

火星探査飛行機の高々度飛行試験計画（その2）

○大山聖¹，永井大樹²，得竹浩³，竹内伸介¹，豊田裕之¹，藤田昂志²，
安養寺正之¹，元田敏和⁴，米本浩一⁵，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，⁵九州工業大学

1. 目的および背景

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，低層大気の高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など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²⁾の設計検討²⁾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。

本論文は平成 25 年度に実施することを目標に火星探査航空機 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 2.0m 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，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，グライダー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。

飛行経路案を図 2 に示す。飛行試験機は図 3 に示すように，ゴンドラ内に機首を下にした姿勢でレールおよびケーブルで固定され大気球により高度約 35km まで上昇する。切り離し高度に到達後，機体はゴンドラから切り離され，機体の引き起こし運動（飛行フェーズ I）を行う。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，迎え角をスイープ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。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降下距離は2～3km 程度である。飛行データ取得後後、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。高高度飛行試験の飛行経路検討の詳細については文献 3) を参照されたい。

ゴンドラは機体を完全に収納するため、高さ約 2.8m, 幅約 3.0m, 奥行き約 1.0m の大きさが必要である。ゴンドラ等を含む総重量は約 100kg を想定している。上昇中の地上局とのデータの送受信は大気球グループアビオが行い、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する。

