

委19-4

H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星  
(COMETS) の打上げ結果の評価について  
(報告)

平成11年5月19日

宇宙開発委員会技術評価部会

# H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の打上げ結果の評価について

平成11年5月19日  
技術評価部会

宇宙開発委員会技術評価部会は、平成11年2月24日付け宇宙開発委員会決定に基づき、平成10年2月21日に宇宙開発事業団が行ったH-IIロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の打上げ結果（平成10年7月1日付け技術評価部会報告「H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の軌道投入失敗の原因究明及び今後の対策について」に係るものを除く。）を評価するため、平成11年2月25日以来、調査審議を行ってきた。

また、同部会は、平成11年3月17日の同委員会における指示に基づき、COMETSにおける顕著な技術的成果について、専門委員の意見を文書により収集して、整理した。

このたびそれらの結果を取りまとめたので報告する。

## — 目 次 —

I 打上げの概要	1
1 目的	1
2 H-IIロケットの概要	1
3 衛星の概要	1
4 開発体制	2
5 打上げの経過及び結果	3
(1) H-IIロケット5号機	3
(2) COMETS	4
II 打上げ結果の分析等	9
1 四酸化二窒素(NTO)タンク温度テレメトリ異常	9
(1) NTOタンク温度テレメトリの概要	9
(2) 異常発生の状況	9
(3) 原因の推定	10
(4) 今後の対策	10
2 衛星間通信パイロット受信機(PILRX)テレメトリ異常	11
(1) PILRXの概要	11
(2) 異常発生の状況	11
(3) 原因の推定	11
(4) 今後の対策	12
3 静止軌道に投入されなかったために生じたと推定される異常	12
(1) レート積分ジャイロ出力異常	12
(2) テレメトリ・コマンドに関する異常	15

(3) 1Nスラスター異常動作	17
 4 主要な宇宙実証成果	20
(1) 2液式 1700N統合型推進系	20
(2) 展開収納型フレキシブル太陽電池パドル	22
(3) 21GHz帯200W級進行波管増幅器	25
(4) 44GHz帯20W級進行波管増幅器	26
 III 総合意見	28
 (別添1) 2月20日以前の打上げ日延期等の経緯	79
(別添2) 軌道変更計画の検討	80
(別添3) COMETS定常運用段階での実験実施計画	82
(別添4) S帯衛星間通信実験の中止	85
 (参考1) H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星(COMETs)の打上げ結果の評価について	87
 (参考2) 宇宙開発委員会技術評価部会構成員	88
 (参考3) 技術評価部会における顕著な成果の評価の取り扱いについて	89

## I 打上げの概要

### 1 目的

H-IIロケット5号機は、通信放送技術衛星（COMETS）を遠地点高度約36,000km、近地点高度約250kmの静止トランスマスター軌道に打ち上げることを目的としている。

また、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術、多周波数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している。

### 2 H-IIロケットの概要

H-IIロケットは、約4トンの衛星を静止トランスマスター軌道に打ち上げる能力をもつ2段式ロケットであり、第1段及び第2段に液体酸素（LOX）と液体水素（LH<sub>2</sub>）を推進薬としたエンジンを使用するとともに、第1段補助ロケットとして固体推進薬を使用した大型の固体ロケットブースタ（SRB）を使用している。

第1段エンジン（LE-7）は、H-Iロケットの第2段エンジン（LE-5）の技術を基に開発された2段燃焼サイクル式の大型エンジンである。また、第2段エンジン（LE-5A）は、LE-5を高性能化、高信頼化したもので、これらにより衛星を静止トランスマスター軌道に投入することができる。

SRBは、H-Iロケットまでの固体補助ロケット（SOB）と異なり、姿勢制御のための可動ノズルを持つ、コンポジット系固体推進薬を用いた大型ロケットである。

H-IIロケット5号機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。

また、H-IIロケットの標準飛行経路（静止トランスマスター軌道ミッション）は、図-2に示すとおりである。

### 3 衛星の概要

COMETS（注1）は、約3m×2m×3mの直方体の衛星構体に、静止軌道での進行方向の両側面に展開時約3m×1.4mの2翼式フレキシブル太陽電池パドルを、また、地球指向面上に高度移動体衛星通信兼フィーダリンク用、高度衛星放送用、及び衛星間通信用の3基の大型アンテナを搭載した三軸姿勢制御方式の衛星であり、静止軌道初期重量は約2トンである。

COMETSは、バス機器としては我が国では初めてヒドラジン（N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>）と四酸化二窒素（NTO）を推進薬とするアポジエンジン（1700N）系とヒドラジンを推進薬とするガスジェット（1N及び50Nスラスタ）系を統合した推進系（統合推進系）を採用している。

また、通信・放送実験機器としては、世界で初めてKa（21GHz）帯200W級進行波管電力増幅器（TWT A）及びミリ波（44GHz）帯20W級TWT Aを搭載している。

COMETSの形状及び主要諸元は、それぞれ図-3及び表-2a、2bに示すとおりである。また、COMETSの実験概念を図-4に示す。

（注1）COMETSは、一般公募により平成9年4月に「かけはし」と命名されている。

#### 4 開発体制

COMETSの開発は、宇宙開発事業団及び通信総合研究所（CRL）の2機関が共同で行ったものである。各機関の担当は次のとおりである。

##### ア 宇宙開発事業団

- ・ COMETS全体のとりまとめ
- ・衛星バス機器等の開発
- ・衛星ミッション機器の開発（CRLの開発に係るもの除く）

##### イ CRL

- ・次の衛星ミッション機器の開発
  - ①21GHz帯高度衛星放送システム受信部
  - ②Ka／ミリ波帯高度移動体衛星通信システム中継器

## 5 打上げの経過及び結果

### (1) H-IIロケット5号機

今回の打上げは、平成10年2月20日16時55分に予定されていたが、天候不良のため、翌21日に変更された（注1）。

（注1）2月20日以前の打上げ日延期の経緯等については、別添1を参照。

2月21日の打上げ状況は、以下のとおりである。

打上げ時刻：平成10年2月21日 16時55分

打上げ場所：宇宙開発事業団 種子島宇宙センター

発射方位角：92.5度

発射時の天候：雨、北東の風8.7m/s、気温15.0°C

第1段エンジン及び固体ロケットブースタの燃焼は正常で、打上げ後約1分36秒に固体ロケットブースタの切り離し、同約4分3秒に衛星フェアリングの切り離し、同約5分56秒に第1段ロケットの切り離しが行われた。

引き続いて、同約6分2秒にLE-5Aの第1回燃焼開始が行われ、同約11分12秒の燃焼停止までの間正常に燃焼し、誘導制御も正常に行われた。

この後、同約23分30秒にLE-5Aの第2回燃焼開始が行われたが、同約24分17秒に燃焼が停止した。燃焼時間が予定の192秒より短い47秒であったために、ほぼ予定の同27分18秒に第2段とCOMETSの分離が行われたものの（表-3）、COMETSの投入軌道は、予定の静止トランスマート軌道（遠地点高度約36,000km）より大幅に低い軌道（遠地点高度約1900km）となつた（図-5及び図-6）（注2）。

（注2）第2段エンジンLE-5Aの第2回燃焼の早期停止については、「H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の軌道投入失敗の原因究明及び今後の対策について（報告）」（平成10年7月1日宇宙

開発委員会技術評価部会) 参照。

## (2) COMETS

### ア ロケットによる投入軌道

2月21日16時55分に打ち上げられたCOMETSは、27分18秒後に第2段から分離されたものの、所定の静止トランスファー軌道への投入に失敗して低高度橈円軌道に投入された。

H-IIロケット5号機により投入された通信放送技術衛星(COMETS)の軌道は、以下のとおりである(図-7)。

(目標値: 静止トランスファー軌道)

遠地点高度:	約 1902 km	(約 36000 km)
近地点高度:	約 246 km	(約 250 km)
軌道傾斜角:	約 30.1 度	(約 30 度)
周期:	約 107 分	(約 636 分)

### イ 投入軌道における初期の運用

COMETSからのテレメトリ信号を衛星分離から約1時間50分後に宇宙開発事業団沖縄局が捕捉、この可視において、太陽電池パドルの自動展開の完了、発生電力が約6.5 kWであること、並びに、-X(ロール)軸を太陽に向ける姿勢制御が完了し、太陽捕捉モード(X軸廻りに20分で1回転する姿勢制御)であることが確認された。

また、衛星各部の温度、バッテリ充放電量、スラスタ噴射動作状況等を含め衛星は正常であることが確認された。

### ウ 軌道変更の実施

投入された軌道においては、遠地点高度が低く、周期が短いことから通信実験の大部分が実施困難であり、また近地点高度が低いことから衛星の寿命も短いため、その後、できるかぎり多くの通信実験を行えるよう、アポジエンジン噴射による軌

道変更計画が検討された（別添2参照）。

衛星運用手順等衛星管制に必要なシステムが、そのままでは、ほぼ使用出来ない状況であったため、衛星運用手順を含め、可視解析、衛星データベースの変更、姿勢・軌道解析手法の見直し、衛星温度、推薦、通信回線解析の見直し等の作業を行い、可視時間の短い近地点でのアポジエンジン噴射運用、並びに姿勢制御系による高利得アンテナの地球指向運用等の運用に対応することとなった。

また、アポジエンジンの噴射による急激な加速に伴い、展開したフレキシブル太陽電池パドルのブームが塑性変形するおそれがあることから、各軌道変更毎にアポジエンジン噴射前にパドルの収納、アポジエンジン噴射後にパドルの展開をすることとした。

これらに基づいて、平成10年3月15日から5月30日にかけて計7回、合計約50分のアポジエンジン噴射による軌道変更がほぼ計画どおりに実施され、計画された実験運用軌道に投入された（図-8）。

### ① 第1回軌道変更（平成10年3月15日）

軌道変更後	目標値
遠地点高度：約 1862 km	(約 1863 km)
近地点高度：約 390 km	(約 391 km)
軌道傾斜角：約 30度	(約 30度)
周 期：約 108分	(約 108分)

### ② 第2回軌道変更（平成10年3月20日）

軌道変更後	目標値
遠地点高度：約 2492 km	(約 2493 km)
近地点高度：約 394 km	(約 397 km)
軌道傾斜角：約 30度	(約 30度)
周 期：約 115分	(約 115分)

### ③ 第3回軌道変更（平成10年5月6日）

軌道変更後	目標値
遠地点高度：約 4008 km	(約 4019 km)
近地点高度：約 436 km	(約 436 km)
軌道傾斜角：約 30度	(約 30度)

周 期：約 132分 (約 133分)

④ 第4回軌道変更（平成10年5月21日）

軌道変更後	目標値
遠地点高度：約 6210km	(約 6221km)
近地点高度：約 448km	(約 447km)
軌道傾斜角：約 30度	(約 30度)
周期：約 159分	(約 159分)

⑤ 第5回軌道変更（平成10年5月24日）

軌道変更後	目標値
遠地点高度：約 9535km	(約 9608km)
近地点高度：約 458km	(約 457km)
軌道傾斜角：約 30度	(約 30度)
周期：約 201分	(約 202分)

⑥ 第6回軌道変更（平成10年5月27日）

軌道変更後	目標値
遠地点高度：約 15165km	(約 15144km)
近地点高度：約 465km	(約 465km)
軌道傾斜角：約 30度	(約 30度)
周期：約 281分	(約 280分)

⑦ 第7回軌道変更（平成10年5月30日）

軌道変更後	目標値
遠地点高度：約 17711km	(約 17714km)
近地点高度：約 473km	(約 473km)
軌道傾斜角：約 30度	(約 30度)
周期：約 319分	(約 319分)

なお、第1回軌道変更時に、四酸化二窒素（N<sub>2</sub>O）タンク温度テレメトリ異常が発生したが、統合推進系全体は正常であると判断できたため、軌道変更運用が継続された（Ⅱ1参照）。

## エ 軌道面垂直姿勢への移行

太陽捕捉モードによる姿勢制御を続けたことから、第2回軌道変更終了後、4Aスラスターの噴射回数が累積で17万回を越える状況となり、実験運用開始までにスラスターの噴射回数が設計の寿命を越えること及び燃料の枯渇が予測された。

このため、3月26日に太陽捕捉モードから衛星の姿勢外乱を最小とする軌道面垂直姿勢制御（衛星の回転を止め、衛星のピッチ（Y）軸を軌道面垂直姿勢にし、スラスターにより姿勢制御を行う）への変更を行い、スラスター噴射回数を低減した。

この軌道面垂直姿勢への移行準備中の3月24日に4Aスラスターに異常動作が発生し（Ⅱ3（3）参照）、スラスターを予備系の4Bに切り替えて運用した。

軌道面垂直姿勢に移行後、更なるスラスター噴射回数の低減のため、コマンド送信により姿勢制御系プログラムの修正を行い、4月21日にホイール制御（ホイールによる姿勢制御）に移行した。

4月24日以降、断続的にレート積分ジャイロ出力異常が発生したが、出力異常となったチャンネルの電源をOFF/ONすることにより正常に復帰した（Ⅱ3（1）参照）。

## オ 実験用アンテナの展開

6月8日に宇宙開発事業団沖縄局においてコマンドを送信し、高度移動体衛星通信兼フィーダリンク用アンテナ、高度衛星放送用アンテナ及び衛星間通信用アンテナの展開（主鏡展開、ロンチロック（打上げ時の耐振機構）解除等）が正常に完了したことを確認した。

その後、通信実験時の他衛星との電波干渉を回避するため、6月9日及び10日に1Nスラスター噴射（合計約7分間噴射）による軌道の微調整が実施され、衛星が実験運用軌道に投入された。

## カ 初期機能確認試験

6月11日より7月22日まで初期機能確認試験を実施し、ミッション機器中継器におけるフォトカプラの異常（Ⅱ3（2）参照）を除き、正常に動作することを確認した（表-4）。

#### キ 実験運用のための搭載プログラム修正等

実験運用軌道にて三軸姿勢を確立し、通信実験を可能とするため、7月7日より7月15日にかけて、必要な姿勢制御系、実験用アンテナ指向制御系の搭載プログラムの修正等を実施し、通信実験に使用可能であることを確認した。

また、大型アンテナ駆動時の姿勢外乱を抑制するための姿勢制御系とアンテナ指向制御系との協調制御が有効に機能することが確認された。

#### ク 定常段階での運用

7月23日より、定常段階運用へ移行し、実験用地上局の改修完了後、順次、高度移動体衛星通信、衛星間通信及び高度衛星放送のミッション機器の中継器系について電波発射による機能確認及び26項目の通信実験（宇宙開発事業団8項目、CRL8項目、COMETS通信・放送実験実施協議会10項目）を実施した。（別添3参照）

定常段階の運用は平成11年1月31日に終了した。

この間、衛星間通信機器のパイロット受信機（PILRX）のテレメトリ異常（Ⅱ2参照）が発生したが、PILRXをA系からB系に切り換え、通信実験は継続して実施された。

なお、S帯系の衛星間通信実験は、フォワード／リターン回線（注1）共に、フォトカプラの異常動作及び衛星運用面の検討から、衛星の機能を全て喪失する危険性を有していることが判明したため、実験を中止した（別添4参照）。

（注1）フォワード／リターン回線：衛星間通信の回線（地上実験局⇒COMETS⇒低高度周回ユーザ衛星）のうちCOMETS⇒ユーザ衛星方向をフォワード回線、その逆方向をリターン回線と言う。

## II 打上げ結果の分析等

前述のとおり、H-IIロケット5号機については、第2段エンジン（LE-5A）が第2回燃焼中に予定より早期に燃焼を停止したため、COMETSの静止トランスファー軌道への投入に失敗した。

なお、第2段第2回燃焼開始までの飛行シーケンスは計画通りであり、第1段については正常に機能したものと判断される。

打上げ以降確認されたCOMETS搭載機器確認結果概要を表-4に示す。

また、定常段階の終了までに発生した異常及び主要な宇宙実証成果を以下に示す。

### 1 四酸化二窒素（NTO）タンク温度テレメトリ異常

#### （1）NTOタンク温度テレメトリの概要

NTOタンクは、調圧式アポジエンジン用に新規開発され、COMETSには2基搭載されている（図-9）。

温度センサは、このNTOタンクのガス側と液側ポートの計2ヶ所に取り付けられており、タンク圧力テレメトリと共に主としてタンク内のNTOの残量をモニタするために使用する。

この温度センサは、樹脂によりモールドされているサーミスタ及び内部のリード細線の部分、並びに外部リード線から構成されている。外部リード線は、スリーブを介してハーネス（計装用のリード配線）に結線されている。

また、ハーネスは、所々にストレスリリーフ（弛み）を設けてテープにて固定し、このセンサスリーブの部分から数メートル離れたテレメトリ信号を収集しているリモートコントロールユニットに結線されている。

#### （2）異常発生の状況

3月15日0時57分、第1回目の軌道変更運用開始時に、四酸化二窒素（NTO）タンク上流の高圧パイロ弁を火工品点火により開とした直後、火工品点火前は約+17°Cを表示していたNTOタンク2温度センサ2（ガス側）の表示が-22.6°Cを示した。

異常が発生する前のガス側と液側ポート部の温度差は最大で1~2°Cであったため、液側ポートにてガス側のモニタが可能であること、また、統合推進系全体は正常であると判断できたことから、軌道変更運用を継続した。

### (3) 原因の推定

-22.6°Cは、温度テレメトリのテレメトリ信号ビットカウント値で最大値225に相当することから、温度センサ系信号のオープン故障による異常であると考えられる。

故障の木解析(FTA)を行った結果は図-10のとおりである。

オープン故障の原因としては、次の部位の破断が考えられる。

- ①タンクの膨張によるセンサ
- ②センサリード線
- ③ソルダスリーブ
- ④衛星構体内のハーネスルート

また、異常はNTOタンクの加圧と同時に発生していることから、①~④のうちタンクの膨張によって直接衝撃を受ける部位が破断・切断した可能性が高いと推定される。

以上により、パイロ弁の開に伴いNTOタンクが加圧膨張し、タンク上に取り付けた温度センサー又はハーネスに衝撃が加わり破断したことが原因であると推定される。

### (4) 今後の対策

センサの故障となる原因是、温度センサ内の内部リード細線が、断線寸前であったこと又はハーネスの布線において効果的なストレスリリーフが施されてなかったことによって、タンクの膨張をきっかけとして断線故障が誘発されたことと考えられる。

今後、タンクの膨張等があるような箇所へ取り付ける部品については、次の対策が必要である。

- 1) 検査の見直し（X線検査等）を行い、内部リード細線の潜在的な断線の抽出に努めること
- 2) 配線においてさらに充分なストレスリリーフを設けて実装すること

## 2 衛星間通信パイロット受信機（PILRX）テレメトリ異常

### （1） PILRXの概要

PILRXは、実験用地上局からのパイロット基準信号を受信し、20MHz基準信号を生成する衛星間通信用機器の一つである。この20MHzの基準信号は、周波数シンセサイザに入力され、2GHz帯の局部発信信号等に変換され、衛星間通信機器の各中継器に必要な各種の周波数基準信号として分配される（図-11）。

なお、PILRXの内部の基準信号とPILRXが受信する信号の周波数差が、ループエラーとしてテレメトリに出力される。

### （2）異常発生の状況

11月6日、PILRXのA系のループエラーテレメトリが、正常時には、0Hz近傍のところ、約+3MHzの一定値を示し、また、各中継器の出力信号も周波数が一定とならない掃引状態となる異常を生じた。

通信実験を継続して実施するため、11月13日、PILRXをA系からB系に切り換えた。

### （3）原因の推定

PILRXテレメトリ異常に関する故障の木解析（FTA）は図-12のとおりである。

このFTAから、異常時には-10V電源電圧の低下が生じていたと推定され、その原因是、-10V電源ラインに接続された次の部品等の故障が考えられる。

- ①安定化電源IC
- ②電源トランジスタ

- ③ダイオード
- ④コンデンサ
- ⑤コイル

このうち、安定化電源ICを除く他の故障では、消費電力が低下するか又は電源保護機器が働き機器自身がシャットオフするが、PILRXのA系異常時の消費電力は正常値から数十%増加したことから、安定化電源ICの異常と推定される。

PILRX-Aは6月中旬にオンして以来、約4ヶ月半の間安定に動作しており、また、不具合発生時の温度、振動・衝撃等の動作環境には、特別な状況は無く、部品の故障を誘発させる要因となる事象は確認されていない。

また、製造された10V系の同一ロットの安定化電源ICは、総数123個であり、COMETSへ搭載されたのは、これらの内の23個、異常を生じたのは1個である。

以上のことから、安定化電源ICの故障により、-10V電源電圧が低下し、20MHz基準信号に異常が発生したことが原因であると推定される。

#### (4) 今後の対策

今後、衛星に搭載する安定化電源ICの品質管理、部品の検査の徹底を図ることが必要である。

### 3 静止軌道に投入されなかつたために生じたと推定される異常

#### (1) レート積分ジャイロ出力異常

##### ア レート積分ジャイロの概要

レート積分ジャイロは、衛星の三軸まわりの角速度を検出する機器で、1チャンネルで2軸分を検出し、同一構成のチャンネルが3器搭載されており、このうち2器が姿勢制御時に使用される（図-13）。

このジャイロは、衛星の姿勢変化に伴う傾き量を、ピックオフにて検出（ピックオフ励磁回路（図-14）等）し、この検出信号を姿勢制御系に入力する。

## イ 異常発生の状況

打上げ以降、定常運用段階終了まで、レート積分ジャイロ3チャンネル（No.1～No.3）の出力異常が、チャンネルNo.3が5回、チャンネルNo.2が4回の合計9回発生した。出力値はチャンネルNo.2がヨー軸のみ約+0.2deg/sec、チャンネルNo.3がロール軸のみ約0.5deg/secと、毎回ほぼ同じ値を示した。

出力異常は、異常となったチャンネルの電源をOFF/ONすることにより正常に復帰した。

レート積分ジャイロ出力異常発生状況を表-5に示す。また、バンアレン帯通過時間率及びジャイロ異常発生状況を図-15に示す。

なお、6月2日に、ジャイロに出力異常が発生した場合、使用するジャイロのチャンネルを自動的に切り替えるための搭載姿勢制御系プログラムの改修を実施し、修正プログラムの機能が正常に働くことが確認された。

## ウ 異常原因の推定

### (ア) テレメトリデータの評価

異常発生時にはチャンネル内のテレメトリ信号2軸分共に同時に異常値を示し、チャンネル内の2軸に共通する箇所にて異常が生じていること、出力値が一定値を示すこと、モータ電流が正常であること、テレメトリデータが正常であること等から、ピックオフ励磁回路の出力異常の可能性が高いと考えられた。

さらに、電源のOFF/ONにて正常に復帰することから、ピックオフ励磁回路において、部品等に永久故障が発生したのではなく、一時的にノイズを受けて一部の回路が発振し、後段のバンドパスフィルタにより遮断され、ジャイロの出力値として一定値になった可能性があると考えられる。

ピックオフ励磁回路に混入するノイズは、レート積分ジャイロ自身からのノイズ、バス電源等ジャイロ外部からのノイズ、及び衛星外部からの放射線に起因するノイ

ズが考えられる。

#### (イ) 地上再現性試験

##### (a) 電気モデルを使用した再現試験

COMETSのレート積分ジャイロの電気モデルに対して内部ノイズを測定し、また外部から一次電源ライン又は信号ラインに沿わせたハーネスにパルスのノイズを重畠することにより再現状況を試験した。

その結果、内部ノイズは $40\text{mVpp}$ 程度と小さく（発振には約 $3\text{V}$ 以上が必要）、ジャイロ自身のノイズでは発振しないことが確認された。

また、一次電源線へのノイズ重畠（衛星電力バスを想定）では $+130\text{V}$ 以上で発振、二次信号ラインへの誘導（衛星ハーネスと信号線の干渉を想定）では $-50\sim-70\text{V}$ 以上のスパイクノイズで発振、シグナルリターンと筐体間では $-30\sim-70\text{V}$ 以上のスパイクノイズで発振することから、外部からのノイズでは発振しないことが確認された。

##### (b) 放射線照射試験

常温において、COMETSのレート積分ジャイロのピックオフ励磁回路を模擬した積分器試験回路（電気モデル回路）に対してカリフォルニウム202からの放射線（入射粒子数 $1\times10^6/\text{cm}^2$ 、LETレベル $43\text{MeV}/(\text{mg/cm}^2)$ にピークを持つ正規分布）を照射することにより、ピックオフ励磁回路が発振する可能性の有無を確認した。

その結果、ピックオフ励磁回路内の積分回路がシングルイベントにより約 $1\text{MHz}$ で発振することが確認された（図-16）。

#### (ウ) バンアレン帯通過時間率との相関

図-15に示すとおり、現在までに発生したジャイロの異常は、バンアレン帯通過時間率に対して強い相関があると考えられる。

以上のことから、ピックオフ励磁回路内の、オペアンプ及び周辺の抵抗、コンデンサ等を含む積分回路が放射線に起因されるノイズを受けて不安定な動作状態となり発振し、 $1\text{MHz}$ 程度の発信周波数を出力、後段のバンドパスフィルタにより遮断され、ジャイロの

出力値として一定値になるものと推定される。

## (2) テレメトリ・コマンドに関する異常

### ア 異常の発生状況

初期機能確認試験等の間に、テレメトリ・コマンドに関する次の6件の異常が発生した。

#### (a) コマンドに関する異常

- 1) 衛星間通信機器Ka帯リターン系中継器進行波管増幅器(KRN-TWT)
  - A系の低電圧系電源(LV)がOFF出来ない。
- 2) Ka帯コマンド受信器A系がON出来ない。
- 3) S帯送受信器B系の送信部がON出来ない。

#### (b) テレメトリに関する異常

- 1) 高度衛星放送機器進行波管増幅器(SBE-TWTA)1の高電圧系電源(HV)のステータステレメトリがOFFから変化しない。
- 2) SBE-TWTA2のHVのステータステレメトリがOFFから変化しない。
- 3) 高度移動体衛星通信機器ミリ波帯進行波管増幅器(MMC-TWTA)のHVのステータステレメトリがOFFから変化しない。

(a) コマンドに関する異常については、3)を除き(別添4参照)、冗長系機器に切り替えることにより、(b) テレメトリに関する異常については、他の正常なテレメトリで機器の状態をモニタすることにより、試験・実験を実施した。

### イ 異常原因の推定

#### (ア) 故障の木解析(FTA)

テレメトリ・コマンド異常に関するFTAは図-17のとおりである。

この6件の異常発生状況は、テレメトリ・コマンド入出力回路に共通して異常が生じている。この回路でON/OFFのみの異常を示す共通の部品は、フォトカプラ（注1）のみであり、フォトカプラの動作異常と考えられる。

(注1) フォトカプラの概要：フォトカプラは、図-18に示すように発光ダイオード(LED)とフォトトランジスタを組み合わせた素子である。電流を入力することによりLEDが発光し、この発光によりフォトトランジスタが受光導通し、出力電流が流れるスイッチの働き（機械的な接点を使用した継電器（リレー）と同様の働き）をする。

COMETSでは、テレメトリ・コマンド入出力回路に約350箇所のフォトカプラが使用されている。

異常となったフォトカプラの部品の品種、ロットはそれぞれ異なることから、部品故障により一度に6カ所の異なる品種、ロットのフォトカプラが故障する可能性は低いと考えられる。

設計の前提とされている静止軌道上の運用と、投入された低軌道での運用では、機械環境に大きく異なる要素はないことから、衝撃等の機械環境によりフォトカプラの異常が生じた可能性は低い。

熱環境については、静止軌道上における環境と投入された低軌道における環境は大きく異なっているが、フォトカプラは動作温度範囲内にヒータ等により維持されていたため、熱環境が原因で異常が生じた可能性は低い。

放射線環境については、蓄積線量（トータルドーズ）の比較を図-19、プロトン被爆量の比較を図-20に示すとおり、蓄積線量としての被爆量は静止軌道上における被爆量よりも少ないものの、バンアレン帯通過により静止軌道上に比べ $10^2 - 10^3$ 倍程度のプロトンを被爆していることが判明した。

このため、大量の捕捉陽子（トラップドプロトン）の被爆によってフォトカプラの発光又は受光素子の結晶構造が変化した結果、電流伝達比が劣化し、信号伝達が不可能となった可能性があるものと考えられる。

#### (イ) プロトン照射試験

これまで、蓄積線量効果については、ガンマ線を使用したフォトカプラの入出力電流比（CTR）劣化特性は得られている。

一方、プロトンによる劣化評価は行われていなかった。

このため、日本原子力研究所高崎研究所にてプロトンを放射線源とした、フォトカプラのCTRの測定試験を実施した。

プロトン照射量を蓄積線量に換算し対比させた、プロトンとガンマ線によるフォトカプラCTR劣化特性の比較を行った結果は図-21に示すとおりである。

低軌道上の蓄積線量のうち、ガンマ線に比べてプロトンはフォトカプラを著しく劣化させることが判明した。

以上のことから、6件のテレメトリ・コマンド異常は、COMETSが設計値より著しく大量にプロトンを被爆する軌道に投入されたことにより、フォトカプラの発光又は受光素子の結晶構造が変化し動作異常を起こした結果、電流伝達比が低下し、テレメトリ・コマンド入出力回路に異常を引き起こしたことが原因であると推定される。

なお、フォトカプラのプロトン照射試験の結果から、COMETSでのフォトカプラ劣化予測は図-22に示すとおりである。異常発生時点で既にいくつかの機器の予測CTRが使用条件（設計値）を下回っており、今後、時間の経過に伴い更に使用条件を下回る機器が増加していくものと考えられる。

### (3) 1Nスラスタ異常動作

#### ア 1Nスラスタの概要

1Nスラスタは、液体燃料であるヒドラジン ( $N_2H_4$ ) を触媒によりアンモニアガス ( $NH_3$ ) と窒素ガス ( $N_2$ ) に分解することにより、姿勢制御用の推力を発生させる。1Nスラスタの配置及び構成は、それぞれ図-23及び図-24に示すとおりである。

#### イ 異常動作の概要

3月20日の第2回軌道変更後、1Nの4Aスラスタ噴射パルス数は1周回あたり平均400パルス程度であったが、3月24日7時6分からの可視において、動作パルス数が1周回で3,748パルス（以前のパルス数の約10倍）となった。

この間、姿勢制御は正常に動作していることから、スラスタのみの異常動作であると判断されたため、1NスラスタをA系からB系に切り替えたところ、異常動作以前の状態に復帰した。

COMETSは静止軌道上において、地球捕捉モードにより姿勢制御を行う設計となっているが、低軌道に投入されたため、姿勢制御は長時間にわたり太陽捕捉モード（図-25）であった。このため、静止軌道上での運用と比較して、ピッチ軸の外乱を制御するための4Aスラスタの噴射回数が多くなっていた。異常発生における累積噴射回数は19万パルスであった。

#### ウ 異常原因の推定

##### (ア) テレメトリデータの評価

スラスタをA系からB系に切り替えた際には、姿勢制御系が正常に動作していたため、4Aスラスタの推力が設計値の0.8N程度から0.04~0.05N程度に低下したことから、噴射パルス数が増加したものと考えられる。

4Aスラスタの推力低下は、推薬弁からジェットモータへ推薬を供給するフィードチューブ部（図-26参照）において、以下の事象が起こることにより、生ずるものと考えられる。

- ・フィードチューブにおける異物の堆積による流路面積の減少
- ・サーマルチョーク現象（注1）

(注1) 不適切な時間及び間隔にてスラスタを噴射した場合、ジェットモータが発熱し、フィードチューブの温度が上昇し、推薬がフィードチューブ内で自己分解を起こすことで、推力低下を生ずる現象。

サーマルチョーク現象は、フィードチューブの温度が噴射時の発熱と推薬流入による冷却のバランスにより決まるため、噴射パルスの継続時間が長く、噴射間隔が短い噴射モードで発生しうるものであるが、通常フィードチューブの温度が下がれば、推力は回復する。

## (イ) 軌道上試験確認

推力低下の原因を確認するために、1NスラスターをB系からA系に再度戻し4Aスラスターの動作を試験した。

その結果、4Aスラスターの推力は、設計値よりは低い0.2~0.3Nの推力であったが、異常動作時の推力0.04~0.05Nに比べて回復していた。

フィードチューブにおける異物の堆積による流路面積の減少が原因であれば回復の可能性は少ないとから、サーマルチョークが発生していた可能性が高いと推定された（注2）。

（注2）推力がもとの推力（0.8N程度）に回復しなかったのは、サーマルチョークが長時間継続したことにより、ヒドラジン（ $N_2H_4$ ）が分解したガス中のアンモニアが触媒に吹きかけられ触媒表面が不活性化されたためと推定された。

以上のことから、1N4Aスラスターの噴射パルス数の異常な増大は、COMETSが低軌道に投入されたため太陽捕捉モードによる姿勢制御を長時間続けた結果、ピッチ軸周りの制御を行う4Aスラスターの累積噴射回数が増大したことにより、サーマルチョーク現象を誘発したことが原因であると推定される。

これら3件の異常については、COMETSが設計条件と異なる低軌道を周回することになったため発生したもので、静止軌道上では異常は発生しなかった可能性が高いものと推定される。

