

火星探査飛行機の高々度飛行試験の進捗報告

大山聖¹, 永井大樹², 得竹浩³, 竹内伸介¹, 豊田裕之¹, 宮澤優¹, 大槻真嗣¹, 元田敏和⁴,
岡本正人⁵, 安養寺正之¹, 野々村拓¹, 鎌田幸男¹, 藤田昂志², 平栗弘貴³, 佐々木岳⁶,
米本浩一⁶, 浅井圭介², 藤井孝藏¹, 火星探査航空機ワーキンググループ

¹JAXA 宇宙科学研究所, ²東北大学, ³金沢大学, ⁴JAXA 研究開発本部, ⁵金沢工業大学, ⁶九州工業大学

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²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。

平成25年のシンポジウムでは、平成26年に実施を計画していた飛行試験の詳細と進捗状況について報告させていただいた。今年度の飛行試験は残念ながら、技術上の問題から延期とさせていただいた。本稿では、ここまでの経緯についてご報告し、今後の計画を述べたい。

2. 飛行試験機と飛行試験の概要

飛行試験機は機体重量約5.8kg、スパン長約2.4m、機体長約2.0mである。図1に機体の外観および寸法を示す。火星で飛行する機体についてはプロペラ推進系を搭載する予定であるが、今回の飛行試験機では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。

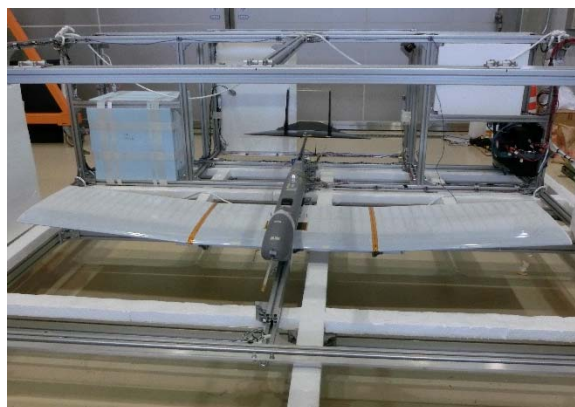


図1 機体の外観

飛行試験機は図2に示すように、ゴンドラ内に機首を下にした姿勢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5を下回るように設定する(設計最大荷重倍数は10である)。飛行中静的空力特性データを取得する。全体の飛行フェーズを通じて、火星飛行機での利用を目指して開発中の姿勢検出センサのテストも行う(本試験では、航法誘導制御にはGPSを含む既存技術を用いる)。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。

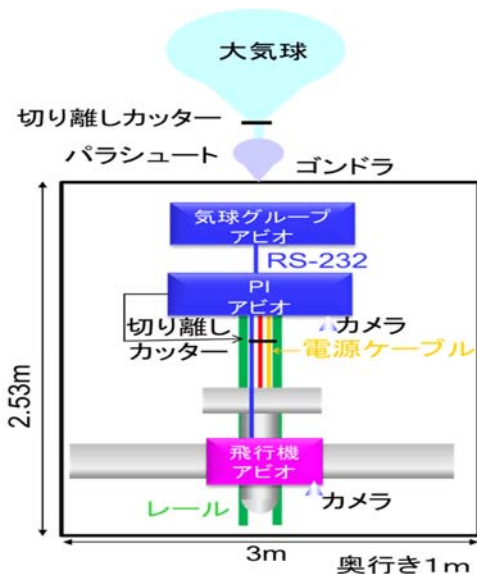


図2 飛行試験システムの概要

ゴンドラ(図2)の大きさは高さ約2.53m、幅約2.92m(突起部除く)、奥行き約0.95mである。総重量は約200kg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が行い、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。詳細については文献3)をご参照いただきたい。

