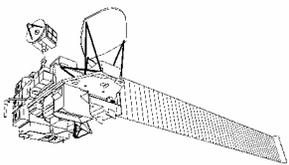


地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS)
「みどり」軌道上事故の環境観測技術衛星
(ADEOS -)「みどり」への反映について

平成15年11月7日

独立行政法人

宇宙航空研究開発機構



「みどり」について

打ち上げ： 平成8年8月17日
 定常段階移行： 平成8年11月26日
 運用断念： 平成9年6月30日

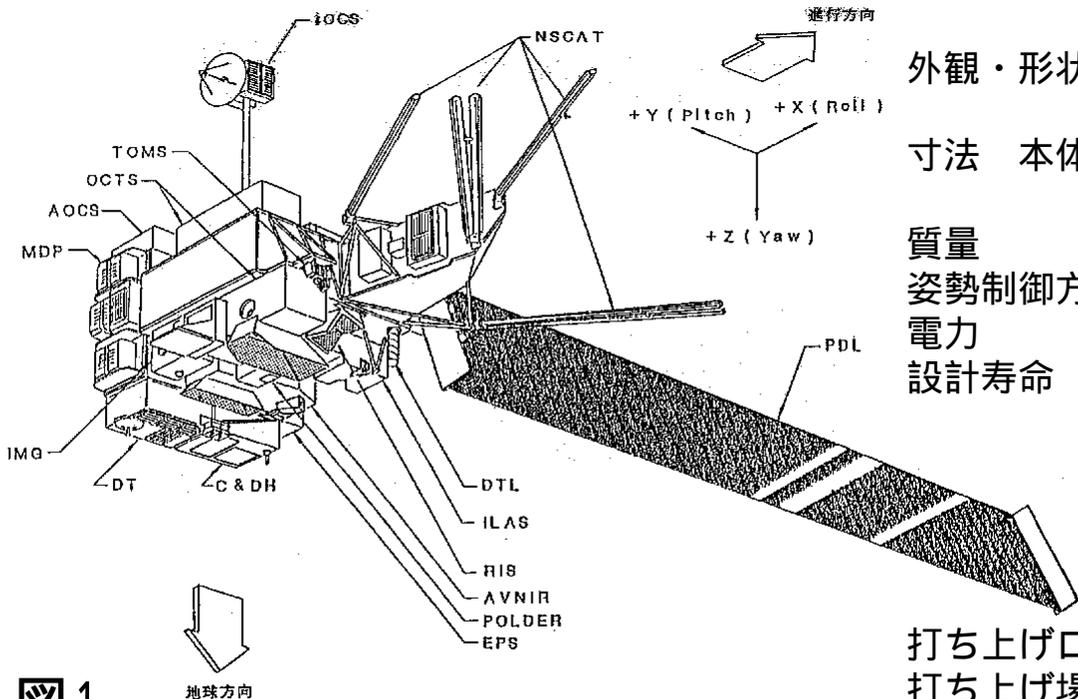
主要諸元

軌道 高度 約796.8km
 傾斜角 約98.59度
 種類 太陽同期準回帰軌道
 周期 約101分
 回帰日数 41日

外観・形状 一翼式太陽電池パドルを有する
 モジュール方式

寸法 本体 約6×4×4m(X軸×Y軸×Z軸)
 太陽電池パドル 約3×24m

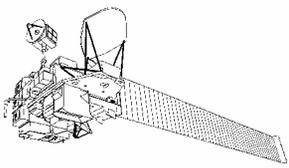
質量 約3.56トン、
 姿勢制御方式 三軸姿勢制御方式(ゼロモーメントム)
 電力 約4,500W以上(寿命末期)
 設計寿命 3年



打ち上げロケット H-IIロケット (4号機)
 打ち上げ場所 種子島宇宙センター

図1

地球方向



「みどり」軌道上事故当日

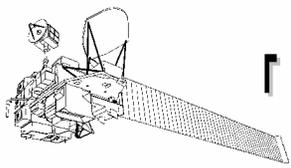
平成9年6月30日

8:08(JST) アラスカ局受信終了(正常)

9:35(JST) 衛星に異常発生、ロール姿勢角異常検知
軽負荷モードに移行

9:46(JST) 地球観測センター

パドル発生電流及びシャント電流がゼロ、
パドル温度テレメトリがすべて断線を示す。
機体特性変化が推定される状態となる。



「みどり」軌道上事故の経緯(推定シナリオ)

8月28日 初期軌道投入段階での(第2回)軌道面内減速制御において大きな姿勢変動が発生。姿勢系解析の結果、太陽電池パドル(PDL)がマスト部からブランケット部側に急激な変形をしていることが分かった。この変動はPDLブランケットのピンヒンジ部の破断等による伸びが原因と考えられている。

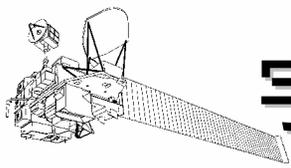
8月28日以降の日照、日陰入り時の振動とピンヒンジ部の疲労劣化
衛星軌道周回と、日陰中のスティックスリップ による振動が発生した。熱サイクルによる張力変化、熱歪み等で、ブランケットを接続するピンヒンジの劣化が進んだ。

時間の経過とともに、2つの摺動する固体間の接着面が、固着(スティック)と滑り(スリップ)を繰り返す現象

12月17日の姿勢変動を境にブランケットのダイナミクス特性が変化。
ピンヒンジ部の1列破断と、パドル定張力機構 の動作不良が発生したと推定されている。
これ以降のブランケット部への張力変動による疲労により、ヒンジ部の破損が進展していったものと考えられている。

可動部の伸縮によって、軌道上の温度変動によるPDLのマスト部とブランケット部の伸縮を吸収し、一定の張力でブランケット部の展開を保持する機構。

平成9年6月23日以降、ハーネスはんだ付け部の断線が始まり、6月30日に すべてのハーネスが断線して衛星機能の喪失に至った。



宇宙開発委員会の提言とその反映(1)

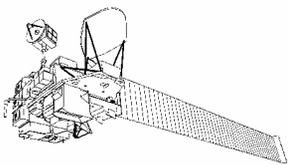
提言(1)

軌道上の予測温度範囲について、ブランケット部の部分モデルにより、等価線膨張率を測定し、太陽電池パドル全体の熱・構造設計に反映すること。

「みどり」への反映事項(1)

ブランケット部の部分モデルによる線膨張係数の再測定を行い、定張力機構のストローク範囲を拡げた。

- 実機相当部分モデル: 924 × 505 (mm)
銅ハーネス埋め込み、太陽電池セル搭載
- 試験条件: -117.5 、 25 、 102.5
< 1×10^{-5} Torr
- 測定結果: 2.7×10^{-5} (低温)



試験供試体形状

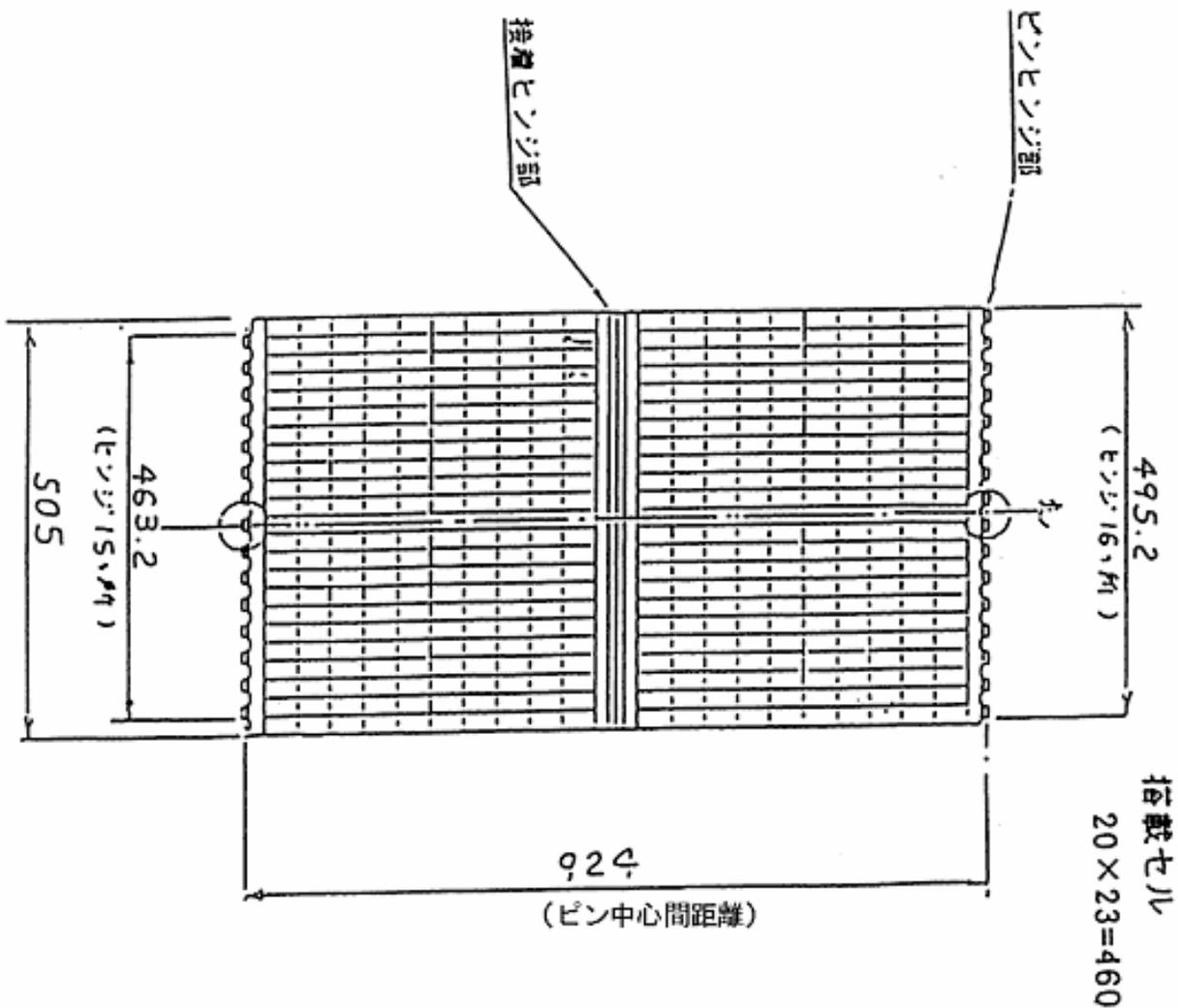
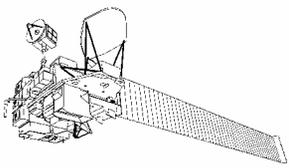


