

### 4.3 宇宙機軌道上実測温度と打上前 予測温度の比較による温度マージンの検討

宇宙輸送ミッション本部 試験センター

安藤 麻紀子 開発員



# 宇宙機軌道上実測温度と打上前予測温度 の比較による温度マーシンの検討

宇宙航空研究開発機構  
宇宙輸送ミッション本部 試験センター  
安藤麻紀子

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

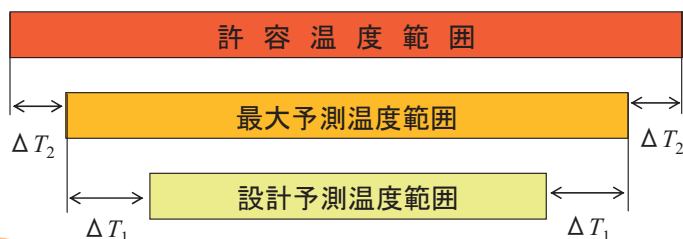
1



## 宇宙機熱設計における温度マーシンの

宇宙機システム熱設計 ← 温度マーシンの考慮

温度マーシンの定義※1



本検討の対象

$\Delta T_1$  : パラメータの不確定性による予測誤差  
(熱的不確定性マーシンの) ※2

$\Delta T_2$  : 事前に予期した以上の事象に対する設計マーシンの  
(認定試験マーシンの) ※2

※1 JAXAにおける人工衛星熱制御系設計のガイドラインによる  
※2 海外の類似標準における呼称

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

2

## JAXAの熱的不確定性マージン



### JAXAが開発する宇宙機

…ほとんどの場合 熱的不確定性マージン10°C



この値は経験的に決められたものであり、10°Cの妥当性については体系的に確認されていない。

### 熱的不確定性マージンの妥当性

宇宙機の軌道上実測温度と予測温度の比較によって検証可能

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

3

## 熱真空試験と熱的不確定性マージンの関係



- AT熱真空試験温度範囲
  - ≥設計予測温度範囲 + 熱的不確定性マージン
- 「JERG-2-002 衛星一般試験標準」に相当する以下の海外標準の中に、熱的不確定性マージン(Thermal Uncertainty Margin)の値とその設定根拠に関する記述あり。
  - MIL-STD-1540E draft “Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles”
  - MIL-HDBK-340A “TEST REQUIREMENTS FOR LAUNCH, UPPER-STAGE, AND SPACE VEHICLES”
  - ECSS-E-10-03A “Space engineering Testing”

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

4

## 温度マージン検討の目的



- ・熱的不確定性マージン: 宇宙機の特長(形状の複雑さ、表面熱光学特性の変化しやすさなど)に依存する。
- ・宇宙機の特長に応じた**最適な熱的不確定性マージン**を設定可能とすることで、最適なシステム熱設計が可能となる。



熱的不確定性マージンの最適化を目標とし、現在使用している**熱的不確定性マージン(10°C)**の**妥当性の評価**を行う。

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

5

## 検討方法(1/2)



### 1. 実測温度と予測温度の比較

軌道上実測温度  
(テレメトリデータ)



打上げ前解析  
予測温度

#### 比較ケース

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{BOL} \\ \text{EOL} \end{array} \right\} \times \left\{ \begin{array}{l} \text{外部熱環境HOT} \\ \text{外部熱環境COLD} \end{array} \right\} \times \left\{ \begin{array}{l} \text{内部機器状態HOT} \\ \text{内部機器状態COLD} \end{array} \right\}$$