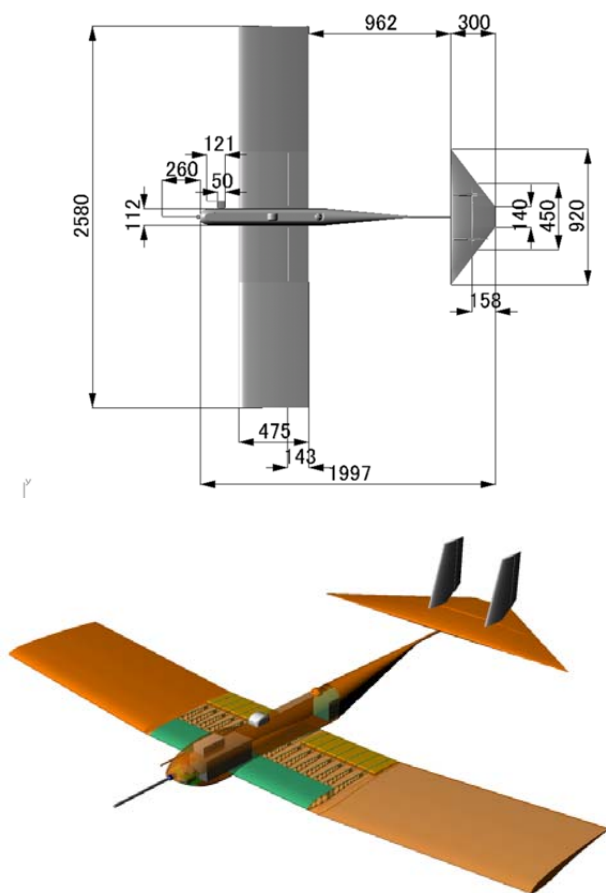


図 1 機体形状

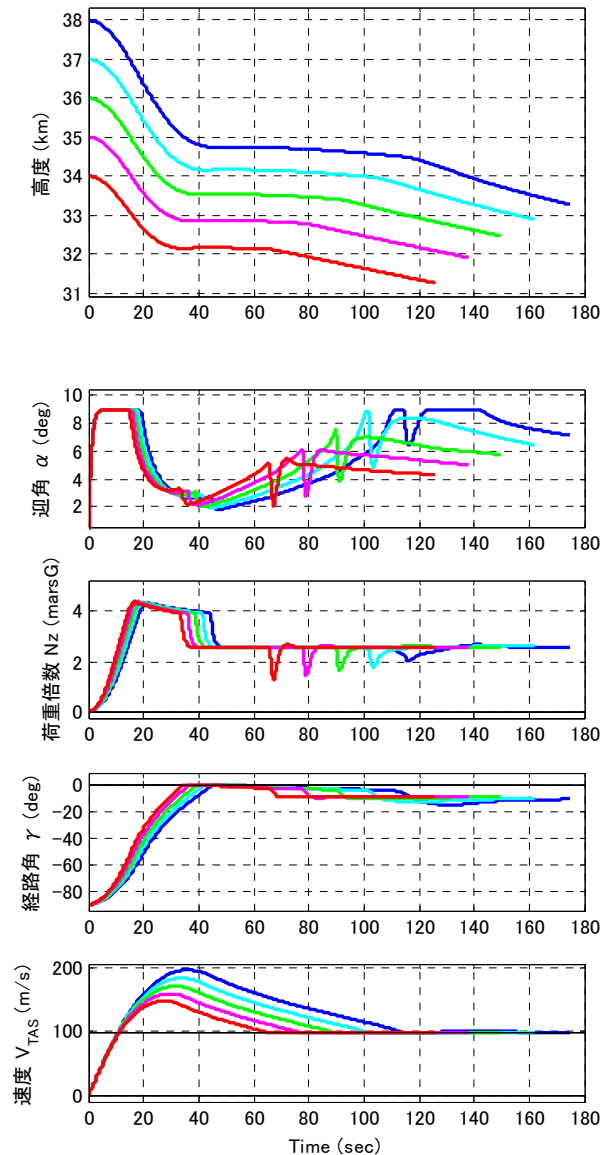


図 2 飛行経路案

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。

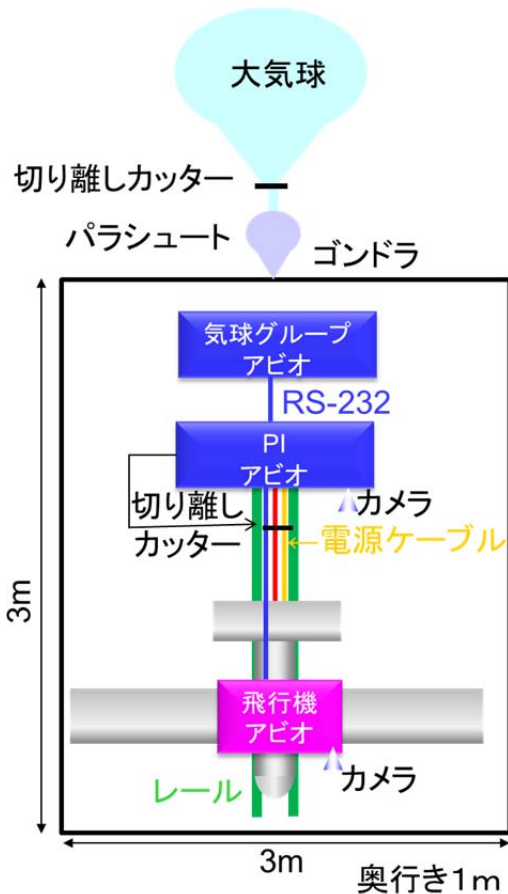


図3 飛行試験システムの概要

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】機体切離し準備(時刻同期, タイマーセット, 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】機体切離し(飛行試験開始)
8	【自動制御】飛行フェーズI(機体引き起こし)
9	【自動制御】飛行フェーズII(減速運動)
10	【自動制御】飛行フェーズIII(動的相似飛行)
11	【自動制御】実験終了..パラシュート放出準備
12	【自動制御】パラシュート開傘(飛行試験機アビオニクスによる制御+タイマー制御)
13	【自動制御】舵面を失速状態へ変角
14	【自動制御】着水

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, 図5に示す。

3. 準備状況および今後の計画

平成24年度10月時点で、機体については主要部分が完成し、各種調整の段階である。搭載機器については現在耐環境試験を実施中である。全機形状の空力特性を取得するための風洞試験もほぼ終了し⁴⁾。飛行制御ソフトウェア製作に取りかかり始めている。今後は飛行制御ソフトウェアの製作および各種地上試験を中心に実施して準備を進めていく予定である。

4. おわりに

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の設計に必要な各種データが取得可能である。ぜひ飛行試験を成功させたい。

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) 元田敏和, 大山聖, 永井大樹, 得竹浩, 火星探査航空機に向けた高高度飛行試験の飛行経路検討, 第56回宇宙科学技術連合講演会論文集(CD-ROM), 2012.
- 4) 安養寺正之, ほか, 火星飛行機の全機形状空力特性の計測, 第56回宇宙科学技術連合講演会論文集(CD-ROM), 2012.

