

火星飛行機のための高高度実験機の飛行特性解析

Dynamic Characteristics Analysis of High Altitude Experimental Vehicle for a Mars Airplane

小澤若葉<sup>1</sup>, 新谷美智<sup>1</sup>, 松本悠希<sup>2</sup>, 安部明雄<sup>3</sup>, 佐々修一<sup>3</sup>

Wakaba Ozawa<sup>1</sup>, Michi Shintani<sup>1</sup>, Yuki Matsumoto<sup>2</sup>, Akio Abe<sup>3</sup> and Shuichi Sasa<sup>3</sup>

Abstract: Currently, in Japan, high-altitude flight experiment is planned in the stratosphere close to the Martian environment for realizing a Mars airplane. So far from this study, in the experimental aircraft, it has been clarified that the response with the pitch-damper control has tend to diverge depending on the flight conditions. Therefore, in this paper, in order to obtain the index of the control system design, the factors of this divergence is revealed by the linear approximated model based on nonlinear flight simulations.

1. はじめに

現在、我が国では、火星飛行機の実現のため、火星探査時の環境に近い成層圏において、飛行の成立性と空力データの取得を目的とした高高度飛行実験が計画されている<sup>1)</sup>。これまでの本研究より、実験機が、飛行環境と機体の空力特性の両面から、飛行経路角の応答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特性を有していることが明らかになっている。加えて、通常のピッチ角速度のフィードバック制御では、飛行している状態によって、一旦収束後に応答が発散する特性が明らかになっている。

そこで、本稿では、制御時にピッチ角速度の応答が発散傾向に遷移する要因を明らかにし、制御系設計のための指標を示す。その要因を明らかにするため、まず想定される飛行軌道上の複数の設計点から差分近似により、機体の線形状態空間モデルを得る。続いて、得られた線形モデルから、伝達関数を導出し、極と零点及び各係数の値を評価し、制御時に応答が途中から不安定化する要因を明らかにする。

2. 機体の運動モデル

本稿では、次式のように機体の縦運動に限定し、エレベータ操舵に対する機体の特性の評価を行う。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} U \\ W \\ Q \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -QW - g \sin \theta + X_a / m \\ QU + g \sin \theta + Z_a / m \\ M / I_{yy} \\ Q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$U, W$ はそれぞれ機体軸  $x_B, z_B$  軸方向速度、 $Q$ はピッチレート、 $\theta$ はピッチ角、 $g$ は重力加速度、 $m$ は質量、 $I_{yy}$ は  $y_B$  軸まわりの慣性モーメント、 $X_a, Z_a$ それぞれ  $x_B, z_B$  軸方向の空気力、 $M$ は  $y_B$  軸まわりの空気力によるピッチングモーメントである。(1)式をテイラー展開すると、(2)式の線形状態方程式が得られる。

$$\Delta \dot{x} = A \Delta x(t) + b \delta_c(t) \quad (2)$$

$$y(t) = c^T \Delta x(t) + d \delta_c(t) \quad (3)$$

また、(2)式の線形状態方程式の成分は、各空力微係数により次式で表される。また、本研究のこれまでの機体特性の解析結果より、一般に影響が小さく無視され

るエレベータ舵角の  $x_B$  軸方向の空気力  $X_a$  に与える影響を表す微係数  $X_{\delta c}$  に関する項を新たに付加している。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} u(t) \\ \Delta \alpha(t) \\ q(t) \\ \theta(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_{\Delta \alpha} & -W_0 & -g \cos \theta_0 \\ Z_u / U_0 & Z_{\Delta \alpha} & 1 + Z_q / U_0 & -(g / U_0) \sin \theta_0 \\ M_u & M_{\Delta \alpha} & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u(t) \\ \Delta \alpha(t) \\ q(t) \\ \theta(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta c} \\ Z_{\delta c} / U_0 \\ M_{\delta c} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_c(t) \quad (4)$$

3. 線形モデルによる解析

Figure1 に、実験機で想定する機体切り離し後から引き起こしに相当する 30 秒間の迎角の時間履歴を示す。図中、一定のエレベータ舵角で未制御の場合を青線、ピッチ角速度のフィードバックで制御した場合を赤線で示す。ただし、制御ゲイン  $k_q = 0.3$  とする。

