

Hロケット誘導方式の変遷

Evolution of the guidance function for H series vehicles

池田 佳起* 林 健太郎*

Yoshiki Ikeda, Kentaro Hayashi

わが社は、N-Iロケットでは電波誘導用地上系ソフトウェア開発を、引き続きHロケットシリーズでは搭載ソフトウェア航法誘導モジュールの開発を、宇宙航空研究開発機構殿（旧宇宙開発事業団殿を含む）より委託され実施してきた。本報告では、このうちHロケットシリーズの誘導方式について20年間の変遷を紹介する。

MSS developed the radio guidance software for N-I vehicles and the inertial guidance software for H series vehicles under the contract with JAXA (former NASDA). This report traces the 20 years history of the guidance function from H-I to H-IIA/B vehicles.

1. はじめに

打上げロケットの誘導の目的は、機体の各種誤差や外乱により生ずる飛行経路誤差を制御し、目標軌道に所定の精度でペイロードを投入することである⁽¹⁾。このため、誘導機能は、要求機軸方向（正確には要求推力方向）のプロファイルとエンジンの要求燃焼停止時刻を計算する。一般に中大型のロケットでは、大気の高い高度80km程度までの飛行領域においては、大きな空気力が作用する。このため、この飛行領域では、速度の小さいリフトオフ直後を除き、ロケットの機軸方向は、空気力が小さくなるように飛行前に定められる。この領域で発生する経路誤差は、引き続き大気の影響が小さい領域で誘導により吸収される。国産大型ロケットであるHロケットでも積極的な軌道修正を行うのは、大気圏外における誘導である。

本報告では、Hロケットの大気圏外の動力飛行中誘導について20年間の変遷を紹介する。この間、日本の大型ロケットは、1986年8月初打上げのH-IロケットからH-IIロケットを経て、2001年8月よりH-IIAロケットが運用されている。また、2009年9月には、国際宇宙ステーションへ物資を運ぶ宇宙ステーション補給機HTVをペイロードとするH-IIBロケットの打上げが実施された。H-IIBロケットは1段エンジンのクラスタ化などH-IIAと異なる形態のロケットであるが、搭載される誘導機能はH-IIAのそれと同一である。

図1に以下の説明で使用する誘導座標系X軸・Y軸・Z軸の定義を、図2に誘導座標系で表わされる姿勢パラメ

ータ Ψ_R 、 Ψ_P 、 Ψ_Y の定義を示す。また、表1にHロケットシリーズの誘導方式をまとめて示す。

2. H-Iロケットの誘導方式

H-Iロケットは、N-Iロケットの電波誘導とは異なり、国産の慣性誘導装置を搭載した初の慣性誘導方式のロケットであった。誘導方式は、ピッチ誘導則については、N-Iロケット電波誘導プログラムを踏襲したが、ヨー誘導則、目標到達時刻の予測計算については、新規方式を採用した。

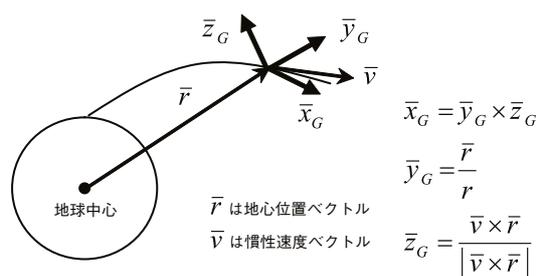


図1 誘導座標系の定義⁽¹⁾

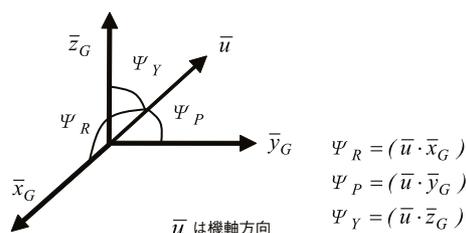


図2 姿勢パラメータ Ψ_R 、 Ψ_P 、 Ψ_Y の定義

表1 Hロケットの誘導方式

	H-Iロケット	H-IIロケット	H-IIA/Bロケット
操舵則	ピッチ面 修正線形サイン則 ヨー面 速度損失最小化則	ピッチ面 修正線形サイン則 ヨー面 修正線形サイン則	慣性空間 一定角速度回転ステアリング則
目標到達予想時刻	角運動量制御則	角運動量制御則	速度増分制御則
目標軌道	軌道面形状、近地点方向、軌道傾斜角	軌道面形状、近地点方向、軌道傾斜角、昇交点経度	軌道面形状、近地点方向、軌道傾斜角、昇交点経度
備考	軌道投入点（真近点離角）、昇交点経度は制御しない。	軌道投入点（真近点離角）は制御しない。	軌道投入点（真近点離角）は制御しない。

