

高高度飛行試験による火星飛行機の空力データの取得

大山聖^{*1}, 永井大樹^{*2}, 得竹浩^{*3}, 藤田昂志^{*1}, 安養寺正之^{*4}, 豊田裕之^{*1}, 宮澤優^{*1},
米本浩一^{*5}, 岡本正人^{*6}, 野々村拓^{*7}, 元田敏和^{*8}, 竹内伸介^{*1}, 鎌田幸男^{*1},
大槻真嗣^{*1}, 浅井圭介^{*9}, 藤井 孝藏^{*10}

Aerodynamic Data Acquisition of Mars Airplane by High Altitude Flight Test

Akira OYAMA^{*1}, Hiroki NAGAI^{*2}, Hiroshi TOKUTAKE^{*3}, Koji FUJITA^{*1}, Masayuki ANYOJI^{*4},
Hiroyuki TOYOTA^{*1}, Yu MIYAZAWA^{*1}, Koichi YONEMOTO^{*5}, Masato OKAMOTO^{*6},
Taku NONOMURA^{*7}, Toshikazu MOTODA^{*8}, Shinsuke TAKEUCHI^{*1}, Yukio KAMATA^{*1},
Masatsugu OTSUKI^{*1}, Keisuke ASAI^{*9}, Kozo FUJII^{*10}

ABSTRACT

Airplane for Mars exploration is a new Mars observation platform that enables wide-range observation from low altitude. To establish high-altitude flight test system using JAXA's high-altitude balloon and to obtain aerodynamic data of an airplane for Mars exploration, high altitude flight test of the airplane was conducted. This paper explains summary of the flight test and compares the obtained aerodynamic data (lift and drag coefficient and lift-to-drag ratio) with wind tunnel data.

Keywords: Mars, airplane, flight test, balloon

概要

火星探査飛行機は火星大気中で揚力を得て飛行し、低高度からの広範囲な観測を可能とする火星探査のための新しい観測プラットフォームとして注目を集めている。高高度での飛行試験システムの確立と火星飛行機の機体空力特性の取得などを目的として 2016 年 6 月 12 日に高高度飛行試験を実施した。本稿では得られた空力データと風洞試験結果を比較し考察を行う。

doi: 10.20637/JAXA-RR-16-008/0004

* 平成 28 年 11 月 28 日受付 (Received November 28, 2016)

*¹ 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

*² 東北大学流体科学研究所 (Institute of Fluid Science, Tohoku University)

*³ 金沢大学 (Kanazawa University)

*⁴ 九州大学 (Kyushu University)

*⁵ 九州工業大学 (Kyushu Institute of Technology)

*⁶ 金沢工業大学 (Kanazawa Institute of Technology)

*⁷ 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所, 現在は東北大学
(Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, currently Tohoku University)

*⁸ 宇宙航空研究開発機構 (Aeronautical Technology Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency)

*⁹ 東北大学 (Tohoku University)

*¹⁰ 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所, 現在は東京理科大学
(Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, currently Tokyo University of Science)

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。そのため、米国でも 2000 年代に本格的な研究開発が進められた¹⁾。しかしながら、火星飛行機の実現に向けて大きな技術的課題の 1 つとなっているのは機体の空力設計である。火星大気の密度は地球上の 1/100 ほどしかないので、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。

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²⁾や火星探査パワードパラグライダー機の設計検討³⁾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) 火星大気疑似環境下で機体の空力データを取得し風洞試験や数値流体力学の検証を行う
- (2) 大気球を利用した高高度飛行試験基盤技術を確認する

また同時に以下の技術を得ることが出来る

- 光造形で製作したエアデータシステム（5 孔ピトー管）の高高度での実証を行う
- 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
- 火星飛行機用姿勢センサを実証する（相乗り実験）

