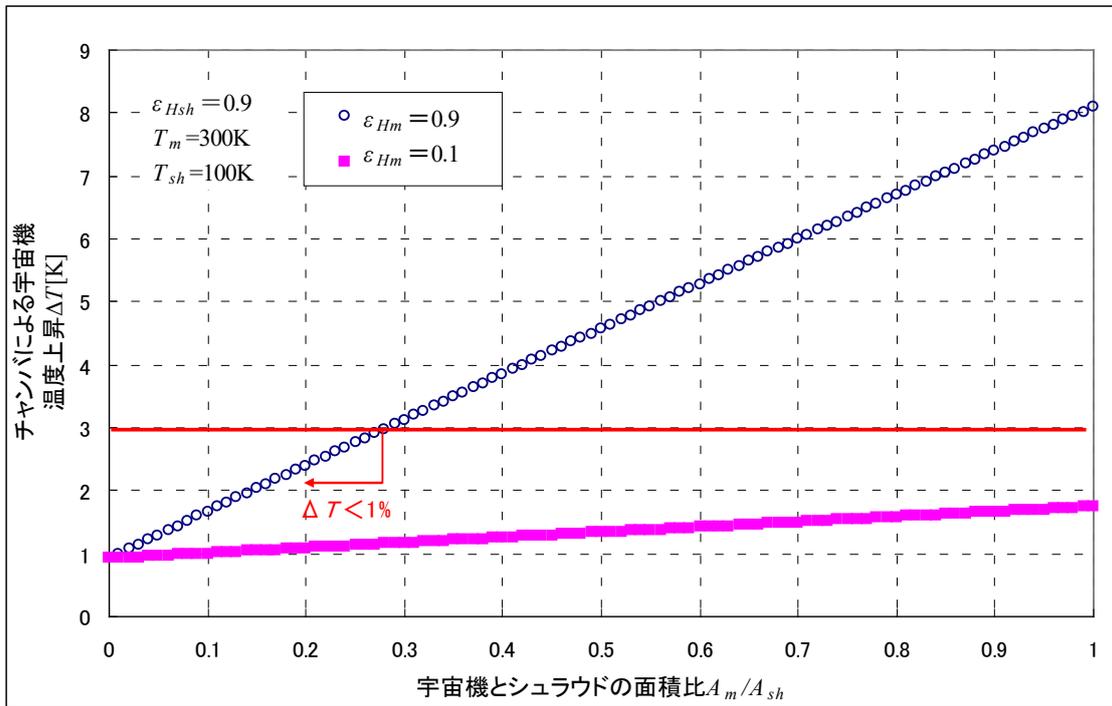


図 F.1-3 宇宙機とシュラウドの面積比と試験時の温度上昇の関係図

図 F.1-2 と図 F.1-3 に示した結果から、上記のパラメータ設定においては、以下の試験条件を満たすと試験における宇宙機の温度上昇率  $\Delta T$  を 1%未満( $T_m=300\text{K}$  の場合  $\Delta T<3\text{K}$ )とすることができる。

宇宙の冷暗黒を模擬するための試験条件

- ・ シュラウド温度  $T_{sh}$  は 110K 以下
- ・ 宇宙機とシュラウドの面積比  $A_m/A_{sh}$  が 0.28 以下

一般に、熱真空試験時のシュラウド温度に対する要求は 100K 以下としている。液化窒素で冷却することによりシュラウド温度を 80~100K とすることが可能である。

シュラウドの全半球赤外放射率  $\epsilon_{tsh}$  は 1 に近いほど宇宙機の温度上昇への影響は小さい。実際には、黒色塗装や陽極酸化膜および表面の形状加工によって実現可能な 0.9 程度の値を採用することが多い。

また、熱真空試験の実施にあたっては、 $A_m/A_{sh}$  が小さくなるよう適切にスペースチャンバのサイズを選択する必要がある。参考に、筑波宇宙センターのスペースチャンバの内表面積を表 F.1-1 に示す。

表 F.1-1 スペースチャンバの内表面積  $A_{sh}$

スペースチャンバ	シュラウド寸法	内表面積	備考
13mφ スペースチャンバ	直径 13m×長さ 16m	919 m <sup>2</sup>	副チャンバ部を除く。
8mφ スペースチャンバ	直径 7.5m×長さ 19m	492 m <sup>2</sup>	コリメータ鏡面積含まず。
6mφ 放射計スペースチャンバ	直径 6m×長さ 8m	224 m <sup>2</sup>	メールボックス型。

## F.2 宇宙空間の高真空模擬

宇宙機は地球表面からの軌道高度が高いほど圧力は小さくなる。高度に対する圧力変化の例を図 F.2-1 に示す。【参考文献 F-1】(観測値にもとづく大気モデル(MSISE-90)で平均的な太陽活動を前提として算出)

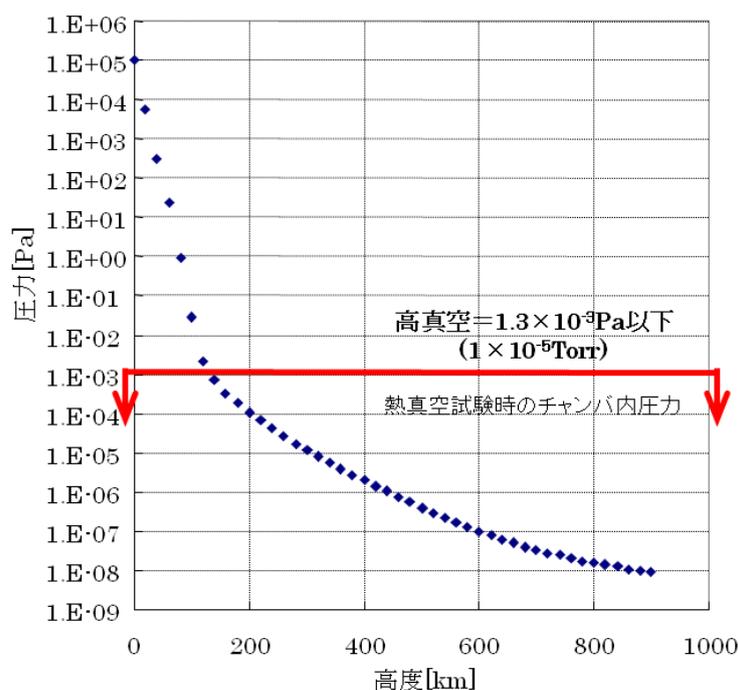


図 F.2-1 高度と圧力の関係

宇宙機の軌道上においては圧力が小さく、そのため宇宙機と宇宙空間との間の熱伝達の形態としては、気体による熱伝導は小さく放射が支配的と見なせる。

熱真空試験においても、宇宙機とシュラウド間の放射に対して、スペースチャンバ内の残留気体による熱伝導が無視できる程度に、チャンバ内圧力を十分低くする必要がある。

一般に、熱真空試験時のチャンバ内圧力に対する要求は  $1.3 \times 10^{-3} \text{ Pa}$  ( $1 \times 10^{-5} \text{ Torr}$ ) 以下であることが多い。その理由を以下に示す。

気体の圧力が常圧から高真空になるに従い、スペースチャンバ内の気体の状態は「粘性領域」～「中間領域」～「自由分子領域」と変化する。「粘性領域」では気体を連続体として取り扱い、熱伝導量は温度勾配に比例する。「自由分子領域」では、個々の分子の熱運動(自由分子熱伝導)が支配的となり、熱伝導量は気体分子数すなわち圧力に比例する。宇宙機の軌道上においては自由分子領域であり、宇宙機と宇宙空間との間の自由分子熱伝導による熱伝達は小さく無視できる。

本項ではスペースチャンバ内の気体の状態が自由分子領域であることを前提に、チャンバ内における宇宙機とシュラウド間の熱交換量について、自由分子熱伝導が放射に対して無視可能とな

る圧力について説明する。なお、チャンバ内の気体の状態が自由分子領域であるかどうかは宇宙機とシュラウドの間の距離に対する残留気体分子の平均自由行程の比（クヌーセン数）で識別される。詳細は Appendix. B を参照のこと。

(1) チャンバ内における宇宙機とシュラウド間の自由分子熱伝導量

自由分子領域では熱伝導量は圧力に比例し、宇宙機とシュラウド間における気体分子の熱伝導による熱交換量  $\Delta Q_{cond}$  は式(F.2-1)で表される。

$$\Delta Q_{cond} = \alpha p \Lambda A_m (T_m - T_{sh}) \quad (\text{F.2-1})$$

$\alpha$  : 適用係数

$$\begin{cases} \alpha=1 : \text{壁面に向かった分子が壁面温度になって反射する} \\ \alpha=0 : \text{壁面に向かった分子が元の温度のまま反射する} \end{cases}$$

$p$  : 圧力 [Pa]

$\Lambda$  : 自由分子熱伝導率

$A_m$  : 供試体面積 [m<sup>2</sup>]

$T_m$  : 供試体温度 [K]

$T_{sh}$  : シュラウド温度 [K]

自由分子熱伝導率は気体分子の種類と温度で決まり、以下の式となる。

$$\begin{aligned} \Lambda &= \frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)} \sqrt{\frac{k}{2\pi m T_{gas}}} \\ &= \frac{20.29}{\sqrt{T_{gas}}} \quad (\text{チャンバ内の自由分子が窒素の時}) \end{aligned}$$

$\gamma$  : 比熱比 (2原子分子の場合 1.4)

$k$  : ボルツマン定数  $1.38 \times 10^{-23}$  [J/K]

$m$  : 気体分子の質量 (窒素分子の場合  $4.8 \times 10^{-26}$  [kg/個])

$T_{gas}$  : 気体温度 [K]

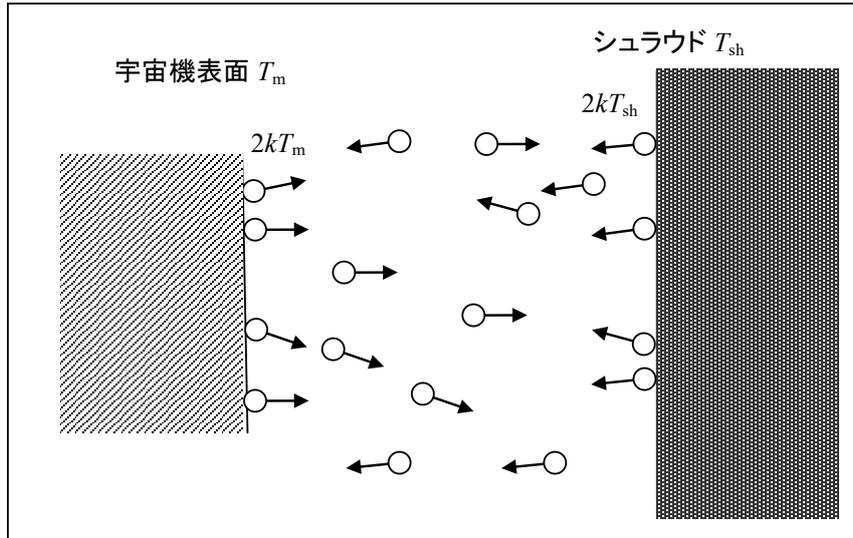


図 F.2-2 宇宙機表面とシールドの間の気体分子による熱伝導

(2) チャンバ内における宇宙機とシールドの放射量

宇宙機とシールド間の放射熱交換量は式(F.2-2)で表される。

$$Q_{rad} = R_{m,sh} \sigma (T_m^4 - T_{sh}^4) \tag{F.2-2}$$

$R_{m,sh}$  : 宇宙機とシールドの放射結合係数 [m<sup>2</sup>]

$\sigma$  : ステファン・ボルツマン定数  $5.67 \times 10^{-8}$  [W/m<sup>2</sup>K<sup>4</sup>]

ただし、

$$R_{m,sh} = \frac{A_m}{\frac{1}{\varepsilon_{Hm}} + \frac{A_m}{A_{sh}} \left( \frac{1}{\varepsilon_{Hsh}} - 1 \right)}$$

$\varepsilon_{Hm}$  : 宇宙機の全半球赤外放射率

$\varepsilon_{Hsh}$  : シールドの全半球赤外放射率

(3) 放射量に対する熱伝導量の割合と圧力との関係

式(F.2-1)と式(F.2-2)から、放射量に対する自由分子熱伝導量の割合は式(F.2-3)で表される。

$$\frac{\Delta Q_{cond}}{\Delta Q_{rad}} = \frac{\alpha p \Lambda A_m (T_m - T_{sh})}{R_{m,sh} \sigma (T_m^4 - T_{sh}^4)} = \frac{\alpha p \frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)} \sqrt{\frac{k}{2\pi m T_{gas}}} (T_m - T_{sh})}{\frac{1}{\left( \frac{1}{\varepsilon_{Hm}} + \frac{A_m}{A_{sh}} \left( \frac{1}{\varepsilon_{Hsh}} - 1 \right) \right)} \sigma (T_m^4 - T_{sh}^4)} \tag{F.2-3}$$

式(F.2-3)において、パラメータを下記のように設定した際の、熱伝導量と圧力の影響との関係を図 F.2-3 に示す。

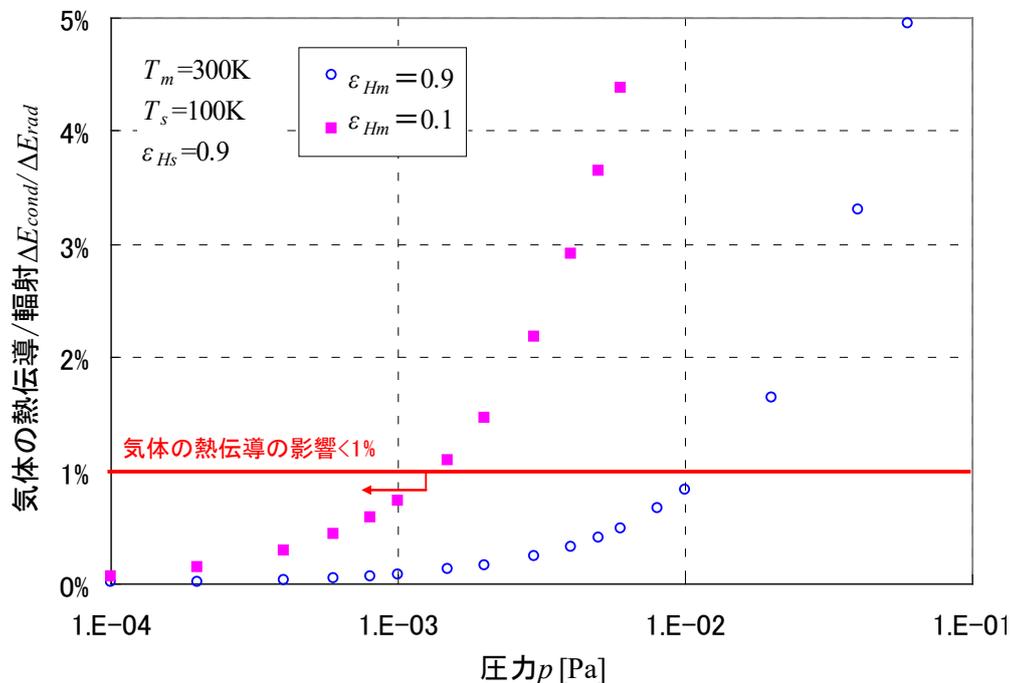


図 F.2-3 気体分子による熱伝導の影響と圧力の関係

図 F.2-3 における仮定

- $\alpha = 1$  : 分子壁面衝突時は壁の温度になると仮定
- $\gamma = 1.4$ ,  $m = 4.8 \times 10^{-26}$  [kg/個] : チャンバ内の自由分子を窒素と仮定
- $\epsilon_{Hm} = 0.1, 0.9$  : 一般に宇宙機表面の赤外放射率はこの範囲内の値
- $\epsilon_{Hs} = 0.9$  : 黒色塗装や陽極酸化膜および表面の形状加工によって実現可能な値
- $A_m / A_{sh} = 0.2$  : 筑波宇宙センターの 8m  $\phi$  スペースチャンバに対しては直径 5m  $\times$  高さ 4.5m の大きさの宇宙機に相当
- $T_m = 300K$  : 常温を想定
- $T_s = 100K$  : 液化窒素によるシュラウド冷却で実現可能な値
- $T_{gas} = 200K$  : 供試体とシュラウドの平均温度と仮定

圧力が大きく、 $\epsilon_{Hm}$  が小さいほど放射量に対する気体分子による熱伝導の影響が大きい。図 F.2-3 に示した例においては、 $1.5 \times 10^{-3} Pa$  以下では気体分子の熱伝導量の割合が放射量の 1% 未満となる。なお、上記の仮定と条件が異なる場合は、気体分子の熱伝導量の割合が放射量の 1% 未満となる圧力範囲も異なる。

気体分子による熱伝導を無視できる程度の圧力は、現在の真空技術で比較的容易に実現で

きる。実際、宇宙機の熱真空試験を実施するスペースチャンバの圧力は  $10^{-5} \sim 10^{-7} \text{Pa}$  に維持されている。

### F.3 参考文献

本文中で引用した参考文献を以下に示す。

F-1) ECSS-E-10-04, “Space environment”, Jan. 2000, pp.62-63

## <Appendix G> 熱真空試験における計測

### G.1 温度の計測

熱真空試験における温度計測に用いられる温度センサは主に熱電対、測温抵抗体、サーミスタの3種類である。各温度センサの用途及び主な特徴を表 G.1-1 に示す。また、図 G.1-1 に熱電対、図 G.1-2 に測温抵抗体、図 G.1-3 にサーミスタの代表的形状を示す。本項では、各温度センサの特徴と使用上の注意事項及びスペースチャンバにおける温度計測の実例について述べる。

表 G.1-1 各温度センサの用途と主な特徴

センサ種類	熱真空試験における用途	特徴			
		測定温度範囲	測定精度	応答速度	コスト
熱電対 (T型)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・供試体の表面温度計測</li> <li>・試験環境温度計測 (LN<sub>2</sub> 温度付近)</li> </ul>	-200～300℃	白金測温抵抗体より悪い	速い	比較的安価
測温抵抗体	<ul style="list-style-type: none"> <li>・供試体 (コンポーネント) 内部温度計測</li> <li>・試験環境温度計測 (LHe 温度付近)</li> </ul>	白金測温抵抗体: -200～850℃ 白金・コバルト測温抵抗体: -270～130℃	高精度	遅い	高価
サーミスタ	<ul style="list-style-type: none"> <li>・供試体 (コンポーネント) 内部温度計測</li> </ul>	-50～350℃ (種類により異なる)	白金測温抵抗体より悪い	速い	比較的安価



図 G.1-1 熱電対 (T型) の例



図 G.1-2 測温抵抗体の例

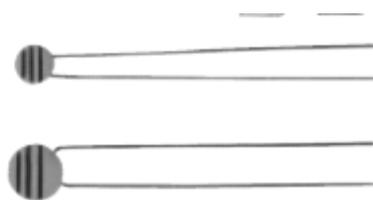


図 G.1-3 サーミスタの例

## G.1.1 熱真空試験で使用する温度センサ

### G.1.1.1 熱電対

熱電対は熱起電力が異なる 2 種の金属を接合して、2 つの接合点を異なる温度にすると、一定方向に電流が流れ、熱起電力が生じる現象（ゼーベック効果）を利用した温度センサである。熱起電力の大きさは、金属の種類と 2 つの接合点の温度のみによって決まる。図 G.1-4 に概略図を示す。

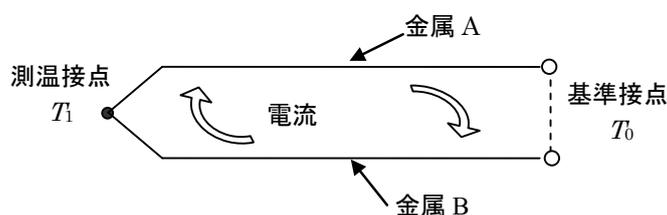


図 G.1-4 熱電対回路 概略図

#### (1) 熱電対の特徴

##### (a) メリット

- ・サーミスタよりも広い温度範囲の計測が可能である（種類の選択によって幅広い温度計測が可能）。
- ・応答速度が速い。
- ・素線径の選択範囲が広いため、様々な計測条件に対応した素線径を選ぶことができる。
- ・計測対象と計器間との距離を大きく取ることができる。
- ・他のセンサに比べ感温部が小さいため、テープで張付ける等の容易な方法で計測対象へ実装しても誤差を生じにくい。
- ・小さな対象物や狭い場所での測温が可能である。
- ・回路の途中に局部的な温度変化が生じても計測値に影響を与えない。

(b) デメリット

- ・白金測温抵抗体に比べて精度が悪い。
- ・基準接点温度の把握を必要とする。

(2) 熱電対の計測方法と注意点

熱電対の計測方法についていくつかの注意点を挙げる。

(a) 熱電対の貼付け方法に関する注意

計測対象である供試体表面にはテープ類によって貼り付けられる。貼り付け用材料の選定、および貼付けの際の注意点を挙げる。

- ・計測対象の塗装などに損傷・汚れを与えないようにする。
- ・貼り付け材料はアウトガスやコンタミネーション源とならないもの、熱伝導がよいものを選ぶ。
- ・粘着力のあるアルミテープ等によりセンサ先端部を計測対象に密着させる必要がある。
- ・センサ部と計測対象との間にカプトンテープ等で絶縁を施す。
- ・センサを覆う材料については表面の熱光学特性（太陽光吸収率 $\alpha_s$ 、赤外線放射率 $\epsilon_H$ ）を計測対象の特性と極力合わせる。図 G.1-5 に、熱電対の黒色塗装面への貼付例を示す。

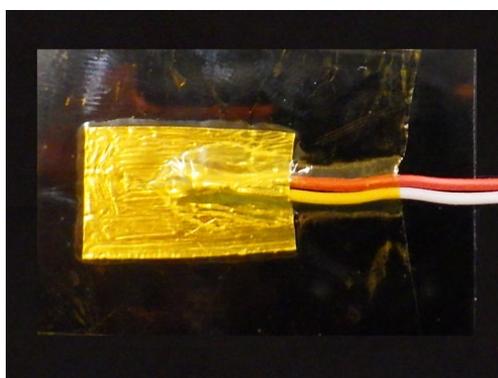


図 G.1-5 熱電対の貼付例（黒色塗装面）

(b) 熱電対からの熱リークに関する注意

計測対象に熱電対を貼付ける場合に、熱電対の導線が計測対象と温度差を生じていれば、導線を伝って熱がリークし、計測対象の温度が本来の温度から変化する。リークを抑えるために導線の温度を出来るだけ計測対象の温度に近づける工夫が必要である。具体的には、次の3つの方法が用いられる。

