

ETS-VII ランデブ・ドッキング実験の再計画と飛行結果*

河野 功*¹, 奎野正明*², 山中浩二*²
鈴木 孝*², 小山 浩*², 功刀 信*³

Replanning of Rendezvous Docking Experiment of ETS-VII, and its Result

Isao KAWANO*⁴, Masaaki MOKUNO, Koji YAMANAKA,
Takashi SUZUKI, Hiroshi KOYAMA and Makoto KUNUGI*⁴ Tsukuba Space Center, National Space Development Agency of Japan,
2-1-1 Sengen, Tsukuba-shi, Ibaraki, 305-8505 Japan

ETS-VII is a test satellite to perform in-orbit demonstration of rendezvous docking (RVD) technology, which will be necessary for advanced space activities in the early 21st century. ETS-VII successfully performed autonomous RVD in the first experiment flight. But in the second experiment flight, several times of Z-thruster misfiring occurred and they prevented for ETS-VII to accomplish docking for three weeks. To verify all technical items, the third experiment flight was replanned on condition that firing Z-thrusters should be minimized. And we modified on-board software to continue approach in case that Z-thrusters misfiring occur. ETS-VII succeeded in the third experiment as the result of these countermeasures. We present replanning of the third experiment flight and its result in this paper.

Key Words: Rendezvous Docking, Navigation, Guidance and Control, Engineering Test Satellite

1. はじめに

1998年7月7日, 技術試験衛星VII型(ETS-VII)「おりひめ」「ひこぼし」は, 無人宇宙機同士の自動・自律ランデブ・ドッキング(RVD)実験に成功した。8月に第2回実験を, 1999年10月に第3回実験を実施し, 打ち上げ前に設定したRVD実験の技術検証項目のすべての実証を終了した⁽¹⁾⁽²⁾。NASDAは21世紀初頭を目標に開発が進められている国際宇宙ステーション(ISS)プロジェクトに参画しており, 国際協力の一端としてISSへ物資を補給する宇宙ステーション補給機(HTV: H-II Transfer Vehicle)を開発している。宇宙ステーション時代を目前に控え, 一度では打ち上げが難しいISSのような大型の宇宙構造物を軌道上で建設したり, 物資の補給や実験機器の交換等のサービスを行うためには, 軌道上の宇宙機に接近し, 結合するRVD技術が不可欠である。ETS-VIIはRVD技術の軌道上実証を主目的とした実験衛星であ

り, チェイサ衛星「ひこぼし」とターゲット衛星「おりひめ」の2つの衛星からなっている。「ひこぼし」が「おりひめ」を分離し, 「ひこぼし」が「おりひめ」に対して離脱, 接近の制御をしてRVD実験を行った⁽²⁾。

第2回実験は, 第1回実験の成功を受けて実施したが, 軌道と姿勢の制御に使用するスラスタに噴射異常が発生し, 安全確保のために接近を中断した。このため, 搭載ソフトウェアの改修を施して試み, 3週間に渡る分離飛行の後にドッキングに成功した。残された技術検証項目をすべて実証するために実験計画を再立案し, スラスタ噴射異常に対する対策を施した搭載ソフトウェアを開発した上で, 第3回実験を実施した。これらの対策が功を奏し, すべての検証項目を実証するとともに, スラスタ噴射異常発生下における自動RVDにも成功した。

実験の再計画は, 自動RVDに必要な接近軌道の設計条件に加え, スラスタ噴射異常の可能性を抑えること, また, 万一スラスタ噴射異常が発生しても安全を確保して飛行を継続し, ミッション達成の成功率を高めることを追加条件にして再設計し, 計画通りすべての技術検証項目のデータ取得に成功したものである。また, スラスタ噴射異常発生下における自動RVDは,

* 原稿受付 2001年6月28日。

¹ 正員, 宇宙開発事業団筑波宇宙センター(☎305-8505 つくば市千現2-1-1)。² 宇宙開発事業団。³ 三菱電機(株)鎌倉製作所(☎247-8520 鎌倉市上町屋325)。

E-mail: kawano.isao@nasda.go.jp

軌道に投入後は修理が極めて困難な宇宙機の機器の故障に対し、搭載ソフトウェアの書き換えにより異常の影響を除去し、世界初となる軌道上再構成(リコンフィギュレーション)による自動 RVD に成功したものである。

