

宇宙機の熱設計 太陽観測衛星「ひので」



秋山 純子(三菱スペース・ソフトウェア)

目次

- はじめに
- 宇宙機の熱設計
- 「ひので」概要
- 「ひので」熱設計
 - 要求条件
 - 設計条件
 - 熱計装の選定
 - 熱設計の検証
- 「ひので」現状
- おわりに

はじめに

設計検討項目

宇宙機

地球周回衛星
静止衛星
惑星探査衛星

熱

構造

推進

電気

宇宙機の熱設計～概要～

宇宙機の熱設計は、
要求された期間において、搭載機器や構造物が

- ・許容温度範囲内
- ・温度変動/温度分布の要求範囲内

に維持され、正常に動作する温度環境を
与えることを目的として実施するものである。

宇宙機の熱設計～熱環境～

外部環境

宇宙空間：真空

3K (-270°C)

軌道熱入力

(太陽光/アルベド/地球赤外)

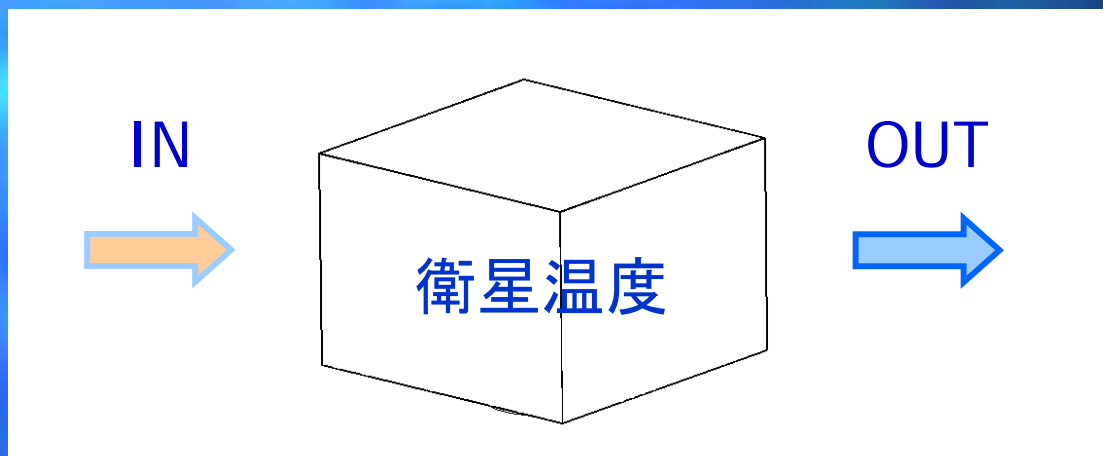
内部環境

機器発熱

熱制御ヒータ加熱



宇宙機の熱設計～熱伝達～



宇宙空間における熱伝達

1. 放射
2. 伝導

宇宙機の熱設計～熱制御方式～

