

■11 群 (社会情報システム) -2 編 (電子航法・ナビゲーションシステム)

4 章 宇宙システム

■11 群-2 編-4 章

4-1 ロケット・宇宙往還機のナビゲーション

(執筆者：河野 功) [2008年1月 受領]

4-1-1 ロケットの誘導制御技術

ロケットとは、ロケットエンジン（自ら燃料と酸化剤を内蔵し、大気から空気を取り込まなくても燃焼できるエンジン）により飛行し、地上から宇宙空間に人工衛星などを打上げる装置である。誘導制御系は人工衛星などを目標の軌道に投入するためにロケットの制御を行うシステムであり、「航法」「誘導」「制御」の一連の3種類の機能を有する。「航法」（ナビゲーション）機能は、刻一刻と変化するロケットの位置や速度、姿勢などを計測し、推定する機能であり、「誘導」（ガイダンス）機能は、目標軌道に到達するための飛行経路を算出する機能であり、（狭義の）「制御」機能は、機体の姿勢を変更しロケットエンジンの推力方向を望ましい方向に向ける機能である。

注1：「航法」、「誘導」、「制御」は、しばしば混同して使用されている。例えば、「慣性誘導」といった場合、「航法」方式として慣性航法を使用した誘導制御系を指していることが多い。技術用語として、「航法」、「誘導」、「制御」という言葉を使用する（あるいは読解する）場合、（広義か狭義か）その言葉の意味している機能の範囲について、十分な注意を払って使用する（読解する）必要がある。

注2：誘導制御系といった場合、「航法」機能も含んでいるが航法誘導制御系と呼ばずに誘導制御系と呼ぶ場合が多い。英語では、Guidance Navigation and Control、もしくは Guidance and Control と呼ぶ場合が多いが、後者の場合も Navigation 機能を含んでいる場合が多い。

ロケットの誘導制御技術を分類すると図4・1ようになる。ロケットの航法でもGPS航法の利用が始まっているが、現在の主流の方式である電波誘導（航法）と慣性誘導（航法）について以下に述べる。

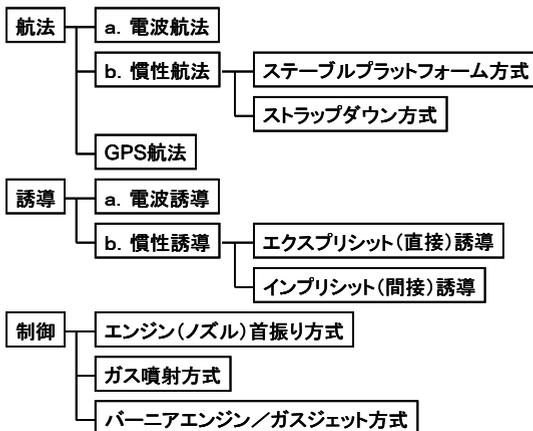


図4・1 ロケットの誘導制御技術の分類

(1) 電波誘導（電波航法）方式

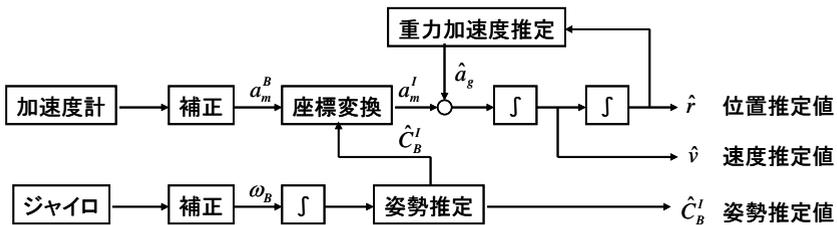
電波誘導方式は、電波航法によってロケットの軌道（位置、速度）を推定し、地上の打上げ支援システムの計算機で誘導指令（目標姿勢変更量やエンジンカットオフ指令など）を計算し、地上からの電波リンクで誘導指令をロケットに送信し、これに基づいてロケットが姿勢などの制御を行う方式である。

宇宙航空研究開発機構（JAXA）の M-V ロケットでは、精測レーダで距離と方位角、上下角を観測し、レーダ観測量のノイズを除去するためのカルマンフィルタにより、現在の軌道（位置、速度）の推定とともに、将来（例えば、ロケット燃焼終了時）の軌道予測も行っている。誘導指令の計算は地上の計算機で行い、例えば、2 段ロケット燃焼終了時の遠地点高度や速度などを評価関数として最適計算を行い、姿勢操作量を計算し、測距用のレーダのリンクに乗せて、M-V ロケットに誘導指令を送る¹⁾。

(2) 慣性誘導（慣性航法）方式

慣性誘導方式は、慣性航法によってロケットの軌道（位置、速度）や姿勢を推定し、ロケットに搭載した誘導制御計算機で誘導指令を計算し、ロケットの姿勢制御を行ってエンジンの推力ベクトルを制御して目標軌道に誘導する方式である。慣性航法は、加速度計による加速度計測値を積分して位置、速度を、ジャイロによる角速度計測値を積分して姿勢を推定する。慣性航法には加速度計、ジャイロの機体への搭載方法によりステーブルプラットフォーム方式とストラップダウン方式に分類される。

ステーブルプラットフォーム方式は、加速度計とジャイロを 3 軸駆動可能なプラットフォーム上に配置し、ジャイロで角速度を計測してプラットフォームを慣性空間に対して一定となるように保ち、慣性空間に固定したプラットフォーム上で計測した加速度を積分することで、速度及び位置を推定する方式である。



a_m^B : 機体座標上の加速度計測値 ω_B : 角速度計測値
 a_m^I : 慣性座標上の加速度計測値 \hat{C}_B^I : 慣性座標系から見た機体姿勢の推定値
 \hat{a}_g : 重力加速度推定値 \int : 積分

図 4・2 ストラップダウン方式慣性航法ブロック線図

ストラップダウン方式は、図 4・2 に示すとおり、加速度計とジャイロは機体に固定し、ジャイロで計測した角速度を積分して慣性空間に対する機体の姿勢を求め、これを使用して加速度計の計測値を機体座標系から慣性座標系に座標変換し、慣性空間に対する加速度を積

分することで速度及び位置を推定する方式である。重力加速度は飛行中には加速度計では検知されないため、位置の推定値から重力加速度を推定し、加速度計により計測された（エンジンの推力や大気抵抗による）加速度に加えて積分を行う必要がある。

ステーブルプラットフォーム方式は航法計算が簡便であるが、3 軸可動のジンバル機構が必要となり、信頼性や重量、消費電力の点で不利である。ストラップダウン方式は航法計算が複雑なため高性能の誘導制御計算機が必要になるが、重量、消費電力、信頼性などの点で有利である。JAXA の H-II ロケット、H-IIA ロケットではストラップダウン方式を採用している^{1),2)}。

慣性誘導の（狭義の）誘導則には、エクスプリシット（直接）誘導方式とインプリシット（間接）誘導方式がある。インプリシット方式は、基準軌道からの偏差を航法により推定して、基準軌道に追従するための修正を行う方式であり、エクスプリシット方式は、現在の軌道から目標軌道に到達するための軌道を燃料最小の最適 2 点境界値問題を解いて逐次求める方式である。実際のエクスプリシット方式は、現実的な仮定を置いて運動方程式を近似して簡単に解を求める方法を採用しており、近似の方式により、線形タンジェント則、線形サイン則、一定回転レート則などがある。H-IIA ロケットでは一定回転レート則を使用している²⁾。

