

## ETS-VII 自動ランデブ接近軌道の設計\*1

## Approach Trajectory Design for Autonomous Rendezvous 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, Safety Design, Approach Trajectory, Guidance and Control, Engineering Test Satellite

**Abstract:** Engineering Test Satellite-VII (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 successfully performed the autonomous RVD by unmanned space vehicle for the first time in the world. For an unmanned space vehicle to perform rendezvous to a manned spacecraft, safe approach is needed. So we paid special attention to designing safe approach trajectory. There are other important points for approach trajectory design, for instance, coordination with guidance and control accuracy, performance of navigation sensors, and operability, etc. In this paper, we introduce the points, and show the result of ETS-VII RVD trajectory design.

## 1. はじめに

技術試験衛星VII型 (ETS-VII) 「おりひめ」「ひこぼし」は、21世紀の宇宙活動に不可欠なランデブ・ドッキング (RVD) の軌道上実証実験を目的とした試験衛星である。宇宙開発事業団 (NASDA) は国際協力により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、ISSに物資を補給するためのH-II打上げ型の補給機 (HTV) を開発している。ISSに物資を補給したり、実験機器や消耗品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。我々は21世紀初頭のが国の宇宙活動を考え、無人宇宙機が自動・自律でRVDするシステムを基本システムとして選定した。無人宇宙機がISSのような有人宇宙機にRVDを行う場合、2FS (2フェールセーフ: 2故障に対して安全を確保すること) の高い安全性が要求される。このような高い安全性要求を満たすためには、衛星搭載系の耐故障性や冗長性を高めることに加えて、安全性の高い接近軌道を設計することが有効である。接近軌道の設計に当たっては、安全性の要求に加え、誘導制御系や航法センサとの整合性や、通信リンク等の運用性を考慮して、総合的な観点より設計を行う必要がある。

本論文では、ランデブ接近軌道の設計方針、要考慮事項について述べた後、ETS-VIIの軌道設計結果を示すものである。ランデブ軌道の設計については数々の研究がある<sup>1-4)</sup>が、本論文では実際のランデブ宇宙機に適用するために、実現可能な航法センサや誘導制御性能と運用性を考慮した上で安全性を高めた軌道設計結果を示すものであ

る。本軌道設計法は、ETS-VIIのRVD実験を通じて設計の妥当性が確認された。特に、予想外の事態が発生した後の復帰軌道の設計においても、本軌道設計法が有効であることが実証できた。

本論文で言う接近軌道 (Approach Trajectory) とは、重力中心 (地球) に対して1周回する間の位置の軌跡を連ねた閉曲線の意味での軌道 (Orbit) ではなく、ターゲット宇宙機に対する相対位置の軌跡を意味し、接近速度をも含む概念である。本論文では、主として相対接近フェーズと最終接近フェーズの接近軌道について述べる。

## 2. ランデブ接近軌道設計上の考慮事項

**2.1 RVD 接近シーケンス** 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システムを設計する際には、接近方法の設計が重要な意味を持つ。地上から打上げられるチェイサ宇宙機が軌道上のターゲット宇宙機にRVDを行うためのシーケンスは、(1)打上げフェーズ、(2)軌道変換フェーズ、(3)相対接近フェーズ、(4)最終接近フェーズ、(5)ドッキングフェーズの5つのフェーズに分類される。各フェーズごとの接近の概要は以下の通りである。

(1) 打上げフェーズでは、打上げ後の軌道面変更に必要な推薬の量を少なくするためにロンチウインドウ (打上げ時間帯) を管理して、ターゲット軌道面になるべく近い面を目標軌道面にしてチェイサ宇宙機を打上げる。ターゲットの軌道は地上局からの軌道決定により推定される。

(2) 軌道変換フェーズでは、ターゲット軌道を目標軌道として、軌道面と位相の調整を行って近づいて行く。位相調整は「ケプラーの第3法則」に基づき、高度差による周期の差を利用して行う。安全な接近を考えた場合、軌道決定精度の10倍以遠の距離まで接近するのが望ましい。従って、本フェーズでは数~10kmの距離まで接近する。

\*1 © 2001 日本航空宇宙学会  
平成13年5月29日原稿受理

\*2 宇宙開発事業団

\*3 三菱電機(株)鎌倉製作所

$$\Delta t = 2\pi t \left( \frac{1}{T_C} - \frac{1}{T_T} \right) = 2\pi t \left( \sqrt{\frac{\mu}{a_C^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{a_T^3}} \right) \quad (1)$$