受動型熱制御

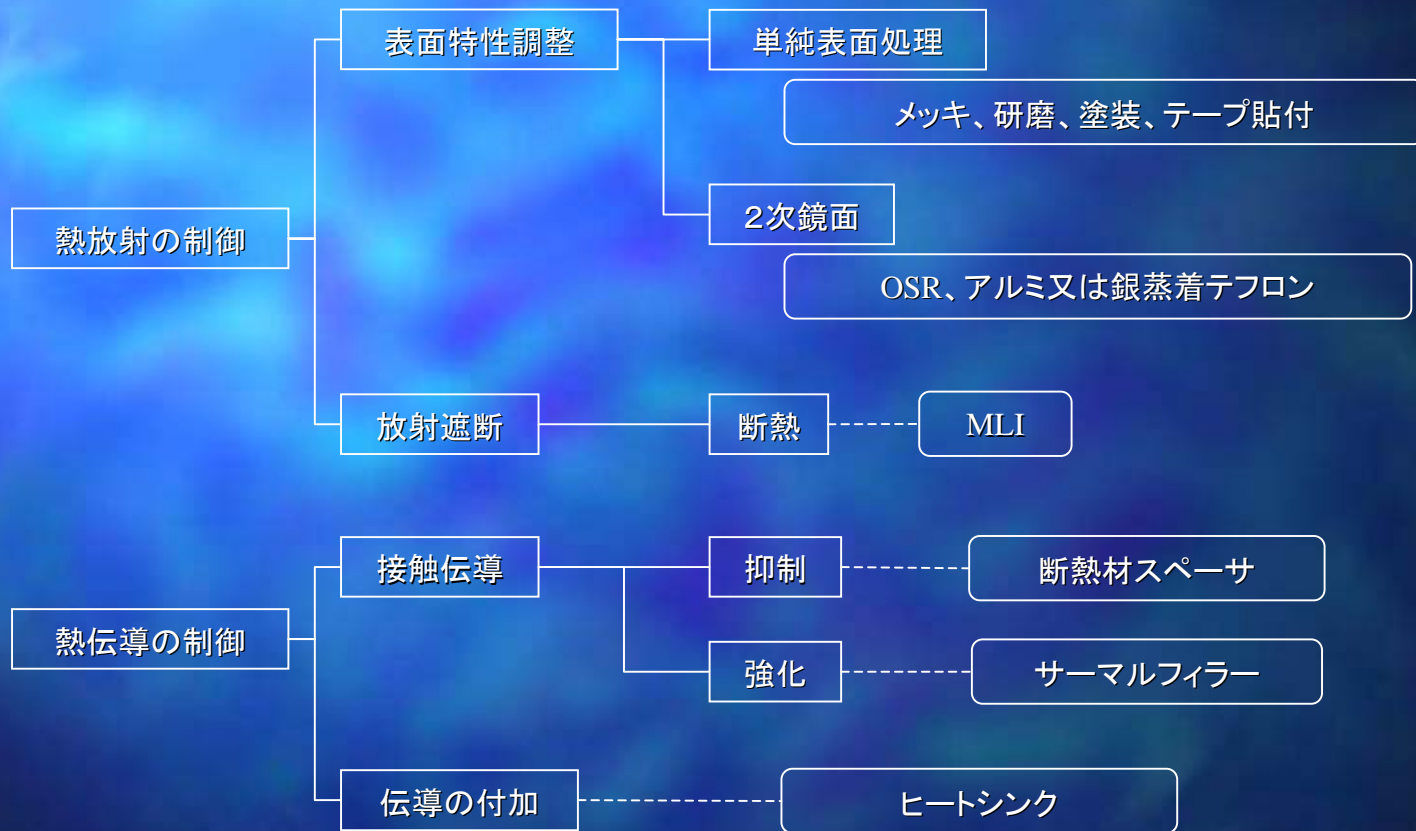
- ・材料の特性を生かし、制御する方法
- ・熱制御のために、電力を必要としない

能動型熱制御

- ・能動的に動作させ、制御する方法
- ・熱変動が大きい部位や温度要求条件の厳しい機器に対して有効な制御方法

宇宙機の熱設計～熱制御素子1～

受動型熱制御



宇宙機の熱設計～熱制御素子2～

能動型熱制御

熱放射の制御

サーマルルーバー

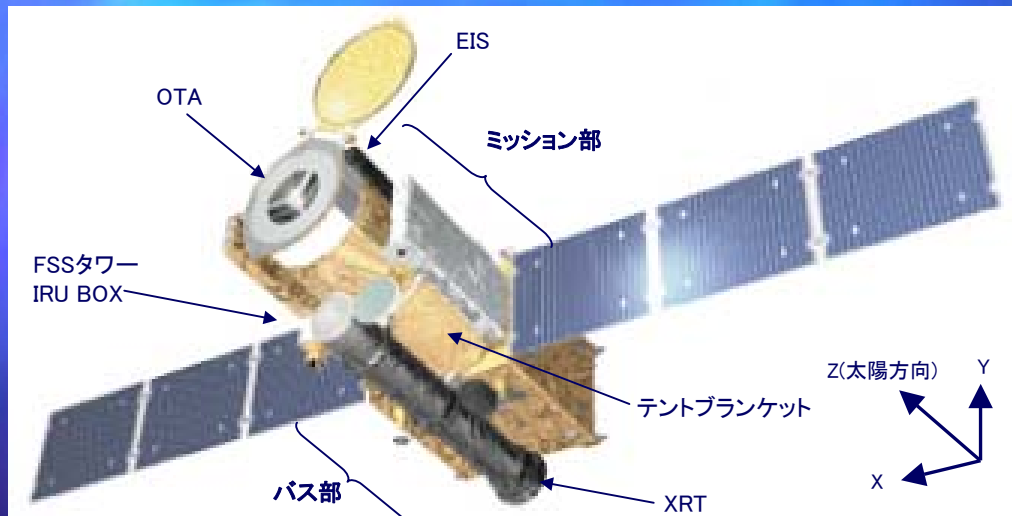
熱伝導の制御

ヒートパイプ

加熱の制御

ヒータ

「ひので」概要



- 衛星状況
熱制御系: **正常に機能している**



- 打上げ: 06/9/23 06:36 (JST)
- 太陽同期極軌道
- 高度: 約680km
- 重量: 900kg
- サイズ: 約 $1.6 \times 1.6 \times 4.0 \text{m}^3$
- 衛星構成
 - バス部
 - 可視光磁場望遠鏡(SOT)
 - X線望遠鏡(XRT)
 - 極紫外撮像分光装置(EIS)

