

# 高高度飛行試験による火星飛行機の空力データの取得

大山聖(ISAS/JAXA), 永井大樹(東北大), 得竹浩(金沢大), 藤田昂志(ISAS/JAXA), 安養寺正之(九州大), 豊田裕之(ISAS/JAXA), 宮澤優(ISAS/JAXA), 米本浩一(九工大) 岡本正人(金工大), 野々村拓(ISAS/JAXA, 現在東北大学), 元田敏和(ATD/JAXA), 竹内伸介(ISAS/JAXA), 鎌田幸男(ISAS/JAXA), 大槻真嗣(ISAS/JAXA), 浅井圭介(東北大学), 藤井孝藏(東京理科大学)

## 1. はじめに

火星探査飛行機（火星飛行機）は火星の大気を利用して揚力飛行し、低高度（数キロメートル）からの広範囲（100km-1000km）な観測を可能とする新しい火星探査プラットフォームとして注目を集めている。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。米国でも2000年代に本格的な研究開発が進められた<sup>1)</sup>。しかしながら、火星大気の密度は地球上の1/100ほどしかないため、単純に考えると翼により得られる揚力も約1/100になってしまう。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。そのため、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。

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月に宇宙工学委員会のもと、火星探査航空機ワーキンググループが設置された（現在は火星探査航空機リサーチグループ）。このワーキンググループでは火星探査飛行機<sup>2)</sup>や火星探査パワードパラグライダー機の設計検討<sup>3)</sup>などを行うとともに、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を取得することで、風洞実験や数値流体力学シミュレーションの検証に役立てることが可能である。また、火星飛行機のレディネスを向上させることができ今後の機体設計の効率化・高信頼性化に貢献できると考えられる。以下に本試験の具体的な目的を示す。

- (1) 火星大気疑似環境下で機体の空力データを取得し風洞試験や数値流体力学の検証を行う
- (2) 大気球を利用した高高度飛行試験基盤技術を確立する

また同時に以下の技術を得ることが出来る

- 光造形で製作したエアデータシステム（5孔ピトー管）の高高度での実証を行う
- 機体内部の温度データを取得し、機体の熱設計手法を実証する
- 火星飛行機用姿勢センサを実証する（相乗り実験）

これらを目的として、2016年6月12日に気球実験を実施した。本稿ではその結果について報告する。

## 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6.5kg、スパン長約2.4m、機体長約2.3m、機体高さ0.4mである。機体は両翼と胴体を1回ずつ折りたたんだ状態で直径1mの火星エントリカプセルに入るという条件のもとで設計した機体<sup>4)</sup>である。火星の低レイノルズ数流れ条件で高い揚抗比を得るため、主翼断面には石井翼を採用している。

図1に機体の外観を示す。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、飛行試験の主な目的は機体の空力データを取得することであることから、今回の飛行試験機では推進系は搭載せず、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。機体はCFRP、尾翼部はバルサで製作している。主翼はCFRPで作成した桁・リブ構造にフィルムをかぶせた構造になっている。図2に示すようにエルロン、エレベータ、ラダーを用いて機体の制御を行う。



図1 飛行試験機の外観

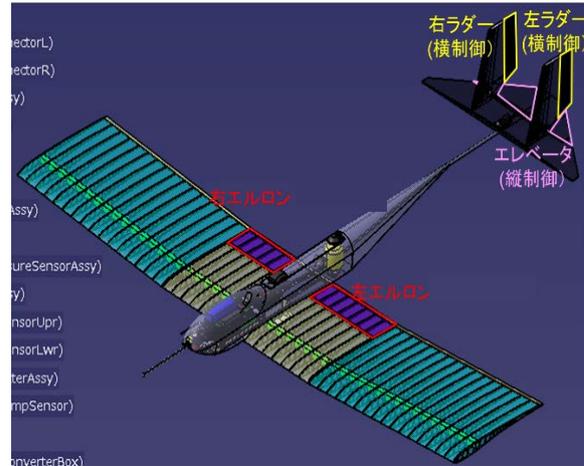


図2 舵面

アビオニクス、エアデータセンサ、バッテリー、DCDCコンバータ、送信機、バイフェーズ変換器、GPS、パラシュート、パラシュート収納部蓋を開くためのロープカッター等が搭載されている。飛行制御には3軸角速度計、2軸磁気方位計、および差圧センサ（動圧）を用いる。GPSは飛行位置同定のために用いる。

飛行試験機は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。想定高度まで機体をゴンドラ内部に収納するのは低温大気と直射日光に直接さらされるのを防ぐためである。高度約 36km に到達後、まずゴンドラ底面の蓋が開き、次に飛行試験機がゴンドラから切り離される。機体の切り離し直後にロールマニューバを行い引き起こし完了時に機体が目標方位角を向くようにする。その後引き起こしフェーズに入る。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）。機体切り離しから30秒後に定常滑空フェーズに入り指定したトリム迎角（6度、4度、2度付近）でそれぞれ飛行中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。