- ①熱電対リード線を計測対象に接触させ、計測箇所と同等の温度にする。
- ②ヒータ、MLI等を用いて導線の温度をコントロールする。
- ③径の細い熱電対を用いる。

## (3) 熱電対の種類

## (a) 熱電対

熱電対として組み合わせる2種類の金属は熱起電力特性に優れていて高温および低温で使用しても安定であることが要求される。特にセンサとしての使用に適した熱電対として JIS C 1602【参考文献 G-1】に8種類が規格化されており、計測対象の温度範囲や使用環境、価格等により適した熱電対を選定する。

JIS 規格熱電対の特徴を表 G.1-1 にまとめた。

表 G.1-1 JIS 規格熱電対の特徴【参考文献 G-1】

種類 記号	構成材料		使用温 度範囲	過熱使用 限度 <sup>(*)</sup>	特徴	
	+脚	-脚			メリット	デメリット
T	銅	コンスタンタン (銅およびニッケルを 主とした合金)	-200°C~ 300°C	350°C	電気抵抗が小さい 温度と熱起電力との関係が直線的 低温での特性が良い 還元性雰囲気中使用可能	使用温度上限が低い +脚の銅が酸化しやすい 熱伝導誤差が大きい
R	ロジウム13%を含む白 金ロジウム合金	白金	0°C~ 1400°C	1600°C	高温での不活性ガス雰囲気で使用可能 酸化雰囲気で使用可能 精度が良くバラツキや劣化が少ない	高価である
S	ロジウム10%を含む白 金ロジウム合金	白金	0°C~ 1400°C	1600°C		
K	クロメル (ニッケルおよびクロム を主とした合金)	アルメル (ニッケルを主とした合 金)	-200°C~ 1000°C	1200°C	温度と熱起電力との関係が直線的 耐熱・耐食性が高い 大気中で1100°Cまで安定	R型・S型と比べて特性が経時変化しやす い 還元性雰囲気には不適 350°C~550°Cでの使用中に熱起電力が 大きく変化する現象(ショートレンジ・オーダ リング)が生じる
N	ナイクロシル (ニッケル、クロムおよ びシリコンを主とした 合金)	ナイシル (ニッケルおよびシリコ ンを主とした合金)	-200°C~ 1200°C	1250°C	広い範囲にわたって熱起電力が安定 K型熱電対の改良版(ショートレンジ・オー ダリングの改善)	R型、S型と比べて特性が経時変化しやす い 還元性雰囲気には不適
E	クロメル (ニッケルおよびクロム を主とした合金)	コンスタンタン (銅およびニッケルを 主とした合金)	-200°C~ 700°C	800°C	JIS熱電対の中で最も高い熱起電力特 性を有し、感度が高い 耐食、耐酸化性が高い 熱伝導性が悪く熱伝導誤差が少ない	電気抵抗が最も高い 還元性雰囲気には不適 履歴現象がある
J	鉄	コンスタンタン (銅およびニッケルを 主とした合金)	0°C~ 600°C	750°C	E熱電対に次いで高い熱起電力特性を 有し、感度が高い 還元性雰囲気中使用可能	+脚の鉄が酸化しやすい 特性にバラツキが大きい
B	ロジウム30%を含む白 金ロジウム合金	ロジウム6%を含む白 金ロジウム合金	0°C~ 1500°C	1700°C	JIS熱電対で最も使用可能温度が高い	高価である 1000°C以下では熱起電力が小さく、感度 が低い 1000°Cを超えると熱電対素線が断線しや すい

(\*)：過熱使用限度とは、必要上やむを得ない場合に、短時間(50h~250h程度)使用で  
きる温度の限度をいう。(詳細は【参考文献 G-1】を参照のこと)

これら熱電対のうち、熱真空試験には以下の理由により T 型熱電対が主に使用されている。

- ・ 0℃以下の低温側の計測において、他の熱電対より安定した計測が可能。
- ・ 細線加工が容易である。
- ・ 比較的感度が大きい。
- ・ 比較的安価で入手しやすい。

筑波宇宙センター内のスペースチャンバにおいては、T 型熱電対での多点温度計測に対応したフィードスルおよびデータログからなるデータ処理系が整備されている（詳細は G.1.2 項参照）。

#### (b) 熱電対の補償導線

表 G.1-1 に示した JIS 熱電対は物理的に安定した金属が用いられている。このためすべての配線をこの素材で行なうと高価となるので、計測部のみに熱電対を用い、常温付近の配線部分には熱電対と同じ熱起電力を持った比較的安価な合金線（補償導線）が用いられることがある。

JIS 熱電対には、表 G.1-2 に示すような補償導線が各々の熱電対に対応する形で JIS C 1610【参考文献 G-2】に定められており、その中で熱電対と補償導線の接続点の温度範囲が決められている。例えば T 型熱電対の補償導線を使用する場合は、接続部分の温度（補償接点温度）を -25℃～100℃にする必要がある。

表 G.1-3 JIS に定められた補償導線の種類

種類 記号	熱電対の 種類	構成材料		補償接点温度
		＋脚	－脚	
TX	T	銅	コンスタンタン (銅およびニッケルを主とした合金)	-25°C～100°C
RCA	R	銅	銅およびニッケルを主とした合金	0°C～100°C
RCB		銅	銅およびニッケルを主とした合金	0°C～200°C
SCA	S	銅	銅およびニッケルを主とした合金	0°C～100°C
SCB		銅	銅およびニッケルを主とした合金	0°C～200°C
KX	K	クロメル (ニッケルおよびクロムを主とした合金)	アルメル (ニッケルを主とした合金)	-25°C～200°C
KCA		クロメル (ニッケルおよびクロムを主とした合金)	アルメル (ニッケルを主とした合金)	0°C～150°C
KCB		鉄	銅およびニッケルを主とした合金	0°C～150°C
KCC		銅	銅およびニッケルを主とした合金	0°C～150°C
NX	N	ナイクロシル (ニッケル、クロムおよびシリコンを主とした合金)	ナイシル (ニッケルおよびシリコンを主とした合金)	-25°C～200°C
NC		銅およびニッケルを主とした合金	銅およびニッケルを主とした合金	0°C～150°C
EX	E	クロメル (ニッケルおよびクロムを主とした合金)	コンスタンタン (銅およびニッケルを主とした合金)	-25°C～200°C
JX	J	銅	コンスタンタン (銅およびニッケルを主とした合金)	-25°C～200°C
BC	B	銅	銅	0°C～100°C

### G.1.1.2 測温抵抗体

測温抵抗体は金属の電気抵抗が温度によって変化する性質を利用した温度センサである。抵抗と温度の関係が直線的であり、経時変化が少ない金属が用いられる。

#### (1) 測温抵抗体の特徴

##### (a) メリット

- ・サーミスタ、熱電対より一般的に計測温度範囲が広く、特に低温域において精度のよい計測が可能である。
- ・補償導線や基準接点温度の把握などを必要としない。
- ・抵抗素子であるので、電子回路と組み合わせやすく応用範囲が広い。

##### (b) デメリット

- ・導線の長さによっては導線抵抗による電圧降下の影響が無視できない。
- ・熱電対に比べて感温部が大きいいため測定対象に密着させにくく、接着剤でモールドす

る等、実装方法に工夫が必要である。

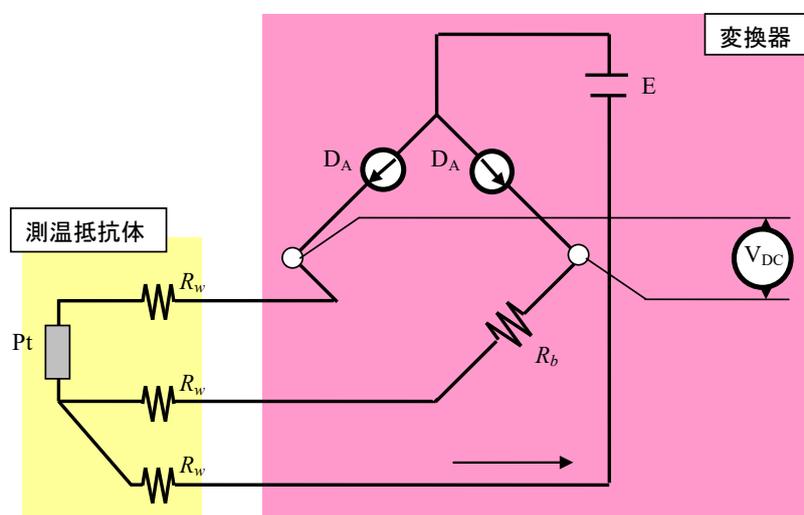
- ・白金等の貴金属を使用しているため、他のセンサに比べて高価である。

## (2) 測温抵抗体の計測方法と注意点

### (a) 結線方法に関する注意点

抵抗体の誤差要因として、結線抵抗から生じる誤差が挙げられる。

測温抵抗体の結線方法については、「2線式」、「3線式」、「4線式」の3種類があるが、実用的な方法としては主に3線式が用いられている。3線式は、図 G.1-6 に示すように測温抵抗体の片側の導線を2本用意し、ブリッジ回路に組み込むことで、導線抵抗による誤差を相殺するものである。



Pt	: 白金測温抵抗体センサ
$R_w$	: 導線抵抗
$R_b$	: ブリッジ抵抗
E	: 電源
$D_A$	: 定電流ダイオード
V	: 電圧計測部

図 G.1-6 測温抵抗体「3線式」結線の例

### (b) 測温抵抗体の熱リークに関する注意

測温抵抗体の場合も熱電対における注意点 G.1.2.1 (3).(b)と同様に、熱リークに対する注意が必要である。

計測対象に測温抵抗体を実装する場合に、測温抵抗体の導線が計測対象と温度差を生じていれば、導線を伝って熱がリークする。リークを抑えるために導線の温度を出来るだけ計測対象の温度に近づける工夫が必要である。具体的には、次の3種類の方法が用

いられる。

- ①リード線を計測対象に接触させ、計測箇所と同等の温度にする。
- ②ヒータ、MLI等を用いて導線の温度をコントロールする。
- ③径の細い導線を使用する。

### (3) 測温抵抗体の種類

#### (a) 白金測温抵抗体

白金 (Pt) を測温素子に用いたセンサである。白金測温抵抗体は JIS C 1604【参考文献 G-3】において表 G.1-3 のように 2 種類が規格化されている。また、温度に対する許容差によって表 G.1-5 のように 2 つの階級に分けられている。

表 G.1-4 白金測温抵抗体の種類

記号	0[°C]における公称抵抗値[Ω]	R <sub>100</sub> /R <sub>0</sub> **
Pt100	100	1.8351
Pt10*	10	1.8351

\* Pt10 は規格されているが使用実績はほとんどなく、詳細は JIS にも記載されていない。  
JIS では Pt100 を奨励している。

\*\* R<sub>0</sub> : 0°Cにおける測温抵抗体の抵抗値

R<sub>100</sub> : 100°Cにおける測温抵抗体の抵抗値

表 G.1-5 JIS 規格の等級ごとの許容差および使用温度範囲

階 級	許容差 [°C]	使用温度範囲 [°C]
A 級	± (0.15+0.002 T )	-200 ~ 650
B 級	± (0.3+0.005 T )	-200 ~ 850

\* |T| は計測温度[°C]の絶対値である。

#### (b) 白金・コバルト合金測温抵抗体

抵抗素線として白金に 0.5mol%のコバルトを加えた合金を使用したセンサで、極低温の計測感度を白金測温抵抗体より良くしたものである。JIS 規格には規格化はされていない。

表 G.1-6 白金・コバルト測温抵抗体の性能

種類	許容差 [°C]	使用温度範囲 [°C]
白金・コバルト測温抵抗体	±0.5	-270 ~ 130

筑波宇宙センター6mφ放射計スペースチャンバに用意されているヘリウム冷却ラインでは、この白金・コバルト測温抵抗体が使用される。

### G.1.1.3 サーミスタ

サーミスタは金属酸化物や半導体などの電気抵抗が温度によって変化する性質を利用した温度センサである。サーミスタには温度上昇に伴い抵抗値が上がる「PTC (Positive Temperature Coefficient) サーミスタ」と、温度上昇に伴い抵抗値が下がる「NTC (Negative Temperature Coefficient) サーミスタ」があるが、NTC サーミスタのほうがよく使われている。(以下、「サーミスタ」という記述はNTC サーミスタのことを指す。)

#### (1) サーミスタの特徴

##### (a) メリット

- ・感度が高く、2/10000°C程度の温度分解能にすることが可能である。
- ・素子の電気抵抗が大きく（一般に数k～数十kΩ程度）、リード線抵抗などの誤差の影響は小さい。
- ・抵抗素子であるので、電子回路と組み合わせやすく応用範囲が広い。
- ・非常に小型（1.0 × 0.5mm以下）にできる。
- ・測定系が単純である。

##### (b) デメリット

- ・電気抵抗が大きいため自己発熱による誤差が生じやすい。
- ・電気抵抗が大きいため電磁誘導による誤差が生じやすい。
- ・熱電対に比べて感温部が大きいため測定対象に密着させにくく、接着剤でモールドする等、実装方法に工夫が必要である。

#### (2) サーミスタの計測方法と注意点

##### (a) 熱リークに関する注意

サーミスタの場合も熱電対における注意点 G1.1.1.(2).(b)と同様に、熱リークに対する注意が必要である。

計測対象にサーミスタを実装する場合に、測温抵抗体の導線が計測対象と温度差を生じていれば、導線を伝わって熱がリークする。リークを抑えるために導線の温度を出来るだけ計測対象の温度に近づける工夫が必要である。具体的には、次の3種類の方法が用いられる。

- ①リード線を計測対象に接触させ、計測箇所と同等の温度にする。

- ②ヒータ、MLI 等を用いて導線の温度をコントロールする。
- ③径の細い導線を使用する。

### G.1.2 スペースチャンバにおける温度計測の実例

熱電対での温度計測における計測精度と使用方法を、筑波宇宙センターの大型スペースチャンバにおける計測の実例を元に以下に述べる。

#### (1) 接続例

スペースチャンバにおける温度計測の接続例を図 G.1-7 に示す。筑波宇宙センターのスペースチャンバにおいてはチャンバ内に T 型熱電対を接続できる端子盤 (容器内端子盤) を用意し、それ以降の計測系 (データログ、表示 PC、等) を常設している。ユーザーは T 型熱電対センサー部を用意し、容器内端子盤に接続することで T 型熱電対計測を行うことができる。

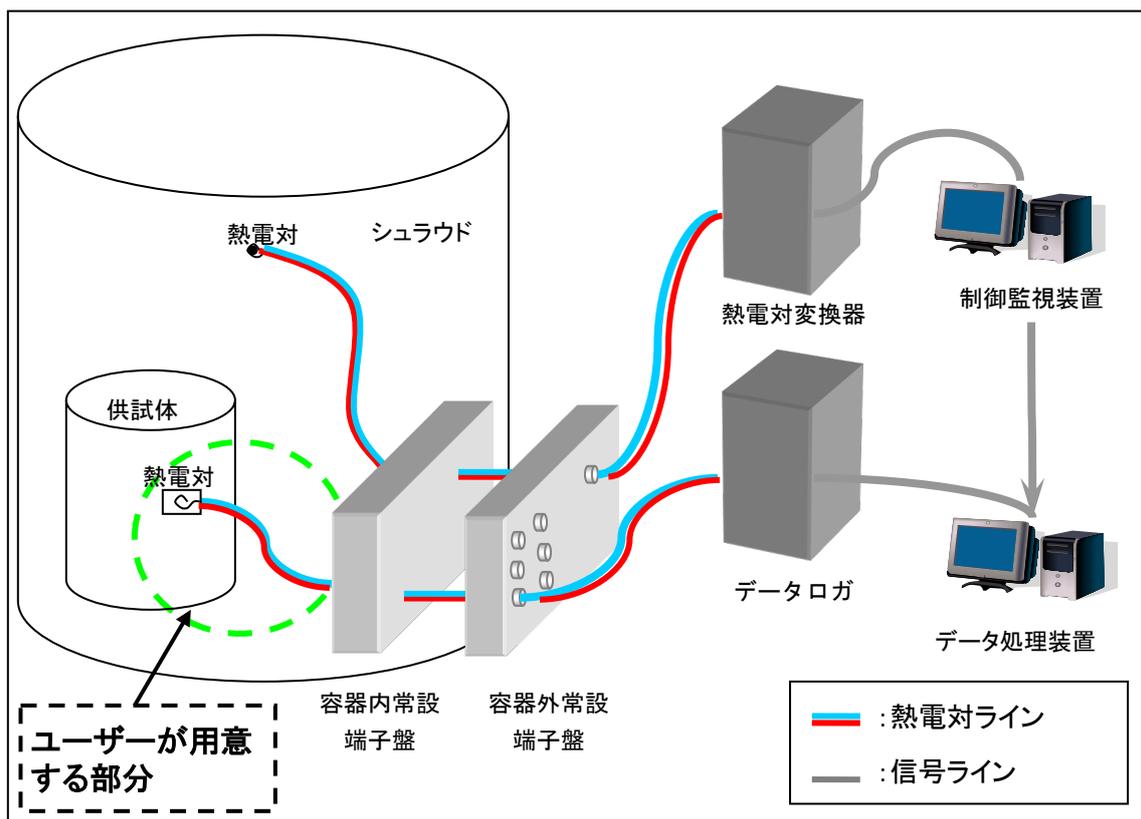


図 G.1-6 温度計測の接続例

T 型熱電対以外の温度センサを用いる場合、使用するセンサにあった計測ライン (データログ、フィードスル等) を別途用意する必要があるが、ユーザーが持ち込んだフィードスルを取り付け可能なフランジはチャンバ毎に制約があり、確認が必要である。

(2) 精度

熱電対を用いた温度計測精度は、熱電対そのものの精度に加え、温度表示するまでに必要なデータ処理系(データログ、熱電対変換器、データ処理装置等)の性能で決まる。

## G.2 熱流束の計測

### G.2.1 熱真空試験で使用する熱流束センサ

熱真空試験で使用する熱流束センサは主にカロリメータ、放射照度計、太陽電池セルの 3 種類である。表 G.2-1 にスペースチャンバにおける熱源と使用する熱流束センサを示す。

表 G.2-1 軌道熱入力模擬の熱源と熱流束センサ

スペースチャンバでの熱源	使用する熱流束センサ	選定理由
IR ランプ ロッドヒータ等 (赤外域の熱源)	カロリメータ	赤外域の熱源は拡散光であり測定場所によって放射エネルギーが異なるため、小型軽量なカロリメータを複数個使用して測定を行う。ただし、応答速度は遅い。
ソーラシミュレータ (太陽光域の熱源)	放射照度計	ソーラシミュレータは平行光であり複数箇所での測定は必要でないため、大型であるが応答速度の速い放射照度計が用いられる。
	太陽電池セル	太陽電池セルは応答波長帯域が狭く、太陽光域の熱源にのみ使用される。

#### G.2.1.1 カロリメータ

カロリメータは受光面裏面を断熱した構造である。カロリメータに放射エネルギーが入射すると、受光面の温度が上昇し一定温度になる。この受光面温度に基づき、カロリメータから周囲への放熱量を算出することによって、受光面への熱流束を求めるセンサである。図 G.2-1 にカロリメータの主な熱の流れを示す。

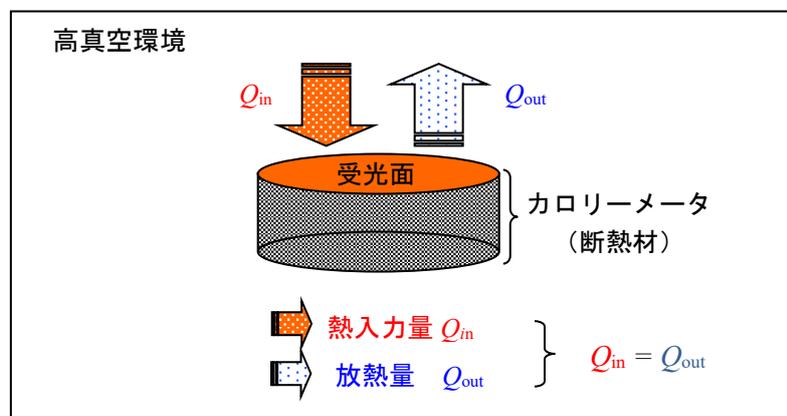


図 G.2-1 カロリメータの主な熱の流れ

## (1) カロリーメータの特徴

### (a) メリット

- ・応答波長帯域が広い
- ・（放射照度計に比べて）小型、軽量
- ・計測系が簡易（温度センサによる測定）

### (b) デメリット

- ・応答速度が遅い(30分程度)

## (2) カロリーメータの計測方法と注意点

カロリーメータによる熱流束の算出式は熱源によって異なる【参考文献 G-4】。これは受光面への熱入力量が受光面表面の吸収率に比例し、また吸収率は入射する熱源の波長によって異なるためである。赤外域の吸収率は赤外放射率 $\epsilon_H$ 、太陽光域の吸収率は太陽光吸収率 $\alpha_s$ で表される。熱源の波長によって受光面の吸収率が異なることを考慮し、カロリーメータの設置・計測をしなくてはならない。

### (a) 設置

- ・ソーラシミュレータ(太陽光域の熱源)の熱流束を測定する場合は、受光面の視野に供試体や治具などによる赤外域の熱入力が入らないように設置すること。
- ・IR パネルやロッドヒータなど赤外域の熱流束を測定する場合は、太陽光域の熱入力が入らないように設置すること。

### (b) 計測

- ・IR ランプのように、太陽光域と赤外域両方の成分を含む熱源の場合は、熱流束の算出の際に熱源の波長の分布に応じた吸収率 $\alpha_\lambda$ の補正が必要となる。
- ・受光面の表面熱光学特性 $\alpha_\lambda$ （特に $\epsilon_H$ ,  $\alpha_s$ ）および断熱材の熱伝達率は各カロリーメータの固有値であるため、測定前に把握しておく必要がある。

