

## 宇宙輸送系のエネルギー調整フェーズにおける旋回軌道の検討

### A Study on a Turn Trajectory in the Terminal Area Energy Management Phase of a Space Transportation System

○坂本怜人<sup>1</sup>, 西友淳<sup>2</sup>, 沖本侑也<sup>2</sup>, 安部明雄<sup>3</sup>

\*Reito Sakamoto<sup>1</sup>, Tomoaki Nishi<sup>2</sup>, Yuya Okimoto<sup>2</sup> and Akio Abe<sup>3</sup>

Abstract: This paper presents a reference trajectory in the Terminal Area Energy Management (TAEM) Phase for a space transportation system HIMES. TAEM Phase is consisted of three sub-phases of S-turn, HAC homing and HAC tracking. The reference trajectory is obtained inversely from the terminal conditions of the TAEM, depending on the HAC radius. The validity of the designed reference trajectory is verified by applying a velocity control system using the feedback linearization method.

#### 1. はじめに

宇宙輸送系の帰還飛行は、制御目的の切り替えや空力舵面の使用の有無により、再突入、エネルギー調整、進入・着陸の3つのフェーズに分けられる。特に、本稿で扱うエネルギー調整 (TAEM: Terminal Area Energy Management) フェーズは、再突入フェーズ終了時の位置と速度の分散で開始地点が定まらず、初期値を固定した基準軌道では対処できない。この問題に対して、文献[1]では、複数の想定される基準軌道を設定し、計算負荷を軽減させて軌道生成を行う方法を提案している。

本稿では、文献[1]を参考に、我が国の宇宙輸送機のプロトタイプである JAXA の実験機 HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle) の機体特性を基に TAEM フェーズの基準軌道の設計・検討を行う。TAEM フェーズでは、滑走路近傍に仮想円筒 (HAC: Head Alignment Cylinder) を設けて滑走路に向けて旋回飛行を行う。基準軌道は、エネルギー調整フェーズの終端条件から、HAC 半径を変化させて逆算的に求める。また、設計した基準軌道に対して、フィードバック線形化法による速度制御系を適用し、妥当性を検証する。

#### 2. 機体の並進運動モデル

本稿では、式(1)~(6)の風軸系で記述した機体重心の並進運動のモデルを用いる。

$$\dot{x} = V_{cg} \cos \chi \cos \gamma \quad (1)$$

$$\dot{y} = V_{cg} \sin \chi \cos \gamma \quad (2)$$

$$\dot{h} = V_{cg} \sin \gamma \quad (3)$$

$$\dot{V}_{cg} = -g \sin \gamma - \bar{q} S C_D / m \quad (4)$$

$$\dot{\gamma} = -(g/V_{cg}) \cos \gamma + (\bar{q} S C_L / m V_{cg}) \cos \sigma \quad (5)$$

$$\dot{\chi} = \bar{q} S C_L \sin \sigma / (m V_{cg} \cos \gamma) \quad (6)$$

ここで、 $x, y$ は機体の水平面の位置、 $h$ は高度、 $V_{cg}$ は機体の重心速度、 $\gamma$ は飛行経路角、 $\chi$ は方位角、 $g$ は重力加速度、 $\bar{q}$ は動圧、 $S$ は代表面積である。軌道設計の際の制御入力は、揚力係数 $C_L$ 、抗力係数 $C_D$ を決定する迎角 $\alpha$ とスピードブレーキ舵角 $\delta_{sb}$ 、及びバンク角 $\sigma$ の3つで

