

ETS-VII 遠隔操縦ランデブ実験結果*

河野 功^{*1}, 杵野 正明^{*1}, 葛西 徹^{*2}
鈴木 孝^{*2}, 小山 浩^{*2}, 功刀 信^{*3}

Result of Remote Pilot Rendezvous Experiment by ETS-VII

Isao KAWANO^{*4}, Masaaki MOKUNO, Toru KASAI,
Takashi SUZUKI, Hiroshi KOYAMA and Makoto KUNUGI^{*4} Guidance, Control and Dynamics Group, Tsukuba Space Center, National Space Development Agency of Japan,
2-1-1 Sengen, Tsukuba-shi, Ibaraki, 305-8505 Japan

Engineering Test Satellite-VII (ETS-VII) is the test satellite to demonstrate and verify rendezvous docking technology. After success in an autonomous rendezvous docking in the 1st and 2nd experiment flights in 1998, we performed remote pilot rendezvous experiment by ETS-VII in Oct. 1999. In the experiment, ETS-VII was controlled by a ground pilot via Tracking and Data Relay Satellite (TDRS). To overcome long time delay and poor information on thruster acceleration, the ground pilot predicted the changes of position and velocity after thruster firing, and controlled the Chaser satellite. In this paper, we present the result and evaluation of the remote pilot experiment. It could be shown that remote pilot was very useful to control rendezvous spacecraft with long time delay and/or with unknown control characteristics.

Key Words: Rendezvous Docking, Remote Pilot, Engineering Test Satellite, Human Factor

1. 概 要

技術試験衛星VII型(ETS-VII)は、自動および遠隔操縦ランデブ・ドッキング(RVD)技術と宇宙ロボティクス技術の軌道上実証を目的とした実験衛星である。1998年に実施した2回の実験飛行で自動RVD技術の実証を実施した後、1999年の第3回実験飛行で遠隔操縦ランデブに成功した。ETS-VIIの遠隔操縦系はデータ中継衛星を介した通信時間遅れに加え、スラスタ推力による速度増加に必要な時間や、航法センサで位置を計測してから速度変化に推定系が追従するのに要する時間を合せ、20秒近い時間遅れがある。また、遅れ時間に加え、スラスタが実際に発生する推力の大きさも、遠隔操縦を始めるまで知ることができない。遠隔操縦士は時間遅れやスラスタ推力を含む制御特性を推定しながら操縦を行った。このような大きな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ランデブ制御を行ったのは、おそ

らく世界でも初めての成功例である。

本論文では、ETS-VII遠隔操縦ランデブ実験の計画と再計画、操縦士の操縦特性の評価を含む遠隔操縦実験の結果を示す。

2. 実験計画

2-1 実験目的 宇宙開発事業団(NASDA)は、米ロ等との国際協力による宇宙ステーション(ISS)計画に参画しており、ISSへの補給機HTVの開発を進めている。また、衛星の長寿命化や軌道保全を目的として、衛星の消耗品や機器の交換、故障衛星の修理を行う軌道上サービス実験機の研究を行って来ている。さらに、月や火星からのサンプル・リターン(試料回収)の構想もある。このような21世紀の宇宙開発を進めていくためには、軌道上の宇宙機に接近し、結合するRVD技術の修得が必須であり、ETS-VIIによりRVD技術の軌道上実証を行うこととした。

無人宇宙機のRVDの制御手段として、自動RVDと遠隔操縦RVDとがある。自動RVDは人間の能力の制約を受けずに高精度で安全性の高いシステムとすることができるのに対し、遠隔操縦RVDは人間の高い適応能力を活用することができるので、接近対象についての情報が不足している場合や、不測の事態が発

* 原稿受付 2001年7月10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(☎105-8060 東京都港区浜松町2-4-1)。^{*3} 三菱電機鎌倉製作所(☎247-8520 鎌倉市上町屋325)。

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

生した場合の対処に優れている、特に、故障衛星の修理のように、接近対象が RVD を受けることを想定していない、いわゆる非協力的ターゲット RVD を行う際に、人間の能力を活用した遠隔操縦 RVD 技術が有効になると考えられる。

これらの特徴の異なる両者の技術を修得するために、ETS-VII では自動 RVD を基本システムとするが、遠隔操縦 RVD 技術についても実験を行うこととした。

2・2 実験計画の再立案

(1) 実験計画の見直し

ETS-VII は、1997 年 11 月に H-II ロケットにより高度 550 km の円軌道に打ち上げられ、1998 年 7 月および 8 月に 2 回の自動・自律 RVD 実験に成功した⁽¹⁾。当初計画では 6 回の実験飛行を行って、自動および遠隔操縦 RVD 技術の軌道上実証を行う予定であったが、第 2 回 RVD 実験飛行の際にスラスタ噴射異常が発生し、安全確保のために最大 12 km まで離れ、ドッキングの成功までに 3 週間を要した。結果として、実験の目的である技術検証項目の内、第 5 回 RVD 実験飛行までに実証を行う予定であった項目の大部分の実証を終えることができた。しかし、スラスタ噴射異常は再発する可能性があったため、スラスタ噴射異常が発生してもその後の実験が継続できるように飛行計画の再立案を行った⁽²⁾。