(3) 制御

誘導則に基づいて軌道を修正するためには、姿勢を制御してロケットエンジンの推力方向を望ましい方向に向ける必要がある。このための方式として、ロケットエンジン（もしくはノズルのみ）をジンバルで振る方式、ノズル内に気体を噴射して推力方向を変える方式、バーニア（副）エンジンやガスジェットを噴射する方式などがある。これらを各軸で組み合わせ用いることも多い。

4-1-2 宇宙機のランデブードッキング技術

ランデブードッキング（RVD：Rendezvous Docking）技術は、軌道上の二つの宇宙機同士が接近（ランデブー）し、結合（ドッキング）する技術である。宇宙機が RVD を行う方法として、操縦方式と自動 RVD 方式がある。アポロ、スペースシャトルなど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。JAXA は 1998 年に技術試験衛星 VII 型（ETS-VII：愛称「おりひめ」、「ひこぼし」）により自動 RVD に成功した³⁾。

以下、ETS-VII を例に自動 RVD について述べる。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推定する相対航法機能と、自動的に目標接近軌道を生成する誘導機能が重要である。ETS-VII では、両宇宙機の距離に応じて相対接近フェーズ、最終接近フェーズ、ドッキングフェーズの三つのフェーズを定義し、フェーズごとに航法、誘導方式を切り換えて自動 RVD を行った。なお、接近の対象となる宇宙機をターゲット、能動的に接近を行う宇宙機をチェイサと呼ぶ。

約 10km～500m の相対接近フェーズでは、GPS 相対航法と C-W 誘導則により自動 RVD を行った。GPS 相対航法は GPS 差分航法（DGPS）の一種であり、GPS 衛星の軌道誤差や時刻誤差、電離層遅延誤差などの共通誤差を除去して高精度に相対位置が推定可能である。ターゲット GPS 受信機（GPSR）の観測データ（シュドレンジ、デルタレンジ）をチェイサ GPSR に送り、チェイサ GPSR 内では共通する GPS 衛星の観測データの差を観測量として拡張カル

マンフィルタで処理し、相対位置/速度を推定する。C-W 誘導則は、相対運動の運動方程式である Hill 方程式の C-W (Clohessy-Wiltshire) 解に基づく誘導則である。ターゲット宇宙機に原点を固定し、ターゲット宇宙機の進行方向に X 軸、地心逆方向に Y 軸をとると、コースティング中 (軌道制御を行っていない) の軌道面内 (X-Y 面内) の C-W 解は次式のように書ける⁴⁾。

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ \dot{X} \\ \dot{Y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 6(\theta - S_\theta) & \frac{1}{\omega}(4S_\theta - 3\theta) & -\frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) \\ 0 & 4 - 3C_\theta & \frac{2}{\omega}(1 - C_\theta) & \frac{1}{\omega}S_\theta \\ 0 & 6\omega(1 - C_\theta) & 4C_\theta - 3 & -2S_\theta \\ 0 & 3\omega S_\theta & 2S_\theta & C_\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_o \\ Y_o \\ \dot{X}_o \\ \dot{Y}_o \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_o \\ Y_o \\ \dot{X}_o \\ \dot{Y}_o \end{pmatrix} \quad (1)$$

$S_\theta \equiv \sin \theta, C_\theta \equiv \cos \theta, \theta \equiv \omega t \quad \omega$: ターゲット宇宙機軌道角速度

ここで、到達目標位置を $\begin{pmatrix} X_{tar} \\ Y_{tar} \end{pmatrix}$ とすると、必要な軌道制御量は次式で求められる。

$$\begin{pmatrix} \Delta V_x \\ \Delta V_y \end{pmatrix} = \Phi_{12}^{-1} \left(\begin{pmatrix} X_{tar} \\ Y_{tar} \end{pmatrix} - \Phi_{11} \begin{pmatrix} X_o \\ Y_o \end{pmatrix} \right) - \begin{pmatrix} \dot{X}_o \\ \dot{Y}_o \end{pmatrix} \quad (2)$$

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 に達した時点でスラスト噴射停止する方式で接近制御を行った。

500 m 以近の最終接近フェーズでは、レーザレーダで距離と方位角、上下角を計測して相対位置/速度を推定し、予め計画している目標位置と接近速度に逐次追従する基準軌道誘導により軌道制御を行った。レーザレーダをターゲット方向に指向させるため LOS (視線方向) 指向制御を行った。

2 m 以近のドッキングフェーズでは、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、画像センサである近傍センサ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。接近速度を約 2 cm/s に制御して低衝撃型ドッキングを実現した。

4-1-3 宇宙往還機の帰還/着陸ナビゲーション

スペースシャトルに代表される宇宙往還機は、ロケットと同様に打上げ、人工衛星を軌道に投入したり、宇宙ステーションなどにランデブードッキング (RVD) して人員や物資の補給を行い、大気圏に再突入して、飛行機と同様に滑走路に着陸する、宇宙と地上を往復する輸送システムである。宇宙往還機の飛行フェーズは、(1) 打上げ、(2) 軌道上、(3) RVD、(4) 帰還/着陸の四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」技術があるが、(1) 打上げフェーズは 4-1-1 項のロケットと同様に慣性航法によっており、(2) 軌道上フェーズは人工衛星と同様にデータ中継衛星 TDRS を利用した軌道決定を行っており、(3) RVD フェーズでは宇宙飛行士の操縦により RVD を行っている。そこで、宇宙往還機に特徴的な(4) 帰還/着陸フェーズの航法・誘導制御について、以下に述べる。

スペースシャトルの帰還は、OMS (Orbital Maneuvering System) による再突入用の減速制御から始まる。この制御により近地点高度を大気圏上層の高度まで下げ、大気圏に再突入する。再突入時には激しい空力加熱や荷重にさらされるが、これらの条件を機体の許容範囲内

に抑えるために、大気抵抗の加速度と速度を変数とする図上で空力加熱などからの制約条件を管理し、すべての条件を満たす領域（コリドー）内を、秒速 8 km 近い速度から減速して着陸することが誘導制御系に求められる。

再突入時の誘導はエクスプリシット誘導の一種のクローズドフォーム誘導則を使用している。これは、上記の制約条件から空力加熱一定フェーズ、加速度一定フェーズなどに分類し、空力加熱一定などの条件から導かれる速度と抵抗加速度の関係式を仮定して運動方程式の近似解を求める誘導則で、現在の状態からフェーズ終了時まで飛行可能な距離を求め、航法から得られた目標地点までに必要な飛行距離と比較して、目標とする抵抗加速度と降下速度を求め、これを実現するように仰角（速度ベクトルに対する角度）とバンク角（垂直姿勢に対する傾き角）の指令値を生成する。機体の姿勢制御は、空力舵面（エレボンとエルロン）を使って行われる。