本論文では ETS-VII RVD 実験の当初計画を示した後、スラスト噴射異常の発生を前提とした実験計画の再設定と、再計画に基づいた飛行結果について報告する。

2. ETS-VII RVD 実験の当初計画

RVD は軌道上の二つの宇宙機同士が接近し、結合する技術であるが、ETS-VII で実証実験を行う対象と

した RVD システムは、以下のような特徴をもったシステムである。

- ・低軌道(LEO)への地上打上げ型 RVD システム
- ・無人宇宙機による自動・自律 RVD を基本とし、遠隔操縦による RVD も可能なシステム
- ・有人宇宙機への RVD を可能とするため、安全性の確保に重点を置いたセーフ RVD システム
- ・能動的なチェイサ宇宙機が受動・協力的なターゲット宇宙機へ接近する RVD システム
- ・秒速 1 cm 程度で接近し、非接触状態にて捕獲し、結合する低衝撃型ドッキング

これらの RVD システム技術を実証するために、当初の実験計画では、表 1 に示すとおり、a) 機器技術、

Table 1 Verification items of RVD experiment flights (Comparison of the experiment result to the original plan)

Success level		Mission success			Full success		
Experiment flight (Original plan)		FP 1	FP 2	FP 3	FP 4	FP 5	FP 6
Technical item (first in the world)		Separation/ docking	Departure/ Final approach	Total RVD	Contingency I	Remote pilot/ Contingency II	R-bar approach
a) Instrument	a-1) Docking Mechanism W	①					
	a-2) Proximity Sensor (PXS) W	①					
	a-3) Rendezvous laser radar (RVR) W		②				
	a-4) GPS Receiver W			②* ¹			
	a-5) Accelerometer			②			
	a-6) Camera			②* ¹			
b) Navigation	b-1) PXS navigation W	①					
	b-2) RVR navigation W		②				
	b-3) GPS relative navigation (PN code) W			②* ¹			
	b-4) GPS absolute navigation	①					
c) Guidance and control	c-1) Separation W	①					
	c-2) Reference trajectory guidance		②⑥* ²				
	c-3) Clohessy-Wiltshire guidance			②* ¹			
	c-4) Velocity Increment Cut-off			②* ¹			
	c-5) Relative position/attitude control	①					
	c-6) Docking control W	①					
	c-7) Line-of-sight pointing control		②				
	c-8) Collision Avoidance Maneuver					⑥	
	c-9) Night docking					②	
	c-10) Remote pilot control W					⑥	
d) Operation	d-1) Automatic state monitor W		②	②			
	d-2) Automatic contingency management W				②	②	
	d-3) Remote pilot operation W					⑥* ¹	
	d-4) 2 satellites simultaneous operation		②* ¹	②* ¹			
	d-5) Operation via data relay satellite			②* ¹			
e) FP6	e-1) R-bar injection						⑥
	e-2) R-bar approach						⑥
	e-3) GPS relative navigation (Carrier phase) W						○

W : verified first in the world.

① : verified in FP1.

② : verified in FP2.

⑥ : verified in FP6.

○ : verified in mating flight.

*1 : verified further than originally planned.

*2 : Final approach by thruster reconfiguration after thruster mis-firing was verified.

b) 航法技術, c) 誘導制御技術, d) 運用管制技術について, 6回のRVD実験飛行(順次FP1~FP6と呼ぶ)を行って, 近距離域から遠距離域へと段階的に軌道上実証を行う計画であった。表1は技術実証項目を行に, 当初計画の6回の実験飛行を列に表し, 実際には3回行った実験飛行(FP1, FP2, FP6改=後述)のうち, どの実験飛行で実証したかを○数字で示したものである。“W”を付したものはETS-VIIで世界で初めて実証した技術項目であり, “*”を付したものは当初計画を上回る技術実証を行った項目である(ETS-VII RVD実験計画と実験結果については, 文献(1)(2)を参照されたい)。

3. 第2回RVD実験(FP2)結果

第1回RVD実験の成功を受け, 第2回RVD実験は8月7日に開始した。当初計画では約520mまで離脱し, その点からVバー接近を行って, ドッキングを行う予定であり, 三次元(距離と2軸の方位角)計測を行うレーザ・レーダであるランデブ・レーダ(RVR)とその計測値から位置/速度を推定する航法, 基準軌道誘導の確認が目的であった。分離からTF点(520m)までのVバー離脱と, TF点を出発してVバー接近の開始までは正常に実行された。しかし, 接近中に軌道と姿勢制御に使用するスラスタが正常に噴射しなくなる現象が数回発生し, 姿勢を維持できなくなったので, そのつど安全確保のために接近を中断し

た。このため, 誘導制御計算機の搭載ソフトウェアの改修や運用上の対処を行い, 分離から3週間後にドッキングに成功した。第2回RVD実験飛行の履歴を図1に示す。飛行履歴は以下のとおりである。

