

地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）の機能停止に係る原因究明等について（宇宙開発委員会技術評価部会報告書概要）

平成9年10月1日
宇宙開発委員会
技術評価部会事務局

1 衛星の概要（図－1，2，3，4）

（1）目的

- ・地球規模の環境変化の監視についての国際貢献
- ・我が国の地球観測技術の維持・発展等

（2）特徴

- ・海外を含め8種類のセンサを搭載したプラットフォーム型の観測衛星
- ・センサの視野確保及び軽量化のため一翼式の膜面構造の太陽電池パドルを開発・搭載（全長26m、幅2.6mの世界最大）

（3）打上げ・運用

平成8年8月にH-IIロケット4号機により打ち上げられ、同年11月から平成9年6月までの約7ヶ月間にわたり運用され地球観測データの取得、内外の機関へのデータの提供を実施。

2 機能停止の状況

平成9年6月30日、太陽電池パドルの発生電力が0となり衛星からの通信が不可能になったことから、ADEOSの運用を断念。

衛星のテレメトリデータ、外国の機関によるレーダ画像から、太陽電池パドルのブランケット部（太陽電池セルを貼り付けた膜）が根元付近から破断したことが判明（図－5）。

3 ブランケット部破断の原因

故障要因解析、衛星の姿勢データ解析、ブランケット部の線膨張率の温度特性の測定・解析、応力集中解析等から、ブランケット部の破断の原因を次のと

おりと推定（図－6，7，8）。

- ① ブランケット部が、低温では、接着剤の影響を受けて、開発時の測定・解析による予測の2倍程度収縮する特性があった。

また、太陽電池パドル組立時、定張力機構の予測動作範囲が内筒の引き出し方向（ブランケット部の収縮方向及びマスト部の膨張方向）に余裕が小さい設定となった。

- ② そのため、太陽電池セル面背面（マスト部側の面）から日照を受けたとき、マスト部が加熱されて膨張する一方、ブランケット部裏面は低温で予測より収縮した状態であったことから、定張力機構の内筒の引き出しは可動範囲の限界に達した。

これにより、ブランケット部に過大な張力が加わってピンヒンジ部（ちょうつがい）の一部が応力集中によって破断した。

- ③ その後、定張力機構の摩擦が増大したため、ブランケット部は日照・日陰による膨張・収縮に伴い張力変動を繰り返し受けて疲労・劣化が進行した。

最終的にピンヒンジ部及びワイヤーハーネスのはんだ付け部が一行全て破断した。

4 今後の対策等

（1）ADEOSの後継衛星である環境観測技術衛星（ADEOS-II）においては、同様の不具合が発生しないよう、次の対策を実施すべき。

- ① 軌道上の予測温度範囲にわたり、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
- ② 定張力機構に、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
- ③ 定張力機構の摩擦特性を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
- ④ 応力集中の起こりやすいピンヒンジ部について、その構造を見直し、ピ

ンの直径を太くする等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

(2) 通信放送技術衛星 (COMETS) の膜面構造の太陽電池パドルは、ADEOSのものとは主要部の構造が異なることから、今回と同種の原因による異常が発生する可能性は極めて小さいものと考えられるが、ADEOSの教訓を踏まえ、打上げ前にブランケット部の熱真空環境下における線膨張率の温度特性等について再確認を行い、万全を期することが重要。

(3) 今後は、新しい技術の宇宙実証に際しては、地上試験・測定の充実を図るとともに、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ことなどにより、着実に技術的知見の蓄積が進むことを期待。

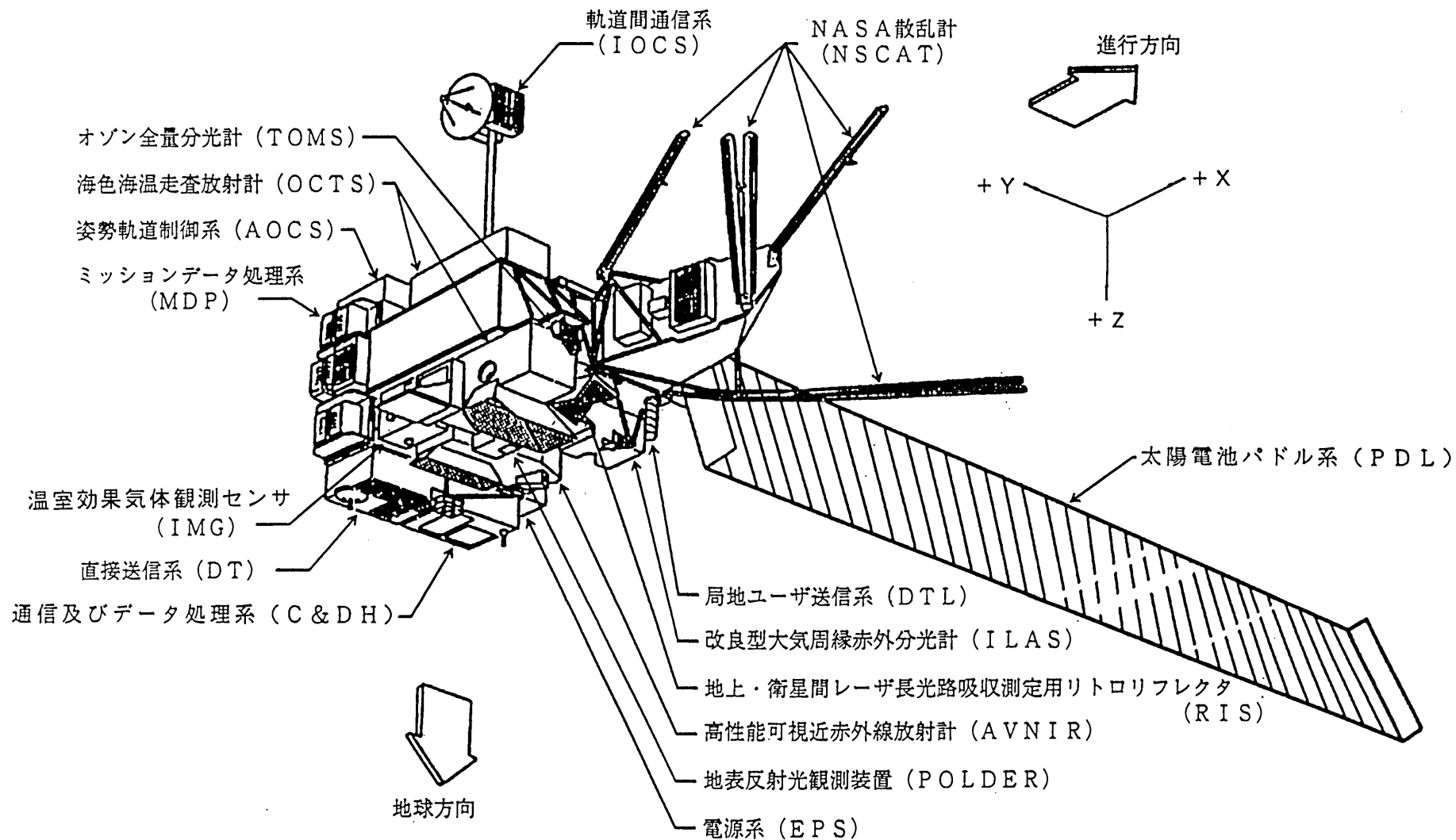


図-1 ADEOSの形状

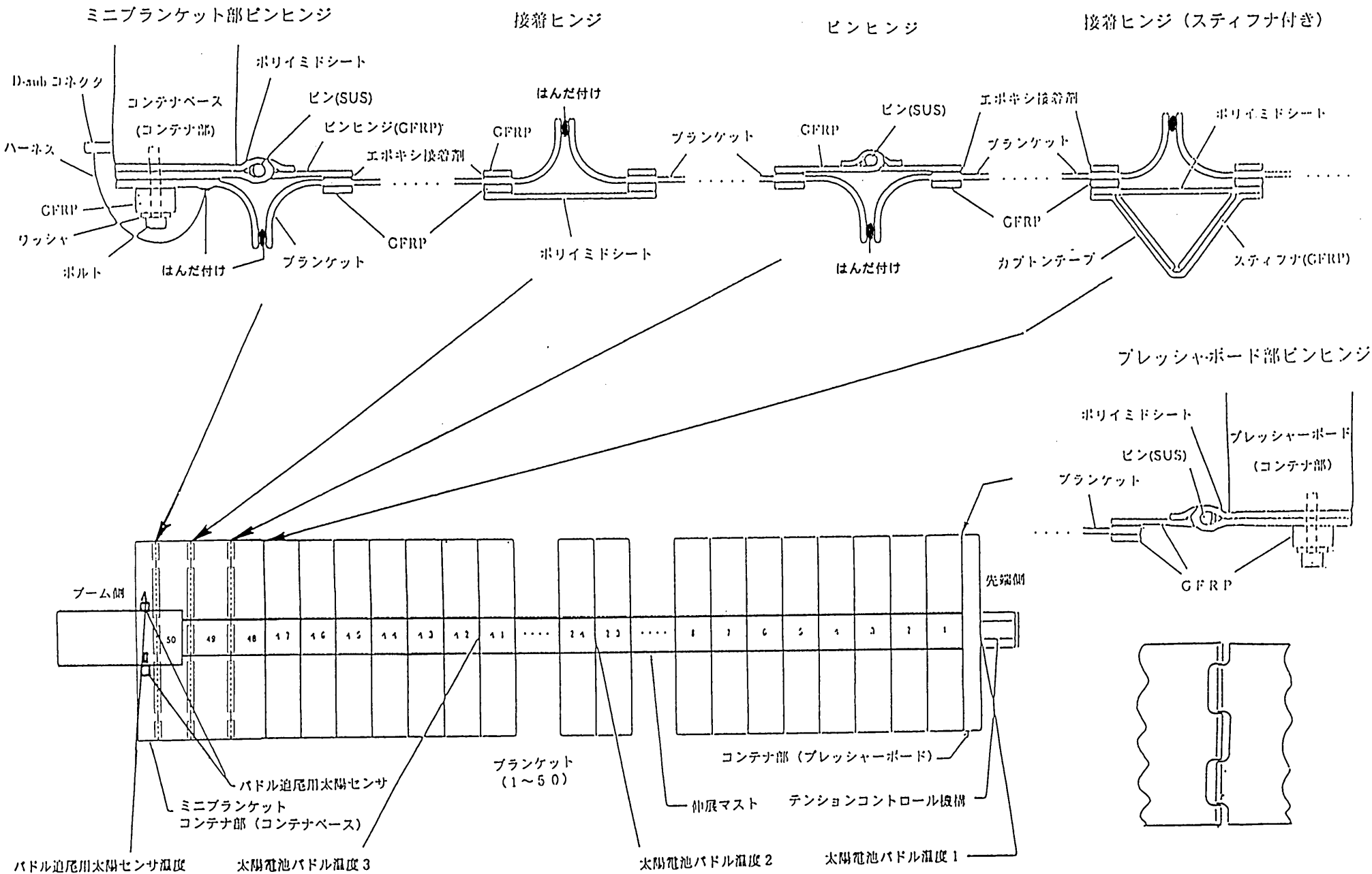


図-2 太陽電池パドル展開図及びヒンジ部拡大図

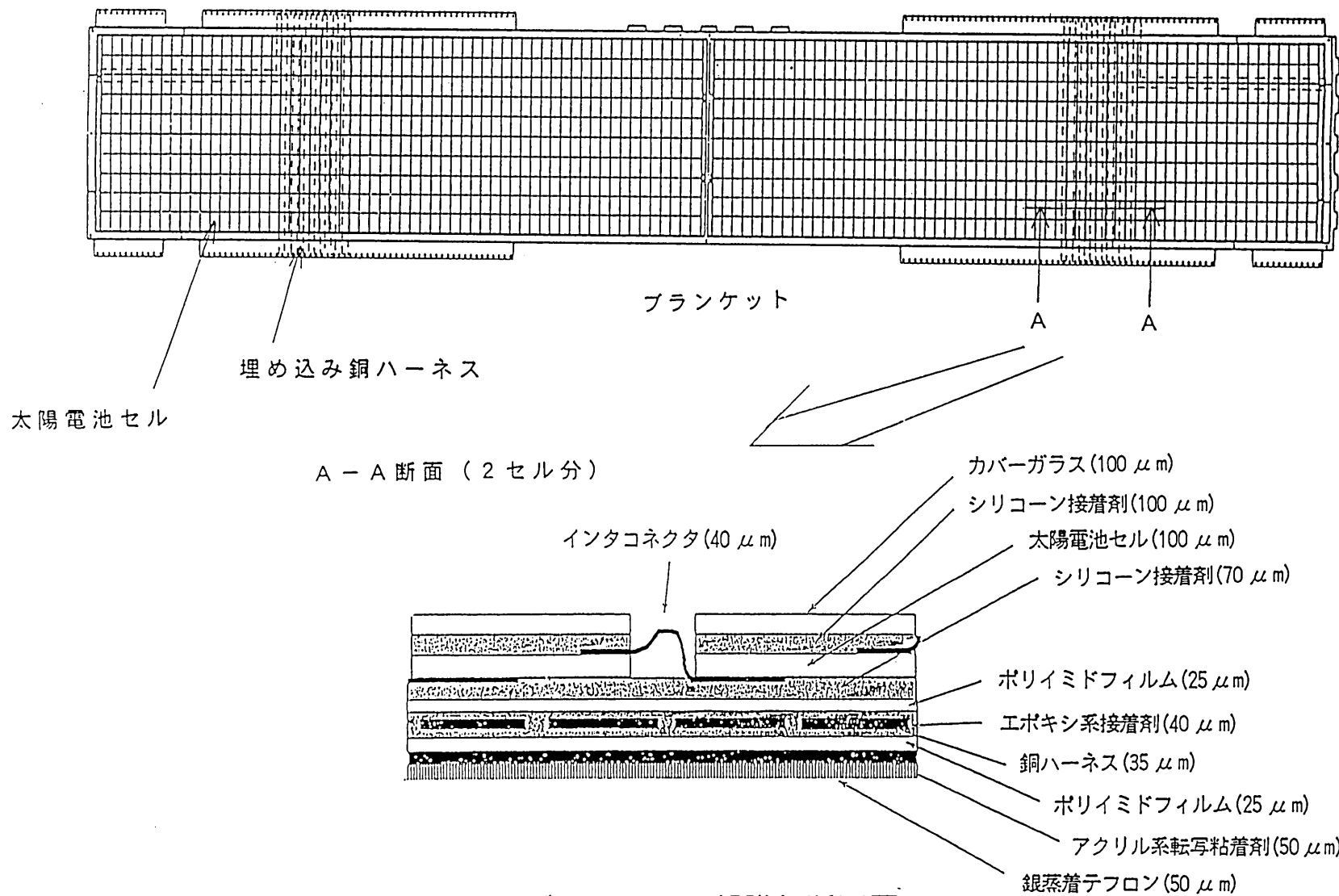


図-3 ブランケット部詳細断面図

()内は厚みの代表値

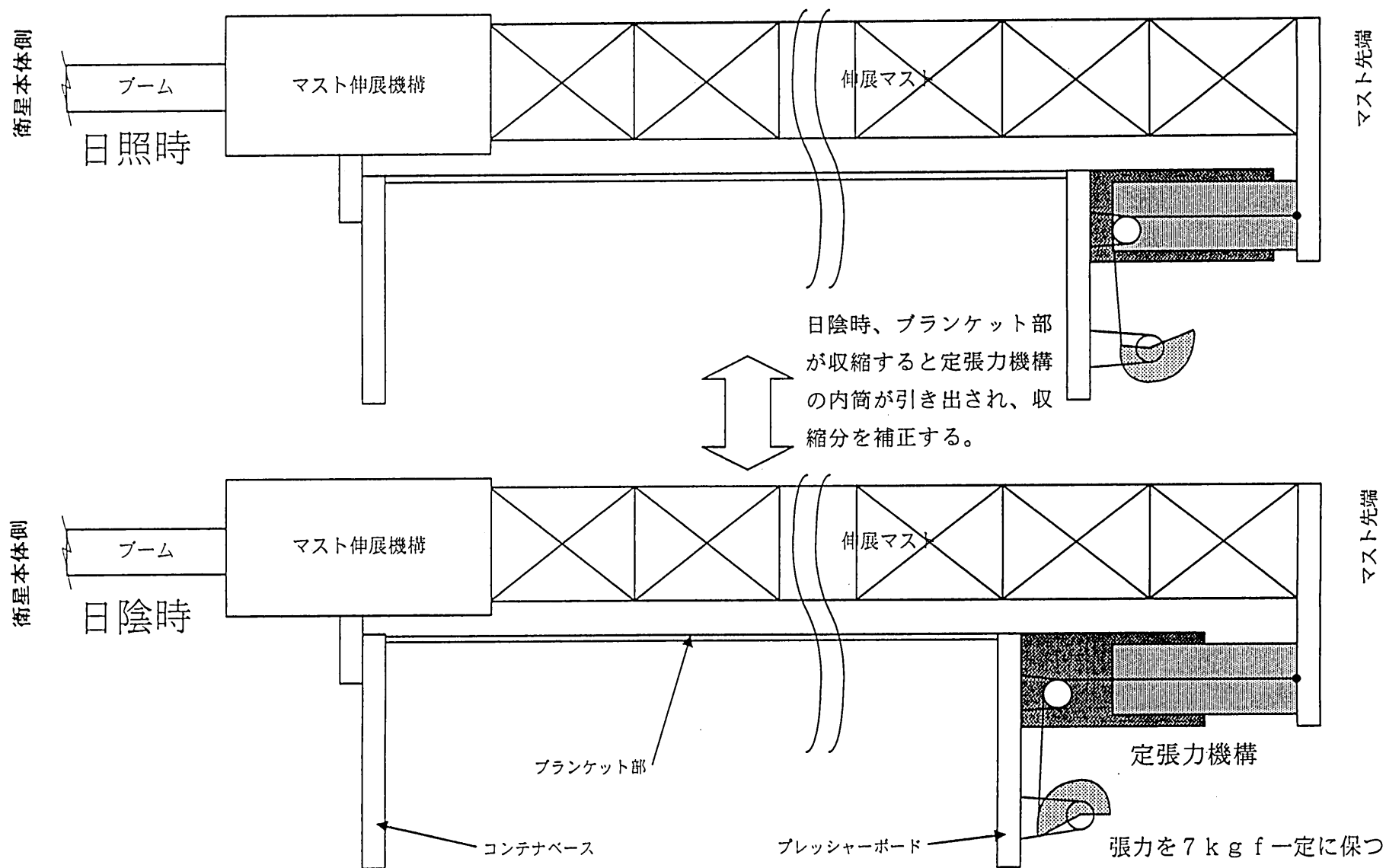
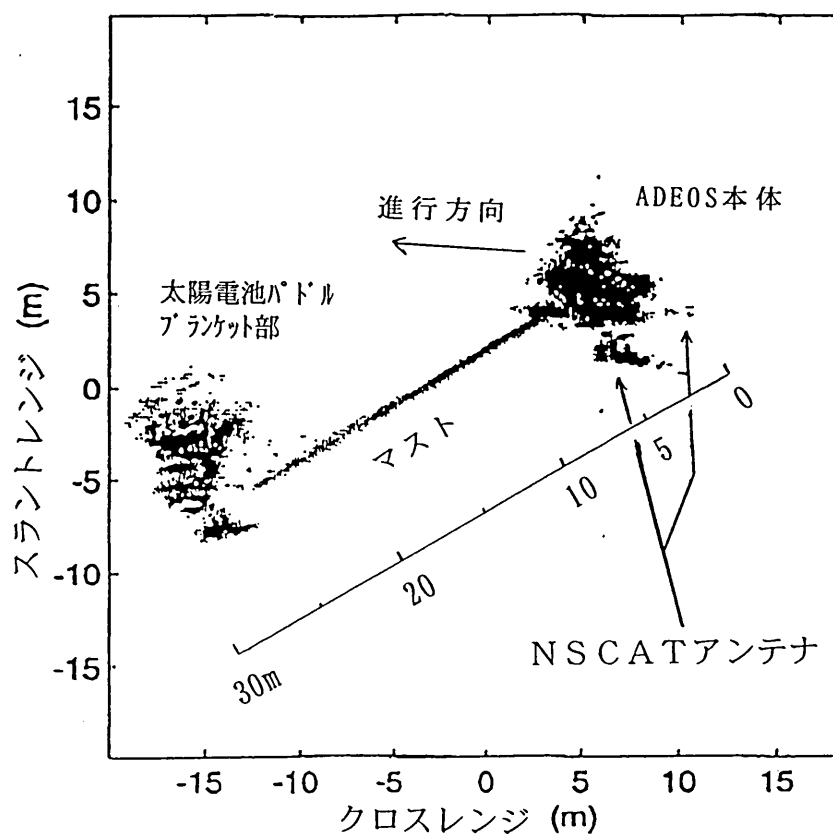


図-4 定張力機構動作概念図

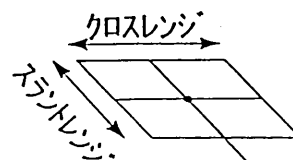


(Source : FGAN-FHP is Image origination)

図-5 応用自然科学研究協会 (FGAN) 高周波物理研究所 (FHP) のレーダによるADEOSの映像 (平成9年7月7日)

FGAN : Forschungsgesellschaft fuer Angewandte Naturwissenschaften e.V.

FHP : Forschungsinstitut fuer Hochfrequenzphysik



注) 「スラントレンジ」=レーダ波の進行方向の長さ

「クロスレンジ」=レーダ波の進行方向と垂直方向の長さ

地上局レーダ

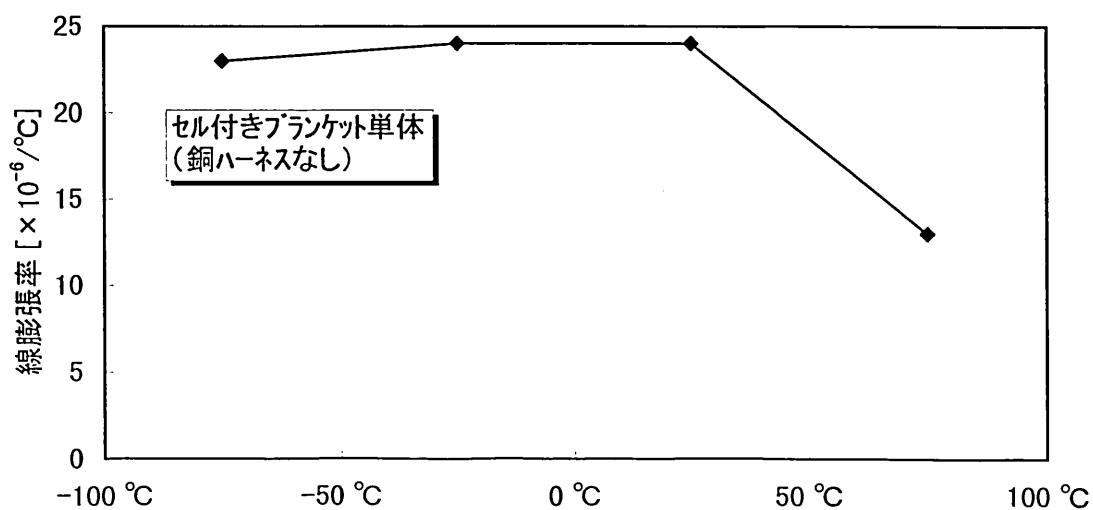
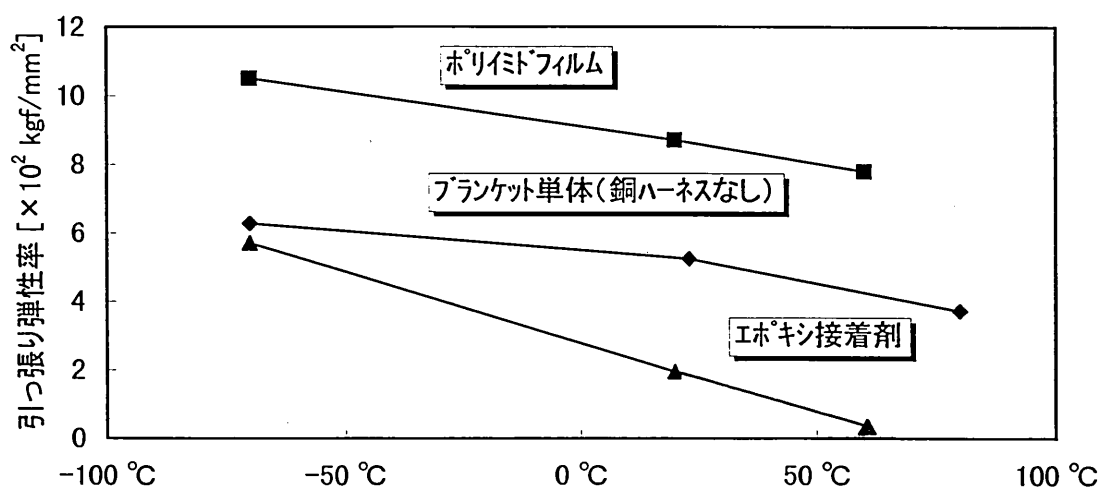
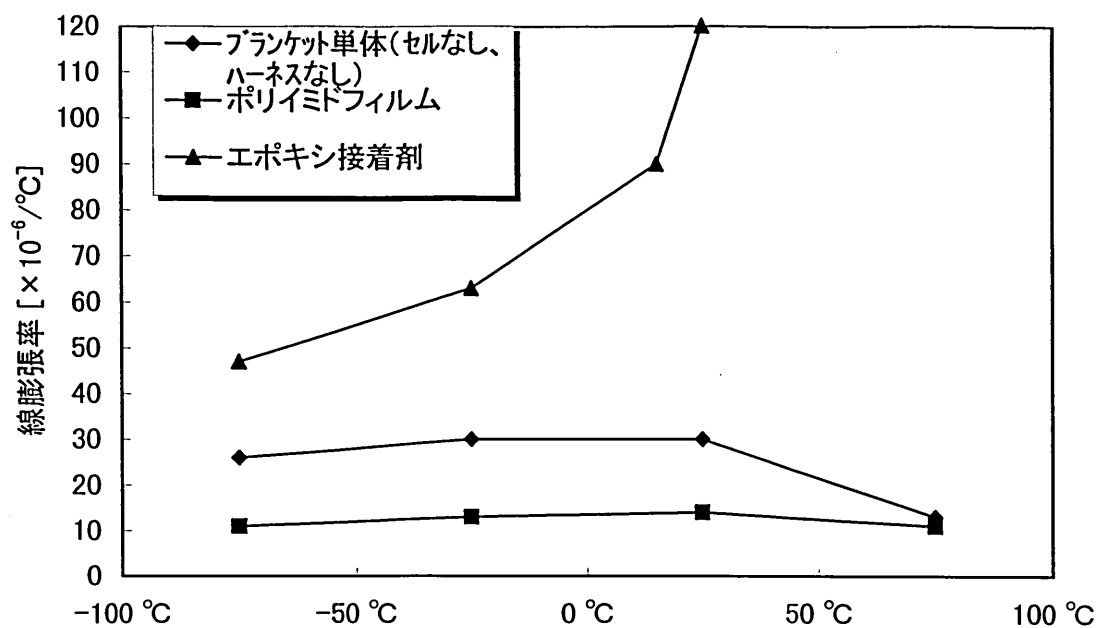
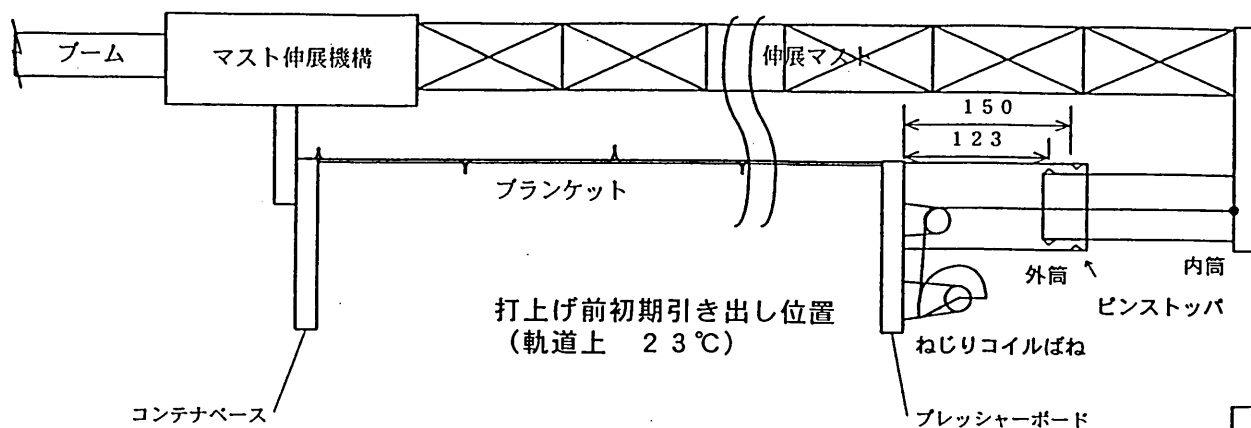
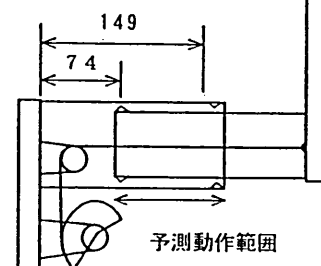