再突入誘導に続き、高度 25 km 付近で TAEM (Terminal Area Energy Management) フェーズに移行する。TAEM では運動エネルギーと位置エネルギーの和を、着陸場までの距離の関数に沿って減少させるために、スピードブレーキや S ターンによってエネルギー調節を行う。S ターンの後、HAC (Heading Alignment Circle) という直径 4.5 km の円筒面上を旋回して高度を調整し、飛行方向を滑走路線上に向け、着陸進入を開始する。高度 3 km 付近より 19° 程度の大きな経路角で降下し、高度 530 m より引きしを行って経路角を 1.5° まで下げ、高度 24 m 以下では更に降下速度を落として滑走路に着地する。

航法は基本的には慣性航法であるが、85 km~26 km では抵抗高度計により、再突入時のブラックアウト明けの高度 46 km 以下では TACAN (TACTical Air Navigation) により、25 km 以下ではエアデータシステムにより、6 km 以下では MSBLS (Microwave Scanning Beam Landing System) により補完情報を得て、慣性航法の誤差の増大を抑える複合航法に必要な精度を確保している。抵抗高度計は IMU の加速度計測値と速度推定値から大気密度を求めて高度を推定する方式であり、TACAN は地上局と 962~1213 MHz の信号を受送信し、地上局からの距離と方位を求めることができる。エアデータシステムはピトー管により対気速度（気流の速度ベクトル）を計測するもので、10 km 以下では気圧高度計のデータも使用可能である。MSBLS は航空機の着陸時の航法に使用される MLS と同様に、地上局より扇状のマイクロ波を上下と左右に走査し、往復の時間より上下角と方位角を、応答時間により距離を求める方式である。高度 150 m 以下ではレーダ高度計を用いて高度を計測し、降下速度を推定する。GPS の実運用開始に伴い、TACAN から GPS 利用への移行も進められている^{1),5)}。

■参考文献

- 1) “航空宇宙工学便覧（第3版）,” C2.5 ロケットの誘導制御, C4.2 再使用宇宙輸送系の要素技術, 丸善, 2005.
- 2) 鈴木秀人, 麥谷高志, “H-IIA ロケットの航法・誘導・制御,” 日本航空宇宙学会論文誌, vol.51, no.598, 日本航空宇宙学会, 2003.
- 3) 河野 功, 空野正明, 他, “ETS-VI ランデブ・ドッキング実験時の誘導制御精度評価,” 日本航空宇宙学会論文誌, vol.51, no.591, 日本航空宇宙学会, 2003.
- 4) W. H. Clohessy, R. S. Wiltshire, “A Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous,” Aerospace Science, vol.29, 1960.
- 5) E. R. Schiesser, “Use of Radio Equipment for Space Shuttle Navigation,” IEEE Transaction on Communications, vol.COM-26, no.11, 1978.

■11 群-2 編-4 章

4-2 人工衛星のナビゲーション

(執筆著：歌島昌由) [2008年8月 受領]

本節では、宇宙ステーションを除く地球周回軌道を飛行する人工衛星 (Artificial Satellite) のナビゲーション (Navigation) について、軌道制御 (Orbital Maneuver) を中心に述べる。地球周回軌道の中でも数多く利用されている静止軌道 (Geostationary Orbit) と太陽同期準回帰軌道 (Sun-Synchronous Near-Recurrent Orbit) (極軌道) を取り上げ、ロケットから分離された時点から、ミッションを終えて衛星が廃棄されるまでの全フェーズを、「運用軌道への投入」、「運用軌道の保持」、「軌道離脱」の三つに分けて述べる。

4-2-1 運用軌道への投入

(1) 静止軌道の場合

静止軌道は、高度約 35788 km (地心からの半径約 42166 km) の赤道面 (Equatorial Plane) 内の円軌道である。静止軌道に衛星を投入するには、ロケットで図 4・3 に示す静止トランスファ軌道 (GTO : Geostationary Transfer Orbit) に投入した後、衛星がもつ推進系 (Propulsion System) を使って静止軌道に入れるのが一般的である。GTO においては、遠地点近傍で主推進系 (Primary Propulsion System) を噴射し、漂流軌道 (Drift Orbit) と呼ばれる静止軌道に近い軌道に入る。漂流軌道からは、推力の小さい二次推進系 (Secondary Propulsion System) を使って、指定された経度上空の静止軌道に入る。

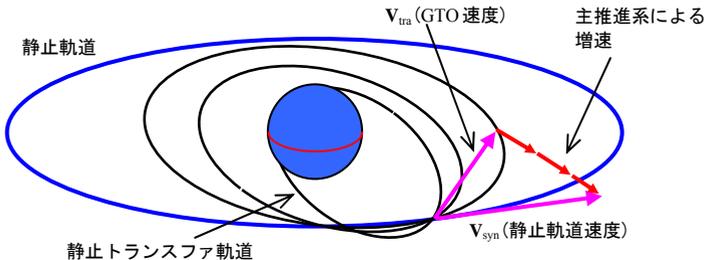


図 4・3 静止軌道への投入

GTO から漂流軌道への軌道変換 (Orbital Transfer) に用いられる主推進系は、1980 年代までは固体モータが使用された。1990 年代以降は、より大質量の静止衛星を実現するために比推力 (Specific Impulse) の大きい二液式推進系 (Bi-Propellant Propulsion System) を使って漂流軌道に投入するようになった。この制御を AEF (Apogee Engine Firing) と呼んでいる。固体モータは推力が大きいため、図 4・3 の V_{tra} から V_{syn} への軌道変換を 1 回の噴射でできるが、二液式推進系は推力 500 N 程度と固体モータに比べると小さいため、数回に分けて軌道変換が行われている。図 4・3 では、3 回に分けた場合を示した¹⁾。

二液式推進系でも、AEF において、打上げ時の衛星質量の 4 割前後の推進剤を消費する。将来的には、推進剤を大きく減らすため、比推力の大きい電気推進系 (Electric Propulsion

System) の利用が検討されている^{2),3)}。

AEF によって投入される漂流軌道は、軌道傾斜角 (Inclination)、軌道長半径 (Semi-Major Axis)、離心率 (Eccentricity) が静止軌道からわずかにずれており、二次推進系を用いて、目標経度上空に静止する軌道に投入される。

(2) 太陽同期準回帰軌道の場合

太陽同期準回帰軌道は、軌道面の太陽同期性と地上軌跡の準回帰性とを合わせもった軌道である。太陽同期性は、軌道面が平均太陽 (Mean Sun) と同じ角速度で回転するもので、地表観測時の太陽高度をほぼ一定にする意味がある。地球重力場 (Earth Gravity Field) の扁平性 (Oblateness) を利用して太陽同期性を実現するため、軌道傾斜角は 98 度付近の値となる。準回帰性は、指定日数後に同じ地上軌跡に戻る性質であり、観測対象が要求する観測周期や観測センサの観測幅などを考慮して決められる。準回帰性は主に高度により決まる。正確には、軌道傾斜角と高度の二つのパラメータを調節して、太陽同期性と準回帰性を満足させる。

種子島の射点からほぼ真南に打ち上げられ、赤道上空近くで、目標の太陽同期準回帰軌道に近い軌道に投入される。H-II A ロケットによる遠地点高度 (Apogee Height)、近地点高度 (Perigee Height) の投入誤差は、数 km 以下と小さい。太陽同期準回帰軌道では、降交点通過時の経度を指定値に合わせる必要があり、高度の投入誤差を修正しつつ数週間をかけて、指定経度を通るように軌道制御を行う。

