

## MABE2: 第2回火星飛行機高高度飛行試験

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

<sup>1</sup>JAXA, <sup>2</sup>東北大学, <sup>3</sup>九州大学, <sup>4</sup>金沢工業大学, <sup>5</sup>東京大学, <sup>6</sup>首都大学東京, <sup>7</sup>神奈川大学, <sup>8</sup>日本大学, <sup>9</sup>ゼノクロス航空宇宙システム, <sup>10</sup>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、低層大気の広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上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<sup>1)</sup>や火星探査パワードパラグライダー機的设计検討<sup>2)</sup>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35km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35km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や機体構造ひずみ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<sup>3)~10)</sup>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、2018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

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。

飛行試験機の外観図を図1に示す。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とほぼ同じであると推定される。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。

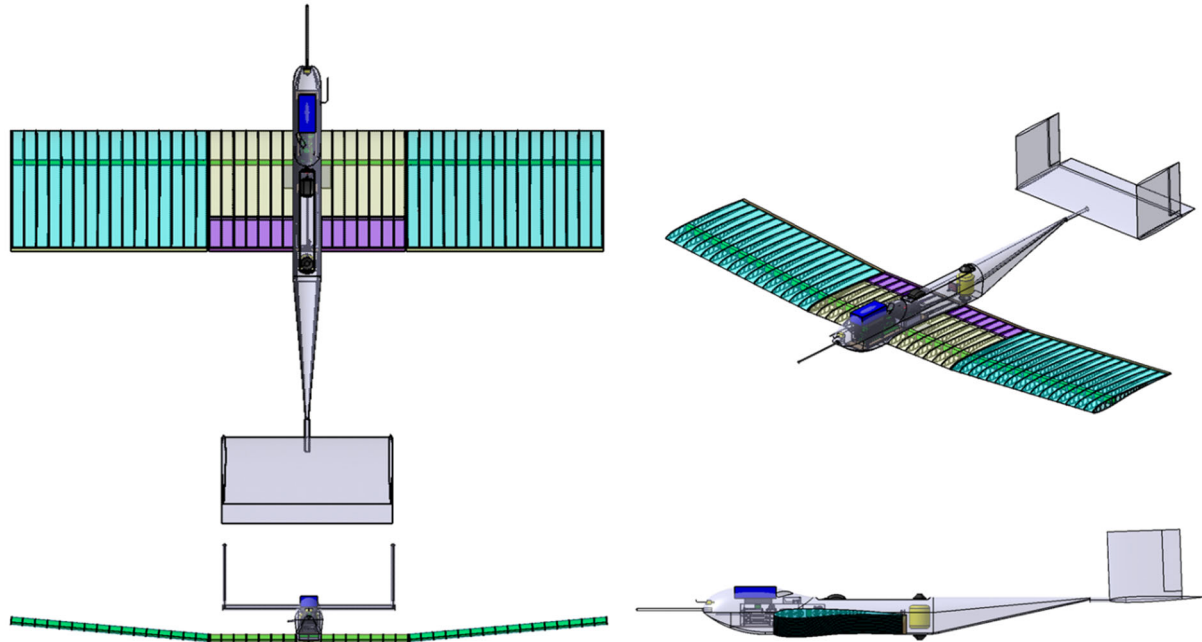


図1 機体の外観図

### 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

航法誘導制御についても、基本的には MABE1 を踏襲する。目標方位角を 127 度とし、引き起こし終了時に  $127 \pm 60$  度の範囲に収めるようにする。ただし、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定常滑空フェーズ入ってしまったこと、機体がロールした後もとにもどせなかったことなどから、MABE2 では迎角、横滑り角、姿勢角（EKF による推定値）を制御で利用することとする。

引き起こしフェーズでは迎角 6 度で機体を引き起こす。また、エルロン操舵で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。定常滑空フェーズで

は MABE1 と同様に、迎角 2,4,6 度（各 20 秒程度）の順に静定させる。その間、エルロン操舵で機体の水平を保持しながら、ラダー操舵で目標方位を保持する。

