

火星飛行機の実証実験機の動特性評価

Evaluations of Dynamics Characteristics of Experimental Vehicle for Mars Airplane

○宮地佑介¹, 布田翼¹, 安部明雄², 佐々修一²

Yusuke Miyachi, Tsubasa Futa, Akio Abe and Shuichi Sasa

Abstract: Currently, flight experiments are planned towards the realization of the Mars airplane in JAXA. The purpose of this experiment is to acquire the aerodynamic characteristics under similar conditions of Mars' atmospheric environment. This experimental aircraft has inferior damping characteristics due to high altitude flight. Therefore, in this paper, dynamic characteristics of experimental aircraft were analyzed by two methods in order to design a control system of longitudinal motion. The employed methods were the finite differential approximation based on the flight simulation and the estimations from the vehicle configurations. From the results, the validity of the analytical method and the dynamic characteristics were evaluated.

1. 結論

現在、火星飛行機の実現に向け、大樹町で火星の大気環境に近い環境下で、空力特性の取得を目的とした飛行実証実験が 2019 年に計画されている。第 1 回飛行実証実験は、2016 年に実施されたものの、目的のレイノルズ数領域での空力特性の取得が十分になされなかった。その一因として、大気密度の低い高度約 30[km]で飛行実験が実施され、機体の減衰特性が悪い点が挙げられる。

そこで、本稿では、前述の 2019 年の飛行実験に向け、特に縦運動の制御系設計の前段階として、現在設計段階にある実験機の動特性の解析を行った結果について述べる。動特性の解析に関して、文献[1]では、飛行シミュレーションプログラムから差分近似を用いて、線形状態方程式を導出する方法を提案している。また、機体諸元から推算式によって、空力微係数を得る方法も一般的によく用いられる^[2]。本稿では、現在得られているデータを基に、この 2 つの手法を用いて機体の動特性の解析を行い、結果を比較することで両手法の妥当性を検証する。さらに、得られた結果より、機体の動特性を評価し、制御系設計のための材料を提供する。

2. 機体改修と飛行実験の概要^[3]

機体形状を変更し新たな機体(MABE-2 β)の設計は、2016 年に行われた初回の飛行実験の機体(MABE-1S)の飛行データから、形状の改善を検討している(Figure.1)。現状の主な設計変更点は、次の 3 点である。1 点目は、想定される揚力を発生できなかった一因として挙げられている機体のブームの曲げ変形への対処である。2 点目は、機体の主翼面積の拡大に伴い、水平尾翼容積比を増大させ、縦の減衰性の改善を図る。3 点目は尾翼平面を矩形への変更に伴う機体格納の制約を達成するための全長短縮である。

Figure.2 は、空力特性の取得のため決定した飛行軌道および各フェーズでの挙動である。制御系設計は短周期近似モデルを基に行い、各フェーズで要求される挙動を達成するために状態フィードバックを適用させる。

- 第 1, 2 フェーズ: 大気球により高度約 35[km]に達した後、ピッチ角 $\theta=0[\text{deg}]$ で機体を切り離し、加速する。ダイブ状態での十分な加速から、減衰性を高めるためのピッチレートと、迎角をフィードバックし、大迎角によって引き起こしを行う。
- 第 3 フェーズ: 空力計測に向け、高度を保持し徐々に迎角を増加させることで減速に伴う揚力低下を補う。制御則は、高度保持のための沈下率と、ピッチレートをフィードバックする。
- 第 4 フェーズ: 迎角が 6, 4, 2[deg]の空力データを計測するため、基準迎角への高精度な追従を要求され、第 1, 2 フェーズと同様の制御則を用いる。

