

Ｈ－Ⅱロケット６号機による熱帯降雨観測衛星
（ＴＲＭＭ）及び技術試験衛星Ⅶ型（ＥＴＳ－
Ⅶ）の打上げ結果の評価について（報告）

平成１２年１月１９日

宇宙開発委員会技術評価部会

H－Ⅱロケット6号機による熱帯降雨観測衛星（TRMM）及び技術試験衛星Ⅶ型（ETS－Ⅶ）の打上げ結果の評価について

平成12年1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9年11月28日に宇宙開発事業団が行ったH－Ⅱロケット6号機による熱帯降雨観測衛星（TRMM）及び技術試験衛星Ⅶ型（ETS－Ⅶ）の打上げ結果を評価するため、平成10年5月27日以来調査審議を行ってきたが、このたびその結果をとりまとめたので報告する。

— 目 次 —

I	打上げの概要	1
1	目的	1
(1)	H-IIロケット6号機	1
(2)	TRMM	1
(3)	ETS-VII	1
2	H-IIロケット6号機の概要	1
3	TRMMの概要	2
(1)	TRMMの概要、開発体制	2
(2)	降雨レーダの概要、開発体制	2
4	ETS-VIIの概要	4
(1)	ETS-VIIの概要	4
(2)	開発体制	5
5	打ち上げの経過及び結果	5
(1)	H-IIロケット6号機	6
(2)	TRMM	7
(3)	ETS-VII	8
II	打上げ結果の分析等	11
1	H-IIロケット6号機	11
2	TRMM降雨レーダ	11
3	ETS-VII	11
(1)	衛星の姿勢異常	11
(2)	ハイゲイン回線送信出力低下	18
(3)	RVD実験時の姿勢異常	21
(4)	その他の異常	25
III	主要な宇宙実証成果	26
1	TRMM降雨レーダ	26
(1)	我が国における開発の位置づけ	26
(2)	開発成果の国際比較	26
(3)	今後の展望	27

2	E T S－Ⅶ R V Dシステム	27
(1)	我が国における開発の位置づけ	27
(2)	開発成果の国際比較	28
(3)	今後の展望	30
3	E T S－Ⅶ ロボット実験システム	30
(1)	我が国における開発の位置づけ	30
(2)	開発成果の国際比較	30
(3)	今後の展望	32
IV	総合意見	33
(別添1)	H－Ⅱ ロケット6号機打上げ前に発生した第1段液体酸素補充時の異常について	93
(別添2)	H－Ⅱ ロケット6号機打上げ前に発生した飛行管制設備異常について	98
(別添3)	スラスタ噴射異常の地上再現試験	102
(別添4)	T R M M搭載N A S A開発センサーの概要	109
(別添5)	T R M M初期運用結果概要、降雨レーダを除くT R M M各サブシステム初期運用結果概要	110
(参考1)	H－Ⅱ ロケット6号機による熱帯降雨観測衛星(T R M M)及び技術試験衛星Ⅶ型(E T S－Ⅶ)の打上げ結果の評価について	113
(参考2)	宇宙開発委員会技術評価部会構成員	114
(参考3)	略語集	115

I 打ち上げの概要

1 目的

(1) H-II ロケット 6 号機

H-II ロケット 6 号機は、熱帯降雨観測衛星 (TRMM) を高度約 380 km の円軌道に、また、技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII) を遠地点高度約 550 km、近地点高度約 380 km の楕円軌道に、同時に打ち上げることを目的としている。

(2) TRMM

TRMM は、日米協力により、我が国が衛星搭載用降雨レーダ及び H-II ロケットによる打ち上げ等を担当して、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いる。

(3) ETS-VII

ETS-VII は、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いる。

2 H-II ロケット 6 号機の概要

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。

S R Bは、H－Ⅱロケットまでの固体補助ロケット（S O B）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。

また、T R M M／E T S－Ⅶ相乗りミッションのために、フェアリングについては直径4 mのデュアルタイプ・フェアリング（4／4 Dフェアリング）を初採用している。

H－Ⅱロケット6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。

3 T R M Mの概要

（1）T R M Mの概要、開発体制

T R M Mは、約5.1 m×3.0 m×3.5 mの箱及びトラス型の本体に、約2.1 m×4.3 m（片翼）の二翼式太陽電池パドル、直径約1.3 mの衛星間通信用高利得アンテナが取り付けられた三軸姿勢制御方式の衛星であり、打上げ時重量は約3.5トンである。

T R M Mには、熱帯・亜熱帯地域の降雨状況を宇宙から観測し、降雨量、降雨分布等に関する各種データを取得するため、降雨レーダ（P R）をはじめとして、T R M Mマイクロ波観測装置（T M I）、可視赤外観測装置（V I R S）、雲及び地球放射エネルギー観測装置（C E R E S）、雷観測装置（L I S）の5つのセンサーが搭載されている。

T R M Mの形状及び主要諸元は、それぞれ図－2及び表－2に示すとおりである。

また、T R M M計画の分担は、表－3に示すとおりであり、我が国が降雨レーダの開発とH－Ⅱロケット6号機によるT R M Mの打上げを担当し、米国は降雨レーダを除いた4つの観測装置と衛星バスの開発・運用を担当する（注1）。

（注1）T R M M搭載N A S A開発センサーの概要については、別添4を参照。

（2）降雨レーダの概要、開発体制

T R M Mに搭載する降雨レーダは、世界で初めての衛星搭載降雨観測用レーダであり、その目的は以下のとおりである。

- 1) 大気循環の源となる潜熱放射量の高度分布を求めるために不可欠な降雨の3次元構造、特に垂直分布を定量的に観測する。
- 2) 海洋及び陸域上の降雨の定量的観測を行う。
- 3) 降雨レーダのデータと、他の観測機器、特にT R M Mマイクロ波観測装置(T M I)及び可視赤外観測装置(V I R S)からのデータとを組み合わせ、より広い観測幅で、高い精度の降雨観測を行う。

