

宇宙輸送機 HIMES の機体特性解析

Dynamic characteristics analysis for a space transportation system HIMES

竹野友星¹, 加藤俊希¹, 村松昌樹², 安部明雄³, 佐々修一³
 Yuusei Takeno¹, Toshiki Kato¹, Masaki Muramatsu², Akio Abe³ and Shuichi Sasa³

Abstract: This paper presents the evaluated results of dynamic characteristics of a space transportation system HIMES in the terminal area energy management (TAEM) phase of the return flight mission. In the TAEM, the guidance and control system must deal with the dispersion of the initial velocity. However, from the previous studies, it is confirmed that the vehicle cannot reach the target point when initial velocity is low. Therefore, in this paper, we verify whether the dynamic characteristics of the vehicle have transitioned to the backside region in case of the low initial velocity.

1. はじめに

本稿では、我が国の将来宇宙輸送系のプロトタイプの一つとみなされている HIMES の動特性の解析結果について述べる。これまでに本研究では、HIMES を制御対象とし、エネルギー調整フェーズ (TAEM) において、機体の非線形な動特性と風外乱に対処可能な誘導制御系を提案してきた^[1]。

しかし、提案する誘導制御系で、TAEM の飛行開始の初期速度が低い場合に、目標地点に到達できず飛行破綻に陥るケースが確認された。

そこで、本研究では、HIMES の非線形飛行シミュレーションに基づいて差分近似計算から導出する線形モデルから、機体の動特性の評価を行う。特に、TAEM の飛行開始時には、宇宙輸送機が元々高迎角で飛行するのに加え、速度のばらつきが大きい。そのため、飛行破綻の原因として低速かつ高迎角でエレベータの舵効きが反転するバックサイド領域に遷移している可能性が挙げられる。

本稿の構成として、2 節において、解析に用いる線形モデルとその導出方法を述べる。続いて、3 節では 2 節で導出した線形モデルから、TAEM の初期状態を想定し、いくつかのマッハ数と迎角の組み合わせから、エレベータ舵角 δ_e から飛行経路角 γ の伝達関数を導出し、その特性を評価する。

2. 解析モデル

本稿の議論では、HIMES の縦運動に限定し、次の運動方程式を取り扱う。

$$\dot{U} = -QW - g \sin \Theta + X_a / m = f_1 \quad (1)$$

$$\dot{W} = QU + g \cos \Theta + Z_a / m = f_2 \quad (2)$$

$$\dot{Q} = M / I_{yy} = f_3 \quad (3)$$

$$\dot{\Theta} = Q = f_4 \quad (4)$$

U , W はそれぞれ、機体固定座標系 x_B , z_B 軸方向速度、 Q はピッチレート、 Θ はピッチ角、 g は重力加速度、 m は質量、 I_{yy} は y 軸まわりの慣性モーメント、 X_a , Z_a はそれぞれ x_B , z_B 軸方向の空気力、 M は y_B 軸周りの空気力によるモーメントである。

状態量と制御入力であるエレベータ舵角を \mathbf{x} 及び Δ_e として表し、(1)-(4)式を非線形状態方程式としてまとめて、(5)式のように略記する。

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = [f_1, f_2, f_3, f_4]^T = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \Delta_e) \quad (5)$$

ここで状態量 \mathbf{x} は、次の成分で表される。

$$\mathbf{x}(t) = [U, \alpha, Q, \Theta]^T \quad (6)$$

基準状態量を \mathbf{x}_0 とし、状態量を基準値からの変動 $\mathbf{x}(t) = \mathbf{x}_0 + \Delta \mathbf{x}(t)$ として表現し、各要素と舵角の関係は次式で与えられる。また、 z_B 軸方向の速度 W は、 $W = U_0 \alpha$ の関係で迎角に変数変換をして取り扱う。

$$U = U_0 + u \quad (7)$$

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta \alpha \quad (8)$$

$$Q = Q_0 + q \quad (9)$$

$$\Theta = \Theta_0 + \theta \quad (10)$$

$$\Delta_e = \Delta_{e0} + \delta_e \quad (11)$$

(5)式の非線形状態方程式を線形化し、次の状態空間表現を得る。

$$\Delta \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A} \Delta \mathbf{x}(t) + \mathbf{b} \delta_e(t) \quad (12)$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{x}(t) \quad (13)$$

