

ETS-VII ランデブ・ドッキング実験時の誘導制御精度評価*¹

Evaluation of Guidance Control Accuracy during 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, Guidance and Control, On-Orbit Performance, 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. Three types of guidance and control method were used in three approach phases; C-W guidance law in relative approach phase, reference trajectory guidance law in final approach phase, and relative 6 degree of freedom control in docking phase respectively. We present ETS-VII RVD guidance and control system, and evaluation of its on-orbit performance in this paper. Its performance was better than requirement in each phases.

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。宇宙開発事業団(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を行ったりするためには、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なRVD技術の軌道上実証を主目的として、ETS-VIIを開発し、無人宇宙機同士の自動・自律RVD実験や遠隔操縦ランデブ実験に成功した^{1,2)}。

ETS-VIIはチェイサ衛星「ひこぼし」とターゲット衛星「おりひめ」の2つの衛星から構成されており、1998年から1999年にかけてチェイサ衛星がターゲット衛星を分離し、3回のRVD実験に成功した。無人宇宙機が自動・自律RVDを行うためには、両宇宙機の相対的な位置・速度を推定する航法機能や、自動的に目標接近軌道を生成して制御する誘導制御機能が重要である。ETS-VIIでは距離によって定まるフェーズ毎に異なる航法、誘導制御手段を切り換えて接近を行っている。

本論文は、ETS-VIIのRVD実験中の飛行データを解析し、軌道上の誘導制御性能を評価した結果を報告するものである。

2. ETS-VII RVD 実験^{1, 2)}

2.1 実験計画 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、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。ETS-VIIで開発し実証したシステムは以下の特徴を有するRVDシステムである。

- (1) 低軌道(LEO)上のターゲット宇宙機へのRVDシステム
- (2) 無人宇宙機による自動・自律RVDを基本とするシステム
- (3) 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
- (4) 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
- (5) 秒速1cm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

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を行っているが、我が国では無人宇宙機の自動・自律RVDシステムを開発することにした。自動RVDは、人間の能力に左右されずに高精度で、信頼性の高いシステムとすることができる。遠隔操縦に必要な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、将来の多様なミッションに必要な広範なRVD技術データを取

*¹ © 2003 日本航空宇宙学会
平成14年9月2日原稿受理

*² 宇宙開発事業団

*³ 三菱電機(株)

得するために、地上からの遠隔操縦ランデブの実験も行うこととした。

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る。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～20 cm/s 程度とし、慣性力を利用してドッキング機構を吻合するものである。我々は今後の宇宙機の RVD を考え、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 1 cm/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。低衝撃型ドッキングを実現するためには接近速度ベクトルを正確に制御する必要があり、ETS-VII では米口の衝撃型ドッキングに比較して 1 桁高い誘導制御精度が要求される。

地上から打ち上げられる宇宙機が軌道上宇宙機に RVD する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。各フェーズ毎に必要な航法・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 つのフェーズの中で、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。

当初計画では 6 回の RVD 実験飛行を行って、自動及び遠隔操縦 RVD に必要となる①機器技術、②航法誘導制御技術、③運用管制技術の軌道上実証を行う計画であった。これらの内、航法誘導制御技術とは、自動 RVD を行うために必要となる、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

が正しい軌道や姿勢を保って飛んでいく(制御)一連の機能である。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、設計通りの機能・性能を発揮し、自動 RVD が計画通りに実施できることを確認することが、ETS-VII RVD 実験の大きな目的であった。

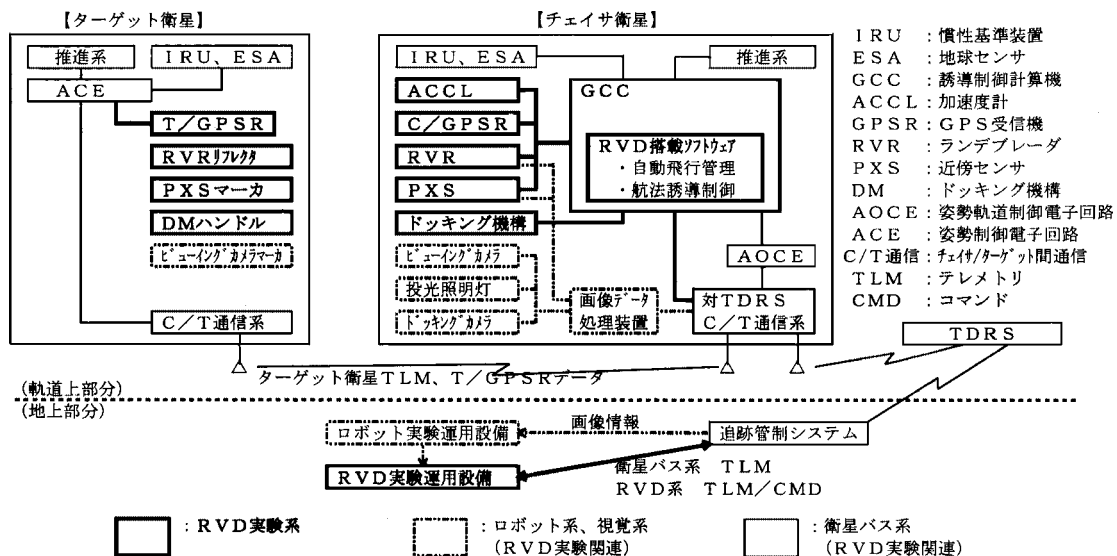
2.2 RVD 実験システム³⁾ RVD 実験は、チェイサ/ターゲット両衛星のバスシステム(姿勢軌道制御系、推進系、通信系等)、両衛星に搭載された RVD 実験系機器、地上局の RVD 実験運用設備と、米国のデータ中継衛星 TDRS を利用した通信リンク等によって実行される。第 1 図に RVD 実験関連システムの概要を示す。