図 2 がノミナルケースでの縦淳堂のシミュレーション結果である。左上の迎角の履歴を見ると、引き起こしが約 30 秒で終了し、それぞれ 25 秒程度ずつ定常滑空フェーズが実現できている。また、左下の荷重倍数を見ると 4 以下に抑えられていることがわかる。右側にあるマッハ数履歴・レイノルズ数履歴からは、良好な計測条件になっていることがわかる。

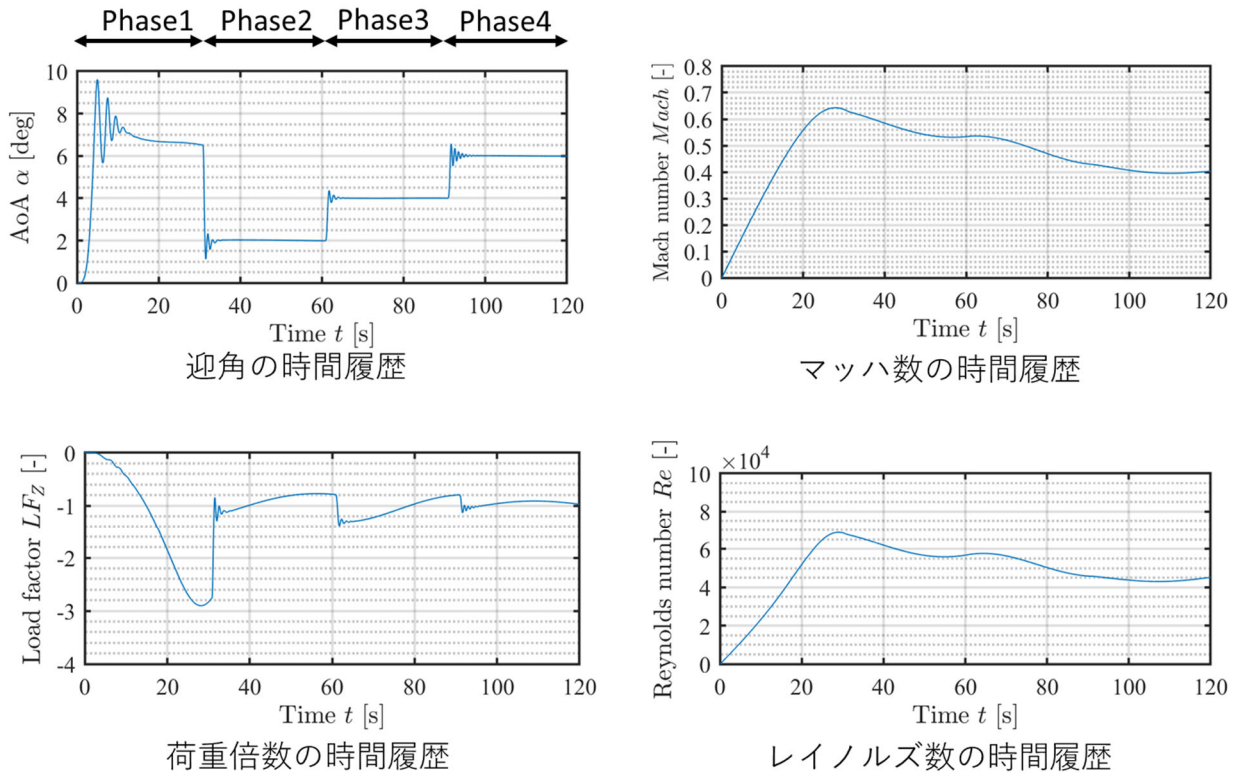


図 2 ノミナルケースでの飛行シミュレーション結果

図 3 にモンテカルロシミュレーションの結果を示す。このモンテカルロシミュレーションでは、主に初期値と空力データ・質量データに変動を加え、風外乱とセンサノイズを付加して、200 回の計算を実施している。左上は軌道の鳥瞰図を示しており、気球から切り離されてから、すべてのケースで許容範囲内に収まり、海に向かって飛行している様子がわかる。また、荷重倍数はすべてのケースで要求の 4 以下に抑えることができている。迎角に関しては各計測フェーズで 0.5 度程度の誤差に収まっており、マッハ数に関しては計測フェーズにおいておおよそ 0.4~0.6 程度に収まっている。このことから、良好な計測条件が達成できていることがわかる。