また、定常運用段階までにフォトカプラのように同量の蓄積線量においてもガンマ線に比べてプロトンの被爆に弱い部品があることが判明している。このような放射線による部品の劣化については、現在までに測定されたデータを整理の上、今後の宇宙放射線対策に的確に反映していくことが重要である。

## 4 主要な宇宙実証成果

### (1) 2液式 1700N統合型推進系

#### ア 我が国における開発の位置づけ

##### (ア) 概要

COMETSの推進系は、平成6年8月に事故が発生した技術試験衛星VI型(ETS-VI)の1700N2液式アポジ推進系の技術を継承改善して開発されたものである。

この推進系はETS-VIアポジ推進系の完全ブローダウン方式(注1)から調圧ブローダウン方式(注2)への変更、姿勢制御系とアポジ推進系の燃料タンク及び燃料供給系の共有化により、性能や搭載性の向上、軌道上デブリ発生の抑制(注3)が図られた我が国で初めての2液式1700N統合型推進系である。

COMETS統合型推進系の系統図及び主要諸元は、それぞれ図-27、表-6に示すとおりである。

(注1) 完全ブローダウン方式：推進剤を充填した時のガス押し圧力により推進剤を排出する方式。

(注2) 調圧ブローダウン方式：高圧のガスを一定の圧力に調圧し推進剤を排出する方式。COMETSにおいては、本方式の採用によりヘリウムガス駆動一液推進薬弁の採用が可能となった。

(注3) ETS-VIにおける非統合型アポジ推進系では、噴射終了後分離され、軌道上デブリとなっていた。

#### (イ) ETS-VI 1700N2液式アポジ推進系の事故対策の反映

ETS-VIは、静止トランスマート軌道投入後、二液式アポジ推進系の第1-3回の噴射において、燃焼圧力が正常値の10分の一程度で安定し、その後、小規模噴射の停止が不可能となり、酸化剤である四酸化二窒素(NTO)が枯渇してしまった。

それらの原因は以下のとおりと推定された。

- a) 二液推進薬弁のバネが横変位し、ピストンヘッドとケーシングの間に入り込んだ（噛み込み）こと、さらに宇宙空間の高真空中で摩擦係数が増大し、バネの噛み込みがはずれなくなり、ピストンの動きを妨げたこと
- b) バネの噛み込みによりピストンが傾き、ピストン軸とケーシングが接触して擦れ、宇宙の高真空中で凝着し、ピストンが戻らなくなっここと 等

これらの原因に対して、次の対策の検討が提言された。

- 1) バネの噛み込みの防止策
- 2) 真空中の金属間接触・摺動の防止策
- 3) 接触・摺動の可能性のある部位の摩擦係数増加・凝着の防止策 等

この提言を受け、COMETSの一液推進薬弁においては、次のとおり対策を具体化して開発を行った（図-28）。

- 1) に対して、ポペットを押しつけるバネの端面に外部バネ座を追加
- 2) に対して、ベローズ／シャフト間クリアランス確保、芯だし精度向上
- 3) に対して、メカニカルストッパ内外面に固体潤滑剤（銀めっき）を塗布

#### (ウ) 打上げ結果

打上げ後、COMETSの7回の軌道変換運用（打上げ前計画では2回）を通して、2液式1700N統合型推進系は正常に動作し、ほぼ設計どおりの推力、比推力が得られた。

さらに、衛星の設計寿命3年にわたって信頼性・安定性が確認されたものではないが、約11ヶ月の初期機能確認・定常運用の間は1Nの姿勢制御系についても正常に機能し、衛星の推進系全体として推薬タンク・燃料供給系の統合化による支障はなかった。

これらのことから、COMETSにおいて大推力統合型推進系の機能性能が宇宙実証された。

#### イ 開発成果の国際比較

我が国及び諸外国の主要な衛星軌道変換用推進系の性能は図-29に示すとおりである。

COMETS推進系の推力は約1700Nであるが、諸外国で実用化されているものは500~600N程度のものが多いことから、高推力推進系技術としては国際的に高い水準にあると推定される。

#### ウ 今後の展望

今後、開発する大型静止衛星用のアポジエンジン、月・惑星ミッションで必要となる推進系の技術として、実証された技術が継承される可能性も期待される。

以上のことから、宇宙開発事業団は、国際的にも技術的水準の高い1700N級の二液式推進系について、過去の事故への対策を的確に実現するとともに、調圧ブローダウン方式の採用、姿勢制御系との統合等により性能・搭載性の向上、軌道上デブリ発生の抑制を図って、宇宙実証に成功したものであり、技術的に着実な前進があったと認められる。

なお、統合された1Nスラスタの安定性・信頼性については、衛星の設計寿命にわたって長期間確認されたものではないなどのことから、成果の評価対象として含めていない。

### (2) 展開収納型フレキシブル太陽電池パドル

#### ア 我が国における開発の位置づけ

##### (ア) 概要

COMETSの太陽電池パドルは、宇宙実験・観測フリーフライヤ(SFU: Space Flyer Unit)の太陽電池パドル(注1)を大型化した幅約2.9m×長さ約13.8m×2翼の折り畳み方式展開収納型フレキシブル太陽電池パドルである。

その主要諸元は表-7に示すとおりである。

(注1) 新エネルギー・産業技術総合開発機構／(財) 無人宇宙実験システム研究開発機構(以下「開発機構」という。)が開発。

#### (イ) SFU太陽電池パドル収納失敗の反映

平成8年1月、SFUの回収に当たり、2翼の太陽電池パドルの収納を開始したが、ラッチ直前、両翼の伸展マストがほぼ同時に停止し、ラッチのテレメトリが確認できなかつたため、太陽電池パドルの回収を断念し、太陽電池パドルをSFUから切り離した。

収納異常の原因は、太陽電池パドルを構成する45枚のアクティブパネル(太陽電池実装、厚さ $250\mu m$ )及び3枚のブランクパネル(太陽電池非実装、厚さ $50\mu m$ )のうち、剛性の低いブランクパネルのヒンジラインが逆折れ変形したことによるものと推定された。

それについて、次の対策等が提言された。

- 1) 重力の有無による挙動の変化を極力小さくする設計又は挙動の変化の影響を受けることが少ない設計を採用
- 2) 地上試験の方法をより一層工夫 等

このため、COMETSの太陽電池パドルにおいては、次のとおり対策を具体化し開発を行った(図-30参照)。

- 1) に対して、逆折れ防止スプリングの追加
- 1) に対して、パネルの剛性を増すための縦及び横スティフナの追加
- 2) に対して、開発モデルを使用した航空機による微少重力中の展開収納実験による確認

打上げ後、COMETSの軌道変更実施時における7回のアポジエンジン噴射(打上げ前計画では2回)毎に太陽電池パドルの収納、展開が繰り返し実施され、太陽電池パドルの展開収納機能が十分宇宙実証された。

なお、発生電力、定張力機構等については、静止軌道上運用を前提として設計さ

れていることから、軌道上劣化を含めた比較は困難であるものの、初期においては電力約6500Wと設計値6170W以上を満足し、また定張力機構についても、これまでのところ異常を示すデータは見られない。

#### イ 開発成果の国際比較

我が国及び諸外国の主要なフレキシブル太陽電池パドル及び再収納可能な太陽電池パドルの実績は表-8に示すとおりである。

再収納可能なフレキシブル太陽電池パドルは、我が国のS F U、COMETS以前には、NASAがスペースシャトルでの実験として行ったSAFE (Solar Array Flight Experiment) と、ロールアウト型（巻き出し型）の展開・収納方式を採用しているハップル宇宙望遠鏡があるのみである。

衛星搭載の再収納可能な折り畳み方式フレキシブル太陽電池パドルについては、COMETSにおいて世界で初めて宇宙実証された。

#### ウ 今後の展望

今後、太陽電池パドルの再収納が必要となる再回収ミッション、多数のセンサを搭載した地球観測衛星など打上げ時のロケットフェアリング収納性が要求される衛星等へ搭載される太陽電池パドルとして、実証された技術が継承される可能性も期待される。

以上のことから、宇宙開発事業団は、国際的にも実績の少ない再収納機能のあるフレキシブル太陽電池パドルについて、過去の「開発機構」の太陽電池パドル収納異常への対策を適切に実施し、軌道上で8回の展開、7回の収納を行い、展開収納に係る技術的な安定性が宇宙実証されたものであり、打上げ前の計画を超える技術的成果があったものと認められる。

なお、発生電力、定張力機構等の安定性・信頼性については、衛星の設計条件と軌道上環境が異なること、衛星の設計寿命にわたって長期間確認されたものではないなどのことから、成果の評価対象として含めていない。

### (3) 21 GHz 帯 200W 級進行波管増幅器

#### ア 我が国における開発の位置づけ

COMETSには、広帯域で高画質な高精細度テレビジョン放送、統合デジタル放送（ISDB）等、将来の衛星放送に対応する高度衛星放送機器を実現するため開発された21GHz帯200W級進行波管増幅器（TWT A）が搭載されている。

このTWT Aは、BS-3用の12GHz 130W級TWT Aの輻射型コレクタを高電圧化し、また高発熱対策として排熱の改善を図ったものであり、さらにCS-3用の20GHz 10W級TWT Aを参考に高出力化のために結合空洞型としたものである。

COMETSの21GHz帯200W級TWT Aの形状、主要諸元は、それぞれ図-31、表-9に示すとおりである。

COMETSにおいては、設計条件の静止軌道とは熱等の環境が異なる低軌道上で約11ヶ月の初期機能確認・実験運用の範囲において、この21GHz帯の200W級TWT Aの機能性能が宇宙実証された。

#### イ 開発成果の国際比較

我が国及び諸外国の主要な衛星搭載用TWT Aの出力及び周波数は図-32に示すとおりである。

21GHz帯においては、200W級のTWT AはCOMETSに搭載されたもの以外に存在せず、出力において世界最高性能である。

#### ウ 今後の展望

21GHz帯は国際的に広帯域衛星放送のために周波数が分配されており、実証された21GHz帯200W級TWT A技術は、今後の放送衛星等へ利用されることが期待される。

以上のことから、設計条件と異なる低軌道環境における約11ヶ月の実験運用等の

範囲で評価する限りにおいて、宇宙開発事業団は、21GHz帯において世界最高出力である200W級のTWT Aの宇宙実証に成功したものであり、技術的に大きな前進があったものと認められる。

しかしながら、TWT Aの機能・性能の安定性・信頼性については、衛星の設計条件と軌道上環境が異なること、衛星の設計寿命にわたって長期間確認されたものではないなどのことから、成果の評価対象として含めていない。

#### (4) 44GHz帯20W級進行波管増幅器

##### ア 我が国における開発の位置づけ

COMETSには、高度移動体衛星通信機器として我が国で初めて開発された44GHz帯20W級進行波管増幅器(TWT A)が搭載されている。

このTWT Aは、CS-3用の20GHz10W級TWT Aを基に、高周波数化するためヘリックスの高精度化等の改善を図ったものである。

COMETSの44GHz帯20W級TWT Aの形状、主要諸元は、それぞれ図-33、表-10に示すとおりである。

COMETSにおいては、設計条件の静止軌道とは熱等の環境が異なる低軌道上で約11ヶ月の初期機能確認・実験運用の範囲において、この44GHz帯の20W級TWT Aの機能性能が宇宙実証された。

##### イ 開発成果の国際比較

我が国及び諸外国の主要な衛星搭載用TWT Aの出力及び周波数は図-32に示すとおりである。

40GHzを越えるミリ波帯のTWT Aは数少なく、COMETSに搭載された44GHz帯20W級TWT Aは周波数の高さにおいて世界的に高い水準にある。

##### ウ 今後の展望

ミリ波帯は、Ka帯以下の衛星通信用周波数の逼迫に対応するための新しい周波数帯として実用化が望まれているところであり、COMETSにより宇宙実証され

た44GHz帯TWT A技術は、将来の衛星通信に継承されることが期待される。

以上のことから、設計条件と異なる低軌道環境における約11ヶ月の実験運用等の範囲で評価する限りにおいて、CRLは、世界的に数の少ないミリ波帯のTWT Aの宇宙実証に成功したものであり、将来の衛星間通信におけるミリ波帯利用に向けて技術的に相当の前進があったものと認められる。

しかしながら、TWT Aの機能・性能の安定性・信頼性については、衛星の設計条件と軌道上環境が異なること、衛星の設計寿命にわたって長期間確認されたものではないなどのことから、成果の評価対象として含めていない。

### III 総合意見

H-IIロケット5号機は、通信放送技術衛星（COMETS）を静止トランസファー軌道に投入することを目的として、平成10年2月21日に打ち上げられたところ、第2段エンジン（LE-5A）が予定より早期に燃焼を停止したため、COMETSは目標軌道より大幅に低い軌道に投入された。

そのため、同年3月から5月にかけて計7回に及ぶ軌道変更を行い、遠地点高度約18000km、近地点高度約500kmの橿円軌道に投入した後、初期機能確認及び実験運用を実施した。

COMETSについては、投入された軌道が衛星の設計上考慮した放射線環境よりも厳しかったことなどから、衛星バス機器にいくつかの異常が生じたものの、いずれの異常についても原因の究明を行い、適切な処置をとったことから、橿円軌道において20項目以上の実験を行うことができた。

これらの間、軌道変更においては、過去の衛星等の異常原因への対策を施して開発した大出力統合推進系の1700Nアポジエンジンの機能、フレキシブル太陽電池パドルの収納展開機能を宇宙実証するとともに、橿円軌道における実験運用の範囲においては、Ka帯200W級進行波管増幅器及びミリ波帯20W級進行波管増幅器の基本的性能を確認することができた。

以上のことから、COMETについては、H-IIロケットによる静止トランസファー軌道投入に失敗したため、所期の目的である静止軌道上での衛星通信・放送技術の実験・実証を行うことはできなかったものの、当初計画にない多数回の軌道変更を行い、可能な限りの実験を実施し、衛星バス機器及びミッション機器の重要な要素技術について基本的な機能性能を実証確認するなど一定の成果を上げたものと評価する。

なお、橿円軌道上の放射線による部品の劣化等について、これまでに測定されたデータを整理の上、今後のプロジェクトにおける宇宙放射線対策に的確に反映していくことが重要である。

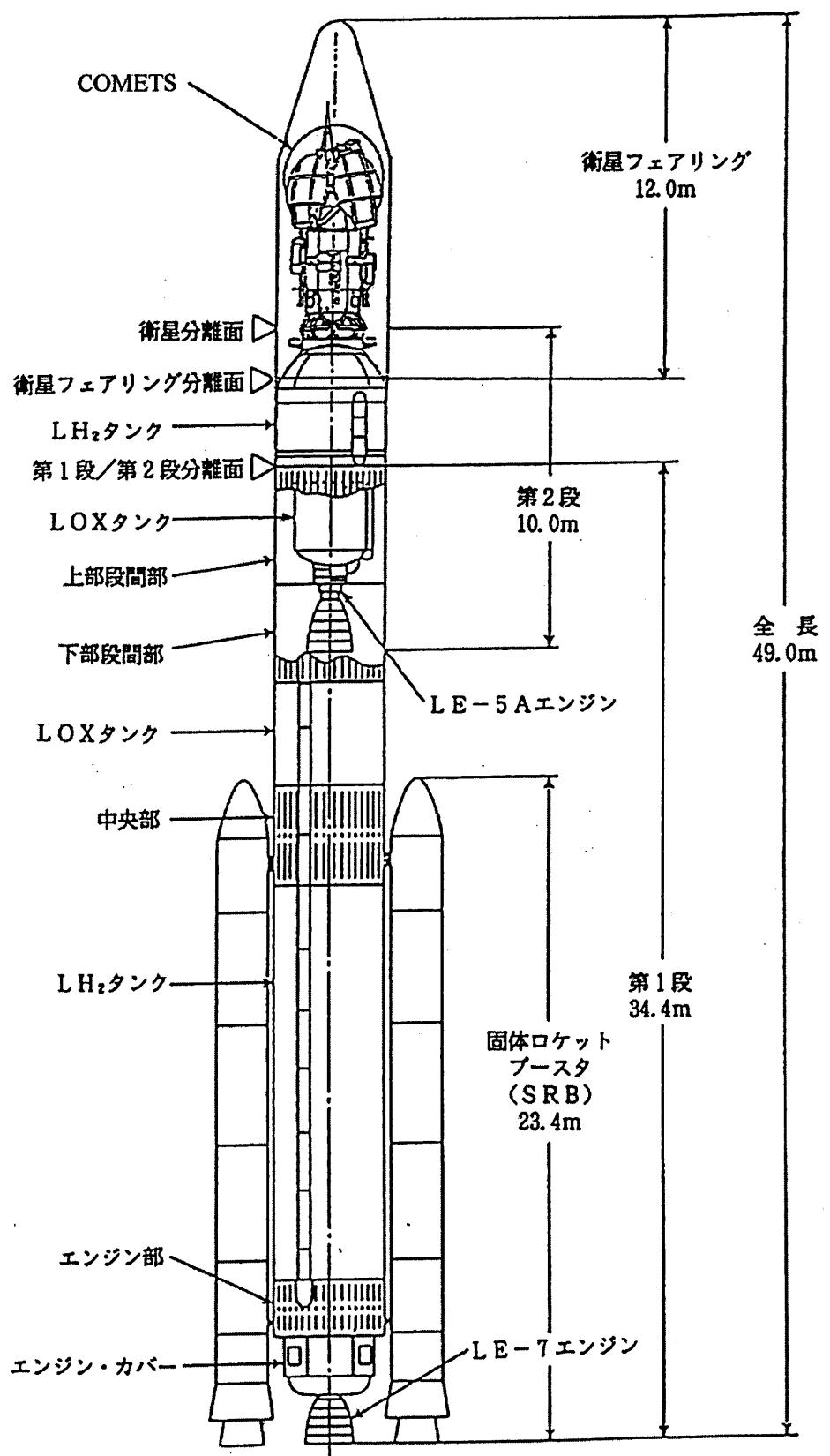


図-1 H-IIロケット5号機の形状

表-1 H-IIロケット5号機の主要諸元

項目		諸 元	備 考
全 長		4 9 . 0 m	
直 径		4 . 0 m	コア機体
全備重量		2 6 0 . 7 t	ペイロード重量を含む
ペイロード重量		3 . 95 t	
第 1 段	推進薬	液化酸素／液化水素	
	推進薬重量	8 7 . 0 t	
	推 力	8 6 tf	海面上（補助エンジン分は含まない）
	燃焼時間	3 4 4 sec	打上げ～主エンジン燃焼停止指令
	比推力	4 4 5 sec	真空中（補助エンジン分は含まない）
S R B	全備重量	9 7 . 9 t	段間部（上部／下部）を含む
	推進薬	固体推進薬	
	推進薬重量	1 1 8 . 3 t	2本分
	推 力	3 1 8 tf	2本分、海面上有効平均推力
	燃焼時間	9 4 sec	
第 2 段	比推力	2 7 3 sec	真空中
	全備重量	1 4 0 . 7 t	2本分、カナタ焼損重量を含まない
	推進薬	液化酸素／液化水素	
	推進薬重量	1 4 . 0 t	
	推 力	1 2 . 4 tf	真空中
	燃焼時間	4 9 4 sec	(第2段エンジン第1回燃焼開始～第2段エンジン第1回燃焼停止指令+第2段第2回燃焼開始～第2段第2回燃焼停止指令)
	比推力	4 5 2 sec	真空中
	全備重量	1 6 . 7 t	
フェア リング	直 径	4 . 0 m	衛星収納域
	全 長	1 2 . 0 m	4.1m $\phi$ × 7.4mL (最大直径、最大長)
	重 量	1 . 4 t	
誘導方式		ストラップターゲットによる慣性誘導方式	

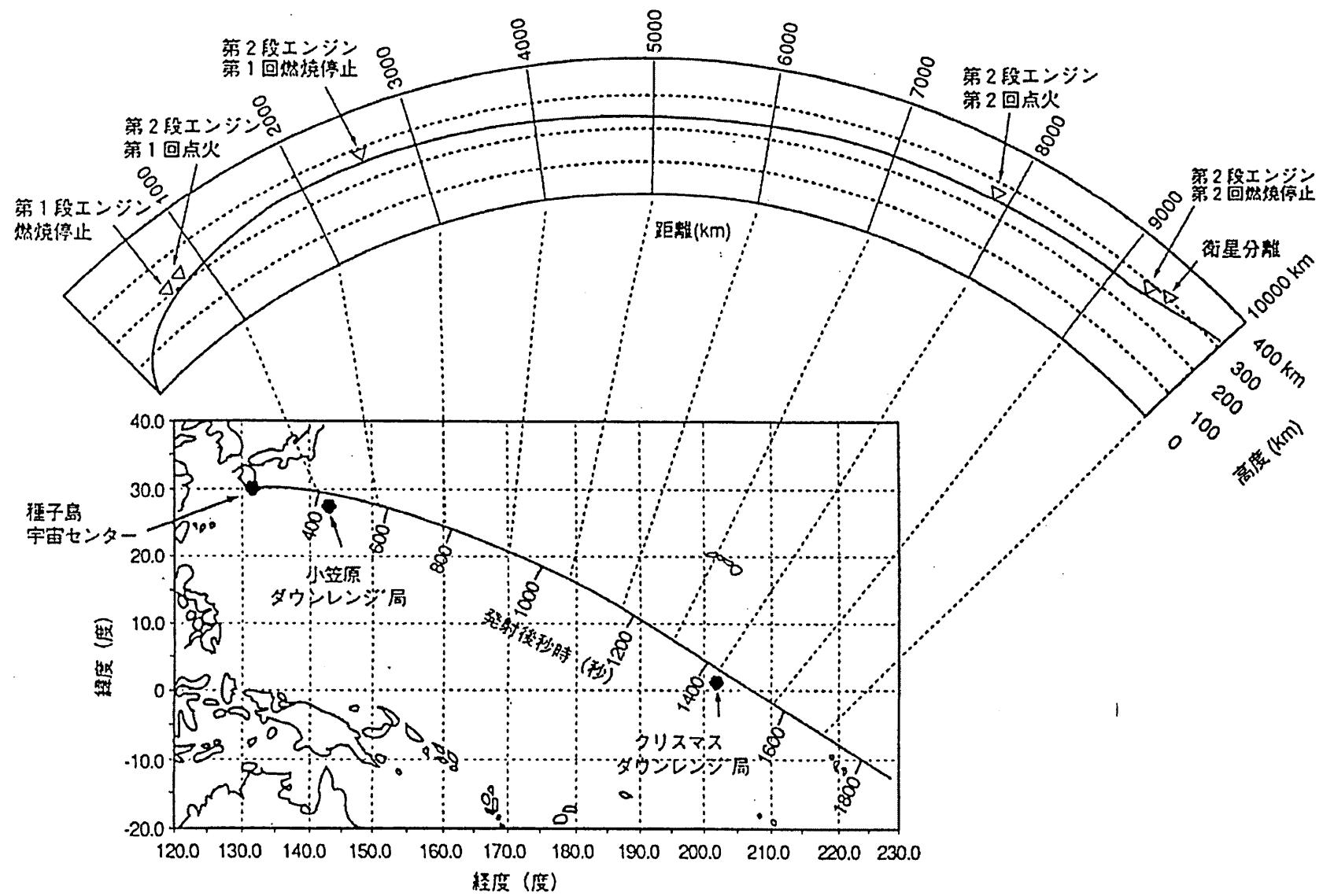


図-2 H-IIロケットの標準飛行経路(静止トランスポー軌道ミッション)

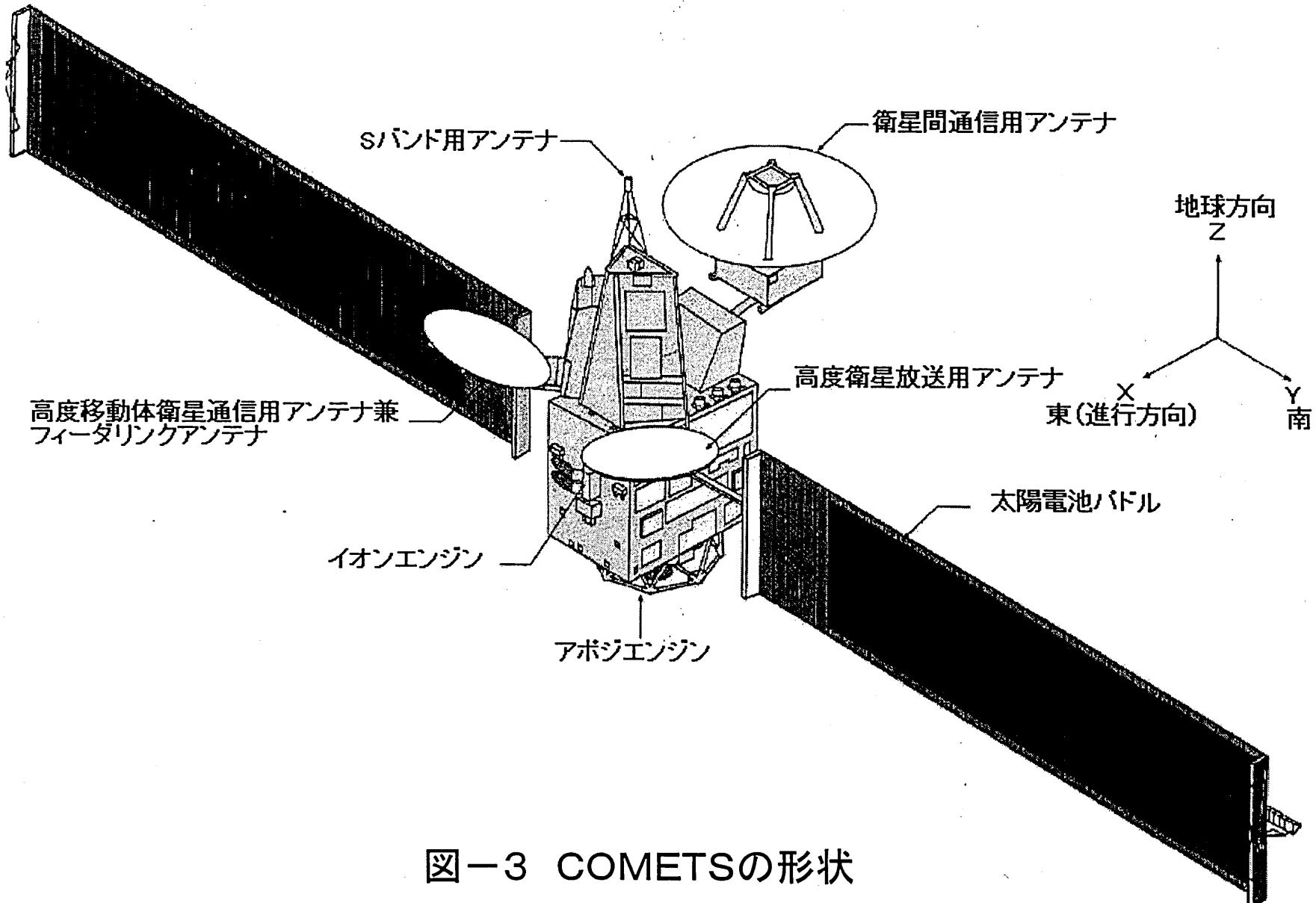


図-3 COMETSの形状

表-2a COMETSのバス系主要諸元（当初の予定）（1／2）

項目	主要諸元		
システム	打上げ：H-IIロケット5号機 ミッション期間：3年 静止位置：東経121度 保持精度 ±0.1度以内（東西、南北） 衛星形状：展開・再収納可能な太陽電池パドルを有する箱形 衛星本体：3m×2m×2.8mの直方体形状 全高：7865mm（アンテナタワーを含む） 全幅：約31m（太陽電池パドル展開時） 重量：3960kg（打上げ時） 発生電力：6170W以上（トランスファ軌道初期） 5230W以上（静止軌道3年後夏至）		
テレメトリ・コマンド系	(テレメトリ系) S帯	Ka帯	
	周波数：2269.68MHz	20.165GHz	
	変調方式：PCM-PSK/PM	PCM-PSK/PM	
	ビットレート：512bps	512bps	
	2048bps	2048bps	
	(コマンド系) S帯	Ka帯	
	周波数：2090.0MHz	29.485GHz	
	変調方式：PCM-PSK/PM	PCM-PSK/PM	
	ビットレート：1000bps	1000bps	
	(レンジング系) S帯	Ka帯	
	周波数アップリンク：2090.0MHz	29.295GHz	
	ダウリンク：2269.68MHz	29.315GHz	
	変調方式：トーン/PM	20.295GHz 20.115GHz	PNコードスペクトラム 拡散方式
	レンジング方式：トーン方式	PNコード方式	
電源系	バス方式：4バス分離可能2バス、非安定バス方式 バス電圧：日照時 48.75~50.0V 日陰時 31.75~49.0V バッテリ：種類 NiH2バッテリ 容量 35AH×4台 シャント：方式 ディジタル型シーケンシャルシャント 容量 1900W×4台(50V)		
太陽電池パドル系	発生電力：6170W以上（トランスファ軌道上） 5230W以上（静止軌道上3年後夏至） パドル方式：フレキシブルタイプ マスト伸展収納方式：コイラブルマスト 太陽電池セル：ガリウム砒素セル		

表-2a COMETSのバス系主要諸元（当初の予定）（2／2）

項目	主要諸元
姿勢制御系	方 式：三軸姿勢制御方式 コントロールドバイアスモーメンタム方式 制御精度：ロール／ピッチ ±0.05度以内 (静止軌道) ヨー ±0.15度以内 衛星間通信用アンテナ駆動系との協調制御を行う。
熱制御系	受動型熱制御方式（オプティカルソーラリフレクタ、多層インシュレーション等）と能動型熱制御方式（コマンド信号、電子式サーモスタット及び機械式サーモスタットにより制御されるヒータ、ヒートパイプ）を併用する。
構体系	構造様式：衛星本体 パネル支持構造 衛星本体の支持：トラス構造 アンテナユニットの支持／トラス構造 構体重量：約340kg 剛性：横軸10Hz以上、縦軸20Hz以上
統合型推進系	方 式：アポジエンジン系とガスジェット系の統合型 推薦供給方式：調圧プローダウン方式  アポジエンジン系（調圧方式） 推薦： $N_2H_4/NTO$ 推力：1700N  ガスジェット系（プローダウン方式） 推薦： $N_2H_4$ 構成：1Nスラスター 16台（姿勢制御、東西軌道制御） 50Nスラスター 4台（AEF時の姿勢制御）
イオンエンジン系	方 式：カウフマン式電子衝撃型イオンエンジン 推進剤：キセノン 推 力：23.3mN 南北軌道制御用
計装系	ハーネス、プラケット等の計装品以外に電力分配、軽負荷モード信号の送出、火工品の点火制御、分離信号の検出・ACSの起動、パドル展開信号の出力、UPS系バルブの駆動機能等を有する。
モニターカメラ	取 得 画 像：静止カラー画像 露 光 調 整：絞り固定、シャッタースピード可変 カメラヘッド数：4台（広角レンズ3台+標準レンズ1台）

表-2 b COMETSのミッション系主要諸元（当初の予定）（1／3）

項目	主 要 諸 元
衛星間通信機器	<p>(主要機能)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 地球局からの送受信号を含むフィーダリンクの周波数を変換し、ユーザ宇宙機との間でS/Ka帯によるデータ通信を行う。</li> <li>・ 軌道高度1,000kmまでのユーザ宇宙機との通信を行う。</li> <li>・ ユーザ宇宙機側での「かけはし」の捕捉追尾を容易にするため「かけはし」からユーザ宇宙機へKa帯のフォワードビーコン信号を送信する。</li> <li>・ フィーダリンク用アンテナは高度移動衛星通信用のアンテナと共に用する。</li> </ul> <p>(衛星間通信用アンテナ)</p> <p>開口径：3.6mセンターフィードカセグレン方式（展開ブーム付き）</p> <p>偏 波：右旋円偏波又は左旋円偏波</p> <p>(フィーダリンク用アンテナ)</p> <p>開 口 径：2.0mオフセットフィードグレゴリアン方式</p> <p>アンテナビーム数： Ka帯 3（関東*、東海**、南九州） ミリ波帯 1（関東**）</p> <p>偏 波：アップリンク 右旋円偏波 ダウンリンク 左旋円偏波</p> <p>* Ka / ミリ波帯高度移動体衛星通信機器と共に用</p> <p>** Ka / ミリ波帯高度移動体衛星通信機器のみで使用</p> <p>(捕捉追尾)</p> <p>K a 帯：プログラム追尾及び自動追尾</p> <p>S 帯：プログラム追尾</p> <p>追 尾 精 度：Ka帯 ±0.043° 以下（自動追尾時） S帯 ±0.31° 以下</p> <p>アンテナ駆動範囲：地球中心に対して±10°以上</p> <p>アンテナ駆動角速度：0.013deg/sec以上</p> <p>(周波数)</p> <p>衛 星 間 通 信：</p> <p>K a 帯 フ ソ ワ ド 23.190~23.460GHz</p> <p>K a 帯 リ タ ー ン 25.525~26.425GHz</p> <p>S 帯 フ ソ ワ ド 2025~2110MHz</p> <p>S 帯 リ タ ー ン 2200~2290MHz</p> <p>K a 帯 フ ソ ワ ド ビ 一 コ ン 23.3875、23.540GHz</p> <p>フィーダリンク：</p> <p>K a 帯 フ ソ ワ ド 29.785GHz</p> <p>K a 帯 リ タ ー ン 19.685GHz</p> <p>S 帯 フ ソ ワ ド 30.180GHz</p> <p>S 帯 リ タ ー ン 20.370GHz</p> <p>K a 帯 パ イ ロ ッ プ 信 号 29.960GHz</p>

