

火星飛行機のための高高度実験機の引き起こし運動制御の改善

Improving Pull-up Motion Control of a High Altitude Experimental Vehicle for the Mars Airplane

○飯田類¹, 小野寺隼人¹, 塚原直樹², 安部明雄³
*Rui Iida¹, Hayato Onodera¹, Naoki Tsukahara² and Akio Abe³

Abstract: In Japan, high-altitude flight experiment is planned in the stratosphere close to the Martian environment for realizing a Mars airplane. From the evaluation of the control system by the Monte Carlo simulation (MCS), it tends to violate the dynamic pressure limit in the pull-up motion. Therefore, in this study, the elevator trim angle and the control gains are reexamined in order to improve the success rate of pull-up motion. Moreover, the validities of the determined trim angles and gains are evaluated by the MCS.

1. はじめに

我が国の火星飛行探査研究グループでは、火星探査飛行機の実現のため、火星環境に近い成層圏での高高度飛行実験が計画しており、著者らは誘導制御系の設計を担当している。実験機は、ゴンドラから鉛直下向きに切り離され、引き起こし運動を行う。

これまでのモンテカルロシミュレーション（以下MCSとする）による制御系の評価より、引き起こしの際に、機体の制限動圧250[Pa]を超過しやすい傾向があった。超過するケースでは、引き起こしの迎角が小さく、時間がかかる場合に速度超過に陥り動圧が過大になる場合が多く確認された。一方、実験機の主翼は、失速角9[deg]と小さいIshii翼を用いており、エレベータのトリム舵角の設定は慎重に行わなければならない。

そこで、本稿では、引き起こし時のエレベータのトリム舵角及びピッチ角誤差に対する積分ゲインを再検討し、動圧の超過を抑制し、引き起こしの成功率の向上を試みた結果について述べる。

2. 高高度飛行実験と制御則の概要

本飛行実験は、次のPhase1-4で構成している。

Phase1 ゴンドラから鉛直下向きで機体を切り離して引き起こし、機体をロールさせて目標方位に向ける。ピッチ角が0[deg]になったら次フェーズに移行する。飛行開始から5秒間は、ゴンドラと機体の接触を避けるため舵面はトリム舵角で固定。

Phase2-4 目標迎角を各フェーズで、それぞれ4.0, 5.5, 7.0[deg]に整定させて機体の空気力の計測を行う。横・方向運動は、目標方位の保持と機体の横滑りの抑制を行う。

フェーズ1の縦運動の制御則は、(1)式で表される。 Δ_{e0} はエレベータのトリム舵角、 C_q は動圧の変化があっても舵面の効きを均一化させ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、 k_q はピッチ角速度 Q の比例ゲイン、 $k_{\theta I}$ はピッチ角誤差の積分ゲインを表す。ピッチ角速度のフィードバックは減衰性を高めるため、ピッチ角誤差のフィードバックは空気力による舵面の変形によるモーメントの不足を補償するために導入している。

$$\Delta_{ec} = \Delta_{e0} + C_q C_{plead}(s) \left\{ -k_q Q - k_{\theta I} \int (\theta - \theta_{ref}) d\tau \right\} \quad (1)$$

3. MCSによる性能検証

本節では、フェーズ1の引き起こしに関して、3.1項でエレベータのトリム舵角 Δ_{e0} を変化させた場合、3.2項で積分ゲイン $k_{\theta I}$ の値を変化させた場合で、MCSにより性能の評価を行う。

3.1 エレベータのトリム舵角の再検討

現状の制御則では、フェーズ1で空力特性から釣り合い迎角6.0[deg]を狙い、エレベータのトリム舵角 $\Delta_{e0} = -5.0$ [deg]に設定している。本稿では、エレベータのトリム舵角 $\Delta_{e0} = -5.5$ [deg]、 $\Delta_{e0} = -6.0$ [deg]に設定して、MCSによる評価を行った。Table1に、試行回数2,500回のMCSの評価結果を示す。Table1で、3行目が飛行ミッションに課せられた各制約条件²⁾を満足した場合を成功ケースとして計算した結果であり、4行目は失敗ケースのうち制限動圧250[Pa]を超過した回数を示している。5行目は失敗ケースの中でフェーズ1で制限動圧を超過した回数、6行目の制限動圧違反率は、フェーズ1における制限動圧違反回数を、全フェーズにおける回数で除した値である。7行目の迎角制限違反は、迎角の値が $-10 \sim +15$ [deg]の範囲を逸脱した場合を表している。またFigure1と2に、トリム舵角 -5.5 [deg]、 -6.0 [deg]の場合の動圧の時間履歴（成功ケースのみ）である。図中、破線は制限動圧250[Pa]を表している。フェーズ1は、飛行開始から30[s]付近の範囲である。

1：日大理工・航宇 2：日大理工・院・航宇 3：日大理工・教員・航宇

Table1. Evaluated Results of MCS-1

トリム舵角 [deg]	-5.0	-5.5	-6.0
試行回数	2500	2500	2500
飛行ミッション成功率 [%]	95.92	95.04	94.16
動圧制限違反回数	113	120	114
動圧制限違反回数 (フェーズ1)	18	8	5
動圧制限違反率 (フェーズ1) [%]	15.93	6.67	4.39
迎角制限違反回数	0	0	29