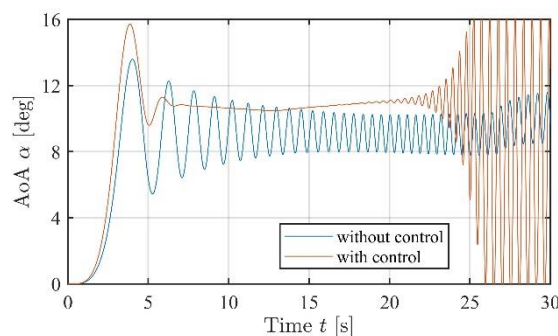


Figure1. Time Histories of Angle of Attacks

Figure1 より、未制御の場合は減衰特性は悪いものの、発散はしていないのに対して、制御した場合は一旦収束後に  $t=20[s]$  付近から発散傾向に転じている。本節では、この原因を、非線形飛行シミュレーションから得る線形近似モデルを基に検証する。

3.1. 極位置の解析

本項では、機体の飛行中の極位置の変化が制御時に応答を発散させる原因かどうかを検証する。この解析

には、望ましい引き起こしに相当する次の迎角の時間履歴で表される Figure2 の結果を基に行う。

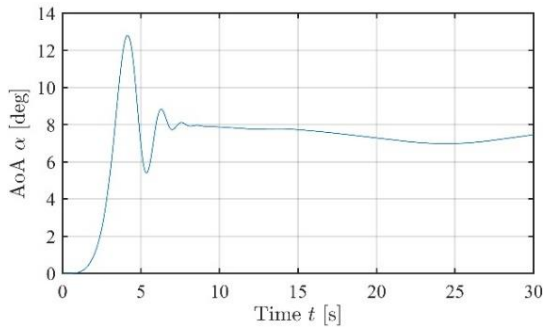


Figure2. Time History of Angle of Attack

この飛行状態における特性を評価するため、飛行開始から 10~25[s]まで 5 秒ごとに設計点 1~4 を設ける。続いて、その設計点の前後に微小変化を与えた各状態量を非線形モデルを基に算出し、(2)式に相当する線形の状態空間モデルを得る。得られた状態空間モデルから、エレベータ舵角からピッチ角速度の短周期モード近似の伝達関数を得る。Table1 に、短周期モード極と、制御ゲイン  $k_q = 0.3$  でピッチ角速度のフィードバック制御を行った場合の閉ループ極を示す。短周期モード極は設計点によって変動しているものの、閉ループ極の実部はすべて負であり、前述のピッチダンパ制御の応答の発散傾向の原因ではないことがわかる。

Table1. Pole of short period mode

	短周期モード極	短周期モード閉ループ極
Point1	-0.0903±2.51j	-0.223±5.39j
Point2	-0.223±5.39j	-0.367±7.77j
Point3	-0.367±7.77j	-0.522±8.78j
Point4	-0.522±8.48j	-0.661±7.21j

### 3.2. 微係数 $X_{\delta e}$ を含む伝達関数

本項では、新たに導入した制御微係数  $X_{\delta e}$  を含めた伝達関数を示す。(4)式の線形状態方程式からエレベータ舵角から飛行経路角までの伝達関数  $G_{A\gamma\delta e}(s)$  とピッチ角までの伝達関数  $G_{\theta\delta e}(s)$  はそれぞれ次式で表す。

$$G_{A\gamma\delta e}(s) = \frac{b_{\gamma 3}s^3 + b_{\gamma 2}s^2 + b_{\gamma 1}s + b_{\gamma 0}}{s^4 + a_3s^3 + a_2s^2 + a_1s + a_0} \quad (5)$$

$$G_{\theta\delta e}(s) = \frac{b_{\theta 2}s^2 + b_{\theta 1}s + b_{\theta 0}}{s^4 + a_3s^3 + a_2s^2 + a_1s + a_0} \quad (6)$$