表-2 b COMETSのミッション系主要諸元（当初の予定）（2／3）

高度衛星放送機器	<p><b>(主要機能)</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・関東甲信越及び九州本島からのアップリンク信号を所要の電力に増幅しダウンリンク信号として関東甲信越及び九州本島に送信する。</li> <li>・アンテナ指向制御機能として以下の機能を有する。             <ul style="list-style-type: none"> <li>(1) 地上局からのコマンド信号により、アンテナをマニュアル制御する。</li> <li>(2) 地上局からのビーコン信号により、アンテナが自動追尾する。</li> </ul> </li> <li>・アップリンク信号の1波又は2波同時中継。</li> </ul> <p><b>(中継器系)</b></p> <p>系統数：3系統 うち予備1系統</p> <p>送信機出力：200W以上</p> <p>EIRP：高出力時 64dBW以上 低出力時 50dBW以上</p> <p>G/T：12dB/K以上</p> <p><b>(アンテナ系)</b></p> <p>開口径：2.3mオフセットフィードカセグレン方式</p> <p>照射区域：関東甲信越及び九州本島</p> <p>ビーム数：関東甲信越 1 九州本島 1 (ビーム間アイソレーション：35dB以上)</p> <p>偏波：右旋円偏波（アップリンク、ダウンリンク）</p> <p><b>(周波数)</b></p> <p>Ka帯アップリンク：27.3GHz、27.8GHz</p> <p>Ka帯ダウンリンク：20.7GHz</p>
----------	--

表-2 b COMETSのミッション系主要諸元（当初の予定）（3／3）

高度移動体 衛星通信機器	<p>(主要機能)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・K a帯及びミリ波帯の周波数を用いた移動体衛星通信実験を行う。</li> <li>・関東（K a帯／ミリ波帯）及び東海（K a帯）の地域において移動体間の衛星通信実験を行う。</li> </ul> <p>(中継方式)</p> <p>I F中継：フィルタバンクによるビーム間接続機能</p> <p>再生中継：ベースバンド交換によるビーム間接続機能</p> <p>接続数 8チャンネル／系統</p> <p>アップリンク SCPC（シングルチャンネルパーキャリア）方式</p> <p>ダウンリンク TDM（時分割多重）方式</p> <p>(周波数)</p> <p>K a帯アップリンク：30.772、30.828GHz</p> <p>K a帯ダウンリンク：21.00、21.056GHz</p> <p>ミリ波帯アップリンク：46.886GHz</p> <p>ミリ波帯ダウンリンク：43.764GHz</p> <p>(送信出力)</p> <p>K a 帯：10W級固体型電力増幅器（SSPA） 1台 20W級SSPA 1台</p> <p>ミリ波帯：20W級進行波管増幅器（TWT A） 1台</p> <p>(EIRP)</p> <p>K a帯関東ビーム：60.3dBW</p> <p>K a帯東海ビーム：54.0dBW</p> <p>ミリ波帯関東ビーム：63.5dBW</p> <p>(G/T)</p> <p>K a帯関東ビーム：20.4dB/K</p> <p>K a帯東海ビーム：17.1dB/K</p> <p>ミリ波帯関東ビーム：20.9dB/K</p>
-----------------	---

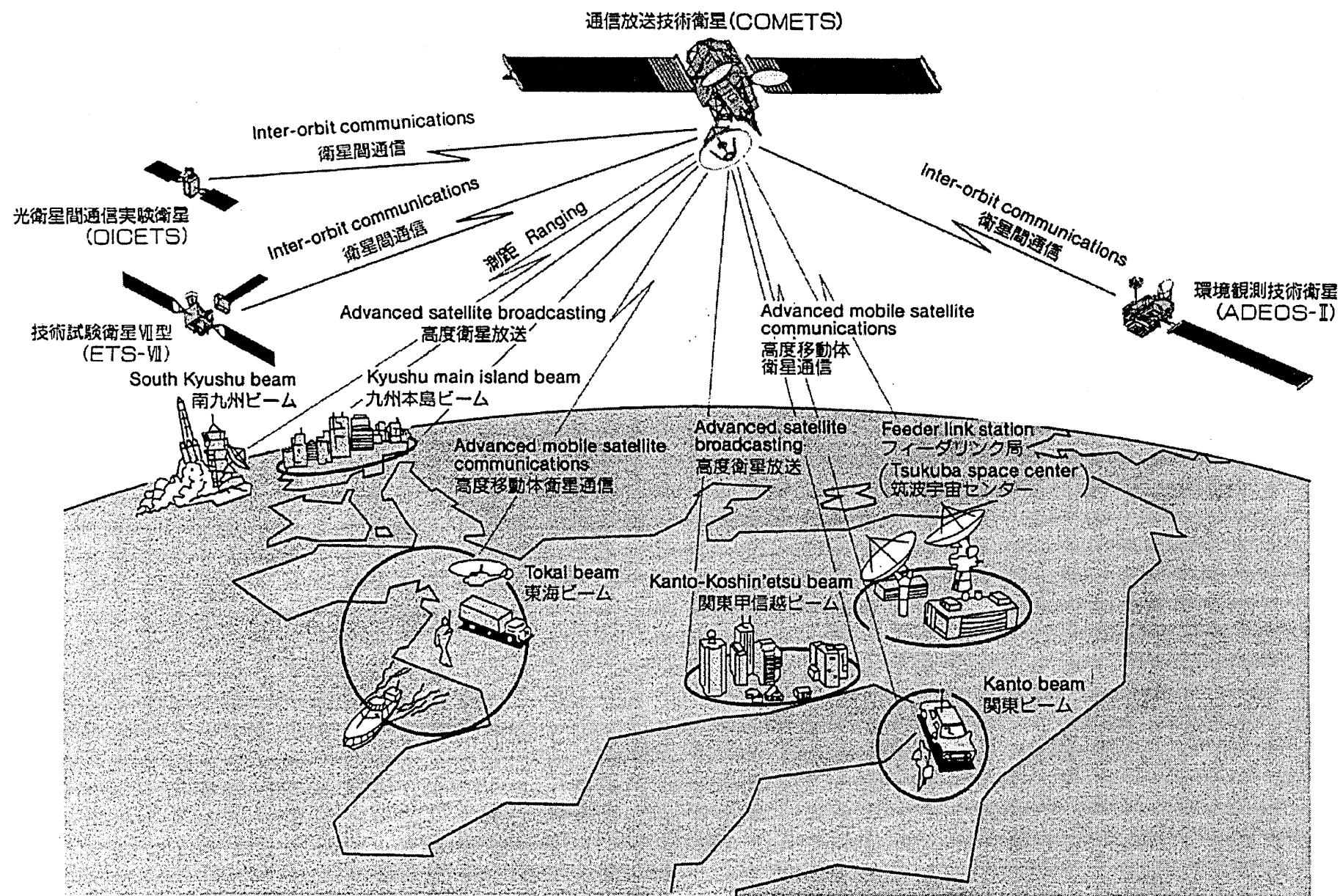


図-4 COMETS実験概念(当初計画)

表-3 主要シーケンス・オブ・イベント

イベント	計画値(秒)	飛行結果(秒)
① リフトオフ	0	0
② 固体ロケットブースタ燃焼終了	94	95
③ 固体ロケットブースタ分離	97	96
④ 衛星フェアリング分離	241	243
⑤ 第1段エンジン燃焼停止	346	348
⑥ 第1段・第2段分離	354	356
⑦ 第2段エンジン第1回燃焼開始	360	362
⑧ 第2段エンジン第1回燃焼停止	664	672
⑨ 第2段エンジン第2回燃焼開始	1,406	1,410
⑩ データ異常発生	—	1,450
⑪ 2段エンジン第2回燃焼停止	1,598	(1,457)*
⑫ COMETS分離	1,633	1,638

\* : 加速度計データから推定

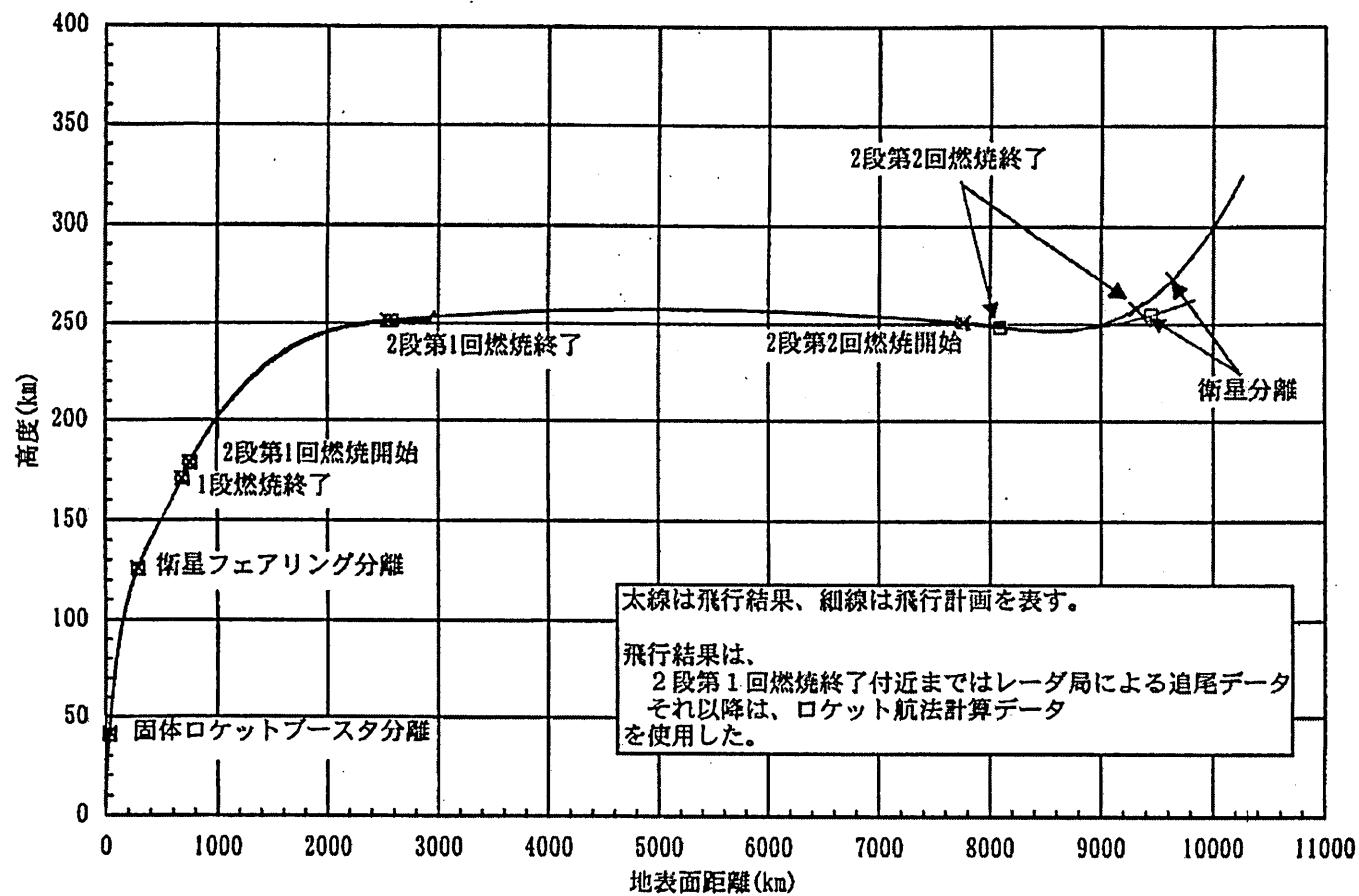


図-5 H-IIロケット5号機 高度ー地表面距離

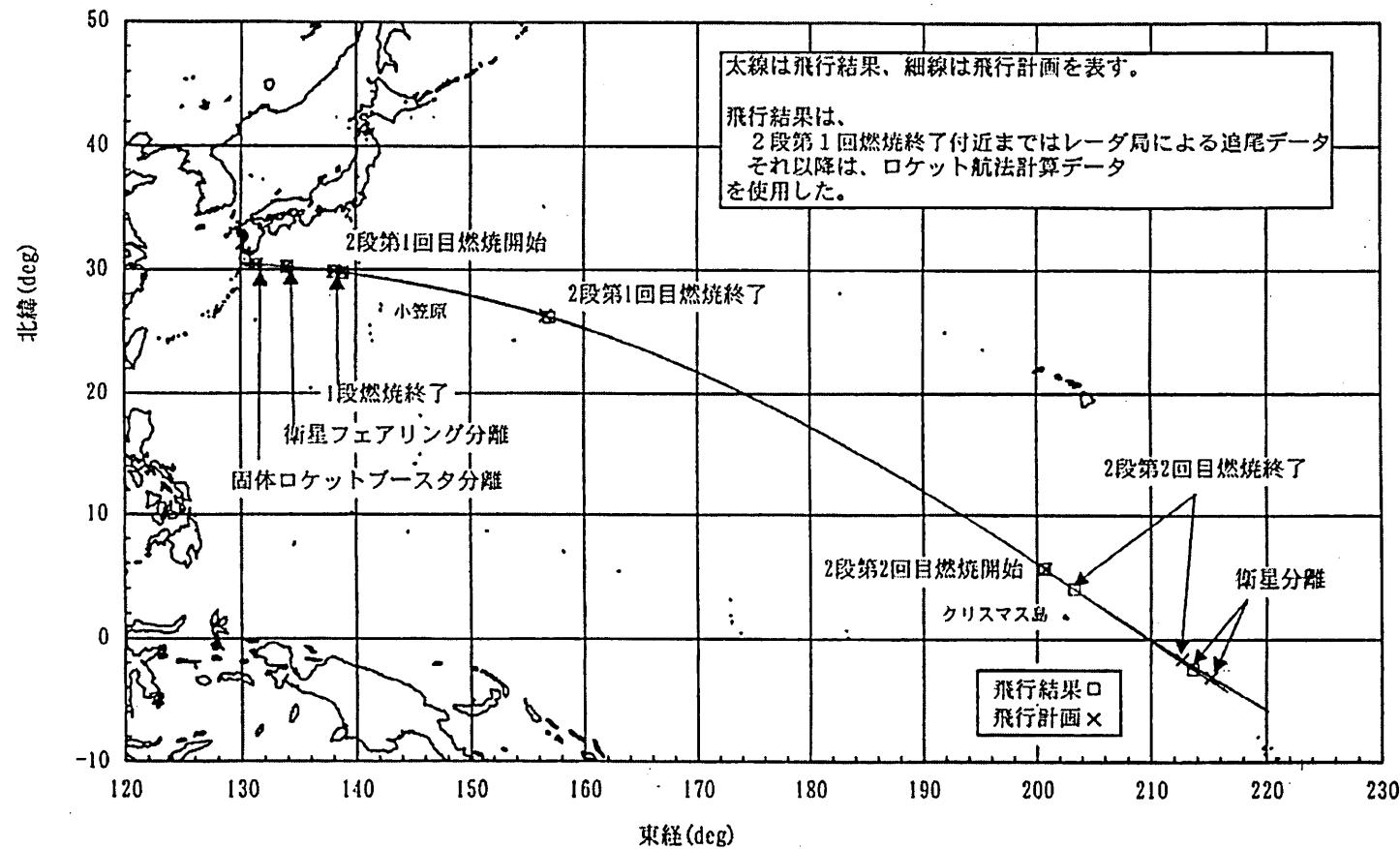
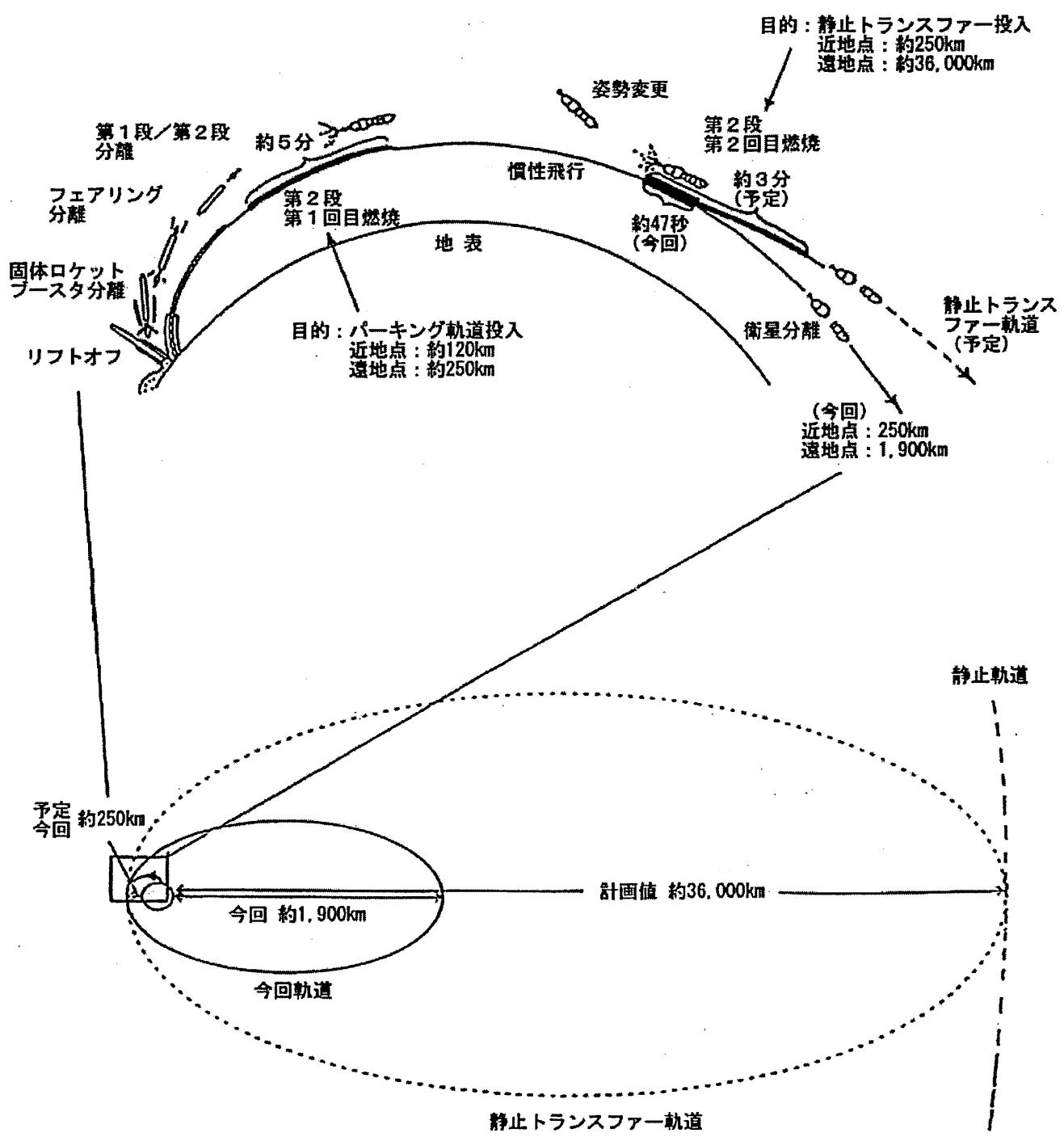


図-6 H-IIロケット5号機 機体現在位置



注) イメージを分かりやすくするため、縮尺を変えてある。

図-7 COMETSの投入軌道

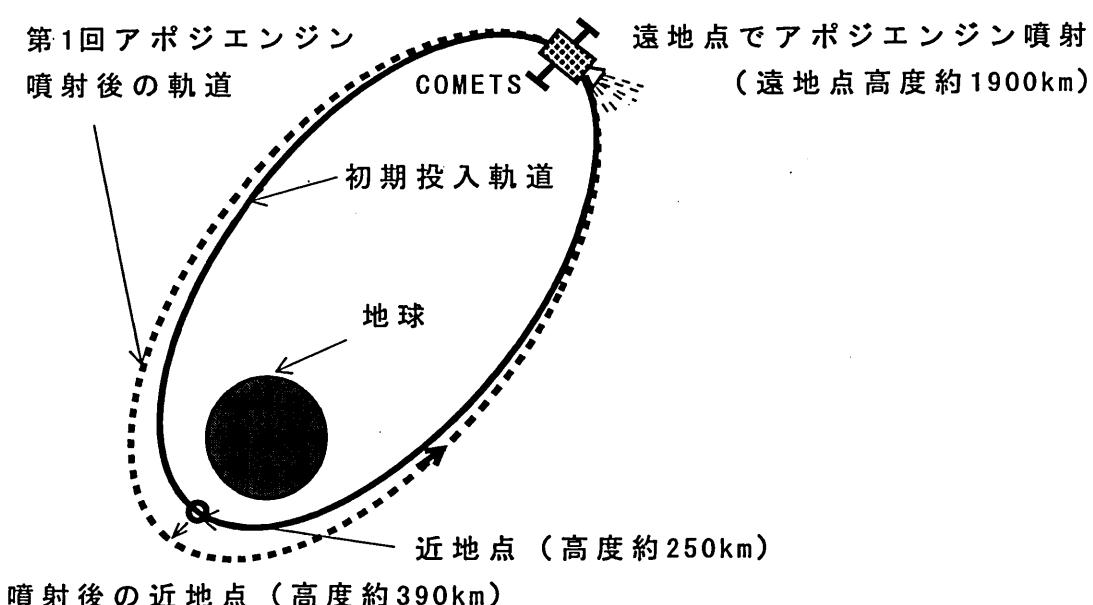
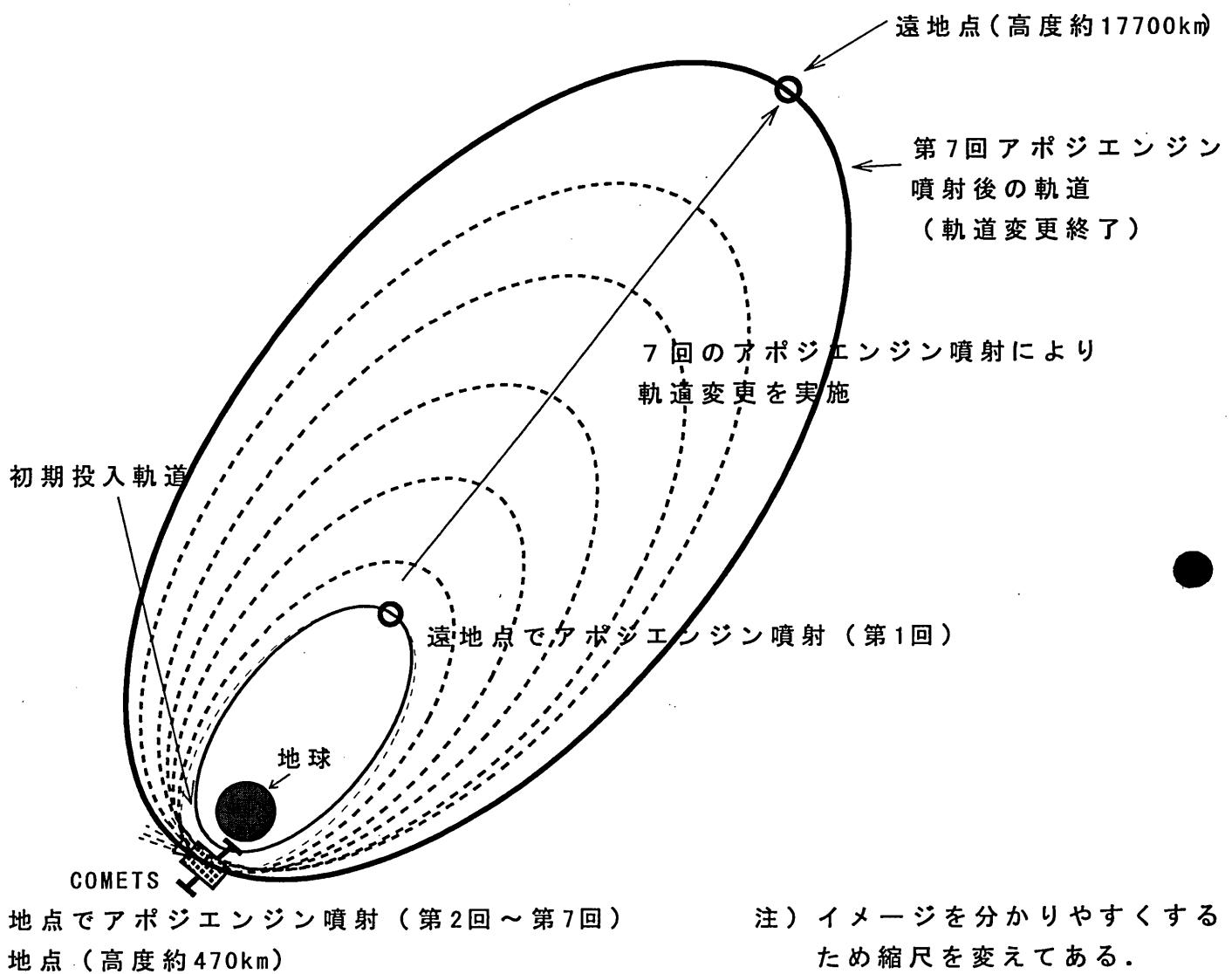


図-8 COMETSの軌道変更の概要

表一四 COMETS搭載機器確認結果概要(1/5)

サブシステム	項目	実施日	実施結果概要	備考
S-TTC	SバンドTTC切替機能	通常運用	S-ANT1、2の切替が正常に切り替えられた。	
	送信出力電力測定／スプリアスチェック	6/30	送信出力は規格25dBm以上に対し30.01dBm、スプリアスは規格-40dBc以下に対し-55dBc以下であり正常である。	
	周波数測定	6/30	送信周波数は規格値、中心値±4500Hz以内に対し+44Hz、テレメトリ変調度は規格値0.99～1.21radに対し、1.141radであり、正常である。	
	キャリアアクイジョンシミュレーション測定	7/1	規格値-110dBm以下に対して-127dBmであり、正常である。	
	コマンドレスショルド測定	7/1	規格値-94dBm以下に対して-114dBmであり、正常である。	
	ホールドインレンジ測定	7/1	規格(±135kHz、10kHz/s掃引)に対して、±140kHzでロックし正常である。	
	コマンド適合性確認	通常運用	運用上問題なくコマンドが実行されている。	本文 II 3(2)
	測距系コヒーレント／ノンコヒーレント切替機能	通常運用	COH/NON-COHの切替は正常に動作した。	
	測距機能確認	通常運用	軌道決定が正常に実施されていることにより動作は正常である。	
	ピットレート切換	通常運用	512bps/2048bpsの切替は正常である。	
EPS	打上げからのバッテリ放電深度	通常運用	最大DODは56%(第3AEF直後)であった。	
	ODCの動作	通常運用	パドル初期展開、AKEパイロ弁、各アンテナとも問題なく動作した。	
	太陽電池パドル展開後の発生電力	通常運用	約6300Wで正常な値であった。(予測値約6200W)	
	バッテリ充電電流(フル、トリクル)	通常運用	フル、トリクル充電電流は正常な範囲の値である。	
	バス電圧、各バスの出力電流、シャント電流	通常運用	電圧、電流とも正常な範囲内である。	
	バスの切換(1バス→2バス)	NA	周回軌道となったことから異常対応等を考慮して1バスのまます。	
	バッテリ管理機能(リコンディショニング)	NA	周回軌道となり食条件が異なるため現時点では実施しない。	
SPS	パドル展開・再収納機能確認	通常運用	7回のAEF運用で正常動作を確認	
	パドル回転駆動機能確認	通常運用	同上	
	発生電力確認	通常運用	劣化は予測の範囲内。但し、バス2発生電力若干の低下現象あり(5/13)	
ACS	姿勢制御機能	通常運用	各捕捉モード、AEFモード等、制御機能、性能は正常である。	本文 II 3(1)
	プログラム書き換え機能	通常運用	ピット反転対策、ホイール制御等の機能を再プロで付加。正常に動作	
	外乱トルク推定機能(定常モードバックアップ用)	NA	定常モードに移行できないため実施しない。	
UPS	スラスタ機能	通常運用	4Aスラスタを除き正常に動作している。	本文 II 3(3)
	遮断弁開閉機能	通常運用	正常動作を確認している。	
	燃料タンク温度・圧力	通常運用	各タンクとも正常である。	
	アポジエンジン機能	通常運用	7回のAEFとも正常に動作した。	
IES	圧力モニタモード動作状態	通常運用	正常に圧力モニタができる	
	TRS予熱モード動作	NA	現軌道では使用予定がないため実施しない。	
	TRS活性化モード動作	NA	現軌道では使用予定がないため実施しない。	
	TRS中和器作動モード動作	NA	現軌道では使用予定がないため実施しない。	
	TRS主放電作動モード動作	NA	現軌道では使用予定がないため実施しない。	
	TRSPビーム噴射モード動作	NA	現軌道では使用予定がないため実施しない。	
	単体推力確認	NA	現軌道では使用予定がないため実施しない。	
	比推力確認	NA	現軌道では使用予定がないため実施しない。	
	推力調整機能	NA	現軌道では使用予定がないため実施しない。	
TCS	熱制御機能	通常運用	熱制御に異常は発生していない。	
	ミッションパネルヒータ	通常運用	ヒータのON/OFFは正常に動作している。	
	バスパネルヒータ	通常運用	ヒータのON/OFFは正常に動作している。	

注)「通常運用」とはこれまでの運用を通じて確認した項目である。

\*は当初予定の確認内容から軌道が異なるために実施方法を変更した項目である。

表一4 COMETS搭載機器確認結果概要(2/5)

サブシステム	項目	実施日	実施結果概要	備考
	地球指向／上部パネルヒータ	通常運用	ヒータのON/OFFは正常に動作している。	
	SPSヒータ	通常運用	ヒータのON/OFFは正常に動作している。	
	ESAヒータ	通常運用	ヒータのON/OFFは正常に動作している。	
	UPSヒータ	通常運用	ヒータのON/OFFは正常に動作している。	
	IESヒータ	通常運用	ヒータのON/OFFは正常に動作している。	
	バッテリ/SSUヒータ	通常運用	ヒータのON/OFFは正常に動作している。	
	各部温度モニタ	通常運用	NTOタンク温度2Iに異常。その他は正常にモニタされている。	本文 II 1
	食時の各部温度	通常運用	衛星各部の温度は適切に保持されている。	
INT	火工品点火制御	通常運用	初期パドル展開、AKEパイロ弁、各アンテナとも正常に動作。	
	UPS駆動制御	通常運用	AKEバルブ動作、スラスタバルブ動作等正常である。	
	PDEへの出力機能	通常運用	初期パドル展開は正常に実施された。	
	バス電力分配機能	通常運用	各機器への電力分配は正常である。	
	衛星分離信号検出機能	通常運用	BCEの初期立ち上げは正常である。	
K-TTC	KバンドTTC立ち上げ手順	初期	テレメトリーによる機能確認を行い、正常。	
	KバンドTTC切り替え手順	N/A	USB送信機をOFFに出来ないため実施せず。	本文 II 3(2)
	送信出力電力測定／スプリアスチェック	定常	地上試験データを再現している。	
	周波数測定	定常	トランジン後周波数測定を実施。特に異常なし。	
	キャリアアクイジョンスレッショルド測定	定常	地上試験データを再現している。	
	コマンドスレッショルド測定	定常	地上試験データを再現している。	
	ホールドインレンジ測定	定常	コマンド送信周波数( $f_0$ ) ± 1 MHzで正常である。	
	コマンド適合性確認	定常	タミーコマンドにて確認し、正常である。	
	測距機能確認	定常	正常動作を確認した。	
ICE	FLCアンテナ系 バイアス補正データ取得	定常	0.1度のオフセット補正機能の確認し、正常に機能した。実験運用ではバイアス補正是必要なかった。	
	FLCアンテナ系 モード動作確認	定常	自動追尾状態において、パイロット信号送信停止後スタンバイモードに自動移行、またコマンドによる自動追尾移行、スタンバイモード移行を確認。	
	FLCアンテナ系 アンテナパターン確認	定常	APM駆動及び±1度の姿勢駆動によるパターン測定を実施。地上データをほぼ再現していることを確認。	*
	FLCアンテナ系 捕捉追尾特性確認	定常	自動追尾状態への引き込み、姿勢駆動時の自動追尾状態維持を確認。	
	FLCアンテナ系 信号引き込み特性	定常	TRKRXのスレッショルドレベルは、テレメトリー値で約-110~-107dBmであり、また、パイロット信号のトランシットに対しても周波数カウルし、充分な周波数スイープ幅を有していることを確認。	
	FLCアンテナ系 タイマ機能確認	初期	タイマ設定機能が正常であることをテレメトリーで確認。但し、タイマ出力によるLLM信号発生はミッション系全機器がオフになるため、実施せず(フォトカーブ異常対応)。	
	パイロット受信特性 引き込み特性確認	定常	PILRXのスレッショルドレベルは、テレメトリー値で約-110~-105dBmであり、また、パイロット信号のトランシットに対しても周波数カウルし、充分な周波数スイープ幅を有していることを確認。	
	パイロット受信特性 モード切換機能確認	定常	COHモード移行、及びパイロット信号断時のNON-COHモードの自動移行を確認。11/6にPILRX-A系異常(11/5から)が判明し、11/13からPILRX-Bで運用。	本文 II 2
	KFBアンテナ系 送信周波数	定常	CRL実験時は23.3875GHz(F1)、NASDA実験時は23.540GHz(F2)に切換て受信。周波数は受信入力で確認。	
	KFBアンテナ系 送信偏波切替	初期	初期機能確認時にRFで確認。通常運用ではRHCP選択。	

