

第2回火星飛行機高高度飛行試験(MABE2)の準備状況

大山聖¹、永井大樹²、藤田昂志²、安養寺正之³、岡本正人⁴、江光希⁵、谷口翔太⁵、田中寛人²、金崎雅博⁵、橘高洋人⁶、高野敦⁷、水上諒⁷、竹内伸介¹、安部明雄⁸、佐々修一⁸、布田翼⁸、満武勝嗣⁹、得竹浩¹⁰、火星探査航空機リサーチグループ

¹JAXA, ²東北大学, ³九州大学, ⁴金沢工業大学, ⁵東京大学, ⁶首都大学東京, ⁷神奈川大学, ⁸日本大学, ⁹ゼノクロス航空宇宙システム, ¹⁰金沢大学

1. 高高度試験の目的と背景

火星探査飛行機は火星の大気中で揚力を得て飛行し、低高度からの広範囲な観測を可能とする。火星探査飛行機が実現できれば、高精度かつ広範囲な磁場観測や地質調査、低層大気の高域詳細観測などが可能になる。しかしながら、火星大気密度は地球上の1/100ほどしかないため、火星探査飛行機を実現するためには機体や搭載機器の大幅な軽量化、空力性能・推進性能の大幅な向上が必要とされている。また、飛行条件が低レイノルズ数（主翼翼弦長基準で数万）になるため、このレイノルズ数領域で性能が良い機体を開発する必要がある。GPSや方位計を用いることができない火星での自律飛行技術や機体の収納・展開技術なども獲得すべき必要技術である。

航空機による火星の飛行探査の実現性検討のために2010年1月に火星探査航空機ワーキンググループが設置された。このWGでは火星探査飛行機¹⁾や火星探査パワードパラグライダー機の設計検討²⁾などを行い、JAXAの大気球を利用して火星大気環境を模擬することが可能な高度36km付近で飛行試験を行い、各種データを取得することを目標としている。

大気球で到達可能な高度約36kmでは、密度、温度とも火星とほぼ同じであり、この環境下において機体の揚力、抗力などの空力特性データ等を取得することで、今後の機体設計や航法誘導制御システムの設計の効率化・高信頼性化に貢献できると考えられる。

そこで、2016年に1回目の高高度飛行試験を実施した。参考文献^{3)~10)}にあるように、空力データなどを取得し、さまざまな知見を得ることに成功したが、正常な状態で定常滑空フェーズに入ることができず、また、それが原因で速度が想定より高くなってしまい機体切り離しから71秒後に機体に異常が発生し、当初予定していた120秒間の計測データは得られなかった。

本稿では、2020年夏の試験実施を目指す2回目の飛行試験(MABE2)の進捗状況について報告する。

2. 飛行試験機

MABE2は、前回の飛行試験(MABE1)で発生した不具合への対策を施しながら、それ以外についてはMABE1のシステムを基本的に踏襲している。機体長は前回と同じ約2.0mである。スパン長は2580mmであり、MABE1と比較し約180mm増加している。主翼翼断面形状は前回と同じ石井翼であり、翼面積が増えた分揚力は向上するが、基本的には機体の空力特性はMABE1とほぼ同じである。水平尾翼、垂直尾翼、エレベータ、ラダーを矩形にし、水平尾翼翼断面をNACA0006に変更することで機体の安定性と制御性を向上させている。また、尾翼取り付け部の構造強度を向上させ、空力荷重による機体の変形を抑える対策を施している。機体の重量は搭載機器の軽量化などによりMABE1と同等またはそれ以下になる予定である。MABE1と同様、今回の飛行試験機でもプロペラや推進用モータなどの推進系は搭載せず、グライディングのみを行うこととする。また、実際の機体は主翼や胴体を折りたたんだ状態で火星大気エント

