

宇宙往還機のエネルギー調整フェーズにおける制御系性能評価

Performance Evaluation of a Control System for a Terminal Area Energy Management Phase

○田中理功¹, 半田とも¹, 沖本侑也², 安部明雄³

*Riku Tanaka¹, Tomo Handa¹, Yuya Okimoto² and Akio Abe³

Abstract: This paper presents the results of a performance evaluation of an attitude control system for a space transportation system. The return flight of the space transportation has a large flight envelope, and the dynamic characteristics of this vehicle will fluctuate rapidly. To address this problem, we have previously designed an adaptive backstepping control system that can track the reference trajectory of the approach and landing for the ALFLEX. In this paper, we evaluate the performance of this proposed control system in the Terminal Area Energy Management (TAEM) phase by use of the dynamic characteristics of the HIMES.

1. はじめに

将来宇宙輸送系の帰還飛行では、広大な飛行領域を有するため、機体動特性が大幅に変動する。そのため、制御目的や空力舵面の使用の有無から、再突入、エネルギー調整、着陸の3つのフェーズに分けて、誘導制御系を設計する。また、機体動特性の変動に対処するため、近年は非線形モデルに基づくフィードバック線形化法を用いた制御系の設計が主流になりつつある^[1]。

しかし、フィードバック線形化法では、不確かさを含む非線形な動特性の相殺誤差で制御性能が劣化する点、系全体の安定性を保証することができない点が問題とされている^[2]。

この問題に対し本研究では、バックステッピング法と外乱オブザーバを併用した制御系を設計し、宇宙往還機の着陸フェーズに適用し良好な結果を得ている^[2]。

そこで本稿では、宇宙往還機 HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle) を制御対象とし、エネルギー調整 (TAEM : Terminal Area Energy Management) フェーズに上記の提案手法が有効であるかどうか性能検証を行った結果について述べる。

2. 機体の運動モデルとエネルギー調整フェーズ

本節では、制御対象の宇宙往還機 HIMES のモデルとエネルギー調整フェーズの設計した基準軌道を示す。

2.1. 機体の運動モデル

制御対象の対気角と角速度に関する運動モデルは、次の非線形状態方程式で表される^[2]。

$$\dot{\mathbf{x}}_1(t) = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1) + \mathbf{G}_1(\mathbf{x}_1)\mathbf{x}_2(t) \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_2(t) = \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) + \mathbf{G}_2(\mathbf{x}_1)\mathbf{u}(t) \quad (2)$$

ここで、状態量および入力の成分を $\mathbf{x}_1 = [\sigma, \alpha, \beta]^T$, $\mathbf{x}_2 = [P, Q, R]^T$, $\mathbf{u} = [\delta_\alpha, \delta_e, \delta_r]^T$ とする。 σ , α , β は

対気角でそれぞれバンク角, 迎角, 横滑り角, P , Q , R は機体固定座標系各軸まわりの角速度である。また, δ_α , δ_e , δ_r はそれぞれエルロン, エレベータ, ラダーの操舵量を表す。

2.2. エネルギー調整フェーズ

エネルギー調整フェーズは、滑走路近傍に仮想円筒 (HAC : Heading Alignment Cylinder) を設け、飛行目的に応じてさらに3つのサブフェーズに分割する。最初に旋回しながら高度と速度を減少させて HAC の接線上に到達させる S ターン, 続いて直線的な滑空飛行をする HAC ホーミング, 最後に HAC の円周上を旋回して滑走路を正面に捉える HAC 追従の3つのサブフェーズである。Figure 1 に、本稿で想定するエネルギー調整フェーズの基準軌道を示す^[2]。