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。本稿ではその結果について報告する。

2. 飛行試験機と飛行試験の概要

図 1 に機体の外観を、図 2 に機体の三面図を示す。飛行試験機はスパン長約 2.4m、機体長約 2.3m、機体高さ約 0.4m である。機体は両翼と胴体を 1 回ずつ折りたたんだ状態で直径 1m の火星エントリカプセルに入るという制約条件のもとで設計した機体⁴⁾である。横安定性を向上させるために 5 度の上反角をつけている。火星の低レイノルズ数流れ条件で高い揚抗比を得るため、主翼断面には石井翼⁵⁾を採用している。尾翼翼型は NACA0009 である。機体は CFRP、尾翼部はバルサ材で製作している。主翼は CFRP で作成した桁・リブ構造にフィルムをかぶせた構造になっている。図 3 に示すエルロン、エレベータ、ラダーを用いて機体の制御を行う。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、飛行試験の主な目的は機体の空力データを取得することであることから、今回の飛行試験機では推進系は搭載せず、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 4 に飛行試験機の主な搭載機器の配置について示す。アビオニクス、エアデータセンサ、バッテリー、DCDC コンバータ、送信機、バイフェーズ変換器、GPS、パラシュート、パラシュート収納部蓋を開くためのロープカッター等が搭載されている。またエアデータセンサおよび各舵面を動かすために利用するサーボモータにはシートヒータおよびサーモスタットを取り付け正常動作保証温度範囲に入るように保温する。機首部の搭載機器を上面から撮影した写真を図 5 に示す。



図 1 飛行試験機の外観

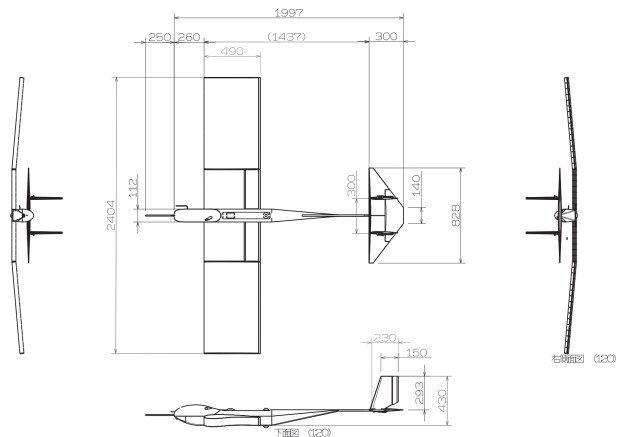


図 2 飛行試験機の三面図

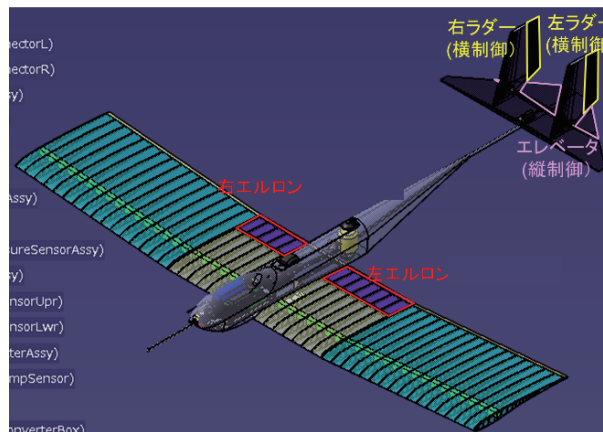


図 3 舵面

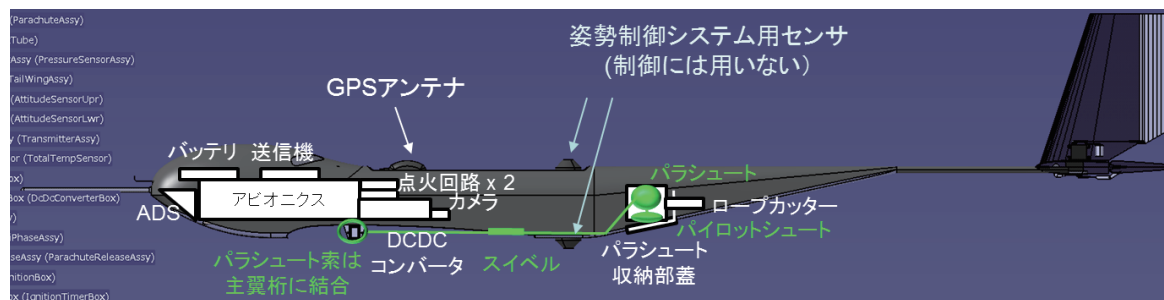


図 4 主な搭載機器の配置図

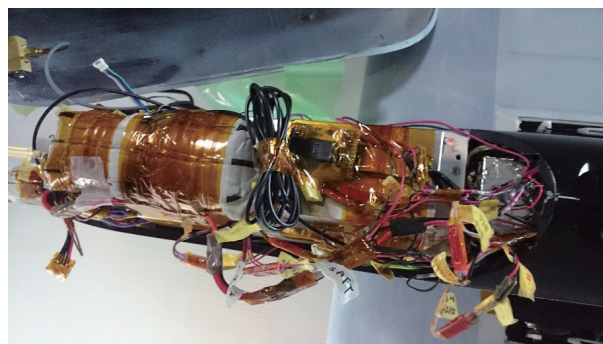


図 5 機首部の搭載機器

表 1 は搭載センサのリストである。飛行制御には 3 軸角速度計、2 軸磁気方位計、および差圧センサ（動圧）を用いる。GPS は飛行位置同定のために用いる。それ以外のセンサは観測用のセンサである。