「ひので」熱設計

■ 要求条件

- 地上、打ち上げ時およびミッション期間を通して、衛星および搭載機器を許容温度範囲内に維持する機能を有すること。
- ヒータ制御回路は、温度センサの出力に応じ、ヒータをオンオフ制御することにより所定の温度範囲内に温度を維持する機能を有すること。

「ひので」熱設計

■ 設計条件

項目	条件
軌道	太陽同期軌道 高度：600～750(Km) 軌道傾斜角：97.80(deg) 降交点通過地方時：6:00±45(min)
宇宙環境	太陽光強度：1289～1421(W/m ²) アルベド：0.25～0.35 地球赤外線放射強度：216～258(W/m ²)
衛星形状	約1.6×1.6×4.0(m ³)
衛星質量	900(kg)
ミッション期間	打上後1年間
姿勢安定度	10秒間で0.02秒角
軌道周回温度変動要求	高精度の衛星姿勢制御・太陽追尾機能達成のため、制約がある機器を搭載

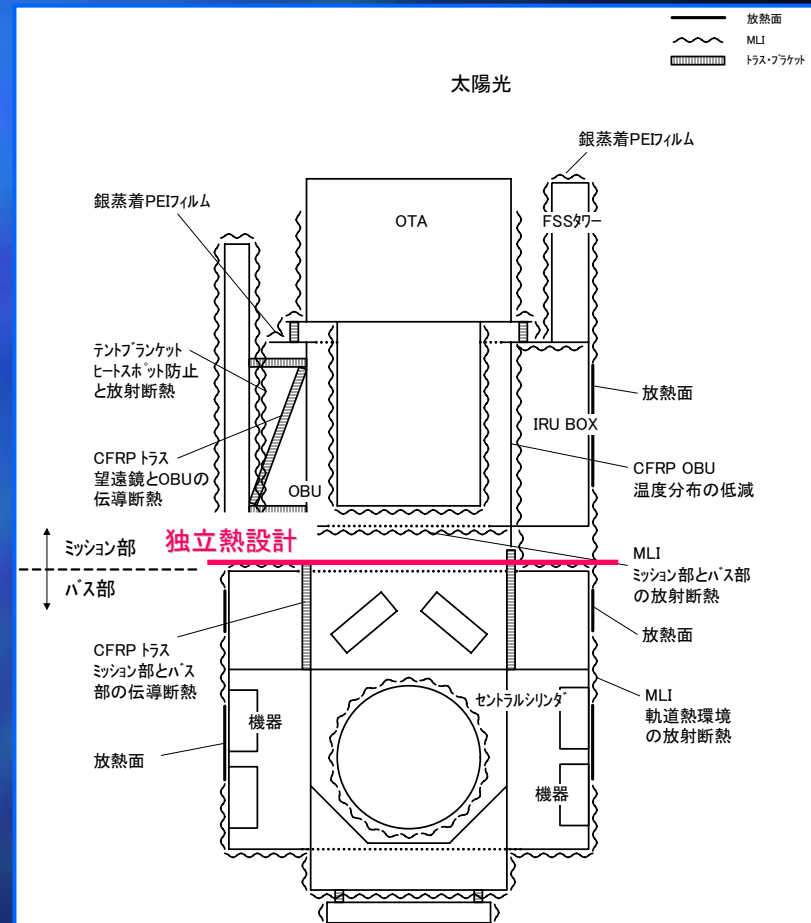
