

ゴム気球を用いた火星飛行機用プロペラ推進器の高高度試験

永井大樹（東北大），大山聖（JAXA），得竹浩，大塚光（金沢大），
大川真生，西村練（東北大）

High-Altitude Test of Propeller Propulsion System for Mars Airplane using Rubber Balloon

Hiroki Nagai (Tohoku Univ.), Akira Oyama (JAXA),
Hiroshi Tokutake, Hikaru Otsuka (Kanazawa Univ.), Masaki Okawa, Ren Nishimura (Tohoku Univ.)

1. はじめに

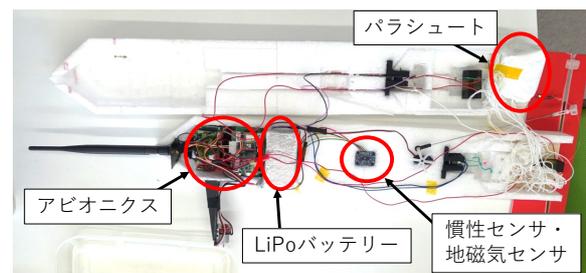
火星探査航空機 RG では火星探査用飛行機（火星飛行機）の研究を進めている[1]。火星飛行機を実現するためには、機体（主翼含む）の空力設計に加え、推進器であるプロペラの設計も非常に重要である。現在 RG では、火星飛行機の空力特性を調べるためにプロペラ無しのグライダー機の大気球試験を準備している[2]が、次の段階として、実際に火星を飛行させる形態であるプロペラ有の機体の試験も計画している。ただし、プロペラ無しの機体においても大気球試験ではそのシステムの複雑さや飛行条件の厳しさから、その実施が困難であり、一足飛びにプロペラ有の機体の試験を実施するのは困難といわざると得ない。そこで、まずはプロペラのみを高高度で試験をし、その空力特性（推力、トルク等）を計測し、性能を把握することとした。その後、機体とプロペラを組み合わせたシステムをゴンドラに搭載し、システムとしての性能を把握する。この際、飛行機単体での飛行は行わず、バルーンおよびゴンドラを含めたシステムでの移動（停留、微速前進）を行う。

以上、段階を踏んで様々な試験をクリアした後に、プロペラ有の機体での高高度“飛行”試験を実施することを計画している。今回はその第一段階として、小型のプロペラとそれらを駆動し通信できる最低限のシステムに関して、ゴム気球を用いた飛行により実証することを目指す。

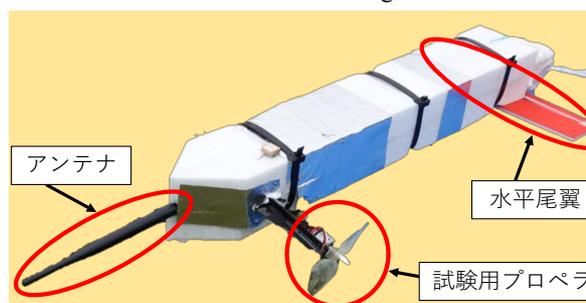
2. 機体システムおよび運用計画

実験機の基本的な形状は、飛行機の胴体形状のみを模したものである。（図1：主翼を模擬した時点で、無人機として認定され、火星飛行機の高高度飛行試験と同様の手続きが必要となるため今回は省略する）

その大きさは、長さ約 1.0 m、高さおよび幅が約 0.15 m（予定）である。機体は発泡スチロール等の軽量素材で出来ており、LiPo バッテリー、アビオニクス、慣性センサ／地磁気センサ、パラシュートが搭載されている。送信機は LoRa（もしくは気球G標準のもの：要相談）



機体の内部



機体の外部

図1. 機体の概略

を使用し、アンテナは機体の先端に取り付けられる(予定)。

プロペラは、簡易的な推力計測を行うために機体の側面に取り付けられ、小型モーターで駆動される。モーターを含む電子機器については保温を行い、気球上昇～降下までの期間を動作温度範囲に保つ設計をする。機体の後部からロープでつるされ、ゴム気球の気球コントロール用のゴンドラ(側風気球用)に接続される。目標高度(15km)で、プロペラを回転させ、計測を開始し、最高到達高度(32km)に達したあと、コマンドを送信してロープカッターにより、その紐を切断し、機体を自由落下させてその間にデータをダウンリンクで回収する。