### 3. 飛行試験の結果

試験は2016年6月12日に大樹航空宇宙実験場で行った。放球後、目標到達高度に達するまで、機体内部は適切な温度に保たれ搭載機器は正常に動作していることが確認された。朝6:20に高度36.1kmで機体の切り離しを行った。ゴンドラが上空の風の影響により低周波数で回転していたため、機体の切り離し方位角が約180度（ほぼ真南）になるときを見計らって機体を切り離した。ただし搭載していた太陽センサが正常に動作しなかったため、ゴンドラ内搭載カメラの画像に写る太陽光からゴンドラの方角を推定した。

図3に機体切り離しから45秒までの機体姿勢角の履歴、図4に機体姿勢の履歴を示す。機体は真下向きから飛行を開始するため、ピッチ角の初期角は-90度になっている。引き起こしフェーズが終了する切り離し後30秒までの間にピッチ角を約0度まで増加させることができているが、その後減少してしまっている。これは引き起こし時に30度程度のロール角がついてしまったことなどが原因と考えられる。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が、64秒間の計測データを得ることができた。

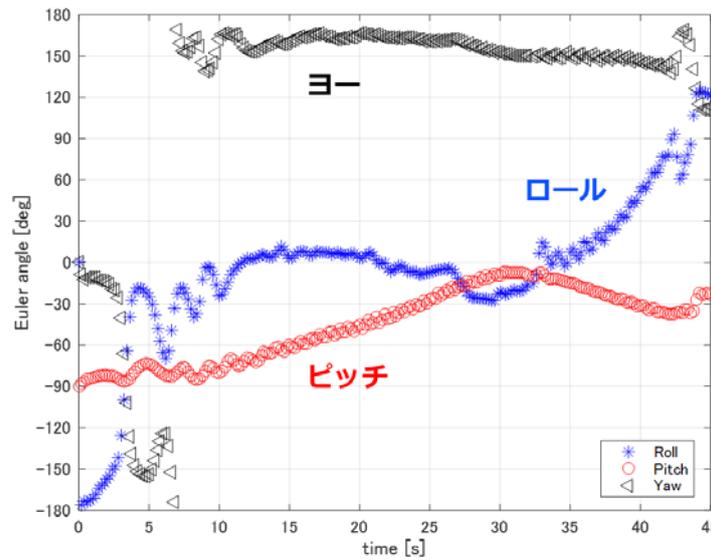


図3 機体姿勢角の履歴

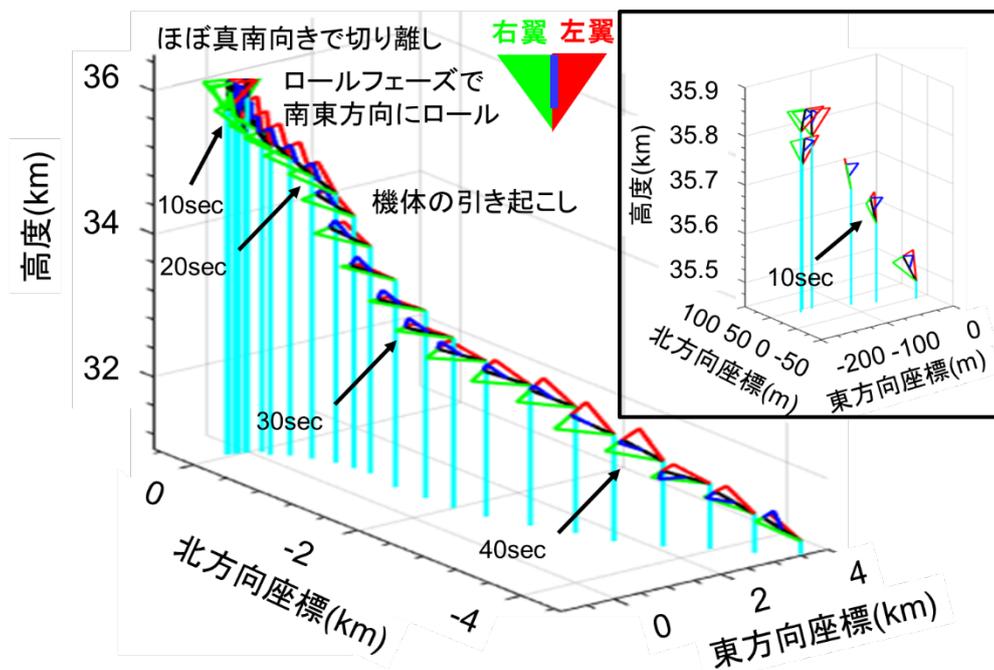


図4 機体姿勢の履歴 (右翼：緑，左翼：赤，垂直尾翼：青，2秒ごと)

