

成層圏を飛行する航空機の制御系の性能検証

Performance Verification of Control System of Aircraft Flying in the Stratosphere

○高須愛梨¹, 和田啓佑², 安部明雄³

*Airi Takasu¹, Keisuke Wada² and Akio Abe³

Abstract: In this paper, we describe the performance verification of a control system for an experimental vehicle flying in the stratosphere. The control system of this vehicle had not sufficiently evaluate the design parameters of the reference dynamic pressure and the elevator trim angle. Therefore, we evaluate the sensitivity to the success rate of the Flight Mission using a Monte Carlo simulation when the reference dynamic pressure and the elevator trim angle are varied.

1. はじめに

我が国では、火星飛行機の実現に向け、火星探査航空機リサーチグループによって第2回高高度飛行試験(MABE-2: Mars Airplane Balloon Experiment)^[1]が実施された。飛行試験では、JAXA 所有の大気球を利用し、火星大気環境を模擬可能な高度36 km付近の成層圏から試験機を飛行させて、各種データの取得を行った^[1]。

この飛行試験の著者らが設計した制御系では、使用している動圧補償器の基準動圧と、フェーズごとに切り替えているエレベータのトリム舵角の設定値の妥当性の検証が不十分であった。

そこで本稿では、今回の飛行試験に向け、基準動圧とエレベータのトリム舵角について、モンテカルロシミュレーション(以下、MCS)を用いて、ミッション成功率に対する感度評価を行った結果について述べる。

2. 高高度飛行試験(MABE-2)の概要

MABE-2は、高度36 kmの成層圏で大気球から機体を下向きに切り離して引き起こしを行い、滑空状態で機体の空力データ取得及び低動圧・低レイノルズ数環境下での飛行ミッション成立性の検証が目的である。

この目的を満足するため、著者らが策定した飛行計画は、以下の4つのフェーズで構成される。

- フェーズ1 ピッチ角 $\theta = 0$ deg以上に機体を引き起こし、目標方位角 $\psi_{ref} = 127$ degに整定
- フェーズ2 目標迎角 $\alpha_{ref} = 4.0$ degに整定
- フェーズ3 目標迎角 $\alpha_{ref} = 5.5$ degに整定
- フェーズ4 目標迎角 $\alpha_{ref} = 7.0$ degに整定

試験機の縦運動の制御則について以下に示す。フェーズ1の引き起こしでは、(1)式のピッチレート Q のフィードバックとピッチ角誤差の積分値による制御則を、フェーズ2~4の空力計測では、(2)式の迎角 α に関するPID制御則をそれぞれ適用する。

$$\Delta_{ec} = \Delta_{e0} + C_q C_{plead}(s) \{-k_q Q - (k_{thetal}/s)(\theta - \theta_{ref})\} \quad (1)$$

$$\Delta_{ec} = \Delta_{e0} + C_q C_{plead}(s) \{-k_q Q - k_{ap}(\alpha - \alpha_{ref}) - (k_{ai}/s)(\alpha - \alpha_{ref})\} \quad (2)$$

ここで、 Δ_{e0} はエレベータのトリム舵角であり、 k_q , k_{thetal} , k_{ap} , k_{ai} は、制御ゲインである。また、 C_q は、動圧 \bar{q} の変化に伴う舵効きの変化を均一化するための動圧補償器、 $C_{plead}(s)$ は位相余裕を確保するための位相進み補償器である。これらの補償器は、それぞれ次式で与えられる。

$$C_q = \bar{q}_{ref} / \max(\bar{q}, 50) \quad (3)$$

$$C_{plead}(s) = K \frac{Ts + 1}{aTs + 1} \quad (a < 1) \quad (4)$$

(3)式の C_q の分母で、動圧50 Paを下限値としている。

3. MCSによる性能検証

本稿でのMCSでは、154の誤差項目を設定しており、全ての誤差に関して、想定される誤差の上下限値を $\pm 3\sigma$ 相当値とした。誤差項目としては、風外乱及び空力係数、質量、慣性モーメント、アクチュエータ・センサ特性等に関して変動を与えている^[1]。

3.1 基準動圧を変化させたときの感度評価

本項では、元の基準動圧 $\bar{q}_{ref} = 120$ Paの設定値に対して、80~220 Paで20 PaごとにMCS(試行回数1000回)を行って評価した。成功率は、以下の全ての条件を満たすこととしている。

- ・動圧は $\bar{q} = 250$ Pa以下
- ・最大荷重倍数 $n = 4.7$ 以下
- ・目標方位角から ± 90 degの半円の範囲で飛行終了
- ・航続距離は15 km以下
- ・迎角 $\alpha = -5 \sim +10$ deg, 横滑り角 $\beta = -10 \sim +10$ degの範囲で飛行

Table 1に、基準動圧40 Paごとの結果を抜粋して、上

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

記項目の違反回数と成功率を示す。

Table 1. Evaluation Results of MCS ($\bar{q}_{ref} = 80 \sim 200$ Pa)

[回]	\bar{q}_{ref} [Pa]	80	120	160	200
動圧制限		11	10	7	5
荷重倍数制限		0	0	2	6
飛行終了範囲		0	1	1	0
航続距離制限		0	0	0	0
迎角制限		0	1	3	9
横滑り角制限		0	0	1	11
飛行成功率 [%]		98.9	98.8	98.6	96.9