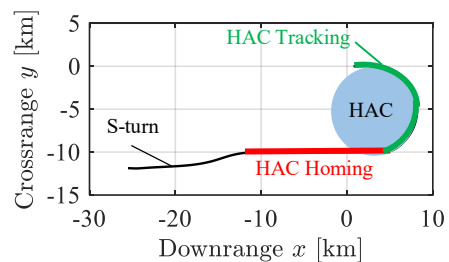


Figure 1. Horizontal Flight Trajectory in TAEM

3. 姿勢制御系の構成

本節では、バックステッピング法に基づく姿勢制御系の構成を述べる。また、不確かさに対処するために外乱オブザーバによる推定機構を付加した制御系も併せて示す。まず、状態量の指令値への追従誤差は式(3)で定義し、バックステッピング法に基づく制御則は、文献[2]より、式(4)で表される。右辺中括弧内の第2項は、サブシステム間の干渉を相殺するための項である。

$$\mathbf{e}_i = \mathbf{x}_i - \mathbf{x}_{ic} \quad (i = 1, 2) \quad (3)$$

1 : 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・院 (前)・航宇 3 : 日大理工・教員・航宇

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_{2c}(t) \\ \mathbf{u}(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \mathbf{G}_1^{-1}(\mathbf{x}_1) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{G}_{2n}^{-1}(\mathbf{x}_1) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} -\mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1) \\ -\mathbf{f}_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \end{Bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ -\mathbf{G}_1^T(\mathbf{x}_1)\mathbf{e}_1(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_{1c}(t) \\ \dot{\mathbf{x}}_{2c}(t) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_1\mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & k_2\mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_1 \\ \mathbf{e}_2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4)$$

文献[2]の外乱オブザーバを併用した制御系では、式(4)の右辺中括弧内の第1項の非線形項に加えて、第3項の微分信号と新たに付加する外乱項を併せて1つの信号として推定する。このことにより、外乱を抑制可能になり、ノイズ耐性の低い微分計算も不要になる。外乱オブザーバを併用した制御則は文献[2]より推定値 $\hat{\mathbf{z}}_1, \hat{\mathbf{z}}_2$ を用いて式(5)で表される。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_{2c}(t) \\ \mathbf{u}(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \mathbf{G}_{1n}^{-1}(\mathbf{x}_1) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{G}_{2n}^{-1}(\mathbf{x}_1) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} -\hat{\mathbf{z}}_1(t) \\ -\hat{\mathbf{z}}_2(t) \end{Bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ -\mathbf{G}_{1n}^T(\mathbf{x}_1)\mathbf{e}_1(t) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_1\mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & k_2\mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_1(t) \\ \mathbf{e}_2(t) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

4. 数値シミュレーション

3節で示した制御則が、HIMESのエネギー調整フェーズで有効かどうかを検証するため、数値シミュレーションを行った。制御則の誤差フィードバックに乗じているゲインは $k_1 = 0.1, k_2 = 0.5$ とし、外乱オブザーバ内の推定誤差に対するゲインは $k_3 = 5, k_4 = 5$ に設定した。また、式(4)の状態量の微分値は、ノイズの増幅を抑制するため、時定数 $T = 0.1$ 秒の擬似微分を用いた。Figure 1の基準軌道に対応するバンク角、迎角、横滑り角を状態量 \mathbf{x}_1 の指令値 $\mathbf{x}_{1c} = [\sigma_c, \alpha_c, \beta_c]^T$ とし、対気角と角速度の初期値にランダムに誤差を与えるモンテカルロシミュレーションを、それぞれ15回行った。初期値は、想定する飛行状態から、 $\sigma = 10$ deg, $\alpha = 10$ deg, $\beta = 5$ deg, $P = 10$ deg, $Q = 10$ deg, $R = 10$ deg を 3σ 相当値として正規分布で与えた。式(4)のバックステッピング法による制御則、式(5)の推定機構を付加した制御則の結果をFigure 2と3にそれぞれ示す。両図で、黒線が指令値 \mathbf{x}_{1c} で、その他は15回のモンテカルロシミュレーションの結果である。