降雨レーダは、重量465kgの約2.3m×2.3m×0.72mの箱型形状で、T R M Mのヨー軸+方向(地球指向面)中央部に配置され、13GHz帯の周波数の電波を使用する128素子の送受信装置・アンテナ等で構成するアクティブフェーズドアレイ方式(注2)で高速ビーム走査するレーダである。降雨レーダの観測幅は約215km(±17度の走査角)、分解能は垂直方向に250m、水平方向に4.3km、観測降雨強度は1時間あたり0.7mmである。

降雨レーダの形状、観測概念及び主要諸元は、それぞれ図-3、図-4及び表-4に示すとおりである。

(注2) 多数のアンテナ素子をアレイ状に並べ、各々のアンテナ素子に給電する信号の位相を能動制御・空間合成することにより、希望の方向のアンテナビームを構成する方式。

また、降雨レーダの開発は、宇宙開発事業団及び通信総合研究所の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。

1) 宇宙開発事業団

開発モデル(E M、128素子)の製作・試験・評価

プロトフライトモデル(P F M、128素子)の製作・試験・評価

2) 通信総合研究所

ブレッドボードモデル(B B M、8素子)の製作・試験・評価

航空機搭載降雨レーダの開発・実験運用

オンボード処理アルゴリズムの開発

4 ETS-VIIの概要

(1) ETS-VIIの概要

ETS-VII（愛称：「きく7号」）は、ランデブドッキングを行う2機の衛星（チェイサ衛星（愛称：「ひこぼし」）及びターゲット衛星（愛称：「おりひめ」））から構成されている。

両衛星は結合された状態で打ち上げられ、軌道上でのランデブドッキング実験時に、ターゲット衛星はチェイサ衛星から分離される。

ランデブドッキングを行わない間（ロボット実験時等）、ターゲット衛星は姿勢制御用推薬を節約するためチェイサ衛星に結合されている。

また、ロボット実験は両衛星が結合された状態で、主としてチェイサ衛星において行われる。

ア チェイサ衛星の概要

チェイサ衛星は、約2.6m×2.3m×2mの箱型形状の本体に、約1.8m×2.0mの二翼式太陽電池パドル及び鏡面開口径約1.3mの衛星間通信用高利得アンテナ（パラボラアンテナ）が取り付けられた三軸姿勢制御方式の衛星であり、打上げ時重量は約2.5トンである。

チェイサ衛星の地球指向面にはロボットアーム、軌道上交換ユニット等のロボット実験系システムが、また、飛翔方向と反対側の面にはドッキング機構ラッチ機構部、近傍センサ、ランデブレーダ等のランデブドッキング実験系システムが取り付けられている。

イ ターゲット衛星の概要

ターゲット衛星は、約0.6m×1.7m×1.5mの箱型形状の本体に、約1.2m×6.6mの一翼式太陽電池パドルが取り付けられた三軸姿勢制御方式の小型の衛星であり、打上げ時重量は約400kgである。

ターゲット衛星の進行方向面には、ドッキング機構ハンドル、近傍センサマーカ、

ランデブレードリフレクタ等のランデブドッキング実験系システムが、取り付けられている。

軌道上でのE T S－Ⅶの形状、ランデブドッキング実験系機器取付位置、ドッキング機構の動作概要及びチェイサ衛星に搭載されたロボット実験機器の概要は、それぞれ図－5、図－6、図－7及び図－8に示すとおりである。

また、E T S－Ⅶの主要諸元は、表－5に示すとおりである。

(2) 開発体制

E T S－Ⅶの開発は、宇宙開発事業団、航空宇宙技術研究所、通信総合研究所及び通商産業省の4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。

1) 宇宙開発事業団

E T S－Ⅶ全体の取りまとめ

衛星バス機器の開発

ランデブドッキング実験系システムの開発

ロボット実験系システムの開発（航空宇宙技術研究所、通信総合研究所、及び通商産業省の開発に係るものを除く）

2) 航空宇宙技術研究所

トラス構造物遠隔操作実験装置の開発

3) 通信総合研究所

アンテナ結合機構基礎実験装置の開発

4) 通商産業省

高機能ハンド実験装置の開発

5 打ち上げの経過及び結果

(1) H-II ロケット 6 号機

今回の打上げは、当初、平成 9 年 11 月 1 日に予定されていたが、E T S-Ⅶ輸送後確認試験中にターゲット衛星の推進系スラスト不具合（注 1）が発生し、その原因調査・措置のため、打上げ日が 11 月 19 日に延期された。

その後、T R M M 最終点検作業中に T R M M 時刻信号異常が発生し、その影響の調査検討のため、打上げ日が 11 月 28 日に再延期された。

さらに、打上げ当日 11 月 28 日には、打上げ時刻を午前 5 時 40 分と予定していたが、第 1 段主エンジンの酸素入り口温度が上昇し規定値を超えるおそれが生じ、予冷のリサイクル処置を実施したため、打上げ時刻が午前 6 時 27 分に変更された（別添 1 参照）。

（注 1）ターゲット衛星の推進系スラストの連続噴射モード試験中に、一部のスラストで噴射が止まらなくなるという不具合が生じた。原因はターゲット衛星の推進系スラストを駆動している姿勢制御系電子回路（A C E）内の駆動制御回路において、スラスト駆動制御に関係する信号のタイミングのずれにより、回路が誤動作を起こしたためであると確認された。

なお、打上げ約 8 時間前には、小笠原コマンド局において、キャリア及びコマンド信号の送信が突然不可能となったが、打上げまでに管制機能を回復し、H-II ロケット 6 号機の管制を実施した（別添 2 参照）。

11 月 28 日の打ち上げ状況は、以下のとおりである。

打 上 げ 時 刻：平成 9 年 11 月 28 日 6 時 27 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：95 度

発射時の天候：曇り、東の風 6.3 m/s、気温 19.6℃

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 3 分 30 秒に上部衛星フェアリングの切り離し、同約 5 分 51 秒に第 1 段ロケットの切り離しが行われ、続いて同約 5 分 57 秒に第 2 段エンジンの第 1 回目の燃焼開始が行われ、同約 13 分 37 秒の燃焼