### (c) 保管

湿気、酸化によって断熱材の熱伝達率が変化しないよう、デシケータ等、よく乾燥した所で保管する。

### G.2.1.2 放射照度計

放射照度計は、受光部周囲を恒温のヒートシンクで囲んだ構造である。受光部に入射した放射エネルギーは主にヒートシンクへ流れる。受光部とヒートシンクの温度差から、ヒートシンクへの熱伝導量を算出することによって、受光部への熱流束を求めるセンサである。図 G.2-2 に放射照度計の主な熱の流れを示す。

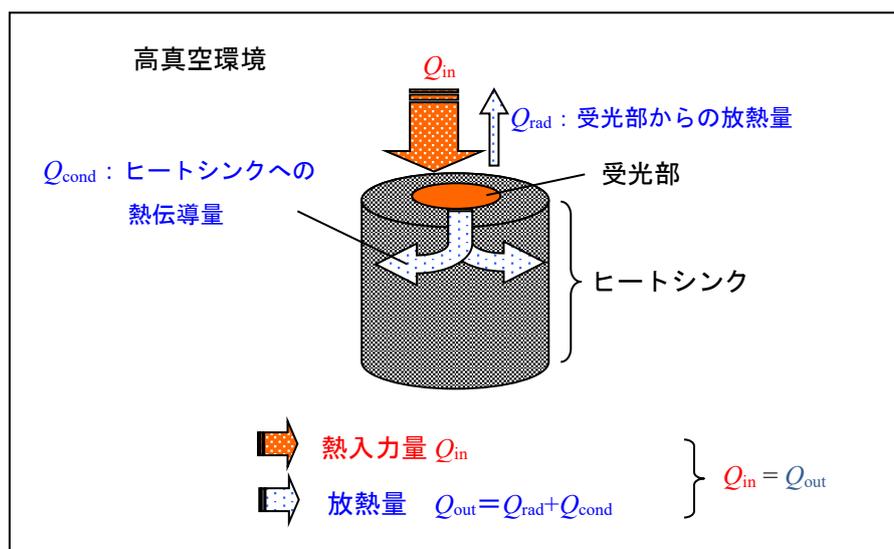


図 G.2-2 放射照度計の主な熱の流れ

#### (1) 放射照度計の特徴

##### (a) メリット

- ・ 応答速度が速い (1 分程度)
- ・ 応答波長帯域が広い

##### (b) デメリット

- ・ (カロリメータ・太陽電池セルに比べて) センサ部が大型
- ・ 計測系が複雑 (専用のコントローラが必要)

#### (2) 放射照度計の計測方法と注意点

##### (a) 設置

- ・ 放射照度計の受光部の視野に供試体や治具等、シュラウドと照射源以外が入らないように設置する。

- ・放射照度計の影が供試体に影響しない場所に設置する。
- ・ヒートシンクの温度が一定に保たれないと、一定と見なしている受光部から周囲（シユラウド）への放射量  $Q_{\text{rad}}$  が変化する。 $Q_{\text{rad}}$  が変化すると正確に熱流束測定ができなくなるため、放射照度計に近接して治具や他の照度計を置いてはいけない。

## (b) 計測

計測期間中の環境条件（シユラウド温度、圧力）は変化させない。放射照度計の受光部視野内で環境温度が変化すると照度に変化する。

## (c) 保管

- ・受光部の表面汚染による熱光学特性の変化を防止するため、保管時はカバーを掛けておき、受光部を清潔に保つ。
- ・湿気、酸化によって特性が変化しないよう、デシケータ等で保管する。

### G.2.1.3 太陽電池セル

太陽電池セルに光が入射すると起電力が発生し、太陽電池に接続した外部回路に電流（発生電流）が流れる。太陽電池セルに入射する熱流束（放射照度とも言う）と発生電流は比例関係にあるため、発生電流を計測することにより、熱流束が求められる。

太陽電池の種類は材料によって分類され、シリコン半導体と化合物半導体に大別され、さらに結晶系、非結晶系に分けられる。表 G.2-2 に代表的な太陽電池の種類と特徴をまとめた。

表 G.2-2 太陽電池の種類

	材料		特徴	主な用途
太陽電池セル	シリコン	結晶系	<ul style="list-style-type: none"> <li>・変換効率が高い</li> <li>・コストが安い</li> <li>・軽く、割れにくい</li> <li>・豊富な使用実績</li> </ul>	宇宙用、地上用
		多結晶		<ul style="list-style-type: none"> <li>・大量生産に適する</li> <li>・豊富な使用実績</li> </ul>
		非結晶(アモルファス)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・蛍光灯の短波長に感度をもつ</li> </ul>	民生用
	化合物	単結晶(GaAs、InP)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・変換効率が高い</li> <li>・コストが高い</li> <li>・重く、割れやすい</li> </ul>	宇宙用
多結晶(CdS、CdTe)		<ul style="list-style-type: none"> <li>・変換効率が高い</li> <li>・原料に公害物質</li> <li>・コストが高い</li> <li>・重く、割れやすい</li> </ul>	民生用	

## (1) 太陽電池セルの特徴

### (a) メリット

- ・ 応答速度が速い（数秒程度）
- ・ （放射照度計に比べて）小型、軽量

### (b) デメリット

- ・ 応答波長帯域が狭い（可視光で使用）

## (2) 太陽電池セルの計測方法と注意点

### (a) 設置

- ・ 太陽電池セルの受光面が光軸に垂直になるよう設置する。
- ・ 太陽電池セルの受光面に供試体や治具等からの反射光が入ると出力が増加するため、（反射光も含めて照度を測定する特殊な場合も除き）受光面に反射光が入らないように設置する。
- ・ 太陽電池セルは温度によって出力が変化するため、受光面温度が一定となるよう制御できる環境とすること。

### (b) 計測

太陽電池セルの特性には、以下の4つの特性（本項（1）参照のこと）があり、これらは太陽電池の構造・材料によって異なる。計測に当たってはこれらの特性を事前に把握する必要がある。各特性の例を図 G.2-3 に示す。

- |                  |                       |
|------------------|-----------------------|
| ①電流-電圧特性（I-V 特性） | ： 太陽電池の出力電圧と電流の相関関係   |
| ②放射照度特性          | ： 入射する放射照度と発生電流との相関関係 |
| ③分光感度特性          | ： 入射光の波長と変換効率との相関関係   |
| ④温度特性            | ： 太陽電池セルの温度と出力特性の相関関係 |

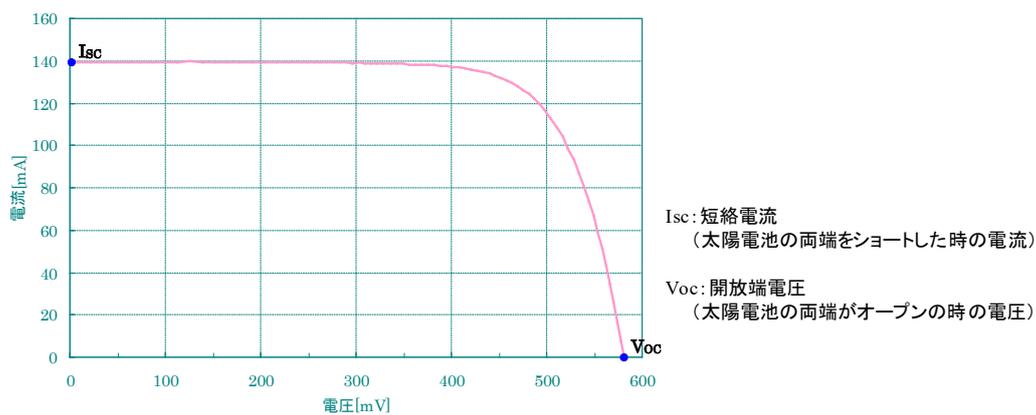


図 G.2-3(a) 電流-電圧特性 (I-V 特性)

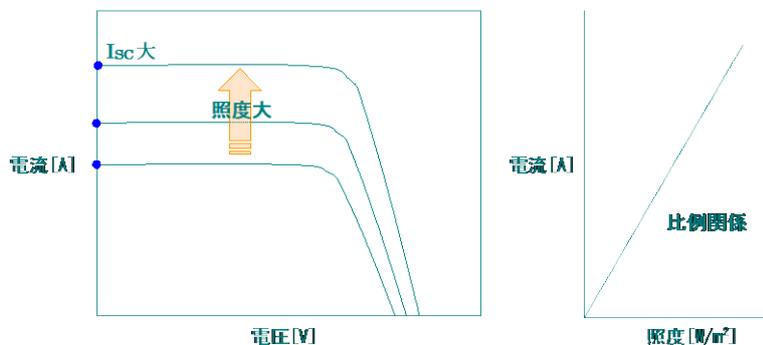


図 G.2-3(b) 放射照度特性

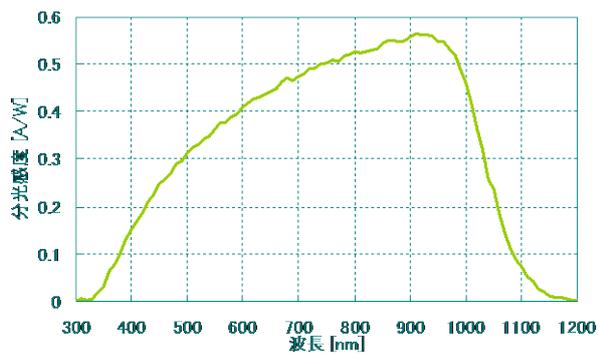


図 G.2-3(c) 分光感度特性

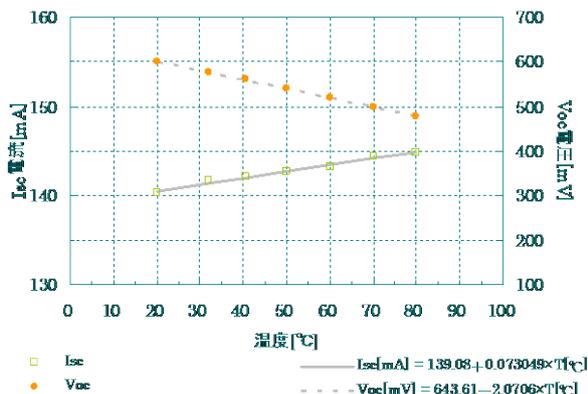


図 G.2-3(d) 温度特性

(c) 保管

- ・ 受光面の表面汚染による特性変化を防止するため、保管時はカバーを掛けておき、受光面を清潔に保つ。
- ・ 湿気、酸化によって特性が変化しないよう、デシケータ等で保管する。

## G.2.2 スペースチャンバにおける熱流束計測の実例

熱流束計測における測定精度と使用方法を筑波宇宙センターの大型スペースチャンバにおける計測の実例を元に以下に述べる。

熱真空試験時の宇宙機への軌道熱入力量を把握するために、ソーラ試験では放射照度計、IR 試験ではカロリメータが用いられることが多い。IR 試験では熱流束センサは用いずにヒータの発熱量や供試体の温度から熱入力量を算出する場合もある。

筑波宇宙センターの大型スペースチャンバで使用されている放射照度計とカロリメータの仕様を表 G.2-3 に示す。

放射照度計は 13mφ スペースチャンバと 8mφ スペースチャンバに備えている。それぞれのチャンバにおける放射照度計の設置位置を図 G.2-3 と図 G.2-4 に示す。

カロリメータはユーザーが設置・配線接続を行う。カロリメータ本体は設備から借用することもできる。設置・配線例を図 G.2-5 に示す。

放射照度計とカロリメータのデータは設備のデータ処理装置で取得し保存することができる。

表 G.2-3 筑波宇宙センターで使用している熱流束センサの仕様

	放射照度計	カロリメータ
主な測定対象	ソーラシミュレータ	ヒータパネル、ロッドヒータ、 IR ランプ等の IR 熱源
測定範囲	20~2800W/m <sup>2</sup>	100~2000 W/m <sup>2</sup>
視野角	86°	半球(180° )
再現性	±0.5%以下	±0.5%FS 以下
精度	読み値の±0.5%、±1W/m <sup>2</sup>	±3%FS 以下
応答速度 (1/e)	6 秒以下	10 秒以下※
使用熱電対	クロメル-コンスタンタン	銅-コンスタンタン
外径	直径 74mm×高さ 75mm 受光部面積(1cm <sup>2</sup> )	直径 42mm×高さ 11mm
重量	約 900g	10g 以下
外観		

※: 初期温度 -180℃ ~ -100℃ において、受光面に 1350W/m<sup>2</sup> 照射した場合に受光面に 10℃ の温度変化が生じるまでの時間

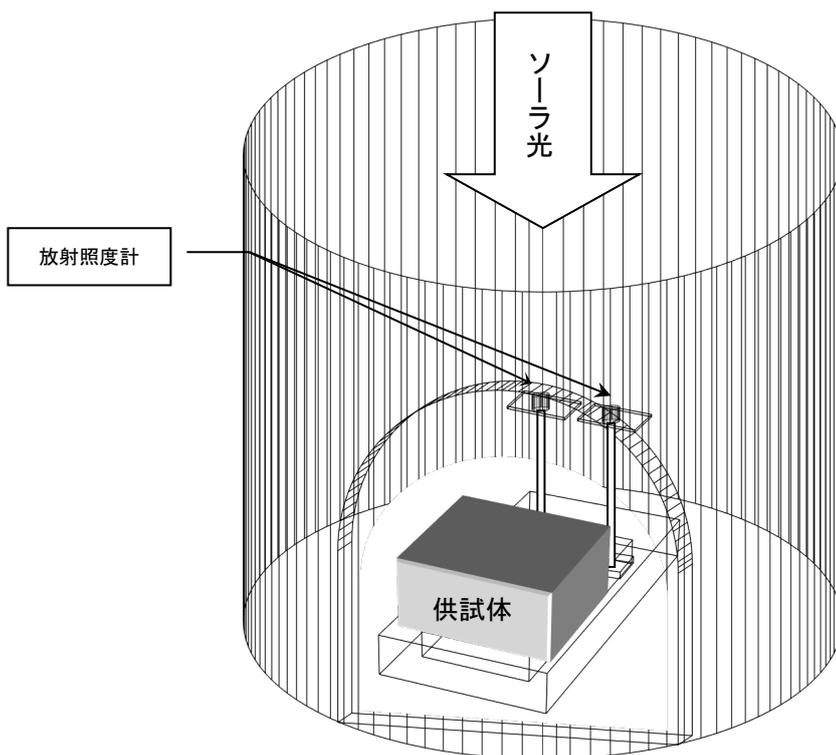


図 G.2-3 放射照度計設置位置 (8mφスペースチャンバ)

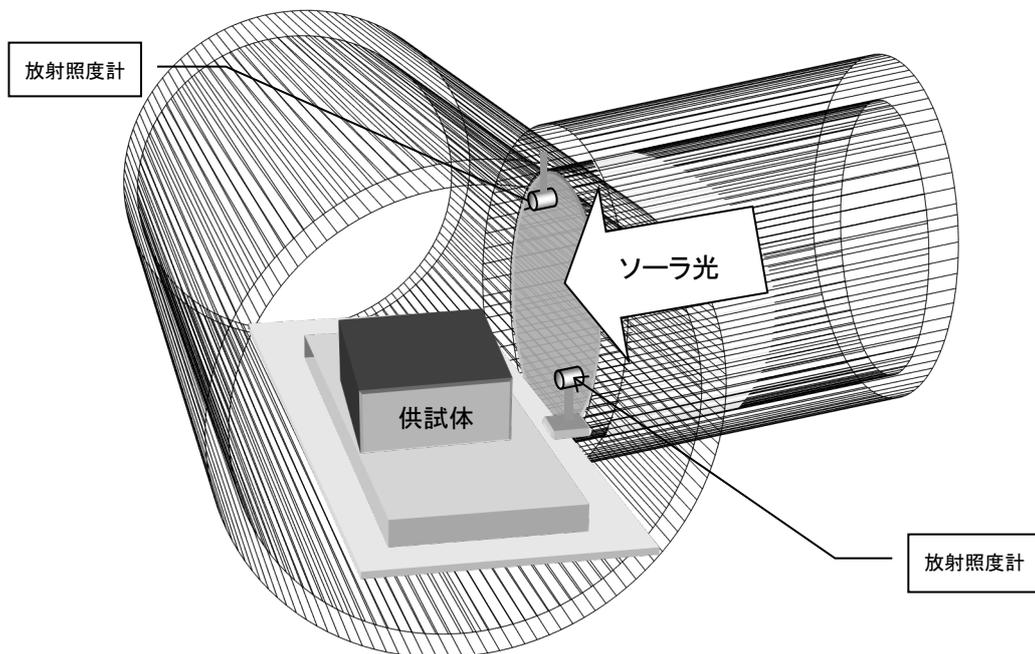


図 G.2-4 放射照度計設置位置 (13mφスペースチャンバ)

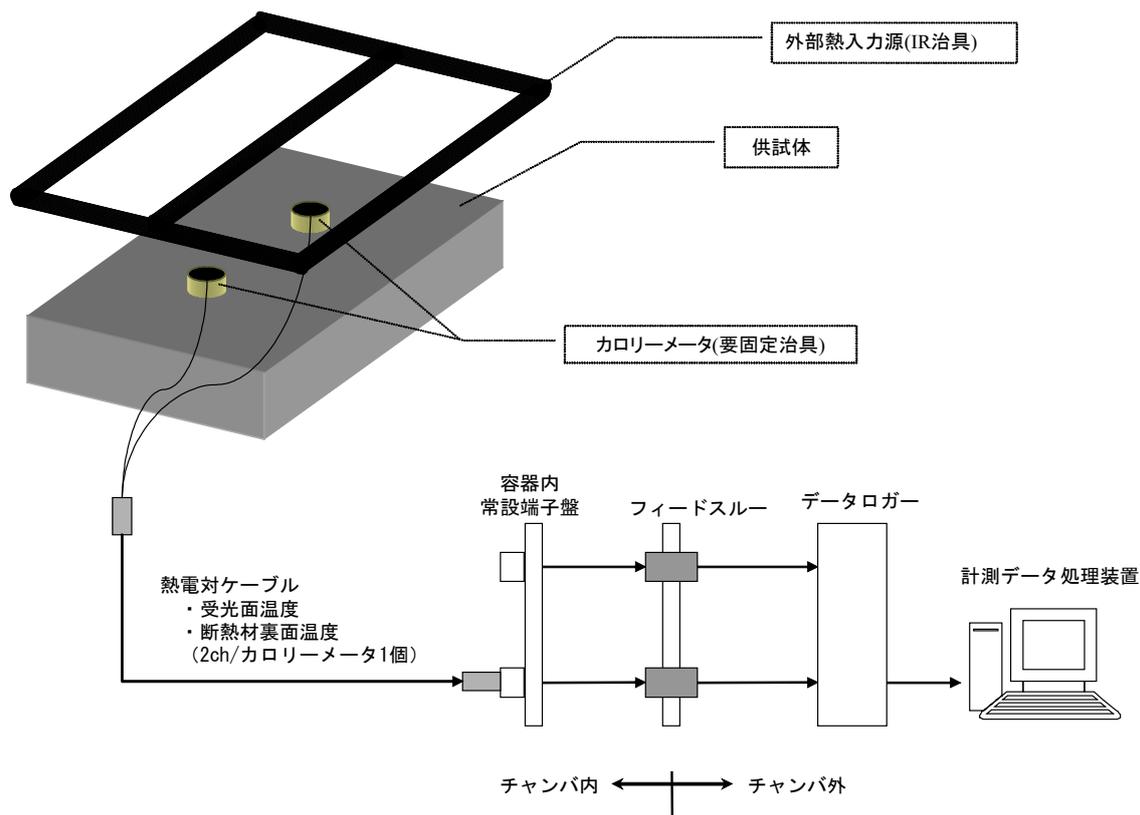


図 G.2-5 カロリメータ設置・配線例

## G.3 圧力の計測

### G.3.1 熱真空試験で使用する真空計

熱真空試験で行う圧力測定には、以下の2種類がある。

#### ①チャンバ内圧力（全圧）の測定

熱真空試験では大気圧から高真空までチャンバ内圧力が変化する。全圧力範囲を1つの真空計で測定することはできないので、測定範囲の異なる真空計を組み合わせ、全圧力範囲を測定している。

#### ②チャンバ内の残留ガス（分圧）の測定

真空排気後、チャンバ内に残っている気体（残留ガス）を構成している気体の種類と分圧を測定する。測定には、市販品として最も普及している四極子型質量分析計が用いられる。

本項では、表 G.3-1 に示した熱真空試験で圧力測定に使用される真空計および残留ガス分析に用いられる四極子形質量分析計について述べる。

表 G.3-1 熱真空試験で圧力測定に使用される主な真空計の特徴

真空計	特徴	精度	測定範囲																		
			$10^{-10}$ ( $10^{-12}$ )	$10^{-8}$ $10^{-10}$	$10^{-6}$ $10^{-8}$	$10^{-4}$ $10^{-6}$	$10^{-2}$ $10^{-4}$	1 $10^{-2}$	$10^2$ 1	$10^4$ $10^2$	$10^6$ $10^4$	Pa Torr)									
ブルドン管真空計	・気体の種類に無関係 ・構造が簡単で壊れにくい	数%～ 数十%																			
隔膜真空計	・気体の種類に無関係 ・温度の影響を受けやすい	数%																			
ピラニ真空計	・気体の種類により感度が異なる ・取扱いが容易	10～100%																			
ペニング真空計	・気体の種類により感度が異なる ・フィラメントを使用しないので焼損のおそれがない	20～50%																			
B-A型真空計	・気体の種類により感度が異なる ・フィラメントの焼損に注意が必要	10～20%																			
ヌード真空計	・気体の種類により感度が異なる ・フィラメントの焼損に注意が必要 ・外圍器の影響がなく高真空の測定が可能	10～20%																			