遠隔操縦ランデブ実験は、当初は第 5 回 RVD 実験飛行の中で行う計画であったが、第 6 回 RVD 実験飛行をベースに新たに策定した実験飛行(「FP 6 改」という)の中で行うこととした。当初計画では、自動制御系で 100 m 点まで離脱し、この地点から遠隔操縦を開始し、約 20 分間で 50 m 点までの接近を行う計画であった。ターゲットに原点を固定し、ターゲットの飛行する仮想円軌道上進行方向に X 軸、地心方向に Z 軸、これらと右手系をなすように軌道面逆垂直方向に Y 軸を取った Hill 座標系において、近距離域の相対運動を記述する Hill 方程式は、

$$\begin{cases} \ddot{X} = a_x + 2\omega\dot{Z} \\ \ddot{Y} = a_y - \omega^2 Y \\ \ddot{Z} = a_z - 2\omega\dot{X} + 3\omega^2 Z \end{cases} \quad (1)$$

\uparrow \uparrow \uparrow
 コリオリ力 潮汐力 復元力

と表される⁽³⁾⁽⁴⁾。式(1)によれば、X/Z 面内の速度についてはコリオリ力が働き、ターゲット衛星と同じ高度上を直線的に離脱/接近するためには、コリオリ力を打ち消すために数秒ごとの短い周期で上下方向のスラスタを噴射する必要がある。上下方向のスラスタは

ロール/ピッチの姿勢制御と共用となっており、冗長度を有していないために、スラスタ噴射異常が発生すると姿勢が維持できなくなる危険性がある。そこで、同じ高度上を離脱/接近する距離を最小化するために、2 m までの離脱を自動制御系で行い、ここから遠隔操縦により 10 m 程度離脱し、続いて 5 m 程度接近して相対停止するように計画を変更した。また、30 m 以近の至近距離での運用はすべてデータ中継衛星経由の通信可視時間の約 40 分間で行う必要があるため、遠隔操縦に割り当てる時間は 10 分間と当初計画の半分に短縮した。これらの計画変更の結果、半分に短縮された時間内で離脱/接近という 2 種類の飛行を行うことが必要となった。また、ランデブ・レーダ⁽⁵⁾の捕捉/計測視野が 3° と限られているため、距離が近くなったことに伴い、Y/Z(左右/上下)方向の制御精度に対する要求は 20 倍以上厳しくなった。

(2) 遠隔操縦ランデブ実験システム

ETS-VII の遠隔操縦実験システムを図 1 に示す。筑波宇宙センターから米国東海岸の NASA のゴダード宇宙センター、西海岸のホワイトサンズ局、高度 3 万 6 000 km のデータ中継衛星を経由して操縦を行うので、通信距離で片道 10 万 km 近い経路を介しての操縦となり、遠隔操縦士が制御指令を送ってから状態変化のレスポンスが帰ってくるまでに約 6 秒の通信時間遅れがある。当初は NASDA の通信放送技術衛星を使用する計画であり、時間遅れも 4 秒と推算されていたが、H-II ロケット 5 号機の打ち上げ失敗により通信放送技術衛星が使用できなくなったために、ETS-VII 打ち上げ後の 1998 年になって急遽データ中継衛星を使うこととなり、通信時間遅れも 6 秒に拡大した。