表 1 搭載センサ

名称	個数	型番	使用目的
3 軸角速度計	1	ANALOGDEVICES, ADXRS300	横方向制御
2 軸磁気方位計	1	電通企工, AM-45P	方位制御
GPS	1	GARMIN, GPS 15xW	位置同定
絶対圧センサ	1	Honeywell, PPT	静圧計測, 高度同定
3 軸加速度計	1	ANALOGDEVICES, ADXL210AE	空気力計測
差圧センサ（動圧）	1	All Sensors Corporation, 0.5 INCH-G-4V	横方向制御, 動圧計測
差圧センサ（迎角）	1	All Sensors Corporation, 1 MBAR-D-4V	迎角計測
差圧センサ（横滑角）	1	All Sensors Corporation, 1 MBAR-D-4V	横滑り角計測
温度計	1	ANALOGDEVICES, AD594 摂氏温度計	アビオボックス内温度計測
熱電対	3	J タイプ熱電対 AD594 は基板実装	総温計測, 機体内部温度計測
フォトダイオード	10	浜松ホトニクス, S1226-18BK	姿勢検出システム試験用
サーモパイルセンサ	10	HEIMANN Sensor, HTIA-E	姿勢検出システム試験用
ひずみゲージ	3	350 Ω ゲージ 3 線式	主翼主桁ひずみ計測
カメラ	1	CC030100	画像撮影
ポテンショメータ	5	FCP12AC 型	舵面舵角計測

飛行試験機は図 6 に示すように、ゴンドラ内に機首を下にした姿勢でロープで固定され大気球により高度約 36km まで上昇する。想定高度まで機体をゴンドラ内部に収納するのは低温大気と直射日光に直接さらされるのを防ぐためである。高度約 36km に到達後、まずゴンドラ底面の蓋が開き、次に飛行試験機がゴンドラから切り離される。図 7 に実験シーケンスを示す。本試験では信頼性を確保するため制御システムをなるべく簡素化することとし、縦の制御についてはエレベータ舵角を各フェーズで固定し静安定によってトリム迎角近傍で飛行する。横安定については、ロール及びヨーの角速度、動圧、地磁気方位のみを利用し、エルロン及びラダーを用いて後述の通りフェーズごとに方位制御や安定化制御を行う。

機体の切り離し直後 2 秒間は飛行試験機がゴンドラから完全に出るまでエルロンがゴンドラと干渉しないようにエルロン舵角を 0 に固定する（エレベータは引き起こし舵角）。次のロールフェーズでは機体がほぼ真下を向いている状態になっているため、エルロンを使ってロールマニューバを実施し、引き起こし後に機体が陸から離れる方位に向く様に制御する。機体切り離し時にゴンドラから受信した初期方位と機体ロールレートの積分値から現在の機体方位を推定し、目標方位へのエルロンを使ったフィードバック制御を行う。引き起こし終了時の方位は目標方位 $\pm 60^\circ$ の範囲に入るようにする。次の引き起こしフェーズではロールダンパ、ヨーダンパをエンゲージし、エレベータを使い引き起こしを行う（エレベータ舵角は固定）。ここで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している（設計最大荷重倍数は 10 である）。機体切り離してから 32 秒後に定常滑空フェーズに入り指定したトリム迎角（2 度、4 度、6 度付近）でそれぞれ 30 秒間空力特性データを取得する。定常滑空フェーズではロールダンパおよびヨーダンパをエンゲージして横安定を確保するとともに、地磁気方位計により目標方位に誘導する。飛行試験終了後、パラシュートを放出しパラシュート降下フェーズに移る。なお、パラシュートが正常に開傘しなかったときのためのバックアップとして機体が墜落するように舵面をきる。パラシュート降下中に搭載カメラの画像をダウンリンクする。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）。温度計測としては、制御および解析に必要な部分のみを実測し、事前予測解析と比較する。飛行