図-6 線膨張率および引っ張り弾性率の温度特性



	ブラケット温度	マスト温度	引き出し位置
最大引き出し時 (姿勢異常時)	-82℃ (-72℃)	25℃ (15℃)	149mm
最大引き込み時 (定常日照時)	72℃ (62℃)	-48℃ (-38℃)	74mm

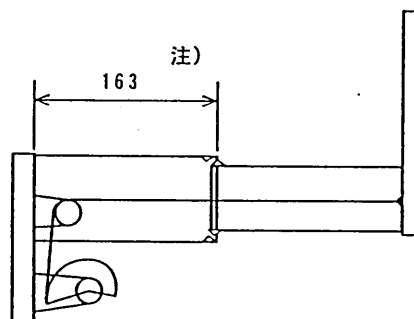
打上げ前予想引き出し範囲



注) 第2回減速制御中において、マストの急激な膨張により、定張力機構が163mmまで引き出されようとしたが、ピンストップに当たり、150mmで止まった。

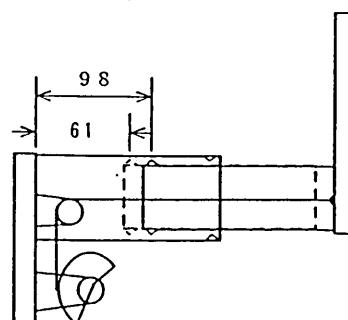
	ブラケット温度	マスト温度	引き出し位置
最大引き出し時	-54℃ (-44℃)	20℃ (10℃)	163mm

8月28日第2回軌道面内減速制御時
推定引き出し範囲



	初期引き出し位置	引き出し位置	引き込み位置
上限値	98mm	150mm	37mm
下限値	61mm	113mm	0mm

線膨張率を見直した場合の
ストップ位置に当たらない
初期引き出し位置

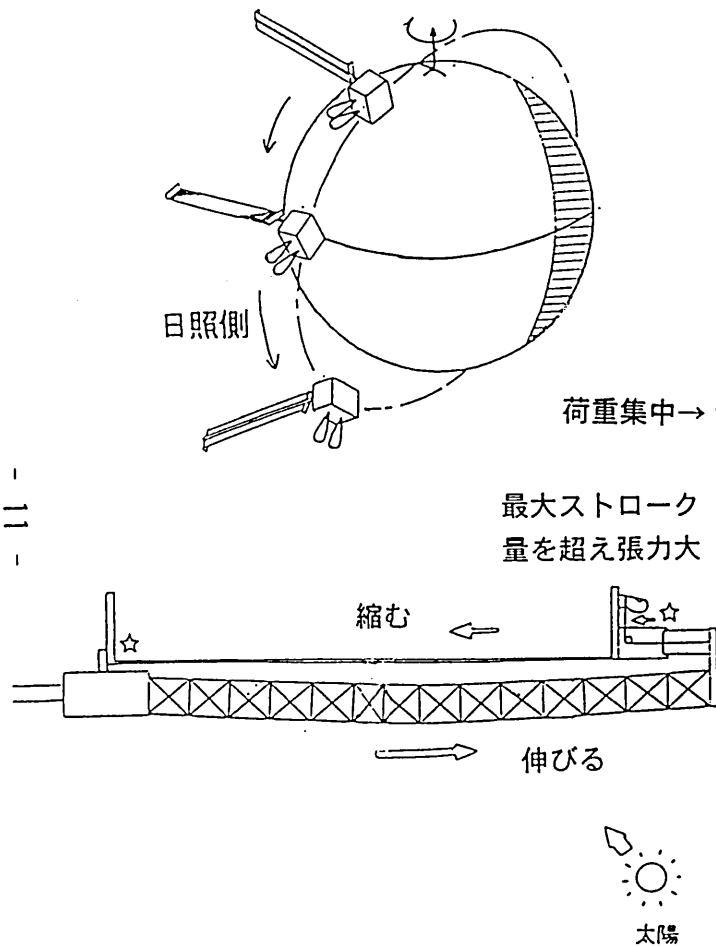


注) 引き出し位置については全て括弧内の予測温度に対して、 $\pm 10^\circ\text{C}$ のマージンを見込んでいる。

単位 [mm]

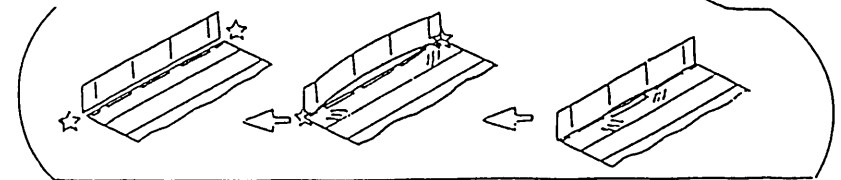
図-7 定張力機構引き出し位置の概念図

軌道面内減速制御(平成8年8月28日)



ピンヒンジ部の1列破断
(平成8年12月17日)

ピンヒンジ部の破断進行



衛星機能の消失(平成9年6月30日)

6月23日以降
はんだ付け部が
順次破断

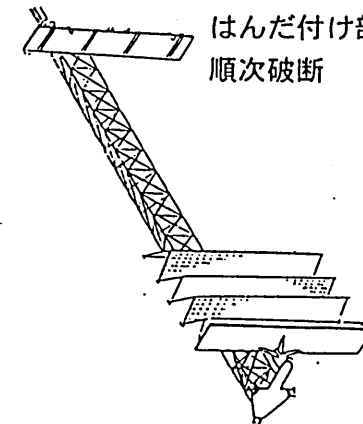


図-8 太陽電池パドル破断メカニズム(想像図)

地球観測プラットフォーム技術衛星（A D
E O S）の機能停止に係る原因究明等につ
いて（報告）

（案）

平成9年10月1日

宇宙開発委員会技術評価部会

地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）の機能停止に係る原因究明等
について

平成9年10月1日
技 術 評 価 部 会

宇宙開発委員会技術評価部会は、地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）の機能停止に係る原因究明等を行うため、平成9年7月3日以来調査審議を行ってきたが、このたびその結果をとりまとめたので報告する。

— 目 次 —

1 地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）の概要	1
（1）衛星の概要	1
（2）太陽電池パドルの概要	1
2 ADEOSの機能停止について	5
（1）機能停止時の状況	5
（2）太陽電池パドルブランケット部の破断の原因の推定	7
（3）太陽電池パドルのブランケット部の破断のメカニズム	15
（4）考察及び今後の対策	16
3 総合意見	18
【別添】通信放送技術衛星（COMETS）の太陽電池パドルについて	57
（参考1）地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）の機能 停止に係る原因究明等について	69
（参考2）宇宙開発委員会技術評価部会構成員	70
地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）の機能 停止に係る技術評価部会開催状況	71

1 地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）の概要

（1）衛星の概要

地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）は、地球規模の環境

変化の監視について、国際的貢献を図るとともに、我が国の地球観測技術の維持、発展を図るほか、地球観測プラットフォーム等の将来型衛星の開発に必要とされる技術及び地球観測データ等の中継に必要とされる技術の開発を行い、あわせて、地球観測分野における国際協力の推進を図ることを目的とした衛星である。

ADEOSは、平成8年8月17日、H-IIロケット4号機により打ち上げられ、高度約800kmの太陽同期軌道に投入され、初期機能確認後、平成8年11月26日に定常段階に移行し、平成9年6月29日までの約7ヶ月間にわたり運用され、搭載した海色海温走査放射計（OCTS）、高性能可視近赤外放射計（AVNIR）等により、地球観測データの取得及び国内外への機関等へのデータの提供が行われた。

ADEOSの形状及び主要諸元は、それぞれ図-1及び表-1に示すとおりである。

（2）太陽電池パドルの概要

ADEOSには、次の理由から全長26m、幅2.6mの世界最大の一翼

式膜面構造（フレキシブル）パドルが開発・搭載されている。

① 観測センサが深宇宙による校正視野及び冷却視野を確保する必要があるため、一翼式パドルを採用。

② 8つの搭載センサの電力需要に応じ、4.5kw以上の発生電力を確保するため、2cm×4cmの太陽電池セルが57,600枚必要となり、パドル面積が60m²となること。

③ 技術開発の一つとして高い収納性・軽量化の実現を図るため、膜面構造体からなるブランケット部（太陽電池セルを装着・配列する膜面部）を採用。

太陽電池パドルの形状及び主要諸元は、それぞれ図-2及び表-2に示すとおりである。

ア 構成及び機能

太陽電池パドルは、太陽電池セルを装着・配列しているブランケット部、打上げ時ブランケット部を収納しておき、運用時はブランケット部の展開形状を保持するため一定の張力を付加するコンテナ部（コンテナベース、プレッシャボード、定張力機構）、コンテナ部を支持する構造体であるマスト部（伸展マスト、マスト伸展機構）、マスト部等を支持するブーム組立、パドルを太陽追尾するためのパドル駆動機構、太陽追尾センサ等から構成される。

ブランケット部の太陽電池セルで発生した電力は、銅ハーネスによりパドル駆動機構を経由し電源部に送られる。電源部では、バス電圧を日照中に50Vの一定の電圧に保ち、各機器に電力を供給するとともに、余剰電力をシャント回路により消費する（図-3）。

イ ブランケット部

ブランケット部は、パドル先端側に位置するプレッシャーボード（ブランケット収納部押さえ板）と衛星側に位置するコンテナベース（ブランケット収納部底板）の間に、50枚の太陽電池アレイブランケット（両端の2枚は太陽電池セル非実装）がヒンジ（接着ヒンジ及びピンヒンジ（ちょうつがい））で結合された構造である（図-4）。

アレイブランケットは、厚さ25 μ mのポリイミドフィルム（注）をベースとし、太陽電池セル、カバーガラス等を接着した積層構造となっている（図-5）。

アレイブランケット相互間は接着ヒンジによる結合とピンヒンジによる結合が交互に繰り返されており、プレッシャボードとアレイブランケットの間及びコンテナベースとアレイブランケットの間はピンヒンジにより結合されている。

ミニブランケット部ピンヒンジ（コンテナベースとブランケットを接続するピンヒンジ部）は、コンテナベースと接続するポリイミドフィルム、アレイブランケットと接続するガラス繊維強化プラスチック（GFRP）

製のピンヒンジ及びそれらを結合するステンレス製のピンから構成されている。

銅ハーネスは、銅箔の両面をポリイミドフィルムで張り合わせられて、各アレイブランケットに埋め込まれ、アレイブランケット間にはんだで接続されている（図-5）。

（注）ポリイミドフィルムの特徴

ポリイミドフィルムは、耐熱性を有したプラスチックフィルム的一种であり、フレキシブルプリント基板等に使用されている。ポリイミドフィルムの一般的な特徴は以下のとおりである。

- ① プラスチックフィルムの中で最も高い耐熱性を有し、線膨張率も小さい。
- ② 広い温度範囲にわたって引張り強さ、弾性率が大きい。
- ③ 有機溶剤に対し安定している。

ウ コンテナ部

コンテナ部では、コンテナベースは、マスト伸展機構に固定されており、プレッシャーボードは、伸展マスト先端の定張力機構（テンションコントロール機構）に結合されている。定張力機構は、軌道上の日照・日陰の温度変動による伸展マストとブランケットの熱伸縮をねじりコイルバネのねじりにより吸収し、ノミナル値 7 ± 1 kgfの張力を付加し、ブランケットがたわまないよう調整する機構となっている（表-3）。

定張力機構内の内筒、外筒はスライドする構造になっており、ブランケット部がマスト部に対し相対的に膨張すると内筒が外筒に引き込まれ、逆に収縮すると引き出されるが、内筒は外筒から抜けないようにストッパが設けられている（図-6及び図-7）。

定張力機構の可動範囲（ストローク）は150mmであり、詳細設計時に内筒の軌道上予測動作範囲83mmに対して67mmの余裕を持った構成となっており、内筒の初期引き出し位置はパドル全体の組立後の展開試験時に123mmであった。

なお、軌道上予測動作範囲は、詳細設計時に温度条件をマスト部温度一

40℃～+34℃、ブランケット部温度-10.5℃～+7.3℃（いずれも解析値）、マスト部の線膨張率 $2.4 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ 、ブランケット部の等価線膨張率（注） $1.0 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ として計算し、最大引き出し量37mm、最大引き込み量46mm、合計83mmとしている。

この最大引き出し量は、軌道上の想定されるマスト部の最高温度及びブランケット部の最低温度の組み合わせにより、また、最大引き込み量はマスト部の最低温度及びブランケット部の最高温度の組み合わせによりそれぞれ求めたもので、現実には存在しない厳しい条件を採用することにより、温度余裕を確保しているものである。

初期引き出し位置123mmは、打上げ前に具体的に再評価した結果、軌道上の予測温度に±10℃の余裕を持たせても、可動範囲を超えない（最悪値でもストッパの約1mm手前までしか引き出されない）ことが確認されている（表-4）。

（注）本報告書においては、「等価線膨張率」とは、積層構造であるブランケット部について、構成材料の線膨張率及び引張り弾性率を基本として温度による材料変形も考慮し、解析的に算出した等価的な線膨張率をいう。

2 ADEOSの機能停止について

（1）機能停止時の状況

ア 機能停止に至る経緯

平成9年6月30日9時40分頃（日本標準時、以下同じ）、米国航空宇宙局（NASA）アラスカ局及び宇宙開発事業団（NASDA）地球観測センターにて、ADEOSより地球観測データが受信できなかった。

そのため、NASDA沖縄宇宙通信所にて衛星の状態を確認したところ、衛星が地球捕捉モード（注1）及び軽負荷モード（注2）へ移行し、かつ、太陽電池パドルの発生電力がほぼ0であることが確認された。

その後、スウェーデンのキルナ局において、衛星からのテレメトリデータが得られなかったことから、電力消費を抑制するためミッション機器及びヒータのオールオフ処理をするコマンドを送信した。

さらに、フランス国立宇宙研究センター（CNES）の南アフリカのハービーショーク局及びスウェーデンのキルナ局にて、衛星の通信系機器のオン等の緊急コマンドを送信したが、衛星からの通信は回復できなかったことから、同日19時5分、ADEOSの運用を断念した。

（注1）地球を姿勢基準として定常姿勢を確立するモード。このモードにおいては、スラスタの噴射により姿勢を制御する。

（注2）観測機器等をすべてオフにして衛星の電力消費を最小限にするモード。

イ テレメトリデータの解析（平成9年6月23日～30日）

テレメトリデータ等から確認されたADEOSの機能停止時の状況は、以下のとおりである。

① 6月23日、太陽電池パドルの先端部の温度を示す太陽電池パドル温度1のテレメトリデータが断線状態となった。

② 6月24日、シャント1回路及びシャント2回路（衛星側からみて、それぞれブランケットの右半分及び左半分の太陽電池セルの余剰発生電力を消費する回路）の電流の差が変化し始め、29日までに4.2Aま

で拡大した。同時に、太陽電池パドルの発生電力が、3～4アレイ回路（太陽電池セル配列回路）分に相当する約400W低下した（図-8）。

③ 6月30日、日陰中に、姿勢制御系が姿勢角異常（姿勢角が±1.5度以上の状態が2秒以上継続した状態）を検知し、衛星は軽負荷モードに移行した。

④ パドル発生電流及びシャント電流がほぼ0Aとなった。
パドルの根元にある63及び64番目のアレイ回路は、48番目及び49番目のアレイブランケットに跨って設置されていることから、48番目以降のコンテナベース近くのブランケット部で断線したものと推定される（図-9）。

⑤ それぞれブランケット部の中央部及びコンテナベース寄りの温度を示す太陽電池パドル温度2及び太陽電池パドル温度3のテレメトリデータも断線状態となった。

⑥ 異常事象発生直後の姿勢変化率データを周波数解析した結果、パドルに起因する主要な振動モード（注・パドル面内0.07Hz及び面外0.13Hz）が確認されたものの、以前には主要なパドル面外モードであった0.04Hzの振動が確認できなかった（図-10）。また、パドルの回転、日陰・日照等の熱環境の変化で機体特性が変化する不安定な状態になっていることが確認された（図-11）。

（注）パドルの主要な振動モードについては、図-18を参照。

⑦ 太陽電池パドル系の温度テレメトリデータのうち、パドル追尾用太陽センサ等の温度低下が確認された。

以上により、推定される平成9年6月23日～30日の銅ハーネスの断線の進行状況は、図-12に示すとおりである。

ウ レーダ映像による評価

平成9年7月7日、ドイツの応用自然科学研究協会（FGAN）の高周波物理学研究所（FHP）におけるレーダでADEOSが観測された。

レーダ映像（図-13）から、太陽電池パドルのブランケット部がマスト部先端に移動している状態が確認された。

これにより、太陽電池パドルがブランケット部根元（衛星側）周辺で破断していることが確認された。

テレメトリデータにより、衛星の機体特性の変化、太陽電池パドル温度センサ断線、電源供給断等が同時に発生したこと及びレーダ映像等を総合的に勘案すると、ADEOSの機能停止の直接的な要因は、太陽電池パドルの48番目以降のブランケット部の破断により、太陽電池アレイ回路が断線したためであると判断される。

（2）太陽電池パドルブランケット部の破断の原因の推定

ア 破断の契機となる事象

太陽電池パドルの48番目以降のブランケット部の破断の要因としては、ブランケット部への過大荷重のほか、メテオロイド（宇宙塵）／デブリの衝突も考えられる。

しかしながら、メテオロイド／デブリについては、直径1mm程度のもので1年間に約3個太陽電池パドルに衝突する程度と推定され、直接パドルの破断まで引き起こす確率は極めて小さいと考えられる（図-14）。

そのため、ブランケット部への過大荷重について原因を詳細に検討する。破断の契機となる可能性のある事象は、次の3つが考えられる。

- ① 平成8年8月17日の打上げ直後のパドル伸展
- ② 平成8年8月20日の20Nスラストテスト噴射
- ③ 平成8年8月28日の軌道面内減速制御（注）

（注）平成8年8月28日より1Nスラストによる軌道面内減速制御を6回実施した。軌道制御用スラストは軌道速度を増速する方向に搭載されているため、減速制御を実施する場合には、衛星の姿勢をヨー軸回りに180度回転させる必要がある（180度ヨーマヌーバ）。これにより、通常は太陽電池セル面に太陽光を受けている太陽電池パドルに裏面から太陽光が入射されることとなる。なお、軌道面内

制御の概要は、図-15に示すとおりである。

イ 姿勢データの分析と評価

ADEOSには、変位センサ、歪みゲージ等太陽電池パドルの状態を直接計測するセンサやカメラが搭載されていないため、衛星の振動を表すデータである姿勢角変動、角速度の分析により、ブランケット破断に係る、衛星に対するパドルの相対的な重心移動量の変化（マスト部、ブランケット部の変形）、ブランケット部の張力の変化（過大荷重）を評価した。

姿勢データ分析結果の概要は、図-16に示すとおりであり、パドル重心移動、張力とパドルの固有振動数との関係を解析した結果は、それぞれ図-17及び図-18に示すとおりである。

これらをもとに①～③の事象について、ブランケット部破断の契機となった可能性の検討を行った結果は、以下のとおりである。

（ア）平成8年8月17日の打上げ直後のパドル伸展

ADEOSの太陽電池パドルは、ブーム組立の展開に続き、伸展用モータによりマスト部が繰り出され、マスト部伸展に伴いブランケット部が繰り出される。

このマスト部伸展時の最終段階において、ブランケット部が面外方向に大きく振動したが、この振動は短時間で減衰したために、瞬間的な張力の増大はあったものの、ブランケット部は損傷を受けなかったものと判断される。

（イ）平成8年8月20日の20Nスラストテスト噴射

平成8年8月20日、20Nスラストによる試験運用実施時に4台のスラストのうち1台が故障し、推力がアンバランスとなったため、ヨー軸回りにトルクが発生し、0.25度/秒の振動が起こった。

この振動は、主にパドル面内方向のものであるが、大部分がブーム組立の変位となり、ブランケット部面内の変位によるヒンジ部への荷重の増加は大きくないために、ブランケット部は損傷を受けなかったものと

判断される。

なお、（ア）（イ）については、平成8年8月28日に実施した第1回軌道面内減速制御時において姿勢データにパドル破損の影響が見られないことから、ブランケット部破断の契機となった可能性はないと推定される。

（ウ）平成8年8月28日の軌道面内減速制御時

平成8年8月28日の第2回軌道面内減速制御以前、定常制御時の日陰から日照にかけてのパドル面外方向の重心を解析した結果、7cm移動している。

このことから、定常制御時の日陰の低温によりブランケット部が収縮し、マスト部がブランケット部に引っ張られてたわみ、パドル全体が変形しているものと考えられる。

第2回軌道面内減速制御時に、ロール姿勢角速度約0.26度/秒、擾乱トルク150Nm以上と推定される顕著な姿勢変動が発生した（図-19）。

これ以降、日陰明けのパドル面外方向の重心移動は、4cm程度に減少している（図-17）。

これらの顕著な姿勢変動及び3cmの重心移動量の減少から、20kgf以上の過大張力によりヒンジ部が一部破断したため、ブランケット部が大きく振動するとともに、約1cm伸びてマスト部のたわみが減少し、パドル全体の変形が緩和されたものと推定される（表-5）。

ウ 故障の木解析（FTA：Fault Tree Analysis）

ヒンジ部破壊を頂上現象とするFTAを行った結果は、図-20のとおりである。ヒンジ部破壊箇所としては、

- ① 接着ヒンジ部
- ② ピンヒンジ部
- ③ ミニブランケット部ピンヒンジ部

等が考えられるが、③に対し①は6.2倍の、②は1.23倍の引張り強度を持つことから、③ミニブランケット部ピンヒンジ部で破断したものと

推定される（注1）。

また、ミニブラケット部ピンヒンジ部の破断の原因としては、

- ① 定張力機構故障による機能停止
 - ② 定張力機構の内筒引き出し方向の余裕不足による動作制限
 - ③ ブラケット部の等価線膨張率が設計値より大きいこと
- 等が考えられる。

①定張力機構の故障による停止については、平成8年8月28日以降、定張力機構の動作を示すスティックスリップ現象（注2）が見られること、また、真空中で5000回の連続動作確認試験を行った結果、摩擦によるヒステリシス増大は発生したものの、故障・停止はなかったこと（図-21及び図-22）から、その可能性は極めて低い。

（注1）アレイブラケット相互間を接続しているヒンジ部の破壊強度の最悪値は、接着ヒンジ部が0.44kgf/mm、一般のピンヒンジ部が0.09kgf/mm、ミニブラケット部ピンヒンジ部が0.07kgf/mmである。

（注2）定張力機構が摩擦により停止・滑りを繰り返す滑らかではない動きをいう（図-23）。

エ〇ミニブラケット部ピンヒンジ部の破壊強度試験及び応力集中荷重解析
ミニブラケット部ピンヒンジ部に対して、引っ張り強度試験を実施した結果、荷重の方向を傾けた場合（斜めから引っ張った時）に最も破壊強度が低く、0.07kgf/mmであった（図-24及び図-25）。

また、有限要素法モデルにより、ブラケット部の荷重分布を計算したところ、コンテナベースが中央部のみでブーム組立に結合されているため、両端にたわみを生じて、ミニブラケット部中央（5組ピンヒンジ）に平均荷重の約4倍の荷重が集中（全体荷重11kgfの場合、0.04kgf/mm）することが判明した（図-26）。

これらにより、ブラケット部に20kgf以上の過大張力が発生した場合、ミニブラケット部中央の5組ピンヒンジに集中する荷重は、0.08kg

f/mm以上となり、破壊が生じるレベルである0.07kgf/mmを超えることが確認された。

オ ブラケット部の等価線膨張率

（ア）開発時

ブラケット部においては、構造上、25μmのポリイミドフィルムをエポキシ系接着剤（注）で張り合わせたもの（以下、「ブラケット単体」という。）の等価線膨張率が支配的になっている。

開発時、このブラケット単体の線膨張率を温度範囲20～70℃（4kgf相当の引張り荷重の下）で測定したところ、 $1.4 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ であった（図-27及び表-6）。

この実測値と銅ハーネス、太陽電池セル等の物性値を用いて、解析によりブラケット部の等価線膨張率を $1.0 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ と算出した。

なお、開発時において、高温側のデータをすべての温度範囲に適用した理由は、以下のとおりである。

- ① 線膨張率測定時、ブラケット部の成形温度に近い高温側（約70℃）が最も安定した形状を保っていたが、低温になるにしたがって反り等の変形が起きたことから、低温側においては有効なデータが取得できなかったこと。
- ② 一般の高分子材料は温度が低くなると線膨張率が小さくなることから、高温側のデータで評価することが安全側であると判断したこと。

（注）エポキシ系接着剤は、1分子の中にエポキシ基（ $-\overset{|}{\underset{|}{\text{C}}}-\overset{|}{\underset{|}{\text{C}}}-$ ）を

2個以上有する高分子化合物の接着剤である。各種硬化剤との組合せ及び各種樹脂との混合が可能であるため、応用面が広く、宇宙用でもハニカムパネルの接着等、広く使用されている。なお、エポキシ系接着剤の一般的な特徴は以下のとおりである。

- ① 強い接着力を持つ。
- ② 多くの種類がある。
- ③ 体積収縮が小さい。
- ④ 広範囲の温度にわたり優れた機械的特性及び電気的特性を保つ。

- ⑤ 線膨張率の温度特性は非線形に変化し、高温で大きくなる。
特にガラス転移温度で線膨張特性が大きく変化する。

(イ) 原因究明時

ブランケット部が低温時に予想以上の収縮をした可能性があることから、ブランケット単体の線膨張率を温度範囲0～-50℃及び-50～-100℃にわたり、定張力機構ノミナル値7kgf相当の引張り荷重下で測定したところ、それぞれ $3.0 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ 及び $2.6 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ であった(表-6)。

これに基づき、軌道上温度範囲(-105～73℃)におけるブランケット単体の線膨張率の実測値平均($2.6 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$)と銅ハーネス、太陽電池セル等の物性値等を用いてブランケット部の等価線膨張率を解析した結果、軌道上温度範囲(-105～73℃)において $2.1 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ と算出された。

ブランケット単体の線膨張率が、低温側で高温側の約2倍となった原因は次のとおりである(図-28及び表-7)。

- ① 膜を張り合わせた構造を持つブランケット単体の線膨張率は、引張り弾性率の高い材料の線膨張率が支配的となる。
- ② エポキシ系接着剤のガラス転移温度(注)が、軌道上のブランケット部の温度範囲(-105～+73℃)の中にあった。
- ③ 高温下においては、エポキシ系接着剤は、線膨張率がポリイミドフィルムの10倍以上の値であるが、引張り弾性率はポリイミドフィルムの500分の1であるため、ブランケット単体の線膨張率に影響を及ぼさず、ポリイミドフィルムの線膨張率(0～50℃の温度範囲の平均値 $1.4 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$)が支配的となる。
- ④ 一方、低温下においては、エポキシ系接着剤は、線膨張率がポリイミドフィルムの4倍程度であり、引張り弾性率が2分の1程度となるため、ブランケット単体の線膨張率はエポキシ系接着剤の値(-50～-100℃の温度範囲の平均値 $4.7 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$)の影響が大きくなる。

