

ETS-VII ランデブ・ドッキング実験の結果*1

Result of Rendezvous Docking Experiment of ETS-VII

河野 功*2・杵野 正明*2・鈴木 孝*2・小山 浩*2・功刀 信*3

Isao KAWANO, Masaaki MOKUNO, Takashi SUZUKI, Hiroshi KOYAMA and Makoto KUNUGI

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

Abstract: ETS-VII is a test satellite to perform in-orbit demonstration of autonomous rendezvous docking (RVD) technology, which will be necessary for advanced space activities in the early 21st century. ETS-VII performed three RVD experiment flights, and verified all technical items. ETS-VII demonstrated first autonomous RVD between unmanned vehicles, and remote piloted rendezvous flight position accuracy at docking was about 1 cm, and acceleration was less than 1.5 mG (low impact docking). In the second RVD experiment flight, ETS-VII detected attitude anomaly and executed disable abort for safety insurance. We present the results and evaluation of three RVD experiment flights in this paper.

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・自律ドッキング実験に成功した。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、結合するランデブ・ドッキング (RVD) 技術が不可欠である。NASDA は HTV 等、21 世紀の宇宙活動に必要となる RVD 技術の軌道上実証を主目的として、技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII) を開発し、無人宇宙機同士の自動 RVD 実験と遠隔操縦ランデブ実験に成功した。

ETS-VII は第 1 図に示す通り、チェイサ衛星「ひこぼし」とターゲット衛星「おりひめ」の 2 つの衛星から成り、「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。

ETS-VII は 1997 年 11 月 28 日の打上げ後、1998 年 7 月 7 日に最初の RVD 実験を行い、2m の距離から、最も高い制御精度が必要となる自動ドッキングに成功した。第 2 回 RVD 実験は 8 月 7 日に開始した。途中、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が、搭載ソフトウェアの改修等を施して再度接近を試み、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全て実証するための軌道計画の

変更を行い、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、第 3 回 RVD 実験を 1999 年 10 月 26 日～27 日にかけて実施した。これら 3 回の実験により、打ち上げ前に設定した RVD 実験の技術検証項目の全ての実証を終了することができた。また、スラスタ噴射異常発生下における自動 RVD にも成功した。

ETS-VII RVD システムの特徴は、(1) 自動・自律 RVD, (2) 安全性の高いセーフ RVD, (3) 低衝撃型ドッキングである。本稿では、これらの点を中心に、ETS-VII RVD 実験結果、及びその技術成果について報告する。

2. ETS-VII RVD 実験ミッション

2.1 システム概念 ランデブ・ドッキング (RVD) 技術は軌道上の 2 つの宇宙機同士が接近し、結合する技術であるが、RVD に関与する宇宙機の種類と役割分担、両宇宙機の軌道、等により、様々な RVD システムが考えられる。我々は 21 世紀初頭のわが国の宇宙活動を念頭に置き、以下のような特徴を持った RVD システムを開発して ETS-VII で実証実験を行うことにした。

- 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

これらの内、(1) 自動・自律 RVD, (2) セーフ RVD, (3) 低衝撃型ドッキングは、以下の観点より検討し、選定した。スペースシャトル等のアメリカの宇宙機は宇宙飛行士が直接操縦して RVD を行っている。わが国ではまず無人宇

*1 © 2002 日本航空宇宙学会
平成 13 年 5 月 14 日原稿受理
*2 宇宙開発事業団
*3 三菱電機鎌倉製作所



第1図 ETS-VII(チェイサ衛星「ひこぼし」(左)とターゲット衛星「おりひめ」)

宙機のRVDシステムが必要となるが、自動RVDは、人間の能力に左右されずに高精度化が可能であり、信頼性の高いシステムとすることができる。遠隔操縦に必要となる地上との連続的な通信リンクに対する要求も緩和できる。また、月・惑星宇宙機への拡張性を考えた場合にも、通信容量や通信時間遅れの制約を受けにくい自動RVDの方が有利である。一方でETS-VIIは実験衛星であり、将来の多種多様なミッションに必要なRVD技術に係る広範な実験データの取得も極めて重要である点を考慮し、地上からの遠隔操縦ランデブの実験も行うこととした。

無人宇宙機が有人宇宙機に接近する場合には、非常に高い安全性が必要とされる。特に、最初のRVDミッションであるISSへのRVDの場合には、2FS(2フェールセイフ:2故障に対して安全を確保すること)の安全性要求が課せられる。有人宇宙機への無人・自動RVDを可能とするため、安全性の確保に特に重点を置いたセーフRVDシステムを開発することにした。

宇宙機同士のドッキングの方式には、衝撃型ドッキングと低衝撃型ドッキングがあり、アポロ宇宙船、ソユーズ宇宙船等米口のドッキングは衝撃型で、宇宙機間の相対速度を数 \sim 20cm/s程度とし、慣性力を利用してドッキング機構を勘合するものである。この場合、宇宙機やドッキング機構に高い剛性、強度が必要であり、重量の増加につながる。今後の宇宙機のRVDを考えた場合、多くの宇宙機が展開型の太陽電池パドルを有しており、衝撃や振動は好ましくないこと、宇宙機本体やドッキング機構をなるべく軽くしたいこと、また接近速度が小さいほど緊急時の対処が容易で安全性が高いこと等から、約1cm/sの低速度で接近し、光学センサで位置を計測し、接触する前にドッキング機構でターゲット衛星の把持機構を捕獲し結合する、非接触低衝撃型のドッキング方式を選定した。