図2



試験コンフィギュレーション

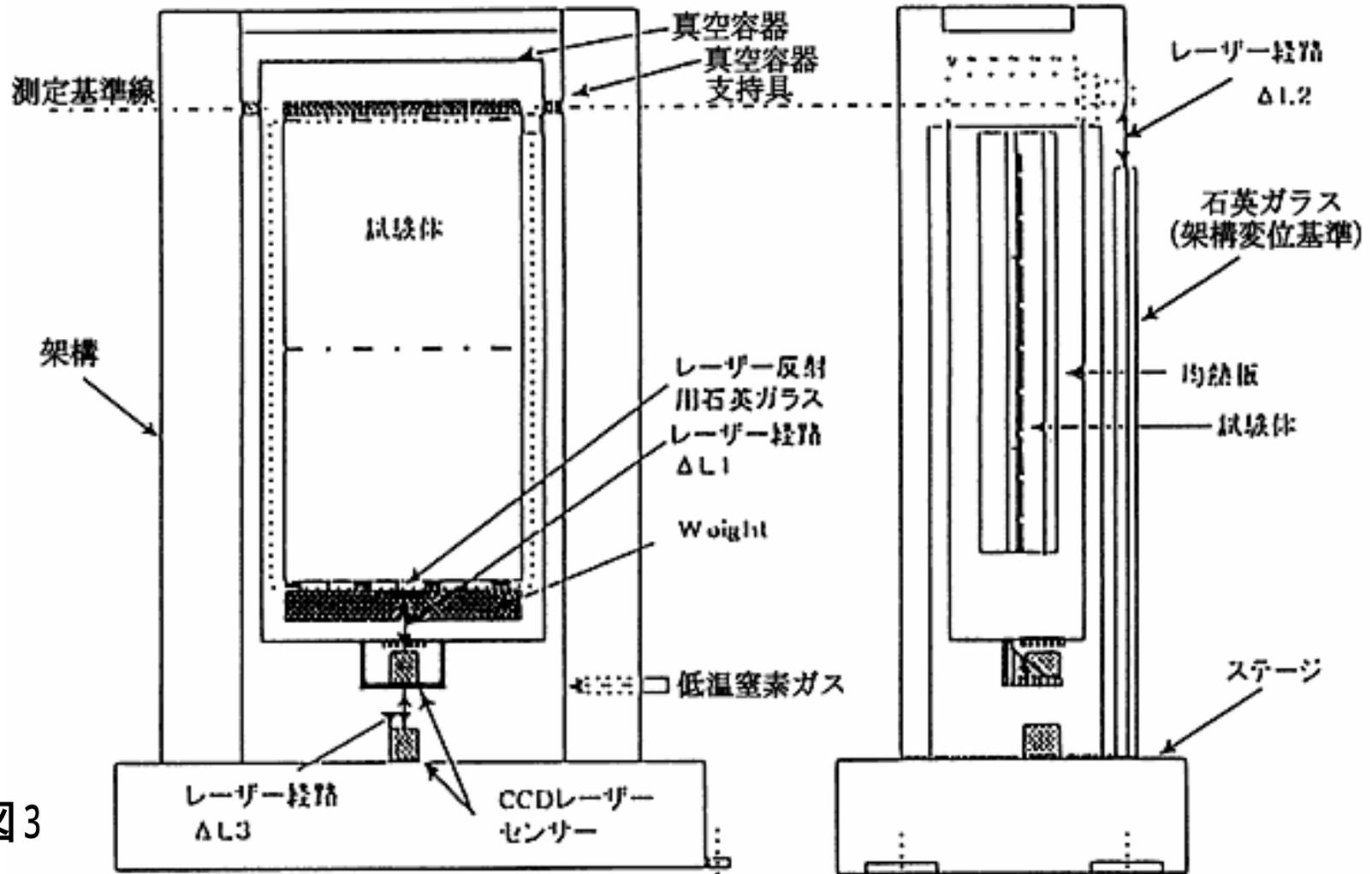
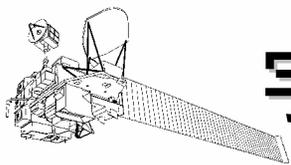


図3



宇宙開発委員会の提言とその反映(2)

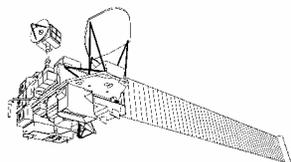
提言(2)

定張力機構について、太陽電池パドル組立後容易に内筒の初期引き出し位置を調整し可動範囲の余裕を片寄りなく配分しうる機能を付加すること。

「みどり」への反映事項(2)

定張力機構の伸縮機構を筒型方式からパンタグラフ方式に変更し、更に可動範囲を拡げた。

- 伸縮機構見直し:筒型方式　パンタグラフ方式
- 可動範囲:150mm　250mm
- 初期位置調整機能は有しないが、可動範囲の余裕を片寄りなく配分できることを確認



宇宙開発委員会の提言とその反映(3)

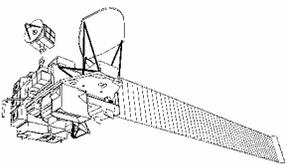
提言(3)

定張力機構の摩擦特性について、地上試験等により十分確認し、必要な場合には、バネ部等の構造を見直すこと。

「みどり」への反映事項(3)

定張力機構の摩擦特性を小さくするために伸縮機構のバネのタイプをねじりコイル(接触)から非接触型渦巻きバネに変更した。

- 伸縮機構見直し:筒型方式 パンタグラフ方式
ヒステリシス :0.5kg以下
ローカル張力変動:0.3kg以下
- スプリング:ねじりコイル(接触) 非接触型渦巻きバネ