注)「通常運用」とはこれまでの運用を通じて確認した項目である。

\*は当初予定の確認内容から軌道が異なるために実施方法を変更した項目である。

表一4 COMETS搭載機器確認結果概要(3/5)

サブシステム	項目	実施日	実施結果概要	備考
	KFBアンテナ系 送信EIRP	初期	KFB-TWTA出力テレメトリ値からEIRP28.1dBWであり、正常。	
	KFBアンテナ系 帯域内スプリアス	定常	Kaバンド模擬衛星局での受信入力レベルで確認。特に異常なし。	
	KFBアンテナ系 機能確認	初期	周波数、偏波切り替え機能は正常。	
	IOLアンテナ系 初期校正データ取得	定常	パターン測定時に取得した追尾誤差特性(クロスカッピング)は正常な範囲であり、補正是不要であった。	*
	IOLアンテナ系 動作モード確認	定常	セーフティモードを除く各モード設定、モード移行が正常に実施されることを確認。マニュアルモードでのパターン測定、RF自動追尾を実施。	*
	IOLアンテナ プログラム追尾機能確認	定常	IOL-APEの再プロトコルにより、プログラム追尾の一環である指向角追尾機能を追加(初期機能確認済み)。指向角追尾による模擬衛星局捕捉(スキヤン機能含む)、RF自動追尾への自動移行を確認。軌道6要素によるプログラム追尾機能(一部再プロトコル実施)も、模擬衛星局を対象に正常動作を確認。	追
	IOLアンテナ系 捕捉追尾特性確認	定常	±0.16度以内の追尾誤差特性に異常はなく、自動追尾移行が可能であった。また、姿勢駆動時も自動追尾も正常に維持された。	*
	IOLアンテナ系 アンテナパターン確認	定常	KRN及びKFD系について、東西、南北、及び45度方向の4カットパターンを取得し、地上試験データをほぼ再現していることを確認。SSA系パターンは実施せず。	
	IOLアンテナ系 偏波切替機能確認	定常	初期機能確認にて偏波切り替え機能確認済み。通常、RHCP選択。	
	IOLアンテナ系 日周期校正データ取得	N/A	1日1回の実験では、データ取得困難。	
	IOLアンテナ系 周波数依存校正データ取得	定常	地上試験結果に基づくパラメータ設定で、25.85GHz(ADEOS KRN周波数)での追尾誤差電圧(クロスカッピング)特性は正常。他の周波数においても地上試験結果を再現していると予測。	
	IOLアンテナ系 ユーザ宇宙機切替機能確認	初期	ユーザ宇宙機2機分のパラメータ切換を確認。	
	IOLアンテナ系 デッドビートパラメータ校正	初期	APM駆動によるIOLアンテナの共振周波数を同定し、共振周波数に基づくデッドビートパラメータをアップロードし、共振レベルが目標値0.015度以下に抑えられることを確認。	
	SFD系 機器動作確認	初期	機器のON/OFF、バス電流測定等により正常動作を確認。	
	SFD系 送信周波数確認	N/A	衛星内のSFD信号のUSBコマンド受信機(S-TR Rx)への回り込み回避のため、SFD通信実験時はS-TR RXをオフする必要があるが、S-TR Rxオフは衛星全損のリスクがあるため、SFD通信実験を断念。	
	SFD系 送信EIRP確認	N/A	同上	
	SFD系 振幅周波数特性確認	N/A	同上	
	SFD系 受信C/N特性確認	N/A	同上	
	SFD系 帯域内スプリアス確認	N/A	同上	
	SFD系 変調スペクトラム確認	N/A	同上	
	SRN系 機器動作確認	初期	機器のON/OFF、電流測定等により正常動作を確認。	
	USB系テレメトリ信号のSRN系への回り込み評価	定常	衛星内の回り込みを評価した結果、IOLアンテナ/S-ANT1間のかッピングロスは約-51dBであり、地上SEM試験データと同程度であった。この結果から、設計通りにSRN通信実験時はS帯テレメトリをOFFする必要があった。11/19のS-TR Txの確認試験でB系のON不能が判明し、SRN通信実験を断念。	追
	SRN系 受信周波数確認	N/A	同上	
	SRN系 送信EIRP確認	N/A	同上	
	SRN系 振幅周波数特性確認	N/A	同上	
	SRN系 受信C/N特性確認	N/A	同上	
	SRN系 帯域内スプリアス確認	N/A	同上	
	SRN系 変調スペクトラム確認	N/A	同上	
	KFD系 機器動作確認	初期	機器のON/OFF、バス電流測定等により正常動作を確認。	

注)「通常運用」とはこれまでの運用を通じて確認した項目である。

\*は当初予定の確認内容から軌道が異なるために実施方法を変更した項目である。

表一4 COMETS搭載機器確認結果概要(4/5)

サブシステム	項目	実施日	実施結果概要	備考
	KFD系 送信周波数確認	定常	通常運用においてPILRXコヒーレントモード及びトランジーバー補償によりデータ伝送が正常に実施できた。	
	KFD系 送信EIRP確認	定常	PFD制限からKFD-SSPA出力が21.4dBm以下に制限されており、EIRP仕様値との比較は困難。出力調整用ATTがステップ9の時の出力レベルは地上試験結果にほぼ合致し、KFD-SSPAは正常動作と判断。実験局受信レベルからも送信EIRPはほぼ正常と推定。	
	KFD系 振幅周波数特性確認	定常	中継器無入力での雑音出力スペクトラムから、ほぼ地上試験結果を再現していることを確認。	
	KFD系 受信C/N特性確認	定常	C/N計算値と実測値は比較的よく一致することを確認。	
	KFD系 帯域内スブリアス確認	定常	PFD制限から、KFD-SSPA最大出力時のスブリアス特性は確認できないが、実験時の出力調整用ATTがステップ9の場合、異常なスブリアス成分は観測されていない。	
	KFD系 変調スペクトラム確認	定常	異常なスブリアスは観測されていない。	
	KFD系 アンバランス2トーン法による中継器特性	定常	中継器入出力特性、入力レベルに対するAM/PM変換係数、抑圧係数を測定し、地上試験結果と同傾向であることを確認。	追
	KRN系 機器動作確認	初期	機器のON/OFF、バス電流測定等により正常動作を確認。TWTA-AのLV OFF不能が確認され、以降TWTA-Bで運用。	本文 II 3(2)
	KRN系 受信周波数確認	定常	通常運用においてPILRXコヒーレントモード及びトランジーバー補償によりデータ伝送を正常に実施。	
	KRN系 送信EIRP確認	定常	実験局受信レベルからは送信電力は42~43dBmを確認。	
	KRN系 振幅周波数特性確認	定常	中継器無入力での雑音出力スペクトラムから、ほぼ地上試験結果を再現。	
	KRN系 受信C/N特性確認	定常	衛星受信レベルから計算したC/Nは実測値とほぼ一致することを確認。	
	KRN系 帯域内スブリアス確認	定常	異常なスブリアス成分は観測されていない。	
	KRN系 変調スペクトラム確認	定常	異常なスブリアスは観測されていない。	
	KRN系 アンバランス2トーン法による中継器特性	定常	中継器入出力特性、入力レベルに対するAM/PM変換係数、抑圧係数、振幅周波数特性を測定し、地上試験結果と同傾向であることを確認。	追
	総合特性 ICE全系同時運用確認	初期	全系(一部を除く)を長時間ONとし、問題のないことを確認。	*
SBE	アンテナ系 バイアス補正機能確認	初期	バイアスコマンドによりAPEの動作が正常であることを確認。	*
	アンテナ系 モード動作確認	初期	APEのモード設定及びTRKRXのON/OFFにより正常動作を確認。	*
	アンテナ系 信号引き込み特性	定常	RFセンサーピームが沖縄を指向するよう姿勢運用を実施し、沖縄ビーム信号に対してロックオン、自動追尾移行、自動追尾待機モード、マニュアルモードへの自動移行、ロックオンレベル、引き込み周波数範囲(一部)に関し、動作が正常であることを確認。	*
	アンテナ系 アンテナパターン	定常	関東ビームの中心を地上局に指向させるためのAPM駆動角度を決定するために定期的にビーカーを兼ねたカット面パターンの取得を実施し、アンテナパターンが地上試験結果と相違ないことを確認。 APM駆動による2次元パターン測定を関東／九州ビームに対して実施し、地上試験と相違ないことを確認。	
	アンテナ系 送信ビーム間アイソレーション	定常	APM駆動による2次元パターン測定を関東／九州ビームに対して実施すると同時に、他方のビームパターン測定を実施しアイソレーションを評価し、仕様値である35dB以上のアイソレーションがサービスエリア内で確保されていることを確認。	
	中継器系 ビーム間接続機能確認	定常	アンテナパターン測定コンフィグレーションにより機能確認を実施、正常であることを確認。	*

注)「通常運用」とはこれまでの運用を通じて確認した項目である。

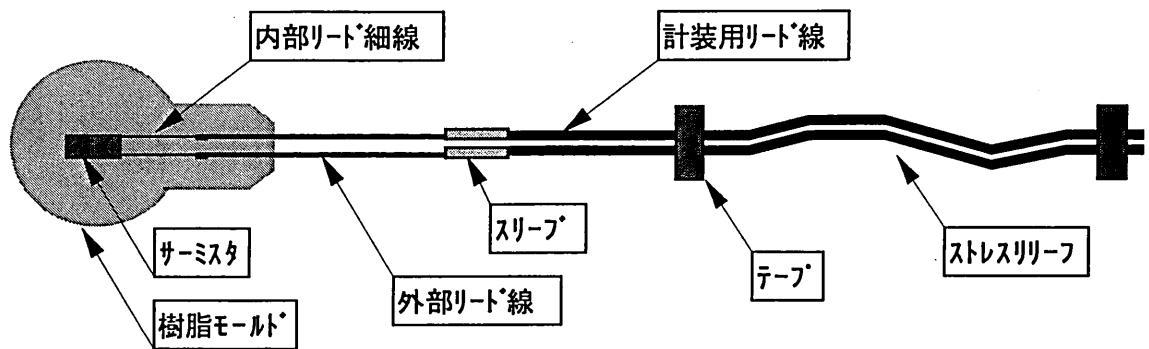
\*は当初予定の確認内容から軌道が異なるために実施方法を変更した項目である。

表一4 COMETS搭載機器確認結果概要(5/5)

サブシステム	項目	実施日	実施結果概要	備考
	中継器系 送信EIRP確認	定常	TWTA1/2/3のONを行い、送信電力が正常であることを確認 定期的に実力値による回線計算を行い、送信EIRPが正常であることを確認。	* 本文 II 3(2)
	中継器系 周波数特性／群遅延(帯域内)	定常	周波数特性:設定可能な全てのルートに関し、規定入力レベル時／無信号入力時の特性を取得。特に異常なし。 群遅延:3系統の中継器に対して測定を実施。特に異常なし。	
	中継器系 入出力特性確認	定常	設定可能な全てのルートに関し特性取得。特に異常なし。	
	中継器系 受信C/N確認	定常	定期的に実力値による回線設計表の見直し等を実施。予想される受信C/Nを測定により確認。	
	中継器系 帯域内スブリアス	定常	設定可能な全てのルートに関して測定を実施。特に異常なし。	
	中継器系 キャリア近傍雑音・変換周波数	定常	設定可能な全てのルートに関し、 キャリア近傍雑音(位相雑音)の測定を実施。特に異常なし。 変換周波数:通信実験時間内でSBE-DNCの温度変動による変換周波数(Lo周波数)の変移が測定された。地上試験結果と相違なく、仕様値内である。	
	中継器系 受信部動作確認	初期	中継器系受信部の動作が正常であることを確認。	
	中継器系 長時間動作確認	初期	TWT1, 2の同時ONを長時間実施し問題のないことを確認した。	追
	中継器系 長時間動作確認	初期	TWT1, 3の同時ONを長時間実施し問題のないことを確認した。	追
	アンテナ系 軸比確認	定常	送／受信アンテナ軸比を地上局送／受信アンテナ軸比を利用して測定した。特に異常なし。	
	中継器系 AM/PM変換特性	定常	3系統の中継器に対して測定を実施。特に異常なし。	追
	中継器系 低出力モード時の特性確認	定常	特にTWTA2の系統に関し、低出力モード時の以下の特性を取得した。特に異常なし。 送信EIRP, 周波数特性, 群遅延, 入出力特性, 受信C/N, 帯域内スブリアス, キャリア近傍雑音, AM-PM特性	追
MCE	アンテナ系 アンテナパターン	定常	Ka帯関東、東海ビームのパターン測定を実施。	
	中継器系 ピーム間接続機能確認	定常	実通によって確認した。	* 本文 II 3(2)
	中継器系 再生中継機能確認	定常	ブリーザインモードでの機能確認を実施し、正常を確認。	
	中継器系 送信周波数	定常	トブラーの影響があるものの、正常であることを確認。	
	中継器系 周波数特性	定常	トブラーの影響があるものの、正常であることを確認。	
	中継器系 帯域内スブリアス	定常	正常で有ることを確認。	
	中継器系 入出力特性確認	定常	正常で有ることを確認。	
	中継器系 長時間動作確認	初期	正常であることを確認。	

注)「通常運用」とはこれまでの運用を通じて確認した項目である。

\*は当初予定の確認内容から軌道が異なるために実施方法を変更した項目である。



## 温度センサ実装概念図

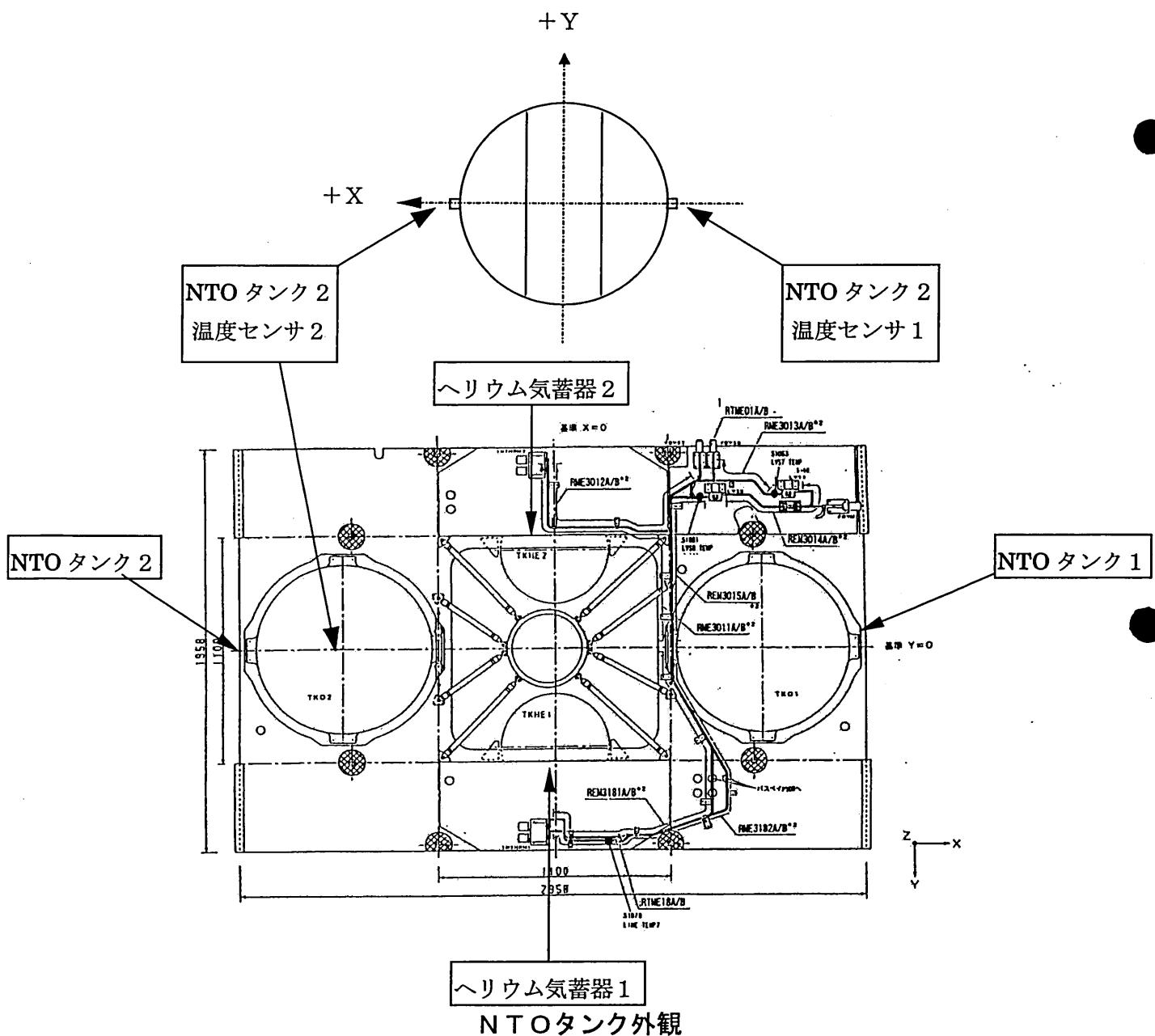


図-9 四酸化二窒素 (N<sub>2</sub>O) タンク



注 RIU: リモートインターフェースユニット  
コマンド配信・テレメトリ収集を行う。

○:原因の可能性が高い。

△:原因の可能性がある。

×:原因でない。

図-10 NTOタンク温度テレメトリ異常FTA

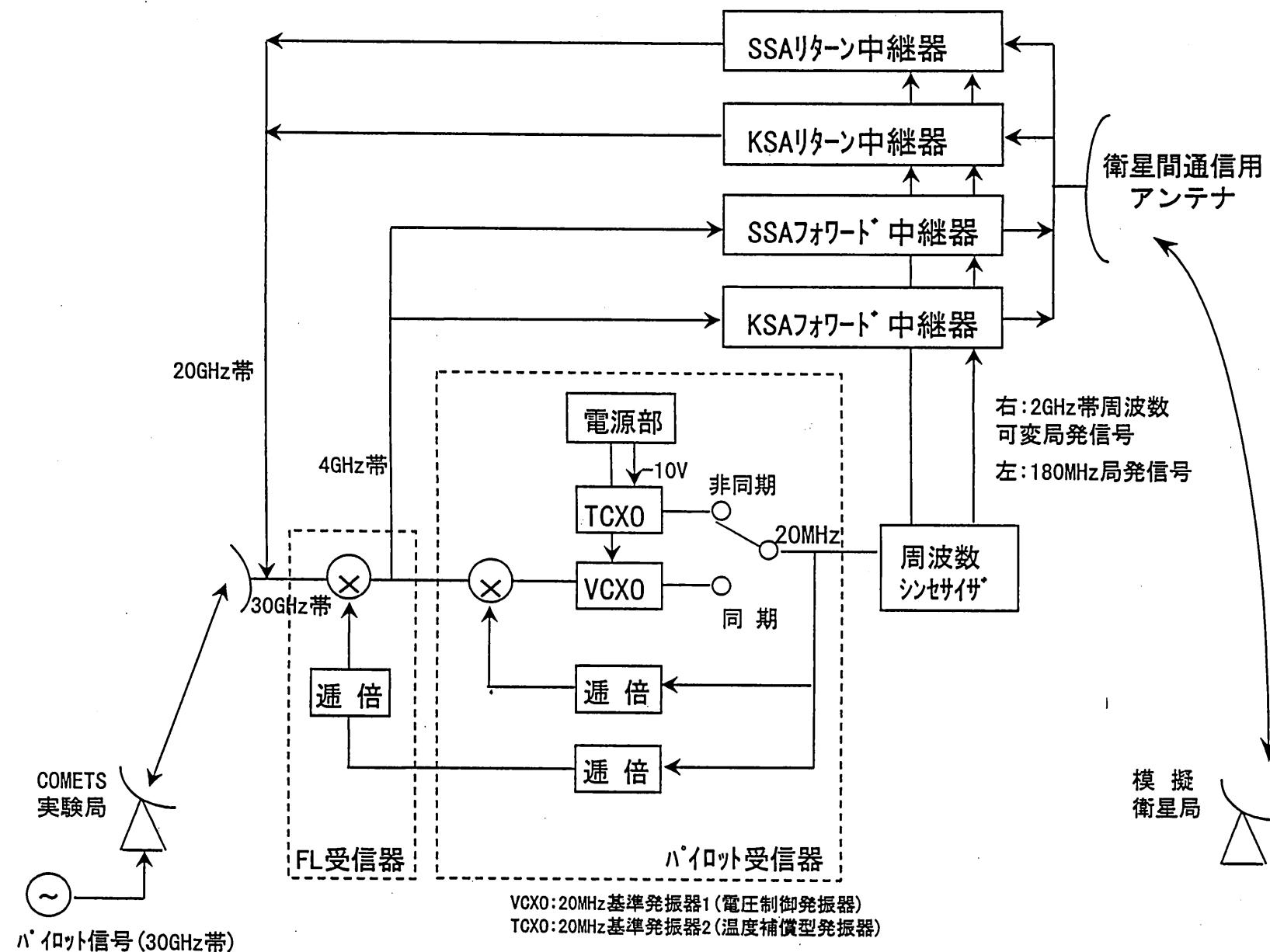
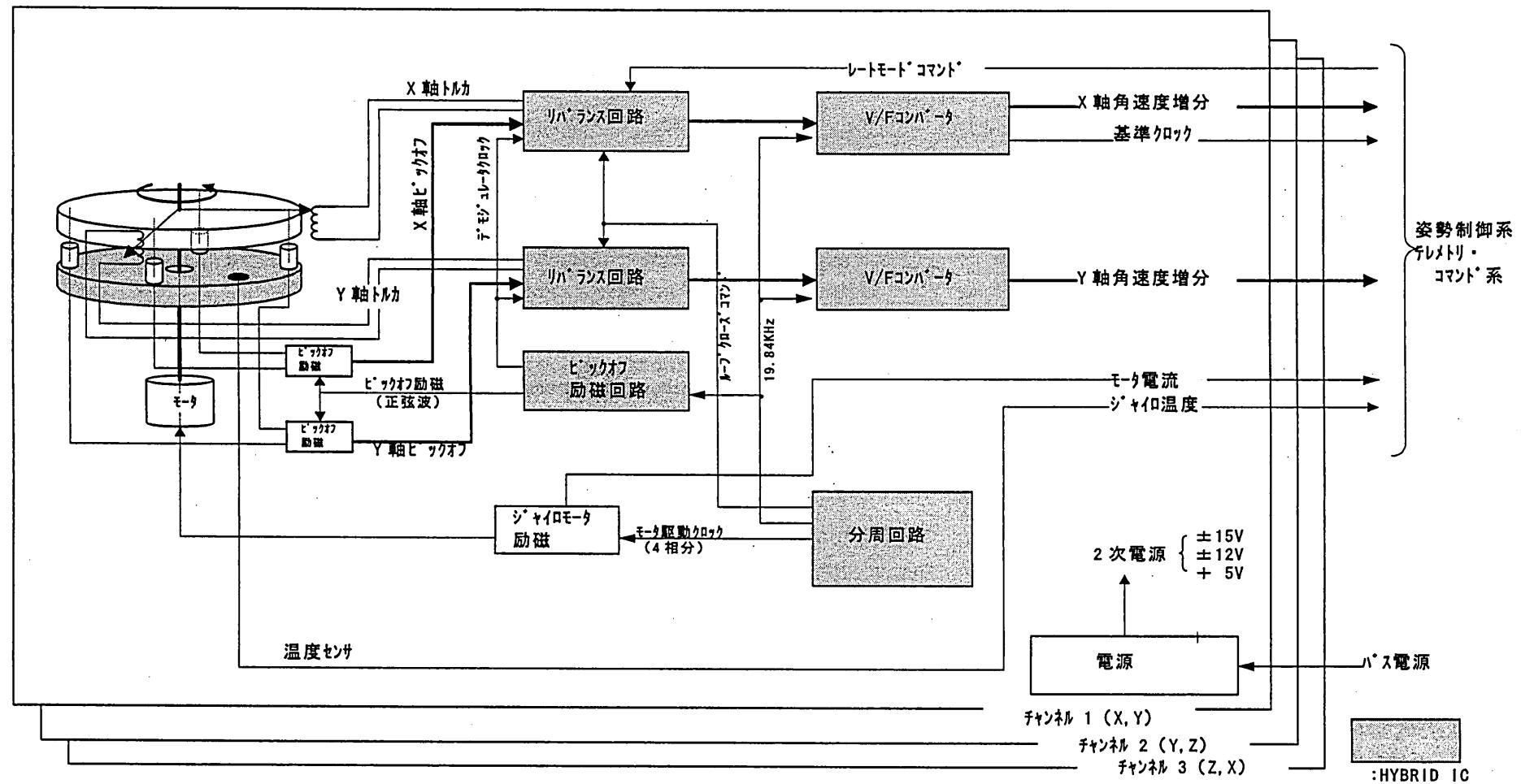


図-1-1 衛星間通信パイロット受信機（PILEX）の構成



○:原因の可能性が高い。 △:原因の可能性がある。 ×:原因でない。

図-12 PILRXテレメトリ異常に関するFTA



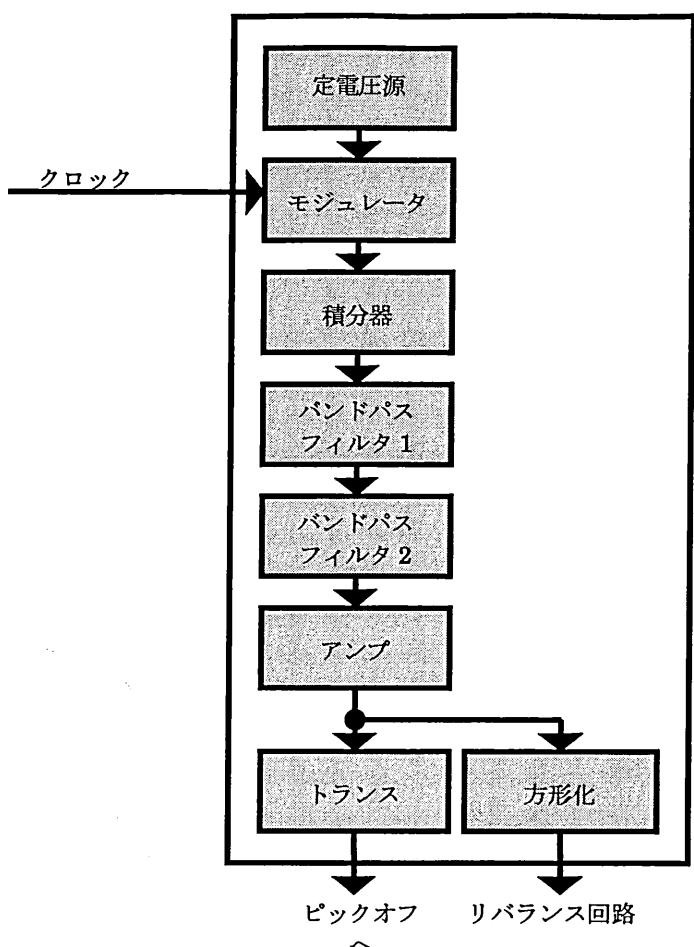
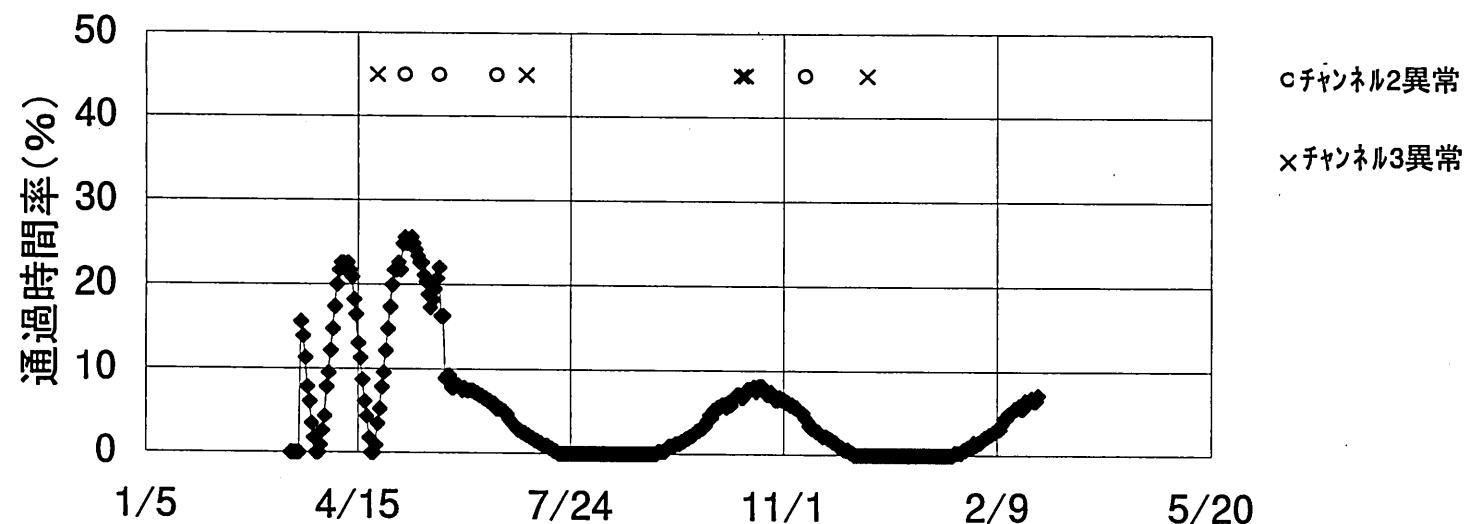


図-14 ピックオフ励磁回路内の回路構成

表-5 レート積分ジャイロ出力異常発生状況

	チャン ネル	発生時刻(UT)	発生位置			運用局	備 考
			高度 (km)	経度 (度)	緯度 (度)		
1	3	04/24 03:04 以前*1	不明	不明	不明	不明	出力値(チャンネル3 ロール軸)=0.56deg/sec、 但し、2軸に出力値異常がモニタされた。
2	2	05/07 03:17頃	3800	169E	25N	沖縄	出力値(チャンネル2ヨー軸)=0.205deg/sec
3	2	05/23 03:14頃	2700	151E	4N	沖縄	出力値(チャンネル2ヨー軸)=0.209deg/sec
-	-	06/02	—	—	—	—	出力値異常時チャンネル構成自動切り替えプログラム改修実施。
4	2	06/19 19:46頃	1400	97E	27N	沖縄	出力値(チャンネル2ヨー軸)=0.21deg/sec
5	3	07/03 22:44頃	15500	56W	13S	サンチャゴ <sup>+</sup> (チリ)	出力値(チャンネル3 ロール軸)=0.5deg/sec:推定値
6	3	10/12 00:40頃	6900	127E	5N	沖縄	出力値(チャンネル3 ロール軸)=0.5deg/sec:推定値
7	3	10/14 23:30頃	17000	204E	29N	沖縄	出力値(チャンネル3 ロール軸)=0.5deg/sec:推定値
8	2	11/11 19:55頃	4100	158E	14N	勝浦	出力値(チャンネル2ヨー軸)=0.2deg/sec
9	3	12/10 00:03頃	9800	128E	29N	勝浦	出力値(チャンネル3 ロール軸)=0.5deg/sec

