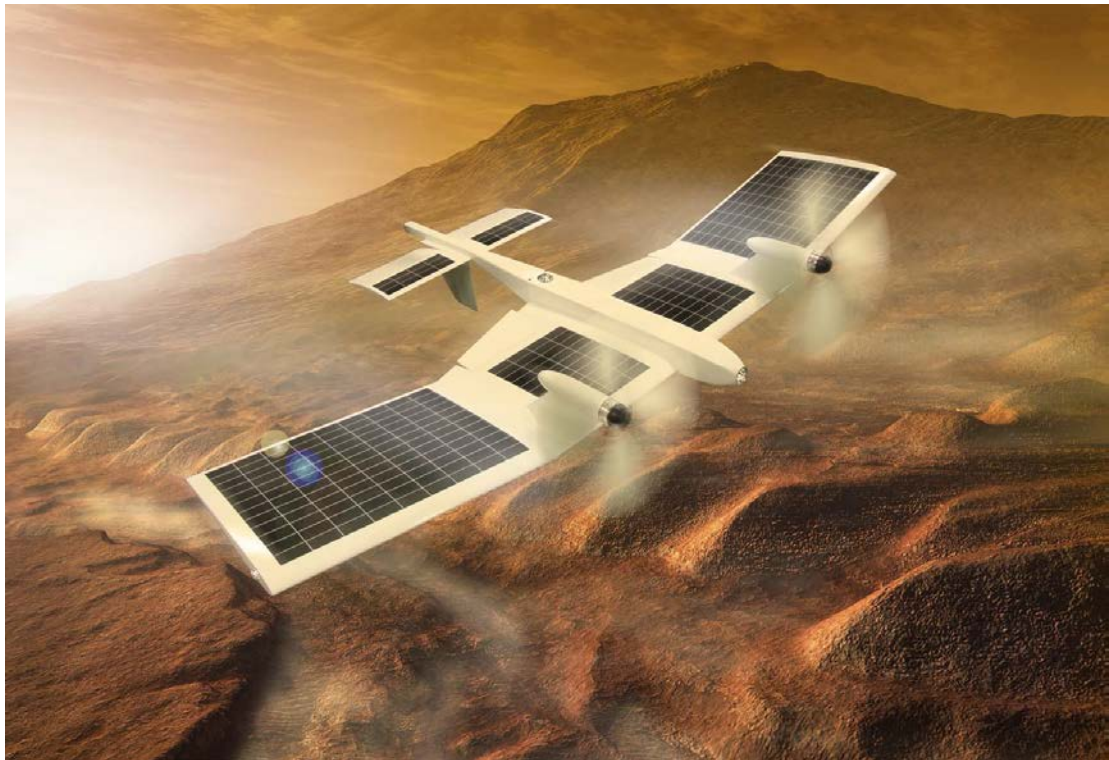


# 火星探査航空機 WG 成果報告書



2015年3月26日

火星探査航空機ワーキンググループ

本資料は、火星探査航空機 WG 関係者専用です。  
2 次配布はご遠慮ください。

## 緒言

この文書は、2010 年度に設立された火星探査航空機ワーキンググループ(WG)の 2014 年度までの研究開発成果をまとめたものである。

火星探査航空機 WG では、2020 年代前半の火星の飛行探査実現に向け、基盤技術開発を進めるとともに、大気球を利用した火星飛行機の高高度飛行試験の準備を進めた。残念ながら、2014 年度までに高高度飛行実験を実施するにはいたらなかったが、2016 年度の実施に向けて現在準備を進めているところである。また、MELOS WG / 火星着陸探査技術実証 WG, DESTINY WG とともに、具体的な火星の飛行探査ミッションの検討を行った。これらの成果に基づき、2015年2月に実施された戦略的中型科学ミッション候補の提案募集に応募するに至っている。

本文書では、第1章で火星探査航空機 WG 設立の背景と目的、第2章では火星探査航空機実現の鍵を握る基盤技術の研究開発、第3章で大気球を利用した高高度飛行試験、第4章で火星の飛行探査ミッション提案について述べる。また第5章として、これまでの外部発表リストを添付する。

今後は火星着陸探査技術実証 WG のメンバとして火星航空機の研究開発を推し進めるとともに、火星探査航空機リサーチグループとして火星飛行機の高高度試験を実施する計画である。

2015年3月  
火星探査航空機ワーキンググループ  
代表 大山 聖

## 火星探査航空機 WG 活動成果の概要

### 【火星航空機の基盤技術の研究開発】

・空力, 構造, 推進系, 電源, 航法誘導制御, 熱管理, 機体空中展開などに関する設計開発技術の研究開発がすすみ, 火星航空機実現に向けて一定のめどが立ったこと

### 【火星飛行機の高高度飛行試験】

・大気球を利用した高高度飛行試験システムがほぼ完成し, 2016 年度の実施にむけて準備が進められていること.

### 【火星探査ミッションの立案】

- ・火星着陸探査技術実証ミッションにおける火星飛行機の飛行技術実証ミッションの立案  
(平成 26 年度戦略的中型科学ミッション公募に応募した火星着陸探査技術実証ミッションにオプション機器として提案)
- ・DESTINY を用いた火星気象観測衛星と火星航空機によるダスト輸送メカニズムの解明ミッションの立案

### 【スピンオフ】

- ・火星探査航空機 WG で開発された SUS ラミネート軽量電源, 薄膜軽量太陽電池, 熊大合金を用いた軽量構造などは火星ローバの検討に生かされている.
- ・火星探査航空機 WG で開発された低レイノルズ数用ロータやこれまで得られたクワッドロータ設計に関する知見をもとに火星探査用マルチロータ機推進システムの開発 WG が提案される

### 【学術的成果】

・査読付き学術雑誌論文 26 編, 学術雑誌解説記事 2 編, 国際会議発表論文 82 編, 国内会議発表論文 154 編, 基調講演 3 件, 招待講演・招待セミナー 9 件, 表彰 4 件の学術的成果

### 【アウトリーチ活動】

・宇宙学校など 9 件の講演会, 相模原キャンパスや各大学のオープンキャンパスでのブース展示, テレビ番組や新聞記事取材等によるアウトリーチ活動

## 目次

1. 火星探査航空機 WG の活動の背景と目的	1
2. 火星探査航空機実現に向けた基盤技術の研究開発	3
3. 高高度気球を利用した飛行試験	27
4. 火星の飛行探査ミッション提案	59
5. 外部発表資料リスト	67
参考文献	83
主要論文の写し	93



# 第1章 火星探査航空機 WG 設立の背景と目的

## 1. 火星探査航空機の研究開発の背景

火星大気中を飛行する火星航空機を利用した火星探査への要望は非常に高い。たとえば、高精度かつ広範囲な磁場観測や地質調査、もしくはリモートセンシングや着陸探査では実現が難しい切り立った崖の露頭の地層観測が実現できれば、火星の惑星科学が大きく前進すると期待されている。また、小型の航空機でローバの探査範囲を事前に調査できれば、(1)理学的に興味深い地点が事前にわかりローバによる効率的な探査ができること、(2)探査すべき地点への最適経路(最短かつ起伏が少ない)が事前にわかること、という2点から非常に有益であると考えられる。ローバなどの着陸機を上空から高解像度で撮影したり動画を撮影できればアウトリーチ的な価値も非常に高い。



図 1.1 火星飛行機のイメージ図

地球環境と比較したときの火星環境の大きな特徴としては、

- 1) 重力加速度が地球上の約 1/3 である
- 2) 大気の密度が非常に小さい(地球上の約 1/100)
- 3) 大気の音速が低い(地球上の約 3/4)
- 4) 大気の主成分が二酸化炭素である
- 5) 大気の温度が低い(平均気温 -40度前後)
- 6) 強い風が存在する
- 7) 放射線レベルが高い
- 8) 太陽光が弱い、観測されるスペクトルが異なる

などがあげられる。1つ目の重力の違いは火星航空機実現に向けて有利な条件ではあるが、それ以外のすべての特徴は不利な方向に働く。たとえば、地球上で飛行しているある飛行機が同じ速度で火星大気中を飛行すると仮定すると、重力は 1/3 になるが、得られる揚力は 1/100 以下になってしまう飛行できない。また、(当然ではあるが)火星には GPS が存在しないこと、磁気方位計が使えないこと、エアデータセンサの精度が落ちること、などが航法誘導制御の点からは非常に不利な点である。火星到着まで搭載される母船への搭載性や火星大気へのエン트리方法、機体の展開方法などについても注意深い検討が必要である。

これらの火星環境の特徴から火星探査航空機を開発する上で挙げられる大きな課題としては下記が考えられる。

- 1) 低レイノルズ数環境下において超高性能な翼の開発
- 2) 超軽量な機体構造の開発
- 3) 超軽量・高性能な搭載機器(電源, 通信機器, 計測機器など)の開発
- 4) (電動プロペラ推進を採用する場合)超高性能なプロペラ推進系の開発
- 5) GPS・方位計なしでの自律航法・誘導・制御システムの開発
- 6) 超軽量エントリシステムの開発

火星の飛行探査を実現するためにはこれらの課題を克服する必要があるが, どの課題の解決にも革新的な技術が必要とされている。

## 2. 火星探査航空機 WG 設立の目的

2020 年代前半の火星着陸探査ミッションにおいて火星飛行探査技術の技術実証を行うことが火星探査航空機 WG メンバーの最終的な目標である。

本 WG のゴールは, 火星探査航空機の実現に必要な空力設計, 構造設計, 推進系設計, 搭載機器の軽量化などの基盤技術の研究開発を推し進め, 火星大気環境を模擬することが可能な高高度(高度35km程度)において飛行試験を行うことなどにより, 火星探査航空機の実現可能性を示すことである。これにより, 2020 年代前半の火星での飛行技術実証につなげ, その後の火星航空機を用いた本格的な火星飛行探査ミッションにつなげていく。

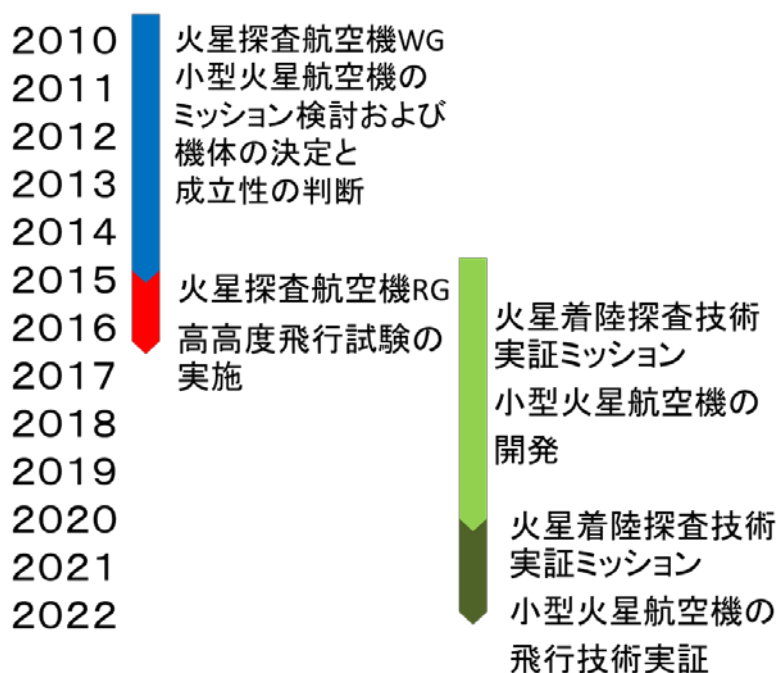


図 1.2 火星探査航空機開発のロードマップ

## 第2章 火星探査航空機実現の鍵を握る基盤技術の研究開発

### 1. はじめに

火星大気環境は飛行機にとって大変に過酷である。1) 大気密度が地球の約1/100, 2) 温度が低い(平均気温約-60°C), 3) 強風, 突風の存在, 4) GPSが存在しないこと, などが挙げられる。この中で特に1) については, 地球上で飛行しているある飛行機が同じ速度で火星大気中を飛行すると仮定すると, 得られる揚力は1/100以下になってしまい飛行できないため, 従来よりも飛躍的に高性能な翼, また超軽量の機体構造, 搭載機器の軽量化が必要となる。特に火星飛行機が飛行する低密度環境では, いわゆる低レイノルズ数領域となり, 翼面上の流れ場の複雑性から空力性能が非常に悪化することが知られている。飛行の実現には, この低レイノルズ数流れを把握し, 高性能な翼の開発を実施する必要がある。

火星の飛行探査を実現するためには上記を含め様々な課題を克服する必要があるが, どの課題の解決にも革新的な技術が必要とされている。

これに関して, まず火星探査航空機 WG において火星飛行機の実現の概念検討を行った結果, 火星飛行機実現のためには, サブシステムレベルで現状の技術を飛躍的に向上させる必要があることが明らかとなった。特に 2020 年代前半の打ち上げを目指すミッションに対して, 火星飛行探査を目指した機体の場合, 現状の空力性能の2割向上(揚力 up, 抗力 down), 構造, 推進系およびバッテリー重量の3割減を達成しなければ, 設計解は存在しない。またこれ以外にも飛行制御や熱制御など機体システム成立のための技術革新が必要である。このため, 各サブシステムでは, 以下のテーマを設定した。

- (1) 低レイノルズ数環境下での高性能翼の開発
- (2) 革新的超軽量機体構造の研究開発
- (3) 低レイノルズ数・高マッハ数における高性能回転翼の研究開発
- (4) GPS・方位計なしの自律航行システムの研究開発
- (5) 持続飛行を可能にする超軽量リチウムイオンバッテリーおよび高効率太陽電池セルの研究
- (6) 希薄気体環境下での高効率熱管理システムの研究開発
- (7) カプセルからの離脱及び翼の展開技術

WG ではこれら課題を解決し, 火星大気中を飛行しながら探査を行う火星飛行機の実現を目指して, 「火星探査航空機機実現の鍵を握る基盤技術の研究開発(空力, 推進, 制御, 構造, 電源, 熱など)」を行い, 個々の技術レベルに関して高いTRL (Technology Readiness Level)を達成し, その実現可能性を示すことを目的としている。

### 2. サブシステムにおける研究開発課題

上記において, サブシステムレベルにおける技術開発のテーマについて述べた。ここではそれぞれの技術課題の詳細及びその方策について述べる。

#### 2. 1 空力：低レイノルズ数環境下での高性能翼

火星飛行機で特徴的となる低レイノルズ数翼周り流れ場では, 空力性能が非常に悪化することが知られている。本研究の目的はこのような条件下で翼端効果も含めた非定常3次元翼流れ場の構造を明らかにし, 揚抗比特性の向上させる方法を提案することである。そのためにまず最新の実験計測技術を導入した低密度風洞試験/非定常の高解像度CFDにより, 3次元翼の形状パラメータと空力特性の関係を明らかにする。得られた実験/CFDの結果を相補的に用いることで 非定常3次元流れ場の構造を可視化しその理解につなげる。これらのデータを基に翼性能を飛躍的に向上させた翼形状/微小デバイスの提案をし, 実験/CFD を用いてその性能の評価を行う。また全機形状における空力特性については, 飛行シミュレーションに資する

(舵面操作に伴う)機体の安定性微係数の取得やプロペラ後流との干渉などを中心的に調べ、低レイノルズ数条件での特徴を明らかにする。

## 2. 2 構造：革新的超軽量機体構造

火星では大気密度が 1/100 と薄いため、揚力飛行を行うには革新的な超軽量機体構造の実現が必須となる。ここでは、アルミニウムやマグネシウムを用いた極薄肉の桁リブ一体削りだし加工と薄層プリプレグ CFRP 表皮板からなるビルドアップ構造、並びに代替案として CFRP 補強を併用した発泡スチロール一体成形による超軽量機体構造システムの研究を行う。特に後者については、これまで宇宙機では使われてことのない発泡スチロールや専用の接着材等の材料について、放射線や真空環境での幅広い温度環境での機械的性質の変化やアウトガス特性等の材料データベースの蓄積も目指す。