Figure 2と3より、両手法ともに、全てのケースで初期値のばらつきに対してすぐに指令値に収束した。

Figure 3の推定機構を用いた制御則の迎角で、若干遅れが生じているものの、追従性能に明確な差はなかった。

5. おわりに

本稿では、宇宙往還機 HIMES のエネギー調整フェーズに、バックステッピング法と外乱オブザーバを併用した姿勢制御系を構築し、性能検証を行った。その結果、基準の対気角に適切に収束し、提案する制御系の有効性を確認した。また、推定機構の外乱オブザーバ利用の有無に関して、初期値を分散させたモンテカ

ロシミュレーションの結果より、追従性能に大きな差は生じなかった。外乱オブザーバを用いた制御系は、風外乱に対処可能で煩雑な微分計算が不要であること等の利点があり、優位性があることが明らかになった。

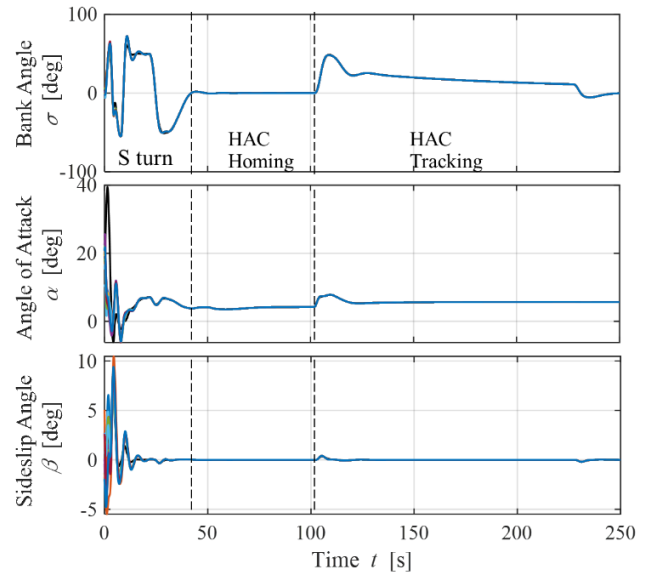


Figure 2. Time Histories of σ, α and β (Without Disturbance Observer)

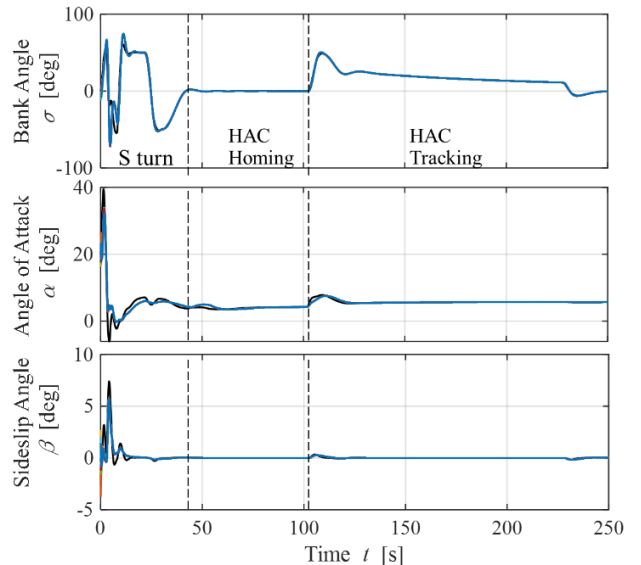


Figure 3. Time History of σ, α and β (With Disturbance Observer)

6. 参考文献

- [1] P. Vernis, and E. Ferreira: On-board Trajectory Planner for the TAEM Guidance of a Winged-body, EADS Space Transportation 9, 2005.
- [2] 安部明雄, 岩本光平, 嶋田有三: 適応型バックステッピング法による宇宙往還機の飛行制御系設計, 日本航空宇宙学会論文集, 第61巻, 第2号, pp.38-46, 2013.
- [3] 沖本侑也, 横沢凌汰: 将来宇宙輸送系のエネギー調整フェーズにおける動特性と制御系の解析, 令和4年度日本大学理工学部卒業論文, 2022.