

火星飛行機のための高高度実験機の空力係数の変動に対する制御系の性能評価

Performance Evaluation of Control System against Lift Variations for MABE2

○塚原直樹¹, 松本悠希², 安部明雄³, 佐々修一³Naoki Tsukahara¹, Yuki Matsumoto², Akio Abe³ and Shuichi Sasa³

Abstract: This paper presents a performance evaluation of a control system against lift variations for a MABE2. In the previous flight experiment MABE1, the aerodynamic data of the experimental vehicle could not be obtained sufficiently because the lift was lower than expected. Therefore, the control system of the next experimental vehicle must deal with the reduction of the lift. From the nominal and Monte Carlo simulation, we will evaluate whether the proposed control system can achieve the assumed flight mission.

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1回高高度飛行実験(MABE1)に引き続き、第2回高高度飛行実験(MABE2)に向け、準備を進めている^[1]。MABE1では、高度36[km]の火星大気疑似環境下で、機体の空力データの取得が十分になされなかった。その要因として、機体の引き起こしの際に機体の弾性変形によって、想定より揚力が低かったことが挙げられる。MABE2では、実験機の機体の剛性を高め対処するものの、風洞試験及びCFDの計算上の揚力係数より実飛行では、低下することが見込まれる。また、レイノルズ数も $R_e=50,000$ 付近の飛行であり、設計値に対する不確かさが大きいことが予想される。

そこで本稿では、設計した制御系が、揚力係数が設計値の10%程度低下しても、飛行ミッションを達成可能な、ノミナル及びモンテカルロシミュレーション(MCS)から検証した結果について述べる。

2. 高高度飛行実験の飛行計画

MABE2の制御系は、機体強度、適切な空力データの取得のための飛行条件及び飛行試験場の制約を満たすため、以下の要件を満たす必要がある。

- i. 飛行時間は120秒
- ii. 目標方位127[deg]の±60[deg]で飛行
- iii. 動圧は250[Pa]以下
- iv. 鉛直方向の最大荷重倍数は4以下
- v. 空力計測時に迎角2, 4, 6[deg]の誤差±1.5[deg]以内の5秒分相当のデータを取得
- vi. 計測時のマッハ数は0.6以下
- vii. 計測時はレイノルズ数 $R_e=60,000$ 以下

これらの要求を満たすため、以下の4つのフェーズからなる飛行計画を定めた。

Phase1 大気球から機体を切り離し、飛行経路角が0[deg]になるまで、迎角6[deg]程度で引き起こし

Phase2~4 目標の迎角が2, 4, 6[deg]付近に整定させ空力データを取得

3. 非線形シミュレーションの結果

本節では、高高度飛行実験を想定したノミナルケース及びMCS結果について述べる。実験機の制御則は、(1)式で示すように減衰性を高めるためのピッチレート及び目標迎角を達成するための迎角誤差のフィードバック制御である。また、空力計測時は、迎角誤差の積分値も用いたPID制御とする。

$$A_c = A_o + \left(\frac{\bar{q}_0}{q} \right) \left\{ -k_q - \left(k_{ap} + \frac{k_{at}}{s} \right) (\alpha - \alpha_{ref}) \right\} \quad (1)$$

各制御ゲインは、飛行シミュレーションの応答と差分近似により求めた線形モデルの評価から定めた。また、空気力の不確かさに対処するため、制御ゲインは、低めの保守的に設定した。

Figure1及び2に、ノミナルケースと揚力係数が10%減少した場合の迎角とピッチ角速度の時間履歴をそれぞれ示す。Figure1及び2の結果より、揚力が10%減少した場合でも引き起こしフェーズの所要時間が若干増加しているものの、空力計測フェーズで、各目標迎角付近に整定できている。また、ピッチ角速度もノミナルケースに比べて全体的に小さな値に収斂している。