定張力機構設計変更状況

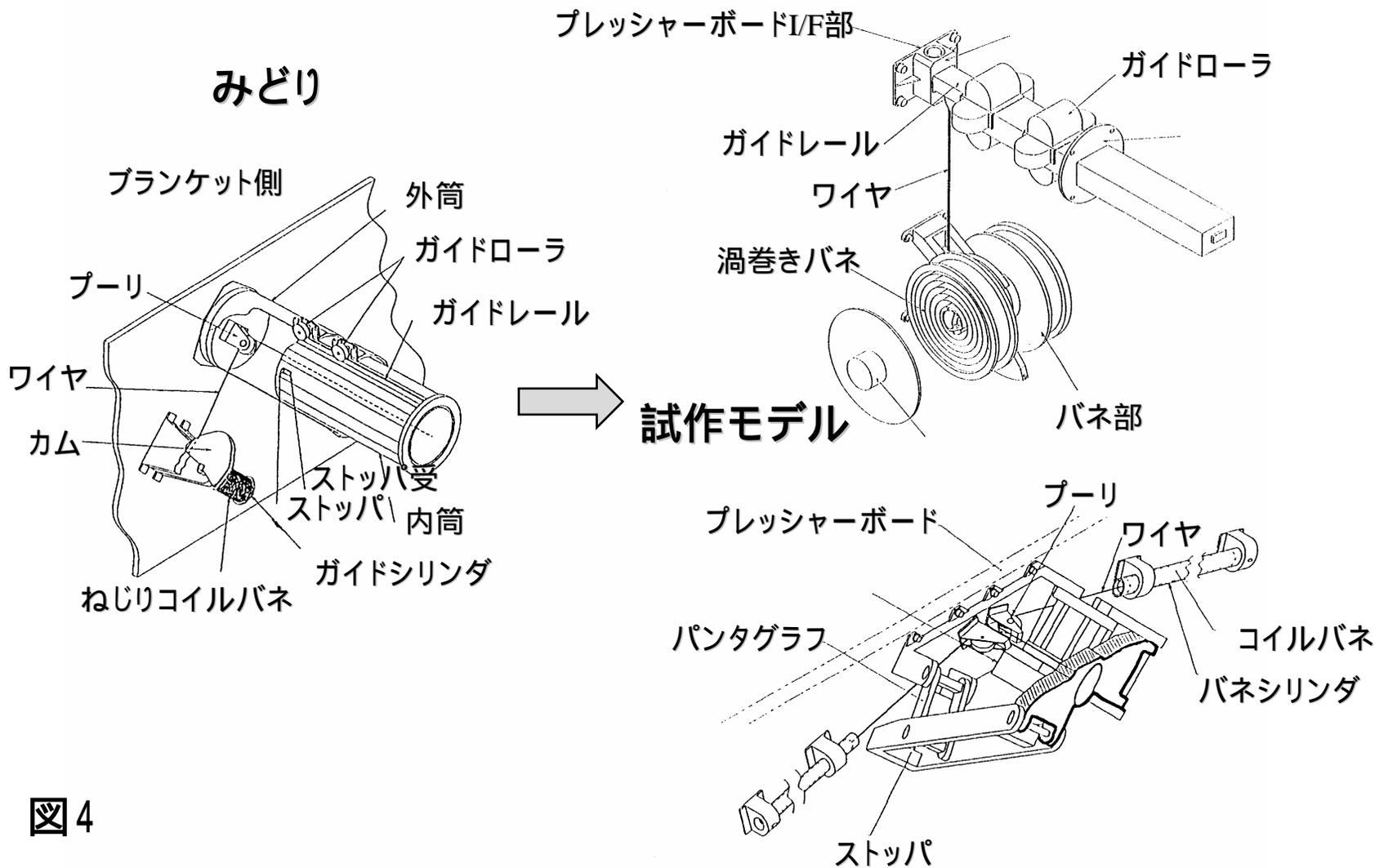
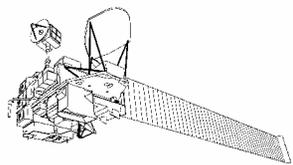


図4



「みどり II」の定張力機構

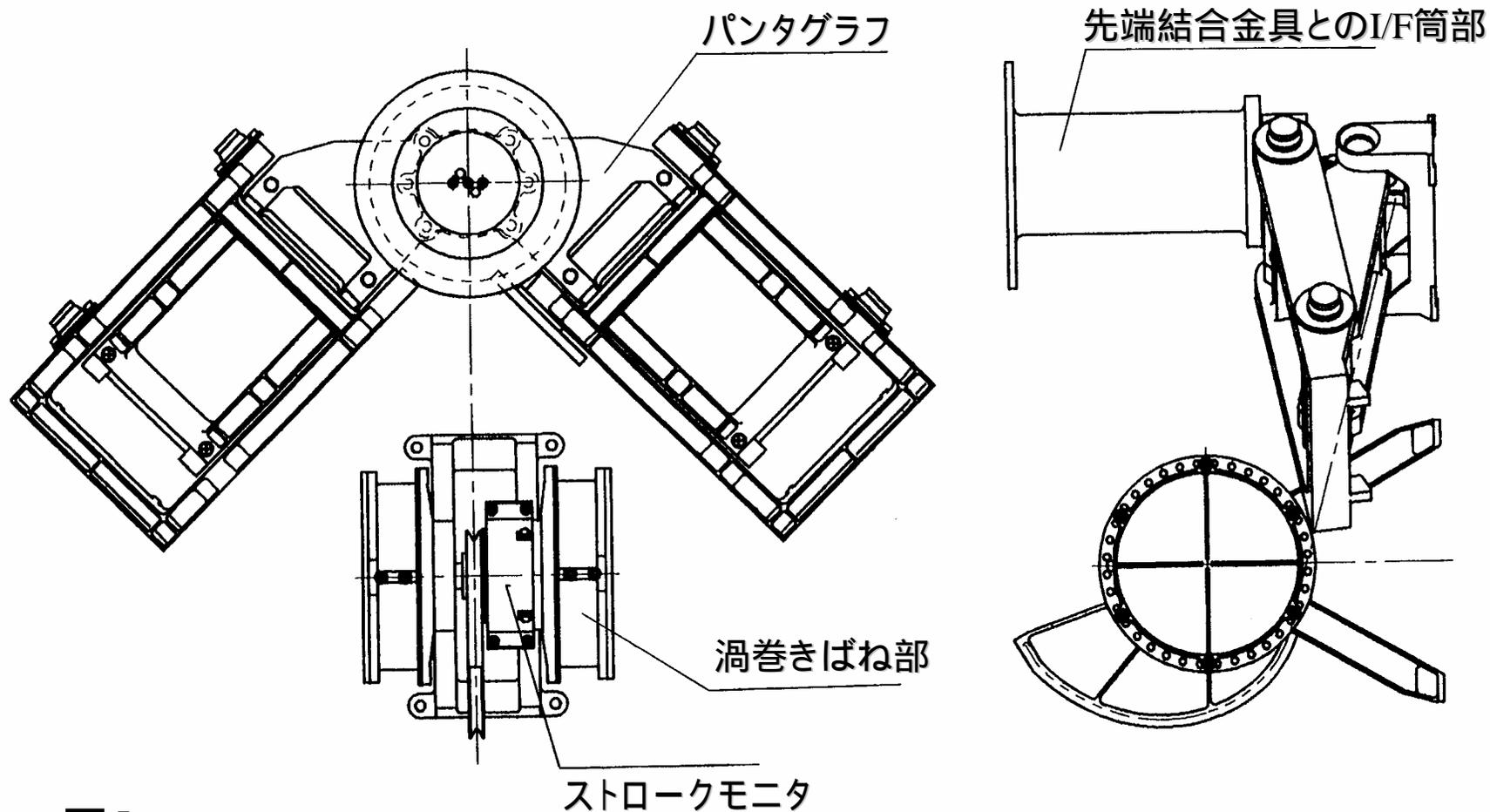
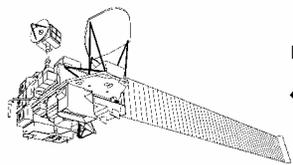


図5



定張力機構機能試験結果(摩擦特性) (ローラタイプ + 非接触渦巻きバネ)

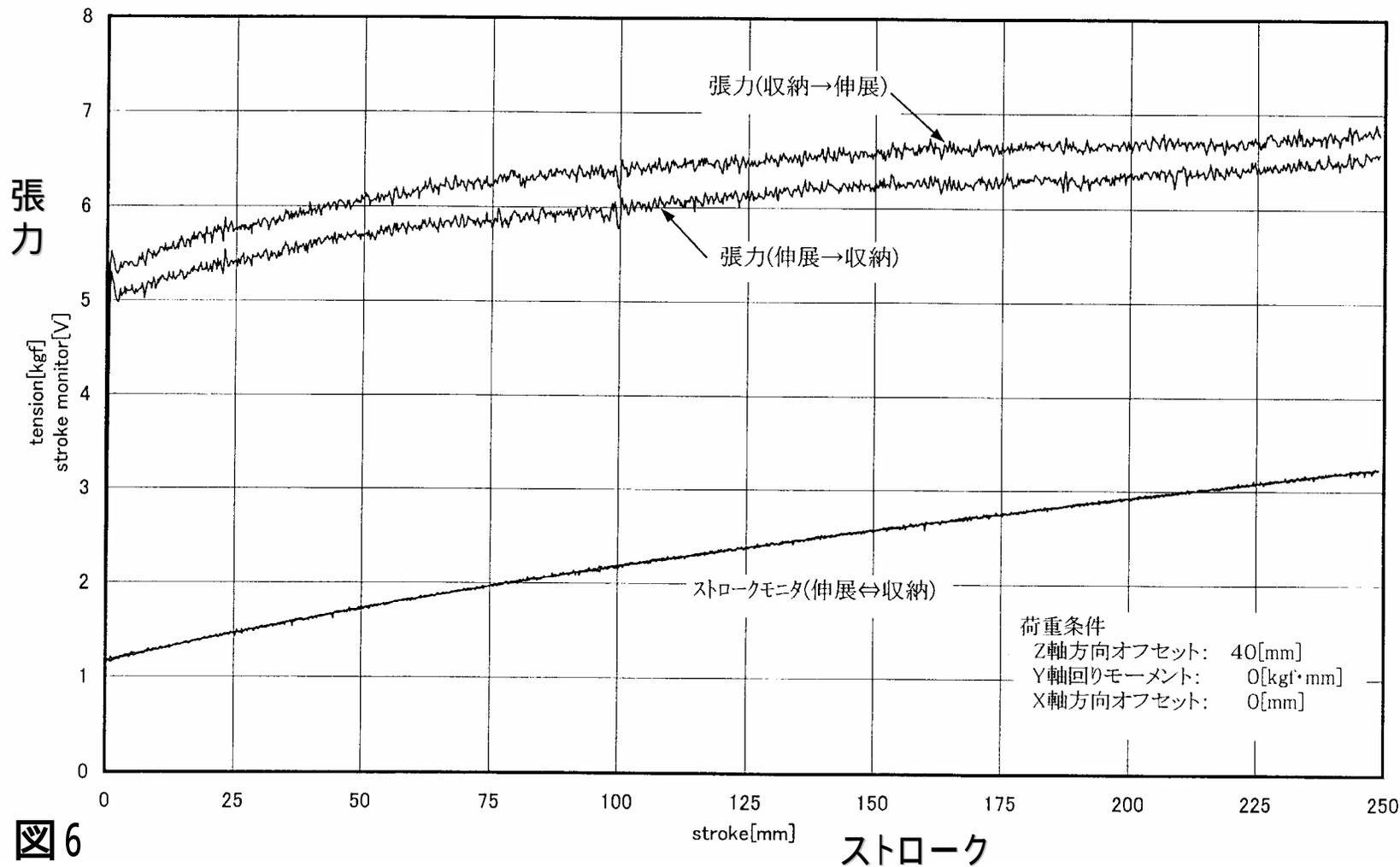
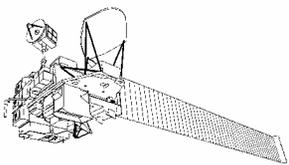


