

火星探査飛行機の高々度飛行試験計画（その3）

大山聖¹，永井大樹²，得竹浩³，竹内伸介¹，豊田裕之¹，高橋優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. 目的および背景

火星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．しなしながら，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，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 に大きく貢献できると考えられる．

本稿では平成 26 年度に実施することを目標に火星 探査航空機 WG で検討を行っている飛行試験計画の 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 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．

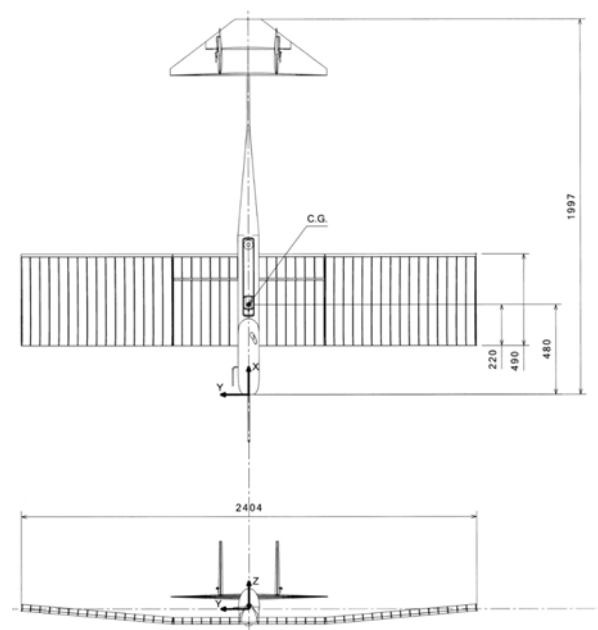
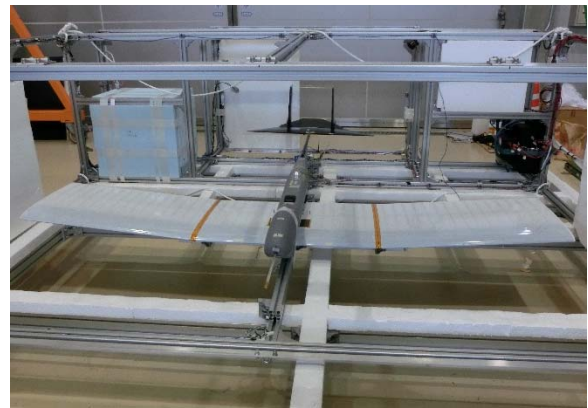


図 1 機体の外観と寸法

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。

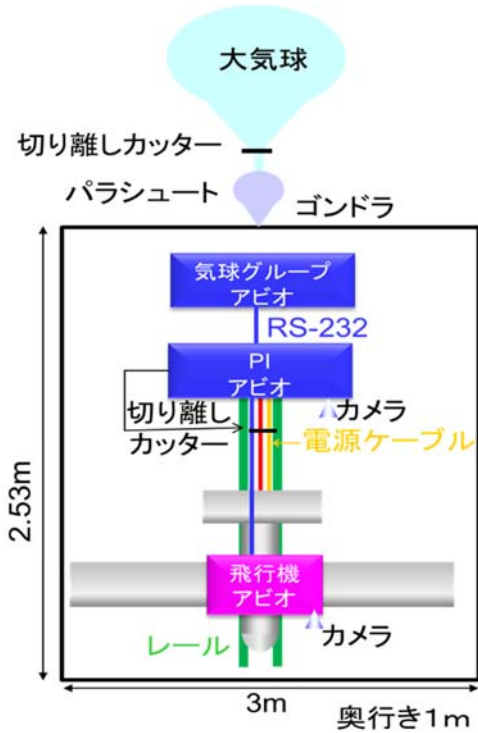


図2 飛行試験システムの概要(上図)と実際の様子(下図)

飛行試験機は高度約36kmに到達後、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)。引き起こし運動が終わった後、迎角スイープを行い、揚力や抗力などの静的空力特性データを取得する。また、機体主翼桁にひずみゲージを配置し、ひずみを計測する。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)。飛行速度は最大220m/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、2~3分、15km~20km程度である。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。参考として、エレベータ角を-10.13度に固定して飛行した場合の飛行試験機の飛行経路を図3に示す(実際の飛行試験ではエレベータによるピッチ角のフィードバック制御を行う予定である)。