「ひので」熱設計

■ 熱計装の選定～熱設計方針～

■ バス部とミッション部 独立熱設計

- 受動型熱制御
 - シルバライズドテフロン
 - MLI (Multi-Layer Insulation)
 - 黒色塗装

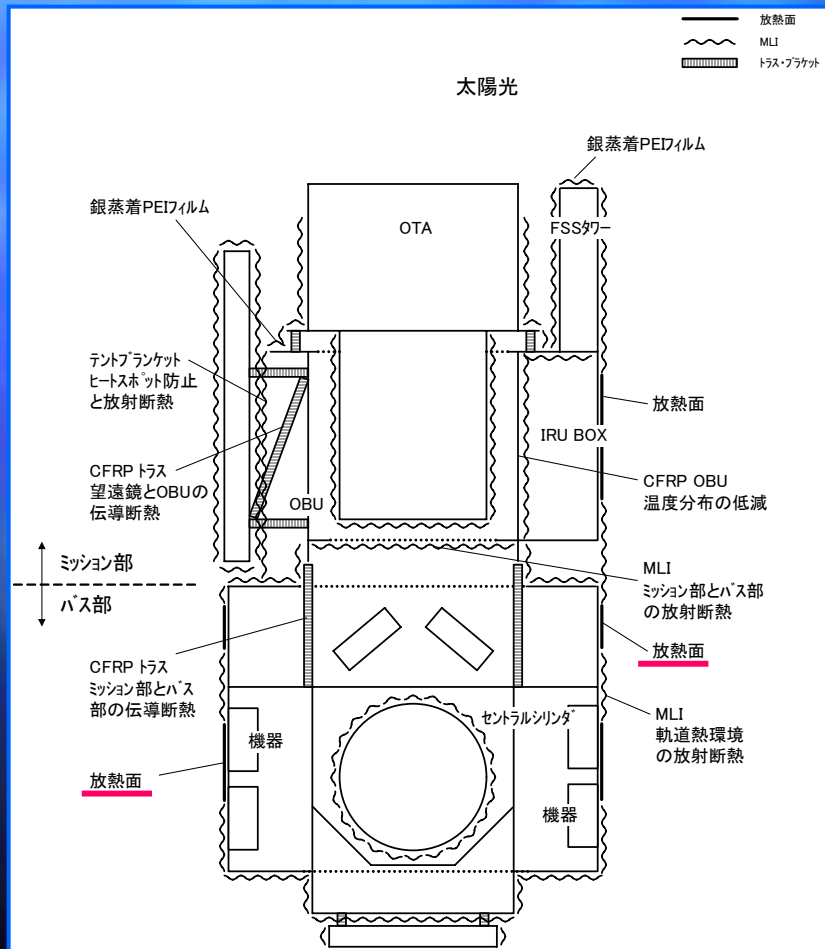
- 能動型熱制御
 - 熱制御ヒータ



コンフィギュレーション

「ひので」熱設計

■ 熱計装の選定～バス部/IRU BOX～



コンフィギュレーション

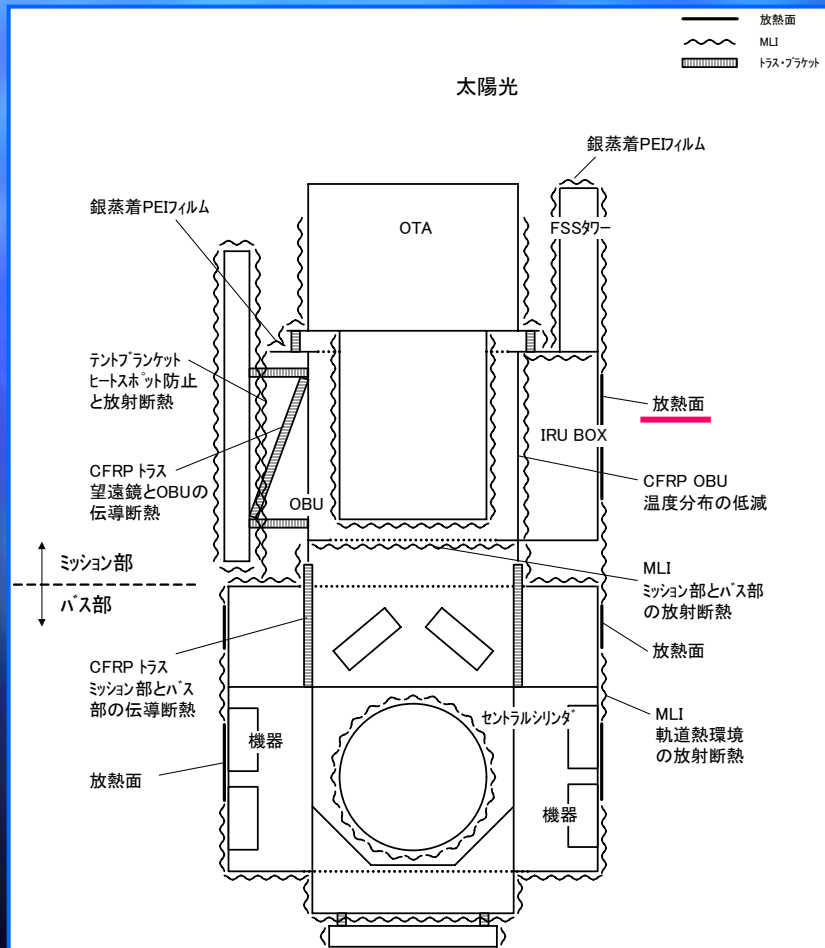
■ 衛星放熱面
観測時に太陽光直射しない
±X/±Y面に配置

■ 衛星内部
構造部材/搭載機器の
黒色塗装
⇒ 内部温度を均一化

■ 高発熱機器の排熱
ヒートシンクの設置
⇒ 発熱密度の緩和

「ひので」熱設計

■ 熱計装の選定～バス部/IRU BOX～



コンフィギュレーション

■ バッテリ(BAT)