$T_C, T_T$ : チェイサ/ターゲット宇宙機の軌道周期  
 $a_C, a_T$ : チェイサ/ターゲット宇宙機の軌道長半径  
 $\mu$ : 地球重力定数 ( $3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ )

(3) 相対接近フェーズでは、ターゲット宇宙機に対する位置/速度を計測し、推定する相対航法を行って、接近する。本フェーズでは高精度ではないが遠距離まで計測可能な相対航法センサが必要である。相対航法結果に基づいて、間欠的な軌道制御を行って接近する。

(4) 最終接近フェーズでは、数 100 m の距離からターゲット宇宙機に対して、より高精度な航法センサを用いて相対位置/速度を推定し、短い時間間隔で軌道制御を行って接近する。

(5) ドッキングフェーズでは、ターゲット宇宙機の結合部に対して接近し、ドッキング機構で結合する。必要に応じ、より精度の高い航法センサや、相対姿勢の計測が行える航法センサが使用される。

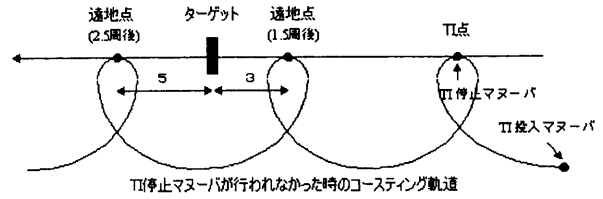
**2.2 接近軌道設計上の考慮事項** 軌道上のターゲット宇宙機に対してランデブを行うチェイサ宇宙機の接近軌道を設計する場合、以下の点を考慮して、各フェーズの開始/終了点や相対接近軌道、最終接近軌道を設計する必要がある。特に、実際のランデブ軌道の設計に当たっては、(2)実現可能な航法センサや誘導制御性能と(4)運用性を考慮した上で(1)安全性の高い軌道を設計することが重要である。

- (1) 安全性
- (2) 航法誘導制御精度, センサの捕捉/計測視野
- (3) 推進消費量
- (4) 通信可能領域や移行時間等の運用性

**2.2.1 安全性** 軌道上の宇宙機同士が接近し結合する RVD では、安全の確保が最も重要な技術課題である。特に、有人宇宙機である ISS に接近する場合には、2 FS の安全性要求が課せられる。ETS-VII は HTV の事前実証を一つの目的としているので、2 FS の安全性基準に従って設計している。このような高い安全性要求を満たすためには、衛星搭載系の耐故障性や冗長性を高めることに加えて、安全性の高い接近軌道を設計することが重要である。

軌道変換フェーズにおいては、ターゲット宇宙機と十分な高度差を取って接近するようにし、故障が発生してもターゲット宇宙機と同一高度にならないようにする。

相対接近フェーズの開始に当たっては、相対航法センサや通信リンクの確立を確認する必要があるため、ターゲット宇宙機と同一高度上で待機できることが望ましい。従って、相対接近フェーズ以降ではターゲットとの同一高度上の接近を考慮する必要があり、「非衝突軌道」上を接近することが望ましい。「非衝突軌道」とは、後続の制御を行わずコースティングした場合に、衝突の可能性がない(最大航法誘導制御誤差を伝搬した誤差楕円がターゲットを含まない)軌道として定義される。このため、航法誘導制御性能と密接な関係があるが、コースティング軌道とターゲ



第1図 TI点の設定方法

ット宇宙機とのクリアランスをなるべく大きくして、航法誘導制御性能に余裕を持たせることが望ましい。第1図にターゲット宇宙機と同一高度上の TI 点(相対接近フェーズ開始点)の設計法を示す。衝突の可能性があるのは、ターゲット宇宙機と同一高度となる遠地点付近であるが、一定の航法誘導制御誤差があった場合の伝搬誤差は伝搬する周回数にほぼ比例するので、第1図の例のように、1周半後と2周半後に遠地点に達する場合には、クリアランスを 3:5 の比率となるようにするのが、衝突の可能性を低くする最も安全な方法である(誤差楕円の伝搬の原理については、後の章で述べる)。

最終接近フェーズではチェイサ宇宙機はターゲット宇宙機にほぼ直線的に接近することになるために、ドッキングの直前まで衝突軌道に入らないようにするためには、接近速度を距離に応じた値以下に制限して近づくことが必要である。このような速度を「安全速度」と呼ぶ。