停止までの間、正常に燃焼した（表－６）。

この後、打上げ後約１４分１２秒にＴＲＭＭの分離が行われ、ＴＲＭＭは所定の軌道に投入された（表－７）。

また、打上げ後約１７分８秒に下部衛星フェアリングの切り離しが行われ、第２回燃焼のための姿勢変更後、同約２６分１２秒に第２段エンジンの第２回目の燃焼（アイドルモード燃焼）開始が行われ、同約２７分１１秒の燃焼停止までの間正常に燃焼した。

この後、打上げ後約２８分１秒にＥＴＳ－Ⅶの分離が行われ、ＥＴＳ－Ⅶは所定の軌道に投入された（表－８）。

この間、誘導制御系を始めとする機体各系は良好に動作し、ロケットは予定どおりの経路を飛行するとともに、追尾、計測も良好に行われ、予定したデータを取得することができた。

（２）ＴＲＭＭ

ア　ＴＲＭＭ

ＴＲＭＭは、Ｈ－Ⅱロケットから分離後、自動シーケンスにより太陽電池パドル及び衛星間通信回線用高利得アンテナの展開を行い、打上げから約１７分後に太陽捕捉モードに移行し、平成９年１１月２９日６時２５分に三軸姿勢を確立した。

その後、衛星バス機器の機能確認とともに、８回の軌道変換を実施し、平成９年１２月８日４時３０分頃に高度３５０ｋｍの定常観測用軌道高度に到達した。

ＴＲＭＭは、ＮＡＳＡにより、主として追跡・データ中継衛星（ＴＤＲＳ）を経由して追跡管制が行われ、平成１０年１月３０日までにミッション機器の初期機能確認が順次行われ、所要の性能を満たしていることが確認された後（別添５参照）、平成１０年１月３１日から定常運用が開始されている。

イ　降雨レーダ

降雨レーダは、平成9年12月1日に初めて軌道上で電源を投入し、コマンド動作とテレメトリデータが正常であることが確認された。

また、観測軌道上で12月8日に観測モードに設定され、同日から12月23日及び平成10年1月12日から18日にわたり初期機能確認が行われ、所要の性能を満たしていることが確認されるとともに（表－9）、この間の12月9日には沖縄上空及びニュージーランド北東にあるサイクロン（パム）の降雨観測データの取得を行い、降雨分布画像の合成に成功した（図－9）。

この後、平成10年1月31日から定常運用が開始されている。

（3）ETS－Ⅶ

ア 投入軌道における初期の運用

第0周回目にサンチャゴ局において、チェイサ衛星の太陽電池パドル展開及び衛星の三軸姿勢確立が確認され、第1周回目に増田局において、ターゲット衛星太陽電池パドルの展開及びチェイサ衛星太陽電池パドルの太陽追尾が開始された。

そして、第2周回目に沖縄局において、チェイサ衛星が定常姿勢制御状態へ移行し、初期クリティカルフェーズが終了した。

イ 軌道変換の実施

2回の軌道変換テストマヌーバ実施の後、12月15日、16日、18日の3回に分けて20Nスラストを用いた軌道変換が実施された。軌道変換後の衛星の軌道要素は以下のとおりであり、衛星は計画された軌道へ投入された。

遠地点高度：	554.4 km	（目標値：550 km）
近地点高度：	546.1 km	（目標値：550 km）
軌道傾斜角：	34.98度	（目標値：35度）
離心率：	0.0006	（目標値：0.003以下）
周期：	96分	（目標値：96分）

なお、この間、第1回軌道変換テストマヌーバ後の11月30日8時32分に沖縄局で衛星の姿勢異常、太陽電池パドルの回転停止が確認されたが、13時34分

までに衛星の姿勢の再捕捉、太陽電池パドルの太陽追尾の再開が行われた。その後、姿勢異常の原因調査（Ⅱ 3（1）参照）及びそれに基づくソフトウェアの改修が行われた。

ウ アンテナ展開、ロボットアーム保持機構の解放

12月20日に沖縄局においてコマンドを送信し、チェイサ／ターゲット衛星間通信アンテナ及びデータ中継衛星用通信アンテナの展開、ロボットアーム保持機構の解放が行われた。

エ 初期機能確認試験

平成10年1月7日より5月27日まで、衛星バス系（通信・データ処理系、姿勢制御系、電源系、熱制御系等）及びミッション系初期機能確認を実施した（表10）。

衛星バス系のうち通信・データ処理系については、データ中継衛星回線であるSバンド・シングル・アクセス通信（SSA）系のハイゲイン回線送信出力が低下したが（Ⅱ 3（2）参照）、送信出力レベルが低下している状態においても、信号対雑音電力比（ C/N_0 ）データからは回線マージンがあり、テレメトリデータ及び画像データは正常に取得された。

なお、平成10年6月11日以降の衛星運用では、送信出力の低下現象がほとんど発生しない状態が継続した。

ミッション系のうちロボット実験系（RBT）については、ロボットアームの関節の一つ（図10）が30度ずれて取り付けられていることが判明したが、衛星搭載ロボット制御用計算機のプログラムを改修（ロボットアームの関節角度の計算にバイアスを加えることにより地上からのコマンドに対して本来あるべき関節角となるようにする）したことにより、実験に支障のないことが確認された。今後は、ロボットアーム等、取付角度の異常が出る可能性のあるものについては、設計上誤取付が出ない対策をとる必要がある。

ミッション系のうちランデブドッキング実験系（RVD）については、衛星の姿

勢制御をRVDモードから姿勢軌道制御系（AOCS）モードに切り替えた際に、衛星の姿勢異常が発生したが、ソフトウェアの改修、運用手順の見直しにより、RVDモードからAOCSモードへの切り替えが問題なく行われることが確認された。