4-2-2 運用軌道の保持

(1) 静止軌道の場合

地球重力場の扁平性、月・太陽の潮汐力 (Tidal Force)、太陽輻射圧 (Solar Radiation Pressure) により、静止軌道は少しずつ変化する。静止軌道において保持すべき対象は、直下点の経度と緯度である。直下点経度の長期変化は、地球重力場の非球対称性による軌道長半径の変化によって生じ、短期変化 (1 日周期) は太陽輻射圧による離心率の変化によって生ずる。直下点緯度の変化は、地球重力場の扁平性と月・太陽の潮汐力による軌道傾斜角の変化によって生ずる。これらの変化を ± 0.1 度程度の範囲に保持するため、二次推進系による軌道制御をほぼ一定間隔で行っている。直下点経度の保持制御は東西制御 (East-West Maneuver) と呼ばれ、軌道接線方向の加減速制御により行われる。緯度の保持制御は南北制御 (North-South Maneuver) と呼ばれ、昇交点 (Ascending Node) または降交点 (Descending Node) で軌道面法線方向の増速により行われる。現在、東西制御及び姿勢制御には一液式ヒドラジンスラスタ (Mono-Propellant Hydrazine Thruster) が使われ、南北制御にはイオンエンジン (Ion Engine) やホールスラスタ (Hall Thruster) などの電気推進系が主に使われている。

将来的には、東西制御や姿勢制御にも電気推進系が使われる可能性がある。GTO から漂流軌道への軌道変換にも電気推進系が使われるようになれば、すべての制御を電気推進系で行う全電化静止衛星の誕生となる⁴⁾。

東西制御量は静止衛星の直下点経度に依存する。経度 λ に静止する衛星は、地球重力場の非球対称性のために、次式で近似されるドリフト加速度 (Drift Acceleration) を受ける。地球重力ポテンシャル係数 (Geopotential Coefficient) として GEM-L2⁵⁾ の (4, 4) までを使った場合である。

$$\ddot{\lambda} [\text{deg}/\text{day}^2] = -6.822 \times 10^{-4} \times \begin{pmatrix} -2.155 \sin 2\lambda - 1.252 \cos 2\lambda \\ + 0.114 \sin \lambda - 0.014 \cos \lambda \\ - 0.157 \sin 3\lambda + 0.307 \cos 3\lambda \\ + 0.009 \sin 4\lambda + 0.013 \cos 4\lambda \end{pmatrix} \quad (1)$$

経度 λ の上空に静止し続けるために必要な年間制御量 ΔV_{EW} は、次式で近似できる。

$$\Delta V_{EW} [\text{m/s}] = 1037 \times \ddot{\lambda} [\text{deg}/\text{day}^2] \quad (2)$$

経度に対するドリフト加速度の変化を **図 4・4** に示す。東経 140 度付近では年間 1.4 m/s 程度の減速制御が必要と分かる。

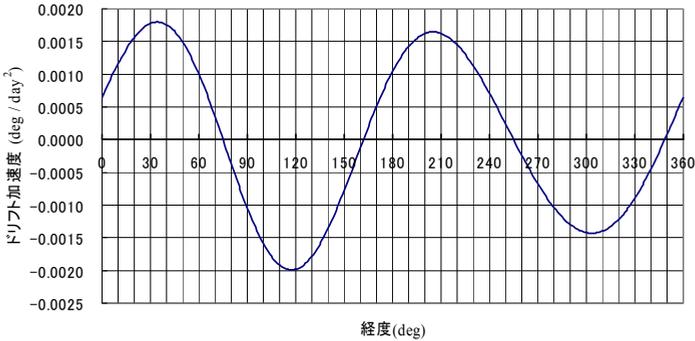


図 4・4 静止軌道のドリフト加速度

傾斜角 i の年変化率は次式で近似でき⁶⁾、**図 4・5** に示すように年によって変化する。

$$\frac{di}{dt} [\text{deg}/\text{year}] = 0.859 + 0.098 \cos N - 0.008 \cos 2N \quad (3)$$

N : 白道の黄道 (Ecliptic) に対する昇交点経度 (Longitude Of Ascending Node)
(= 125.1 deg - 19.34 deg/year \times ΔT)

ΔT は 2000 年 1 月 1 日からの年数

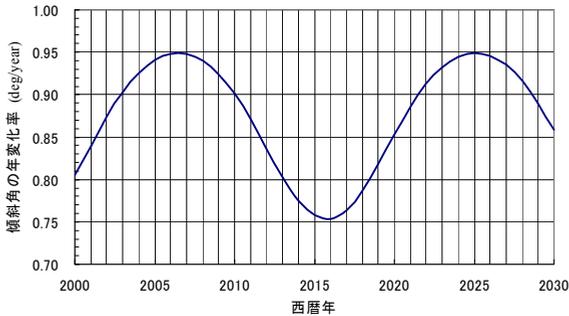


図 4・5 静止軌道面の年変化率

式(3)の面変化をキャンセルするための年間制御量 ΔV_{NS} は、次式で近似できる。およそ年間 50 m/s の制御が必要なことが分かる。

$$\Delta V_{NS} [\text{m/s}] = 3075 \times \frac{di}{dt} [\text{deg/year}] \times \frac{\pi}{180} \quad (4)$$

(2) 太陽同期準回帰軌道の場合

太陽同期準回帰軌道の高度は、600~700 km 程度のものである。この軌道の摂動(Perturbation)は、大気抵抗による高度低下と太陽の潮汐力による軌道傾斜角の減少が主なものである。高度低下は、降交点通過時の経度変化を引き起こし、傾斜角の減少は、太陽同期性を崩す。太陽同期準回帰軌道では、面内加速制御により、降交点通過時の経度を ± 0.02 deg 程度以下のずれに保ち、昇交点または降交点における面外制御により、太陽同期性を ± 15 分程度以下のずれに保持する。

大気抵抗 (Atmospheric Drag) による高度低下量は、軌道高度の大気密度に比例し、大気密度 (Atmospheric Density) は太陽活動 (Solar Activity) に大きく依存する。そして、面内加速制御の間隔は、大気密度の平方根に反比例するため、太陽活動の程度により、数日~数週間と大きく変わる。一方、太陽同期性保持のための面外制御は、保持範囲が ± 15 分程度の場合には、2~3年に1回程度でよい。