(注) ADEOSのブランケット部に用いられたエポキシ系接着剤は、ガラス転移温度が37℃であり、これより低温ではガラス状であ

り固く(引張り弾性率大)、これより高温になると急激に軟化してゴム状の弾性を示す(引張り弾性率小)ようになる。

カ 定張力機構の内筒の引き出し方向の余裕

第2回軌道面内減速制御時の日陰明けは、パドル裏面から太陽光が当たるため、アルミ製のマストが高温となり膨張する一方、ブランケット部は裏面に銀蒸着テフロンが張り付けられているため、反射率が高く低温で収縮した状態であることから、定張力機構の内筒引き出し方向に厳しい条件となっている。

加えて、定張力機構の内筒の初期引き出し位置は、パドル組立て時ストッパに近い側に設定され内筒の引き出し方向に余裕が少ないため、ブランケット部が予想より大きく収縮した場合には内筒がストッパに当たる可能性も存在する。

このため、上記(イ)のブランケット部の等価線膨張率 $2.1 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ に±10%のばらつきを、また、軌道上温度解析に±10℃の誤差をそれぞれ考慮して、平成8年8月28日の第2回軌道面内減速制御時における定張力機構の内筒の最大引き出し量を算出した結果、最悪値で163mmであった。

これにより、第2回軌道面内減速制御時には、定張力機構の内筒の引き出しが可動範囲150mmを1cm程度超えようとし、ストッパ位置に達した可能性が高い(図-29及び図-30)。

以上の検討結果から、軌道上において、膜面構造体であるブランケット部が低温側において予測の2倍程度収縮し、定張力機構が可動範囲の限界に達し引き抜け防止用のピンストッパにより制止されたことから、ブランケット部に過大張力が加わったものと推定される。

キ 破断の進行状況についての推定

平成8年8月28日の第2回軌道面内減速制御以降のブランケット部破断の進行状況について、姿勢データより推定した結果は以下のとおりである。

- ① 平成8年8月28日の減速制御後から平成8年12月17日までの間、日陰中に定張力機構の摩擦に起因するスティックスリップによる衛星の姿勢振動が観測されるようになる。

この間、パドル面外1次固有振動数は、日照時0.07Hz～日陰時0.16Hzとなっていることから、定張力機構はヒステリシスの増大により、日照時2kgf～日陰時12kgf（ノミナル値7kgf±摩擦5kgf）の張力変動が生じているものと推定される（図-31）。

また、-0.06度/秒を超える姿勢変動が6回確認されたことからピンヒンジ部の破断が進行したものと考えられる。

これらのことから、平成8年8月28日に過大荷重を受け一部破断した、ミニブランケット部ピンヒンジ部は、張力変動、振動により徐々に疲労・劣化し破断が進行していったものと推定される。

- ② 平成8年12月17日、日陰入り直後に顕著な姿勢変動が発生した。

その後、日照中に0.04Hzの大きな振動が発生するようになり、日陰時には0.04Hzから0.14Hzに連続的に変化していることから、日照時には1kgf程度まで張力が下がり、日陰時には滑らかに張力変動が生じていると考えられる。

これらのことから、平成8年12月17日の日陰入り後に、疲労・劣化及び破断が進行していたミニブランケット部ピンヒンジ部が、ついに一列全て破断し、はんだ付け部で形状保持される状態となり、ブランケット部の剛性が低下したものと推定される。

また、定張力機構の作動に伴って発生するスティックスリップによる姿勢振動が観測されなくなったことから、定張力機構は、そのヒステリシス増大及びブランケット部の剛性低下によって、マスト／ブランケット部の温度条件の差によって生じる伸縮差が、ほとんどマスト／ブランケット部自体の弾性変形のみで吸収された結果、定張力機構は動作するには至らない状態となったものと推定される（図-32）。

- ③ 平成8年12月17日の日陰入り後の姿勢変動以降、姿勢データには、ブランケット部の破断を示唆するような特徴的な振動が確認されていないことから、はんだ付け部でブランケット部の形状が保たれていたが、周回毎の張力変動の繰り返し及び振動による疲労・劣化が進行していったものと推定される。

（3）太陽電池パドルのブランケット部の破断のメカニズム

以上のことから、今回のADEOSの太陽電池パドルのブランケット部の破断のメカニズムは、以下のとおりと推定される（図-33）。

- ① ブランケット部が低温では接着剤のガラス転移の影響を受けて、開発時の測定・解析による予測の2倍程度収縮する特性があったことに加え、太陽電池パドル組立時に定張力機構の予測動作範囲が内筒の引き出し方向（ブランケット部の収縮方向及びマストの部膨張方向）に余裕が小さい設定となったことから、軌道上でブランケット部が低温及びマスト部が高温となる内筒の引き出し方向に厳しい条件下においては、潜在的に、定張力機構の可動範囲の限界に達する可能性が存在した。

- ② 平成8年8月17日の打上げ直後のパドル展開完了後から平成8年8月28日の第2回軌道面内制御時にかけて、定常状態の日陰中に、定張力機構内筒の引き出し位置がストッパ位置に到達することにより、ブランケット部の張力が増大するとともに、コンテナベース両端のたわみによりミニブランケット部中央の5組ピンヒンジに応力が集中した。

- ③ 平成8年8月28日、第2回軌道面内制御時の姿勢変更に伴って日陰明けに太陽電池セル面背面（マスト部側の面）から日照を受けた際に、マスト部が加熱されて膨張する一方、ブランケット部裏面は低温で収縮した状態であったことから、定張力機構の内筒は可動範囲を超えて引き出されようとしたが、ストッパにより制止されたため、ブランケット部に過大な張力が加わり、ミニブランケット部中央の5組ピンヒンジが応力集中によって破断した。

- ④ その後、定張力機構の摩擦によるヒステリシスの増大のため、日陰、日照の熱サイクルによりブランケット部は2kgf～12kgfの張力変動を繰り返して受けたこと等から、ミニブランケット部ピンヒンジ部の疲労・劣化及び破断が徐々に進行していった。

- ⑤ 平成8年12月17日にはミニブランケット部ピンヒンジ部が一列全て破断するにまで至り、はんだ付け部のみで接続されている状態となってブランケット部全体としての剛性が低下した。

⑥ 平成8年12月17日以降、定張力機構は、そのヒステリシスの増大及びブランケット部の剛性低下の結果、動作するには至らない状態となった。

以降、本来荷重を受けない構造の銅ハーネスのはんだ付け部が、日照・日陰によるブランケット部の膨張・収縮に伴う張力変動を繰り返し受けることとなって疲労・劣化が進行し、最終的に、平成9年6月30日に一列全て破断するに至った。

(4) 考察及び今後の対策

今回の太陽電池パドルのブランケット部の破断は、ブランケット部の主要構成材料であるポリイミドフィルム（高分子化合物）及び接着剤（エポキシ樹脂）が、いずれも単体では低温側よりも高温側で線膨張率の大きい物質であるにもかかわらず、それらの積層構造体であるブランケット単体においては、接着剤のガラス転移による引張り弾性率の温度変化の影響を受け、高温側よりも低温側で線膨張率が大きくなるという現象により引き起こされたものである。

宇宙開発事業団においては、ブランケット単体の線膨張率について、より厳しい条件と考えられていた高温側での測定結果が採用されるとともに、軌道上の温度環境についても、解析による予測温度範囲に安全のため高温側及び低温側の双方に10℃づつの余裕が加えられて太陽電池パドルが設計されていたことを踏まえると、熱・構造設計の過程において一定の安全上の配慮はなされていた。

しかしながら、このブランケット部が宇宙実証されていない膜面構造体であることに十分留意し、測定方法を工夫し軌道上の予測温度範囲全般にわたりブランケット単体の線膨張率を測定するか、或いは定張力機構の可動範囲の余裕を内筒の引き出し方向と引き込み方向に片寄りなく配分するなど一層の安全を見込んでいれば、ブランケット部の等価線膨張率がエポキシ系接着剤のガラス転移温度の影響を強く受けることを予見できなくとも、今回のブランケット部破断には至らなかったものと考えられる。

今後は、基礎的な知見の少ない大型の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・測定方法の改善・精度向上を図るとともに、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

充実を図ることなどにより、着実に技術的知見を蓄積していくことが必要である。

また、システム組立後でも可動範囲の余裕を容易に調整・配分できる調整機能を付加するなど、予見しにくい事象が発生した場合でもできるだけその影響を緩和できるよう配慮するような注意深い対応が必要である。

後継衛星である環境観測技術衛星（ADEOS-II）については、同種の原因による異常が発生しないよう、太陽電池パドルの各部に次の対策を講ずるべきである。

- 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。
 - 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。
 - 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。
 - 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。

通信放送技術衛星（COMETS）の膜面構造太陽電池パドルについては、宇宙実験・観測フリーフライヤ（SFU）で宇宙実証されているものと同種のものであることに加え、ADEOSのものとはマスト部、ブランケット部、定張力機構等主要部の構造が異なること（注）から、今回と同種の原因による異常が発生する可能性は極めて小さいものと考えられる。

しかしながら、ADEOSの教訓を踏まえ、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。

（注）COMETSの太陽電池パドルの構造については、「【別添】通信放送技術衛星（COMETS）の太陽電池パドルについて」を参照。

3 総合意見

地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）は、地球観測センサの視野を確保し、大きな電力消費量を賄うために、全長26mの片翼の膜面構造太陽電池パドルが開発・搭載された。平成8年8月17日に打ち上げられ、定常段階に移行した平成8年11月26日から平成9年6月29日までの約7ヶ月間にわたり、8つのセンサによる地球観測に供されてきたが、平成9年6月30日にその機能が停止し、運用が打ち切られた。

今回のADEOSの機能停止は、膜面構造太陽電池パドルのブラケット部が破断し、衛星に電力の供給が行われなくなったために生じたものである。

その原因としては、膜面構造体であるブラケット部が軌道上の低温時に接着剤のガラス転移の影響を受けて開発時の予測の2倍程度収縮し、定張力機構が可動範囲の限界に達したために、ブラケット部に過大な張力が加わってピンヒンジ部の一部に応力が集中して破断し、その後、熱サイクルによる張力変動等により疲労・劣化が進行し、最終的にピンヒンジ部及びはんだ付け部が一列全て破断したことによるものと推定される。

後継衛星である環境観測技術衛星（ADEOS-II）については、ブラケット部の等価線膨張率を軌道上の予測温度範囲全般にわたり測定・解析した上で、適切な余裕を確保して定張力機構の予測動作範囲を設定するとともに、ブラケット部ピンヒンジ部の強度を向上させるなど太陽電池パドル各部に適切な対策を講ずるべきである。

また、通信放送技術衛星（COMETS）の太陽電池パドルについては、ADEOSのものとは主要部分の構造が異なることから、今回と同種の原因による異常が発生する可能性は極めて小さいものと考えられるが、ADEOSの教訓を踏まえ、熱真空環境下等におけるブラケット部の線膨張率の温度特性等について再確認し、万全を期することが重要である。

今後は、新しい技術の宇宙実証に際しては、地上試験・測定の充実を図るとともに、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ことにより、着実に技術的知見の蓄積が進むことを期待する。

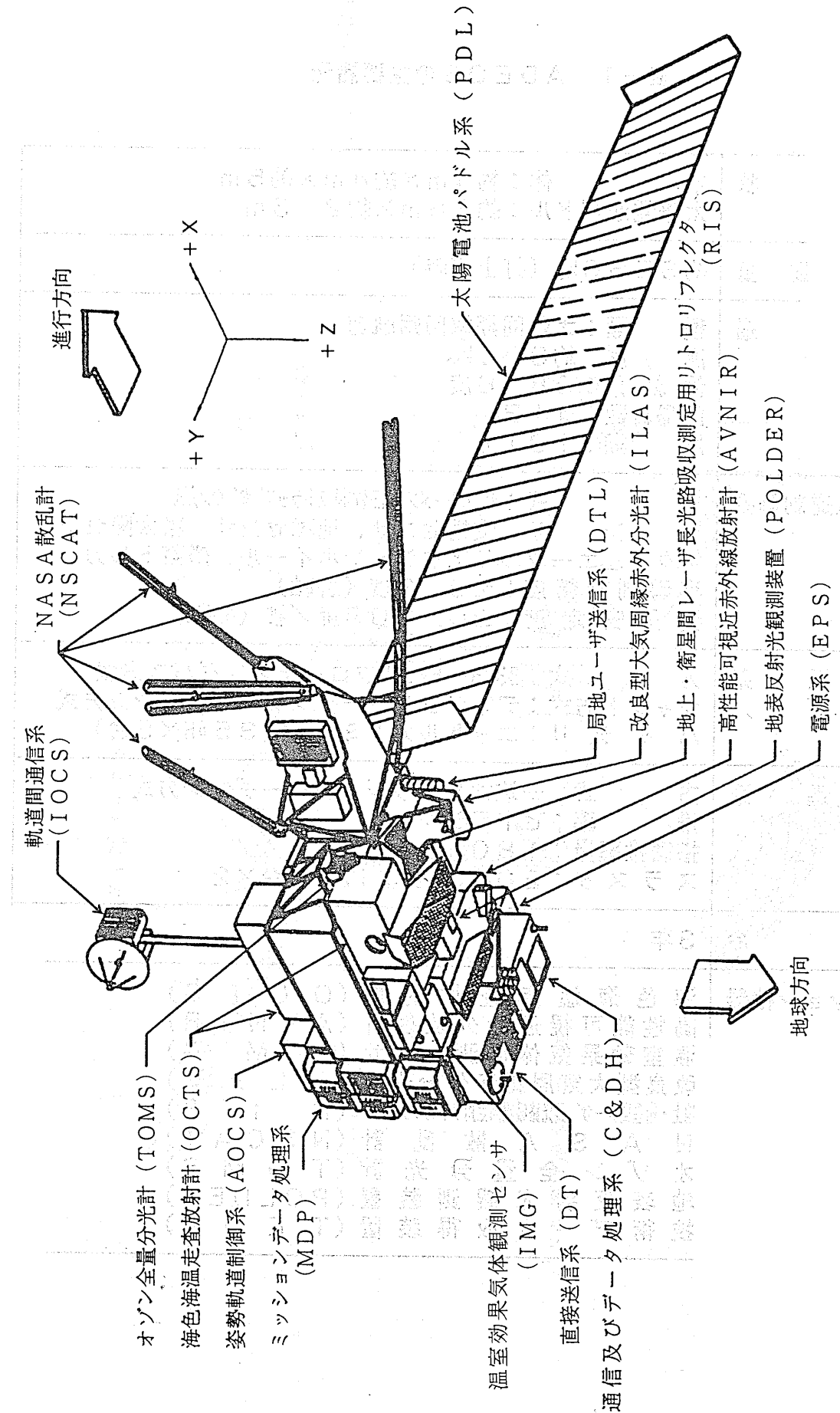


図-1 ADEOSの形状

表-1 ADEOSの主要諸元

形 状	本 体：約4 m×約4 m×約5 m 太陽電池パドル：約26 m×約2.6 m
衛 星 重 量	約3560 kg (打上げ時)
軌 道	種 類：太陽同期準回帰軌道 高 度：約800 km 傾 斜 角：98.6度 回帰日数：41日 周 期：101分
姿勢軌道制御系	方 式：ゼロモーメント三軸制御ストラップ・ダウン方式 セ ン サ：慣性センサ、地球センサ、精太陽センサ アクチュエータ：リアクションホイール、磁気トルカ 姿勢制御精度：±0.3度 (各軸) 姿勢安定度：±0.003度/秒 (各軸)
電 源 系	方 式：33.5～52.0Vフローティングバス方式 シャント方式：デジタルシーケンシャルシャント方式 バ ッ テ リ：ニッケルカドミウム (35AH×5台)
推 進 系	方 式：一液式ヒドラジンブローダウン方式 推 薬：ヒドラジン 搭載推薬量：180 kg ス ラ ス タ：20N×4台、1N×8台×2
寿 命	3年
ミッション機器	海色海温走査放射計 (O C T S) 高性能可視近赤外放射計 (A V N I R) 温室効果気体観測センサ (I M G) 改良型大気周縁赤外分光計 (I L A S) 地上・衛星間レーザ 長光路吸収測定用リトロフレクタ (R I S) N A S A 散 乱 計 (N S C A T) オゾン全量分光計 (T O M S) 地表反射光観測装置 (P O L D E R) 技術データ取得装置 (T E D A)

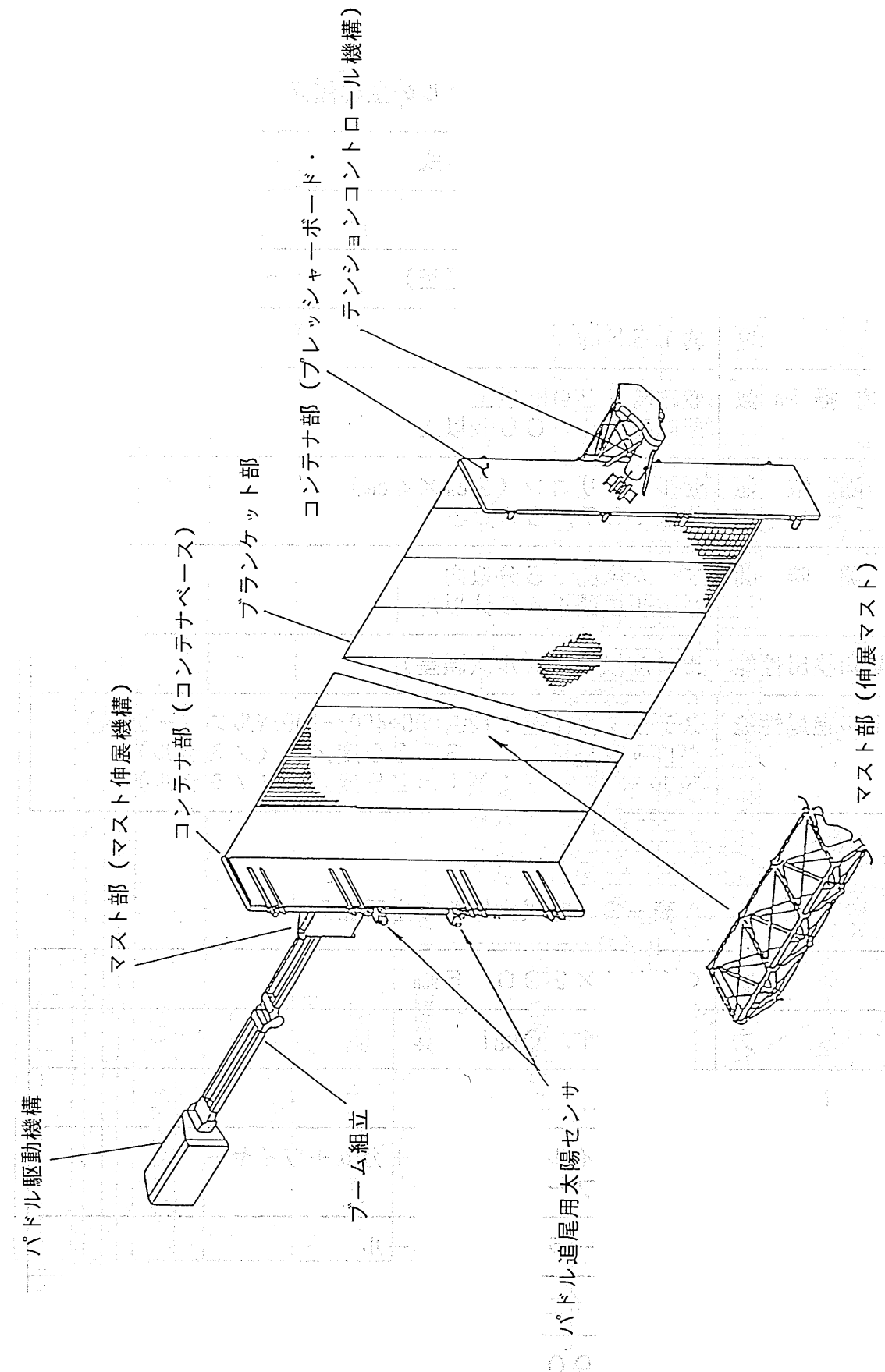


図-2 太陽電池パドルの形状

表-2 太陽電池パドルの主要諸元

方 式	フレキシブルパドル方式
形 状	26m×2.6m
発 生 電 力	4500W (3年後夏至)
重 量	約155kg
固 有 振 動 数	収納時：30Hz以上 展開時：0.05Hz以上
太 陽 電 池	セル：シリコン (2cm×4cm) 枚数：57,600枚
展 開 時 間	ブーム展開：5分以内 パドル展開：40分以内
太陽角検出性能	±2度以内 (ヌル点誤差)
パドル追尾性能	ステップ角誤差：120,000+400/-100パルス (一回転) クロックレート：3.60度/分 (ノミナル) スルーレート：11.25度/分 (ノミナル)

表-3 定張力機構の主要諸元

形 状	Φ124×290.5mm
張 力	7.0±1.0kgf
ス ト ロ ー ク	150mm
張 力 発 生 部	ねじりコイルスプリング+カム+ワイヤー+ガイドプーリ
摺 動 部	ガイドローラ/ガイドレール
摺動部の潤滑	固体潤滑 (二硫化モリブデン)
軌道上動作回数	約16000サイクル (計画)

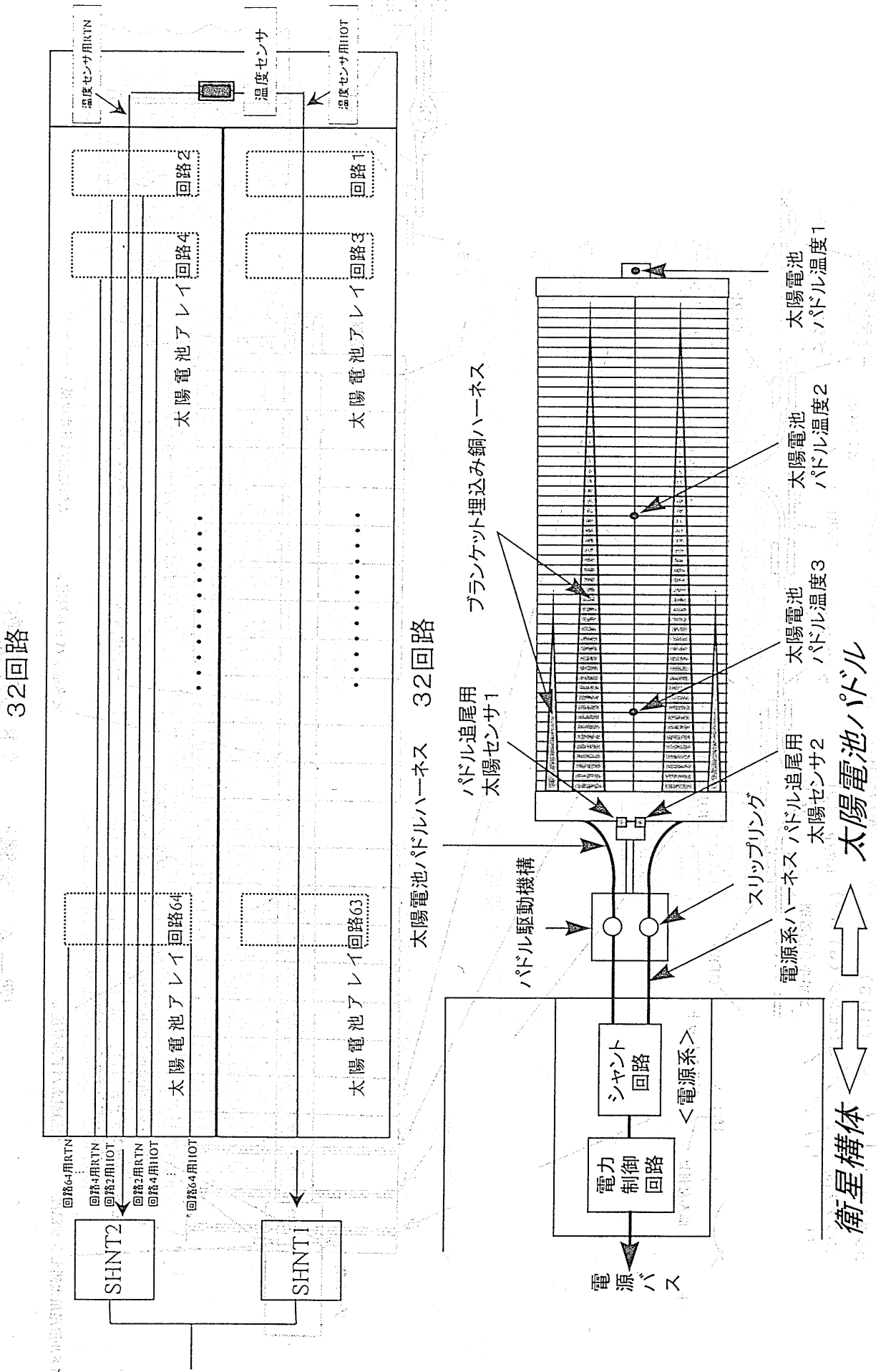
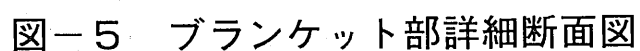
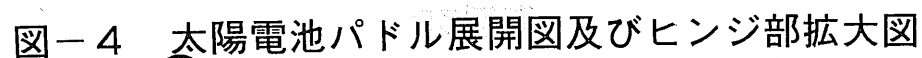


