

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) 1 Nスラスタ異常動作	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(COMET S)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の静止トランスファ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术、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ファ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（LH2）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ファ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（静止トランスファー軌道ミッション）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×14m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_2H_4 ）と四酸化二窒素（ NO_2 ）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スラスト）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（TWTA）及びミリ波（44GHz）帯20W級TWTA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の開発に係るものを除く）

イ CRL

- ・ 次の衛星ミッション機器の開発
 - ① 21GHz帯高度衛星放送システム受信部
 - ② Ka／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℃

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ファー軌道(遠地点高度約36,000km)より大幅に低い軌道(遠地点高度約1900km)となった(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楕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(COMET S)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36000km)
近地点高度：約246	km	(約250km)
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6.5kW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、バッテリー充放電量、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、推薬、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値どおりに実施され、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 (N₂O) 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 (II 1 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、スラスタにより姿勢制御を行う）への変更を行い、スラスタ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スラスタに異常動作が発生し（Ⅱ3（3）参照）、スラスタを予備系の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一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、タンク圧カテレメトリと共に主としてタンク内のNTOの残量をモニター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℃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℃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℃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℃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は、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十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、その原因は、-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電源トランス

- 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っ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、ピックアップにて検出(ピックアップ励磁回路(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 $+0.2 \text{ deg/sec}$ 、チャンネルNo.3がロール軸のみ約 0.5 deg/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、ピックアップ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、ピックアップ励磁回路内において、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。

ピックアップ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畳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40mVpp程度と小さく（発振には約3V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畳（衛星電力バスを想定）では+130V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~-70V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~-70V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アップ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 $1 \times 10^6 / \text{cm}^2$ 、LETレベル43MeV/ $(\text{mg} / \text{cm}^2)$ ）にピークを持つ正規分布）を照射することにより、ピックアップ励磁回路が発振する可能性の有無を確認した。

その結果、ピックアップ励磁回路内の積分回路がシングルイベントにより約1MHz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、ピックアップ励磁回路内の、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、1MHz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-TWTA) 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-TWTA 2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、投入された低軌道上での運用では、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。異常発生時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、1 NスラスタをB系からA系に再度戻し4 Aスラスタの動作を試験した。

その結果、4 Aスラスタの推力は、設計値よりは低い0.2～0.3 Nの推力であったが、異常動作時の推力0.04～0.05 N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ことから、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（0.8 N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、1 N 4 Aスラスタ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4 Aスラスタ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-VI1700N2液式アポジ推進系の事故対策の反映

ETS-VIは、静止トランスファー軌道投入後、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（N₂O₄）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たこと 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ったため、太陽電池パドルの回収を断念し、太陽電池パドルをSFUから切り離れた。

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 μ m)及び3枚のブランクパネル(太陽電池非実装、厚さ50 μ 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SFU、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ブ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) 21GHz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に開発された21GHz帯200W級進行波管増幅器（TWTA）が搭載されている。

このTWTAは、BS-3用の12GHz130W級TWTA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20GHz10W級TWTA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TWTA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TWTA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TWTA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TWTAはCOMETSに搭載されたものの以外に存在せず、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TWTA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TWTA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、TWTA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(TWTA)が搭載されている。

このTWTAは、CS-3用の20GHz10W級TWTA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TWTA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TWTA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TWTA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TWTAは数少なく、COMETSに搭載された44GHz帯20W級TWTA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TWTA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TWTA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、TWTA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）を静止トランスファ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の楕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、楕円軌道において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、楕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スファ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、楕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。

