

火星飛行機の高高度飛行試験の成果

大山聖(JAXA ISAS), 永井大樹(東北大流体研), 得竹浩(金沢大),
藤田昂志(JAXA ISAS, 現在は東北大流体研), 安養寺正之(九州大)

1. はじめに

火星探査飛行機(火星飛行機)は火星の大気を利用して揚力飛行し、低高度(数キロメートル)からの広範囲(100km-1000km)な観測を可能とする新しい火星探査プラットフォームとして注目を集めている。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、低層大気の広域詳細観測などが可能になる。米国でも2000年代に本格的な研究開発が進められた。しかしながら、火星大気の密度は地球上の1/100ほどしかないため、単純に考えると翼により得られる揚力も約1/100になってしまう。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。そのため、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。

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月に宇宙工学委員会のもと、火星探査航空機ワーキンググループが設置された(現在は火星探査航空機リサーチグループ)。このワーキンググループでは火星探査飛行機や火星探査パワードパラグライダー機の設計検討などを行うとともに、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36km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36km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を取得することで、風洞実験や数値流体力学シミュレーションの検証に役立てることが可能である。また、火星飛行機のレディネスを向上させることができ今後の機体設計の効率化・高信頼性化に貢献できると考えられる。以下に本試験の具体的な目的を示す。

- (1) 大気球を利用した高高度飛行試験基盤技術を確立する
- (2) 火星大気疑似環境下で機体の空力データを取得する
- (3) 機体内部の温度データを取得し、機体の熱設計手法を実証する
- (4) 火星飛行機用姿勢センサを実証する

これらを目的として、2016年6月12日に気球実験を実施した。本稿では空力データの解析結果、機体の熱解析結果、姿勢センサの解析結果について報告する。なお、飛行試験方法など、この気球実験の概要については文献^{1),2),3)}で報告しているのでそちらをご参照いただきたい。

2. 空力データの解析結果

風洞試験や数値流体シミュレーションを用いた空力設計開発手法の妥当性検証及び今後の機体設計の効率化・高信頼性化を目的の1つとして飛行試験を実施した。本飛行試験では、当初予定していた定常滑空フェーズでは空力特性データを取得できなかったものの、定常滑空フェーズ前の空力データの取得に成功した。本稿では飛行条件が比較的安定していた機体切り離しから30秒までのデータについて報告する。この時間帯では機体は常に加速し続けるため、レイノルズ数(Re)及びマッハ数(M)はともに上昇し続ける非定常環境での空力データ取得となった。ただし、 Re は 10^4 オーダーでありながら M は0.65付近までの領域の低 Re 高亜音速領域となる高高度特有の非常に特殊な領域であり、世界の既存の風洞では実現できない気流領域での全機空力特性の実験データ取得に成功した。

図1に $Re = 33,000 \pm 10,000$ での飛行試験データと風洞試験データ($Re = 33,000$)の空力特性の比較を示す。飛行試験データは空力係数の誤差解析の結果、信頼区間 3σ としてエラーバーを示す。ここでは飛行試験データの Re 範囲を $\pm 10,000$ と比較的広めの範囲でプロットしたが、主翼の石井翼型は失速前の迎角領域では空力特性に対する Re 依存性が小さく、 Re 範囲が $\pm 10,000$ 程度ではほとんど変化しない。なお、 $Re = 33,000$ 付近では $M = 0.23 \sim 0.33$ になるため、空力特性に対する圧縮性効果はほとんど影響ない。機体の迎角はやや振動的であったため、図1の飛行試験のプロットデータでは迎角が $4.2 \text{ deg} \sim 12.9 \text{ deg}$ で変化している。

図 1 (a)に示すように、飛行試験データにはややばらつきはあるものの、概ね迎角変化に対する揚力特性は風洞試験結果と類似した傾向が得られたと言える。ただし、定量的には飛行試験データは風洞試験結果と比べて 30%程度低い値になる。図 7(b)に示す抗力特性では、揚力特性と同じく飛行試験データにばらつきはあり誤差も大きいものの、概ね風洞試験結果に近い値が計測された。図 7(c)に示す極曲線をみても風洞試験結果と飛行試験結果で差が生じていることから迎角の計測誤差以外の要因もあることが推定される。図 7(d)に示す揚抗比で比較すると揚力特性の差が要因となって飛行試験における揚抗比は風洞試験結果よりも若干小さい値となる。しかし、風洞試験や飛行試験における計測誤差を考慮すると比較的良く一致していると言える。紙面の制約上割愛したが高マッハ数での計測結果などについては文献 4),5)をご覧ください。