図-3 太陽電池パドル回路概略図



()内は厚みの代表値

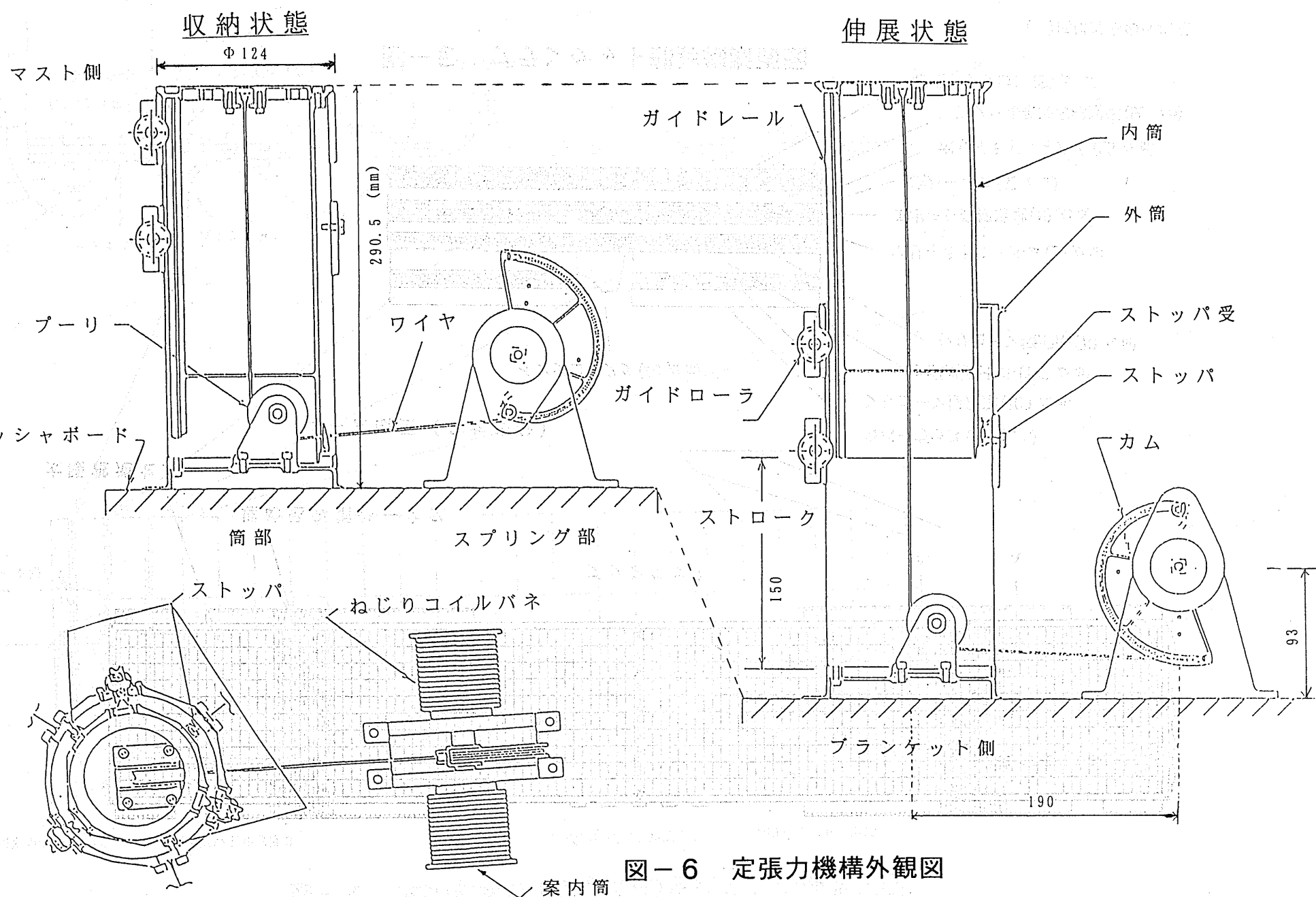


図-6 定張力機構外觀図

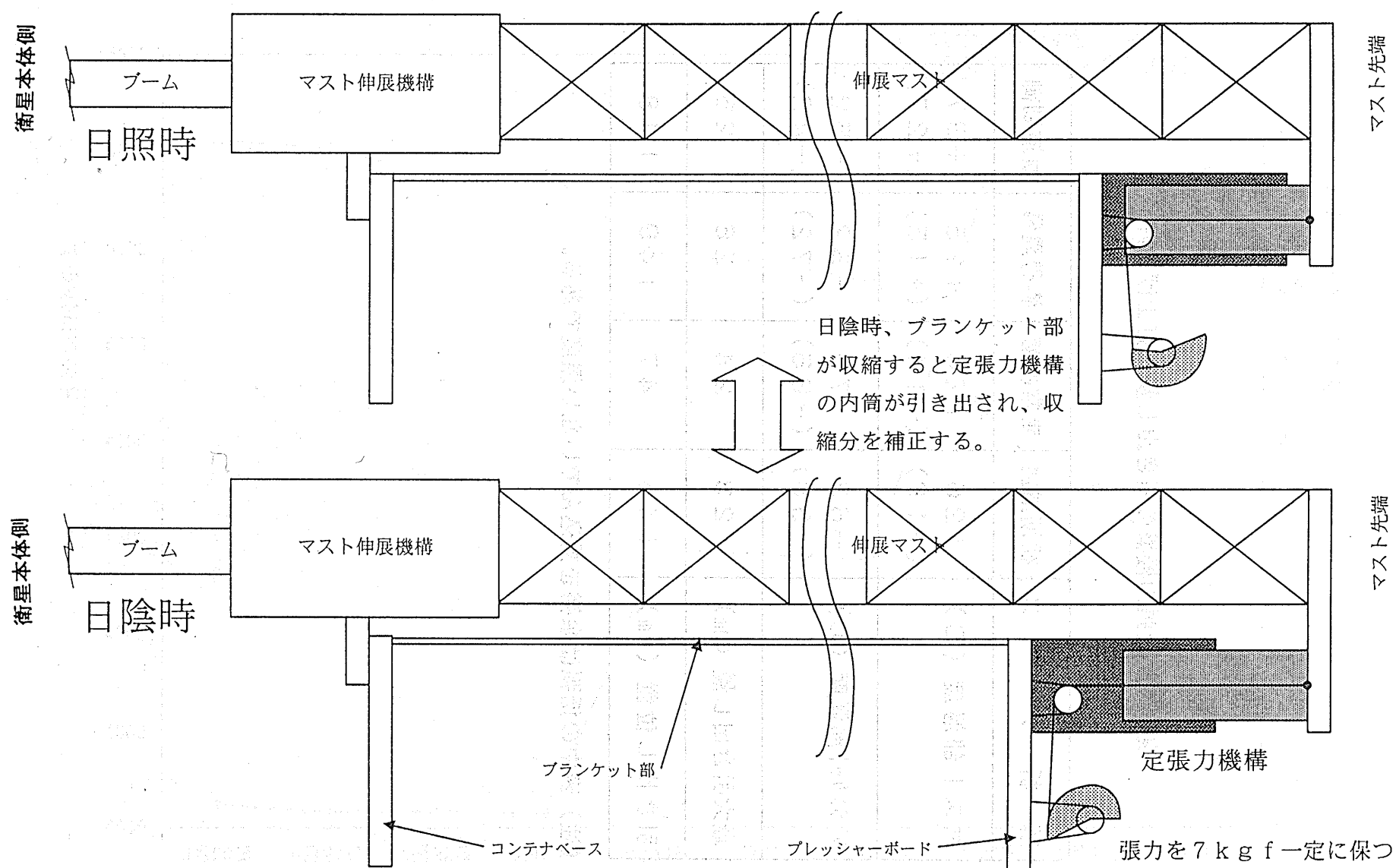


図-7 定張力機構動作概念図

表-4 定張力機構の引き出し量 (打上げ前評価)

解 析 ケ ー ス	初期捕捉	定常軌道	姿勢異常	軌道制御
マスト部温度 (°C)	+26 (+16)	+24 (+14)	+25 (+15)	+37 (+27)
ブランク部温度 (°C)	-68 (-58)	-75 (-65)	-82 (-72)	-52 (-42)
最大引き出し量 (mm)	23	24	26	25
引き出し位置 (mm)	146	147	149	148

(注) 表中の括弧は余裕を見込んでいない温度である。

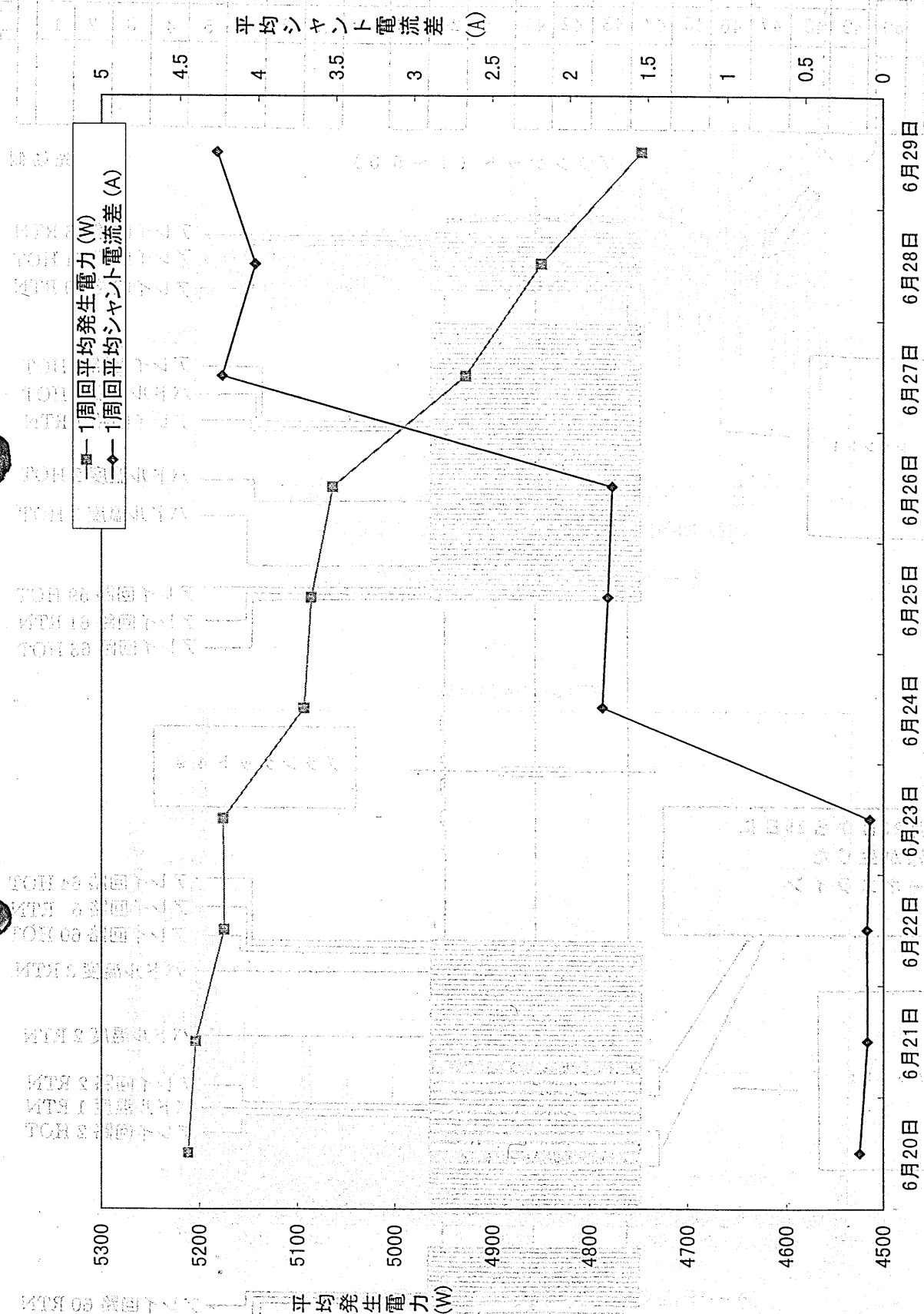


図-8 太陽電池パドルの平均発生電力/平均シャント電流差の推移

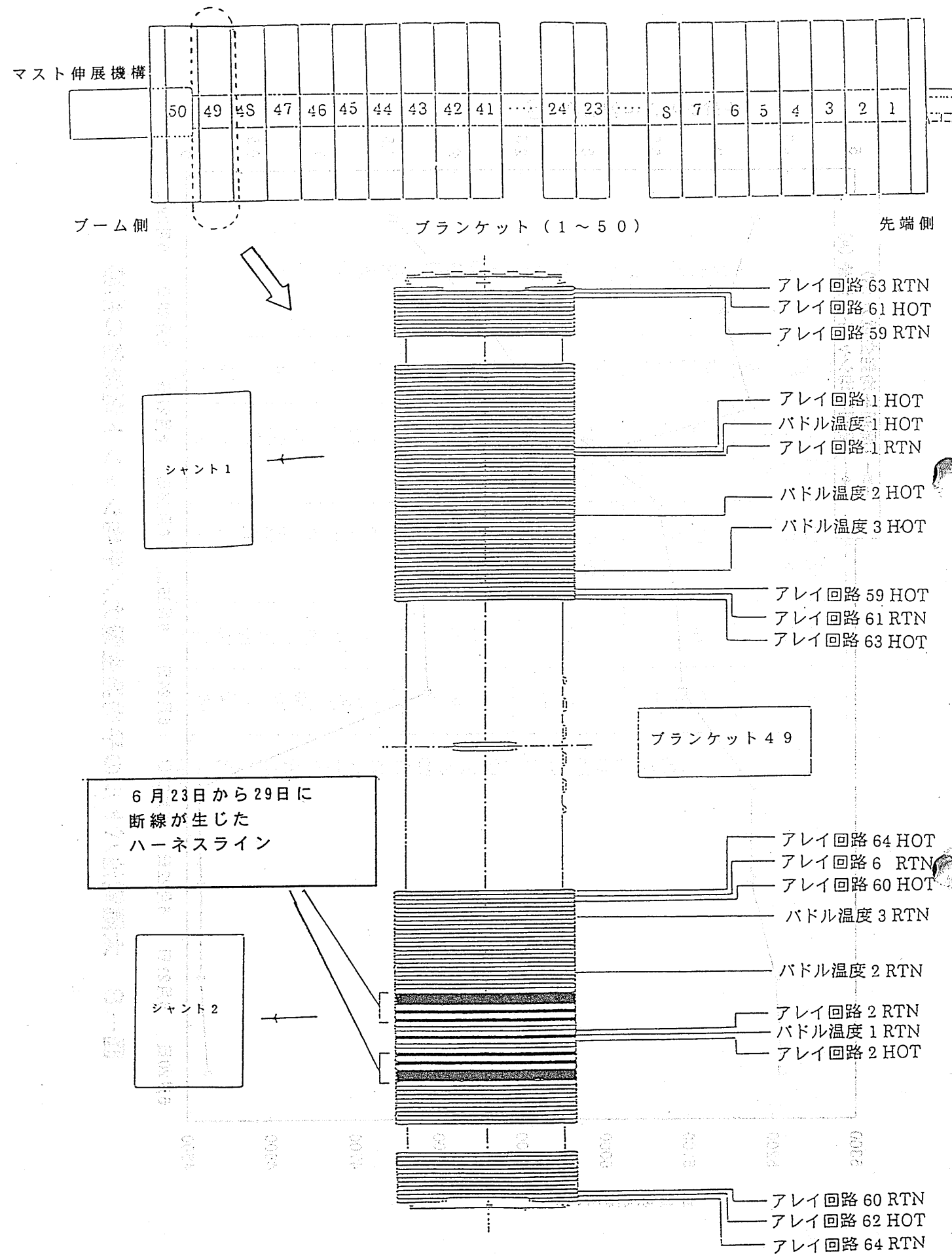
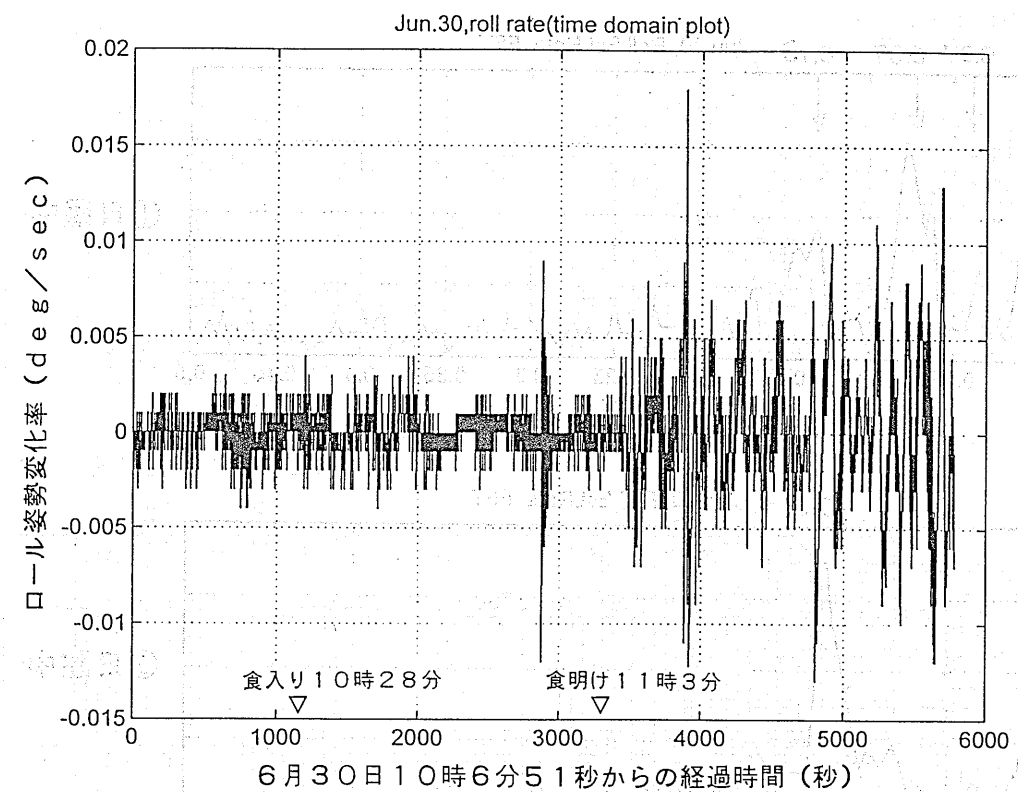
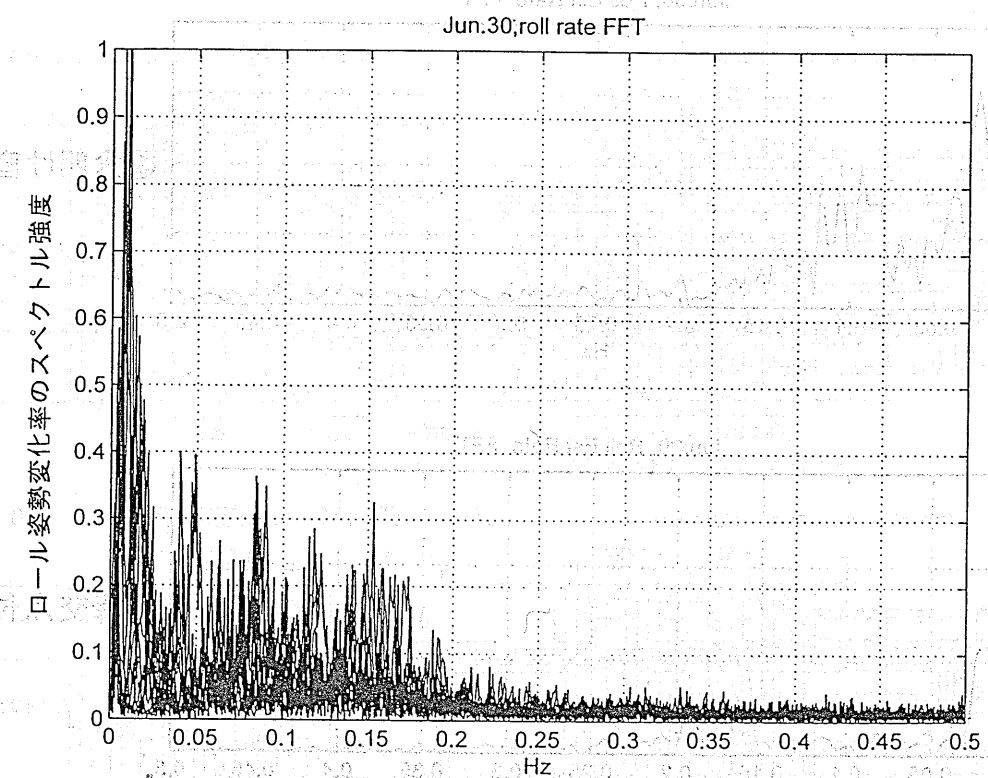


図-9 ブランケット埋め込み銅ハーネス (ブランケット49)

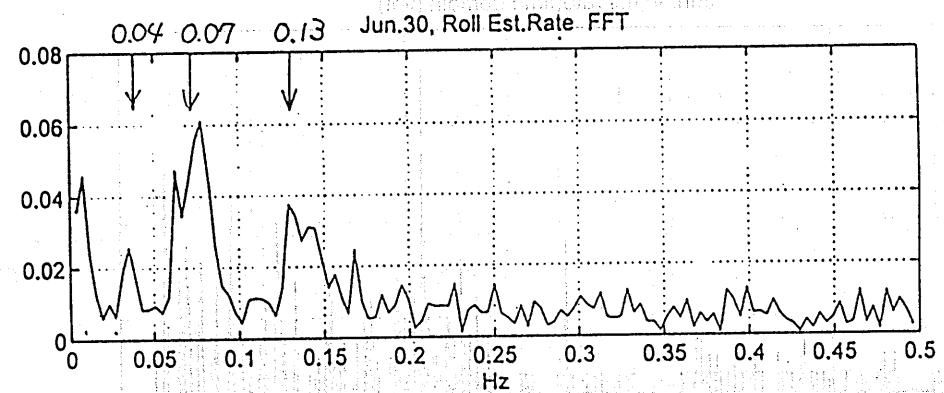


ロール姿勢変化率の時系列データ

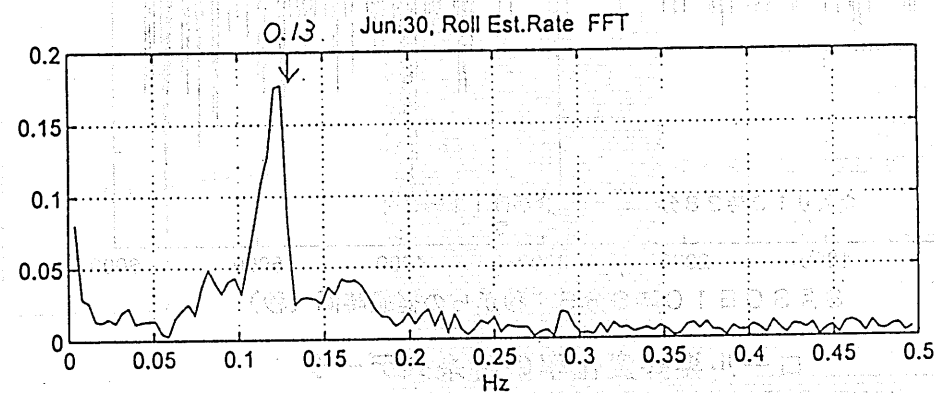


ロール姿勢変化率のスペクトラムデータ

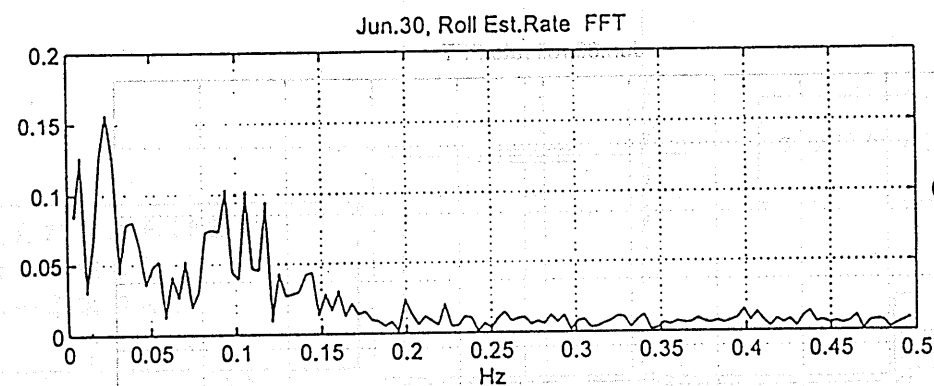
図-10 姿勢変動解析結果



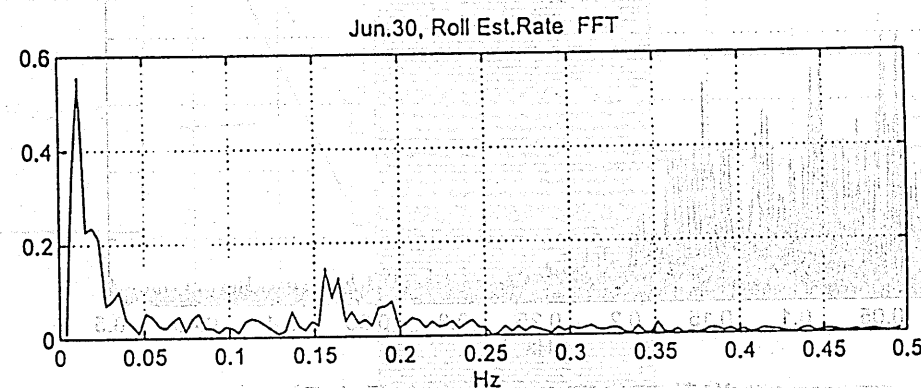
①日照中



②日陰中



③食明け直後

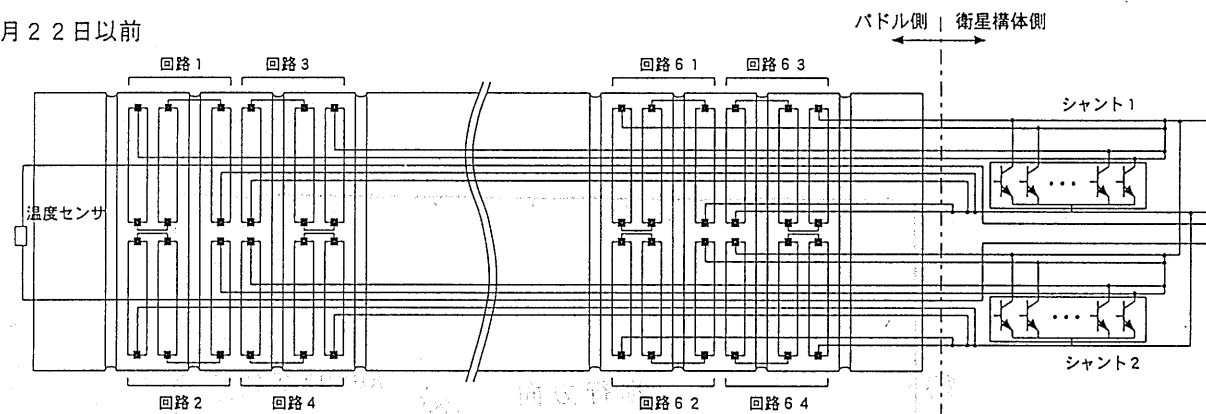


④降交点付近

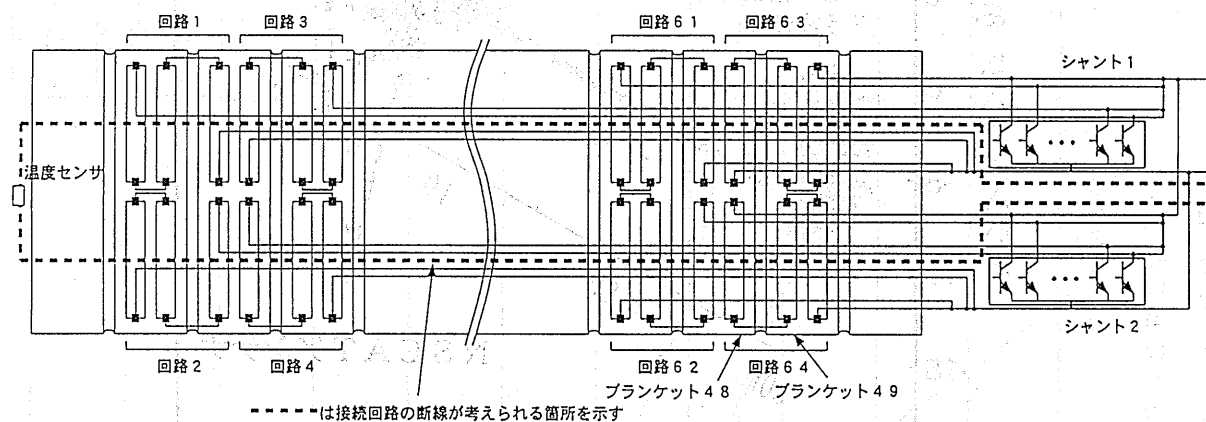
図-11 姿勢変動解析結果の詳細図 (スペクトル強度の時間変化)

備考：縦軸はロール姿勢変化率のスペクトル強度である。

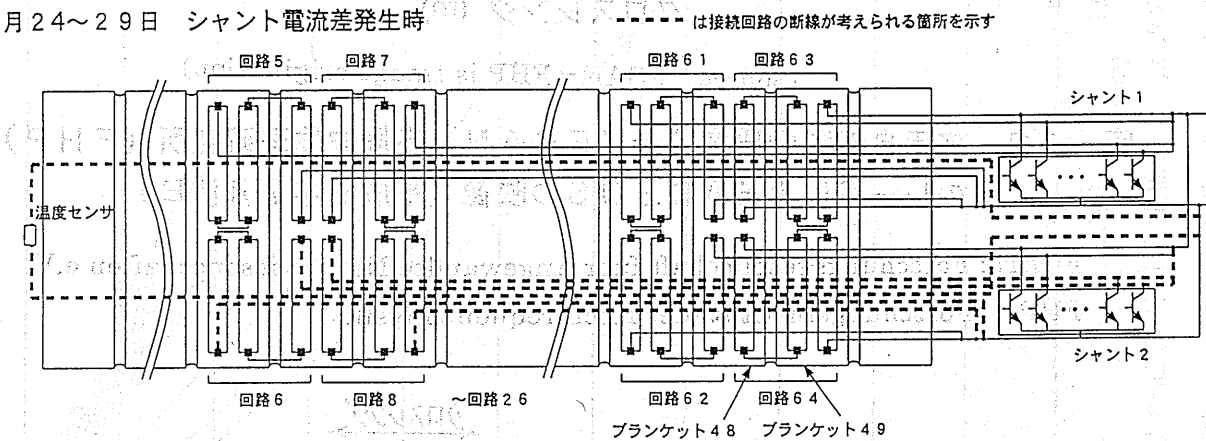
6月22日以前



6月23日 温度センサ1 ALL"1"



