

## 第2回火星飛行機高高度飛行試験(MABE2)の準備状況(その3)

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>, 金崎雅博<sup>5</sup>, 高野敦<sup>6</sup>,  
安部明雄<sup>7</sup>, 満武勝嗣<sup>8</sup>, 得竹浩<sup>9</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>東京都立大学, <sup>6</sup>神奈川大学, <sup>7</sup>日本大学,  
<sup>8</sup>ゼノクロス航空宇宙システム, <sup>9</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、低層大気の大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。

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。本稿では、2022年夏の試験実施を目指す2回目の飛行試験(MABE2)の準備状況について報告する。

### 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、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。

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17km以内である。切り離し高度からの降下距離は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、 $127 \pm 90$ [deg]の半円の範囲で飛行を終了するようにする。

また、2021年4月に機体が組み上がり、最終的な質量、重心位置、慣性テンソルの値等が決定した。最終的に決定した重心位置(34.6%)に合わせて、モーメント係数の特性を変更した。これまでのMCSでは重心位置25%の特性で実施していたため、今回の重心位置変更により、 $C_M-\alpha$ 特性の傾き減少(静的な安定性の減少)する傾向になった。

#### 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。目標迎角は、今回の重心位置の変更後のモーメント係数の特性の評価の結果、迎角が+2.0～4.0[deg]付近で $C_M-\alpha$ 特性の傾きが小さいため、従来の値+2.0, +4.0, +6.0[deg]から変更した。

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"> <li>機体の引き起こし</li> <li>目標方位角(ヨー角)127[deg]に整定</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>機体の切り離しから、縦運動の制御則による引き起こし</li> <li>機体をロールさせ、横力を抑制しながら目標方位に整定</li> </ul>
	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"> <li>各迎角で空気力を計測</li> <li>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</li> <li>タイマー管理でフェーズ切替</li> </ul>
Phase3		迎角を5.5[deg]に整定	
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。

### 3.2 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 156 項目に関して変動を与えて実施した。また、2021 年 5 月に実施したレビュー会での指摘を受けて、以下の項目を修正した。

- (a) レイノルズ数効果を考慮するため、迎角 9.0[deg]でのレイノルズ数 6 万と 3 万での CFD 計算の差から、 $C_M-\alpha$  の迎角に依存したスケール誤差を設定した。
- (b)  $C_L$  が小さい領域で誤差が過大になるため、これまで使用していた  $C_L-\alpha$  のオフセット誤差をスケール誤差に変更した。
- (c) 横滑り角が小さい範囲で誤差が過大となるため、これまで使用していた  $C_N-\beta$  のオフセット誤差をスケール誤差に変更した。

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 -5.0[deg]以下、または、10[deg]以上になるとき。
- b-2 横滑り角 (時間平均値) が -10[deg]以下、または、10[deg]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 4.7[-]を超えるととき。
- b-5 航続距離 17[km]を超えるととき。
- b-6 飛行方位  $127\pm 90[deg]$ 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 列目に機体が組みあがる前に実施していた従来の MCS、3 列目に今回の修正を反映させた最新の MCS の結果を示す。また、両手法共に、制御ゲインは、成功率を最大化させる評価関数の下に最適化計算により決定した。

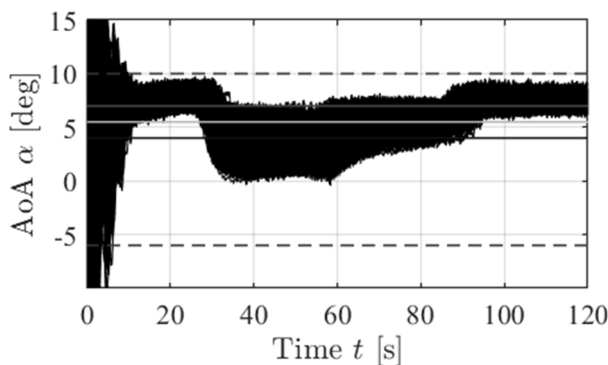
表 2 より、従来の MCS に対して最新の MCS の結果は、成功率が 4.61%低下している。成功率低下の主な要因は、引き起こし時の動圧制限違反である。引き起こしに失敗するケースが増えた理由として、従来の MCS の条件に比べて、機体の重心位置が後方に移動している。そのた

め、 $C_M-\alpha$  の特性の傾きが小さくなり、 $C_M$  の誤差に対する釣り合い迎角の感度が大きくなり、揚力不足のケースが増えたことが考えられる。また、横滑り角の超過は、前述の(c)の  $C_N-\beta$  のスケール誤差が大きく付加されているケースで生じていた。

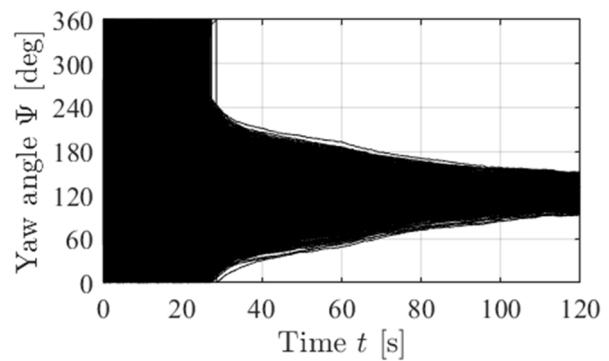
図 1 に、MCS の結果の一部として、迎角とヨー角の時間履歴の、成功ケースの結果を示す。各パラメータの想定される誤差の上下限界を  $3\sigma$  相当値として、シミュレーションを実施した。図 1 の迎角の時間履歴では、第 2 フェーズの目標迎角+4.0[deg]への整定で偏差が大きいものの、目標の値の近傍に収まっている。また、ヨー角の時間履歴では、目標の 127[deg]を中心に  $\pm 30$ [deg]程度の範囲に収まっていることがわかる。加えて、飛行制御がうまくいかない場合はパラシュート開傘することで、機体を喪失しないために万全の対策を施す。

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 of MCS	最新の MCS
b-1 迎角の超過	0%	0%
b-2 横滑り角の超過	0%	0.24%
b-3 動圧 250[Pa]超過	0.10%	4.52%
b-4 荷重倍数 4.7[-]超過	0.1%	0%
b-5 航続距離 17[km]超過	0%	0%
b-6 方位 $127 \pm 90$ [deg]の範囲外	0.05%	0%
成功率	99.85%	95.24%



(a)迎角の時間履歴



(b)ヨー角の時間履歴

図 1 モンテカルロシミュレーションの結果 (抜粋)

#### 4. 準備状況

今年度の実験実施を目指し、5月末から大樹町に移動し実験準備を進めた。大樹町での地上試験中に磁気方位計が搭載された基板が故障し原因究明や置換作業および磁気方位計のキャリブレーションのやり直しを行ったことなどで大樹町での作業に遅れが出てしまったが、感度試験、最終かみ合わせ試験などをクリアし、放球可能な状態にすることができた。しかしながら、放球可能な期間中に安全審査をクリアすることができずに、飛行試験を実施することが出来なかった。

なお、安全審査については、飛行シミュレーション結果に強い影響を与える誤差因子を明確にすることが主な課題として残されている。そのため、飛行シミュレーションにより分析を進めているところである。今後、必要があれば制御則の変更も含め検討したい。