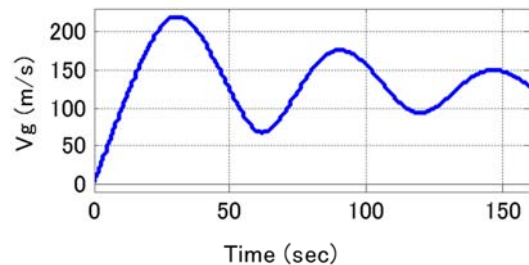
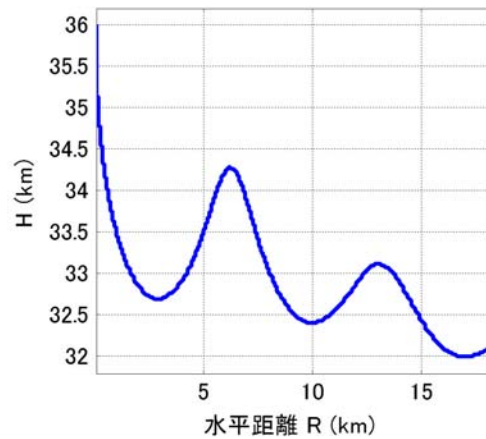
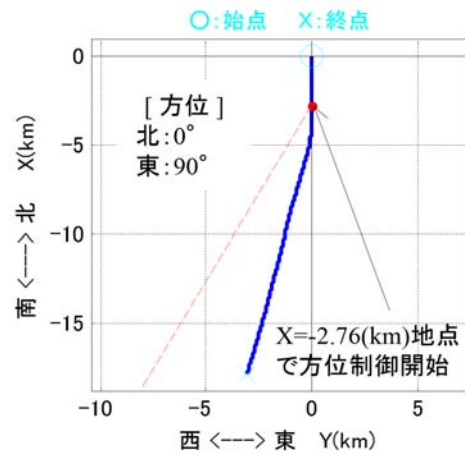


図3 飛行シミュレーション結果

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。機体システムおよびゴンドラシステムのブロック図を図 4 および図 5 に示す。

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等の切り離し準備を行う。ゴンドラ蓋を開けた後、機体の切り離し準備を行い、機体・ゴンドラともに異常がなければ飛行試験機を切り離し飛行試験を開始する。計測終了後、パラシュートを開傘し海面まで緩降下する。パラシュートによる降下時間は 30 分程度と推定される。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	
番号	内容
1	放球
2	【コマンド送信】切り離し準備開始(飛行プロファイル等の送信, 機体・ゴンドラ状態を確認)
3	【コマンド送信】ゴンドラ蓋オープン
4	【コマンド送信】機体切り離し準備(時刻同期, タイマーセトリレーオープンなど)
5	機体・ゴンドラ状態確認
6	【コマンド送信】機体切り離し(飛行試験開始)
7	【自動制御】機体の引き起こし
8	【自動制御】迎角スweep(方位制御あり)
9	【自動制御】アビオニクス指示によるパラシュート開傘
10	【自動制御】独立タイマー指示によるパラシュート開傘
11	【自動制御】舵面を失速状態へ変角
12	着水

3. おわりに

平成 25 年 6 月時点で、機体システム及びゴンドラシステムについては一度完成しているが、より確実に高品質な空力データを取得できるようにするため、機体の改修作業に取り組んでいる。大きな改修項目は

- (1) フィードバック制御機構を採用する。そのためにピトー管の金属化、エアデータセンサおよびサーボモータへの保温機構の採用などを行っている。
- (2) 重心位置を後方に移動し(翼弦長 38%位置)、機首部のバラストを下ろすことで機体を軽量化する。
- (3) ピッチ角, ロール角, ヨー角の 3 自由度与えた状態で、航空本部の大型低速風洞を使って、飛行制御の実証試験を 2014 年 3 月に行うこととする。そのためには、重心位置にボールジョイントを設置する必要がある、DCDC コンバータ等の搭載機器の位置を変更する

