

火星飛行機のための高高度飛行実験機のロール・ヨー運動の連成の抑制

Suppression of the Coupling Effects of Rolling and Yawing Motion for the MABE-2

○和田啓佑¹, 塚原直樹², 安部明雄³

*Keisuke Wada¹, Naoki Tsukahara² and Akio Abe³

Abstract: This paper presents a lateral and directional motion control method for the Second Mars Airplane Balloon Experiment (MABE-2). From the previous study, since the yawing moment due to aileron deflection is large in this experimental vehicle, the coupling effect of the rolling and yawing motion appears stronger than that of the conventional aircraft. In order to solve this problem, we propose a redesigned control law to suppress this coupling effect. Finally, the Monte Carlo simulation are performed to verify the effectiveness of the proposed control system.

1. はじめに

我が国の火星探査航空機リサーチグループは、第2回火星飛行機高高度飛行試験(MABE-2)の飛行試験を計画している^[1]。著書らは、MABE-2の誘導制御系の設計と性能検証を担当している。

これまでの本研究から、実験機は、通常の機体に比べて、エルロン操舵がヨーイングモーメントに与える影響が大きいことが明らかになっている。一般に、その影響は、ラダー操舵によるヨーイングモーメントに比べて小さい^[2]。そのため、現状の制御則では、この影響を無視して設計しており、機体の横滑り運動の収束に性能の劣化を生じていた。

そこで本稿では、エルロンとラダー操舵によるローリング及びヨーイング運動の連成を抑制する制御則を提案する。提案する制御則では、入力係数行列の逆行列を用いて対角化を行い、連成の影響を抑制する。

提案する制御則の有効性を、モンテカルロシミュレーション(MCS)により検証する。

2. 制御系の構成

実験機の横・方向運動の角速度に関する微小擾乱近似による状態方程式は、(1)式で表される。

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \frac{\rho U_0 S b^2 I_x I_z}{4(I_x I_z - I_{xz}^2)} \begin{bmatrix} \frac{C_{lp}}{I_x} + \frac{I_{xz} C_{np}}{I_x I_z} & \frac{C_{lr}}{I_x} + \frac{I_{xz} C_{nr}}{I_x I_z} \\ \frac{C_{np}}{I_z} + \frac{I_{xz} C_{lp}}{I_x I_z} & \frac{C_{nr}}{I_z} + \frac{I_{xz} C_{lr}}{I_x I_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ r \end{bmatrix} + \bar{q} \mathbf{B} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (1)$$

p , r は、それぞれロール・ヨー角速度の微小擾乱量、 δ_a , δ_r は、それぞれエルロン・ラダー舵角のトリム値からの操舵量、 ρ は大気密度、 S は代表面積、 b は翼幅、 \bar{q} は動圧、 I_x , I_z は、それぞれ機体固定座標系 x_B 軸、 y_B

軸周りの慣性モーメント、 I_{xz} は $x_B - y_B$ 平面の慣性乗積、 U_0 は x_B 軸方向のトリム速度、 $C_{l()}$, $C_{n()}$ は、それぞれ()内の変数に対するローリング及びヨーイングモーメントに関する無次元空力微係数である。

(1)式において、入力係数行列 \mathbf{B} の成分は、次式で表される。

$$\mathbf{B} = \frac{S b I_x I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2} \begin{bmatrix} \frac{C_{l\delta a}}{I_x} + \frac{I_{xz} C_{n\delta a}}{I_x I_z} & \frac{C_{l\delta r}}{I_x} + \frac{I_{xz} C_{n\delta r}}{I_x I_z} \\ \frac{C_{n\delta a}}{I_z} + \frac{I_{xz} C_{l\delta a}}{I_x I_z} & \frac{C_{n\delta r}}{I_z} + \frac{I_{xz} C_{l\delta r}}{I_x I_z} \end{bmatrix} \quad (2)$$

これまでに設計し評価してきた横・方向運動の制御則は、次式で表される。この制御則は、エルロン操舵によって機体をロールさせて目標方位角(ヨー角)127[deg]に整定させ、ラダー操舵によって横加速度のフィードバックにより横力の増大を抑制させることを狙って構成している。ここで、 C_q は動圧に依存せず舵面の効きを均一化させる動圧補償器、 $k_{()}$ は、()内の変数に関する制御ゲイン、 Φ はロール角、 Φ_{ref} はロール角指令値、 a_y は y_B 軸方向の加速度である。

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = C_q \begin{bmatrix} -k_p p - k_{phi}(\Phi - \Phi_{ref}) \\ k_r r + k_{ay} a_y \end{bmatrix} \quad (3)$$

(3)式において、右辺のロール角指令値は、方位角(ヨー角)の真値 Ψ と目標方位角(ヨー角) Ψ_{ref} との差より決定し、次式で表される。

$$\Phi_{ref} = -k_{psiac}(\Psi - \Psi_{ref}) \quad (4)$$

(3)式の制御則は、エルロン操舵がヨーイングに与える影響と、ラダー操舵がローリングに与える影響を表す(2)式の行列の非対角要素を無視して構成している。

火星飛行機は、主翼を折りたたんで格納することを想定しており、エルロンを胴体近くに配置する予定である。本実験機も、火星飛行機の機体設計を踏襲しており、胴体近くの主翼のエルロンの後方に2枚の垂直