\*1:チャンネルNo3の出力を確認できた時点で異常値であった。



バンアレン帯(高度2500km～7000km、赤道面±15deg)通過時間率

図-15 バンアレン帯通過時間率およびジャイロ異常発生状況

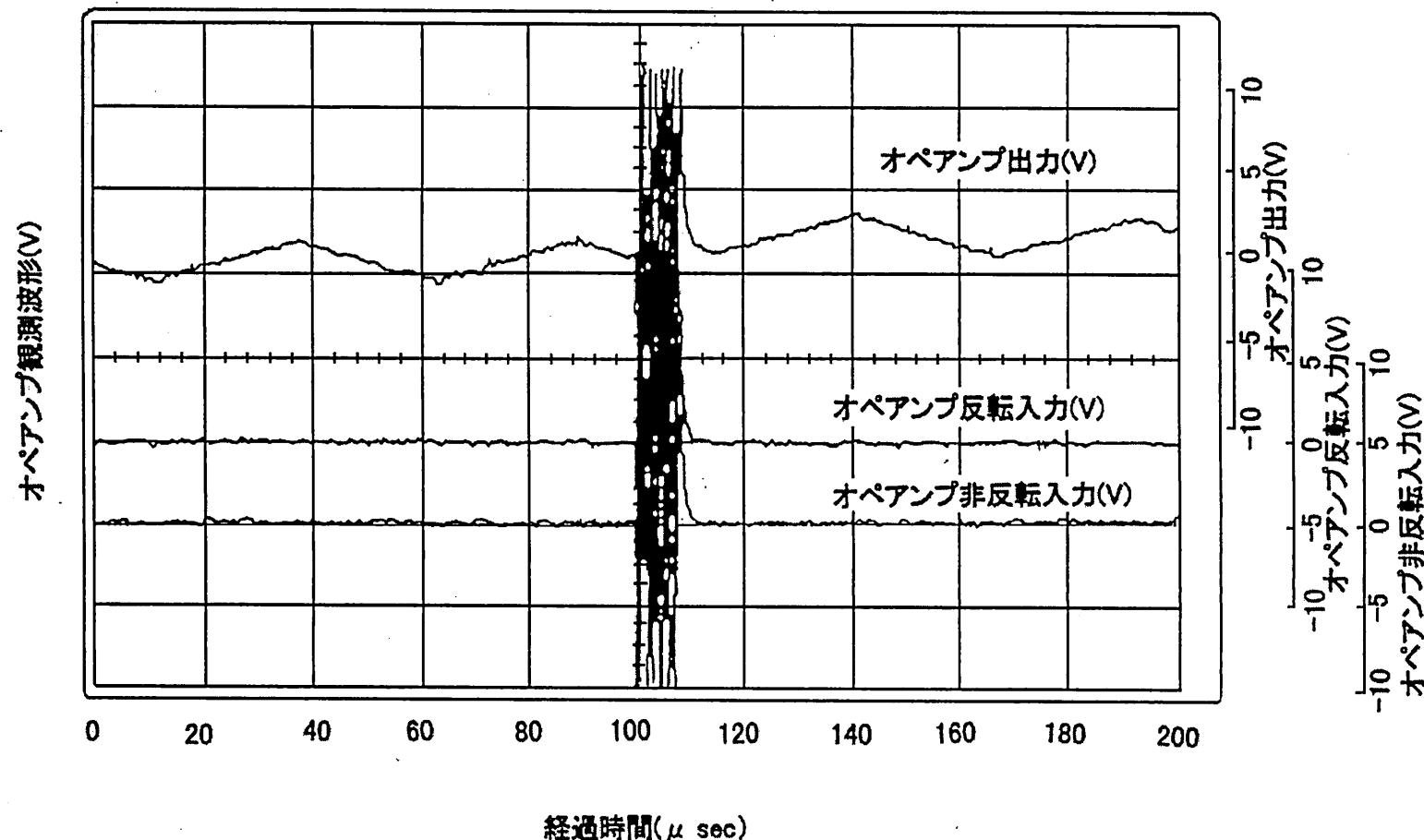
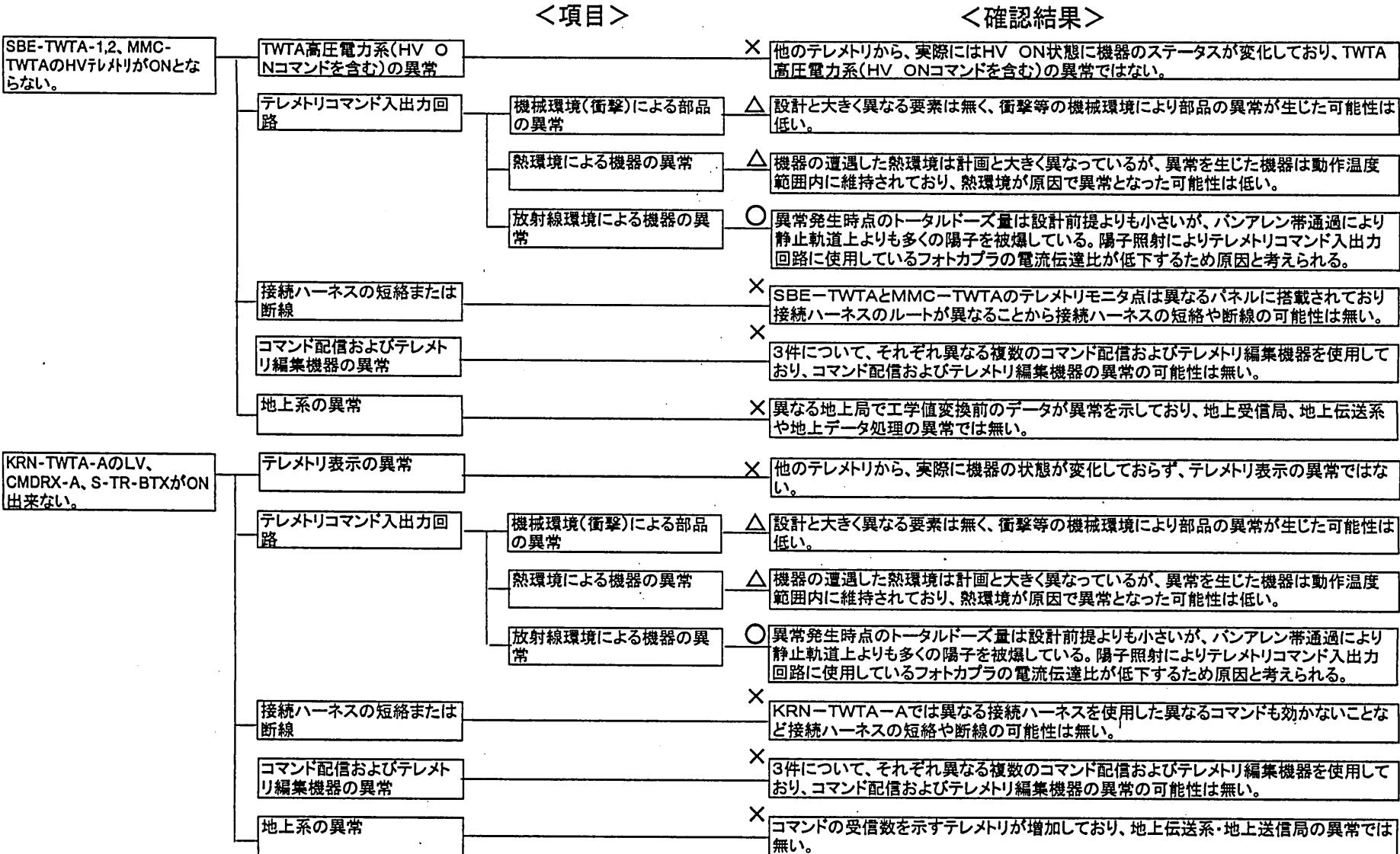


図-16 シングルイベントノイズによる発振



SBE-TWTA: 高度衛星放送機器進行波管増幅器  
 MMC-TWTA: 高度移動体衛星通信機器  
 ミリ波帯進行波管増幅器

KRN-TWTA: 衛星間通信機器Ka帯リターン系中継器進行波管増幅器  
 CMDRX: Ka帯コマンド受信機  
 S-TR:S帯送受信機

○: 原因の可能性が高い。  
 △: 原因の可能性がある。  
 ×: 原因でない。

図-17 テレメトリ・コマンド異常にに関するFTA

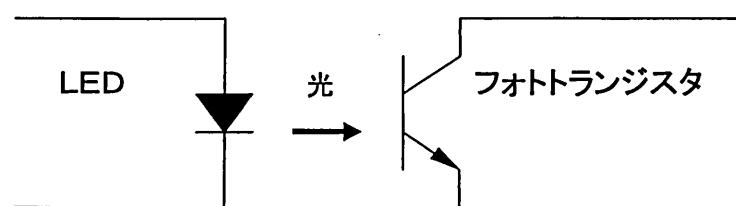
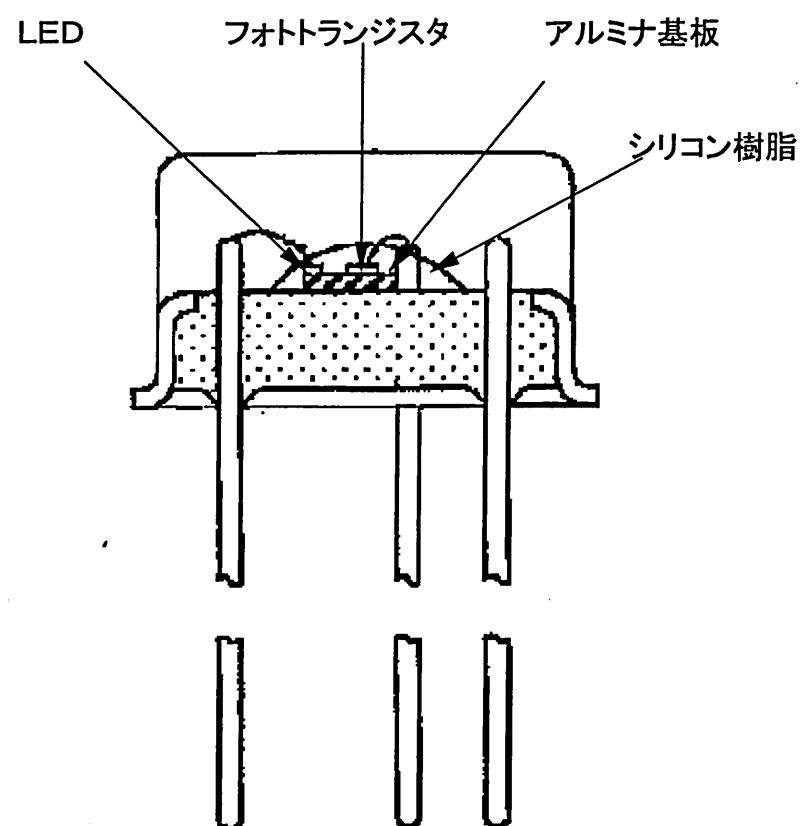


図-18 フォトカプラの構成

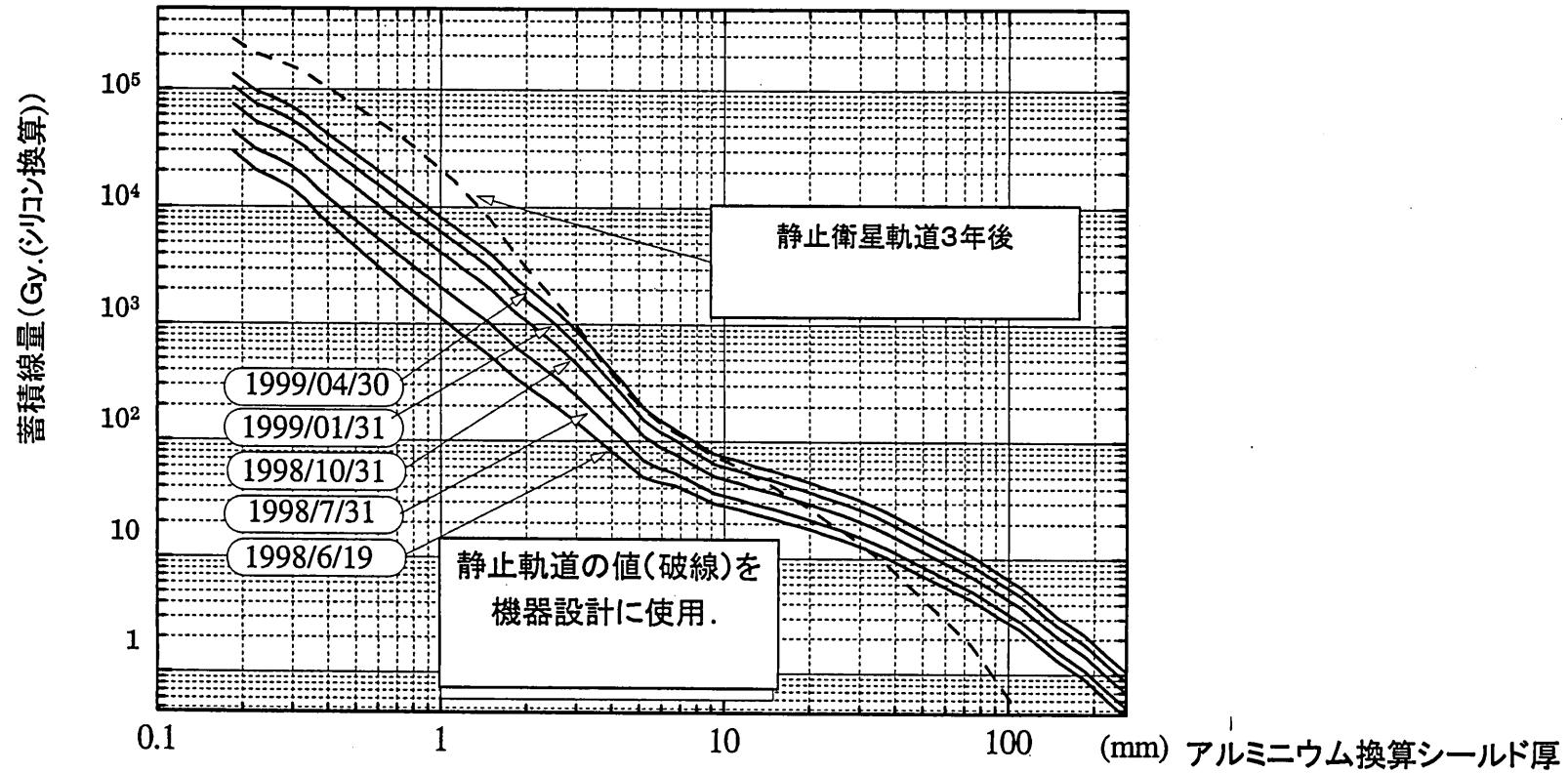


図-19 蓄積線量の比較

### プロトン量比較(>E)

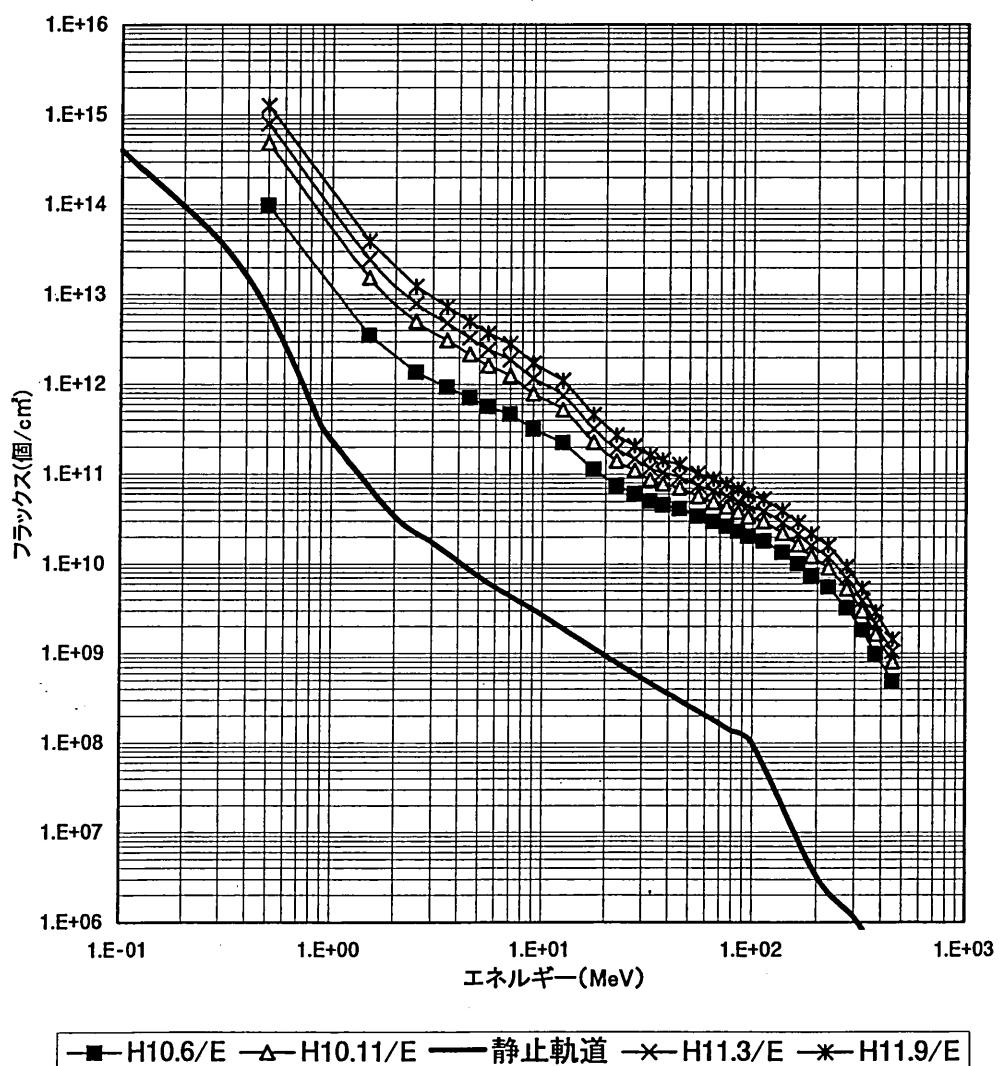
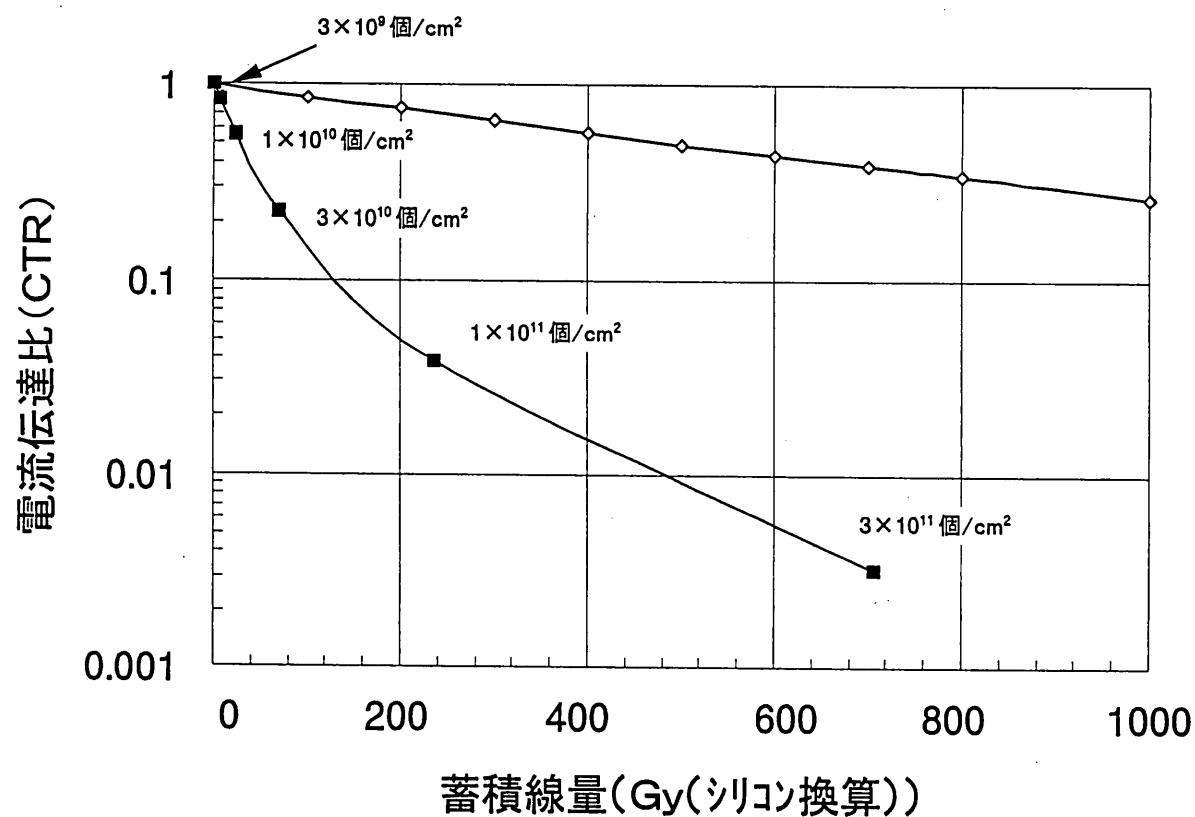


図-20 プロトン照射量の比較



ガンマ線による  
トータルドーズ(蓄積線量)  
試験結果

プロトンによる  
照射試験結果

図-21 プロトンとガンマ線によるフォトカプラCTR劣化特性の比較  
(プロトン照射量を蓄積線量に換算し対比させた)

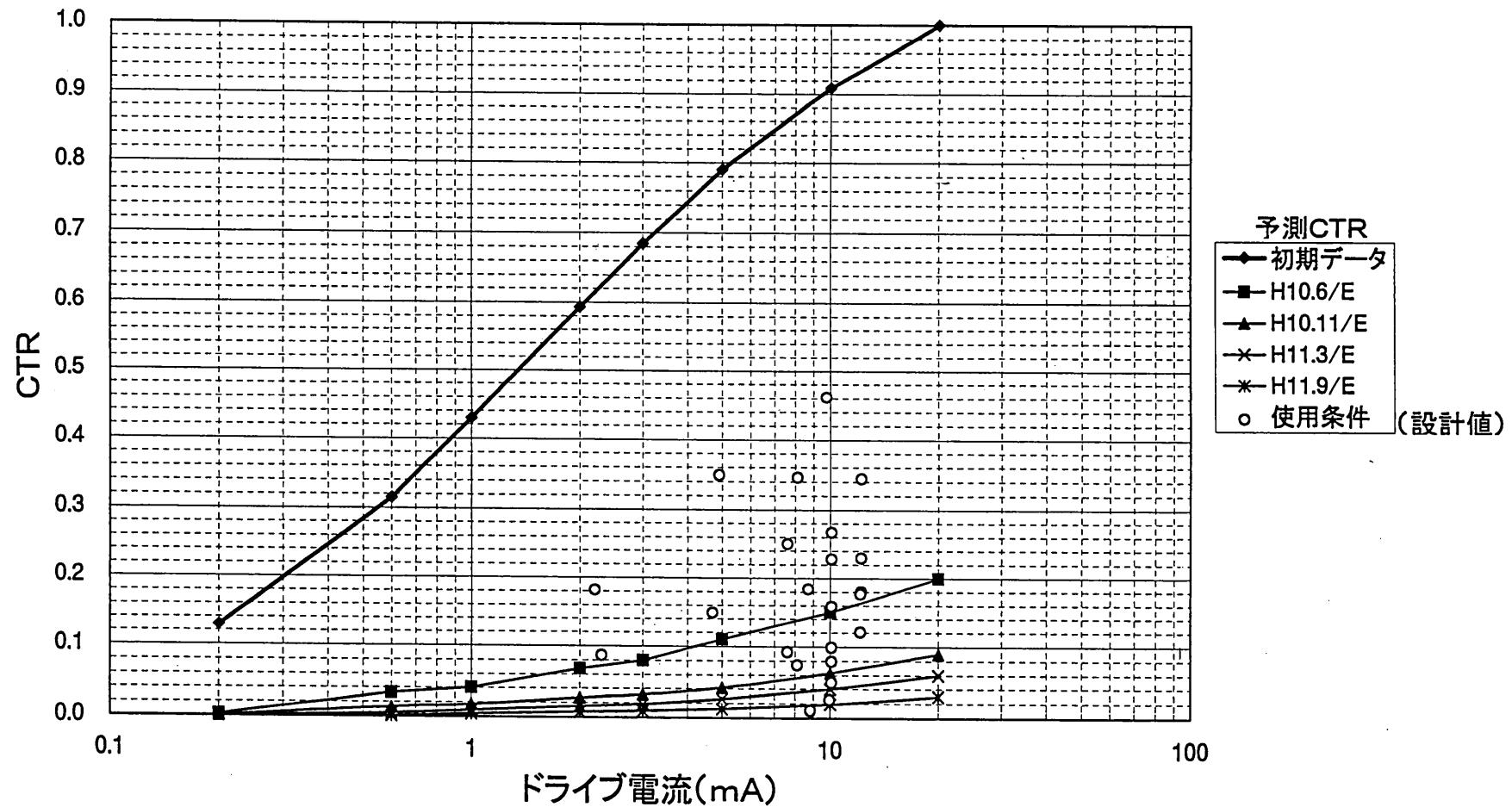


図-22 COMETSでのフォトカプラ劣化予測

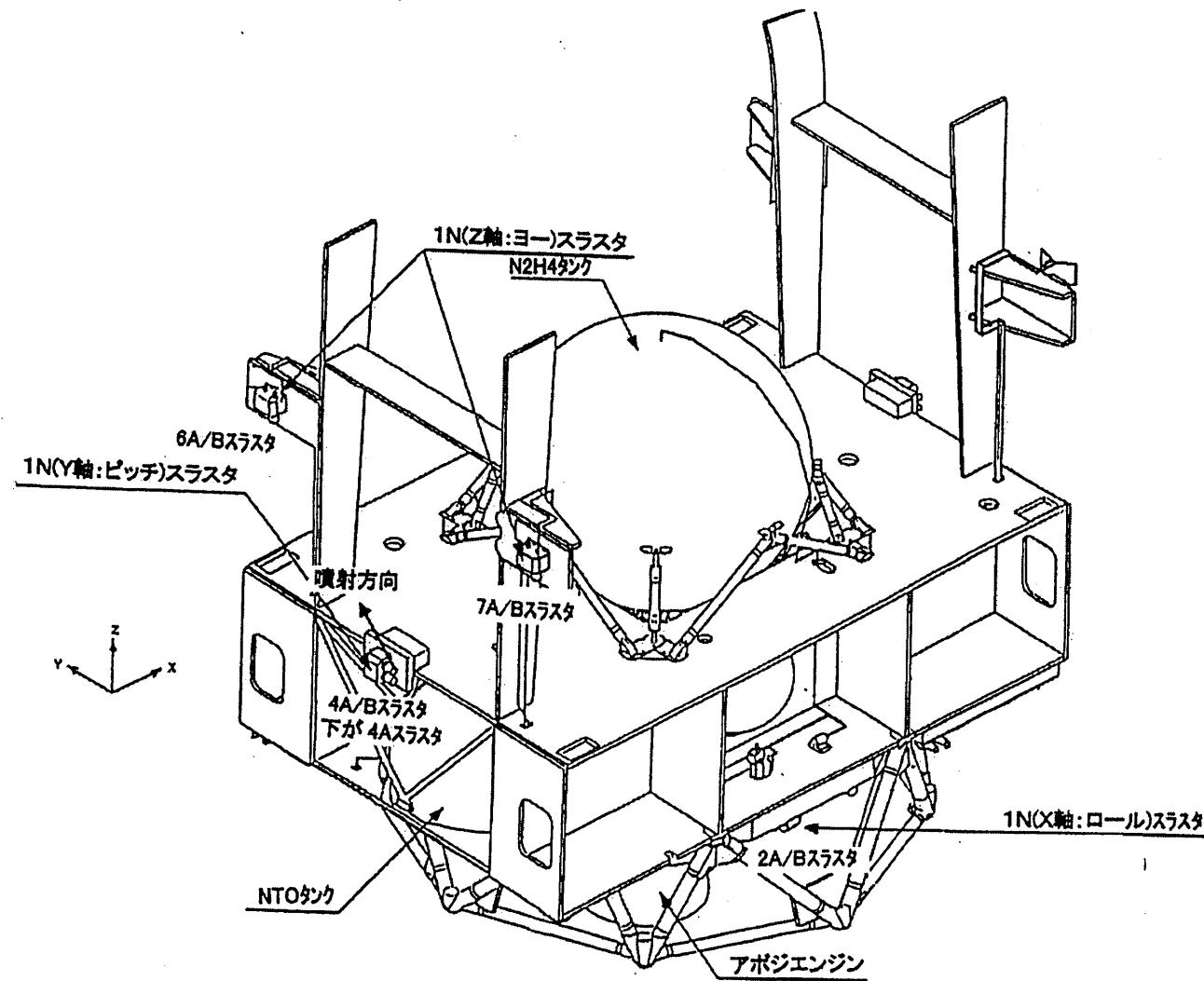


図-23 スラスター配置

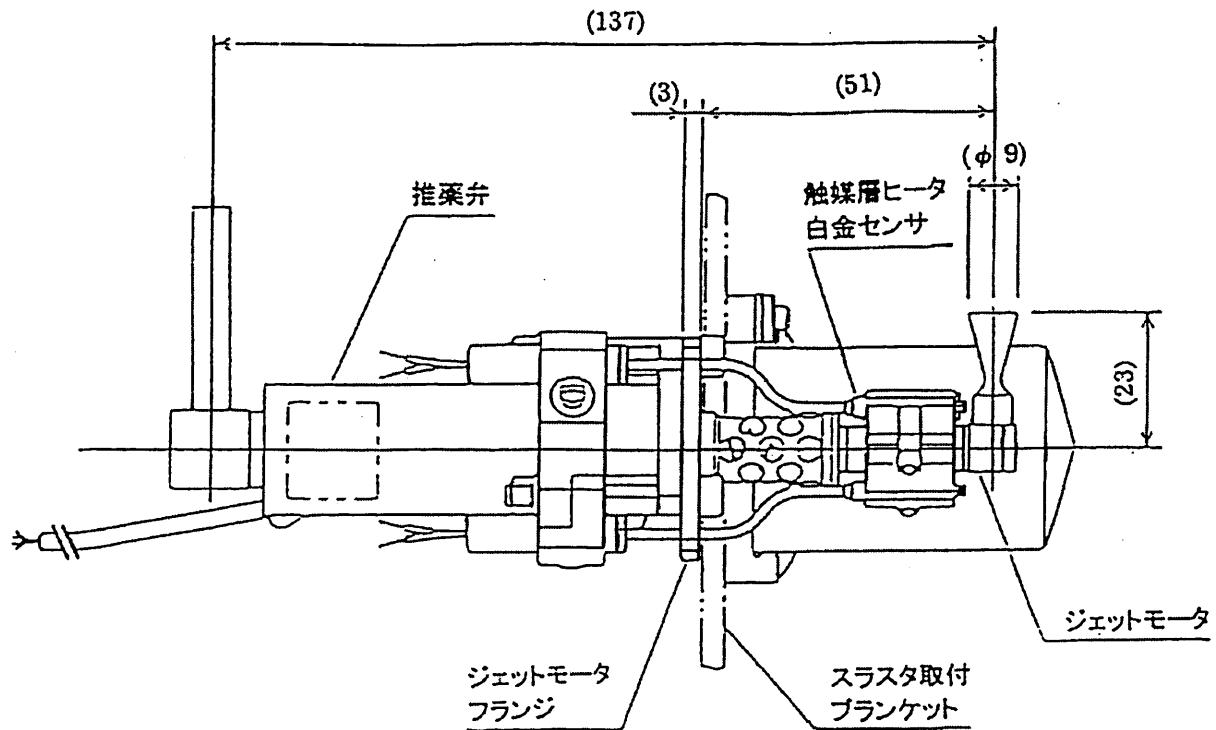


図-24 1Nスラスタの構成

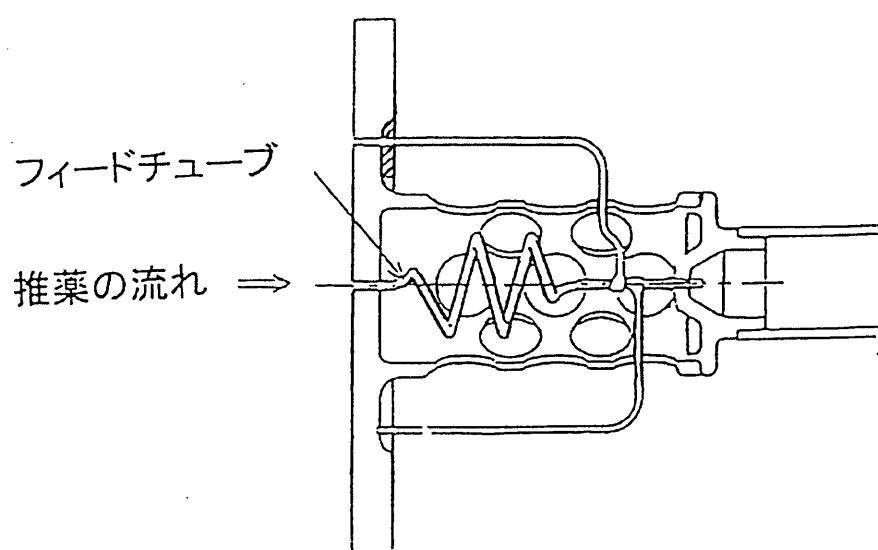
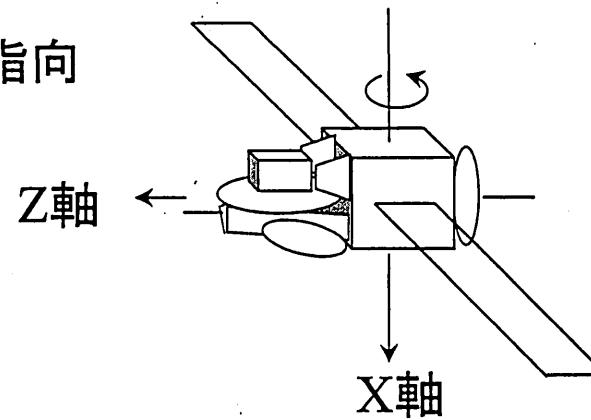