## 2. 3 推進：低レイノルズ数・高マッハ数における高性能回転翼

火星飛行機の長時間及び持続的な飛行の実現のためには、回転翼機による推進器が不可欠である。このことはヒドラジンロケットを利用した飛行機 ARES (NASA) とは一線を画し、繰り返し観測を可能とする探査システム となり得る。このために (A) 低レイノルズ数、高マッハ数において高性能な回転翼、(B) 超軽量・高効率のモータの研究開発、(C) 主翼、機体とプロペラの空力干渉問題、機体が非定常運動した際のプロペラの性能、などの把握が不可欠である。推進システムにおける課題のうち、(A) については、レイノルズ数の範囲は、主翼のレイノルズ数よりも1桁小さく、 $10^3$  オーダーであり、かつ、マッハ数も大きい特殊な環境となり、そのような環境下での高性能な翼型が必須とされる。

## 2. 4 電源：超軽量リチウムイオンバッテリー高効率太陽電池セル

従来の宇宙用電池は、地上用に比べてエネルギー密度が低く、小容量のラインナップがない。そのため、火星探査航空機等の小型宇宙探査機に適合する電池が存在せず、小型・軽量のバッテリーを開発する必要がある。また飛行機搭載を考えた場合、翼構造内部にバッテリーを配置できれば搭載機器の制約が飛躍的緩和されるため、薄型のバッテリーの開発が必須となる。そのため、ここでは、従来のアルミニウムに代えてステンレス箔ラミネートフィルムの電池ケースを用い、リチウムイオン電池を製作することとする。ステンレスをケースに用いることで、高剛性が確保できるため、強度補強が不要で、エネルギー密度の向上が図れる。

また火星探査航空機に電力を供給する太陽電池は、化合物系多接合タイプを機体表面に実装する。火星大気中に浮遊するダストの影響で太陽光スペクトルは地球上や宇宙空間とは異なり、従来の太陽電池を流用しても高い効率は得られず、太陽電池を構成する各層の材料や厚みの最適化が欠かせない。そこで、火星飛行機に適した最適構成を数値解析にて予測する。これら予測結果をもとに実セルを作成し、火星における太陽光を模擬したソーラーシミュレータによって、その発生電力評価を行う。本研究で得られた手法は、他の惑星における太陽電池の最適設計に資することが可能となる。

## 2. 5 航法・誘導：GPS・方位計なしの自律航行システムの研究開発

探査ミッションを成功させるには未知の飛行環境での高精度な誘導制御を達成する必要がある。しかし Guidance, Navigation and Control (GNC) 機器に与えられたペイロード重量はわずかであり、GPS など他の衛星やランダからの信号も利用できない。そのため機体搭載カメラで取得した画像とランドマークデータベースを照合して位置を検出するシステムおよび機体に搭載した民生光センサを利用した姿勢角検出システムを提案する。まずシステム制御理論を援用して高性能なアルゴリズムを構築し、飛行制御器と組み合わせた場合の閉ループシミュレーションを実施する。そして飛行実証用フライトモデルを作成し飛行試験で動作試験と性能評価を行う。

## 2. 6 希薄気体環境下での高効率熱管理システムの研究開発

火星飛行機において持続的な飛行および軽量化を図るためには、プロペラ推進用のモータからの局所的な発熱を効率よく大気中へ放熱し、一定温度に保つことが不可欠である。ただし、飛行機は希薄気体環

境を飛行するため、一般的な放熱フィンだけでは不十分である。この局所的、かつ複数の発熱を、大面積を有する翼構造及び機体構造へ輸送し、放熱する必要がある。このためループヒートパイプ(LHP)とよばれる熱輸送デバイスを用いる。ここでは複数蒸発部を有する MLHP(Multiple Evaporator LHP)を想定し、各発熱部からの発熱を効率よく、かつ均等に輸送する高効率熱管理システム及び制御手法の研究開発を行う。

## 2. 7 翼展開技術：飛行シミュレーションのための翼展開時の動的挙動評価

火星飛行機は、その揚力を稼ぐため大きな翼面積を必要とする。このため、火星への輸送には、カプセル内に収納するため翼を折りたたむ必要がある。本研究では、その収納・展開方法と併せて、カプセルからの離脱方法を検討する。また翼展開時の動的挙動を動的相似則の観点から予測し、実際の飛行試験結果と比較する。その際得られた情報を飛行シミュレーションにフィードバックし、火星における展開時の挙動を予測する。

## 3. 基盤技術研究開発の成果

ここでは2章までに述べた課題における具体的な取り組みとその成果について個別に述べる。

### 3. 1 空力

火星飛行機の巡航レイノルズ数は $10^4 \sim 10^5$ と想定されており、翼型および3次元翼の低レイノルズ数における空力特性の把握とそのメカニズムの理解が必要とされるが、このレイノルズ数領域における翼型および3次元翼の空気力学/空力設計に関する研究はあまり行われていない。

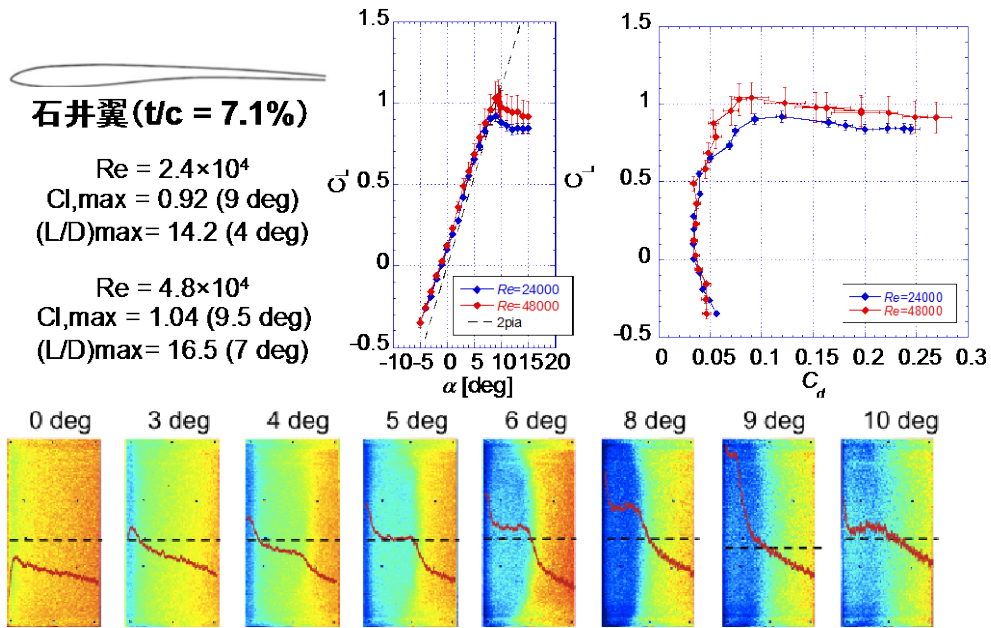
そこで、WGでは、この低レイノルズ数領域における翼周りの流れ場およびその特性を明らかとし、火星飛行機を成立させるために十分な性能を持つ高性能翼型の研究開発に取り組んでいる。ここでは、WGで取り組んでいる空力課題およびその現状を紹介することとする。

#### (a) 空力性能向上について

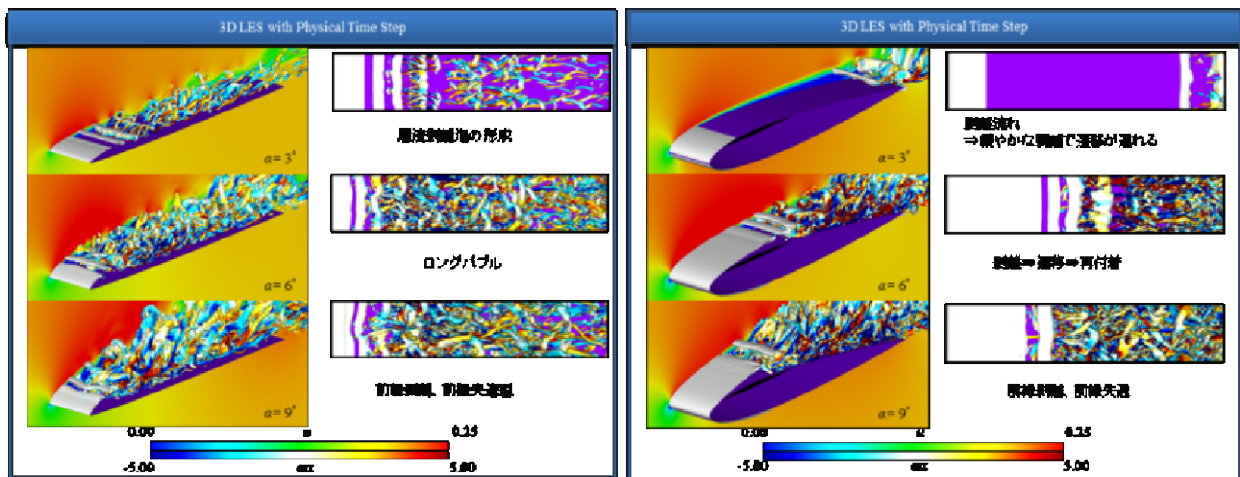
火星飛行機で特徴的となる低レイノルズ数翼周り流れ場では、翼上面の流れは剥離しやすく、翼の揚抗比は急激に低下するなど空力性能が極端に低下することが知られている<sup>[1]-[4]</sup>。このため火星飛行機の実現のためには、このような低レイノルズ環境下でロバストかつ高性能な翼型とする必要がある。

模型飛行機(ハンドローンチドグライダー)では、火星と同等の低レイノルズ数領域で高性能な翼型・翼形状が存在する。その中で最も滑空性能が良い翼型は石井翼(Ishii Airfoil)と呼ばれ、注目を集めている。

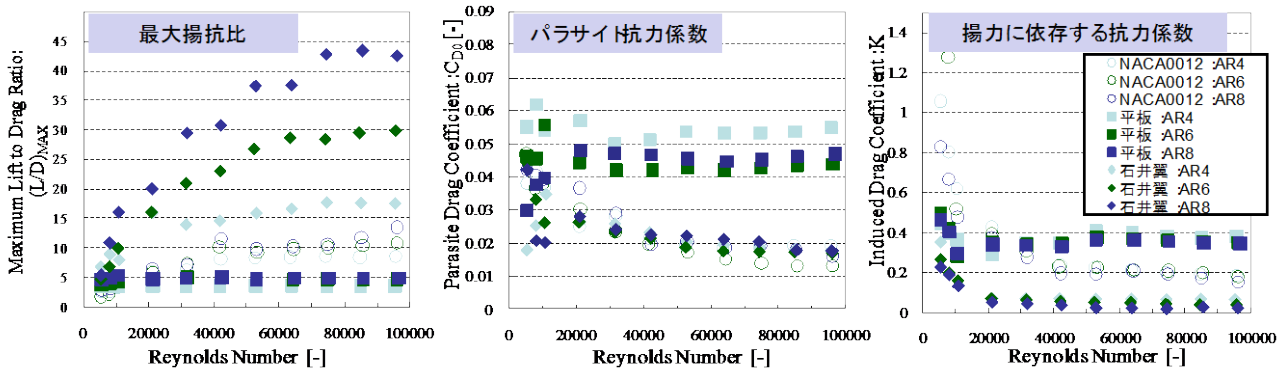
我々は、火星飛行機用の翼型として、まずはこの石井翼に着目し、その空力性能を評価した。試験は、東北大の火星大気風洞を用いた2次元翼の試験、西日本工業大学の変圧風洞を用いた3次元翼の試験、LES計算による非定常流れ場の評価および実験の比較である。それらの一連の結果を図2.1に示す<sup>[5]-[11]</sup>。結果の詳細な説明は割愛するが、この翼型は火星飛行機で想定している巡航レイノルズ数領域において高い $C_{Lmax}$ をもち、 $C_{Dmin}$ も小さい、すなわち揚抗比L/Dが大きい。加えて、失速角付近で急激な揚力の現象は見られない、低レイノルズ数領域において非常に理想的な翼型であるといえる。また同時に一連の実験/CFD解析を通して、低レイノルズ数領域における翼面上の流れ場の理解が大きく向上した。



(a) 石井翼の空力特性および感圧塗料による2次元翼の圧力分布計測結果(東北大)

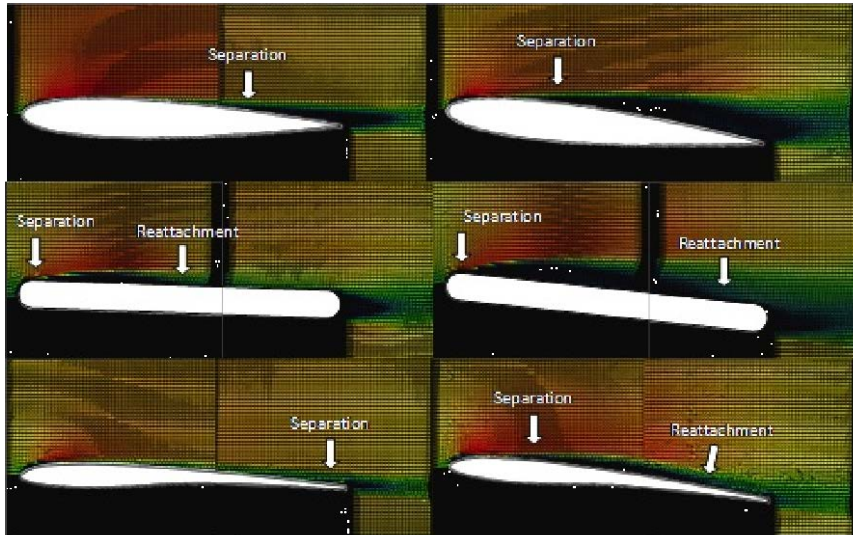


(b) LES 計算による翼面上の流れ場(宇宙研)



(c) 石井翼(3次元)の空力特性計測結果(九工大)

図 2.1 石井翼の空力特性評価



$\alpha = 2$  [deg]  $\alpha = 6$  [deg]  
 $Re = 2.0 \times 10^4$ における各翼型まわりの平均流れ場  
 (d) PIVによる角翼型周りの平均流れ場 ( $Re = 2.0 \times 10^4$ ) (九工大)  
 図 2.1 石井翼の空力特性評価(つづき)

ただし、それでも火星飛行機全体のシステムからすると成立させるためには、現状の空力性能よりもさらに高性能(最低2割up)が求められている。そのため、この翼型を出発点として、WGではさらに高性能な翼型を開発すべく、次の2つの方向性で研究を進めている。

- (i) 翼型の空力最適設計
- (ii) 微小デバイスによる空力性能向上である。

(i)に関しては、九工大(ISAS)と首都大学東京のグループがそれぞれ $(L/D)_{max}$ の $C_d$ 最小化を目的関数として、翼型の最適化に取り組んでおり<sup>[12]-[20]</sup>、一例として、図 2.2 および図 2.3 にあるような翼型の提案が出てきている。またこれらの結果の一部は実験により検証(図 2.4)されており<sup>[21]</sup>、得られた結果よりこれらの最適化された翼型は、石井翼に比べて高い揚抗比を有しており、飛行機システムを成立させるための要求を満たしている。