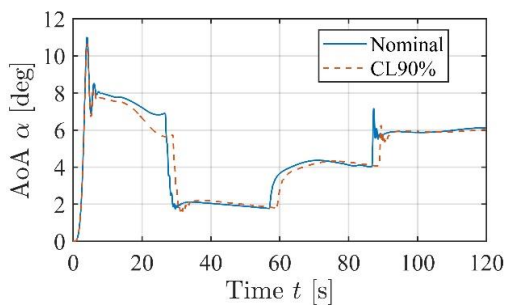


Figure1. Time histories of angle of attacks

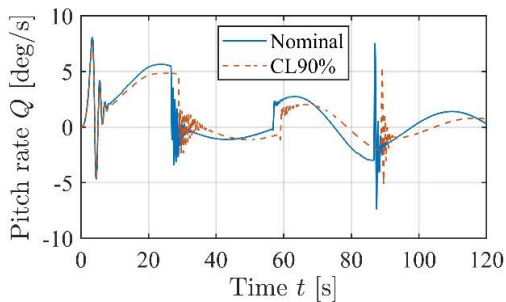


Figure2. Time histories of pitch rates

続いて、揚力係数が設計値より 10%減少した状態から、各パラメータに変動を与えて 400 回の MCS の計算結果を以下の図に示す。MCS では、空力係数、質量、慣性モーメント等の不確かさを含むと想定されるパラメータに変動を与えた。特に、センサ特性として、ランダムノイズやドリフトによる誤差も模擬している。MCS の結果、2 節で示した要件で機体の構造破壊を起こさず飛行可能範囲で飛行する条件 i ~ iv を満たしたケースは、91.50%であった。

Figure3~6 は、それぞれ迎角、マッハ数、レイノルズ数、鉛直方向荷重倍数の時間履歴である。Figure3 の結果より、空力計測フェーズにおいて、各目標迎角付近で 20 秒程度ずつ飛行していることがわかる。Figure4 のマッハ数の履歴は、引き起こし時に 0.6 を上回っているケースも存在するものの、計測フェーズでは、0.6 以下の値で飛行している。

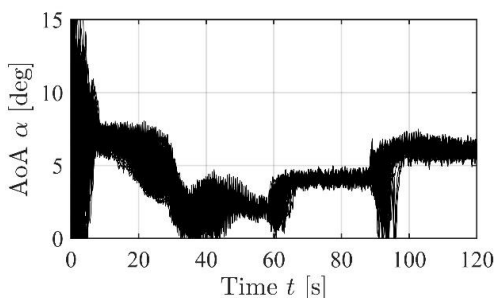


Figure3. Time histories of angle of attacks

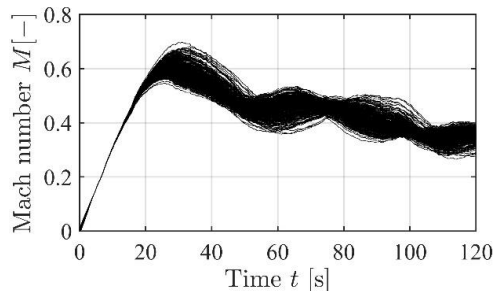


Figure4. Time histories of Mach numbers

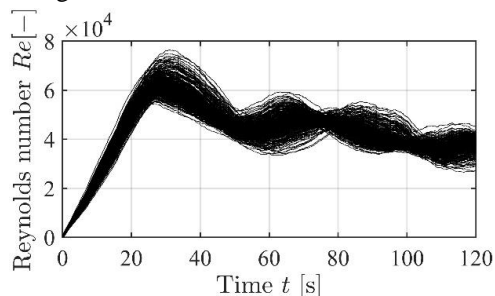


Figure5. Time histories of Reynolds numbers

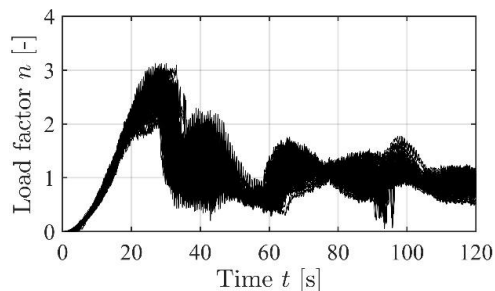


Figure6. Time histories of vertical load factors

Figure5 のレイノルズ数は、マッハ数と同様に引き起こし直後に 70,000 近くに達しているケースもあるものの、空力計測フェーズでは主に $Re = 40,000 \sim 60,000$ の範囲で飛行している。Figure6 の結果より、最大荷重倍数は、引き起こし終了時でおよそ 3 付近に収まり、要求の 4 を下回っていることがわかる。

4. おわりに

本稿では、高高度飛行実験機で揚力が設計値より減少した場合に、制御系が対処可能かどうか検証した。ノミナルケースから揚力係数を 10%低下させたシミュレーションと線形モデルの解析結果より、適切な制御ゲインを設定した。さらに、MCS により、制御系への要求条件を満足するかどうかの検証を行い、良好な結果を得ることができた。

5. 参考文献

[1] 永井大樹, 大山聖: 火星飛行機による探査ミッションの概要, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, IC10, 2018.