図6



定張力機構機能試験結果(摩擦特性) (パンタグラフタイプ+コイルスプリング)

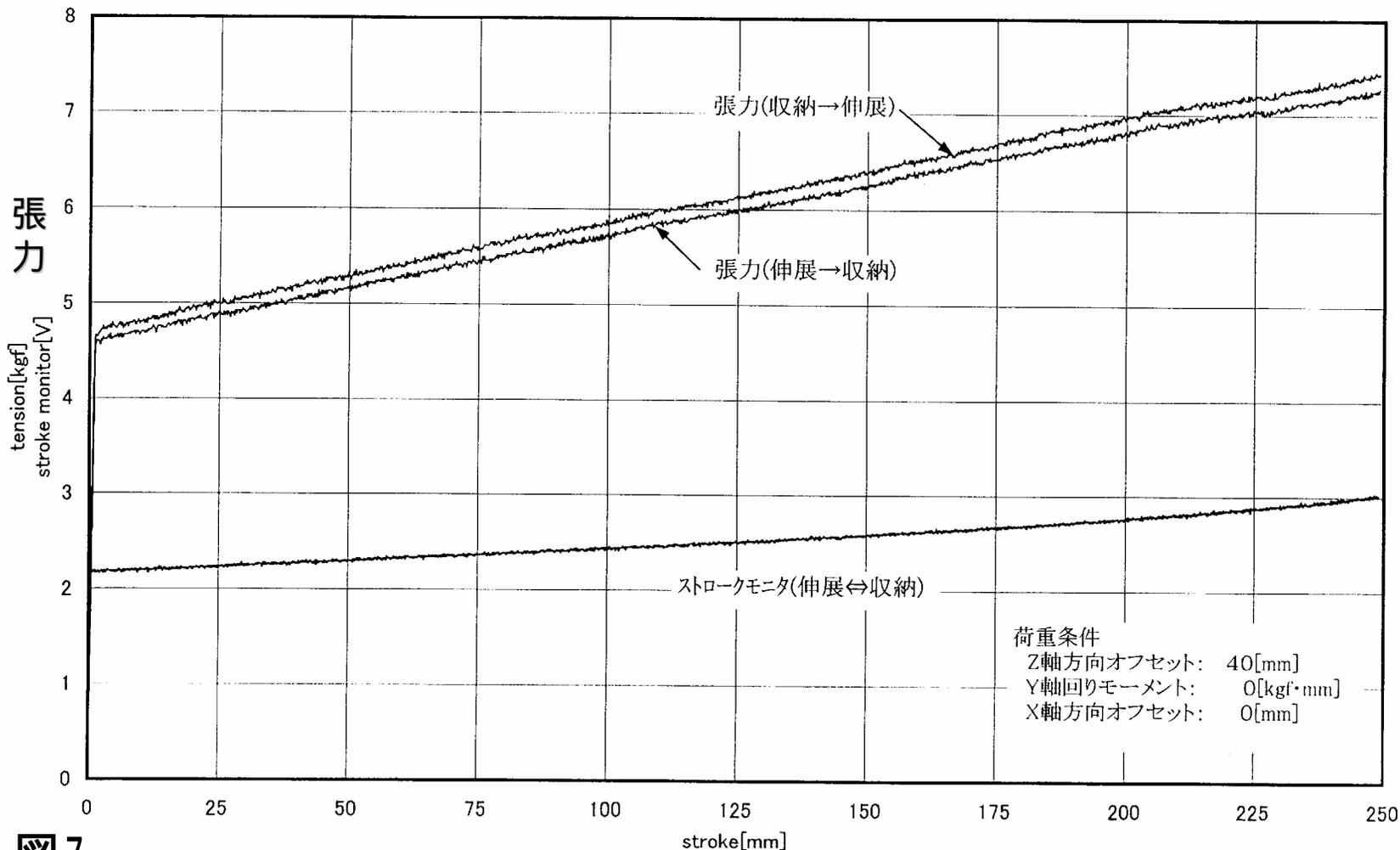
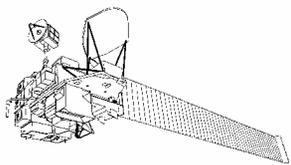


図7

ストローク



「みどりII」定張力機構機能試験結果(摩擦特性) (パンタグラフタイプ + 非接触渦巻きバネ)

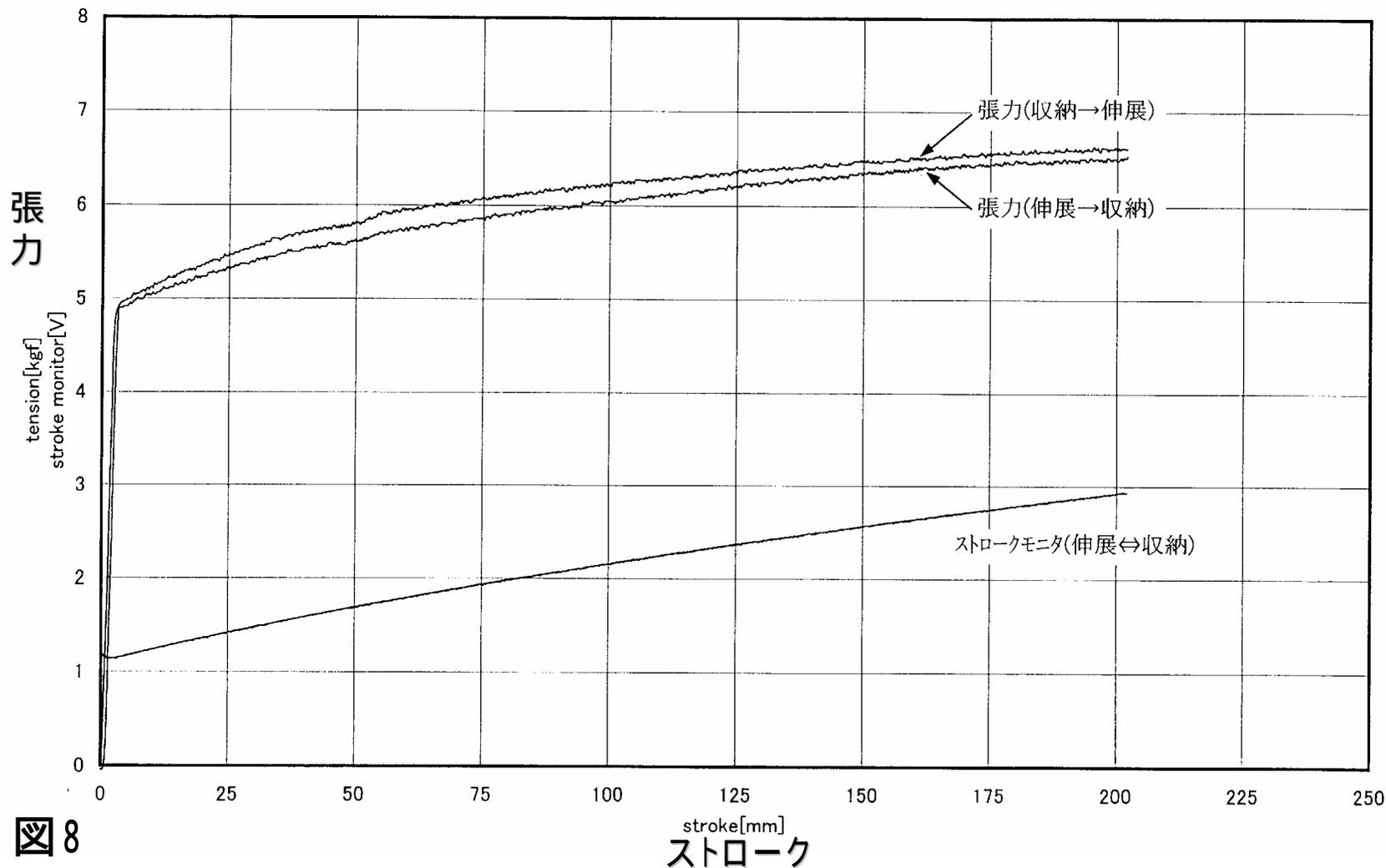
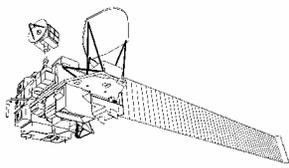