時間は2分、飛行距離は12km～13km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。



図6 ゴンドラに搭載された飛行試験機（実際の試験の際は全面を発泡パネルで覆う）

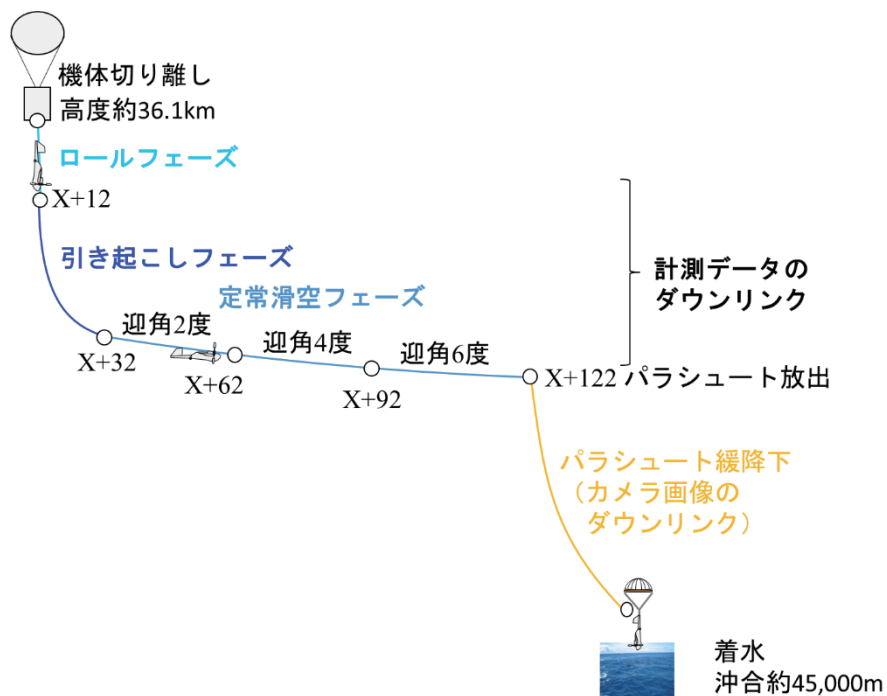


図7 実験シーケンス

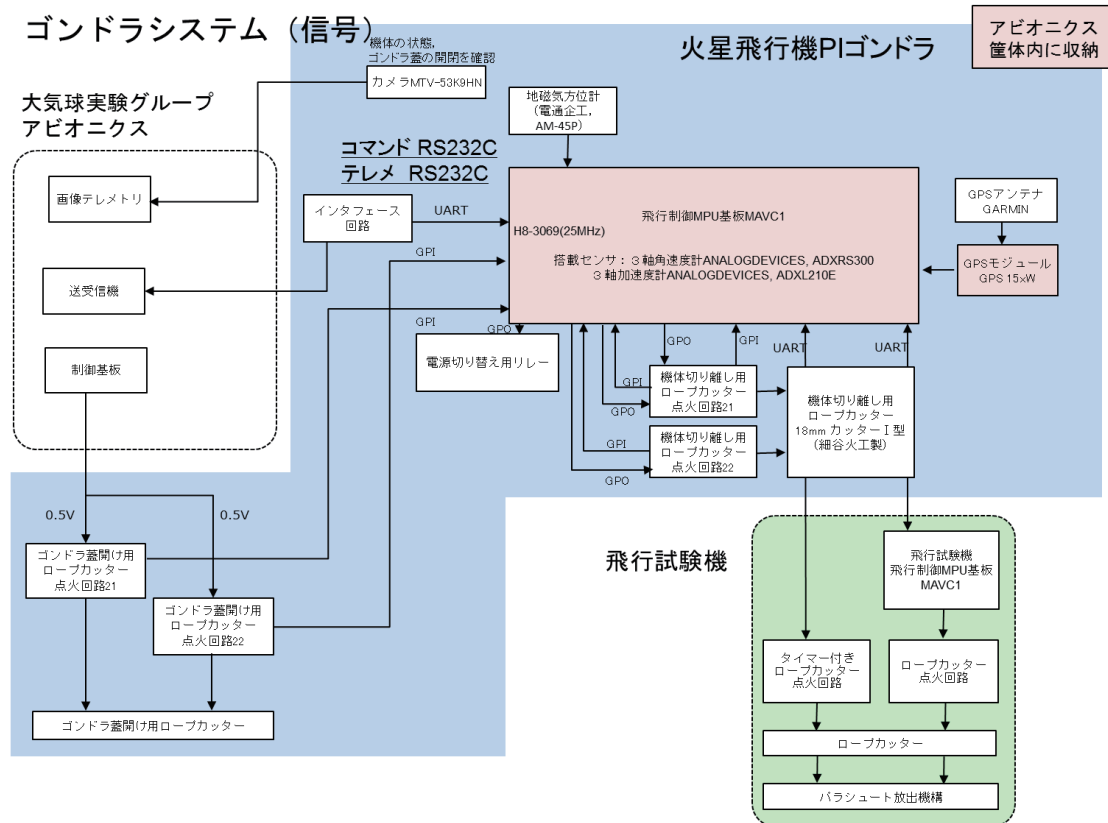


図9 ブロック図 (ゴンドラシステム)