2.2 実験計画 地上から打上げられる宇宙機が軌道上宇宙機にRVD(Ground-up RVD)を行うためのシーケンスは、(1)打上げ、(2)軌道変換、(3)相対接近、(4)最終接近、(5)ドッキングの5つのフェーズに分類される。各フェーズごとに必要な航法・誘導制御技術やシステム運用管制技術があるが、ETS-VII RVD実験では、5つのフェーズの内、投入精度要求が高く技術的に重要な相対接近フェー

ズからドッキングフェーズにおけるRVD技術の実証実験を行うこととした。軌道変換フェーズの主要な技術であるGPS絶対航法と自動軌道変換技術についても、ETS-VII RVD実験を通じて実証することができる。

当初計画では6回のRVD実験飛行(順次FP1 \sim FP6と呼ぶ)を行って、自動及び遠隔操縦RVDに必要な、以下の①機器技術、②航法誘導制御技術、③運用管制技術について、段階的に軌道上実証を行う計画であった。

① RVD 機器技術

自動RVD用の航法センサであるGPS受信機(GPSR)、ランデブ・レーダ(RVR)、近傍センサ(PXS)や、低衝撃ドッキング/分離を行うためのドッキング機構(DM)等、ETS-VII RVD実験用に世界的に見ても初めて開発された機器が、打上げ時の振動/衝撃環境や宇宙環境に耐え、軌道上で設計通りに作動することを確認する。

② RVD 航法誘導制御技術

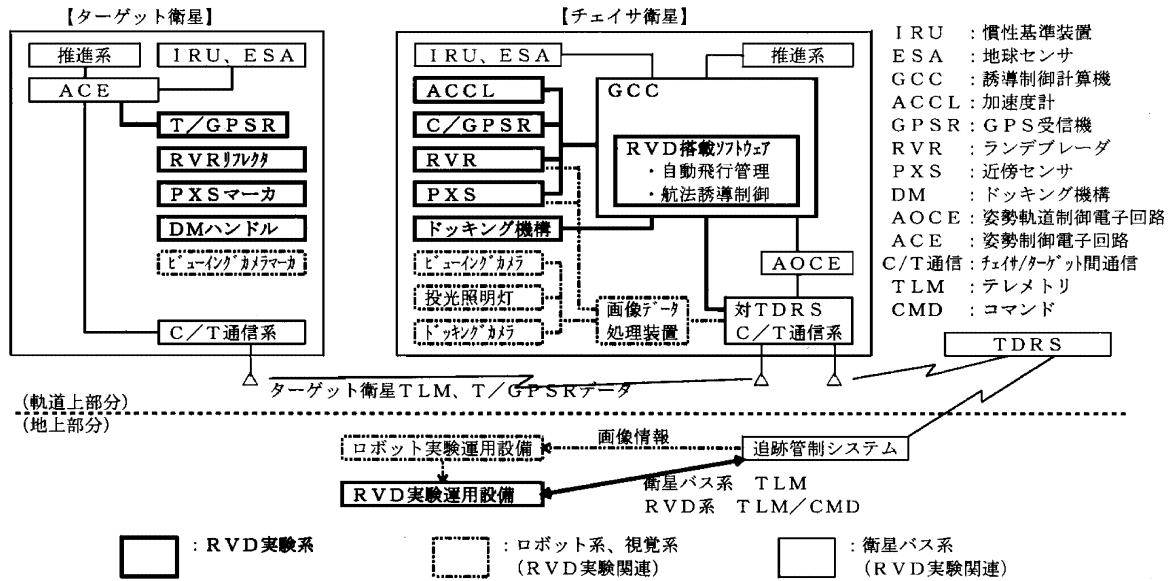
自動RVDを行うためには、航法センサの計測データより相手宇宙機との相対位置や接近速度などを推定し(航法)、接近するための目標軌道を自動的に生成し(誘導)、スラスタを噴射しながら正しい軌道や姿勢を保って飛んでいく(制御)一連の機能が必要である。ETS-VIIはこれらの一連の航法・誘導・制御の能力を持った本格的な自動RVD宇宙機であり、自動RVDが計画通りに実施できることを確認する。