リカプセルから放出されることを想定しているが、今回の試験では胴体や主翼は展開された状態で大気球から切り離され、飛行試験を行う。

3. 飛行試験システム

飛行試験機は MABE1 と同様、ゴンドラ内に機首を下にした姿勢でワイヤで固定され大気球により高度約 36km まで上昇する。高度約 36km に到達後、飛行試験機はゴンドラから切り離され、機体の引き起こし運動を行う。引き起こし運動は最大荷重倍数が 4 を下回るように設定する（安全率は MABE1 と同じ 2 としている）。飛行中静的空力特性データを取得する。飛行時間は 2 分、飛行距離は 12km～13km である。切り離し高度からの降下距離は 4km 程度である。飛行データ取得後、パラシュートを開傘し、海面上まで緩降下して飛行試験を終了する。

ゴンドラの寸法及び重量は前回と同じ高さ約 2.6m、幅約 3.0m（突起部除く）、奥行き約 1.0m、総重量約 210kg である。上昇中の地上局とのデータの送受信は大気球グループ提供アビオ系で行い、PI アビオは大気球グループアビオと RS-232 で接続される。飛行試験機には送信機のみ搭載し、受信機は搭載しない。

4. 航法誘導制御

航法誘導制御系の基本構成は、MABE1 のシステムを踏襲する。陸地に向かわず海に向かって飛行するため、機体の目標方位角を 127[deg]とし、種々の外乱環境下でも大気球からの切り離しから引き起こし終了時に 127 ± 60 [deg]の範囲に収めるようにする。ただし、前回の MABE1 では、引き起こしフェーズで機体が水平姿勢になる前に、次の定常滑空フェーズに切り替わったこと、機体のロール運動後に水平状態に機体の姿勢を戻せなかったことなどから、ADS 及び新たな姿勢角センサを用いて MABE2 では迎角、横滑り角、および、姿勢角（EKF による推定値）を利用して制御する方針である。

4.1 飛行計画

本飛行実験では、機体強度及び空力データ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、航法誘導制御系に対して以下の要求が課せられる。

- i. 飛行時間は 120 秒
- ii. 空力計測時は、迎角を 2, 4, 6[deg]となるように整定し、各 5 秒以上保持する
- iii. 高度方向の最大荷重倍数は 4 以下
- iv. 計測時のマッハ数は 0.6 以下
- v. レイノルズ数 $Re=50,000$ 付近で計測

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。

- ・フェーズ 1 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 6～7[deg]程度で引き起こし
- ・フェーズ 2 目標迎角 2[deg]付近に整定させ空力データを取得
- ・フェーズ 3 目標迎角 4[deg]付近に整定させ空力データを取得
- ・フェーズ 4 目標迎角 6[deg]付近に整定させ空力データを取得

引き起こしフェーズでは、主翼の Ishii 翼の失速角 9[deg]を考慮し、迎角 6～7[deg]程度を目標とした迎角に関する PD 制御で機体を引き起こす。また、引き起こし中は、エルロン操舵により機体をロールさせ目標方位に向けるとともに、ラダー操舵でヨーイング運動を減衰させる。空力計測フェーズでは、迎角 2, 4, 6 度（各 20 秒程度）の順に迎角の積分誤差もフィードバックする PID 制御により整定させる。その間、ロール及びヨー運動の減衰特性を改善させ、エルロン操舵で機体の水平状態を保持しながら、ラダー操舵で目標方位を保持する。

4.2 ノミナル飛行シミュレーション

図 1(a)-(f)が、ノミナルケースでの縦運動の飛行制御のシミュレーション結果である。図 1(a)の迎角の履歴を見ると、図 1(b)のエレベータ操舵により、引き起こしが約 30[s]程度で終了し、

それぞれ 30[s]弱程度ずつ目標の迎角に整定した滑空飛行が実現できている. 図 1(c)及び(d)のマッハ数履歴・レイノルズ数履歴から, 空力計測フェーズで, それぞれマッハ数 $M < 0.6$ 以下, $Re = 60,000[-]$ 以下に収まり, 良好な計測条件を達成していることがわかる. また, 図 1(e)及び(f)の荷重倍数と動圧の時間履歴から, 機体の強度からの要求である荷重倍数の制限値 4[-]以下と, 動圧の計測制限の 250[Pa]以下に抑えて飛行できていることがわかる.