なお、機体には回転しないように垂直尾翼を取り付けており、自由落下中にも動作させ、システムの確認を行う。

ここで提案する気球試験は、目的を絞ってゴム気球でも実現する規模の試験を想定していること、また、提案者らは、フライト試験の経験(ゴム気球、大気球)があり、そのヘリテージを活かして、実験機を開発することができるため、短期間での準備が可能であると考えている。

実験に必要な機器は、下記の通りである。

- ① 小型軽量のプロペラとモーター、および駆動ドライバ
- ② 発泡スチロール等の軽量素材で作成した機体(胴体形状および垂直尾翼のみ)
- ③ 実験機の姿勢運動を計測するセンサと降下軌道を特定するGPS(フライト実績のあるセンサを利用する)
- ④ 測定データを集約し、気球の送信機へ送出手集約器(今年9月に実施した実績のあるものを使用する))
- ⑤ データ送信機とアンテナ(LoRa もしくは気球Gの標準のものを使用する)
- ⑥ 搭載機の電源(一次電池)(気球実験で標準的に使われているものを使用する)
- ⑦ 実験機をゴム気球から切り離すワイヤーカッター(気球実験で標準的に使われているものを使用する。切断コマンドは気球をコントロールするゴンドラがコマンドうけて実行する)

今回の試験では、火星飛行機で検討しているプロペラと相似な形状を有する小型のプロペラを利用する。そのため厳密にはレイノルズ数やマッハ数は一致しないが、今回の試験では、これらの違いは許容する。

プロペラ、モーター、通信機器を含めた機体(翼無しの胴体のみ)の質量は約600g(～1000g)を想定している。

【ミニマムサクセスクライテリア】

上昇中に機体システムの状態をダウンリンクし、指定した高度(15km以上)においてプロペラ試験が開始できたことを確認する。

【フルサクセスクライテリア】

上昇中(試験実施高度15-20kmを予定)におけるプロペラ推力試験(姿勢角とプロペラ回転数の取得)の実施し、ダウンリンクしたデータの取得を行う。また目標高度(32km)でコマンドを配信してロープカッターにより、切り離しを実施し、その結果を確認する。

【エクストラサクセス】

搭載しているパラシュートによる降下中(高度32km-)における機体システム(垂直尾翼・モーターなど)の温度計測を実施し、次回以降の設計に役立てる。

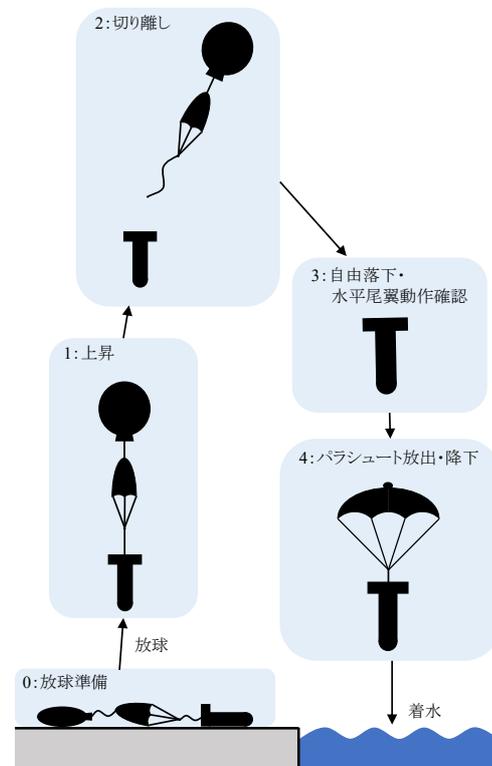


図2. 実験シーケンス

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] 大山聖, ほか, 第2回火星飛行機高高度飛行試験(MABE2), 2022年度大気球シンポジウム, 2022.