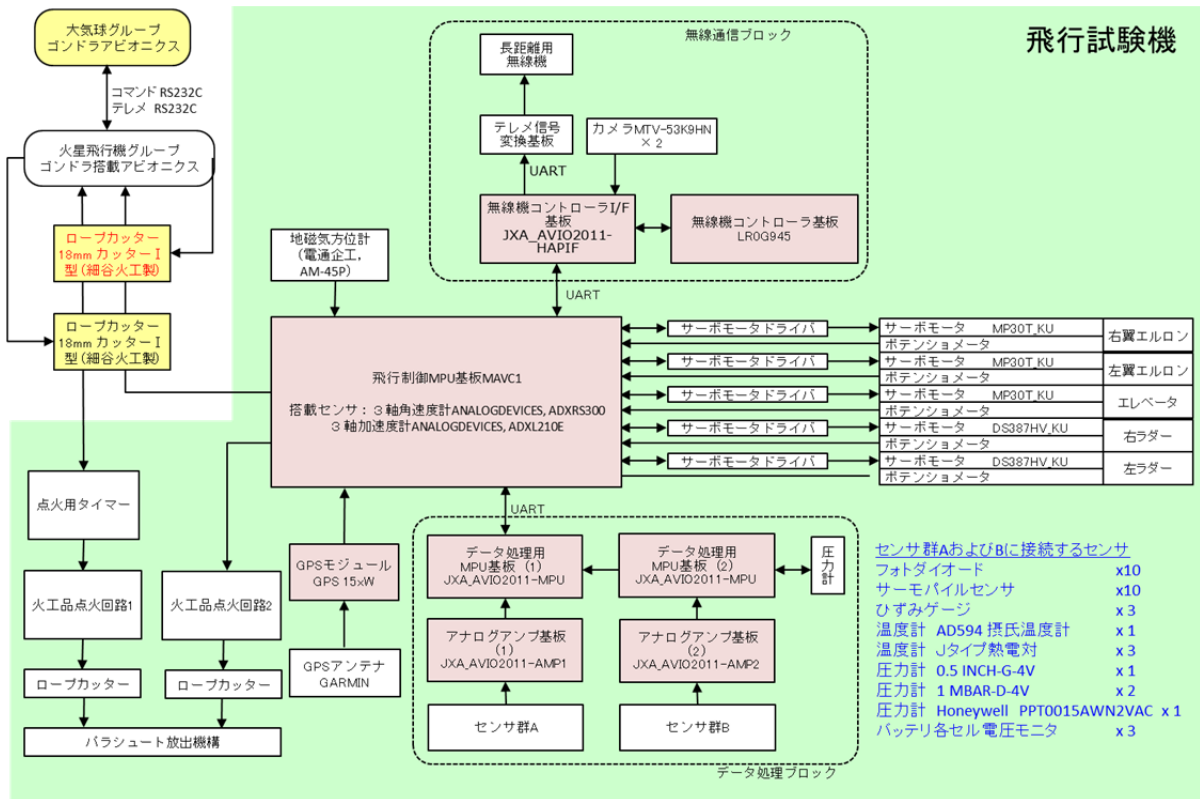


図 4 ブロック図 (機体システム)

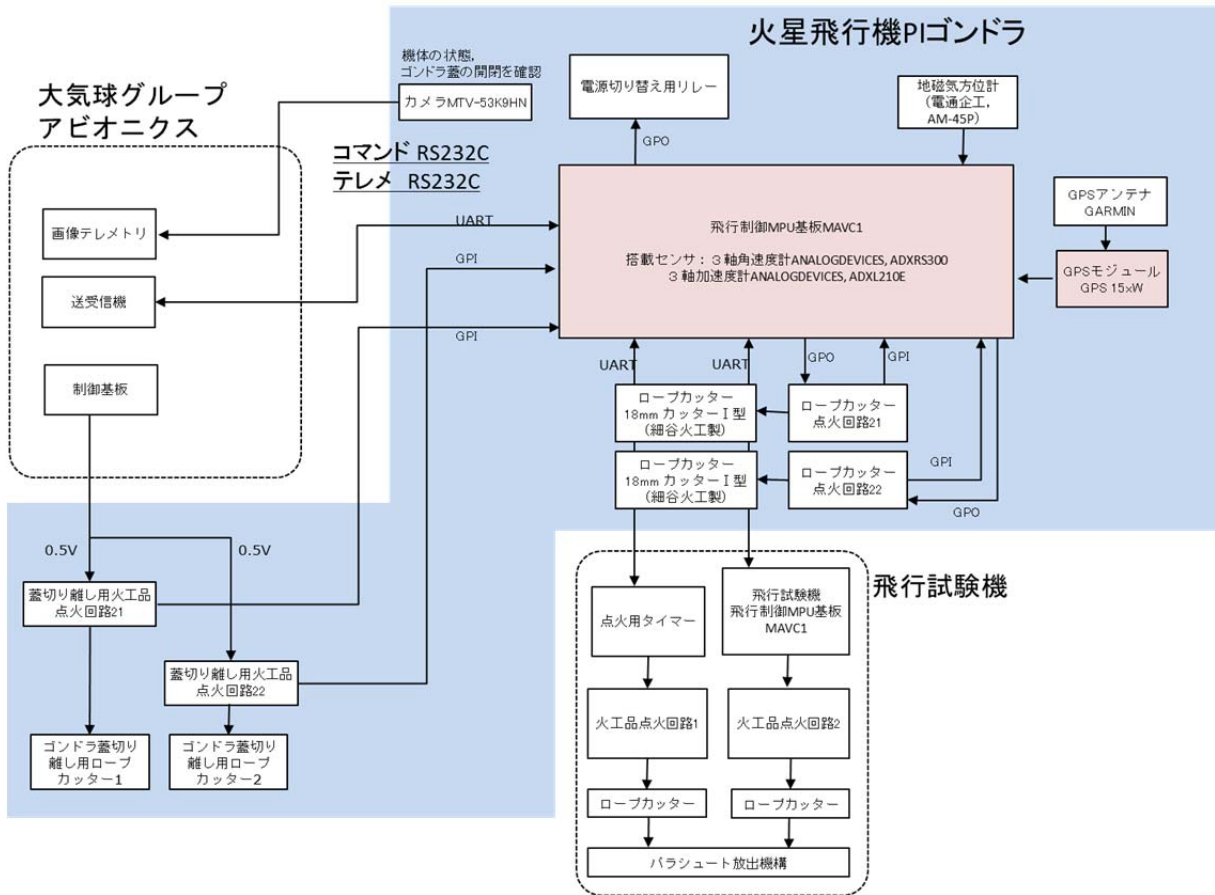


図 5 ブロック図 (ゴンドラシステム)