(1) ピッチ誘導則

ピッチ誘導は、軌道面内の誘導であり、近地点半径や遠地点半径などで表わされる軌道形状と近地点引数で表わされる近地点方向を目標軌道のそれへと制御する。H-Iロケットのピッチ誘導則は、N-Iロケットと同じ修正線形サイン則を採用した。図1と図2において定義されるピッチ姿勢パラメータ ψ_p を使用するとピッチ面内の運動は、次式にて求められる。

$$\ddot{r} = a_T \psi_p - \left(\frac{\mu}{r^2} - \frac{V_H^2}{r} \right) \quad (2-1)$$

ただし、 a_T は推力加速度、 μ は重力定数、 r は地心半径、 V_H は局所水平方向（ \bar{x}_G 方向）速度である。

修正線形サイン則は、誘導中の高度変化があまり小さくなく軌道面変更が小さい場合に適用される。燃料消費最小の打上げ軌道では、地心半径方向加速度と推力加速度の比が時間に対してほぼ線形に変化する。これに着目し、 C_{P1} と C_{P2} をパラメータとした次のモデル化を行う。

$$\frac{\ddot{r}}{a_T} = C_{P1} + C_{P2}t \quad (2-2)$$

これより、目標到達予想時刻 t_f において目標軌道に到達するならば、ピッチ面の運動は次式を満たす。

$$\begin{aligned} \dot{r}_f &= \dot{r}_0 + \int_{t_0}^{t_f} a_T [l] (C_{P1} + C_{P2}t) dt \\ r_f &= r_0 + \dot{r}_0 (t_f - t_0) + \int_{t_0}^{t_f} \int_{t_0}^t a_T [s] (C_{P1} + C_{P2}s) ds dt \end{aligned} \quad (2-3)$$

ただし、 t_0 は現在時刻、 r_0 、 \dot{r}_0 はそれぞれ現在の地心半径、地心半径変化率であり、 r_f 、 \dot{r}_f はそれぞれ目標軌道における地心半径、地心半径変化率である。なお(2-3)式における $a_T[l]$ については、推力および比推力を一定と仮定することでモデル化する。

以上から、目標到達時の t_f 、 r_f 、 \dot{r}_f が与えられれば、航法計算結果で r_0 、 \dot{r}_0 などの現在状態量を計算することで、 C_{P1} と C_{P2} のピッチパラメータが決定できる。これにより、ピッチ要求姿勢が、

$$\psi_{PD} = C_{P1} + C_{P2}t + \frac{1}{a_T} \left(\frac{\mu}{r^2} - \frac{V_H^2}{r} \right) \quad (2-4)$$

と求められる。

(2) ヨー誘導則

H-Iロケットでは、軌道面の向きを決める2つのパラメータのうち軌道傾斜角だけを制御した。そこで、ヨー誘導則は、軌道傾斜角を制御しつつ軌道面外方向の速度損失を最小とする速度損失最小化則⁽¹⁾を採用した。軌道傾斜角を制御するため目標軌道面内に置かれる単位ベクトル（赤道面から90度方向に設定）を \bar{r}_T とし、 $\varepsilon = (\bar{z}_G \cdot \bar{r}_T)$ （現在の軌道面と \bar{r}_T のなす角の余弦）とおくと、誘導則は次式となる。

$$\lambda = \frac{\varepsilon}{\int_{t_0}^{t_f} a_T \left(\frac{r}{h} (\bar{x}_G \cdot \bar{r}_T) \right)^2 dt} \quad (2-5)$$

