

ランデブ接近軌道の標準的復帰法*1

Standard Recovery Method to Rendezvous Approach Trajectory

河 野 功*2・若 林 靖 史*2

Isao KAWANO and Yasufumi WAKABAYASHI

Key Words: Rendezvous Docking, Approach Trajectory, Guidance Navigation and Control

Abstract: Rendezvous docking technology will be necessary for advanced space activities in the early 21st century, such as logistic support service to the International Space Station, exchange of observation sensors or bus equipments, re-supply of fuel or cryogenic liquid, etc. A chaser vehicle will perform rendezvous along a reference trajectory, which would be pre-planned and well investigated. If the chaser deviate from the reference trajectory for instance because of thruster trouble, it will be required to recover to the reference trajectory as soon as possible. In this paper, we introduce an easy and practical recovery method based on C-W solution of Hill's equation. We think the recovery method will be applicable for many kinds of rendezvous vehicles.

1. は じ め に

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、結合する技術であり、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) に物資を補給したり、実験機器や消耗品の交換等の軌道上サービスを行ったりする上で不可欠な技術である。チェイサ宇宙機がターゲット宇宙機にランデブする際には、ターゲット宇宙機とチェイサ宇宙機との軌道長半径の差に基づく軌道周期の差を利用して接近を行う。チェイサ宇宙機はあらかじめ設計した基準軌道上を接近するが、軌道変更のためのスラスト噴射量に過不足があった場合や、スラスト噴射がうまく行われなかったような場合に、基準軌道から大きく外れない内に、速やかに基準軌道に復帰することが必要である。本論文は、基準軌道への簡便かつ汎用的な復帰方法を示すものである。

ランデブ接近軌道の設計に関しては多くの研究が行われているが、大多数は軌道制御量の最少化、あるいはこれに所要時間を加えて最適制御問題として解いたものであった¹⁾。しかし、実際のランデブ宇宙機を考えた場合、燃料の節約よりも安全性が最優先され、あらかじめ良く調べられている基準軌道への一刻も早い復帰が必要である。一方で、軌道制御の直後は一般的に航法誤差が拡大するので、スラスト噴射誤差を正確に知るためには時間を要し、復帰マヌーバまでに一定の時間が必要である。また、実際の宇宙機で軌道制御がうまく行かなかった場合には、その原因がすぐには特定できない場合が多いので、誘導計算結果が正しいことが確認できなければ復帰マヌーバを行えない。このため誘導計算結果が簡単に確認できる必要がある。

本論文で示す復帰法は、実際のランデブ宇宙機への適用に必要なこれらの条件を考慮したものであり、ランデブ飛行中のチェイサ宇宙機が基準軌道から外れた場合に、スラスト噴射量の誤差を求め、噴射誤差の定数倍の噴射を2回行うだけで基準軌道に復帰するという極めて簡便な方法である。また、本標準復帰法を実現するためには軌道マヌーバ後に、スラスト噴射誤差の有無を速やかにかつ正確に推定することが必要である。本論文では、ランデブ航法データからマヌーバ前後の速度変化を精度良く推定するための方法として、軌道ダイナミクスと最小2乗法を用いた平滑軌道の算定法についても、併せて示す。

2. 標 準 復 帰 法

2.1 標準復帰の必要性 チェイサ宇宙機がランデブする際には、ターゲット宇宙機とチェイサ宇宙機との軌道長半径の差に基づく軌道周期の差を利用して接近を行う。チェイサ宇宙機はターゲット宇宙機との距離が遠い時は高度差を大きく取って接近速度を速くし、ターゲット宇宙機に近づくにつれて高度差を小さくしてゆっくりと近づく²⁻⁵⁾。

軌道高度すなわち軌道長半径はエネルギーにより一意的に決まり、

$$E = -\frac{\mu}{a} + \frac{1}{2}v^2 = \frac{\mu}{2a} \quad (1)$$

μ : 地球重力定数, a : 軌道長半径

の関係が成立するので、軌道長半径の変更には、進行方向にスラスト噴射するのが最も効率が良く、実際に参考文献2~5) に示した軌道変更も、主として進行方向のスラスト噴射によって行われる。

