

地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり」(ADEOS)
の機能停止に係る通信放送技術衛星「かけはし」
(COMETS)への反映について

平成9年12月17日

宇宙開発事業団

目 次

1. はじめに
2. COMETSの概要
 2. 1 COMETSの主要諸元
 2. 2 COMETS太陽電池パドルの概要
 - (1)概要
 - (2)アレイブランケットについて
 - (3)プリロード機構について
3. ADEOS機能停止に係る反映事項の実施状況について
 3. 1 反映を要する事項
 3. 2 パネルの線膨張率の測定及びプリロード機構の可動範囲の再確認結果
 - (1)小部材による物性値の測定結果
 - (2)積層部材の線膨張率解析結果
 - (3)パネルによる線膨張率測定結果
 - (4)プリロード機構の必要可動範囲の再確認結果
 3. 3 プリロード機構の動作確認試験結果
 3. 4 アレイブランケットの荷重集中解析
 3. 5 アレイブランケットの繰り返し荷重に対する強度の再確認結果
 3. 6 まとめ
4. カメラの搭載について
 4. 1 カメラの搭載について
 4. 2 搭載するカメラの概要

1. はじめに

6月30日に発生した地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり」(ADEOS)(以下「ADEOS」という)の事故の原因究明結果を受けて、検討され明確となった通信放送技術衛星「かけはし」(COMETS)(以下、「COMETS」という)の太陽電池パドルに対し反映を要する事項についてその実施状況をまとめた。

2. COMETSの概要

2. 1 COMETSの主要諸元

COMETSの主要諸元を表2-1に示す。

2. 2 COMETS太陽電池パドルの概要

(1) 概要

COMETS太陽電池パドルの主要性能等は以下の通りである。

- ① 静止軌道上において発生電力は5230W以上(3年後夏至)
- ② 太陽電池パドルの方式はフレキシブルタイプ
- ③ 外形寸法は
長さ 約13.8m(1翼、ブーム端からアウトボードまで)
幅 約2.9m
- ④ 重量は1翼あたり約93kg、翼数は2翼
- ⑤ 太陽電池セルはガリウム砒素
- ⑥ 伸展マストはコイラブルマスト、長さ約12.3m
- ⑦ 衛星がロケットから分離された後、自動的にブーム展開及びパネル展開を行う。
- ⑧ アポジエンジン噴射前に太陽電池パドルのパネルを収納し、アポジエンジン噴射後に再びパネルを展開する。アポジエンジン噴射は2回行うため、収納／展開の動作を2回繰り返す。

参照 表2-2: COMETS太陽電池パドル主要諸元

表2-3: COMETSとSFUの太陽電池パドル比較

図2-1: COMETS軌道上外観図

図2-2: COMETS太陽電池パドル外形図

なお、COMETSの太陽電池パドルは、通商産業省で開発され、フライト実績のある、宇宙実験・観測フリーフライヤ(SFU)(以下「SFU」という)の太陽電池パドルとほぼ同一設計としている。ただし、SFUの太陽電池パドルが完全には収納できなかったという問題については、COMETS太陽電池パドルに対して必要な対策を実施するとともに、COMETS太陽電池パドルのエンジニアリングモデルを使用した航空機による微小重力実験によって、収納異常の発生を防止できることを確認した。

表2-1 COMETS主要諸元

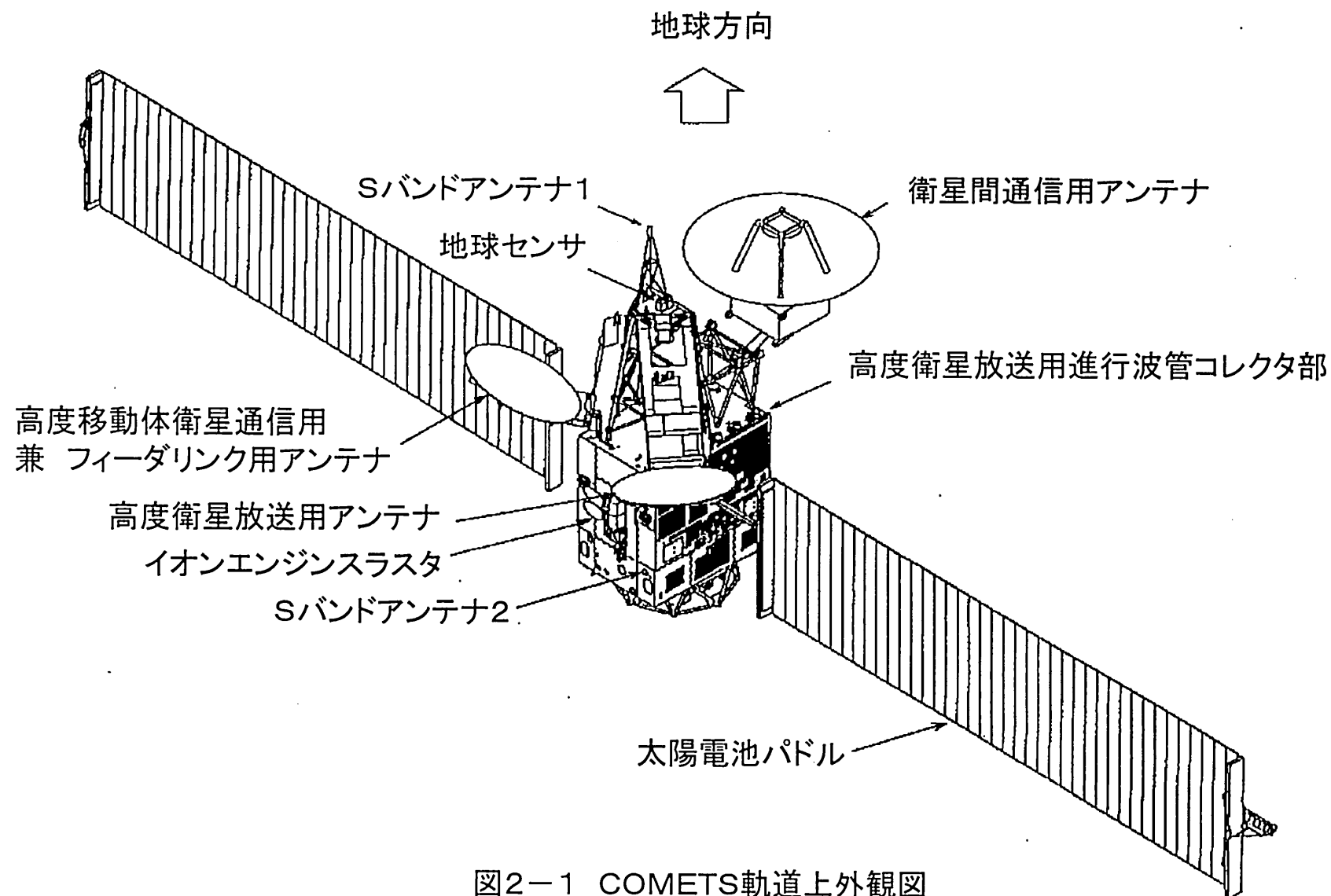
名称	主要諸元
打上げロケット	H-IIロケット5号機
静止位置	東経121度、 保持精度±0. 1度(南北、東西)
設計寿命	3年
形状・寸法	形状:太陽電池パドル(2翼)、大型アンテナ(3基)を有する箱形形状 衛星筐体寸法 : 縦約3m 横約2m 高さ約2. 8m 太陽電池パドル長さ : 約13. 8m(片翼)
重量	3960kg (打上げ時)
発生電力	5230W以上(3年後夏至)
ミッション	高度移動体衛星通信実験 衛星間通信実験 高度衛星放送実験
姿勢制御系	方式 : コントロールバイアスモーメントム方式 姿勢制御精度 : ロール、ピッチ軸 : ±0. 05度以内 ヨー軸 : ±0. 15度以内

表2-2 COMETS太陽電池パドル主要諸元

項目	COMETS	(参考) ADEOS
翼数	2翼	1翼
概略寸法 (長さ: 1翼あたりブーム端～アウトポート)	長さ: 約13.8m 幅: 約2.9m	長さ: 約26.0m 幅: 約2.6m
発生電力(EOL)	5230W以上(2翼)	4500W以上
重量	約93kg(1翼あたり)	約155kg
パネル枚数	40枚/翼 内側5枚、外側1枚はブランクパネル	50枚/翼 内側1枚、外側1枚はブランクパネル
軌道上展開・収納回数	展開3回、収納2回	展開1回
展開時固有振動数 (パドル単体)	0.08Hz以上	0.05Hz以上
太陽電池セル	ガリウム砒素	シリコン
伸展マスト	コイラブルマスト φ220mmに内接する三角柱 長さ: 約12.3m(1翼あたり)	高剛性伸展マスト φ350mmに内接する三角柱 長さ: 約23.5m(1翼あたり)
軌道上熱環境	静止軌道(高度約36000km)であるため、地球赤外輻射、アルベドの影響を受けにくいことから低温環境が厳しい。	太陽同期準回帰軌道(高度約800km)であるため、静止軌道に比べ低温環境が厳しくない。
軌道上熱サイクル (日陰回数)	約300サイクル(3年分) 静止軌道のため、約2分で日陰入り、日陰明けが発生する。	約16000サイクル(計画) 周回軌道のため、数秒で日陰入り、日陰明けが発生する。

表2-3 COMETSとSFUの太陽電池パドル比較

項目	COMETS	SFU
翼数	2翼	2翼
発生電力(EOL)	5230W以上	2700W以上
重量	約93kg/翼	約56kg/翼
アレイブランケット		
長さ	約12.0m	約9.7m
幅	約2.9m	約2.4m
フィルム材料	ポリイミドフィルム	同左
フィルム厚さ	50 μ m	同左
太陽電池セル	ガリウム砒素	シリコン
電力伝送ライン レイアウト	アレイブランケットの両端に フラットケーブルを実装	同左
ヒンジ部	ピンヒンジ	同左
パネル枚数	40枚/翼 内側5枚、外側1枚はブランクパネル	48枚/翼 内側2枚、外側1枚はブランクパネル
伸展マスト		
構造	コイラブルマスト	同左
マスト径	ϕ 220mm	同左
全伸展長	約12.3m	約9.8m
プリロード機構	リニアベアリング +定トルクスプリング方式	同左
軌道上展開 ・収納回数	展開 3回、収納 2回	展開 1回、収納 1回
軌道上熱サイクル (日陰回数)	約300サイクル(3年分) 静止軌道のため、約2分で 日陰入り、日陰明けが発生する。	約4800サイクル(軌道上実績) 周回軌道のため、数秒で 日陰入り、日陰明けが発生する。



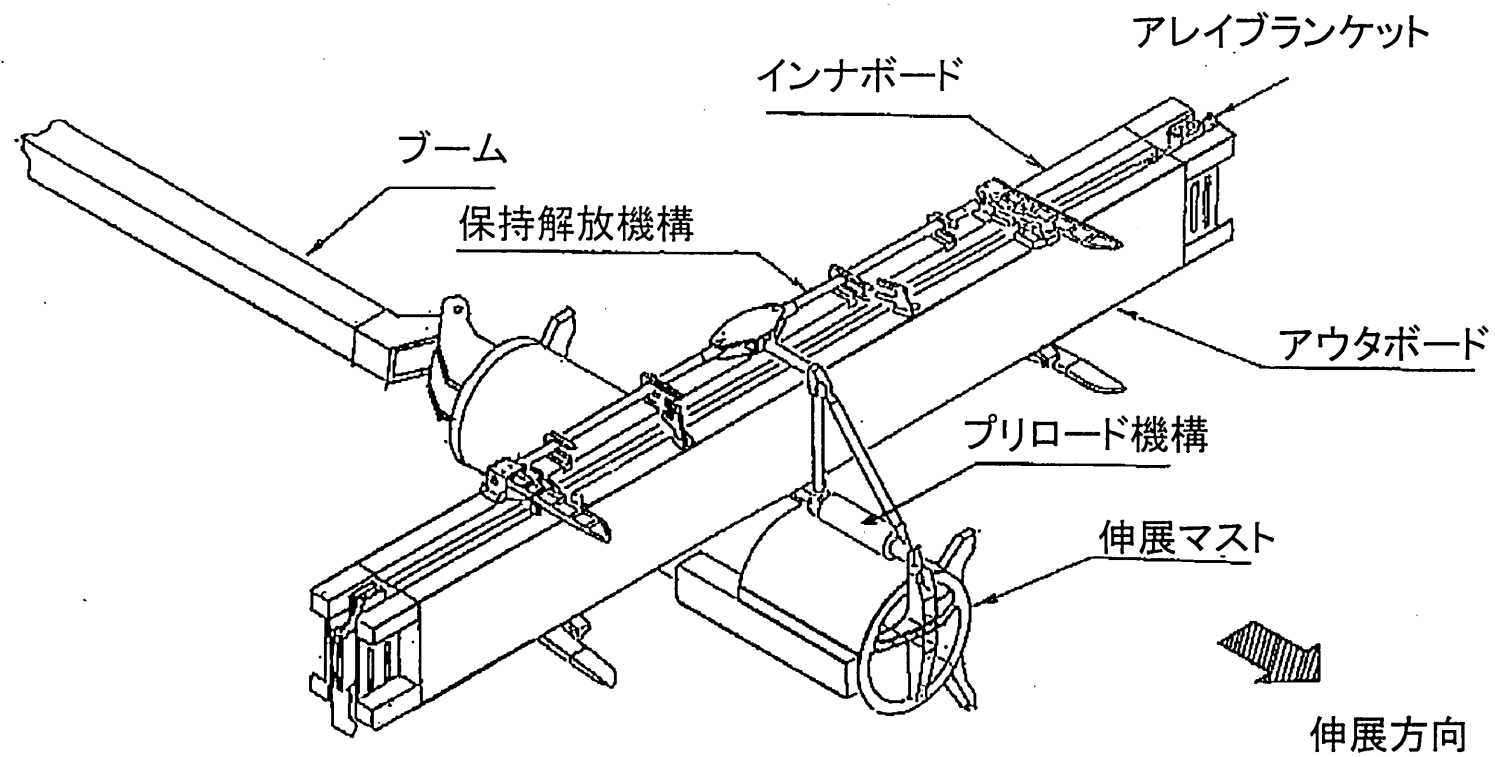


図2-2(1/2) COMETS太陽電池パドル外形図(ブーム展開状態)

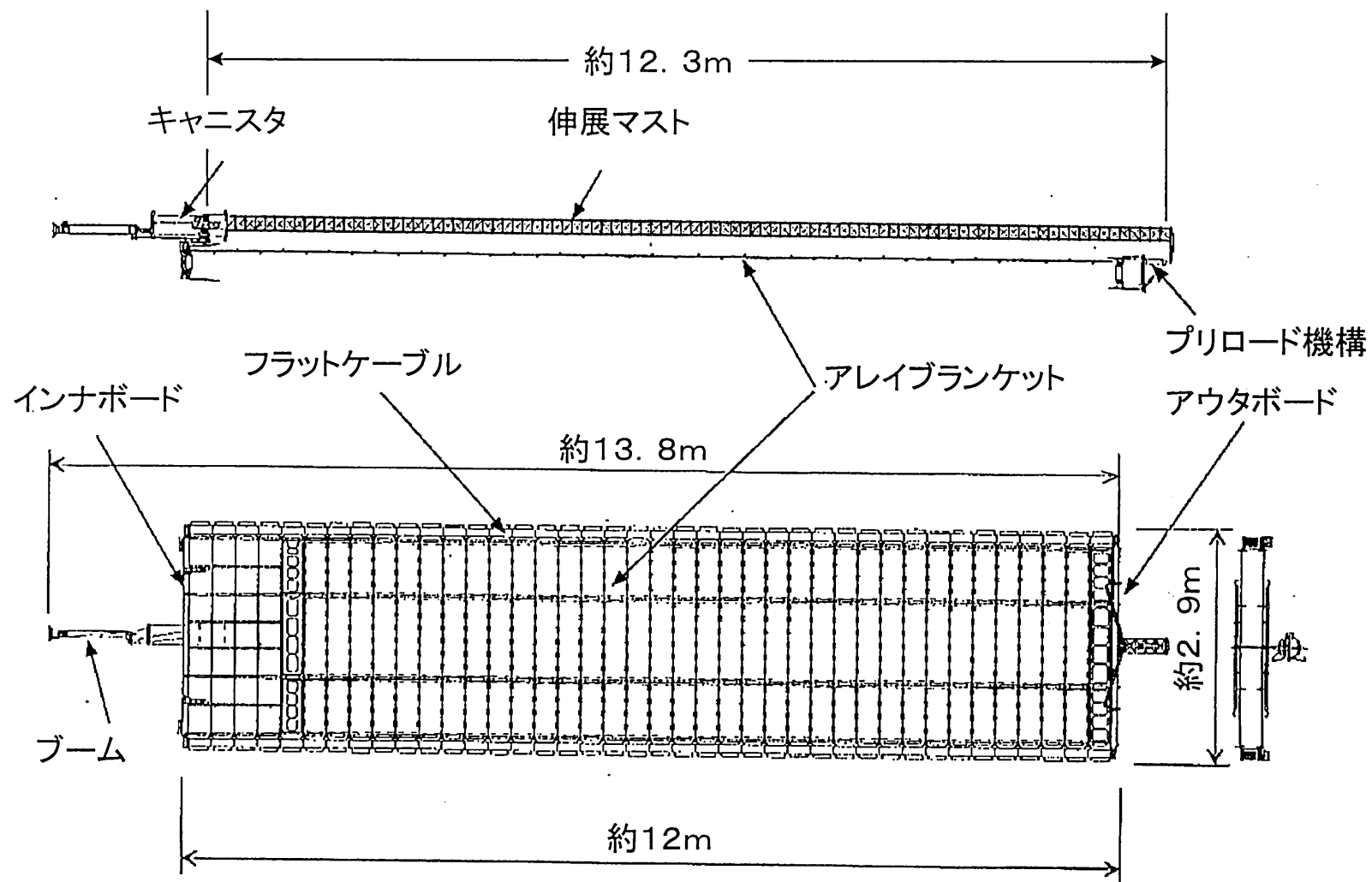


図2-2(2/2) COMETS太陽電池パドル外形図(全展開状態)