ある。特に、HIMES は、最大揚抗比 $(L/D)_{max}$ がマッハ数 $M$ に依存して2~4と大きく変動する。

#### 3. 基準軌道設計

エネルギー調整フェーズは、Figure 1に示すように、Sターン、HAC ホーミング、HAC 追従の3つのサブフェーズに分けられ、本節の各項で詳細を述べる。

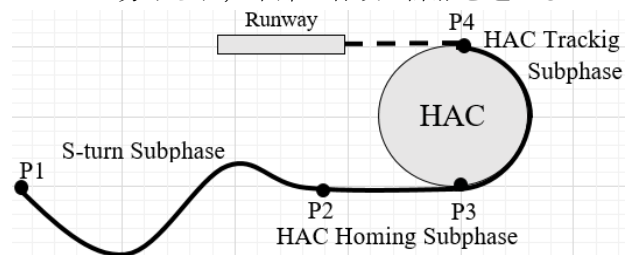


Figure 1. Image of TAEM Horizontal Trajectory

本研究では、エネルギー調整フェーズの初期値と終端条件は以下のように設定し、逆算的に軌道进行を設計する。

- ・初期条件 (P1) :  $h = 25,000$  m,  $M = 2.0$  [-]
- ・終端条件 (P4) :  $h = 1,500$  m,  $M = 0.3$  [-]

#### 3.1. HAC 追従サブフェーズ (P3~P4)

HAC 追従サブフェーズは、HAC 円周上を減速しながら旋回し、P4で適切な状態で進入・着陸フェーズに移行するため、式(7)~(9)を満たすように軌道设计する。

$$mg \cos \gamma = L \cos \sigma \quad (7)$$

$$0.5\rho V_{cg}^2 \cos \sigma = const. \quad (8)$$

$$R_{HAC} = |V_{cg}^2 \cos \gamma / (g \tan \sigma)| = const. \quad (9)$$

式(5)で飛行経路角を一定として式(7)、動圧の超過を回避するために式(5)の右辺第2項で動圧と $\cos \sigma$ の積を一定として式(8)、式(6)と(7)から HAC の半径 $R_{HAC}$ を一定として式(9)の条件が導かれる。式(9)の両辺を2乗し、バンク角 $\sigma$ について整理すると次式が得られる。

$$\sigma = \cos^{-1} \frac{g^2 R_{HAC}^2 (1 + \tan^2 \gamma)}{\sqrt{g^2 R_{HAC}^2 (1 + \tan^2 \gamma) + V_{cg}^4}} \quad (10)$$

式(10)から得られるバンク角で、方位角が $\chi = -180 \sim 0$  degの範囲で HAC の周上を旋回する。

### 3.2. HAC ホーミングサブフェーズ (P2~P3)

この P2~P3 のサブフェーズでは、HAC の円周上に向けて直線的な滑空飛行を行い、飛行中に HIMES の特性として最大揚抗比が超音速で約 2 から亜音速で約 4 へと大幅に変化する。よって、 $\sigma = 0 \text{ deg}$ かつ $\gamma = -30 \text{ deg}$ で式(7), (8)を満たした平衡滑空を想定する。この条件下で式(1)~(4)を逆算して基準軌道を定め、S ターンサブフェーズとの切替地点は、 $x = 0 \text{ km}$ とした。

### 3.3. S ターンサブフェーズ (P1~P2)

このサブフェーズでは、HAC 周上に向かいつつ、P2 での機体位置と速度が適切になるように、左右への旋回で飛行距離を増加させて減速させる。P2 から P1 へ逆算的に $M = 2.0$  [-]に対する高度まで、 $\sigma = -50 \sim +50 \text{ deg}$ の範囲で変化させて軌道を設計した。本稿では、HAC 半径を $R_{HAC} = 2.5 \text{ km} \sim 15 \text{ km}$ の範囲で2.5 km刻みで変化させた軌道を設計して妥当性を検証した。

## 4. 速度追従制御系

設計した基準軌道の妥当性を、速度ベクトルに関する追従制御系を設計して検証した。追従制御系では、抗力係数 $C_D$ 、揚力係数 $C_L$ 、バンク角 $\sigma$ を入力として扱う。式(4)~(6)に対して、非線形要素を相殺し、添え字 $ref$ で表現した指令値に追従する制御則として、式(11)を用いる。ここで、 $k_{(\ )}$ は、各添え字の制御ゲインである。

$$\begin{bmatrix} C_D \\ C_L \cos \sigma \\ C_L \sin \sigma \end{bmatrix} = \frac{m}{qS} \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1/V_{cg} & 0 \\ 0 & 0 & 1/V_{cg} \cos \gamma \end{bmatrix}^{-1} \times \begin{bmatrix} g \sin \gamma - k_V(V_{cg} - V_{cg,ref}) \\ g \cos \gamma / V_{cg} - k_\gamma(\gamma - \gamma_{ref}) \\ -k_\chi(\chi - \chi_{ref}) \end{bmatrix} \quad (11)$$