1 : 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・院(前)・航宇 3 : 日大理工・教員・航宇

尾翼が配置されている。そのため、エルロン操舵に伴う後流によって垂直尾翼にサイドウォッシュが発生し、エルロン操舵がヨーイングに与える影響が大きくなる。

Table1 に、エルロンとラダーに関する無次元制御微係数の値を示す。Table1 より、エルロン操舵のヨーイングモーメントに与える影響を表す微係数 $C_{n\delta a}$ は、ラダー操舵のヨーイングモーメントに与える影響を表す微係数 $C_{n\delta r}$ の30%の値を有しており、無視できない値であることが分かる。また、ラダー操舵のローリングモーメントに与える影響を表す微係数 $C_{l\delta r}$ は、エルロン操舵のローリングモーメントに与える影響を表す微係数 $C_{l\delta a}$ の17%程度の値である。これらの微係数の値から、特にエルロン操舵がヨーイングモーメントに与える影響が大きく、ローリングとヨーイング運動の連成を無視した設計では、性能劣化を招く可能性がある。

Table 1. Dimensionless Aerodynamic Coefficients

$C_{l\delta a}$ [1/deg]	$C_{l\delta r}$ [1/deg]	$C_{n\delta a}$ [1/deg]	$C_{n\delta r}$ [1/deg]
0.000936	0.000154	0.000267	-0.000890

よって、本稿では、エルロン操舵がヨーイングに与える影響を抑制するために、(3)式の従来の制御則で(2)式係数行列の逆行列を用いた次の制御則を提案する。

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = C_q \mathbf{B}^{-1} \begin{bmatrix} -k_p p - k_{\phi}(\Phi - \Phi_{ref}) \\ k_r r + k_{ay} a_y \end{bmatrix} \quad (5)$$

(5)式の制御則で、ゴンドラからの射出の際に機体が内部で接触しないように、切り離しから5秒間はエルロンとラダーを0[deg]で固定する。また、ピッチ角が-90[deg]~-70[deg]で姿勢角のセンサ出力の精度が劣化する。そのため、ピッチ角が-60[deg]より大きくなってから、ロール・ヨー角のフィードバックを機能させる。

3. シミュレーション評価

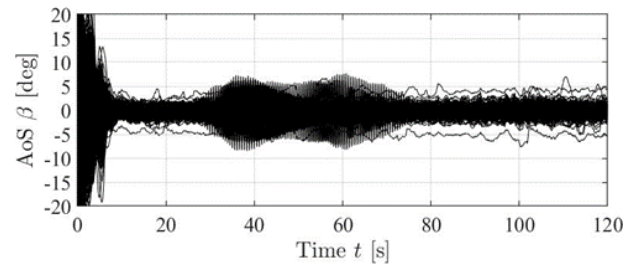
提案する制御則の有効性を検証するために、不確かさを有する初期条件、質量及び空力特性、風外乱、センサ特性等の各パラメータに変動を与えて、試行回数2500回のMCSを実施し、従来手法との比較を行った。

Table2 に、飛行ミッションに課せられる制約条件^[3]で違反した項目とその回数及び飛行ミッションの成功率を示す。Figure1 に、飛行ミッションを成功した場合の横滑り角の時間履歴をまとめる。

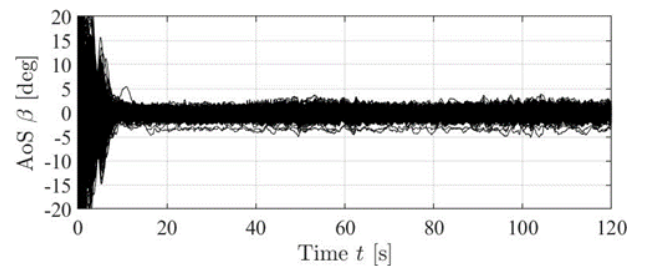
Table2 より、従来の制御則に比べて提案する制御則では、横滑り角の制限違反の回数を抑えることができることに加え、動圧制限の違反回数が増加しなかったため、飛行ミッションの成功率を高めることができることを確認した。

Table 2. MCS Evaluations

	Previous Method	Proposed Method
Dynamic Pressure Limit Violation	117 times	117 times
Sideslip Angle Limit Violation	9 times	1 time
Success Rate	94.96%	95.28%



(a) Previous Method



(b) Proposed Method

Figure 1. Time Histories of Sideslip Angle

Figure1 より、(a)の従来の制御則に比べ、(b)の提案する制御則では、特に30~70秒付近の横滑り角が増大するケースを抑制できていることが分かる。

4. おわりに

本稿では、高高度飛行実験機のエルロン操舵がヨーイングモーメントに与える影響が大きい特性を考慮した新たな制御則を提案し性能を検証した。提案する制御則の有効性をMCSにより検証し、特に機体の横滑りの増大の抑制に有効であることを確認した。

5. 参考文献

- [1] 大山聖, 永井大樹, 藤田昂志, 安養寺正之, 岡本正人, 江光希, 金崎雅博, 高野敦, 水上諒, 竹内伸介, 安部明雄, 佐々修一, 布田翼, 満武勝嗣, 得竹浩: 第2回火星飛行機高高度飛行試験, 大気球シンポジウム, 2018.
- [2] 嶋田有三, 佐々修一: 飛行力学, 森北出版, 第1版, 2017, pp.136-138.
- [3] 塚原直樹, 安部明雄: 火星飛行のための高高度実験機の誘導制御系の性能評価について, 第58回飛行機シンポジウム講演会, IC03, 2020.