(1) 8月7日:分離コマンドを受けた「ひこぼし」は, VP点(2m)まで, 相対六自由度(位置/姿勢)が計測可能な画像センサである近傍センサ(PXS)⁽⁹⁾が計測可能な相対六自由度制御を行い分離した。RVR航法に基づく基準軌道誘導によりVP点よりTF点(520m)までのVバー離脱を開始した。次パスでTF点停止を確認後, Vバー接近コマンドを送信し, Vバー接近の開始を確認した。しかし, 次パスでテレメトリが受信できるようになった時点では, 安全確保モードに移行し, 約2km付近を飛行中であった。不可視域で姿勢異常が発生し, RVRの捕捉を維持できなくなったために搭載系の自動飛行管理機能によりディセーブル・アボート(DA:接近用の軌道制御を中断することによる安全措置⁽⁴⁾)が実施されたことが判明した。DA後の衛星状態は正常であり, 2.6km地点に自動停止したので, 所定の手順により復帰することとしたが, 5kmの待避点停止マヌーバ時に再び姿勢異常が発生した。

(2) 8~9日:衛星のテレメトリデータから, 異常発生時に使用したZ方向(上下方向)のスラスタの異常と推定した。ETS-VIIのスラスタ配置と噴射則は図2および表2に示すとおりである(コスト制約によりスラスタ本数を最少化している)。上下方向に向けた#1~#6の6本のスラスタを並進/回転制御に共用しており, Z並進制御と, ロール, ピッチ軸回りの回転制御を行うための(正負を含め)6種類の制御力/トルクを6本のスラスタで発生する必要がある。この6本の組は冗長性を有しておらず, 1本でも異常を起こ

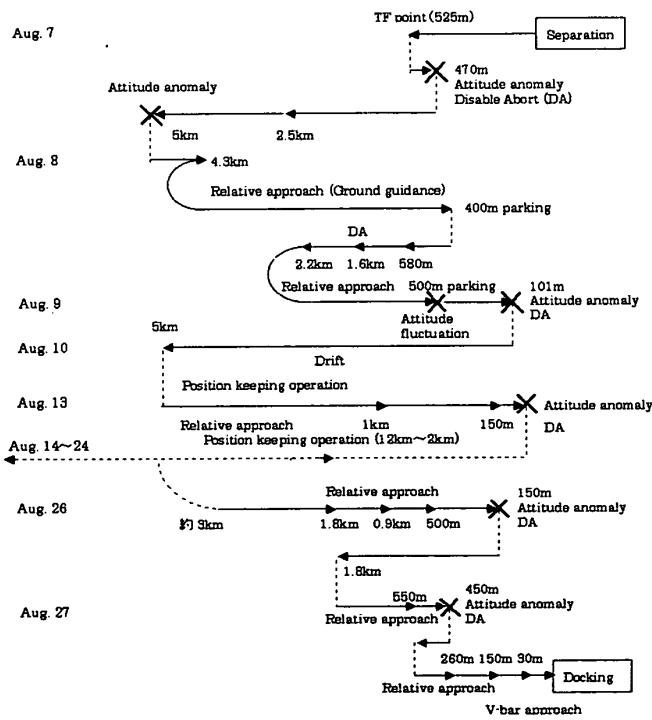


Fig. 1 Flight sequence of FP 2

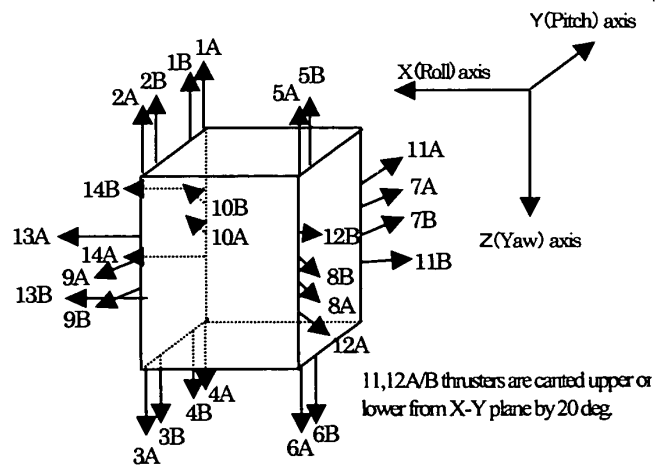


Fig. 2 ETS-VII thruster configuration

すと、5本で6種類の制御力/トルクを独立して発生することは不可能であるため可制御性がなくなる。1本のスラスタ噴射異常が姿勢異常につながるため、上下方向のスラスタは極力噴射しないようにして接近を試みることにした。GPS 相対航法による相対接近は X 方向のスラスタ噴射のみで行うことにした。RVR を使用する最終接近フェーズでは V バー接近するために、1~数秒の短い周期で上下方向のスラスタ噴射が必要である*。この頻繁なスラスタ噴射の繰返しが上下方向スラスタの噴射異常を引き起こす可能性があり、実際に V バー接近中にスラスタ噴射異常が頻発していた。このため、接近速度を遅くして、スラスタ噴射間隔を広げる方法を試みたが、10 cm/s で設計されている接近速度を 7 cm/s に変更したにもかかわらず、スラスタ噴射異常が再発し、再び DA を行った。