である。2014 年 1 月末までに改修作業は完了し、ノイズ対策等を行っていく予定である。また、並行してノイズ対策等を行っている。

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

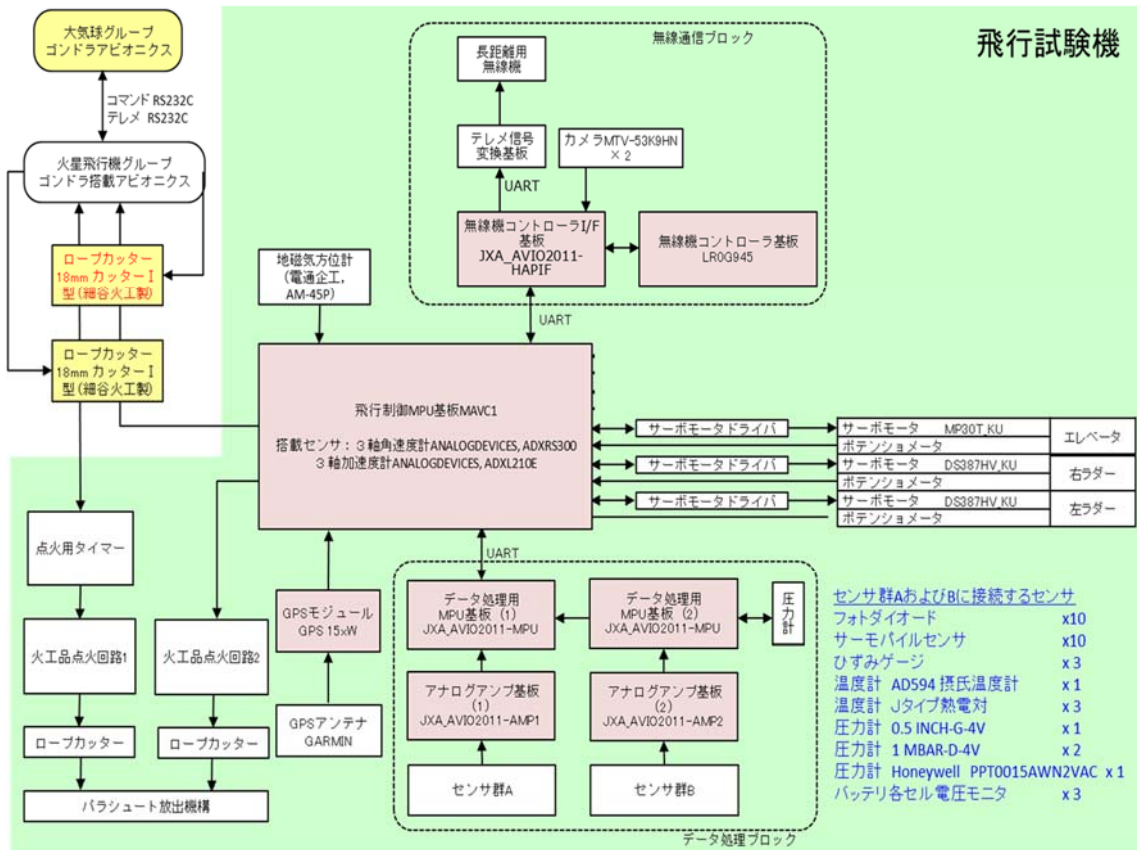


図 4 ブロック図 (機体システム)

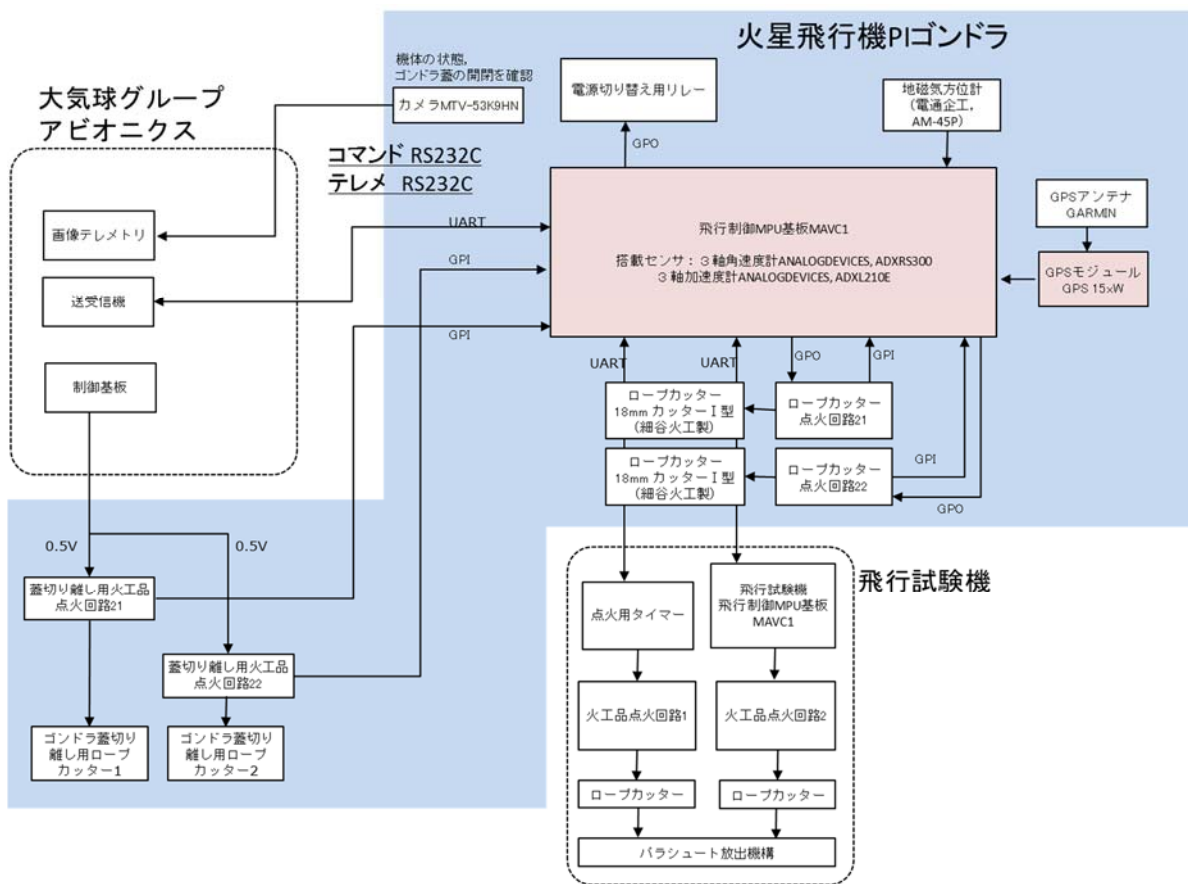


図 5 ブロック図 (ゴンドラシステム)