



熱真空試験における最適な温度マージンの検討

SHIKEN
環境試験技術センター
Environmental Test Technology Center

1. 目的

宇宙機システムの熱設計においては、軌道上温度を予測する際に熱的不確定性マージンを考慮する。JAXAの宇宙機では多くの場合、熱的不確定性マージンを10℃としているが、この値は経験的に決められたものであり、根拠は必ずしも明確でない。

本業務では、JAXAの宇宙機で一般的に用いられている熱的不確定性マージン(10℃)の妥当性を評価する。

2. 温度マージンとは

(1) 温度マージンの定義



ΔT_1 : 解析手法や解析入力パラメータの不確定性を要因とする予測誤差 (= 熱的不確定性マージン)

ΔT_2 : 事前に予測不能な事象に対応するためのマージン (= 設計マージン)

(2) 熱真空試験と温度マージンの関係

JERG-2-002 衛星一般試験標準で規定。

AT熱真空試験温度範囲 ≥ 最大予測温度範囲
(設計予測温度範囲 + 熱的不確定性マージン)

(3) 国内外で使用されている温度マージンの値

- 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。

⇒ 算出された熱的不確定性マージン: 10~15℃

↑ ↓ ほぼ同じレベル

温度マージン	温度マージンの値		
	JAXA	MIL	ECSS
熱的不確定性マージン	10℃	11℃	10℃
設計マージン[注1]	5℃	10℃	10℃

[注1] 海外ではQualification thermal marginという。

3. 熱的不確定性マージンの評価方法

- 対象宇宙機：最近打ち上げられたJAXAの宇宙機7機
- 比較ケース：下記最大8ケースをベースとして、宇宙機の実運用状態を考慮の上選定。



- 比較対象箇所：ヒータ制御されていないバス構体内搭載機器

- 軌道上実測温度と解析予測温度の比較：

軌道上実測温度と解析予測温度の比較結果に基づき、熱的不確定性マージンを評価する。

- 軌道上実測温度・・・各機器の温度テレメトリ
- 解析予測温度・・・比較対象日の外部熱入力、内部機器発熱等を反映した予測温度

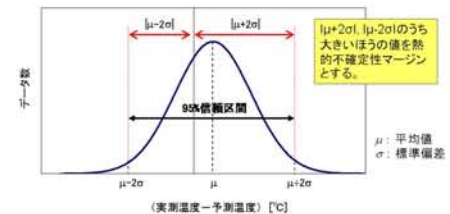
- 熱的不確定性マージンの算出

➢ 「実測温度 - 予測温度」の平均値 μ 、標準偏差 σ を算出。

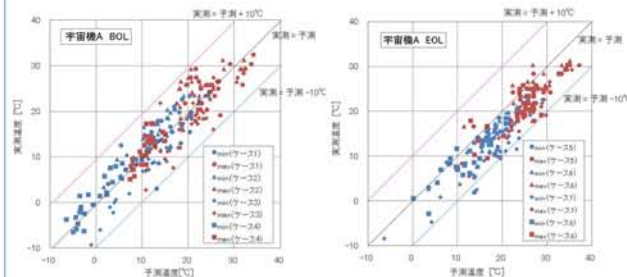
➢ 95%信頼区間 ($\mu \pm 2\sigma$) から必要な熱的不確定性マージンを算出。

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対して要求されているレベル

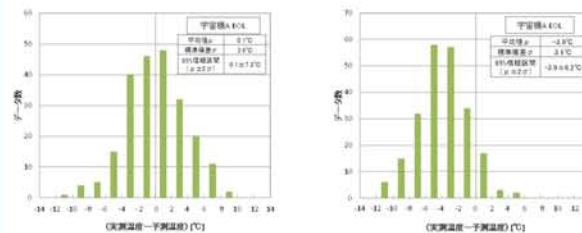
現状の熱的不確定性マージン10℃の妥当性評価



4. 評価結果



軌道上実測温度と解析予測温度の比較(宇宙機Aの例)



軌道上実測温度と解析予測温度の差の分布(宇宙機Aの例)

熱的不確定性マージン評価結果

宇宙機	BOL/EOL	95%信頼区間 ($\mu \pm 2\sigma$)	熱的不確定性マージン[℃]
宇宙機A	BOL	0.1 ± 7.2	7.3
	EOL	-3.9 ± 6.2	10.1
宇宙機B	BOL	0.3 ± 7.4	7.7
	EOL	-0.8 ± 4.6	5.4
宇宙機D	BOL	-5.8 ± 9.2	15.0
	EOL	-1.9 ± 8.4	10.3
宇宙機F	BOL	-2.0 ± 8.6	10.6
	EOL	-2.1 ± 6.2	8.3
宇宙機G	BOL	-7.3 ± 5.8	13.1
	EOL	-7.3 ± 5.8	13.1

熱制御材表面熱光学特性の劣化を実際より大きく見積もっている。
⇒ 全体的に予測 > 実測

高温側で意図的に厳しめのパラメータ設定。
⇒ 全体的に予測 > 実測

熱制御材表面熱光学特性の劣化を実際より大きく見積もっている。
⇒ 全体的に予測 > 実測

【BOLにおける評価】

意図的に厳しめのパラメータ設定とした宇宙機Dを除けば、BOLにおける熱的不確定性マージンは10℃程度、またはそれ以下であり、現状の値(10℃マージン)を使用することは妥当である。

【EOLにおける評価】

表面熱光学特性が実測 - 予測温度差に最も影響しており、軌道上における熱制御材劣化特性について十分なデータが得られれば、EOLにおいても熱的不確定性マージンは小さくなると考えられる。

【今後の展開】

本評価結果の信頼性向上のため、今後打ち上げられる宇宙機についても継続的に熱的不確定性マージンの評価を行う予定である。