ここで、軌道変更のためのスラスト噴射量に過不足があった場合や、あるいは、スラスト噴射自体が行われなかったような場合には、計画した基準軌道と軌道長半径の差があ

*1 © 2002 日本航空宇宙学会
平成 13 年 7 月 6 日原稿受理
*2 宇宙開発事業団

るために、時間と共に基準軌道との差が広がって行ってしまう。この時

(1) 基準軌道は多くの軌道シミュレーションにより安全性や運用性が確認されている軌道であるので、基準軌道から外れた状態で接近を続けることは好ましくない。

(2) スラスタ噴射量が不足した場合、接近速度が大き過ぎてターゲット宇宙機を通過してしまう可能性があり、いったん通過すると基準軌道への復帰は複雑になり、長時間を要する。ランデブ宇宙機の中には、ドッキングするまでの時間に制約があり、ターゲット通過は RVD の成否に重大な影響を及ぼす場合がある。また、時間制約が厳しくなくても、ターゲットを通過してからの復帰は推進消費量を増大させる。

(3) スラスタ噴射量が大きすぎた場合、ターゲット宇宙機との高度差が小さくなって、衝突軌道に入る可能性がある。等から、速やかに基準軌道に復帰する必要がある。そのためには、スラスタ(噴射方向)選択や噴射量の決定が容易に行える復帰方法が必要となる。

2.2 標準復帰法 本論文で提案する標準復帰法は、以下のような簡便な方法で基準軌道に復帰できる方法である。

軌道変更のためのスラスタ噴射が不調に終わった場合、予定されていたスラスタ噴射量と実際のスラスタ噴射量との誤差を ΔV_{x_0} とすると、

(1) スラスタ噴射予定時刻から 0.203 周回後に上下方向に $3.827\Delta V_{x_0}$ 噴射する(進行方向のスラスタ噴射に不足があった場合には上向き)。

(2) さらに 0.203 周回後に前後方向に噴射誤差と逆方向に同じ量 ΔV_{x_0} 噴射する。

本標準復帰法は以下の特徴を有する。

(1) 初期のスラスタ噴射誤差 ΔV_{x_0} に定数係数を掛けた 2 回のスラスタ噴射により復帰でき、スラスタ噴射方向と噴射量を極めて容易に求められる。

(2) 基準軌道を進んだ場合と同じ所要時間で同じ位置に復帰できる。ランデブの飛行シーケンスは、データ中継衛星との通信時間や、太陽による日照条件等を考慮して計画されているので、同じ所要時間で基準軌道に復帰できれば以降のシーケンスは影響を受けず、当初計画と同じシーケンスで接近を継続できる。このため、運用性を考えた場合、極めて実用的である。

(3) 前後方向と上下方向のスラスタ噴射のみで復帰できる。実際の宇宙機は各軸方向のスラスタを持っているので、姿勢変更を行わずに容易に復帰のためのスラスタ噴射が行える。

これらの特徴により、本復帰方法は通常の宇宙機で実際に適用可能であり、汎用性に富んだ実用的な復帰方法である。

2.3 基本原理 約 0.2 周回ごとに 2 回のスラスタ噴射を行うだけで容易に基準軌道に復帰できる標準復帰法の基本原理を以下に述べる。

チェイサ宇宙機とターゲット宇宙機が円軌道に近い軌道を飛行しており、両宇宙機の高度差が地球半径に比較して十分に小さい時、チェイサ宇宙機の運動は、ターゲット宇

宙機に原点を固定し、ターゲット宇宙機の飛行する仮想円軌道上に X 軸(前方を正)、地心方向に Z 軸(下方を正)、これらと右手系をなすように軌道面垂直方向に Y 軸(軌道角運動量ベクトル逆方向を正)を取った Hill 座標系において記述される。チェイサ宇宙機のターゲット宇宙機に対する相対運動を表す Hill 方程式は、Hill 座標系上で次のように記述される。