$$\psi_Y = \lambda \frac{r}{h} (\bar{x}_G \cdot \bar{r}_T) \quad (2-6)$$

ただし、 h は角運動量である。

ここで、第一式の分母の積分を求める必要がある。H-Iロケットでは、次の線形化モデルを採用した。

$$\frac{r}{h} (\bar{x}_G \cdot \bar{r}_T) = C_{Y1} + C_{Y2}t \quad (2-7)$$

現在時点と目標到達時点の(2-7)の左辺の値は、それぞれの時点での状態量から求められるので、ヨーパラメータ C_{Y1} 、 C_{Y2} が決定できる。すると(2-7)式を代入した(2-5)式から λ が決定され、ヨー要求姿勢は、(2-6)により

$$\psi_{YD} = \lambda (C_{Y1} + C_{Y2}t) \quad (2-8)$$

と求められる。

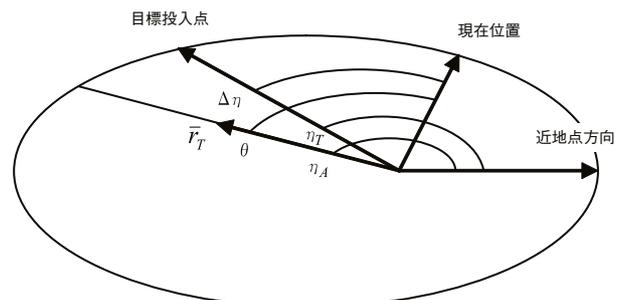


図3 目標投入点の真近点離角

(3) 目標到達予想時刻の計算

エンジン燃焼停止タイミングを制御し、目標軌道にバイロードを投入するためにエンジン燃焼停止(目標到達)時刻 t_f を予測計算することも誘導の重要な機能である⁽¹⁾。

H-Iロケットでは、角運動量に基づく予測計算を採用した。予測角運動量と目標軌道の角運動量を比較し、その差分から目標到達時刻の補正量を求める方式である。補正量の計算は、以下の式となる。

$$\delta t_f = \frac{h_d - \int_{t_0}^{t_f} \dot{h}_p dt}{\dot{h}_p[t_f]} \quad (2-9)$$

ここで添え字の d と p は、それぞれ目標と予測状態を示している。ここで角運動量の積分は、

$$\begin{aligned} \dot{h}[t] &= a_T[t] r[t] \Psi_R[t] \\ \Psi_R[t] &= \sqrt{1 - \Psi_p^2[t] - \Psi_Y^2[t]} \end{aligned} \quad (2-10)$$

の関係を利用して行う。

(4) 目標投入点の計算

ピッチ誘導則に必要な最終地心半径とその変化率の計算などで、目標軌道上の投入点予測が必要となる。目標軌道面内に置かれる単位ベクトル \bar{r}_T から、 \bar{r}_T と現在位置のなす角 θ と \bar{r}_T の真近点離角 η_A が求められる。したがって、現時点から目標投入までに変化する真近点離角の変化量 $\Delta\eta$ が計算できれば、目標投入点の真近点離角 η_T を得られる(図3参照)。

真近点離角の変化量は、

$$\Delta\eta = \int_{t_0}^{t_f} \dot{\eta} dt \quad (2-11)$$

であるが、ここで

$$\dot{\eta} = -\dot{\theta} = \frac{h}{r^2} \frac{(\bar{x}_G \cdot \bar{r}_T)}{\sin \theta} \quad (2-12)$$

となるので、この微係数を現時点、目標投入時点、中間時点の3点で評価し、シン普森の公式で積分を行う。各評価時点において

$$\dot{\eta}[t_0] = \frac{h[t_0]}{r[t_0]^2} \frac{(\bar{x}_G[t_0] \cdot \bar{r}_T)}{\sin \theta[t_0]} \quad (2-13)$$

$$\dot{\eta}\left[\frac{t_0+t_f}{2}\right] \approx \frac{h\left[\frac{t_0+t_f}{2}\right]}{r\left[\frac{t_0+t_f}{2}\right]^2} \quad (2-14)$$

$$\dot{\eta}[t_f] = \frac{h[t_f]}{r[t_f]^2} \quad (2-15)$$

とする。

目標投入点の真近点離角 η_T により、目標地心半径とその変化率は、次式で計算される。

$$\begin{aligned} r_f &= \frac{p_f}{1 + e_f \cos \eta_T} \\ \dot{r}_f &= \frac{e_f h_f}{p_f} \sin \eta_T \end{aligned} \quad (2-16)$$