遠隔操縦時の制御システムを図 2 に示す。遠隔操縦は並進制御についてのみ行い、回転制御は自動制御系が地球指向姿勢制御を行う。遠隔操縦を並進制御のみ

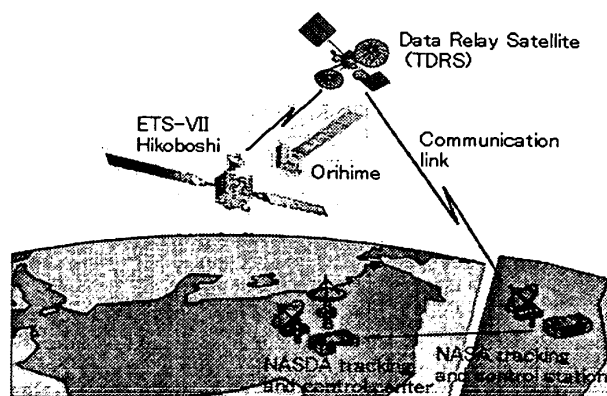


Fig. 1 Remote pilot rendezvous experiment system

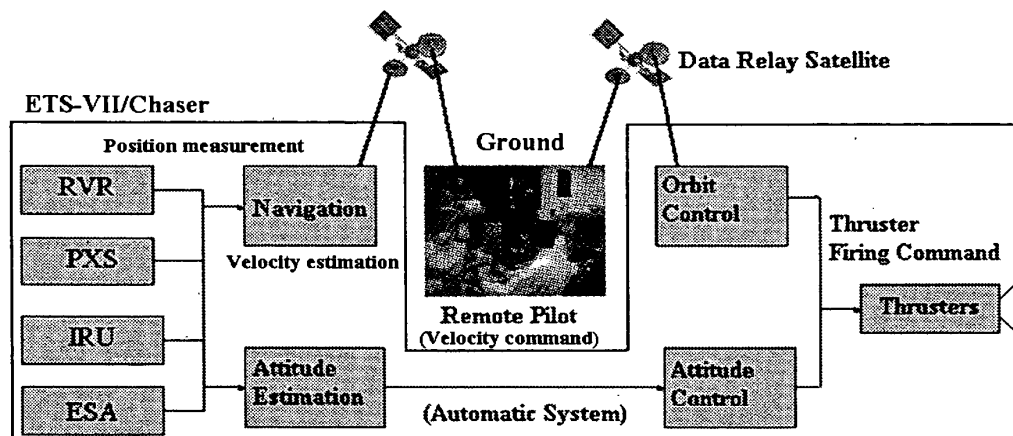


Fig. 2 Remote pilot rendezvous control system

としたのは、回転制御までも加えると6自由度の同時制御が必要となって遠隔操縦士の負荷が大きくなり過ぎるからである。また、姿勢制御は地球指向制御とターゲット指向制御とがあるが、ターゲット指向制御では至近距離域で位置と姿勢のカップリングが大きくなり操縦性が劣化することから、地球指向制御とした。

遠隔操縦に使用する位置計測を行う主航法センサは3 m 以近では近傍センサ(PXS)⁽⁶⁾、3 m 以遠ではランデブ・レーダ(RVR)であり、実験の実施距離域を2~12 m の範囲に変更したことにより、主航法センサの切り換えの影響も受けることとなった。近傍センサ/ランデブ・レーダの位置計測結果は航法系によりフィルタリングされ、速度推定が行われる。推定結果がテレメトリとしてデータ中継経由で地上に送られ、遠隔操縦士が速度変化量を指令として送る。チェイサ衛星は速度変化指令に対応したスラスタを選択し、噴射量を計算して噴射する。以上の一連の動作により遠隔操縦が行われる。

制御系の時間遅れの要因は通信時間遅ればかりではない。まず、衛星質量に比べてスラスタ推力が小さいので、1 cm/s の制御を行うために3~4 秒のスラスタ噴射が必要である。さらに、航法センサで位置を計測し、速度変化を検知して、それが一定値に収まるまでに数~10 秒かかる。以上、合計で10~20 秒の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ランデブ制御を行う必要がある。これはおそらく世界でも初めての挑戦である。

(3) 遠隔操縦ランデブ運用ストラテジー

このような大きな制御時間遅れ、至近距離での高精度制御、スラスタ噴射異常の可能性等、数々の困難を克服するために、遠隔操縦のストラテジーを立て、運用体制を整備した。遠隔操縦時の運用体制は、全体指

揮のランデブ・コンダクターの下、遠隔操縦士に加え、タイムキーパー、速度変化のモニタ係、Y/Z(左右/上下)位置のモニタ係を配した(以上は遠隔操縦士を中心に常時情報のやり取りを行う中核的なクルーであり、他にセンサのモニタ係や衛星システムのモニタ係があり、必要時にランデブ・コンダクターに報告を上げるものとした)。10 分という限られた時間内で遠隔操縦を行うためにタイムキーパーが予定のシーケンスに対する実験の進行を管理し、モニタ係は遠隔操縦士が航法センサや視覚カメラから受け取る情報を補う。遠隔操縦のストラテジーはX(離脱/接近)方向とY/Z方向とで異なる。X方向は離脱/接近時は最大5 cm/s、停止時は0 cm/sを目標速度とする速度制御を行うこととした。推力および衛星質量の双方に推定誤差があり、スラスタ噴射による加速度の大きさは衛星分離して遠隔操縦を行うまでは正確に知ることはできないため、まず、5 秒もしくは10 秒の一定時間のスラスタ噴射を行い、噴射前後の速度変化量の報告を速度変化モニタ係から受けて加速度レベルを推定し、最終的な目標速度に到達するために必要な噴射時間を決める方法で制御を行うこととした。Y/Zの位置/速度は零となるように制御するが、RVRの捕捉/計測視野が3°と狭いため、これを外さないように制御することが必要である。したがって、実際には、

$$Az \equiv \tan^{-1} \frac{y}{x}, \quad El \equiv \tan^{-1} \frac{z}{x}$$

をY/Z位置モニタ係が監視して遠隔操縦士に報告し、遠隔操縦士はおおむね1°以内に維持されるように制御することとした。前述のとおり、離脱時には上向き、接近時には下向きのコリオリ力が働くので、Zの位置/速度を零に維持するためには、これを打ち消すようにスラスタ噴射を行う必要がある。しかし、第2回

RVD実験飛行で発生したスラスト噴射異常が再発する虞があり、噴射異常が発生すると姿勢が維持できなくなる危険性がある上下方向のスラスト噴射を最小化するために、離脱時にはZ方向は約30 cm上方を目標位置とした。

遠隔操縦ランデブ実験の成功のためには、以上のストラテジーどおりに制御する遠隔操縦士の操縦技術に加え、迅速かつ正確に状態変化を把握するモニタ系の能力と、運用クルー間のスムーズな情報伝達と意志疎通が重要であり、RVD実験設備のシミュレーション機能を活用した運用訓練を繰返し行った。