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、耐干渉性などを考え、500 m 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、500～2 m 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(RVR)を、2 m 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/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(PXS)を選定した。

誘導・制御もフェーズによって異なる方式を採用した。相対接近フェーズでは Hill 方程式の C-W (Clohessy-Wiltshire) 解⁴⁾ を利用した C-W 誘導則と VIC (Velocity Increment Cutoff) 制御、地球指向制御を、最終接近フェーズでは基準軌道誘導と RVR をターゲット方向に向けるための LOS 指向制御を、ドッキングフェーズでは相対 6 自由度制御を行う。各フェーズの航法・誘導・制御機能を第 1 表にまとめて示す。

3. RVD 実験時の誘導制御精度評価

3.1 RVD 実験結果^{1,2)} ETS-VII は 1997 年 11 月に



第 1 図 ETS-VII 衛星システム、RVD 実験関連システムの概要

第1表 各フェーズの航法・誘導・制御機能

接近フェーズ	航法	誘導	制御
相対接近	GPS 相対航法	C-W 誘導	VIC 制御 地球指向制御
最終接近 ドッキング	RVR 航法 PXS 航法	基準軌道誘導 相対 6 自由度制御	LOS 指向制御

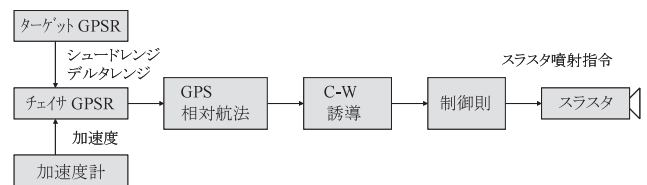
H-II ロケットにより打ち上げられ、1998 年から 1999 年にかけて以下の 3 回の RVD 実験を行い、これに成功した。

第 1 回 RVD 実験は 1998 年 7 月 7 日に実施し、チェイサ衛星がターゲット衛星を分離して 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）まで離れ、VP 点で約 15 分間一定の距離を保持した後、再び接近を開始し、自動ドッキングに成功した。

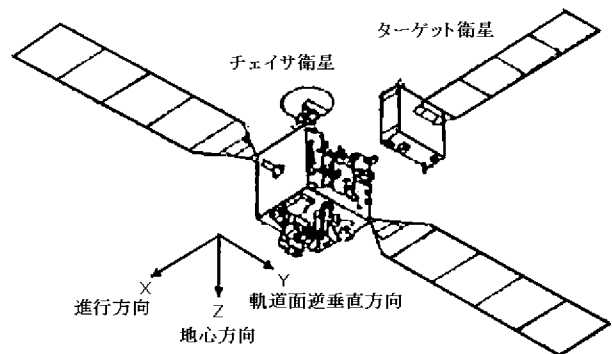
第 2 回 RVD 実験は 8 月 7 日に開始した。当初計画では 520m まで離脱し、そこから V バー接近（同一高度上を前方から接近）を行って、ドッキングを行う予定であった。しかし、接近中にスラスタが正常に噴射できなくなる現象が発生し、自動的に接近を中断し、安全確保の措置を行った。このスラスタ噴射異常は 1～数秒間隔でパルス噴射を行う必要がある最終接近フェーズで多発したため、①接近速度を遅くし、パルス噴射間隔を広げる、②GPS 相対航法で可能な限り接近し最終接近の距離を短くする、③誘導制御計算機の搭載ソフトウェアを改修し、最小パルス幅を広げスラスタ噴射回数を低減する、等の対策を施して再接近を試み、8 月 27 日にドッキングに成功した。

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、第 2 回 RVD 実験までで自動・自律 RVD 技術やセーフ 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 3 回目以降の実験で実証する予定の項目が 3 項目だけ残っていたので、これらの実証を 1 回の実験で行うために第 3 回 RVD 実験の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、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行った。

第 3 回 RVD 実験は、1999 年 10 月 26 日から 27 日にかけて実施した。分離後 2m 地点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 点まで遠隔操縦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。続いてセーフ RVD に必要な衝突回避マヌーバ機能の確認を行い、9km 後方まで離脱した。この 9km の保持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。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り換え、異常が発生したスラスタを使用せ



第2図 相対接近フェーズの誘導制御ブロック図



第3図 ETS-VII 衛星と Hill 座標系

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。

以上 3 回の RVD 実験により、当初計画の技術実証項目を全て実証できた。また、当初計画以上の RVD 技術データを取得することができた。

3.2 相対接近フェーズの誘導制御精度

3.2.1 相対接近フェーズの誘導制御⁵⁾ 約 10km～数 100m の相対接近フェーズでは、GPS 相対航法により相対位置/速度を推定し、C-W 誘導則を使った自動ランデブ制御を行った。GPS 相対航法による自動ランデブ制御は、欧米諸国に先駆けて世界で初めて実証したものである。相対接近フェーズの誘導制御のブロック図を第 2 図に示す。

GPS 相対航法はチェイサ/ターゲットに GPS 受信機 (GPSR) を搭載し、ターゲット GPSR (T/GPSR) の観測データ (シェードレンジ, デルタレンジ) をチェイサ GPSR (C/GPSR) に送り、C/GPSR 内で両者の観測データの差を拡張カルマン・フィルタで処理して、相対位置/速度の推定を行う。GPS 衛星の軌道誤差や時刻誤差、電離層遅延誤差等の共通誤差を除去して高精度に推定するために、C/GPSR では T/GPSR と同じ GPS 衛星を受信する。