6月24~29日 シャント電流差発生時



6月30日 パドル発生電流、シャント電流「0」

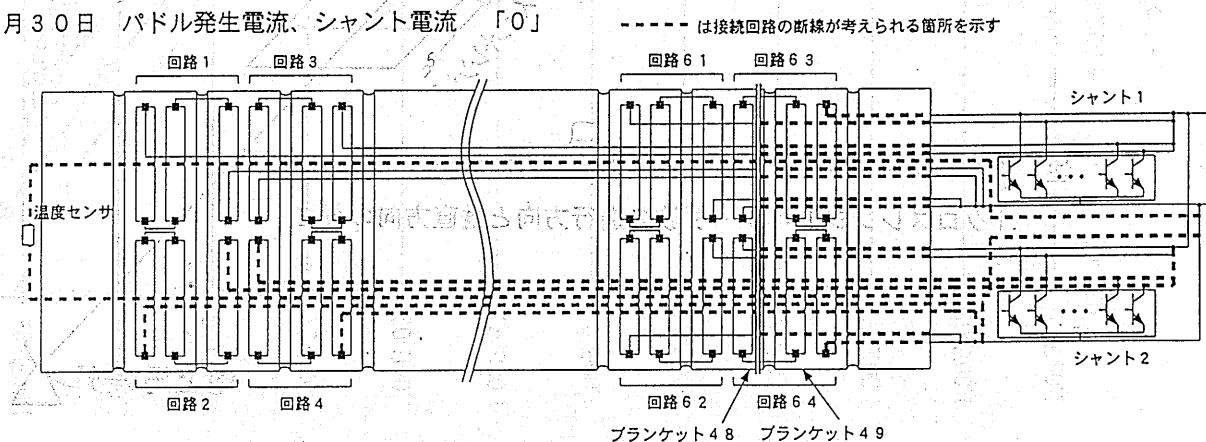
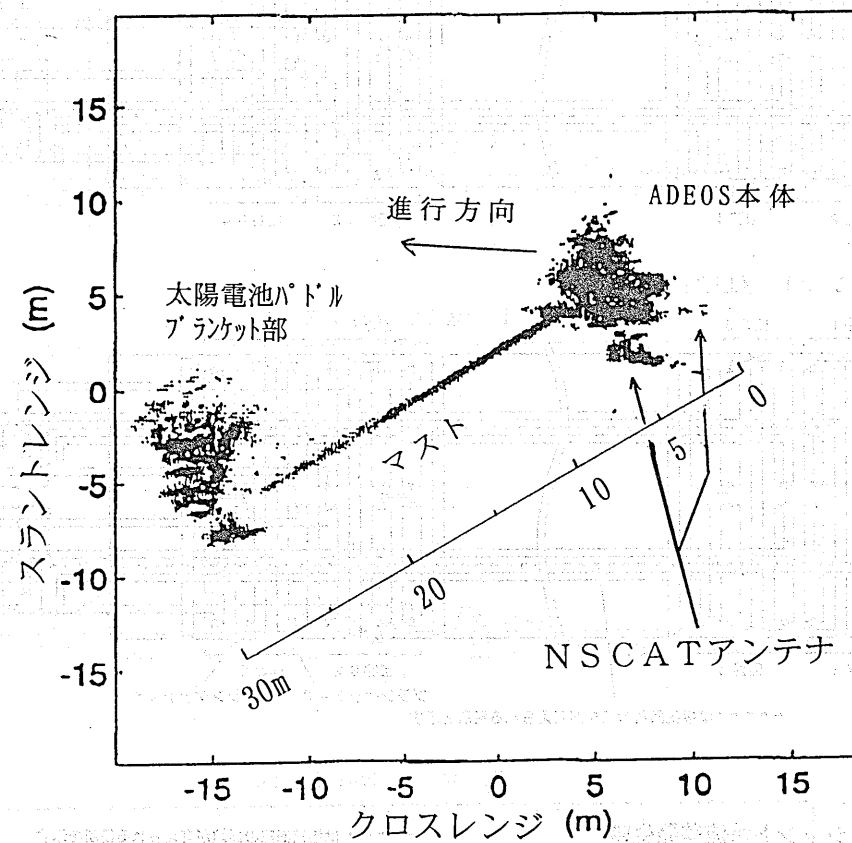


図-12 ブランケット埋め込み銅ハーネスの断線状況

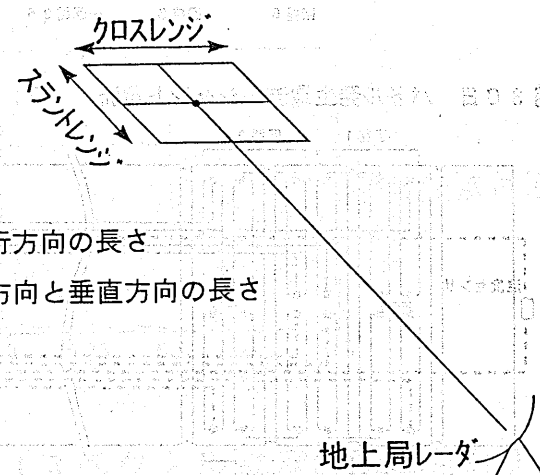


(Source: FGAN-FHP is Image origination)

図-1.3 応用自然科学研究協会 (FGAN) 高周波物理研究所 (FHP) のレーダによるADEOSの映像 (平成9年7月7日)

FGAN: Forschungsgesellschaft fuer Angewandte Naturwissenschaften e.V.

FHP: Forschungsinstitut fuer Hochfrequenzphysik



注) 「スラントレンジ」=レーダ波の進行方向の長さ

「クロスレンジ」=レーダ波の進行方向と垂直方向の長さ

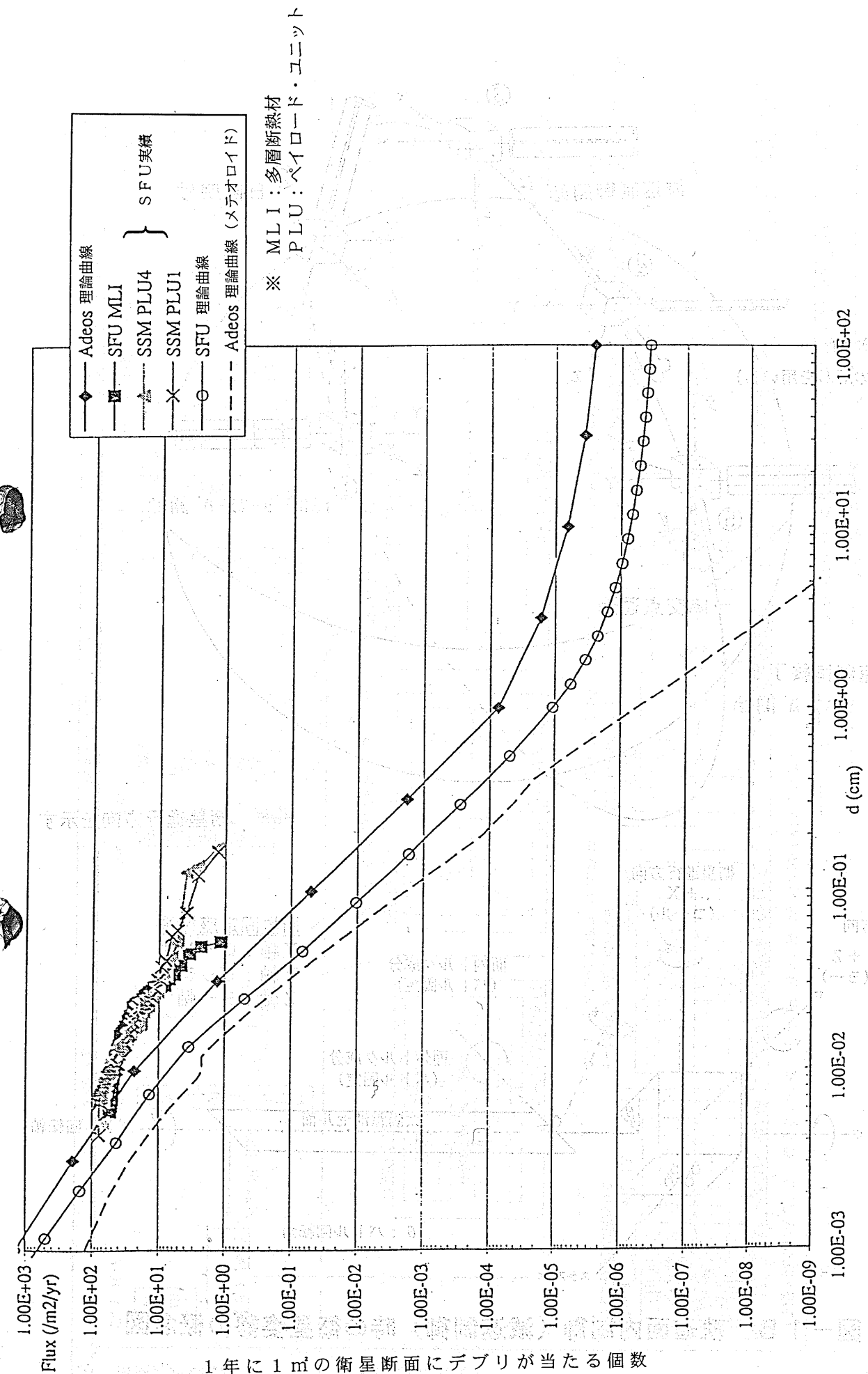


図-1.4 SFUとADEOSのデブリ環境
デブリの直径 (理論曲線) / 衝突穴の直径 (SFU実績)

1年に1m²の衛星断面にデブリが当たる個数

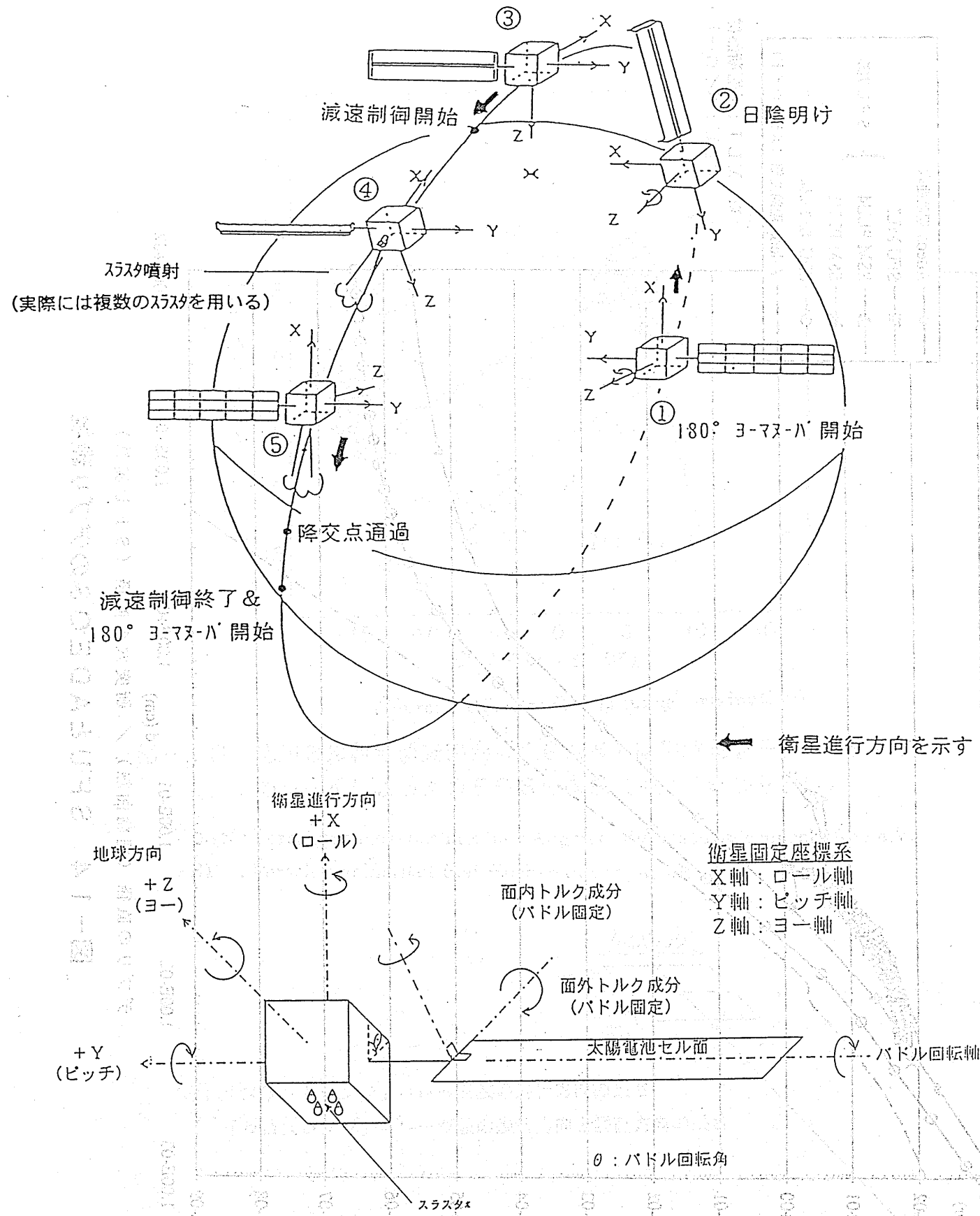


図-15 軌道面内制御（減速制御）時の衛星姿勢の概念図

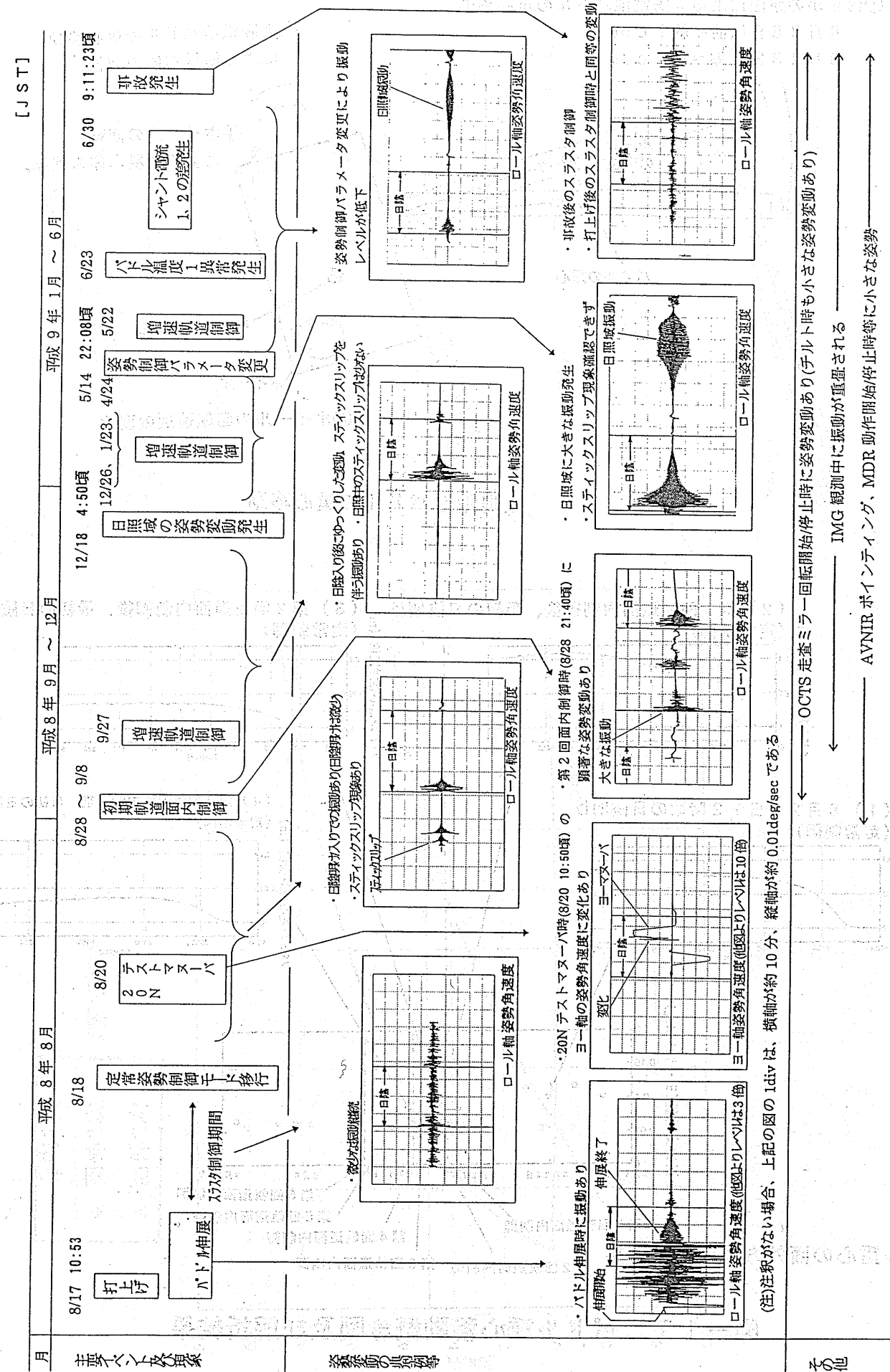


図-16 姿勢データ分析結果の概要

8月28日以降=約4 cm

による衛星本体の回転

による衛生

③ホイールの回転速度の変化

太陽電池パドルの重心移動

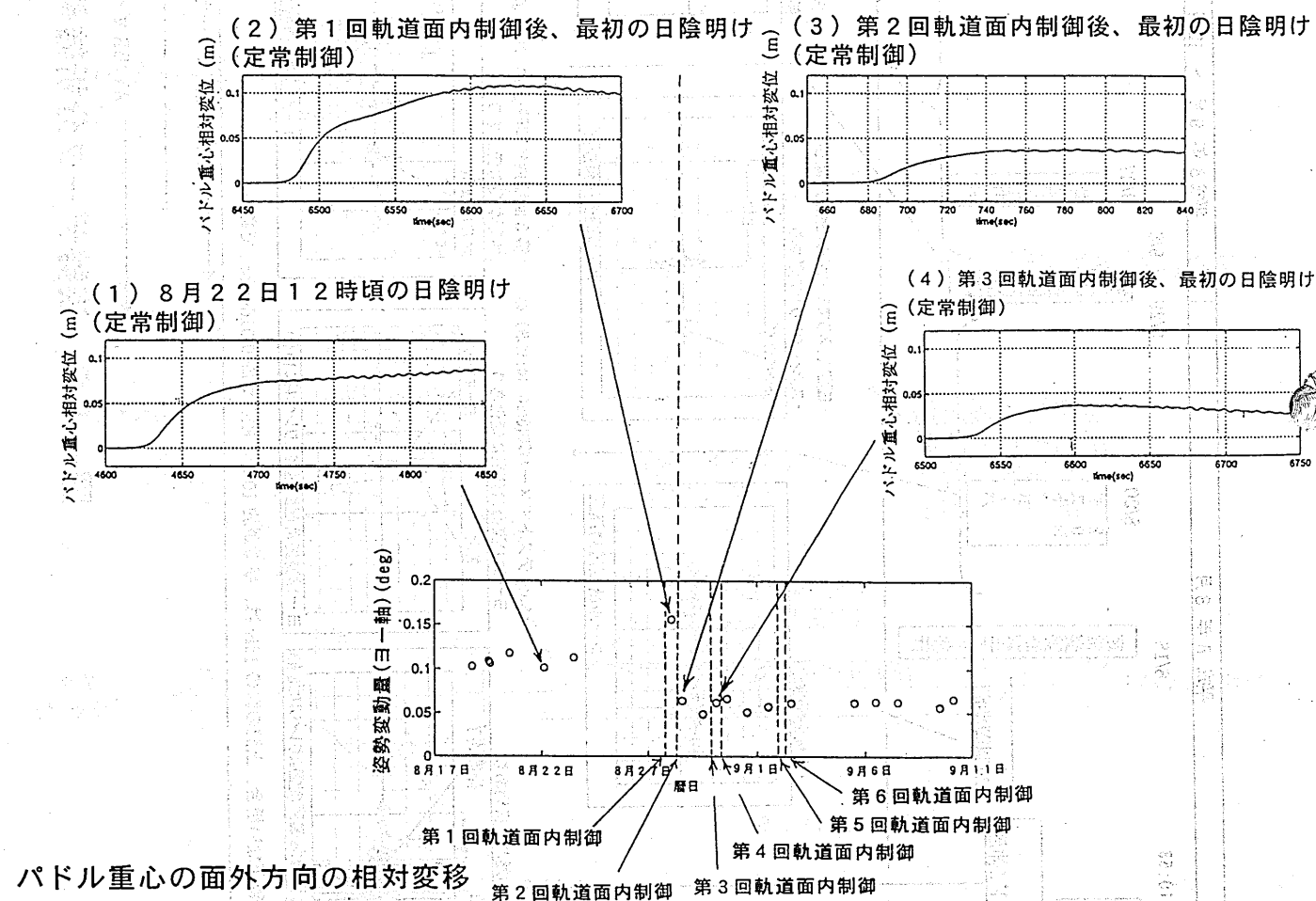


図-17 パドル重心移動概念図及び解析結果

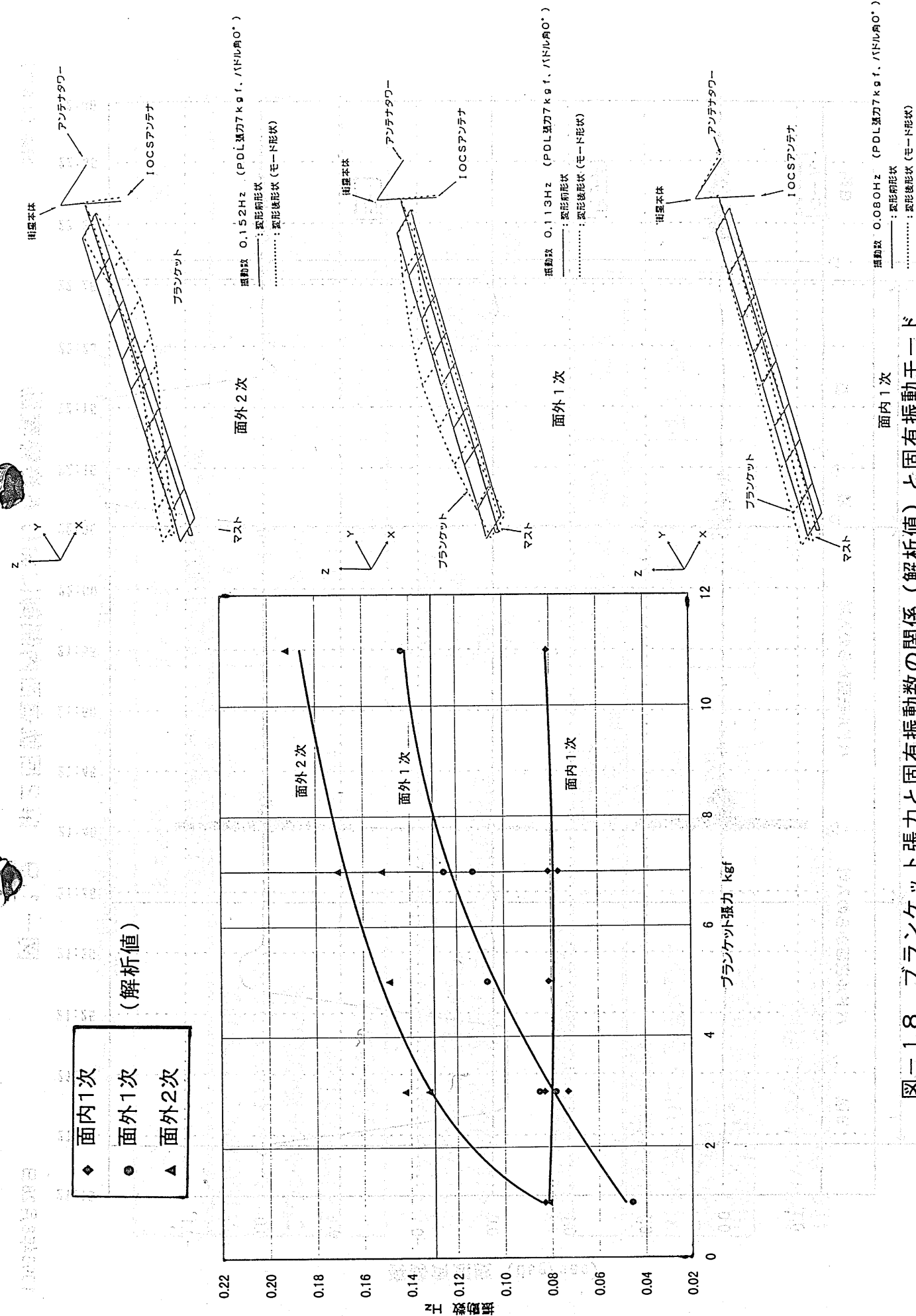
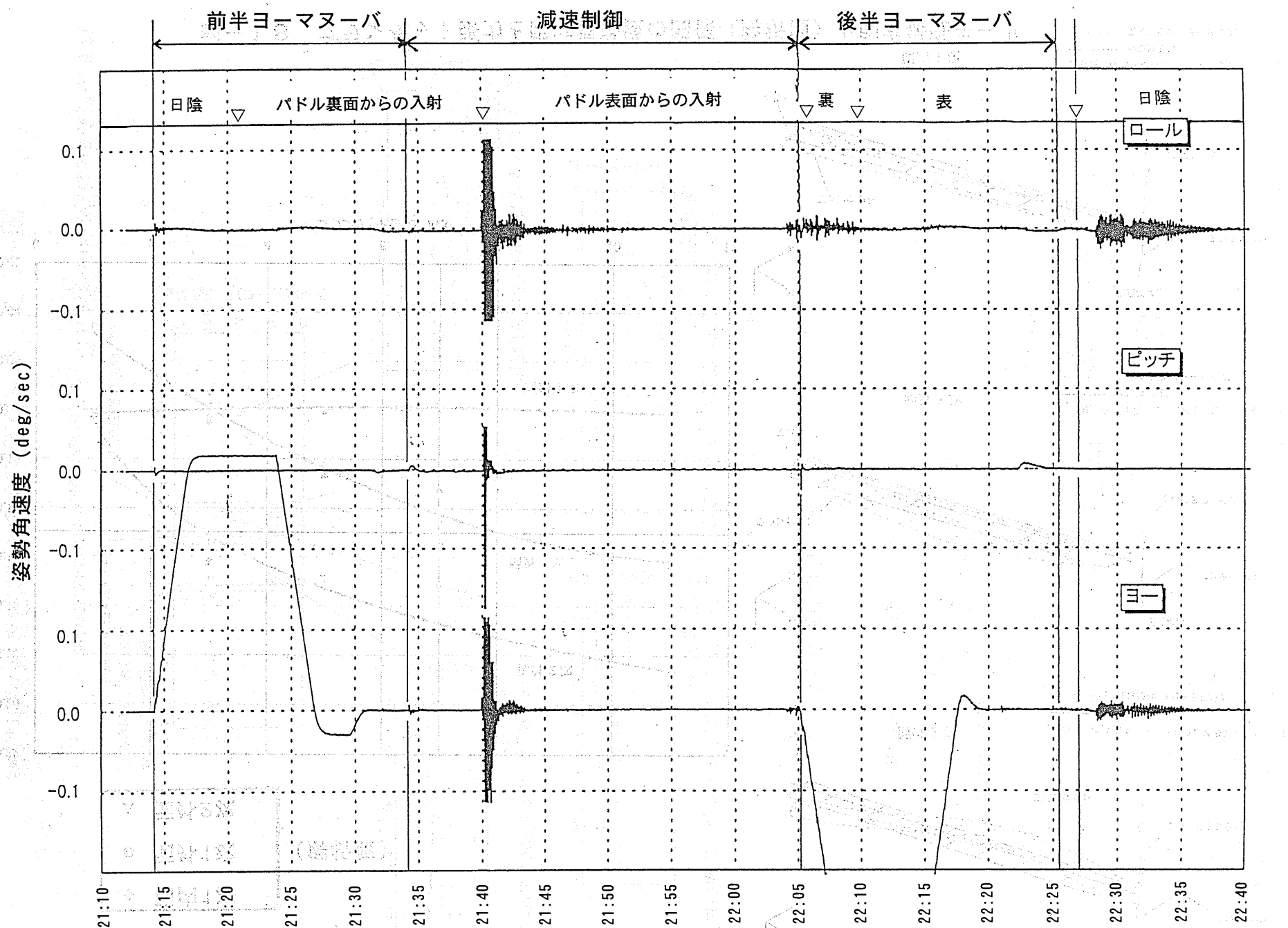