### G.3.1.1 ブルドン管真空計

#### (1) ブルドン管真空計の特徴

- ・測定範囲： $10^2 \sim 10^5 \text{Pa}$

##### (a) メリット

- ・力学的に圧力を測定しているので気体の種類による感度の差がない。
- ・放電や発熱が起これないので真空系に電氣的・熱的影響をあたえない。
- ・構造が簡単で壊れにくい。
- ・電源を必要としない。

##### (b) デメリット

- ・圧力を電気信号の形で取り出せるものもあるが、一般には目盛を目視によって読むため、自動記録や制御用として用いられることは少ない。
- ・温度変化によって金属の弾性係数が変わるので、誤差が生じる。

#### (2) ブルドン管真空計の計測方法と注意点

- ・ブルドン管は薄い金属を塑性加工したものであるため、腐食性ガスがある状態で使用しない。
- ・温度の影響を受けるので、使用する温度範囲に適した機種を選定する。

### ・取り付け方法

真空度測定は真空計取付け位置や方法によって著しく影響を受ける。特に、流れがあるところでは取り付け方によって測定値が大きく異なるので注意が必要である。ブルドン管真空計を取り付ける際の注意点は以下のとおりである。

- ①真空計は圧力を測定したい位置にとりつける。排気導管の途中などに取り付けた場合、真空容器内の圧力とは異なる圧力を測定していることになる。
- ②管は気体の流れと垂直方向に挿入し、開口面が流れと平行になるようにする。
- ③傾いた姿勢で使用すると重力の影響で誤差が生じるため、ブルドン管真空計は図 G.3-1 のように目盛板が鉛直になるように取り付ける。

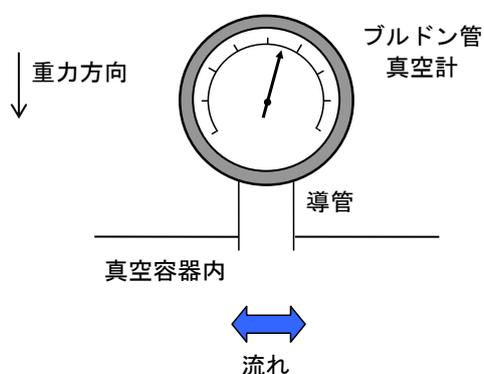


図 G.3-1 真空計の取り付け方

### G.3.1.2 隔膜真空計

#### (1) 隔膜真空計の特徴

・測定範囲： $10^{-2} \sim 10^5 \text{Pa}$

##### (a) メリット

- ・力学的圧力を測定しているので気体の種類による感度の差がない。
- ・放電や発熱が起こらないので真空系に電氣的・熱的影響をあたえない。

##### (b) デメリット

- ・温度変化によって隔膜が熱変形するので、測定値は温度の影響を受けやすい。
- ・隔膜は薄い金属板なので、振動の影響を受けやすい。

## (2) 隔膜真空計の計測方法と注意点

## ・取り付け方

真空度測定は真空計取付け位置や方法によって著しく影響を受ける。特に、流れがあるところでは取り付け方によって測定値が大きく異なるので注意が必要である。隔膜真空計を取り付ける際の注意点は以下のとおりである。

- ①真空計は圧力を測定したい位置にとりつける。排気導管の途中などに取り付けた場合、真空容器内の圧力とは異なる圧力を測定していることになる。
- ②振動の影響を受けやすいので、振動環境で測定する場合は防振策を講じる必要がある。

- ・隔膜は薄い金属板なので、腐食性ガスがある状態で使用しない。
- ・温度の影響を受けやすいので、精度が要求される場合は温調機能が付いた機種を選定する必要がある。

## G.3.1.3 ピラニ真空計

## (1) ピラニ真空計の特徴

- ・測定範囲： $10^{-2}$ ～ $10^3$  Pa

## (a) メリット

- ・低価格である。
- ・放電をとまなわないので真空系に電氣的影響を与えない。
- ・構造が簡単で取り扱いが容易である。

## (b) デメリット

- ・気体の種類によって感度が異なる。
- ・白金細線の表面状態によって感度変化が起こる。

## (2) ピラニ真空計の計測方法と注意点

## ・取り付け方

真空度測定は真空計取付け位置や方法によって著しく影響を受ける。特に、流れがあるところでは取り付け方によって測定値が異なり、自由分子流領域ではこの圧力差が非常に大きくなるので注意が必要である。

- ①真空計は圧力を測定したい位置に取り付ける。排気導管の途中などに取り付けた場合、

真空容器内の圧力とは異なる圧力を測定していることになる。

- ②導管は気体の流れと垂直方向に挿入し、開口面が流れと平行になるようにする。
- ③導管にはガスの放出や透過の少ないものを用いる。
- ④壁の影響を防ぐため、導管の先端を少し突き出す。
- ⑤導管は太く短く接続する。

- ・気体の種類により感度が異なるため、同じ圧力であっても気体の種類によって指示が異なる。測定圧力は校正を行った気体（窒素であることが多い）での換算値として出力される。測定対象の真の圧力を求めるためには、気体の組成を明らかにし、感度の違いによる補正を行わなくてはならない。
- ・ピラニ真空計と同じ熱伝導真空計の一種にコンベクトロン真空計がある。コンベクトロン真空計では対流により白金細線から奪われる熱も考慮しているため、対流熱伝達が無視できない真空度の高い圧力でも圧力測定ができる。コンベクトロン真空計の測定範囲は  $10^{-2}$  ~  $10^5$  Pa である。

### G.3.1.4 ペニング真空計

#### (1) ペニング真空計の特徴

- ・測定範囲： $10^{-6}$  ~ 1 Pa

##### (a) メリット

- ・構造が簡単で堅牢である。
- ・低価格である。
- ・フィラメントを使用しないので焼損のおそれがない。

##### (b) デメリット

- ・気体の種類により感度が異なる。
- ・気体分子をイオン化して電極に捕集するので、真空計自身が真空ポンプとしての作用を持つ。
- ・センサ部導管の加熱脱ガスをを行う必要がある。

#### (2) ペニング真空計の計測方法と注意点

- ・取り付け方

真空度測定は真空計取り付け位置や方法によって著しく影響を受ける。特に、流れがあるところでは取り付け方によって測定値が異なり、分子流領域ではこの圧力差が非常に大き

くなるので注意が必要である。

- ①真空計は圧力を測定したい位置に取り付ける。排気導管の途中などに取り付けた場合、真空容器内の圧力とは異なる圧力を測定していることになる。
- ②導管は気体の流れと垂直方向に挿入し、開口面が流れと平行になるようにする。
- ③導管にはガスの放出や透過の少ないものを用いる。
- ④壁の影響を防ぐため、導管の先端を少し突き出す。
- ⑤導管は太く短く接続する。

・感度の違い

気体の種類により感度が異なるため、同じ圧力に対しても気体の種類によって指示が異なる。測定圧力は校正を行った気体（窒素であることが多い）での換算値として出力される。測定対象の真の圧力を求めるためには、気体の組成を明らかにし、感度の違いによる補正を行わなくてはならない。

・脱ガス

高真空測定（ $10^{-2}\text{Pa}$  以下の測定）のためには、センサ部および導管の加熱脱ガスをする必要がある。脱ガスが不十分の場合、測定値は全く信用できない。脱ガス時間は状況によって必ずしも一定ではないが、高真空を測定するときほど、十分な脱ガス操作が必要となる。脱ガス機能を持つ機種と持たない機種があるので選定の際は注意が必要である。

### G.3.1.5 B-A 型真空計

(1) B-A 型真空計の特徴

・測定範囲： $10^{-7}\sim 10\text{Pa}$

(a) メリット

- ・B-A 型はセンサ部の構造が異なる熱陰極電離真空計（三極管型・シュルツ型）に比べて、より高真空まで測定できる。

(b) デメリット

- ・気体の種類により感度が異なる。
- ・フィラメントの焼損に注意が必要である。
- ・気体分子をイオン化して電極に捕集するので、真空計自身が真空ポンプとしての作用を持つ。

## (2) B-A 型真空計の計測方法と注意点

電離真空計の取り付け方および使用する際の注意点はすでに G.3.1.4 で述べたので参照のこと。以下に熱陰極電離真空計特有の注意点をあげる。

### ・発熱、発光の影響

熱陰極電離真空計のセンサ部はフィラメントを加熱するので、発熱の影響を考慮しなければならない。供試体内部や直近部に設置する場合は、供試体の熱設計評価への影響を低減するため、発熱量の小さい電離真空計を用いる必要がある。

G.3.1.5(3)項に示す小型の電離真空計であるミニチュアゲージの発熱量は1W程度である。一方、G.3.1.5(3)項に示すヌード真空計の発熱量は15W程度である。供試体内部や直近部に設置する場合は発熱量の小さいミニチュアゲージを用いるのが望ましい。

また、フィラメントは加熱により発光するので、必要に応じて遮光カバーを取り付ける必要がある。図 G.3-2 にスペースチャンバ設備常設電離真空計の遮光カバーを示す。



図 G.3-2 電離真空計遮光カバー

### ・放電の影響

電離真空計のセンサ部では残留気体をイオン化させているため、放電が起こっている。特にヌード真空計の場合は、供試体の直近にセンサ部があると、供試体とセンサ部との間で放電が起こる可能性がある。そこで、電離真空計に金網状のシールドを設けるなどの放電防止対策が必要である。筑波宇宙センターのスペースチャンバに常設している電離真空計には図 G.3-3 に示す放電防止用カバーを取り付けている。



図 G.3-3 放電防止用電離真空計カバー

### (3) B-A 型真空計の種類

- ミニチュアゲージ

小型の B-A 型真空計であり、金属製の外囲器を持っている。ガラス製外囲器を持つ真空計のように打撃や衝撃で割れる心配がなく、小型なので発熱量を抑えられるとともに狭い空間にも取り付けることができる。図 G.3-6 のように真空容器内に取り付けることが多い。

- ノード真空計

外囲器を持たない熱陰極電離真空計であり、一般に B-A 型のセンサ部を持つものが多い。外囲器からのガス放出の影響を受けないので、より高真空域で圧力を測定することができ、測定範囲は  $10^{-9}$ ~ $10^{-1}$ Pa である。図 G.3-6 のようにセンサ部が真空容器内に取り付けられるので、応答も速い。真空容器壁に取り付ける場合と真空容器内に取り付ける場合がある。

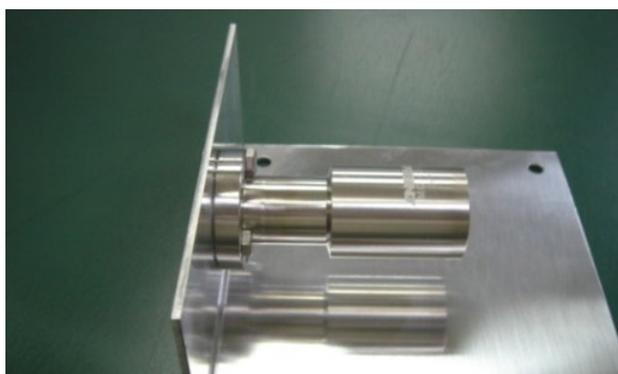


図 G.3-4 ミニチュアゲージ

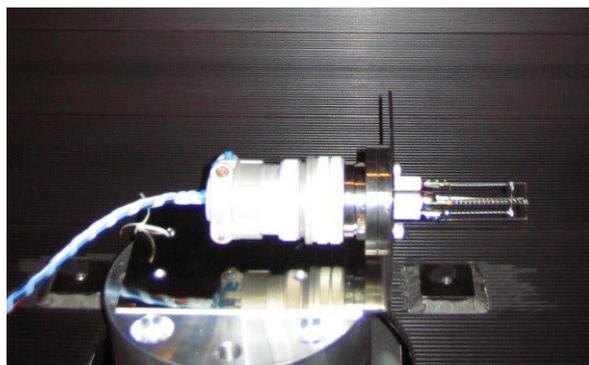


図 G.3-5 ノード真空計

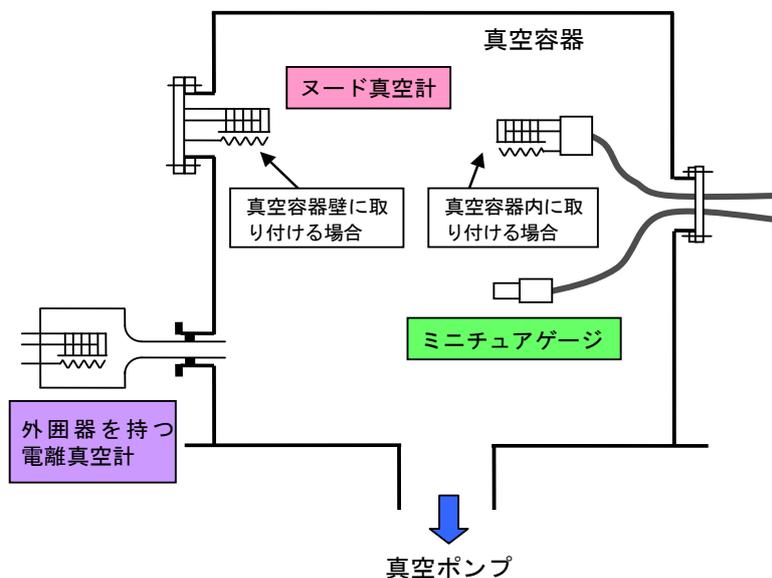


図 G.3-6 電離真空計の取付け位置

### G.3.1.6 四極子型質量分析計

#### (1) 四極子型質量分析計の特徴

- ・最大使用圧： $10^{-2}$ P 程度
- ・最小検知圧： $10^{-12}$ Pa 程度

#### (a) メリット

- ・磁石を必要としないので磁場を使う質量分析計より小型である。
- ・比較的高い圧力まで感度の直線性が保存される。
- ・イオンの初速度が測定結果に影響を与えない。

#### (b) デメリット

- ・異なる気体であっても同じ質量を持つ場合は区別できない。

(2) 四極子型質量分析計の計測方法と注意点

- ・質量分析計は質量によって分離を行うため、例えば窒素分子と一酸化炭素のように、異なる分子でも質量が同じ場合（いずれも分子量 28）は区別することができないことに注意して残留ガス分析を行う必要がある。

G.3.2 スペースチャンバにおける圧力計測の実例

ここでは、筑波宇宙センターのスペースチャンバにおける圧力計測の実例を示す。

13mφ スペースチャンバでは表 G.3-2 に示す真空計を用いて大気圧～ $10^{-6}$ Pa までの圧力測定を行っている。また、表 G.3-3 および表 G.3-4 に 8mφ スペースチャンバおよび 6mφ 放射計スペースチャンバで使用している真空計と各真空計の測定範囲を示す。図 G.3-7 に 13mφ スペースチャンバで熱真空試験を実施した際の圧力測定結果を示す。ただし、代表真空度としてコンベクトロン真空計とヌード真空計の値を表示している。

表 G.3-2 13mφ スペースチャンバの真空計

真空計	測定範囲									
	$10^{-10}$ ( $10^{-12}$ )	$10^{-8}$ $10^{-10}$	$10^{-6}$ $10^{-8}$	$10^{-4}$ $10^{-6}$	$10^{-2}$ $10^{-4}$	1 $10^{-2}$	$10^2$ 1	$10^4$ $10^2$	$10^6$ $10^4$	Pa Torr)
ブルドン管真空計										■
コンベクトロン真空計										■
ペニング真空計										■
B-A型真空計										■
ヌード真空計										■

表 G.3-3 8mφ スペースチャンバの真空計

真空計	測定範囲									
	$10^{-10}$ ( $10^{-12}$ )	$10^{-8}$ $10^{-10}$	$10^{-6}$ $10^{-8}$	$10^{-4}$ $10^{-6}$	$10^{-2}$ $10^{-4}$	1 $10^{-2}$	$10^2$ 1	$10^4$ $10^2$	$10^6$ $10^4$	Pa Torr)
ブルドン管真空計										■
コンベクトロン真空計										■
隔膜真空計										■
ペニング真空計										■
B-A型真空計										■
ヌード真空計										■

表 G.3-4 6mφ 放射計スペースチャンバの真空計

真空計	測定範囲									
	10 <sup>-10</sup> (10 <sup>-12</sup> )	10 <sup>-8</sup> (10 <sup>-10</sup> )	10 <sup>-6</sup> (10 <sup>-8</sup> )	10 <sup>-4</sup> (10 <sup>-6</sup> )	10 <sup>-2</sup> (10 <sup>-4</sup> )	1 (10 <sup>-2</sup> )	10 <sup>2</sup>	10 <sup>4</sup>	10 <sup>6</sup>	Pa (Torr)
ブルドン管真空計								■	■	
隔膜真空計							■	■		
ピラニ真空計						■	■			
B-A型真空計			■	■	■	■				
ヌード真空計		■	■	■	■					

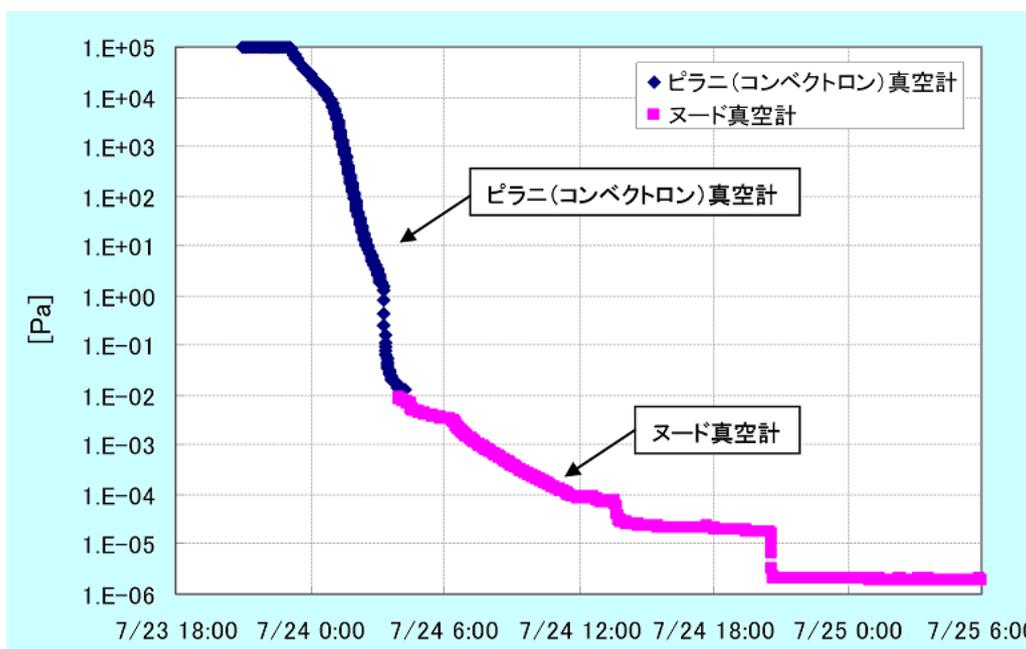


図 G.3-7 筑波宇宙センターの 13mφ スペースチャンバにおける圧力測定例

## G.4 コンタミネーションの計測

### G.4.1 熱真空試験で使用するコンタミネーション計測方法

熱真空試験における分子状コンタミネーション計測方法の分類を図 G.4-1 に示す。本項では、各計測方法の特徴と注意点を述べる。

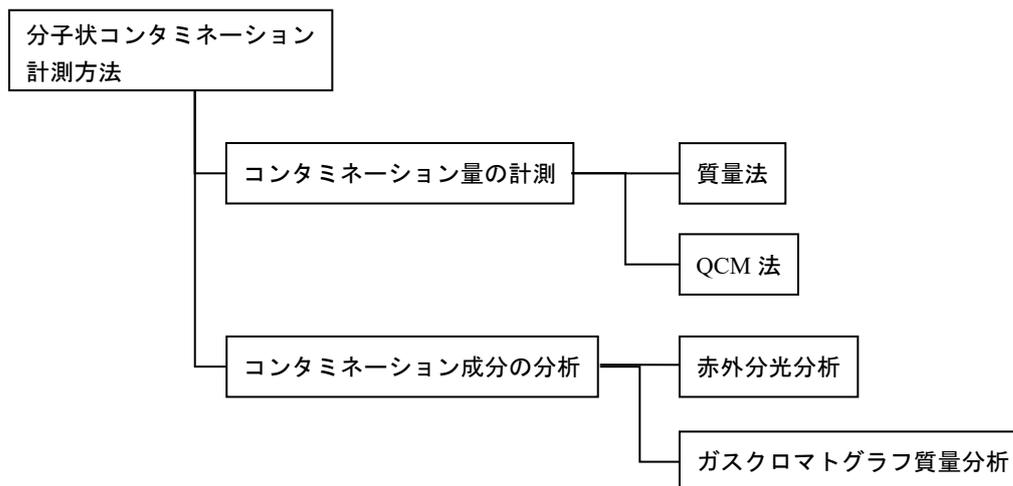


図 G.4-1 分子状コンタミネーション計測方法の分類

#### G.4.1.1 QCM（Quartz Crystal Microbalance：水晶微量天秤）法

ある表面への汚染付着量をリアルタイムに計測したい場合は、TQCM（Temperature Controlled Quartz Crystal Microbalance：温度制御型水晶微量天秤）を使用する。TQCMは、共振するクリスタル表面に物質が付着すると共振周波数が増加することを利用したセンサである。図 G.4-2 に JAXA で使用している TQCM の外観及びその構造を示す。

