

火星飛行機のためのバックサイド特性の解析と可変補償器を用いた制御系

Analysis of Backside Characteristics and Control System with a Variable Compensator for a Mars Airplane

○星亮太朗¹, 安部明雄²
*Ryotaro Hoshi¹, Akio Abe²

Abstract: From previous studies, an experimental aircraft of MABE-2 and the Mars airplane have a tendency to transition to the backside region more easily than conventional aircraft. For flight mission feasibility and flexibility, it is desirable to be able to control autonomously in the backside region. Therefore, in this paper, the backside characteristics of this aircraft is evaluated by a linear model. Additionally, based on the analytical results, we propose a control system that can cope with the dynamic characteristic fluctuations by using a variable compensator.

1. はじめに

我が国は、火星飛行機の実現に向け、火星に近い環境での空力データ取得とミッションの成立性の検証を目的とし、高高度飛行実験MABE-2が計画されている。

これまでの本研究により、MABE-2の実験機や火星飛行機は、巡航速度が高いことと、機体の空力特性から、通常の機体に比べバックサイドに遷移しやすいことが明らかになっている。飛行ミッションの成立性と柔軟性を考慮すると、機体は、バックサイド領域でも自律的に制御可能であることが望ましい。

バックサイド領域での制御に関して、文献[1]では着陸の際に意図的に高度を下げて加速する方式、文献[2]では推力操作により加速する方式で、バックサイドから離脱する手法が提案されている。

しかし、MABE-2の実験機や火星飛行機では、巡航に近い状態でもバックサイドに陥る場合が想定される。

そこで本稿では、最初に高高度飛行実験の実験機の実験機から線形モデルを導出し、バックサイド特性を評価する。また、解析した結果を基に、可変補償器を用いて機体の特性変動に対処可能な制御系を提案する。

2. 縦運動の線形解析

火星飛行機を含めて航空機の縦運動の微小擾乱近似による状態方程式は、(1)式によって表される。

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

(1)式で、 g は重力加速度であり、 u , $\Delta\alpha$, q , θ はそれぞれ機体固定座標系 x_B 軸方向の速度、迎角、ピッチ角速度、ピッチ角の微小擾乱量、 δ_e はエレベータのトリム舵角からの操舵量、 X_0 , Z_0 , M_0 はそれぞれ()内の変数に対する空気力・空気力モーメントを表す空力微係数である。また、 U_0 , W_0 , θ_0 は、機体固定軸座標系 x_B , y_B 軸方向の速度と、ピッチ角のつり合い値である。(1)式の状態方程式を係数行列 A , 入力ベクトル b , 状態量 x , 入力 u とし、次式のように表す。

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + bu(t) \quad (2)$$

続いて、高高度飛行実験MABE-2の機体データに基づき、想定する飛行機道上で線形モデルを導出した。導出した線形モデルの係数行列 A で、フロントサイドの場合を A_{fs} , バックサイドの場合を A_{bs} とし、一例は次のように表される。

$$A_{fs} = \begin{bmatrix} -0.0050 & 6.99 & -12.7 & -9.65 \\ -0.0006 & -0.648 & 1.00 & -0.0076 \\ 0.0180 & -24.6 & -0.563 & 0 \\ 0 & 0 & 1.00 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$A_{bs} = \begin{bmatrix} -0.0006 & 1.52 & -13.5 & -9.67 \\ -0.0009 & -0.354 & 1.00 & -0.0066 \\ 0.0461 & -41.4 & -0.470 & 0 \\ 0 & 0 & 1.00 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

(3)式と(4)式より、成分を比較すると、バックサイドでは、フロントサイドと比べて1行1列目の速度による抗力の変化を表す空力微係数 X_u が約1/10、1行2列目の迎角による抗力の変化を表す空力微係数 $X_{\Delta\alpha}$ が約1/4となっている。加えて、他の1, 2列目の速度と迎角に関する空力微係数も大きく値が変化している。(3)式と(4)式を有する線形モデルで、入力をエレベータ舵角 δ_e , 出力を飛行経路角の変動量 $\Delta\gamma$ とする伝達関数の分子定数項の値をTable 1に示す。Table 1より、フロントサイドの場合の b_{ofs} は、負の値で、正の

エレベータ操舵に対し、速度ベクトルが機首下げ方向に変化する通常の運動を表している。一方、バックサイドの場合の b_{obs} は、正の値で、前述の空力微係数の変化で、操舵が逆転し飛行経路不安定に陥っている。

Table 1 Constant Terms in Numerator

b_{ofs}	b_{obs}
-0.0213	0.1527

3. 可変補償器による制御系

本節では、前節で述べたような係数行列の大幅な変動に対して、自律的に対処可能な可変補償器を有する制御系を設計し、その有効性を検証する。設計した制御系は、フロントサイドに相当する特性を規範モデルとし、その応答に追従するようにリアプノフの安定論よりゲイン調整則を決定した。