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

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

外力が作用しない場合 ($a_x = a_y = a_z = 0$) の C-W (Clohessy-Wiltshire) 解 ($X-Z$ 平面) は、

$$\begin{pmatrix} X \\ Z \\ V_x \\ V_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 6(\theta - S_\theta) & \frac{1}{\omega}(4S_\theta - 3\theta) & \frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) \\ 0 & 4 - 3C_\theta & -\frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) & \frac{1}{\omega}S_\theta \\ 0 & 6\omega(1 - C_\theta) & 4C_\theta - 3 & 2S_\theta \\ 0 & 3\omega S_\theta & -2S_\theta & C_\theta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} X_0 \\ Z_0 \\ V_{x_0} \\ V_{z_0} \end{pmatrix}$$

$$S_\theta = \sin \theta, \quad C_\theta = \cos \theta, \quad \theta = \omega t \quad (3)$$

ω : ターゲット宇宙機の軌道角速度

と表される⁶⁾。なお、面外方向 (Y 方向) は $X-Z$ 平面の運動とは独立であり、軌道周期を 1 周期とし、初期位置、初期速度によって決まる正弦波運動を行う。

(3) 式において $\theta = 0.203 \times 2\pi$ の時、

$$\frac{\partial X}{\partial V_{x_0}} = \frac{1}{\omega}(4S_\theta - 3\theta) = 0 \quad (4)$$

であるから、チェイサ宇宙機の初期接近速度にかかわらず、 X 方向の位置は一定となる。すなわち、軌道変更のためのスラスタ噴射量に誤差があったとしても、約 0.2 周回後には基準軌道を計画通り飛行した場合の真上または真下に位置していることになる。

ここで、初期速度 V_{x_0} に誤差 ΔV_{x_0} が与えられたとすると、約 0.2 周回後の位置/速度は (3) 式より、

$$\begin{pmatrix} X \\ Z \\ V_x \\ V_z \end{pmatrix}_{0.2} = \begin{pmatrix} 1 & 6(\theta - S_\theta) & 0 & \frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) \\ 0 & 4 - 3C_\theta & -\frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) & \frac{1}{\omega}S_\theta \\ 0 & 6\omega(1 - C_\theta) & 4C_\theta - 3 & 2S_\theta \\ 0 & 3\omega S_\theta & -2S_\theta & C_\theta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} X_0 \\ Z_0 \\ V_{x_0} + \Delta V_{x_0} \\ V_{z_0} \end{pmatrix} \equiv \Phi_{0.2} \begin{pmatrix} X_0 \\ Z_0 \\ V_{x_0} + \Delta V_{x_0} \\ V_{z_0} \end{pmatrix} \quad (5)$$

となる．C-W 解は初期位置/速度について線形の遷移行列となっているから，スラスト噴射誤差による基準軌道からの位置/速度誤差は，

$$\begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Z \\ \Delta V_x \\ \Delta V_z \end{pmatrix}_{0.2} = \Phi_{0.2} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \Delta V_{x_0} \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -\frac{2}{\omega}(1-C_\theta) \\ 4C_\theta-3 \\ -2S_\theta \end{pmatrix} \Delta V_{x_0} \quad (6)$$

となる．この約 0.2 周回後の位置で，高度方向に

$$-2\Delta V_z = 4S_\theta \Delta V_{x_0} = 3.827 \Delta V_{x_0} \quad (7)$$

のスラスト噴射を行えば，(6) 式の位置/速度は，

$$\begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Z \\ \Delta V_x \\ \Delta V_z \end{pmatrix}_{0.2} = \begin{pmatrix} 0 \\ -\frac{2}{\omega}(1-C_\theta) \\ 4C_\theta-3 \\ 2S_\theta \end{pmatrix} \Delta V_{x_0} \quad (8)$$

となる．

この点からさらに約 0.2 周回後（初期のスラスト噴射の不調時点からは約 0.4 周回後）の位置/速度は，以下の通り求められる．

$$\begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Z \\ \Delta V_x \\ \Delta V_z \end{pmatrix}_{0.4} = \Phi_{0.2} \begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Z \\ \Delta V_x \\ \Delta V_z \end{pmatrix}_{0.2} = \begin{pmatrix} 1 & 6(\theta-S_\theta) & 0 & \frac{2}{\omega}(1-C_\theta) \\ 0 & 4-3C_\theta & -\frac{2}{\omega}(1-C_\theta) & \frac{1}{\omega}S_\theta \\ 0 & 6\omega(1-C_\theta) & 4C_\theta-3 & 2S_\theta \\ 0 & 3\omega S_\theta & -2S_\theta & C_\theta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 0 \\ -\frac{2}{\omega}(1-C_\theta) \\ 4C_\theta-3 \\ 2S_\theta \end{pmatrix} \Delta V_{x_0} \quad (9)$$