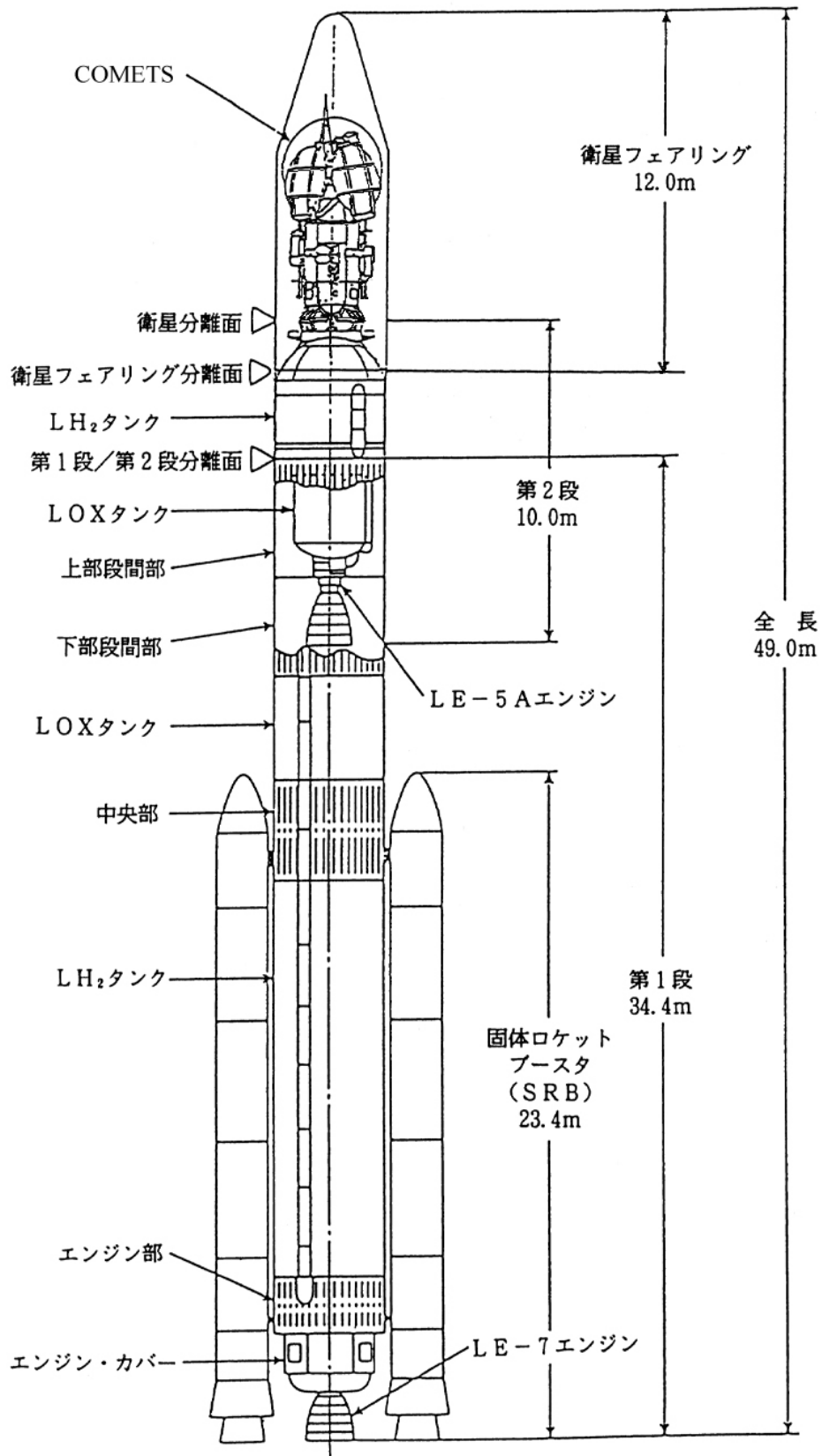


図-1 H-IIロケット5号機の形状

表-1 H-IIロケット5号機の主要諸元

項目		諸元	備考
全長		49.0 m	コア機体 ペイロード重量を含む
直径		4.0 m	
全備重量		260.7 t	
ペイロード重量		3.95 t	
第1段	推進薬	液化酸素/液化水素	海面上（補助エンジン分は含まない） 打上げ～主エンジン燃焼停止指令 真空中（補助エンジン分は含まない） 段間部（上部/下部）を含む
	推進薬重量	87.0 t	
	推力	86 tf	
	燃焼時間	344 sec	
	比推力	445 sec	
全備重量		97.9 t	
S R B	推進薬	固体推進薬	2本分 2本分、海面上有効平均推力 真空中 2本分、クガナク焼損重量を含まない
	推進薬重量	118.3 t	
	推力	318 tf	
	燃焼時間	94 sec	
	比推力	273 sec	
全備重量		140.7 t	
第2段	推進薬	液化酸素/液化水素	真空中 （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） 真空中
	推進薬重量	14.0 t	
	推力	12.4 tf	
	燃焼時間	494 sec	
	比推力	452 sec	
全備重量		16.7 t	
フェアリング	直径	4.0 m	衛星収納域 4.1mφ×7.4mL（最大直径、最大長）
	全長	12.0 m	
	重量	1.4 t	
誘導方式		ストラップダウン慣性センサユニットによる慣性誘導方式	