図8



宇宙開発委員会の提言とその反映(4)

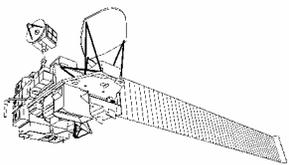
提言(4)

応力集中の起こりやすいピンヒンジ部について、ピンの直径を太くする等構造を見直し、疲労荷重に対する強度の増大を図ること。その他、応力集中の緩和方策についても検討すること。

「みどり」への反映事項(4)

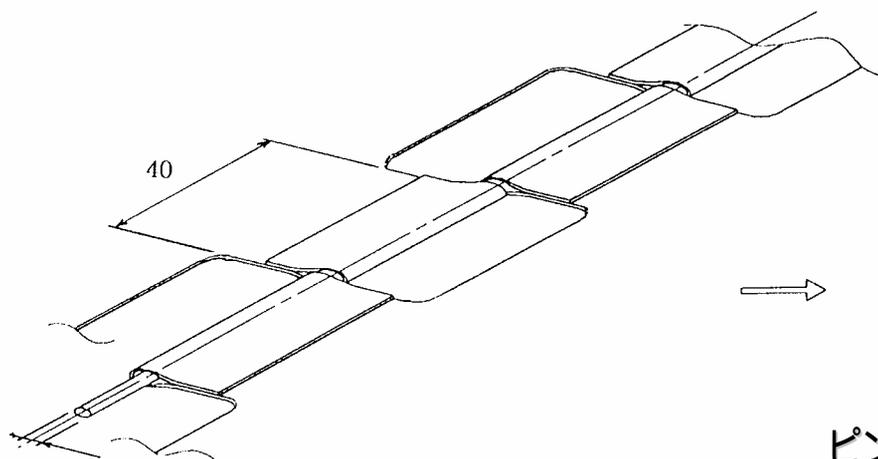
ピンヒンジ部のピン径及びヒンジ幅を増加させ構造強度を向上させた。また、ヒンジ数を増加し、ミニブラケット部のヒンジをポリイミド製ヒンジからバネヒンジに変更することで疲労荷重に対する強度の増大緩和を図った。その他、半田接続部の冗長化、銅ハーネスレイアウトの変更等、応力集中の緩和を図った。

- ピンヒンジ部 強度:16kgf/1ヒンジ
ピン径:1mm 1.5mm ヒンジ幅:42mm 15.2mm
部材:GFRP(E-glass) GFRP(S-glass)
ヒンジ数:25個 72個
- ハーネス接合ハンダ部の冗長化
- ハーネスレイアウト:部分埋め込み 全面埋め込み
- ミニブラケット部:バネヒンジの採用
- 荷重集中度:9.8(ADEOS) 2.9倍
- ブラケット部裏面 銀蒸着テフロン削除



ヒンジ部の設計変更1

みどり



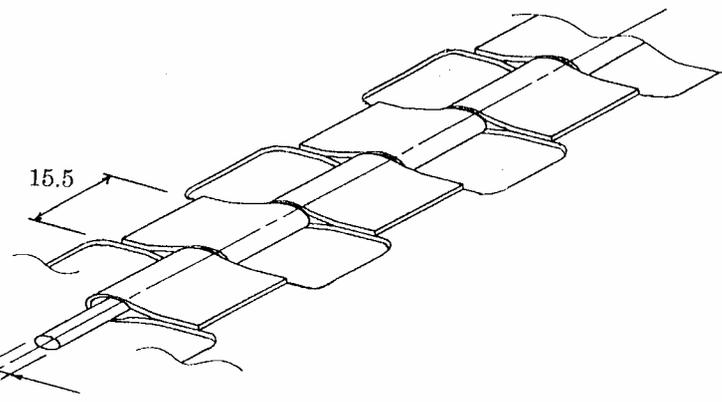
ピン径: 1.0mm

材質

ヒンジ: GFRP(E-glass)

ピン : SUS631

みどり



ピン径: 1.2mm
1.5mm
1.8mm

材質

ヒンジ: GFRP+ポリイミド
クォーツ

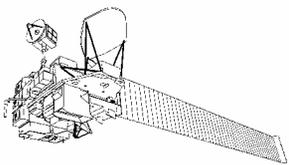
KFRP

GFRP(E-glass)2層

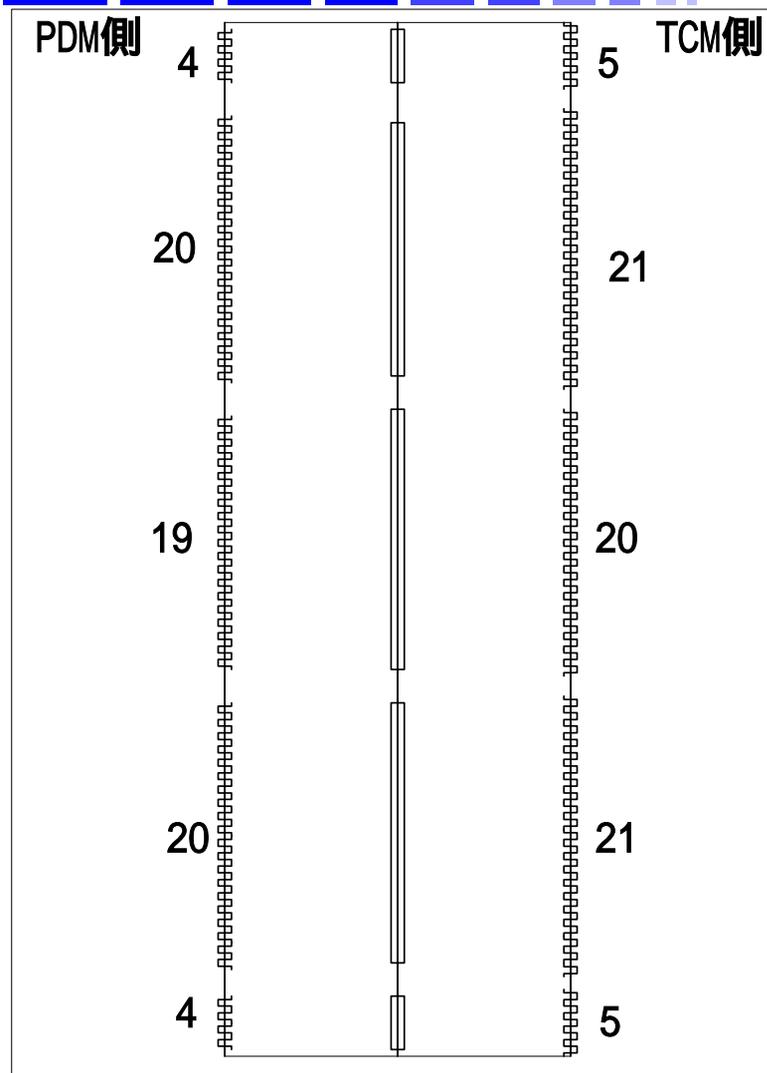
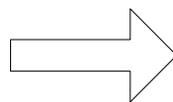
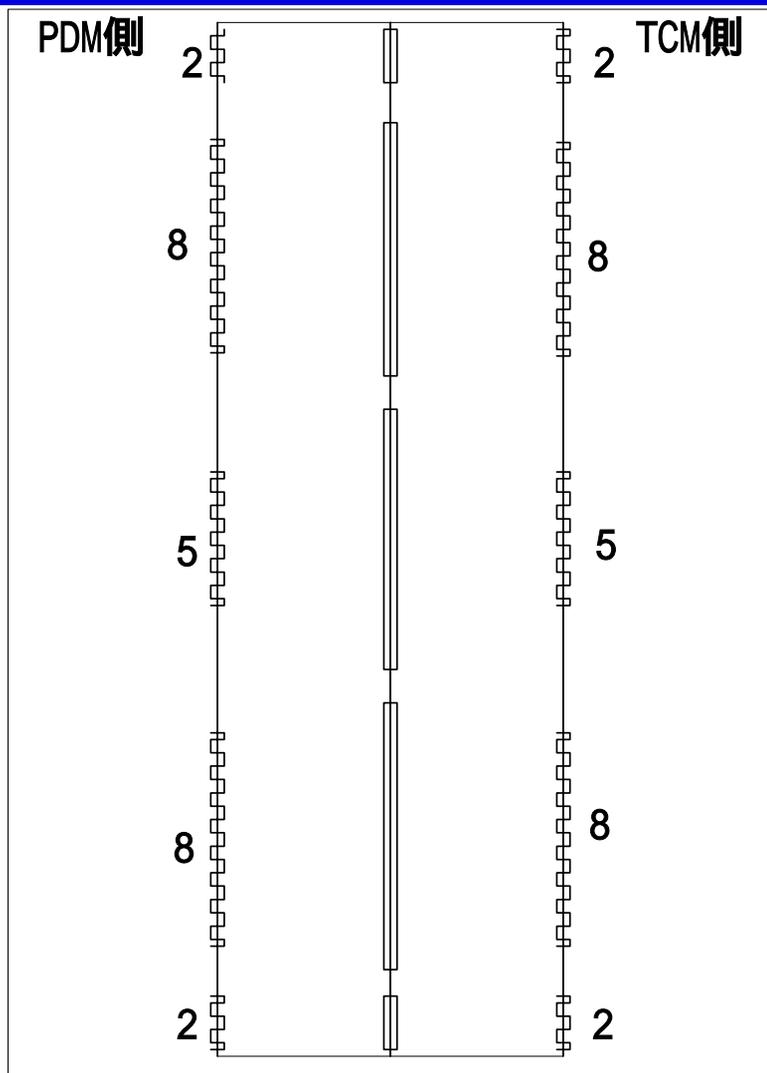
GFRP(S-glass)