オ 定常段階での運用

平成10年5月28日より、定常段階運用へ移行し、ロボット（RBT）実験については、宇宙開発事業団及び外部機関（通商産業省、通信総合研究所、航空宇宙技術研究所）の実験及び国外機関（ドイツ航空宇宙センター（DLR）、欧州宇宙機関（ESA））との共同実験が計画どおり全て実施された。

ランデブドッキング（RVD）実験については、平成10年7月7日に、近傍センサを主センサとし、チェイサ／ターゲット衛星の近傍域（0－2m）でのランデブ飛行機能及びドッキング機能の確認を行う分離・ドッキング実験飛行（FＰ－1）が実施された。

続いて8月7日に、ランデブレーダを主センサとする範囲（～500m）でのランデブ飛行機能の確認及びドッキングを行う初期離脱・最終接近実験飛行（FＰ－2）を実施したが、接近開始点（TF）（相対距離：520m）からの接近中にチェイサ衛星のスラスタ噴射異常による姿勢異常が発生し（Ⅱ3（3）参照）、安全確保モードに自動移行した。搭載ソフトウェアの改修や接近手順変更等の対策の結果、8月27日にチェイサ／ターゲット衛星がドッキングし、実験が終了した。

定常段階の運用は平成11年5月31日に終了した。

Ⅱ 打上げ結果の分析等

1 H－Ⅱ ロケット 6 号機

H－Ⅱ ロケット 6 号機については、T R M M 及び E T S－Ⅶ を所定の軌道に投入することに成功し、4／4 D フェアリングを用いた複数衛星打上げ技術が実証されるとともに、ロケットが正常に機能することが確認された。

2 T R M M 降雨レーダ

T R M M に搭載された降雨レーダについては、ピーク送信電力、送信周波数、最小レーダエコー受信レベル、信号処理系のダイナミックレンジ及び直線性等の性能が要求仕様を満足しており、正常に機能することが確認された（表－9）。

また、初期機能確認及び定常運用を通じて、熱帯・亜熱帯地域の降雨観測データの取得を行い、サイクロン、台風、大雪等の降雨三次元分布の画像合成に成功するなど順調に観測が行われている。

3 E T S－Ⅶ

打上げ以降確認された E T S－Ⅶ 機能確認結果概要を表－10 に示す。

また、定常段階の終了までに発生した異常のうち、特に今後の衛星開発に重要なものについては（1）－（3）に、その他のものについては（4）示す。

（1）衛星の姿勢異常

ア 姿勢制御系の概要

図－11 に、姿勢制御系の機能系統図を示す。

E T S－Ⅶ の姿勢制御系は、姿勢角を計測する地球センサ（E S A）、角速度を測定する慣性センサ（I R U）等からなるセンサ部、ランデブ・ドッキング系誘導制御計算機（G C C）、姿勢制御電子回路（A O C E）及び姿勢を駆動するアクチュエータ（リアクションホイール及びガスジェットスラスタ）から構成される。

センサ部で計測された姿勢及び角速度信号は、A O C E に取り込まれ、C P U 内

の計算機により処理され制御信号となる。制御信号は、A O C E の出力ポートからアクチュエータに出力され、姿勢を駆動するトルクとなる。駆動トルクをうけて姿勢が変化すると、その変化はセンサで計測され、A O C E で目標の姿勢となるよう制御される（フィードバック制御）。

E T S - VII の姿勢制御系各構成要素の主な機能は、以下のとおりである。

1) 姿勢制御系電子回路 (A O C E)

姿勢制御の計算を実施する計算機 (C P U) と、センサからのデータを取り込むためのデータ入力ポートと、計算結果である制御量をアクチュエータに出力するためのデータ出力ポートから構成される。

E T S - VII の A O C E は、姿勢制御のほか、太陽電池パドルの制御と衛星間通信用のアンテナの制御を行うため、これらを制御するためのセンサデータ入力用ポート及び駆動信号を出力するポート（アンテナ・パドル駆動ポート (A P M / P D M ポート)）を備えている。

E T S - VII の姿勢制御系は、I R U、E S A、ガスジェットスラスタ等をランデブ・ドッキング系と共有するため、これらのセンサ、アクチュエータのデータは、ランデブ・ドッキング系誘導制御計算機 (G C C) 内の入出力計算機 (I O C) を経由して入出力される。このため、E T S - VII の A O C E には、G C C とシリアル通信を行うための G C C / R M O C ポート（内部にシリアル入出力プロセッサ (S I O P) を有する）を備えている。

2) 姿勢制御系のセンサ

E S A、I R U から構成される。このほか、太陽電池パドルを制御するために、パドル追尾用太陽センサ (S P S S) も A O C E に接続される。

E T S - VII の I R U は、ジャイロにより角速度を計測するものであるが、計測された角速度は単位時間内の角度増分信号（パルス信号）に変換される。角度増分信号は、G C C 内の I O C 内にあるカウンタで角度増分データ（16 ビット）に変換され、他のデータとともに、シリアル通信により A O C E に送信される。

3) 姿勢制御系のアクチュエータ

3 台のホイールから構成される。このほか、バルブ駆動回路を通じてガスジェットスラストも姿勢制御に使用される。通常のゼロモーメントム衛星では 4 台のホイールを自律的な冗長構成となるよう配置するが、E T S－Ⅶはミッション期間が短いため、3 台のホイール構成とし、1 台故障時は、ガスジェット制御へ移行するように設計されている。

E T S－Ⅶでは、姿勢のほか、太陽電池パドル及び衛星間通信アンテナを制御するアクチュエータも姿勢制御系から駆動される。

4) ランデブ・ドッキング系誘導制御計算機（G C C）

E T S－Ⅶでは、I R U、E S A等の信号は、G C Cにより I O Cに入力され、ランデブドッキングに使用されるとともに、姿勢制御のために A O C Eの S I O Pに送信される。また、ガスジェットスラストを駆動するためのバルブ・パドル駆動電子回路（V P D E）も、I O Cから制御される。G C Cは、ランデブドッキングを実施するためのランデブドッキングモードと姿勢制御モードからなり、後者のモードでは I O Cのみが動作状態にあり、I R U、E S A等のデータを取得し、A O C Eに送信するとともに、A O C Eからのガスジェットスラスト駆動信号を V P D Eへ中継する機能を担っている。