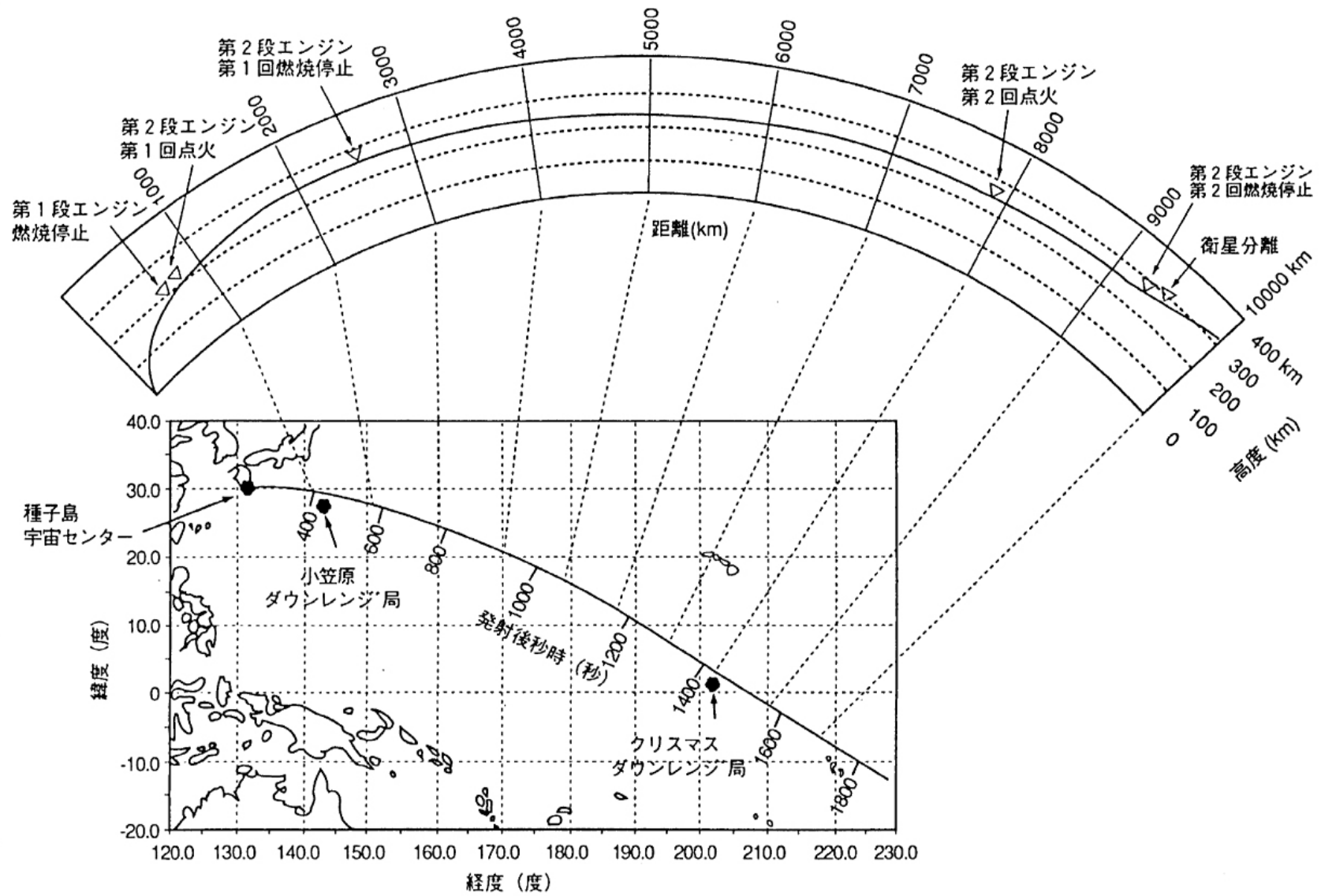


図-2 H-IIロケットの標準飛行経路(静止トランスファー軌道ミッション)