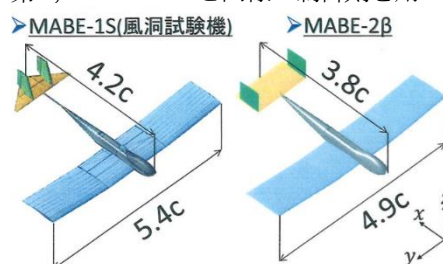


Figure.1 Configurations of Experimental Aircraft

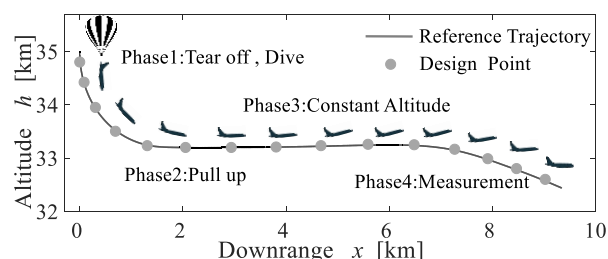


Figure.2 Reference Flight Trajectory

3. 機体特性の解析

本節では、機体特性の解析方法とその結果について述べる。

3.1 差分近似による特性評価

本項では、シミュレーションの応答結果より、差分近似を用いて、特性を導出する方法を述べる。対象の

1: 日大理工・院(前)・航宇 2: 日大理工・教員・航宇

モデルは、一般的な航空機の 6 自由度非線形運動方程式より縦運動のみを取り出した(1)式を用いる。ここで、 $X_a(U,W)$, $Z_a(U,W,Q,\delta_e)$, $M_a(U,W,Q,\delta_e)$ は空気力、ピッチングモーメントである^[2]。

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

Figure.3 はエレベータ舵角を Figure.4 のように入力した場合の迎角の時間履歴である。Figure.3 の応答から、適当な時間を選定し、各状態量に微小な変動を与えて差分近似により線形モデルを導出する^[1]。特性評価に用いる状態方程式のシステム行列を、(2)式のような中心差分近似(微小変化量 $\Delta=0.001$)に基づく偏導関数を要素とする式(3)に示すヤコビ行列より求める。

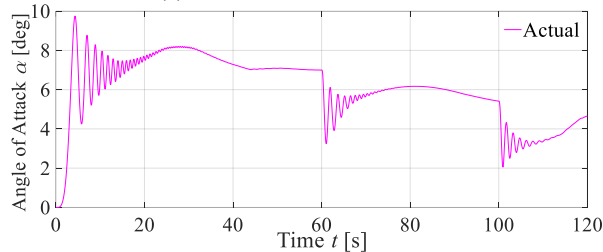


Figure.3 Time History of Angle of Attack

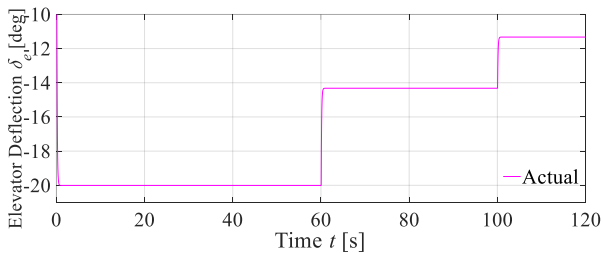


Figure.4 Time History of Elevator Deflection

$$\frac{\partial f_1}{\partial U} \approx \frac{f_1(U_0 + \Delta U, W_0, Q_0, \theta_0) - f_1(U_0 - \Delta U, W_0, Q_0, \theta_0)}{2\Delta U} \quad (2)$$

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} \partial f_1 / \partial U & \partial f_1 / \partial W & \partial f_1 / \partial Q & \partial f_1 / \partial \theta \\ \partial f_2 / \partial U & \partial f_2 / \partial W & \partial f_2 / \partial Q & \partial f_2 / \partial \theta \\ \partial f_3 / \partial U & \partial f_3 / \partial W & \partial f_3 / \partial Q & \partial f_3 / \partial \theta \\ \partial f_4 / \partial U & \partial f_4 / \partial W & \partial f_4 / \partial Q & \partial f_4 / \partial \theta \end{bmatrix} \quad (3a)$$

$$b_{lon} = [\partial f_1 / \partial \delta_e, \partial f_2 / \partial \delta_e, \partial f_3 / \partial \delta_e, \partial f_4 / \partial \delta_e]^T \quad (3b)$$