許容温度範囲が狭く、制御温度レベルが周囲と異なる



伝導/放射断熱

■ IRU BOX

軌道周回の温度変動幅に制約がある機器を搭載する



主放熱面は機器が搭載しない+Xに設置

⇒外部熱環境の変動による影響を受けにくい設計

「ひので」熱設計

■ 熱計装の選定～OBU(Optical Bench Unit)～

望遠鏡の超高指向安定度と指向精度等の要求



望遠鏡の指向誤差に直接影響を及ぼす
OBUの熱変形を低減する必要がある

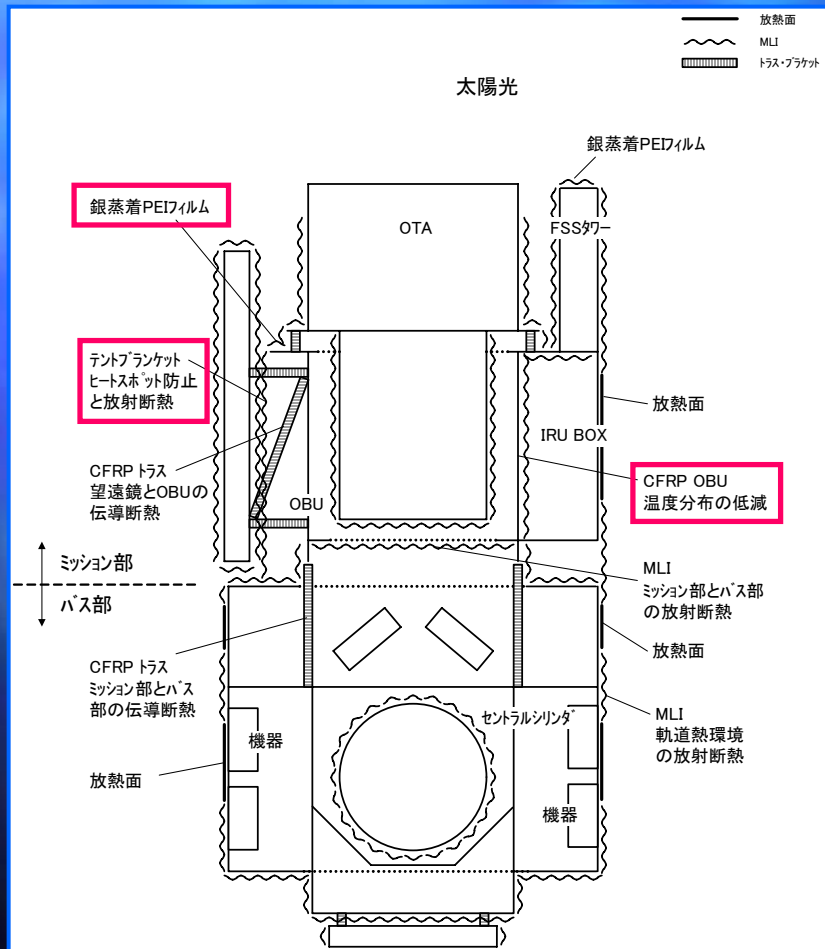


- ① 軌道周回による温度変動や温度分布の低減
- ② バス部および望遠鏡との熱的影響の抑制

⇒OBU熱計装の選定

「ひので」熱設計

■ 熱計装の選定～OBU(①温度分布の低減)～



コンフィギュレーション

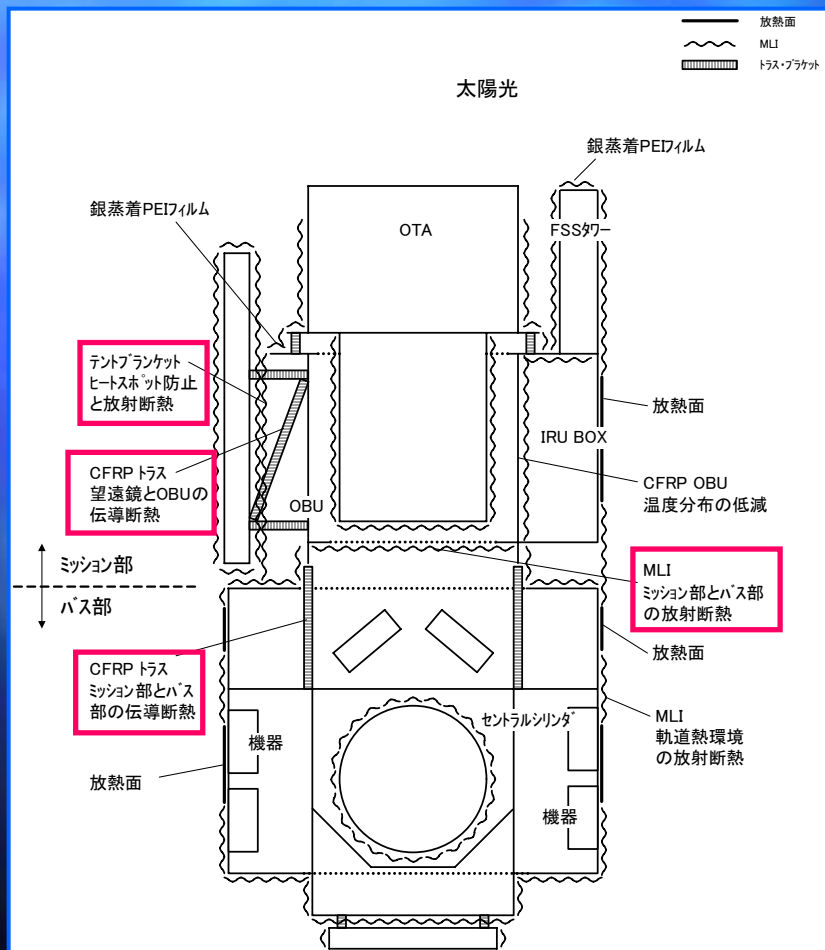
■ 高熱伝導CFRP製
⇒ OBUの温度分布を低減

■ テントブランケットの実装
⇒ OBUと望遠鏡トラス等の
温度分布を低減

■ 銀蒸着PEIフィルムの実装