③ RVD 運用管制技術

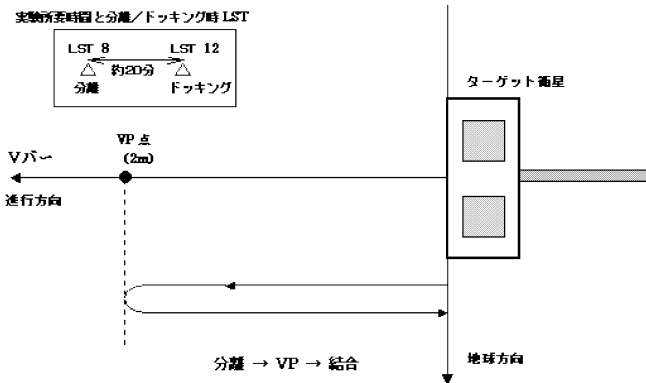
ETS-VII RVDシステムは、オンボード計算機上で状態監視や安全監視等の自動飛行管理を行って、有人のISSへのRVDを行う際に必要な非常に高い安全性要求(2FS)を実現している。また、地上からデータ中継衛星を経由して、通信距離にして10万km近く離れた衛星を遠隔操縦によりランデブしたり、2つの衛星を同時に運用管制したり、これまでにない高度の運用管制が行われる。これら、自動のRVD安全管理の確認を行うとともに、安全にRVDを行うために必要な高度の運用管制技術を経験し、修得する。

2.3 RVD実験システム¹⁾ RVD実験は、「おりひめ」「ひこぼし」両衛星のバスシステム(姿勢軌道制御系、推進系、通信系等)、両衛星に搭載されたRVD実験系機器、地上局のRVD実験運用設備と、米国のデータ中継衛星TDRSを利用した通信リンク等によって実行される。第2図にRVD実験関連システムの概要を示す。2.2項に示したRVD実験を安全・確実に遂行することに加えて、RVDの幅広い要素技術のデータ取得を可能にすること等を考慮して、システム設計を行った。

自動RVDを実現するためには、相手宇宙機との相対的な位置や速度を高精度で推定する航法機能が重要である。電波センサと光学センサの精度、到達距離、耐干渉性等を考え、500m以遠の相対接近フェーズでは長距離での使用に適したGPS相対航法を、500 \sim 2mの最終接近フェーズでは高精度の三次元レーザ・レーダであるランデブ・レーダを、2m以近のドッキングフェーズではターゲット衛星のドッキング軸の正面から接近するために相対6自由度(位置/



第2図 ETS-VII 衛星システム, RVD 関連システムの概要

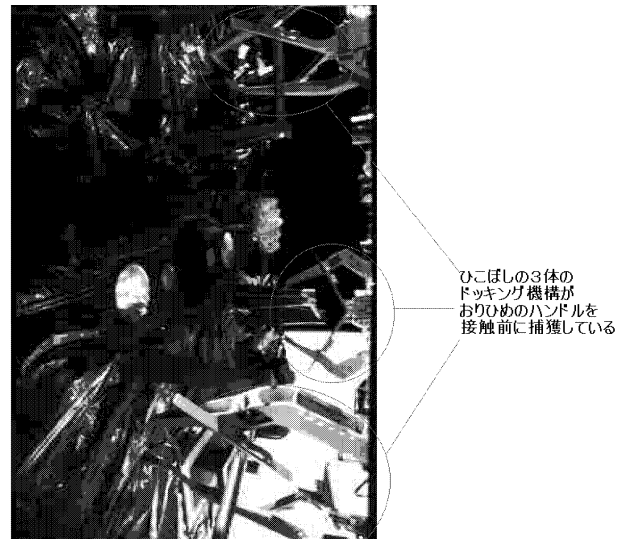


第3図 第1回 RVD 実験 (FP1) 飛行経路

姿勢)の計測を行う必要があり、画像センサである近傍センサを選定した。これらの3種類の航法センサは、物理現象を電気信号に変換する従来型のセンサとは異なり、CPU上の搭載ソフトウェアによって画像処理や航法計算、更にはセルフチェック等も行う点が大きな特徴である。GPSRでは搭載ソフトウェアの書換えにより、搬送波位相利用のGPS相対航法実験を実施した。

3. RVD実験結果

3.1 第1回 RVD 実験 (FP1) 第1回 RVD 実験 (FP1)は1998年7月7日に実施し、成功裏に終了した。第3図に飛行経路を示す。分離からドッキングまでは、TDRSで通信リンクが取れる42分以内で実施した。筑波宇宙センターからのコマンド指令を受けて、「ひこぼし」がドッキング機構により「おりひめ」を約1.8cm/sで分離した。「ひこぼし」は近傍センサで相対位置と姿勢を計測し、相対6自由度制御を行い、VP点(約2mの停止点で、最終接近フェーズとドッキングフェーズの移行点)に停止した。VP点で約15分間、一定の距離を保持した後、コマンド指令に



第4図 ドッキングの瞬間 (FP1: ドッキングカメラの画像)

より「ひこぼし」は再び接近を開始した。相対6自由度制御を行いながら「おりひめ」に約1cm/sで接近して、ドッキング機構で「おりひめ」を捕獲・結合し、自動ドッキング実験に成功した。第4図に「おりひめ」のハンドルをドッキング機構が捕獲した瞬間を衛星搭載のドッキングカメラがとらえた画像を示す。