図-18 ブラケット張力と固有振動数の関係(解析値)と固有振動モード



1996年8月28日

図-19 第2回軌道面内制御における姿勢変動

時刻 [JST]

図-50 第2回減速制御時の平均張力と重心移動量の関係

表-5 第2回減速制御時にブラケット部に発生した変形量の推定

	8月28日 第2回減速制御以前	8月28日 第2回減速制御以降	差	備考
日陰明けの重心移動量	7 cm	4 cm	3 cm	
ブラケット部の張力変化	14 kgf	8 kgf	6 kgf	注1
ブラケット部の変形量	14 mm	8 mm	6 mm	注2
マスト部の変形量	8 mm	3 mm	5 mm	注3
変形量の和	22 mm	11 mm	11 mm	

注1: ブラケット部張力と重心移動量の関係

4.9mm/kgf

注2: ブラケット部の剛性

1mm/kgf

注3: 非線形計算結果によるマスト部の剛性

3mm

8mm

ただし、張力7kgf以上

ただし、張力7.5kgf

ただし、張力15.3kgf

注4: 減速制御時の過大張力

	定常段階 (8月28日以前)	第2回減速制御時	備考
予測引き出し位置	143 mm	149 mm	
ストップ当たりによる過大張力	17 kgf	21 kgf	注5、注6
ストップ超過量	9 mm	15 mm	
引き出し位置の予測誤差	16 mm	16 mm	

注5: パドル全体の剛性

1.56 mm/kgf

注6: 定張力機構の発生張力(上限値)

11 kgf

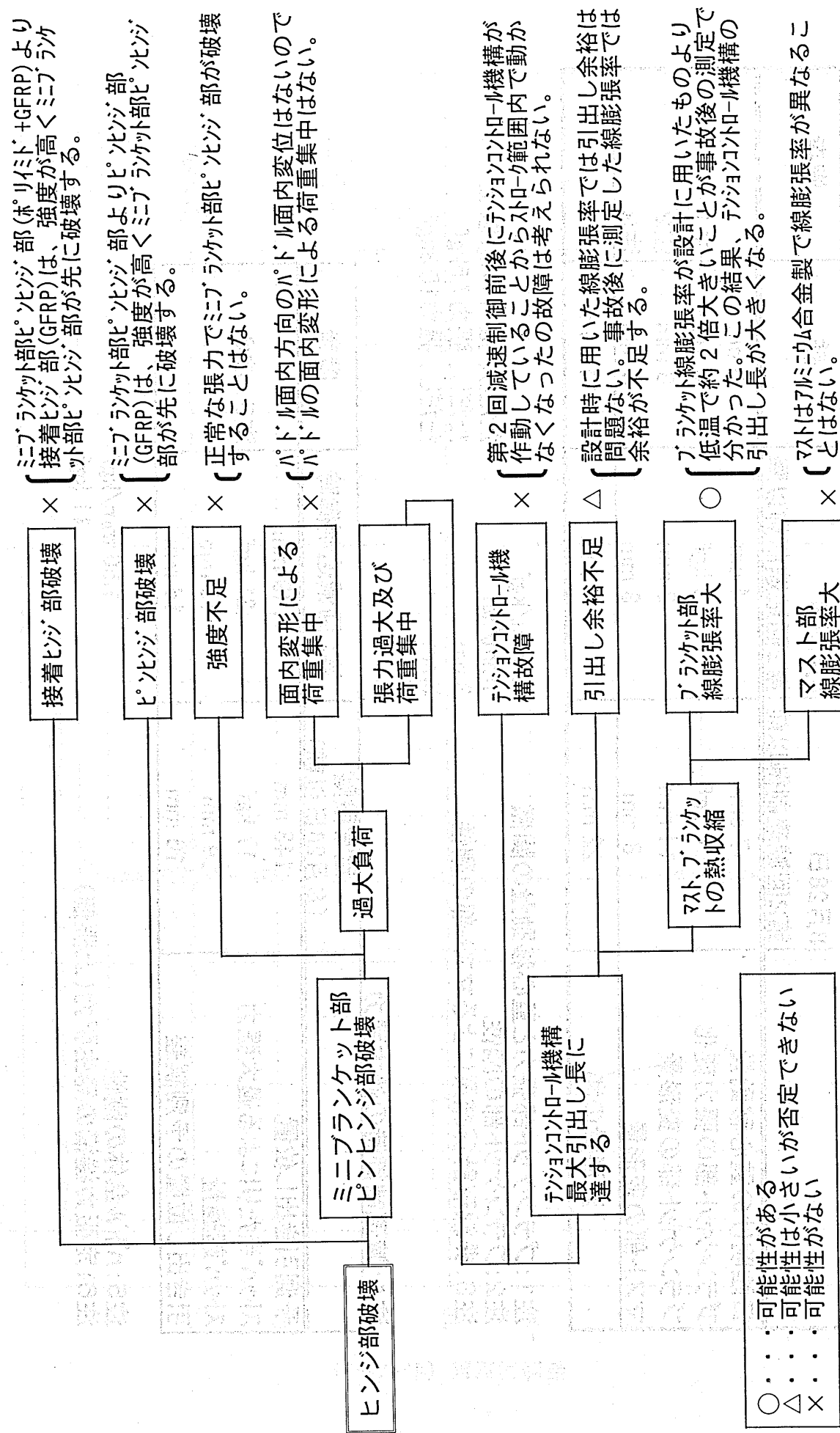


図-20 第2回減速制御時の太陽電池パドルのヒンジ部破壊に係るF T A

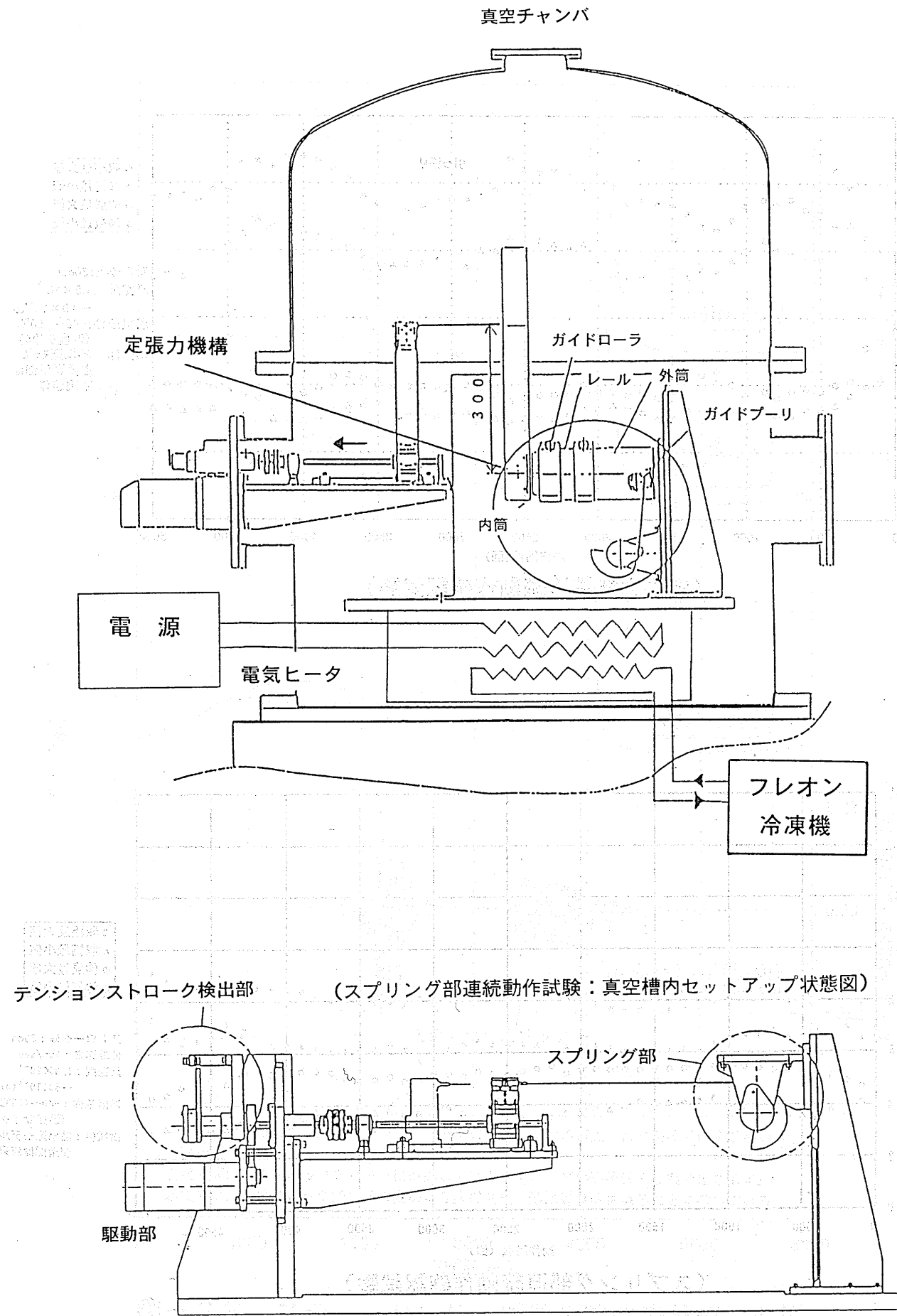
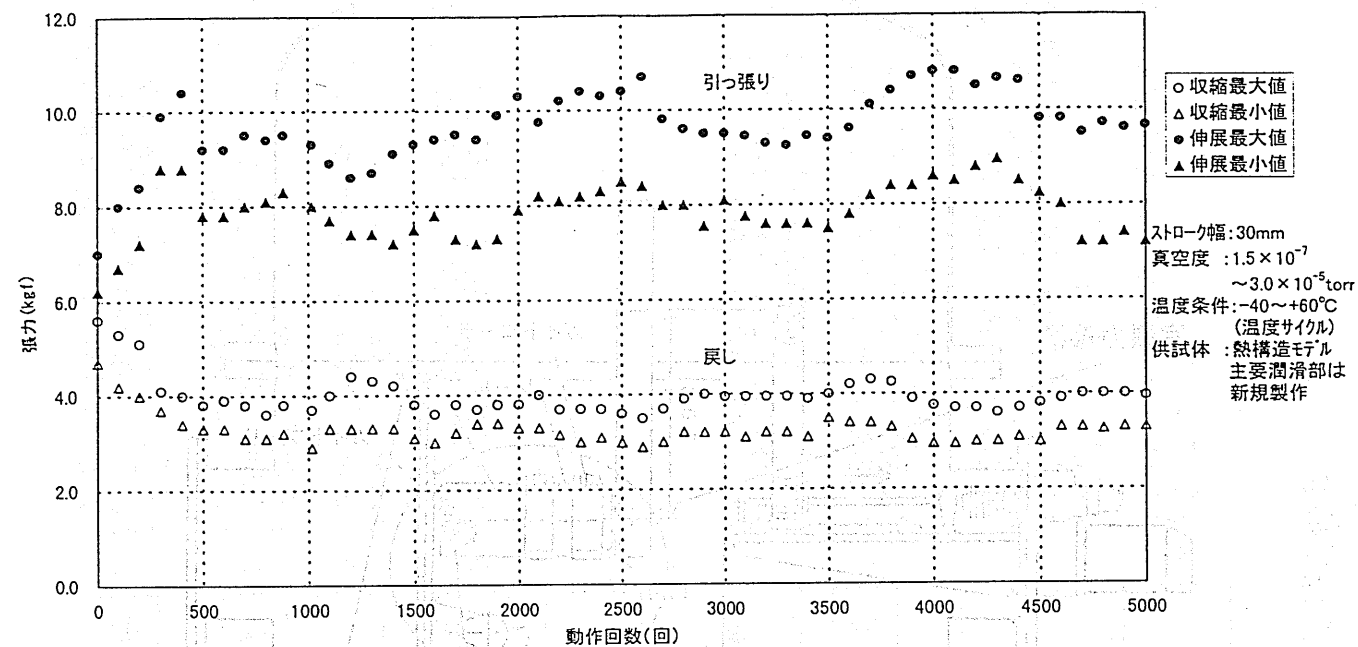
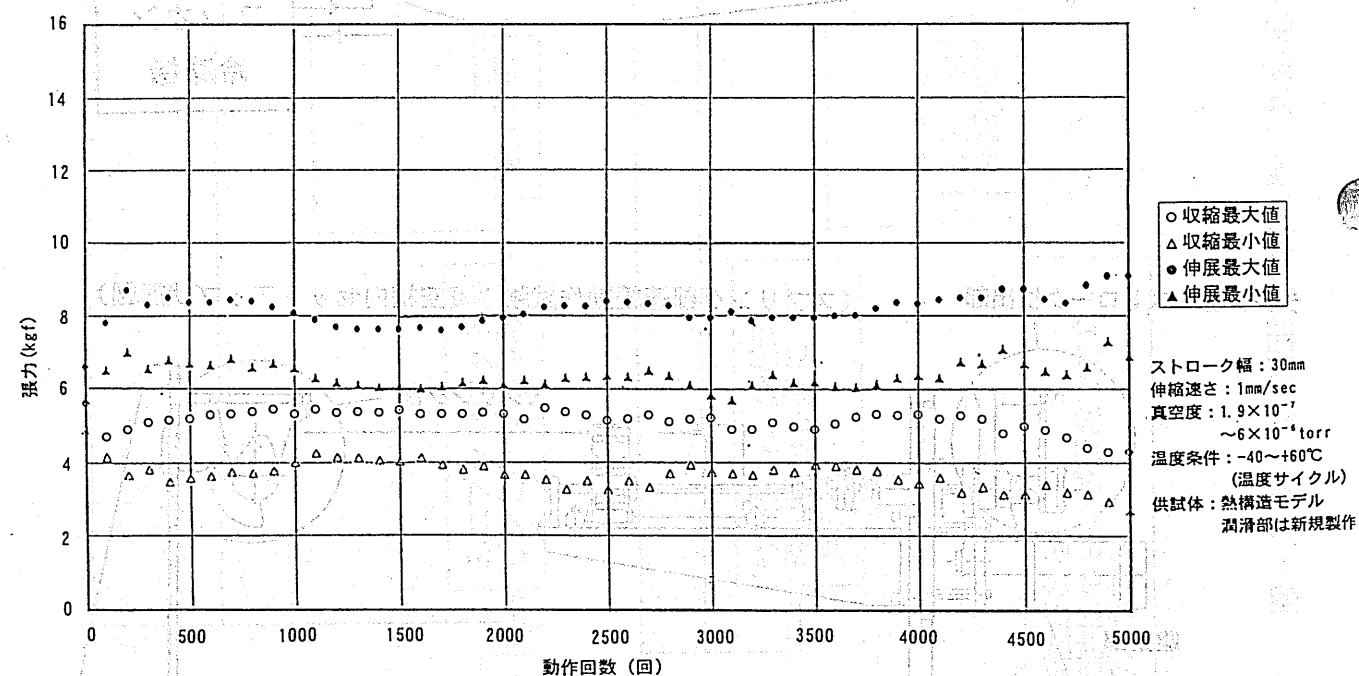


図-21 定張力機構作動特性確認試験コンフィギュレーション



(定張力機構連続動作確認試験)



(スプリング部連続動作確認試験)

図-22 定張力機構作動特性確認試験結果 (張力測定値)

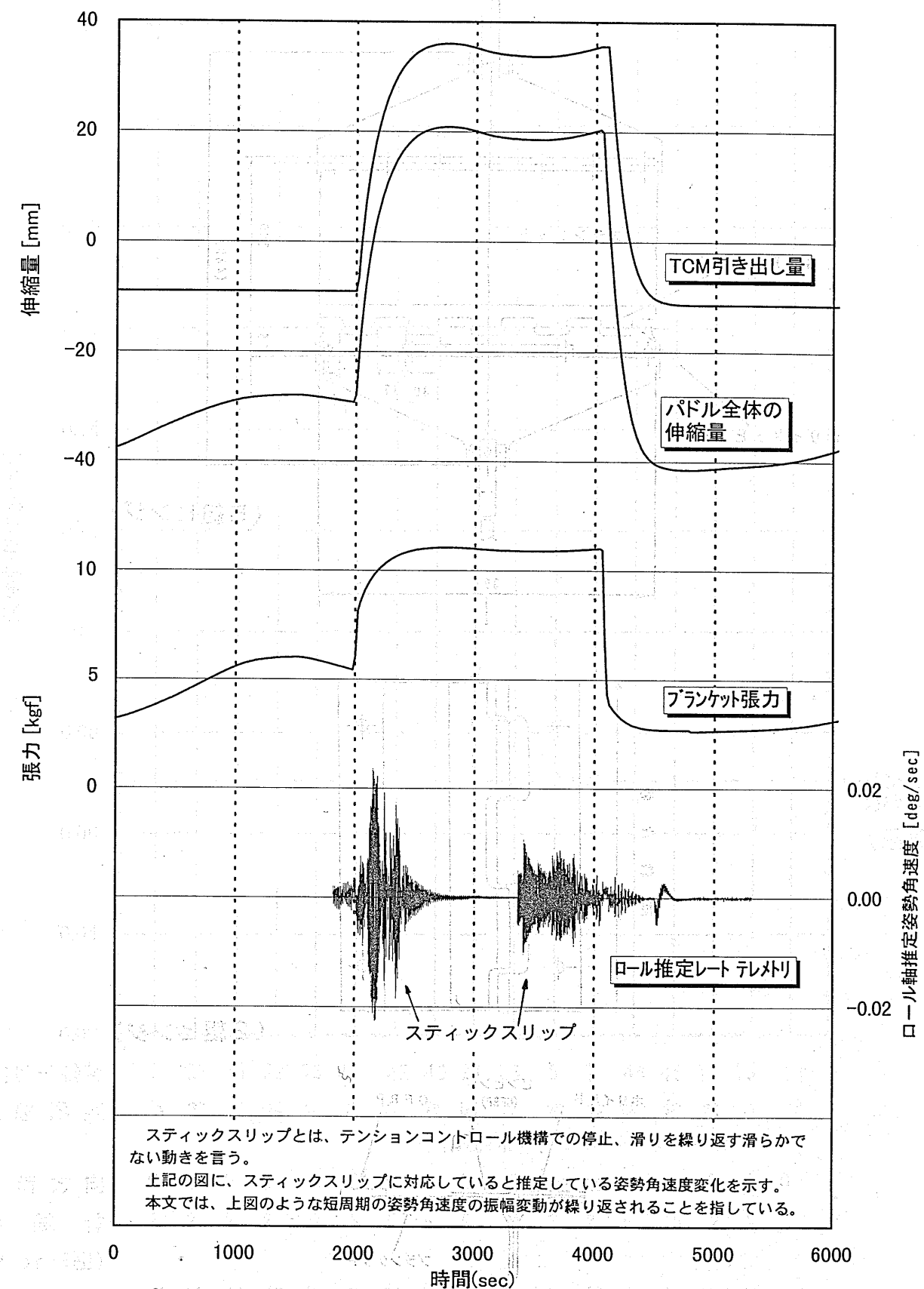
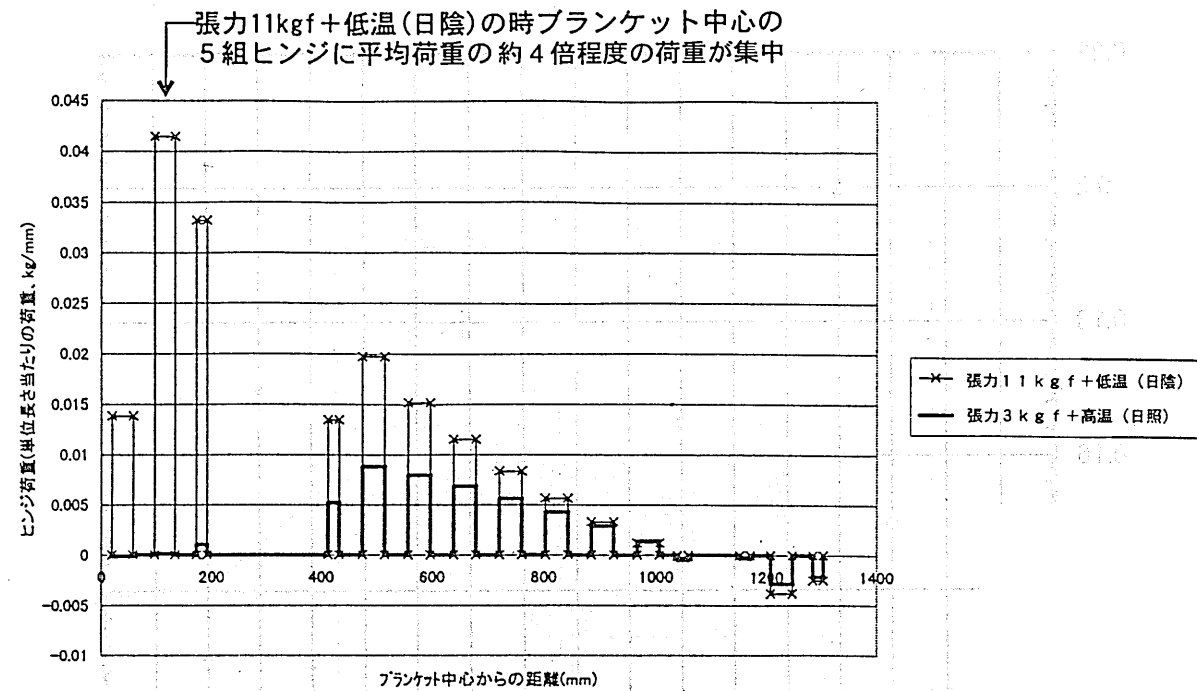
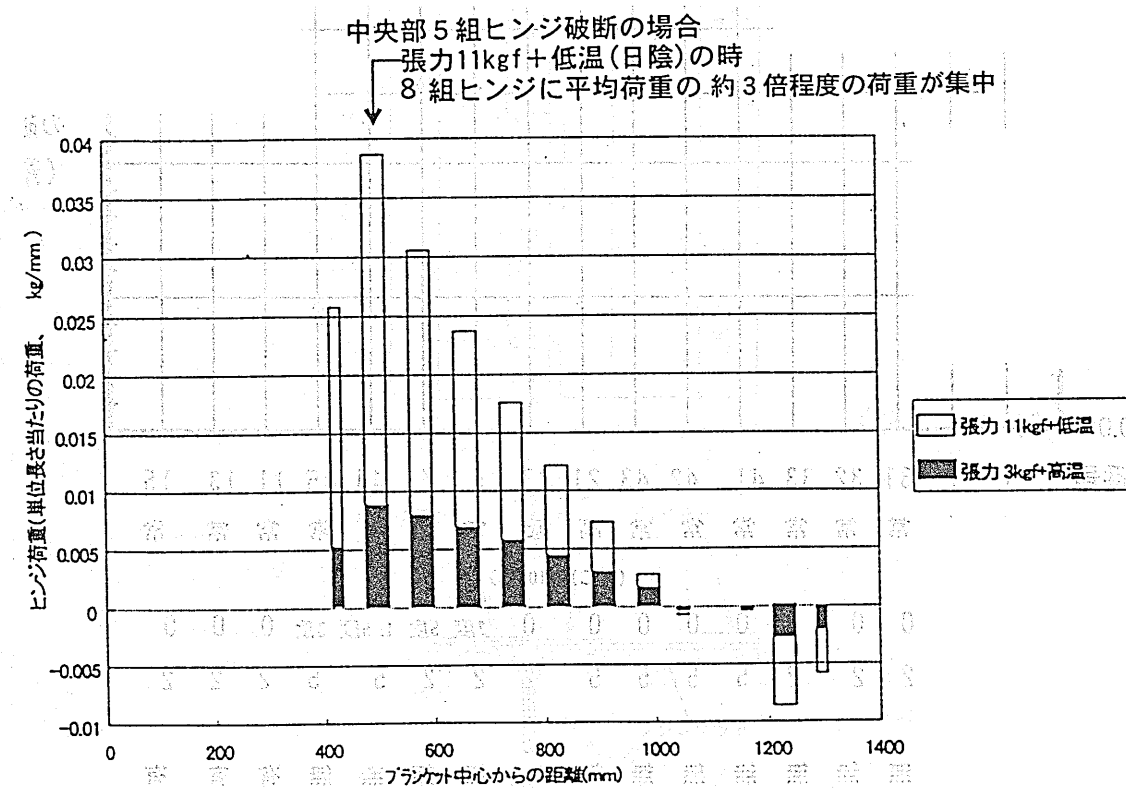


図-23 スティックスリップ発生時の姿勢データ例





ポリイミドピンヒンジ部荷重分布
(定張力機構ヒステリシス考慮、周回時荷重・熱サイクル)