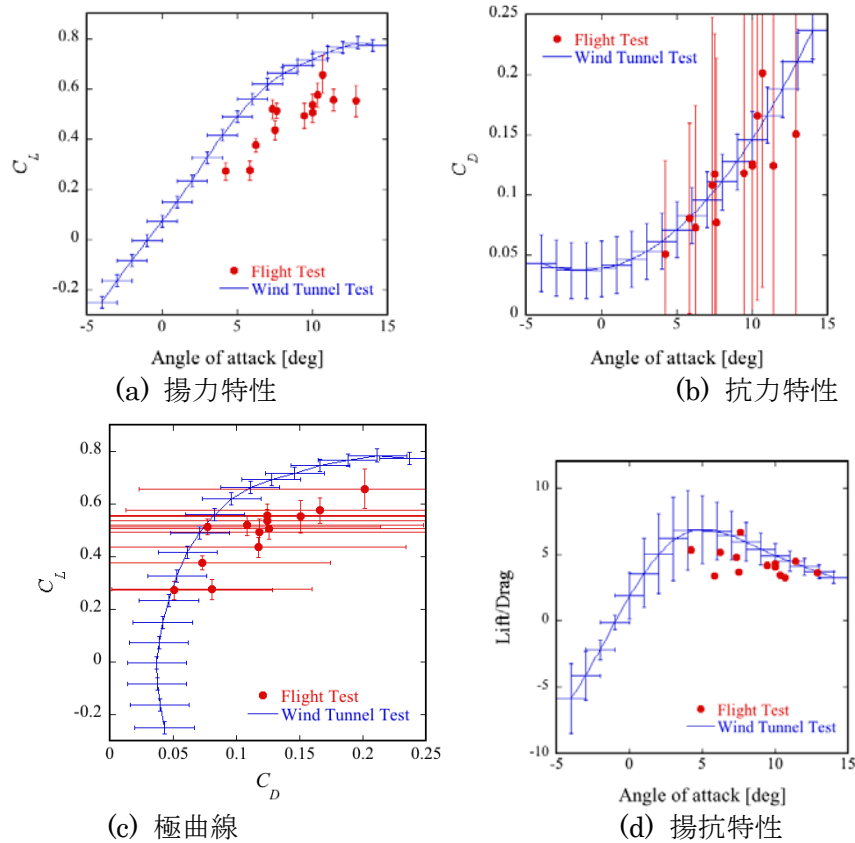


図 7 $Re = 33,000 \pm 10,000$ の空力データ

3. 機体の熱解析結果

飛行実験の実施にあたっては、飛行試験機のミッションを通じての温度履歴を正確に把握するための熱数学モデルの構築および熱解析を行い、飛行試験の全ミッションにおいて全ての搭載機器の温度範囲を許容温度範囲内に収めるための熱制御システムを構築することが求められた。また、火星飛行機の実現に向けては、飛行試験の実測データと解析結果を比較することで熱数学モデルを評価し、モデルの精度を向上させることおよび実際の火星飛行機の実現に向けた指標を得ることが求められる。本研究では、高高度飛行実証試験の熱モデルを構築し熱解析を行い、実測データと比較することで熱数学モデルを評価し、その妥当性評価を行った。

図 2 に熱数学モデルによる解析結果と飛行試験計測結果との比較を示す。ここで(a)は地上待機中の温度履歴であり、(b)は大気球上昇フェーズ、(c)は飛行フェーズの温度履歴である。大気球試験では、空力データの温度補償のため高度計(Static Pressure Gauge, SPG)、差圧計(Differential Pressure Gauge, DPG)、およびアビオニクスを測定している。点線が実測データで、実線が解析結果である。両者を比較すると、図 2(a)の地上待機フェーズでは、実測データと解析結果がよく一致しており、その差は最大でも 5°C程度となっている。図 2(b)の大気球上昇フェーズでは、アビオニクスの温度履歴は実測と解析で良く一致しているのに対して、高度計と差圧計で最大で約 10°Cの温度差が生じている。図 14(c)の飛行試験フェーズでは、試験時間が短いため、解析結果、実測データともにほぼ一定の温度履歴とな