図-26 フィードチューブ部

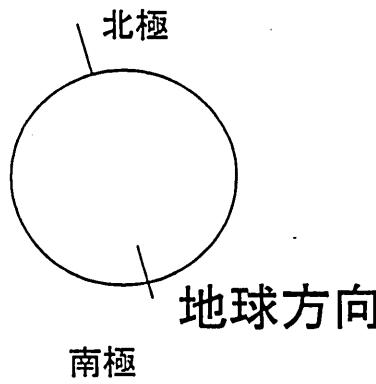
-X軸を常に太陽方向に指向

太陽方向



太陽捕捉モード

+Z軸を常に地球方向に指向

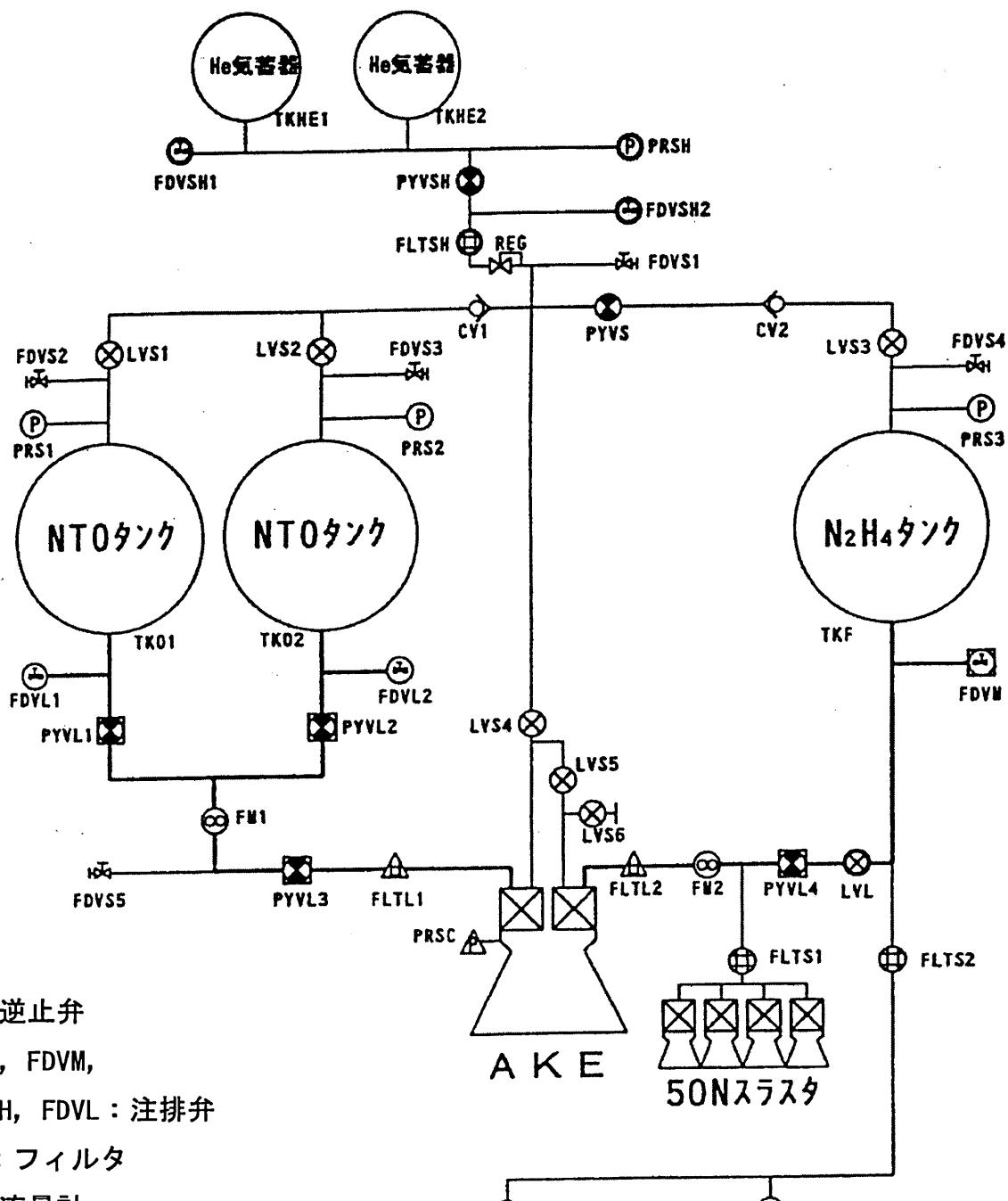


Z軸

X軸

地球捕捉モード

図-25 太陽捕捉モードと地球捕捉モード



CV : 逆止弁

FDVS, FDVM,

FDVSH, FDVL : 注排弁

FLT : フィルタ

FM : 流量計

LVL, LVS : 遮断弁

PRSH, PRS, PRSC : 圧力センサ

PYVS, PYVL : パイロ弁

REG : 調圧弁

AKE : アポジエンジン

図-27 統合型推進系系統図

表-6 COMETSの2液式統合型推進系主要諸元

項目	設計	軌道上確認結果
燃料	ヒドラジン ( $N_2H_4$ )	
酸化剤	四酸化二窒素 (NTO)	
推力	約 $1687.5 \pm 23.7\text{ N}$	1693.6 N (第1回噴射) 1682.5 N (第2回噴射) 1682.1 N (第3回噴射) 1685.5 N (第4回噴射) 1685.1 N (第5回噴射) 1653.9 N (第6回噴射) 1631.1 N (第7回噴射)
比推力	約 320.2 秒以上	321.8 秒 (第1回噴射) 322.0 秒 (第2回噴射) 322.0 秒 (第3回噴射) 321.9 秒 (第4回噴射) 321.8 秒 (第5回噴射) 321.4 秒 (第6回噴射) 321.1 秒 (第7回噴射)
噴射回数	2回	7回

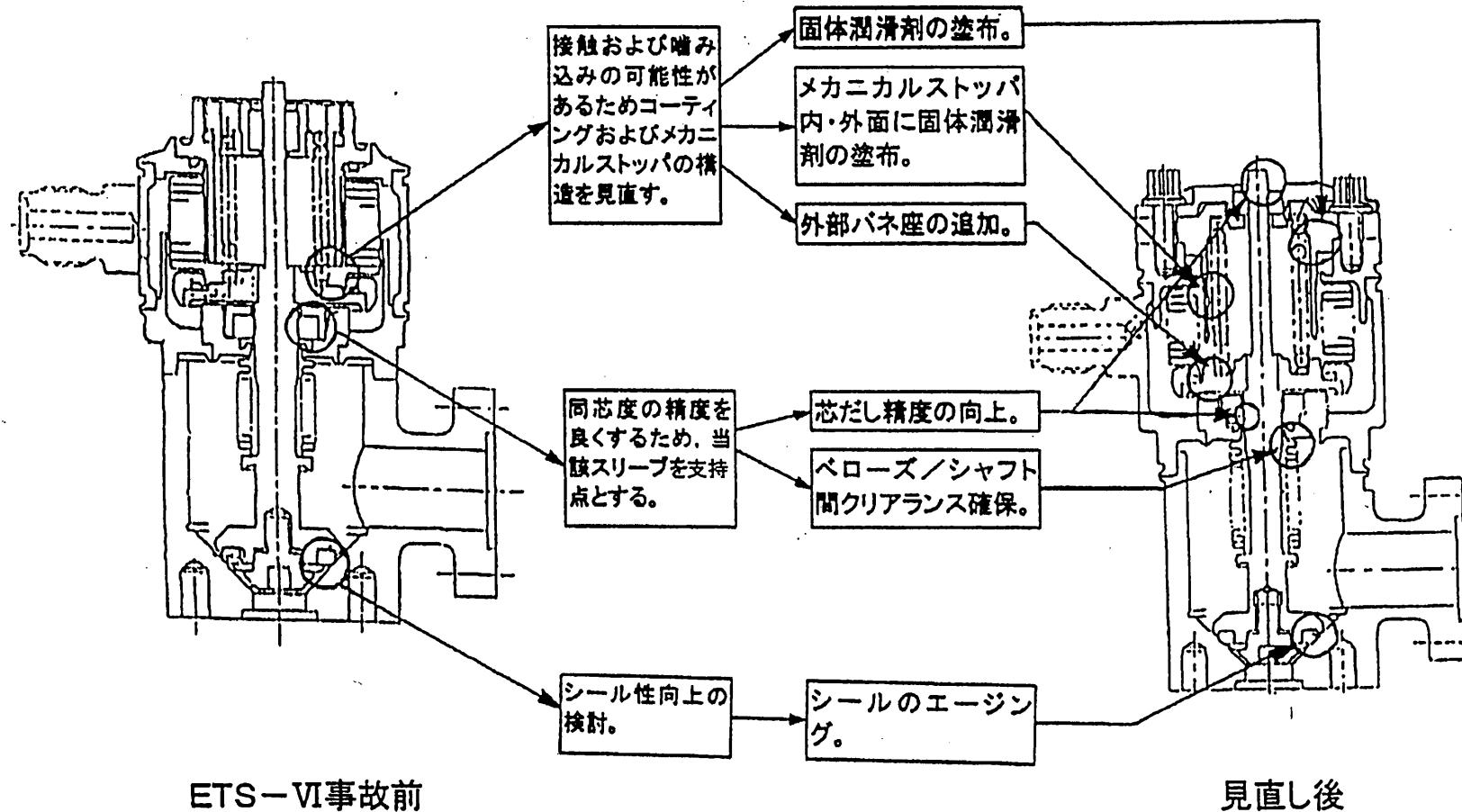


図-28 COMETS-液式推薦弁改修内容

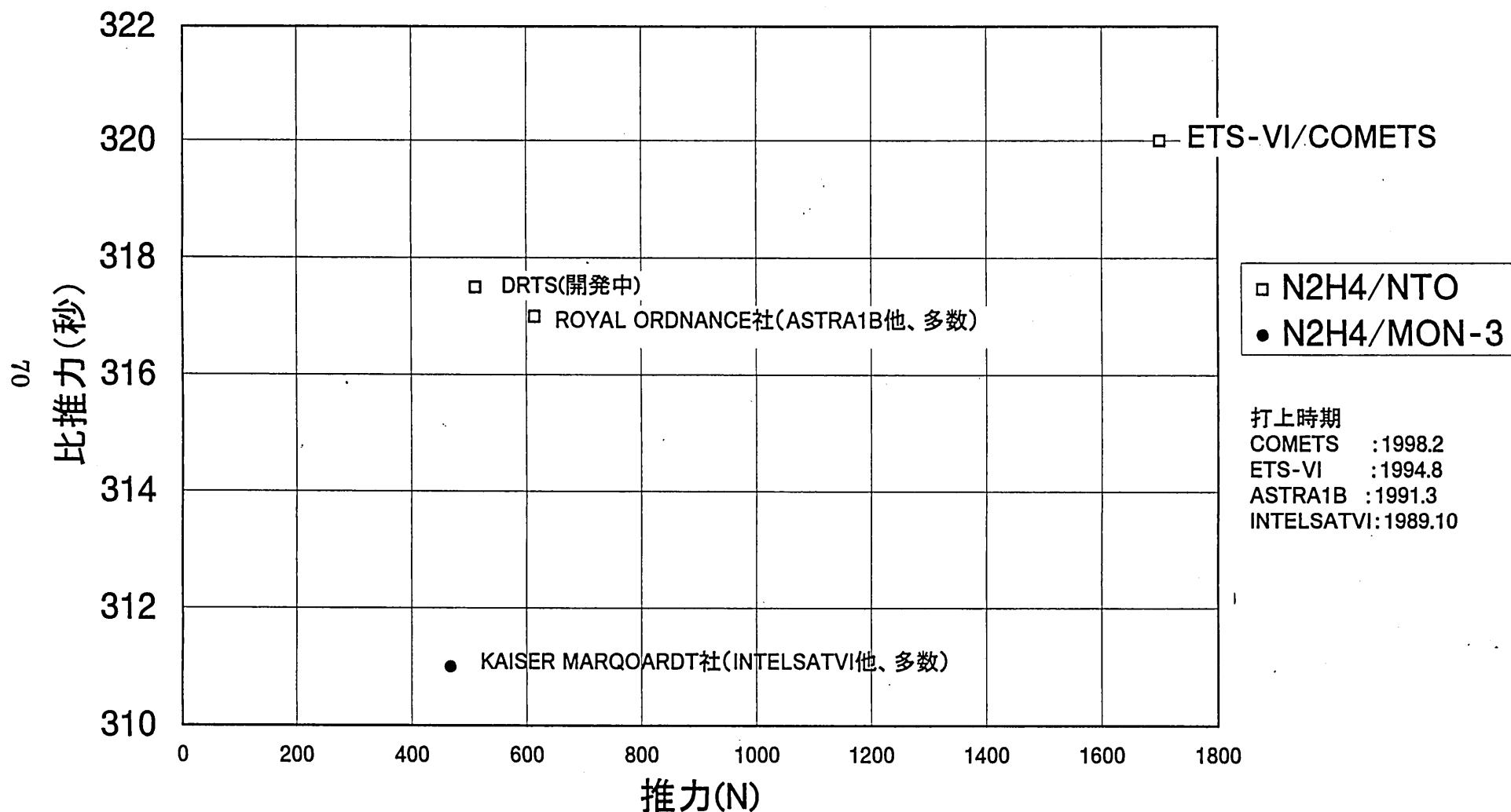


図-29 衛星軌道変換用推進系の性能比較

表-7 COMETSの展開収納型フレキシブル太陽電池パドルの主要諸元

項目	設計	軌道上確認結果
翼数	2翼	
概略寸法 (長さ: 1翼あたり)	長さ: 約13.8m 幅: 約2.9m	
発生電力 (2翼)	6170W以上 (軌道上初期) 5230W以上 (静止軌道3年後夏至)	約6500W (軌道上初期) (注)
軌道上展開・収納回数	展開3回、収納2回	展開8回、収納7回
太陽電池セル	ガリウム砒素	

(注) : 軌道が異なるため、軌道上劣化を含めた比較は困難である。

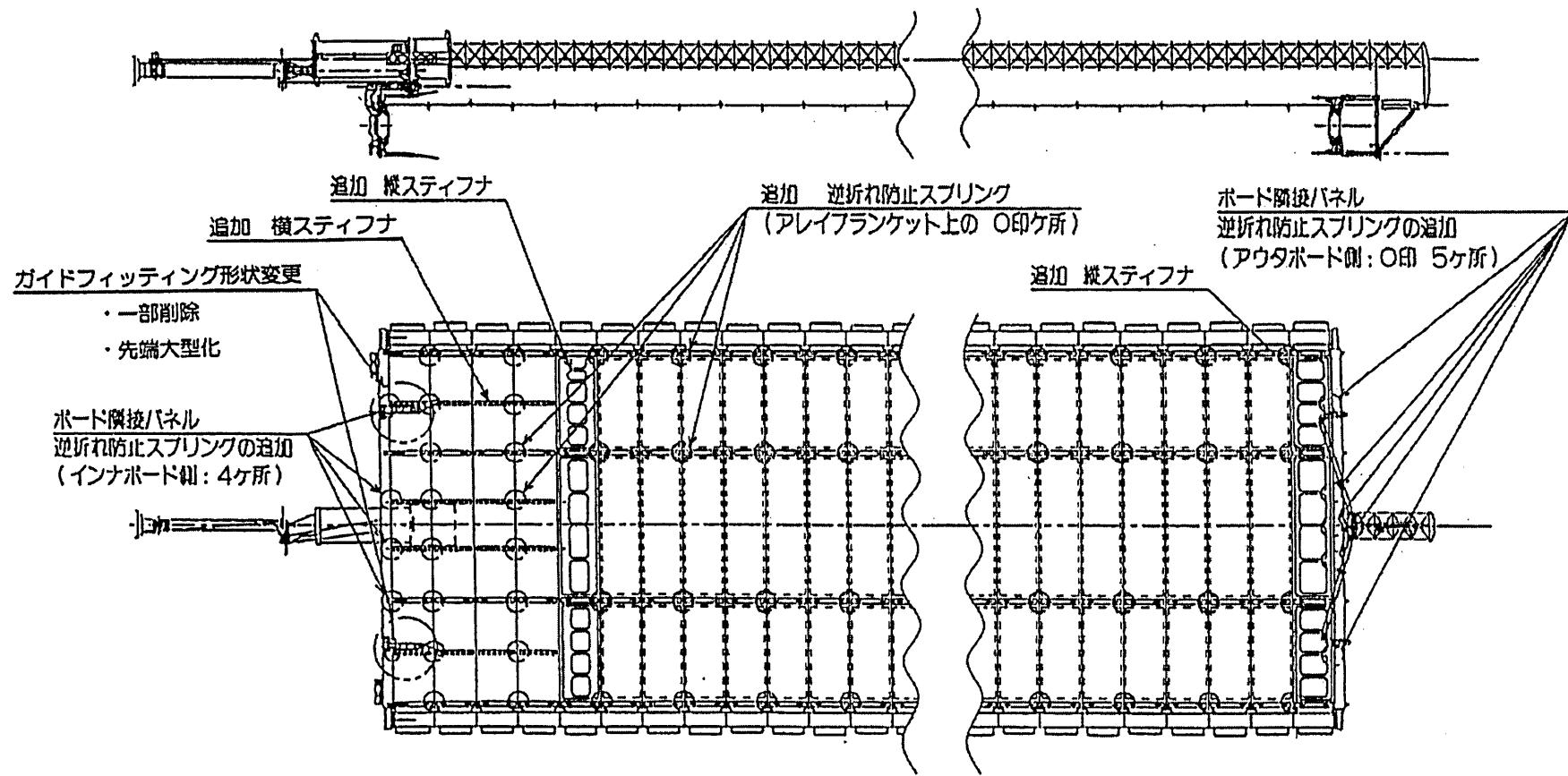


図-30 COMETS太陽電池パドル改修内容

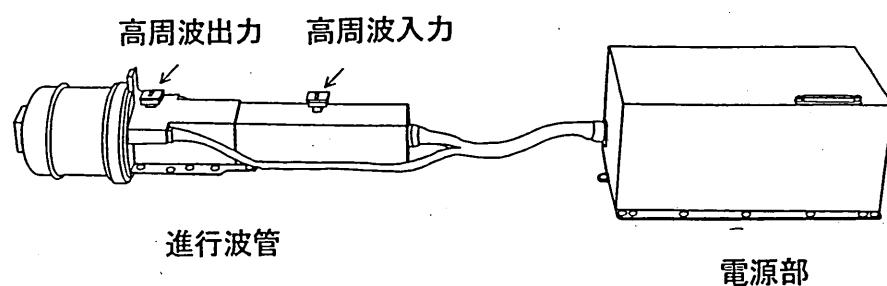
表－8 フレキシブルパドル及び再収納可能な太陽電池パドルの国際的な実績

( ) 内は開発機関、打上時期

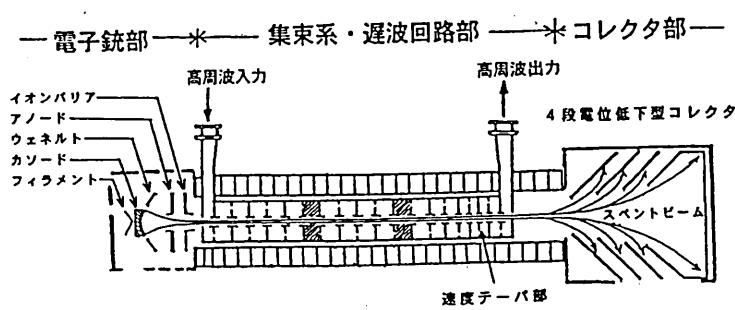
	フレキシブルパドル（注1）	リジッドパドル
再収納機能有	S A F E ( N A S A , 1984) H U B B L E ( N A S A , 1990.4) S F U ( (注2) , 1995.3) C O M E T S ( 宇宙開発事業団 , 1998.2 ) 国際宇宙ステーション (2001~2003予定)	E U R E C A ( E S A , 1992.7 )
再収納機能無	O L Y M P U S ( E S A , 1989.7 ) M I L S T A R ( D O D , 1994.2 ) A D E O S ( 宇宙開発事業団 , 1996.8 ) ADEOS-II ( 宇宙開発事業団 , 2000.11予定 ) E O S - P M ( N A S A , 2000.12予定 )	省略

(注1) : 展開方式は、H U B B L E はロールアウト型、それ以外は折り畳み型

(注2) : 新エネルギー・産業技術総合開発機構／(財) 無人宇宙実験システム研究開発機構



21 GHz 帯 200 W 級進行波管増幅器形状



21 GHz 帯 200 W 進行波管断面図

図-31 21 GHz 帯 200 W 級進行波管増幅器

表-9 COMETSの21GHz帯200W級進行波管増幅器の主要諸元

項目	設計	軌道上確認結果
出力中心周波数	20.7GHz	20.7GHz
信号伝送帯域	120MHz	120MHz
送信電力	2段階切り替え可能 (高出力時) 200W (低出力時) 63W	(高出力時) 200W (低出力時) 63W

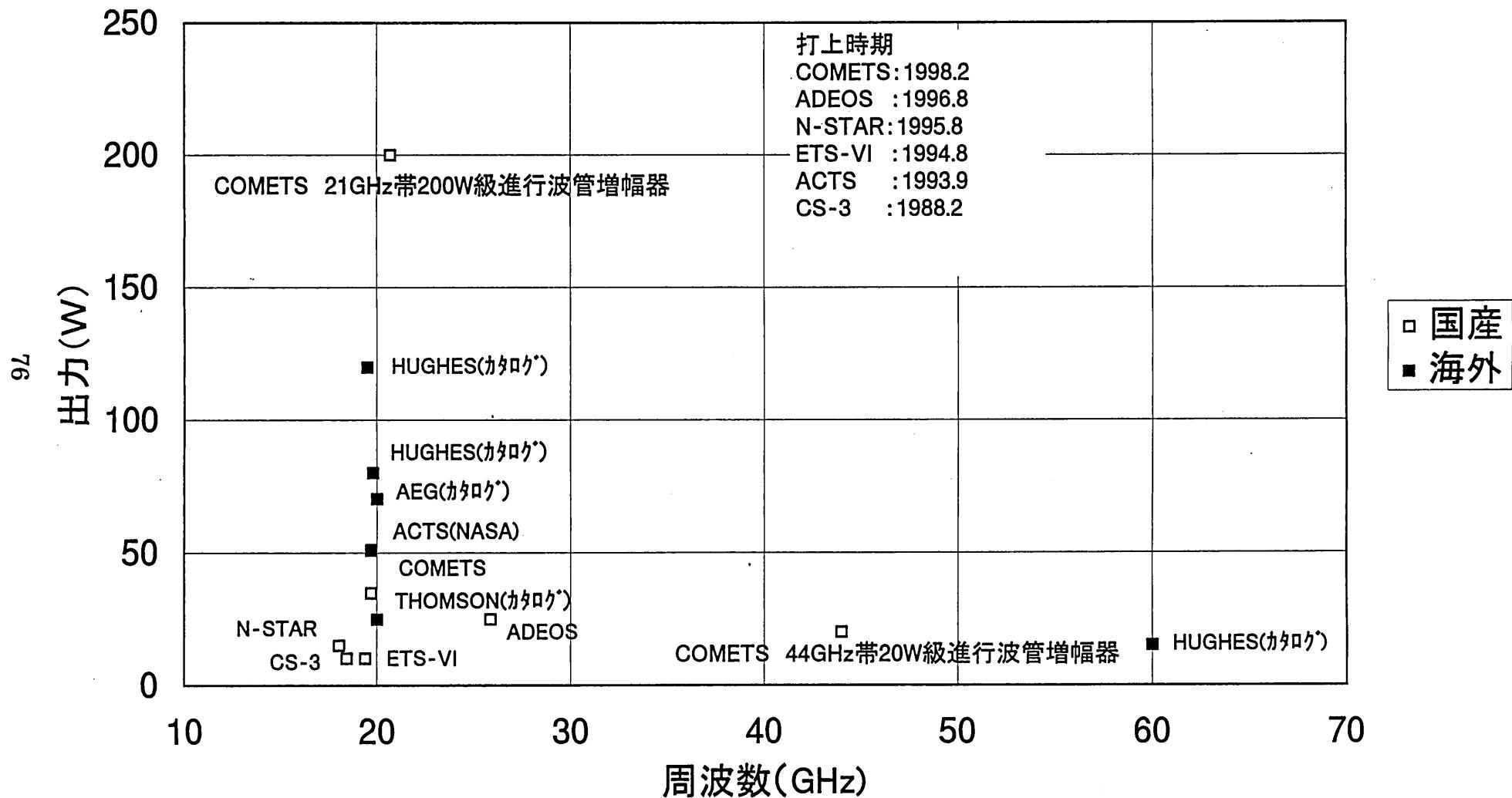
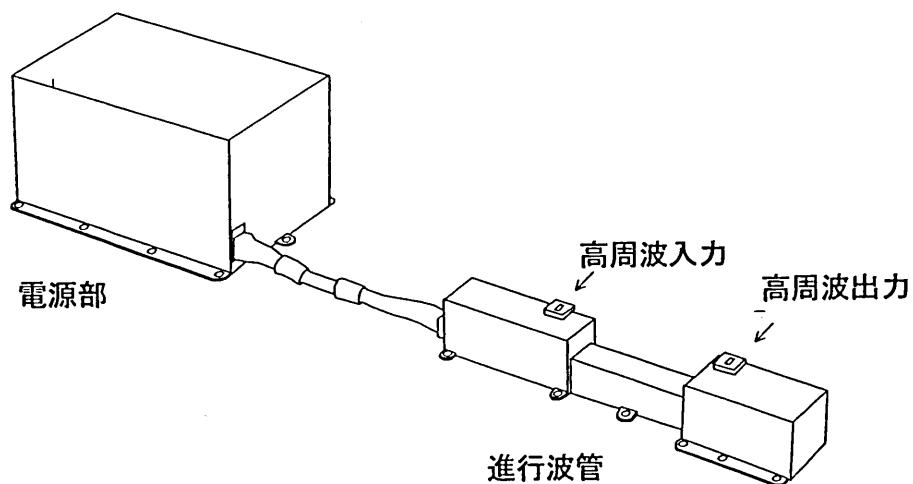
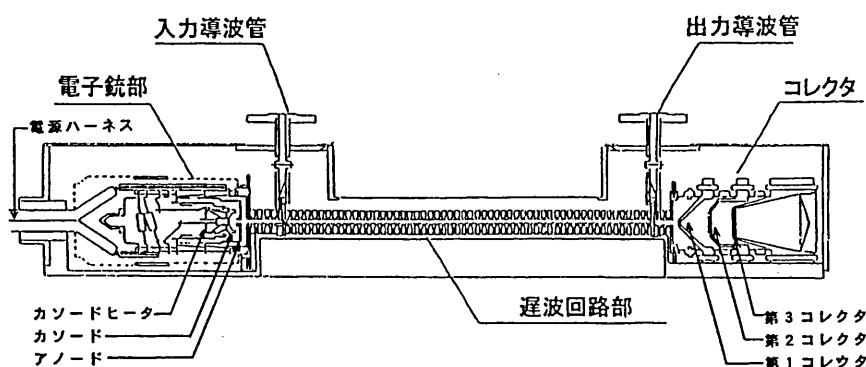


図-32 衛星搭載用進行波管増幅器の国際比較



44GHz帯20W級進行波管増幅器形状



44GHz帯20W進行波管 断面図

図-33 44GHz帯20W級進行波管増幅器

表-10 COMETSの44GHz帯20W級進行波管増幅器の主要諸元

項目	設計	軌道上確認結果
出力中心周波数	43.764GHz	43.764GHz
信号伝送帯域	36MHz	36MHz
送信電力	20W	20W

## (別添1) 2月20日以前の打上げ日延期等の経緯

今回のH-IIロケット5号機の打上げは、当初、平成9年8月18日15時50分に予定されていた。

しかしながら、平成9年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（ADEOS）の機能停止に伴い、この事故原因究明結果に基づいた通信放送技術衛星（COMETS）への反映を図るため、打上げは、平成10年2月13日16時50分に変更された。

その後、平成10年1月19日に実施されたCOMETSの電気性能試験において、衛星間通信機器のアンテナ駆動制御装置の一部回路に電気的過負荷を与えた可能性が生じた。製造工場内の点検及び修理に時間を要したため、打上げは、2月20日16時55分に再度変更された。

なお、H-IIロケット6号機打上げ時に発生した要処置事項については、H-IIロケット6号機に係る技術評価部会の調査審議において指摘されており、H-IIロケット5号機打上げ時における処置状況は、次のとおりである。

### (1) 第1段LOX予冷戻りラインバルブ作動不良に対する対策

[処置状況]：設備保全作業時の電磁弁作動点検方法の見直しを行い、不具合の再発防止を図り、5号機の打上げにおいて対策の妥当性を確認するとともに良好に作業を終了した。

### (2) 射場系老朽化設備に対する予防保全の実施、設備更新の検討

[処置状況]：射場系老朽化設備に対する予防保全の実施、設備更新について、設備の統廃合を含めた更新計画を立案し、平成10年度から順次更新を実施中である。

## (別添2) 軌道変更計画の検討

できるだけ多数の通信実験が可能となる次の7要件を満たすような実験運用軌道への軌道変更の検討を行った。

軌道変更に関する要求については、郵政省に設置された「COMETS対策会議」の要望を勘案し、次の7点を設定した。

- (1) 実験地上局から見た可視が出来るだけ長く、衛星の動きが遅いこと
- (2) 通信実験を行うのに必要となる精密な姿勢制御を可能とするため、地球センサの視野要求を満す遠地点高度12, 270km以上とすること
- (3) パンアレン帯による機器劣化が出来るだけ少ないこと
- (4) 通信実験を開始する時期に、十分長い可視がとれること
- (5) 必要な電力を確保すること
- (6) 定期的に実験が出来ること
- (7) 大気抵抗による影響を避けるため、可能な限り近地点高度を上げること

これらの要求を満足する計画として、遠地点高度約17, 700km、近地点高度約500km、2日9周回の準回帰軌道が選択された。近地点高度を増加させるために遠地点にて1回、遠地点高度を増加させるために、近地点にて、効率的に軌道変更することも考慮して、7回、計8回のアポジエンジン噴射を行って目標軌道に投入する計画とした。

また、軌道変更実施に当たっては、次のリスクを内包していたため、事前の解析や運用リハーサルの徹底、海外局への最大限の支援依頼等を行い、可能な限りリスクの低減を図った。

- ・寿命が切れる機器があること
- ・1日最大で13～14回の日照／日陰による熱サイクルを数十日間以上受けながらフレキシブル太陽電池パドルの収納展開及びアポジエンジン噴射を8回も行うこと
- ・噴射時は高度が低く地球センサが静止トランスマサと同様には使用できないため、アポジエンジン噴射時の姿勢誤差が当初の計画から10倍程度増加すること
- ・計画ではアポジエンジン噴射時、噴射状況を連続してモニタして、異常時にはコマンド送信で対応する予定（1周回のうち、95%、約10時間モニタ可能）であったが、投入軌道及び軌道変更中の軌道は高度が低いため、可視が十分確保できずアポジエンジンの噴射途

中でもモニタが中断する等、上記の対応が十分ができない状況にあること

なお、3月15日の第1回、3月20日の第2回の軌道変更を精度良く実施できたこと、また、第3回以降の軌道変更において可能な限りリスクを低減する必要があることから、全7回で軌道変更を完了するよう、計画の見直しを行った。