ここで、

$$\begin{aligned} e_f &= 1 + \frac{2r_{p_f} E_f}{\mu} \\ p_f &= r_{p_f} (1 + e_f) \\ h_f &= \sqrt{\mu p_f} \end{aligned} \quad (2-17)$$

であり、 E_f は目標軌道エネルギー、 r_{p_f} は目標近地点半径で、これらは定数として設定する。

H-Iロケットは、1986年～1992年まで9機が運用された。誘導プログラムの運用結果については、参考文献(2)(3)を参照されたい。

3. H-IIロケットの誘導方式

H-IIロケットでは、当初宇宙ステーションへの物資輸送が想定されていたため、H-Iロケットの誘導方式に対して昇交点経度の制御も可能となるようにヨー誘導則を改良した。これにより、燃焼停止時にロケットが目標軌道面内に制御されるようになり、真近点離角の変化量予測が目標に近づくにつれて正確に計算され、燃焼停止時の軌道投入点予測精度が向上した。これに伴い、ピッチ面の最終地心半径とその変化率の精度も向上し、これらに依存する最終軌道の近地点方向(近地点引数)の精度が改善された。以下では改良されたヨー誘導則を概説する。

(1) ヨー誘導則

目標軌道面に対する軌道面外方向の位置と速度を燃焼終了時にゼロへ制御する方式である。軌道面外方向の位置を次式で定義する。

$$r_Y = \bar{r} \cdot \bar{z}_T \quad (3-1)$$

ただし、 \bar{z}_T は目標軌道角運動量方向(定数)

これより、次式が導かれる。

$$\begin{aligned} \ddot{r}_Y &= (a_T \Psi_R) (\bar{x}_G \cdot \bar{z}_T) + \left(a_T \Psi_P - \frac{\mu}{r^2} \right) (\bar{y}_G \cdot \bar{z}_T) \\ &+ (a_T \Psi_Y) (\bar{z}_G \cdot \bar{z}_T) \end{aligned} \quad (3-2)$$

ここで、ピッチ誘導則と同様に燃料消費が最小化されている軌道では、次のモデル化が成り立つとする。

$$\frac{\dot{r}_y}{a_T} = C_{Y1} + C_{Y2}t \quad (3-3)$$

これより、現在時刻から目標到達予想時刻にて目標軌道へ到達するならば、ヨー面の運動は次式を満たす。

$$\begin{aligned} \dot{r}_{yf} = 0 &= \dot{r}_{y0} + \int_{t_0}^{t_f} a_T [t] (C_{Y1} + C_{Y2}t) dt \\ r_{yf} = 0 &= r_{y0} + \dot{r}_{y0} (t_f - t_0) + \int_{t_0}^{t_f} \int_{t_0}^t a_T [s] (C_{Y1} + C_{Y2}s) ds dt \end{aligned} \quad (3-4)$$

以上から、目標到達予想時刻 t_f が与えられれば、航法計算結果から \dot{r}_{y0} 、 r_{y0} が計算できるので、(3-4) 式より、 C_{Y1} 、 C_{Y2} のヨーパラメータが決定できる。これにより、ヨー要求姿勢が、

$$\begin{aligned} \Psi_{YD} &= -\frac{C_{Y1} + C_{Y2}t}{\left(\frac{\overline{x_G \cdot z_T}}{\overline{z_G \cdot z_T}}\right)} - \Psi_{RD} \left(\frac{\overline{x_G \cdot z_T}}{\overline{z_G \cdot z_T}}\right) \\ &- \left(\Psi_{PD} - \frac{\mu}{a_T r^2} \right) \left(\frac{\overline{y_G \cdot z_T}}{\overline{z_G \cdot z_T}}\right) \end{aligned} \quad (3-5)$$