C-W 誘導則は Hill 方程式の C-W 解に基づく誘導則である。第 3 図に示すようにターゲット衛星重心に原点を固定し、ターゲット衛星軌道面上に進行方向に X 軸、地心方向に Z 軸、軌道面逆垂直に Y 軸を取ると、コースティング

中 ($a_x = a_y = a_z = 0$) の C-W 解 ($X-Z$ 面内) は次のように書ける⁴⁾.

$$\begin{pmatrix} \dot{X} \\ \dot{Z} \\ \dot{X} \\ \dot{Z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 6(\theta - S_\theta) & \frac{1}{\omega}(4S_\theta - 3\theta) & \frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) \\ 0 & 4 - 3C_\theta & -\frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) & \frac{1}{\omega}S_\theta \\ 0 & 6\omega(1 - C_\theta) & 4C_\theta - 3 & 2S_\theta \\ 0 & 3\omega S_\theta & -2S_\theta & C_\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_O \\ Z_O \\ \dot{X}_O \\ \dot{Z}_O \end{pmatrix}$$

$$\equiv \begin{pmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_O \\ Z_O \\ \dot{X}_O \\ \dot{Z}_O \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$S_\theta \equiv \sin \theta, \quad C_\theta \equiv \cos \theta, \quad \theta \equiv \omega t$$

ω : ターゲット衛星軌道周期

ここで, $t = \theta/\omega$ 後の目標位置を $\begin{pmatrix} X_{tar} \\ Z_{tar} \end{pmatrix}$ とすると,

$$\begin{pmatrix} X_{tar} \\ Z_{tar} \end{pmatrix} = \Phi_{11} \begin{pmatrix} X_O \\ Z_O \end{pmatrix} + \Phi_{12} \begin{pmatrix} \dot{X}_O + \Delta V_X \\ \dot{Z}_O + \Delta V_Z \end{pmatrix} \quad (2)$$

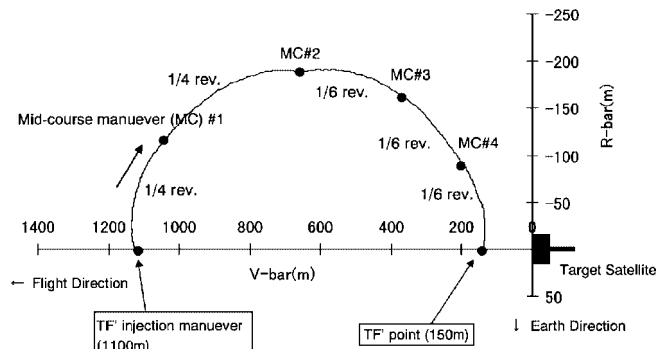
である必要があるから,

$$\begin{pmatrix} \Delta V_X \\ \Delta V_Z \end{pmatrix} = \Phi_{12}^{-1} \left(\begin{pmatrix} X_{tar} \\ Z_{tar} \end{pmatrix} - \Phi_{11} \begin{pmatrix} X_O \\ Z_O \end{pmatrix} \right) - \begin{pmatrix} \dot{X}_O \\ \dot{Z}_O \end{pmatrix} \quad (3)$$

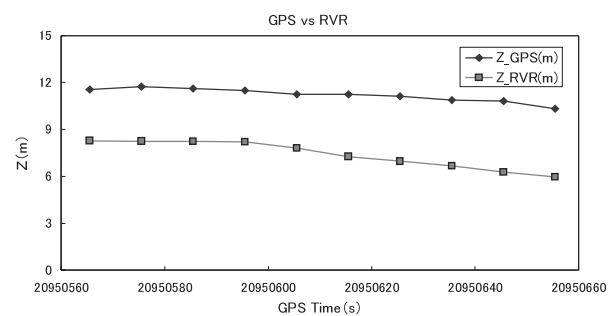
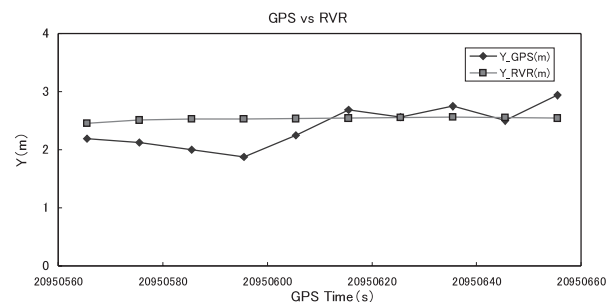
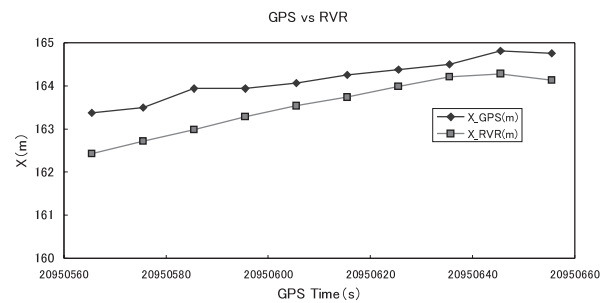
が必要な軌道制御量となる. C-W 誘導則により軌道制御量 (必要 ΔV) を算出し, 加速度計で増速度量を計測し, 必要 ΔV に達した時点でカットオフ指令を出す VIC 制御を行う.