### (別添3) COMETS定常運用段階での実験実施結果

COMETS定常運用段階での実験概要は別添図3-1及び別添表3-1に示すとおりである。

COMETS定常運用段階での実験実施結果を以下に示す。

#### (宇宙開発事業団)

衛星間通信実験として、K a帯を使用したユーザ宇宙機捕捉追尾特性及びデータ伝送・SNIP(宇宙ネットワーク相互運用会議)適合性試験を実施し、データを取得した。

また、高度衛星放送実験として、衛星搭載機器の特性、電波伝搬、21GHz帯高度衛星放送基盤技術及び高度通信衛星技術に関する実験を実施し、データを取得した。

さらに、K a帯での電波伝搬特性に関する実験を実施し、データを取得した。

#### (CRL)

高度移動体衛星通信実験として、搭載機器軌道上評価、地球局特性、電波伝搬特性及び移動体衛星通信に関する実験を実施し、データを取得した。

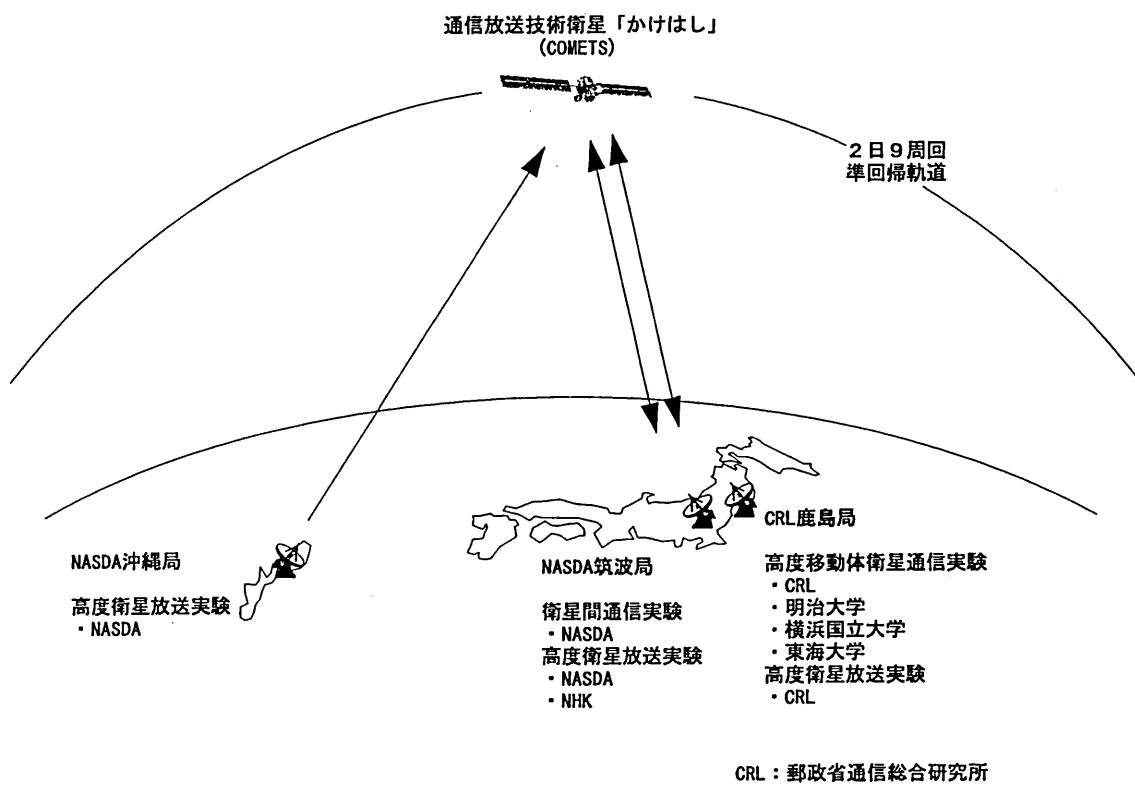
また、高度衛星放送実験として、搭載機器軌道上評価及び21GHz帯高度衛星放送基盤技術に関する実験を実施し、データを取得した。

#### (COMETS通信・放送実験実施協議会)

高度移動体衛星通信実験として、スペクトラム拡散方式、アーレアンテナ及び誤り訂正・圧縮方式等の実験を横浜国立大学、東海大学及び明治大学が実施し、データを取得した。

また、高度衛星放送実験として、各種受信条件下での測定及び広帯域ISDB(統合ディジタル放送)サービス実験を日本放送協会が実施し、データを取得した。

さらに、K a帯での電波伝搬特性に関する実験を宇宙開発事業団と共同で九州大学が実施し、データを取得した。



COMETS実験概念図

別添図3-1 COMETS実験概念図

別添表3－1 定常段階での通信・放送実験実施項目

1. 宇宙開発事業団（8項目）	
(1) 衛星間通信実験	捕捉追尾実験 データ伝送およびS N I P適合性実験 軌道決定に関する実験
(2) 通信に関する実験	高度通信衛星技術に関する実験
(3) 放送衛星の開発に資する実験	搭載機器軌道上評価実験 電波伝搬特性に関する実験 21GHz帯高度衛星放送基盤技術の実験
(4) その他の実験	KFBを用いた電波伝搬特性に関する実験
2. 郵政省通信総合研究所（8項目）	
(1) 通信に関する実験	搭載機器軌道上評価実験 地球局の特性に関する実験 電波伝搬特性に関する実験 移動体衛星通信に関する実験 高度衛星通信システム技術に関する実験
(2) 放送に関する実験	搭載機器軌道上評価実験 21GHz帯高度衛星放送基盤技術の実験
(3) その他の実験	KFBを用いた電波伝搬特性に関する実験
3. COMETS通信・放送実験実施協議会（10項目）	
(1) 横浜国立大学	スペクトル拡散通信方式を用いた知的通信・測距システムの実験 アレーアンテナに関する空間・時間領域による通信理論の実証実験 衛星通信用のマルチメディア情報の誤り訂正・圧縮方式
(2) 九州大学	Kaバンド伝送特性の評価 降雨等による信号減衰特性に関する実験
(3) 日本放送協会	各種受信条件下での測定実験 広帯域ISDBサービス実験
(4) 東海大学医学部	都市での高仰角受信電力測定
(5) 東海大学工学部	コンフォーマルアクティブ集積アレーアンテナによる衛星通信実験
(6) 明治大学	Ka・ミリ波帯による伝送速度可変スペクトル拡散パーソナル衛星通信実験
合計	26項目

（注）打上げ前の当初予定では、静止軌道上で44項目（宇宙開発事業団14項目、郵政省通信総合研究所11項目、COMETS通信・放送実験実施協議会19項目）の実験を実施する計画。

#### （別添4）S帯衛星間通信実験の中止

当初、S帯衛星間通信実験時には、S帯送受信機（STR）のテレメトリ／コマンド（TLM／CMD）との電波干渉を避けるため、STRをOFFすることとし、Ka帯TLM／CMDにて運用することとしていた（別添図4-1参照）。

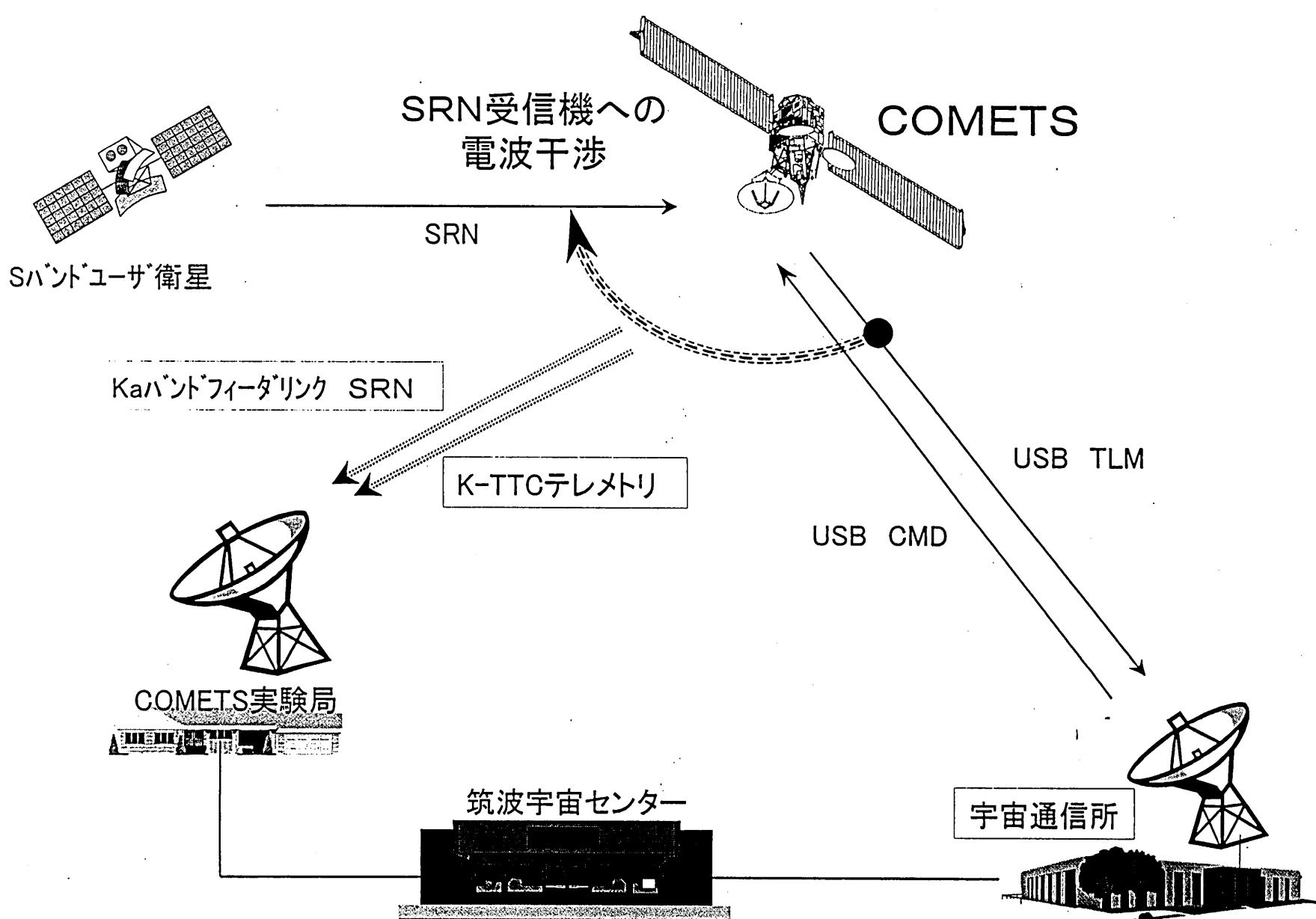
静止軌道から周回軌道に軌道が変わったことにより、指向性のあるKa帯でのTLM／CMD運用が冗長系を含めて確実に動作する必要がある。

11月19日、S帯リターン系の実験準備のためSTRのB系のテレメトリ送信部ONコマンドを送信したところ、ONとすることができなかった。原因究明の結果、フォトカプラを含むテレメトリ送信回路の動作異常と推定された。このままA系のみで実験を実施した場合には、実験中に動作異常（テレメトリ機能の全損失）となる危険性が高いと判断された。

なお、テレメトリ送信部だけでなく、コマンド受信部もフォトカプラを用いており、STR受信部をONできなくなる可能性が同様に高いと判断された。

フォトカプラの劣化によるTLM／CMDの冗長系の機能喪失は、衛星の全機能損失の可能性・危険性を有するため、S帯系の衛星間通信実験を中止することとした。

（なお、Ka帯衛星間通信実験については、予定通り実施された。）



別添図 4－1 Sバンドリターン回線電波干渉概念図（衛星間通信／USB）

(参考1)

## H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の打上げ結果の評価について (案)

平成11年 2月24日  
宇宙開発委員会決定

### 1 調査審議事項

平成10年2月21日に宇宙開発事業団が行ったH-IIロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の打上げ結果を評価するため、調査審議を行うものとする。

ただし、調査審議の対象としては、平成10年7月1日付け技術評価部会報告「H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の軌道投入失敗の原因究明及び今後の対策について」に係るものとすることとする。

### 2 調査審議の進め方

上記の評価に必要な技術的事項について、技術評価部会において調査審議を行うものとする。この調査審議は5月下旬までに終えることを目途とする。

## 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 東京都立科学技術大学学長

青柳 公男	日本放送協会技術局送信センター長
上杉 邦憲	文部省宇宙科学研究所教授
遠藤 怜	日本航空(株)整備本部技術部部長
恩澤 忠男	東京工業大学工学部教授
木村 好次	香川大学工学部教授
久保田弘敏	東京大学大学院工学系研究科教授
小林 康徳	文部省宇宙科学研究所教授
鮫島 秀一	N T Tサテライトコミュニケーションズ(株) 代表取締役社長
塩野 登	(財)日本電子部品信頼性センター調査研究部長
下河 利行	科学技術庁航空宇宙技術研究所 構造研究部疲労強度研究室長
鈴木 洋夫	科学技術庁金属材料技術研究所プロセス制御研究部長
鈴木 良昭	郵政省通信総合研究所宇宙通信部長
棚次 亘弘	文部省宇宙科学研究所教授
中島 厚	科学技術庁航空宇宙技術研究所革新宇宙プロジェクト推進センター 有人宇宙技術研究グループリーダー
野中 保雄	東京理科大学工学部教授
古田 勝久	東京工業大学大学院情報理工学研究科教授
松岡 三郎	科学技術庁金属材料技術研究所 プロジェクト構造材料研究センター評価ステーション第2ユニットリーダー
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

○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。

## 技術評価部会における顕著な成果の評価の取り扱いについて

### 1 経緯

#### (1) 技術評価部会

平成11年2月25日（木）に開催された第1回技術評価部会において、宇宙開発事業団から、「技術評価部会の評価対象として、異常のみならず成果も加えることについて、是非ご検討をお願いしたい。」旨の発言があり、これについて事務局から専門委員に文書で意見を伺いそれに基づきCOMETS報告書案を取りまとめることとなった。（別紙1 参照）

#### (2) 宇宙開発基本問題懇談会

平成11年2月26日（金）に開催された第7回宇宙開発基本問題懇談会において、構成員から「成功した場合、技術評価部会において、その成果も評価させてほしい。」旨の発言があり、これについて宇宙開発委員会で議論することとなった。（別紙2 参照）

#### (3) 宇宙開発委員会

平成11年3月17日（水）開催の第11回宇宙開発委員会において、技術評価における成果の評価について討議され「技術評価部会で顕著な成果についても評価を行ってもらうこと、その方法など詳細な事項については同部会の判断に委ねること」が合意され、委員長代理より部会長に申し伝えることとなった。（別紙3 参照）

### 2 意見照会結果、評価の対象等

#### (1) 専門委員への意見照会及びその結果

事務局よりCOMETSの成果についてアンケート（別紙4 参照）を発出し、専門委員の意見を照会したところ、概ね「一般論としては成果についても評価するのはかまわない。」とする方向の意見が寄せられた。

しかし、背景となる思想、評価すべき事項、評価の観点、その記載方法等については各専門委員の間に相当の意見の隔たりが見られた。（別紙5 参照）

## （2）評価の対象とするCOMETSの成果

このため、事務局においては、アンケート結果、過去の経緯、宇宙実証を目的とする技術の重要度（宇宙開発計画等における記載（別紙6 参照）、宇宙開発事業団における優先順位等による。）等を総合的に勘案して、COMETSについては次の4件の成果を評価の対象とし、報告書本文に事実関係を一般にわかりやすく記載することとした。

- ①二液式1700N統合型推進系（宇宙開発事業団）
- ②展開収納型フレキシブル太陽電池パドル（宇宙開発事業団）
- ③21GHz帯200W級進行波管増幅器（宇宙開発事業団）
- ④43GHz帯20W級進行波管増幅器（通信総合研究所）

## 3 今後の打上げ結果に係る成果評価に関する暫定的基準

次の理由により、今後の技術評価部会における打上げ結果等の調査審議のうち、成果評価については、今回のようなアンケート形式によらず、一定の選定・評価基準に基づき開発機関が予め技術を選定して作成した資料の提示・説明に対して、調査審議を行うこととする。

- ①学識経験者のみならず、一般にわかりやすい普遍的な基準に基づき技術が選定され、透明性の高い評価が行われる必要があること
- ②成果の評価は、異常の原因究明と同様、開発機関が評価対象技術について予め資料を準備して部会に提出・説明し通常の調査審議の一環として行われることが、自然であること
- ③打上げ結果の調査審議毎に、選定される評価対象技術の水準が大きく変動することなく、衛星や開発機関の別にかかわらず、公平な評価が担保されるようにすべきであること
- ④打上げ結果の調査審議の都度、全ての専門委員に対して、成果の評価の対象とすべき技術についてアンケートを実施するのは、効率的ではなく、専門委員・事務局の負担が大きいこと

選定・評価基準としては、暫定的に、次のとおりとする。

「A重要性、B新規性・先端性及びC優位性を満たすものを選定し、B、C及びD発展性・将来性の観点から評価し、そのうちE長期的確認事項に該当する部分については、評価の対象に含まないことを明記する。」

#### A. 重要性

宇宙開発計画上、人工衛星等の打上げの目的として掲げた開発・実験実証等に係る技術及びロケット試験機等に係る技術（注1）、又はそれらの技術の中心であると考えられる要素技術

（注1）人工衛星等の打上げの目的として掲げた軌道投入、宇宙科学分野の観測等を含む。

#### B. 新規性・先端性（垂直比較）

打上げによって我が国で初めて実証に成功した技術であって（新規性）（注2）、以前に実証されていた我が国の技術に比べ機能・性能の向上が顕著であると認められる技術（時系列的な比較）（注3）。

（注2）例えば、我が国で初めて火星周回軌道への投入に成功し、火星上層大気の構造・運動に関する観測データを取得した場合を含む。

（注3）なお、これまで宇宙において著しい異常が発生するなど実証に失敗していた技術について、対策を施し再度試み宇宙実証に成功した場合にも、垂直比較において評価は正（プラス）とする。

#### C 優位性（水平比較：世界的比較）

打上げによって実証された技術が、諸外国における技術の水準と比べて、同等以上であると推定されること（注4）

（注4）一般に、諸外国における技術の詳細な事項については、必ずしも十分確認できるものではないことから、原則、網羅的比較とはせず、また、実証を確認しない外国のカタログデータとの比較も含めることとする。

#### D. 発展性・将来性

実証された技術の蓄積によって、今後の宇宙開発における技術的な発展が期待され、将来的に利用の展望があると考えられるものであること（注5）

（注5）発展性・将来性については、計画当初時点では将来の発展・利用が期待されたものの、実証した時点では後に続く具体的な計画が存在しないことも考えられることから、選択の基準とはせず、評価のみの基準とする。

#### E. 長期的確認事項

軌道上における長期的な信頼性・安定性等衛星の寿命期間を通じて確認されるべき成果（注6）

（注6）通常の場合、技術評価部会は、衛星がミッション軌道に到達し初期機能確認を実施して2～3か月後に調査審議を開始することから、長期的な信頼性・安定性等寿命期間を通じて確認されるべき成果についての評価になじまない。

宇宙開発委員会技術評価部会（平成11年第1回 平成11年2月25日）議事録  
(COMETS成果評価関係抜粋)

【三浦専門委員】 宇宙開発事業団で私が信頼性の担当として考えていることですが、例えばETS-VIIは、確かにいろいろな不具合があり、なかなか実験がうまくいかなかった。しかし、最後にランデブ・ドッキングに成功した。

先日、グレン氏等、アメリカの宇宙飛行士が来日した際、「今後のISSを運用することを考えると、ETS-VIIの実験は非常にいい、実にいい実験をやってくれた。」、「完全に無人でランデブ・ドッキングという、アメリカでもできなかつた、世界でトップのことをやってくれた。」、「また、ロボット実験もあんなにうまくいくんだったら、宇宙飛行士の今後のISSの作業等について、ああいうほど自律的な自動ロボットがあると非常に楽になる。」と、高く評価していただいた。ETS-VIIについては大変な御心配をかけたが、一方成果としては世界的な評価は高くなっているという面がある。技術評価部会として、成果についてどういうふうに評価いただけるか。

また、COMETSについても、軌道投入ができなかつたことについては心からおわび申し上げます。一方いろいろな新しい知見を得たり、Kaバンド200Wの世界でも例のない中継器が、確かに何年間連續で働かせたわけではないが、働くことはわかつた等、いろいろな面でそれなりの成果も出している。

御心配かけたことも事実だが、一方、成果をどう評価していただくか。事業団としては、プラス・マイナス両面を技術的に評価していただきたいということを内部でも時々議論しています。

【井口部会長】 ちょっと話が飛ぶかもしれません、今、古田先生と日本学術会議で工学研究の評価のあり方を検討しています。もうすぐ報告書が出ますけれども、そこでは成功したら賞賛すべきだということをうたっております。早速ここで実行することも考えられます。前から私も、うまくいったときには賞賛したらいかがと言ってきました。先生方の御賛同を得られれば、成功の場合には賞賛することをやりたいと思います。

ETS-VIIで、トラブルの原因を3月にもう一度再実験をして、追求されるという話ですが、ひとつ原因究明をよろしくお願ひします。

【野津企画官】 COMETSは、ロケットの2段目が故障し、静止トランスファ軌道にすら入れなかつた。運用上のスペックでは、2回アポジエンジンを噴射しますが、実際には7回噴射し、合わせて太陽電池パドルの収納展開を7回実施した。その後、低

軌道に入って、機能の確認をし、実験をしたという特殊な状況がありますので、やや通常の報告書の評価と、書きぶりも違ってくるものと考えております。

類似の報告書でETS-VIの報告書があり、アポジエンジンの異常を除いて、低軌道上での機能確認について評価しています。ただ、ETS-VIの場合は、今回のCOMETSのような多数回の軌道変更を実施したものではないことから、主に放射線の影響等について評価しております。

今回のCOMETSの報告書のまとめ方について、成果の取扱いの観点から御出席の専門委員の先生方に文書等で御意見をいただき、それに従って報告書をまとめたいと思いますが、それでよろしいでしょうか。

宇宙開発基本問題懇談会（第7回 平成11年2月26日）

（成果評価関係抜粋）

井口専門委員：ちょっと外れるかもしれません、お願ひがあります。4ページ目の一  
番上に「宇宙開発委員会技術評価部会等でいろいろな原因が究明されてきている」  
という表現があります。これはそのとおりだと思います。それで、その技術評価部  
会の役割についてお願ひがあります。それは確かに歴史的な経過から技術評価部会  
というのはトラブルがありますと、その原因を調査するというのが最大の役割にな  
っています。成功したときにはよくやった、計画どおりやった。それだけでおしま  
い。ほとんど触れない。

今、こういう技術評価とは何であるか。どうしたらいいのか。基本的な考え方  
を日本学術会議、これは学会を統合する首相直属の政府の機関です。そこで提言を  
しようとしていまして、委員長は末松先生ですけれども。そこでは成功した場合の  
成功の理由をちゃんと明らかにする。称賛するということを提言しようとしていま  
す。もちろん失敗しなかったから成功したんだという言い方もありますけれども、  
しかし、いいところもあるはずなんです。そんなに時間をかけなくてできると思  
いますので、この技術評価部会ではもうちょっとうまくいったときにも、ちゃんとそ  
の理由をはっきりさせて称賛するということをやらせていただきたいという、やっ  
てはいけないと、多分ないとは思いますけれども、歴史的にはそういうことを余り  
やってきませんでしたので、そういうことをお認めいただきたいという一つのお願  
いがあります。

長柄委員：今の問題はここの場じゃなくて、宇宙開発委員会の方の問題だと思います。  
今の先生の提案は宇宙開発委員会で今後、評価部会の方にどういうスタンスで評価  
していただくかということを宇宙開発委員会の先生の方にちゃんと連絡すべきこと  
だと、こう思いますので、そのようにさせていただいたらいいかがでしょう。

秋葉委員：ちょっと今の話と関連するんですけれども、この間、委員長と話をしてい  
まして、日本の成功率というのは一体、外国と比較してどうなんだみたいな話があ  
りまして、それについて私がちゃんとした数字が頭になかったということもありますが、一つは、私、そういう話に余り敏感でなかったのは、世の中の評価というの  
は成功か失敗かという1、0の世界になっちゃっているというのが、大変これはお  
かしな状況だと思うんですね。ですから、この点を、最後に失敗が連續したこと  
を書いていますけれども、これは数字として失敗だと決めつけていいという、そうい

うものとしてここで表現してしまうのはまずいんじゃないかと思うんですね。やはりこれはパーシャルフェーリアとパーシャルサクセスフル、そういう種類のものであるという基本的な書き方をしておかないと、どうも成功率、失敗率といったような単純なもので置き換えられて、それで最近ばかりに失敗が多いと。確かにそのとおりなんですけれども、やはり程度という問題もしっかりこの際みんなが頭に置きながら、こういう議論が進められるようにしていただきたいな。これは私の希望でございます。

斎藤座長：今のこととは時が悪いんだよ。悪いというか、例えば幾つも幾つもこういうポカをやってきたから、これを直せというのはどうしたらいいかという議論でタームズ・オブ・リファレンスがあるのでね。この時点でこの報告書に求めるのが適當かどうか。その問題というのは宇宙開発委員会でおやりになったら、そういう定義から何からこの報告書に代えるというのは時が時だけにいかがなものかというのは、やはりみんないろいろなことで成功、失敗とか言っても、一般の人たちは何かあって、例えば「みどり」なんかのときは、あれは明らかに失敗だと、こう言っているのを、それはそうじゃないんだと。相当データがとれているんだということはいつも言っているんだけれども、だからそれはそれとして根強く宇宙開発委員会でやっていたいわけです。

今、失敗のこれをどうしたらいいかと一生懸命考えているときに、あれは失敗じゃないんだというようなニュアンスにとられるようなことというのは書きにくいわけです。前から言っていますように、私はこの委員会の名称が基本問題懇談会というので大変困るわけです。基本問題についてみんなやるみたいに。そうじゃなくて、そのときに私は大臣にも確認して、局長にも確認して、とにかく今のところ世の中が言っているように事業団のところでやっているので、ぽつぽついろいろなしくじりをやってきているから、個々については井口先生のところで決めてやっているんだけれども、もう少し体質的な問題というのは中にあるんじゃないかと。それをほじくり出してくれということがタームズ・オブ・リファレンスなのでね。そういう方向でこの報告書で出すということは、お願いしたいんです。何から何まで根本的にこれで基本問題をあれをするというようなことにとられないような。

この問題は、今言ったように4月までにずっと本文をやりますから、その中で宇宙開発委員の先生方は事務局とよく御相談になって、今、秋葉さんが言われたようなことというので、そういうのが報告書として出して、今の時点で大変妥当のような範囲の中で言われるようなことというのは、これはもっともなわけです。宇宙族というのは不具合という変な名称を発見したとかって、今でも新聞社はそう言っ

ているわけです。そこら辺のところというのは、僕の苦しい立場もあれしてください。何から何まで一切この報告書でやるというようなことはとてもできませんから。それと一緒に、さっき長柄さんが言ったように、これははっきり宇宙開発事業団のやったいろいろな不具合についての対策を言っているんです。これはほかの宇宙研については何も触れていないわけです。このあれを引き受けるときに随分僕は心配したことなんですけれども、今までの事業団に対する対策をずっとやってきた。ただし、最後のころにアンケートのレポートをいただいて、宇宙研からの報告でもかなり宇宙研自体というのも悩みがあるんだなということがわかります。

それから、この前のとき長柄先生が言わされたように、月のミッションを1年延ばすとか、火星へ行くのが若干遅れるとか、そういういろいろな問題が出てきている。だからこれも全く問題がないわけではない。だけど、それについてはここでは一切検討していないので、私としては、そういうことについても宇宙研もしっかりしてもらわなきゃ困るので、今回はこのレポートは事業団に対するものだけれども、宇宙研がやっている中で自分で判断して、改定できるようなことは取り入れて、これを活用してほしいということを明言したくて、これは座長の権限でつけ加えることは、それがないと、ここでレポートを出されても、このレポートが表に行ったときに、そのいすに行って質問を受けたときに、僕が返事できないようなことだと困るんです。よろしいですか。

五代副理事長：別に宇宙開発事業団の副理事長とか、そういう意味でなくて、私は申し上げたいんですが、井口先生のそのことは前から私、実は考えていました。私は宇宙開発事業団の前から技術評価委員もやっていました。斎藤先生のもとでもかかわりました。今回の基本問題懇談会、これが名前、タームズ・オブ・リファレンスは斎藤先生のおっしゃるとおりですが、井口先生の繰り返しになるかもしれませんけれども、やはりうまくいったとき、それから部分的にまずくいったとき、本当にまずくいったとき、それはきちんと分けて、いい方はどこがいいんだ。なぜいいのか。これは周りの非常にエンカレッジな、いいところも何も褒めないということは、やった方としてはモラルが上がらないというか、明らかにあるんです。それは私は第三者にいたときもあるし、当事者でもありますから非常によくわかります。そういう意味で、この宇宙開発委員会の中で議論していただければいいと思いますが、是非技術評価というものを、タームズ・オブ・リファレンスでしょうか、それを議論して、何かいい方向に向けていただきたいと思うんですが、そうすると、やっている方もモラルが上がって、フェーリアとか、そういうのも減ると思います。

斎藤座長：どうもありがとうございました。それをよろしくお願ひいたします。

宇宙開発委員会議事録（平成11年第7回 平成11年3月17日）  
(成果評価関係抜粋)

【長柄委員長代理】 以上であらかじめ準備した議題は終わったわけですが、ひとつ各委員の方々の御意見を伺いたい点があるんですけれども、実はこれは先月の技術評価部会でも、井口部会長の方から、話題の提案がありましたし、それから、前回の宇宙開発基本問題懇談会でも、井口先生の方から、ちょっと提案があった問題なんですが、実は技術評価部会は、従来から打上げをした後の技術評価をする、技術的な評価をするということになっているんですけれども、従来から、不具合とか事故の原因調査、その対策、そういうことが大部分といいますか、ほぼ100%であって、ネガティブというわけじゃないんですが、不具合の方の調査が大部分で、技術的などういう成果があった、どういう顕著な成果があったといふうなことをほとんど報告書には触れていない。

それについては、「目標どおりの成果を得られた」という表現一行で片づけてあって、井口先生は、学術会議の方の工学関係の評価のやり方のグループのメンバーなんだそうですが、そちらの方でも、評価する場合に、非常によかったというものと、この点はまずかったので、こうした方がいいという両面から議論したらどうかということを今、学術会議の方のグループで議論されているようですが、この宇宙開発委員会の技術評価部会では、従来、そういう不具合を中心に議論してきたんですけども、それはもちろん非常に大事なことなんですが、成果についても、何かもうちょっと記述した方がいいという意見もあるんだけれども、いかがでしょうかという問題提起があったわけです。

それで、この問題は、技術評価部会に付託している宇宙開発委員会の方から検討しましょう、そして、返事しましょうということになっていますので、各委員の方々から、本件についてどうかということをお聞かせ願いたいと思います。

【末松委員】 井口先生が言われたその委員会に属しているんですけれども、その趣旨は、研究開発全般、これはよく言われていることですが、それを推進するのに2つ大事なことがあって、1つは、きちんと評価することだ、どういう現状にあるかということを評価すること。それからもう1つは、これは井口さんが言われたことですけれども、もう一つは、きちんとこれを検証することである。検証するということで研究開発を推進し、評価することで、それに対する

正当な位置づけをする、そういう意味だと思うんですね。

ですから、今まで御発言の趣旨は、評価ということについてはやってきたけれども、褒めて、もっとどんどんそれを積極的に推進するということがやられていないではないのか。それを今後是非取り入れてはどうかという趣旨だと思いま  
すね。ですから、それは非常に大事なことで、今まででは、不具合ということに大  
変気をとられてきましたけれども、もっと全般的に、先ほど話もありましたけれ  
ども、非常に効率のいい、あるいは新しい推進をしようとすると、やっぱり褒め  
るということが非常に大事ではないかと思いますので、是非おやりいただきたい  
と思います。

例えば大臣の賞を出すとか、あるいはそれをやった方に給料を少し上げると  
か、給料というか、特別賞与みたいなものを考えるとかしなきゃいけない。ただ、  
そのときに、目的を的確に達したかということを褒めるポイントにすべきだと思います。  
どういう褒め方をするかによって、また研究開発の方向がガラッと変わ  
りますから、それは非常に慎重に、今やっていることに合致した褒め方をしてい  
ただきたいなと思います。

**【秋葉委員】** この話は大分前からよくありますし、少しは褒めるというのはどう  
かという話がありながら、やはりできなかつたということがございまして、せい  
ぜいのところ、所期の目的を達成したという評価を最後に書いてあるというぐら  
いの触れ方だったわけですね。それで、もう少し淡々とでもいいから、確かに重  
要なものについては、ここでプラスの評価をちゃんと掲げる、という意見は私  
としても持つてはおるんですが、何しろ今、非常に不具合が多く、顕著に表に立つ  
て出ているときに、これを書くのは大変難しいのではないかというのは一つ懸  
念をしておりまして、1つは、学術会議で、しっかりした報告書でも出してい  
だいた後から、それを契機として書けばよいというぐらいのタイミングが図られ  
てもいいかなという気はいたしております。

いずれにしても、書くにしても、淡々と、しかし、従来ほど内容に立ち入ら  
ずにというのではなく、多少内容に立ち入って、顕著な成果を書く、評価し合う  
という書き方はあってもいいんじゃないかとは思っておりますね。

**【末松委員】** 学術会議のレポートはもうできておりまして、今月の最後の31日  
にそれを一応認める、そういうことをやるつもりでいます。ちょうどこの委員会  
と重なっているんです。（（参考）参照）

**【秋葉委員】** それじゃ、タイミングがいいのかもしれませんね。

**【長柄委員長代理】** 澤田先生、何か……。

【澤田委員】 失敗したとか何かというと、大きく世の中にはそれが伝わるんだけれども、国の金を使ってやっているわけですから、こういう成果がありましたよということを平等に知らせるというか、知ってもらうような努力というのは最低限必要なんでしょうねと思います。いろいろな形では、そういうことも対応しておられるんだろうと思いますけれども、こういう技術評価という観点の中で、きっちりと事実は事実として、失敗も失敗、成功も成功ということ、これははっきりして、そして、宇宙開発の意義というのもそこからわかっていただけるという仕組みというのは是非……。