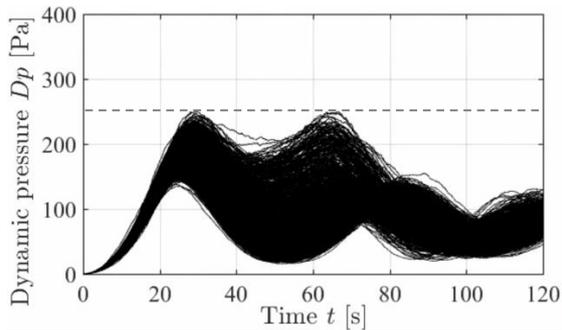


Figure 1. Time Histories of Dynamic Pressures ($\Delta e_0 = -5.5$ [deg])

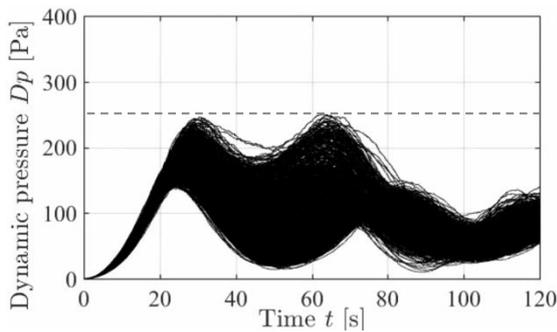


Figure 2. Time Histories of Dynamic Pressures ($\Delta e_0 = -6.0$ [deg])

Table1 より、トリム舵角の値を負に大きくするほど、飛行ミッションの成功率は下がる一方で、フェーズ 1 の制限動圧の超過の率は減少している。また $\Delta e_0 = -6.0$ [deg] のとき、釣り合い迎角が大きくなり、迎角制限違反回数が増加している。Figure1, 2 より、第 1 フェーズと第 2 フェーズの終了付近の 30[s] と 60[s] 付近で、動圧が大きくなる傾向がある。

3.2 エレベータの制御ゲインの再検討

現状の制御則では、ピッチ角誤差の積分ゲインは $k_{\theta I} = 0.16$ に設定している。一方で、MCS に基づくゲインの最適化の結果では、 $k_{\theta I} = 1.2$ 程度の結果となり、エレベータの操舵が過大になる傾向があった。

本稿では、ゲインを $0.16 < k_{\theta I} < 1.0$ の範囲で複数の値を設定し、MCS を実施した。Table2 に MCS の評価結果、Figure3 に成功ケースの動圧の時間履歴を示す。

Table2. Evaluated Results of MCS-2

積分ゲイン $k_{\theta I}$ [-]	0.16	0.32	0.48	0.75	1.0
試行回数	1000	1000	1000	1000	1000
飛行ミッション成功率 [%]	94.7	94.3	94.3	93.1	89.6
動圧制限違反回数	50	54	51	55	57
動圧制限違反回数 (フェーズ1)	8	8	3	1	1
動圧制限違反率 (フェーズ1) [%]	16.0	14.8	5.88	1.82	1.75
迎角制限違反回数	0	0	1	11	43

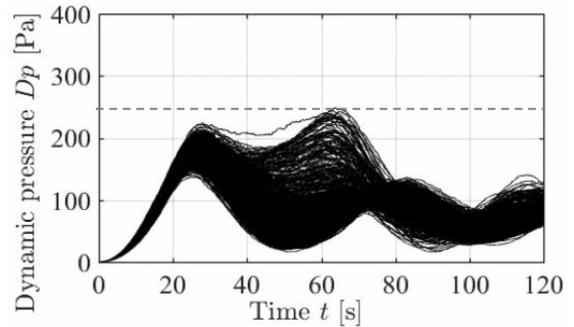


Figure 3. Time Histories of Dynamic Pressures ($k_{\theta I} = 1.0$)

Table2 より、ゲイン $k_{\theta I}$ を大きくすると成功率が低下する傾向がある一方、フェーズ 1 での制限動圧の違反回数は減少する傾向にある。また $k_{\theta I} \geq 0.75$ のとき迎角制限違反回数が増加している。Figure3 より、トリム舵角を負に大きくした Figure 1 と 2 に比べて、60[s] 付近で最大値をとる傾向が顕著になっている。

4. まとめ

本稿では、高高度飛行実験機で、引き起こし時の動圧超過の抑制を検討した。エレベータのトリム舵角を負に大きくすることによって、フェーズ 1 の制限動圧の違反率を低減できることを明らかにした。また、ピッチ角誤差の積分ゲインを増加させた場合にも、同様の傾向になることを明らかにした。一方で、この 2 つのパラメータの絶対値を大きくすることで、迎角制限の違反と第 2 フェーズ移行の制限動圧違反が増加することを確認した。

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) の準備状況 (その 2)」, 大気球シンポジウム, JAXA, pp.1-3, 2020.
- [2] 塚原直樹, 松本悠希, 安部明雄, 佐々修一: 「火星飛行機のための高高度飛行実験の空力係数の変動に対する制御系の性能評価」, 令和元年度日本大学理工学部学術講演会, K-71, 2019.