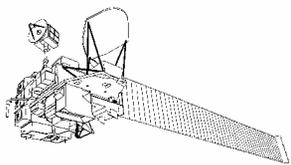
ピン : SUS631

図9



ヒンジ部の設計変更2





半田接続ランドの冗長化

みどり

みどりII

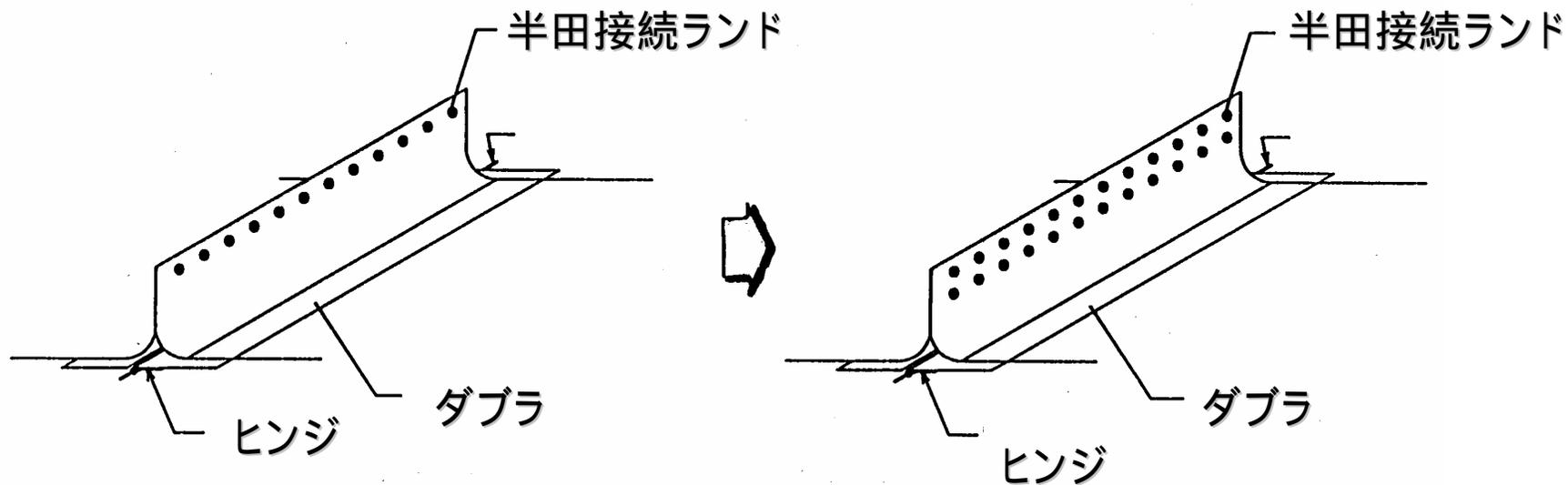
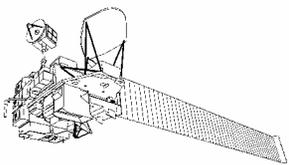
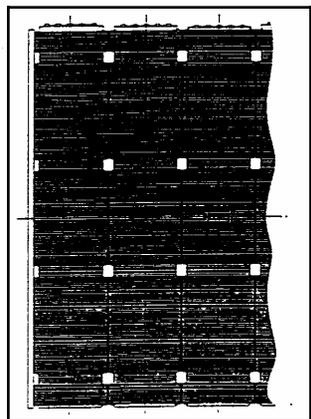
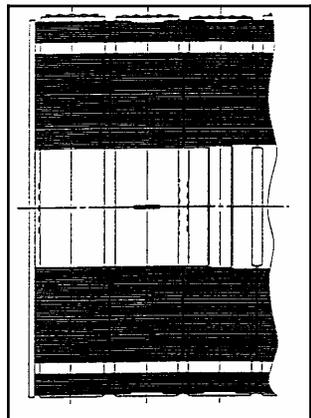


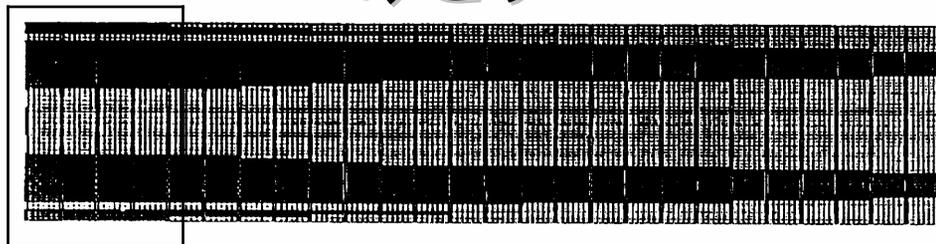
図11



ハーネスレイアウト変更



みどり



みどりII

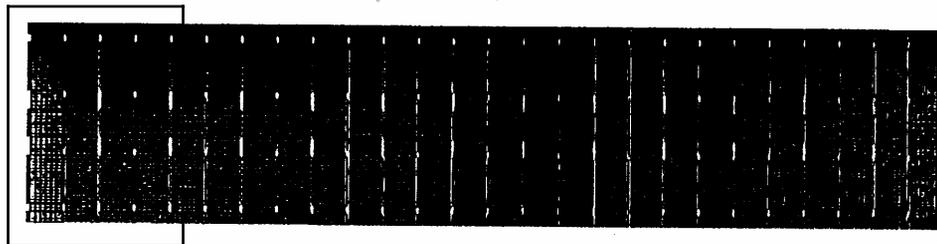
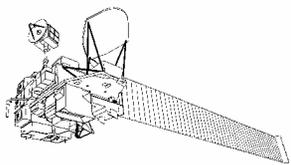


図12



ミニブランケット部の変更

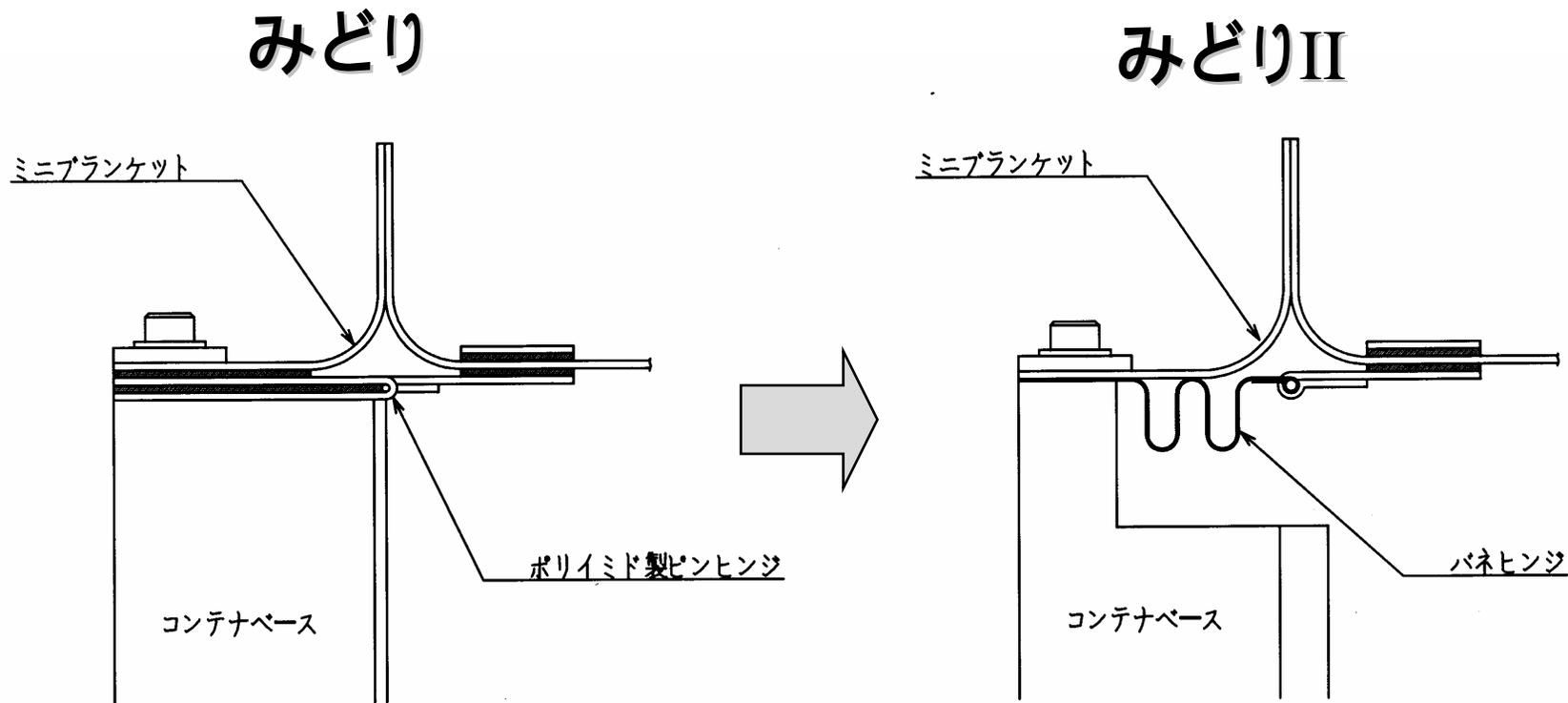
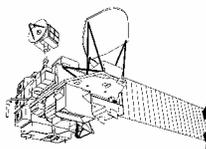