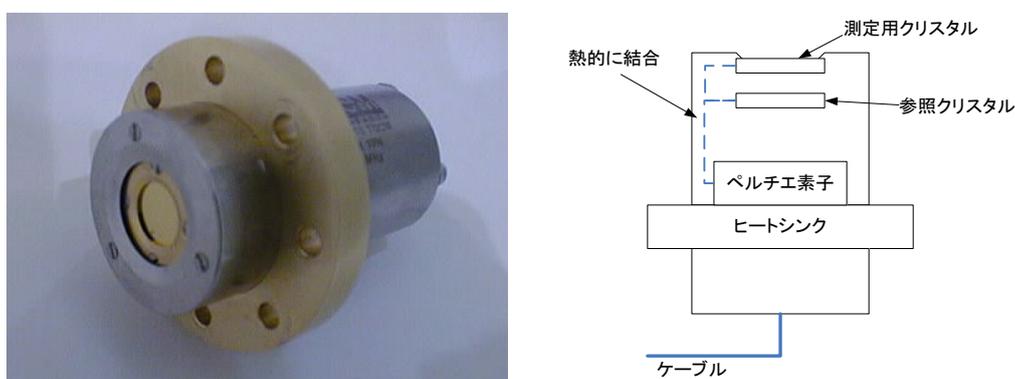


図 G.4-2 JAXA で使用している TQCM の外観及び構造

##### (1) QCM 法の特徴

- ・コンタミネーションの質量をリアルタイムで計測できる。
- ・感度が良い（ $5\text{ng}/\text{cm}^2$  程度）。【参考文献 G-5】

##### (2) QCM 法の計測方法と注意点

###### (a) TQCM 設置位置

熱真空試験においてはスペースチャンバ内の圧力は  $10^{-3}\text{Pa}$  以下である。このような圧

力では汚染分子はチャンバ内を他の分子に衝突することなく直線的に移動する。

汚染源で発生した汚染分子のうち TQCM に到達する分子の割合は、汚染源と TQCM の相対的な位置関係で決まる視野係数 (View Factor) に依存する。したがって、汚染源と TQCM の位置関係は汚染量の計測結果に大きく影響する。

TQCM は計測目的に応じて設置する。

①被汚染面 (光学センサ表面等) の汚染量を知りたい場合

方向：被汚染面と同じ向きとする。

位置：被汚染面に極力近い位置とする。

②汚染源 (宇宙機、試験治具等) から放出される汚染量を知りたい場合

方向：汚染源に向ける。

位置：TQCM の視野が汚染源で満たされるような位置に TQCM を設置する。

JAXA 環境試験技ユニットで使用している TQCM の場合、その視野角が  $150^\circ$  であるため、図 G.4-3 のように設置する。

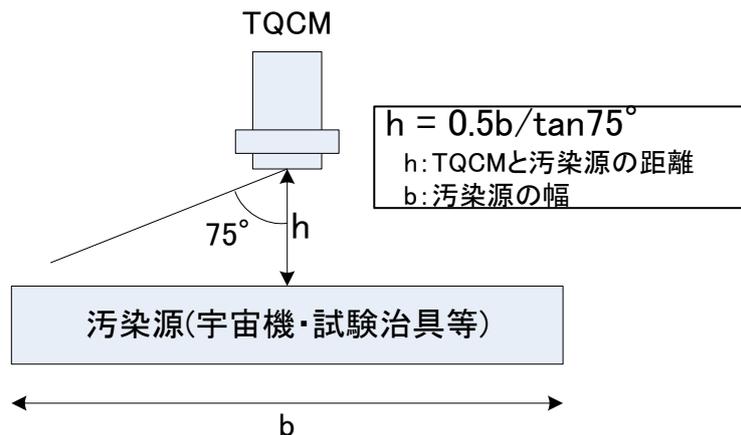


図 G.4-3 TQCM の設置位置

(b) TQCM の設定温度

TQCM の温度は計測目的に応じて設定する。ただし、必要に応じて  $-10^\circ\text{C}$  程度のマージンを取って設定することがある。

①被汚染面 (光学センサ表面等) の汚染量を知りたい場合

被汚染面温度に設定する。

②汚染源 (宇宙機、試験治具等) から放出される汚染量を知りたい場合

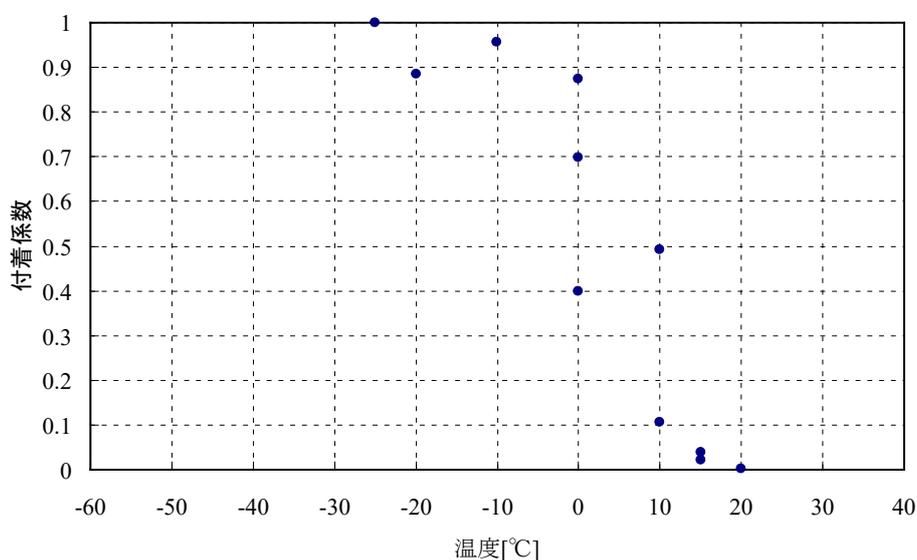
放出される汚染の全量を把握できる温度に設定する。

汚染の全量を把握するための温度設定の具体的な方法として、以下のように設定することがある。

1. 把握したい物質の付着係数が 1 となる温度
2. 被汚染面温度
3. 供試体中で最も低温となる部位の温度
4. シュラウド温度

把握したい物質の付着係数が 1 となる温度に設定する場合の一例として、熱真空試験で検出される汚染物質の典型例であるフタル酸ジエチルヘキシル(DOP、Diocetyl phthalate)の付着係数を図 G.4-4 示す。【参考文献 G-5】ある表面に入射する分子が全て表面に付着する場合、付着係数は 1 であり、付着係数は温度に強く依存する。DOP は $-10^{\circ}\text{C}$ 以下の面に対して付着係数がほぼ 1 になることから、マージンを取って TQCM 温度を $-20^{\circ}\text{C}$ 程度とすることが多いと考えられる。

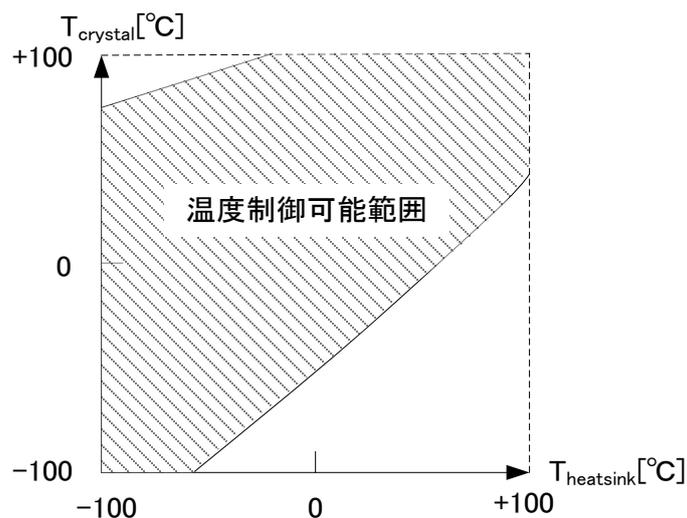
汚染分子の付着しやすさを一定に保って計測するという観点からも、汚染量計測の際には TQCM 温度を一定に保つ必要がある。



図G.4-4 DOPの付着係数

(c) TQCM の温度制御

クリスタルの温度は TQCM 内蔵ヒートシンクの温度に大きく依存する。図 G.4-5 にクリスタル温度とヒートシンク温度の関係を示す。



(数字は目安であり、正確には製品により異なる)

図G.4-5 クリスタル温度とヒートシンク温度の関係

クリスタルを内蔵ヒートシンクと異なる温度にするためには内蔵のペルチエ素子を使用する。ペルチエ素子の能力が限られているため、ヒートシンク温度より 50°C 程度低い温度までしか冷却できない。

TQCM の温度を制御する際の注意事項を以下に示す。

① 量の大きな外付けヒートシンクに取り付けること

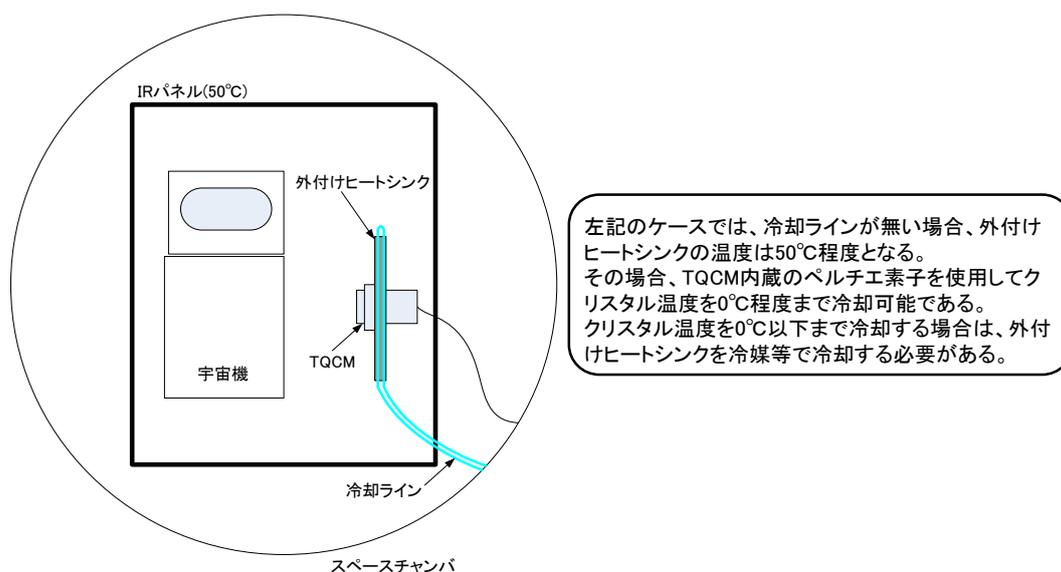
ヒートシンク温度が変化すると測定用クリスタルの温度も変化する。測定用クリスタルの温度を安定させるために、TQCM を熱容量の大きな外付けヒートシンクに取り付けることが望ましい。TQCM に外付けヒートシンクを取り付けた状態を図 G.4-6 に示す。



図G.4-6 外付けヒートシンク

②熱源の近くで使用する場合には冷媒等を使用すること

クリスタル温度はヒートシンク温度に依存し、ヒートシンク温度は TQCM 周囲の温度環境に影響を受ける。図 G.4-7 に示すように、クリスタルの温度を周囲よりも約 50°C 以上下げたい場合は、ヒートシンクを冷媒等で冷却する必要がある。



図G.4-7 クリスタルを周囲温度より大幅に冷却するための方法の一例

(d) TQCM のベーキング

TQCM クリスタルへの汚染物質の付着が進むとクリスタルの感度が低下する。感度を回復するためには、クリスタルの温度を上げて付着物を取り除く方法が用いられる。これをベーキングと言う。

①ベーキングのタイミング

理論的には、クリスタルの共振周波数変化が共振周波数の 1/100 の範囲内では、感度は一定と見なされる。15MHz のクリスタルの場合、150kHz の共振周波数変化に相当する物質が付着しても感度は一定と見なされる。

しかしながら実際には感度が一定と見なせる共振周波数範囲はもっと低く、40kHz 程度であると言われている。JAXA 環境試験技術ユニットでは、TQCM の共振周波数が初期値から約 20kHz 増加した時点でベーキングしている。

② ベーキング温度

JAXA 環境試験技術ユニットで使用している TQCM の場合、内部に使用されているボンディング剤(RTV: 常温硬化接着剤)の許容温度から、86°Cが上限温度である。JAXA

環境試験技術ユニットでは、許容温度に対して余裕を見て約 50°C でベーキングしている。

### ③昇温速度

クリスタルの温度をベーキング温度まで昇温する際の速度は、10°C/min 以下でなければならない。これ以上の速度で昇温すると測定用クリスタルと参照用クリスタルに温度差が生じる。

なお TQCM をベーキングしても共振周波数が元の値に戻らない場合は、クリスタルに汚染物が固着していると考えられる。その場合、クリスタルを交換する必要がある。

### (e) 配線の際の注意

TQCM 内蔵のペルチエ素子への電力供給ラインには 5V、1.25A の電流を流す必要がある (JAXA 環境試験技術ユニットで使用している TQCM の場合)。コントローラから TQCM までの距離が長い場合には、電圧降下を考慮して太いケーブルを使用すること。

## (4) QCM の種類

クリスタルの共振周波数変化を使用して質量を計測するセンサとして、TQCM 以外にも QCM と CQCM (Cryogenic Quartz Crystal Microbalance : 極低温水晶微量天秤) がある。それぞれの特徴を表 G.4-1 に示す。

CQCM にはヒータが内蔵されており、加熱のみが可能である。CQCM は極低温の表面 (He 冷凍機で冷却される望遠鏡の鏡など) への汚染物質の付着量を計測する場合に用いる。海外では CQCM を用いてコンタミネーション計測を行った例が多数見られるが、日本における CQCM の利用は始まったばかりである。

表 G.4-1 QCM の種類

種類	名称	使用温度範囲※	温度制御素子 (内蔵)	備考
水晶微量天秤	QCM	-40°C ~ +100°C	無し	単体では温度制御不能。
温度制御型 水晶微量天秤	TQCM	-80°C ~ +100°C	ペルチエ素子	単体で加熱・冷却が可能。
	CQCM	-199°C ~ +100°C	ヒータ	単体で加熱が可能。

※使用温度範囲の数字は目安であり、正確には製品により異なる。

### G.4.1.2 質量法

熱真空試験終了時点でのある表面への汚染付着量を知りたい場合に、質量法を用いる。質量法は、熱真空試験時にチャンバ内に設置した測定用プレートに付着した汚染量を、天秤を用いて直接計測する方法である。

#### (1) 質量法の特徴

##### (a) メリット

- ・汚染物の質量を直接計測できる。
- ・全世界的で採用されている計測方法であるため、国際プロジェクトにおいても採用可能。【参考文献 G-7】

##### (b) デメリット

- ・QCM法と比較して感度が悪い(0.2  $\mu\text{g}/\text{cm}^2$ 程度) 【参考文献 G-8】。
- ・分析者の技量によって分析結果がばらつく可能性がある。

#### (2) 質量法の計測方法と注意点

##### ・設置位置

供試体の汚染量を計測したい場合には、供試体近傍に測定用プレートを設置すること。チャンバ内で発生するアウトガス量を計測したい場合には、コンタミネーションパネル上に測定用プレートを設置すること。

##### ・測定用プレートの材質

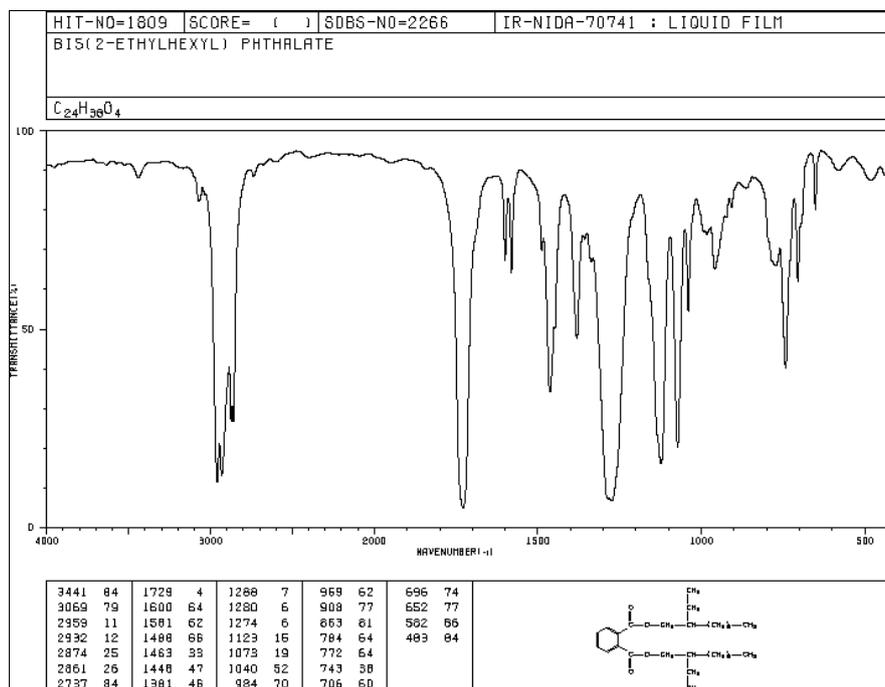
特別な要求が無い限り、測定用プレートの材質はステンレスとすること。なお供試体の汚染量を計測したい場合に、供試体と同じ材質（ガラス等）のプレートを使用することもある。

- ・測定用プレート設置後にはチャンバ内に極力立ち入らないこと。

### G.4.1.3 赤外分光分析

分子状汚染の成分を知りたい場合に赤外分光分析を行う。物質に赤外線を放射し、透過あるいは反射光を分光することでスペクトルを得る。赤外吸収スペクトルは、分子に固有の形を示すので、これにより、対象とする物質がどのような分子構造であるかを知ることができる。熱真空試

験で良く発生する物質である DOP の赤外吸収スペクトルを図 G.4-8 に示す。



図G.4-8 DOPの赤外線スペクトル

(SDBSWeb : <http://riodb01.ibase.aist.go.jp/sdbs/>)

(National Institute of Advanced Industrial Science and Technology, 2007/8/24)

#### (1) 赤外分光分析の特徴

##### (a) メリット

- ・ 汚染物質に含まれる官能基や結合を特定できる。

##### (b) デメリット

- ・ 物質の特定はできない。

#### G.4.1.4 ガスクロマトグラフ質量分析

分子状汚染に含まれる物質を特定したい場合は、ガスクロマトグラフ質量分析を行う。図 G.4-9 にガスクロマトグラフ質量分析を装置の概略を示す。装置に注入された試料は、ガスクロマトグラフ部で一つ一つの成分に分離される。その後、分離された各成分はイオン化により断片に分解され、それぞれの断片の分子量を特定することにより、測定対象に含まれる物質を推定する。

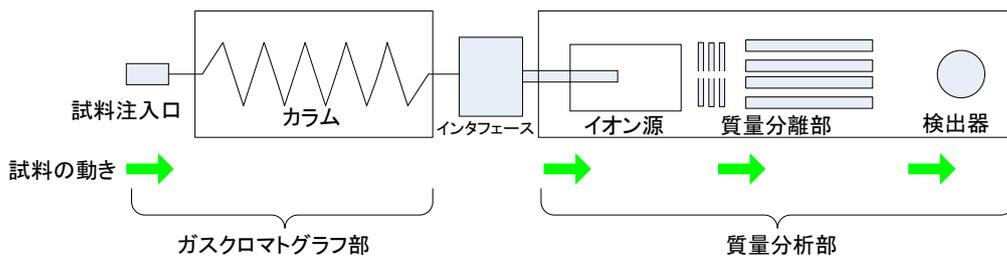


図 G.4-9 ガスクロマトグラフ質量分析装置 (概略図)

ガスクロマトグラフ質量分析装置から得られる情報には、TIC(トータルイオンクロマトグラム)と質量スペクトルがある。それぞれの例を図 G.4-10 と図 G.4-11 に示す。TIC は検出されたイオンの強度の合計値の時間変化を表す。また、質量スペクトルは分析開始後の任意の時間におけるイオン強度を質量電荷比に対してプロットしたものである。質量スペクトルは物質に固有のパターンを示すことから、汚染物の質量スペクトルを既知の物質の質量スペクトルと比較することにより汚染物を構成する物質を特定することができる。

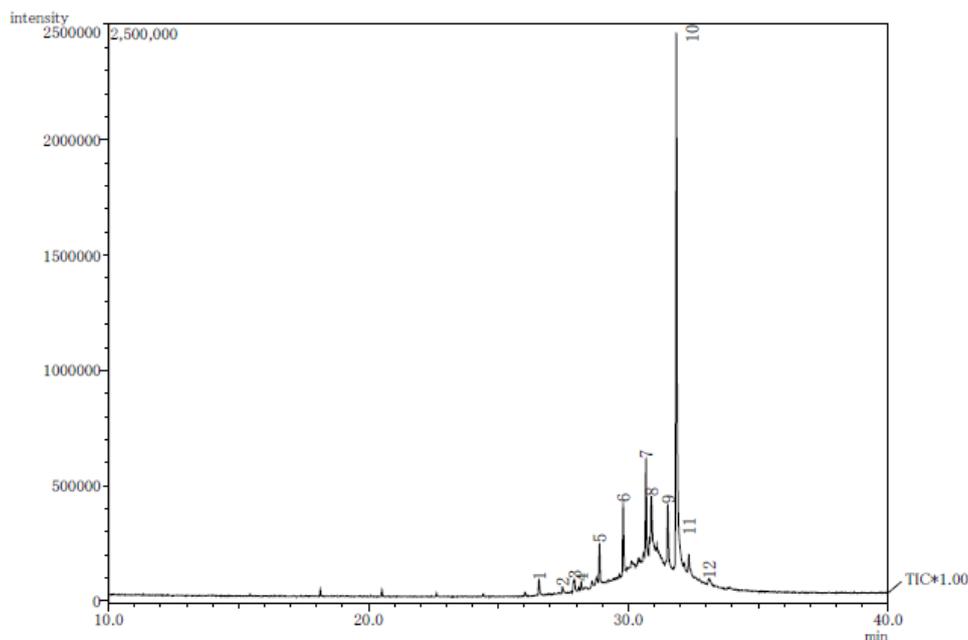


図 G.4-10 TIC の例

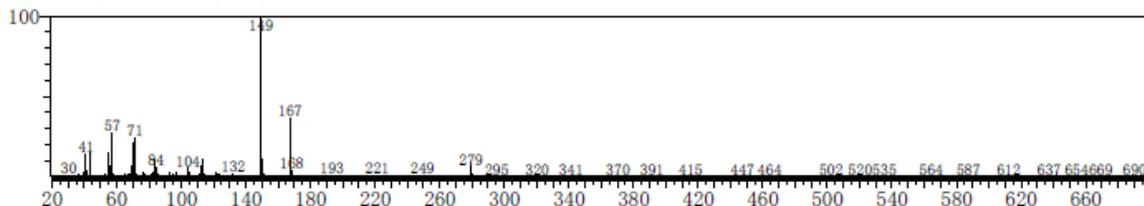


図 G.4-11 質量スペクトルの例 (図 G.4-8 の 10 番目のピーク)