3. 飛行試験の結果

試験は2016年6月12日に大樹航空宇宙実験場で行った(図10)。実験に用いた気球は午前3:33に放球され、午前6:20に高度36.1kmで機体の切り離しを行った。図11に放球から機体切り離しまでの各部の温度の計測値と温度予測モデル値の比較を示す。実験結果は、機器の正常作動温度範囲内に収まっており、ヒータによる温度制御が正常に作動していることを示している。また解析による予測も良い一致を示しており、事前の熱対策はうまく機能したと言える。なお、上昇中の外気温度と総温プローブ温度の間に乖離がみられるが、これは機体の温度が総温プローブに伝導していることが原因と考えられる。以上のように、放球後目標到達高度に達するまで、機体内部は適切な温度に保たれ搭載機器は正常に動作していることが確認された。



図10 放球時の様子



図 10 放球時の様子（続き）

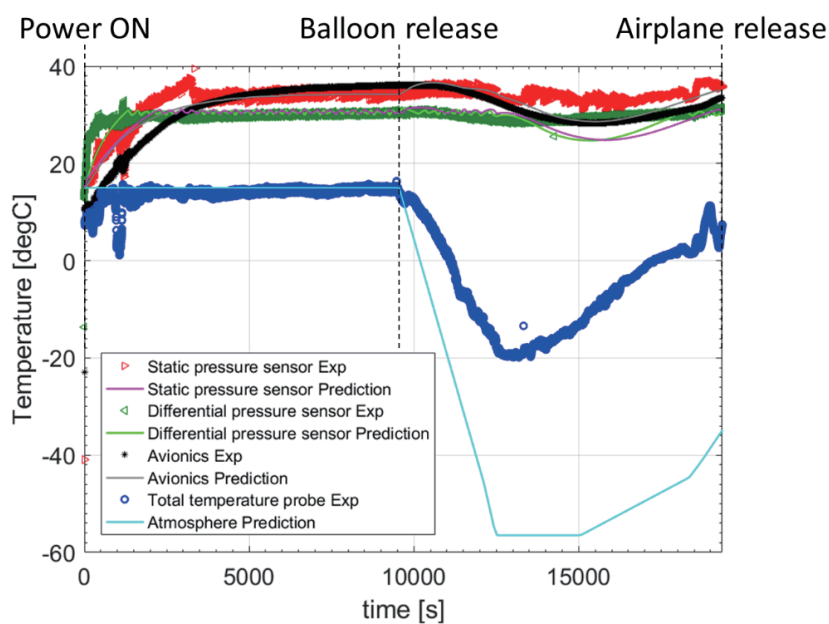


図 11 機体放出までの温度履歴

飛行試験機切り離し時はゴンドラが上空の風の影響により低周波数で回転していたため、機体の切り離し方位角が約 180 度（ほぼ真南）になるときを見計らって機体を切り離した。ゴンドラの方位の推定にはゴンドラ搭載地磁気方位計およびゴンドラ内搭載カメラの画像に写る太陽光を利用した。図 12 に機体切り離し時のゴンドラ位置（ゴンドラ搭載 GPS により計測、オレンジ四角で示す）、飛行中の機体位置（機体 GPS により計測、赤四角で示す）、および推定着水位置を示す。機体の GPS データは一部しか得ることができなかったが、想定通り目標方位角の方向に飛行していることが分かる。着水位置は地上局アンテナで追尾した機体の方位角および仰角と飛行シミュレーション結果から推定したものであるが、設定した飛行範囲内で着水していることが分かる。