平均的な太陽活動の場合の大気密度を与える US Standard Atmosphere 1976 モデル⁷⁾のグラフを図 4・6 に示す。

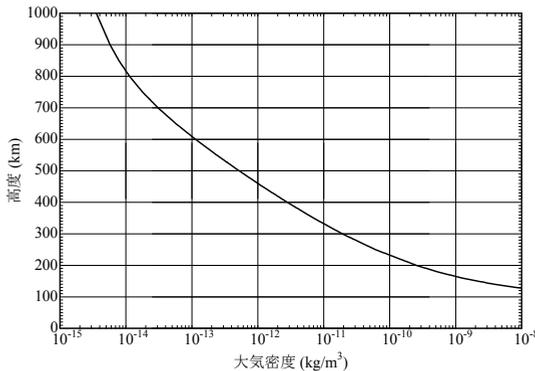


図 4・6 US Standard Atmosphere 1976 モデル

大気抵抗による軌道長半径 a の変化率 (高度変化率) は、次式で近似でき、

$$\frac{da}{dt} = -C_D \frac{S}{M} \rho V a \quad (5)$$

C_D : 抵抗係数 (Drag Coefficient), S/M : 衛星の断面積/質量比, ρ : 大気密度, V : 衛星の速度

太陽潮汐力による軌道傾斜角の変化率は次式で近似できる。

$$\frac{di}{dt} = \frac{3}{4} \frac{n_s^2}{n} \sin i \left(1 - \frac{1}{2} \sin^2 \varepsilon \right) \sin 2(\Omega - L_s) \quad (6)$$

n_s : 地球の平均公転角速度 ($1.99098661 \times 10^{-7}$ rad/sec), Ω : 衛星の昇交点赤経
 n : 衛星の平均運動 (Mean Motion), ε : 黄道傾斜角 (Obliquity Of The Ecliptic) (23.44 deg),
 L_s : 太陽の黄経 (Ecliptic Longitude)

4-2-3 軌道離脱 (Deorbit)

高度 1000 km 付近の軌道と静止軌道の周りには、沢山の宇宙ゴミ (デブリ ; Debris) も飛行している。ミッションを終えた衛星やロケットの上段、ロケットから衛星を分離したときに放出された小部品、衛星やロケット上段が破裂して生じた破片などである。これ以上デブリが増えると、デブリ同士の衝突によるブレイクアップが連鎖的に発生して、デブリが自己増殖する恐れがある。そのため、可能な範囲でデブリを増やさない方策を実施することが求められている。例えば、衛星を軌道投入した後のロケット上段は、残った燃料などを廃棄することで、以後に破裂などを起こさないようにしている。以下では、デブリを増やさないために、ミッションを終えた後の衛星やロケットが実施すべきことを記す。

(1) 静止軌道の場合

衛星を GTO に投入した後、ロケットの第 2 段は GTO に留まる。このデブリとなった第 2 段がほかの衛星などと衝突して更にデブリを増やす恐れがある。一般に、使命を終えた宇宙機は、約 25 年以内に地上に落下する軌道に廃棄されることが望まれている。GTO の場合、平均近地点高度 (月・太陽の摂動による変化の平均値) が二百数十 km 以下であれば、約 25 年以内に地上に落下する (文献 8) の Figure 6-3 を参照)。

ミッションを終えた静止衛星は、軌道保持制御ができないため、静止軌道付近の広い範囲を運動することになり、ミッション運用中の静止衛星にとって危険な存在となる。そのため、静止高度より数百 km 高い軌道に廃棄されることが望まれている。

(2) 太陽同期準回帰軌道の場合

高度 700 km 程度の円軌道の場合、断面積/質量の比が $0.01 \text{ m}^2/\text{kg}$ の衛星では、近地点高度を 580 km 以下まで下げれば、25 年以内に落下する (文献 8) の Figure 6-2 を参照)。近地点をその高度まで下げるための燃料の搭載が望まれている。

ロケットも衛星と同じ軌道に入るため、何も対策をしなければ、25 年以上地球を回り続ける。今後はロケットも逆噴射により軌道離脱させて 25 年以内に落下させることが望まれる。

■参考文献

- 1) 増田井出夫, 斎藤憲吉, 梶原堅一, “こだま (DRTS) のアポジ運用,” 第 47 回宇宙科学技術連合講演会, 1H9, 2003.
- 2) 荒川義博, 國中 均, 中山宜典, 西山和孝, “イオンエンジンによる動力航行,” 宇宙工学シリーズ 8, コロナ社, pp.175-188, 2006.
- 3) 歌島昌由, “オール電化推進系の静止衛星システム(1) - 静止化軌道解析 -,” 第 50 回宇宙科学技術連合講演会, 3G08, 2006.

- 4) 荒川義博, 國中 均, 中山宜典, 西山和孝, “イオンエンジンによる動力航行,” 宇宙工学シリーズ 8, コロナ社, pp.174, 2006.
- 5) F. J. Lerch, S. M. Klosko, G. B. Patel, “A Refined Gravity Model from LAGEOS (GEM-L2),” Geophysical Research Letters, vol.9, no.11, pp.1263-1266, Nov. 1982.
- 6) 広田正夫, “一般摂動法による静止衛星の軌道面及び離心率の長周期解,” 宇宙開発事業団技術報告 TR-16, pp.14-25, 1983.
- 7) 国立天文台(編), “理科年表,” 丸善, pp.312-314, 2006.
- 8) Office of Safety and Mission Assurance, “NASA Safety Standard (Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris),” NSS 1740.14, NASA, pp.(6-8)-(6-9), Aug. 1995.
(http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/NSS1740_14/nss1740_14-1995.pdf)

■11 群-2 編-4 章

4-3 惑星探査機の軌道決定と軌道制御

4-3-1 軌道決定

(執筆中)

4-3-2 軌道制御

(執筆者：石井信明) [2008年7月 受領]

惑星探査機が地球を出発して目的の惑星に到着するまでの軌道制御量について解説する。「軌道制御量」は狭義には目的惑星に到着するために必要となる微小な軌道修正に必要な軌道修正量を指すが、ここでは広く地球出発時の増速や惑星到着時の減速も含め、「ロケット及び探査機が実現すべき軌道変更量全般」と考える。以下に各軌道変更フェーズにおける軌道制御方を概説する。

(1) 惑星間遷移軌道

地球を出発して惑星に到着する軌道を惑星間遷移軌道という。同一面内にある円軌道から円軌道に遷移する最適軌道（軌道変更に必要な軌道制御量が最小となる軌道）は二つの円に接する半楕円軌道となり「ホーマン型軌道（図 4-3-2・1 参照）」として知られている。一方、出発時の地球位置及び到着時の惑星位置を考慮すると遷移軌道は半楕円軌道とはならない。この遷移軌道を「ランパール型軌道（図 4-3-2・2 参照）」と呼び、始点と終点の位置及び2点間の飛行時間が与えられた軌道を求めるという2点境界値問題の解として求めることができる。