ここで、状態量 $\Delta \mathbf{x}(t)$ の成分は次式で表される。

$$\Delta \mathbf{x}(t) = [u, \Delta \alpha, q, \theta]^T \quad (14)$$

(12)式の係数行列 \mathbf{A} と係数ベクトル \mathbf{b} は、(5)式の右辺 $\mathbf{f}(\mathbf{x}, \Delta_e)$ の状態量と入力に関する偏導関数として与えられる。線形モデルの導出では、まず機体の並進の運動方程式を基に、入力とみなした迎角の時間履歴を与え、望ましい飛行履歴を算出する。得られた飛行軌道上で設計点を定め、その点の各状態量を線形近似の基準値とする。この際、エレベータ舵角は、並進運動と独立にピッチングモーメントを零とするように、トリム舵角 Δ_{e0} を算出する。続いて、基準点の前後に微小変化を与え、(1)-(4)式の非線形運動方程式から、各状態量の値を算出する。得られた値から、中心差分近似により、 \mathbf{A} , \mathbf{b} の成分の偏導関数を算出する。

3. 制御対象の特性

本節では、TAEM の初期に機体の特性がバック

サイド領域に遷移しているかどうかを評価するために飛行経路角の伝達関数を導出して評価する.

3.1 エレベータ舵角から飛行経路角の伝達関数

(12)式, (13)式の状態空間表現を伝達関数に変換すると, 次式で与えられる.

$$y(s) / \delta_e(s) = c^T (sI - A)^{-1} b \quad (15)$$

エレベータ舵角の変化量 δ_e から飛行経路角の変化量 $\Delta\gamma$ への伝達関数は, ピッチ角 θ と迎角 α の関係から(13)式の係数ベクトルを $c^T = [0, -1, 0, 1]$ とすることで次式のように得られる^[2].

$$\begin{aligned} \frac{\gamma(s)}{\delta_e(s)} &= \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} - \frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} \\ &= \frac{b_{\gamma 3}s^3 + b_{\gamma 2}s^2 + b_{\gamma 1}s + b_{\gamma 0}}{s^4 + a_3s^3 + a_2s^2 + a_1s + a_0} \end{aligned} \quad (16)$$

3.2 バックサイドパラメータの評価

線形モデルは, 制御対象である HIMES の機体特性を用いて, エネルギー調整フェーズの初期高度 $h=27.9[\text{km}]$ に対して, マッハ数 $M=1.0, 1.2, 1.4, 2.0[-]$ 及び迎角を変化させて導出する. 各マッハ数における, (16)式の伝達関数のバックサイドパラメータに相当する分子定数項と零点及び極の値を Table1 に示す. 計算結果より, 全てのマッハ数において, 迎角が $13.4[\text{deg}]$ から $13.5[\text{deg}]$ に変化した場合に, 分子係数の定数項の符号が反転し, 通常の前側($b_{\gamma 0} < 0$)からバックサイド($b_{\gamma 0} > 0$)に遷移した. また, バックサイド領域に遷移することで, エレベータ舵角の直接揚力に与える影響による非最小位相特性を表す零点に加えて, 右半面の零点が一つ増加している.