(3) 10~13日：9日のVバー接近では、400mの間スラスタ噴射異常を起こさず接近していたので、GPS 相対航法により可能な限り近くまで相対接近を行い、上下方向スラスタ噴射が必要なVバー接近の距離を最小化することにした。GPS 相対航法による投入精度を 20 m 程度と見積もり、150 m 点を最終接近開始点として再接近を試みた。しかし、GPS 相対航法による 150 m 点投入と RVR 捕捉には成功したものの、再び姿勢異常が発生し DA を実施した。

(4) 14~24日：接近方法の変更のみではスラスタ噴射異常を発生させずに最終接近を行うことは困難と判断し、搭載ソフトウェア(RVFS)の改修を決意し

た。RVFS 改修のために、2 km から 12 km の距離域で保持運用した。

(5) 26~27日：改修後のRVFSをアップロードし、接近を再開した。しかし、150 m 点に保持するマヌーバ中にスラスタ噴射異常が発生し、DA を実施した。550 m より最終接近を試みたが、定常速度に達する前にスラスタ噴射異常が発生したため、450 m 付近でRVFS改修により追加した接近中断(保持)コマンドを送信した。その結果、不可視帯の期間中 450 m 点を保持することができず、DA に移行していたが、接近中断コマンドが功を奏し、DA 後も距離はさほど離れておらず、500~600 m の距離を2周で100 m 程度の割合で離れる軌道にあったため、相対接近を試みることにし、600 m から 300 m さらに 150 m と接近し、150 m 地点において RVR 捕捉を実施し、可視域で 32 m まで V バー接近し、停止した。次可視で不可視域をまたいで 32 m 点で保持されていることが確認されたため、さらに 2 m まで接近し、PXS により接近し、ドッキングに成功した。

4. 第3回 RVD 実験(FP6改)の再計画

第2回 RVD 実験では、当初計画の 30 倍の 150 パスに渡って RVD 飛行を行い、12 km の距離まで離れ、そこからの RVD に成功したため、GPS 相対航法や C-W 誘導(Hill 方程式の Clohessy-Wiltshire 解を利用した誘導則)⁽⁶⁾等、当初計画では FP 3 以降の実験飛行で検証する計画であった項目を含め、表 1 に示した

Table 2 ETS-VII thruster firing logic (original design)

Purpose		Primary system (A)														Secondary system is same as primary system
		1A	2A	3A	4A	5A	6A	7A	8A	9A	10A	11A	12A	13A	14A	
Attitude control	Roll	+	D		D											
		-		D		D										
	Pitch	+			D		D									
		-		D				D								
	Yaw	+							D		D					
		-								D		D				
Orbit control	ΔVx	+										D	D			
		-												D	D	
	ΔVy	+								D	D					
		-							D			D				
	ΔVz	+	D				D									
		-				D		D								

Note : D means dual firing.

* 円軌道を周回しているターゲットに、チェイサが同一高度上を前方より接近(Vバー接近)しようとする時、高度(軌道長半径)は同じで速度は小さいので、ターゲットの円軌道よりも低い軌道に入ってしまう。これを回転座標で記述するとコリオリカ(みかけ上の力)が作用しているように見える。ターゲットと同じ軌道高度を維持するためには、上向きにスラスタ噴射を行う必要がある。離脱の場合は、逆方向のスラスタ噴射が必要である。

技術項目の大半を実証できた(表1中で②で示した項目)。

しかし、遠隔操縦ランデブ、衝突回避マヌーバ(CAM), Rバー接近(下方からの接近)の3項目の実証が残っていたため、これらの実証を1回の実験飛行で行うために、第3回RVD実験を計画した。再計画の目的は、スラスタ噴射異常を引き起こさないために、上下方向スラスタの使用を必要最小限に抑えつつ、万一スラスタ噴射異常が発生しても安全に飛行を継続し、上記3項目の技術検証項目のデータ取得を行うことである。

この実験は、当初計画のFP6実験飛行の計画に、FP5で実施予定であった遠隔操縦とCAM実験を追加する形で再計画されたため「FP6改」実験と呼ぶ。再計画後のFP6改飛行計画を図3に示す。

4.1 遠隔操縦実験の再計画⁽⁶⁾ 離脱後まず、遠隔操縦ランデブ実験を行うが、これは、当初計画では約100mから50mの距離域で「接近」のみの実験であったが、2mから約10mまでの離脱と約5mまでの接近に変更したものである。前述(脚注)のとおり、同じ高度上を離脱または接近(Vバー離脱/接近)する場合には、上下方向のスラスタ噴射を行う必要があり、噴射異常が発生する可能性があるため、同じ高度上を離脱/接近する距離を最小化するために、遠隔操縦ランデブを10mから2mの距離域で実施するように変更したものである。また、上下方向のスラスタ噴射を極力少なくするために、Vバー上を(零を目標として)飛行するのではなく、離脱時には約30cm上右を目標に制御を行うことにした。これらの計画変更により、