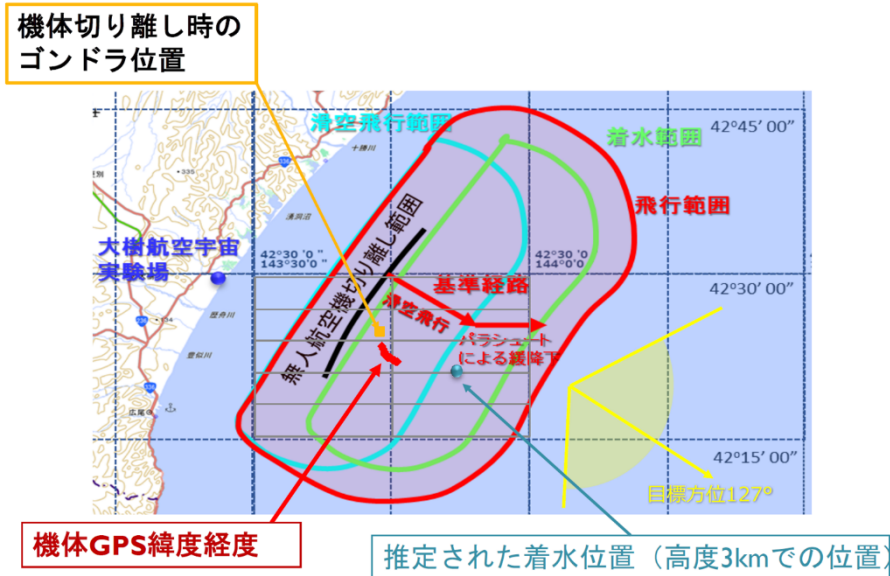


図 12 飛行経路

一部データ取得が出来なかった時間もあったが、飛行試験で計測されたデータのレイノルズ数およびマッハ数範囲を図 13 に示す。飛行試験の際は飛行高度および飛行速度の変化に伴いレイノルズ数とマッハ数が時々刻々と変化している。そのため、翼弦長基準レイノルズ数が数万の範囲で亜音速から遷音速までの空力データを取得できている。機体切り離し後 10 秒から 30 秒までの揚力係数、抵抗係数、揚抗比と風洞試験結果の比較を図 14 に示す。実線が風洞試験結果⁶⁾(主翼翼弦長基準レイノルズ数 33,000 および 70,000 の計測結果)を示しており、○が飛行試験結果を示している。風洞試験での計測データについては、迎角設定誤差及び風洞計測装置の仕様からくる誤差 (2σ 値) をエラーバーとして表示してある。飛行試験の際は飛行高度および飛行速度の変化に伴いレイノルズ数が時々刻々と変化するため、レイノルズ数に応じて色づけしている。揚力係数についてみると風洞試験結果と比較し揚力係数が 0.2 程度低い計測結果が得られた。この原因については圧縮性の効果や機体の変形などが考えられる。抵抗および揚抗比についても飛行試験結果は風洞試験結果に比べやや低い値になっていることがわかる。