3. 実験結果と評価

3.1 実験の実施結果 遠隔操縦ランデブ実験は1999年10月26日、第3回RVD実験飛行(FP6改)の一環として実施した。分離後、自動制御系で2 m点まで離脱し、相対位置/姿勢を保持した後、並進制御モードを遠隔操縦系に切り換えた。遠隔操縦により並進3自由度の制御を行って約12 mまで離脱し、続いて6 mまで接近して相対停止し、地上からの遠隔操縦ランデブに成功した。遠隔操縦ランデブ実験実施時のようすを図3に示す。遠隔操縦はジョイスティックを備えた遠隔操縦卓から実施し、遠隔操縦士は位置/速度推定量のテレメトリとビューイングカメラが撮像したターゲット衛星の画像より状態変化を把握し、ジョイスティックを操作して並進制御の指令を送った。

3.2 実験結果の評価

(1) 操縦精度

遠隔操縦ランデブ実験の飛行軌跡を図4に、速度制御結果を図5に示す。飛行軌跡を見ると、Y位置は10 cm以内、停止時のZ位置も10 cm程度で制御されていることがわかる。12 m地点でZが30 cmを越えているのは、スラスト噴射回数を少なくするために



Fig. 3 Remote pilot rendezvous experiment (Remote pilot is steering the Chaser)

約30 cm上方(座標系の定義として-Z)を目標位置としたためである。また、Z方向の位置誤差が大きいのは、コリオリ力で加速度を受けているにもかかわらず、なるべくスラスト噴射回数を少なくしたためである。最後の停止時にY/Z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Az/EI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、いわゆるPIO(Pilot Induced Oscillation)⁽⁶⁾に近い状態になっているためと考えられる。このような現象を回避するために、RVD実験運用設備には状態予測機能や制御推奨機能等の点で、マン・マシン・インタフェース上の改善の余地がある。

図5の速度制御結果を見ると、一定時間スラスト噴射してスラスト加速度レベルを推定しているようすが見て取れる。この方法により、離脱時は目標の5 cm/sに対して3 mm/s程度で制御されており、また、6 mでの停止時の残留速度も各軸1 mm/s程度で制御されており、速度制御が良好に行われていることがわ

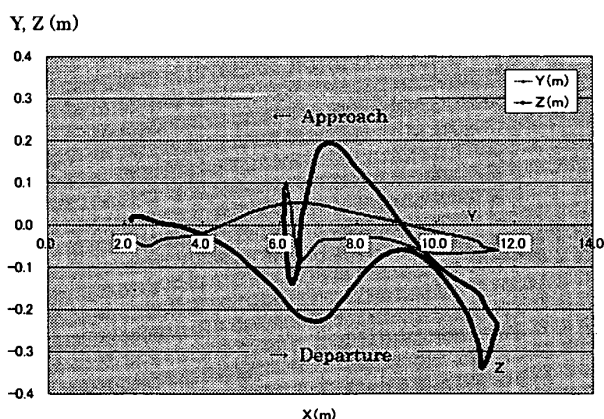


Fig. 4 Result of remote pilot rendezvous (Trajectory)

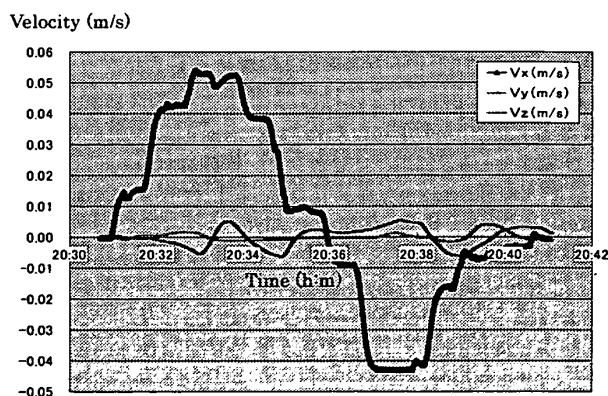


Fig. 5 Result of remote pilot rendezvous (Velocity)

かる。なお、接近時は残り時間が十分でなかったこと、安全性の観点から、約 4 cm/s に達した時点でそれ以上の加速を行わなかった。

以上、停止時の至近距離での Y/Z の制御の振動を除いて、遠隔操縦ランデブの制御特性は極めて良好であった。

(2) 操縦性—むだ打ち

遠隔操縦の操縦性を評価するために、結果として「むだ打ち」であったと考えられるスラスト噴射の評価を行った。ここでいう「むだ打ち」コマンドとは、チェイサ衛星を目標の位置/速度の範囲内に制御する上で必要でなかった制御指令を指し、例えば +Z に 3 発の噴射コマンドを送ったが実際は 2 発で十分であった、3 発めを打ったために直後に -Z の噴射コマンドが必要となったようなケースを指す。「むだ打ち」コマンドを評価した結果、