各ケースの軌道一周回中の実測最高・最低温度と  
予測最高・最低温度を比較

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

6

## 検討方法(2/2)



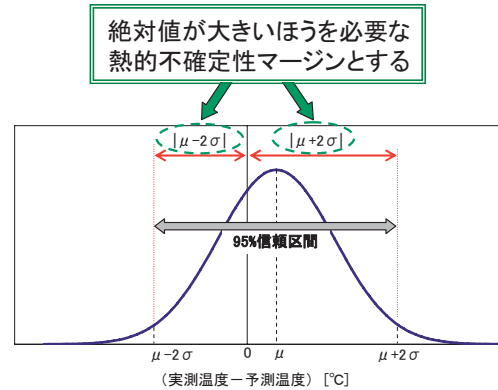
### 2. 熱的不確定性マージンの評価

「実測温度－予測温度」の平均値  $\mu$ 、標準偏差  $\sigma$  を算出

95%信頼区間 ( $\mu \pm 2\sigma$ )  
から必要な熱的不確定性  
マージンを算出

米軍プログラムにおいて比較的  
低リスクのプログラム※に對  
して要求されているレベル

現状の熱的不確定性マージン  
10°Cの妥当性評価



※ DOD-HDBK-343 "DESIGN, CONSTRUCTION, AND TESTING REQUIREMENTS FOR ONE OF A KIND SPACE EQUIPMENT" における CLASS A, B の宇宙機

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

7

## 比較対象箇所



対象: 静止衛星1機、低軌道衛星1機

比較対象箇所: ヒータによる温度制御が行われていない  
バス構体内部搭載機器の温度

比較対象ch数: 両衛星とも約30ch

比較対象箇所選定理由

- ①外部搭載機器は除く
  - ・一般に許容温度範囲が広い外部搭載機器は、許容温度範囲の狭い機器とは異なるマージンを適用すべき。
  - ・システム熱数学モデルに組み込まれた外部搭載機器簡易モデルでは精度良い予測ができない。
- ②ヒータにより能動的に温度制御されている箇所は実測温度と予測温度の差が出にくい。

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

8

## 比較ケース



### 静止衛星

打上げから5年以上経過

Case	表面熱光学特性	外部熱環境	内部機器発熱
1	BOL	HOT	HOT
2			COLD
3		COLD	HOT
4			COLD
5	EOL	HOT	HOT
6			COLD
7		COLD	HOT
8			COLD

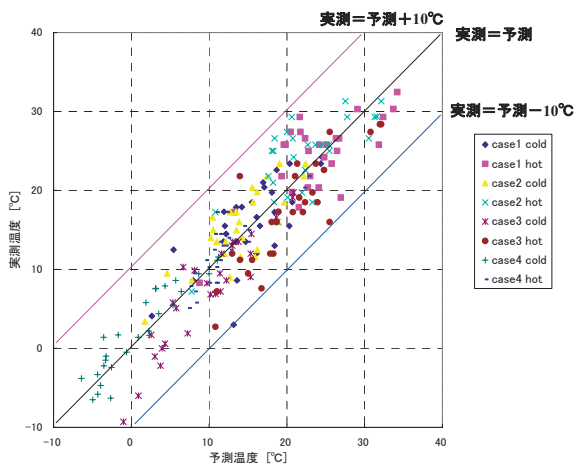
### 低軌道衛星

打上げから約2年経過

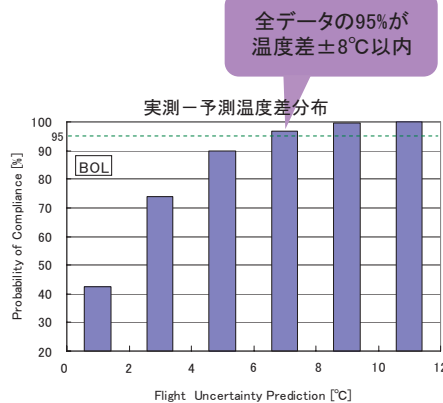
Case	表面熱光学特性	外部熱環境	内部機器発熱
1	BOL	-	-
2		-	COLD
3		COLD	-
4		HOT	HOT