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、相対運動を表す Hill 方程式は次のように記述される。

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

↑            ↑            ↑  
コリオリ力   潮汐力   復元力

外力が作用しない場合の C-W (Clohessy-Wiltshire) 解 (X-Z 平面) は、

$$\begin{pmatrix} X \\ Z \\ V_x \\ V_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 6(\theta - S_\theta) & \frac{1}{\omega}(4S_\theta - 3\theta) & \frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) \\ 0 & 4 - 3C_\theta & -\frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) & \frac{1}{\omega}S_\theta \\ 0 & 6\omega(1 - C_\theta) & 4C_\theta - 3 & 2S_\theta \\ 0 & 3\omega S_\theta & -2S_\theta & C_\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_0 \\ Z_0 \\ V_{x0} \\ V_{z0} \end{pmatrix} \quad (3)$$

$S_\theta = \sin \theta, \quad C_\theta = \cos \theta, \quad \theta = \omega t$   
 $\omega$ : ターゲット衛星の軌道角速度と表される<sup>5)</sup>。

ここで、原点に静止した状態から初期速度  $V_{x0} = \Delta V_x$  が与えられたとすると、(3)式は

$$\begin{pmatrix} X \\ Z \\ V_x \\ V_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{\omega}(4S_\theta - 3\theta) \\ -\frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) \\ 4C_\theta - 3 \\ -2S_\theta \end{pmatrix} V_{x0} \quad (4)$$

であり,  $\cos \theta = 3/4$  すなわち,  $\theta = 41.4^\circ$  で  $V_x = 0$  となり,  $X$  は極大値となる. (4)式で明らかな通り,  $X$  は1周回ごとに極大値を取るが, その値は  $-3\theta$  の項により  $6\pi$  ずつ小さくなっていくので,  $\theta > 0$  の範囲では  $\theta = 41.4^\circ$  で最大値

$$X = \frac{1}{\omega}(4S_\theta - 3\theta) V_{x0} = 436 V_x \quad (5)$$

を取る (軌道高度が 550 km の場合) ので, チェイサ/ターゲット間距離が  $X$  の位置で接近している場合, その接近速度を  $V_x$  とすれば,

$$X > 436 V_x \quad \text{すなわち} \quad V_x < 0.00229 X$$

であれば, その後コースティングすればターゲットに達することはなく, 安全である. このような速度  $V_x$  が安全速度である (より実際的な安全速度の設定法については 3.2 項に示す).

ETS-VII RVD 接近軌道においては, 約 10 km から PP 点 (Parking Point: 30 m の停止点) までは, 非衝突軌道上を接近する. コースティングを行えば衝突しないことが保証されているため, この領域で異常が発見された場合には, 直ちに軌道制御を中断すること (ディセーブレポート: DA) で安全が保証できる. 但し, 誘導制御誤差を考慮すると, ドッキングまで非衝突軌道上を接近することは不可能であるため, PP 点以近の接近においては, 故障発生時には衝突回避マヌーバ (CAM: Collision Avoidance Maneuver) を行うことにより安全性を確保する.

**2.2.2 誘導制御精度とセンサ視野** 無人宇宙機が自動 RVD を行うためには, 相対的な位置と速度を推定して誘導制御を行う必要がある. また, 安全監視の意味からも相互の位置/速度関係を常時把握しておく必要がある. ETS VII ではフェーズごとに GPS 相対航法, ランデブ・レーダ (RVR: Rendezvous Radar), 近傍センサ (PXS: Proximity Sensor) を切り換えて航法を行う. 常時航法を行うためには, これらの航法センサの捕捉/計測視野内を飛行し, フェーズ移行の際には次フェーズの航法センサの捕捉/計測を確実にを行う必要がある. 例えば, 相対接近フェーズでは GPS 相対航法で飛行し, 次の最終接近フェーズの主航法センサである RVR の捕捉/計測を確立しなければならない. GPS 相対航法の誤差があっても RVR の送信ビーム内にターゲットをとらえる必要があり, 相対接近フェーズの最終投入位置は RVR のターゲットからの反射光が十分に帰ってくる範囲内であればならない.