3.2.2 航法データによる誘導制御精度評価 相対接近フェーズの誘導制御精度は, 目標地点投入時の航法データより評価した. 第 2 回 RVD 実験 (FP-2) 時の約 150 m 地点への相対接近の様子を第 4 図に示す. また, 150 m 地点投入前後の GPS 相対航法と RVR 航法データを第 5 図に示す⁶⁾. GPS 相対航法と RVR 航法は各軸 0.5~4 m の精度で良く一致していることがわかる. 最終接近フェーズの開始点 (TF 点) は当初 500 m であったが, スラスタ噴射異常の発生の可能性を低くするために, 第 2 回 RVD 実験の後半以降では TF 点を 150 m とし相対接近フェーズの最終目標点とした.

150~500 m の目標点に投入した際の誘導制御精度を RVR 航法または GPS 相対航法によって評価した結果を第 2 表に示す. RVR 航法の方が GPS 相対航法よりも高精度であるので, RVR 航法が開始している時は RVR 航法値を, RVR 航法値が得られていない時は GPS 相対航法値を表中に示している. 例えば 150 m 点投入の際の投入目標地点は (150 m, 0 m, 0 m) であるので, X については () 内に投入誤差を記している. 航法値による最大投入誤差は $X-Z$ 面内: 24.3 m, 面外 (Y): 3.7 m であった. これは要求仕様 (面内: 80 m, 面外: 60 m) を大きく上回る精度である.



第 4 図 相対接近 (150 m 点投入) 結果

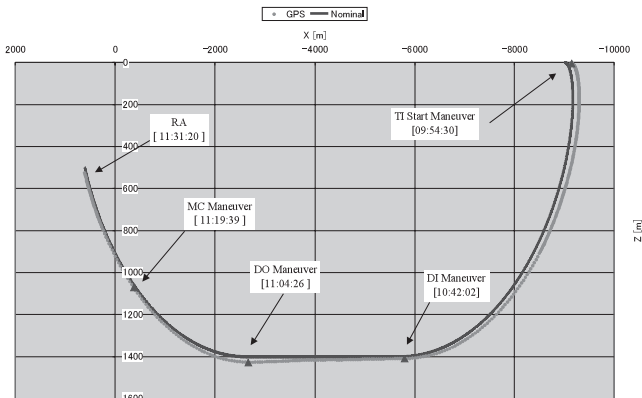


第 5 図 150 m 投入時の GPS と RVR 航法値

第 3 回 RVD 実験時の R バー (ターゲットの下方) 投入の結果を第 6 図に示す. 投入目標地点は (620 m, 0 m, 500 m) であるのに対し, GPS 相対航法による推定位置は (607.9 m, 1.0 m, 525.6 m) であり, 投入誤差は $X-Z$ 面内: 26 m, 面外 (Y): 1 m であった. これも要求仕様を大きく上回っている.

第2表 相対接近フェーズ誘導制御誤差（投入点の航法値の評価）

	航法値			投入誤差	誤差	推定法
	X (投入誤差)	Y	Z	X-Z 面	Y	
400 m 点投入	394.6 m (5.4 m)	-0.4 m	6.4 m	8.3 m	0.4 m	GPS 相対航法
500 m 点投入#1	497.5 m (2.5 m)	-0.2 m	9.7 m	10.0 m	0.2 m	RVR 航法
150 m 点投入#1	152.2 m (2.2 m)	3.5 m	-3.8 m	4.3 m	3.5 m	RVR 航法
150 m 点投入#2	172.7 m (22.7 m)	2.9 m	8.7 m	24.3 m	2.9 m	GPS 相対航法
500 m 点投入#2	502.4 m (2.4 m)	-3.7 m	2.1 m	3.2 m	3.7 m	GPS 相対航法
500 m 点投入#3	510.9 m (10.9 m)	2.5 m	-0.8 m	11.0 m	2.5 m	GPS 相対航法
150 m 点投入#3	162.3 m (12.3 m)	2.5 m	8.3 m	14.8 m	2.5 m	RVR 航法
最大投入誤差				24.3 m	3.7 m	



第6図 Rバー投入結果

3.2.3 誤差積み上げによる誘導制御精度評価 相対接近フェーズの誘導制御精度の要求仕様は、次フェーズである最終接近フェーズの開始点（TF点）において主航法センサであるRVRの捕捉/計測が確実に開始できるように決められており、設計時には航法誤差や制御誤差の積み上げから精度を確認している。そこで、軌道上データから得られた航法精度等から誤差の積み上げを行って、設計値と比較し、誘導制御精度の軌道上実力値の評価を試みた。相対接近フェーズでは間欠的に軌道制御を行っており、投入のための軌道制御を行った時点での誤差を軌道伝搬した結果が投入誤差となる。軌道制御時の誤差を $(\Delta X_O, \Delta Z_O, \Delta V_{XO}, \Delta V_{ZO})^T$ として(1)式のC-W解を使って伝搬すれば良い。ただし、誤差は正負が打ち消し合う可能性があるため、算術和ではなく、誤差成分毎に伝搬し、RSS (Root Sum Square) を取る必要がある。