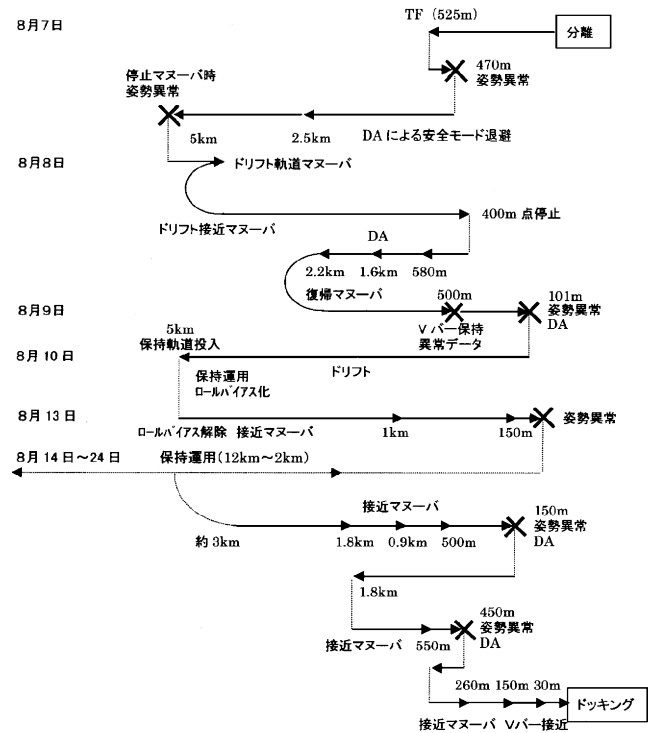
FP1の成功により、自動RVD技術の内で最も難易度の高い自動ドッキング技術を実証することができた。

3.2 第2回 RVD 実験 (FP2) 第2回 RVD 実験は8月7日に開始した。当初計画では520mまで離脱し、そこからVバー接近(同一高度上を前方から接近)を行って、ドッキングを行う予定であった。しかし、接近中にスラスタが正常に噴射できなくなる現象が発生し、姿勢精度を維持できなくなったので、安全確保のために接近を中断した。このスラスタ噴射異常は1~数秒間隔でパルス噴射を行

う必要がある最終接近フェーズで多発したため、① 接近速度を遅くし、パルス噴射間隔を広げる。② GPS 相対航法で可能な限り接近し最終接近の距離を短くする、等の対策を採って再接近を試みたがスラスタ噴射異常が再発し、接近を中断した。スラスタ噴射異常は再発/復帰をくり返すことが判明したため、誘導制御計算機の搭載ソフトウェアを改修し、③ 最小パルス幅を広げスラスタ噴射回数を低減する。④ 異常時にはコマンドで停止できるようにし、スラスタの正常復帰を待って接近を再開できるようにする、等の対策を施して再接近を試み、8月27日にドッキングに成功した²⁾。第5図に第2回 RVD 実験の飛行履歴を示す。

3.3 第3回 RVD 実験 第2回 RVD 実験は当初計画をはるかに上回る150パスに渡ってRVD飛行を行い、当初計画以上の12km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解を利用したランデブ誘導方式)等、当初計画ではFP3以降の実験飛行で検証する計画であった技術項目まで実証でき、世界に先駆けて開発した自動・自律RVD技術の大半を実証できた。しかし、遠隔操縦ランデブ技術等、FP5とFP6で検証予定であった3項目の検証が残っていたので、これらの検証を1実験飛行で実施することとし、飛行計画や軌道設計の見直しを行った。さらに、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、異常が発生した場合には異常スラスタを使用せずに、他の正常なスラスタのみを噴射して所望の力とトルクを発生できるような制御ロジックを搭載ソフトウェアに組み込む改修を実施した。この搭載ソフトウェアの改修後の検証を実施した後、1999年10月26日から27日にかけて第3回RVD実験を実施した。

第3回RVD実験の飛行経路を計画とともに第6図に示す。分離後2m地点から遠隔操縦で離脱を行って12m地点で相対停止し、続いて6m地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。これに続き安全な接近を保証するための衝突回避マヌーバ(CAM)機能の確認を行い、9km後方まで離脱した。この9kmの保持点(TI点)からターゲットの下方に入り、HTVがISSに補給する時の接近方法であるRバー接近(下方からの接近)の飛行実証を行った。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全て成功裡に終了した。最後に、スラスタ噴射異常時の対策の有効性を確認するためにドッキングを敢行した。35m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、予定通り地上からコマンドを送信して制御ロジックを切換え、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し、接近を継続して、ドッキングに成功した。第3回RVD実験でのドッキング成功は、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。このような高度な運用技術を修得できたことは、当初計画にはない極めて大きな成果であった。