(2) アレイブランケットについて

アレイブランケットは厚さ $50\mu\text{m}$ のポリイミドフィルム上にシリコン系接着剤で太陽電池セルを接着した構造である。

アレイブランケットの全体図を図2-3に、各パネルを結合しているヒンジの構造を図2-4に示す。また、アレイブランケットの断面構造を図2-5に示す。

アレイブランケットを構成する各パネルは、ヒンジ 40 対で結合されており、アコーディオンカーテンのように展開または再収納される。

ヒンジは太陽電池セルを実装している厚さ $50\mu\text{m}$ のベースフィルムを幅 30mm で筒状に丸めて折り返し部を接着した構造である(図2-4断面図参照)。1 枚のパネルにはこのヒンジが 40 対等間隔に配置されている。ヒンジロッドには $\Phi 1.2\text{mm}$ の CFRP 製のロッドを使用している。パネルの全周には厚さ $125\mu\text{m}$ 幅 9mm の補強用フィルムを貼り付けている。このフィルムの目的は、①パネル端面のノッチ防止②ヒンジ部の補強である。

アレイブランケットには、長手方向に4列のCFRP製のスティフナ(0.6mm厚)がポリイミドフィルムにシリコン接着剤(0.1mm厚)により張り付けられている。このスティフナの目的は、展開収納時のパネル剛性の確保及び打上げ等の荷重に対する太陽電池セルの保護である。

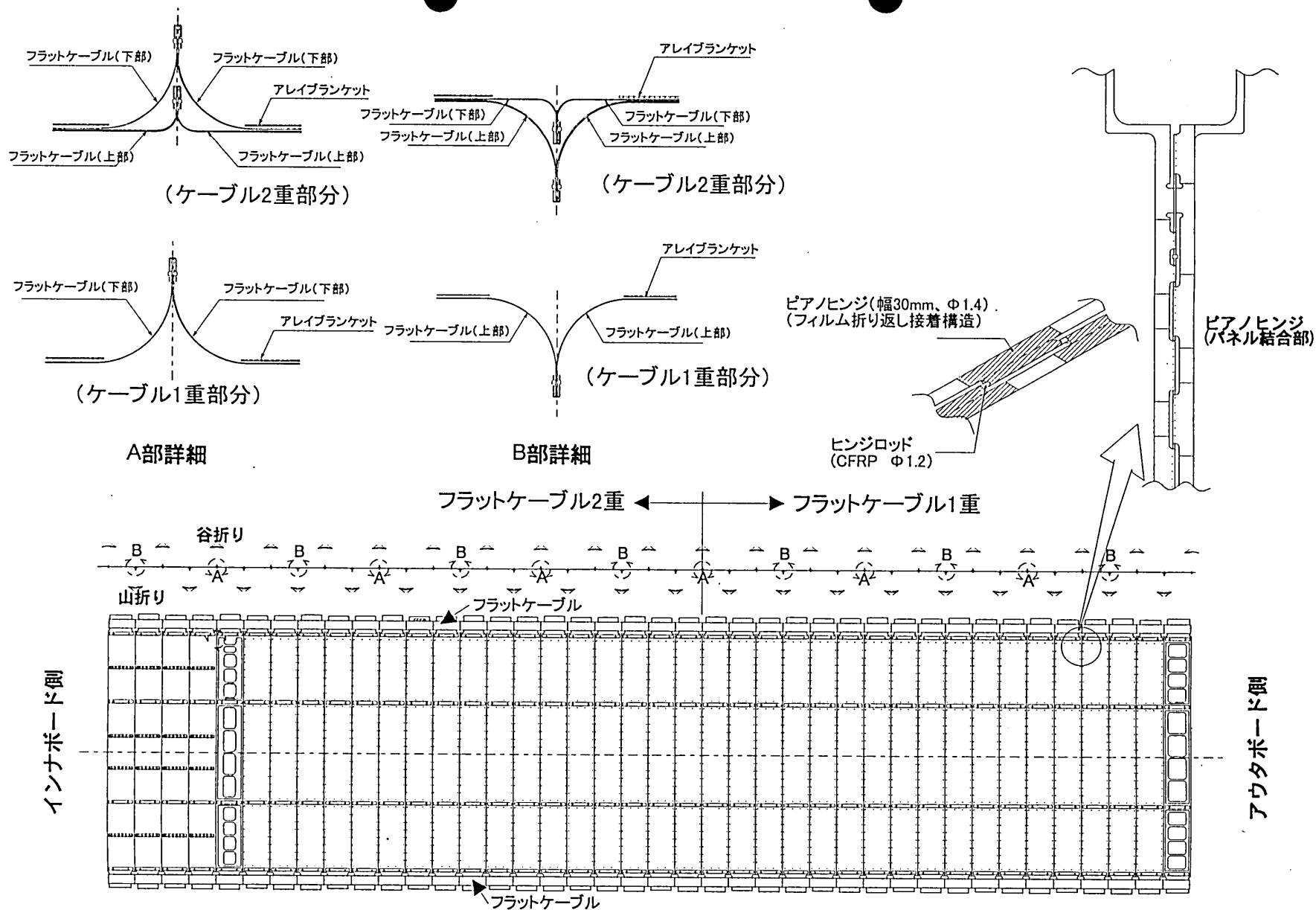


図2-3 アレイブランケット全体図

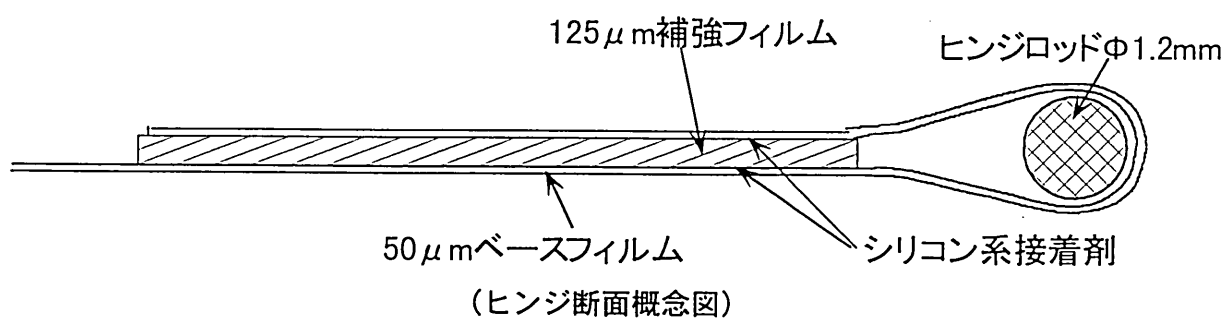
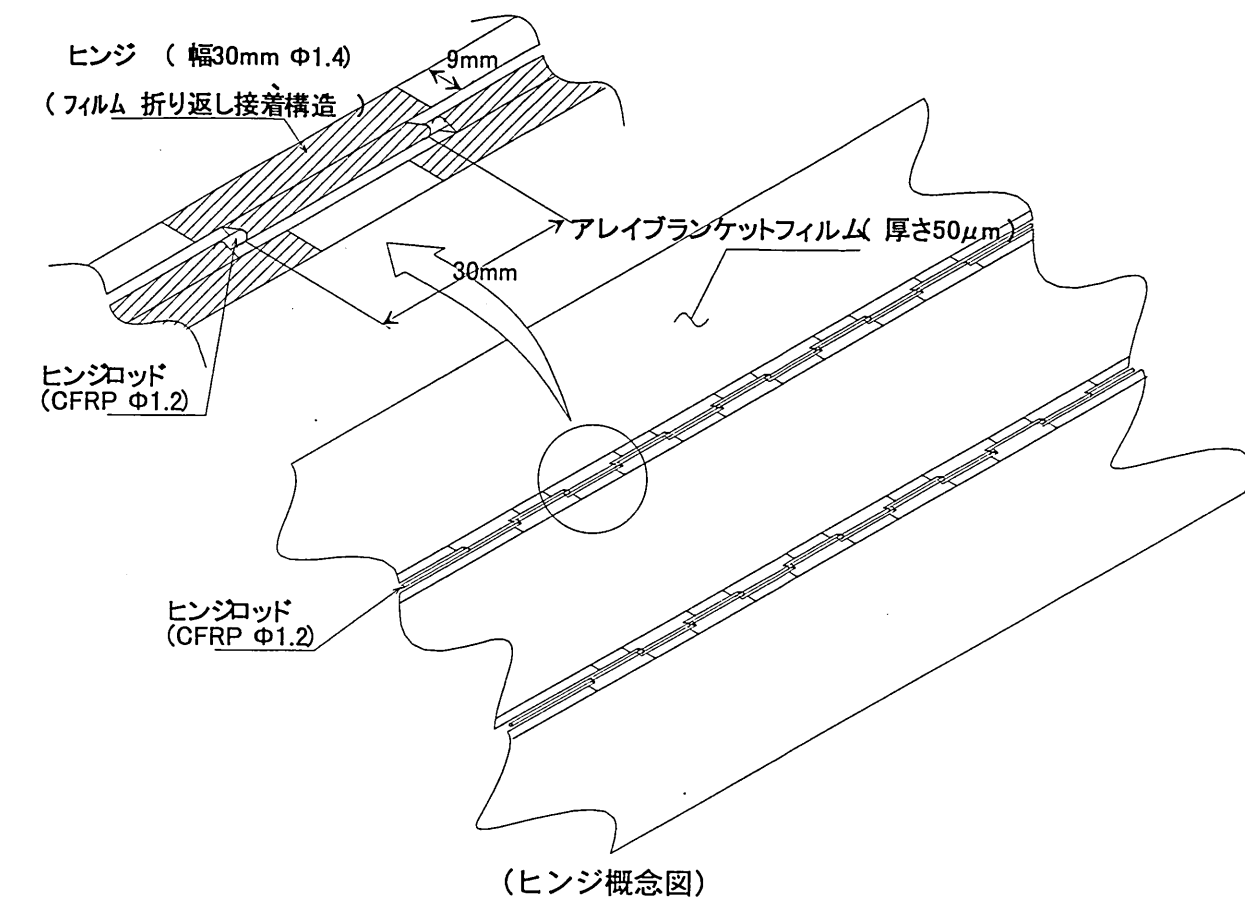


図2-4 ヒンジの構造

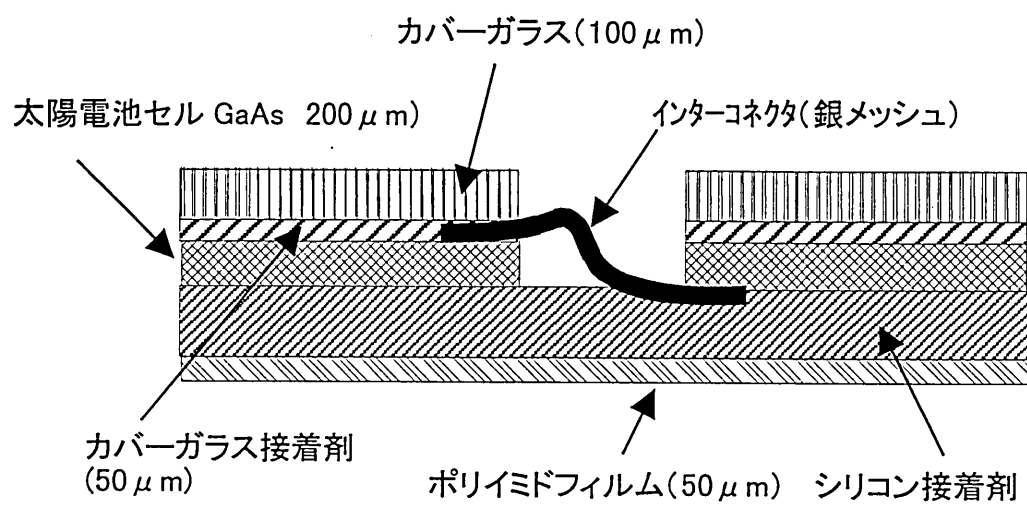


図 2 - 5 アレイブランケット断面構造と構成部材

3)プリロード機構について

COMETS 太陽電池パドルと SFU 太陽電池パドルのプリロード機構の比較を表2-4に示す。また、プリロード機構を図2-6に示す。

表2-4 COMETS と SFU のプリロード機構比較

項目	COMETS	SFU
メカニズム方式	リニアベアリング +定トルクスプリング方式	同左
形状	Φ58×301.5 mm	Φ58×257.5 mm
張力	4.0 ± 0.4 kgf	同左
フルストローク	135mm	100mm
張力負荷用 定トルクスプリング	SUS 製スプリングを2組使用 幅 10mm、厚さ 0.3mm 巻き取り径 Φ33mm	同左
シャフト	6 列の溝付きシャフト(AL 製) 約 Φ15mm、長さ約 220mm	同左 但し長さのみ約 190mm
リニアベアリング	6 列のボールを並べたリニアベア リング 形状: Φ30×50 mm 潤滑: 宇宙用グリースを封入	同左
軌道上動作回数	約 300 サイクル	約 4800 サイクル (フライト実績)
軌道上動作期間	3 年	10 ヶ月(フライト実績)
軌道上温度	-60~+50℃(解析値)	-30~+40℃(解析値)
軌道上負荷モーメント	最大 0.03kgf・m	最大 0.2kgf・m