遠隔操縦に対する要求レベルは高くなった。例えば、遠隔操縦時に主として使用する航法センサのRVRの計測視野を外さないように3°以内に制御する必要があり、距離が近くなったことで、上下/左右方向の制御精度に対する要求は20倍以上厳しくなった。しかし、スラスタ噴射異常により至近距離で制御不能となる危険性を回避することを優先した。また、遠隔操縦はNASAのデータ中継衛星TDRSを経由して行うので、通信時間遅れ等で10秒以上の時間遅れがある。大きな通信時間遅れが存在する系で、宇宙機をリアルタイムで操縦し、至近距離で高精度に制御を行う必要があり、一方で、スラスタ噴射異常の可能性もあった。これら数々の困難を克服するために、遠隔操縦時の運用体制は、遠隔操縦士に加え、速度変化やRVR視野のモニタ係を配置してモニタ機能を強化し、状態の変化を迅速かつ的確に遠隔操縦士に報告する訓練を徹底して克服することにした。

4.2 Rバー接近実験の再計画 遠隔操縦の後に、CAMを行ってTI点(後方9km点)に離脱する。TI点からは前方700mに設定した接近基準線に投入し、Rバー接近実験を行う。Rバー接近実験の目的は、HTVがISSに接近するための事前実証であった。Rバー接近はVバー接近と比べ、潮汐力がブレーキングとして働く点でダイナミクスが異なる⁽⁴⁾。また、RVR捕捉時に高度差があるため、ターゲットが視野内を移動する状態で捕捉を行う必要があり、捕捉時間が限られる。Rバー接近実験においても、上下方向スラスタの使用を最小限にするために、接近方法の見直しを行った。Rバー投入においては、普通にC-W誘

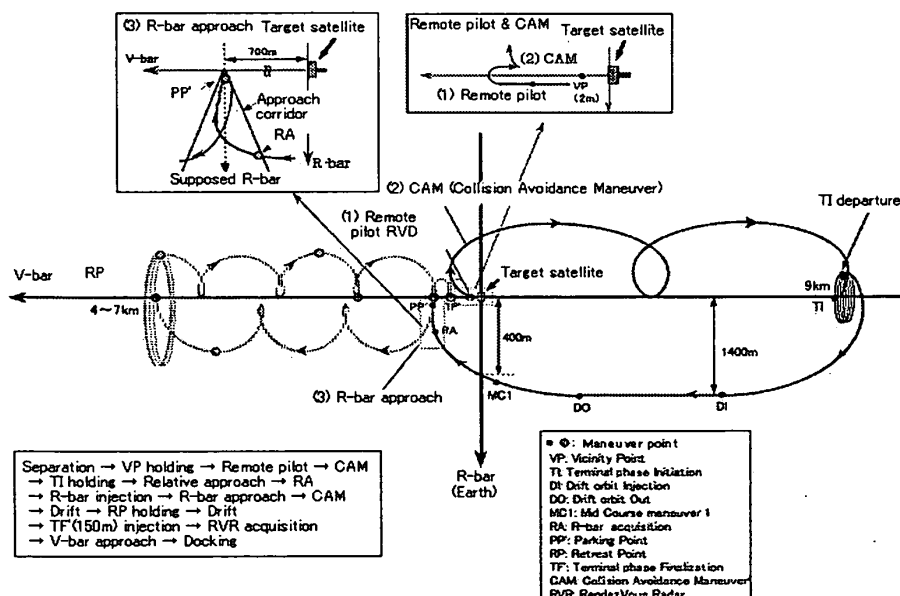


Fig. 3 Flight trajectory of revised FP6 (replanned)

導により相対接近を行うと、軌道誤差を修正するために上下方向のスラスト噴射が必要になるが、上下方向スラストの噴射は、噴射異常が起こった場合でも姿勢喪失に至らない値を求めて上限とした。上下方向スラストの噴射を制限した状態でRバーに到達できるように、TI点出発時の位置/速度を地上運用により高精度に制御することにした。このために、GPS相対航法の評価用に考案した最小自乗法によりリファレンス軌道を作る方法⁽⁵⁾を応用し、GPS相対航法結果を軌道1周分収集し、これを最小二乗法で平滑化して相対位置/速度推定を高精度化する方法を開発し、運用に使用することとした。

Rバー接近の目的はHTVがISSに下方から接近する際の誘導制御則の事前検証であるが、上下方向のスラスト噴射を行わず実験データを取得するために、Rバー接近中は、航法データより誘導制御演算を行うが、制御は前後(X)方向のみを行い、上下方向は演算結果を出力するだけ(制御は行わない)とした。

