

## 火星探査飛行機の高々度飛行試験計画

○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>、藤田昂志<sup>2</sup>、  
安養寺正之<sup>1</sup>、元田敏和<sup>4</sup>、米本浩一<sup>5</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 研究開発本部, <sup>5</sup>九州工業大学

### 1. はじめに

火星複合探査ワーキンググループMELOSでは2020年代前半の打ち上げを目標に次期火星探査ミッション計画MELOS1を検討しており、MELOS1へ搭載されるミッション機器の1つとして火星探査飛行機が注目されている。

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、低層大気の広域サンプリングなどが可能になるが、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、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も獲得すべき必要技術である。

この火星探査飛行機や火星探査パワードパラグライダー機による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]および火星探査パワードパラグライダー機的设计検討[2]を行い、平成23年度に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[3]。

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、抗力などの静的空力特性データや各種空力安定微係数、機体構造ひずみ分布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・高信頼性化に大きく貢献できると考えられる。

本論文は火星探査航空機WGで検討中の飛行試験計画の概要を述べる。

### 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4kg、スパン長約2.5m、機体長約2mである。図1に現在想定している機体の形状を示す。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（図2のモックアップ写真を参照）、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、飛行試験を行うこととする。

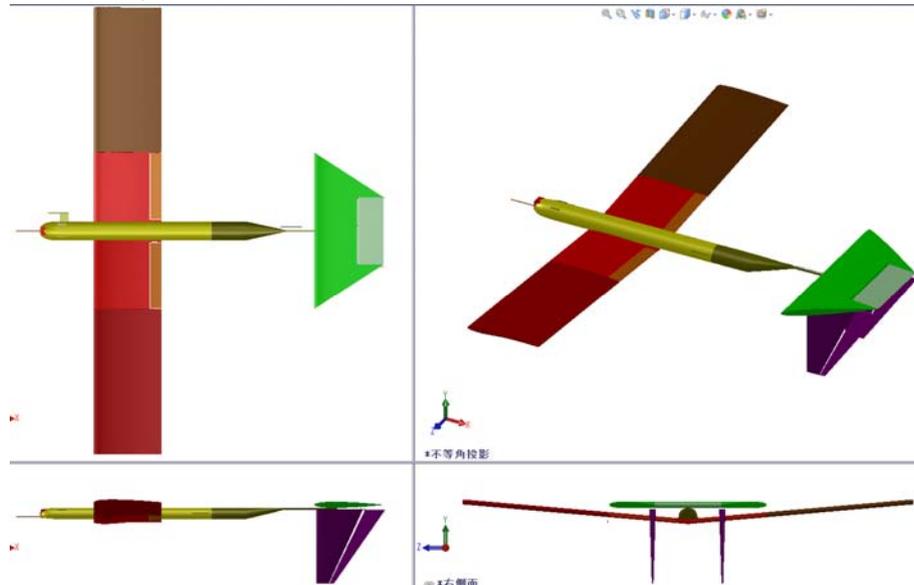


図1 機体形状



図2. 火星飛行機モックアップ

図2に飛行経路(案)を示す。気球に機首を下にした姿勢で固定されていた機体は気球から切り離された後、機体の引き起こし運動を行う(飛行フェーズI)。引き起こし運動が終わった後、迎角を上昇させながら減速運動を行い(飛行フェーズII)、動的相似飛行を満足できる飛行速度まで減速された後に動的相似飛行を行う(飛行フェーズIII)。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)。減速運動を行う飛行フェーズIIでは、迎え角をスweepさせながら揚力や抗力などの静的空力特性データを取得する。動的相似飛行時(飛行フェーズIII)では、動的相似飛行をさせた後に空力特性推定のためのデータを取得する。また、機体の各所にひずみゲージを配置し、機体構造のひずみ分布を取得する。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航法誘導制御用センサのテストも行う(飛行試験機の航法誘導制御にはGPSを含む既存技術を用いる)。飛行速度は最大170m/sである。飛行時間、飛行距離は飛行開始高度にもよるが、それぞれ、約2分、15km~20km程度である。切り離し高度からの効果距離は2~3km程度である。