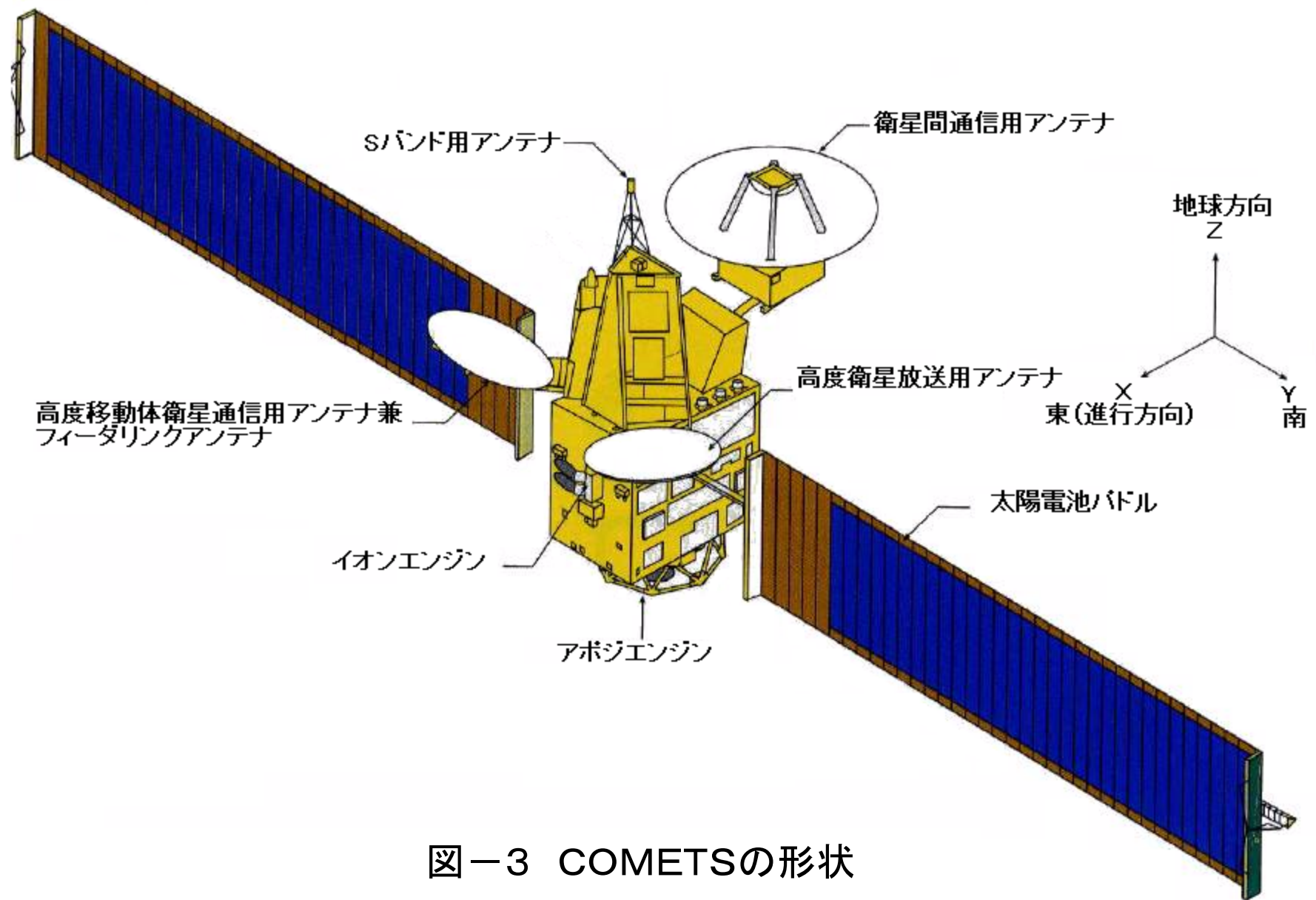


図-3 COMETSの形状

表-2 a 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	<table border="0" style="width:100%"> <tr> <td style="width:30%">(テレメトリ系)</td> <td style="width:35%">S帯</td> <td style="width:35%">Ka帯</td> </tr> <tr> <td>周波数：</td> <td>2269.68MHz</td> <td>20.165GHz</td> </tr> <tr> <td>変調方式：</td> <td>PCM-PSK/PM</td> <td>PCM-PSK/PM</td> </tr> <tr> <td>ビットレート：</td> <td>512bps</td> <td>512bps</td> </tr> <tr> <td></td> <td>2048bps</td> <td>2048bps</td> </tr> <tr> <td>(コマンド系)</td> <td>S帯</td> <td>Ka帯</td> </tr> <tr> <td>周波数：</td> <td>2090.0MHz</td> <td>29.485GHz</td> </tr> <tr> <td>変調方式：</td> <td>PCM-PSK/PM</td> <td>PCM-PSK/PM</td> </tr> <tr> <td>ビットレート：</td> <td>1000bps</td> <td>1000bps</td> </tr> <tr> <td>(レンジング系)</td> <td>S帯</td> <td>Ka帯</td> </tr> <tr> <td>周波数アップリンク：</td> <td>2090.0MHz</td> <td>29.295GHz</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>29.315GHz</td> </tr> <tr> <td>ダウンリンク：</td> <td>2269.68MHz</td> <td>20.295GHz</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>20.115GHz</td> </tr> <tr> <td>変調方式：</td> <td>トーン/PM</td> <td>PNコードスペクトラム 拡散方式</td> </tr> <tr> <td>レンジング方式：</td> <td>トーン方式</td> <td>PNコード方式</td> </tr> </table>	(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			29.315GHz	ダウンリンク：	2269.68MHz	20.295GHz			20.115GHz	変調方式：	トーン/PM	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
(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																																															
		29.315GHz																																															
ダウンリンク：	2269.68MHz	20.295GHz																																															
		20.115GHz																																															
変調方式：	トーン/PM	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バッテリー 容量 35AH×4台 シャント：方式 デ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	<p>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トム方式 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。</p>