① 離脱/接近にかかる X 方向の制御にはむだ打ちコマンドは見られなかった。

② Y/Z 方向にはカップリングと見られる小さなむだ打ちコマンドがあった。

③ 6 m 停止後に Y/Z 方向ともに、1~2 発のむだ打ちコマンドが見られた。

これらの内、②は遠隔操縦用のジョイスティックが Y/Z 共用であり、自由に傾けられるために生じた問題であり、例えば、あるデッドバンド以下のコマンドは無視するように改良することで防止できる。③は(1)で述べた PIO と見られる現象であり、その防止には時間遅れを小さくすることが有効であり、状態予測機能や制御推奨機能等、RVD 実験運用設備の操縦支援機能を強化する必要がある。しかし、状態予測に有効な「制御が行われたものとして状態伝搬する」という手法を取ると、「制御が正常に行われなかった」場合の対処が遅れる危険性があり、今後システムを最適化する際のトレードオフ項目と考えられる。

(3) 操縦性—遠隔操縦士への聴き取り調査

RVD 実験運用設備のマン・マシン・インタフェースを含む操縦性の評価を行うため、以下の項目について、遠隔操縦士への聴き取り調査を行った。

Q1. 最も遠隔操縦が難しいと感じたフェーズは？

A1. 2 m から出発するとき、6 m で止まって保持するとき、2 m で遠隔操縦を開始するときは、地球指向モードでの収束が悪かったり、万一制御の極性が違っていたりすると、直ちに視野を外す可能性があったため、6 m 点で停止するとき、正確に速度がわからず、大きな時間遅れがある状態で、X/Y/Z 3 軸の速度をすべて零にする必要があった。また、視野が狭い

のでわずかな残留速度でも視野を外す可能性があったため。

Q2. 最も遠隔操縦が難しいと感じられた制御方向は？ また、その理由は？

A2. どの軸も難しいが、航法の時間遅れが大きいので、速度を零にするのが難しかった。また、最初は X 軸のみで済むが、次に Z 軸、続いて Y 軸と、時間が経つにつれて制御すべき軸が増えていくので、急速に難しくなる。最後に X 軸の接近速度を零にし、Y と Z の位置と速度を零にするのは至難の技であった。停止後にも、視野を外さないように、遠隔操縦モードを終了するまで制御を続ける必要があった。

Q3. 遠隔操縦中に最も参考とした情報は何か？

A3. 速度変化モニタ係からの速度情報。自分でも位置テレメトリ(遠隔操縦画面に表示される RVR 航法結果)を一次回帰して、速度を推定しながら操縦していた。

Q4. 遠隔操縦中にあったらよかったと思う情報は何か？ それによってどのような改善が考えられるか？

A4. 位相平面。位置と速度の極性の挙動が感覚的につかめるので、制御しやすかったと思う。数値情報で、状態をイメージするのは、相当のスキルが必要であった。また、位置情報を一次回帰して予測するグラフがあればよかった。これがあれば、目標位置にもっと正確に停止できたと思う。

Q5. 遠隔操縦画面の更新周期は適切だったか？

A5. 更新周期よりも時間遅れの影響のほうが大きかった。それよりも、A3 や A4 で述べたとおり、速度をいかにわかりやすく伝えるか、という画面表示の工夫が重要であったと思う。

Q6. 遠隔操縦用ジョイスティックの操作性は？

A6. 航法系の情報遅れが、操作性に卓越した影響を与えていたので、アクチュエータの方は問題とならなかった〔遠隔操縦士はこのように回答しているが、(2)の軸間カップリングによるむだ打ちがあり、デッドバンドを設ける等の改善が必要と考えられる〕。

Q7. 遠隔操縦の訓練時と異なった点はあったか？

A7. 実際に宇宙を飛行している人工衛星を操縦するという責任は、訓練とは比較にならないものであった。また、実験時は、遠隔操縦モードへの移行に時間を要し、非常に限られた時間内で操縦する必要に迫られたので、重圧感がより大きくなった。

A1 からわかるとおり、遠隔操縦士は、未知の制御特性の極性反転や RVR 視野からの逸脱等の最悪事態

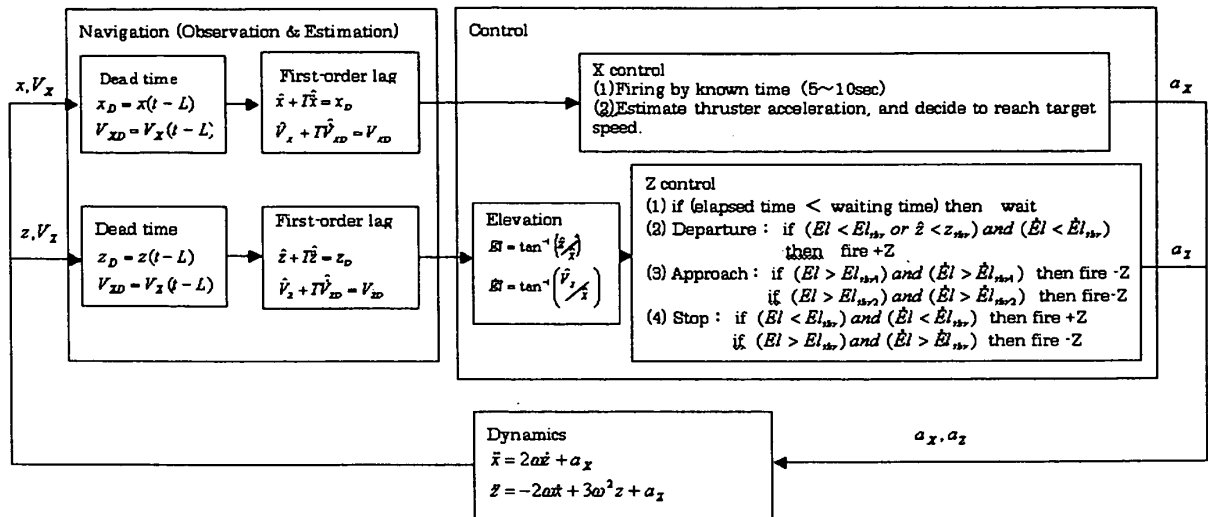


Fig. 6 Mathematical model of remote pilot rendezvous system (X-Z plane)