- : 中間の条件

## 静止衛星 実測—予測温度比較 (BOL)

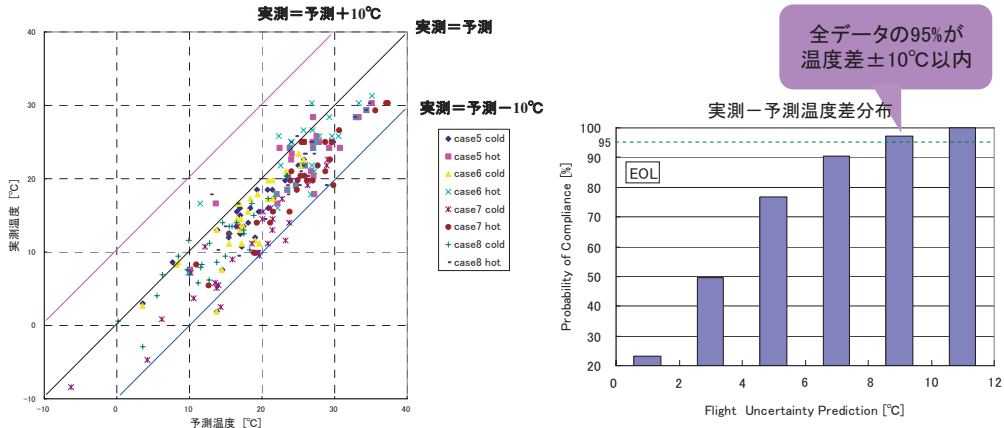


・実測—予測温度差は概ね ±10°C以内



$\mu \pm 2\sigma$	必要な熱的不確定性マージン [°C]
0.1 ± 7.2	7.3

## 静止衛星 実測－予測温度比較(EOL)

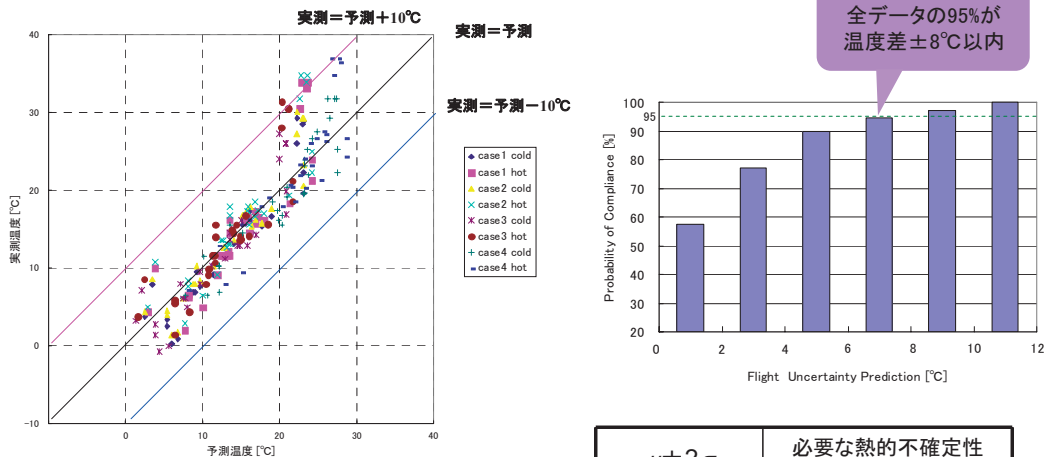


予測－実測温度差は概ね10°C以内

- ・高温傾向となるEOLにおいて、意図的に安全側の熱設計をしていることによる
- ・他の不確定性の影響

$\mu \pm 2\sigma$	必要な熱的不確定性マージン [°C]
-3.9 ± 6.2	(10.1)

## 低軌道衛星 実測－予測温度比較(BOL)



予測－実測温度差は概ね10°C以内

$\mu \pm 2\sigma$	必要な熱的不確定性マージン [°C]
0.3 ± 7.4	7.7

## 本検討で得られた知見



JAXAが開発した2つの衛星について、軌道上実測温度と予測温度を比較し、熱的不確定性マージンを評価した。

- 軌道上実測温度と予測温度を比較した結果、概ね温度差 $10^{\circ}\text{C}$ 以内で一致していた。
- 軌道上実測温度と予測温度の差から算出した必要な熱的不確定性マージンは $7^{\circ}\text{C}$ 程度であり、差し当たり現状の $10^{\circ}\text{C}$ マージンを採用することは妥当であることを確認した。

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

13

## 【参考】海外の熱的不確定性マージン



- 熱的不確定性マージンは国内外でほぼ同じ値
- 海外では熱平衡試験結果によるコリレーションを行わない場合には異なる値を使用

	国内外の温度マージン		
	JAXA	MIL	ECSS
熱的不確定性マージン	$10^{\circ}\text{C}$	$11^{\circ}\text{C}$ ( $17^{\circ}\text{C}$ )	$10^{\circ}\text{C}$ ( $15^{\circ}\text{C}$ )
認定試験マージン	$5^{\circ}\text{C}$	$10^{\circ}\text{C}$	$10^{\circ}\text{C}$