図 13



総合意見による提言とその反映(1)

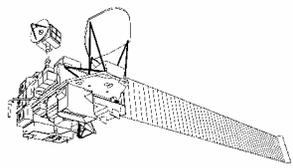
提言事項(1)

新しい技術の宇宙実証に際しては、地上試験・測定の充実を図る。

反映事項(1)

「みどり」の開発において、以下の反映を行った。

- 外部専門委員を中心に試験・測定方法の改善を検討した。
- 大型供試体(1m級)の線膨張率測定装置・手法の開発した。
- 部分モデルによる熱真空中での総合機能試験を実施した。



試験コンフィギュレーション (熱真空中総合機能試験)

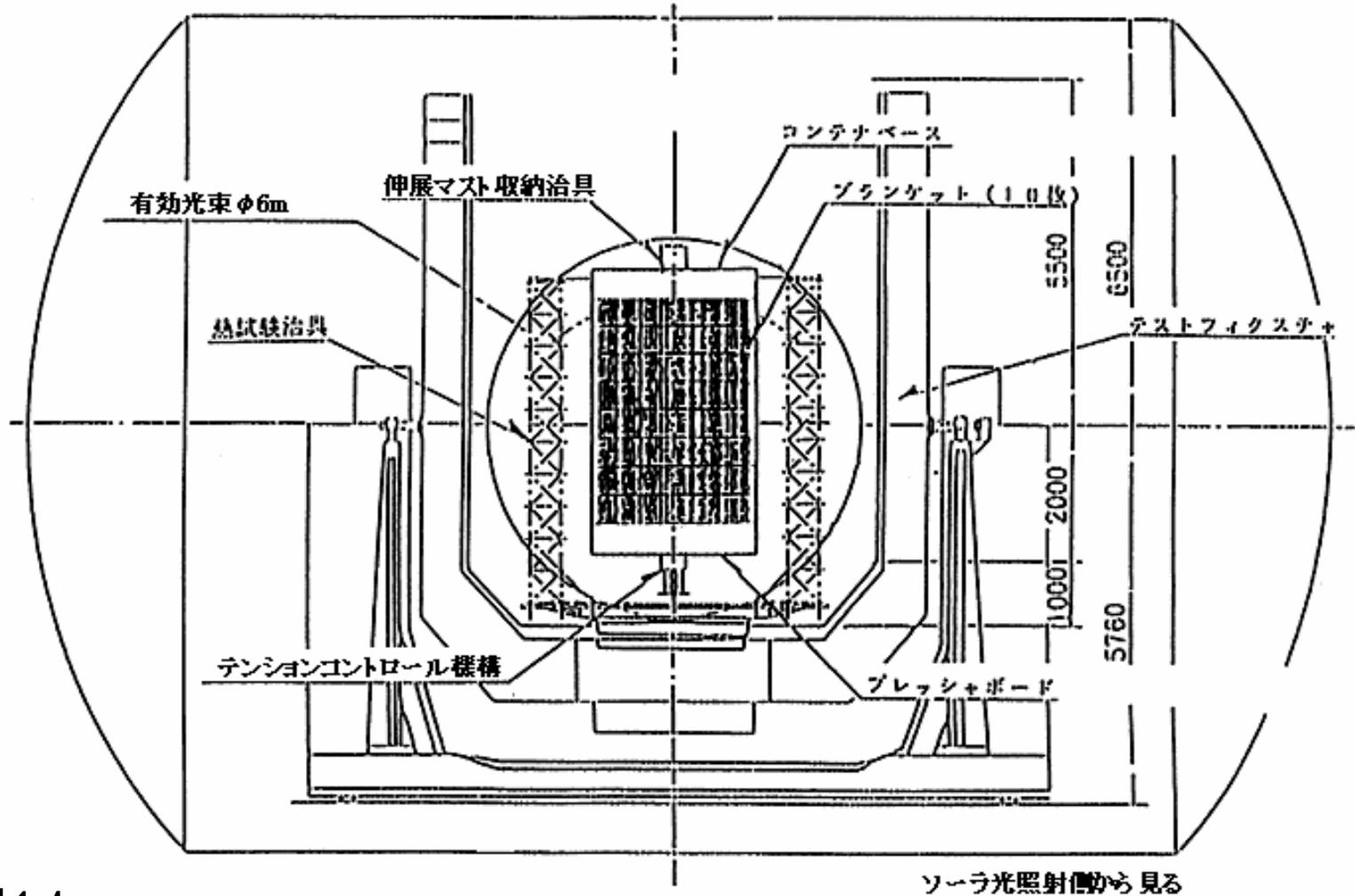
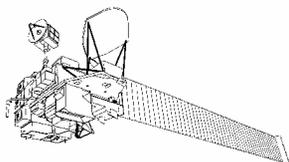


図 14

ターンテーブルによりソーラ光の入射角変更可(例:裏面からの入射)



総合意見による提言とその反映(2)

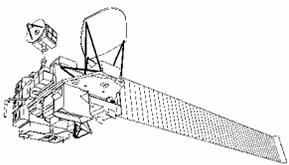
提言事項(2)

軌道上の運用時において、多様なデータを収集・解析できるよう搭載計測機器の充実を図る。

反映事項(2)

「みどり」に対して、以下の反映を行った。

- 視覚系モニタ(VMS)としてCCDカメラを、またパドル動特性モニタ(DMS)として加速度計を追加搭載した。



視覚モニタ系 (VMS) の搭載

- CCDカメラを4台(うち1台は望遠)を追加搭載
- 大型可動物の挙動を視覚的に把握
異常兆候の早期発見、的確な状況把握に寄与することを目的
- モニタ対象
太陽電池パドル系(PDL), 軌道間通信系(IOC S)等の大型構造物
- 照明灯, 反射板によりPDLについては夜間も監視可

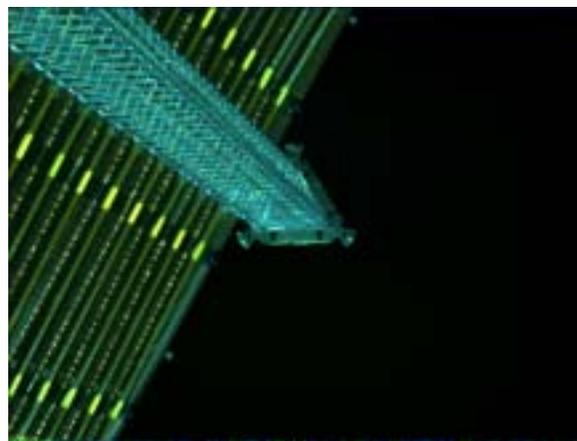
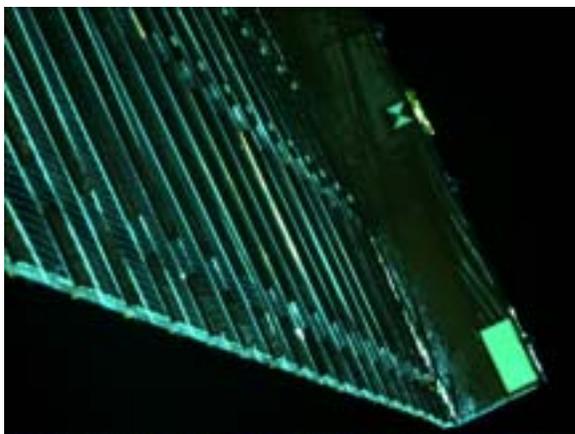
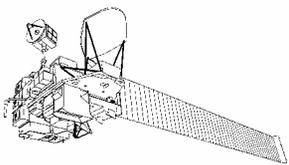