⇒ 日照時の温度上昇や
温度分布を低減

「ひので」熱設計

■ 熱計装の選定～OBU(②熱的影響の抑制)～



コンフィギュレーション

■ 望遠鏡との熱結合 トラス構造/ブラケット

⇒ 伝導断熱

テントブランケット/望遠鏡のMLI

⇒ 放射断熱

■ バス部との熱結合

トラス構造

⇒ 伝導断熱

OBU底面のMLI

⇒ 放射断熱

「ひので」熱設計

■ 熱計装の選定～アウトガス・コンタミネーション制御～

望遠鏡観測性能の劣化防止のため、
高いレベルのコンタミネーション管理・制御の要求



① アウトガスのコントロール

⇒MLIの設計と選定

② 打上げ時の衛星内部の排気のコントロール

⇒ベントパスの設計

「ひので」熱設計

■ 熱計装の選定～アウトガス・コンタミネーション制御 (①MLIの設計と選定)～

■ MLIの構成

MLIの最外層に排気穴を設けない
⇒コンタミネーションによる光学系の劣化を抑制

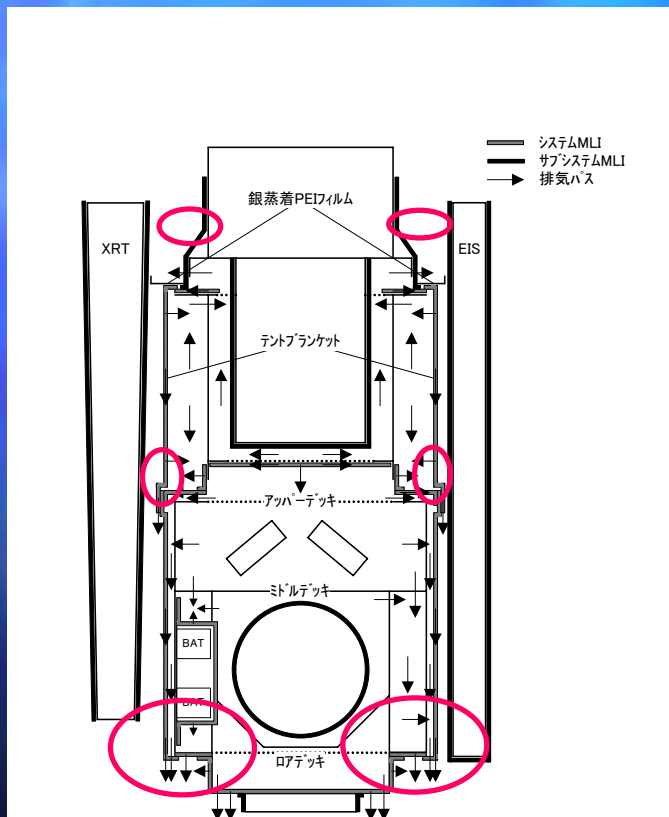
ダクロネットは使用しない
