

第2回火星飛行機高高度飛行試験(MABE2)

大山聖¹, 永井大樹², 藤田昂志⁴, 安養寺正之³, 岡本正人⁴, 金崎雅博⁵, 高野敦⁶,
安部明雄⁷, 満武勝嗣⁸, 得竹浩⁹, 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東京都立大学, ⁶神奈川大学, ⁷日本大学,
⁸ゼノクロス航空宇宙システム, ⁹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。また、日本でも火星着陸ミッションにむけた機運が高まってきているが、火星への着陸は技術レベルが非常に高く日本はまだ実績もないため、着陸前に上空で火星飛行機を放出し着陸の様子を記録すれば有益なデータをえることができる。また、万が一着陸に失敗した場合でも、火星飛行機による理学観測を独立に実施することが可能である。

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。

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を設計し、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。この試験では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。

そのため、下記の2つを実験の目的として、2回目の飛行試験(MABE2)を提案し、2022年度の大気球実験の1つとして採択された。

- (1) 火星大気疑似環境下で、定常滑空状態での機体の空力データを取得し、風洞試験や数値流体力学シミュレーションの検証データとして利用する
- (2) より自在な飛行探査を可能にする縦のフィードバック制御機構を小型機体に実装し、低動圧、低レイノルズ数環境下で検証する。

2022年5月より大樹航空宇宙実験場に入り実験準備をすすめ、放球可能な状態で実験に必要な気象条件が整うのを待ったが、残念ながら実験期間内に必要な気象条件が整う日がなかったために実験を実施することができなかった。

現在は来年MABE2を実施するべくあらためて準備を進めている。新たな取り組みとして、必要な気象条件を緩和し飛行機会を増やすために実験の運用方法などを再検討している。本稿では2023年夏の試験実施を目指しているMABE2について報告する。なお、第2節で述べる飛行試験システムおよび第3節で述べる航法誘導制御については昨年の報告から変更はない。また、第4節で実験運用方法の再検討状況を述べる。

2. 飛行試験システム

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。また、主翼桁を 2 本に増やし、尾翼取り付け部の剛性を向上させるなど、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 と同等の約 6kg 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、グライダーのみを行うこととする。また、実際の火星探査に使われる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、今回は機体の空力特性取得を目的としているため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。

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ロープ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 4.7 を下回るように設定する（安全率は 2.25 としている）。飛行中に静的空力特性データを取得する。飛行時間は 2 分、飛行距離は無風条件で 15km 以内である。切り離し高度から飛行終了高度までの降下は 2km～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有線で接続される。飛行試験機には送信機のみ搭載し、受信機は搭載しない。

なお、航空法の改正により、不具合発生時に飛行試験を強制終了する機能の実装を要求されることとなった。そのため観測データダウンリンク用の無線機のほかに、LoRa 方式の低消費長距離無線通信を搭載した。地上局で機体の位置・速度・姿勢などをモニタリングし、異常が発生した場合には地上からの指令により強制的にパラシュートを開傘し飛行試験を終了する。

3. 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南東方向の 127[deg]とし、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 ± 90 [deg]の半円の範囲で飛行を終了するようにする。

3.1 飛行計画と制御系の構成

本飛行実験では、表 1 に示すように、機体の引き起こし及び目標方位へのロール制御の第 1 フェーズ、目標迎角を順に+4.0, +5.5, +7.0 [deg]に整定させ目標方位への整定または保持させる第 2～4 フェーズの、計 4 つのフェーズで構成する。

表 1 実験機の飛行計画

Phase	目的	制御目標	運動状態
Phase1	引き起こし	<ul style="list-style-type: none"> 機体の引き起こし 目標方位角（ヨー角）127[deg]に整定 	<ul style="list-style-type: none"> 機体の切り離しから、縦運動の制御則による引き起こし 機体をロールさせ、横力を抑制しながら目標方位に整定
	終了判定	飛行時間が 20[s]以上で姿勢角 0[deg]	飛行開始から 30 秒弱程度を想定
Phase2	空力計測	迎角を 4.0[deg]に整定	<ul style="list-style-type: none"> 各迎角で空気力を計測

Phase3		迎角を 5.5[deg] に整定	<ul style="list-style-type: none"> 機体をロールさせ、横滑りを抑制しながら目標方位に整定 タイマー管理でフェーズ切替
Phase4		迎角を 7.0[deg] に整定	