4.3 スラスト噴射則切換えによるドッキング計画

これらの3項目の技術検証により、ETS-VII RVD実験の目的はすべて達成されるが、最終的にスラスト噴射異常を克服してドッキングを成功させるために、異常が発生した場合には異常スラストを使用せずに軌道と姿勢を制御し、接近を継続できるように、搭載ソフトウェアを改修した。下向き>#4、#6スラストに異常が発生した場合、表3で●を付したスラスト噴射によって、所望のZ方向の力またはロール/ピッチ軸回りのトルクを発生させるようなスラスト噴射則を付加し、新スラスト噴射則への切換えは地上からのコマンドによって行えるようにした。このスラスト噴射則の変更による機能バックアップは、#11Bスラストが

下方を向いているので、これを利用して下向きのスラストを代替し、その際に発生する外乱力/トルクを他のスラスト噴射で打ち消すことで実現する。このため発生できる制御力/トルクと比較して外乱力/トルクが相対的に大きくなることが懸念され、最悪条件を仮定したシミュレーションを行い制御の安定性を確認した。

5. 第3回RVD実験(FP6改)の飛行結果

新しいスラスト噴射ロジックを組み込んだ搭載ソフトウェアを軌道上試験等により確認した後、1999年10月に第3回RVD実験を実施した。結果を以下に示す。

5.1 遠隔操縦実験の結果⁽⁶⁾ 分離後VP点(2m)から遠隔操縦で離脱を行って12m点で相対停止し、続いて6m点まで接近して相対停止し、地上からの遠隔操縦ランデブ機能の確認を行った。図4に遠隔操縦の飛行軌跡を示す。RVRの視野は、5m点では約25cm、2m点では約10cmしかないが、視野を外すこと

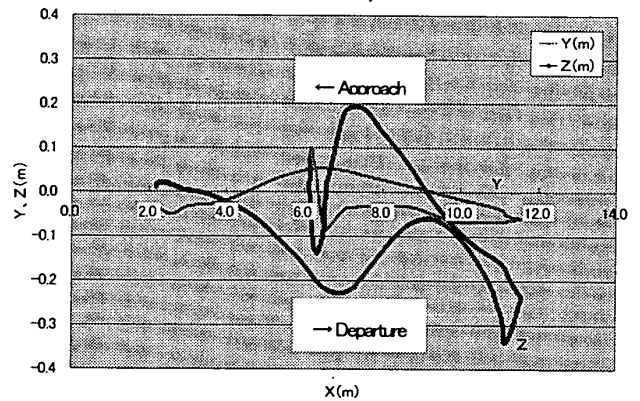


Fig. 4 Flight trajectory of remote pilot rendezvous experiment

Table 3 Newly designed thruster firing logic (switched over if thruster mis-firing occurs)

Purpose			Secondary system (B)													
			1B	2B	3B	4B	5B	6B	7B	8B	9B	10B	11B	12B	13B	14B
Attitude control	Roll	+	D		D											
		-			●	x	●				●	●		●		
	Pitch	+			D		D									
		-	●	●				x		●	●		●		●	
Yaw	+							D		D						
	-								D	D	D					
Orbit control	ΔVx	+										D	D			
		-												D	D	
	ΔVy	+								D	D					
		-							D			D				
ΔVz	+	D				D										
	-			●	x	●	x		●	●		●		●		

Note : Combination of thrusters marked with ● are used if mis-firing of either 4B or 6B occurs.

なく良好に操縦が行われている。上下方向のスラスト噴射を最小化するために、30 cm 上方($Z = -0.3$ m) を目標にしているが、このようなオフセットをつける制御も数 cm の精度で実現している。12 m 点から接近し、6 m 点に停止している。最後の停止時付近で、左右/上下とも位置誤差が 10 cm 程度まで拡大しているのは、近距離では少しの位置誤差でも RVR 視野内の角度のズレが大きくなるために、これを修正しようとする、時間遅れが大きい系ではゲインが過大となり、PIO(Pilot Induced Oscillation)に近い状態になっているためと考えられる。

6 m 点での停止精度は位置 10 cm、速度 1 mm/s 程度であり、制御の振動現象の発生にもかかわらず、遠隔操縦ランデブの制御特性は極めて良好であった。

遠隔操縦に続き安全な接近を保証するための CAM 機能の確認を行い、9 km 後方の TI 点まで離脱した。遠隔操縦で高精度で停止してから CAM を実行したために、TI 点に 100 m 程度の精度で退避することができた。