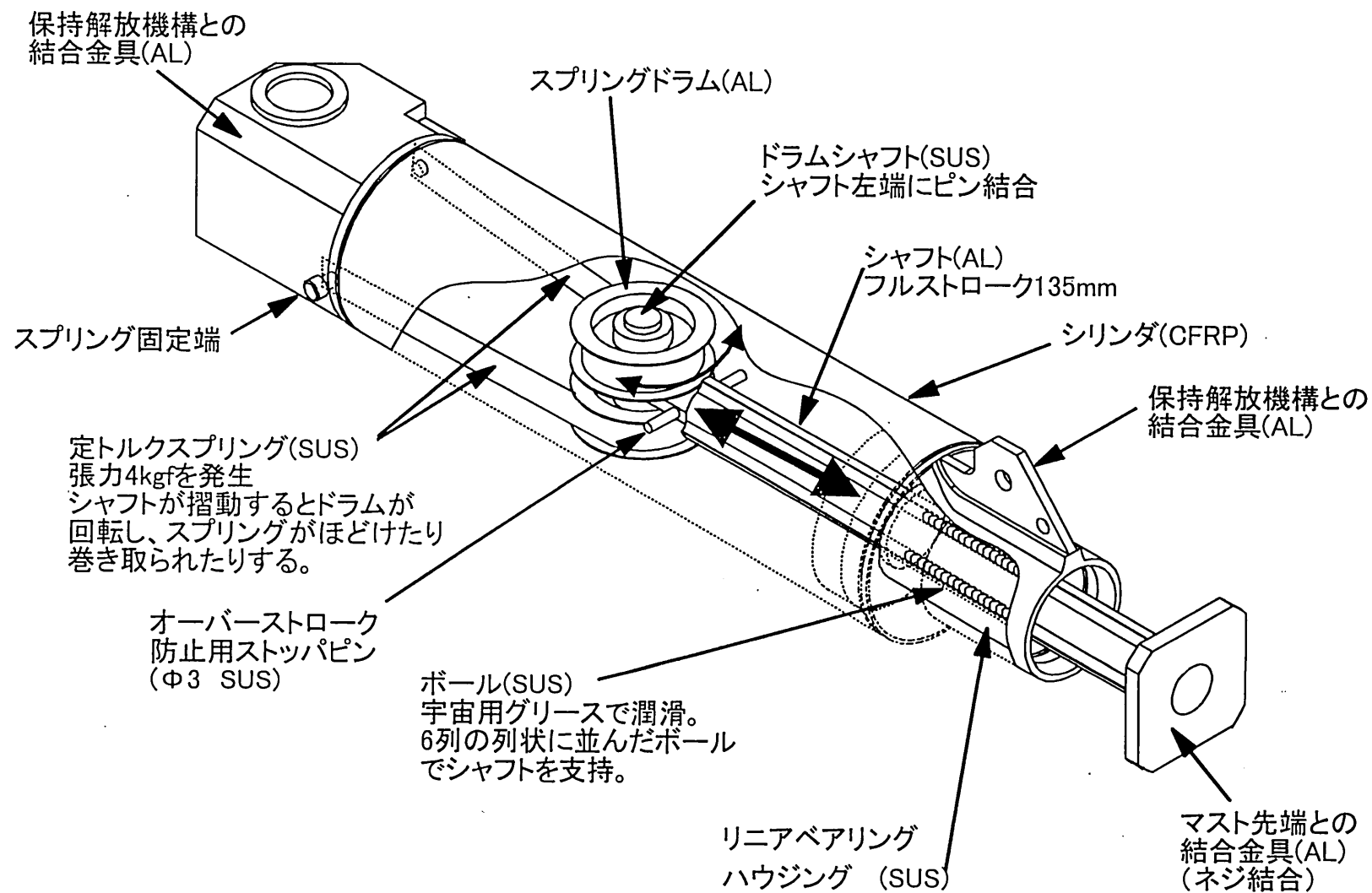


図2-6 プリロード機構

3. ADEOS機能停止に係る反映事項の実施状況について

3. 1 反映を要する事項

ADEOS 事故の原因究明結果から、COMETS 太陽電池パドルに対して反映を要すると判断された事項は下記の 4 項目である。

- (1) 熱真空環境下における線膨張率の測定およびプリロード機構の必要可動範囲の再確認
- (2) 熱真空環境下でのプリロード機構の動作確認試験
- (3) 軌道上環境下におけるアレイブランケットの荷重集中解析
- (4) 軌道上環境下でアレイブランケットが受ける繰り返し荷重に対する必要強度の再確認

3. 2 パネルの線膨張率の測定及びプリロード機構の可動範囲の再確認結果

COMETSが軌道上で遭遇する環境において発生する太陽電池パドルを構成する部材の伸縮量について評価し、プリロード機構がストローク余裕を有していることを確認するため、以下の測定、解析を実施した。

- ・ 小部材による物性値測定（線膨張率、ヤング率、吸湿膨潤特性、引張強度）
- ・ 積層部材の線膨張率解析
- ・ パネルによる線膨張率測定

軌道上の熱環境を可能な限り模擬した試験として実施するパネルレベルの線膨張率測定結果をもとにプリロード機構のストローク余裕の評価を行う。また、パネルレベルの線膨張率の測定結果の妥当性を確認するため、小部材レベルの物性値測定を行うとともに、解析により積層部材の線膨張率の評価を実施した。

さらに、アレイブランケットに生ずる荷重分布解析に際し必要となるヤング率についても、小部材レベルの測定を実施した。

（1）小部材による物性値の測定結果

小部材により実施した物性値の測定内容等に関する一覧を表 3.2.1-1 に示す。また、測定結果を表 3.2.1-2 に示す。

得られたデータから下記の特性が確認された。

- ・ シリコン接着剤は、約 -120°C にガラス転移点が存在し、約 -120°C 以下において線膨張率が小さくなるが、ヤング率は大きくなる。（線膨張率：図 3.2.1-3、弾性率：図 3.2.1-9）
- ・ 積層部材（太陽電池セル+シリコン接着剤+ポリイミドフィルム）の線膨張率は、シリコン接着剤のガラス転移に起因する特性の変化が見られる。（図 3.2.1-4）
 - 120°C 以上：ポリイミドフィルムの線膨張率とほぼ同じ値を示す。
 - 120°C 以下：ポリイミドフィルムの線膨張率より大きな値を示す。
- ・ 積層部材（CFRP+シリコン接着剤+ポリイミドフィルム）の線膨張率は、ポリイミドフィルムの線膨張率とほぼ同じ値を示し、 -120°C 付近に顕著な変化は見られない。（図 3.2.1-5）

表3. 2. 1-1 小部材による物性値測定一覧表

測定項目	試料	測定条件等	測定装置	試料寸法	測定試料個数
線膨張率	ポリイミドフィルム	引張荷重: 1.5g/mm 温度範囲: -140~+100℃	微小定荷重 熱膨張計	幅3mm ×長さ20mm	5(25℃以上) 5(25℃以下)
	太陽電池セル	圧縮荷重: 0.15g/mm 温度範囲: -140~+80℃		幅3mm ×長さ20mm	7
	シリコン接着剤	引張荷重: 1.5g/mm 温度範囲: -140~+80℃		幅3mm ×長さ20mm	5
	太陽電池セル +シリコン接着剤 +ポリイミドフィルム	引張荷重: 1.5g/mm 温度範囲: -140~+60℃		幅3mm ×長さ20mm	9(23℃以下) 6(23℃以上)
	CFRP スティフナ +シリコン接着剤 +ポリイミドフィルム	引張荷重: 1.5g/mm 温度範囲: -140~+80℃		幅3mm ×長さ20mm	5
	スティフナ (CFRP)	圧縮モード 温度範囲: -140~+80℃		幅3mm ×長さ20mm	3
	伸展マスト (ロンジロン: GFRP)	圧縮モード 温度範囲: -140~+80℃		長さ10mm	5
吸湿膨潤特性	ポリイミドフィルム	湿度60%で膨潤後、 100℃で乾燥	——	長さ300mm	3
	シリコン接着剤	真空乾燥4日間後、湿度 60%で4日間放置 (温度は23℃)	歪みゲージ	幅5mm ×長さ100mm	5
	太陽電池セル +シリコン接着剤 +ポリイミドフィルム	真空乾燥4日間後、湿度 60%で4日間放置 (温度は23℃)		幅5mm ×長さ20mm	8
	CFRP スティフナ +シリコン接着剤 +ポリイミドフィルム	真空乾燥4日間後、湿度 60%で4日間放置 (温度は23℃)		幅5mm ×長さ100mm	4
	スティフナ (CFRP)	真空乾燥4日間後、湿度 60%で4日間放置 (温度は23℃)		幅5mm ×長さ100mm	3
	伸展マスト (ロンジロン: GFRP)	真空乾燥4日間後、湿度 60%で4日間放置 (温度は23℃)		幅約5mm ×長さ100mm	5
ヤング率	ポリイミドフィルム	-150℃ 23℃ 80℃	引張試験機	幅約10mm ×長さ150mm	5(-150℃) 5(23℃) 5(80℃)
	シリコン接着剤	-150℃ 23℃ 80℃		幅約10mm ×長さ150mm	5(-150℃) 5(23℃) 5(80℃)
	太陽電池セル	-150℃ 23℃ 80℃		幅5mm ×長さ20mm	5(-150℃) 5(23℃) 5(80℃)
	スティフナ (CFRP)	-150℃ 23℃ 80℃		幅約5mm ×長さ100mm	5(-150℃) 5(23℃) 5(80℃)
	伸展マスト (ロンジロン: GFRP)	-150℃ 23℃ 80℃		幅4mm ×長さ100mm	5(-150℃) 5(23℃) 5(80℃)
引張強度	ポリイミドフィルム	-150℃ 23℃ 80℃	引張試験機	幅約10mm ×長さ150mm	5(-150℃) 5(23℃) 5(80℃)

表3. 2. 1-2(1/4) 小部材による物性値測定結果と公称値 <線膨張率>

試料	温度範囲 (°C)	線膨張率($\times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$)		備考
		実測値(平均)	公称値又は仕様値	
ポリイミドフィルム	-140~+23 +23~+100	1. 12 1. 31	0. 9~1. 4	図3. 2. 1-1
太陽電池セル (GaAs)	-140~+80	0. 66	GaAs基板: 0. 6 カバーガラス: 0. 66	図3. 2. 1-2
シリコン接着剤	-140~-120 -120~+80	7. 1 20. 5	4.1(-180~-120) 21.7(-100~100)	図3. 2. 1-3
スティフナ (CFRP)	-140~-+80	0. 37	——	
太陽電池セル +シリコン接着剤 +ポリイミドフィルム	-140~-120 -120~+23 +23~+65	1. 92 1. 08 1. 15	——	図3. 2. 1-4
CFRP スティフナ +シリコン接着剤 +ポリイミドフィルム	-140~+80	1. 04	——	図3. 2. 1-5
伸展マスト (ロンジロン: GFRP)	-140~+80	0. 30	0. 31	図3. 2. 1-6

表3. 2. 1-2(2/4) 小部材による物性値測定結果と公称値 <吸湿膨潤量>

試料	吸湿膨潤量(寸法変化率 %)		備考
	実測値(平均)	公称値又は仕様値	
ポリイミドフィルム	0. 049%	0. 09%	
太陽電池セル (GaAs)	—	——	
シリコン接着剤	0. 073%	——	
スティフナ (CFRP)	0. 03%	——	
太陽電池セル +シリコン接着剤 +ポリイミドフィルム	セル側: 0. 011% フィルム側: 0. 072%	——	、図3. 2. 1-7
CFRP スティフナ +シリコン接着剤 +ポリイミドフィルム	セル側: 0. 012% フィルム側: 0. 041%	——	
伸展マスト (ロンジロン: GFRP)	0. 006%	——	

表3. 2. 1-2(3/4) 小部材による物性値測定結果と公称値 <ヤング率>

試料	測定温度 (°C)	ヤング率(kgf/mm ²)		備考
		実測値(平均)	公称値又は仕様値	
ポリイミドフィルム	-150	1300	1200(-296°C)	図3. 2. 1-8
	23	1080	1180(-196°C)	
	80	920	840	
シリコン接着剤	-150	940	770(-180°C)	図3. 2. 1-9
	23	0. 16	750(-140°C)	
	80	0. 17	0. 14 0. 16(100°C)	
太陽電池セル (GaAs)	-150	—	—	
	23	9270		
	80	6540		
スティフナ (CFRP)	-150	2400	—	
	23	1490		
	80	1070		
伸展マスト (ロンジロン: GFRP)	-150	6560	5800~6200	
	23	6130		
	80	5970		

表3. 2. 1-2(4/4) 小部材による物性値測定結果と公称値 <引張強度>

試料	測定温度 (°C)	引張強度(kgf/mm ²)		備考
		実測値(平均)	公称値又は仕様値	
ポリイミドフィルム	-150	39. 0	25	図3. 2. 1-10
	23	35. 4		
	80	31. 3		

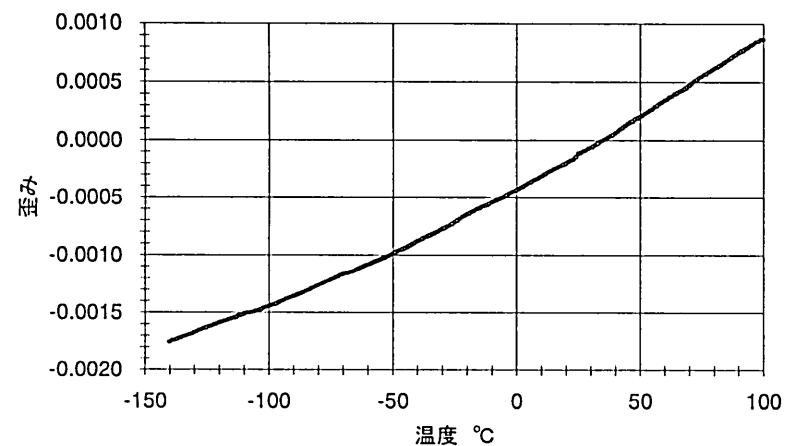


図 3.2.1-1 ポリイミドフィルム線膨張率

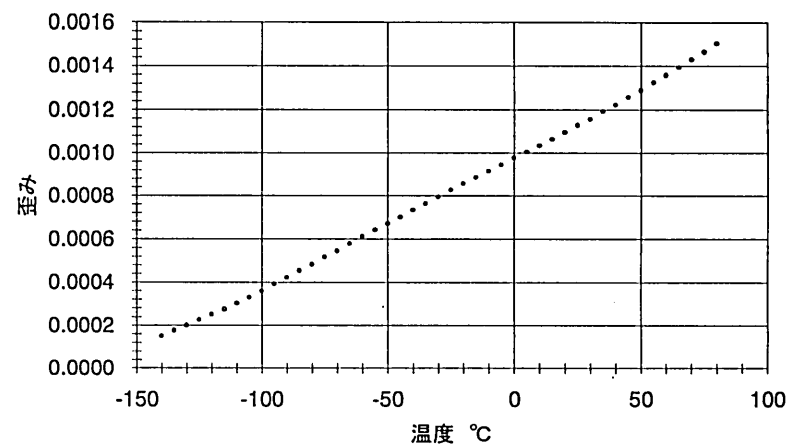
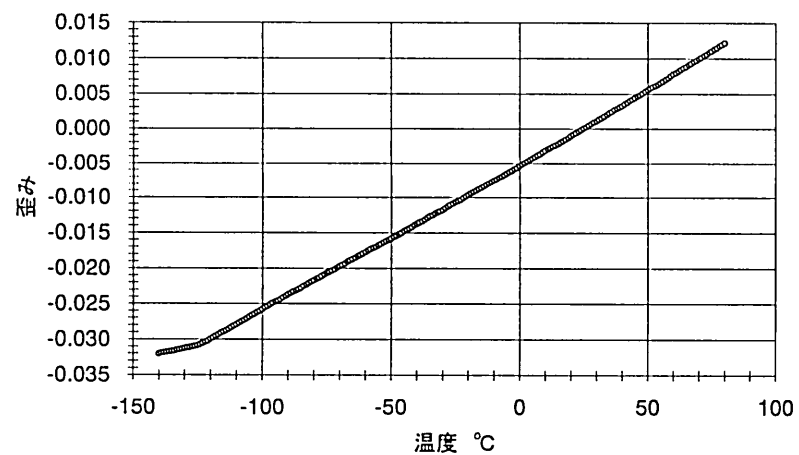
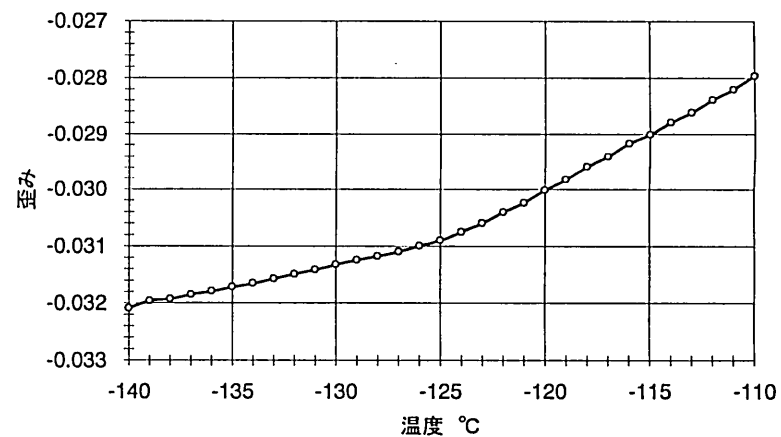


図 3.2.1-2 太陽電池セル線膨張率

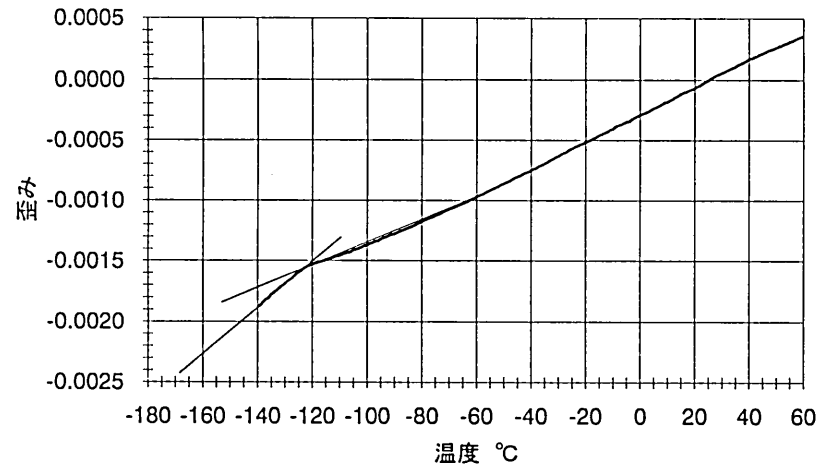


(測定温度全域)