## (1) ガスクロマトグラフ質量分析の特徴

- (a) メリット
- ・汚染物質を特定できる。
- (b) デメリット
- ・分析コストがやや高い。

## G.4.2 スペースチャンバにおけるコンタミネーション計測の実例

QCM 法による汚染量の計測方法を以下に示す。質量法による汚染量の計測および赤外分光分析ならびにガスクロマトグラフ質量分析による汚染物の分析及び表面堆積粒子状汚染については、筑波宇宙センターで行われた熱真空試験における計測・分析結果を示す。

## G.4.2.1 QCM 法

## (1) JAXA で使用している主な TQCM

JAXA 環境試験技ユニットで使用している TQCM の仕様を表 G.4-2 に示す。

表 G.4-2 TQCM の仕様

項目	値
共振周波数	15MHz
感度	$5.09 \times 10^8$ [Hz/(g/cm <sup>2</sup> )]
ペルチエ素子容量	6.25W
視野角	149.04°
クリスタル面積	0.316cm <sup>2</sup>

## (2) 計測方法

## ①配線接続

図 G.4-12 に筑波宇宙センターのスペースチャンバにおける TQCM の配線接続例を示す。センサヘッドからコントローラまでの距離が長いことによる電圧低下の影響を少なくするために、信号ラインとヒータライン（ペルチエ素子への電力供給用）は別系統にされ、ヒータラインには太い線が使用されている。

## ②TQCM 設置位置

図 G.4-13 に 6mφ放射計スペースチャンバシュラウドベーキング時の TQCM の設置例を示す。ベーキング時のシュラウド温度は 80℃、コンタミネーションパネル温度は-190℃であった。

シュラウドベーキングでは、シュラウドからのアウトガス量を計測するために TQCM のクリスタルを-20℃まで冷却する必要があり、そのためにはヒートシンク温度を最高でも 30℃程度に抑える必要があった。このときは TQCM の設置位置を工夫することによりヒートシンク温度を 30℃程度とし、クリスタルを-20℃まで冷却することができた。すなわち TQCM の外付けヒートシンクとシュラウドおよびコンタミネーションパネルへの視野が同程度となる位置に TQCM を設置した。(TQCM の温度設定については米国 NASA ゴダード宇宙飛行センターのベーキング基準を参考にした【参考文献 G-9】)

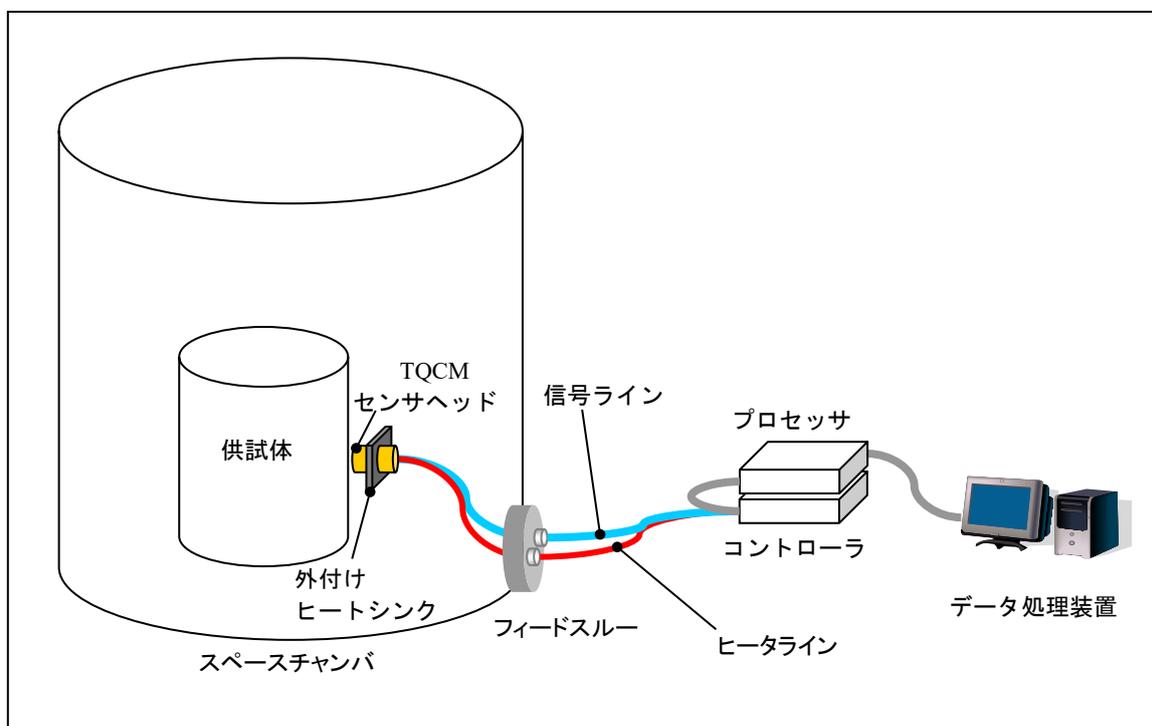
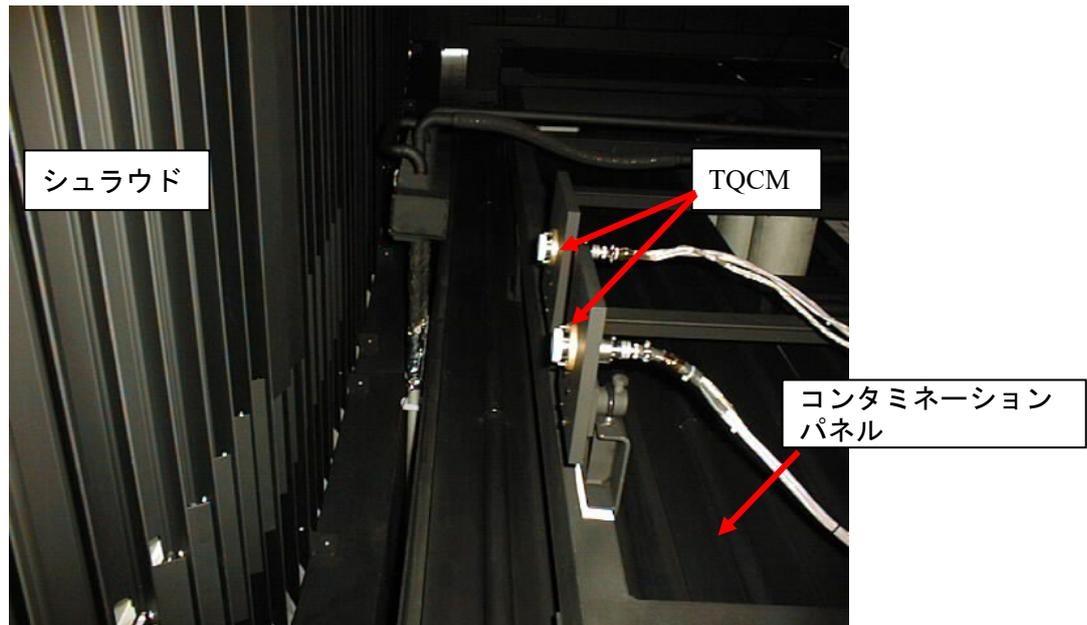


図 G.4-12 TQCM の配線接続例



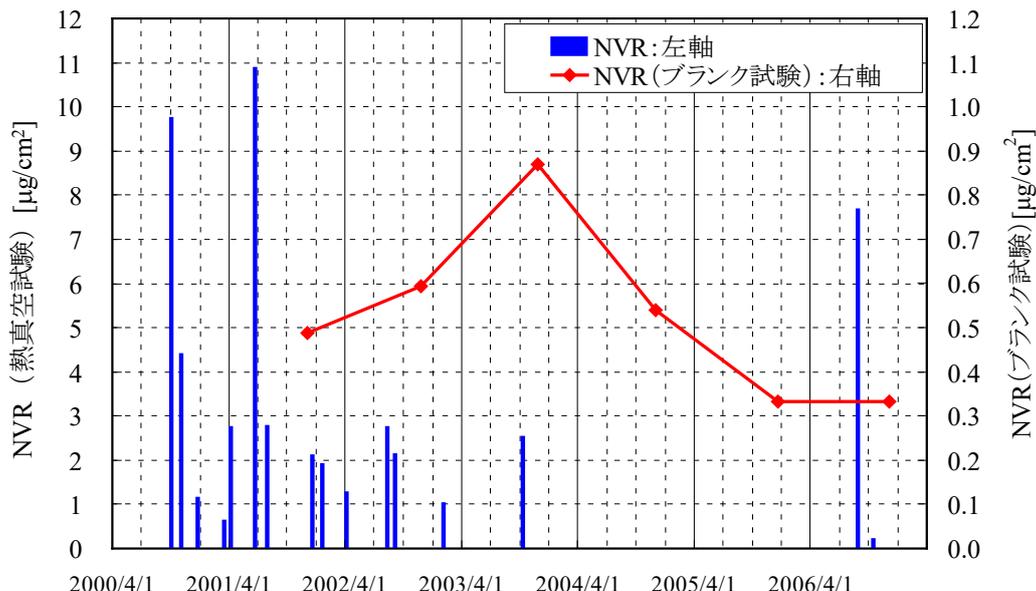
図G.4-13 TQCM設置状況

#### G.4.2.2 質量法

熱真空試験で発生する汚染を監視するため、6mφ放射計スペースチャンバでは試験時に毎回コンタミネーションパネル上のNVR（Non Volatile Residue：不揮発性残渣）の量を測定している。図G.4-14では宇宙機の熱真空試験における測定結果を棒グラフ（左軸）、宇宙機を入れずに実施したチャンバ性能確認試験（ブランク試験）における測定結果を折れ線グラフ（右軸）で示している。図G.4-14の測定結果から、以下のことが言える。

- ①宇宙機の熱真空試験における計測結果(1～10 $\mu\text{g}/\text{cm}^2$ )の方が、宇宙機を入れずに実施したチャンバ性能確認試験(ブランク試験)における計測結果(0.3～1 $\mu\text{g}/\text{cm}^2$ )よりも大きいことから、熱真空試験において発生する汚染は主に供試体に由来すると考えられる。
- ②宇宙機の熱真空試験における試験毎の計測結果のバラツキが大きいことから、供試体から発生する汚染量は、供試体毎に大きく異なると考えられる。

チャンバ性能確認試験において測定されたNVRの由来は、宇宙機の熱真空試験で発生して熱真空試験終了以降も残った汚染あるいはチャンバ構成材料から発生した汚染であると推定されるが、図G.4-14の測定結果だけでは判断できない。

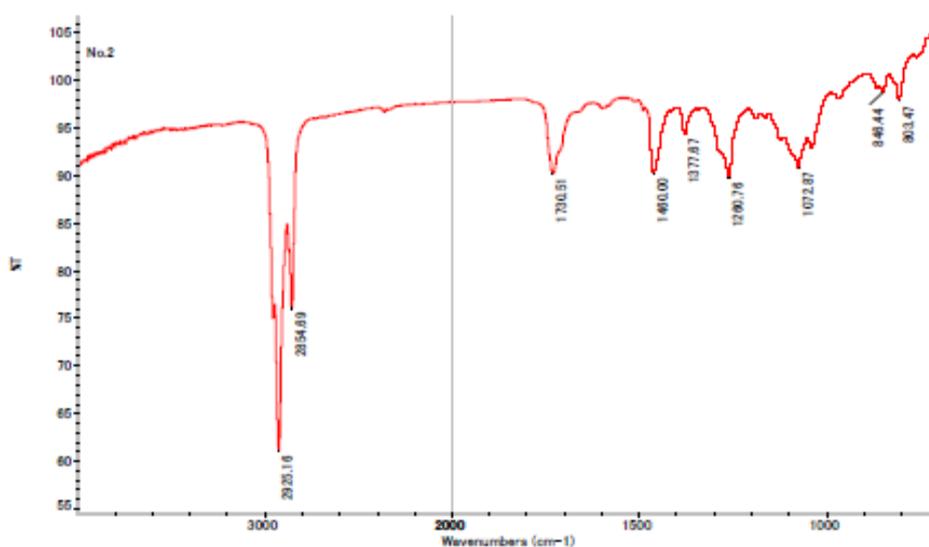


図G.4-14 NVR量測定結果

### G.4.2.3 赤外分光分析

6mφ放射計スペースチャンバの熱真空試験において発生する汚染の種類を確認するため、質量法による汚染量の計測の際に集めたNVRを赤外分光分析している。その際のNVRの赤外吸収スペクトルを図G.4-15に示す。

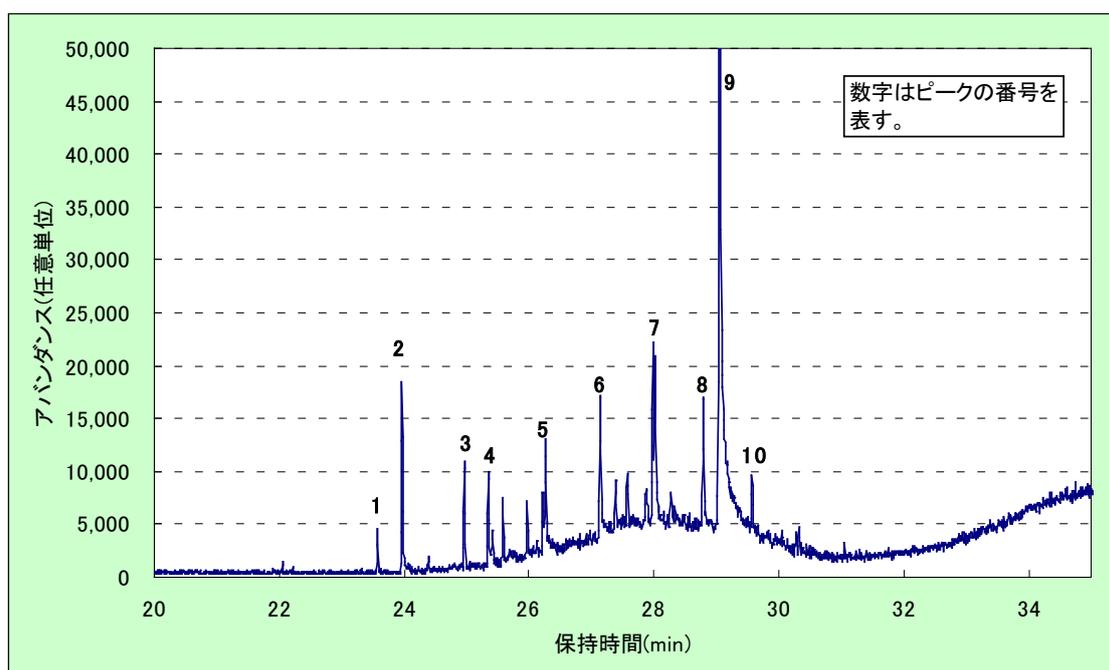
図G.4-15には図G.4-8(DOPの赤外吸収スペクトル)と同じ位置に吸収ピークが見られることから、集められたNVRにはDOPが含まれていることが推定できる。



図G.4-15 熱真空試験で発生したコンタミネーションの赤外吸収スペクトルの例

#### G.4.2.4 ガスクロマトグラフ質量分析

6mφ放射計スペースチャンバにおいて質量法により通常より多くの汚染が検出された場合等には、NVRのガスクロマトグラフ質量分析を行っている。6mφ放射計スペースチャンバ性能確認試験において、チャンバ内のコンタミネーションパネル上に設置された測定用プレートから採取されたNVRのTICを図G.4-16に示す。図G.4-16における保持時間とは、試料(NVR)がカラムに注入されてから検出器で検出されるまでの時間である。



図G.4-16 熱真空試験で発生したコンタミネーションのTICの例

図G.4-10の各ピークに対応する物質の質量スペクトルを既知の物質の質量スペクトルと比較することにより、各ピークの由来物質を特定した。その結果を表G.4-3に示す。

表 G.4-3 各ピークの由来物質

ピーク No.	保持時間[min]	化学構造推定結果	CAS No.※
1	23.6	不明(シロキサン類、D9?)	—
2	24.0	フタル酸ジブチル	000084-74-2
3	25.0	不明(シロキサン類、D11?)	—
4	25.4	不明	—
5	26.3	ドコサン	000629-97-0
6	27.1	ドトリアコンタン	000544-85-4
7	28.0	ペントトリアコンタン	000630-07-9
8	28.8	ヘキサトリアコンタン	000630-06-8
9	29.1	フタル酸ジエチルヘキシル (DOP)	000117-81-7
10	29.6	テトラテトラコンタン	007098-22-8

※アメリカ化学会が発行している Chemical Abstracts 誌で使用される化合物番号であり、化学物質を特定するための番号として広く使用されている。

フタル酸エステル類(ピーク No.2,9)、シロキサン類(ピーク No.1,3)および炭化水素類(ピーク No.5,6,7,8,10)によるピークが見られる。最も多く存在するのは、フタル酸ジエチルヘキシル(DOP)である。

NVR の GC-MS 分析結果から、6mφ放射計スペースチャンバ内部に残留している汚染物は複数の物質から構成されること、また DOP の割合が最も高いことがわかる。なお DOP はプラスチックの可塑剤として多く使用されている物質である。

#### G.4.2.5 表面堆積粒子状汚染

##### (1) 測定方法

熱真空試験中にウィットネスプレート上に堆積した表面堆積粒子状汚染の粒径及び粒子数をパーティクルカウンタによって計測した。

ウィットネスプレートはφ4 インチの Si ウエハを使用した。またパーティクルカウンタは DTSP30-01 を使用した。本計測器は ISO/FDIS14644-9 に適用した直接法、Oblique -, glancing - and side - light measurement system の一方式であり、Si ウエハ上の粒子に光を照射しその散乱光から粒径を算出している。測定面積は直径 80 mm であり、直径 30 μm 以上の粒子を計数可能である。

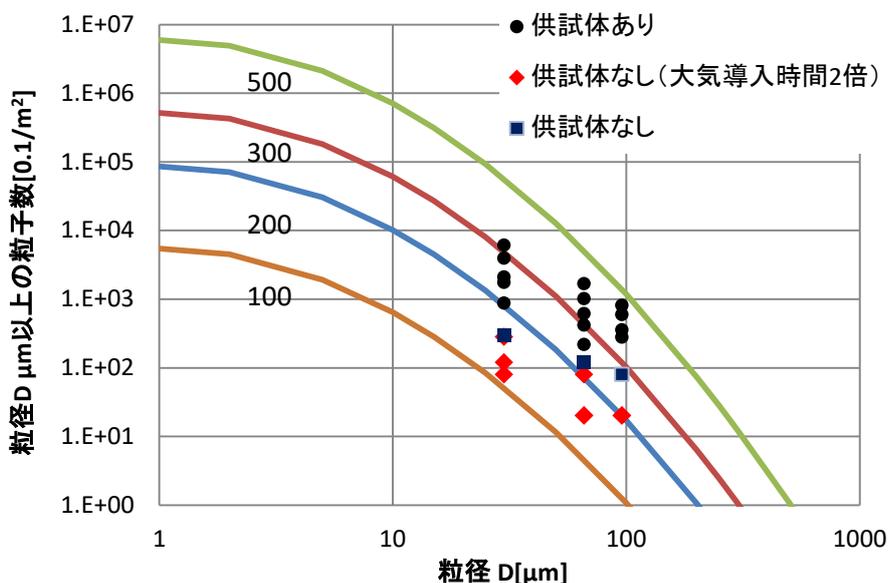
##### (2) 測定結果

8mφスペースチャンバ奥側の底部シュラウドにおける表面堆積粒子状汚染の測定結果を図 G.4-17 に示す。図 G.4-17 では供試体がある熱真空試験中の表面堆積粒子状汚染と、供試体がない

いシステム点検時の測定結果並びに、図 E.3-5(b)に示す 8mφ スペースチャンバの運転プロフィールにおいて、大気導入開始から大気圧戻し完了までの時間を 2 倍にした場合の測定結果を示している。表面清浄度レベルは IEST-STD-CC1246E にて規定されるレベルで評価を行った。

通常の運転手順では表面清浄度レベルは 100~500 であったのに対し、大気導入時間を 2 倍にした場合は表面清浄度レベルは 100~200 であることから、大気導入時間を長くすることは熱真空試験における表面堆積粒子状汚染低減に有効であると考えられる。