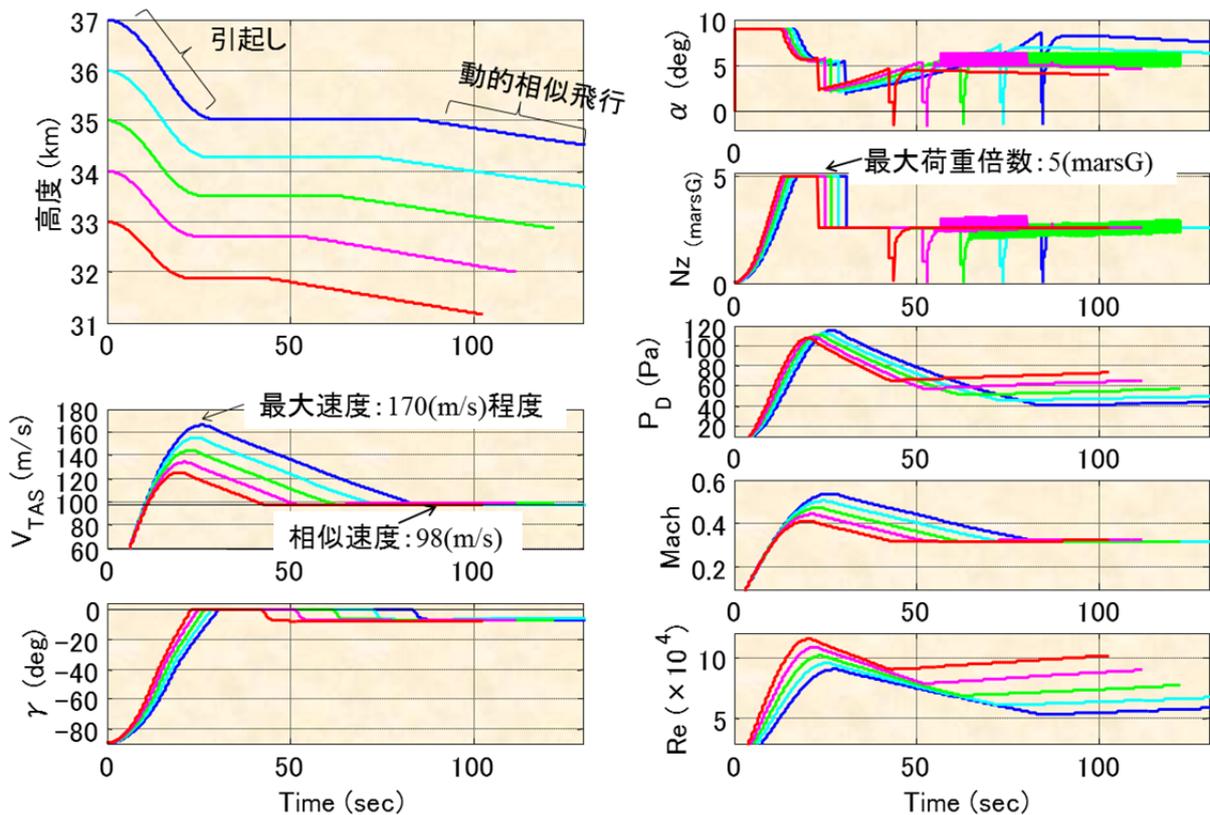


図2 飛行経路(案)

図3に機器構成の概要を示す。目標高度までの上昇中、飛行試験機はアルミフレームで作られたゴンドラ内にレールとつり下げケーブルにより固定される。ゴンドラは機体を完全に収納するため、高さ約3m、幅約3m、奥行き約1mの大きさが必要である。ゴンドラ等を含む総重量は約60kgを想定している(ゴンドラ重量30kg、バッテリー重量20kg、飛行試験機4kg、その他1kg、マージン5kg)。地上とのデータの送受信は気球グループ提供アビオ系が行い、PIアビオは気球アビオとRS-232で接続される。飛行試験機には送信機のみ搭載する。

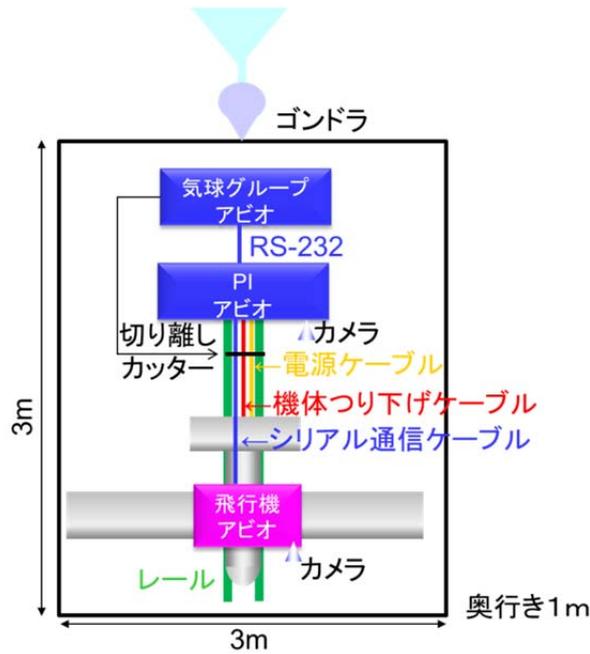


図3 機器構成

表1に実験シーケンスを記載する。放球後、目標高度に到達した後、飛行試験機の電源をゴンドラ搭載電源から飛行試験機搭載電源に切り替える。つぎに、飛行試験機を飛行モードに切り替え、舵面等の動作確認を行う。機体が正常に動作することを確認後、飛行試験機切り離しコマンドを送る。飛行試験機は搭載されたアビオによってあらかじめ定められた飛行経路に従って自律飛行を行う。飛行試験機終了後、飛行試験機搭載アビオによりパラシュート開傘を行う。また、正常にパラシュートが開傘されない場合のために独立したタイマー回路を備え、また、舵面を失速状態に切ることによって想定された飛行範囲外には行かないようにする。