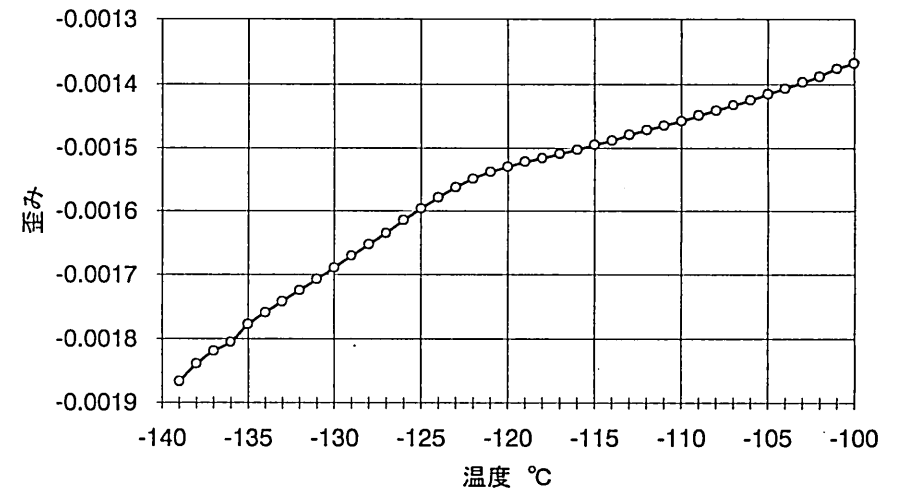


(低温域拡大)

図 3.2.1-3 シリコン接着剤線膨張率



(測定温度全域)



(低温域拡大)

図 3.2.1-4 太陽電池セル+接着剤+ポリイミドフィルムの線膨張率

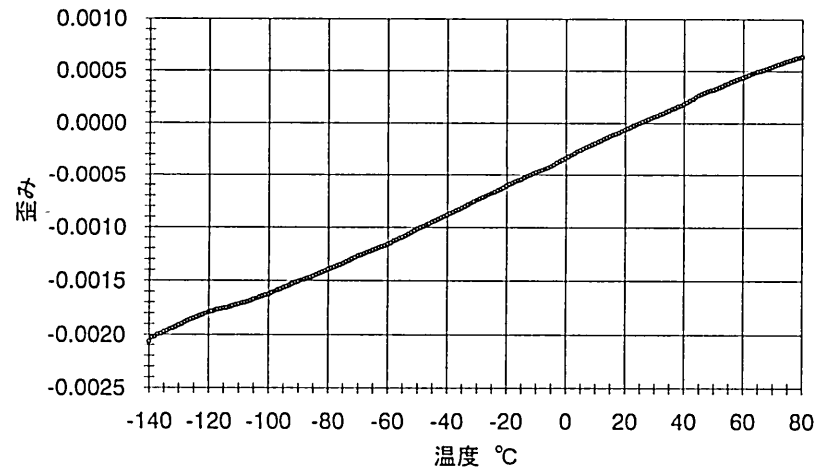


図 3.2.1-5 CFRP+接着剤+ポリイミドフィルムの線膨張率

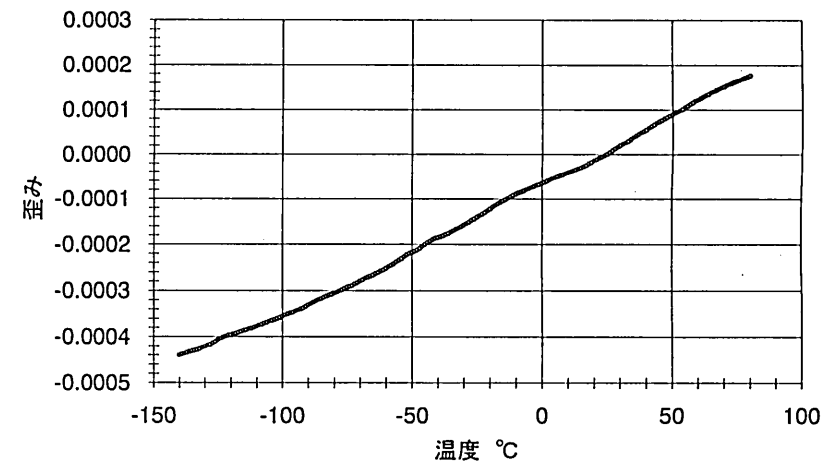


図 3.2.1-6 ロンジロン線膨張率

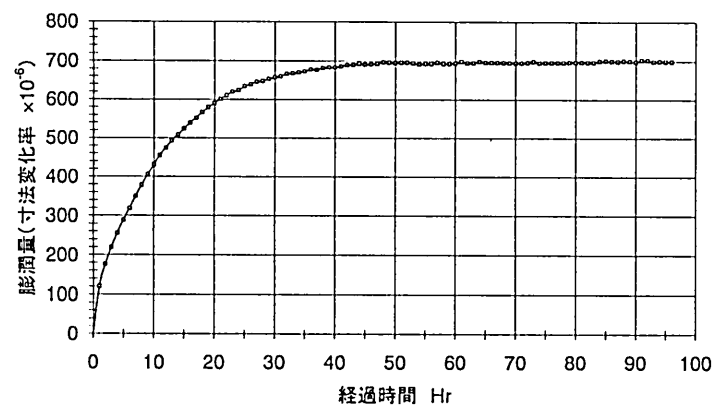


図 3.2.1-7 セル+接着剤+ポリイミドフィルムの膨潤量

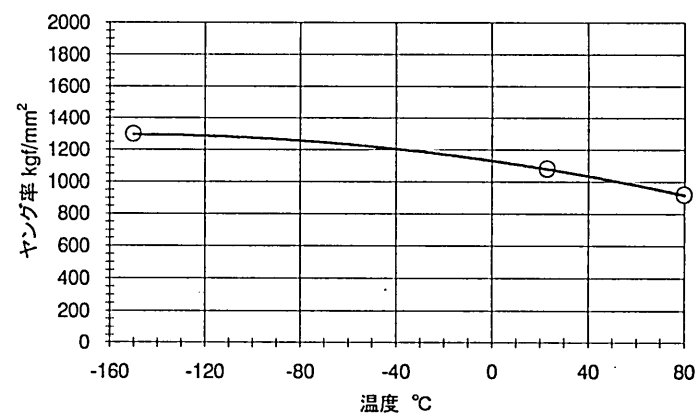


図 3.2.1-8 ポリイミドフィルムヤング率

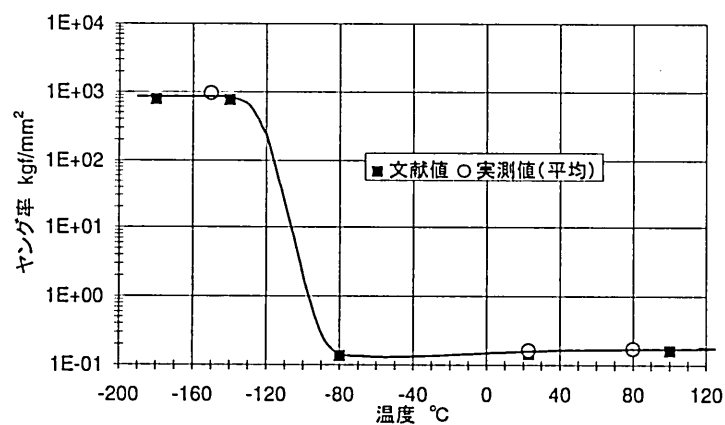


図 3.2.1-9 シリコン接着剤ヤング率

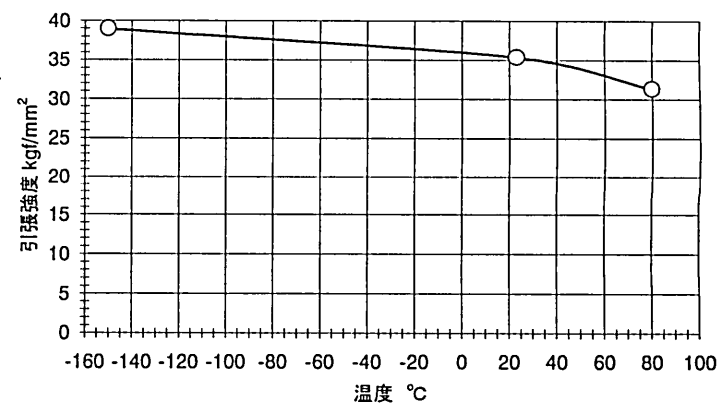


図 3.2.1-10 ポリイミドフィルム引張強度

(2) 積層部材の線膨張率解析結果

(a) 解析の目的・条件等

- 小部材試験、パネル試験の結果の妥当性を検証するために、アレイブランケットの太陽電池セル実装部について有限要素法により等価線膨張率を算出した。
- 図 3.2.2-1 にその FEM モデルを示す。フィルム・接着剤・太陽電池セルをモデル化している。各部材の物性値には、物性値測定結果を入力するとともに、 -120°C を境にしてそれぞれの温度範囲での物性値を入力した。

(b) 解析結果

解析結果を表 3.2.2-1 に示す。

表 3.2.2-1 セル積層部材の線膨張率の FEM 解析結果と試験結果 [$/^{\circ}\text{C}$]

温度範囲	解析結果	小部材試験結果
-120°C 以上	$1.1\text{E-}05$	$1.1\sim 1.2\text{E-}05$
-120°C 以下	$1.3\text{E-}05$	$1.9\text{E-}05$

-120°C 以上の解析結果は小部材試験の結果 ($1.1\sim 1.2\text{E-}5$) と比較的良好に一致しており、ポリイミドフィルム単独の線膨張率の実測値とほぼ同じである。接着剤のガラス転移点 -120°C 以上では、接着剤は非常に柔軟な特性を有しているため、セル+接着剤+フィルムの線膨張率が基板であるフィルムの線膨張率にほぼ一致することは妥当な結果であると考えられる。

-120°C 以下の解析結果は実測値 ($1.9\text{E-}5$) よりも小さな値となったが、ガラス転移点 (-120°C) を境にして等価線膨張率が大きくなることは確認できた。

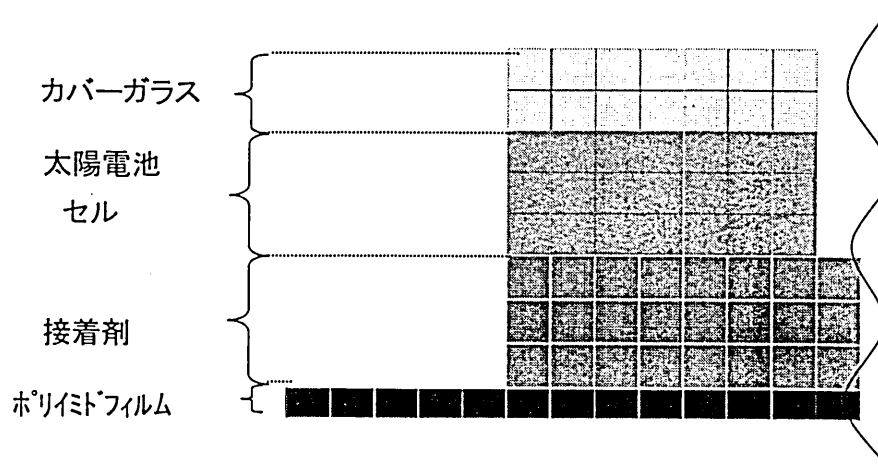


図 3.2.2-1 アレイブランケット断面モデルの詳細

(3) パネルによる線膨張率測定結果

(a) 測定の目的

可能な限り実機を模擬して線膨張率を測定するため、太陽電池パドルアレイブランケットを構成するパネル1枚分（約0.3m×3m）を用いて等価線膨張率の測定を実施した。

(b) 測定方法

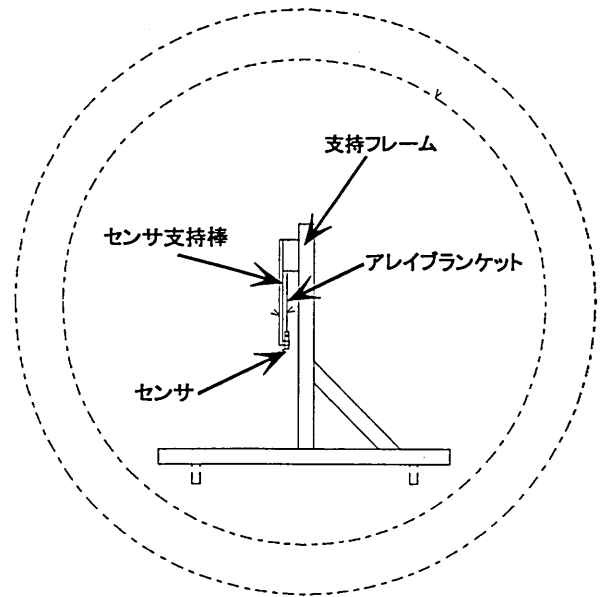
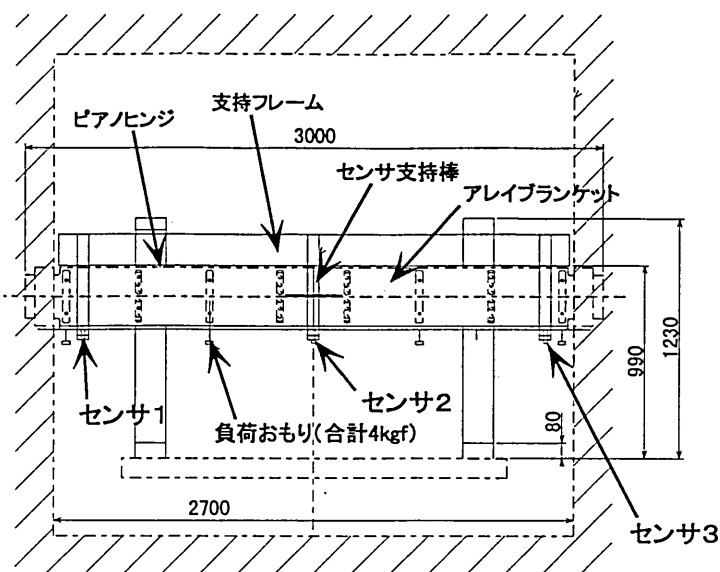
- 試験はスペースチャンバ内で実施した。
- 供試体は太陽電池セルを実装したEMアクティブパネル（1枚）と太陽電池セルを実装していないEMブランクパネル（1枚）を使用した。
- 試験温度範囲は約-150℃～約+70℃。低温側試験においてはシュラウドをLN₂で冷却し、供試体を冷却した。
- 高温側試験においては、パネルの表裏から2枚のヒータ板を用いて加熱した。
- 図3.2.3-1～図3.2.3-2に試験コンフィギュレーションを示す。パネルを試験治具に吊り下げ、パネルの下端には、プリロード機構による張力（4kgf）相当分の荷重を負荷した。パネルと試験治具との結合にはパネル上端、下端ともヒンジを用いている。変位の測定計としては非接触変位計であるギャップセンサを使用した。

(c) 測定結果

測定結果を図3.2.3-3～図3.2.3-6、表3.2.3-1～3.2.3-2に示す。

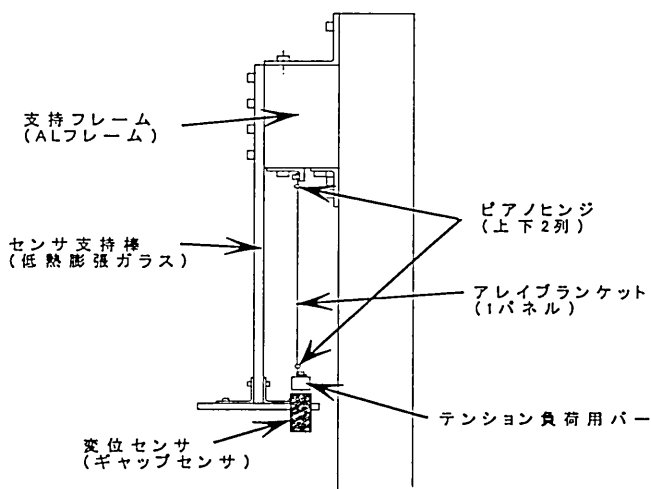
パネルにより実測された線膨張率は、小部材による試験に比べ、若干大きな値が得られたが、ほぼ同様な傾向を示しており、妥当な測定結果であると判断する。

