第２回火星飛行機高高度飛行試験(MABE2)の準備状況（その２）

大山聖[1]，永井大樹[2]，藤田昂志[2]，安養寺正之[3]，岡本正人[4]，金崎雅博[5]，高野敦[6]，竹内伸介[1]，安部明雄[7]，佐々修一[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

[1] JAXA，[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．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)]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 [2)~4)]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，2021 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制御性を向上させている．また，尾翼取り付け部の剛性を向上させ，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，グライディング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．

This document is provided by JAXA.

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 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．

なお，航空法の改正により，今回の飛行試験に関しては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．

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．

4.1 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+2，+4，+6 [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	・機体の引き起こし ・目標方位角（ヨー角）127[deg] に整定	・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 6[deg]	飛行開始から 30 秒弱程度を想定
Phase2	空力計測	迎角を 2[deg] に整定	・各迎角で空気力を計測 ・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
Phase3		迎角を 4[deg] に整定	
Phase4		迎角を 6[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 6[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

This document is provided by JAXA.

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-8[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．

4.2　モンテカルロシミュレーション(MCS)による信頼性評価

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．またのこの 125 項目に加えて，次の 2 項目の誤差を今回新たに付加して実施した．

①　揚力係数の値が 7σ(15.8%)相当まで減少することを想定
②　IMU からの出力で, ロール･ピッチ･ヨー角は全て±5[deg], 角速度はロール±5.8[deg/s], ピッチ±3.3[deg/s]，ヨー±2.8[deg/s]の値を誤差の上下限値とした

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，最大で 15.8%揚力係数が減少するように設定した．また，②の出力誤差は，IMU センサの動作実験を実施した結果で，最も大きな誤差が生じた場合の値を基に設定した．

MCS では，以下の 6 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．また，飛行時間は 120 秒間と定められているので，機体の切り離し時刻を t =0[s]として t =120[s]でパラシュートを開傘する．

b-1　迎角（時間平均値）が-10 度以下，または，15 度以上になるとき．
b-2　横滑り角（時間平均値）が-15 度以下，または，15 度以上になるとき．
b-3　飛行動圧（時間平均値）が 250Pa を超えるとき．
b-4　鉛直荷重倍数が 4[-]を超えるとき．
b-5　航続距離 17[km]を超えるとき．
b-6　飛行方位 127±90[deg]の半円の範囲外で飛行終了．

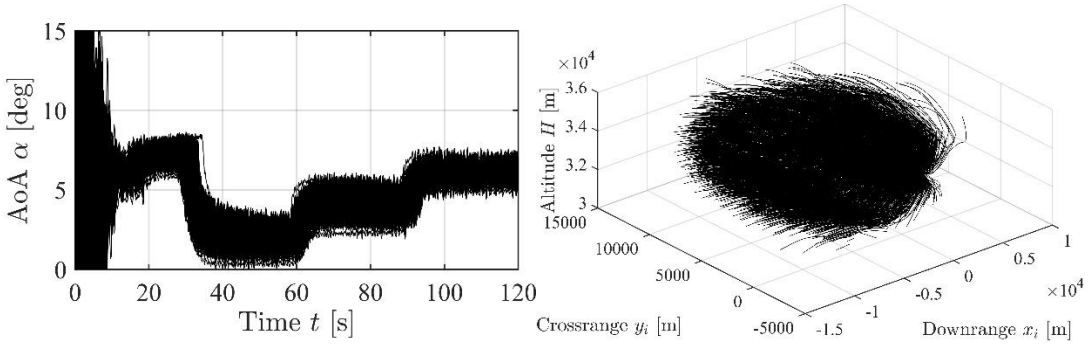
b-1～b-3 は，切り離し後 15 秒以降における条件で，ノイズ等による一時的な増減の影響を排除するため，5 秒間の時間平均値で評価する．b-3 は ADS の測定可能範囲による制約である．表 2 にモンテカルロシミュレーションの結果を示す．表 2 の 2 列目に従来の MCS，3 列目に従来の MCS に加えて前述の①，②の誤差を付加した厳しい条件下での結果を示す．また，後者の厳しい条件下の結果では，試行錯誤的なゲイン決定を基に，MCS を基に成功率を最大化するための制御ゲインの最適化を行った．また，図 1 に，MCS の結果の一部として，迎角の時間履歴と飛

This document is provided by JAXA.

行軌道の鳥観図の，成功ケースの結果を示す．各パラメータの想定される誤差の上下限値を 3σ 相当値として，シミュレーションを実施した．

表 2　MCS のシミュレーション結果

失敗ケースの判定項目	従来の MCS	従来の MCS＋誤差①②
b-1　迎角の超過	0%	0%
b-2　横滑り角の超過	0%	0%
b-3　動圧 250[Pa]超過	0.1%	0.1%
b-4　荷重倍数 4[-]超過	0.1%	0%
b-5　航続距離 17[km]超過	0%	0%
b-6　方位 127±90[deg]の範囲外	0%	0.05%
成功率	99.9%	99.9%



(a)迎角の時間履歴　　(b)飛行軌道の鳥観図

図 1　モンテカルロシミュレーションの結果（抜粋）

従来の MCS の結果では，動圧の荷重倍数の超過のみの 99.9%の成功率に対して，前述の①，②の揚力と IMU の比較的厳しい誤差を付加した MCS の結果でも，制御ゲインの最適化により，99.9%の同等の成功率を得ることができた．また，後者で，b-6 の飛行終了時に半円を逸脱したケースも，半円からの若干の逸脱であり，陸地に向かって飛行するケースは確認されなかった．図 1 の成功ケースでは，迎角は目標の値の近傍に収まり，飛行軌道は目標方位 127[deg]を中心に半円の範囲内に収まっている．加えて，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) 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.
3) 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.
4) 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.

This document is provided by JAXA.