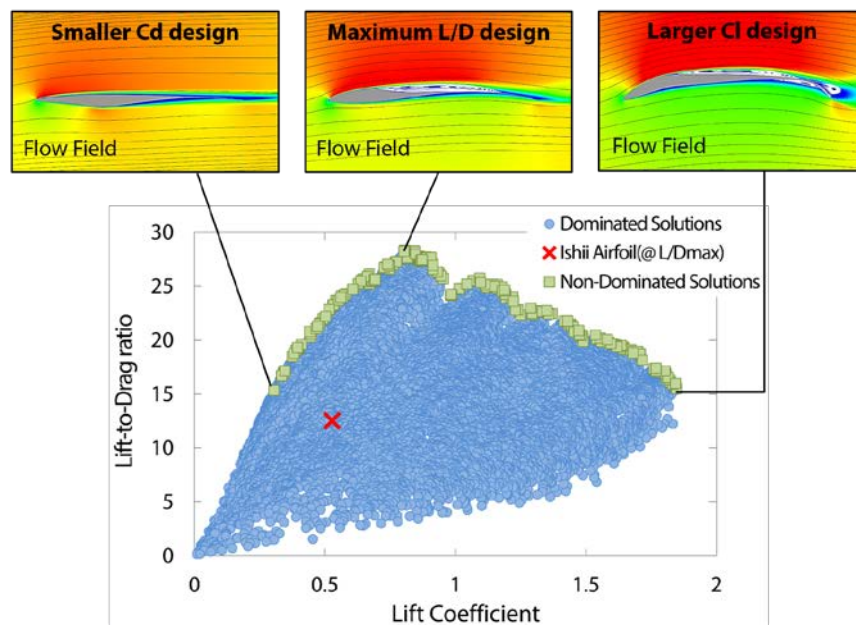
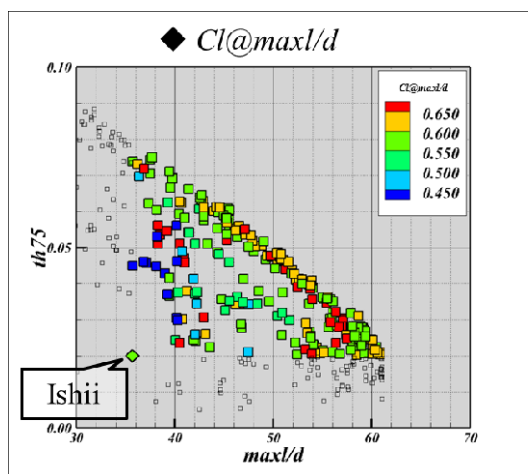
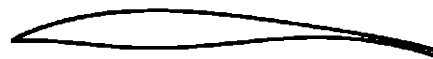


図 2.2. 最適翼型計算結果(佐々木ら)の一例<sup>[12]-[17]</sup>



(a) 多目的最適化結果



(b) 最適翼型形状の一例

図 2.3. 最適翼型計算結果（金崎ら）の一例 [18]-[20]

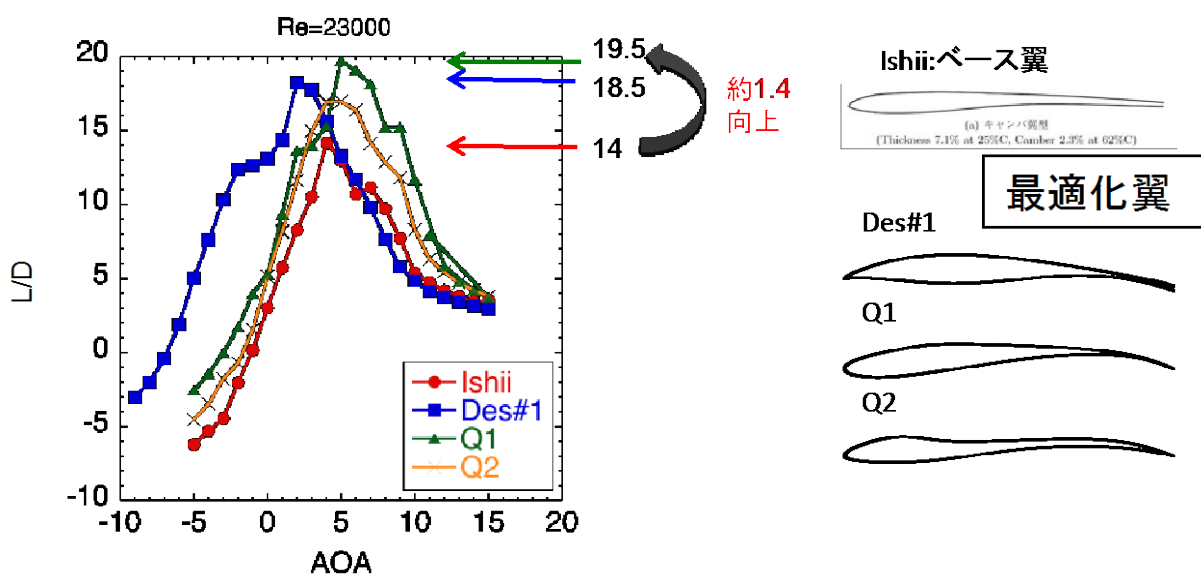


図 2.4. 実験による最適翼型の性能検証 [21]

(ii)に関しては、微小デバイスを前縁に張り出し、低レイノルズ数領域における翼性能を決める主要因である「層流剥離法」を前縁に固定して、性能を向上させようとする試みである [22]。ただし、現状の最適計算結果では、この効果を有する翼型も解の1つとして出てきている。

また微小デバイスについては、前縁だけではなく、翼の後縁下面に取り付けた際にも空力性能向上が確認されている [23-25]。これは、Gurney Flap と同等の機能を持つものであり、低レイノルズ数においてもその効果が確認できた。

現時点では飛行機システムを満足させるような翼型を得られたが、その翼型は非常に薄く、また構造上の問題（強度およびデバイスの取付など）も考えられる。今後は、更なる性能アップと共に構造強度、空力性能とのトレードオフを考慮した最適翼型を探索する必要も考えられる。

### (b) 非定常空力特性

低レイノルズ数において翼周りの流れに生じる非定常現象は、翼の空力特性に影響を与える。例えば、跡部らは迎角、レイノルズ数、マッハ数がある条件の場合に音響フィードバックループが形成され、大きな揚

力変動が生じるという結果を得ている [26],[27]. このことは、翼性能のロバスト性という面においては大きな問題となり得る. そのため現在, CFD (DNS 計算) と実験の両面からこの現象の解明に取り組んでいる [28]-[30].

また, 火星大気が有する大気の擾乱 (乱れ度) も空力特性に影響を与える要因の 1 つである. 過去には低レイノルズ数領域において主流乱れの影響で, 揚力曲線に大きなヒステリシスが生じることも知られており [31], 大気の乱れが地球よりも大きいと予測されている火星大気中で安定した飛行をするためには, その影響も調べる必要がある. このため, 東北大では, 火星大気風洞に乱流格子を導入し, 意図的に乱れ度を変化させてその影響を調べる実験を始めている [32],[33].

### (c) プロペラ翼の設計とその後流の影響

火星飛行機の空力的な課題としては, 主翼だけではなく, その推進系である「プロペラ」自身の翼型も低レイノルズ数の影響を強く受ける. そのレイノルズ数は, 主翼に比べて一桁小さい  $Re=O(10^3)$  から  $O(10^5)$  と幅広く, さらに翼端では, 回転数が早くなり圧縮性の影響も無視できなくなる, 低レイノルズ数・高マッハ数の特殊な環境になる. このような環境下において, 必要推進力を有する高性能な翼型に関する研究はこれまでに例はなく, 非常に興味深い.

この  $Re=O(10^3)$  の領域は, 昆虫などの飛行領域に入り, これまでに, この領域で性能の良い翼型 (かつ単純な構造) は, 三角翼型とされている [3],[34],[35]. 我々はこの三角翼型をベースに, 低レイノルズ数・高マッハ数における翼型の性能を詳細に調べている (図 2.5) [36]. 特に, 低いレイノルズ数かつ高いマッハ数まで独立に変化させることの出来る風洞は世界に唯一, 東北大学が有する「火星大気風洞」しかなく, 貴重なデータを整備するとともに, CFD との比較などから, さらに高性能な翼型への改良を行っている. [37][38]

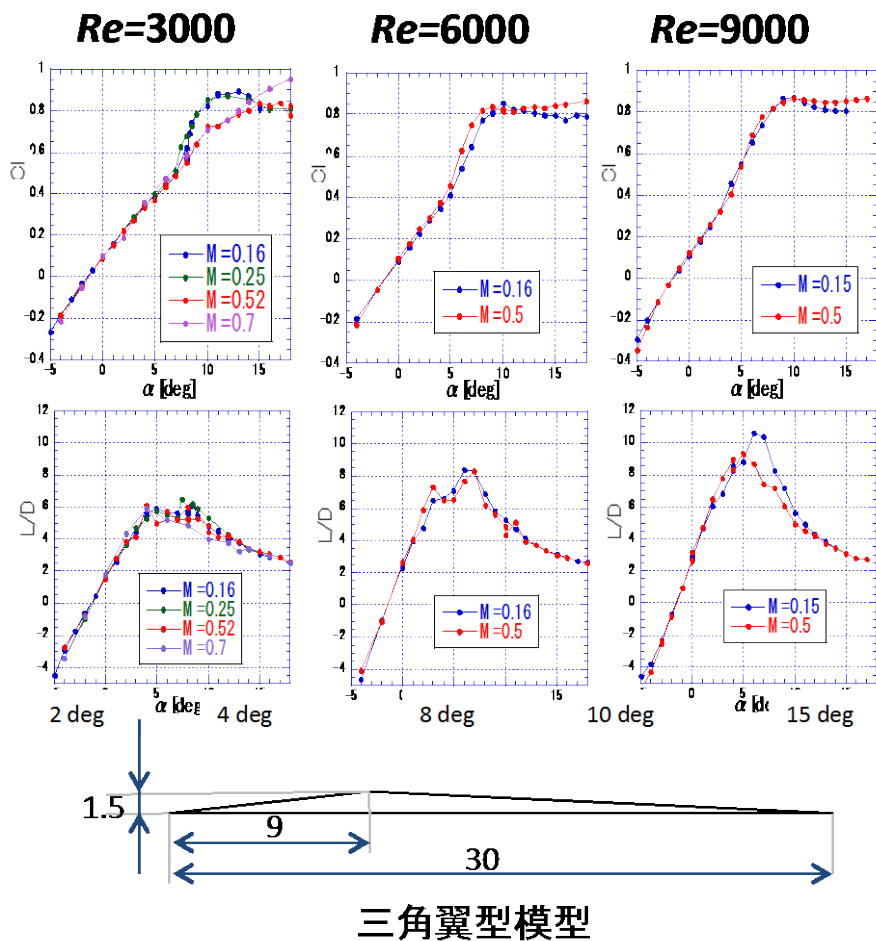
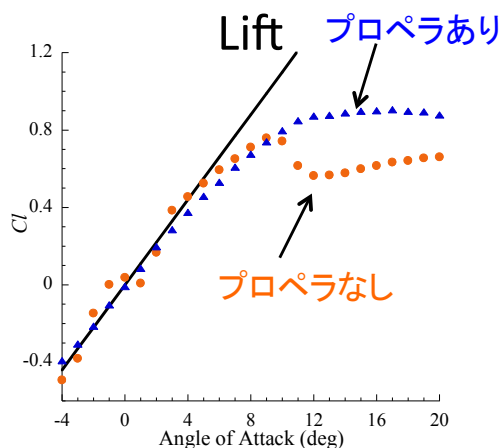


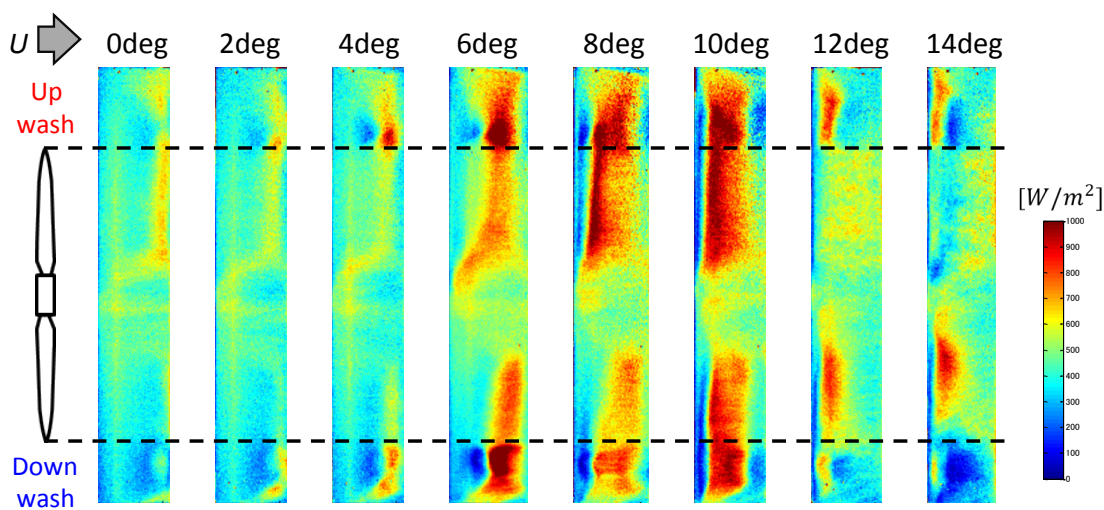
図 2.5. 三角翼の空力性能 (Re 数およびマッハ数の影響)

次に、プロペラそのものの設計とは別に、プロペラが生み出す後流によって主翼の性能がどの程度変化するかについての研究も行っている<sup>[39]-[45]</sup>(図 2.6). 特にこのプロペラ後流が層流剥離泡に与える影響と、その結果、主翼の性能がどの様に変化するのかを明らかにすることがキーとなってくる.

これまでに得られた知見では、プロペラ後流によって、剥離泡の生成を抑制し急激な揚力特性の変化がなくなることと、プロペラを翼端に配置することにより低アスペクト比の翼においても空力性能が向上するということがわかっている.



(a) プロペラ後流が空力性能に及ぼす影響



(b) プロペラ後流による流れ場の変化

図 2.6. プロペラ後流が主翼の空力性能に及ぼす影響

#### (d) 全機形状の空力特性

主翼、推進系(プロペラ)などの各サブシステムについての空力特性の把握とその高性能化を進めることは重要な課題であるが、全機形状の空力特性に関しても把握しなければ、飛行制御系の検討や開発を行うことは出来ず、システム的な成立性が議論できない.

このため、2016 度実施予定の高高度飛行試験(3章参照)における機体の風洞モデルを作成し、その

空力特性を調べている [46]-[51] (図 2.8). またこれに併せて CFD も進めており(図 2.9), 実験との対比, また実験では困難な(低レイノルズ数, 高マッハ数)領域における計算結果などを実施し, 多くの知見が得られている. [52]-[57]

この全機形状の空力特性における課題は, 全体の揚抗比の低下などいくつか挙げられるが, 重要な点は, 操舵面の舵効きの悪さである. 特に舵角を大きく変化させた場合でもトリム点の移動量は少なく, 制御系への負担が大きくなっている. この原因については, 調査中であるが, 一つは, 火星飛行機特有の形状が挙げられる. これは火星に飛行機を運ぶ際には, 主翼を折り畳みカプセルに収納する必要があるため, エルロンや水平・垂直尾翼に制限が出来てしまう. このため十分な面積や配置を確保することが難しい. この件は, 構造も含めた今後の課題である. もう一つは, やはり低レイノルズ数に起因する層流剥離泡や主翼・翼胴からの後流が尾翼(水平, 垂直)に与える影響が大きく出ているのだと考えられる.