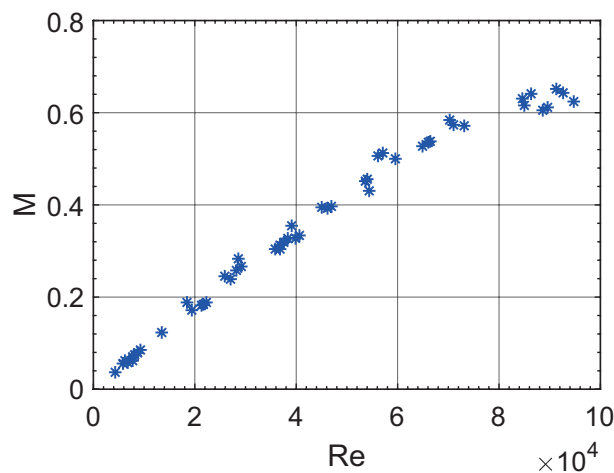


図 13 飛行試験データのレイノルズ数およびマッハ数範囲

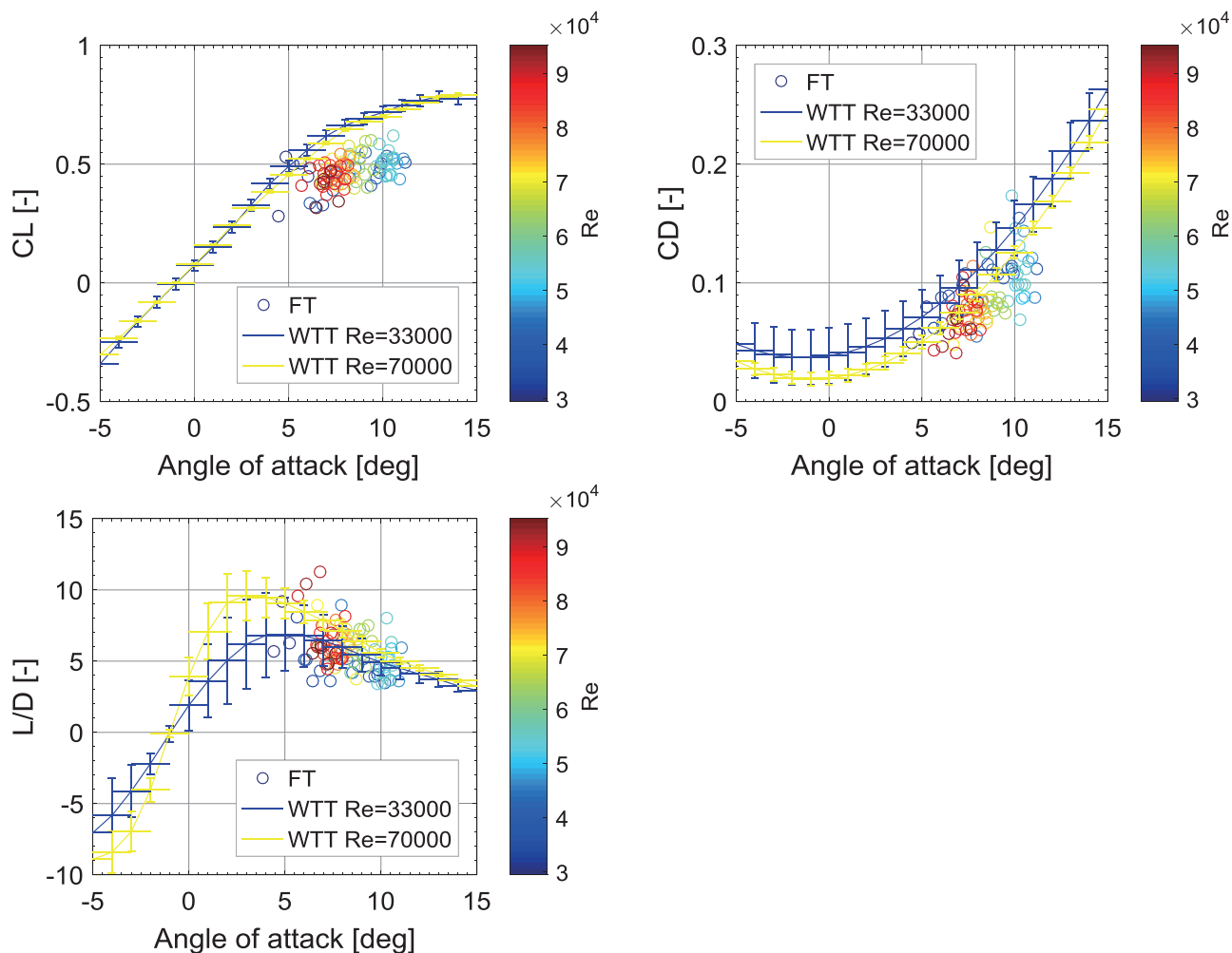


図 14 飛行試験で計測された揚力係数（左上），抵抗係数（右上），揚抗比（左下）

図 15 にレイノルズ数 $33,000 \pm 2,000$ での計測データ、図 16 にレイノルズ数 $70,000 \pm 2,000$ での計測データを示す。黒点が飛行試験での計測結果であり、エラーバーがその計測点の前後 1 秒間の最大値と最小値の幅を示している。青または赤の実線が風洞試験での計測データであり、エラーバーは迎角設定誤差及び風洞計測装置の仕様からくる誤差 (2σ 値) である。これらの図からも同様の傾向が確認できている。