モデル追従誤差 $\boldsymbol{\varepsilon}$ を、規範モデルの状態量 \boldsymbol{x}_{cm} と対象モデルの状態量 \boldsymbol{x}_c の差として次式のように定義する。

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4]^T = \boldsymbol{x}_{cm} - \boldsymbol{x}_c \quad (5)$$

(5)式の状態量 \boldsymbol{x}_c は、(2)式を可制御正準形に変換した形式での状態量である。ここで、可変ゲインを $\boldsymbol{k}(t)$ とし、規範モデルの入力 u_m と、状態フィードバックの形式で制御則を次のように構成する。

$$u = u_m - \boldsymbol{k}^T(t)\boldsymbol{x}_c \quad (6)$$

ここで、(7)式のリアプノフ関数の候補を定め、その時間微分である(8)式が負になるように可変ゲインの調整則を導く。また、規範モデルの変数またはパラメータは添え字 m を付して表現する。

$$V = \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{P} \boldsymbol{\varepsilon} + \sum_{i=1}^4 q_i (-a_{mi} + a_{ci} + k_i)^2 \quad (7)$$

$$\dot{V} = \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{P} \boldsymbol{A}_{mc} \boldsymbol{\varepsilon} + \sum_{i=1}^4 (-a_{mci} + a_{ci} + k_i) \{2l x_{ci} + 2q_i (\dot{a}_{ci} + \dot{k}_i)\} \quad (8)$$

ただし、(8)式の l は、 $p_1 \sim p_4$ は行列 \boldsymbol{P} の要素として、次式で表される。

$$l = \varepsilon_1 p_1 + \varepsilon_2 p_2 + \varepsilon_3 p_3 + \varepsilon_4 p_4 \quad (9)$$

(8)式が負となる条件から、可変ゲインの調整則は $i = 1 \sim 4$ とし、次式のように導かれる。

$$\dot{k}_i = \{-r_i(-a_{mi} + a_{ci} + k_i) - 2l\}/2q_i - \dot{a}_{ci} \quad (10)$$

4. シミュレーション結果

本節では、3節の可変補償器を有する制御系の有効性を検証する。制御対象は、フロントサイドからバックサイドへの遷移に倣い、係数行列の成分を時間変化させ、150秒以降で不安定化するように設定した。

Figure 1は、ステップ状の指令値に対する可変補償器の可変ゲイン $\boldsymbol{k}(t)$ の要素 k_1 の時間履歴である。シミュレーション開始5秒程度で一定値となった後、系が不安定化する150秒付近で大きく値が変化して、特性の変動に対処していることがわかる。Figure 2は、状態量 \boldsymbol{x}_c の第1成分 x_1 の応答である。

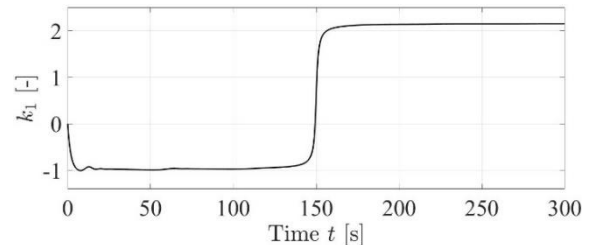


Figure 1. Time History of Gain k_1

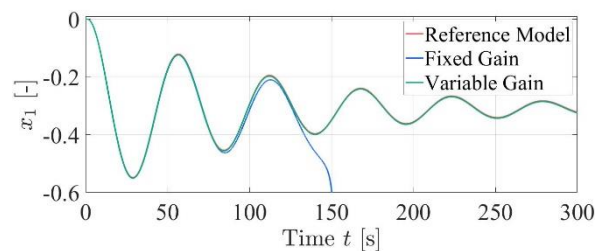


Figure 2. Time Histories of State x_1

Figure 2で、赤線がフロントサイドの特性を表す規範モデル、青線が固定ゲインでの制御結果、緑線が可変補償器での制御結果を表している。固定ゲインの場合は、係数行列が大きく変化していない75秒付近まで規範モデルに追従して、係数の変化が大きくなる75秒以降で偏差が大きくなり、150秒以降で発散している。一方で、可変補償器を用いることで、特性の変動後も規範モデルに良好に追従できていることがわかる。

5. 結論

本稿では、MABE-2の機体のデータから、フロントサイドとバックサイドの特性を評価した。機体の特性が大きく変動する制御対象に対し、可変補償器を用いた制御系を設計し、その有効性を数値シミュレーションで検証した。本稿での検証は、状態方程式の状態量の係数行列の変動に留まっており、入力及び出力方程式の係数ベクトルの変動への対処が今後の課題である。

参考文献

- [1] 杉浦正彦, 川内啓二: 空撮用小型無人航空機の機体形状と運動の一考察, 日本機械学会, vol.73, No.275, pp.296, 2007.
- [2] 山崎武志, 松葉裕亮, 高野博行, 山口功: バックサイド領域を網羅する飛行制御系について, 計測自動制御学会制御部門マルチシンポジウム, No.1, 2014.