得られたシステム行列の極から、固有振動数、減衰係数、周期を算出した結果を Table.1 に示す。

Table.1 Characteristic Values

Mode	Pole	ω_n	ζ	T
Short Period	$-0.16 \pm 2.97j$	4.85	0.079	2.12

3.2 機体緒元からの機体特性の推算

本項では、機体形状パラメータから推算される安定微係数から縦の短周期モードの減衰特性を評価する手

順を述べる。航空機の短周期モードの減衰特性は、次式で近似的に表される^[2]。

$$2\zeta \omega_n = -(Z_a/U_0) - M_q - M_{\dot{\alpha}} \quad (4)$$

$$\omega_n^2 = -M_{\alpha} + (Z_a/U_0)M_q \quad (5)$$

また、各有次元安定微係数は次のように表せる。

$$Z_a = \{\rho U_0^2 S (C_{z\alpha} - 2C_L \tan \alpha_0)\} / 2m \quad (6)$$

$$M_{\alpha} = (\rho U_0^2 S \bar{c}^2 C_{m\alpha}) / 2I_{yy} \quad (7)$$

$$M_q = (\rho U_0^2 S \bar{c}^2 C_{mq}) / 4I_{yy} \quad (8)$$

$$M_{\dot{\alpha}} = (\rho U_0^2 S \bar{c}^2 C_{m\dot{\alpha}}) / 4I_{yy} \quad (9)$$

(6)~(9)式中の各無次元微係数は次式で表せる。

$$C_{z\alpha} = -a_w \{1 + (a_w S_f / a_w S) (1 - \partial \varepsilon / \partial \alpha)\} \quad (10)$$

$$C_{m\alpha} = a_w \{(h - h_{nw}) - V_h^* (a_i / a_w) (1 - \partial \varepsilon / \partial \alpha) + V_{fus}^* (2 / a_w)\} \quad (11)$$

$$C_{mq} = -2V_h^* a_i (l_i / \bar{c}) \quad (12)$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = -2V_h^* a_i (l_i / \bar{c}) (\partial \varepsilon / \partial \alpha) \quad (13)$$

特に本稿では、水平尾翼が主翼より上方に取付けられている機体形状のため、主翼吹降ろしによる影響である $\partial \varepsilon / \partial \alpha$ の項を無視した。

3.3 機体特性の解析結果

Table.2 に、3.1 項、3.2 項で示した手法による解析結果を示す。3.1 項の差分近似による手法が必要となる空力特性は、MABE-2 β は未取得のため、MABE-1S の特性を代用した。Table.2 より両手法が同等の結果を示しており、解析手法として妥当であることが確認できる。

Table.2 Comparison of Characteristics Values

Model	ω_n	ζ	$\zeta \omega_n$
3.1 Linearization	4.85	0.079	0.383
3.2 Estimation	4.76	0.093	0.440

4. 結論

本稿では、制御系設計のための機体特性モデルを導出した。得られた結果より、手法の妥当性と現状で推算される機体の動特性を確認した。また、機体設計が決定し、今後実施予定の風洞試験結果より、さらに厳密な機体特性モデルの確立につなげる。

5. 参考文献

- [1] NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ：小型自動着陸実験機(ALFLEX)の飛行シミュレーションモデル、航空宇宙技術研究所報告 TR1252 号, 1994.
- [2] 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治：航空機力学入門。東京大学出版会, 1982, pp.61-69.
- [3] 富澤海：火星探査航空機次期対気球試験機に向けた設計検討と CFD による基礎空力特性、火星探査航空機ワーキンググループ資料, 2017.