**2.2.3 消費推薬量** RVD に必要な軌道制御はスラスト噴射によって行われるため, 軌道制御量 ( $\Delta V$ ) を小さくして, 消費推薬量を抑えることが望ましい.

RVD の接近や離脱はチェイサ/ターゲットの軌道高度

差の制御によって行われるため, 次項の移行時間と相反する関係にある. チェイサ/ターゲットの軌道高度差が小さい ( $\Delta a \ll a_T$ ) とすると (1) 式は

$$\begin{aligned} \Delta \theta &= 2\pi t \left( \sqrt{\frac{\mu}{a_c^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{a_T^3}} \right) = 2\pi t \sqrt{\mu} (a_c^{-3/2} - a_T^{-3/2}) \\ &\approx -3\pi t \sqrt{\mu} a_T^{-5/2} \Delta a \end{aligned} \quad (6)$$

$\Delta a$ : チェイサ/ターゲットの軌道高度差

$t$ : 移行時間

となり, 軌道長半径の変更に必要な制御量 ( $\Delta V$ ) は,

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad \text{より,}$$

$$\Delta V = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \Delta a = -\frac{V}{2a} \Delta a \quad (7)$$

であり, どちらも軌道高度差に比例する. 従って, 同じ位相差 (進行方向の距離) を調整する場合, 制御量 ( $\Delta V$ ) と移行時間 ( $t$ ) は反比例する.

軌道面内の軌道制御を行う場合,  $\Delta V_x$  と  $\Delta V_z$  の組み合わせの自由度がある. (3) 式の C-W 解によれば, 初期値  $\Delta V_x$  を与えると 1 周回ごとに  $X = -6\pi \Delta V_x / \omega$  ずつ動き続けるのに対し,  $\Delta V_z$  を与えると半周回後に  $X = 4\Delta V_z / \omega$  となった後 1 周回後に元の位置に戻る. 従って, 同じ距離だけ位相調整を行おうとする時は,  $\Delta V_x$  で行った方が効率が良い. チェイサ/ターゲットの距離が近くなると安全性の観点から  $\Delta V_x$  のみで制御を行うことが困難となるが, 軌道制御量の大きい遠方域においては, 極力  $\Delta V_x$  のみで軌道変換を行うことが推薬消費量の低減のために望ましい.

**2.2.4 運用性** 運用の観点からも安全性を確保するための運用が最も重視される. ETS VII の場合, RVD 系の運用は米国のデータ中継衛星 TDRS を経由して行われるが, 軌道 1 周回のうち TDRS との通信可能時間は約 40 分, 通信不能の時間が約 1 時間, というパターンが繰り返される. この 40 分間の通信可能時間に地上クルーの介在が必要なクリティカルな運用が行われる. 例えば, PP 点以近の接近では非衝突軌道上の接近が不可能であるので, 故障発生時には CAM を行って安全性を確保する. CAM はオンボードで自動的に実行されるが, 確実な遂行が必要な運用であるので, CAM が行われる可能性がある PP 点以近からドッキングまでの接近は, TDRS との通信可能時間帯に行い, 地上クルーの異常判定 → コマンド送信による CAM の実行も可能にしている. また, 各フェーズの境界ごとに, RVD 実験関連システムのヘルスチェックを行い, 地上から GO/NOGO 判断の指令を受け取った後に, 次フェーズに移行する設計としており, これらの運用も TDRS との通信可能時間帯に行う. このようなクリティカルな運用を TDRS との通信可能時間帯に行う, という条件から各フェーズでの移行時間が決まり, 接近の際の軌道高度差が決められる.

また, ETS VII のように RVR や PXS 等の光学センサを使用する場合には, 太陽による照明条件を考えた運用が重要になる. 例えば RVR の捕捉時には, RVR の送信ビームをターゲットに向けるための姿勢変更を行うので, 太

陽干渉の影響を受け易い。このため RVR の捕捉は太陽光が視野に入る可能性がある時間帯を外すことが望ましい。また、PXS は画像センサであり、太陽光の直接干渉だけでなく、反射干渉を受ける可能性もある。このため、PXS を主航法センサとするドッキングフェーズは日陰か、太陽光がセンサ視野の横方向から当たる時間帯を選ぶことが望ましい。

### 3. ランデブ接近軌道の設計

**3.1 ターゲット宇宙機への最終接近方向** 軌道上のターゲット宇宙機に接近する方法として、前方からの接近 (+V バー接近: +V bar Approach) や下方からの接近 (R バー接近: R bar Approach) が主として用いられる。各接近方法の特徴を第 1 表に示す。