なお、試験設備の能力等の理由から-150℃以下の極低温域について、データ取得が不可能であったが、素材メーカー等の公表データによるとアレイブランケットに使用している素材の物性値が-180℃～-150℃の温度範囲でガラス転移点等により大きく変化することはない。従って、-120℃～-150℃における線膨張率は-150℃～-180℃における線膨張率と同等であると考えられる。

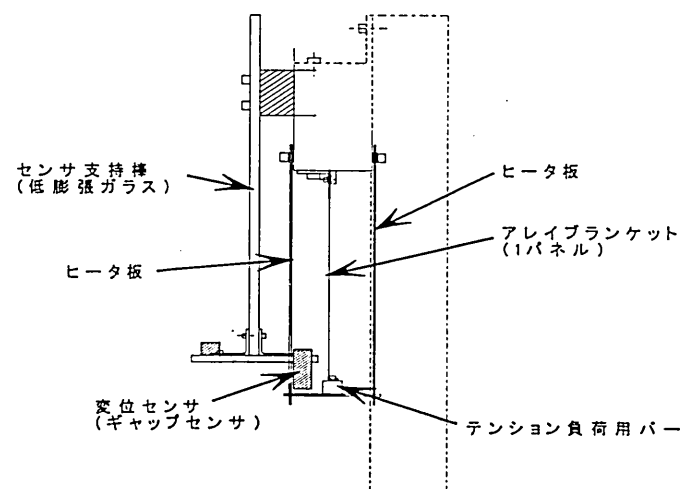


単位 mm

図 3.2.3-1 アレイブランケット線膨張率測定試験 全体コンフィギュレーション



(低温側測定試験)



(高温側測定試験)

図 3.2.3-2 ギャップセンサ取付部詳細

表 3.2.3-1 パネル線膨張率測定結果

供試体	温度範囲	線膨張率 $\times 10^{-5} / ^\circ\text{C}$	
		平均	最大 / 最小
アクティブパネル	-120°C以下	2.3	2.5 / 2.1
	-120 ~+25°C	1.3	1.4 / 1.2
	+25°C以上	1.5	1.6 / 1.4
ブランクパネル	-120°C以下	1.6	2.1 / 1.0
	-120 ~+25°C	1.1	1.4 / 0.9
	+25°C以上	1.7	1.8 / 1.6

表 3.2.3-2 パネル試験結果と小部材試験結果の比較

供試体	温度範囲	線膨張率 $\times 10^{-5} / ^\circ\text{C}$	
		パネル試験平均	小部材試験平均
アクティブパネル	-120°C以下	2.3	1.92
	-120 ~+25°C	1.3	1.08
	+25°C以上	1.5	1.15
ブランクパネル	-120°C以下	1.6	1.12
	-120 ~+25°C	1.1	1.12
	+25°C以上	1.7	1.31

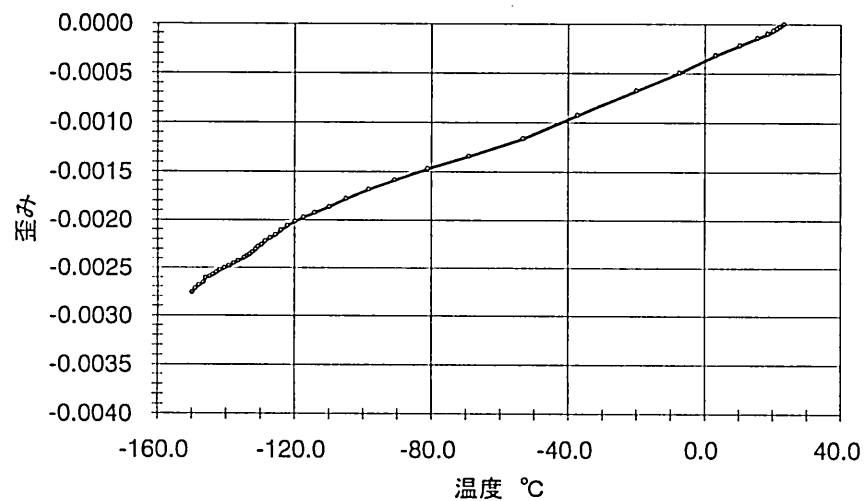


図 3.2.3-3 アクティブパネル (低温)

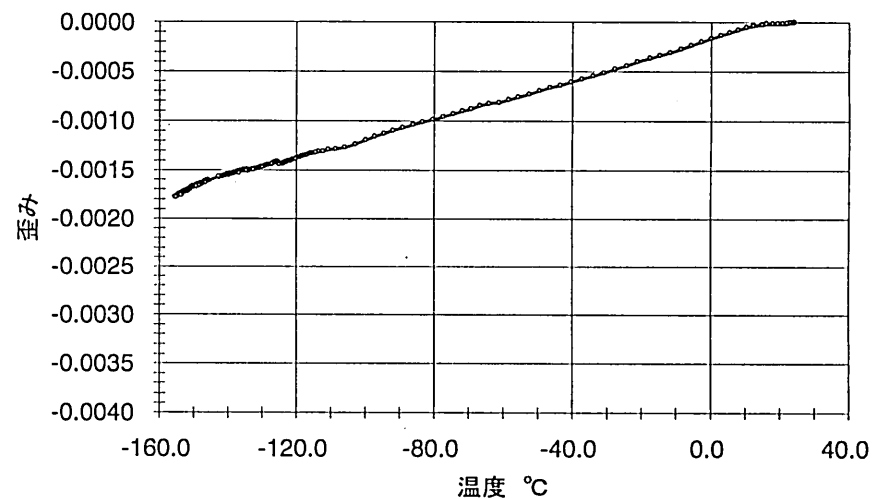


図 3.2.3-4 ブランクパネル (低温)

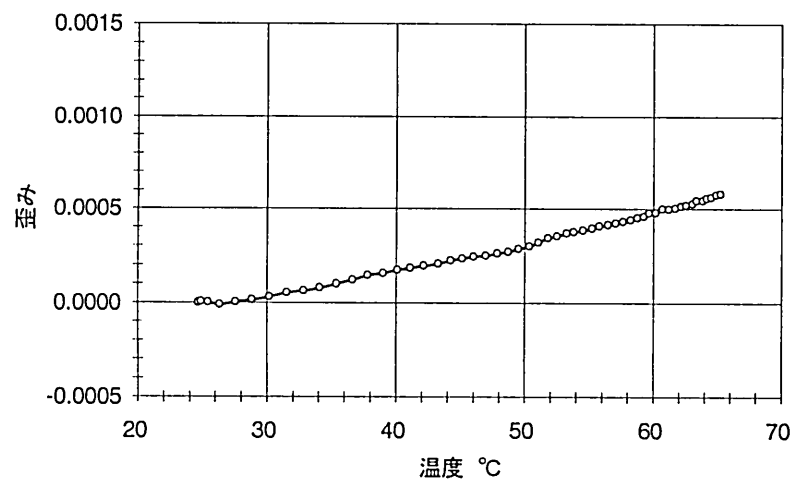


図 3.2.3-5 アクティブパネル (高温)

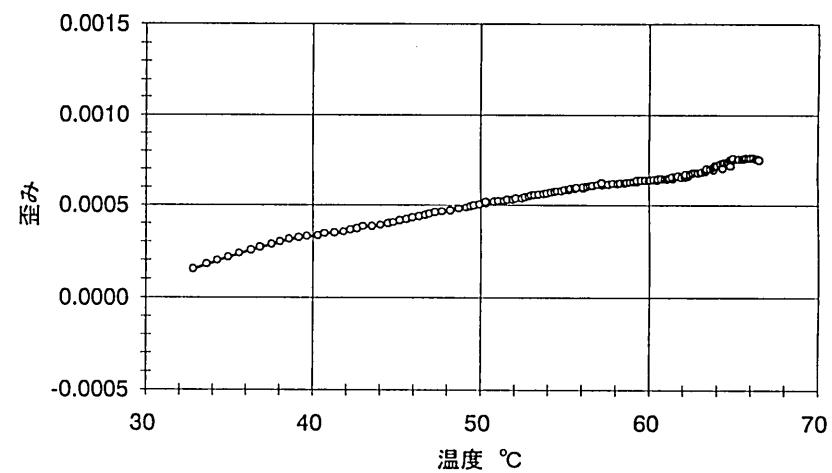


図 3.2.3-6 ブランクパネル (高温)

(4) プリロード機構の必要可動範囲の再確認結果

(a) アレイブランケット及び伸展マストの温度条件

プリロード機構の引き出し／引き込み量の算出に必要なアレイブランケット及び伸展マストの温度条件を整理した。(表 3.2.4-1 参照)

下記表に示すとおり、開発初期に設定した温度条件は、軌道上予測最悪温度（ノミナル運用、姿勢異常時を含む）に対して大きなマージンを有している。

表 3.2.4-1 アレイブランケット/マストの温度

プリロード機構	温度条件	アレイブランケット	伸展マスト	備考
引き出し側	開発初期に設定した温度	-200℃	+90℃	実際にはあり得ない温度の組み合わせ。
	軌道上予測最悪温度 (ノミナル運用)	-180℃	-140℃	日陰中。 温度マージン 10℃を含む。
	姿勢異常時予測最悪温度	-180℃	+90℃	アレイブランケットは日陰中最低温度、マストはマスト側から太陽光が照射する場合の最高温度を想定。温度マージン 10℃を含む。
引き込み側	開発初期に設定した温度	+90℃	-200℃	実際にはあり得ない温度の組み合わせ。
	軌道上予測最悪温度 (ノミナル運用)	+65℃	-40℃	日照中。 温度マージン 10℃を含む。
	姿勢異常時予測最悪温度	+65℃	-140℃	アレイブランケットは日照中最高温度、マストは食中最低温度を想定。温度マージン 10℃を含む。

(b) ストローク量とその余裕

図 3.2.4-1、表 3.2.4-2、-3 にプリロード機構ストローク量とその余裕を示す。

開発初期に設定した厳しい温度条件及び実測した線膨張率の最大値を適用しても以下のストローク余裕を有することを確認した。

引き出し側	ストローク余裕	22.5 mm
引き込み側	ストローク余裕	11.6 mm

上記値は、引き出し側ストローク量 64.0mm に対し、22.5mm の余裕があり、また引き込み側ストローク量 27.2mm に対し 11.6mm の余裕を有しており、十分なストローク余裕を有すると判断する。

なお、仮に引き出しストローク量が余裕を越えて増大したとしても、アレイブランケットに 12kgf を越える過大張力が負荷されると、伸展マストが弾性座屈し、それ以上の張力はアレイブランケットに負荷されない。この場合のアレイブランケットの強度余裕については 3. 4 項に記述する。

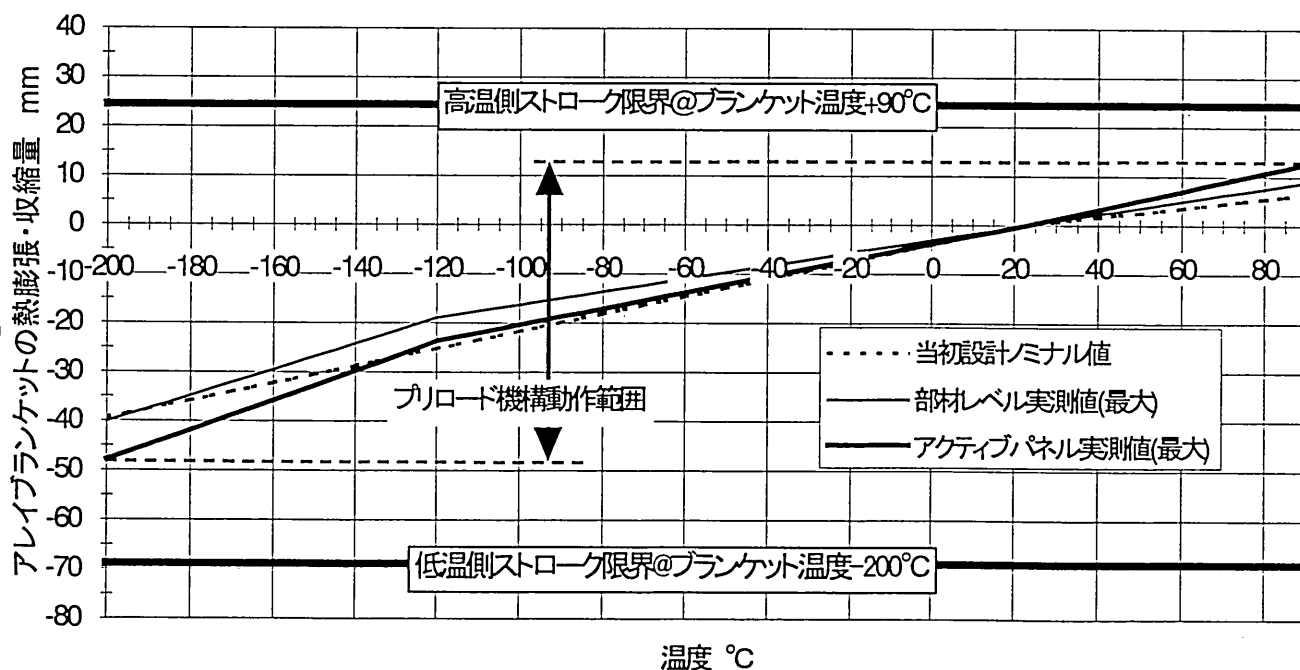


図 3.2.4-1 アレイブランケット熱伸縮量の当初設計と実測結果の比較

表3. 2. 4-2 プリロード機構の可動範囲評価

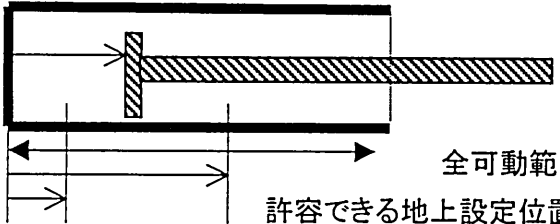
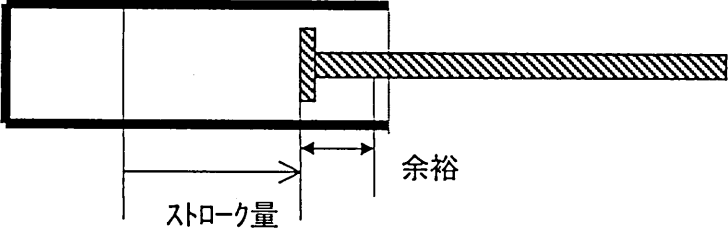
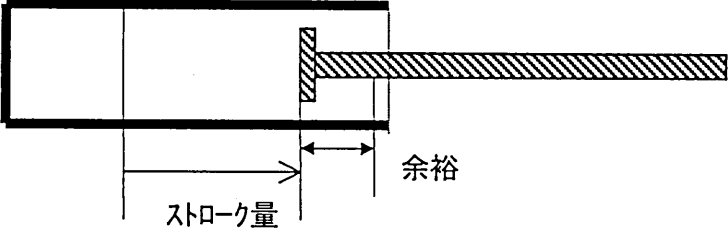
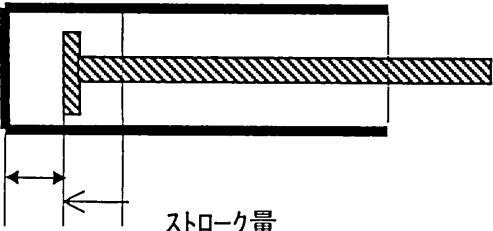
プリロード機構引き出し状態	ストローク量	地上設定位置(設定引き出し量)	
		パドル1	パドル2
地上設定位置  全可動範囲 135mm 許容できる地上設定位置 0mm 27.2mm 71.0mm	0mm (地上設定位置を0mmとする。)	38. 8mm	48. 5mm
最悪条件(初期設計温度条件) 引出し(低温時)  余裕 ストローク量	ストローク量	余裕	
		パドル1	パドル2
引出し(低温時)  余裕 ストローク量	64. 0mm	32. 2mm	22. 5mm
引込み(高温時)  余裕 ストローク量	27. 2mm	11. 6mm	21. 3mm

表 3.2.4-3 プリロード機構のストローク量とその余裕

温度条件		アレイブラケット 温度 °C	マスト 温度 °C	ストローク評価	アレイブラケット 熱伸縮量 mm	マスト 熱伸縮量 mm	水分損失による 収縮量 mm	停止位置誤差 mm	ストローク量 mm	パドル1ストローク 設定値(実測)	パドル2ストローク 設定値(実測)	パドル1ストローク 余裕 mm	パドル2ストローク 余裕 mm
低温側 (引き出し側)	設計初期 温度条件	-200	90	設計値	39.0	2.6	10.8	6.0	58.4	96.2	86.5	37.8	28.1
				パネル試験結果	46.7	2.6	8.6	6.0	64.0			32.2	22.5
	軌道上予測 最悪温度 (ノミナル運用)	-180	-140	パネル試験結果	40.9	-5.4	8.6	6.0	50.1			46.1	36.4
高温側 (引き込み側)	設計初期 温度条件	90	-200	設計値	6.7	8.3	NA(注)	6.0	21.0	38.8	48.5	17.8	27.5
				パネル試験結果	12.9	8.3	NA(注)	6.0	27.2			11.6	21.3
	軌道上予測 最悪温度 (ノミナル運用)	65	-40	パネル試験結果	8.1	2.5	NA(注)	6.0	16.5			22.3	32.0