全機形状における課題は, 今後は空力性能だけを考慮するだけでなく, 火星飛行機特有の構造的制限も踏まえて最適な形状を検討する必要がある.

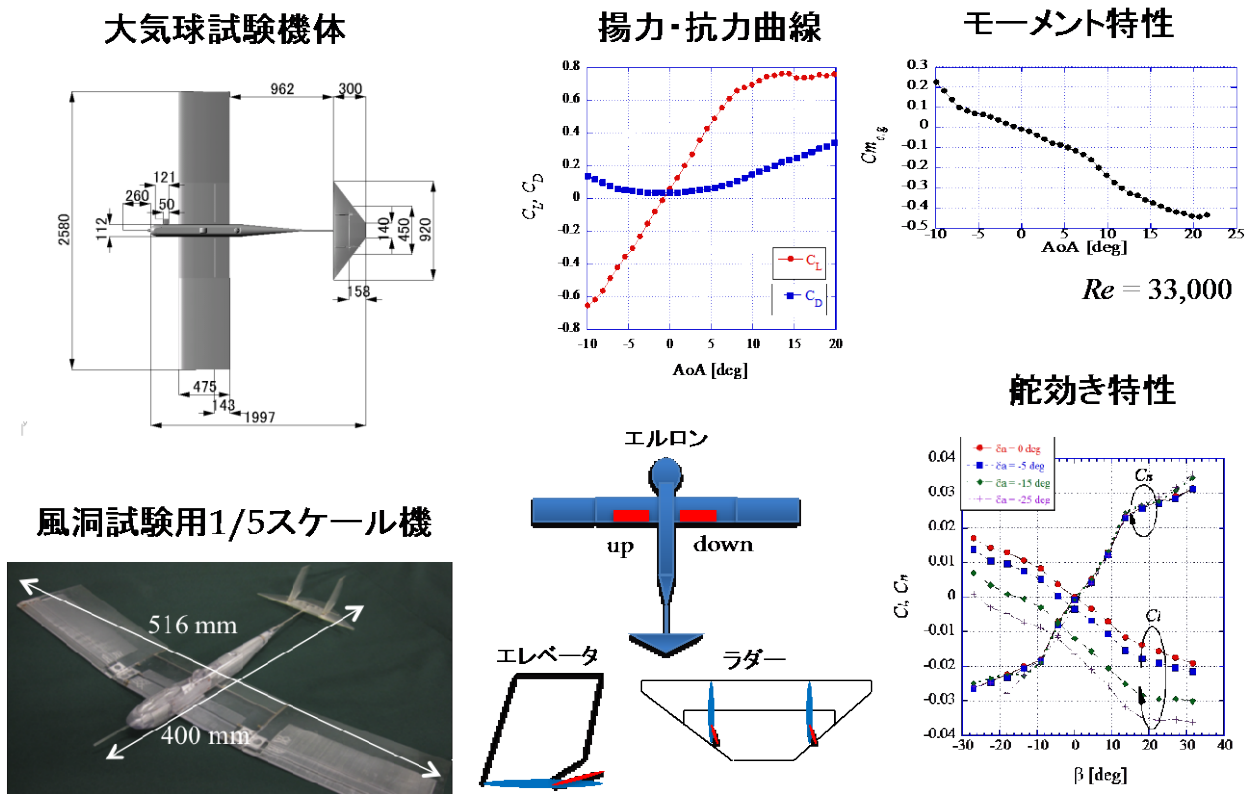


図 2.7. 大気球試験機の全機形状空力特性

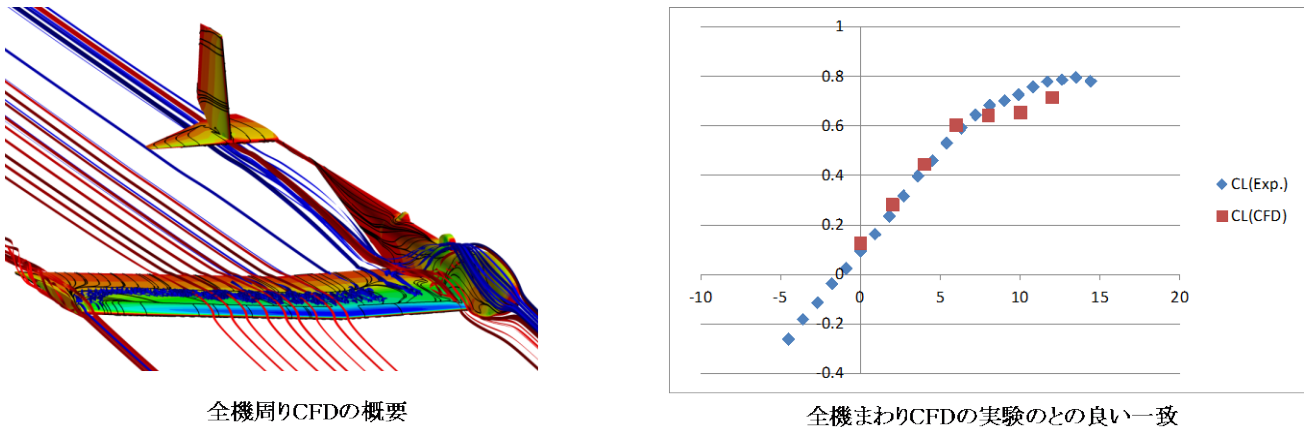


図 2.8. 全機形状の CFD 結果

### (e) まとめ

以上、これまでの取り組みを網羅的に述べてきた。火星探査航空機を実現する上で空力技術は、一番初めに考えるべき重要な課題にして、学術的な価値も非常に高い。そのため、多くの研究者が参画し、数多くの研究成果を得ることが出来た<sup>[58]-[92]</sup>と同時に、当初の目標値である性能もクリアしている。ここでは、成果の一部を抜粋しているが、それらのほとんどに関しては参考文献番号を付与した。詳細を知りたい方はそちらを参考にして頂きたい。

## 3.2 構造<sup>[93]-[95]</sup>

火星の重力加速度は地球の約 1/3 であるが、大気密度は 1/50~1/100 程度である。即ち火星飛行機を成立させるには、地球の航空機と比較して翼を大型化するか、高速で飛行して空気力を確保する必要がある。現状では観測条件や必要電力等の理由から大幅な飛行速度の増加は難しく、比較的大型の翼を装備する事が想定されている。

この場合の構造への要求は単純であり、なるべく軽量の翼を提供することである。すなわち揚力の釣り合い式から、火星探査用航空機においては主翼の軽量化が重要な課題である事が示されている。

このような要求に対して、WG では以下の2つの方式について検討を行った。一つは、通常の航空機と同様の桁・小骨・表皮で構成される翼形式で、軽量の桁を製作する方法であり、もう一つは軽量プラスチック成形技術による超軽量機体構造を作製する方法である。

まず前者については、アルミもしくはマグネシウムの超軽量削り出し加工と薄層プリプレグCFRP (0.05mm/枚) 表皮板による製造法を検討し、その結果、最小厚み 0.3mm のマグネシウム削り出しで安定した加工に成功し、スパン長 0.5m、翼弦長 125mm、8.6mm 厚みの桁+小骨の構造で約 15g (約 240g/m<sup>2</sup>) を達成した(図 2.9)。この結果から主翼構造の重量推算式を導出している。さらに、非常に軽量の主翼を開発するため、金属製の桁・小骨とポリイミドフィルムの表皮を持つ主翼構造の試作を行った。主翼の強度と軽量性を確保するため、主桁には高強度を持つ新しいマグネシウム合金(クマダイ合金、強度 400MPa 程度)を採用し、小骨の材料である通常マグネシウム合金(AZ31)板と摩擦攪拌接合で一体の板を製造した後、桁と小骨を一体化して削り出し加工を行い、非常に軽量の翼構造を得た。またマグネシウムに接着剤・粘着剤等を用いず直接ポリイミドフィルムを融着する技術を開発し、この主翼構造に直接ポリイミドフィルムを融着して表皮とする事で非常に軽量・高強度な主翼(設計条件を満たして約 300g/m<sup>2</sup>)の開発に成功した。(図 2.9) 現段階では、ポリイミドフィルムの融着時に表皮に若干皺が入っている状況である。作業用の治具の改修で対応可能と考えている。また融着部については、耐放射線性等の宇宙環境耐性が完全に確認されておらず、これらの試験も要する。金属桁を用いた主翼の製造技術としては、大枠は達成できたと考えている。上記の宇宙環境耐性の確認、主桁強度を高めるための摩擦攪拌接合の条件設定、より皺の少なくなる融着治具の設計、等々製造上の諸条件を詰めて行く事が今後の課題である。また別途試作品の破壊試験を実施し、強度の確認を行う予定である。

後者については、炭素繊維強化プラスチック製の桁と小骨構造および発泡スチロール製の外板の主翼構造様式を検討し、半裁翼の試作を行って目標面密度の実現可能性について評価した(図 2.10)。また、発泡材料の予備引張試験、放射線被爆予測と簡易試験を実施した。さらに構造様式の改良と試作を繰り返し、面密度 386g/m<sup>2</sup> (目標 389g/m<sup>2</sup> 以下) でほぼ終局荷重倍数に耐え得る主翼構造の試作を完了した。また、放射線環境下での発泡スチロールの機械的特性(引張強度、ヤング率、寸法変化)の変化を調べ、火星探査飛行ミッションへの影響は少ないという見通しを得ている。

上記の2種に加えて、すべての要素を複合材で一体成形する翼の試作も試みた。その結果を図 2.11 に示す。現段階では試作は終了しており、その製作方法に関しては、一定の成果を得られたが、重量的にはシステム要求を満足することは出来ておらず、構造強度と重量とのトレードオフ関係になるといえ、その評価については今後の課題となっている。

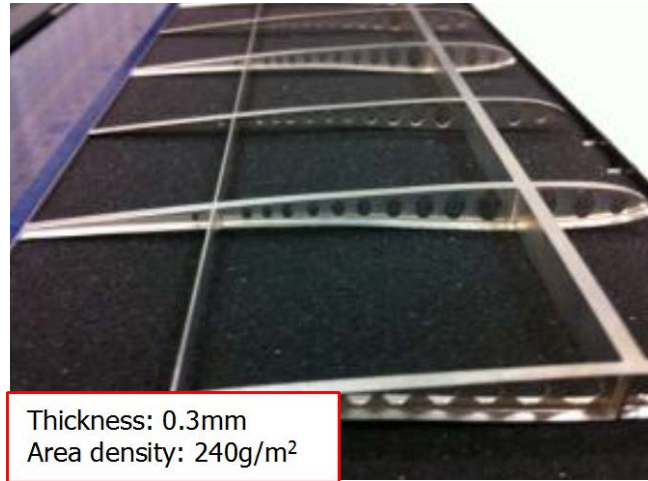
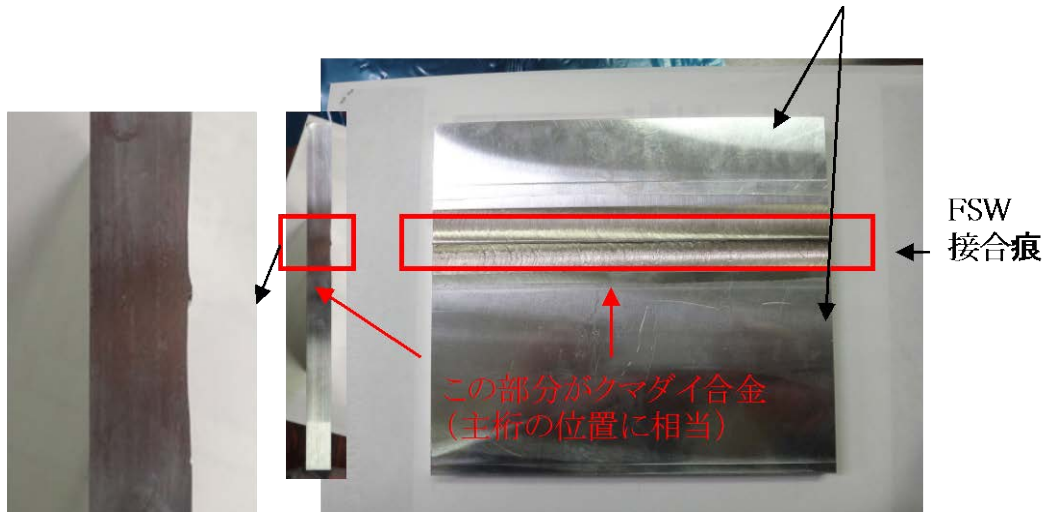
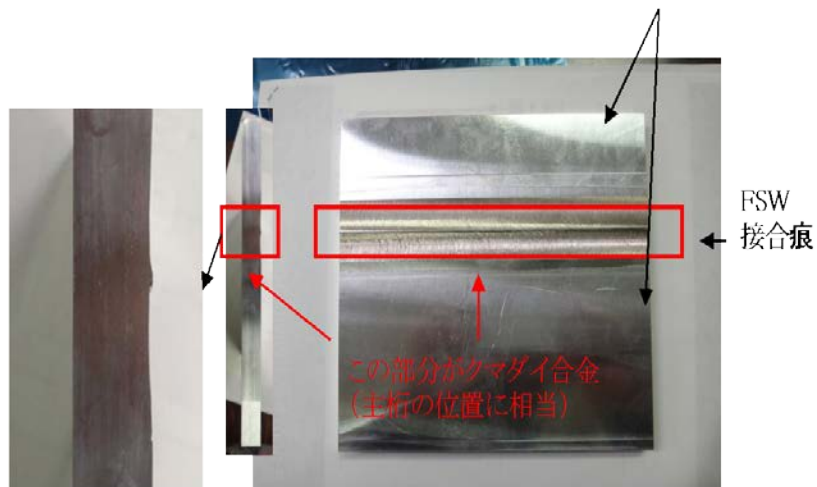


図 2.8. マグネシウムの超軽量削り出し加工による主翼構造の試作



摩擦攪拌接合を行った削り出し前の板



摩擦攪拌接合を行った削り出し前の板

図 2.9. クマダイ合金を使用した主翼構造およびポリイミドフィルム表皮の翼試作

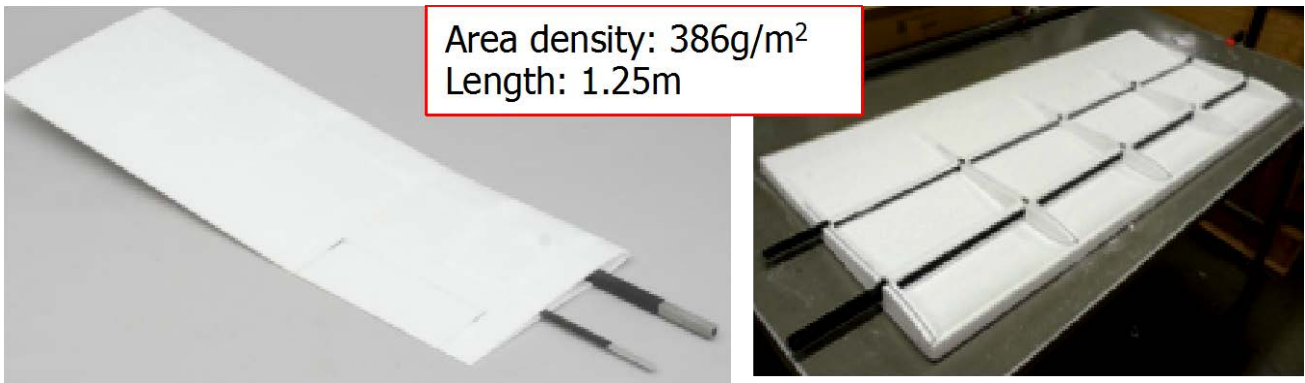


図 2.10. 炭素繊維強化プラスチック製の桁と小骨構造および発泡スチロール製の外板の主翼構造様式



図 2.11. 複合材翼の試作

### 3. 3 推進 [96]-[103]

火星飛行機のプロペラは  $10^3 \sim 10^4$  程度のレイノルズ数( $Re$ ),  $0.3 \sim 0.6$  のマッハ数( $M$ )での作動が予想される。この程度の  $Re$  で作動する回転翼としては、ラジコン飛行機の小型プロペラ、小型ヘリコプタ用のマイクロロータがあるが、その設計方法は確立されていない。地球での小型回転翼と比較して、火星飛行機用プロペラには以下の特徴がある。