熱平衡試験結果によりコリレーションされない場合の値

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

14



## 【参考】海外における熱的不確定性マージン評価結果

- 宇宙機の軌道上実測温度と予測温度の比較を継続的に実施
- その結果から必要な熱的不確定性マージンを算出



必要な熱的不確定性マージン  
10~15°C

現状の値と大差ない  
MIL: 11°C  
ECSS: 10°C

海外における評価結果※

Program	$\mu \pm 2\sigma$ (°C)	Required Thermal Uncertainty Margin (°C)
DOD Program A	+5.9 ± 10.0	15.9
DOD Program B	+1.3 ± 8.4	9.7
Iridium	-3.3 ± 11.9	15.2
NASA TIMED	+4.3 ± 11.2 (cold) -13.5 ± 15.6 (hot)	15.5 (cold) 29.1 (hot)
DOD Program C	+6.6 ± 9.0	15.6
DOD Program D	+0.5 ± 10.0	10.5
ESA Italsat-1	+2.2 ± 7.8	10.0
ESA Italsat-2	-1.5 ± 7.7	9.2
ESA SAX	-3.1 ± 6.6	9.7

※"Assessment of the Thermal Uncertainty Margin from Flight Data Comparison with Thermal Model Predictions", J. Welch, 24<sup>th</sup> Aerospace Testing Seminar, 2008

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

15

## 今後の展開

- 熱的不確定性マージンの評価結果の信頼性を向上させるため、現在運用中の他衛星についても同様な評価を行う。
- 評価結果は「JERG-2-130-HB005 熱真空試験ハンドブック」に反映する。

平成20年11月21日 第6回試験技術ワークショップ

16

## 質疑応答

### 問 1

まず、この検討の大前提の部分で予測温度と言われているものですが、これはどちらから引っ張ってきたものなのでしょうか。

### 答 1

予測温度は、各衛星メーカーが持っている最終的な熱数学モデル、つまりコリレーション後の解析モデルを用いて予測した結果です。

### 問 2

色々なモードがあるわけですが、今の運用状態はこのモードであろうということで、予測温度とテレメトリデータを比較したということでしょうか。

### 答 2

最初に比較ケースを選定し、その中で特殊なケースでない安定したモードを選んで、そのモードに関して比較を行っているということになります。

### 問 3

静止衛星と低軌道周回衛星を対象にしているわけですが、我々、設計している者から言えば、90分で一周しているものと24時間で一周しているもので、基本的に設計の考え方が違ってくるわけです。90分で一周する低軌道周回衛星では、平均熱入力などという形で設計検討したりします。ですので、そのような点でもう少し違いが出てくるのかなと思ったのですが、同じ7,8°Cの違いという結果だったので、将来、衛星の台数を増やしていったときに、軌道によって違いが出るのかといった点も検討していただければと思います。

### 答 3

ありがとうございます。そのような見方でも検討したいと思います。

## 問4

前提の部分で、対象となる機器の限定をされているところがあると思うのですが、その中で「外部搭載機器を除く」というふうにされております。これは、最後に比較されている海外衛星の比較結果でも同様に取り扱われているのでしょうか。

## 答4

記憶している範囲でしかお答えできませんが、今回の比較で扱った箇所のように、バス構体内部でヒータによる温度制御がない機器に限定しているというわけではなかったと思います。

## 問5

ということは、値でみると海外衛星のほうが値が悪いというのは、そのような原因もあるということでしょうか。

## 答5

おそらくそうだと思います。

## 問6

今後は、外部搭載機器も含めた評価というのは予定されているのでしょうか。

## 答6

やはり、外部搭載機器のほうが予測と実測の温度差がつきそうだという認識があるので、そちらの評価もできれば行っていきたいと思っています。

## 問7

最後の参考のところ、海外の動向についていくつか紹介があったと思うのですが、海外でこのような評価をされている機関というのは、メーカーが主体なのか、もしくはNASAやESAが主体なのか、また、NASAやESAが主体の場合はどこが担当しているのかを教えていただければと思います。

## 答7

これはNASAやESAが行っているというわけではなかったと思います。

問 8

製造や開発を実際に行っているところということでしょうか。

答 8

はい、メーカーが行っていたと思います。

問 9

ECSS などでは、基本的にこの不確定性マージンは設計の進捗に応じて減らしていくことが可能であるといった認識だと思うのですが、歴史的にこのマージンが少しずつ減ってきているといったことはあるのでしょうか。

答 9

そのようなデータがあるかどうかはわかりません。