注：安全側の評価として、高温側では水分損失による収縮量を考慮していない。

3. 3. プリロード機構の動作確認試験結果

(1) 試験方法等

(a) 試験方法

- 供試体には EM のプリロード機構を使用した。試験コンフィギュレーションは図 3.3-1 に示す。スペースチャンバ内にすべての試験系を設置した。
- プリロード機構のシャフト先端にワイヤを取り付け、このワイヤをモータで巻き取りあるいは繰り出しを行うことでプリロード機構を往復動作させた。

(b) 試験条件

- 低温・常温・高温で実施。低温・高温におけるプリロード機構の温度条件は図 3.3-2 に示す。この温度条件はプリロード機構の軌道上予測最悪温度である。
- 動作回数：低温・常温・高温で各 400 往復、合計 1,200 往復実施。(軌道上予測回数 300 往復の 4 倍)
- プリロード機構のシャフトには軌道上予測される最大負荷荷重(曲げモーメント・振りトルク)の 3 倍の荷重を負荷した。
- 真空度： $1 \times 10^{-5} \sim 1 \times 10^{-6}$ Torr
- 動作ストロークは約 100mm。(軌道上予測ストロークは最大約 60mm)

(2) 試験結果

(a) 取得データ

図 3.3-3 に各温度条件におけるプリロード機構の張力特性のトレンドを示す。

各図は 400 サイクル分のデータを重ね書きしたものである。

(b) 試験結果の評価

- ・ 常温・高温・低温ともに、400 サイクルを経てもその張力特性（ヒステリシスの大きさや変動の幅）にはほとんど変化がない。
- ・ 全試験（計 1,200 サイクル）終了後にシャフト外観（特にボールベアリングとの接触面）を検査したが、表面処理の剥離など異常は認められなかった。
- ・ 引き出し時と引き込み時の発生張力の差（ヒステリシス）は常温・高温・低温ではほぼ以下の値となっている。（表 3.3-1）
- ・ 低温でのヒステリシスが常温・高温よりも大きいが、低温における摩擦及びグリース粘性の増加を考慮すると正常な範囲であると考える。

表 3.3-1 プリロード機構の発生張力とヒステリシス (kgf)

	引き出し時 最大荷重	引き込み時 最小荷重	ヒステリシス
高温	4.4	3.3	1.1
常温	4.5	3.4	1.1
低温	5.4	3.1	2.3

プリロード機構熱真空動作試験の結果、サイクル数の増加に対し張力が増大する傾向が認められなかったこと及び COMETS/PAD のプリロード機構とほぼ同一設計である SFU 太陽電池パドルのプリロード機構が軌道上において 10 ヶ月間 4,800 サイクル問題なく動作したことから、COMETS のプリロード機構は軌道上熱真空環境下において 3 年のミッション期間中問題なく動作すると判断する。

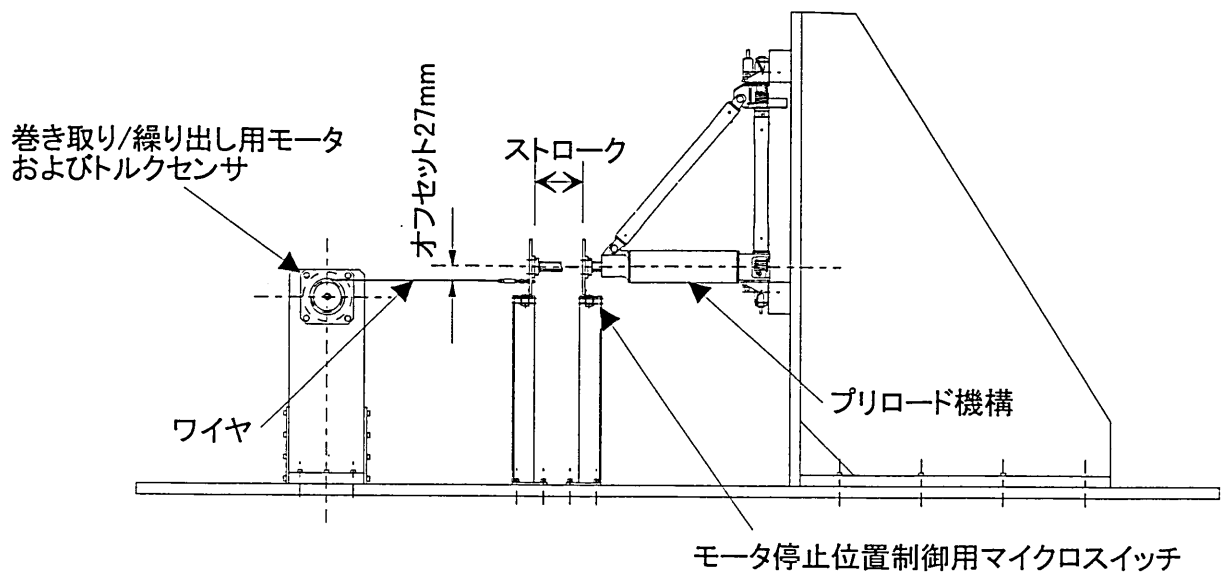


図 3.3-1 プリロード機構熱真空動作試験コンフィギュレーション

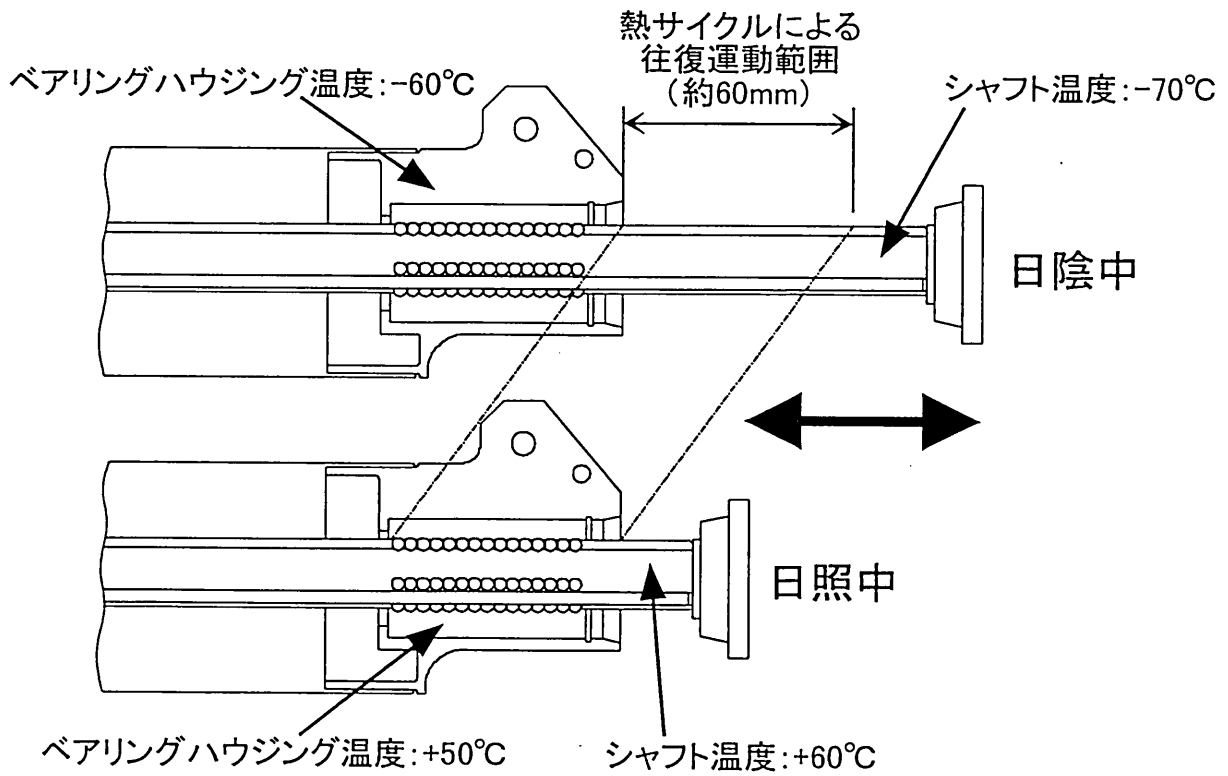


図 3.3-2 プリロード機構の軌道上予測温度

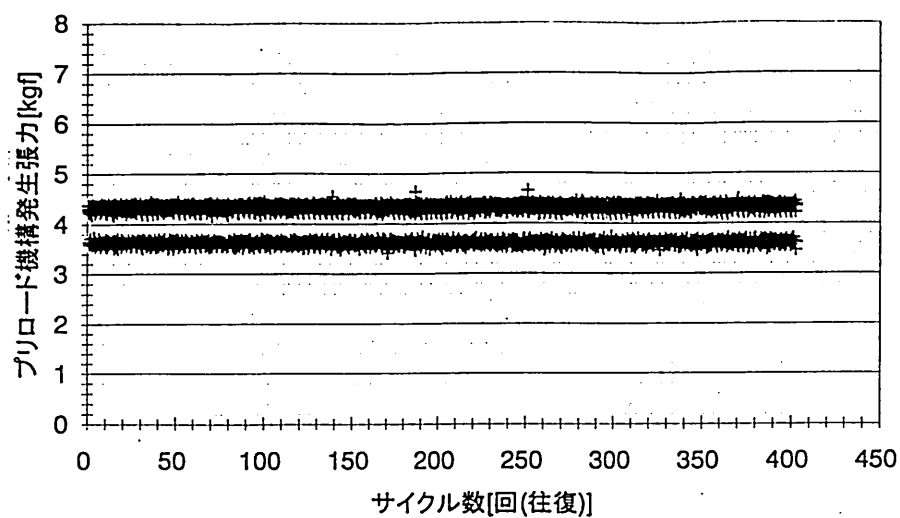


図 3.3-3(1/3) プリロード機構熱真空動作試験（常温）：動作サイクルV S 発生張力

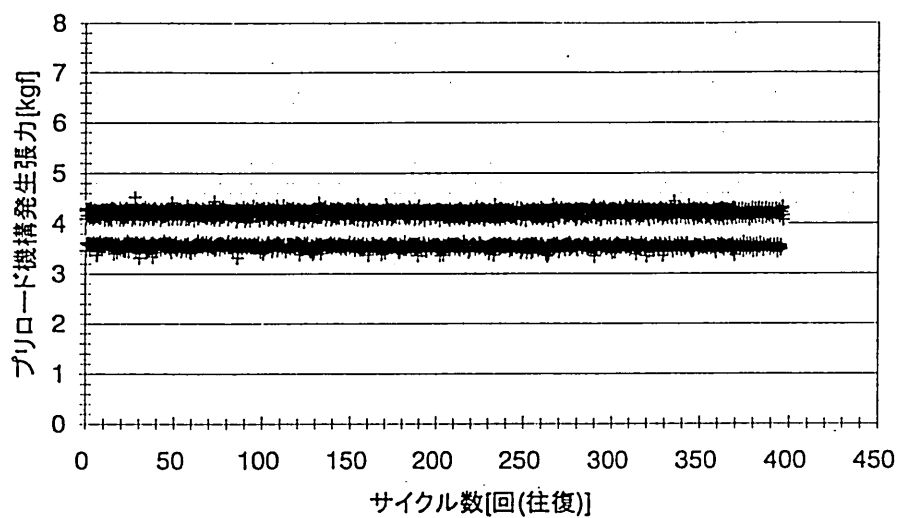


図 3.3-3(2/3) プリロード機構熱真空動作試験（高温）：動作サイクルV S 発生張力

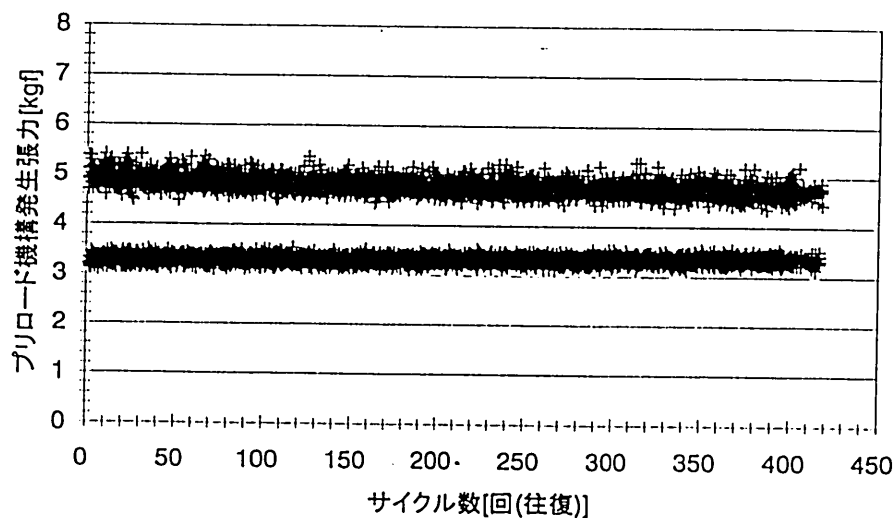


図 3.3-3(3/3) プリロード機構熱真空動作試験（低温）：動作サイクルV S 発生張力

3. 4 アレイブランケットの荷重集中解析

(1) 解析の目的

アレイブランケット内の荷重分布を有限要素法により解析し、各ヒンジに作用する荷重を求め、試験にて得られたヒンジ部の強度と比較し強度マージンの有無を確認する。

(a) 解析モデル

- アレイブランケット

節点数： 約75000節点（図3.4-1、図3.4-2参照）

モデル化： 主構造であるポリイミドフィルム,太陽電池セル,CFRP製スティフナ,ヒンジ,パネル結合用CFRP製ヒンジロッド,シリコン接着剤

線膨張率の入力： 実測された各部材の線膨張率を入力

ヤング率の入力： 実測された各部材のヤング率を入力

- インナボード、アウトボード

モデル化： インナボード、アウトボード、CFRP製ヒンジ

(b) 解析条件

- 温度条件： 高温時 +65℃におけるヒンジ部の荷重集中を解析

低温時 -180℃におけるヒンジ部の荷重集中を解析

なお、低温時についてはシリコン接着剤のガラス転移点による物性変化を考慮して、-120℃を境にして-180℃までの線膨張率ならびにヤング率を変更した。

- 荷重条件： プリロード機構の熱真空動作試験結果から得られた最大張力5.4kgfを負荷。

- 上記温度条件と荷重条件を同時に作用して解析を実施

(2) 解析結果

低温時 (@-180℃) 解析結果を図 3.4-3 に、また、高温時 (@+65℃) 解析結果を図 3.4-4 に示す。なおスティフナは下記ヒンジ ID の箇所の実装されている。

ブランクパネル : 「1,2」, 7, 「12,13」, 18, 「23,24」, 29, 「34,35」, 40

アクティブパネル : 「1,2」, 「12,13」, 29, 40

※ : 「」のついているものは各ヒンジの間に実装されている。

(a) 低温時荷重分布

- ・ インナボード側はマストに結合しているボード中央近傍のヒンジに荷重が集中し、最大荷重はヒンジ 1 個当たり 0.58kgf である。スティフナを貼り付けている部分は、線膨張率が他の部分より小さいため、ヒンジの荷重も小さくなっている。
- ・ アレイブランケット中央付近のアクティブパネルのヒンジには荷重が均等に加わる。スティフナ部はセル部より線膨張率が小さいためヒンジにマイナス荷重が発生している。(注 1)
- ・ アウタボード側はインナボード側に比べてヒンジ部の荷重はスティフナ部を除きほぼ均等である。

(注 1) 線形構造解析プログラムを使用しているためマイナス荷重が得られているが、実際には膜面構造であること等からマイナス荷重となることはない。

(b) 高温時荷重分布

高温時のヒンジ荷重分布はおおむね低温時と同様である。但し、スティフナ貼付部近傍は低温時と逆に荷重が集中する。これは、スティフナ部の線膨張率が他の部分(セルあるいはポリイミドフィルム部)より小さいためである。