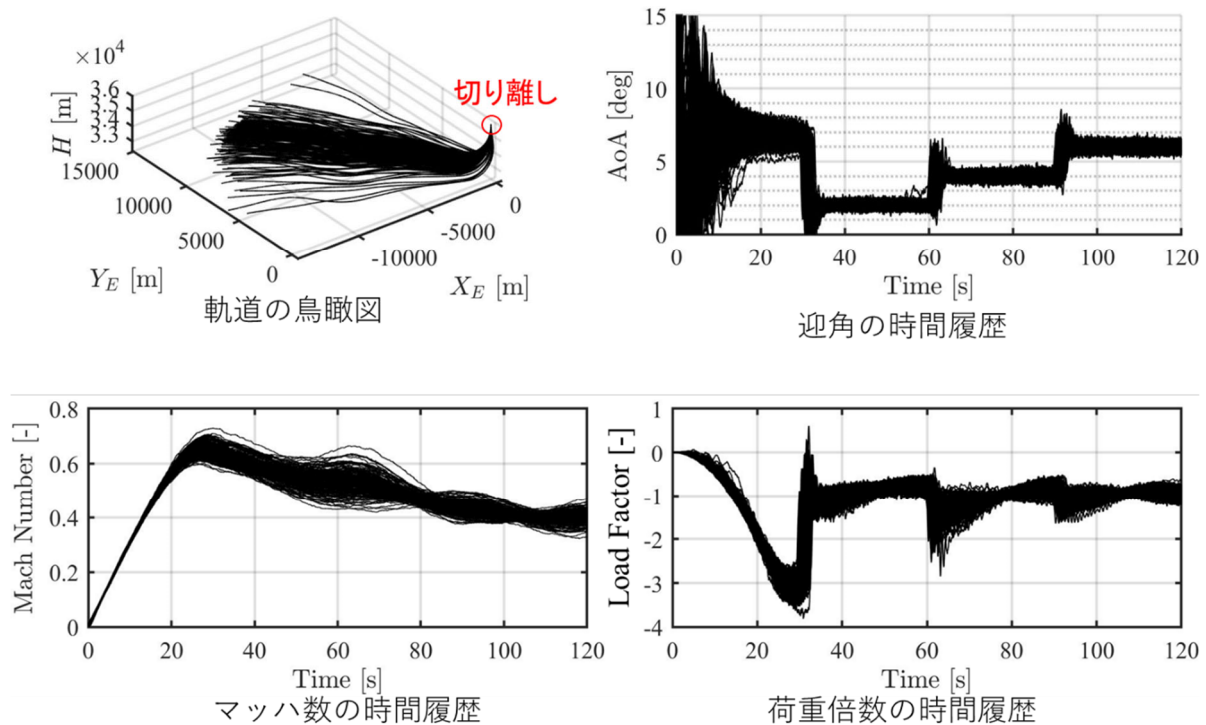


図3 モンテカルロシミュレーション結果

## 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, 永井大樹, 得竹浩, 藤田昂志, 安養寺正之, 豊田裕之, 宮澤優, 米本浩一, 岡本正人, 野々村拓, 元田敏和, 竹内伸介, 鎌田幸男, 大槻真嗣, 浅井圭介, 藤井孝藏, 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, 永井大樹, 得竹浩, 藤田昂志, 安養寺正之, 豊田裕之, 宮澤優, 米本浩一, 岡本正人, 野々村拓, 元田敏和, 竹内伸介, 鎌田幸男, 大槻真嗣, 浅井圭介, 藤井孝藏, 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, 岡本正人, 藤田昂志, 永井大樹, 大山聖, 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, 藤田昂志, 大山聖, 永井大樹, 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, 大山聖, 安養寺正之, 岡本正人, 藤田昂志, 米本浩一, 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, 得竹浩, 永井大樹, 大山聖, 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, 小田泰之, 大丸拓郎, 藤田昂志, 大山聖, 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.