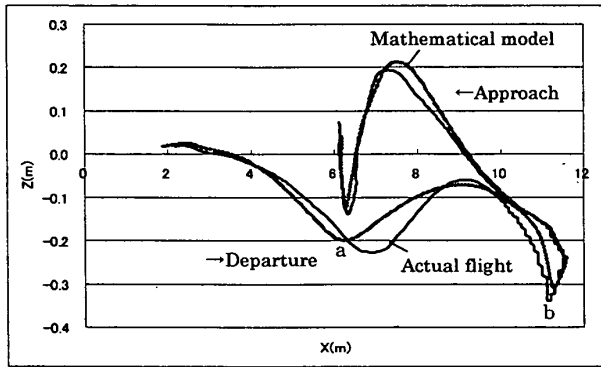


Fig. 7 Flight trajectory by mathematical model (X-Z plane)

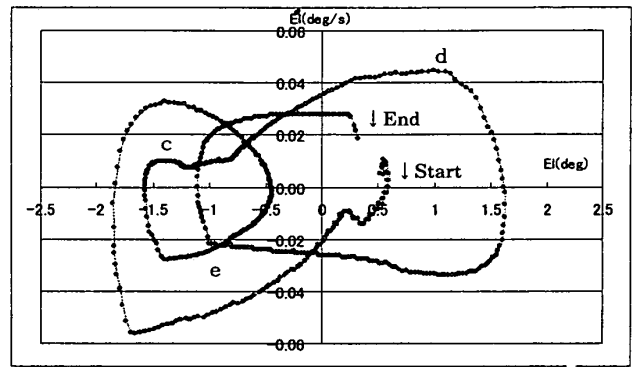


Fig. 8 Result of Z control by mathematical model (El-E-dot phase plane)

を想定し、対応策を念頭に置いて操縦を行っている。A 1, A 2 からわかるとおり、大きな時間遅れがある中での 3 軸の速度制御、特に停止時に速度を零にすることに大変苦労している。このために、A 3 で述べているように、速度を速く正確に読み取ることが重要であり、自ら位置推定値を回帰分析して速度推定を行っている。これを運用設備の操縦支援機能で行うことを希望している(A 4)。また、A 4 では位相平面の表示を希望しており、遠隔操縦士が制御を「定量的」というよりは「定性的」に行っており、位置と速度の極性を逆にすることで零近傍に保とうとしていることを示している。A 5, A 6 から、遠隔操縦に最も影響を及ぼしたのは時間遅れと、それによる速度推定の難しさであり、その点を除くと運用設備の man-machine interface 上の問題はなかったことがわかる。A 7 では、遠隔操縦モードへの移行に時間を要したことで重圧が増したことが述べられているが、図 5 でわかるとおり、遠隔操縦はちょうど 10 分間で行われており、また、残

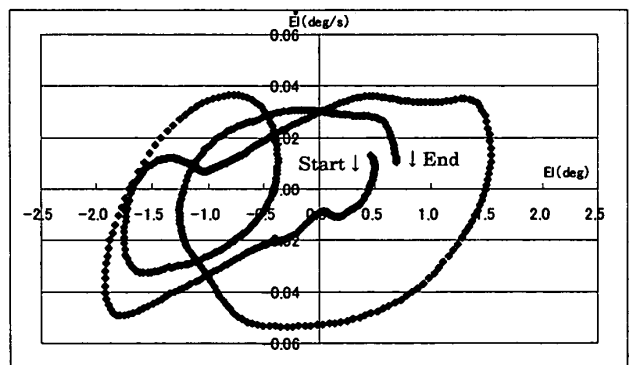


Fig. 9 Result of Z control of actual flight (El-E-dot phase plane)

り時間が少ない中できちんと停止できるように、接近速度を当初計画の 5 cm/s まで上げず、4.3 cm/s にし、減速を 4 回に分けて小刻みに行き、正確に停止している。ここでも、遠隔操縦士が状況に応じた的確な制御を行っていることが示された。

(4) 数学モデルによる操縦特性の評価

遠隔操縦士を含む man-in-the-loop 系としての操縦特性をより詳細に評価するために、遠隔操縦系の数学モデル化を行った。ダイナミクスのカップリングがある X - Z 面内のモデル化の結果を図 6 に示す。この数学モデルを仮定した場合の飛行軌跡 (X - Z 面内) を図 7 に、 Z 方向の制御の挙動を El - \dot{El} 位相平面上で表したものを図 8 に、実フライトの Z 方向制御結果を図 9 に示す。