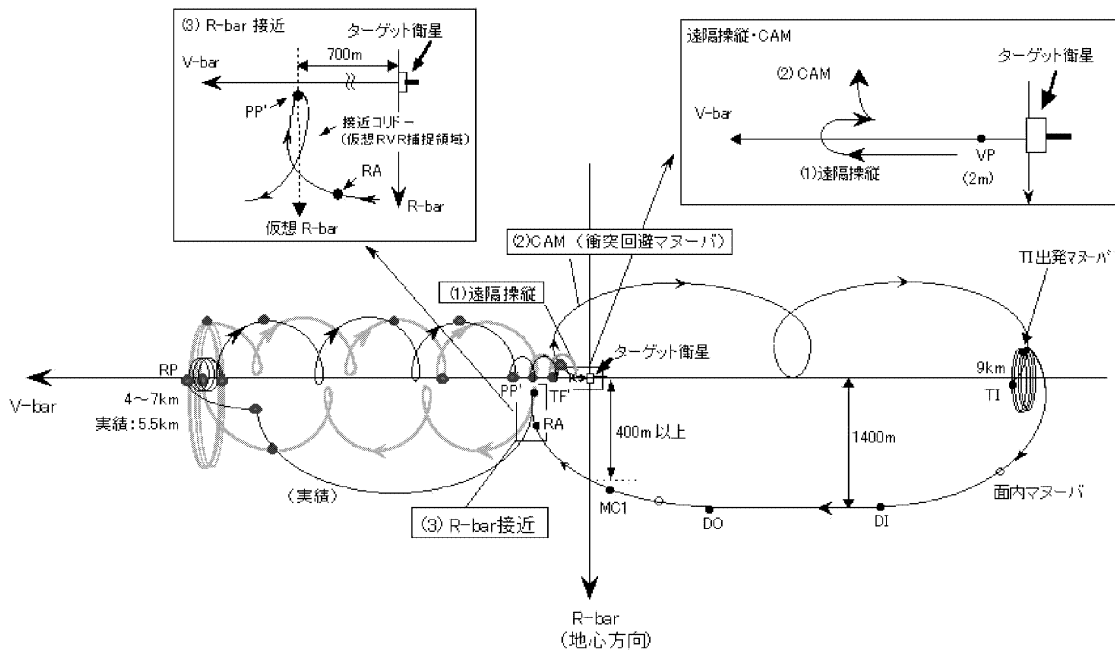


第5図 第2回 RVD 実験 (FP2) 飛行履歴

4. RVD 実験の技術的成果

ETS-VII RVD 実験では、当初の技術実証計画を全て達成し、さらにスラスタ不具合を搭載ソフトウェアの改修で克服するという高度な技術を実証する等、当初計画を上回る技術的成果を上げることができた。RVD 実験飛行による技術検証項目を、当初計画と実績を比較して第1表に示す。当初は6回の実験飛行で検証する計画であったが、3回の実験飛行でミッションサクセスレベルを越え、フルサクセスレベルまでの全ての技術項目を実証することができた。特に、難易度/新規性に注目すると、第1表中で「W」を付した世界に先駆けて開発した極めて高度な自動RVD技術、遠隔操縦ランデブ技術の軌道上実証も全て達成し、良好な性能を示すことが確認できた。世界に先駆けて軌道上実証に成功した新規技術は、以下のように多岐に渡る。

- (1) 国際宇宙ステーションを念頭に置いた本格的な自動・自律RVDシステム。特に、自動RVD飛行管理技術、自動安全確保技術を備えた自律宇宙機システム
- (2) 秒速1cmで接近する高い制御精度が要求されるドッキング技術と、非接触低衝撃ドッキングを実現するロボットに近いドッキング機構
- (3) 画像センサによる計測と、これを使った相対6自由度の自動RVD制御
- (4) 三次元のレーザ・レーダによる計測と、これを使った自動ランデブ制御
- (5) GPS相対航法を使った自動ランデブ制御
- (6) 通信距離約10万km、通信時間遅れ10秒以上の系でリアルタイムの遠隔操縦ランデブ



第6図 第3回 RVD 実験飛行経路

これらに加え、FP2での不具合の克服や、米国のTDRSを使用したこと等により、計画以上の実証が行えた項目も多い。これらについては、第1表中で◎を付し、計画以上の実証内容を**n*として脚注に示している。特に、スラスタの不具合という致命的な事態に対し、搭載ソフトウェアの修正によって制御機能を回復し、自動RVDという最先端のミッションを達成した。このような高度の運用技術を実機により修得したことは、わが国が21世紀の宇宙活動を切り拓いていく上で極めて大きな成果であった（個々の実験成果については文献2～8）等を参照されたい。）

以下に、2.1項で述べた(1)自動・自律RVD、(2)セーフRVD、(3)低衝撃型ドッキングの成果の概要を示す。

4.1 自動・自律RVDシステム ETS-VIIは、国際宇宙ステーション（ISS）を念頭に置いた本格的な自動・自律RVDシステムの軌道上実証に成功した。自動・自律RVDは、オンボードの自動飛行管理機能によりフェーズを判定して、制御モードを切り換え、モードごとに相対位置/速度を推定する航法、目標軌道を生成する誘導、姿勢制御則を選択して実施した。

(1) GPS 相対航法による相対接近⁴⁾

相対接近フェーズでは、両宇宙機のGPS受信データを処理してGPS相対航法により相対位置/速度を推定し、C-W誘導則により目標位置に達するための ΔV （目標増速量）を求め、加速度計で増速量を計測して積分値が目標増速量に達した時点で軌道制御を打ち切るVIC（Velocity Increment Cut-off）制御を行い、自動ランデブ制御を行った。GPS相対航法によるランデブ制御はもちろんのこと、GPSによる宇宙機の自動軌道制御自体が世界初であった。GPS相対航法をRVR航法と比較した結果、両者は各軸1～5mの精度で良好に一致していた。また、結合状態や保持点での航