HAC 半径を凡例の通り変化させ、水平面と鉛直面の軌道を Figure 2 と 3 に、バンク角と飛行経路角の時間履歴を Figure 4 と 5 に示す。図中、破線は基準値で、実線が追従制御を行った結果である。

Figure 2 と 3 より、各 HAC の半径に対して基準軌道に良好に追従していることが分かる、Figure 4 と 5 より各ケースで最初の S ターン後に、 $\sigma = 0 \text{ deg}$ の平衡滑空状態を経て、 $\gamma = -25 \text{ deg}$ 付近に収束している。

## 5. まとめ

本稿では、エネルギー調整フェーズの HAC 半径を変化させたときの軌道設計を行った。また、設計した基準軌道に対して、フィードバック線形化法に基づく追従制御系を適用し、妥当性を評価した。各サブフェーズにおいて、適切な状態に収束することを確認した。

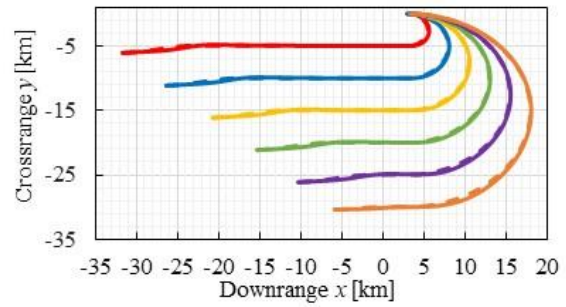


Figure 2. Horizontal Flight Trajectories

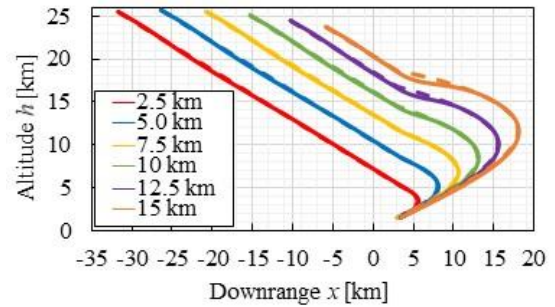


Figure 3. Vertical Flight Trajectories

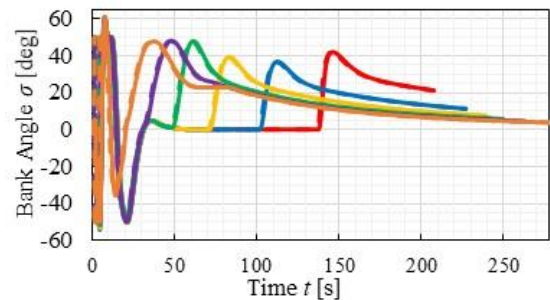


Figure 4. Time Histories of Bank Angles

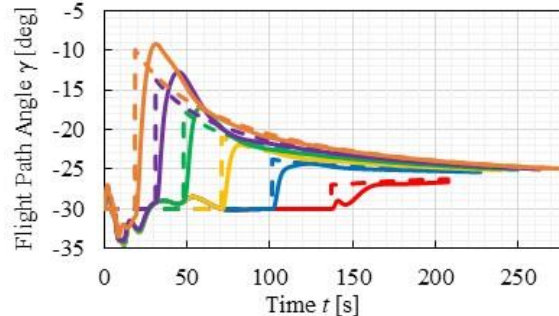


Figure 5. Time Histories of Flight Path Angles

## 6. 参考文献

- [1] Vernis, P., and Ferreira, E. : On-board Trajectory Planner for the TAEM Guidance of a Winged-body, EADS Space Transportation 9, 2005.
- [2] Kanehira, H., Abe, A. and Sasa, S. : Constrained Adaptive Backstepping Control for Re-entry Vehicle, Trans. JSASS, Aero.Tech. Japan, Vol. 13 ists30, pp. Pd21-Pd30, 2016.
- [3] 安部明雄, 岩本光平, ほか: 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, 日本航空宇宙会論文集, 第 61 巻, 第 2 号, pp. 38-46, 2013.