⇒コンタミネーション源を排除

■ MLIの固定方式

機械的締結による固定方式
⇒コンタミネーション源を排除

「ひので」熱設計

- 熱計装の選定～アウトガス・コンタミネーション制御
(②ベントパスの設計)～



ベントパス

- ベントパス設計
バス部とミッション部間を
MLIで分離
⇒バス部とミッション部の排気を
確実に遮断する

- ベントパスは以下3箇所
- ・OBUトップパネル
 - ・バス/ミッション結合部
 - ・バス-Z面

「ひので」熱設計

■ 熱設計の検証

熱解析

- ・設計検討
- ・軌道上予測
- ・試験前予測
- ・試験後評価

熱変形解析用の温度条件提示

熱数学モデルを構築して
衛星各部の温度を算出する

試験

- ・設計の妥当性確認
- ・機器温度、動作確認
- ・熱数学モデルの評価

ハードウェアモデルを造り
軌道上を模擬した環境で
衛星各部の温度を測定する

「ひので」熱設計

■ 解析モデル

概観図 右図に示す

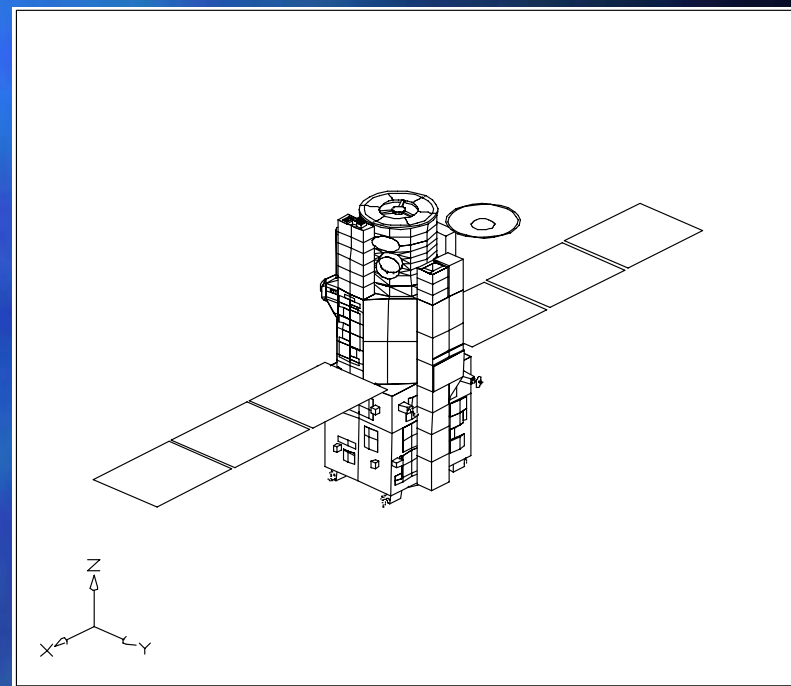
■ 解析条件(フライトデータ評価用)