3. 機体及び制御系の改修について

平成25年度のシンポジウムでは、より高品質な空力データを獲得するため機体姿勢および速度のフィードバック制御を採用する、そのために(1)エアデータセンサおよびサーボモータの信頼性を向上させる(2)重心位置を後方(翼弦長38%位置)に移動する、その上で、(3)飛行制御系の実証実験を航空本部の大型低速風洞を使って行う、と述べさせていただいた。詳細については省略するが、平成26年3月の風洞試験で飛行制御系の実証ができなかったため、当初予定通り、フィードバック制御は行わないこととした。

4. 横方向制御について

当初予定では機体切り離し時および機体引き起こし制御時は方位制御はせず、引き起こし完了後に方位制御を開始して陸から離れる方向に旋回するという予定であったが、さまざまな条件で飛行シミュレーションを行った結果、旋回力が不足し陸から遠ざかれないケースがあることがわかった。また、機体重

量が当初予定よりも増加したことから、航空法上の制約により、引き起こしフェーズ完了時に陸から離れる方位(目標方位角127度±60度)を機体が向いていることが要求された(図3)。



図3 目標方位

ゴンドラからの機体切り離し時の機体方位角に±30度の誤差が発生すると仮定すると、機体の引き起こしフェーズでの方位角の変化は±30度以内に収めなくてはならない。この観点で飛行シミュレーションにより検証を進めた結果、引き起こしフェーズでの方位角の変化を±30度に抑えるためには、機体のローリングモーメント係数(CI)を $-0.0001 < CI < 0.0001$ に収める必要があることがわかった。

次に機体のCIを上記の制約内に収めるためには機体のアライメント誤差をどの程度に収める必要があるのかを検討した。ローリングモーメント係数に大きな影響を与えるのは主翼の取り付け角・ねじり角誤差である。全機形状のCFD計算結果(文献4)から迎角4度および迎角6度での主翼のスパン方向揚力係数分布をもとめ、それを線形補間してローリングモーメント係数とねじり角の関係を評価した。(図4)その結果、ローリングモーメント係数(CI)を $-0.0001 < CI < 0.0001$ に収めるためには両翼のねじり角の差を±0.003度以内に抑える必要があることがわかった。一方、主翼ねじり角の計測誤差は0.1度であり、必要な条件を満たすことができないことがわかった。このことから今年度の飛行試験を延期することとした。

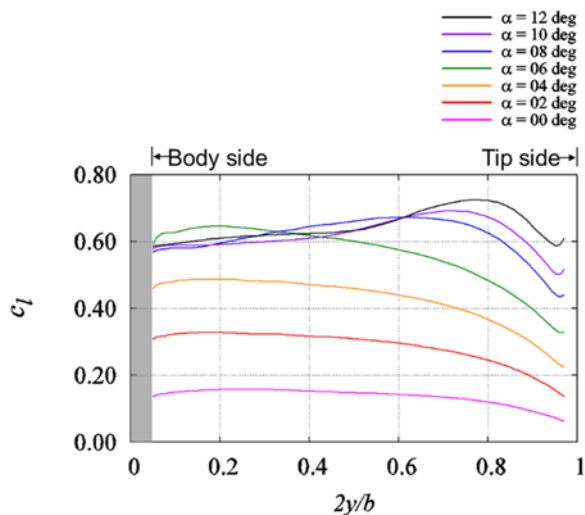


図4 各迎角における主翼スパン方向揚力係数分布

5. おわりに

横方向制御力の不足から、平成26年度の飛行試験は延期になってしまったが、エルロンによる横方向制御および計測された動圧値をもとにエルロン・エ

レベータ・ラダーのゲインを調整することにより、十分な横方向制御力が得られる予定である。今年度機体および制御プログラムの改修を行い、平成28年度の飛行試験実施を目指したい。

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, 火星探査飛行機の高高度飛行試験計画(その3), 平成23年度大気球シンポジウム, 2013
- 4) 安養寺正之, ほか, 火星探査航空機の全機空力特性に関する風洞実験および数値解析, 第46回流体力学講演会/第32回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2014