(9) 式において各項の係数は， $4S_\theta - 3\theta = 0$ であることを使って，以下のように求められる．

$$\begin{aligned} \text{第1項} &= -\frac{12}{\omega}(\theta-S_\theta)(1-C_\theta) + \frac{4}{\omega}(1-C_\theta)S_\theta \\ &= -\frac{4}{\omega}(3\theta-4S_\theta)(1-C_\theta) = 0 \\ \text{第2項} &= -\frac{2}{\omega}(4-3C_\theta)(1-C_\theta) \\ &\quad -\frac{2}{\omega}(1-C_\theta)(4C_\theta-3) + \frac{2}{\omega}S_\theta^2 \\ &= -\frac{2}{\omega}(1+C_\theta)(1-C_\theta) + \frac{2}{\omega}S_\theta^2 \\ &= \frac{2}{\omega}(-1+C_\theta^2+S_\theta^2) = 0 \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \text{第3項} &= -12(1-C_\theta)^2 + (4C_\theta-3)^2 + 4S_\theta^2 \\ &= -12C_\theta^2 + 24C_\theta - 12 + 16C_\theta^2 \\ &\quad -24C_\theta + 9 + 4S_\theta^2 \\ &= 4(C_\theta^2 + S_\theta^2) - 3 = 1 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{第4項} &= -6S_\theta(1-C_\theta) - 2S_\theta(4C_\theta-3) + 2S_\theta C_\theta \\ &= (6-8+2)S_\theta C_\theta + (-6+6)S_\theta = 0 \end{aligned}$$

従って，(9) 式は，

$$\begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Z \\ \Delta V_x \\ \Delta V_z \end{pmatrix}_{0.4} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \Delta V_{x_0} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (11)$$

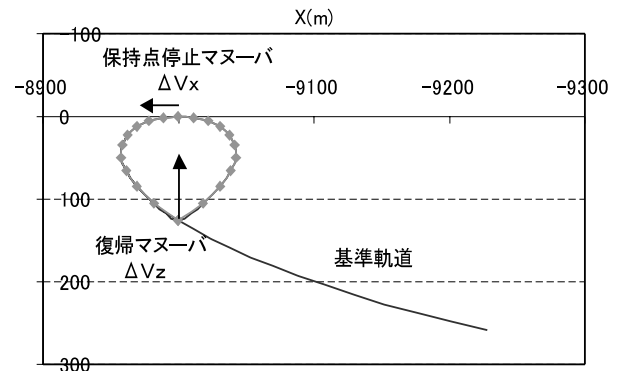
となり，基準軌道上を進んだ場合の約 0.4 周回後の位置と同じ位置で，初期のスラスト噴射誤差と同じ量の速度誤差を持っている．従って，この点でスラスト噴射誤差と同量だけ逆方向にスラスト噴射を行えば，位置/速度とも基準軌道と同じであり，以降は基準軌道上を接近できることになる．ここで約 0.4 周回後の位置/速度が同じであるということは，この間の所要時間が同じであることを意味している．これが本標準復帰法の大きな特徴である．