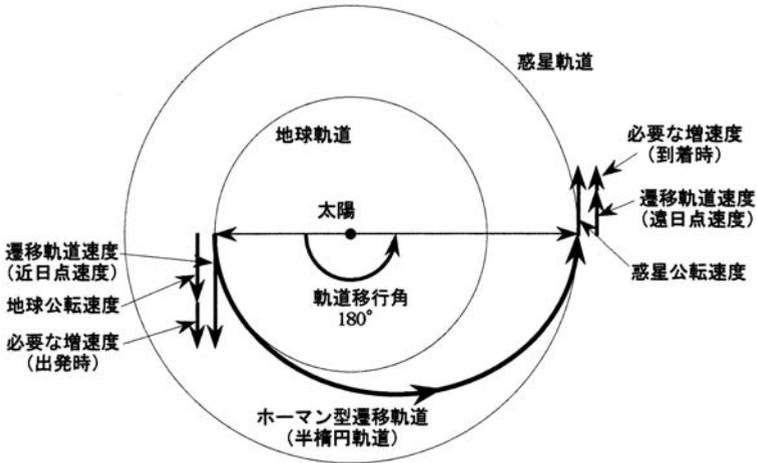


図 4-3-2・1 ホーマン型遷移軌道

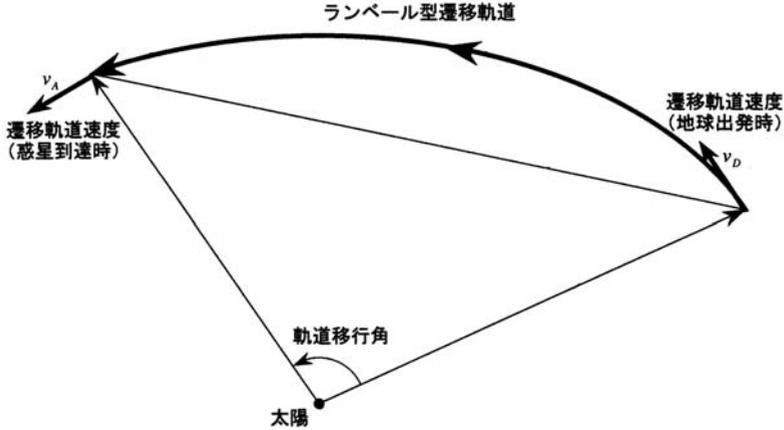


図 4-3-2・2 ランベール型遷移軌道

地球公転軌道（公転速度 V_E ）→ 遷移軌道（出発点速度 V_D ，到着点速度 V_A ）→ 惑星公転軌道（公転速度 V_P ）の軌道変更に必要な軌道制御量は，地球出発時は $V_{RD} = V_D - V_E$ ，惑星到着時は $V_{RA} = V_P - V_A$ となる。 V_{RD} 、 V_{RA} はそれぞれ地球出発時双曲線軌道（地球重力圏脱出軌道）の無限遠速度及び惑星到着時双曲線軌道（惑星接近軌道）の無限遠速度と等価で，後述するように V_{RD} 及び V_{RA} を満足するように地球出発軌道及び惑星到着軌道が計画される。

(2) 地球出発時の軌道制御

通常，惑星探査機はロケットにより地球を周回する軌道（パーキング軌道）に投入され，ロケットあるいは探査機のエンジン噴射により地球重力圏を脱出する双曲線軌道（地球脱出軌道）に投入される．打上げ時刻，パーキング軌道上のコースティング時間，最終段エンジ

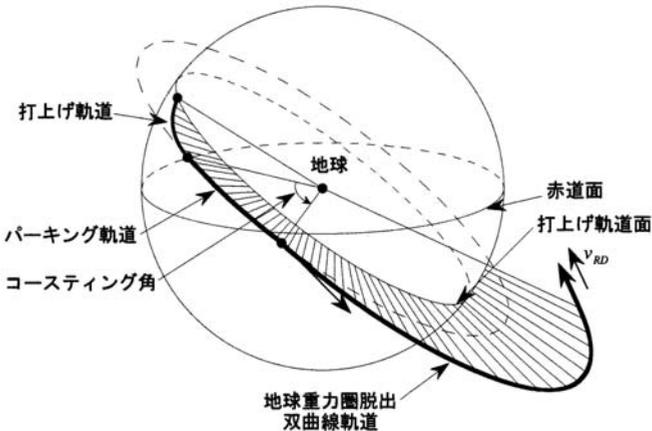


図 4-3-2・3 地球出発軌道

ンによる増速量の 3 パラメータを使って、 V_{RD} すなわち地球脱出軌道の脱出方向（赤経，赤緯）及び無限遠速度の大きさの 3 成分を制御し，地球脱出軌道が惑星間遷移軌道になめらかに接続するように打上げ軌道などが計画される（図 4-3-2・3 参照）。

(3) 惑星接近時の軌道制御（惑星周回軌道に投入する場合）

惑星接近時の軌道は無限遠速度 V_{RA} の双曲線軌道と考えることができる（図 4-3-2・4 参照）。したがって，惑星周回軌道に投入するための制御量は，双曲線軌道の惑星最接近点速度 V_H と，惑星を周回する楕円軌道（惑星周回軌道）の近点速度 V_Q との差として求めることができる。

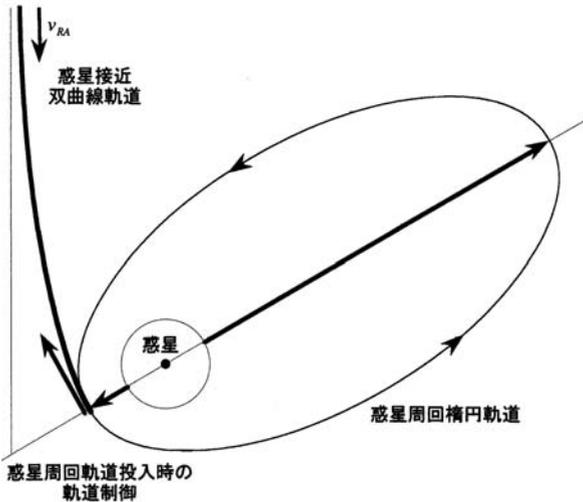


図 4-3-2・4 惑星周回軌道への投入

(4) スウィングバイの利用

目標とする惑星に直接向かわず，途中第 3 天体の引力を利用する軌道変更方式をスウィングバイ（Swing-by または Gravity Assist）といい，打上げエネルギーの低減（ロケットが同一の場合は探査機重量の増大）や飛行時間の短縮が可能となる．地球出発時の軌道制御量が小さいこと及び軌道変更効果が大きいことなどの理由でスウィングバイ天体として金星が選ばれることが多い。

(5) 惑星間航行中の軌道修正

一般に，地球脱出軌道への投入時には大きな軌道制御を行うため，投入姿勢誤差や軌道制御エンジンの推進性能のばらつきなどに起因する誤差（軌道投入誤差）が生じ，到着時刻で目標惑星との位置のずれ（位置誤差）が生じる．位置誤差を 0 にするための軌道修正量は，下記に述べるように軌道運動を基準軌道周りに線形近似したモデルで求めることができる（図 4-3-2・5 参照）。

軌道修正時刻 t_V で到着時刻 t_A における位置誤差 δr_A を 0 にするための軌道修正量 ΔV は、時刻 t_V から時刻 t_A までの遷移行列 $\Phi(t_A, t_V)$ を使って、 $\Delta V = -\Phi(t_A, t_V)^{-1} \delta r_A$ となる。ただし、 $\Phi(t_A, t_V) = \partial r(t_A) / \partial v(t_V)$ である。到着時刻の制限が緩く、 Δt ずらすことが可能な場合には、目標惑星との相対速度を V_{RA} とすれば、 Δt 後の位置誤差は $\delta r_A + V_{RA} \Delta t$ と近似できるから、これを 0 にするために必要な軌道修正量は $\Delta V = -\Phi(t_A, t_V)^{-1} (\delta r_A + V_{RA} \Delta t)$ となる。これは、 $\Delta t = -C^T \Phi^{-1} \delta r_A / C^T C$ のとき、最小値 $\Delta V = -(I - C C^T / C^T C) \Phi^{-1} \delta r_A$ となる。ただし、 $C = \Phi^{-1} V_{RA}$ 、 I は単位行列を表す。