GPS 相対航法の精度仕様は面内成分として、

$$\sqrt{(\Delta X^2 + \Delta Z^2)} \leq 21 \text{ m} \quad (4)$$

などと規定されている。(4)式の等式を満足するようにX、Z成分を動かし、伝搬後のRSSを取り、面内成分(XとZのRSS)の最大を求め、これが誘導制御の要求仕様を満足していることを確認する。設計値と軌道上データから求めた実力値の比較結果を第3表に示す。相対接近フェーズにおいてRVR捕捉を行うTF点への投入マヌーバは1/8周回間隔で行われるので、 $\theta = 45^\circ$ としてGPS相対航法誤差を配分すると、第3表に示した

$$\Delta X = 0, \quad \Delta Z = 21 \text{ m},$$

$$\Delta V_X = 0, \quad \Delta V_Z = 0.05 \text{ m/s} \quad (5)$$

の時に誘導制御誤差の面内成分が大きくなる。これにさらに制御誤差として最大制御量の10%である $\Delta V_X = 0.02 \text{ m/s}$ を加え、伝搬後のRSSを取ると、誘導制御誤差の設計値は $\Delta X = 30.5 \text{ m}$ 、 $\Delta Z = 52.6 \text{ m}$ となり、面内成分は60.8 mであり、要求仕様の80 m以内を満足している。

軌道上性能データからの実力値を評価すると、GPS相対航法誤差は最大でも相対位置が10 m、相対速度が0.03 m/sであり⁶⁾、(5)式と同様にこれらがZ成分のみを持つ時に誘導制御誤差の面内成分が最大となる。また、加速度計を用いたVIC制御の精度は噴射量の5%程度と見積もられたので、これを制御誤差として加え、伝搬後のRSSを取ると、誘導制御誤差は $\Delta X = 17.6 \text{ m}$ 、 $\Delta Z = 27.8 \text{ m}$ となり、面内成分は32.8 mとなる。従って、GPS航法とVIC制御の軌道上性能より推定した誘導制御精度は約30 mということになる。これは、第2回RVD実験と第3回RVD実験の投入後の航法データから推定した誘導制御誤差よりもやや大きい。しかし、軌道上性能データの航法誤差と制御誤差の積み上げから推定した場合は、航法誤差の最大値を使っており、特に誘導制御誤差が最大となるように航法誤差が位置誤差も速度誤差も全てZ成分のみに出たと仮定しているが、実際には最大誤差が最悪方向に重なる確率は非常に低いことを考慮すれば、良く一致していると考えられる。実際の誘導制御精度の実力値は両者を勘案し、20~30 m程度と推定される。同様の方法で面外成分を見積もると、GPS相対航法誤差は、最大でも相対位置が4 m、相対速度が0.01 m/s程度であるので、誘導制御精度は7 m程度となる。

なお、軌道制御間隔は1/8周回ではなく、もっと長い場合もありうる。軌道上性能データから制御間隔が長い場合の誘導制御精度を見積もると、1/6周回では面内誤差:47 m、1/4周回では面内誤差:83 mとなるので、仕様を満たすためには1/4周回よりも短い間隔で軌道制御を行う必要がある。面外誤差は時間とともに拡大する要因がなく、1/4周回で最大の9 mに達し、制御間隔が広がっても以後は減少して行く。

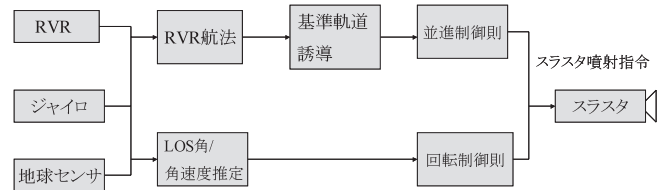
3.2.4 VIC制御の精度評価 VIC制御の精度はテストマヌーバ前後の軌道決定値から軌道制御量を推定し、計画値との比較から評価を行った。結果を第4表に示す。軌道

第 3 表 相対接近フェーズ誘導制御誤差 (航法誤差と制御誤差の積み上げによる)

誤差源	設計値						
	制御時 誤差	伝搬後		制御時 誤差	伝搬後		
		ΔX	ΔZ		ΔX	ΔZ	
GPS 相対航法	ΔX	0.0 m	0.0 m	0.0 m	0.0 m	0.0 m	
	ΔZ	21.0 m	9.9 m	39.5 m	4.7 m	18.8 m	
	ΔV_X	0.0 m/s	0.0 m	0.0 m	0.0 m/s	0.0 m	
	ΔV_Z	0.05 m/s	26.8 m	32.3 m	0.03 m/s	16.1 m	19.4 m
制御誤差	ΔV_X	0.02 m/s	10.7 m	12.9 m	0.01 m/s	5.4 m	6.5 m
RSS			30.5 m	52.6 m		17.6 m	27.8 m
面内誤差			60.8 m			32.8 m	

第 4 表 VIC 制御精度評価 (軌道決定値による)

制御前軌道長半径	6922401 m
制御後軌道長半径	6921951 m
軌道制御量	0.247 m/s
計画値	0.260 m/s
VIC 制御誤差 (%)	5.3%

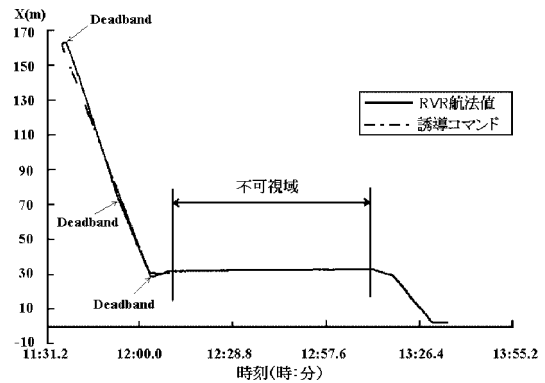


第 7 図 最終接近フェーズの誘導制御ブロック図

制御前後の軌道長半径の変化量は 450 m であり、これより軌道制御量は 0.247 m/s であったと推定される。テストマヌーバの計画値は 0.26 m/s であったので、VIC 制御精度は 5% 前後であったと評価される。