(1)火星飛行機用プロペラでは、マッハ数が高い。

(2)火星飛行機用プロペラでは、空気力に比べ大きな遠心力が作用する。

火星飛行機用プロペラを開発するに当たっては、地球での小型回転翼に関する成果を踏まえ、上記2点に注意した設計を行う必要がある。

このため、WG では、低レイノルズ数、高マッハ数で高い推進効率を持つコンパクトなプロペラ、及びプロペラを駆動する軽量で高効率なモータ、同ドライバを開発することとし、研究開発を進めてきた。ここでは、まずプロペラの設計、性能評価について述べ、次にモータおよびドライバの開発について述べる。

#### (a) 高性能プロペラの設計開発

プロペラの翼型については、すでに2. 空力(c)にて述べた。プロペラの設計については、 $10^5$  乗程度のレイノルズ数で用いられる Adkins と Liebeck の方法(翼型データは東北大学の火星大気風洞で取得)で設計し、実際にプロペラの試作を行い、その性能を惑星大気風洞で測定した。その結果、予測値と実験結果の比較から火星飛行機のプロペラは上記の方法で設計可能であることを示すことが出来ている。

また、プロペラの翼型については、初期の段階では、三角翼型で設計を行ったが、AdkinsとLiebeckのプロペラ設計手法の妥当性を評価したのち、プロペラ効率を上げるために翼型の改良を行った。プロペラ効率は翼型の最大揚抗比に依存する。火星飛行機用プロペラでのレイノルズ数、マッハ数における、高い最大揚抗比を示す翼型を提案し、東北大学火星大気風洞でその性能を確認した(図 2.12)。また、本翼型を有する改良型のブレードを設計、試作している。加えて、エントリカプセル収納時におけるコンパクト化を目指して、**後退角を持つ平面形の提案も行った**。この後退角の効果については、Adkins と Liebeck の方法では考慮できないため、プロペラ性能に対する後退角の効果を CFD によって検討した(図 2.13)。その結果、後退角はプロペラの高負荷化をもたらす、すなわちコンパクトに貢献することが分かったので、後退角を持つブレードを設計、試作した(図 2.14)。

火星飛行機用プロペラには、(1)高効率化、(2)高負荷化が望まれる。(1)プロペラ効率が高まると、モータ、ドライブの質量減少、すなわち推進器全体の質量が減少する。また、(2)プロペラの負荷が高まると、プロペラがコンパクト化しカプセルへの収納が容易になるためである。

これまでの研究開発において、プロペラの設計は翼素理論をベースにした Adkins・Liebeck の方法が適用可能であること、すなわち翼型性能がプロペラ性能に直結することが分かった。プロペラの(1) 高効率化、(2) 高負荷化のためには、最大揚抗比が大きく、その際の揚力係数が高い翼型の使用が重要である。また、翼型性能に対するマッハ数の効果が小さいことも分かった。

このため、現時点の成果において、(マッハ数効果を気にすることなく)  $10^3 - 10^4$  のレイノルズ数で高い最大揚抗比(約8)、その際の揚力係数の高い(約 1.0)を持つ翼型を最終的に提案している。さらに継続的な研究を続けることにより、火星飛行機用プロペラによりふさわしい翼型が提案されることで、プロペラ性能の向上が期待できる。

上記に加えて、後退角をつけることで翼端渦を翼負圧面上に位置させることによる翼負圧面の低圧化、すなわちプロペラの高負荷化が可能であることを示した。プロペラの高負荷化は、上記の様にプロペラのコンパクト化を可能にする。しかし、前縁剥離渦の利用の場合と同様に、後退角によってプロペラ効率は低下するので、上記(1)、(2)の両要求を考え後退角を決定することが必要である。

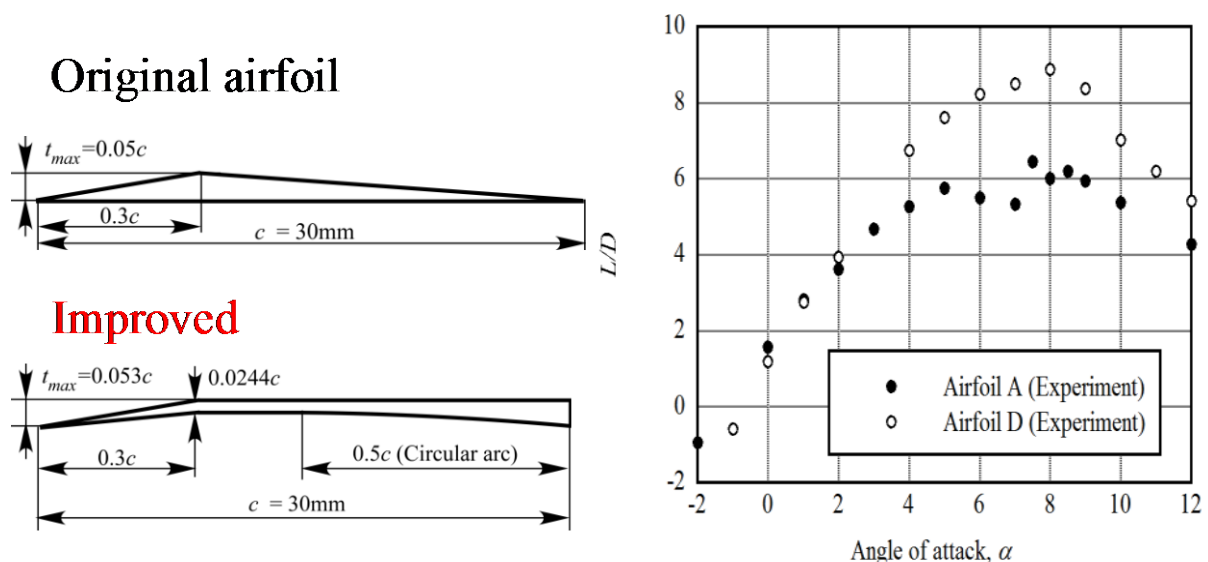
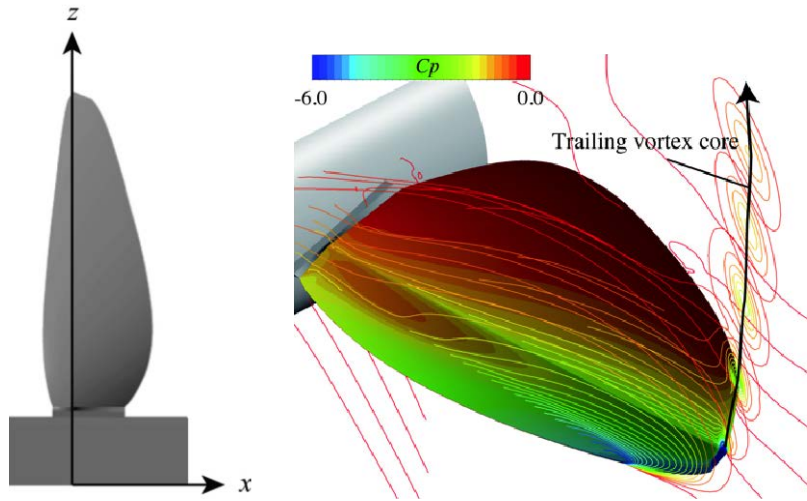
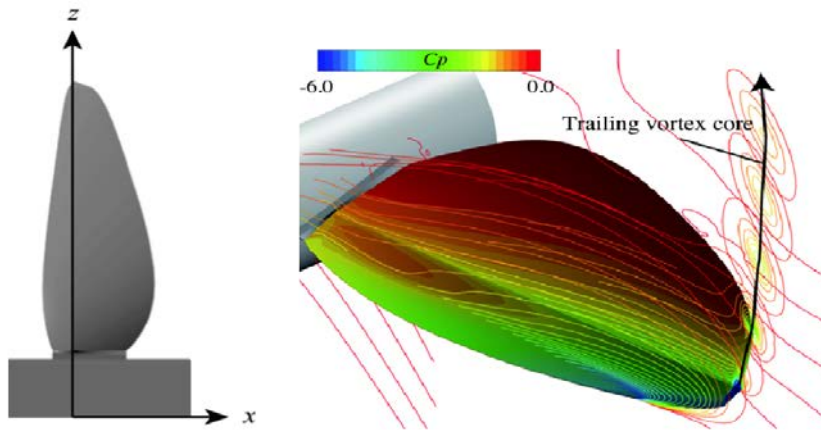


図 2.12. プロペラ用三角翼の改良



(a) Original blade



(a) Original blade

図 2.13. プロペラ性能に対する後退角の効果の CFD

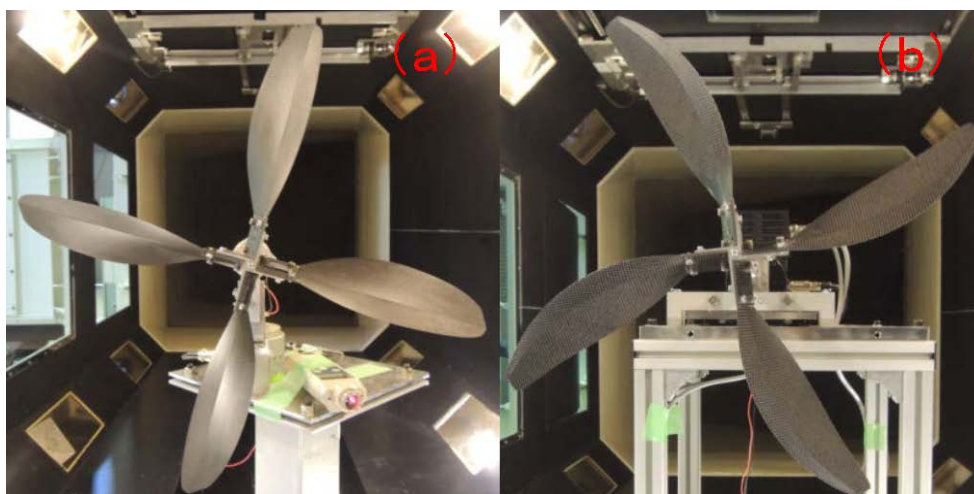


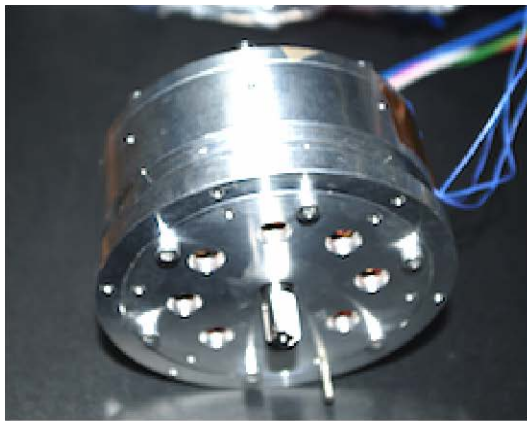
図 2.14. プロペラの試作 (a) オリジナル三角翼, (b) 改良型の三角翼

### (b) 軽量・高効率なモータの開発

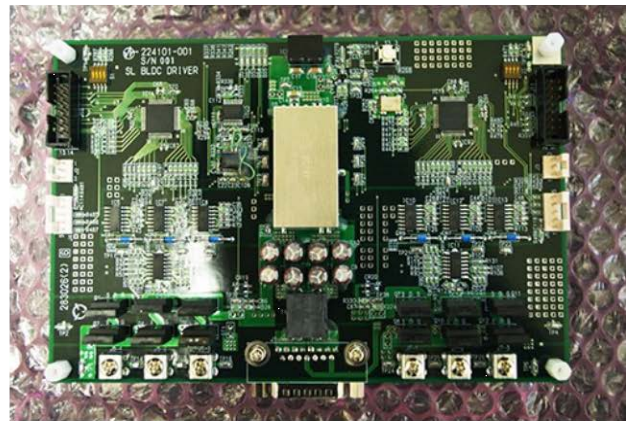
火星飛行機の質量制約が厳しい中、質量の20%を占めるモータとそのドライバの質量を低減することは必須である。このため、火星飛行機推進用モータシステムの開発において、駆動時のモータ内部の温度上昇を把握し、熱伝達特性の改良を行い、仕様に対してモータサイズを最適化し、ドライバの部品選定過程で軽量化可能な素子ならびに構成を選択することで、軽量化を図ることを目的とした。これまでにモータの軽量化を行うために以下の方策を採用した。(1)発熱部の熱を逃がしやすく、ブラシレスモータを採用、(2)モータの要求仕様に対するステータ・ロータ構成の最適化、(3)低温環境での駆動を前提として世界最高磁力の磁石を採用、(4)ステータと支持構造間の熱伝導を高めることで、駆動時の平衡温度を下げ、モータサイズを低減、(5)モータ内部に熱がこもる構造(ワニスの利用等)を回避する拘束方法を採用、(6)大気流入孔の設置による放熱性能の向上。以上の方策を施し試作したモータを宇宙科学研究所の惑星大気風洞で火星飛行機の運用状態に近い状態で駆動し、平衡温度を確認した。次に、モータドライバの軽量化を目的として以下の方策を用いた。(1)2個のモータを一つのドライバで駆動することで共用部品を増やす、(2)センサレス駆動にすることで、I/Fを含めシステム全体として軽量化、(3)駆動制御のための計算コアを周囲回路も含めて一番軽量となるように選定。実際に上記の検討を反映したドライバを試作し、動作確認を行った。

上記モータとドライバの合計質量は0.91kgであり、当初見積もり質量よりも30%以上の削減がなされたものの目標値の0.81kgまではさらに0.1kg削減が必要な状態にある。モータ単体では、雰囲気温度摂氏20度、平衡温度100度でロータとステータの質量0.56kg、最大連続駆動2360rpm、0.167Nmの仕様を実現した。一方、ドライバでは、0.17kg、116x175x10mmを実現できた。(図2.15)

今後も引き続き、モータの小型化、筐体の材料変更による軽量化等の改善を進める予定であり、次のような方策、(1)ドライバボードをフレキシブル基板化する、(2)低速でもセンサレス駆動できるようにする、(3)モータサイズの最適化を行う、(4)伝熱性能の向上によるモータサイズダウンを図る、(5)ロータへの熱伝導、放射がどの程度のカップリングとなるのかを考慮して、運用時間、ステータ最高可能温度からモータサイズを下げるなどを検討している。



(a) High power brushless motor



(b) Motor driver (2 in 1)

図 2.15. 試作したモータおよびモータドライバ

### 3.4 電源<sup>[104]-[110]</sup>

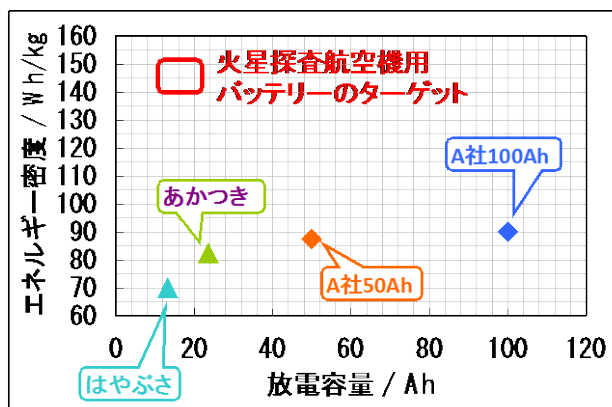
WGでは機体に内蔵したバッテリーから放電して飛行しつつ、機体表面に搭載した太陽電池で発電して航続距離の延長及び軟着陸後の動作継続を図ることを目的としている。このため、軽量・高エネルギー密度のバッテリーおよび火星に適した太陽電池の開発が求められている。