図5に飛行試験で計測された揚力係数，抵抗係数，揚抗比と風洞試験結果の比較を示す．実線が風洞試験結果<sup>5)</sup>（主翼翼弦長基準レイノルズ数33,000および70,000の計測結果）を示しており，○が飛行試験結果を示している．飛行試験の際は飛行高度および飛行速度の変化に伴いレイノルズ数が時々刻々と変化するため，レイノルズ数に応じて色づけしている．揚力係数についてみると，切り離し直後で機体速度が遅く動圧およびレイノルズ数が低いデータについてはばらつきがあるが，飛行速度が大きい（つまり動圧とレイノルズ数が大きい）ときは，風洞試験結果と比較し揚力係数が0.2程度低い計測結果が得られた．この原因については圧縮性の効果や機体の変形などが考えられる．一方，抵抗については飛行試験結果は風洞試験結果に比べやや低い値になっているがよい一致を示している．揚抗比でみた場合は，計測された揚力係数と抗力係数が風洞試験より小さかったため，結果として，飛行試験と風洞試験の結果が良い一致を示している．

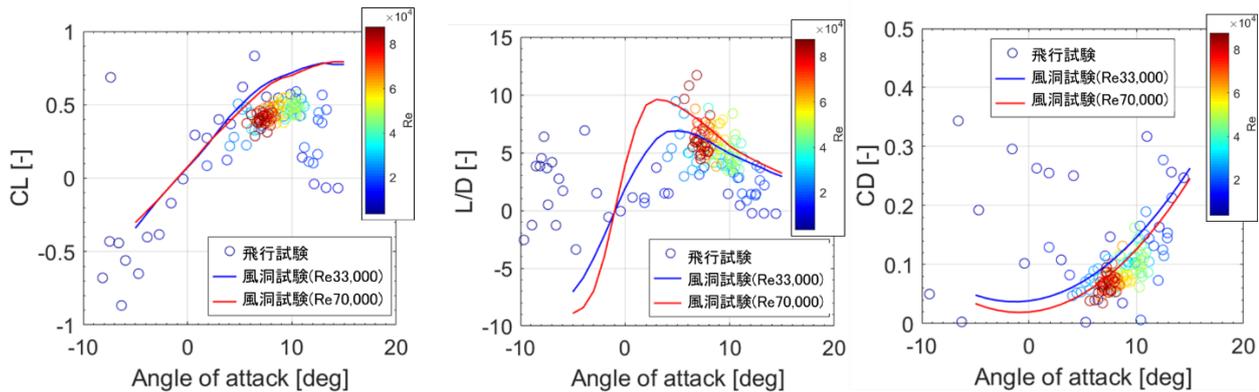


図5 飛行試験で計測された揚力係数（左上）、抵抗係数（右上）、揚抗比（左下）

#### 4. まとめ

風洞試験や数値流体力学の検証のための機体の空力データを取得することと、JAXAの大気球を利用した高高度飛行試験基盤技術を確立することを主な目的として、火星飛行機の飛行試験機の高高度飛行試験を実施した。目標到達高度に達するまで、機体内部は適切な温度に保たれ搭載機器は正常に動作することが確認されるとともに、飛行試験機は問題なく飛行試験を開始し、高高度飛行試験基盤技術を確立することが出来た。また、限られた時間ではあるが、当初予定していた機体の空力データを取得することに成功し、風洞試験結果との比較を行った。その結果、飛行試験結果は風洞試験結果よりも揚力係数、抗力係数ともに低い値を示した。

#### 謝辞

本飛行試験の実施にあたっては宇宙工学委員会の戦略的開発研究費の支援をいただいた。また、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所が提供する大気球による飛行機会を利用させていただいた。宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所大気球実験グループのみなさまには高高度飛行試験に関するさまざまなご助言をいただくとともに、高高度気球の運用ならびにデータのダウンリンク等をしていただいた。ここに深く感謝の意を表します。

#### 参考文献

- 1) Robert D. Braun, Henry S. Wright, Mark A. Croom, Joel S. Levine, and David A. Spencer, "Design of the ARES Mars Airplane and Mission Architecture," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 5 (2006), pp. 1026-1034.
- 2) 大山聖, 永井大樹, 竹内伸介, 豊田裕之, 砂田茂, 得竹浩, 小川博之, 戸田和朗, 小池勝, 元田敏和, 藤田和央, 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
- 3) 山田和彦, 安部隆士, 鈴木宏二郎, 今村幸, 秋田大輔, 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
- 4) 大山聖, 米本浩一, 竹内伸介, 得竹浩, 永井大樹, 砂田茂, 大槻真嗣, 火星探査飛行機の多目的設計探査, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県, 松山市, 2011
- 5) 安養寺正之, 岡本正人, 藤岡直也, 野々村拓, 永井大樹, 大山聖, 藤井孝藏, 山本誠, 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