3.3 最終接近フェーズの誘導制御精度

3.3.1 最終接近フェーズの誘導制御 最終接近フェーズでは RVR 航法により相対位置を推定し、基準軌道誘導則により目標位置、速度を出力し、これに基づいて軌道制御を行った。RVR をターゲット方向に指向させるために、姿勢制御は LOS (視線方向) 指向制御を行った。3次元レーザ・レーダによる自動ランデブ制御は、欧米諸国に先駆けて実証したものである⁷⁾。最終接近フェーズの誘導制御のブロック図を第 7 図に示す。



第 8 図 最終接近フェーズの基準軌道誘導結果

3.3.2 最終接近中の誘導制御精度評価 第 2 回 RVD 実験時の基準軌道誘導による最終接近の結果を第 8 図に示す。図中で “Deadband” と示した点では、制御デッドバンドに当たって制御を行っている。制御デッドバンドの範囲内で誘導コマンドに追従して制御されていることがわかる。デッドバンドは 150 m 地点では 5 m 程度であり、基準軌道誘導はデッドバンドの精度で設計通りに行われていることがわかる。

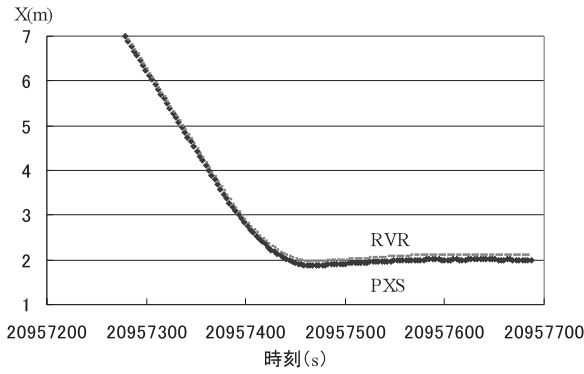
この評価法では RVR 航法誤差の影響を考慮していないので RVR 航法誤差を評価に加える必要がある。RVR 航法のバイアス誤差は距離 150 m の場合で 20 cm 以下と見積もられており⁷⁾、デッドバンドと比較して十分に小さい。デッドバンドは、ランダムノイズによって不要な制御を行うことを避けるために設けられるので、ランダムノイズが小さければデッドバンドを小さくすることができる。第 8 図からもわかる通り、実際に 160 m から 30 m の接近中に 3 回しかデッドバンドに当たっていない。RVR のランダム誤差は測距: 1 cm 以下、測角: 0.01° 以下である⁷⁾ ので、デッドバンドを数分の 1 に小さくすることができる。そこで、最終接近中の誘導制御精度として、

$$0.005 R \quad (R \text{ は距離}) \quad (6)$$

程度は実現可能と考えられる。

3.3.3 VP 点投入精度の評価 最終接近フェーズの誘導制御の目的はドッキングフェーズの開始点である VP 点 (2 m 点) への投入である。そこで、VP 点投入時の精度を 2 m 以近の主航法センサである PXS 航法データより評価した。第 2 回 RVD 実験 (FP-2) 時の VP 点への投入時の PXS 航法と RVR 航法による位置 X の推定結果を第 9 図に示す。両者には数 cm のバイアス的な差があるが、それ以外は良く一致している。RVR による 2 m 到達時の PXS 航法の値により VP 点投入精度を評価した結果を第 5 表に示す。

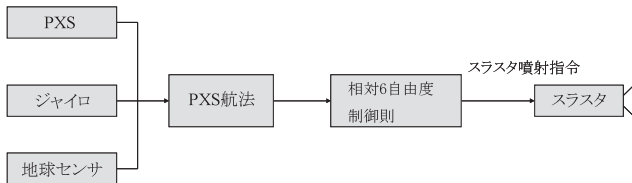
VP 点到達時 (RVR 航法による) での PXS 航法値の目標地点 (2.0 m, 0 m, 0 m) との差を投入誤差とし、第 2 回及び第 3 回 RVD 実験の大きい方の誤差を取ったとすると、(0.04 m, 0.015 m, 0.006 m) であり、RSS を取っても約 4 cm である。RVR と PXS の精度評価を行った結果、両者の X 方向の計測値には 4~8 cm の差があったことがわかった。他の軸の計測精度は 1 cm 以下であるので、RSS を取ると X 方向の誤差が誘導制御誤差の支配項となる。従って、



第9図 VP点投入時のX推定値(PXSとRVRの比較)

第5表 VP投入時のPXS航法値

	X(m)	Y(m)	Z(m)
第2回RVD実験	1.960	0.010	0.006
第3回RVD実験	1.986	0.015	0.005
目標値	2.0	0	0
最大誤差	0.040	0.015	0.006