と計算できる。

開発したアルゴリズムは、機体ダイナミクスを含めたシミュレーションにより、各種誤差存在下において良好な精度となることを確認し、搭載化した。確認結果については参考文献(4)を参照されたい。H-IIロケットは、1994年～1999年まで7機で運用されたが、1999年11月の打上げ失敗（第一段エンジンの異常停止）により、H-IIAへ引き継がれた。

4. H-IIA/Bロケットの誘導方式

H-IIロケット誘導則は、精度については十分に要求を満足するものであったが、運用中に次のような課題も明らかになった。

- (a) 搭載計算機が固定小数点で演算しており、プログラムの各変数で、しばしば運用号機に適合させるためのスケール調整が必要となった。
- (b) ピッチ、ヨー誘導則の C_{P1} 、 C_{P2} 、 C_{Y1} 、 C_{Y2} の各パラメータは、姿勢とは無関係に軌道状態のみで決定される。このため、ノミナル軌道からの逸脱が大きい場合には、単位ベクトルであるべき要求機軸方向の大きさが1を超えるため、リミット処理が必要となった⁽⁵⁾。
- (c) 高度を大きく上げる軌道、あるいは大きな軌道面変更が必要な軌道では、角運動量の増加が小さくなることと、(2-14) 式の近似誤差等による真近点離角変化量の計算精度劣化により、誘導計算が収束しないことがあった⁽⁵⁾。

H-IIAロケットでは、新規に搭載計算機が開発され、浮動小数点演算が使用できるようになり、(a)の問題は解

消された。(b)と(c)の課題は、誘導則を全面的に見直し、新規にアルゴリズムを開発することで対処した。誘導則は、H-IIまでの軌道面内、面外に運動を分離するのではなく、アリアンロケット⁽⁶⁾、スペースシャトルの打上げフェーズ⁽⁷⁾でのそれと同様に、慣性空間での3次元ベクトルとして操舵則を求めた。姿勢レートで作成され

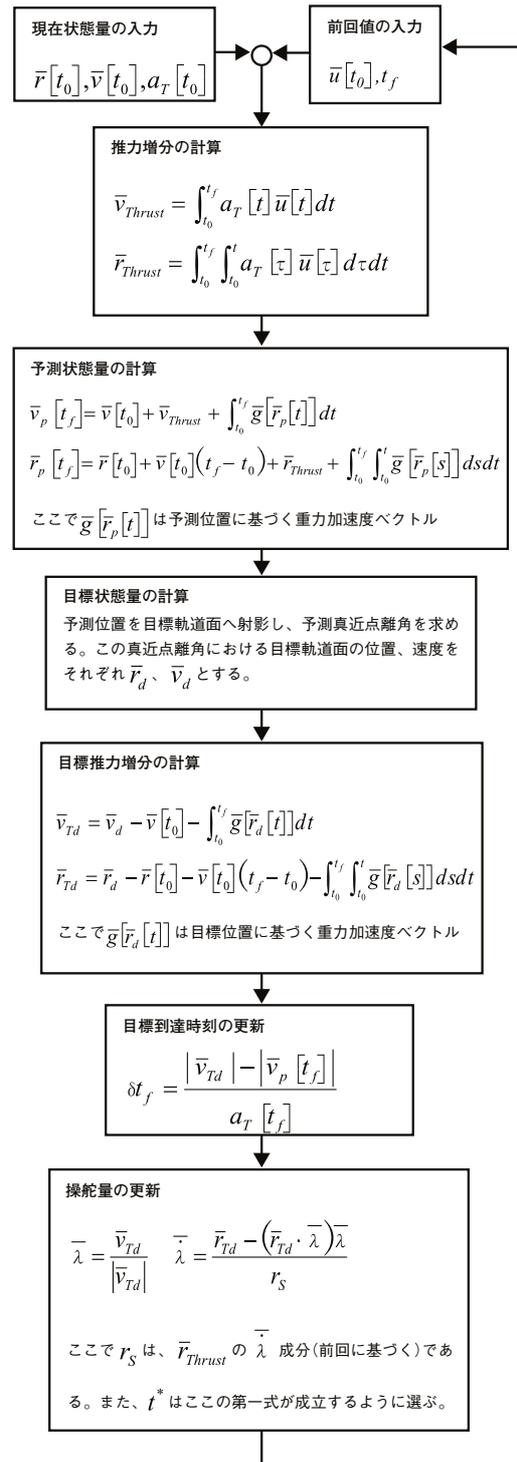


図4 H-IIA誘導則⁽¹⁾

る誘導の基準となる飛行経路との適合性も考慮し、次の操舵則を採用した。

$$\bar{u} = \bar{\lambda} \cos \left[\dot{\lambda} (t - t^*) \right] + \frac{\ddot{\lambda}}{\dot{\lambda}} \sin \left[\dot{\lambda} (t - t^*) \right] \quad (4-1)$$