ここで、3.3 項でエレベータ舵角の舵効きの変化を検証するため、(5)、(6)式の伝達関数の分子の 0 次係数を空力微係数を用いて表した次の表現も用いる。

$$\begin{aligned} b_{\gamma 0} = & \{X_{\delta e}(Z_u M_{\Delta a} - M_u Z_{\Delta a} + M_u g \sin \theta_0) \\ & + Z_{\delta e}(X_{\Delta a} M_u - X_u M_{\Delta a} - M_u g \cos \theta_0) \\ & + M_{\delta e}(X_u Z_{\Delta a} - X_{\Delta a} Z_u - X_u g \sin \theta_0 + Z_u g \cos \theta_0)\} / U_0 \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} b_{\theta 0} = & \{X_{\delta e}(Z_u M_{\Delta a} - M_u) + Z_{\delta e}(X_{\Delta a} M_u - X_u M_{\Delta a}) \\ & + M_{\delta e}(X_u Z_{\Delta a} - X_{\Delta a} Z_u)\} / U_0 \end{aligned} \quad (8)$$

### 3.3. エレベータの舵効きの反転(分子係数)

本項では、エレベータの舵効きが反転する要因となる  $b_{\gamma 0}$  と  $b_{\theta 0}$  が引き起こしの飛行中にどのように変化するかを伝達関数の分子係数から評価する。3.1 項と同様に各設計点における定数項の値を Table2 に示す。また、定数項の  $b_{\gamma 0}$  と  $b_{\theta 0}$  は、(7)、(8)式より各制御微係数  $X_{\delta e}$ 、 $Z_{\delta e}$ 、 $M_{\delta e}$  に関する項にまともまっているため、次式の記号を用いて表し、各項の値を Table2 に示す。

$$b_{\gamma 0} = b_{\gamma 0 X_{\delta e}} + b_{\gamma 0 Z_{\delta e}} + b_{\gamma 0 M_{\delta e}} \quad (9)$$

$$b_{\theta 0} = b_{\theta 0 X_{\delta e}} + b_{\theta 0 Z_{\delta e}} + b_{\theta 0 M_{\delta e}} \quad (10)$$

Table2. Coefficients of constant term in transfer function

	$b_{\gamma 0}$	$b_{\gamma 0 X_{\delta e}}$	$b_{\gamma 0 Z_{\delta e}}$	$b_{\gamma 0 M_{\delta e}}$
Point1	0.0334	0.0023	0.0000	0.0311
Point2	0.1685	0.0230	-0.0013	0.1468
Point3	0.5755	0.0644	-0.0063	0.5174
Point4	-0.2228	0.0451	-0.0041	-0.2638
	$b_{\theta 0}$	$b_{\theta 0 X_{\delta e}}$	$b_{\theta 0 Z_{\delta e}}$	$b_{\theta 0 M_{\delta e}}$
Point1	-0.0013	0.0023	0.0000	-0.0036
Point2	-0.0055	0.0230	-0.0012	-0.0273
Point3	0.0267	0.0644	-0.0061	-0.0316
Point4	-1.0309	0.0451	-0.0040	-1.0720

Table2 より、本来負の値である  $b_{\gamma 0}$  と  $b_{\theta 0}$  が設計点によって正の値を示していることがわかる。特に、 $b_{\gamma 0}$  は設計点 4 以外で正の値を示し、機体がバックサイド領域に遷移していることを表している。各項の値をみると、 $M_{\delta e}$  に関する項が大きく影響していることがわかる。また、 $b_{\theta 0}$  では、設計点 3 が正の値を示しており、一時的に舵効きが反転していることを表している。特に、 $X_{\delta e}$  に関する項の影響が支配的であることがわかる。また、設計点 1, 2 では、バックサイド領域であるものの、 $b_{\theta 0}$  が負の値のため Figure1 の 20[s]程度まで一旦収束する応答になったと考えられる。

## 4. 結論

本稿では、高高度飛行実験機のピッチ角速度のフィードバックにおいて、飛行状態によって応答が発散する要因を明らかにした。また、伝達関数を評価することで、分子係数の定数項の符号が反転し、エレベータの舵効きが反転する場合があることを明らかにした。さらに、通常無視される制御微係数  $X_{\delta e}$  の影響が大きいことも明らかにした。

## 5. 参考文献

- [1] 安部明雄, 松本悠希, 佐々修一: 火星環境を模擬した高高度実験機の特長解析と制御系(第2報), 第57回飛行機シンポジウム講演集, 2D09, 2019.
- [2] 加藤寛一郎: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 第14版, pp.133, pp.238-242, 1982.