ゴンドラから機体の切り離しが行われた後、実験機はロールしながら引き起こしを行い、目標方位に整定させる。実験機の引き起こしから空力計測への移行は、機体のピッチ角が 0[deg] 以上に達し、かつ飛行時間が 20 秒以上の時に行う。また、飛行開始後 50[s]以降もこの引き起こしの条件を満足しない場合は、パラシュートを開傘する。空力計測フェーズでは、目標方位を保持しながら各目標迎角へ整定させる。各空力計測フェーズの移行は、各フェーズでの飛行時間を約 30 秒として切り替えを行う。制御系の設計方針として次の点がある。

- a-1 並進運動の位置，速度制御（誘導）は行わず，3 軸の姿勢制御のみ実施
- a-2 ゴンドラからの確実な射出を達成させるため，切り離し後 5 秒間エレベータ舵角はトリム舵角-5.0[deg]（上げ舵），エルロン・ラダー舵角は 0[deg]に固定
- a-3 機体が下向きのピッチ角が-90[deg]付近では姿勢センサの精度が低いため，切り離し後からピッチ角が-60[deg]より大きくなるまでは，姿勢角の値を制御に利用しない。
- a-4 3 軸の姿勢制御は，縦運動は PID 制御，横運動は PD 制御で構成
- a-5 第 1 フェーズの引き起こしでは，特に低速での出力の精度が悪い点から，ADS からの迎角信号は利用しない
- a-6 フェーズ切り替え時に，舵面への不連続な指令信号を防ぐためにフェーズギャップ補償器を導入

特に，a-3～a-5 に関して，引き起こし時の縦運動は，トリム舵角にピッチレートのフィードバック制御に加えて，エレベータの剛性不足が原因で動圧によって舵角が変化することを考慮し，ピッチ角が-60[deg]より大きくなって時点で，ピッチ角誤差の積分値を用いた I 制御を付加する。a-6 は，フェーズと共に縦運動の制御則を切り替える場合，0.02 秒の計算周期で 4 ステップ分機能させ，エレベータアクチュエータへの急激な指令信号の変化を抑制する。

横・方向運動では，全フェーズで同じ制御則のため，フェーズギャップ補償器は用いない。エルロン操舵により，ロール角速度のフィードバックで減衰性を向上させ，ロール角の制御により機体を目標方位の 127[deg]方向に向ける。ラダー操舵は，ヨー角速度のフィードバックで減衰性を向上させ，IMU センサから出力される横加速度 a_y のフィードバックで，スパイラルモードによる機体の横滑り角の増大を抑制する。

なお，この飛行試験の飛行安全性，および，十分高いフルサクセスの達成率が確保できることはモンテカルロシミュレーションにより確認している。モンテカルロシミュレーションの詳細については昨年の大気球シンポジウムの原稿をご確認いただきたい[1]。

4. 飛行機会を増やすための実験実施条件の再検討

2022 年夏に大樹航空宇宙実験場で気球実験の準備を進め，放球可能な状態で実験の実施が可能な気象条件が整うのを待ったが，放球可能な期間に必要な気象条件が整う日がなかったため，実験はキャンセルとなった。実験は保安上の理由から大樹町沖の海上で実施するが，飛行実験可能な空域が南方の航空自衛隊の訓練空域と北方にある釧路空港に挟まれていること，飛行試験空域の西側にある陸地上では飛行をしないこと，実験装置回収可能範囲によって東方も制限されていること，などの理由による。

当初計画では水平浮遊状態に入ってから，ゴンドラ底部の蓋を開き実験システムの動作確認をした上で，飛行試験機を切り離す方針としていたが，MABE1 でのゴンドラの姿勢角・加速度を見直したところ水平浮遊状態に入る前からゴンドラの姿勢角が安定しており，ゴンドラ底部の蓋を開いてもゴンドラに大きな振動は発生しないことが確認できたので，水平浮遊状態に入るのを待たず，飛行可能空域に入ったらゴンドラ底部蓋を開き実験装置の健全性を確認した上

で、飛行試験を開始する手順とすることとすることで機体きりはなし高度での必要な浮遊期間を短縮し、実験条件を緩和する。

また、機体の切り離し高度は $36\text{km} \pm 0.5\text{km}$ としていたが、より低高度での機体の切り離しを許容すれば実験実施条件を緩和することができる。低高度で機体を切り離し飛行実験を実施すると大気密度が高くなるために飛行レイノルズ数も大きくなってしまいが、高度 32km までは飛行レイノルズ数は 5×10^4 程度に抑えることができ、かつ、フルサクセス達成率もほとんど低下しないことがわかったため、機体きりはなし高度の条件を 32km 以上に緩和することで飛翔機会を増やす。

このほかにも、航空局等に申請する飛行範囲はまだ多少広げることができる可能性があるため、飛行範囲を広げるなどで飛翔チャンスを高め、MABE2の来年の実施を目指したい。

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3), 2021年度大気球シンポジウム, 2021.