図 7~9 を比較すると、定性的にはある程度モデル化できていると考えられる。人間は必ず同じ数値の時に制御を行うとは限らないために、切換えパラメータ (図 6 の El_{thr} 等) の値まで決定して定量的なモデル化を行うことは、さして重要ではない。図 6 の制御則が定性的にモデル化できているとすると、 Z 方向制御則について以下のことがいえる。

① 遠隔操縦士は離脱時、接近時、停止時で異なる制御を行っている。

② 離脱時にはコリオリ力で上がって行くことがわかっているので、上下方向スラスト噴射を最小にするように上方 30 cm を目標に、上方向に視野を外さないように制御している。このため、 $x=6$ m 付近で z は 15 cm であったにもかかわらず、 El が 1.5° に達したために制御を行っている (図 7 点 a)。11 m 付近では z が 25 cm に達したことにより制御している (図 7 点 b)。すなわち、離脱時には、 z の位置と El の両方を見ながら、片方が基準から外れそうになると制御を行っている。

③ 接近時にはコリオリ力で下がって行くことがわかっているので、上下方向スラスト噴射を最小にするように、 \dot{El} が $0.012^\circ/s$ に達した時点で仰角の変化率が減少するように、すなわち $\ddot{El} < 0$ となるように小さな噴射を行い (図 8 点 c)、 El が 1° に達した時点で大きな制御を行って上昇に転している (図 8 点 d)。この時は $x=7$ m まで接近しているので、万一この時点でスラスト噴射異常が発生しても、遠隔操縦 RVD 実験の目的は達成できているとの判断が遠隔操縦士にはある。定性的には El と \dot{El} の符号が逆になるようにしながら、 El の値と \dot{El} の値がある値を超えないように制御しているため、数学モデル上はおおのこの値を重視した 2 種類のしきいをもつようになる (図 6 Z control (3))。

④ 停止するとコリオリ力は働かないので、上下両方向の制御を行い、 El 、 \dot{El} とともに零にもって行こうとしている (図 8 点 e~End まで)。

⑤ 遠隔操縦士は時間遅れがあることを知っている

ので、スラスト噴射指令を出してから 10 秒程度はようすを見ている [数学モデル上は図 6 Z control (1)]。しかし、スラスト噴射指令を出しても速度減少が確認できないと追加の噴射指令を出しており、至近距離の 6 m 地点では 10 cm の上下方向誤差が 1° に相当し、また通信時間遅れと航法系の推定遅れが大きいために、ゲインが過大となり PIO に似た現象の原因となっている (図 8 点 e~End まで)。

図 8 と 9 を比較すると、挙動は似ているが、曲線の形や数値がやや異なっている。その原因として以下が考えられる。

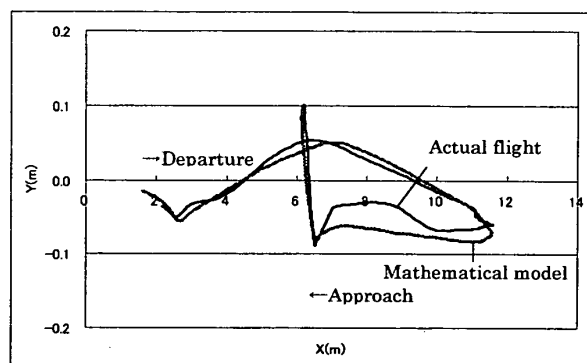
① 遠隔操縦士のスラスト噴射量 (時間) は感覚によっており、毎回同じ量を噴射しているわけではないので、定量的なモデル化は困難である。

② X 軸方向の制御等によるスラスト噴射があり、これが他の軸に及ぼす外乱力は毎回同じではなく、正確に見積もれない。

③ 航法センサや航法系の特性のモデル化が困難である。航法系は通信時間遅れを含めて観測・推定系とし、むだ時間要素と一次遅れ要素によりモデル化した。遅れ時間のパラメータは、スラスト噴射と航法系の状態推定量の実テレメトリを用い、両者の間の整合性が最もよく取れるように最適フィッティングして求めた。むだ時間 (L) と一次遅れの時定数 (T) は表 1 に示すとおりであり、位置と速度、 X と Z でそれぞれ異なっており、特に速度の時定数が位置の時定数に比べて大きい。これは、航法センサでは位置を計測し、

Table 1 Time parameter of Navigation

	X	V _x	Z	V _z
Dead time(L)	1 sec	3 sec	4 sec	4 sec
Time constant(T)	2 sec	7 sec	5 sec	15sec

Fig. 10 Flight trajectory by mathematical model (X - Y plane)

これを航法系でフィルタリングして速度推定を行っているためである。また、 X と Z の違いは、 Z では式(1)で示すとおり接近/離脱速度に伴うコリオリ力や、センサの性質上姿勢制御とのカップリングの影響を受け、推定に時間を要するためである。図7, 8の数学モデルでは、航法系のパラメータとしてこれらの平均値を使っているために図8の数学モデルが上下対称に近い曲線であるのに対し、図9の実フライトのテレメトリ(航法系出力)では、右上と左下を左右に引き伸ばしたような曲線となっているものと考えられる。