5.2 R バー接近実験の結果 この TI 点からターゲットの下方に入り、HTV の ISS への接近方法である R バー接近の飛行実証を行った。

R バー接近実験は、R バー投入制御、R バー接近制御と、緊急事態に安全を確保するための R バーよりの待避からなるが、R バー投入制御結果として、TI 出発から RA 投入までの飛行軌道($X-Z$ 面内: GPS 相対航法結果)を、計画軌道と比較して図 5 に示す。R バー投入においては、相対接近時に Z 方向スラストの噴射を制限した状態で仮想 R バーに投入するために、TI 点出発時の位置/速度を地上運用により高精度に制御する必要があり、GPS 相対航法結果を軌道 1 周分、最小二乗法で平滑化して高精度化する方法を開発し、結果として相対速度 V_z の推定精度として、 -0.001 m/s 程度を達成することができた。RA 投入のための相対接近は、TI 出発点の位置/速度誤差が小さければ、 ΔV_z の制御は不要となるように設計していたが、実際には TI 出発の制御がうまく行ったために、相対接近では Z 方向スラストをほとんど噴射する必要がなく、R バー接近開始点(RA 点)への投入精度は位置で 26 m、速度で 5 cm/s であった。図 5 を見ると、TI 出発からしばらくは両者の軌道は異なるが、DO マヌーバの実施時刻をうまく調整することにより、RA 点付

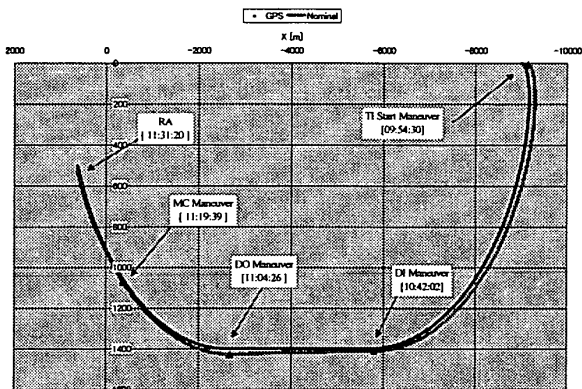


Fig. 5 Flight trajectory of R-bar injection (X-Z plane)

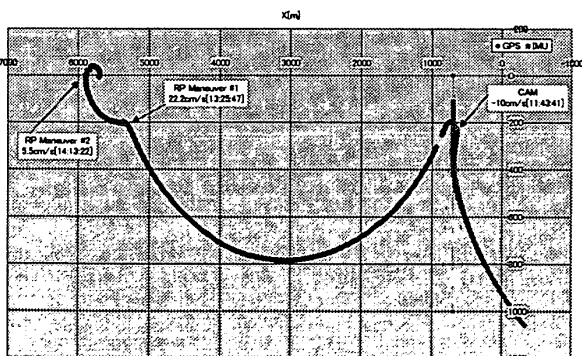


Fig. 6 Flight trajectory of R-bar approach and retreat from R-bar

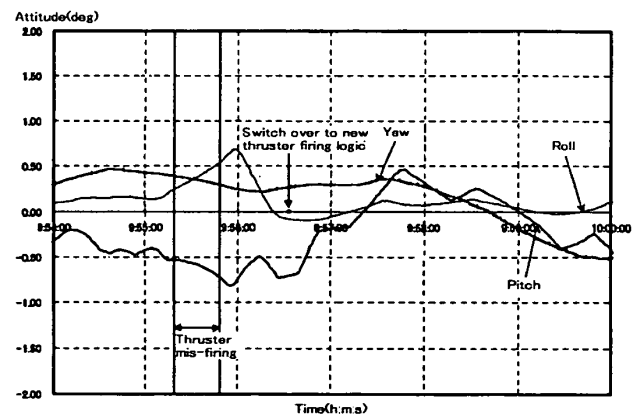
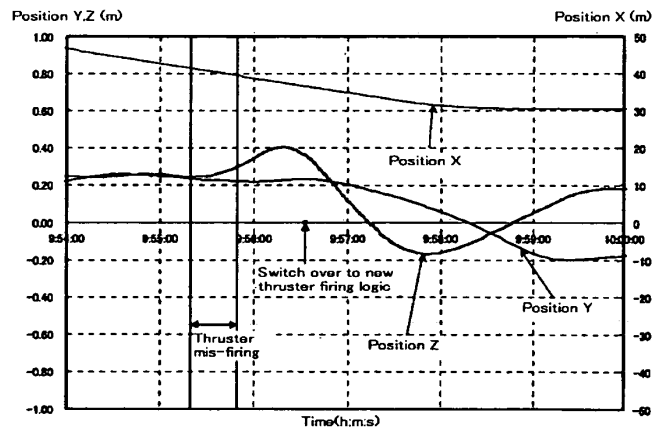


Fig. 7 Control result by new thruster firing logic (Upper: Relative position Lower: Relative attitude)