った。これらの結果から、今回の飛行試験において、温度計測をした搭載機器のすべてにおいて動作機器温度範囲内に収まっていたこと、またそれらの実測データが事前に構築した熱数学モデルによる予測と概ね一致したことから、計測できていない他の搭載機器やシステムにおいても動作補償温度範囲内に収まっていたと推測できる。しかしながら、高度計、差圧計で最大 10℃程度の誤差に関しては、温度制御にサーモスタットを用いたことによるその制御誤差、上空での希薄大気における熱伝達率の違い、上空待機の不確定性そして温度計測自体の誤差が含まれていると言える。さらに大気球試験で測定した高度計と差圧計は、ヒータによる熱制御を行ったデバイスであり、比較的溫度予測しやすいデバイスである。また、大気球試験では飛行試験を開始する直前までゴンドラごと断熱材で覆われており、外部の熱的な変化に反応しにくくされているため、比較的溫度予測しやすいと考えられる。一方、火星は地球よりも熱環境の変化が激しく、電力リソースも大気球試験に比べて少なくなることが想定される。したがって、より厳しい熱設計要求に対応できる高精度な熱数学モデルの構築が必要である。特に上空における熱伝達率の見積もりは、溫度予測に大きく影響を与えるため、特に注意する必要があると言える。熱解析の詳細については文献^{6),7)}をご覧ください。

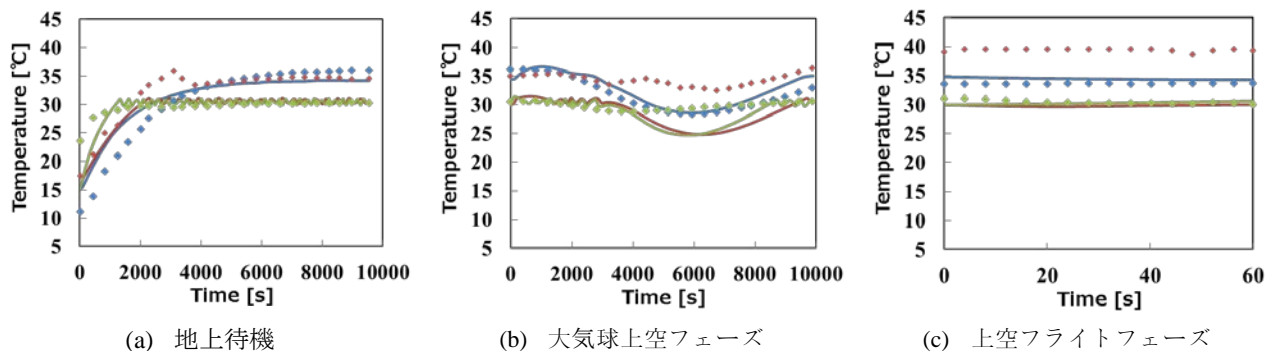


図2. 解析結果と実験結果との比較

4. 姿勢センサの解析結果

本飛行試験では、基本的なマニューバによる空力特性の取得を目的とするため、無動力の機体を用いた。実験ではまずJAXAの大気球を用いて、機体を搭載したゴンドラを高度約36kmまで上昇させる。その後ヘルスチェックを行いゴンドラ下部のふたを開け機体を切り離す。切り離された機体はロールおよび引き起こしのマニューバを行い定常滑空に移行する。切り離し時に機体は下を向いており、引き起こしマニューバの成功が必須である。また実際の火星探査においてもカプセルから放出された後に定常飛行に移行するマニューバが要求され、所望の姿勢を達成する高度な飛行制御が必要となる。未知の環境で高い制御性能を達成するためには状態量を直接計測してフィードバックすることが有効である。そこでサーモパイルセンサを用いた姿勢検出システム⁸⁾を開発した。本実験では開発した姿勢検出システムのフライトモデルを搭載しており、ダウンリンクされた計測データから姿勢を推定することができる。また同時に慣性センサからも姿勢を推定する。

図3に慣性センサおよびサーモパイルセンサ出力から推定したオイラー角履歴を示す。計測データはすべて5Hzでサンプリングされているが、搭載飛行制御用マイコンと搭載機器間の通信の不具合により、サーモパイルセンサ出力が数秒間にわたって更新されない現象が頻発ため、有意なデータのみプロットしている。ピッチ角については、レートジャイロおよびサーモパイルセンサから推定した値ともに切り離し後緩やかに増加し30秒以降減少する傾向を示している。切り離し直後に大きな差があるが、これはサーモパイルセンサの視野内にゴンドラが入り赤外線放射が変化しているためと思われる。ロール角については、15秒以降はほぼ同じ傾向を示しているが、切り離し後から15秒後までの間は大きく異なる値になっている。この間機体ピッチ角は3-2-1系のオイラー角の特異点である -90° に近い値となっている。したがって機体姿勢がわずかに変化だけで大きくロール角が変わる。両手法のロール角推定値が大きく異なるのは、特異点付近であることによるものと思われる。姿勢センサの解析結果の詳細については文献^{9),10)}をご参照いただきたい。