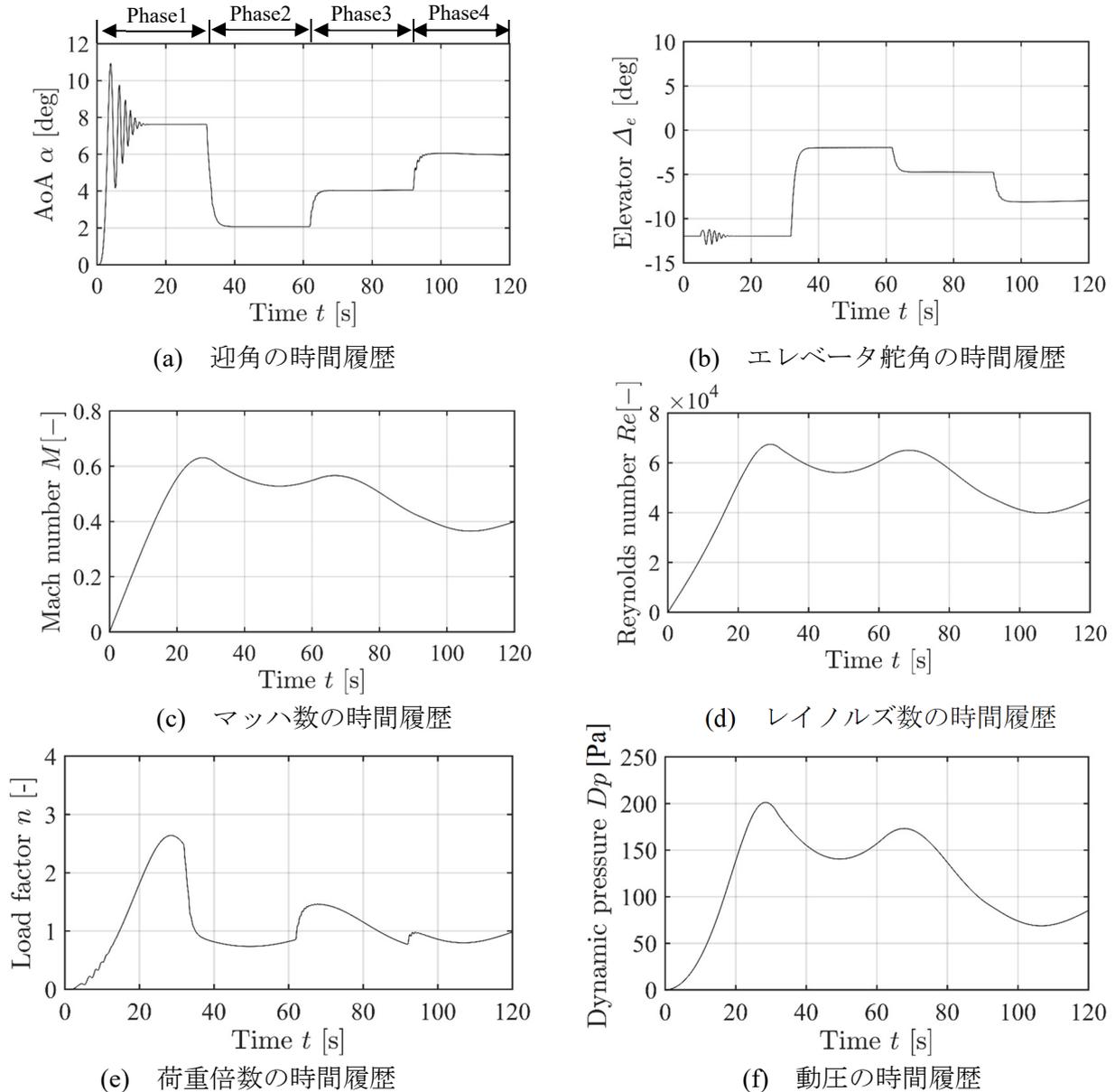


図 1 ノミナルケースの飛行シミュレーション結果

4.3 モンテカルロシミュレーション(MCS)

ノミナルシミュレーションに続き, モンテカルロシミュレーションの結果を示す. モンテカルロシミュレーションでは, 空力係数, 質量, 慣性モーメント及びセンサ特性などの不確かさが想定されるパラメータに変動に加え, 風外乱等の計 125 項目に関して変動を与えて実施した. また, 前回の飛行実験(MABE1)の事後評価として, 引き起こし時に想定される揚力係数よりも低い値で飛行していた点が問題として挙げられており, 機体の剛性を向上させる等の設計改善が行われている. 航法誘導制御系でも, 揚力係数の減少に可能な限り対処できるように, MCS