運用モード

- ・観測モード

軌道条件

- ・全日照 太陽同期軌道
初期運用時相当の
軌道熱入力定数を模擬



システム熱数学モデル概観図

「ひので」現状

■ 予測温度とフライト温度の比較

フライト温度センサ		温度[°C]				
S/S名称	テレメトリ名称	-60	-30	0	30	60
バス搭載機器(+Xパネル)						
HK1_XMOD_TEMP	実測 '06.11.07	■		■		
	実測 '07.03.18	■		■		
	実測 '07.08.15	■		■		
	予測	■		■		
HK1_MDP_TEMP	実測 '06.11.07	■		■		
	実測 '07.03.18	■		■		
	実測 '07.08.15	■		■		
	予測	■		■		
バス搭載機器(-Xパネル)						
HK1_DR_TEMP	実測 '06.11.07	■		■		
	実測 '07.03.18	■		■		
	実測 '07.08.15	■		■		
	予測	■		■		
バス搭載機器(+Yパネル)						
HK1_AOCU_TEMP	実測 '06.11.07	■		■		
	実測 '07.03.18	■		■		
	実測 '07.08.15	■		■		
	予測	■		■		
バス搭載機器(-Yパネル)						
HK1_BAT_H_HTR_P_TMP	実測 '06.11.07	■		■		
	実測 '07.03.18	■		■		
	実測 '07.08.15	■		■		
	予測	■		■		
バス搭載機器(ミドルデッキ)						
HK2_MW-A_TEMP	実測 '06.11.07	■		■		
	実測 '07.03.18	■		■		
	実測 '07.08.15	■		■		
	予測	■		■		

許容温度範囲

「ひので」現状

■ 予測温度とフライト温度の比較

フライト温度センサ		温度[°C]				
S/S名称	テレメトリ名称	-60	-30	0	30	60
バス搭載機器(ロアデッキ)						
HK2_	GAS_TEMP	実測 '06.11.07				
		実測 '07.03.18				
		実測 '07.08.15				
		予測				
バス搭載機器(RCS)						
HK1_	TNK_HTR_P_TMP	実測 '06.11.07				
		実測 '07.03.18				
		実測 '07.08.15				
		予測				
HK1_	VLV_1_HTR_P_TMP	実測 '06.11.07				
		実測 '07.03.18				
		実測 '07.08.15				
		予測				
HK1_	PP_12_HTR_P_TMP	実測 '06.11.07				
		実測 '07.03.18				
		実測 '07.08.15				
		予測				
IRU BOX搭載機器(+Yパネル)						
HK2_	IRU-B1_TEMP	実測 '06.11.07				
		実測 '07.03.18				
		実測 '07.08.15				
		予測				
HK2_	ACM-A_TEMP	実測 '06.11.07				
		実測 '07.03.18				
		実測 '07.08.15				
		予測				

許容温度範囲

「ひので」現状

■ 予測温度とフライト温度の比較

搭載機器の温度は許容温度範囲内に制御されている。

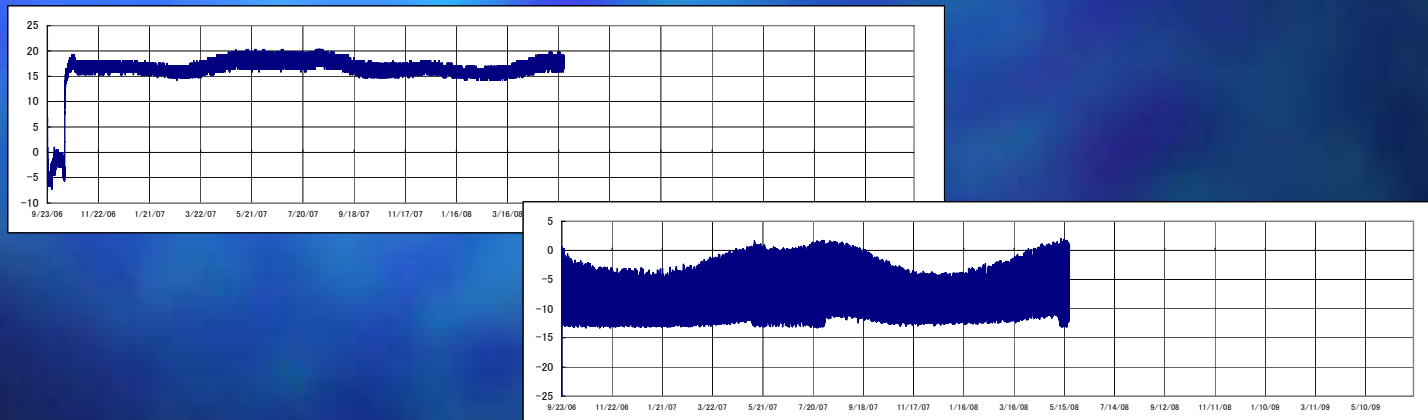
フライト温度は予測温度に対して、主要機器は $\pm 5^{\circ}\text{C}$ 内に収められている。

熱制御系は設計通りに機能していることが確認された。

おわりに

■ 熱物性値の経年変化

フライト温度データを蓄積し、熱制御材料の熱物性値の経年変化について評価したい！



テレメトリデータより