イ 異常発生状況

平成 9 年 1 1 月 3 0 日 8 時 3 2 分に沖縄局で衛星の姿勢が異常となっていることが判明した。この時、衛星は以下に示す状態になっていた。

- 1) ホイール故障診断機能（F D I R）が動作
- 2) 姿勢制御系は、ピッチ軸のホイール制御がスラスト制御に切り替わる
- 3) E S Aの A、B 両系がオフ（このような状態が発生した場合、E S Aの A 系（主系）がオフになり、代わりに B 系（従系）がオンになるはずであった）
- 4) 太陽電池パドルの回転が停止
- 5) G C Cの I O Cが A 系から B 系に切り替わる
- 6) A O C Eの G C Cとのインターフェイス部である G C C／R M O C ポートが A 系から B 系に切り替わる

なお、その後の調査で、衛星は、ピッチ軸周りに1回転／9分の速さで回転していることが判明した。

図－12に姿勢異常発生時の姿勢制御系機器のステータス変化を示す。

この後、姿勢制御系をB系に切り換えて三軸姿勢を確立するためのコマンド、太陽電池パドルの自動追尾コマンドを送信することにより、13時34分までに衛星の姿勢の再捕捉、太陽電池パドルの太陽追尾の再開が行われた。

ウ 異常原因の推定

(ア) 姿勢喪失に至る事象の流れ

ETS－Ⅶの姿勢制御系には、前節で述べた状況が発生する単独の故障モードはなく、前節の状況及びその後に確認されたIRUのスパイクノイズの発生状況から、姿勢異常の原因は次の3つの事象が短期間に連続して発生したものと推定される。

図－13に姿勢喪失に至る事象の流れを示す。

1) IRUピッチ角度増分データに異常発生

スパイクノイズが入る異常がピッチIRU角度増分データに発生したことにより、過大な制御信号が生成された。その信号は、ホイールFDIRの設定値を超えるものであり、その結果、ホイール制御が、スラスタ制御に切り替り、ピッチホイールが停止した。

この過程において、姿勢喪失チェック以外の姿勢異常診断機能がスキップされてしまい、次の2)項に示すESAオフという異常に対応できなくなった。

FDIRの動作フローは、図－14に示すとおりである。

2) GCC/RMOCポートの暴走及びESAオフ

GCC/RMOCポートが、衛星外部からの放射線に起因するノイズにより暴走し、ESAのオフコマンドを誤送信した。ESAが両系オフとなった結果、約－90度のピッチ姿勢制御信号が送信され、衛星がピッチ軸周りに回転し、姿勢喪失に至った。

一方、GCC/RMOCポートの暴走によりウォッチドッグタイマー(WDT)エラーが発生し、GCC/RMOCポートとIOCがA系からB系に切り替わった。

3) APM/PDMポートの起動異常

姿勢喪失によりピッチ軸廻りに回転している状態で、太陽電池パドルの追尾を開始すると、太陽電池パドルが太陽方向を正しく指向なくなり、太陽電池パドルからバッテリー電源への切り替えが起こった。また同時に、パドル追尾誤差角がリミットを越え、パドルFDIRが動作し、APM/PDMポートのA系からB系への切り替えが起こった。

バッテリー電源への切り替えに伴う急激な電源電圧の変動とAPM/PDMポートの切り替えが同時に起こったため、予測を越える過渡電流が発生した。この過渡電流により過電流検出回路が動作し、B系オン直後にAPM/PDMポートがオフされ、その結果、太陽電池パドルの回転が停止した。

なお、姿勢異常時に切り換わった機器（IOC、GCC/RMOCポート、ESA、APM/PDMポート）については、機能確認の結果、機器の永久故障がないことが確認された。

また、テレメトリデータモニタの結果、11月30日以降も1)のIRU角度増分データ異常が軌道上で発生したが、2)のGCC/RMOCポートの暴走及び地球センサオフ、3)のアンテナ・パドル駆動ポートの起動異常は再発していない。

1)のIRU角度増分データにスパイクノイズが入った原因、2)のGCC/RMOCポートの暴走及び地球センサのオフコマンド誤送信の発生可能性について、さらに検討を行った。

(イ) IRU角度増分データ異常についての検討

(a) 地上システム試験時のデータレビュー

地上システム試験時のデータレビューを実施した結果、全試験期間32日間で9回のIRU角度増分データ異常が識別されたが、地上システム試験の段階

では、異常データか計測ノイズかの識別が正しくなされなかったために、このデータ異常に対する十分な分析が行われていなかったことが判明した。

(b) 軌道上でのデータ確認

11月30日以降も軌道上で発生したIRU角度増分データ異常について、IRUからのデータ流れ(図-15)の調査、GCC側及びAOCE側での異常データの取得を行うことにより、次のことが判明した。

- 1) IRU角度増分データ異常発生時には、上位8ビット(Hiバイト)と下位8ビット(Loバイト)からなる16ビットのIRUデータのうち、上位8ビットが下位8ビットに置き換わっている。
- 2) 数時間発生しないこともあるが、発生する場合は数分間隔で数回発生する。
- 3) GCC側ではIRU角度増分データ異常は観測されない。

(c) 地上再現試験

AOCEの機能モデルを使用して、AOCE単体でのIRU角度増分データ異常再現試験を実施したが、データ異常は再現しなかった。

また、GCCの電気モデル、AOCEの機能モデル、IRUの電気モデル、地球センサの電気モデルを組み合わせ、IRU角度増分データ異常再現試験を実施したが、データ異常につながる現象は現れなかった。

(d) 故障の木解析

軌道上でのデータ確認、地上再現試験結果を総合し、IRU角度増分データ16ビットのうち上位8ビットが下位8ビットに置き換わる現象に関して故障の木解析(FTA)を行った結果は図-16に示すとおりである。