ETS VII RVD 実験では、衛星への搭載機器の配置の制約から一方からの接近とせざるを得ないため、プロジェクト発足当時に ISS へのランデブ宇宙機の接近方向として規定されていた +V バー接近を基本方式として選定した。その後規定された R バー接近については、HTV の事前実証のために最終接近のみを実験し、ドッキングは行わないこととした。基本方式である +V バー接近を前提とした軌道設計について以下に述べる。

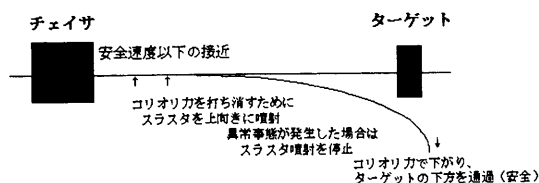
**3.2 最終接近軌道の設計** TF (最終接近フェーズの開始点) → VP (ドッキングフェーズの開始点) 間の最終接近軌道の設計に当たっては、運用性や安全性等をトレードオフする必要がある。最終接近の方法には、大きく分けて連続噴射方式と間欠噴射方式があるが、光学センサを使用する際にはトランジェントを伴う大きなスラスト噴射は避けた方が良いこと等から、コリオリ力を連続的に打ち消しながら V バー上を直線的に接近する軌道とした。

移行時間は接近速度によって決まる。2.2.1 項で述べた安全速度以下でなるべくターゲットの近くまで接近できるようにする。実際には第 2 図に示す通り、コースティングした場合にターゲットからある距離をもって下方を通過すれば安全であるので、接近速度は (5) 式の値よりも大きくできる。航法誤差、制御誤差を考慮すると非衝突軌道上を接近できるのは 20 数 m までであるので、PP 点を 30 m とし、これ以近では CAM を行う設計とした。

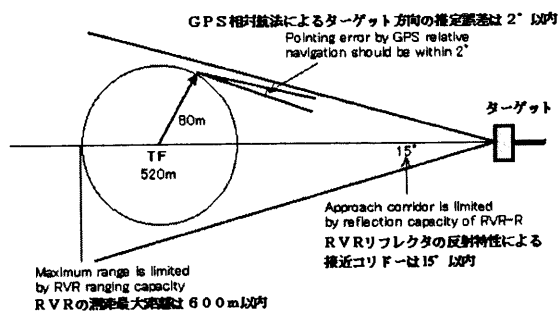
**3.3 TF 点の設定** 最終接近フェーズの開始点である

TF 点の設定に当たっては、最終接近フェーズの主航法センサの捕捉域との整合性、TF 投入精度と、最終接近に要する推進消費量等を考慮する必要がある。最終接近フェーズの主航法センサである RVR の捕捉・計測が可能な距離と視野の間には一定の関係があり、レーザダイオードの出力 (50 mW) が限られているために片方をあまり大きくすることはできない。ここで TF 点を 500 m 以遠にすると、GPS 相対航法の 20 m の航法誤差は約 2° の指向誤差に相当し、RVR の捕捉視野 (4°) を満足する。一方、RVR の反射光はおよそ (距離)<sup>4</sup> に反比例して強度が落ちる。相対接近フェーズの投入精度は 80 m であるので、RVR の測距範囲 600 m を満たすために、TF 点は 520 m 以近にする必要がある。更に、万一 TF 点での制御が行われなかった場合でも、ターゲットとの衝突の可能性のある軌道に入らないことが必要である。ETS-VII では、以上の点を勘案して、TF 点を 520 m 地点に設定した。第 3 図に TF 点の設定法の概念を示す。

**3.4 TI 点の設定** 相対接近フェーズの開始点である TI 点の設定に当たっては、軌道変換フェーズの最終的な誘導制御精度と、その後の安全性、チェイサ/ターゲット間通信 (C/T 間通信) の通信可能距離等を考慮する必要がある。軌道変換フェーズでは C/T 間通信が確立してい