まず火星飛行機用のバッテリーについて述べる。バッテリーには、高エネルギー密度 (Wh/kg)、高放電レート特性が求められる。本研究では、アルミニウムに代えてステンレス箔を基材に用いたラミネートフィルムでケースを製造し、10Ah 級のリチウムイオン電池を試作する。ステンレスの高剛性ゆえ強度補強が不要で、エネルギー密度を飛躍的に向上し、火星飛行機の実現に寄与する。また 10Ah 級の小型宇宙用電池は存在しないため、他の小型宇宙ミッションにも貢献できる。このような要求に基づいて、バッテリーは、容量 10Ah のセルを試作し、エネルギー密度 118Wh/kg という従来にない高いエネルギー密度を達成した(4.1V 充電時) (図 2.16)。この電池は、本年度、小型月着陸実験機 SLIM への搭載が決定した。さらに、充電電圧を 4.25V に高めることで、容量 11Ah、エネルギー密度 129Wh/kg を達成した。ただし容量劣化が加速するため、火星飛行機を含む短期ミッション用の運用方法となる。

次に、太陽電池には、高出力密度特性 (W/kg, W/m<sup>2</sup>) が求められる。そこで約 30% の高い変換効率を持ちながら、厚み約 10 $\mu$ m で軽量・柔軟な IMM3J 太陽電池セルをベースに改良を加える。火星大気中には大量のダストが浮遊し、これを通過した太陽光スペクトルは長波長寄りに変化するため、太陽電池の構造をこれに最適化することで効率向上を目指す。これらはいずれも世界初の試みである。本研究では、太陽電池は、IMM3Jセルの構造を改変して、火星大気を通過した太陽光スペクトルに最適化することで、従来型から約 9% の効率向上を達成した(図 2.17)。典型的な条件での発生電力は約 14mW/cm<sup>2</sup> となる。

これまでの研究において、火星飛行機のシステムを成立するための性能に関してある程度の見通しを得られた。まずバッテリーについては、充電電圧を高める、容量を増す、ステンレス箔を薄くする、電池の材料系を見直す、といった方策により、さらなるエネルギー密度の向上(目標:140-150Wh/kg)と、宇宙環境での長期運用性評価を行う。エネルギー密度の向上は、構造解析の詳細化による部材の軽量化や、電池材料系の見直しにより実施する。

太陽電池は、実運用を考慮した設計を進める。太陽光スペクトルは時刻や気象条件により変化し、いずれの条件で運用しても一定以上の性能を得られねばならない。火星環境モデルの集約と太陽電池の構造最適化により、これを実施する、ということで火星探査航空機のシステム要求を満足するといえる。



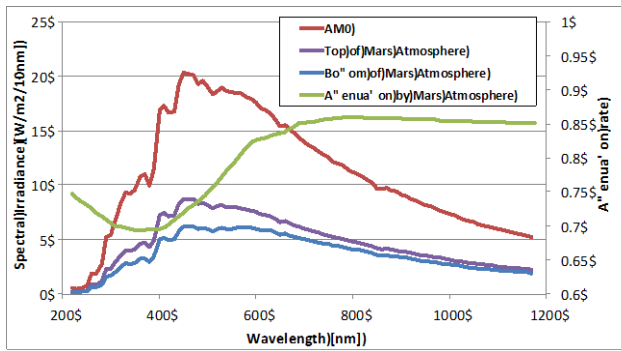
各種宇宙用電池のエネルギー密度

定格容量	10Ah
寸法	184 x 154 x 8.4 mm
質量	330g以下
エネルギー密度	118Wh/kg
ラミネート構成	PET/SUS/PP

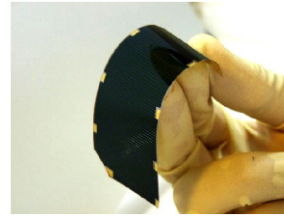


試作した電池の仕様

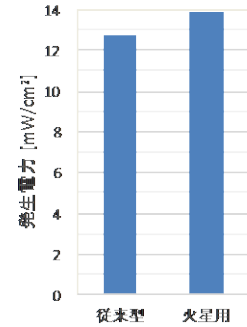
図 2.16. SUS ラミネート Li-ion バッテリー



AMOおよび火星大気中の太陽光スペクトル



IMM3J太陽電池セル



火星大気中での発生電力

図 2.17. 火星用太陽電池パネル

### 3.5 航法誘導制御<sup>[111]-[125]</sup>

火星では GPS が利用できないこと、磁気方位計が使えないこと、エアデータセンサの精度が落ちること、などが航法誘導制御の点からは非常に不利な点である。また誘導航法制御機器の軽量化も火星飛行機の成立性の観点から重要である。もちろん、地球火星間の通信距離・通信速度を考えると遠隔操作をすることは難しく、自律飛行システムを組み込む必要がある。これらのことから、太陽光と地面からの輻射を利用した姿勢検出装置の設計や搭載予定センサ評価実験、角速度計出力を利用した任意個数のバーチャルセンサを構成するアルゴリズムの開発、姿勢検出ユニットの試作などを行った。(図 2.18)

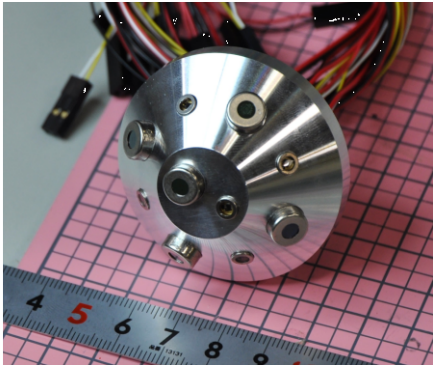
加えて、火星大気中には乱流現象が存在し、強い風を伴う塵旋風などの気象現象も頻繁に発生することが知られている。火星での飛行ミッションを成功させるには、火星気象のもとでの安定な飛行を可能にする機体や飛行制御システムを開発する必要がある。しかし、飛行にとって重要な小さな空間・時間分解能の火星気象についての観測例は少ない。そこでまず運動シミュレーションに用いるための火星気象モデルの確立を目指した。その結果、地球での塵旋風モデルと火星探査における気象観測データを合わせることで、火星での塵旋風モデルを定義することができた。また火星大気の CFD 結果から火星の連続突風の統計量を定義した。(図 2.19)

また火星の突風中の飛行では大きく姿勢が乱れることが予想される。そのような状態から復帰しミッションを成功させるには、姿勢角を用いた安定化制御が有効である。そこでサーモパイルセンサを用いた姿勢検出システムを開発しその性能評価を行った。(図 2.20)

この中で特筆すべき成果としては、火星飛行機の運動シミュレーションに供することのできる火星大気モデルを定義したこと、このモデルを用いた火星気象中での飛行シミュレーションを行い、ミッションの成立性を検討したことが挙げられる。また地表や大気からの放射を利用して姿勢角を推定する姿勢角推定システムとそのアルゴリズムを提案した。さらにエンジニアリングモデル、フライトモデルを製作し性能評価を行った。その結果、約 1.2°の精度で姿勢検出が可能であることを示した。

また姿勢検出システムに加えて、火星飛行機の位置推定についての研究も進めている。ここでは、これまでに撮影された高解像度の地上データを元に火星飛行機に搭載したカメラからの画像とマッチングさせることにより、飛行している領域を推定する方法である。現時点では、飛行機に搭載できる処理装置の負担をなるべく減らしたアルゴリズムによるイメージパターンマッチングのアルゴリズムを開発し、その検証試験を実験室レベルで行っている。(図 2.21)

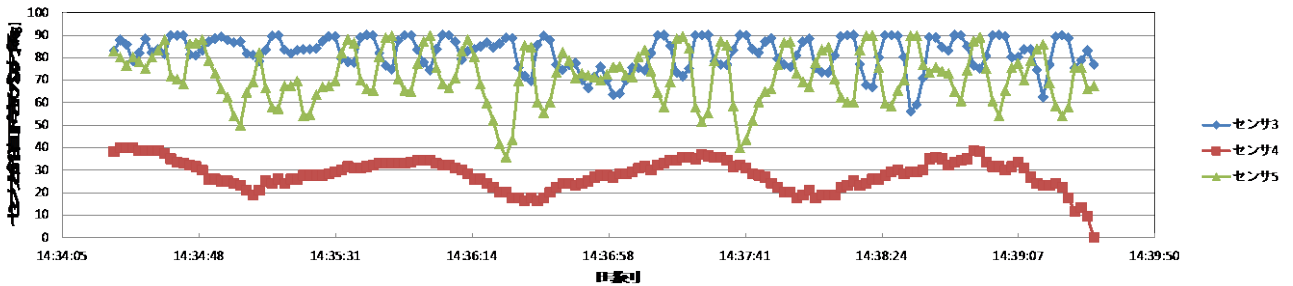
最後に、火星気象は地形や時刻、季節の影響を強く受ける。そこで実際の火星探査ミッションを想定した飛行プロファイルを定義し、火星気象モデルをより精密化する必要がある。また提案姿勢検出システムは、火星環境でも地表・大気からの放射を計測して精度よく姿勢を推定可能であることを実証する必要がある。



姿勢検出センサフライトモデル

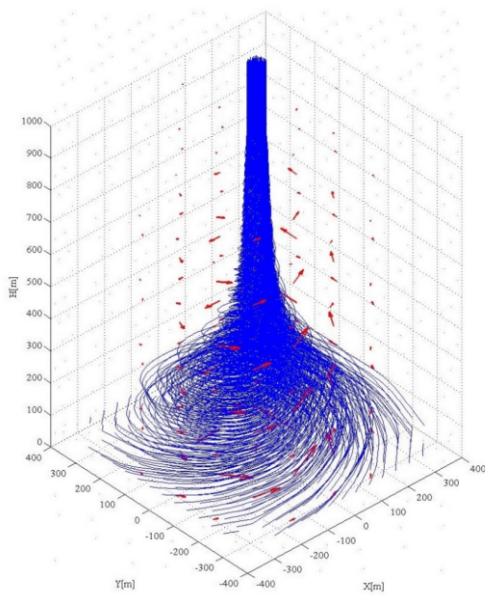


ゾンデを使った高高度実証試験

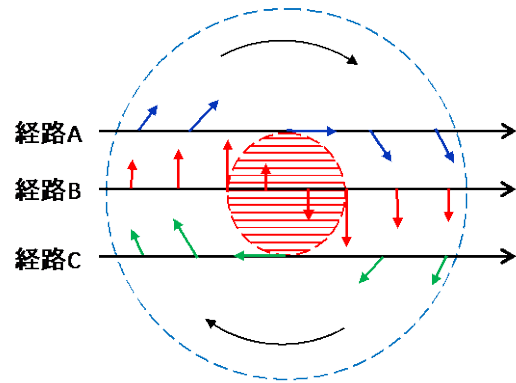


高高度実証試験での各センサ姿勢角履歴

図 2.18. 姿勢検出センサフライトモデルおよびゾンデによる高高度実証試験



火星の塵旋風モデル



塵旋風の中を飛行する三つの目標経路への追従制御のシミュレーション

図 2.19. 火星での塵旋風モデル



ジンバルを使った精度検証試験

図 2.20. サーモパイルセンサを用いた姿勢検出システムの性能評価

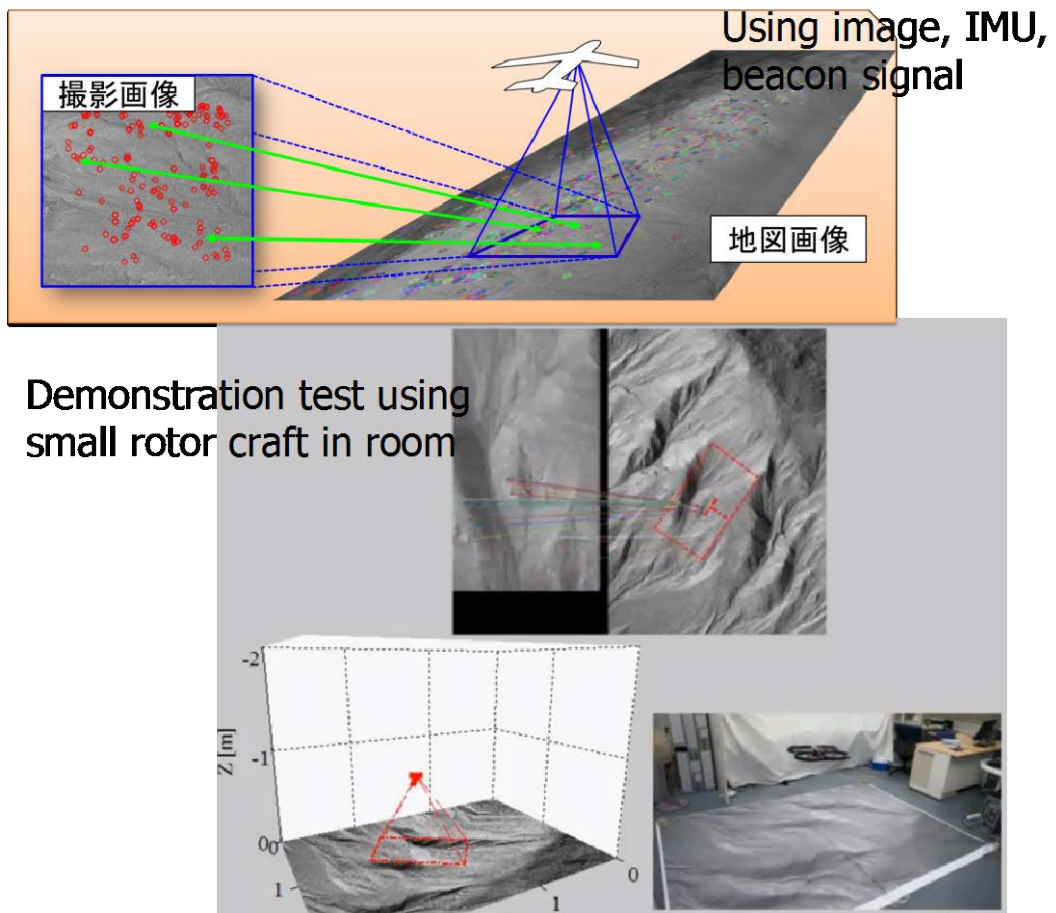


図 2.21. イメージパターンマッチングを利用した位置推定アルゴリズムとその実証試験

### 3.6 希薄気体環境下での高効率熱管理システムの研究開発<sup>[126],[127]</sup>

火星飛行機において持続的な飛行および軽量化を図るためには、プロペラ推進用のモータからの局所的な発熱を効率よく大気中へ放熱し、一定温度に保つことが不可欠である。ただし、飛行機は希薄気体環境を飛行するため、一般的な放熱フィンだけでは不十分である。この局所的、かつ複数の発熱を、大面積を有する翼構造及び機体構造へ輸送し、放熱する必要がある。このためループヒートパイプ(LHP)とよばれる熱輸送デバイスを用いる。ここでは複数蒸発部を有するLHP(Multiple Evaporator LHP, MLHP)を想定し、各発熱部からの発熱を効率よく、かつ均等に輸送する高効率熱管理システム及び制御手法の研究開発を行うこととした。