第10図 ドッキングフェーズの誘導制御ブロック図

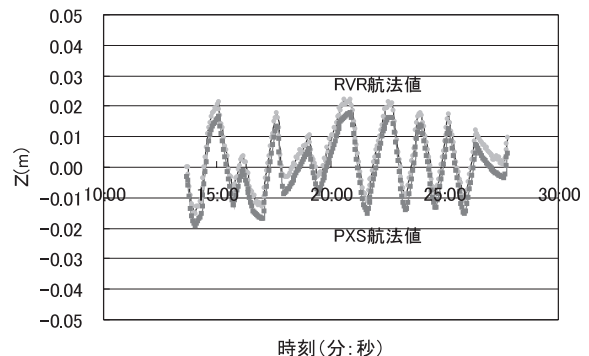
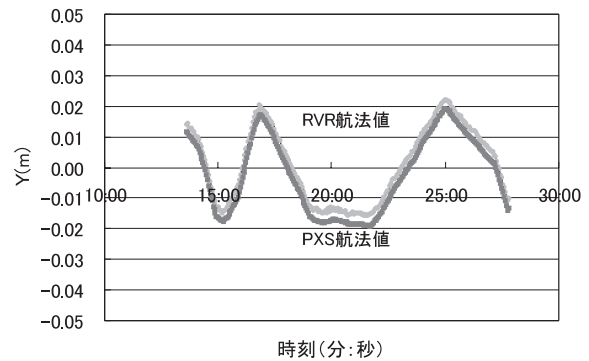
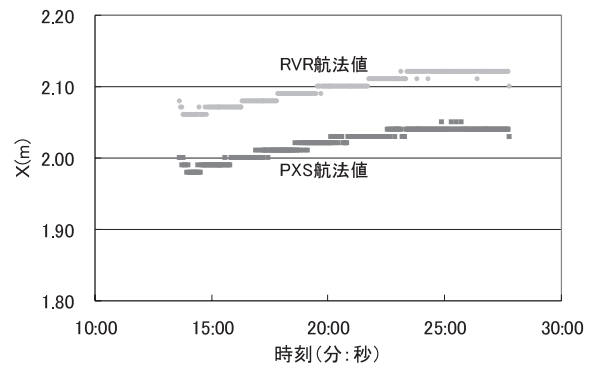
PXSとRVRの差が全てRVRの計測誤差としても、VP点の投入精度は10cm以内といえることができる。

3.4 ドッキングフェーズの誘導制御精度評価

3.4.1 ドッキングフェーズの誘導制御 ドッキングフェーズではPXS航法により相対位置/姿勢を推定し、これに基づいて相対6自由度制御を行った。ドッキング軸の真正面から接近してドッキングするために、相対位置と相対姿勢の一体制御を行ったもので、低衝撃型ドッキング方式や相対6自由度制御によるドッキング方式を世界で初めて開発し実証したものである。ドッキングフェーズの誘導制御のブロック図を第10図に示す。

3.4.2 VP保持中の誘導制御精度評価 ドッキングフェーズの誘導制御精度の評価として、VP保持中のPXS及びRVR航法値を評価した。第1回RVD実験では、分離後VP点まで離脱し、VP点で約15分間相対位置を保持し、ドッキングを行った。VP保持中のPXS及びRVR航法値を第11図に示す。

VP点における相対位置保持精度を評価すると、X方向ではRVRの計測値は10cmを超えているが、PXS航法の方が高精度であり、PXSとRVRの中間値を取っても最大で8cm程度である。Y、Z方向ではPXSとRVRの計測値の差は5mm程度で良く一致している。Y、Z方向の位置保持精度は、RVR航法値を使っても2cm程度である。結果として、X方向誤差が支配項であり、VP点保持精度



第11図 VP点保持時のPXS, RVR航法値(上図:X, 中図:Y, 下図:Z)

は10cm以内と評価される。

3.4.3 ドッキング精度評価 ドッキング時の誘導制御精度はPXSの計測値を最小自乗法で一次回帰し、 $X = 532 \text{ mm}$ (ドッキング精度の規定点)での位置/速度、姿勢/姿勢レートを推定して評価した。結果を第6表に示す¹⁾。この方法ではPXS航法のバイアス誤差の影響を考慮していない。そこで、PXS航法のバイアス誤差を加味した評価を試みた。位置のバイアス誤差は各方向の最大でも1mm以下であり、第6表の推定結果(最大位置誤差:7mm)に影響を及ぼすものではない。また、第6表の値は一次回帰して求めているので、速度/姿勢レートの推定誤差も(許容誤差の2桁下のオーダーであり)極めて小さい。しかし姿勢の最大推定誤差は 0.24° であり、これは第6表の姿勢の最大制御誤差 -0.2° よりも大きい。そこでさらに符号も調べると、 ϕ と θ では最大誤差の時のバイアス誤差は同符号であり、第6

第 6 表 ドッキング時誘導制御精度 (PXS 計測値からの推定値)

		第 1 回	第 2 回	第 3 回	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	ϕ (deg)	-0.197	-0.180	-0.152	0 ± 1.9
	θ (deg)	-0.002	0.006	0.063	0 ± 1.6
	ψ (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 7 表 各接近フェーズの誘導制御精度

接近フェーズ	航法	誘導	投入目標	誘導制御精度	要求仕様
相対接近フェーズ	GPS 相対航法	C-W 誘導	TF 点 (数 100 m)	$X-Z$ 面内: 20~30 m Y : 7 m (制御周期: 1/4 周回)	面内: 80 m 以内 Y : 60 m 以内
最終接近フェーズ	RVR 航法	基準軌道誘導	最終接近中 VP 点	Y, Z : $0.005R$ (R は距離) X : 10 cm 以内 Y, Z : 2 cm 以内	Y, Z : $0.05R$ 以内 (X は N/A) X : 30 cm 以内 Y, Z : 20 cm 以内
ドッキングフェーズ	PXS 航法	相対 6 自由度制御	VP 点 (保持中) ドッキング (532 mm)	X : 8 cm 程度 Y, Z : 2 cm 程度 Y, Z : 1 cm 以下 ϕ : 0.2° 以下 θ, ψ : 0.3° 以下	X : 10 cm 以内 Y, Z : 5 cm 以内 Y, Z : 2.5 cm 以内 ϕ : 1.9° 以内 θ, ψ : 1.6° 以内

表の値に PXS 航法誤差の影響がすでに含まれている (実際の制御誤差はもっと小さいことになる。) ψ では+のバイアス誤差があるにもかかわらず第 6 表の値は - となっており, これを線形形で加えると最大誤差は 0.27° となる可能性がある. なお 0.27° の姿勢誤差は距離 532 mm においては 2.5 mm の位置誤差に相当し, ドッキング機構の捕獲領域 (約 10 cm) と比較すると全く問題ない大きさである.