中央部ヒンジ破断後の荷重再配分
図-26 ピンヒンジ部荷重分布解析結果

冷却は装置全体を液体窒素中に浸す。
昇温時はヒータにより外側を加熱する。

被測定物(供試体)に加わる
張力が一定になるよう、荷重
をロードセルでモニタし、
外筒を動かしている。

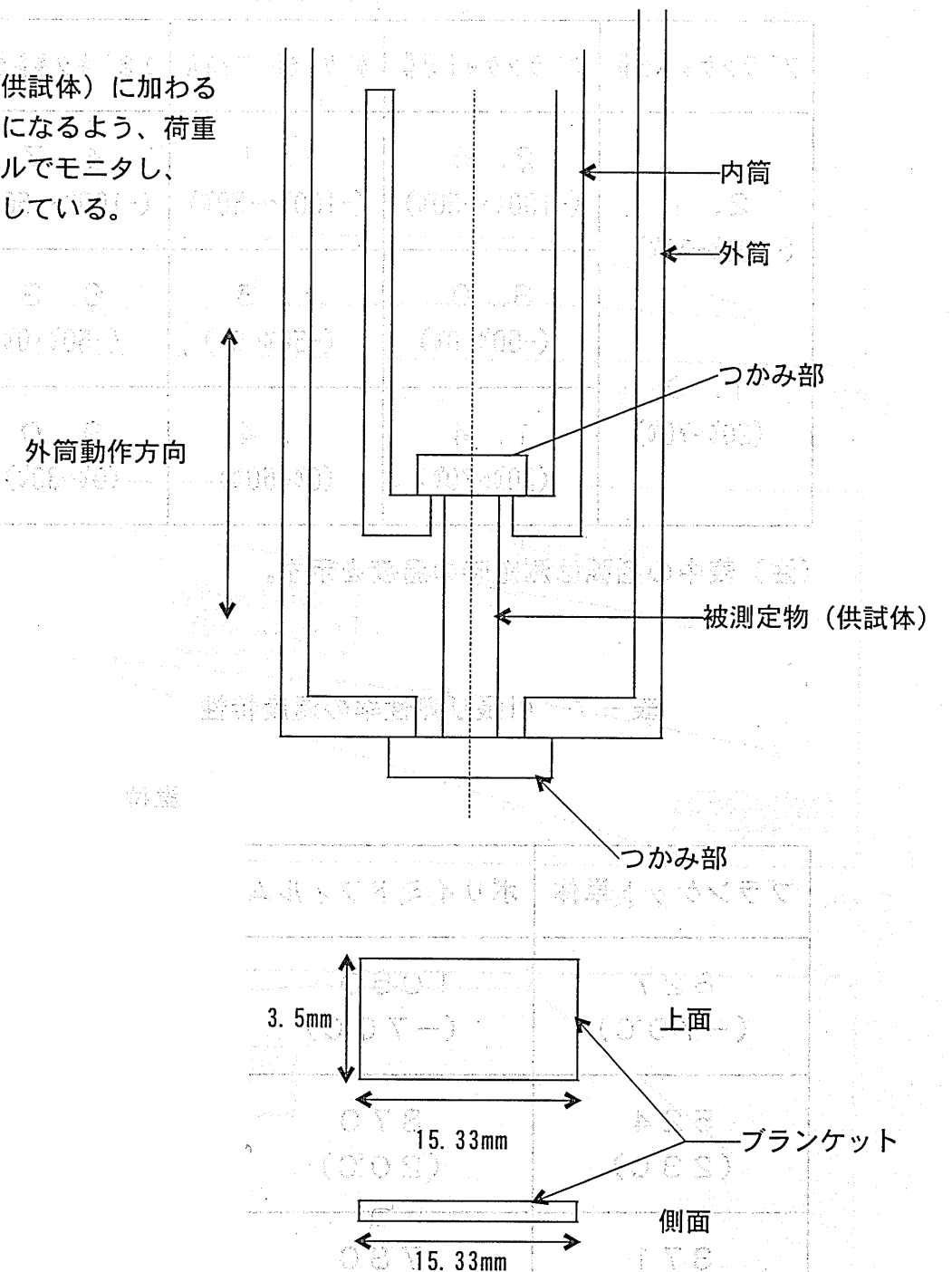


図-27 線膨張率測定方法

表-6 線膨張率の温度特性

単位: $10^{-5}/^{\circ}\text{C}$

ブランケット全体	ブランケット単体	ポリイミドフィルム	エポキシ系接着剤
2.1 (-105℃~73℃)	2.6 (-100℃~-50℃)	1.1 (-100℃~-50℃)	4.7 (-100℃~-50℃)
	3.0 (-50℃~0℃)	1.3 (-50℃~0℃)	6.3 (-50℃~0℃)
1.0 (20℃~70℃)	1.4 (20℃~70℃)	1.4 (0℃~50℃)	9.0 (0℃~30℃)

(注) 表中の括弧は測定時の温度を示す。

表-7 引張り弾性率の温度特性

単位: kgf/mm^2

ブランケット単体	ポリイミドフィルム	エポキシ系接着剤
627 (-70℃)	1050 (-70℃)	570 (-70℃)
524 (23℃)	870 (20℃)	194 (20℃)
371 (80℃)	780 (60℃)	1.5 (60℃)

(注) 表中の括弧は測定時の温度を示す。

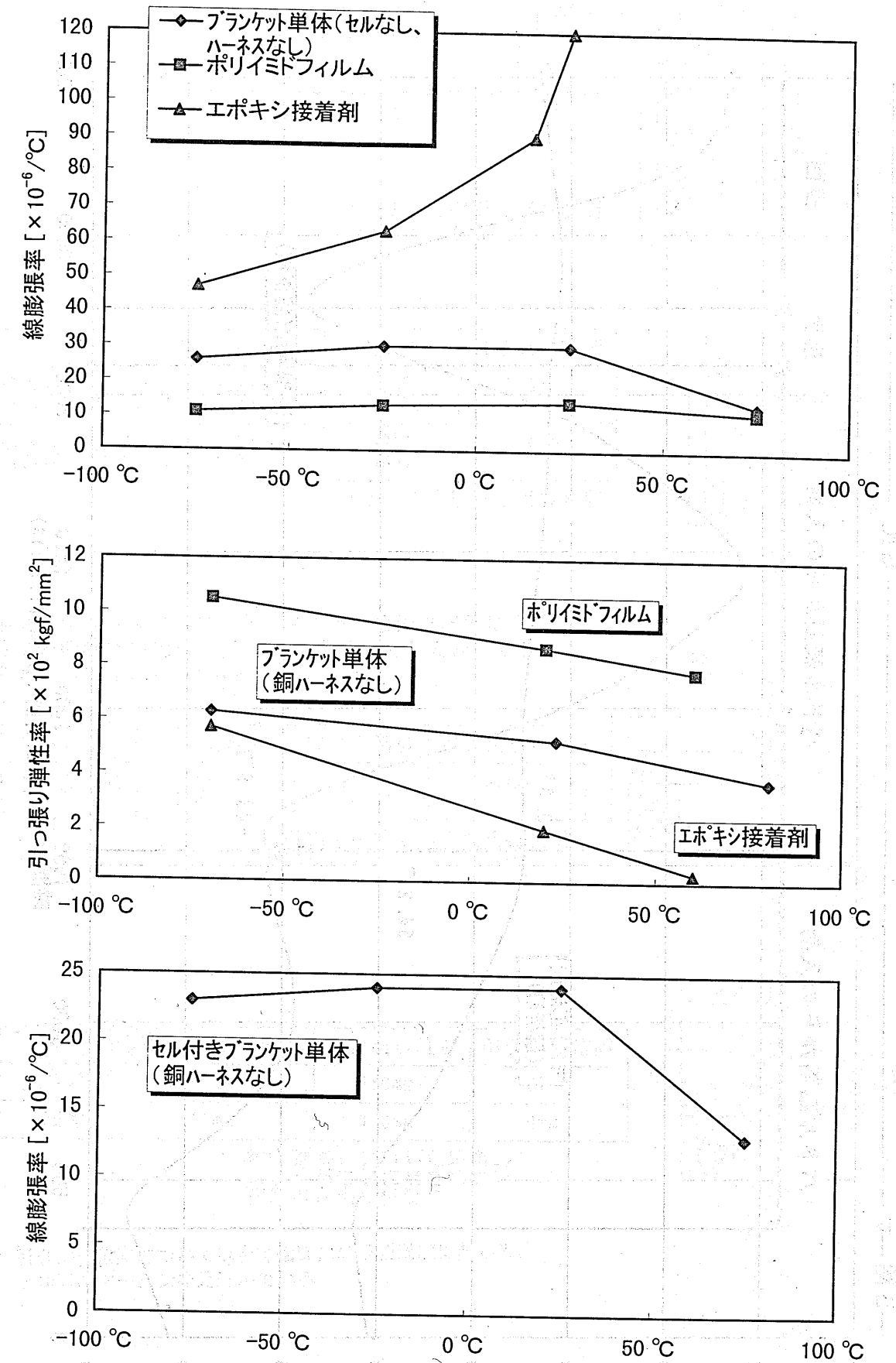


図-28 線膨張率および引張り弾性率の温度特性

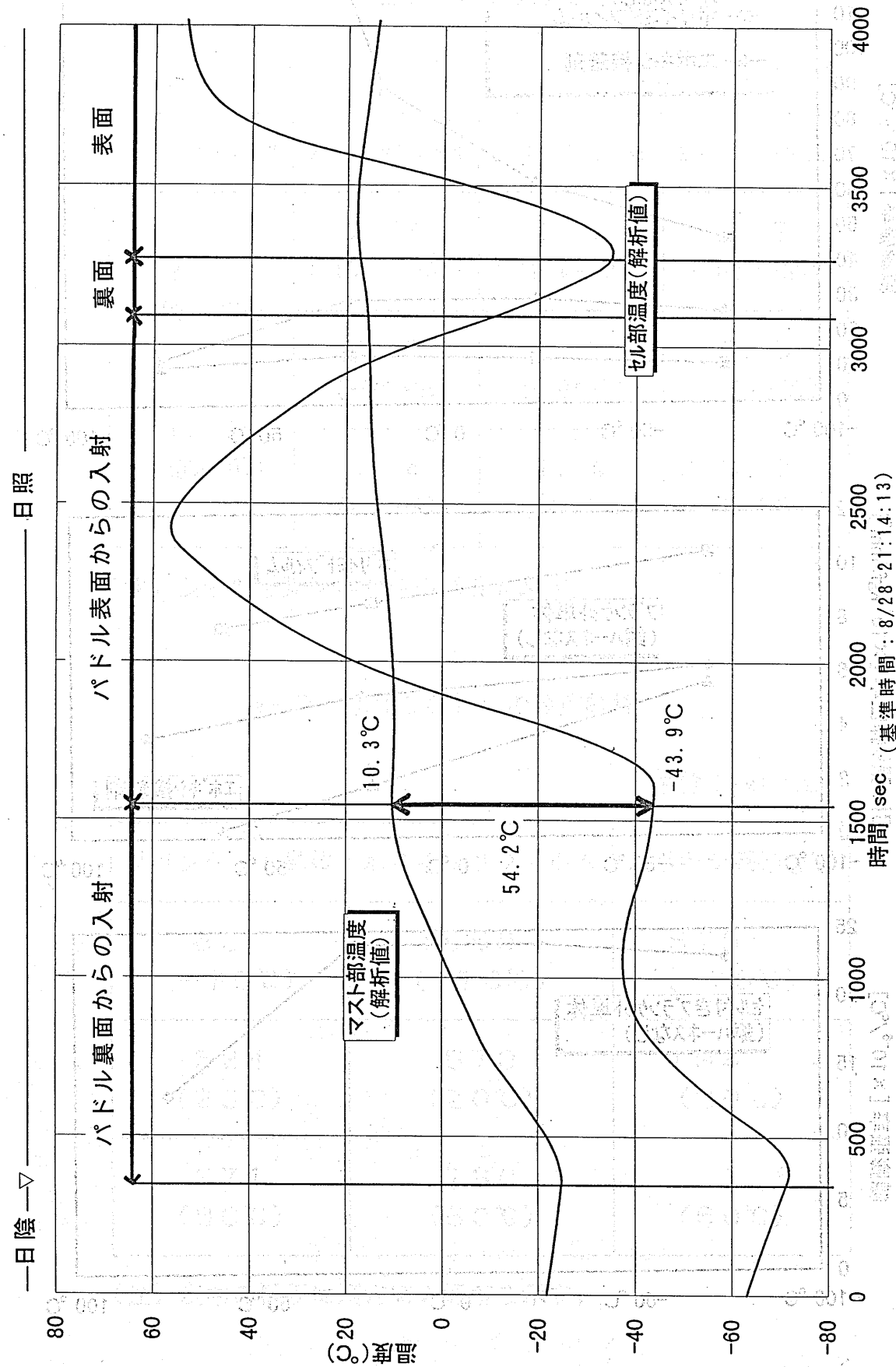
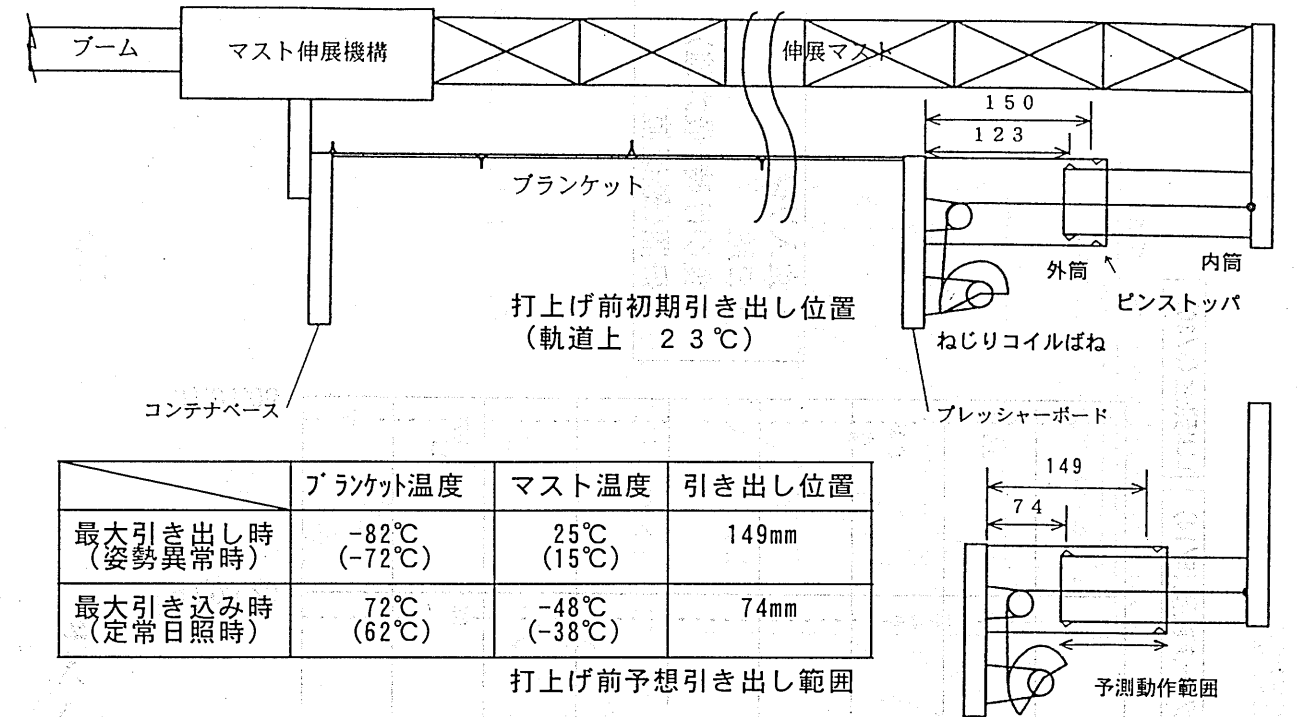


図-29 第2回減速制御時温度プロファイル



注) 第2回減速制御中において、マストの急激な膨張により、定張力機構が163mmまで引き出されようとしたが、ピンストップに当たり、150mmで止まった。

	ブランケット温度	マスト温度	引き出し位置
最大引き出し時	-54℃ (-44℃)	20℃ (10℃)	163mm

8月28日第2回軌道面内減速制御時
推定引き出し範囲

	初期引き出し位置	引き出し位置	引き込み位置
上限値	98mm	150mm	37mm
下限値	61mm	113mm	0mm

線膨張率を見直した場合の
ストップ位置に当たらない
初期引き出し位置

注) 引き出し位置については全て括弧内の予測温度に対して、 $\pm 10^\circ\text{C}$ のマージンを見込んでいる。

単位 [mm]

図-30 定張力機構引き出し位置の概念図

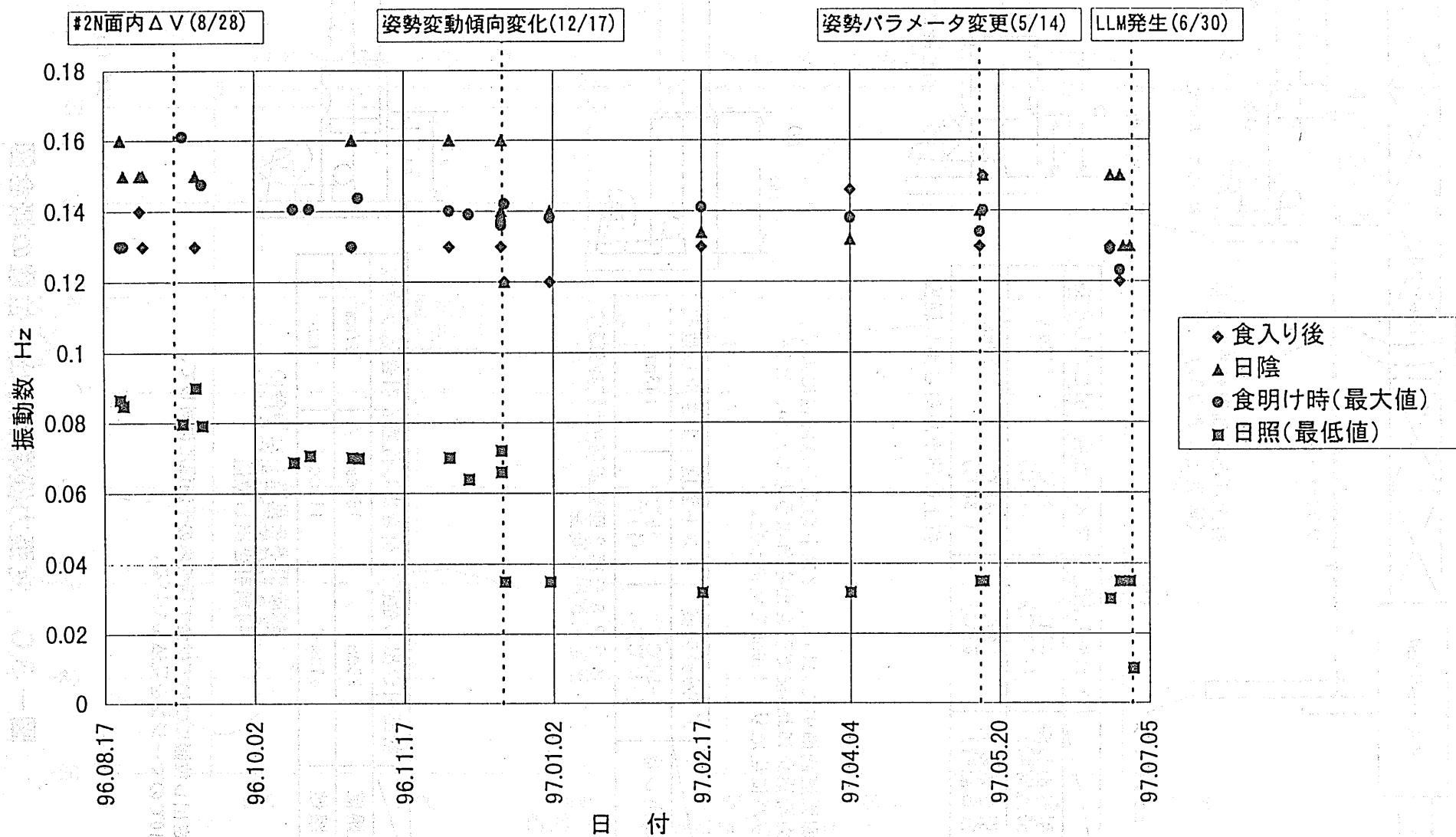


図-31 面外1次固有振動数の長期トレンド

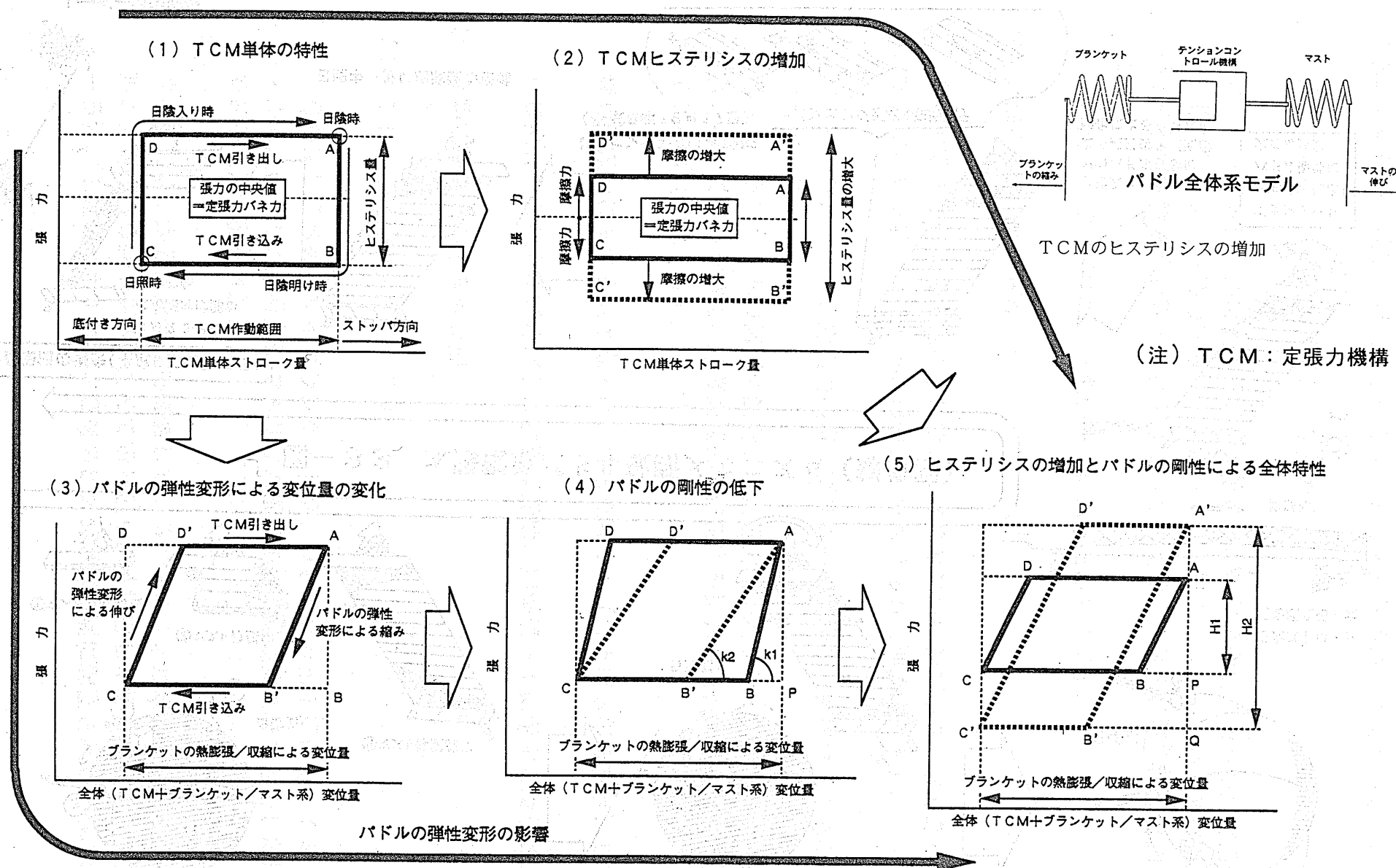
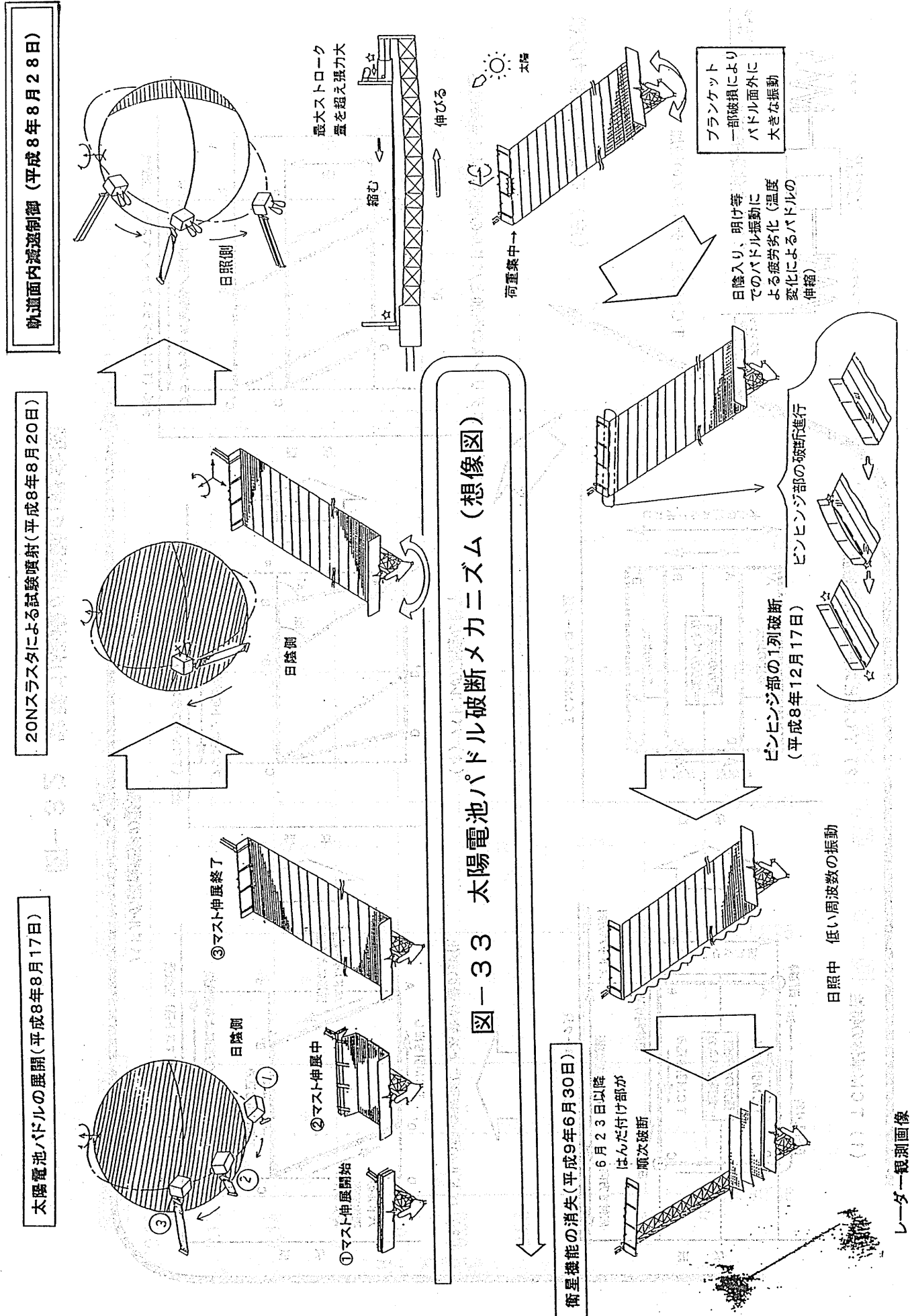


図-32 定張力機構の挙動の概念図



【別添】通信放送技術衛星 (COMETS) の太陽電池パドルについて

1 通信放送技術衛星 (COMETS) の概要

COMETSは、高度移動体衛星通信技術、衛星間通信技術及び高度衛星放送技術の通信放送分野の新技术、多周波帯インテグレーション技術並びに大型静止衛星の高性能化技術の開発及びそれらの実験・実証を行うことを目的とする。

COMETSの形状は、別添図-1に示すとおりである。

2 太陽電池パドルの概要

COMETSの太陽電池パドルは、2翼式のフレキシブルタイプであり、外形寸法は、長さ約13.8m、幅約2.9mである(別添図-2)。

アレイブランケット、定張力機構(プリロード機構)、伸展マスト等から構成されている。

アレイブランケットの両端に配置された電力伝送用フラットケーブルは、折り目を有しているために、定張力機構の発生する張力が負荷されない構造となっている(別添図-3)。

静止軌道上における発生電力は5230W以上(打上げ3年後夏至)である。

COMETSの太陽電池パドル主要諸元は、別添表-1に示すとおりである。

3 太陽電池パドル主要構成部

(1) アレイブランケット

COMETSのアレイブランケットは、厚さ50 μ m1層のポリイミドフィルム上にシリコン接着剤でガリウム砒素製の太陽電池セルを接着した構造である(別添図-4)。アレイブランケットは、幅30mmで筒状に丸めて折り返し部を接着した構造である(別添図-5)。1枚のパネルには40対のヒンジが等間隔に配置されている。ヒン

ジロッドは、炭素繊維強化プラスチック（CFRP）製であり、直径1.2 mmである。

アレイブランケット全体の引張強度については、試験により30kgfの張力を負荷しても破断しないことが確認されている。

なお、12kgfを超える張力が負荷されるとガラス繊維強化プラスチック（GFRP）製のマストは弾性座屈することから、それ以上の張力はアレイブランケットには負荷されない。

（2）定張力機構（プリロード機構）

COMETSの定張力機構は、リニアベアリングと定トルクスプリングを用いた方式であり、ノミナル張力が 4.0 ± 0.4 kgf、可動範囲が135 mmである（別添図-6）。