なお 8mφ スペースチャンバはクラス 10 万のクリーンルーム内にあり、供試体の熱真空試験前後には容器内を掃除機及び IPA により清掃を行っている。



図G.4-17 熱真空試験における表面堆積粒子状汚染

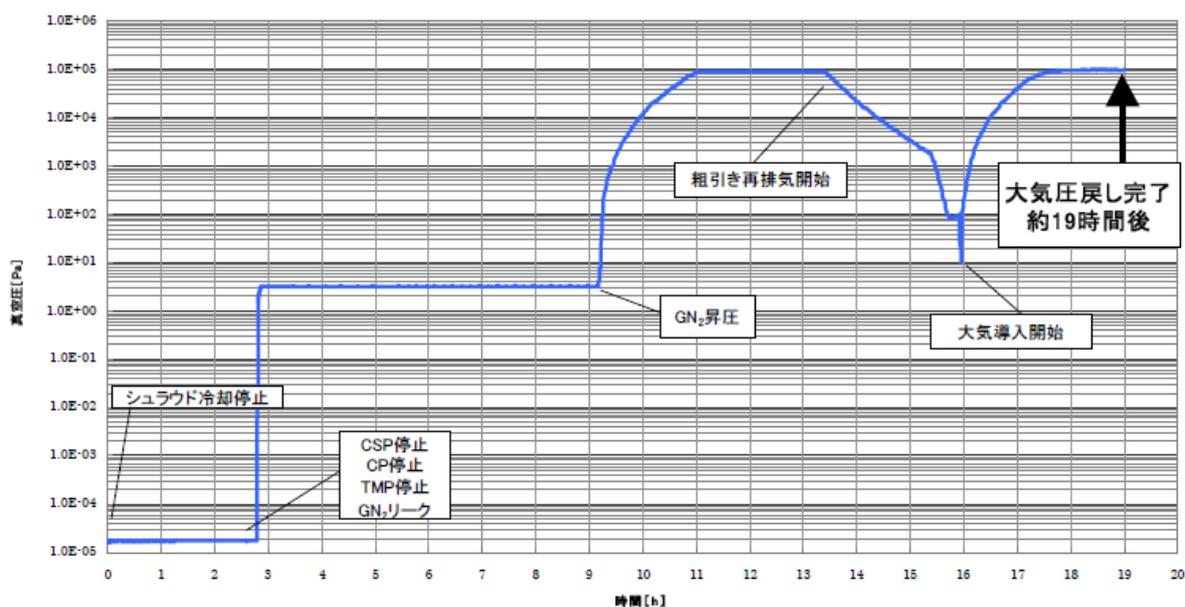


図 E.3-5(b) 8mφ スペースチャンバ 試験運転プロフィールの一例(設備立下げ時)【参考文献 E-3】

## G.5 参考文献

- G-1) JIS C 1602 熱電対
- G-2) JIS C 1610 熱電対用補償導線
- G-3) JIS C 1604 測温抵抗体
- G-4) 宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-05-009 「環境試験技術報告 熱真空試験用熱流束センサの測定原理」
- G-5) NASA-CR-4740 "Contamination Control Engineering Design Guidelines for the Aerospace Community"
- G-6) H. Saruwatari, et al., "Investigation of organic molecule kinetics in thermal vacuum environment", 24th Space Simulation Conference, 2006.
- G-7) ASTM E 1235 , "Standard Test Method for Gravimetric Determination of Nonvolatile Residue (NVR) in Environmentally Controlled Areas for Spacecraft"
- G-8) K. T. Luey, M. J. Fay, R. Sly, "Measurement of Molecular Film Contamination Using Surface Acoustic Wave Microbalances", Journal of the IEST, 2004, Vol. 47, No. 2, pp.25-38.
- G-9) J.A.Roman et.al, "GSFC SPACE SIMULATION LABORATORY CONTAMINATION PHILOSOPHY : EFFICIENT SPACE SIMULATION CHAMBER CLEANING TECHNIQUES", Proceedings of the 19<sup>th</sup> space simulation conference, 1996

## <Appendix H> 熱真空試験における供試体保護

### H.1 放電

#### H.1.1 放電形態

熱真空試験において発生し得る放電形態は、気中放電、真空放電、沿面放電である。  
それぞれの定義・関連事項を表 H.1-1 に示す。

表 H.1-1 熱真空試験において発生し得る放電形態 (1/2)

放電 形態	定義／メカニズム	備考
----------	----------	----

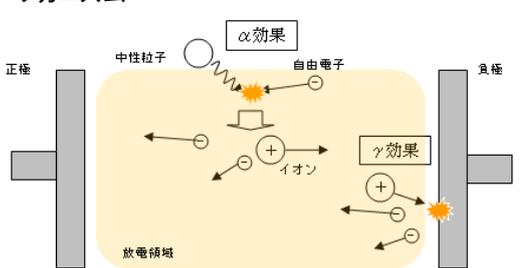
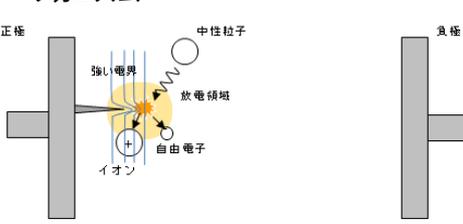
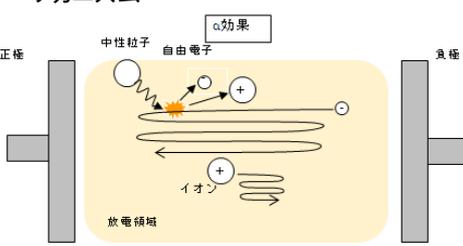
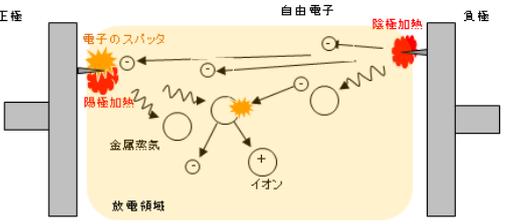
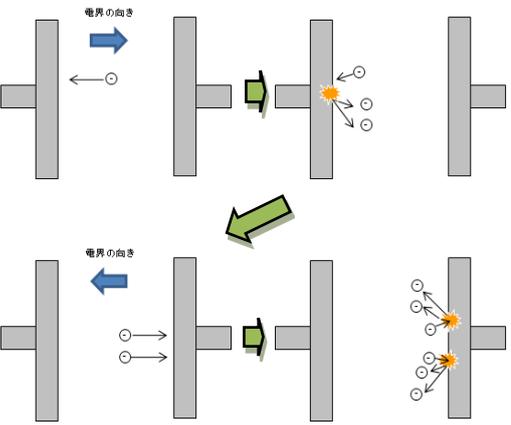
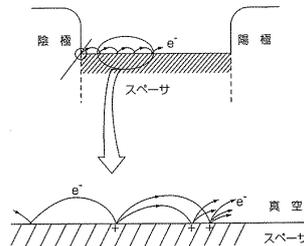
<p>気中放電</p>	<p>気中放電とは、電極間にある気体分子が、電界に加速された電子・イオン、もしくは電界そのものにより電離を繰り返し、絶縁破壊に至る放電をいう。</p> <p>～メカニズム～</p>  <p>気中放電は、電極間で発生する以下の二つの効果により、発生する。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ <math>\alpha</math> 効果 電極間で加速される電子が、中性粒子に衝突し、電離によって、電子・イオンが生ずる。</li> <li>・ <math>\gamma</math> 効果 電極間に生じたイオンが陰極に衝突し、二次電子を発生する。</li> </ul> <p><math>\alpha</math> 効果で発生したイオンが <math>\gamma</math> 効果を引き起こし、<math>\gamma</math> 効果で発生した大量の二次電子が <math>\alpha</math> 効果を盛んにする。</p> <p>1 つの電子が電極間を走行する間に <math>\alpha</math> 作用で生じさせたイオンが、負極との <math>\gamma</math> 効果により1 つ以上の電子を作り出すことができれば、放電が持続的に発生する。</p> <p>約 <math>10^{-2}</math>Pa 以下の圧力になると、電極間に中性粒子が存在しなくなるため、理論的に気中放電は発生しない。</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 全路破壊・部分放電(コロナ放電)、グロー・アーク放電または、DC・RF 放電は気中放電の一種で、それぞれ放電路の進展度合い、放電電流・電圧の関係、印可電圧の周波数により分類したものである。</li> <li>・ 気中放電の中で特に発生しやすい放電形態は、コロナ放電と RF 放電である。</li> <li>・ コロナ放電…放電路が電極全体には発展しておらず、部分的な領域に限られている放電</li> </ul> <p>～メカニズム～</p>  <p>電極に突起物や付着物があり、電極間に不平等電界が形成される時、局部的に電界が絶縁破壊電界に達し、そこで電離が始まる。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ RF 放電…気体に印加される電圧が高周波(<math>10^4</math>[Hz]以上)である。</li> </ul> <p>～メカニズム～</p>  <p>交流電極間の荷電粒子は、電界により電極間を往復運動する。電界の周波数が高くなると、荷電粒子は電極間に捕捉される。これにより、空間内の電位勾配が増強されギャップ内での <math>\alpha</math> 効果が盛んになり、放電開始電圧は低下する。</p>
-------------	---	---

表 H.1-1 熱真空試験において発生し得る放電形態 (2/2)

放電形態	定義／メカニズム	備考
------	----------	----

<p style="text-align: center;">真空放電</p>	<p>真空放電とは、雰囲気中に気体がない真空中で、電極付着物、電極表面等より放出された電子・イオンにより絶縁破壊に至る放電をいう。</p> <p>～メカニズム～</p>  <p>電極間に気体分子がない真空中では、以下の2つの加熱メカニズムにより、電極局所部分の加熱が発生し、その部分から真空中へ金属蒸気が放出される。これが、放電のきっかけとなる。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・陰極加熱 電極表面上の突起物もしくは付着物付近の電界が強くなった部分から自由電子が放出される。すると電子が放出される部分には電流が流れ、局所的に加熱される。</li> <li>・陽極加熱 陰極より放出された自由電子が陰極の突起物もしくは付着物付近の電界が強くなった部分に衝突し、その部分が局所的に加熱される。</li> </ul> <p>このように放出された金属蒸気が自由電子と<math>\alpha</math>効果により電離され、気中放電と同様のメカニズムにより放電が発生する。</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ DC による真空放電は、放電開始電圧が数十 kV 程度で高電圧でなければ発生しない。</li> <li>・ RF による真空放電においては、マルチパクタ効果により低い電力で放電が開始される場合がある。</li> <li>・ マルチパクタ効果は、電子の往復運動と印加周波数の共振現象の一種である。周波数と電極間距離の積が <math>70 \text{ [MHz} \cdot \text{cm]}</math>以上の限られた電界強度において発生する。</li> </ul> <p>～メカニズム～</p>  <p>高周波電極間にある電子が陽極に達したとき、ちょうど高周波の周期の半分の時間が経過していれば、陽極の電位が変化し、陰極になり、電子を逆方向に加速する。このとき、二次電子放出比が 1 以上であれば、電子は増幅されて対向する電極に向かうことになる。これを繰り返すことで電子は増幅され、電極付着物が温められることにより気体化した中性粒子等と衝突し、放電が開始される。</p>
<p style="text-align: center;">沿面放電</p>	<p>沿面放電とは、陰極の3重点(電極、絶縁体、真空が接する境界点)から発生する電子が、絶縁体表面に吸着した分子を電離することにより開始され、絶縁体表面上を伝わる放電をいう。</p> <p>～メカニズム～</p>  <p>陰極の3重点から電子が放出され、電極間にある絶縁体表面をスパッタすることで二次電子を発生させ、絶縁物表面の電界を正に帯電することで3重点の電界強度が増大し、3重点からの二次電子放出が増大する。この二次電子が絶縁物表面の吸着ガスをプラズマ化して放電に至る。</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ RF による沿面放電においても、真空放電と同様にマルチパクタ効果が発生し、放電開始電力が低くなる場合がある。</li> <li>・ 沿面放電のマルチパクタ効果を定量的に示した資料はないが、定性的には絶縁体は二次電子を放出しやすいため、真空放電よりマルチパクタ効果が発生しやすい。</li> </ul>

H.1.2 各放電形態の放電注意圧力領域

各熱真空試験において発生し得る放電形態に対し、一般的な宇宙機のコンフィギュレーションにおいて放電が発生し得る圧力領域を検討した結果をまとめた表を表 H.1-2 に示す。

表の後に、各放電形態ごとに放電注意圧力領域を検討した内容を示す。

なお、一般的な宇宙機のコンフィギュレーションとは、使用電圧 1[kV]以下・電極間距離  $10^{-3} \sim 10^{-1}$ [m]とし、RF 系においては、出力電力 1[kW]以下・使用周波数 1~50[GHz]とした。

表 H.1-2 各放電形態の放電注意圧力

放電形式		備考
気中放電	RF放電	<p>一般的な宇宙機のコンフィグレーションにおいて、RF放電が発生し得る圧力領域は、約 <math>10^{-2}</math>[Pa] ~ <math>1.33 \times 10^4</math>[Pa]。</p>
	コロナ放電	<p>一般的な宇宙機のコンフィギュレーションにおいて、コロナ放電が発生し得る圧力領域は、約 <math>10^{-3}</math>[Pa] ~ <math>6.67 \times 10^{-1}</math>[Pa]。</p>
真空放電 (マルチバクティングも含む)	<p>真空放電は <math>10^{-2}</math>[Pa]以下で発生し得る。                      DCによる真空放電は、一般的な宇宙機のコンフィギュレーションでは発生しない。                      RF電力によるマルチバクタ効果は、低い電力でも発生し得る。                      マルチバクタ効果は圧力で制御できないが、RF放電への遷移は、<math>2 \times 10^{-3}</math>[Pa]以下にすることで抑えられる。</p>	
沿面放電	<p>沿面放電は全圧力領域で発生し得る。                      一般的な宇宙機のコンフィギュレーションにおいて、DCによる沿面放電が発生し得る圧力領域は、<math>1.33 \sim 2.66 \times 10^2</math>[Pa]。                      真空放電同様、RF電力によるマルチバクタ効果が発生する。</p>	

(1) 気中放電の放電注意圧力領域

気中放電の中でも発生しやすい放電形態がコロナ放電と RF 放電である。

以下にコロナ放電と RF 放電の放電注意圧力領域の検討内容を示す。

① RF 放電の放電注意圧力領域

イ) 下限値の検討

表 H.1-1 で示したように約  $10^{-2}$  [Pa]以下では、気中放電は理論的に発生し得ない。ゆえに下限値は約  $10^{-2}$  [Pa]と考えてよい。

ロ) 上限値の検討

図 H.1-1 に示す RF 放電開始電圧の圧力・周波数・電極間距離の相関のグラフより、一般的な宇宙機搭載機器等に対する放電注意圧力領域の上限値は  $1.1 \times 10^4$  [Pa]である。

このとき一般的な宇宙機搭載機器等のパラメータは、使用電力：1 [kW]以下、使用周波数：1～50 [GHz]、電極間距離：0.1～100 [cm]とした。

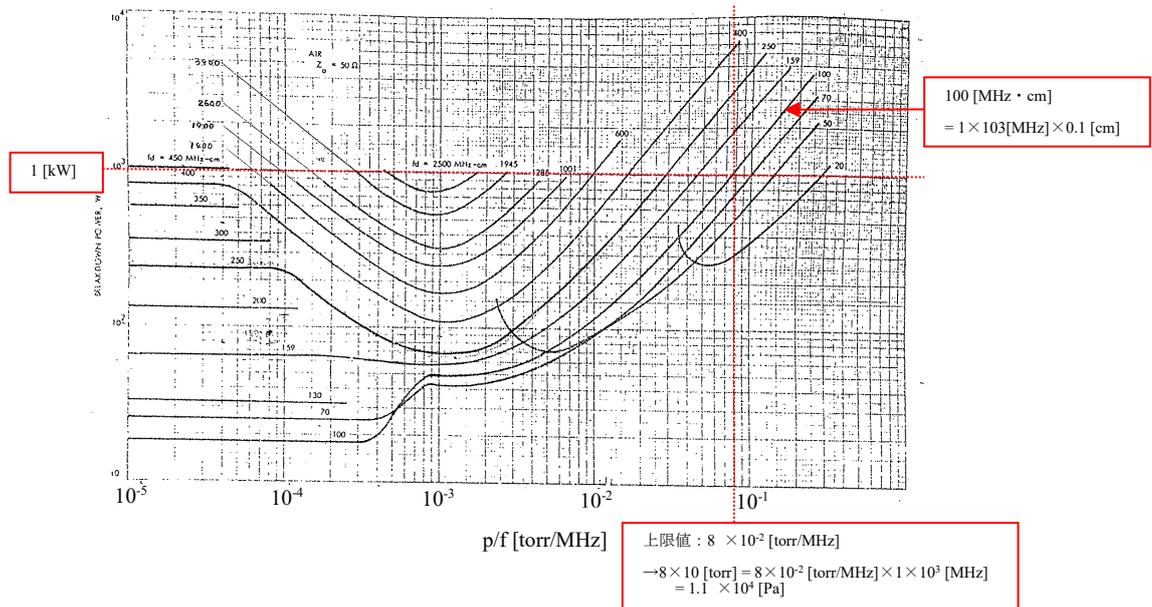


図 H.1-1 RF 放電の放電発生条件【参考文献 H-1】

※本データは、50Ω系の同軸ケーブルにおいて放電発生条件を測定・シミュレーションした結果である。

② コロナ放電の放電注意圧力領域

イ) 下限値の検討

①と同様、約  $10^{-2}$  [Pa]である。

ロ) 上限値の検討

図 H.1-2 に示すコロナ放電開始電圧の圧力依存性のグラフから、一般的な宇宙機搭載機器等の使用電圧が 1 [kV]以下とすると、放電注意圧力領域の下限値は、 $6.67 \times 10^3$  [Pa]である。

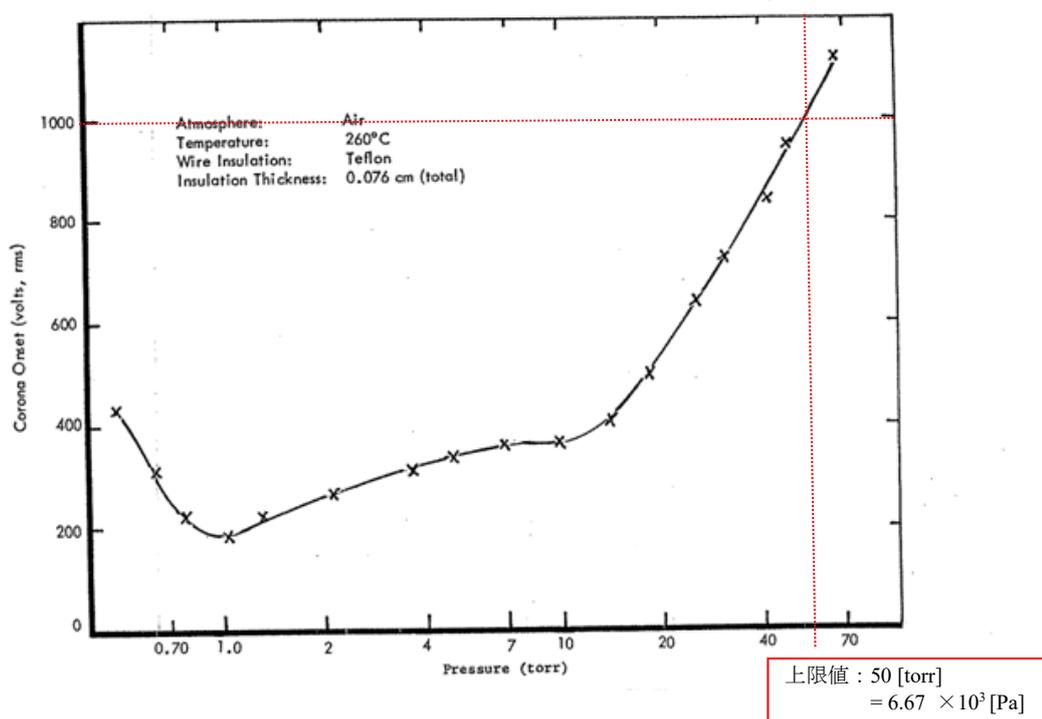


図 H.1-2 コロナ放電の放電発生条件【参考文献 H-2】

※本データは、0.76 [mm]間隔のテフロン被覆平行電線に 400 [Hz]の電圧をかけた場合のコロナ放電開始電圧の測定結果である。

## (2) 真空放電の放電注意圧力領域

真空放電は  $10^{-2}$ [Pa]以下で発生し得る。DC による真空放電は、数十 kV 以上でなければ発生せず、一般的な宇宙機のコンフィギュレーションでは発生しない。

しかし、10[Pa]以下で発生する高周波電力によるマルチパクタ効果は、低い電力でも発生し得るため、一般的な宇宙機のコンフィギュレーションでも十分発生し得る。マルチパクタ効果は圧力では制御できず、電極間距離と周波数の関係で決まる発生条件を避けるように設計時に対策する必要がある。

ただし、気中放電が発生する圧力領域及びその付近でマルチパクタ効果が発生するとより低い放電開始電力で(1)①で示した RF 放電へ遷移する。

RF 放電はマルチパクタ効果による真空放電に比べ、より大きなダメージを供試体に与える。そこで圧力を制御することで RF 放電への遷移を妨げるべきである。

以下、マルチパクタ効果で発生した放電が RF 放電へ遷移し得る圧力領域を具体的に示す。

## イ) 上限値

上限値は、気中放電が発生し得り、かつマルチパクタが発生し始める約 10 [Pa]である。

## ロ) 下限値

下限値は、特に電極付近に付着するコンタミの量に大きく依存する。この依存性については、ESTEC が ERS-1 のコンポーネント開発の過程で、詳細に検討している。

その検討の結論として、マルチパクタの RF 放電への遷移を防ぐためには圧力を  $2 \times 10^{-3}$  [Pa]以下にする必要があるとしている。【参考文献 H-3】

## (3) 沿面放電の放電注意圧力領域

## ① DC による沿面放電の放電注意圧力領域

図 H.1-3 に示す沿面放電開始電圧の圧力依存性のグラフから、一般的な宇宙機搭載機器等の使用電圧が 1 [kV]以下とすると、放電注意圧力領域の上限値は  $3.99 \times 10^3$  [Pa]、下限値は 1.33 [Pa]である。

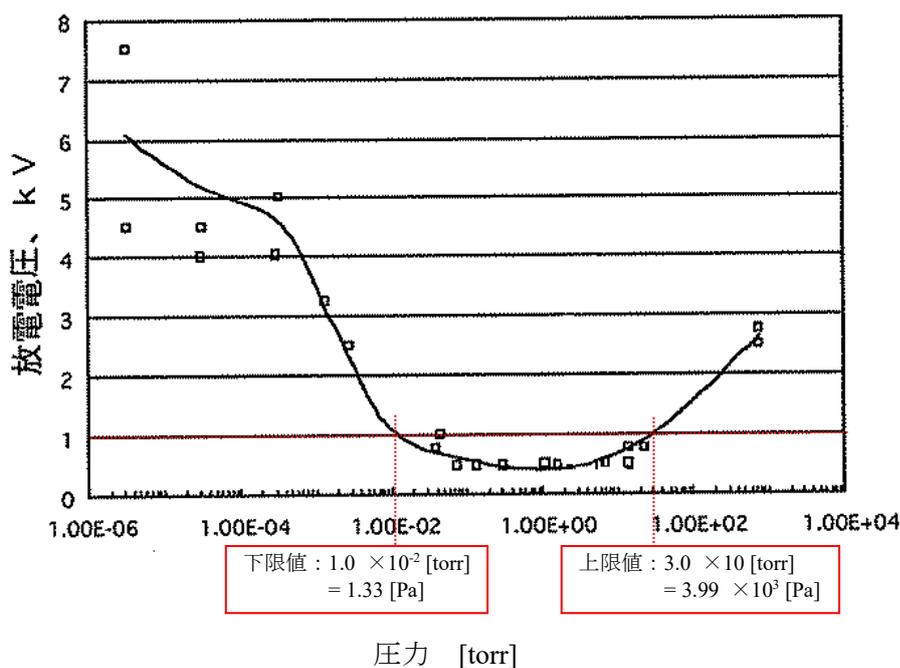


図 H.1-3 沿面放電の放電発生条件【参考文献 H-4】

※本データは、1mm 間隔のエポキシ基盤上の平行線路に DC 電圧をかけた場合の沿面放電開始電圧の測定結果である。

## ② マルチパクタ効果による沿面放電の放電注意圧力領域

沿面放電におけるマルチパクタ効果における RF 放電への遷移も真空放電における場合と同様のメカニズムで発生するため、真空放電の場合と同様の放電注意圧力領域を設定すべきである。

