

## 宇宙輸送系のエネルギー調整フェーズの基準軌道の検証

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

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

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

Abstract: This paper presents a method for generating a reference trajectory during 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 was designed separately in the horizontal and vertical planes. The validity of the trajectory design method was confirmed by Monte Carlo simulations with distributed initial conditions.

#### 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つのフェーズから構成される。本稿で扱う2つ目のエネルギー調整 (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によって、初期状態にばらつきが生じる。この問題に対して、文献[1]では、機体の運動状態を限定し、複数の想定される基準軌道を設定することで、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。また、文献[2]では、初期位置と終端位置での高度を設定し、高度を飛行距離の関数として与えることで、飛行中の基準高度を導出している。

本稿では、文献[1], [2]を参考に、我が国の宇宙輸送系のプロトタイプである JAXA の実験機 HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle) の特性を用いて、TAEM フェーズの基準軌道を設計した結果について述べる。また、モンテカルロシミュレーションで、初期値を分散させた場合の提案する基準軌道の設計方法の妥当性を評価した。

#### 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、 $C_L$ は揚力係数、 $C_D$ は抗力係数である。軌道設計の制御入力、 $C_L$ とバンク角 $\sigma$ である。

#### 3. エネルギー調整 (TAEM) フェーズ

TAEM フェーズは、再突入フェーズ終了時の位置と速度の分散に対処して、減速と旋回を行い、着陸フェーズに向けて滑走路を正面に捉えるフェーズである。そのため、TAEM フェーズは、Figure1 に示すように、S-turn, HAC-homing, HAC-tracking の3つのサブフェーズに分ける。Figure1 のP1~P2のS-turnでは、HACに向かいつつ、旋回し飛行距離を増加させて減速させる。P2~P3のHAC-homingでは、HACの円周上に向けて、直線的な滑空飛行を行う。最後のP3~P4のHAC-trackingでは、HACの円周上を減速しながら旋回し、P4で適切な状態で進入・着陸フェーズにつなげる。本稿では、基準軌道の水平面の軌道設計を4節、鉛直面の軌道設計を5節で述べる。

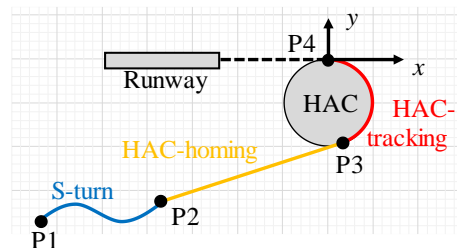


Figure 1. Image of TAEM Horizontal Trajectory

#### 4. 水平面の基準軌道設計

##### 4.1 S-turn サブフェーズ (P1~P2)

S-turn サブフェーズは、初期位置から HAC に向かうように基準のクロスレンジ  $y_{ref}$  を  $x$  の1次関数として与える。 $y_{ref}$  に追従するように、式(7)でバンク角を決定する。このサブフェーズの高度 25~18km 間は、飛行経路角一定とし、式(5)から得る式(8)を満足する。

$$\sigma = -k_y (y - y_{ref}) \quad (7)$$

$k_y$  はゲインで、過度な大きさのバンク角を避けるために、 $k_y = 9.0 \times 10^{-5}$  とした。揚力係数は、式(7)で得られたバンク角とその時点での動圧の値から式(8)から求める。

$$C_L = mg \cos \gamma / (\bar{q} S \cos \sigma) \quad (8)$$

#### 4. 2 HAC-homing サブフェーズ (P2~P3)

HAC-homing サブフェーズでは, HAC に向けて直線的な滑空飛行を行う. まず, P2 の水平面の位置( $x_2, y_2$ ) と方位角 $\chi_2$ の値から式(9)を定める.

$$y = (\tan \chi_2)(x - x_2) + y_2 \quad (9)$$

式(9)は, HAC と接するため, P3 である HAC との接点( $x_3, y_3$ )は, 次の式(10)から導かれる.

$$(x_3, y_3) = (R_{HAC} \sin \chi_2, -R_{HAC}(1 + \cos \chi_2)) \quad (10)$$

ここで,  $R_{HAC}$ は, HAC の半径である. 式(9)を式(10)の $y_3$ に代入することで,  $R_{HAC}$ を定める式(11)を得られる.

$$R_{HAC} = \frac{x_2 \tan \chi_2 - y_2}{1 + \cos \chi_2 + \tan \chi_2 \sin \chi_2} \quad (11)$$

#### 4. 3 HAC-tracking サブフェーズ (P3~P4)

HAC-tracking サブフェーズの基準軌道は, HAC の円周上に沿って旋回飛行するようにバンク角を操作する. 式(6)で, 水平飛行距離 $s$ の時間微分 $\dot{s} = V_{cg} \cos \gamma$ を用いて,  $s$ による微分に書き換えると式(12)が得られる.

$$d\chi/ds = \bar{q}SC_L \sin \sigma / (mV_{cg}^2 \cos^2 \gamma) \quad (12)$$

旋回半径が一定であるためには,  $d\chi/ds$ が一定で,  $ds = R_{HAC} d\chi$ の関係から式(13)が成り立つ.