法値等より、GPS相対航法の精度は10mと推定され、要求仕様（26m）より倍以上も高精度であった。GPS相対航法に基づく軌道投入精度をRVR航法より推定した結果、各軸3～14mの精度であり、要求精度（80m）を大きく上回る精度であることが確認できた。

(2) 三次元レーザ・レーダによる最終接近⁵⁾

最終接近フェーズでは、RVRにより相対位置を計測し、基準軌道誘導により自動ランデブ制御を行って500mから2mまでVバー接近を行った。RVRは「ひこぼし」からレーザ光を出射し、「おりひめ」上のCCRにより反射された光を受光し、出射光と反射光の位相差から距離を、反射光の方向をCCRで計測することにより2次元の方位角を計測する三次元レーダである。RVRによる最終接近の結果は、デッドバンド内で制御されており、設計通りの精度で最終接近を行うことができた。

(3) 画像センサと相対6自由度ドッキング制御⁶⁾

米国やロシアの宇宙機は位置のみを制御してドッキングを行っているが、ETS-VIIでは「おりひめ」のドッキング軸の正面から接近して3体同時に捕獲するために、画像センサであるPXSで相対位置/姿勢を計測し、相対6自由度制御を行う方式を世界で初めて開発した。PXSは「おりひめ」上に立体配置されたターゲット・マーカをLEDにより照射し、反射光をCCDで撮像し、位置を計測することによって相対位置のみならず相対姿勢も計測可能な画像センサである。画像センサと、これを使った相対6自由度の自動ドッキング制御は、多少の姿勢変動があってもドッキングを可能とするものであり、今後の軌道上サービス宇宙機の開発に応用できる技術である。

4.2 セーフRVDシステム ETS-VIIのRVDシステムは、安全の確保に重点を置いたセーフRVDシステムで

第 1 表 RVD 実験の技術検証項目 (検証実績と当初計画比較)

サクセスレベル 実験飛行 (当初計画)		ミッションサクセス			フルサクセス		
		FP1	FP2	FP3	FP4	FP5	FP6
		分離/ ドッキング	初期離脱 最終接近	総合 RVD	オフノミナル I	遠隔操縦 オフノミナル II	R バー接近
a 機器	a-1) ドッキング機構 W	①					
	a-2) 近傍センサ W	①					
	a-3) ランデブレーダ W		②				
	a-4) GPS 受信機 W			◎*1			
	a-5) 加速度計			②			
	a-6) 視覚系機器		◎*2				
b 航法	b-1) PXS 航法 W	①					
	b-2) RVR 航法 W		②				
	b-3) GPS 相対航法 W (PN コード)			◎*3			
	b-4) GPS 絶対航法	①					
c 誘導制御	c-1) 分離 W	①					
	c-2) 基準軌道誘導		◎*8				
	c-3) C-W 誘導			◎*4			
	c-4) VIC 誘導			◎*4			
	c-5) 相対 6DOF 制御 W	①					
	c-6) ドッキング制御 W	①					
	c-7) LOS 指向制御		②				
	c-8) CAM 制御					⑥	
	c-9) 夜間ドッキング					②	
	c-10) 遠隔操縦制御 W					⑥	
d 運用管制	d-1) 自動状態監視 W		②	②			
	d-2) 自動異常管理 W				②	②	
	d-3) 実践的コンテ運用				◎*5	◎*5	
	d-4) 遠隔操縦運用 W					◎*7	
	d-5) 2 衛星同時運用		◎*6	◎*6	◎*6	◎*6	
	d-6) データ中継衛星運用			◎*7	◎*7	◎*7	
FP6	e-1) R バー投入						⑥
	e-2) R バー接近						⑥
	e-3) GPS 相対航法 W (搬送波位相)						○

W: 世界に先駆けて開発した技術の軌道上実証項目 . ①: FP1 により実証できた項目 . ②: FP2 により実証できた項目 . ⑥: FP6 改により実証できた項目 . ○: 結合状態で実証できた項目 . ◎: 当初計画を越える実証ができた項目 . ◎で当初計画を越える実証の内容は以下の通り . *1 ROM に焼いたアルマナック (95 年の軌道要素) での捕捉/計測 . *2 1.5 km でターゲット衛星を撮像 . *3 150 m~10 km 超まで主航法センサとして実証 . *4 150 m への TI 投入 . 高精度の軌道保持 . *5 想定外のコンティンジェンシーに対し、搭載ソフトウェアの改修と、運用計画変更により対処 . *6 コンティンジェンシー対処のためのアンテナ切替 (ストアード) 運用 . 2 衛星軌道保持運用 . *7 時間遅れや等時性変動の大きい TDRS での遠隔操縦運用 . 外国機関と協力しての運用 . *8 スラスタ噴射異常時に使用スラスタを切り換えるリコンフィギュレーションを行っての最終接近を実証 .

ある . 安全性を高めるために、接近の際には誤差楕円も含め伝搬軌道がターゲット宇宙機を含まないような非衝突軌道上を可能な限り接近する . 2FS を実現するために、1 故障発生時には冗長系に切り換える . 連続故障の際には、非衝突軌道上を接近していることがわかっているので、その後の軌道制御を中断することで安全を確保するディセーブル・アボートを実施する . ドッキングを行うためには、最後まで非衝突軌道上を接近することは不可能であるので、30 m 以近の接近中に連続故障が発生した場合には、CAM により安全を確保する . 連続故障発生時にも CAM を確実に実行できるように、CAM が必要となる 30 m 以近の接近は、通信可能な領域で、地上のクルーの監視の下で行うように設計した .

