

## 火星探査飛行機の高高度飛行試験計画（その4）

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

<sup>1</sup>JAXA 宇宙科学研究所，<sup>2</sup>東北大学，<sup>3</sup>金沢大学，<sup>4</sup>JAXA 航空技術部門，<sup>5</sup>金沢工業大学，<sup>6</sup>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上での自律飛行技術や機体の収納・展開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<sup>1</sup>や火星探査パワードパラグライダー機の設計検討<sup>2</sup>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。

本稿では、飛行試験の概要、平成26年度に実施を予定していた飛行試験で指摘された技術的課題、平成28年度の飛行試験準備状況について報告する。

### 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。



(a) 機体の外観



(b) ゴンドラの外観

図1 システムの外観写真

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で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。

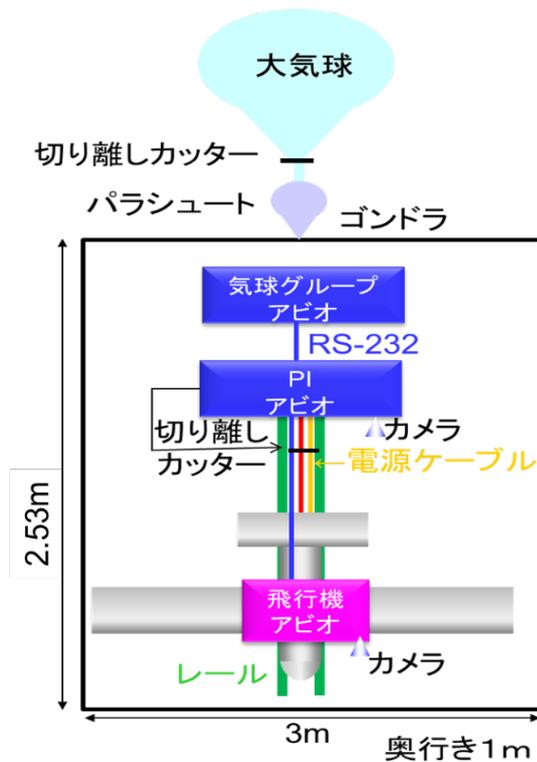


図 2 飛行試験システムの概要

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. 平成 26 年度に実施予定だった飛行試験に対する指摘事項

平成 26 年度の飛行試験計画では、機体切り離しフェーズおよび機体引き起こし制御フェーズは方位制御はせず、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、また、エルロンは使わず、ラダーのみで方位制御するという計画であった。しかしながら、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ることとなった(図 3)。



図 3 目標方位

ゴンドラが上空で回転している可能性があることから、ゴンドラからの機体切り離し際に機体方位角に目標方位と最大で±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( $Cl$ )を  $0.0001 < Cl < 0.0001$  に収めるためには両翼のねじり角の差を  $\pm 0.003$  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, 必要な条件満たすことができない. このことから平成26年度に実施予定だった飛行試験を延期することとした.

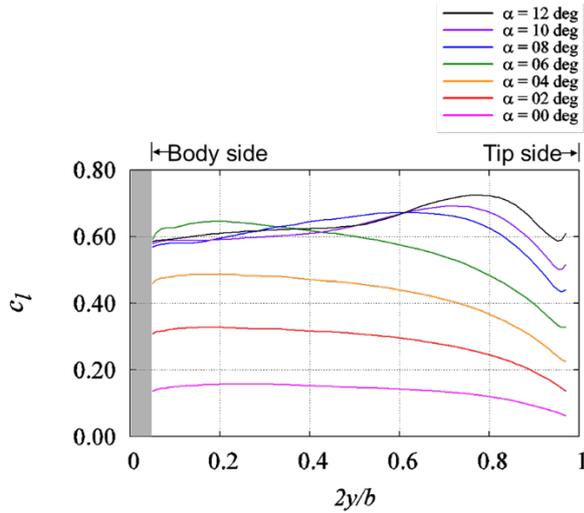


図4 各迎角における主翼スパン方向揚力係数分布

4. 平成28年度の実施を目指す飛行試験計画

上述の方位制御に関する課題を解決するため, 3つの対策を施すこととした.

- (1) ラダーに加え, エルロン(図5)も利用して方位制御をすることとした.
- (2) 切り離し直後にロール制御フェーズを新たに追加した.
- (3) 舵面の制御ゲインに圧力補償を行うこととした. 舵面の制御ゲインに圧力補償を行うこと, および, エルロンを利用することでロール制御能力が格段に向上し主力ねじり角の誤差は制御でカバーできるようになる. また, ロール制御フェーズを加えることで, 引き起こし完了時には機体が目標方位角を向くことが可能である.

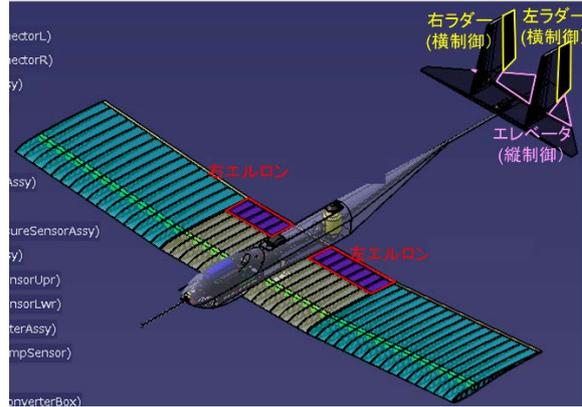


図5 制御に用いる機体の舵面

今後のスケジュールを図6に示す. 年内に飛行制御系の設計開発を行い, 1月2月でモンテカルロ飛行シミュレーションによる飛行制御系の評価と改修, 2月から4月にかけてプログラムのアビオニクスへの実装およびデバックを行う予定である. 想定される機体のアライメント誤差や圧力計等の各種センサの計測誤差, 切り離し条件の不確定性などを考慮してモンテカルロ飛行シミュレーションが実施できるシステムは構築済みである. ハードウェアについては改修作業は軽微でありスケジュール上の問題はないと考えられる.

		11月	12月	1月	2月	3月	4月	5月
ソフトウェア	飛行制御系の設計開発							
	モンテカルロ飛行シミュレーションによる飛行制御系の評価と改修							
	飛行制御系のアビオニクスへの実装							
	飛行制御系の動作確認およびデバック							
ハードウェア	5孔ピトー管の校正試験							
	ノイズ確認試験							
	サーボモータへのサーモスタット取り付け等機体改修							
	機体アライメント調整							
試験	機体熱試験							
	飛行試験システム試験							

図6 スケジュール

## 5. おわりに

平成26年度に計画されていた飛行試験は方位制御能力が不十分であることが指摘されたことから、実施をキャンセルすることとなったが、動圧値に基づくエルロンによる横方向制御およびロール制御フェーズを導入することにより、十分な横方向制御力が得られ、要求される飛行方位制御が十分になされる予定である。制御プログラムの設計開発等の準備を進め、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, 201