### H.1.3 熱真空試験時の放電注意圧力領域

H.1.2 項の検討結果をまとめると、一般的な宇宙機のコンフィギュレーションにおいて放電しやすい圧力領域は、おおよそ  $2 \times 10^{-3} \sim 1.1 \times 10^4$  [Pa] となる。

これを含むように一般的な宇宙機コンフィギュレーションにおける熱真空試験時の放電注意圧力領域は、 $1.33 \times 10^{-3} \sim 1.33 \times 10^4$  [Pa] とするのが妥当である。

### H.1.4 放電の実例

過去に熱真空試験時に発生した放電不具合の実例を表 H.1-3 に示す。

1970 年代に発生した不具合は、真空計から放出された電子が放電を誘発したことにより発生した。これ以来、筑波宇宙センターの大型スペースチャンバでは真空計の周囲に接地した金属グリッド（金網）を配置している。

1990 年代以降に発生した不具合では、チャンバ圧力が上昇した際の対処ミスが問題となった。直接の原因は対処ミスであったが、放電注意圧力領域に対する認識不足が間接的な原因であった。高電圧機器・高周波機器を搭載している供試体の熱真空試験では、供試体の放電注意圧力領域を適切に把握する必要がある。

また、供試体内部の圧力が局所的に高くなったことが原因となった不具合もある。高電圧機器等が配置される供試体内部とチャンバ圧力は大きく異なる場合がある【参考文献 H-5】。高電圧機器等の電源を ON する場合は、供試体内部の圧力等高電圧機器等が配置されている部分の圧力を把握する必要がある。

表 H.1-3 放電による不具合 概要

発生年	供試体	不具合内容	原因
	/モデル		
1977	衛星システム	受領検査でIRランプとシュラウド間で放電。アルミが太陽電池パドルにスパッタ。	放電注意圧力領域内( $10^{-2}$ [Pa]付近)であった。 真空圧計から放出された電子が放電発生を助長した。
1978	衛星システム	QT 予備試験において、 $10^{-2}$ [Pa]付近でIRランプが3回コロナ放電した。このときIRランプ(交流 118V)への給電は停止していた。	同上
1991	コンポーネント /PFM	機器の送信パルス波形をモニタするための試験用高周波ケーブルコネクタで放電。	コネクタ絶縁材、中心導体、真空の3重点の強電界が沿面放電もしくは気中放電を発生させた。 コネクタ内部又は周辺が、局所的に放電注意圧力に達していた可能性もある。
1994	衛星システム /PFM	大気圧戻し作業中、当初設定していた放電注意圧力領域通過後の $5.1 \times 10^{-2}$ Torr において TWT を ON し、TWT アンプのテレメトリ値がオールオフ。原因は、電源の高圧部が 320V $\sim$ 7.2kV で動作しており、いずれかの電圧で放電。	放電注意圧力領域の誤設定により、放電しやすい圧力領域で高電圧機器 ON した。
1997	衛星システム /PFM	バンドリジェクションフィルタが放電、損傷した。この損傷に気づかず打上げ、軌道上でもバンドリジェクションフィルタが放電。ハイゲインアンテナの送信出力が 10dB 低下した。	熱真空試験時、設備の停電により圧力が上昇。機器を OFF しなかったため。
2007	コンポーネント /PFM	耐電力試験においてマルチプレクサ内で放電が発生し、反射電力及び出力電力が急激に変動した。	3重点等の強電界から沿面放電もしくは気中放電が発生した。 コンポーネントのベント穴が十分に用意されておらず、残留気体の放出によりコンポーネント内部の圧力が上昇した。

## H.2 過冷却のメカニズム

### H.2.1 気体による熱伝達と圧力の関係

本ハンドブックの2.1.2項でも示したように、高真空においては気体による熱伝達は無視できるほど小さいが、圧力が高くなるにつれ大きくなる。気体による熱伝達の形態は、チャンバ内の流れの形態により異なり、自由分子領域であれば気体による熱伝達は圧力に依存する。大気圧戻しの際は、自由分子領域から中間領域、粘性領域に徐々に変化し、粘性領域では熱伝達は圧力によらず、物体間の温度差に依存する量となる。

#### (1) 自由分子領域における気体による熱伝導

自由分子領域(Appendix.B 参照)は熱伝導量は圧力に比例し、式(H.2-1)で表される。

$$Q_1 = \alpha p \Lambda A_m (T_m - T_s) \quad (\text{H.2-1})$$

$\alpha$  : 適用係数

$p$  : 圧力 [Pa]

$\Lambda$  : 自由分子熱伝導率

$A_m$  : 供試体面積 [m<sup>2</sup>]

$T_m$  : 供試体温度 [K]

$T_s$  : シュラウド温度 [K]

自由分子熱伝導率は気体分子の種類と温度で決まり、以下の式となる。

$$\Lambda = \frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)} \sqrt{\frac{k}{2\pi m T_{\text{gas}}}}$$

$\gamma$  : 比熱比 (2原子分子の場合 1.4)

$k$  : ボルツマン定数  $1.38 \times 10^{-23}$  [J/K]

$m$  : 気体分子の質量 (窒素分子の場合  $4.8 \times 10^{-26}$  [kg/個])

$T_{\text{gas}}$  : 気体温度 [K]

#### (2) 粘性領域における気体による熱伝導

粘性領域では熱伝導量は温度勾配に比例する。供試体とシュラウドを同心球と仮定すると、その熱伝導量は式(H.2-2)で表される。

$$Q_2 = \frac{4\pi\kappa}{\left(\frac{1}{r_m} - \frac{1}{r_s}\right)} (T_m - T_s) \quad (\text{H.2-2})$$

$\kappa$  : 粘性域での熱伝導率[W/(m・K)] (0°Cの窒素では 0.02598)

$r_m$  : 供試体と同一面積の球の半径[m]

$r_s$  : シュラウドと同一面積の球の半径[m]

(3) 中間領域における気体による熱伝導

中間領域における熱伝導式は定式化が困難であるが、経験的に自由分子熱伝導と粘性による熱伝導を共に考慮し、式(H.2-3)と見なせる。

$$\frac{1}{Q_{cond}} = \frac{1}{Q_1} + \frac{1}{Q_2} \tag{H.2-3}$$

チャンバの中の気体の状態を圧力によって以下のように分類しグラフ化すると、単位面積あたりの期待による熱伝導量は図 H.2-1 となる。(正確には気体の状態は温度や代表長さによって異なる)

- ・ 自由分子領域 10<sup>-3</sup>Pa 以下
- ・ 中間領域 10<sup>-3</sup>Pa～1Pa
- ・ 粘性領域 1Pa 以上

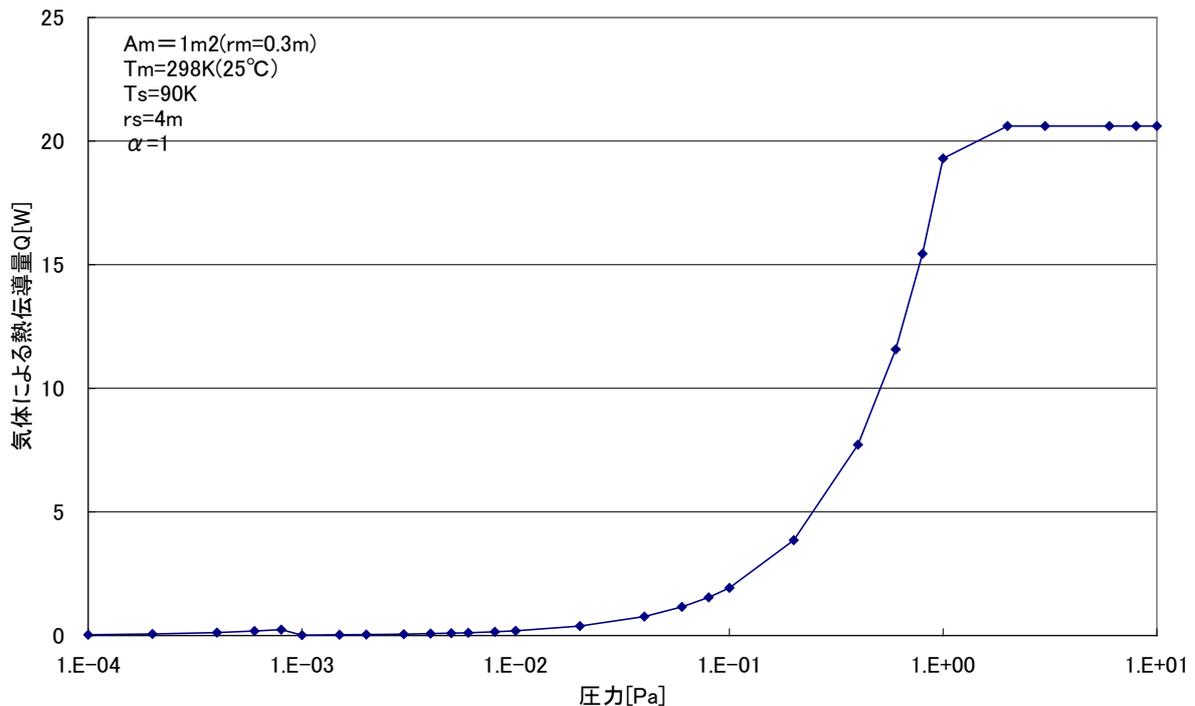


図 H.2-1 自由分子領域における気体による熱伝達量

## H.2.2 大気圧戻し時のチャンバ内環境

図 H.2-5 に筑波宇宙センターの 13mφ スペースチャンバの大気圧戻し時のプロファイルを示す。

まず初めに真空排気装置を停止し、次に供試体機器が放電しやすい圧力領域である  $10^{-3}\text{Pa}$  から  $1\text{Pa}$  をすみやかに通過させるため、チャンバ内にガス窒素を入れて ( $\text{GN}_2$  リーク) 圧力を数 Pa まで上昇させる。

このとき、シュラウド温度は極低温 ( $-190\sim-100^\circ\text{C}$ ) であり、チャンバ内に増えた窒素分子による熱伝達により、供試体からシュラウドへの放熱量が増え、供試体過冷却発生リスクがある。

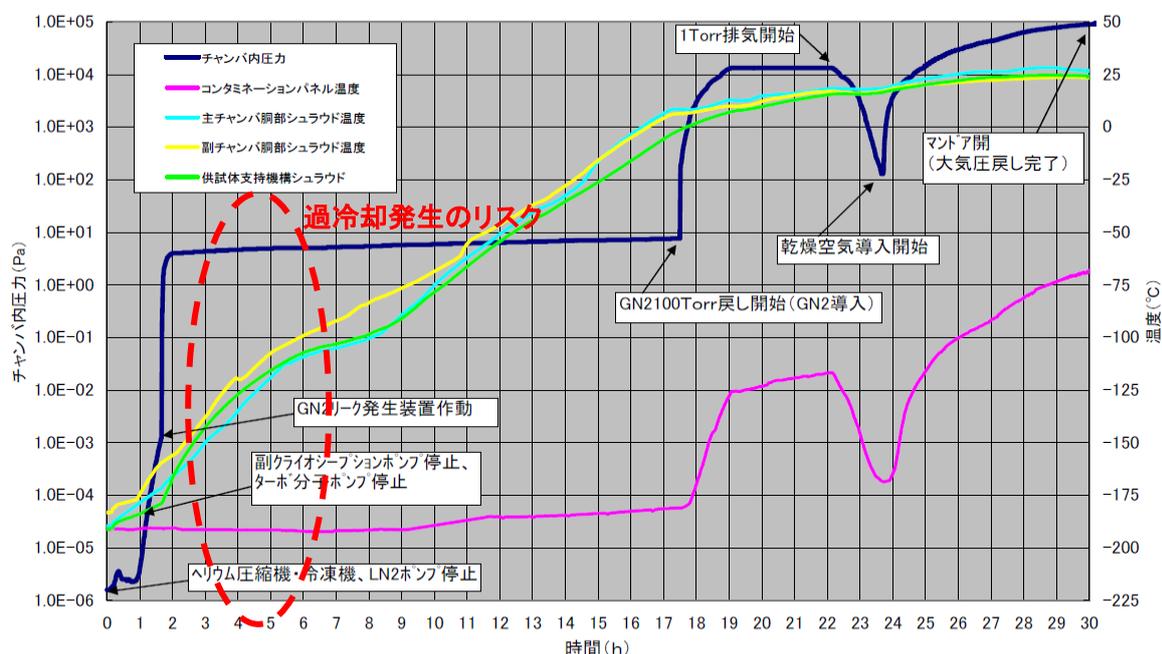


図 H.2-5 過冷却のリスクが考えられる運用手順

スペースチャンバの大気圧戻しにおいては、供試体機器が放電しやすい圧力領域である  $10^{-3}\text{Pa}$  から  $1\text{Pa}$  (供試体によって圧力領域は異なる) をすみやかに通過させる運用手順が取られている。この放電領域通過の前にシュラウド加温を行うチャンバと、放電領域を通過してからシュラウド加温を行うチャンバの 2 タイプがあり、スペースチャンバの排気能力によって異なる。供試体過冷却のリスクが考えられるのは後者の場合であり、筑波宇宙センターの 8mφ スペースチャンバ、13mφ スペースチャンバが該当する。なお、筑波宇宙センターの 6mφ 放射計スペースチャンバはシュラウド加温後も圧力を  $10^{-3}\text{Pa}$  以下に保つことができ、シュラウド加温後に圧力上昇させている。

### H.2.3 過冷却の実例

表 H.2-6 に示すように、過去に筑波宇宙センターの大型スペースチャンバでは、大気圧戻し時の圧力上昇に伴う供試体温度低下、またはそれに起因するコンタミネーションによる不具合が数件発生している。また不具合には至らないものの、供試体の温度が低く、コンタミネーション発生リスクのために周囲のシュラウド温度を上げることがなかなかできず、大気圧戻しに多くの時間を要した事例も発生している。

これらの事例は、大気圧戻し時の圧力上昇に伴い気体による熱伝達が増え、供試体からシュラウドに対する放熱量が増えて供試体温度が低下することを供試体側で認識していなかったことにより発生している。過冷却とならないためには、環境変化に伴う供試体の放熱量の変化を事前に把握し、擬似ソーラ光や IR ヒータによる加温などの対策をする必要がある。

表 H.2-6 チャンバ内圧力上昇に伴う供試体不具合 概要

供試体 /モデル	不具合内容	原因
衛星システム /STM	大気圧戻し時に推進系配管の温度が下限を逸脱した。 【温度規格以下】	大気圧戻し時の気体伝導の影響を考慮していなかったため。
衛星システム /STM	試験後の外観検査でコンポーネント及びサーマルブランケットの内側に液滴の凝縮を発見した。 【コンタミネーション発生】	大気圧戻し前の供試体加温が不十分であった。(気体伝導の増加によって低温となったと考えられる。)
コンポーネント /PFM	大気圧戻し時にコンポーネントの温度が予想より低くなった。 【コンタミネーション懸念⇒検査で異常なし】	大気圧戻し時の圧力上昇が予想よりも高く、気体による熱伝導が大きかった。
コンポーネント /STM	大気圧戻し時に供試体の温度がシュラウドより 10°C 程度低くなった。 【コンタミネーション懸念⇒検査で異常なし】	大気圧戻し時にソーラによる照射を予定していたが、ソーラ系が故障した。

## H.3 汚染

### H.3.1 汚染の実例

筑波宇宙センターのスペースチャンバを使用して実施された熱真空試験において発生した汚染の実例および得られた教訓を表 H.3-1 に示す。同じ不具合を繰り返さないために、以下の点を考慮して熱真空試験を計画すること。

(1) 金属部品の洗浄を行う

金属加工の際の機械油も忘れずに除去（脱脂洗浄、ベーキング）すること。

(2) 光学試験治具をきれいにする

スペースチャンバ内に設置される光学試験治具（コリメータ等）が汚れることによっても光学試験に影響を及ぼすことがある。

(3) 高温になることが予想される機器は、その温度より高い温度で事前にベーキングすること。

表 H.3-1 熱真空試験における汚染の実例および得られた教訓

No.	供試体	内容	Lessons Learned
1	無し	<p>【事象】 13mφスペースチャンバ開発時の極低温系単体機能確認試験終了後の目視確認において、真空容器内壁等が汚染されていることが確認された。</p> <p>【原因】 シュラウドの黒色塗料Z306から放出されたP-トルエンスルホンアミドが原因であると推定された。</p>	黒色塗料Z306を使用する場合は、外国品を採用すること。
2	宇宙機システム (熱構造モデル)	<p>【事象】 熱平衡試験終了後、外観検査を実施した結果、OSRの曇りが確認された。</p> <p>【原因】 シュラウドの黒色塗料Z306から放出されたP-トルエンスルホンアミドが原因であると推定された。</p>	黒色塗料Z306を使用する場合は、外国品を採用すること。
3	宇宙機システム (プロトフライトモデル)	<p>【事象】 熱平衡試験後の外観検査で、南北バスパネルのOSRの一部に汚れ(表面が曇っている)が確認された。</p> <p>【原因】 パドルの保持開放ワイヤ(フライト品)に残った油分によるコンタミネーションと推定された。</p>	金属ワイヤの潤滑油も忘れずに除去(脱脂、ベーキング)すること。
4	光学センサ (プロトフライトモデル)	<p>【事象】 熱真空試験中にホワイトレベルの出力が低下した。</p> <p>【原因】 試験治具(コリメータ)のランプ電源ラインの配線材不適切から、コリメータ光源部の拡散板にコンタミネーションが発生し、それが焦げた状態になりコリメータの透過率が下がったことが原因であった。</p>	光学試験においては、スペースチャンバ内に設置される光学試験治具(コリメータ等)は、汚染源であると同時に被汚染面(汚染防止の対象)でもあることを認識し、光学試験治具に対する汚染防止措置も行うこと。
5	光学センサ (プロトフライトモデル)	<p>【事象】スペースチャンバ外部に設置された外部光源からの光を光学センサ内部に導入するための試験治具(ミラーユニット)が汚染されたことにより、光学センサ内部への光量が低下した。</p> <p>【原因】 以下の二つの原因による。 ①ミラーユニットは保温措置がとられておらず、そのために-100°C程度まで冷却された。 ②光学センサの開口部から大量のアウトガスが放出された。</p>	光学試験においては、スペースチャンバ内に設置される光学試験治具(コリメータ等)は、汚染源であると同時に被汚染面(汚染防止の対象)でもあることを認識し、光学試験治具に対する汚染防止措置も行うこと。
6	サブシステムの一部 (開発モデル)	<p>【事象】 熱真空試験終了後の外観検査で、IRパネルが汚染されていることが確認された。</p> <p>【原因】 治具製作時の機械油の脱脂が不十分であったことが原因と推定された。</p>	金属加工の際の切削油も忘れずに除去すること。
7	宇宙機システム (プロトフライトモデル)	<p>【事象】 熱真空試験終了後の外観検査で、宇宙機の放熱面(OSR)が汚染されていることが確認された。</p> <p>【原因】 外部熱入力模擬のためのロッドヒータを150°Cに昇温したことにより、ロッドヒータの黒色塗料からアウトガスが発生したことが原因。</p>	熱真空試験で使用する供試体および治具に黒色塗料Z306を使用する場合は、事前に別途ベーキングを行うこと。その際、ベーキング温度は、熱真空試験時の予測温度以上に設定すること。特に150°Cとなる箇所への適用は要注意。大量のアウトガスが発生する。
8	宇宙機の一部 (プロトフライトモデル)	<p>【事象】 熱平衡試験後の熱電対取り外し作業において、供試体特定部位のMLIおよびMLI支持ワイヤ端部に付着物(細かい液状の粒)が発見された。分析の結果等から付着物の由来はMLI支持ワイヤ組立(フライト品)であると推定された。</p> <p>【原因】 ワイヤを成型する際に使用し、残存していた潤滑剤が除去されずに熱真空試験に供されたことが原因と考えられる。</p>	金属ワイヤの潤滑油も忘れずに除去すること。
9	宇宙機の一部 (プロトフライトモデル)	<p>【事象】 熱真空試験後の外観点検で、SAP表面の白い固体を除去したところ、アセトン付き綿棒が触れた箇所とそうでない箇所について表面反射の差異が認められ、SAP表面に薄膜状の蒸着堆積物があることがわかった。</p> <p>【原因】 外部熱入力模擬のためのロッドヒータを150°Cに昇温したことにより、ロッドヒータの黒色塗料からアウトガスが発生したことが原因と考えられる。</p>	熱真空試験で使用する供試体および治具に黒色塗料Z306を使用する場合は、事前に別途ベーキングを行うこと。その際、ベーキング温度は、熱真空試験時の予測温度以上に設定すること。特に150°Cとなる箇所への適用は要注意。大量のアウトガスが発生する。

#### H.4 参考文献

- H.-1) R.Woo, “Final Report on RF Voltage Breakdown in Coaxial Transmission Lines”, JET Technical report, 1970.
- H-2) W.G.Dunbar, “Corona Evaluation of spacecraft wires and connectors”,  
The Boeing Company Aerospace Group Seattle, Washington
- H-3) A.Woode, “Diagnostic Investigation into The Multipactor Effect, Susceptibility Zone Measurement and Parameters Affecting a discharge”, Estec Working Paper No.1556, 1989.
- H-4) JERG-2-211 宇宙機設計標準 帯電放電設計標準
- H-5) 安藤麻紀子, 和田篤始, 猿渡英樹, “熱真空試験における宇宙機内部の圧力”, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2009