パラシュートによる緩降下時に飛行試験時取得データを地上に送信する。よって、機体の回収は必ずしも必要とはしない。

表1：実験シーケンス

	イベント
①	放球
②	飛行試験機電源の切り替え(コマンド制御)
③	飛行試験機の飛行モードへの切り替え, 動作確認(コマンド制御)
④	飛行試験機切り離し(コマンド制御)
⑤	パラシュート開傘(飛行試験機アビオによる制御+タイマー制御)
⑥	飛行試験機の降下モードへの切り替え(舵面を失速状態へ)
⑦	着水
⑧	回収(回収するかどうかは未定)

上記飛行シーケンスを実現するための実験装置のブロック図を図4に示す。

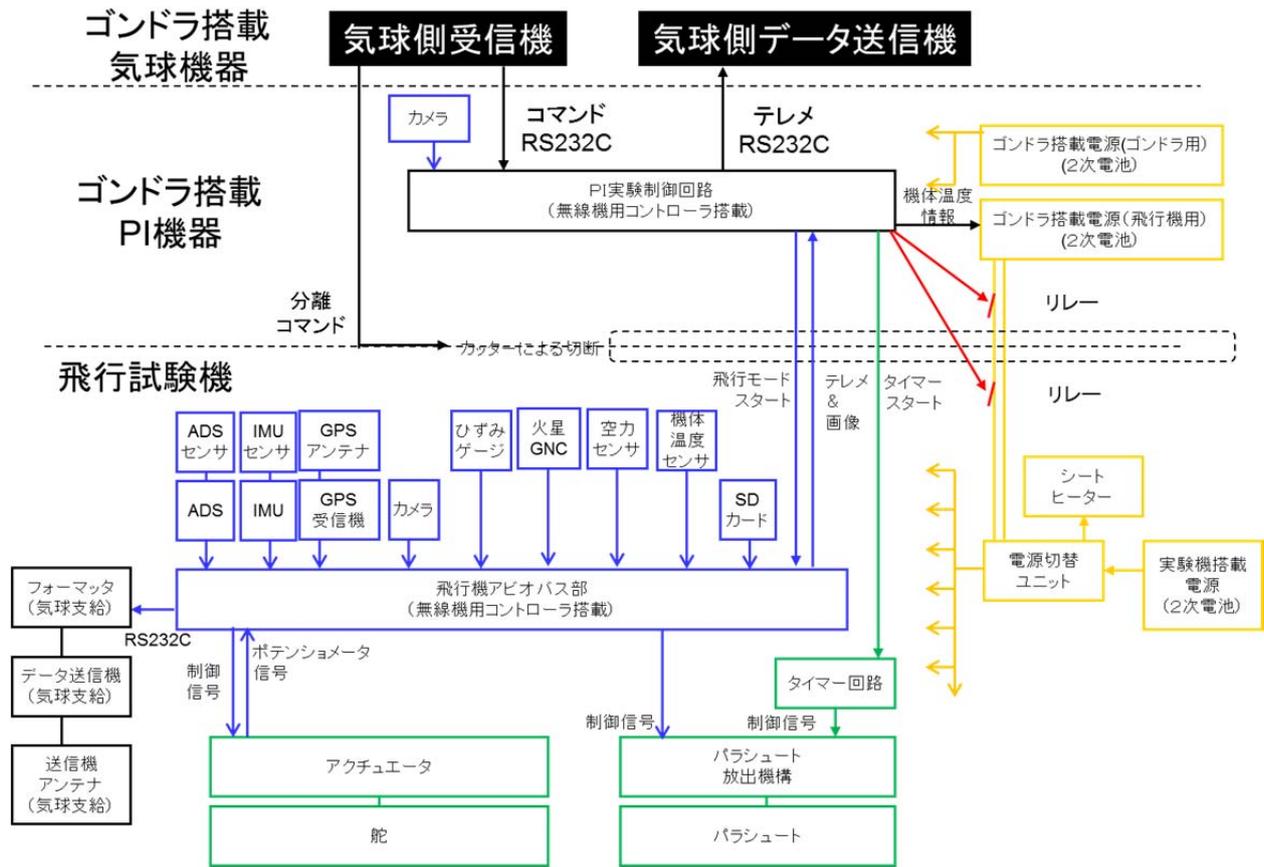


図4 実験装置ブロック図

### 3. 準備状況および今後の計画

平成23年度9月末時点で、機体の基本設計は完了しており、平成23年度第4四半期に風洞試験模型の制作、機体構造の詳細設計、電源の詳細設計と製作等を行う。第3四半期末にはアビオ系ハードウェアが完成する。第4四半期には機体の風洞試験、機体構造製作、電源系の製作等が完了する。平成24年度第1四半期に機体およびゴンドラが完成し、8月の試験までは各種調整、地上試験等を行う予定である。

### 4. まとめ

本論文では、火星探査航空機WGで検討中の火星飛行機の高高度飛行試験計画の概要を述べた。本飛行試験により今後の火星飛行機的设计に必要な各種データが取得できるので、ぜひ飛行試験を実現したい。

### 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] 永井大樹ほか、火星探査航空機の高高度飛行試験、平成22年度大気球シンポジウム、2010