ETS-VII では、このような無人宇宙機の安全性設計が合理的であることを実証した . 特に、スラスタ異常が発生

した際に自己の異常を検知し、安全確保のためのディセーブル・アボートが自動的に実行されており、異常検知機能と安全確保機能を実証した . これにより、HTV が ISS に接近する際に高い安全性を有することを実証できた . また、月・惑星探査機のような地上の人間の介在が困難な条件下でも、安全な RVD が可能であることが実証できた .

4.3 高精度/非衝突低衝撃ドッキング 米国やロシアの宇宙機は秒速数 ~ 20 cm で接近し、慣性力を利用して結合する衝撃型ドッキングであったが、ETS-VII では衛星本体や機構への負荷、安全性等を考慮し、秒速 1 cm で接近する方式を採用している . ゆっくりと接近するためには、それだけ高い制御精度が要求される .

PXS の計測値を最小 2 乗法を使って平滑化し、ドッキング時の制御精度を評価した結果を第 2 表に示す . 制御精度は、位置: 7 mm (要求 25 mm 以内)、速度: 0.6 mm/s (要

第2表 ドッキング時制御精度（PXS 計測値）

		FP1	FP2	FP6 改	要求値
位置	X (mm)	@532	@532	@532	532±43
	Y (mm)	4.37	2.28	-1.41	0±25
	Z (mm)	7.10	1.01	2.05	0±25
速度	V_x (mm/s)	-9.8	-10.0	-10.0	-10±5
	V_y (mm/s)	-0.1	-0.3	-0.2	0±2
	V_z (mm/s)	0.3	-0.1	-0.6	0±5
姿勢	Roll (deg)	-0.197	-0.180	-0.152	0±1.9
	Pitch (deg)	-0.002	0.006	0.063	0±1.6
	Yaw (deg)	-0.082	-0.170	-0.098	0±1.6
姿勢レート	ω_x (deg/s)	0.0020	0.0031	-0.0010	0±0.1
	ω_y (deg/s)	-0.0044	-0.0158	-0.0205	0±0.1
	ω_z (deg/s)	-0.0011	-0.0038	-0.0008	0±0.1

第3表 ドッキング時加速度（加速度計計測値）

	FP1	FP2	FP6 改	最大値
X 加速度最大値-バイアス (mm/s ²)	7.5	8.4	13.8	X 加速度最大値
X 加速度最小値-バイアス (mm/s ²)	-8.7	-7.9	-11.8	13.8
Z 加速度最大値-バイアス (mm/s ²)	4.7	4.0	3.0	Z 加速度最大値
Z 加速度最小値-バイアス (mm/s ²)	-4.8	-4.3	-3.7	4.8

第4表 分離精度

	FP1	FP2	FP6 改	要求値	
分離速度	V_x (mm/s)	17.56	17.64	17.11	18±4.1
横方向速度	V_y (mm/s)	-0.11	-0.37	-0.24	±1.0
	V_z (mm/s)	0.24	0.45	0.31	±1.0
姿勢レート	ω_x (deg/s)	-0.022	-0.012	-0.027	±0.070
	ω_y (deg/s)	-0.075	-0.043	-0.015	±0.090
	ω_z (deg/s)	0.022	0.048	0.028	±0.090

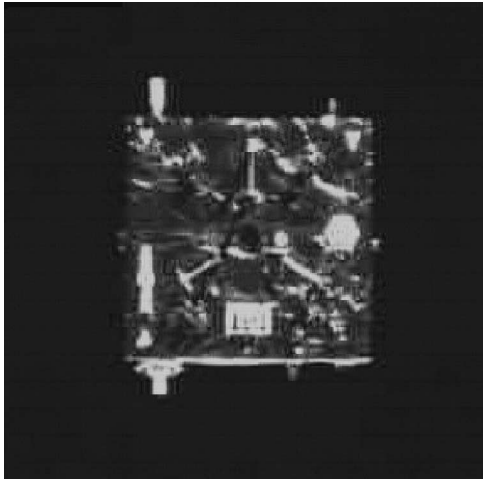
求 5 mm/s 以内), 姿勢: 0.2 deg (要求 1.9 deg 以内), 姿勢レート: 0.02 deg/s (要求 0.1 deg/s 以内) であり, いずれも要求の 1/10 ~ 1/3 であり, 高精度のドッキング制御技術を実証することができた⁷⁾.

安全にドッキングを行うために, 「ひこぼし」は 1 cm/s の低速度で高精度に接近しながら, 「おりひめ」の把持部がドッキング機構の捕獲中心を通過したことを PXS で検知し, 接触前にラッチ爪を閉じて捕獲し, 結合する非衝突低衝撃型ドッキング方式を採用し, これを実現するために, 3 体の機構をステップ・モータで同時駆動し, 非接触で空中捕獲できるドッキング機構を開発した. ドッキング機構の駆動精度は仕様を上回る精度であった. ドッキング時の加速度を加速度計で計測した結果を第 3 表に示す. ドッキング時の加速度は最大で 14 mm/s² (< 1.5 mG) であり, 低衝撃ドッキングであることを実証できた.