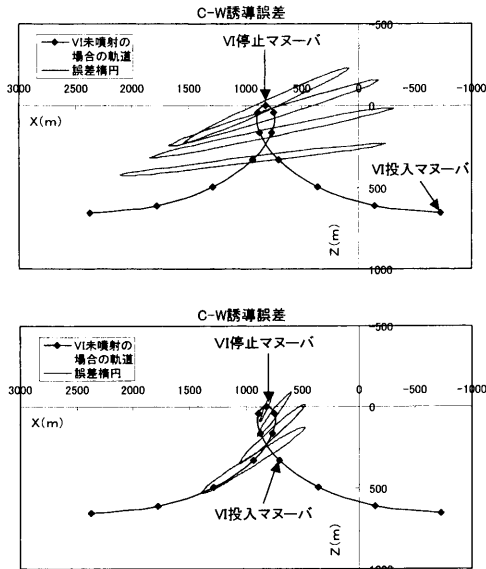
第 2 図 最終接近軌道の設計方法 (安全速度での接近)



第 3 図 TF 点の設定方法

第 1 表 最終接近方向の特徴

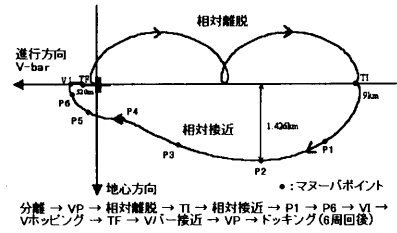
	+V バー接近	-V バー接近	R バー接近
安全性	コリオリ力をスラスト噴射で打ち消しながら接近軌道を維持する必要があるため、ターゲットとの距離により定まる安全速度以下で接近することで、数 10 m の距離まで非衝突軌道上を接近できる。	同左	コリオリ力に加え、高度差 (Z) に起因する潮汐力がブレーキ効果を持つため、V バー接近より近くまで非衝突軌道上を接近できる。
機器の搭載性	RVD 機器を X 面、データ中継衛星や GPS 用アンテナを -Z 面、地球センサを +Z 面に搭載することで、接近時にセンサやアンテナに対する相手宇宙機の干渉が少なく、衛星設計が容易。	同左	RVD 機器やアンテナ等を -Z 面に搭載する必要があり、衛星システム設計が複雑になる。両宇宙機の接近につれてアンテナや地球センサに対する相手宇宙機の干渉が起こる可能性がある。
チェイサ/ターゲット間通信	軌道面内ほぼ全周の通信領域が必要。	ターゲット後方から下方にかけての通信領域が必要。	ターゲット後方から下方にかけての通信領域が必要。



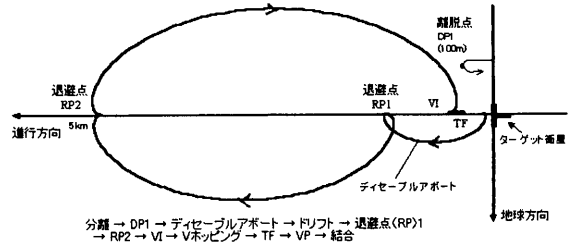
第4図 誤差楕円の伝搬による安全性の確認  
 上：半周回前に VI 投入マヌーバを行った場合、  
 下：1/4 周回前に VI 投入マヌーバを行った場合。

ないため GPS 絶対航法により TI 点に投入するが、その精度は 100 m 程度であり、TI 点には 1 km 程度の精度で投入可能である。従って、ターゲットから数 km 以上離れた点に TI 点を設定すれば衝突の可能性はない。また、安全性の観点からは、第 1 図に示した通り、万一 TI 点停止制御が行われなかった場合でも、ターゲットとの衝突の可能性のある軌道に入らないようにする必要がある。ETS-VIIでは、以上の点を勘案して、最終的に TI 点を 9 km 地点に設定している。