定張力機構の引き出し量については、伸展マストがコイラブル（巻き込み型）方式であるために連続的に調整可能であり、アレイブランケットの出来上がり寸法に対し、軌道上予測温度を考慮して設定されている。

COMETSの定張力機構の主要諸元は、別添表-2に示すとおりである。

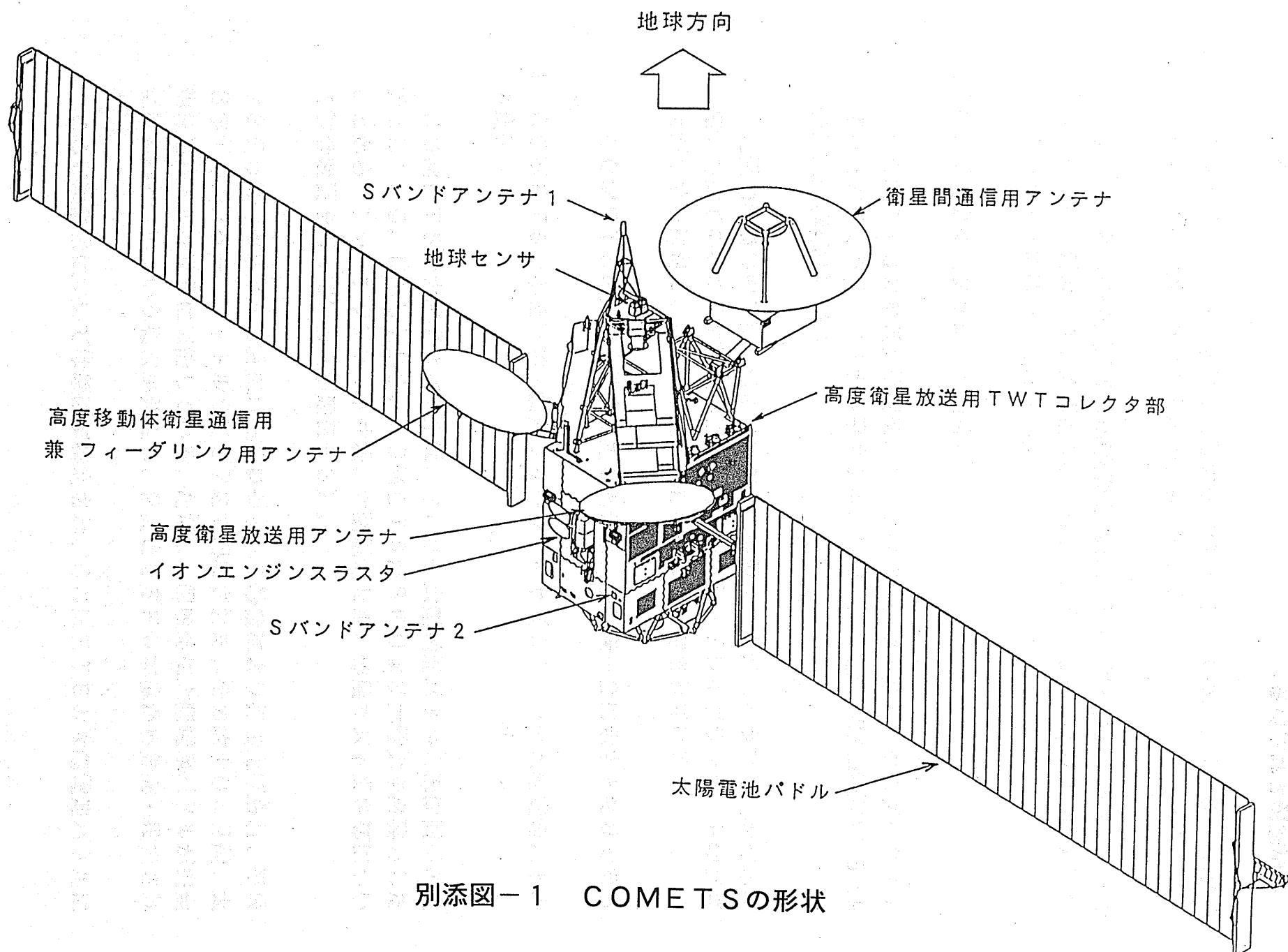
4 COMETSと宇宙実験・観測フリーフライヤ（SFU）の太陽電池パドルの比較

COMETSの太陽電池パドルは、SFUの太陽電池パドルとほぼ同一の設計としている。しかしながら、COMETSがSFUより大電力を必要としたことから、アレイブランケット寸法、太陽電池セル、伸展マスト長さ等について設計変更を行っている（別添表-3）。

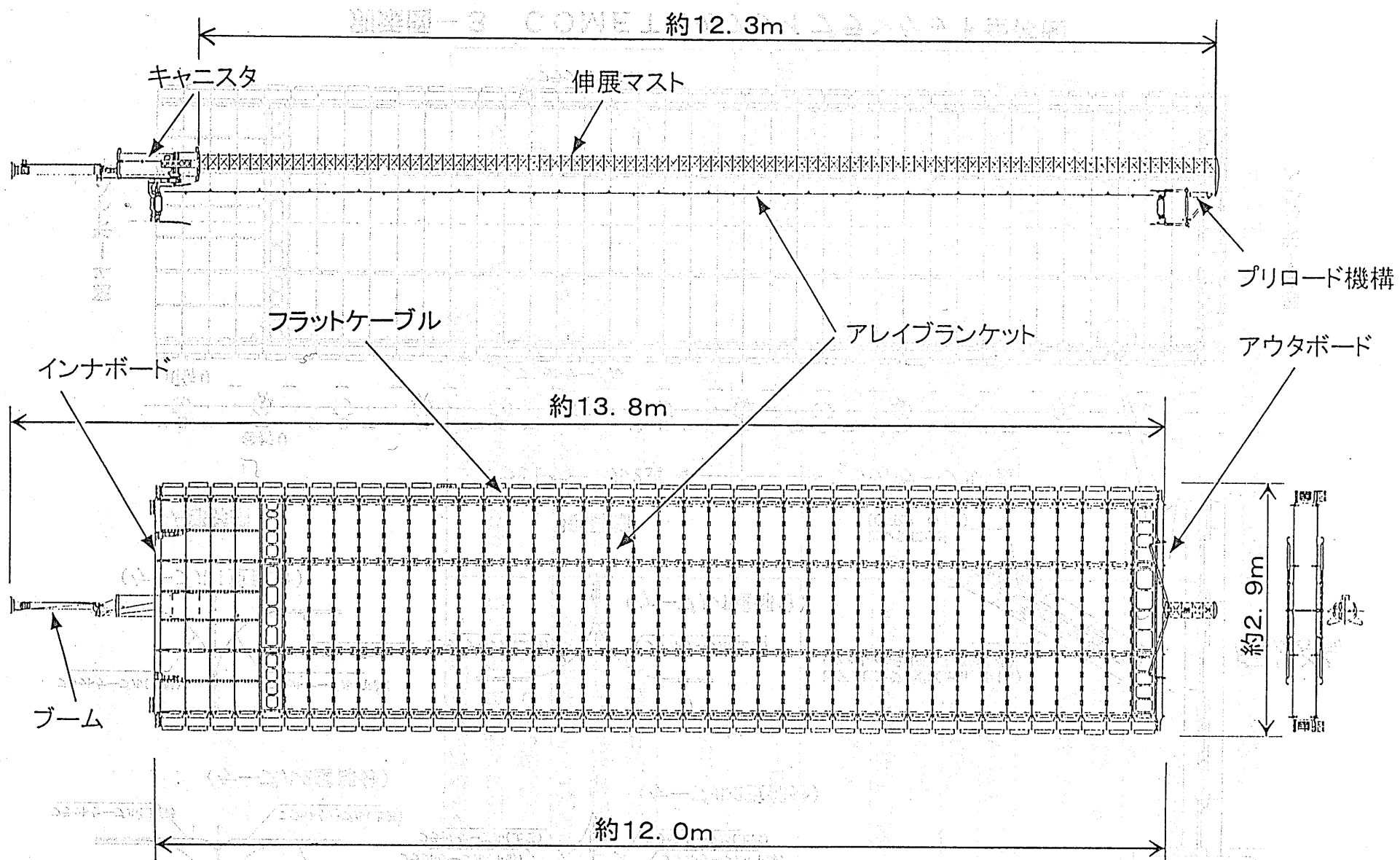
SFUは、平成7年3月にH-IIロケット3号機により打ち上げられ、平成8年1月にスペースシャトルSTS72で回収された。その約10ヶ月間、太陽電池パドルは正常に機能している。ただし、回収時に太陽電池パドルが完全には収納しないという異常が発生し、2翼ともSFU本体から分離・投棄された。

この収納異常については原因が特定され、COMETSの太陽電池パドルに

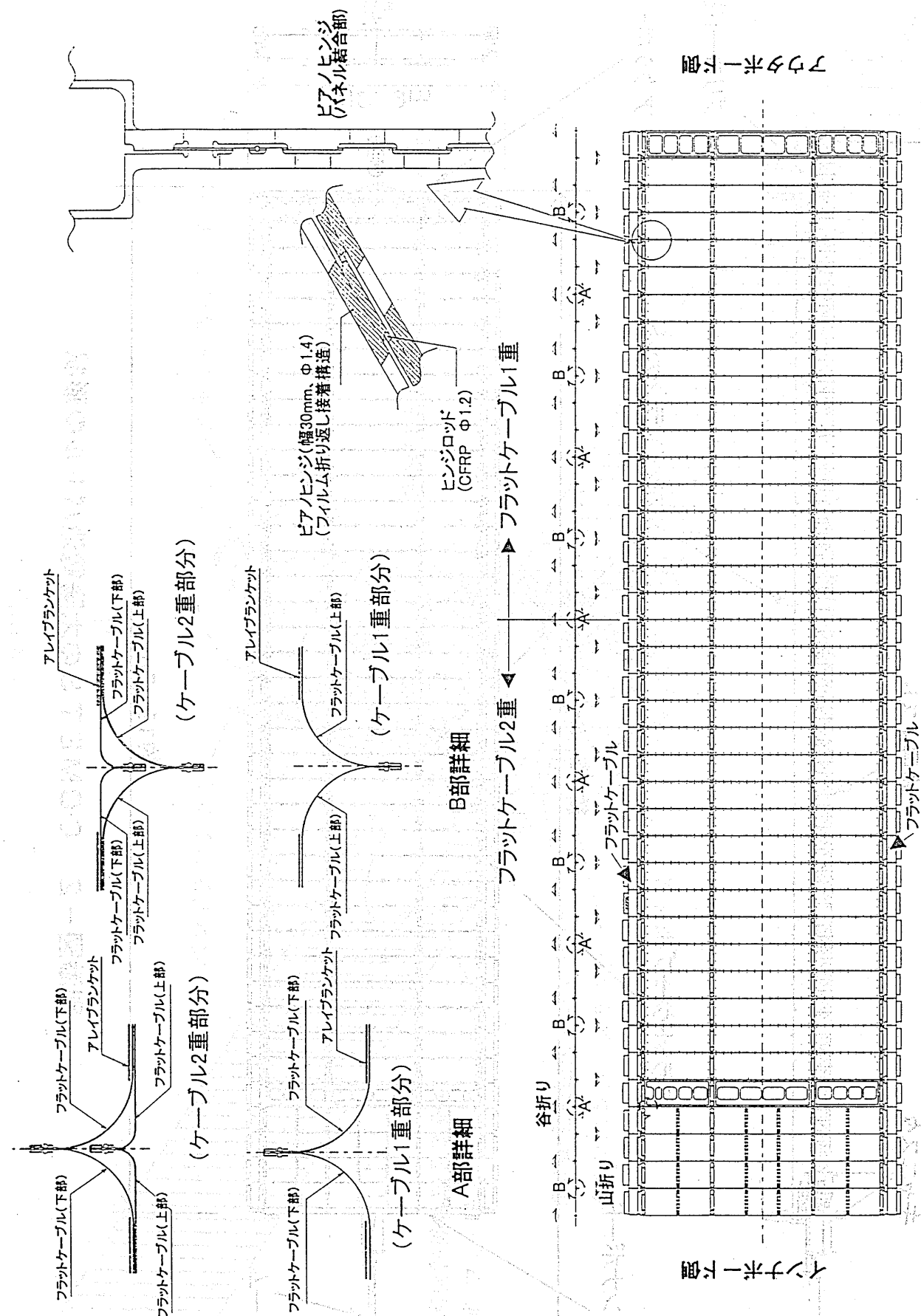
対して必要な対策が実施されるとともに、航空機微小重力実験により対策の効果が確認されている。



別添図-1 COMETSの形状



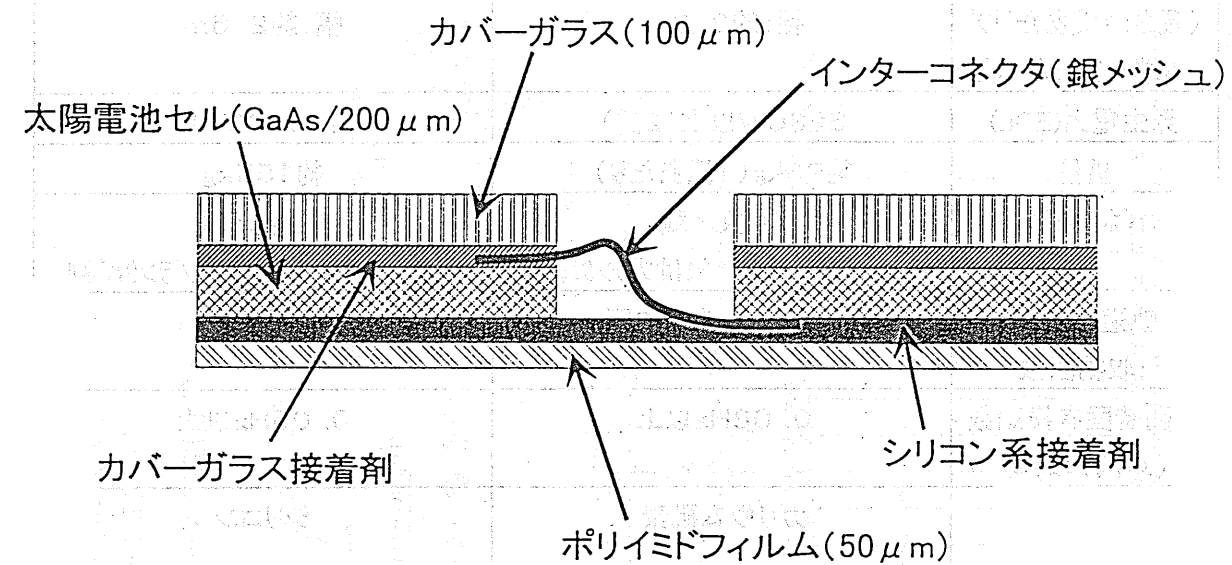
別添図-2 COMETSの太陽電池パドルの形状



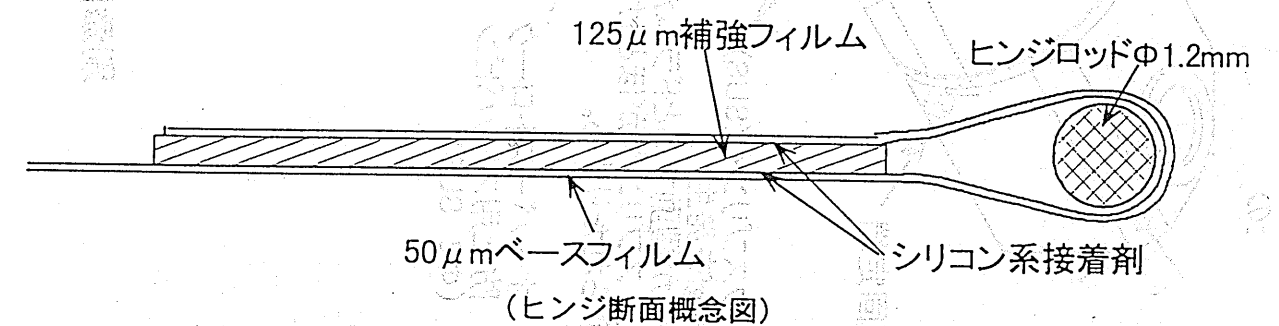
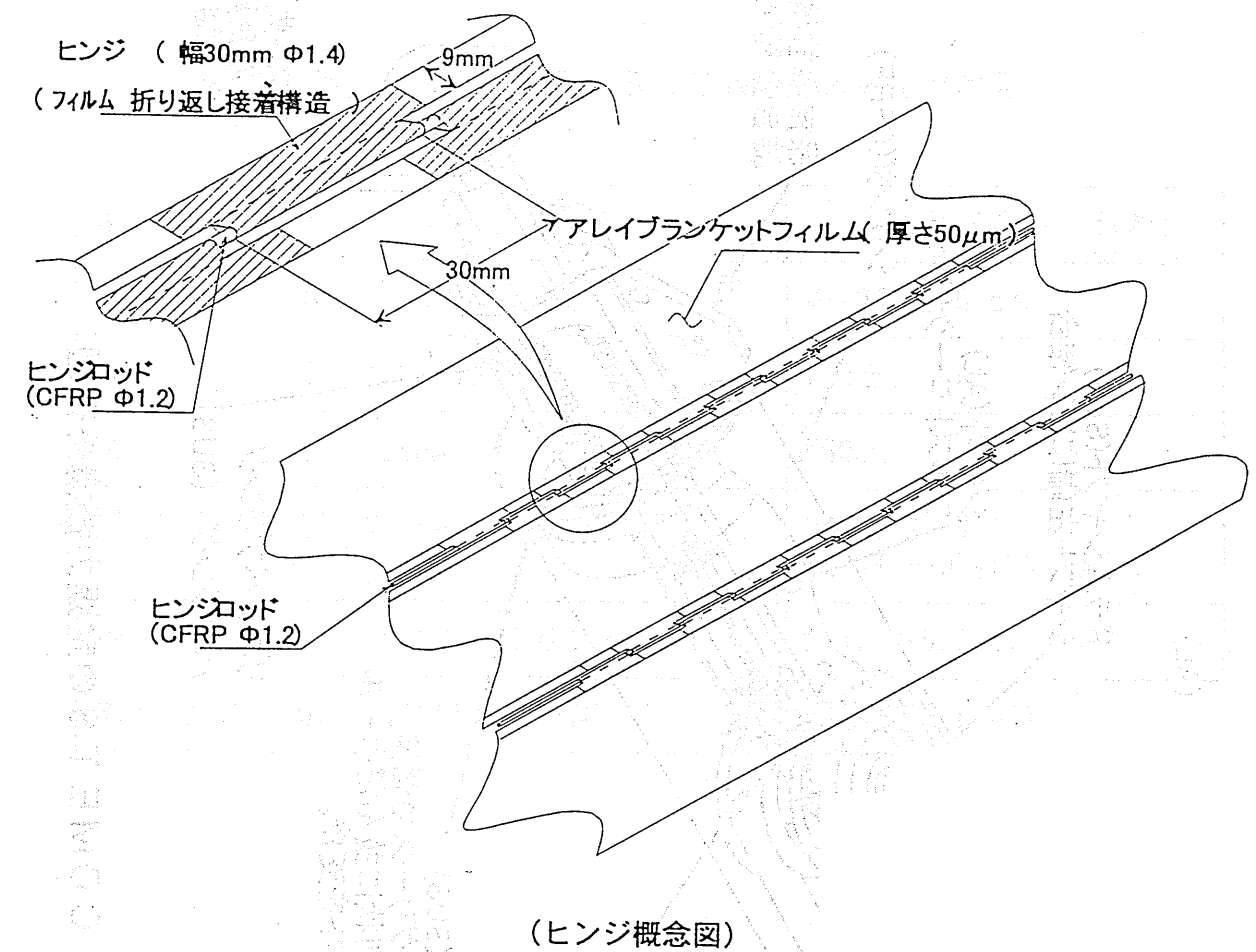
別添図-3 COMETSのアレイブランケット全体図

別添表-1 COMETSの太陽電池パドルの主要諸元

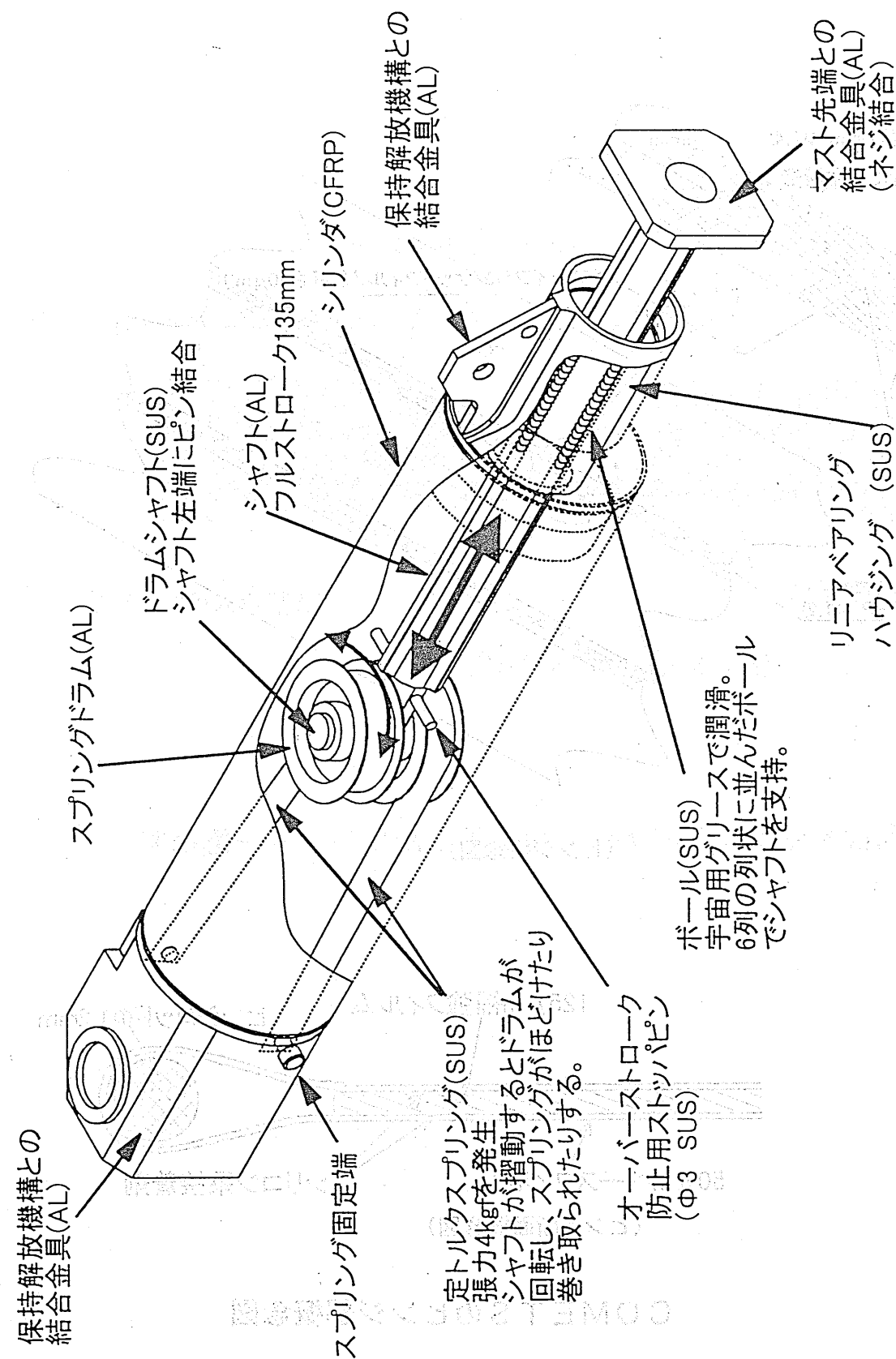
項目	COMETS	ADEOS (参考)
翼数	2翼	1翼
概略寸法 (長さ: 1翼あたりブーム端～アウトボード)	長さ: 約13.8m 幅: 約2.9m	長さ: 約26.0m 幅: 約2.6m
発生電力(EOL)	5230W以上(2翼)	4500W以上
重量	約93kg(1翼あたり)	約155kg
パネル枚数	40枚/翼 内側5枚、外側1枚はブランクパネル	50枚/翼 内側1枚、外側1枚はブランクパネル
軌道上展開・収納回数	展開3回、収納2回	展開1回
展開時固有振動数 (パドル単体)	0.08Hz以上	0.05Hz以上
太陽電池セル	ガリウム砒素	シリコン
伸展マスト	コイラブルマスト φ220mm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)
軌道上日陰入り回数	約300回(3年分) 日陰入り、日陰明けの際に大きな温度変化が発生する。	約16000回(計画) 日陰入り、日陰明けの際に大きな温度変化が発生する。



別添図-4 COMETSのアレイブランケット断面図



別添図-5 COMETSのヒンジ部概念図



別添図-6 COMETSの定張力機構外観図

別添表-2 COMETSの定張力機構の主要諸元

項 目	COMETS	ADEOS (参考)
形 状	Φ58×301.5mm	Φ124×290.5mm
張 力	4.0±0.4kgf	7.0±1.0kgf
ス ト ロ ーク	135mm	150mm
張 力 発 生 部	定トルクスプリング	ねじりコイルスプリング + カム+ワイヤー+ガイドプーリ
摺 動 部	リニアベアリング	ガイドローラ/ガイドレール
摺動部の潤滑	宇宙用グリース	固体潤滑 (二硫化モリブデン)

別添表-3 COMETSとSFUの太陽電池パドル主要諸元の比較

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	アレイブランケットの両端に	同左
レイアウト	フラットケーブルを実装	
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		
張力	4.0kgf	同左
張力発生	定トルクスプリング	同左
摺動部	リニアベアリング	同左
摺動部潤滑	宇宙用グリース	同左
全ストローク	135mm	100mm
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
軌道上日陰入り回数	約300回(3年分) 日陰入り、日陰明けの際に大きな温度変化が発生する。	約4800回(軌道上実績) 日陰入り、日陰明けの際に大きな温度変化が発生する。

地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)の機能停止に係る原因究明等について

平成9年7月2日
宇宙開発委員会決定

1. 調査審議事項

地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)の太陽電池パドルからの電力供給が停止し、衛星の運用を断念せざるを得なくなった事態を踏まえ、今回の異常の原因を究明し、併せて、今後の対策等について調査審議を行うものとする。

2. 調査審議の進め方

上記の原因究明に必要な技術的事項について、できる限り速やかに技術評価部会において調査審議を行うものとする。

(参考2)

宇宙開発委員会技術評価部会構成員

(部会長)

井口 雅一 (財)日本自動車研究所長、東京大学名誉教授

(部会長代理)

原島 文雄 東京大学生産技術研究所教授

上杉 邦憲 文部省宇宙科学研究所教授

木村 好次 香川大学工学部創設準備室教授

久保田弘敏 東京大学大学院工学系研究科教授

小林 康德 文部省宇宙科学研究所教授

塩野 登 (財)日本電子部品信頼性センター専務理事付部長

鈴木 良昭 郵政省通信総合研究所宇宙通信部長

中島 厚 科学技術庁航空宇宙技術研究所

宇宙研究グループ第12研究グループグループリーダー

西島 敏 川崎重工業(株)技術顧問

野中 保雄 東京理科大学工学部教授

松崎 雄嗣 名古屋大学大学院工学研究科教授

三浦 秀一 ○ 宇宙開発事業団理事

宮島 博 科学技術庁航空宇宙技術研究所

角田宇宙推進技術研究センター長

安永 啓一 日本放送協会技術局技術主幹

○印の専門委員は、今回の調査審議については説明者として参加。

地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)の機能停止に係る技術評価部会開催状況

平成9年7月3日(木) 第4回技術評価部会

平成9年7月11日(金) 第5回技術評価部会

平成9年7月17日(木) 第6回技術評価部会

平成9年7月29日(火) 第7回技術評価部会

平成9年8月12日(火) 第8回技術評価部会

平成9年8月29日(金) 第9回技術評価部会

平成9年9月4日(木) 第10回技術評価部会

平成9年9月22日(月) 第11回技術評価部会

平成9年9月26日(金) 第12回技術評価部会