Table 1. Zeros and poles at each Mach number

マッハ数	迎角	$b_{\gamma 0}$	零点			極	
2	13.5	0.00113	0.0212	2.57	-2.65	-0.0232 $\pm 1.08j$	-0.0163 $\pm 0.0272j$
	13.4	-0.000249	-0.00214	3.83	-3.88	-0.0465 $\pm 1.08j$	-0.0162 $\pm 0.0271j$
1.4	13.5	0.00139	0.0187	2.41	-2.49	-0.0276 $\pm 1.79j$	-0.0161 $\pm 0.0295j$
	13.4	-0.00109	-0.00573	3.89	-3.94	-0.0555 $\pm 1.79j$	-0.0161 $\pm 0.0294j$
1.2	13.5	0.00103	0.00886	3.81	-3.90	-0.0282 $\pm 1.59j$	-0.0164 $\pm 0.0300j$
	13.4	-0.00188	-0.00755	4.93	-4.99	-0.0564 $\pm 1.59j$	-0.0164 $\pm 0.0299j$
1	13.5	0.00385	0.0272	2.38	-2.47	-0.0257 $\pm 1.38j$	-0.0168 $\pm 0.0303j$
	13.4	-0.000421	-0.00127	3.68	-3.73	-0.0516 $\pm 1.38j$	-0.0168 $\pm 0.0304j$

Figure1 に, マッハ数 $M=2[-]$ の場合に, 単位ステップ入力を印可した場合の応答を示す. バックサイドに遷移することで, 非最小位相特性でかつ最終値の符号が反転しており, アンダーシュート付近に短周期モードによる振動が表れている.

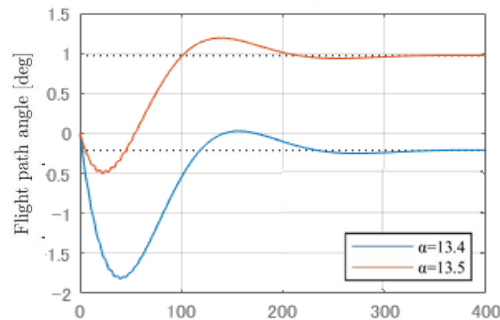


Figure 1. Time histories of flight path angles

また, この特性で飛行経路角のフィードバックを行った場合の根軌跡を Figure2 に示す. 両者の違いは, Figure3 の原点付近に表れ, バックサイドの場合は, ゲイン無限大で右半面の零点に到達する.

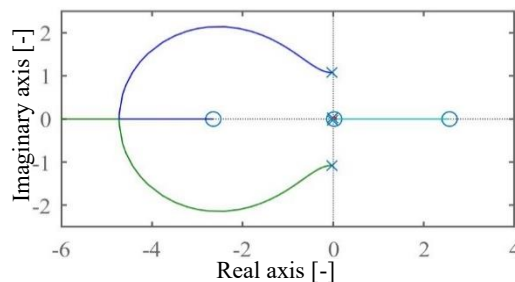
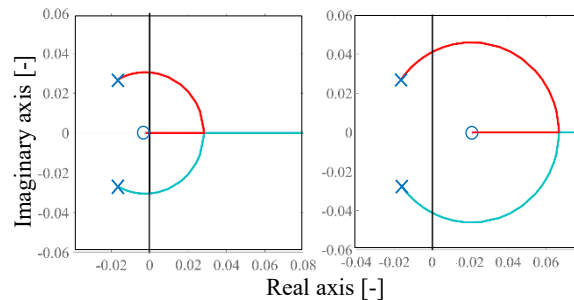


Figure 2. Root locus at Mach 2



(a)Frontside (b)Backside
Figure 3. Enlarged view of root locus

4. 結論

本稿では, 宇宙輸送機 HIMES のエネルギー調整フェーズ初期の動特性の解析を行った. 同じマッハ数でも, 迎角が増加することで, エレベータの舵効きが反転するバックサイド領域に遷移しやすい傾向が得られた. 今後は, バックサイド領域に遷移する詳細な飛行条件を明らかにし, 解析結果を誘導制御系の設計の指針として提供したい.

5. 参考文献

- [1] Hayato Kanehira, Akio Abe, and Shuichi Sasa, Constrained Adaptive Backstepping Control for Re-entry Vehicle, Trans. JSASS Aerospace Tech Japan, Vol. 14, No. ists30, pp. Pd_21-Pd_30, 2016.
- [2] 加藤寛一郎:航空機力学入門, 東京大学出版会, 第 14 版 pp.2-22,237-239. 2015.