FTAの結果、複数のデータ通信インタフェースを有するAOCEのSIOPI内において、GCCから非同期で入力されるIRU角度増分データに、データ処理系からの入力信号もしくは電氣的ノイズが干渉した結果、IRU信号のアドレスの最下位ビットがデータ化けを起こし、IRU角度増分データ異常発生に至っ

たと考えられる。

ただし、機能モデル等を使用した地上試験では再現できなかったため干渉源をさらに絞り込むことはできなかった。

(ウ) G C C / R M O C ポートの暴走及び地球センサオフについての検討

G C C / R M O C ポートの暴走及び地球センサオフについては、地上システム試験時のデータレビューにおいても確認されなかった。

しかし、地上再現試験（軌道上における放射線に起因するノイズを模擬した試験）を実施した結果、G C C / R M O C ポートの暴走及びその後のW D T エラー発生、G C C / R M O C ポート、I O C 切り替えは再現したが、E S A オフは再現しなかった。

したがって、G C C / R M O C ポートの暴走は、放射線に起因するノイズにより引き起こされることが確認されたが、E S A オフについては、原因を絞り込むことはできなかった。

エ 今後の対策

今回の衛星の姿勢喪失及びパドル停止の原因を踏まえ、今後の衛星の開発において、次の対策がとられることが必要である。

I R U 角度増分データ異常に関しては、地上システム試験の段階で、I R U 角度増分データ異常が発生したにもかかわらず、異常データか計測ノイズかの識別が正しくなされなかったために、十分な分析が行われていなかった。

このため、今後は、地上システム試験において、設計者と試験関係者が協力して、十分なデータの確認と分析を行うことが不可欠である。

機器間の電磁干渉に関しては、非同期によるビートを人為的に発生させる等の非同期性を考慮した総合的な試験等を行うことにより詳細な評価を行うとともに、干渉の検出能力を高めることが必要である。

E S A に関しては、これまで我が国では、使用実績のある輸入品を用いてきたことから、異常時におけるE S A の特性が地上試験において十分に確認されていなかった

ため、異常発生後まで、問題の所在について認識されていなかった。

今後、E S Aのみならず他の機器についても、衛星の恒久的な機能喪失につながる異常に関しては、その異常時の特性を正確に把握するとともに、実際の機器使用条件で、異常時特性試験を実施することが必要である。

(2) ハイゲイン回線送信出力低下

ア ハイゲイン通信系の概要

E T S - VIIのチェイサ衛星とデータ中継衛星間は、スペクトラム拡散通信方式によるSバンド・シングル・アクセス通信 (S S A) 系により通信が行われる。S S A系はハイゲインアンテナを用いたハイゲイン通信系とオムニアンテナを用いたオムニ通信系から構成されている。

図-17に、ハイゲイン通信系の機能系統の概要を示す。

トランスポンダ (X P D R) (A/B系) から出力されるS S Aリターン送信信号は、パワーアンプ (H G P A) で増幅後、切替スイッチ (H G S W) を経由してバンドリジェクションフィルタ (B R F)、ダイプレクサ (D I P) を通してハイゲインアンテナ (H G A) から放射される。なお、ハイゲイン通信系中のB R Fは、ハイゲイン通信系出力のうち、チェイサ/ターゲット衛星間通信系に使用されている周波数帯に対する干渉波成分を抑圧する目的で挿入されている。B R Fの構造概念図は図-18に示すとおりである。

イ 異常発生の状況

平成10年2月2日13時にチェイサ衛星とデータ中継衛星間のハイゲイン回線の設定を行ったところ、データは取得されたもののテレメトリによる送信出力レベルは、正常値である約43 dBm (20W) より10 dBほど低い値を示した。なお、送信出力レベルが低下している状態においても信号対雑音電力比 (C/N₀) データからは回線マージンがあり、テレメトリデータ及び画像データは正常に取得された。

ウ 異常原因の推定

(ア) 軌道上データの分析・評価

ハイゲイン回線送信出力低下現象のテレメトリデータを分析・評価した結果、フォワード回線信号の受信レベルは、送信出力が低下した時点でも変化なく安定しており、受信系は正常であった。したがって、HGA、DIPのリターン入力部を除いた部分は、異常発生箇所として除外される。

また、HGPAをA系からB系に切り替えても送信出力の低下が見られたことから、XPDR、HGPA、HGSWの入力部は、異常発生箇所として除外される。

さらに、ETS-Ⅶの送信出力テレメトリ値が低下した時には、NASAのデータ中継衛星地上局における受信信号対雑音比(C/N_0)の値も連動して低下している。したがって、ETS-Ⅶの送信出力は実際に低下しており、データ処理系、データ中継衛星系は、異常発生箇所として除外される。

(イ) 異常発生箇所及び発生要因の検討

軌道上データの分析・評価から、HGSWからDIPに至る電力伝送経路におけるいずれかの箇所において、以下の現象が発生し送信出力が低下した可能性が高いと考えられる。

- 1) 接続部における接触不良による電力の反射損失増大
- 2) 内部における放電発生又は絶縁不良による挿入損失増大及び電力反射損失増大

HGSWからDIPに至る電力伝送経路の各部において、上記1)又は2)の故障が実際に発生しうる可能性の検討結果は、表-11に示すとおりであり、可能性のある故障要因として、次の3つが考えられる。

- 1) BRF内部における放電
- 2) 同軸ケーブルのコネクタ部における放電
- 3) 同軸ケーブルとHGSW、BRF、DIPと接続部(4カ所)における接触不良

このうち、上記２）及び３）の故障要因については、放電又は接触不良を起こしやすいと考えられる状態のサンプル品（同軸ケーブル及びコネクタ）に対し、伝送特性評価試験を行ったが、何れのサンプル品についても出力の低下につながる異常は発生しなかったことから、これが原因ではないものと考えられる。