(c) まとめ

- ・ 本解析の結果、ヒンジ 1 個あたりに加わる最大荷重は 0.58kg。解析誤差や軌道上ブリロード機構の張力変動などを考慮し、安全係数 1.25 を採用すると、1 個のヒンジに加わる最大荷重は 0.73kgf と推定した。
- ・ ヒンジ 1 個あたりの静的引張りに対する許容荷重は、試験結果から 8.0kgf (3σ 下限) であるためヒンジ部の安全余裕は、

$$(8.0\text{kgf}/0.73\text{kgf}) - 1 = 9.9$$

となり、ヒンジは静的引張りに対し十分な強度を有していることを確認した。(疲労に対する強度は次項で記述)

- ・ COMETS 太陽電池パドルは、12kgf を越える張力がアレイブランケットに負荷されるとマストが弾性座屈し、それ以上の張力はアレイブランケットに負荷されなくなる。この場合のヒンジ部の安全余裕は、

$$(8.0\text{kgf}/\{0.73\text{kgf} \times 12\text{kgf}/5.4\text{kgf}\}) - 1 = 3.9$$

となり、異常時についてもヒンジは静的引張りに対し十分な強度を有することを確認した。(疲労に対する強度は次項で記述)

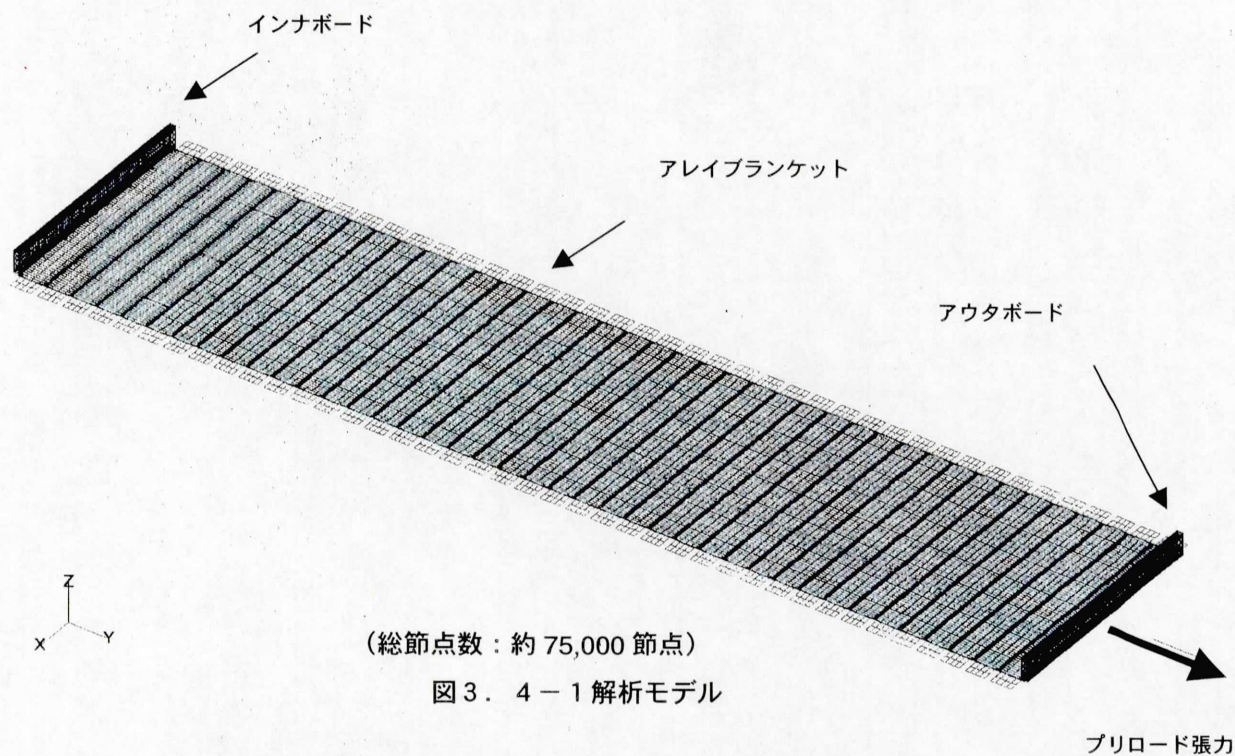


図 3. 4 - 1 解析モデル

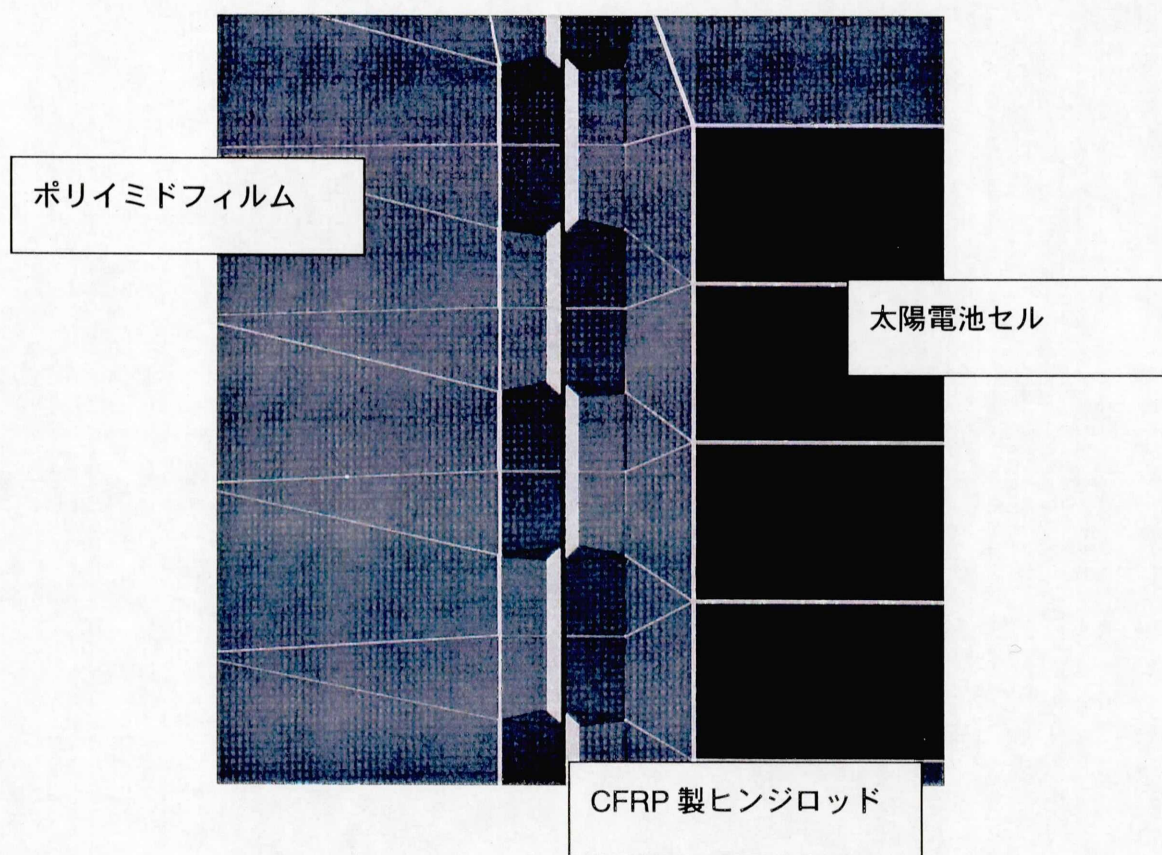
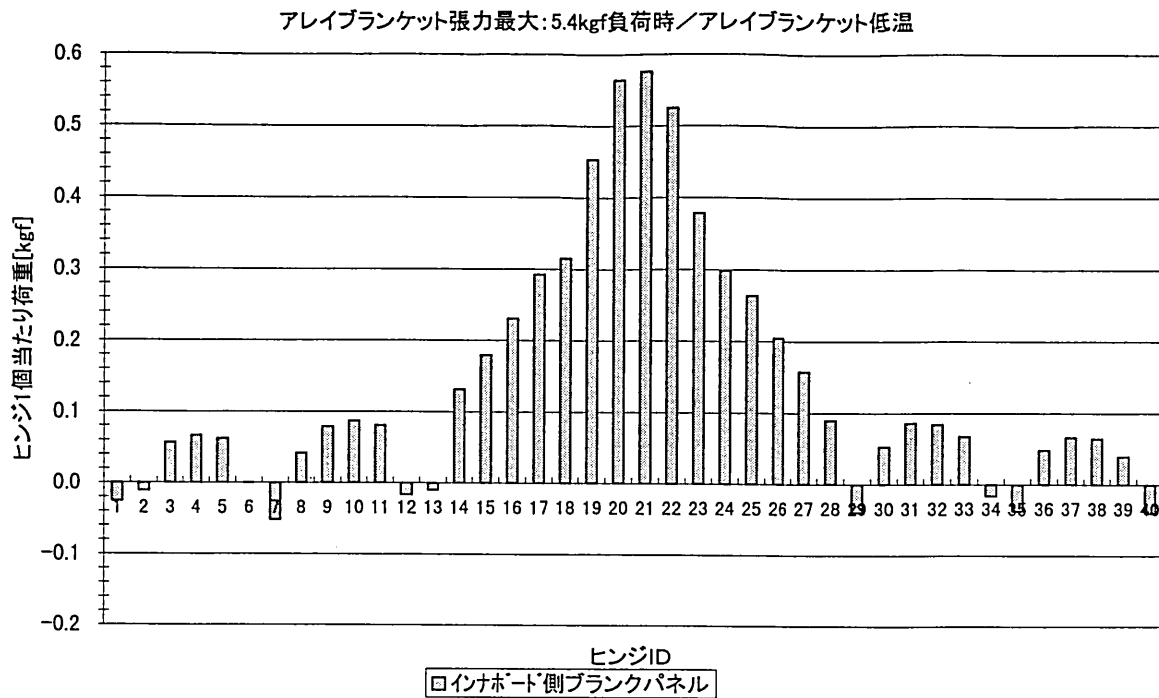
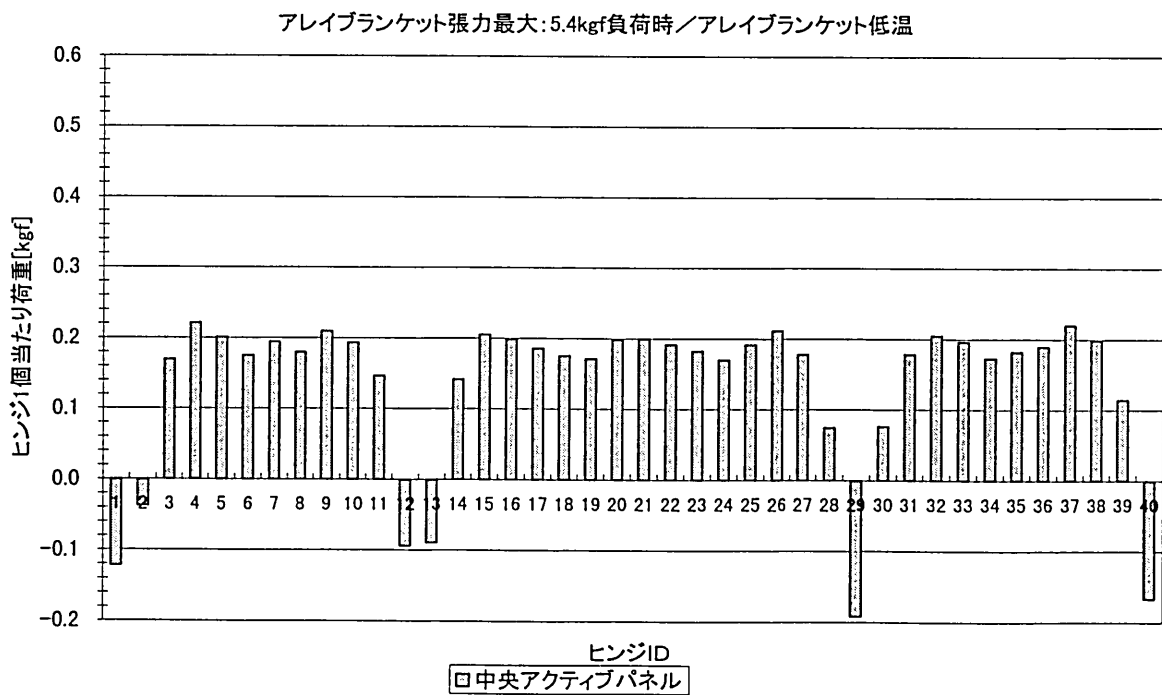


図 3. 4 - 2 ヒンジ部詳細図



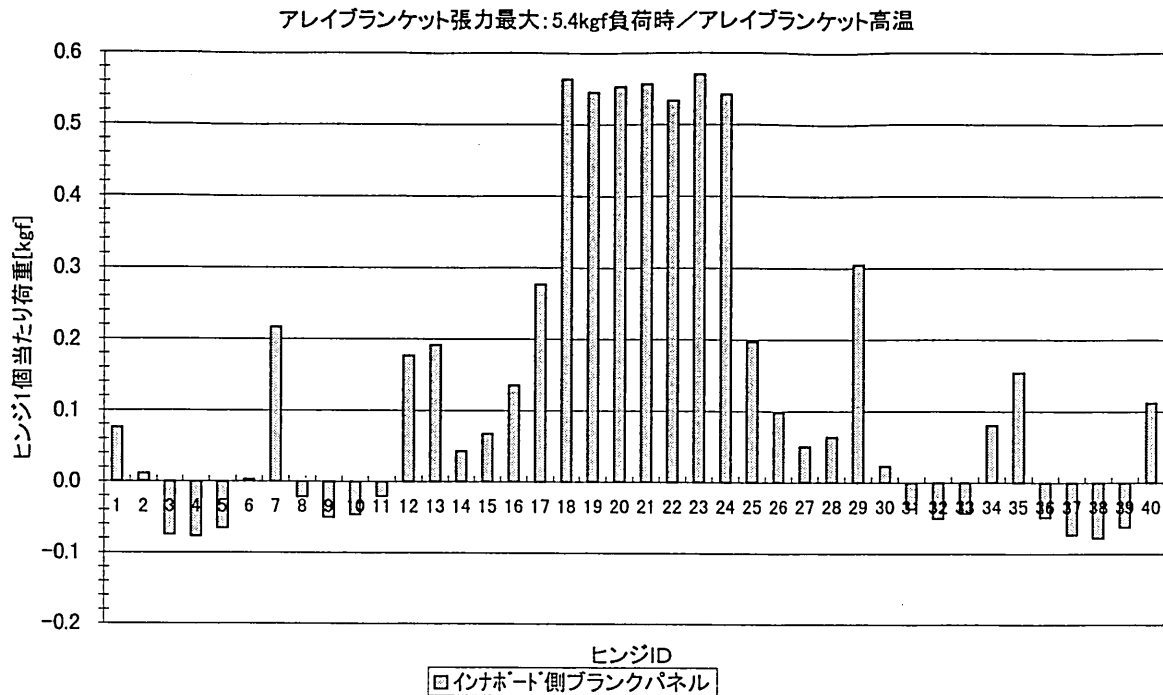
低温モード：インナボード側blankパネル

図 3.4-3(1/2) ヒンジ荷重分布解析結果



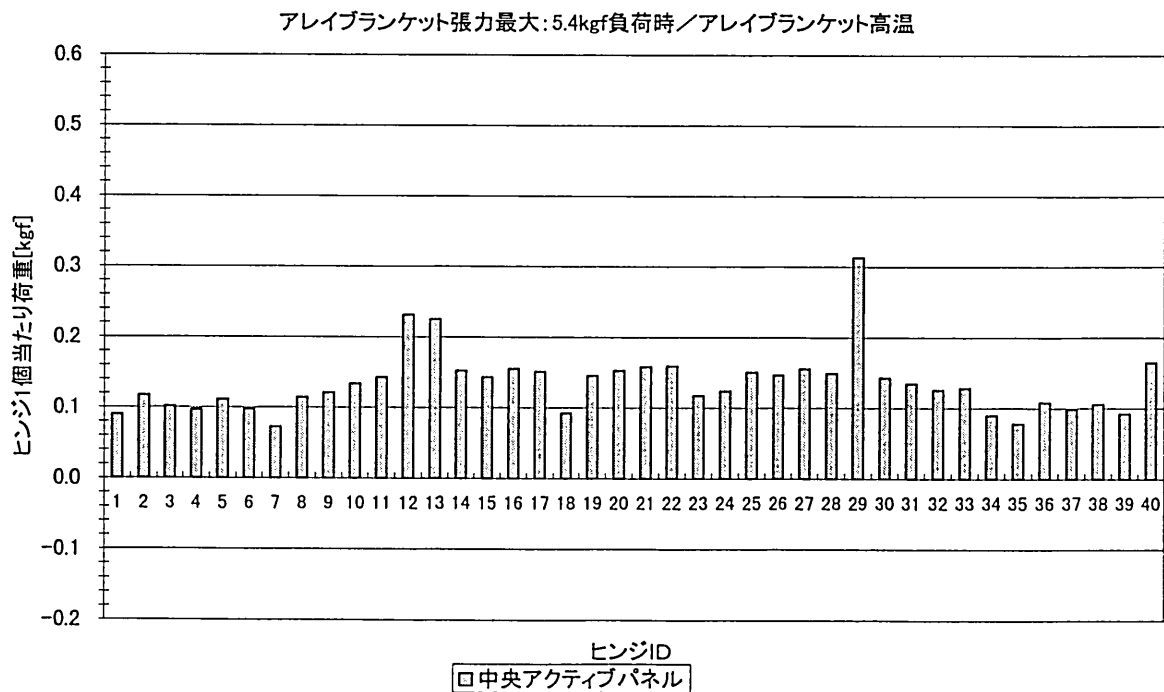
低温モード：中央アクティブパネル

図 3.4-3(2/2) ヒンジ荷重分布解析結果



高温モード：インナボード側blankパネル

図 3.4-4(1/2) ヒンジ荷重分布解析結果



高温モード：中央アクティブパネル

図 3.4-4(2/2) ヒンジ荷重分布解析結果

3. 5 アレイブランケットの繰り返し荷重に対する強度の再確認結果

(1) 試験方法等

- 低温 (-150℃)・常温 (+23℃)・高温 (+80℃) におけるヒンジの疲労強度試験を実施した。
- 試験片形状を図 3.5-1 に示す。
- 試験装置：万能引張試験機
- 荷重振幅：1 ヒンジ当たり 0～4.0kgf。
但し、+80℃の試験については一部試料は 0～6.0kgf で実施。