以上をまとめるとドッキング時の誘導制御精度は, 位置: 1 cm 以内, 姿勢: 0.3° 以内と評価できる.

3.5 誘導制御精度評価のまとめ ETS-VII RVD 実験中の相対接近, 最終接近, ドッキングの各フェーズの誘導制御精度を評価した結果は第 7 表にまとめた通りである. GPS 相対航法と C-W 誘導を使用する相対接近フェーズでは 20~30 m, RVR 航法と基準軌道誘導を使用するフェーズでは数 cm~ 数 10 cm, PXS 航法と相対 6 自由度制御を使用するドッキングフェーズでは位置: 1 cm 以内, 姿勢: 0.3° 以内の誘導制御性能を有するものと推定され, 要求仕様の許容誤差の数分の 1 から 1 桁下程度の誤差で制御できていたと評価された.

4. 今後の課題

ETS-VII は 10 km 以近の距離域で 3 回に渡る自動 RVD に成功し, 無人宇宙機の自動・自律 RVD 技術を確立した. ETS-VII で未実施の RVD 技術としては以下の技術がある.

- (1) 楕円軌道の宇宙機への RVD 技術
- (2) LEO より高い静止軌道等の宇宙機への RVD 技術

(3) 非協力的ターゲットへの RVD 技術

これらは ETS-VII で実証した技術を基本にして開発可能である. これらについては,

(1) C-W 誘導が使用できない楕円軌道のランデブ誘導には, 相対運動を利用した方法⁸⁾ やランバート則を用いた方法⁹⁾ があるが, 近地点と遠地点で必要 ΔV が違ってくるので, なるべく小さな ΔV でターゲットに接近するための誘導則が必要になる.

(2) GPS が使用できない静止軌道等の軌道では, GPS 相対航法に代わる遠距離用航法センサが必要であり, 数 km まで計測可能なレーザ・レーダの研究を実施している.

(3) ETS-VII は協力的ターゲットへの RVD 技術であったが, RVD されるための機器類を具備していない非協力的ターゲットへの RVD を行うためには, 航法センサと捕獲機構が必要であり, 多くの衛星に共通する機構であるロケットとのインターフェイス部を画像センサ等で撮像し, これを捕獲する RVD システムをベースにして研究を進めている¹⁰⁾.

5. おわりに

ETS-VII は 21 世紀の宇宙活動に必要な自動・自律 RVD 技術の修得を目的とした技術試験衛星であり, GPS 相対航法, 3 次元レーザ・レーダ, 相対 6 自由度による自動ランデブ, 秒速 1 cm で接近する低衝撃ドッキング等の数々の技術を世界に先駆けて実証した. 本論文では各フェーズの誘導制御精度の評価を行い, GPS 相対航法と C-W 誘導を使

用する相対接近フェーズでは 20~30 m, RVR 航法と基準軌道誘導を使用するフェーズでは数 cm~ 数 10 cm, PXS 航法と相対 6 自由度制御を使用するドッキングフェーズでは 1 cm オーダーの誘導制御性能を有することを示した。

ETS-VII により開発した自動 RVD 技術は, 推薬補給や軌道変換, 軌道上組み立て等の軌道上サービスへの応用が期待されている。ETS-VII で実証された誘導制御技術をさらに高度化し, 軌道上サービス宇宙機の実現に向けて研究を進めて行く所存である。

参 考 文 献

- 1) 河野 功, 空野正明, 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集, **50** (2002), pp. 95-102.
- 2) 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.
- 3) Kawano, I. and Mokuno, M.: Automated Rendezvous Docking System of Engineering Test Satellite-VII, *Adv. Astronaut. Sci.*, **96** (1997), AAS 97-467.
- 4) Clohessy, W. H. and Wiltshire, R. S.: A Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous, *Aerospace Sci.*, **29** (1960), pp. 653-658.
- 5) Kawano, I., Mokuno, M., Kasai, T. and Suzuki, T.: First Autonomous Rendezvous Using Relative GPS Navigation by ETS-VII, *NAVIGATION, J. Inst. Navigation*, **48** (2001), pp. 25-32.
- 6) 河野 功, 空野正明, 鈴木 孝, 宮野智行, 五日市敦, 前田裕昭: ETS-VII 自動ランデブ用 GPS 相対航法の性能評価, 電子情報通信学会論文誌 B, **J84-B** (2001), pp. 2169-2178.
- 7) 河野 功, 空野正明, 姉川 弘, 若林靖史, 鈴木 孝, 卯尾匡史, 檜原弘樹, 森村忠昭, 功刀 信: ETS-VII ランデブ・レーダの軌道上性能評価, 計測自動制御学会論文誌, **38** (2002), pp. 1047-1054.
- 8) Jones, J. B.: A Solution of the Variational Equations for Elliptic Orbits in Rotating Coordinates, *AIAA/AAS Astrodynamics Conference*, AIAA Paper 80-1690, 1980.
- 9) Battin, R. H.: *Astronautical Guidance*, McGraw-Hill, 1964.
- 10) 河野 功, 石島義之: 非協力的ターゲットへのランデブ・ドッキングの研究, 第 18 回誘導制御シンポジウム資料, 計測自動制御学会, 2001.