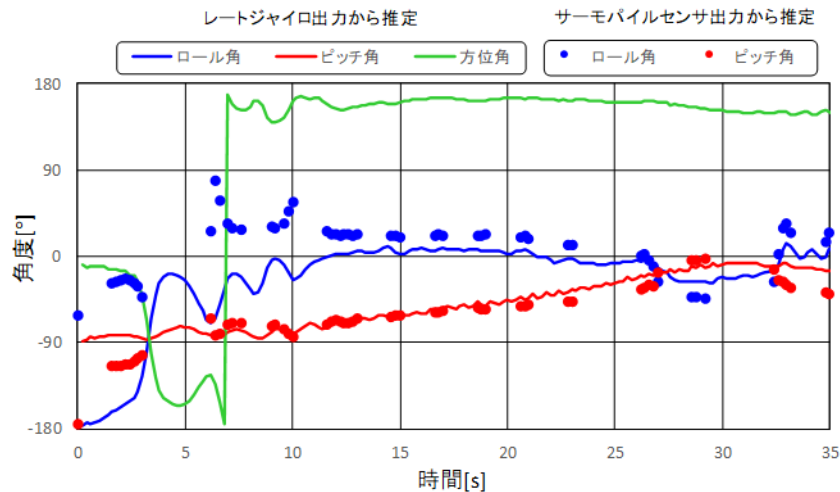


図3 機体姿勢推定結果

5. まとめ

本稿では、火星飛行機の高高度飛行試験で得られた空力特性データ、熱特性データ、および姿勢検出機データの解析結果を報告した。本試験で得られた知見を、今後の飛行実験や火星飛行機の実現に向けて活用していきたい。

謝辞

本飛行試験の実施にあたっては宇宙工学委員会の戦略的開発研究費の支援をいただいた。また、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所が提供する大気球による飛行機会を利用させていただいた。宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所大気球実験グループのみならずには高高度飛行試験に関するさまざまなご助言をいただくとともに、高高度気球の運用ならびにデータのダウンリンク等をしていただいた。ここに深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 大山聖, 他, 高高度飛行試験による火星飛行機の空力データの取得, JAXA-RR-16-008, 2017.
- 2) 大山聖, 他, 火星飛行機の高高度飛行試験(MABE-1)の概要, 1A15, 日本航空宇宙学会第48期年会講演会, 2017.
- 3) Akira Oyama, et al., "Flight System of Mars Airplane Balloon Experiment-1 (MABE-1)," ISTS, 2017-k-42, 2017.
- 4) 安養寺正之, 他, 火星飛行機の高高度飛行試験(MABE-1)における空力特性, 1A17, 日本航空宇宙学会第48期年会講演会, 2017.
- 5) Masayuki Anyoji, et al., "Evaluation of Aerodynamic Characteristics on Mars Airplane Balloon Experiment-1 (MABE-1)," ISTS, 2017-k-43, 2017.
- 6) 永井大樹, 他, 火星飛行機の高高度飛行試験 (MABE-1) における機体システムの熱解析, 1A19, 日本航空宇宙学会第48期年会講演会, 2017.
- 7) Yasuyuki Oda, et al., "Comparison of Thermal Analysis and Flight Test Results on Mars Airplane Balloon Experiment-1 (MABE-1)," ISTS 2017-k-46, 2017.
- 8) 栗原真之, 望月俊希, 得竹浩, サーモパイルセンサを利用した小型姿勢検出システムの開発, 航空宇宙技術, Vol. 14, pp.7-15, 2015, DOI:10.2322/astj.14.7
- 9) 得竹浩, 他, 火星飛行機の高高度飛行試験(MABE-1)における機体姿勢の推定, 1A18, 日本航空宇宙学会第48期年会講演会, 2017.
- 10) Hiroshi Tokutake, et al., "Attitude Estimation using Thermopile Sensors on Mars Airplane Balloon Experiment-1 (MABE-1), ISTS 2017-k-45, 2017.