熱制御系	<p>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。</p>
構体系	<p>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</p>
統合型推進系	<p>方式：アポジエンジン系とガスジェット系の統合型 推進剤供給方式：調圧ブローダウン方式</p> <p>アポジエンジン系（調圧方式） 推進剤：N₂H₄／NTO 推力：1700N</p> <p>ガスジェット系（ブローダウン方式） 推進剤：N₂H₄ 構成：1Nスラスタ 16台（姿勢制御、東西軌道制御） 50Nスラスタ 4台（AEF時の姿勢制御）</p>
イオンエンジン系	<p>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</p>
計装系	<p>ハーネス、ブ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。</p>
モニターカメラ	<p>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）</p>

表-2b 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"> ・地球局からの送受信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。 ・軌道高度1,000kmまでのユーザ宇宙機との通信を行う。 ・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。 ・フィーダリンク用アンテナは高度移動帯衛星通信用のアンテナと共用する。 <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>Ka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>Ka帯フォワード 23.190~23.460GHz</p> <p>Ka帯リターン 25.525~26.425GHz</p> <p>S帯フォワード 2025~2110MHz</p> <p>S帯リターン 2200~2290MHz</p> <p>Ka帯フォワードビーコン 23.3875、23.540GHz</p> <p>フィーダリンク：</p> <p>Ka帯フォワード 29.785GHz</p> <p>Ka帯リターン 19.685GHz</p> <p>S帯フォワード 30.180GHz</p> <p>S帯リターン 20.370GHz</p> <p>Ka帯パイロット信号 29.960GHz</p>

表-2b COMETSのミッション系主要諸元(当初の予定)(2/3)

<p>高度衛星放送機器</p>	<p>(主要機能)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 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。 ・ 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"> (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。 (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。 ・ アップリンク信号の1波又は2波同時中継。 <p>(中継器系)</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>E I R P : 高出力時 64 dB以上 低出力時 50 dB以上</p> <p>G / T : 12 dB/K以上</p> <p>(アンテナ系)</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 : 35 dB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>(周波数)</p> <p>K a 帯アップリンク : 27.3 GHz、27.8 GHz</p> <p>K a 帯ダウンリンク : 20.7 GHz</p>
-----------------	--