次に、ＢＲＦ内部における放電の可能性を確認するために、フライト品と同等のＢＲＦ供試体に対し、ケーブルコネクタのルーズな状態で、耐電力特性評価試験を実施したところ、放電が発生し、軌道上と類似の特性（ステップ状のレベル低下、アンダーシュート、ノイズ変動）が示された。また、放電が発生した後には、ケーブルコネクタのルーズな状態を正常な状態に戻しても、放電が発生した。さらに、寿命評価のためのサイクル試験を実施したところ、ＢＲＦ内の放電部分においては、絶縁用テフロンの昇華により表面が劣化し、耐電力性の劣化が進行することが確認された。

したがって、何らかの理由によりＢＲＦ内部で放電し、この熱により昇華したテフロンによる持続的なイオン化放電が発生し、ＢＲＦ内の絶縁特性が損なわれたことにより、軌道上におけるハイゲイン回線送信出力低下が生じたものと考えられる。

（ウ）ＢＲＦ放電発生原因

試験ではオープン負荷に近い状況を強制的に作ることで放電を発生させたが、軌道上データにはレベル低下等のルーズ接続の兆候が見られないため、ルーズ接続が放電発生原因とは考えられない。

そこで、軌道上のＢＲＦ放電発生原因をさらに検討するため、地上試験データを再調査した結果、システム熱真空試験時に停電事故が発生し、真空度が低下しているにもかかわらずハイゲイン送信系がオン状態で放置され、ハイゲイン系送信出力が低下していたことが判明した。なお、出力低下時のハイゲイン系送信出力データは、軌道上及び（イ）で説明されたＢＲＦ耐電力特性評価試験時と同様の特性を示していた。

さらに、システム熱真空試験時のＢＲＦ放電発生を再現するための試験においても、真空度が極端に悪化するとＢＲＦ内で放電が発生することが確認され、放電発

生時の特性は、軌道上及び（イ）で説明されたB R F耐電力特性評価試験時と同様であった。

したがって、システム熱真空試験中に、停電事故が発生したことにより、真空度が低下し、B R F内で放電が発生し、B R F内の絶縁特性が損なわれた可能性が高いと考えられる。

エ 今後の対策

軌道上でのB R Fの放電原因は、システム熱真空試験中に、停電事故時が発生し、ハイゲイン送信系がオン状態で放置され、ハイゲイン回線送信出力の低下が発生していたことを十分に確認しなかったことによるものと考えられる。このため、今後は、地上試験における停電事故等の異常発生時におけるデータ確認の徹底及び対応手順の充実を図ることが必要である。

（３）R V D実験時の姿勢異常

ア 姿勢軌道制御系の概要

E T S－Ⅶチェイサ衛星の姿勢軌道制御の機能系統は、図－１９に示すとおりである。

R V D実験時には誘導制御計算機（G C C）、それ以外の通常の姿勢制御（A O C Sモード）時には姿勢軌道制御電子回路（A O C E）に搭載されたソフトウェアにおいて、それぞれ独立に制御指令／スラスト噴射指令が生成される。計算機で生成されたスラスト噴射指令はG C Cの入出力計算機（I O C）経由でバルブ・パドル駆動回路（V P D E）に出力される。V P D Eは、I O Cからの出力信号に従って各スラストに駆動信号を出力する。

チェイサ衛星には、姿勢制御及び軌道制御を行うための2 0 Nスラストが、A系（主系）1 4本、B系（従系）1 4本の計2 8本搭載されている。2 0 Nスラストは、液体燃料であるヒドラジン（ N_2H_4 ）をイリジウム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、姿勢制御及び軌道制御用の推力を発生させる。2 0 Nスラストの配置及び構成は、それぞれ図－２０及び図－２１に示すとおりである。

イ 異常発生状況

平成10年8月7日に、ランデブドッキング（RVD）実験として初期離脱・最終接近実験飛行（FP-2）を実施したところ、接近開始点（TF）（相対距離：520m）からの接近中にチェイサ衛星のスラスタ噴射異常による姿勢異常が発生し、安全確保モードに自動移行した。姿勢異常は、発生後回復するものの、繰り返し再発した。搭載ソフトウェアの改修や接近手順変更等の対策の結果、8月27日にチェイサ／ターゲット衛星がドッキングし、実験が終了した。

さらに、スラスタ噴射異常は後期利用段階の平成11年10月26日から27日にかけて実施した接近・離脱飛行技術実験（FP-6）においても発生した。

スラスタ噴射異常とは、スラスタ噴射指令があるにもかかわらずスラスタ推力が発生しないことを意味する。スラスタ噴射異常は、Z（地心方向）並進制御及びX（軌道接線方向）並進制御に関係する計6本のスラスタで発生した。

一例として、Vバー接近時の姿勢異常発生経過を図-22に示す。

Vバー接近は、チェイサ衛星がターゲット衛星と同一軌道高度を接近する方法である。一定の速さで地球を周回するターゲット衛星に対し、チェイサ衛星がVバー上を接近するときには地心方向に、チェイサ衛星がVバー上を離脱するときには反地心方向にコリオリ力が働く。したがって、チェイサ衛星が同一高度を保ちながらVバー上を接近するためには、コリオリ力を補正するため、-Z方向（反地心方向）に間欠的に並進噴射を行う必要がある。噴射頻度は速度により異なるが、約10cm/秒で接近する場合、20Nスラスタ2本を約1秒周期で噴射する。

ウ 異常原因の推定

（ア）故障の木解析（FTA）

スラスタ噴射異常について、テレメトリの解析、軌道上試験を行った結果、以下のことが判明した。

- 1) 噴射異常が発生したスラスタとスラスタ噴射回数間に相関は見られず、スラスタ推薬弁の作動サイクル仕様値20万回より少ない噴射回数におい

て噴射異常が発生している（表－１２）。

- ２）噴射異常発生時にも、制御指令に対応した推薬弁駆動のための通電（衛星バス電流増加）がみられる。
- ３）複数のスラストにおいて、主系／冗長系によらず異常が発生する。
- ４）噴射モード（パルス／連続）、軌道位置（地方太陽時）及び制御推力軸方向によらず異常が発生する。
- ５）噴射異常はＲＶＤ、ＡＯＣＳ両モードにおいて発生する。
- ６）スラスト推力は異常発生後に再び元通り復帰するが、異常を繰り返すうちに復帰しにくくなる（異常状態の時間が長くなる傾向が見られるため、噴射異常現象は進行性である可能性が考えられる）。