以上により，2.2 項で述べた方法により基準軌道に復帰できることが証明された．

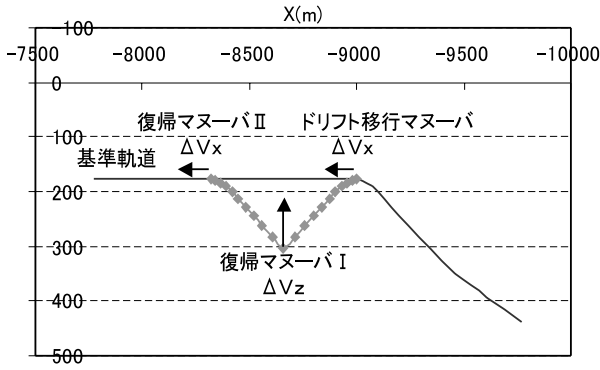
2.4 実際の復帰例 本標準復帰法を用いた復帰軌道の例を示す．

第1図はターゲット衛星と同じ高度上の保持点に停止するための保持点停止マヌーバが行われなかった場合である．停止できなかったためにチェイサ宇宙機は保持点（-9000, 0）を越えて◆を付した軌道上を飛行する（◆は 0.02 周回ごとに付している）．しかし，約 0.2 周回後に保持点の真下に到達するので，このタイミングで上向きに復帰マヌーバ I（ ΔV_z ）を行えば保持点に到達するための基準軌道と一致するので，保持点に達する約 0.2 周回後に当初計画通りの保持点停止マヌーバ（ ΔV_{x_0} ）を行えば，保持点に停止できる．

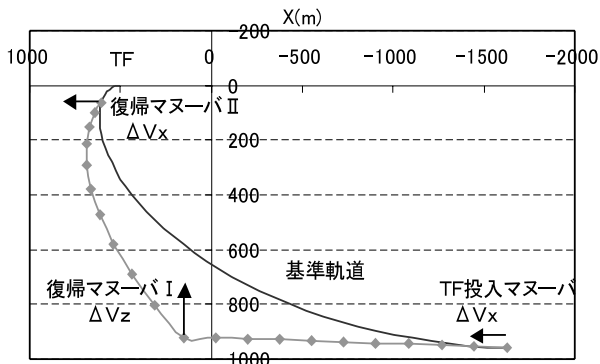
第2図はターゲット宇宙機と一定の高度差を保って接近するドリフト軌道への移行マヌーバが行われなかった場合



第1図 保持点停止マヌーバが行われなかった場合の復帰軌道



第2図 ドリフト移行マヌーバが行われなかった場合の復帰軌道



第3図 TF投入マヌーバが行われなかった場合の復帰軌道

である。チェイサ宇宙機は元の軌道上を飛行しているので次第に高度が下がってくるが、約 0.2 周回後にはドリフト軌道を飛行した場合の真下に位置するので、この点で上向きに復帰マヌーバ I を行えば、約 0.2 周回後にはドリフト軌道と同じ高度に達するので、ここで当初計画のドリフト移行マヌーバを行えば、ドリフト軌道に移行でき、基準軌道に復帰できる。

第 3 図はターゲット宇宙機と同じ高度の保持点 TF に投入するための TF 投入マヌーバが行われなかった場合である。チェイサ宇宙機は TF 移行軌道に乗れず、ほぼ一定高度の元の軌道上を飛行しているが、約 0.2 周回後には TF 移行軌道を飛行した場合の真下に位置するので、この点で上向きに復帰マヌーバ I を行えば、約 0.2 周回後には TF 移行軌道を進んだ場合と同じ位置に達するので、ここで当初計画の TF 投入マヌーバを行えば、TF 移行軌道に乗り、基準軌道に復帰できる。

以上は、計画されたマヌーバが全く行われなかった場合の復帰の例であるが、計画されたマヌーバに対して過不足があった場合でも、実際のスラスタ噴射量と計画値との差を ΔV_{x0} とすると、2.2 項に示した方法により同一所要時間で基準軌道に復帰できる。

3. 速度推定法

本標準復帰法は、復帰に必要なスラスタ噴射量が初期のスラスタ噴射誤差より簡単に求められる点に特徴が有る。

このため、初期のスラスタ噴射誤差を正確に知ることが重要となる。

チェイサ宇宙機の航法センサとして加速度計を搭載している場合には、スラスタ噴射期間中の加速度を積分することにより、直ちに速度増分を知ることができ、スラスタ噴射誤差を求めることができる。しかし、加速度計にはバイアス誤差があり、バイアス誤差の修正誤差や変動分が速度推定誤差となる。また、加速度計を搭載していない場合もある。そこで、チェイサ宇宙機には必ず搭載しているランデブ・センサによる相対航法値を軌道ダイナミクスを用いて平滑化し、高精度に速度変化量を推定する方法を提案する。これは、軌道制御を行わずにコースティングしている区間について、相対航法値を最小 2 乗法を用いて、C-W 解によって伝搬した軌道に回帰させて、最適推定軌道を作り、スラスタ噴射前後の速度変化を求めるものである。なお、加速度計を搭載している場合には、より高精度が期待できる方を主系とし、もう一方を機能バックアップとすれば、信頼性の高い航法システムを構築することができる。