また, ISS へ接近する宇宙機への応用を考えた場合, PXS の捕捉・計測を維持した状態で安全に分離することが必要であり, ドッキング機構の分離精度が重要となる. PXS の計測値を平滑化して分離精度を評価した結果を第 4 表に示す. X 軸方向の分離速度は, 18 mm/s に対し誤差 0.9 mm/s (要

求仕様: 18 ± 4 mm/s), 横方向速度: 0.5 mm/s 以下 (要求仕様: ±1 mm/s 以内), 姿勢レート: 0.075 deg/s (要求仕様: ±0.09 deg/s 以内) であり, いずれも許容誤差の 20 ~ 80% の値であった. 以上により, ドッキング機構が高精度に 3 体同時駆動され, 高精度に分離を行うことが確認できた. また, 分離後の PXS の捕捉/計測に問題はなく, 安全に分離できることが確認された.

4.4 「おりひめ」衛星の画像取得 ETS-VII は RVD 実験用にドッキングカメラの他にビューイングカメラを搭載しており, 接近状態のモニタや将来の画像センサの基礎データ取得のために撮像を行った. 宇宙機が他の宇宙機を軌道上で撮像したのは, わが国では初めてである. 第 7 図は 10 m 付近を離脱中の「おりひめ」衛星の画像である. 軌道上サービスの 1 分野として, カメラ画像による宇宙機の状態監視が提案されているが, 「おりひめ」衛星の画像は鮮明であり, 画像による宇宙機の状態監視の有効性を初めて実証した. 宇宙空間で鮮明な画像が得られることや, 距離 1.5 km で撮像可能であること等が判り, 他の後続計画に弾みをつけるものであった.



第 7 図 ビューイングカメラが撮った「おりひめ」衛星の画像 (10 m 付近を離脱中)

5. ま と め

本論文は、ETS-VII RVD 実験の成果の内、自動・自律 RVD, セーフ RVD, 低衝撃型ドッキングを中心にまとめたものである。

ETS-VII は 21 世紀の宇宙活動に不可欠な RVD 技術の軌道上実証実験を目的として打上げられ、2 年間で 3 回の RVD 実験を実施し、当初計画した技術検証項目の実証に全て成功し、数多くの技術を世界に先駆けて軌道上実証した。また、スラスト噴射異常に対して搭載ソフトウェアの書き換えにより対処して自動 RVD を成功させ、高度な運用技術を修得することができた。

ETS-VII により開発した自動及び遠隔操縦 RVD 技術は、HTV や軌道上サービス宇宙機、月・惑星探査機等の 21 世紀の宇宙活動を切り拓くものである。ETS-VII で得られた軌道上データの評価結果を反映して、これらの高度な宇宙機の開発へ繋げたいと考えている。

参 考 文 献

- 1) Kawano, I. and Mokuno, M.: Automated Rendezvous Docking System of Engineering Test Satellite-VII, *Adv. Astronaut. Sci.*, **96** (1997), pp. 751-765, AAS 97-467.
- 2) 河野 功, 空野正明, 葛西 徹, 佐藤 勲, 永吉理恵, 船本大蔵, 齋木篤史, 小山 浩, 功刀 信: 技術試験衛星 VII 型ランデブ・ドッキング系の軌道上実証成果及び復帰運用, 第 43 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1999, pp. 1125-1133.
- 3) Kawano, I., Mokuno, M., Kasai, T. and Suzuki, T.: Result of Autonomous Rendezvous Docking Experiments of Engineering Test Satellite-VII, *J. Spacecraft Rockets*, **38** (2001), pp. 105-111.
- 4) 河野 功, 空野正明, 葛西 徹, 鈴木 孝: ETS-VII GPS 相対航法軌道上性能評価, 第 43 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1999, pp. 1137-1142.
- 5) 河野 功, 空野正明, 葛西 徹, 佐藤 勲, 森村忠昭, 檜原弘樹, 三好弘晃, 卯尾匡史: ETS-VII 搭載ランデブ・レーダの軌道上評価, 第 42 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1998, pp. 625-630.
- 6) 河野 功, 空野正明, 葛西 徹, 佐藤 勲, 坂田隆司, 阿閉 裕, 山羽勝志: ETS-VII 近傍センサの軌道上性能評価, 第 42 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1998, pp. 619-624.
- 7) 河野 功, 空野正明, 葛西 徹, 佐藤 勲, 坂田隆司, 久保田伸幸, 堀江洋一: ETS-VII ドッキング機構の軌道上性能評価, 第 42 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1998, pp. 613-618.
- 8) 河野 功, 他: 技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII) 特集, 計測と制御, **38** (1999), pp. 671-712.
- 9) Cislighi, M., Fehse, W., Paris, D. and Ankersen, F.: The ATV Rendezvous Predevelopment Programme (ARP), *Proc. 22nd Annual AAS Guidance and Control Conference*, American Astronautical Society, AAS 99-024, 1999.