$$\bar{\lambda} \cdot \bar{\lambda} = 0, |\bar{\lambda}| = 1, \dot{\bar{\lambda}} = \dot{\lambda} \quad (4-2)$$

ここで $\bar{\lambda}, \dot{\bar{\lambda}}$ は慣性空間で一定のベクトル、 t^* は操舵の基準となる時刻である。

この操舵則に基づき開発した誘導アルゴリズムの概要を参考文献 (1) より引用して図 4 に示す。要求機軸方向ベクトルは、(4-1) により大きさが 1 として与えられ、物理的に取りえない範囲となることはない。目標到達時刻の予測は増速度にて行うため、角運動量の変化が小さい場合でも適用可能である。また、投入点の予測は、目標軌道上で定義したため、投入時点で軌道面が目標軌道に制御されれば、正しい点となる。これらの改善により、H-II ロケットまでの誘導則と比較し、ロバスト性が向上した。シミュレーションによる確認、実機でのフライト結果については、それぞれを参考文献 (5) (8) を参照されたい。

5. おわりに

本報告では、H-I ロケットから現在運用されている H-IIA/B ロケットまでの動力飛行中の誘導機能について概説した。実際に搭載されている誘導プログラムには、この他にも慣性飛行中の姿勢修正機能、再着火位置の制御機能、短時間燃焼のための誘導機能、飛行中のロバスト性を改善するための誘導機能などが、搭載計算機性能の向上に伴い、ロケット毎に機能を改良しつつ組み込まれてきた。

今後の誘導プログラムの課題は、ロケット性能を最大限活用するための大気中誘導、1 段飛行制約を考慮した 2 段燃焼終了までの連続誘導などが考えられる。また、解析期間の短縮に加えて、再使用型、有人打上げに向けたアポロ誘導なども次の 20 年間に向けた重要な課題である。

最後にロケット搭載航法誘導プログラムのアルゴリズム開発に際し、多大なご指導を頂いた宇宙航空研究開発機構の関係各位へ深く感謝する。

参考文献

- (1) 航空宇宙工学便覧 第3版 日本航空宇宙学会編 C2.5.3 ロケットの誘導方式
- (2) 戸木田和彦、寺田史郎 H-I ロケット IGP (航法・誘導モジュール) の運用: MSS 技報 1989、Vol.1
- (3) 池田 茂 “H-I ロケット誘導制御系の飛行後評価結

果”、第2回スペース・エンジニアリング・コンファレンス講演論文集、pp.73-87、1993年6月

- (4) 山田香織、池田佳起 H-II ロケットの誘導方式: MSS 技報 1989、Vol.2
- (5) 中川寛文、池田佳起、麥谷高志ほか “H-IIA ロケットの誘導について”、第35回飛行機シンポジウム講演集、pp.125-128、October 1997.
- (6) G. Pignie, P. Meunier, and I. Rongier, Arian 5 & Arian 5 Evolution GN&C Overview, " 53rd IAC The World Space Congress-2002, IAC-02-A.1.06, Houston, Texas, Oct.2002.
- (7) R. L. McHenry, T. J. Brand, A. D. Long, B.F. Cockrell, and J. R. Thibodeau III, Space Shuttle Ascent Guidance, Navigation, and Control, AAS, The Journal of the Astronautical Sciences, vol.XXVII, no.1, pp.1-38, January-March 1979.
- (8) Y. Ikeda, H. Kurihara, H. Nakagawa, S. Ikeda and T. Horimoto, Outline and Evaluation of Guidance and Navigation Functions for H-IIA, "23rd International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2002-d-28, Matsue, Japan, May-June 2002.