前者のように到着時刻を固定した軌道修正法を FTA (Fixed Time of Arrival) 誘導法、後者のように到着時刻を可変にした軌道修正法を VTA (Variable Time of Arrival) 誘導法という。

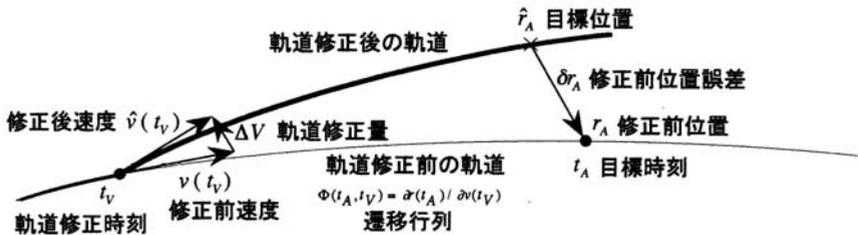


図 4-3-2・5 惑星間航行中の軌道修正

一般に、軌道修正を行う場合、修正時期が早いほど必要な軌道修正量は小さい。しかし、軌道修正時に発生する誤差（実行誤差）や軌道推定値そのものに含まれる不確定量に起因する誤差（軌道推定誤差）が大きいと、再度軌道修正を行う必要が生じる。それぞれの誤差を確率的に評価したうえで、軌道修正量の総和が最も少なくなるように軌道修正の回数、時刻、修正量を決定する必要がある。最終許容誤差を定めて、全体の修正量を最小化する問題は最適分割則 (Optimum Spacing Law)⁷⁾ として扱われている。

以上によって地球脱出軌道投入時の軌道制御量、惑星間遷移軌道航行中の軌道修正量、惑星周回軌道投入時の軌道制御量の三つが最小となるように打上げウィンドウや惑星間軌道を設計する。

■参考文献

- 1) R. H. Battin, "Astronautical Guidance," McGraw Hill, 1964.
- 2) R. H. Battin, "An Introduction to The Mathematics and Methods of ASTRODYNAMICS," AIAA EDUCATION SERIES.
- 3) V. A. Chobotov, "Orbital Mechanics," AIAA EDUCATION SERIES.
- 4) A. E. Roy, "Orbital Motion," Adam Hilger, Bristol, Philadelphia and New York.
- 5) 日本航空宇宙学会, "航空宇宙工学便覧 (第 2 版)," 丸善.
- 6) V. Szebehely, "Theory of Orbits," Academic Press, New York/London, 1967.
- 7) J. Breakwell, "The Optimum Spacing of Corrective Thrusts in Interplanetary Navigation," Mathematics in Science and Engineering, vol.5, Chap.12.

■11 群-2 編-4 章

4-4 宇宙ステーションのナビゲーション

(執筆者：松永三郎) [2008年9月 受領]

ここで扱う宇宙ステーションは、地球軌道上の居住基地であり、特に、米国、ロシア、日本など世界 15 か国が参加する国際協力プロジェクトである国際宇宙ステーション (International Space Station : ISS) を対象として、ISS のナビゲーション、すなわち、航法、誘導及び制御を司る GNC (Guidance, Navigation and Control) システムの概略を文献 1)~3) をもとに述べる。宇宙ステーションの歴史、経緯、詳細については文献 1)~4) などを参照されたい。

完成時には、幅 110 m、長さ 75 m、質量 400 t になる ISS の GNC システムは、米国の GNC システムと、ほぼ同等なロシアの運動制御システム (Motion Control System : ROS MCS) の二つのシステムで構成され、誘導機能、次に、状態決定、姿勢決定、指向制御と支援からなる三つの航法機能、そして軌道制御、姿勢制御からなる二つの制御機能に分かれている。

誘導機能は、ISS が大気抵抗のために低下した軌道高度を上昇させるための軌道修正 (リブースト) などの際に、二つの位置間を結ぶルートを教示するために使用される。この機能はロシアが主に提供し、米国は計画支援を行う。

航法機能の一つである状態決定では、米国 GNC システムが、米国 GPS (Global Positioning System) 用の二つの受信機と処理機を装備し、地上局の支援なしで、時々刻々の ISS の位置と速度からなる状態ベクトルを提供して、位置と速度を高精度に予測して更新する。また、ロシアの GLONASS (Global Navigational Satellite System) は米国の GPS と同様の機能を持ち、独立した状態ベクトルを ROS MCS に提供する。これらの情報は米国とロシアのシステム間で相互に交換されて、冗長性の確保や比較テストを行う。

姿勢決定では、米国システムにより、位置の離れた二つのアンテナで GPS 電波を同時に受信して計測する干渉測位が用いられる。姿勢データの更新は 10 秒ごとに実施され、2 個のレートジャイロ装置が姿勢レート情報を提供して姿勢更新データ間の伝播に使用される。一方、ロシアシステムでは、スターセンサ、太陽センサ、地平線センサ、地磁気センサ、レートジャイロ、そして、GLONASS 用の受信/データ処理装置が多層冗長系を組み、ISS の姿勢及び姿勢レートを独自に決定している。これらの情報もロシアと米国のコンピュータ間で常に交換され、比較テストに供される。

指向制御と支援 (Pointing and Support : P&S) 機能により、状態ベクトル、姿勢・姿勢レートの情報を他の ISS システムに伝達する。例えば、P&S は、米国の太陽電池アレーと高レート S バンドアンテナに測位情報 (ターゲット角度) を通達する。米国のデータ中継衛星システム TDRSS (Tracking Data and Relay Satellite System) の視線方向及び可視時間に関する情報から、高レート S バンドや Ku バンドの通信アンテナの方向を決定する。太陽方向ベクトルや蝕情報を計算し、放熱板の方向制御にも使用される。更に、P&S は移動型支援システムや各種ロボットアームのような ISS に搭載された運動対象の位置や質量特性の変化に応じた補正情報を計算する。また、P&S は GPS 時刻を用いてすべての端末間の時間タイミングを同期させるとともに、すべての計算情報の品質を管理する。

軌道制御は、ロシアのモスクワミッション制御センター (Moscow Mission Control Center :

MCC-M) によりコマンドが実行され、米国のヒューストンミッション制御センター (Houston : MCC-H) はリブーストの計画や監視を行う。軌道制御の主要なミッションは、大気抵抗による軌道低下を修正するためのリブーストであり、主として ISS にドッキングしたプログレス M1 のメインエンジンを用いる。プログレスの推進剤量は搭載タンクによって制限されるため、必要に応じて、ISS を構成するサービスモジュール SM や機能貨物ブロックから燃料を送ることも可能であるが、燃料流量に制限があるため、プログレスのランデブードッキング用のスラスタを用いる。どちらの場合でも、リブーストはオープンループの噴射であり、軌道上の決められた時刻、場所から開始する。プログレスがないときにリブーストをする場合、SM のエンジンを使用できるが、噴射寿命が短いために回数が制限されている。