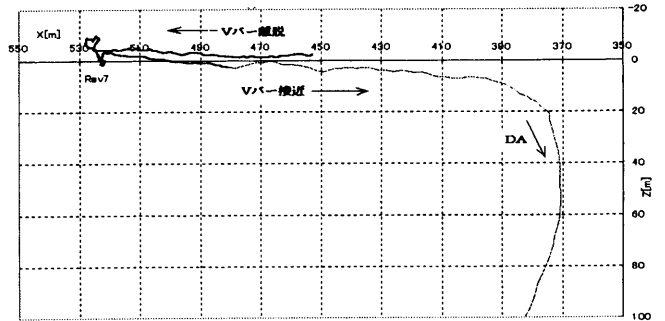
**3.5 相対接近軌道の設計** TI → TF 間の相対接近軌道の設計に当たっては、安全性や運用性等を考慮する必要がある。安全性の観点からは、万一いずれかの制御が行われなかった場合でも、ターゲットとの衝突の可能性のある軌道に入らないように設計する。非衝突軌道の設計は、航法・誘導誤差による誤差楕円がターゲットを含まないことを確認しながら進める。第 4 図はターゲットと同じ高度の VI 点に投入する際的设计例であり、上図に示すように VI 投入マヌーバを半周前に行った場合に VI 停止マヌーバが行われなかったとすると誤差楕円がターゲットを含み衝突の可能性はあるが、下図のように VI 投入マヌーバを 1/4 周回前に行えば誤差楕円はターゲットを含まず安全である。誘導制御誤差は、コースティング期間中に伝搬して拡大するため、短い間隔でマヌーバを行った方が良いが、一方でマヌーバ後 GPS 相対航法の収束までに一定の時間を要するためマヌーバ間隔を置く必要がある。このため、誤差楕円の解析と GPS 相対航法精度解析を繰り返し、マヌーバ間隔と接近軌道の設計を行う必要がある。移行時間は軌道高度差に依存するため、推奨消費量とのトレードオフとなるが、TI 点出発や TF 点での RVR 捕捉等の重要イベントは TDRS 経由の通信可視領域で行うように移行時間を設定する。以上の点を勘案して設計した相対接近軌道(相対接近フェーズ実験飛行)を第 5 図に示す。



第5図 相対接近軌道(相対接近フェーズ実験飛行)



第6図 DA 後の復帰軌道(オフノミナル運用実験飛行)



第7図 Vバー接近と DA (FP2 飛行結果)

**3.6 復帰軌道の設計** 安全措置後の復帰軌道には、CAM からの復帰と DA からの復帰の 2 ケースがある。運用性や安全性の見地からは、よく設計/解析がなされているノミナル接近軌道に近い軌道を通して復帰することが望ましい。

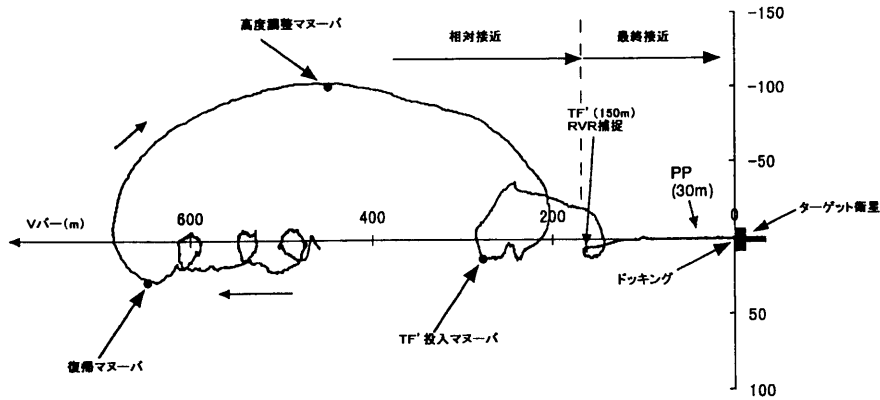
CAM からの復帰軌道は、第 5 図の相対接近軌道と同様の軌道で復帰できるよう、退避点を TI 点近傍に設定した。DA からの復帰の場合は、TF 点に投入することになるが、最終接近の接近速度 (5~10 cm/s) で DA を行うと、退避点は 900 m~2 km であり、ここから直接 TF 点に投入しようとする、誤差楕円がターゲットにかかる可能性がある。これを避けるために、一旦遠ざかってから TF 点投入を行えば、非衝突軌道を通して復帰することができる。

このような考えから設計した、DA 後の復帰を含む軌道プロファイル(オフノミナル運用実験飛行)を第 6 図に示す。

4. ランデブ飛行結果<sup>6)</sup>

ETS VII RVD 実験は、1998 年から 1999 年にかけて 3 回実施された。1998 年 7 月 7 日に行った第 1 回 RVD 実験 (FP1) では 2 m まで離脱し、初の自動ドッキングに成功した。

1998 年 8 月に行った第 2 回 RVD 実験は、当初計画では 520 m まで V バー上を離脱し、そこから V バー接近を



第8図 TF投入とVバー接近 (FP2飛行結果)