最適推定軌道は、

$$\sum_{k=1}^n \left| \vec{x}_k - \hat{\vec{x}}_k \right|^2 \rightarrow \min \quad (12)$$

\vec{x}_k : 相対航法による位置/速度ベクトル

$\hat{\vec{x}}_k$: 最適推定軌道上の位置/速度ベクトル

となるような軌道である。Hill 方程式の C-W 解を用いると、

$$\hat{\vec{x}}_k = \Phi_k \hat{\vec{x}}_0 \quad (13)$$

となり、初期値に線形遷移行列が掛かった形に書ける。従って、(13) 式を用いると (12) 式は、

$$\sum_{k=1}^n \left| \vec{x}_k - \Phi_k \hat{\vec{x}}_0 \right|^2 \rightarrow \min \quad (14)$$

となる。

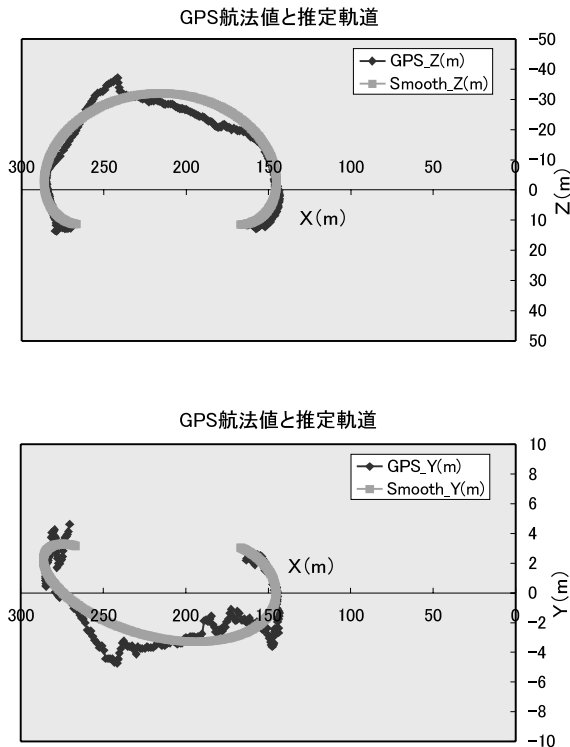
これを最小にするためには、 $\hat{\vec{x}}_0$ に関する gradient を 0 にする条件 (停留条件) から、

$$\hat{\vec{x}}_0 = \left(\sum_{k=1}^n \Phi_k^T \Phi_k \right)^{-1} \left(\sum_{k=1}^n \Phi_k^T \vec{x}_k \right) \quad (15)$$

実際には、位置の誤差と速度の誤差を同等に扱うことは適切ではないので、重み行列 (対角行列) λ を掛ける。重み係数は、速度成分について $1/\omega$ 程度の重みを掛けるのが適当である。(15) 式は重み行列を用いて、

$$\hat{\vec{x}}_0 = \left(\sum_{k=1}^n \Phi_k^T \lambda^2 \Phi_k \right)^{-1} \left(\sum_{k=1}^n \Phi_k^T \lambda^2 \vec{x}_k \right) \quad (16)$$

となる。初期条件が求められれば、その後の位置/速度は (13) 式により求められるから、最適推定軌道を得ることができる。



第 4 図 GPS 相対航法値から求めた最適推定軌道 (上: X-Z 平面, 下: X-Y 平面)

相対航法の誤差は、ランデブ・センサの観測ノイズに起因するバイアス誤差とランダム誤差が主要因であるため、スラスタ噴射の前後について最適推定軌道を作り速度変化を求めれば、ランデブ・センサのバイアス誤差は軌道ダイナミクスの利用により、ランダム誤差は多数回の観測の利用により除去でき、高精度に速度変化を推定することができる。

最適推定軌道の例として、ETS-VII の GPS 相対航法値から最適推定軌道を求めた結果を第 4 図に示す。GPS 相対航法に見られる推定値のバラツキが平滑化され、信頼性の高い推定軌道が得られていることが見て取れる。