(2) 試験結果

- 結果を表 3.5-1 に示す。
- 1 ヒンジ当たり 0～4.0kgf の荷重振幅を負荷し、軌道上予測サイクル数の 100 倍 (30,000 サイクル) でも破断しなかった。
- 本試験結果から、軌道上サイクル数に対して、少なくともヒンジ 1 個当たりの疲労強度は 4.0kgf 以上あることが確認された。また、アレイブランケットの荷重分布解析の結果、1 個のヒンジに加わる最大荷重は 0.73kgf であることから、ヒンジ 1 個当たりの安全余裕は、
$$(4.0\text{kgf}/0.73\text{kgf}) - 1 = 4.4$$
以上あり、繰り返し荷重に対し十分な強度を有していることを確認した。
- COMETS 太陽電池パドルは、12 kgf を越える張力がアレイブランケットに負荷されるとマストが弾性座屈し、それ以上の張力はアレイブランケットに負荷されなくなる。この場合、ヒンジ 1 個当たりの安全余裕は、
$$(4.0\text{kgf} / \{0.73\text{kgf} * 12\text{kgf} / 5.4\text{kgf}\}) - 1 = 1.4$$
以上あることとなり、異常時についても十分な強度があることを確認した。

表 3.5-1 ヒンジ引張疲労強度試験結果

	ヒンジ1個当たり 荷重振幅	試験温度	TEST ID	破断回数
測定結果	0～4.0kgf	-150	1	30,000回で破断せず
			2	30,000回で破断せず
			3	30,000回で破断せず
			4	30,000回で破断せず
		23	1	30,000回で破断せず
			2	30,000回で破断せず
			3	30,000回で破断せず
			4	30,000回で破断せず
	0～6.0kgf	80	1	30,000回で破断せず
			2	30,000回で破断せず
			3	30,000回で破断せず
			4	30,000回で破断せず
			5	30,000回で破断せず
	予測荷重振幅	予測温度	予測サイクル数	
軌道上最悪予測	0.54±0.19 kgf	-180～+65℃	300	

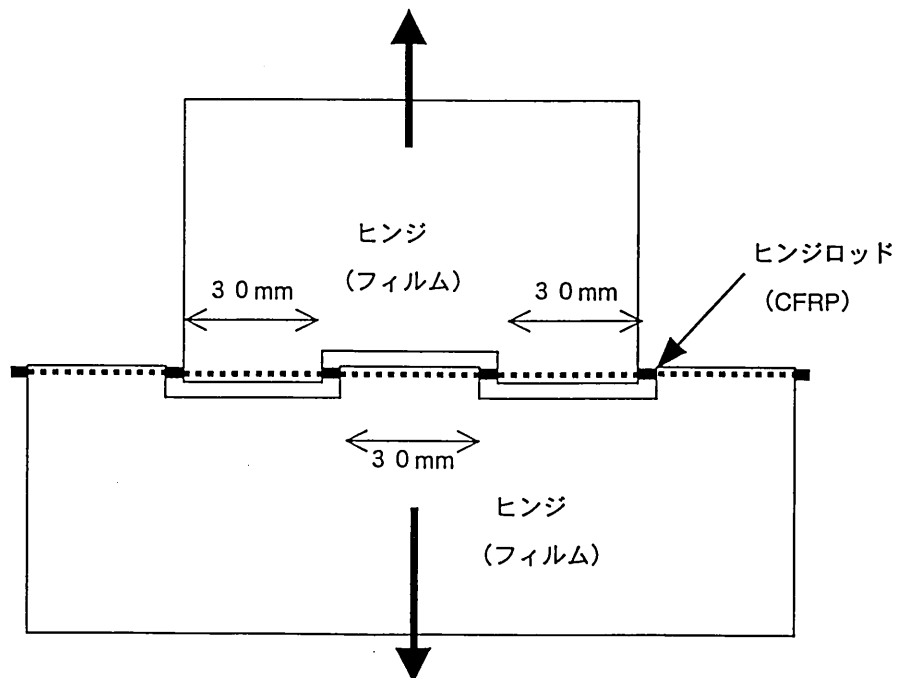


図 3.5-1 ヒンジ引張疲労試験 試験片形状

3. 6 まとめ

ADEOS 事故の原因究明結果から、COMETS 太陽電池パドルに対して反映を要すると判断された事項は下記の 4 項目である。

- (1) 熱真空環境下における線膨張率の測定およびプリロード機構の必要可動範囲の再確認
- (2) 熱真空環境下でのプリロード機構の動作確認試験
- (3) 軌道上環境下におけるアレイブランケットの荷重集中解析
- (4) 軌道上環境下でアレイブランケットが受ける繰り返し荷重に対する必要強度の再確認

追加の解析・試験の結果、以下を確認した。

(1) に関しては、線膨張率など太陽電池パドルの部材物性に対して温度をパラメータとする詳細な測定を実施すると同時に、フルサイズのパネルを使用した線膨張率測定試験を実施した。これらの測定試験結果に基づきプリロード機構の軌道上可動範囲の再確認を行い、引き出し、引き込みに対して適切な位置に設定されており、かつ、十分なストロークのマーヅンを有していることを再確認した。

(2) に関しては、軌道上動作回数の 4 倍のサイクル数の熱真空動作試験を行い、張力の変動範囲が許容範囲内であることを再確認した。また、試験後の外観検査においても摺動部に劣化・磨耗等の兆候のないことを再確認した。

(3) に関しては、実測した物性をもとに熱歪みも考慮した構造解析を行い、ヒンジに加わる荷重集中に対して、ヒンジ部の強度が十分な余裕を有することを確認した。

(4) に関しては、低温・常温・高温におけるヒンジ部の引張疲労強度試験を行い、軌道上で加わる繰り返し荷重に対して十分な疲労強度を有することを確認した。

4. カメラの搭載について

4. 1 カメラの搭載について

ADEOS の事故の教訓から、軌道上の運用時において、多様なデータを収集・解析出来るよう搭載機器の充実を可能な限り図ることとした。

COMETSの軌道上運用においては、太陽電池パドルおよび展開アンテナの動作状態を画像で確認することが、ミッション達成をより確実にすると考えらるために、COMETS にカメラを搭載することとした。

なお、カメラ搭載に伴い、衛星重量増加への対応および画像信号伝送路の確保のため、技術データ取得装置(TEDA)を取り外すこととした。

(参考)TEDAは、宇宙環境をモニタする装置であり、放射線吸収線量モニタ、磁力計、太陽電池モニタ等5種類の計測器からなる。

4. 2 搭載するカメラの概要

(1)構成

搭載カメラは、カメラヘッド4台、及び信号処理部1台等から構成される。

(写真4. 2-1参照)

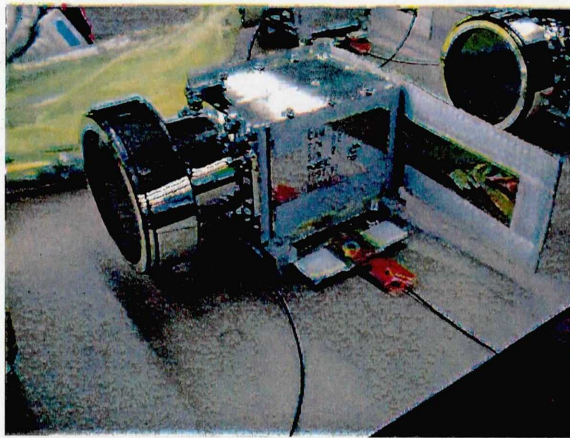
(2)カメラ搭載位置と撮影対象機器

カメラ搭載位置： 衛星構体上(図 4.2-1(1/3)参照)

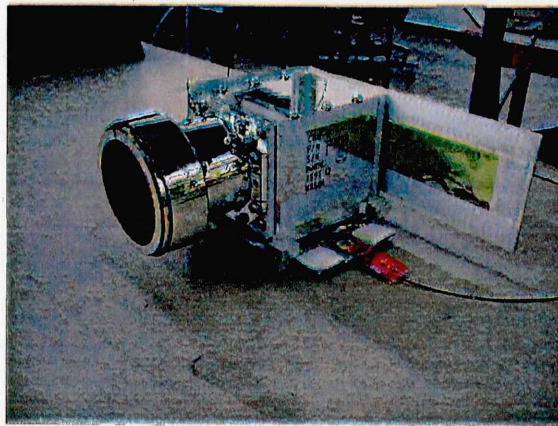
撮影対象機器： 南北太陽電池パドル各1台、ミッション用アンテナ3基

(3)主要性能

- | | | |
|---|---------|--|
| ① | 取得画像 | : 静止カラー画像 |
| ② | 連続撮影枚数 | : 最大16枚 |
| ③ | 露光調整 | : 絞り固定、シャッタースピード可変 |
| ④ | 画像圧縮率 | : 8段階可変 |
| ⑤ | データ伝送時間 | : 約 7分/画像(最大圧縮時)
: 約330分/画像(最小圧縮時) |
| ⑥ | 使用部品 | : 民生用部品等 |
| ⑦ | 概略寸法 | : カメラヘッド 直径 82, 88 mm ϕ
幅 88 mm
奥行 142 mm
信号処理部 幅 210, 奥行 245, 高さ 113 mm |
| ⑧ | 総重量 | : 約17kg |



カメラヘッド(広角レンズ):カメラヘッドA, B, D



カメラヘッド(標準レンズ):カメラヘッドC



信号処理部

写真4. 2-1 カメラ構成

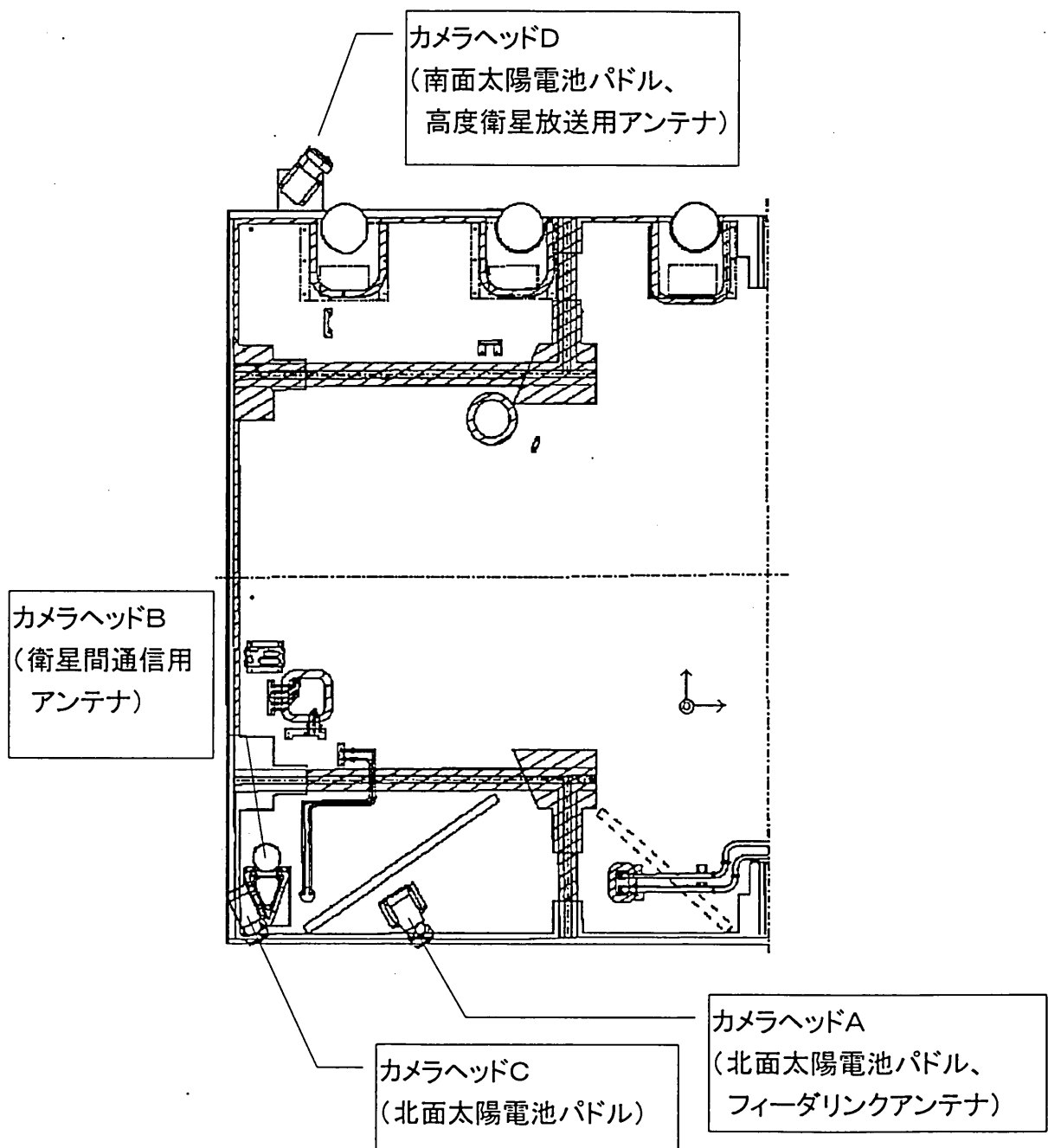
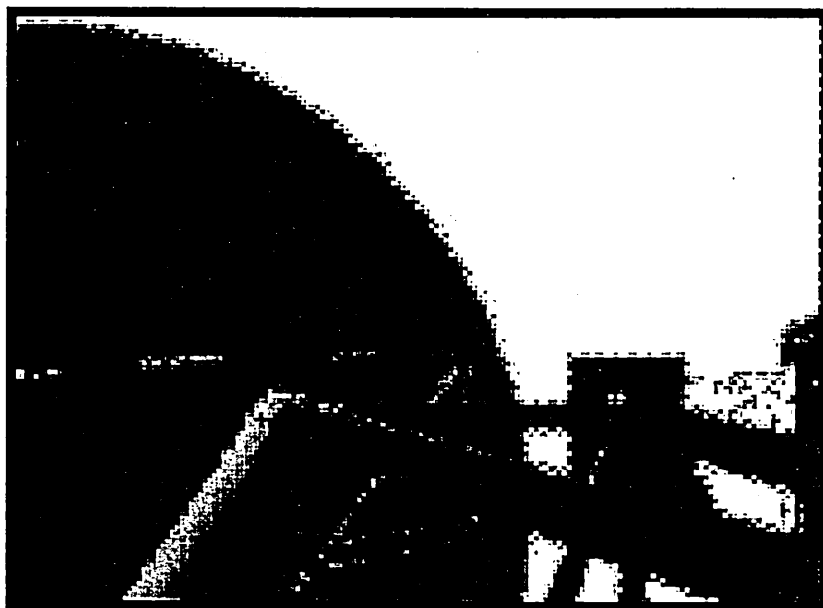


図4. 2-1 (1/3) カメラ搭載位置 (衛星上部より見た図)



(太陽電池パドル展開時)

図4. 2-1 (2/3) カメラ視野例



(衛星間通信用アンテナ展開時)

図4. 2-1 (3/3) カメラ視野例