行って、ドッキングを行う実験であった。しかし、Vバー接近中にスラスタを正常に噴射できなくなる現象が発生し、オンボードの自動飛行管理による安全機能が働きDAを実施した。このため、当初の予定通り、第6図に示した軌道を通して復帰を試みた。しかし、復帰の際にもスラスタ噴射異常が再発した。テレメトリを解析した結果、噴射異常は上下方向に向いたスラスタに発生していることが判明した。3.2項で述べたように、最終接近フェーズではコリオリ力を打ち消すために1~数秒間隔でほぼ連続的に上向きにスラスタ噴射する必要がある。Vバー接近中に噴射異常が発生すると制御不能となる。そのため、TF点を近づけてVバー接近の距離を短くして接近を試みた。しかし、再度スラスタ噴射異常が発生し、安全措置のために退避した。スラスタ噴射異常は回復性のある現象であることが判ったので、搭載ソフトウェアを改修し、スラスタ噴射回数を低減したり、Vバー接近中に異常が発生した場合には途中で停止して機能回復を待つことを可能とする等の対策を施して接近を試み、分離3週間後にドッキングに成功した。

FP2の飛行結果を示す。第7図は525m地点までVバー離脱し、Vバー接近中にDAを行った際のGPS相対航法による軌道推定値である。約400m付近でスラスタ噴射異常が発生し、オンボードの自動飛行管理機能によりDAを行った。DA実施後の軌道は第6図に示した軌道と同様であり、ここからFP4軌道に沿った復帰を試みたが、スラスタ噴射異常が再発したために同様の軌道を取れなくなった。噴射異常は上下方向スラスタに発生していたので、上下方向スラスタを極力使用しないようにして復帰を試みた。その際に、誤差楕円を考慮してターゲットを含まないようにするといった安全性設計は踏襲した。また、GPS相対航法精度を評価した結果10m程度と推定され、150m点でもRVR捕捉が可能と判断されたため、3.3項で述べたTF点の設定を見直した。第8図にTF投入とその後のVバー接近の結果を示す。

FP2を通じ、ランデブ接近軌道設計の妥当性を確認するとともに、スラスタ噴射異常という予想外の事態が発生した後の復帰軌道の設計においても、これらの軌道設計の考え方が有効であることを、実際の飛行中に実証すること

ができた。また、事前に接近軌道の設計の考え方を明確にしておいたことが、クリティカルな運用条件の下で復帰軌道を設計し、迅速な復帰計画を立てる上で極めて有効であった。

## 5. ま と め

ETS-VIIは、世界初の無人宇宙機による本格的な自動・自律RVDの軌道上実証に成功した。本論文では、無人宇宙機の自動RVDに必要な接近軌道の設計の考え方を示し、ETS-VIIによる飛行結果を示した。ETS-VIIは3回の自動RVDに成功したが、1998年8月の第2回RVD実験飛行においては、スラスタ噴射異常が発生し、ドッキングの成功までに3週間を要した。3回のRVD実験飛行を通じ、ランデブ接近軌道設計の妥当性を確認するとともに、予想外の事態が発生した後の復帰軌道の設計においても、これらの軌道設計の考え方が有効であることを実証することができた。また、事前に接近軌道の設計の考え方を明確にしておいたことが、クリティカルな状況からの復帰に極めて有効であった。

ETS-VIIで開発し実証された軌道設計技術、誘導制御等の技術を、HTV等の今後のランデブ宇宙機や軌道上サービス宇宙機の開発へと反映し、さらに高度なRVD技術の実証・修得を図っていく考えである。

## 参 考 文 献

- 1) Leonard, C. L. and Bergmann, E. V.: A Survey of Rendezvous and Docking Issues and Developments, AAS 89-158, 1989.
- 2) Meissinger, H. F.: Cost-Effective Orbit Transfer Modes for Satellite Retrieval and Servicing, Proc. 1st European In-Orbit Operations Technology Symposium, ESA SP-272, 1987.
- 3) Hechler, F.: Safe and Fuel Minimum Trajectories for Closed Loop Controlled Approaches, Proc. 1st European In-Orbit Operations Technology Symposium, ESA SP-272, 1987.
- 4) Frezet, M., Raint, P., Janvier, M. and Caldichoury, M.: HERMES Rendezvous and Navigation System, Proc. 2nd European In-Orbit Operations Technology Symposium, ESA SP-297, 1989.
- 5) Clohessy, W. H. and Wiltshire, R. S.: A Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous, Aerospace Sci., **29** (1960), pp. 653-658.
- 6) Kawano, I., Mokuno, M., Kasai, T. and Suzuki, T.: Result of Autonomous Rendezvous Docking Experiment of Engineering Test Satellite-VII, J. Spacecraft Rockets, **38** (2001), pp. 105-111.