標準復帰法を行うために、0.2 周回の相対航法データを用いて最適推定軌道を求めるとする。(3) 式の C-W 解によれば、初期速度量 ΔV_{x_0} の位置 X に対する感度は、軌道 0.2 周回の間には極大値を取り、 $\theta = 41.4^\circ$ (0.115 周回後) で

$$X = \frac{1}{\omega} (4S_\theta - 3\theta) \Delta V_{x_0} = 436 \Delta V_{x_0} \quad (17)$$

となる (軌道高度 550 km の場合)。

ETS-VII の GPS 相対航法の精度は X の位置推定精度で 3 ~ 5 m と評価されている⁷⁾ ので、初期速度誤差が 400 倍に拡大されれば、およそ 1 cm/s の精度で速度誤差を求めることができる。軌道周期を 100 分 (低軌道衛星の代表的な値) とすると、11 分後にはスラスタ噴射誤差が発生したかどうかを判定でき、その値も約 1 cm/s の精度で推定

できる。復帰マヌーバ I は 20 分後であるから、この間に復帰計画を立てて、マヌーバを実施することができる。本標準復帰法は、運用性を考えた場合にも実際の宇宙機に適用可能な方法であることが判る。

4. ま と め

ランデブ飛行中のチェイサ宇宙機が基準軌道から外れた場合に、初期のスラスタ噴射の誤差量を知るだけで、簡便なロジックにより基準軌道に復帰できる標準的かつ汎用的な復帰方法を示した。本復帰法によれば、約 0.2 周回ごとに上下方向と前後方向に 2 回のスラスタ噴射を行うだけで、基準軌道を飛行した場合と同じ所要時間で、基準軌道に復帰することができる。また、ランデブ飛行中の相対航法データからスラスタ噴射の誤差を精度良く推定するための軌道ダイナミクスと最小 2 乗法を用いた最適推定軌道の算定法についても示した。

本論文で述べた標準復帰法は、実際のランデブ宇宙機を念頭に置き、運用性を考慮した実用的な方法である。簡便なアルゴリズムであるため、搭載化も容易である。軌道上実証により技術を確立し、今後のランデブ宇宙機への適用を図って行きたい。

相対航法データからの最適軌道推定ロジックの確認に関し貴重な助言を頂きました宇宙開発事業団 HTV プロジェクトチームの山中浩二氏に深く感謝致します。

参 考 文 献

- 1) Carter, T. E.: State Transition Matrices for Terminal Rendezvous Studies: Brief Survey and New Example, *J. Guid. Control Dynamics*, **21** (1998), pp. 148-155.
- 2) Kawano, I., Wakabayashi, Y., Nakamura, H., Anegawa, H., Ohta, K., Oda, M. and Anzai, T.: In-Orbit Demonstration Concept for the Space Platform in Japan—Rendezvous and Docking System, *Proc. 40th Congress of the International Astronautical Federation*, IAF-89-017, 1989.
- 3) Gavin, R. T.: Development of a Cooperative Operational Rendezvous Plan for Eureka and Other Maneuvering Shuttle Payload, *Proc. 38th Congress of the International Astronautical Federation*, IAF-87-218, 1987.
- 4) Eckstein, M. C.: Safe Rendezvous Approach to a Space Station by Impulsive Transfers and Continuous Thrust Arcs, *Proc. 1st European In-Orbit Operations Technology Symposium*, ESA SP-272, 1987, pp. 3-12.
- 5) Frezet, M., Riant, P., Janvier, M. and Caldichoury, M.: HERMES Rendezvous and Navigation System, *Proc. 2nd European In-Orbit Operations Technology Symposium*, ESA SP-297, 1989, pp. 207-218.
- 6) Clohessy, W. H. and Wiltshire, R. S.: A Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous, *Aerospace Sci.*, **29** (1960), pp. 653-658.
- 7) Kawano, I., Mokuno, M., Kasai, T. and Suzuki, T.: First Autonomous Rendezvous Using Relative GPS Navigation by ETS-VII, *Navigation, J. Institute Navigation*, **48**, 1 (2001), pp. 49-56.