これらを考慮し、故障の木解析（ＦＴＡ）を行った結果は図－２３のとおりである。

このＦＴＡから、スラスト噴射異常時には、推薬弁に異常が発生していたと考えられる。

（イ）異常原因の推定

推薬弁に異常が発生する可能性を確認するために地上再現試験を実施した（別添３）。

ＲＶＤ実験を模擬したパルス噴射を繰り返した結果、累積噴射回数約３１万４千回又は２８万回で、軌道上の噴射異常と類似した特徴を示す推薬弁の異常が発生した。

さらに、地上再現試験後に推薬弁分解調査を行った結果、仕様値を超える寸法、量の汚染物質及び触媒成分が検出された。したがって、地上再現試験において発生した推薬弁異常は、推薬弁内で発生した汚染物質又は侵入した破碎触媒によって引き起こされたものと考えられる。

これらの結果、軌道上の噴射異常は推薬弁異常によって発生したものであり、その原因も、推薬弁内で発生した汚染物質又は侵入した破碎触媒によって引き起こされたものと推定される。ただし、軌道上で発生した噴射回数の少ない時点（５千回－１万５千回）での推薬弁異常は、地上試験では再現しなかった。

また、軌道上においてスラスタ 28 本のうち 6 本のスラスタで噴射異常が発生している点から、推薬弁に関する設計上の問題、製造ロット上の問題、取扱い上の問題、使用上の問題等の共通的な要因が異常の原因として考えられるが、これまでの調査及び試験によりその原因を特定することはできなかった。

エ 今後の対策

RVD 実験時の姿勢異常は、20N スラスタ推薬弁の開動作異常により発生したと考えられるが、その推薬弁の開動作異常の具体的なメカニズムまでは特定できなかった。

したがって、今後の衛星の開発においては、推薬弁の開動作異常に対し、次の対策をとる必要がある。

推薬弁については、フライト品と同一製造ロット品の寿命品質に対する試験、確認が十分ではなく、破砕触媒の侵入可能性の事前検証についても十分に行われていなかったことから、今後は、新たな推薬弁を使用する場合や、実績を有していても使用方法に新規性がある場合には、フライト品と同一製造ロット品に対して、軌道上での実際の噴射パターンを模擬した地上噴射試験による累積動作性能の確認を事前に行うことが必要である。

同様に、破砕触媒の侵入可能性についても、試験環境、打上げ環境等で推薬弁の振動による開閉が発生しないことを設計データに基づいて確認するとともに、さらにフライト品と同一製造ロット品を用いた振動試験においても弁が開閉しないことを確認することが必要である。

なお、今回の推薬弁の異常は、推薬弁内で発生した汚染物質によって引き起こされた可能性があることから、汚染物質の検査、洗浄を含む品質管理技術の強化が必要である。

また、原因究明の過程において、推薬弁が輸入品であるために設計や製造の詳細に関する調査に限界があること、推薬弁に関する基礎技術の蓄積が不足していることが明らかとなった。このため、今後は、基礎データの蓄積を含め、推薬弁に関する自主技術の強化を図ることが必要である。

（４）その他の異常

定常段階の終了までに発生した（１）－（３）以外の異常並びに原因及び今後の対策は、表－１３に示すとおりである。

このうち、ロボットアームの関節の一つ（図－１０）が３０度ずれて取り付けられていたことに関しては、衛星搭載ロボット制御用計算機プログラムの改修により対応できたが（Ｉ５（３）参照）、重大な事態に至った可能性も考えられる。

このため、今後、ロボットアーム等、取付角度の異常が出るおそれのあるものについては、設計上誤取付が出ない対策をとる必要がある。

Ⅲ 主要な宇宙実証成果

1 T R M M降雨レーダ

(1) 我が国における開発の位置づけ

T R M Mに搭載された降雨レーダは、我が国で開発された世界初の衛星搭載用降雨レーダである。

降雨レーダは、衛星搭載能動センサとしては、地球資源衛星 1 号（J E R S - 1）搭載の L バンド合成開口レーダに続くものである。また、固体増幅器等のコンポーネントは、K u バンドの衛星搭載機器等の技術を継承して開発されたものである。

打上げ後、T R M M降雨レーダは所要の性能を満たしていることが確認され（表－9）、降雨レーダの機能性能が宇宙実証された。また、打上げ後の約 1 8 ヶ月の初期機能確認・定常段階運用の範囲において、降雨レーダは正常に動作している。

(2) 開発成果の国際比較

これまで衛星搭載能動センサ（レーダ）として、高度計、散乱計、S A R が、各国で開発されている。ただし、これらのレーダは、地表面エコーを受信対象とし、S A R の一部を除けばアンテナビーム走査は行われず、主に直下方向のみが観測されている。これに対し、降雨レーダは、大気中の降雨からの微弱なエコーを受信対象とするとともに、観測領域が広いためにビーム走査機能が必要とされる。

これまで降雨観測がなされた衛星搭載用のレーダと降雨レーダ（P R）の比較を表－1 4 に示す。

また、1 9 9 5 年に打ち上げられたカナダの R A D A R S A T は、C バンド合成開口レーダ（S A R）として初めてフェーズドアレイを採用したものであるが、これは、高出力進行波管（T W T）の出力を分配したパッシブアレイである。これに対し、降雨レーダでは、1 0 G H z 以上の高い周波数において、最新の技術を用いた固体増幅器（S S P A）によるアクティブフェーズドアレイの開発に世界で初めて成功した。