図15 「みどり」の太陽電池パドルの撮影画像例



視覚系モニタ(VMS)

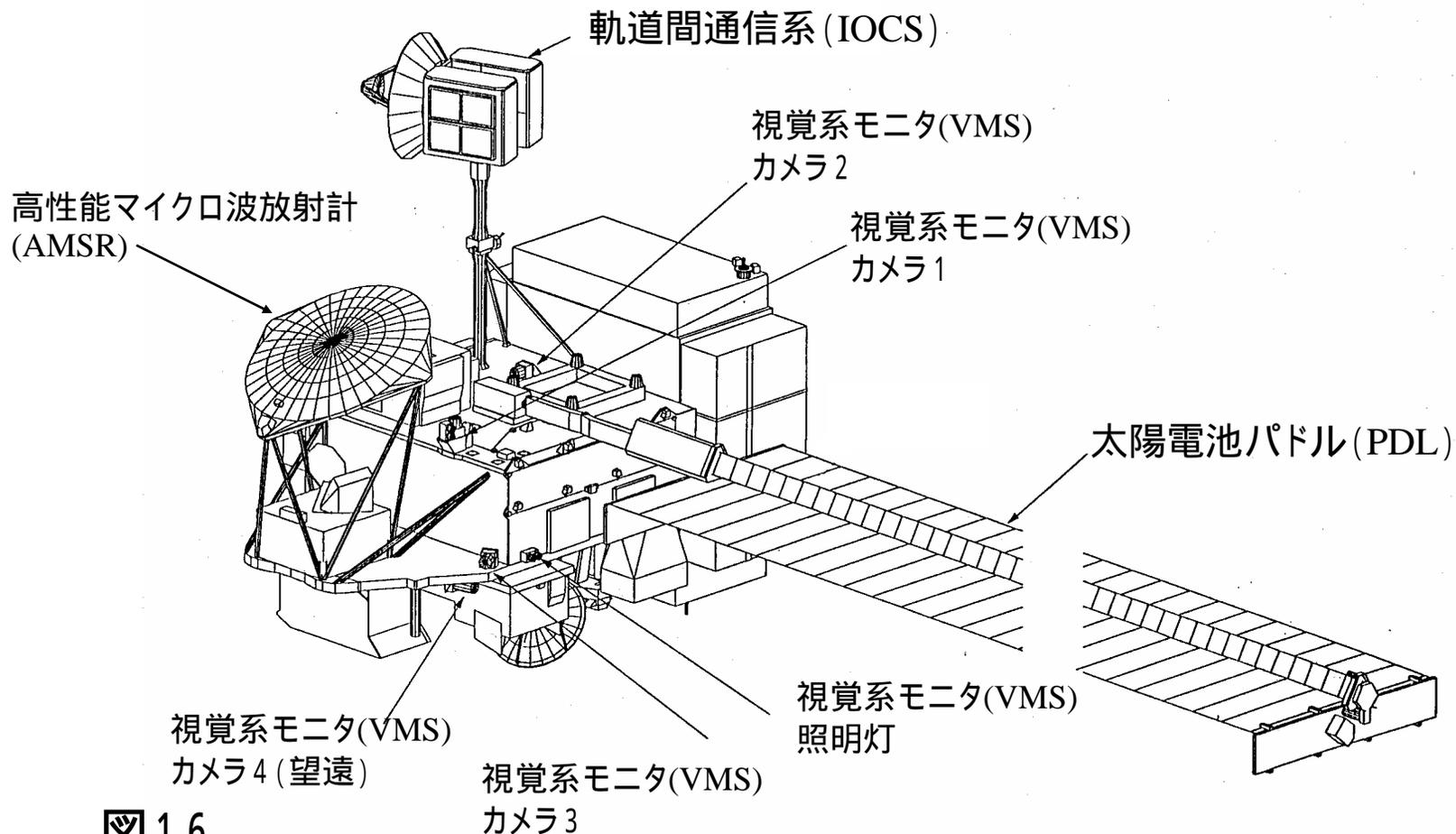
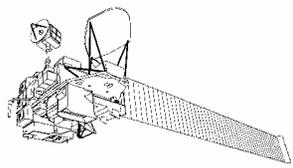
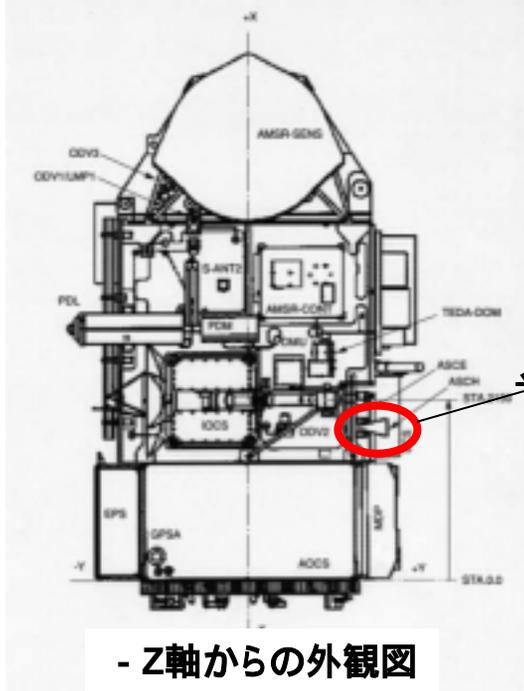


図 16



パドル振動特性モニタ(DMS)



- Z軸からの外観図

スタートラッカー

加速度計(衛星構体搭載:計3台)

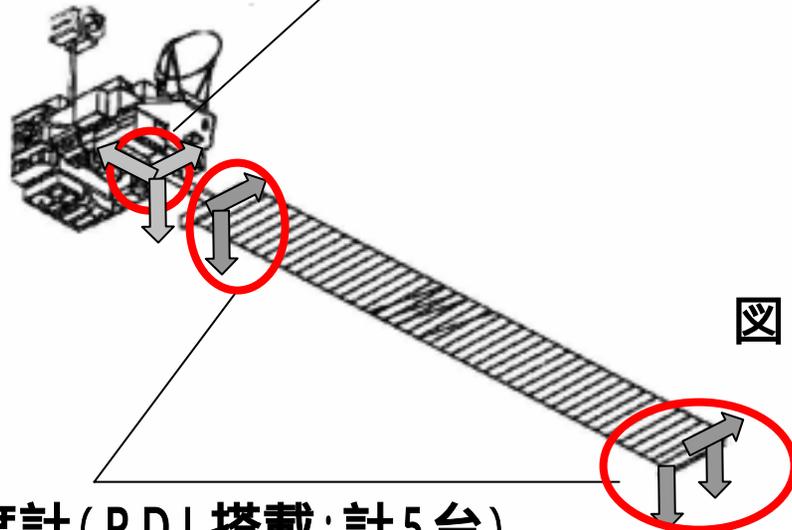
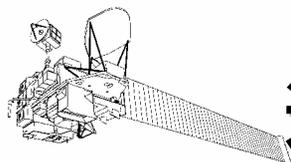


図 18

加速度計(PDL搭載:計5台)

図 17



通信放送技術衛星(かけはし)への反映事項

提言事項

打上げ前に、軌道上の予測温度範囲にわたり熱真空環境下等でブランケット部の部分モデルの等価線膨張率を測定して膨張・収縮の大きさを再確認するとともに、軌道上熱環境下においてブランケット部に発生する荷重集中の解析を行いピンヒンジが必要な強度余裕を有することを再確認するなど、万全を期することが重要である。

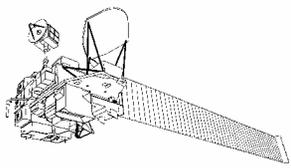
1. 太陽電池パドルの追加試験・測定等の実施

次の太陽電池パドル系に係る追加試験・測定等を実施し、設計の妥当性を確認した。

- (1) 熱真空環境下における線膨張率の測定及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

2. モニタカメラの搭載

軌道上運用において、太陽電池パドル及び展開アンテナの動作状態を画像により確実に確認するためにモニタカメラを4台搭載した。



他の衛星への反映状況

提言事項

今後は、基礎的な知見の少ない膜面構造体のような新しい技術の宇宙実証に際しては、部分モデルを用いた熱真空試験の実施を含め地上試験・測定の実施を図るとともに、軌道上の運用時はもとより、不測の事態においても多様なデータを収集・解析できるよう搭載計測機器等の充実を図ること等により、着実に技術的知見を蓄積していくことが必要である。

1. 技術試験衛星 型(ETS-)の大型展開アンテナについては柔軟構造という特徴があり、事前の十分な実証の一環として、飛行機やロケットに部分モデルを搭載して微小重力下での展開試験を実施している。
2. 軌道上において、多様なデータを収集・解析できるよう、民生部品・コンポーネント実証衛星(MDS-1)「つばさ」、データ中継技術衛星(DRTS)「こだま」、陸域観測技術衛星(ALOS)等において、基本的にモニタカメラを搭載し、展開時の挙動を地上で解析できるようにしている。