軌道運用では、ISS の軌道高度をできるだけ低くすることで、輸送船の最大貨物能力を保証し、ISS の組み立てや運用に必要な物資を補給できるようにする。最も重要な条件は最小軌道高度である。通常運用時、ISS は 180 日間の慣性飛行を行い、その間は再突入軌道にならないように高密度の大気層 (低高度) を避ける必要がある。通常、180 日間に 2 回の補給飛行があり、もし補給の 1 回が中止になった場合でもリブーストのための推進剤が足りるようにする。大気密度は太陽活動によって約 11 年周期で大きく変動するので、最小軌道高度はこの太陽活動に起因して生じる軌道低下を十分に考慮して設定する。例えば、2007 年頃大気密度が最小、2011 年頃に最大となり、平均軌道高度差は 80 km 程度にもなる。

ISS では、上記の軌道高度の長周期制御に加えて、92 日間の短周期制御も行う。最小運用軌道高度で補給船とランデブーした後に物資が ISS に搭載される。必要に応じて新旧の搭乗員が交代する。そして 10 日間ほど時間をかけてリブーストにより最大運用高度に上昇させる。次に ISS を慣性飛行させて、30 日間にわたる微小重力実験を 10 日間のメンテナンスを挟んで 2 回実施する。この最大・最小高度は太陽活動にも依存する。更に、ロシアモジュールは最大高度 460 km で設計されていることからリブーストの上限高度が、ソユーズ TM 宇宙船の最大ランデブー高度が 425 km であることから慣性飛行終期の上限高度が決まる。太陽活動の極大期では高度低下余裕は 180 日から 120 日に減少し、ISS は平均軌道高度を 450 km 程度まで上昇させる必要があり、ソユーズの最大ランデブー高度でランデブーする回数が増大する。

プログレスエンジンは推力 600 N、比推力 280 s であり、軌道・姿勢制御に用いる推進剤は四酸化二窒素/非対称ジメチルヒドラジン (NTO/UDMH) の混合剤である。窒素とヘリウムで加圧されたタンクがお互いに結合しており、軌道・姿勢制御の両方で使用可能である。1 回のリブーストに必要な速度増分は、高度 425 km から 434 km または 460 km に上昇する場合、それぞれ 5 または 19.6 m/s であり、推進剤消費量はそれぞれ 762 kg または 2994 kg である。

上記の軌道制御はスペースデブリの回避にも使用される。この場合、短縮された軌道制御スケジュールを用いる。U.S.SPACCOM が 10 cm 以上のスペースデブリ追跡データを MCC-H に提供し、必要とあればデブリ回避軌道変更を指示する。典型的なデブリ回避軌道変更 (例えば、高度 4 km の上昇) は、1 日から 3 日前に通達される。

組立ての初期段階には、ロシアの推進システムにより姿勢制御が行われるが、米国の姿勢制御サブシステム (ACS) が ZI トラス上に搭載された後は、二つの米国 GNC 処理装置に実

装された ACS ソフトウェアにより、4 台のコントロールモーメントジャイロ (Control Moment Gyros : CMGs) を操作することで推進剤を用いない姿勢制御も行う。CMG とは角運動量交換システムの一つであり、ロータを高速回転させて生成した角運動量ベクトルの方向を、ジンバルを用いて変化させてロータ部に角運動量の時間変化、すなわち慣性トルクを生じさせ、結果としてその反作用トルクを本体に作用させる。ISS の 4 台の CMG は 2 重ジンバル方式の 2 自由度 CMG であり、全部で 8 自由度の冗長系をもつ。1 台の重さ 300 kg で、回転数 6600 rpm、角運動量 4742 Nms のロータ部をジンバル駆動することで、1 台当たり最大 256.9 Nm のトルクを発生でき、主に、ISS に働く重力傾度や大気抵抗によって生じる外乱トルクを補償する。特に良質な微小重力環境を提供するために CMG が使用されるが、定常的な姿勢制御に必要な推進剤の消費を削減するためにも有効である。ISS では 4 台の CMG を平行に配置しており、外部ジンバルはハードウェア的にストップせず、無限回転できる機構を採用している。このとき、外部ジンバルの軸を 4 台とも平行にする操舵則を実行し、CMG 特有の特異点回避制御を含む冗長制御、故障時調整、ハードウェア搭載を非常に簡素化している(文献 5) 参照。

外乱トルクは軌道の周回にともなって周期的に働くため、CMG によって補償するのに適しているが、一方向に外乱トルクが偏ってしまい、ジンバル角度がある許容点を越えると補償トルクを発生できなくなる。このとき CMG は飽和するという。飽和した CMG を不飽和化するためにスラストを用いる。設定した閾値、例えば飽和まで 80 %の点に達したとき、GNC システムは、CMG によって発生したトルクを打ち消すだけの噴射量を計算して、ロシアシステムのスラスト噴射を自動的に要請する。そして、CMG ジンバルの位置をより最適な位置に再設定する。CMG が発生できるトルクによる ISS の姿勢変更能力は小さく、姿勢変更レートも小さいので時間がかかるという欠点がある。例えば、最大姿勢変更レートは約 0.1 deg/s であり、180 deg ターンをするのに 30 分かかる。更に CMG が飽和する可能性も増大する。したがって、各軸 10 deg 以内かまたは時間的に余裕がある場合に CMG を用いた姿勢変更を行う。なお、ロシア軌道セクションの科学電力プラットフォームにも Gyrodynes と称する CMG を搭載しており、運用時に考慮される。

ISS の代表的な姿勢は、局所垂直局所水平 (LVLH) 姿勢、慣性姿勢、(軌道平均) トルク平衡姿勢 (TEA)、軌道面垂直 X 軸姿勢 (XPOP) である。ISS の定常運用時の姿勢は LVLH を想定して設計されているが、地球周回軌道上の ISS に重力傾度トルクが働くと LVLH 姿勢は不安定であり、姿勢制御が不可欠となるため、スペースシャトルのドッキング時などに限定されている(全運用時間の 10%程度)。一方、重力傾度トルクとともに大気抵抗トルクも大きな外乱トルクであり、LVLH 姿勢では両者ともに主にピッチ軸回り(軌道面外方向)に働く。ISS の姿勢を主にピッチ軸回りに回転させて外乱トルクを釣り合わせて打ち消すような姿勢をとるのがトルク平衡姿勢 (TEA) である。周回軌道を 1 週する間に、太陽電池アレーの指向制御などによって ISS は幾何学的に変化するため、圧力中心や慣性テンソル、したがって、大気抵抗トルクや重力傾度トルクも周期的に変動することや、軌道高度や太陽活動も考慮して、ISS では、外乱トルクが軌道 1 周期で平均ゼロになるような LVLH 姿勢回りの軌道平均 TEA を常時計算し、基準姿勢としている。CMG の蓄積する角運動量が最小となるような姿勢制御を実施するが、姿勢精度は TEA で最大 ± 3.5 deg、LVLH で ± 5 deg とやや粗めである。

■参考文献

- 1) “International Space Station Familiarization,” NASA Mission Operations Directorate, 2001.
- 2) 狼 嘉彰, 堀川 康, 白木邦明, 富田信之, “宇宙ステーションと支援技術,” コロナ社, 2002.
- 3) E. Messerschmid and R. Bertrand, “Space Stations – Systems and Utilization,” Springer Verlag, 1999.
- 4) 狼 嘉彰, 富田信之, 中須賀真一, 松永三郎, “宇宙ステーション入門,” 東京大学出版会, 2002.
- 5) B. Wie, “Space Vehicle Dynamics and Control,” AIAA, Reston, pp.444-445, 1998.