Table 1 より、元の基準動圧 $\bar{q}_{ref} = 120$ Pa より大きくすると、140, 180 Pa の場合も含めて迎角や横滑り角制限に違反する回数が増え、飛行成功率が下がる傾向がある。その原因を検討するため、文献[3]に倣い、違反したケースの縦運動の線形モデルを算出し、極配置の評価を行った。その結果、基準動圧を大きくすることで、(3)式の C_q の分子の値が大きくなり、(1), (2)式の制御則で全体的にハイゲインとなる。ハイゲインになることで、減衰性に対して速応性が過剰になり、迎角のオーバーシュート量が増大したことが、迎角制限に違反する回数が増加する原因と考えられる。

3.2 エレベータのトリム舵角の値の検証

MABE-2 の試験機の制御系では、Table 2 に示した値でフェーズごとにエレベータのトリム舵角を切り替えていた。本項では、トリム舵角を全フェーズで固定し、各フェーズの設定値 $-5.3, -5.0, -1.9, -0.35$ deg と、 $-10 \sim -4.0$ deg の 0.5 deg ごとに MCS (試行回数 1,000 回) を行って評価した。Table 3 に、 -2.0 deg ごとの結果を抜粋し、違反回数と成功率を示す。

MCS を行った結果、飛行成功率が低くなるケースでの違反時間の多くは、フェーズ 1 の引き起こしのタイミングであった。加えて、Table 3 より、トリム舵角が零に近づくにつれて ($-6.0 \sim -4.0$ deg)、動圧制限に違反する回数が増加し、飛行成功率は下がる傾向となる。動圧制限違反は、飛行開始から 30 秒前後と、フェーズ 1 から 2 への切り替え時に多くみられた。

一方で、トリム舵角を負に大きくすると、動圧制限の違反回数が減少し、成功率は増加する傾向がある。ただし、 -10.0 deg では、釣り合い迎角が大きく、迎角制限の違反回数が増加し、成功率は減少した。

Figure 1 は、試行回数 1,000 回の MCS 解析の一例として、従来のトリム舵角を切り替える制御系の場合 (Table 3 の「従来」) の水平面の飛行軌道を示す。緑の矢印は目標方位 127 deg、赤い実線は切り離し位置の原点から 15 km の半円 (航続距離) を表す。赤い点線は、赤い実線と併せて飛行終了範囲を表し、青の実線の軌道が、1 回の飛行終了範囲違反に相当している。

Table 2. Elevator Trim Angles and Target Values

Phase	Trim steering angle [deg]	target value [deg]
Phase1	$\Delta_{e0} = -5.0$	$\theta_{ref} = \{90 \cdot (1/26) \cdot t - 90\}$
Phase2	$\Delta_{e0} = -0.35$	$\alpha_{ref} = 4.0$
Phase3	$\Delta_{e0} = -1.9$	$\alpha_{ref} = 5.5$
Phase4	$\Delta_{e0} = -5.3$	$\alpha_{ref} = 7.0$

Table 3. Evaluation Results of MCS (Conventional, $\Delta_{e0} = -10 \sim -4.0$ deg)

[回]	Δ_{e0} [deg]	従来	-10.0	-8.0	-6.0	-5.0	-4.0
動圧制限		10	0	0	1	10	26
荷重倍数制限		0	0	0	0	0	0
飛行終了範囲		1	1	1	0	0	0
航続距離制限		0	0	0	0	0	0
迎角制限		1	28	1	1	0	1
横滑り角制限		0	2	1	1	1	0
飛行成功率 [%]		98.8	96.9	99.7	99.7	98.9	97.3

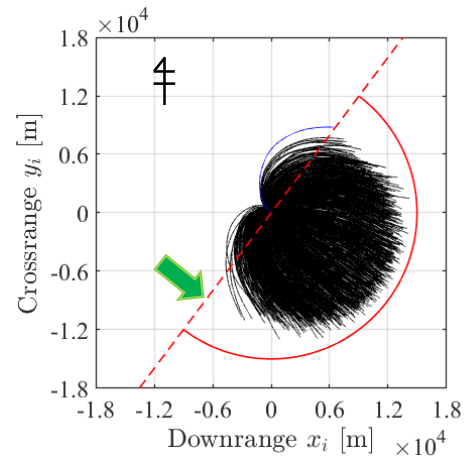


Figure 1. Horizontal Trajectories (Conventional Method)

4. まとめ

本稿では、MABE-2 の試験機の制御系で、動圧補償器の基準動圧とエレベータのトリム舵角の設定値の、飛行ミッションの成功率に対する感度評価を行った。基準動圧の設定値を大きくすると、ハイゲインになり、減衰性に対して速応性が過剰になり、飛行成功率が下がる傾向が明らかになった。また、エレベータのトリム舵角は、フェーズごとに切り替えなくても、適切な値で固定することで、飛行成功率を向上できることが確認できた。

5. 参考文献

- [1] 大山聖, ほか: 第 2 回火星飛行機高高度飛行試験 (MABE2), 2022 年度大気球シンポジウム, 2022.
- [2] 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実験機特性解析と制御系, 第 57 回飛行機シンポジウム講演集, 2D09, 2019.
- [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集, 1C03, 2020.