この中で、複数蒸発部を有するLHP自体の研究開発は、他の戦略的開発研究「高機能熱輸送制御の研究(代表者:長野方星(名大))」によって実施されている。ここでは、飛行機の熱システムに関する一次検討として、火星探査航空機の熱数学モデルを構築し(図 2.22)、ミッションシナリオに沿った運用の中で、どのサブシステムがクリティカルに影響を及ぼすのかを調査した。その結果、プロペラを駆動させるモータの発熱が非常に大きく、ミッション時間内にその許容温度範囲を大きく超えることが分かった(図 2.23)。これに対して、モータの放熱機構を別途検討し、モータのケースに肉抜き穴を開け(図 2.24)、ステータを直接空冷することで、温度上昇を抑え、許容温度範囲に抑える見通しを得た。これらの結果は、モータの試作に反映し、4(b)への結果に繋がっている。今後は、熱数学モデルの詳細化、特に搭載機器およびミッションプロファイルにおける発熱を詳細にし、かつ、MLHPなどの高機能熱制御デバイスを組み合わせて効率的な熱制御(と同時に機体の軽量化)を目指すこととする。

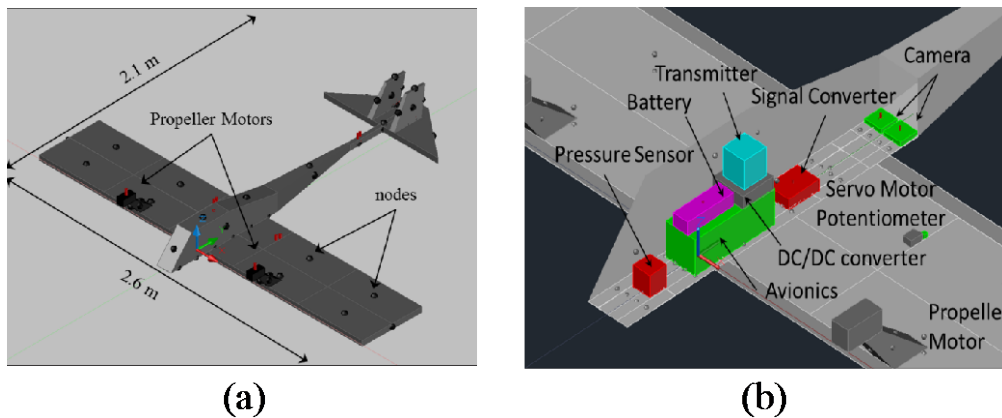


図 2.22. 火星探査航空機の熱数学モデル (a)全体, (b)搭載機器の詳細

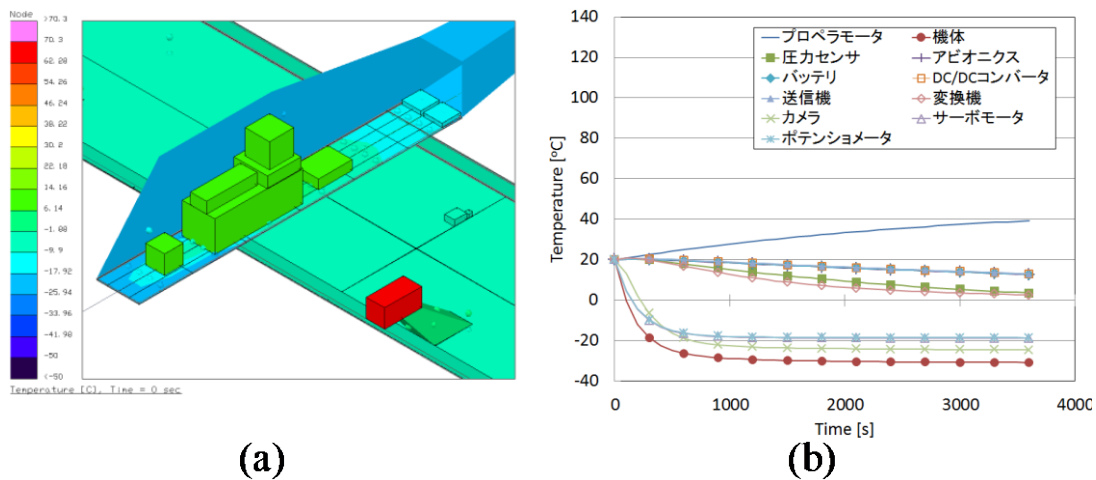
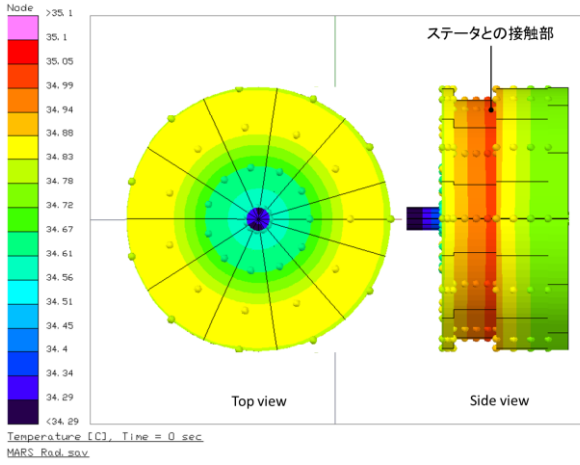
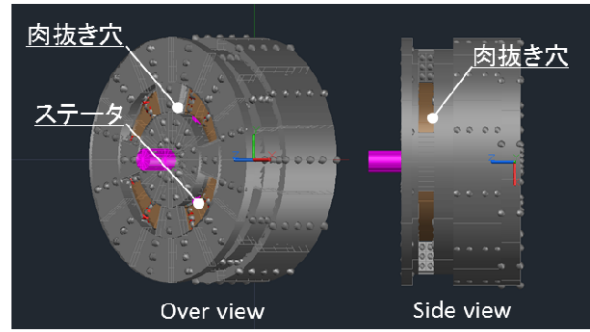
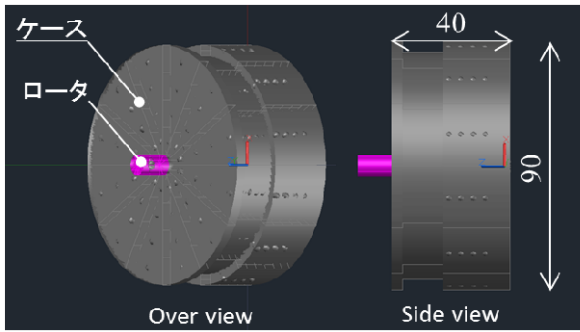
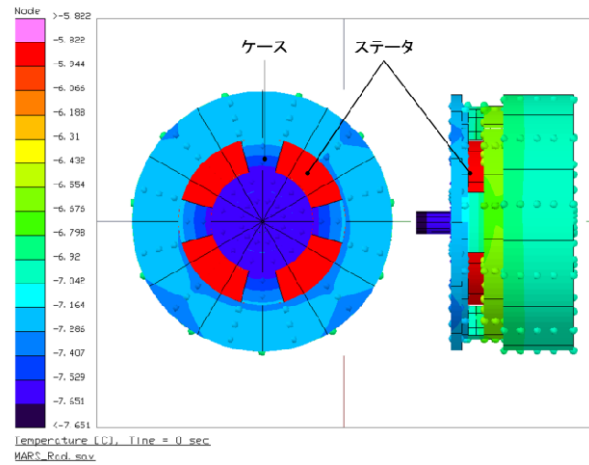


図 2.23. 温度解析結果 (a) 定常解析結果, (b) 過渡解析結果



(a)



(b)

図 2.24. モータ熱解析 (a) 改良前, (b) 改良後

### 3.7 展開翼挙動および飛行シミュレーション

火星の大気密度は地球の 1/100 しかないため、飛行に十分な揚力を生み出すために火星飛行機には大面積の翼が不可欠である。一方、ロケットで火星へ輸送しかつエアロシェルを用いるという都合上、機体の大きさには制限がある。この相反する問題を解決する手段が、展開技術である。加えて、火星飛行機の場合には空中で落下しながら展開する必要がある<sup>[128]</sup>(図 2.25)。この展開時に翼が受ける空気力によって、機体の挙動が不安定になる可能性が指摘されている。この空中展開はミッションの中でもリスクが高いため、なるべく単純かつ軽量の展開機構の開発と、展開時の空気力を考慮した展開挙動シミュレーションが必要となる。

WG ではこの課題に対してマルチボディダイナミクスを応用したモデルに様々な姿勢における空気力の見積り(実験および計算)を組み合わせたシミュレーション技術の開発を行った<sup>[129]-[138]</sup>。(図 2.27)

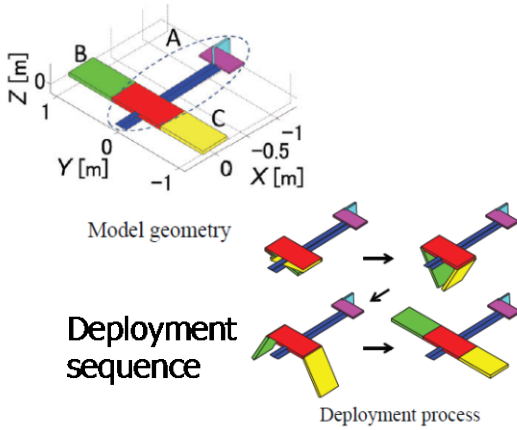
加えて、安全・確実な展開を行うために、開発したシミュレーション技術を用いてロバスト性解析を実施した(図 2.27)。ここでは、展開時に予想される環境条件のばらつきを落下速度、周囲風速、ピッチ角、高度などの4つに限定して、解析を実施している。このロバスト性解析の中で、展開機構質量を抑えながら安全に展開するための展開機構を「展開トルクスケール  $F$ 」という概念を導入し、設計法として提案している。

この結果、様々な環境条件の中での安全な展開を考慮した概念設計を提案することが出来、ばらつきに対する安全性、機器重量、ミッション機器重量、航続距離などとのトレードオフが可能となっている<sup>[139]</sup>。

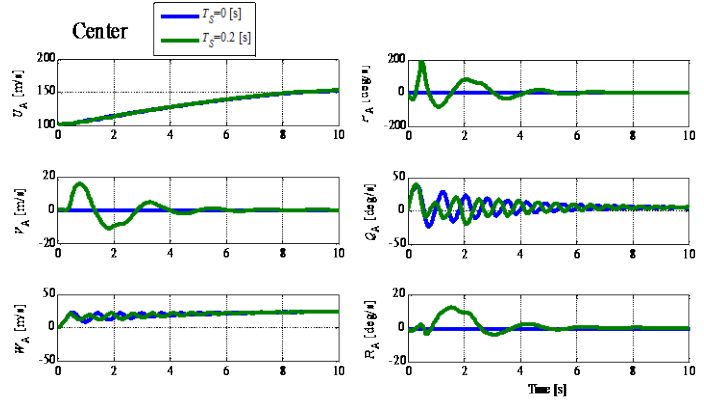


図 2.25. ミッションシーケンス

### Development of aerial deployment motion simulator



### Comparison of the motion due to deployment delay time of each wing



### Demonstration flight of aerial deployment

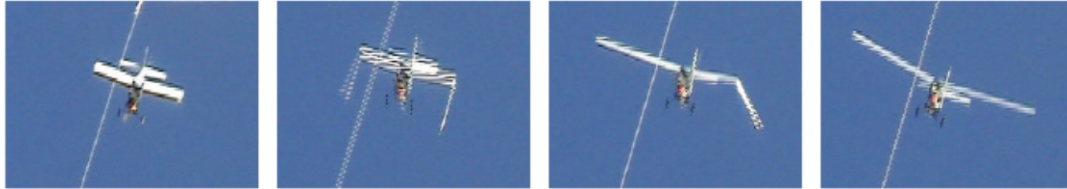
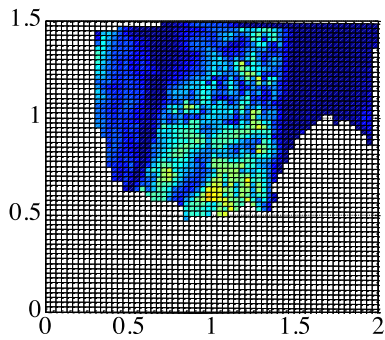


図 2.26. 展開シミュレーションとその検証試験



### エンリカプセル直径1mの場合

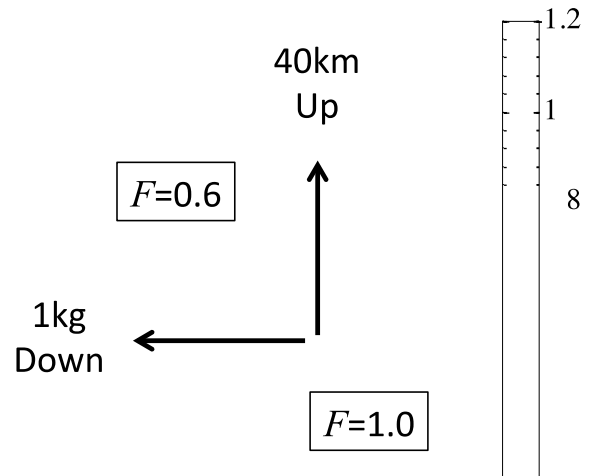


図 2.27. 展開におけるロバスト性評価と機体設計への影響



### 第3章 高高度気球を利用した飛行試験

#### 1. 飛行試験の目的

火星飛行機は低動圧・低レイノルズ数で飛行するが、このような条件下で全機形状の空力性能を風洞実験や数値シミュレーションで実施することは難しい。そのため、火星飛行機の飛行条件を模擬することが可能な高度 35km 付近で飛行試験を実施し、火星飛行機の空力データを取得することが本飛行試験の目的である。成功基準は以下のように設定する。

- ミニマムサクセス： 引き起こしフェーズにおいて、飛行中の機体の空力データを取得する
- フルサクセス： 迎角 5 度付近での飛行中の機体の空力データを取得する
- エクストラサクセス： 迎角 8 度付近での飛行中の機体の空力データを取得する

#### 2. 気球試験装置概略および実験シーケンス

飛行試験システムは、飛行制御を行う機体アビオニクス、ゴンドラからの機体の放出を行うゴンドラアビオニクス、地上で機体、ゴンドラとの通信を行う地上局システムから構成される（図 3.1）。できるだけ市販品を使い、また機体アビオとゴンドラアビオの部品の共通化をはかることで開発コストの削減を図っている。