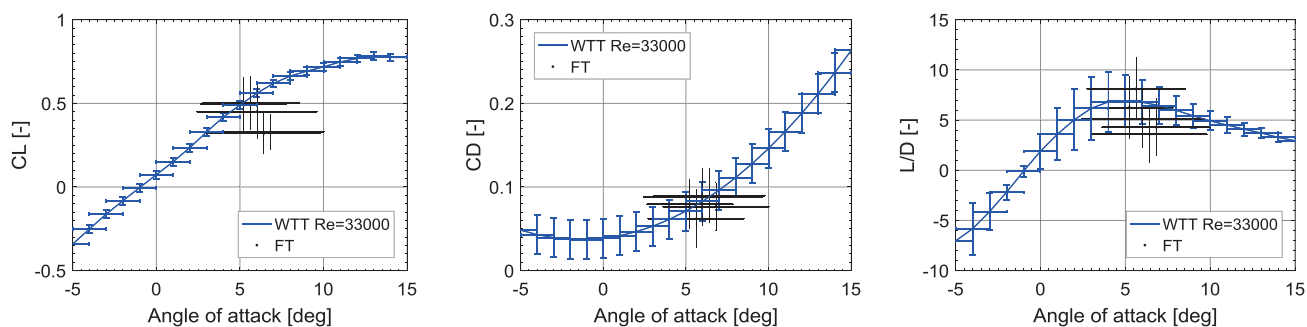


図 15 飛行試験で計測された揚力係数（左），抵抗係数（中），揚抗比（右） ($Re=33,000 \pm 2,000$)

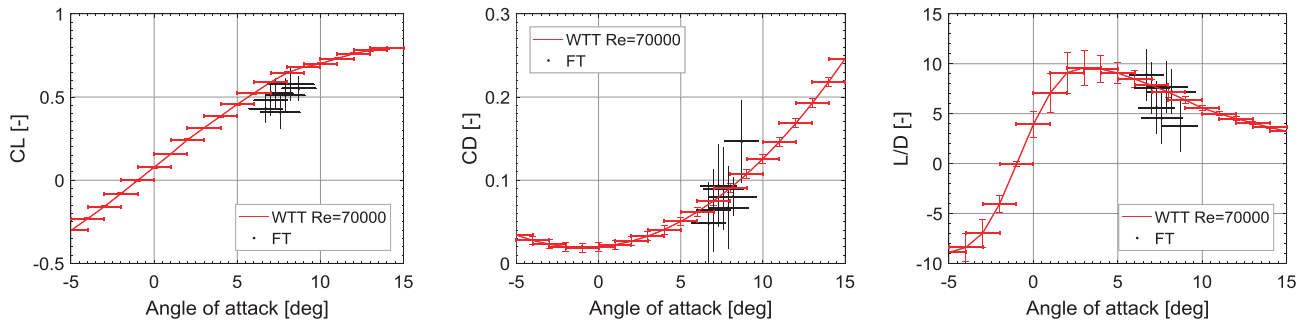


図 16 飛行試験で計測された揚力係数（左），抵抗係数（中），揚抗比（右）($Re=70,000 \pm 2,000$)

4. まとめ

風洞試験や数値流体力学の検証のための機体の空力データを取得することと、JAXA の大気球を利用した高高度飛行試験基盤技術を確立することを主な目的として、火星飛行機の飛行試験機の高高度飛行試験を実施した。目標到達高度に達するまで、機体内部は適切な温度に保たれ搭載機器は正常に動作することが確認されるとともに、飛行試験機は問題なく飛行試験を開始し、大気球を利用した高高度飛行試験基盤技術を確立することが出来た。また、限られた時間ではあるが、機体の空力データを取得することに成功した。当初予定していた定常滑空状態での空力データや低迎角時の空力データは得られなかったが、風洞実験では得られないレイノルズ数、マッハ数範囲における貴重な空力データを取得することができた。

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翔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さま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] Robert D. Braun, Henry S. Wright, Mark A. Croom, Joel S. Levine, and David A. Spencer, "Design of the ARES Mars Airplane and Mission Architecture," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 5 (2006), pp. 1026-1034.
- [2] 大山聖, 永井大樹, 竹内伸介, 豊田裕之, 砂田茂, 得竹浩, 小川博之, 戸田和朗, 小池勝, 元田敏和, 藤田和央, 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
- [3] 山田和彦, 安部隆士, 鈴木宏二郎, 今村宰, 秋田大輔, 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
- [4] 大山聖, 米本浩一, 竹内伸介, 得竹浩, 永井大樹, 砂田茂, 大槻真嗣, 火星探査飛行機の多目的設計探査, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県, 松山市, 2011
- [5] Anyoji, M., Nonomura, T., Aono, H., Oyama, A., Fujii, K., Nagai, H., Asai, K., "Computational and Experimental Analysis of a High-Performance Airfoil Under Low-Reynolds-Number Flow Condition," *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 6, November–December 2014.

- [6] 安養寺正之、岡本正人、藤岡直也、野々村拓、永井大樹、大山聖、藤井孝藏、山本誠，火星探査航空機の全機空力特性に関する風洞実験および数値解析，第 46 回流体力学講演会／第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム，2014