$$R_{HAC} = mV_{cg}^2 \cos^2 \gamma / (\bar{q}SC_L \sin \sigma) \quad (13)$$

式(13)から, バンク角 $\sigma$ は次式で求まる.

$$\sigma = \sin^{-1}(mV_{cg}^2 \cos^2 \gamma / (\bar{q}SC_L R_{HAC})) \quad (14)$$

#### 5. 鉛直面の基準軌道設計

基準高度 $h_{ref}$ は, P2~P4 のみに与え, 式(15)のように飛行距離 $s$  ( $s_2 \leq s \leq s_4$ ) を変数とした3次関数で扱う<sup>[2]</sup>. また,  $s_2 = 0$ で,  $s_4$ は, P2~P4 間の飛行距離である.

$$h_{ref} = a_0 + a_1 s + a_2 s^2 + a_3 s^3 \quad (15)$$

式(15)を飛行距離 $s$ で微分すると, 式(16)を得る.

$$\tan \gamma_{ref} = a_1 + 2a_2 s + 3a_3 s^2 \quad (16)$$

式(15), (16)より, P2 と P4 での高度を $h_2, h_4$ , 経路角を $\gamma_2, \gamma_4$ として代入して行列表示すると式(17)を得る.

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & s_4 & s_4^2 & s_4^3 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 2s_4 & 3s_4^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_2 \\ h_4 \\ -\tan \gamma_2 \\ -\tan \gamma_4 \end{bmatrix} \quad (17)$$

式(17)を係数 $a_i$  ( $i = 0, 1, 2, 3$ )について解くことで, 式(15)の3次関数を決定する. また,  $s_4$ は, P2~P3, P3~P4 の飛行距離を $s_{2-3}, s_{3-4}$ とすると, 次のように求まる.

$$s_{2-3} = \sqrt{(x_2 - x_3)^2 + (y_2 - y_3)^2} \quad (18)$$

$$s_{3-4} = R_{HAC}(\chi_f - \chi_2) \quad (19)$$

$$s_4 = s_{2-3} + s_{3-4} \quad (20)$$

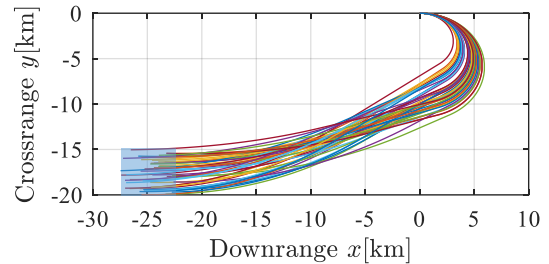
#### 6. シミュレーション結果

本稿では, 初期位置, 飛行経路角, 方位角に Table 1 の分散を与えて, 提案する手法の有効性を確認した.

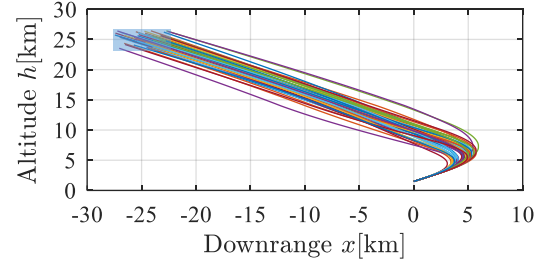
**Table 1. Initial and Terminal Values and Distributions**

Variables	Initial	Terminal	Distributions
$x$ [km]	-25	0	$\pm 2.5$
$y$ [km]	-18	0	$\pm 2.5$
$h$ [km]	25	1.5	$\pm 1.5$
$V_{cg}$ [m/s]	650	100	$\pm 50$
$\gamma$ [deg]	30	30	$\pm 2$
$\chi$ [deg]	0	180	$\pm 2$

初期位置の分散は, 一様分布で与えて 50 回のシミュレーションを行った. Figure 2, 3 は, それぞれ水平面と鉛直面の軌道で, 青の四角形は位置の分散範囲を表す.



**Figure 2. Horizontal Flight Trajectories**



**Figure 3. Vertical Flight Trajectories**

Figure 2 と 3 より, 水平面と鉛直面の軌道はともに, 全てのケースで目標の終端位置に収束していることを確認した. また, 終端位置での速度, 飛行経路角, 方位角も目標値に収束していることを確認した.

#### 7. まとめ

本稿では, 将来宇宙輸送系の TAEM フェーズにおける, 軌道設計を行った. 提案する手法では, 初期位置等に分散を与えても終端位置で各物理量が目標値に収束していることを確認した.

#### 8. 参考文献

[1] Vernis, P., and Ferreira, E.: On-board Trajectory Planner for the TAEM Guidance of a Winged-body, 4th International Symposium on Atmospheric Reentry, Vehicles and Systems, AAAF, Arcachon, 2005.  
 [2] Craig A. Kluever: Simple Analytical Terminal Area Guidance for an Unpowered Reusable Launch Vehicle, J. Guidance, Control and Dynamics Vol.45, No.4, 2022.