の変動パラメータで、直接的に揚力係数を減じる項目を追加した。MCS では、以下の 4 項目を満たさない場合に、失敗ケースとしてみなして取り扱う。

- a1. 目標方位角 127[deg]の±60[deg]以内で飛行すること
- a2. 切り離し場所から航続距離が 17[km]以内で飛行すること
- a3. 機体に課せられる荷重倍数 4[-]以下
- a4. 機体に課せられる制限動圧 250[Pa]以下

a1, a2 は、陸地を向かずに飛行許可範囲内で飛行するための条件であり、a3, a4 は機体の構造強度と ADS の計測限界値から定める条件である。表 1 にモンテカルロシミュレーションの結果を示す。表の 2 列目の①は従来の 125 項目の MCS で、3 列目の②は 125 項目に加えて揚力係数の値が設計値より 10%低い状態から、さらに 10%低い状態（計 20%減）を 3 σ として正規分布で誤差を与えたシミュレーション結果である。各パラメータの想定される誤差の上下限値を 3 σ の値とみなしてシミュレーションを実施した。

表 1 MCS のシミュレーション結果

	①従来の MCS	②①+揚力係数の変動
(i)方位角 127[deg]±60[deg]以内	0%	0%
(ii)航続距離が 17[km]以内	0%	0%
(iii)荷重倍数 4[-]以下	0.1%	0.67%
(iv) 制限動圧 250[Pa]以下	0.1%	1.5%
成功率	99.9%	98.5%

従来の MCS および揚力係数の変動を加えた結果で 98.5%の成功率を達成している。なお、飛行制御がうまくいかない場合はパラシュート開傘することで、機体を喪失しないために万全の対策を施す。

参考文献

- 1) 大山聖, ほか, 火星探査用小型飛行機の検討, 日本航空宇宙学会第 42 期年会講演会, 2011
- 2) 山田和彦, ほか, 柔構造大気突入機の研究開発と今後の展開, 日本航空宇宙学会第 42 期年会講演会, 2011
- 3) 大山聖, ほか, 高高度飛行試験による火星飛行機の空力データの取得, JAXA-RR-16-008, doi/10.20637/JAXA-RR-16-008/0004, 2017.
- 4) Masayuki Anyoji, Masato Okamoto, Koji Fujita, Hiroki Nagai, and Akira Oyama, “Evaluation of Aerodynamic Performance of Mars Airplane in Scientific Balloon Experiment,” Fluid Mechanics Research International Journal, Vol. 1, Issue 3, 2017.
- 5) 大山聖, ほか, 火星飛行機の高高度飛行試験(MABE-1)の概要, 1A15, 日本航空宇宙学会年会講演会, 東京都世田谷区, 4月13日, 2017.
- 6) 安養寺正之, ほか, 火星飛行機の高高度飛行試験(MABE-1)における空力特性, 1A17, 日本航空宇宙学会年会講演会, 東京都世田谷区, 4月13日, 2017.
- 7) 得竹浩, ほか, 火星飛行機の高高度飛行試験(MABE-1)における機体姿勢の推定, 1A18, 日本航空宇宙学会年会講演会, 東京都世田谷区, 4月13日, 2017.
- 8) 永井大樹, ほか, 火星飛行機の実現に向けた空力課題への挑戦, 1A12, 日本航空宇宙学会年会講演会, 東京都世田谷区, 4月13日, 2017.
- 9) 藤田昂志, ほか, 進化計算に基づく火星飛行機の高高度飛行試験(MABE-1)の制御パラメータ最適化, 1A18, 日本航空宇宙学会年会講演会, 東京都世田谷区, 4月13日, 2017.
- 10) 永井大樹, ほか, 火星飛行機の高高度飛行試験 (MABE-1) における機体システムの熱解析, 1A19, 日本航空宇宙学会年会講演会, 東京都世田谷区, 4月13日, 2017