近では両者の線はほぼ一致しており、RA 点に対してきれいに投入されている。

R バー接近およびその後の離脱結果を図 6 に示す。R バー接近制御は、上方に RVR がないために、IMU データをもとに RVR 航法を模擬する IMU 航法により行った。図 6 より、チェイサ衛星が、IMU 航法値に従って直線的に 400 m 付近から 110 m 付近まで、データ取得の目標である 550 秒以上、R バー上昇を継続したことが確認された。

R バー退避の目的は、R バー接近を終了し、安全にターゲットから離脱して退避点に移行することである。実験時の接近速度モニタの結果、計画どおりの -10 cm/s の CAM で問題ないと判断して実施した。R バー退避後の軌道は図 6 に示したとおりである。退避後の軌道は、1 周回後に約 5.5 km 付近まで前進することが予想されたので、CAM 後 1 周回で V バー上に停止させる運用を選択した。R バー接近実験は、すべて計画どおり実施され、HTV の誘導制御則や接近運用を確認することができた。遠隔操縦ランデブ、CAM、R バー接近の成功により、ETS-VII RVD 実験で計画された技術検証項目の実証はすべて成功裡に終了した。

5.3 スラスタ噴射則切換えによるドッキング結果

最後のドッキングは分離の翌日の 27 日に敢行した。200 m 付近から最終接近に入り、35 m 付近まで接近した時点でスラスタ噴射異常が発生し、姿勢変動の兆候が見られたため、計画どおり地上からコマンドを送信して噴射則を切換え、異常が発生したスラスタを制御から切離した。新スラスタ噴射則への切換えはうまく機能し、正常なスラスタのみを使用して軌道と姿勢を制御し、最終接近を継続して、ドッキングに成功した。スラスタ噴射異常と新スラスタ噴射則への切換え前後の位置/姿勢制御結果を図 7 に示す。スラスタ噴射則の切換えにより姿勢変動が抑えられ、その後の制御がうまく実施されていることがわかる。このスラスタ噴射則の変更によるドッキング成功は、修理が不可能に近い宇宙での不具合を、搭載ソフトウェアの修正により機能代替してミッションを達成可能であることを実証した点で意義深いものであった。

6. おわりに

ETS-VII は第 2 回 RVD 実験の際に上下方向のスラ

スタに噴射異常が発生し、接近方法を変更して、分離 3 週間後にドッキングに成功した。第 3 回 RVD 実験では、スラスタ噴射異常が発生する可能性がある状態ですべての技術検証項目の実証を行うために、上下方向のスラスタ噴射を最小限に抑えることとし、遠隔操縦の実施位置を変更し、接近軌道や運用方法を見直し、計画を再設定した。また、スラスタ噴射異常が発生しても接近を継続できるように、異常が発生したスラスタを使用せずに軌道と姿勢を制御できるスラスタ噴射則を作成し、搭載ソフトウェアの改修を実施した。これらの対策が功を奏し、第 3 回 RVD 実験では、打ち上げ前に設定したすべての技術検証項目の実証を実施した。また、スラスタ噴射異常が発生したが、スラスタ噴射則の切換えを行って、ドッキングに成功することができた。

ETS-VII RVD 実験で軌道上実証した自動 RVD 技術、遠隔操縦ランデブ技術と、それを実現した運用技術は、21 世紀の HTV や、軌道上サービス宇宙機、またフォーメーションフライト宇宙機等の開発に反映していく計画である。ETS-VII は、困難な状況に遭遇しながら、これを克服してミッションを完遂した、真の技術開発衛星であった。

文 献

- (1) Kawano, I. and Mokuno, M., ほか 2 名., Result of Autonomous Rendezvous Docking Experiment of Engineering Test Satellite-VII, *J. Spacecraft Rockets*, 38-1 (2001), 105-111.
- (2) 河野功・柰野正明・鈴木孝・小山浩・功刀信, ETS-VII ランデブ・ドッキング実験の結果, 日本航空宇宙学会論文誌, 50-578 (2002), 95-102.
- (3) Kawano, I. and Mokuno, M., Automated Rendezvous Docking System of Engineering Test Satellite-VII, *Advances in the Astronautical Sciences*, 96, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AAS 97-467, (1997), 751-765.
- (4) 河野功・柰野正明・鈴木孝・小山浩・功刀信, ETS-VII 自動ランデブ接近軌道の設計, 日本航空宇宙学会論文誌, 49-575, (2001), 432-437.
- (5) Kawano, I. and Mokuno, M., ほか 2 名, First Autonomous Rendezvous Using Relative GPS Navigation by ETS-VII, *NAVIGATION, J. Institute Navigation*, 48-1, Spring, (2001), 49-56.
- (6) 河野功・ほか, ETS-VII 遠隔操縦ランデブ実験結果, 第 44 回宇宙科学技術連合講演会論文集, (2001), 1640-1645.