失敗だけだけを取り上げてどうこうというのではなく、特に今のような風潮の中では、特に避けなきやいけないんじゃないのかなと思いますし、宇宙に対する理解を深めるという観点からも、何か事実は事実として淡々とする。特に顕著なものは顕著なものとして、これはどういう対応をするかというのは、また別途いろいろあるかと思いますけれども、是非お願ひしたいと思います。

【長柄委員長代理】 私自身も、最近のことならよくわかるんですけれども、過去、例えば10年前とか、15年前にいろいろなプロジェクト、ミッションをやっていますが、そのミッションでどういう成果があったかというと、よく調べればわかるんでしょうけれども、一目見て、ああ、なるほど、このミッションは、こういう非常に顕著な成果があったんだなということは、記録としてなかなか出てこないと。うまくいったというのは、うまくいった中身は、一体何だったのかというのがよくわからないこともあるということもあるあって、記録としても、このミッションでは、こういう技術的な成果が、非常に顕著な成果が得られたとか、これはこういう不具合があったとか、不具合の方はずっと記録が残っています。はつきりさせておいた方がいいんだろうと思います。

それじゃ、これまで技術評価部会、井口先生はじめ各先生、非常に熱心に事故評価を中心に、事故対策委員会みたいなことで一生懸命やってきていただいたわけですけれども、それは、もちろんこれから続けてもらうことにして、特に国際的に技術的に非常に顕著な成果があったというものについては、解析した上で記述してください。どの程度詳しく書くか、どの程度のレベル以上書くかということについては部会の方で決めてもらえばいいと思うんですけども、今までのように、一行だけで「目標達成した」という表現じゃなくて、もう少し内容を書いていただくということにしてもらってよろしゅうございますか。

（「はい」の声あり）

【末松委員】 ただ、そのときに、是非記述だけではなくて、失敗したときはたた

かれるわけですから、成功したときには、それにふさわしい褒め方を是非していただきたいと思います。

【長柄委員長代理】 おっしゃったように、賞とかいうのも出すわけには……。賞はいろいろな学会とか、何とかにアプライしてもらうことにしまして、宇宙開発委員会では、何とか賞というのは今のところ……。

【末松委員】 いや、宇宙開発委員会が出すということじゃなくて、そういうあっせんして、賞を出していただけるような、そういう形にしてくださいれば……。

【池田局長】 研究事業でも、今、一般的に主要なプロジェクトについては、事前にも事後にも評価をしなさいというのが、これは一定の要件みたいになってきていますから、宇宙開発委員会は、たまたまこれまで技術評価部会、常設の部会で、事故の、そういう意味では分析みたいなことが主体になってやってきているわけですけれども、今、御議論いただいているのは、そういう意味では、そういうことだけに限らず、主要なプロジェクトについては、必要に応じて事前・事後、そういう技術的に積極的な評価を含めて分析・評価をしていただくということで、考え方自身を、少し、部会の方にも関連するわけですけれども、意味合いを少し広く取り上げていただく。そういう整理をしていただくということで、そういう御議論かなと思っていますけれども。

【長柄委員長代理】 確かに、例えば宇宙研の電波天文衛星ですね、「はるか」などは、外国のテレビとか新聞では、非常に大変なことをやった、ミッション自身も、技術的にも非常に大変な難しいアンテナ転回とか、そういうことを非常によくやっている、と非常に大きく出るんですが、日本では、そういうことはあんまり、科学者の方々は、「おれはとんでもないことをやった」という自慢するとどうも、という風潮があって、当事者は、あまり「おれ、やった、おれ、やった」ということはおっしゃらないし、こういうレポートにも書いてないから、そんな大変なことをやったものと、一般の方はあまり御存じないということもあります、ああいう大変難しいことを世界に先駆けてやったというものは、それだけの価値があったんだということをはっきりさせた方がいいんだろうと思います。

本件は、そのようなことで、井口部会長の方に申し伝えますので、よろしくうございますか。（「はい」の声あり）

それでは、その他の議題で、何か事務局の方から……。

【事務局（船橋宇宙政策課長）】 委11-3で、前回の議事要旨をお配りしております。以上でございます。

【長柄委員長代理】 じゃ、本日の会合は以上でございます。

——閉会——

(参考) 日本学術会議第5部(第17期)・工学研究・評価研究連絡委員会「工学研究の評価の在り方について」(平成11年2月18日)(抜粋)

### III. 工学研究の評価の在り方

#### 1. 評価の方法と時期

・・・・・・(中略)・・・・・・研究期間終了後の最終評価においては、研究成果の成功・不成功を評価するだけでなく、成功した研究には十分な賞賛を与え、一層の発展を図ると共に、成功・不成功を問わず、その原因を究明して次代の研究計画に反映できる体制を構築することが必要であろう。・・・・・・(後略)・・・・・・

## COMETS報告書取りまとめに関するアンケート

### A. 原則について

技術評価部会報告書における人工衛星打上げにより得られた成果の評価についてどのようにお考えですか。以下の選択肢から選択し、別紙1表中の番号に○をつけてください。

#### 1. これまでより積極的に評価すべき

1 A. 我が国のこれまでの打上げ水準との比較（時系列的評価）、世界水準との比較（水平的評価）において技術的に顕著な向上・成果があれば、その点について評価する。

（例えば、事実関係を記載の上、「△△が順調に作動し、〇〇の△△事故の対策の有効性が実証された」、「△△技術は世界で初めて宇宙実証された」等の表現で記載。）

#### 1 B. その他（具体的に）

#### 2. これまで通りとすべき

#### 3. その他（具体的に）

また、上記の選択肢を選んだ具体的理由やご意見について適宜別紙1にご記載ください。

## B. COMETS報告書のとりまとめについて

NASDA作成資料「COMETSにおいて得られた技術成果」（別添1）の項目1～7について、報告書中においてその成果の評価をどのようにすべきとお考えでしょうか。各項目1～7について以下の選択肢から選択し、別紙2表中の番号に○をつけてください。また、理由、報告書への記載に当たっての留意点やご意見についても適宜別紙2にご記載ください。

なお、別添1の内容、詳細についての技術的なご質問があれば、NASDAの粟沢主任開発部員（TEL(03)3438-6254、FAX(03)5402-6517、E-mail Awasawa.Akira@nasda.go.jp）に直接（又は事務局経由）お問い合わせください。

### 選択肢

1. 本文に記載する。
  - 1 A. 本文に成果の評価を数行記載し、別添又は参考として事実関係を1、2頁記載する。
  - 1 B. 本文に成果の評価等を数行記載する。
  - 1 C. 本文に成果の評価及び事実関係を1、2頁記載する。
2. 基本的に記載しない。
3. その他（具体的に）

(別紙1)

科学技術庁宇宙政策課 斎藤宛  
FAX 03-3503-2570

御芳名

A. 原則について

選択肢（○をつけてください）

1A 1B 2 3 (具体的に )

上記の選択肢を選んだ具体的理由やご意見について適宜ご記載ください。

B. COMETS報告書のとりまとめについて

各項目について、選択肢に○をつけてください。また、理由、報告書への記載に当たっての留意点やご意見についても適宜ご記載ください。

**項目1** 1A 1B 1C 2 3 (具体的に  
理由、報告書への記載に当たっての留意点 )

**項目2** 1A 1B 1C 2 3 (具体的に  
理由、報告書への記載に当たっての留意点 )

**項目3** 1A 1B 1C 2 3 (具体的に  
理由、報告書への記載に当たっての留意点 )

**項目4** 1A 1B 1C 2 3 (具体的に  
理由、報告書への記載に当たっての留意点 )

**項目5** 1A 1B 1C 2 3 (具体的に  
理由、報告書への記載に当たっての留意点 )

**項目6** 1A 1B 1C 2 3 (具体的に  
理由、報告書への記載に当たっての留意点 )

**項目7** 1A 1B 1C 2 3 (具体的に  
理由、報告書への記載に当たっての留意点 )

(別添1)

## COMETSにおいて得られた技術成果

(項目名のみ記載し、各項目の詳細については省略した。)

項目1. 2液式 1700N統合型推進系（宇宙開発事業団）

項目2. 展開収納型フレキシブル太陽電池パドル（宇宙開発事業団）

項目3. 35A H NiH<sub>2</sub>バッテリ（宇宙開発事業団）

項目4. 姿勢制御系と大型アンテナの協調制御（宇宙開発事業団）

項目5. 21GHz帯200W級進行波管増幅器（宇宙開発事業団）

項目6. 43GHz帯20W級進行波管増幅器（通信総合研究所）

項目7. 衛星管制技術（宇宙開発事業団）

COMETS報告書取りまとめに関するアンケート集計結果  
(部会長、説明者として参加している専門委員の回答は除外)

A. 原則について

1A	1B	2	3	無回答
12	7	2	0	0

複数の選択肢を選択した専門委員がいるため、回答の合計は20より大きくなっています。

1. 積極的評価

- 1A (時系列、世界比較)  
1B (その他)

2. これまで通り  
3. その他

回答1Aについて

専門委員	具体的理由、意見
D	<p>技術水準の高さやその必要性についてはプロジェクトが承認された時点で評価されているはず。</p> <p>技術評価部会ではフライト後の評価のみでよいが、その中で顕著な技術については再評価してもよい。</p> <p>一般論として、実験衛星が主であるから不具合や予期せぬことは当然あり得る。</p> <p>それが事前に把握できたかあるいは予測すべきものか否か、その点を明確にすべきである。</p> <p>小さなことはプロジェクト側でも十分に把握している訳であるから部会で多くの時間を割く必要はないと思う。</p> <p>プロジェクト側の独創性とチャレンジ精神が発揮できるような評価をしたい。</p> <p>国際比較を行って優れていることを強調することは結構であるが、世界の動向は高性能なものをいかに安く作るか。</p> <p>もちろん技術の蓄積、進歩には寄与するが、国際市場で利用されなければ最終目標は達成されない。</p> <p>成果は世界的技術レベルと比較して優れているか否かという観点から評価すべきものであり、成功したから評価されるべきであるというものではないと考える。</p> <p>ただし、技術評価部会は、事故原因の究明・対策が本務であるが、詳細を追求しすぎて揚げ足を取るのでは、開発実施機関は萎縮してしまうため、微妙なバランスが必要だ。</p>

F	<p>我が国では今まで良いことを良いと積極的に評価することが少なかつた。</p> <p>したがって、今後も本評価部会が率先して評価しなければ、我が国の宇宙開発におけるこの流れは変わらない。この意味で今回の変更を実施するなら、今後に大きな影響を与えると予測する。</p> <p>現在種々の研究機関や大学において、外部評価が取り入れられる傾向がある。このような流れを考えると、黙っていても技術的失敗やヒューマンエラーに起因する事故はより一層厳しく糾弾され、非難される傾向が強くなると考えられる。</p> <p>したがって、良いことは良いと積極的に評価することにより、当事者に勇気と意欲を与えなければバランスが失われる。</p> <p>国民の税金を投入して実施される事業に対し、成果をほめすぎるまではしないとしても、客観的に光と陰の両面を評価することは、今後の継続的予算獲得の観点からも極めて重要。</p> <p>客観的事実を報道するはずのマスコミも、現実にはいつも陰の部分を大きく報道する傾向がある。</p> <p>したがって、技術評価部会が成果を冷静に客観的に評価していくこと（つまり従来よりも積極的に光の部分の評価を書き込むこと）はマスコミにも冷静、公平な報道を促す効果があると考える。</p> <p>つまり、マスコミは技術評価部会の報告書を読んで内容を把握し報道するとのことから、報告書の内容は重要。</p> <p>さらに、宇宙飛行士の報道のような派手さはないとしても、国民に宇宙開発の光の部分をさらによく知ってもらうため、マスコミの冷静かつ客観的報道が不可欠。</p>
G	将来に向けた技術蓄積と認められる成果についてはきちんと報告すべき。単に今までにない成果というのは報告の対象外とするのが妥当。
J	衛星のシステムに関しては専門外のため開発レベルについてはよくわからないが、別添1や他の資料を見る限りかなり高レベルと思う。 積極的に評価すべき。
K	<p>「アメとムチ」をうまく使い分ける欧米では、評価（批判）も厳しい代わりに表彰状を出す等、ほめることも忘れないのに対し、日本では（マスコミも含め）批判のみが行われることが多い。</p> <p>担当者のやる気を鼓舞する意味でほめることがある程度必要であろう。では、宇宙開発委員会の評価部会としてどこまでほめるのが適当であろうか。</p> <p>個人的には個々の要素技術一つずつを特記してほめることには違和感を覚える。</p> <p>それは実施機関が成果として誇ればよいものであろう。</p> <p>ミッションの目的として掲げた項目（いくつかの要素技術が含まれていてもよい）のうち、特に時系列、世界比較を行って優れているものに限り、それがうまくいった場合、技術評価部会として特記して評価することを提案したい。</p> <p>本文中に成果の評価のための項目を設けることは適当ではなく、評価のための長い記述は不要。</p> <p>成果の評価については、簡単に触れる程度で十分。</p>

P	<p>事実関係を示す「…が実証された」というような表現であれば問題はない。</p> <p>ただし、「〇〇の技術は世界水準を超えてる。」という表現を使おうとするならば、単なる担当メーカーの受け売りで記載するわけにはいかない。</p> <p>世界のメーカーに問い合わせて納得を得るのか、その分野の第一人者に判断を仰ぐのか。</p> <p>いずれにしても慎重を期さなければ、技術評価部会の軽重が問われる。</p>
Q	<p>技術的に優れた成果で、技術蓄積につながるものであれば評価すべきである。</p> <p><u>2、3の主要な成果については、添付資料をつけても良い。</u></p>
R	<p>困難な軌道変更を行い、種々の実験を遂行した点は高く評価してよい。</p> <p>研究成果の評価はそれなりにすべきであるが、ほめるのも程々に。</p>
S	<p>当初計画されたミッションが完全には達成できなかつたからといって全ての搭載機器や関連技術が無駄であったといった評価は、宇宙飛翔体のような多機能な要素から構成される巨大なシステムの評価には好ましくない。</p> <p>仮に、ミッションが計画どおりに達成されなかつた場合でも、できる範囲で個々の要素の機能をそれぞれ評価し、将来の計画に反映する強かさが、予算の有効利用ではないかと考える。</p> <p>個々の要素の機能をできるだけ評価できるようにする上から、ミッションを計画する段階で、いくつかの事故を想定し、それぞれの場合にできるだけ各要素の機能を確認できるような計画を作つておくことも考えてはどうか。</p> <p>予め事故を想定することは不謹慎であろうが、事故が起きてから、急遽、各要素の機能を確認する計画を作るよりは成果が多いものと思われ、評価もできる。</p>
T	<p>他の原因による失敗があり、そのために計画変更等により、計画外の件について成果があつた場合については、その点を明記した方がよい。</p> <p>明らかに顕著な向上、成果が認められる場合には、評価した方がよい。あまり褒めすぎると世間から何を言われるかわからない。</p> <p>ロケットの失敗が原因であつても、予定の静止軌道で実験をすることができなかつたことは失敗といわざるを得ない。</p> <p>ただし、不利な状況にも関わらず、困難な軌道変更を行い、その後の実験により一部のデータを取得した努力は認められる。</p>
V	<p>意見概要には、成功の場合には賞賛するという意味を単に美辞麗句を並べるようなことに受け取られた方々もいるように見受けられる。</p> <p>賞賛するというのは、あくまで技術的に評価すると言うことで、国際的なレベルで比較するのがよい。</p> <p>国際的に高いレベルにないとすれば、現状での評価をすればよい。ミッションの成果の意義を分かり易く説明することが必要。</p>

回答1Bについて

専門委員	具体的理由、意見
A	<p>当初計画ミッションの一%が実行されたと記載。新聞等では完全に失敗という印象を与えてしまっているため、冷静に当初計画のかなりの実験が実施され、成功したことを述べるべき。</p> <p>また、当初計画外の状況に対応するために新しく獲得した経験や技術についても、ミッション回収の観点から簡単に触れることが必要。</p>
C	世界水準と比較して劣っている点があれば、これも必ず書くようにしてほしい。
H	<p>技術評価部会は事故調査委員会ではない。 事故原因を探すばかりではなく、全てチャレンジングな試みであるから、その成果を正当に評価するのは当然。</p> <p>このことはCOMETSに限るものではない。</p>
L	<p>巨額の税金が投入されているのだから、COMETSのように打上げの目的が達成できない場合でも、結果を客観的に評価し、次のステップへの成果として報告すべき。</p> <p>そのことが、今後の宇宙開発への国民的理解につながる。 ただし、打上げ目的達成の失敗は、ロケット、衛星を含む全担当者の責任であることははっきりさせておきたい。</p> <p>そうしないと、責任のなすりあいになりかねず、設計時のシステムマージンの取り合いになり、逆に失敗の原因を作るおそれもある。</p>
M	<p>技術評価は「今後の改善に資する」ことを第一目的とすべき。 その観点から、成果についても今後の改善に有効と判断できる部分については積極的に評価すべきと考える。</p> <p>ただし、宇宙開発委員会からの「課題」に応じ報告書を作成することになるので、例えば「失敗の原因及び今後の対策について」といった課題が与えられた場合は、成果の評価は難しくなる。</p> <p>したがって、審議の課題設定段階からの考慮が必要。</p>
N	<p>順調、実証のような曖昧な表現は不可。 当初に成功範囲をノミナル±〇%と明記しておき、範囲内なら成功、範囲外なら不成功とし、その理由も明記しておく。 評価もそれにしたがって行うべき。</p>
U	<p>第2段ロケットの欠陥はあったが、その後の制御、特に太陽電池パネルを開閉しての軌道修正は特記するに値する。</p> <p>これが可能になったのはソフトの適切な修正ができたため。 ソフトウェアを改修することにより軌道変更にうまく対応している点については評価できる。</p> <p>今後とも、衛星はソフトウェアで対応できるようなフレキシブルなシステムとしておくべきである。</p>

回答2について

専門委員	具体的理由、意見
B	<p>常時開発要素を含み、人工衛星打上げが行われており、成果を積極的に評価したい旨はよく理解できる。</p> <p>しかし、このような評価は関係者の口コミあるいはマスコミによって自然に得られるもので、報告書の中に含める必要はない。</p>
P	<p>事実関係を示す「…が実証された」というような表現であれば問題はない。</p> <p>ただし、「〇〇の技術は世界水準を超えている。」という表現を使おうとするならば、単なる担当メーカーの受け売りで記載するわけにはいかない。</p> <p>世界のメーカーに問い合わせて納得を得るのか、その分野の第一人者に判断を仰ぐのか。</p> <p>いずれにしても慎重を期さなければ、技術評価部会の軽重が問われる。</p> <p>技術評価に携わるものは一貫して技術第一かつ客観的な第三者としての姿勢に徹すべき。</p> <p>報告書作成に当たっては、提起された技術項目に対する検討内容と不具合究明の担当者が多大の苦労と時間を費やしている事實を理解するとしても、それに対する賛辞やねぎらいの類の言辞を報告書の中に陽に表すことには違和感を覚える。</p> <p>技術開発に携わるものは様々な難題に遭遇することは承知のことであり、これに十分に対処することも当然の義務と受けとめているはずである。</p> <p>その苦労を誰かに褒めてもらいたいと願う気持ちは、少なくとも厳しい宇宙技術と対面するプロフェッショナル意識とは無縁のものと思える。</p>

## B. COMETSについて

### 項目1 (2液式1700N統合型推進系)

1A, 1C	1B	2	3	無回答
14	4	2	0	0

#### 1. 本文記載

1A (評価本文数行、事実関係別添1、2ページ)

1B (評価本文数行)

1C (評価及び事実関係本文1、2ページ)

#### 2. 記載しない

#### 3. その他

### 回答1A、1Cについて

専門委員	理由、留意点
A	別添又は参考には、技術的ポイントが判るよう、「別添1」程度の詳しさの記述が必要。
C	問題点があったら必ず記載してほしい。
F	重要事項の成功。
K	世界的に見ても優れた推進系の成功を評価。
L	振動や熱などの環境条件の違いとその影響について、また推力のばらつきについて記述すべき。
N	異常だけでなく、成果も後に残せることは具体的に記録すべき。
P	今後の展望には触れない。評価とは別の問題。 その技術を継続して開発していくことを担当メーカーに約束する おそれあり。 開発担当機関名も記載しない。 (記載するなら担当メーカー一名も加える。)
S	極めて重要な技術であり、評価、事実ともに本文に記載すべき。

### 回答1Bについて

専門委員	理由、留意点
H	推力1700N、比推力320秒は国際的に高い水準。
M	高推力はETS-VIで実証されているようなので、 今回実証された統合型のメリットに重点を置くべき。

### 回答2について

専門委員	理由、留意点
B	不具合を改良し、うまく作動したことは当然の結果。

項目2（展開収納型フレキシブル太陽電池パドル）

1A, 1C	1B	2	3	無回答
13	5	0	1	1

1. 本文記載

1A（評価本文数行、事実関係別添1、2ページ）

1B（評価本文数行）

1C（評価及び事実関係本文1、2ページ）

2. 記載しない

3. その他

回答1 A、1 Cについて

専門委員	理由、留意点
A	別添又は参考には、技術的ポイントが判るよう、「別添1」程度の詳しさの記述が必要。
C	問題点があつたら必ず記載してほしい。
F	重要事項の成功。
L	伸張したままの長時間の耐久性については検証できていないことを記述すべき。
M	国際的に高水準の技術が実証された。
P	今後の展望には触れない。評価とは別の問題。 その技術を継続して開発していくことを担当メーカーに約束するおそれあり。 開発担当機関名も記載しない。 (記載するなら担当メーカー名も加える。)
S	世界的技術の実証として成功したことを本文に記載すべき。

回答1 Bについて

専門委員	理由、留意点
H	衛星として再収納可能な折り畳み型フレキシブルパドル実証の結果を評価すべき。
K	収納型パドルは世界初というわけではなく、SFUでの失敗を解決したという評価を本文中に数行記載で充分。
U	パネルの開閉を繰り返して問題のなかった点は特筆できる。

回答3について

専門委員	理由、留意点
N	専門外なのでわからない。

項目3 (35AH NiH2バッテリ)

1A, 1C	1B	2	3	無回答
8	5	4	1	2

1. 本文記載

1A (評価本文数行、事実関係別添1、2ページ)

1B (評価本文数行)

1C (評価及び事実関係本文1、2ページ)

2. 記載しない

3. その他

回答1A、1Cについて

専門委員	理由、留意点
A	別添又は参考には、技術的ポイントが判るよう、「別添1」程度の詳しさの記述が必要。
C	問題点があつたら必ず記載してほしい。
L	DODについての評価の記述が必要。
P	今後の展望には触れない。評価とは別の問題。 その技術を継続して開発していくことを担当メーカーに約束するおそれあり。 開発担当機関名も記載しない。 (記載するなら担当メーカー名も加える。)

回答1Bについて

専門委員	理由、留意点
K	ようやく世界水準に追いついた程度であり、本文中に数行評価記載で充分。
M	今後の高性能バッテリー開発に役立つデータが得られたことを中心に記載。

回答2について

専門委員	理由、留意点
F	国内技術としては初めてであっても、性能的には国際水準に達していない。 軽量化技術が重要と思われるが、何か新規性があったかどうかで評価は分かれる。

回答3について

専門委員	理由、留意点
N	専門外なのでわからない。

項目4 (姿勢制御系と大型アンテナの協調制御)

1A, 1C	1B	2	3	無回答
10	6	2	1	1

1. 本文記載

1A (評価本文数行、事実関係別添1、2ページ)

1B (評価本文数行)

1C (評価及び事実関係本文1、2ページ)

2. 記載しない

3. その他

回答1A、1Cについて

専門委員	理由、留意点
A	別添又は参考には、技術的ポイントが判るよう、「別添1」程度の詳しさの記述が必要。
C	問題点があつたら必ず記載してほしい。
F	重要かつ困難な技術の成功。
L	静止軌道との違いによる外乱条件の差の記述が必要。
P	今後の展望には触れない。評価とは別の問題。 その技術を継続して開発していくことを担当メーカーに約束するおそれあり。  開発担当機関名も記載しない。 (記載するなら担当メーカー名も加える。)
U	具体的に予定していなかった事柄をうまく実行できたソフト・ハードの対応、制御系のフレキシビリティを評価すべき。

回答1Bについて

専門委員	理由、留意点
H	姿勢制御系と大型アンテナの協調制御を宇宙空間で実証した。

回答2について

専門委員	理由、留意点
K	時系列的、世界的に比較しても特記してほめる必要はない。 事業団が成果として誇ることは自由。

回答3について

専門委員	理由、留意点
N	専門外なのでわからない。

項目5 (21GHz帯200W級進行波管増幅器)

1A, 1C	1B	2	3	無回答
15	2	0	1	2

1. 本文記載

1A (評価本文数行、事実関係別添1、2ページ)

1B (評価本文数行)

1C (評価及び事実関係本文1、2ページ)

2. 記載しない

3. その他

回答1A、1Cについて

専門委員	理由、留意点
A	別添又は参考には、技術的ポイントが判るよう、「別添1」程度の詳しさの記述が必要。
C	問題点があつたら必ず記載してほしい。
F	200Wという大出力を評価できる。
G	Ka帯高出力TWTは、熱制御が難しいことから、世界的にも電源、冷却システム等に問題が生じている。 このような中、宇宙開発事業団が世界に先駆けてKa帯200W TWT技術を宇宙で実証したことは評価に値する。
K	COMETS実験目的の一つであり、成功に対して評価。
L	熱環境の違いを考慮した運用寿命に関する実証がどこまでできたのか記述が必要。
M	国際的に高水準の技術が実証された。
P	今後の展望には触れない。評価とは別の問題。 その技術を継続して開発していくことを担当メーカーに約束するおそれあり。 開発担当機関名も記載しない。 (記載するなら担当メーカー名も加える。)

回答1Bについて

専門委員	理由、留意点
H	衛星搭載用進行波管増幅器の21GHz帯において、200Wの出力を得たことを評価すべき。

回答3について

専門委員	理由、留意点
N	専門外なのでわからない。

項目6 (44GHz帯20W級進行波管増幅器)

1A, 1C	1B	2	3	無回答
13	4	0	1	2

1. 本文記載

1A (評価本文数行、事実関係別添1、2ページ)

1B (評価本文数行)

1C (評価及び事実関係本文1、2ページ)

2. 記載しない

3. その他

回答1A、1Cについて

専門委員	理由、留意点
A	別添又は参考には、技術的ポイントが判るよう、「別添1」程度の詳しさの記述が必要。
C	問題点があつたら必ず記載してほしい。
F	将来性のある重要技術の実証成功。
K	COMETS実験目的の一つであり、成功に対して評価。
L	熱環境の違いを考慮した運用寿命に関する実証がどこまでできたのか記述が必要。
M	国際的に高水準の技術が実証された。
P	今後の展望には触れない。評価とは別の問題。 その技術を継続して開発していくことを担当メーカーに約束するおそれあり。 開発担当機関名も記載しない。 (記載するなら担当メーカー名も加える。)

回答1Bについて

専門委員	理由、留意点
H	衛星搭載用進行波管増幅器の43GHz帯における高性能を評価すべき。

回答3について

専門委員	理由、留意点
N	専門外なのでわからない。

項目7 (衛星管制技術)

1A, 1C	1B	2	3	無回答
8	4	7	1	0

1. 本文記載

1A (評価本文数行、事実関係別添1、2ページ)

1B (評価本文数行)

1C (評価及び事実関係本文1、2ページ)

2. 記載しない

3. その他

回答1A、1Cについて

専門委員	理由、留意点
A	別添又は参考には、技術的ポイントが判るよう、「別添1」程度の詳しさの記述が必要。
C	問題点があつたら必ず記載してほしい。
M	不具合発生時の対応については学ぶべき点が多く、将来にわたり貴重なデータとなりうるので、比較的詳しい記載が望ましい。
P	今後の展望には触れない。評価とは別の問題。 その技術を継続して開発していくことを担当メーカーに約束するおそれあり。  開発担当機関名も記載しない。 (記載するなら担当メーカー名も加える。)

回答1Bについて

専門委員	理由、留意点
F	副産物としての成功であるが、本来ならこのような事態は打上げ前から予測し、対処策を準備しておくべきであった。

回答2について

専門委員	理由、留意点
B	目的外のことであるので、特に強調しなくてよい。
K	技術評価部会として特にほめる必要はない。 事業団が成果として誇ることは自由。
L	成果としての記述は不要。
U	トラブルの中での運用は評価できるが、それ以上の評価は困難。

回答3について

専門委員	理由、留意点
N	専門外なのでわからない。

宇宙開発計画（平成11年3月10日 宇宙開発委員会）

（COMETS関係抜粋、下線部は評価対象技術等）

I 開発プログラム及び研究

4 通信・放送・測位

(1) 運用

② 通信放送技術衛星（COMETS）

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術、多周波数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して、平成10年2月に打ち上げた通信放送技術衛星（COMETS）「かけはし」を、橿円軌道において運用する。

(参考 最近の異常関係技術（下線部）)

宇宙開発計画（平成7年3月29日 宇宙開発委員会）（ETS-VI関係抜粋）

I 開発プログラム及び研究

7 人工衛星共通技術の分野

(1) 運用

② 技術試験衛星VI型（ETS-VI）

H-IIロケット試験器の性能を確認するとともに、1990年代における実用衛星の開発に必要な大型静止三軸衛星バス技術の確立を図り、あわせて、衛星による固定通信及び移動体通信並びに衛星間通信に関する高度の衛星通信のための技術開発及びその実験を行うことを目的として、平成6年8月に打ち上げた技術試験衛星VI型（ETS-VI）「きく6号」については、静止軌道投入に至らなかったため、橿円軌道において運用する。

宇宙開発計画（平成9年4月2日 宇宙開発委員会）（ADEOS関係抜粋）

I 開発プログラム及び研究

1 地球観測・地球科学の分野

(1) 運用

④ 地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）

地球環境のグローバルな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て、平成8年8月に打ち上げた地球観測プラットフォーム技術衛星（ADEOS）「みどり」を運用する。

(参考 調査審議中の衛星関係技術(下線部))

宇宙開発計画(平成11年3月10日 宇宙開発委員会) (TRMM関係抜粋)

I 開発プログラム及び研究

1 地球観測・地球科学の分野

(1) 運用

③ 热帯降雨観測衛星(TRMM)

我が国が衛星搭載用降雨レーダ及びH-IIロケットによる打上げ等を担当し、米国が衛星バス及びその他のセンサ等を担当した日米協力による衛星で、全地球的規模のエネルギー収支のメカニズム解明等に不可欠な熱帯降雨の観測等を行うことを目的として、平成9年11月に打ち上げた熱帯降雨観測衛星(TRMM)について、降雨レーダによる観測を実施する。

7 人工衛星の基盤技術の分野

(1) 運用

① 技術試験衛星VII型(ETS-VII)

国際宇宙ステーションあるいは将来型人工衛星への物資の輸送及び軌道上作業等、21世紀初頭の宇宙活動に対応するために必須の技術であるランデブ・ドッキング技術及び宇宙用ロボット開発の基礎となる遠隔操作技術等を軌道上実験等の実施により確立するとともに、宇宙用ロボットに関して先行的な実験を実施することを目的として、平成9年11月に打ち上げた技術試験衛星VII型(ETS-VII)「おりひめ・ひこぼし」を運用する。

宇宙開発政策大綱（平成8年1月24日改訂 宇宙開発委員会）  
(COMETS関係抜粋)

## 第2章 宇宙開発活動の展開

### 第2節 各分野における宇宙開発活動の展開

#### 4 通信・放送・測位等

人工衛星を利用した通信・放送・測位等については、社会のニーズの高度化・多様化に的確に対応するとともに、今後のグローバルな情報通信基盤の高度化に我が国として貢献するために、国際的な動向を踏まえながら、人工衛星を利用した実証が必要な技術や開発リスクが大きい技術を中心に、後述するミッション実証衛星シリーズ等により継続的・体系的に開発を進める必要がある。

##### (1) 通信

人工衛星を利用した通信分野については、社会経済活動の高度化に伴い、我が国情報通信基盤整備の一環として、パーソナル移動体衛星通信等の実現を目指した技術の開発を進める。また、情報通信ネットワークの高度化が必要とされる中で、国際的な高速衛星通信ネットワーク構築の動向を考慮しつつ、ギガビット級超高速衛星通信技術、ミリ波・光衛星通信技術等先端的衛星通信技術の開発を進める。

##### (2) 放送

衛星放送の分野では、デジタル化、高精細度化等のニーズの高度化・多様化に対応するため、移動体デジタルマルチメディア放送、新たな広帯域衛星放送等の衛星放送技術の開発を進める。

#### 7 人工衛星の基盤技術

我が国はこれまでの開発を通じて、人工衛星の共通基盤技術を蓄積してきたところである。今後、急速に高度化、多様化する需要を踏まえて、先行的な開発を継続していく必要がある。

### (3) 衛星バス技術

我が国においては、これまでの衛星開発により各種の衛星バス技術を蓄積してきた。今後、これらの衛星バスと共通の技術を活用した共通的な衛星バスを採用することにより、地球観測衛星やミッション実証衛星の開発等を行うに当たっての開発リスクやコストの低減を図る。さらに、衛星バスの要素機器について、その標準化、汎用部品の宇宙転用等の実証を行う。