Y 方向の制御を数学モデル化した場合の飛行軌跡(X - Y 面内)を図10に示す。 Y 方向の制御の挙動についても A_z - \dot{A}_z 位相平面上で比較したが、 Z 方向と異なり、定性的にもモデル化は困難であった。しかし、 Y 方向制御についても、

① A_z - \dot{A}_z 位相平面上で RVR の視野を外さないように制御を行っている。

② 遠隔操縦士は時間遅れがあることを知っているため、スラスタ噴射指令を出してから10秒程度は様子を見ている。しかし、スラスタ噴射指令を出しても速度減少が確認できないと追加の噴射指令を出しており、至近距離では A_z の変化が大きいために、通信時間遅れと航法系の推定遅れの影響を受けてゲインが過大となり PIO に似た現象の原因となっている。この2点が確認できた。位相平面上の挙動が一致しない原因として以下が考えられる。

① Y については停止時を除き、およそ5cm以内の大変せまい範囲内で制御がなされているので、小さな外乱でも影響を受けやすい。また、コリオリ力のような一定の加速度がないので、 X 軸方向のスラスタ噴射等の外乱が卓越した項となる。これは毎回同じではなく、正確に見積もれない。

② Y については(2)項で述べたむだ打ちの影響を受けやすい。

図6に示した位相平面上でスラスタ噴射条件を与える数学モデルにより、遠隔操縦士の制御特性が定性的にはモデル化可能であることがわかった。しかし、遠隔操縦士は数値情報のみに基づいて一意的な判断を行っているのではなく、より多くの情報に基づいて判断を行っている。まず、位置と速度の極性や、速度の増加傾向等を見て、 $X/Y/Z$ どの方向の制御が緊急性が高いかを判断し、緊急性が高い方向を注視して、噴射の有無と噴射量を決めている。このため、これ以上にモデルの詳細化を図るためには、ファジー制御モデリング等の手法を用いて、人間の総合的な判断、柔軟な判断をモデル化する必要があると考えられる。

(5) 評価のまとめ

遠隔操縦ランデブ実験の実施については、

① 通信時間遅れの増大

② 近距離域での実験実施(制御精度要求が大幅に厳しくなった)

③ 実験時間を半分に短縮した一方で、接近だけでなく、離脱→接近を行うことにした。

④ スラスタ噴射異常のリスクを抱えての実験実施

⑤ 上方に30cmバイアスをかけての制御

等、当初計画と比較して数々の困難な条件が付加されたにもかかわらず、以上の(1)~(4)の評価により、極めて良好に遠隔操縦が行われたことがわかる。これは、時間遅れや制御特性の不確定を考慮に入れて遠隔操縦のストラテジーを立て、状況変化を迅速に遠隔操縦士に伝えるための運用体制を整備し、RVD実験設備のシミュレーション機能を活用して繰返し訓練を行ったことが功を奏したものである。遠隔操縦ランデブ実験の結果、10~20秒もの大きな時間遅れが存在する系で、リアルタイムで実際の宇宙機を3軸制御できることを実証したばかりではなく軌道投入後の状況の変化や、制御特性に不確定性がある系を制御する上で、人間の優れた適応能力が非常に有効であることが実証できた。

4. おわりに

ETS-VIIは、自動および遠隔操縦 RVD 技術等の軌道上実証を目的とした実験衛星であり、1999年10月の第3回 RVD 実験飛行で遠隔操縦ランデブに成功した。

本論文では、ETS-VII遠隔操縦ランデブ実験の計画と再計画、遠隔操縦士の操縦特性の数学モデルによる評価を含む遠隔操縦ランデブ実験の評価結果を示した。当初計画と比較して数々の困難な条件が付加されたにもかかわらず遠隔操縦ランデブの制御結果は極めて良好であり、時間遅れが非常に大きな系でリアルタイムに3軸の制御を行う上で、また、軌道投入後の状況の変化や特性が未知の系の制御に対して、人間の優れた適応能力が非常に有効であることが実証できた。

本実験で実証された技術は、21世紀の軌道上サービス宇宙機に必要な、制御特性が不明の宇宙機の制御や、通信時間遅れが極めて大きな環境での接近等に応用可能と考えられる。

文 献

- (1) Kawano, I., Mokuno, M., Kasai, T. and Suzuki, T., Result of Autonomous Rendezvous Docking Experi-

- ment of Engineering Test Satellite-VII, *J. Spacecraft Rockets*, 38-1 (2001), 105-111.
- (2) 河野 功・杵野正明・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) Clohessy, W. H. and Wiltshire, R. S., A Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous, *Aerospace Science*, 29 (1960), 653-674.
- (4) 茂原正道・木田 隆, 宇宙工学入門II 第2章 宇宙への輸送—ランデブ・ドッキング, (1998), 22-45, 培風館.
- (5) Kawano, I. and Mokuno, M., Automated Rendezvous Docking System of Engineering Test Satellite-VII, *Ad. Astronautical Sci.*, 96, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AAS 97-467, (1997).
- (6) 加藤寛一郎・ほか2名, 航空機力学入門, (1982), 136-138, 東京大学出版会.
-