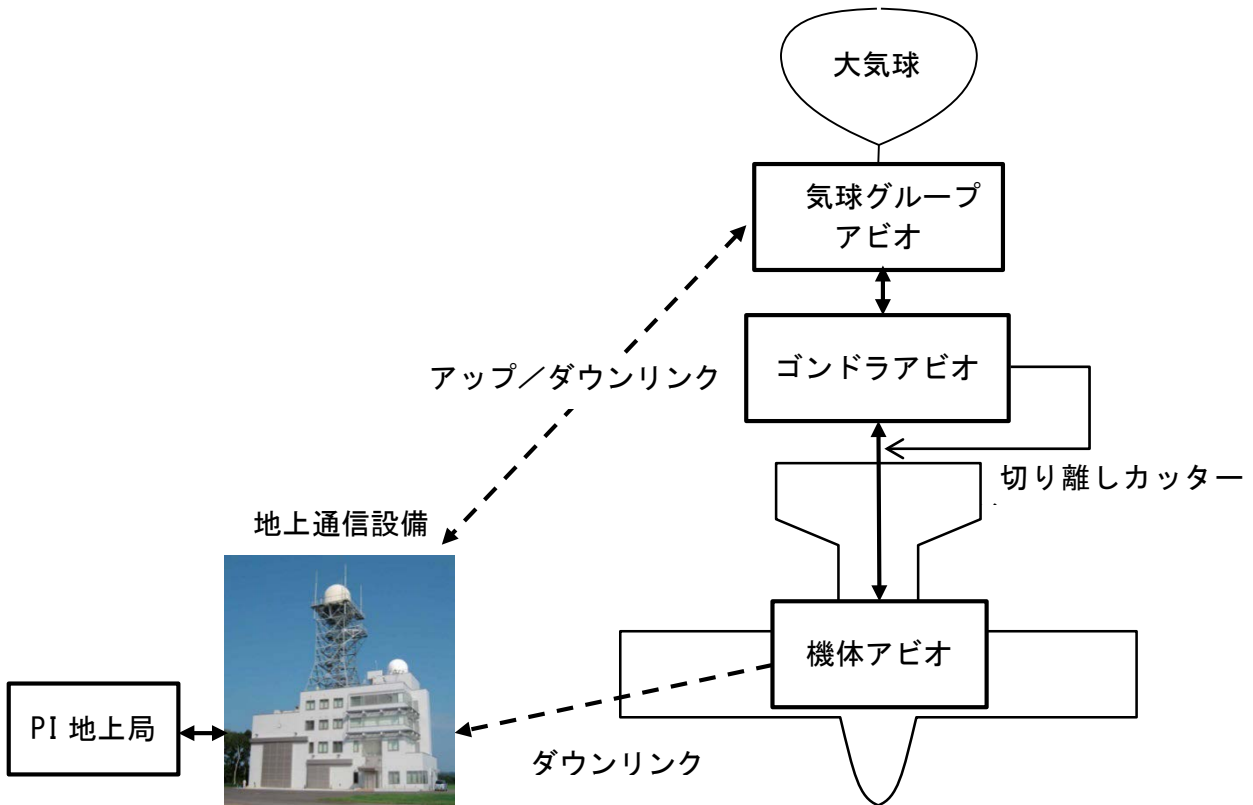


図 3.1 飛行試験システム概略

飛行試験機を高高度まで運ぶためには JAXA が所有する高高度気球を利用する。高高度気球を利用し、機体を内部に収めたゴンドラを高度 35km 付近まで上昇させ、機体を切り離す。切り離された機体は所定の飛行を行い、パラシュートを放出し海面に着水する(図 3.2)。飛行シーケンスを以下に示す。

- (1) 放球, 上昇: 地上でのヘルスチェックを実施し, 放球する。
- (2) 切り離し: 上空でのヘルスチェックを実施する。その後ゴンドラ扉を開き, 機体を切り離す。
- (3) ロールフェーズ: 切り離し後機体がほぼ真下を向いている間にエルロンを使いロールマニューバを実施し, 引き起こし時に機体が陸から離れる方位に向く様にする。
- (4) 引き起こしフェーズ: エレベータを使い引き起こしを行う。
- (5) 定常滑空フェーズ: 指定したトリム迎角(5 度付近および 8 度付近)で定常滑空を行う。
- (6) パラシュート放出: 機体からパラシュートを放出し, 安全な速度で降下させる。

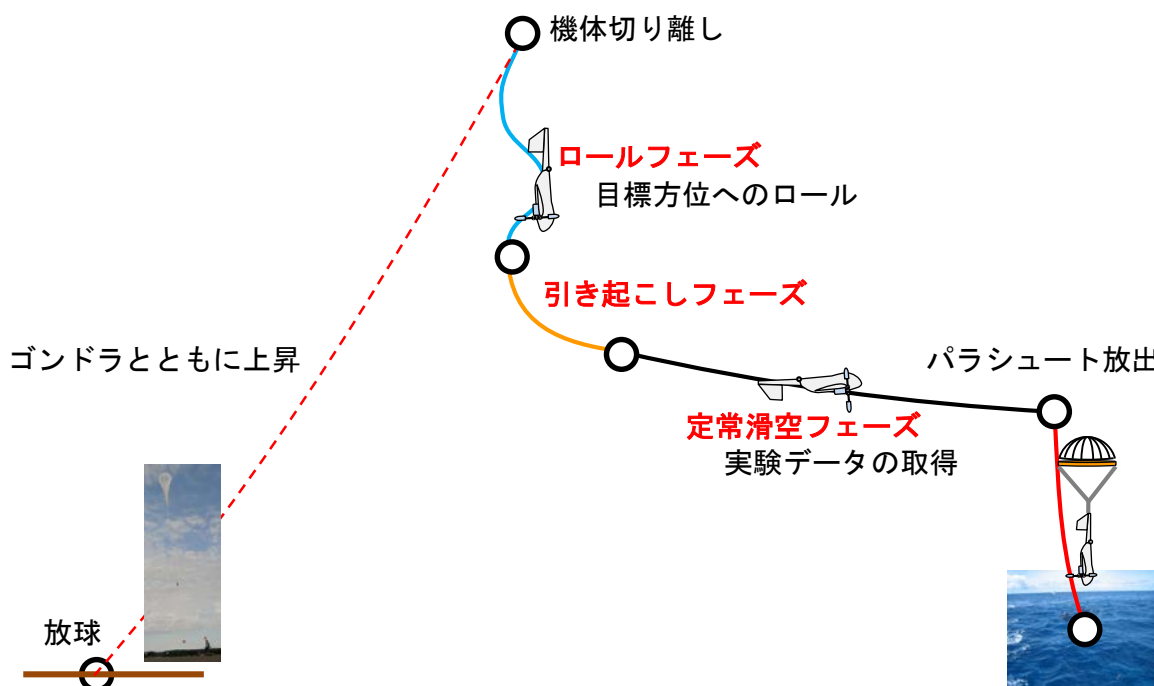


図 3.2 気球実験概略

図 3.3 に飛行経路の概要を示す。大樹航空宇宙実験場から放球され、ジェット気流によって東方の沖合約 30km 付近・高度約 35km 付近に到達した時点で機体を気球から切り離し、飛行試験を開始する。飛行試験機は目標方位角 217 度プラスマイナス 60 度の範囲に方位が収まるように誘導する。飛行試験時間は 2 分でありこの間 12km～13km 飛行する。推進系を搭載していないため飛行中に 4km 程度降下する。飛行試験終了後パラシュートを開傘して海面上に着水する。

表 3.1 に実験シーケンスを示す。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。

なお、目的地で確実に飛行試験を終了するため、パラシュートを開傘すると同時にパラシュートが開かなかった場合に備え舵面を制御して確実に墜落させるようにプログラムされている。また、パラシュートを開傘させるための独立した補助電源およびタイマー回路を持っており、アビオニクスが不調になった場合でもタイマー回路によりパラシュートを開傘することが可能である。



図 3.3 飛行経路の概要

表 3.1 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】迎角スイープ(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. 飛行試験機機体

#### 3.1 機体概略

図 3.4 および図 3.5 に機体の外観写真と三面図を示す。全長：1997mm(ピトー管除く)、スパン：2404mm、質量：約 5.8kg である。両翼および胴体を 1 回ずつ折りたたんだ状態で直径約 1m の火星エントリーカプセルに収納されることを想定して設計された機体である<sup>[140]</sup>。エントリーカプセルへの収納性への考慮から水平尾翼後縁が円に内接する台形となっている。また、全高を低くするため垂直尾翼を 2 枚としている。空力舵面は、エレベータ：1 枚、ラダー：各垂直尾翼 1 枚ずつ計 2 枚、エルロン：左右合わせて 2 枚である。エルロンリンクージを簡単にするため主翼折り畳み用ヒンジより内側にエルロンを設置した。

2 軸磁気方位計，3 軸加速度計，3 軸角速度計，迎角計測用差圧計，横滑り角計測用差圧計，動圧（速度）計測用差圧計，高度センサ（絶対圧計），温度計の各種センサが搭載されている。

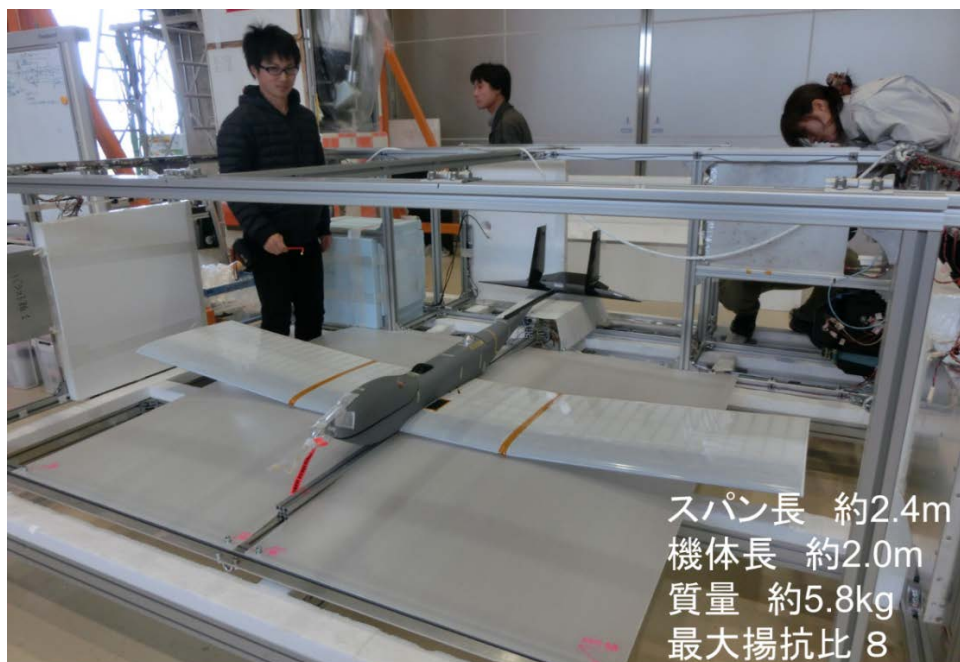


図 3.4 機体外観

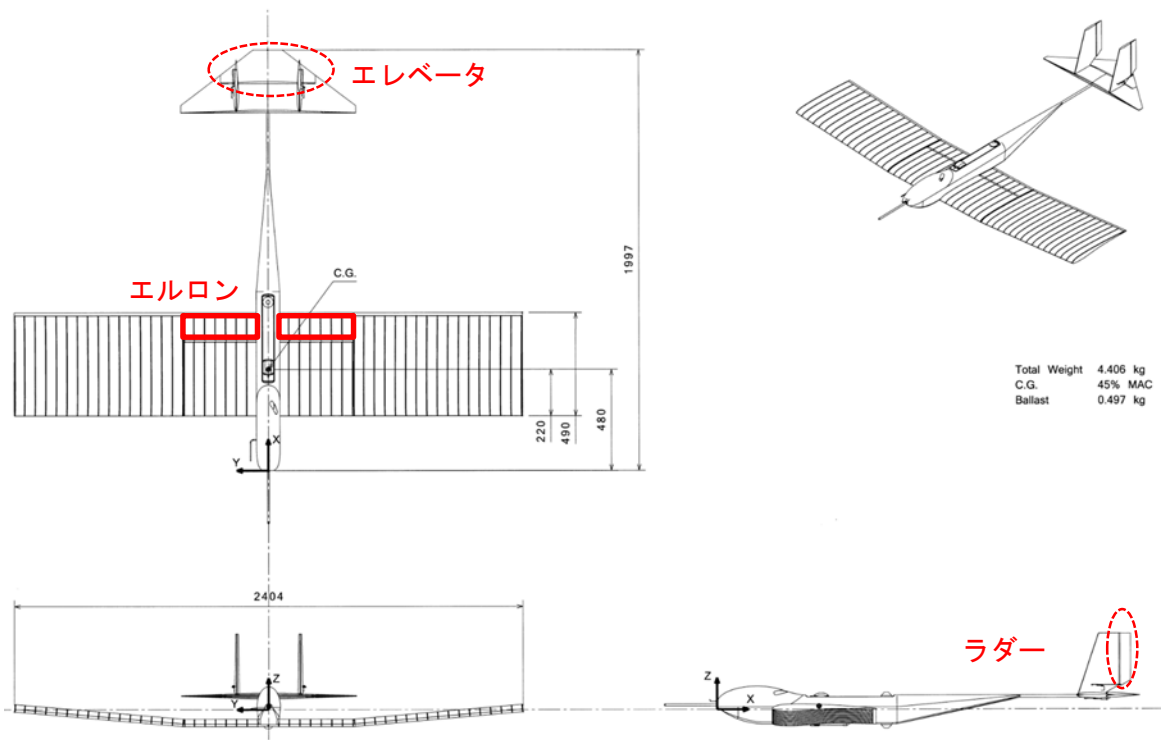


図 3.5 機体三面図

### 3.2 機体構造

胴体は主に CFRP で製作し、機体上面にアビオベイのハッチを設けている (図 3.6). 主翼については、CFRP でリブ、ストリンガーを構成し、表面にフィルムを張る構造を採用した (図 3.7). 設計荷重倍数は 10 である. 尾翼はバルサ材で製作している.



図 3.6 胴体概略



図 3.7 主翼構造

### 3.3 搭載機器配置

図 3.8 に搭載機器配置図を示す。アビオニクス、エアデータセンサ(ADS), バッテリ, 送信機, DCDC コンバータ, ロープカッター点火回路などは機体の前方に集約し機体の重心位置が主翼翼弦長の 30%位置になるように配置している。しかしながら, 火星飛行機はカプセルへの収納性の問題から機首部を短くせざるを得ず, 機器配置を前方にしただけでは 30%位置に重心を持つてくることは難しい。そのため, 機種部にバラスト(鉛)も搭載している。また, 後方にはパラシュートとパラシュート放出用ロープカッターが搭載されている。ロープカッターに点火されることによりパラシュート収納部の蓋が切り離され, パラシュートが放出される仕組みである。ここには記載されていないが, エレベータ, ラダー, エルロン各舵面にはサーボモータおよびポテンシオメータが搭載されている。

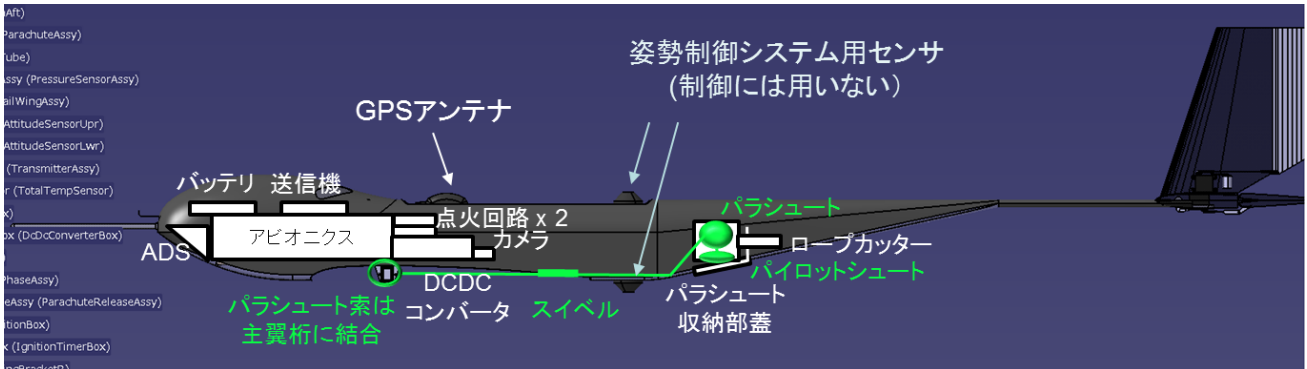


図 3.8 搭載機器配置図

### 3.4 機体アビオニクス

図 3.9 に機体アビオニクスの外観, 図 3.10, 図 3.11 に機体アビオニクスの構成図を示す。

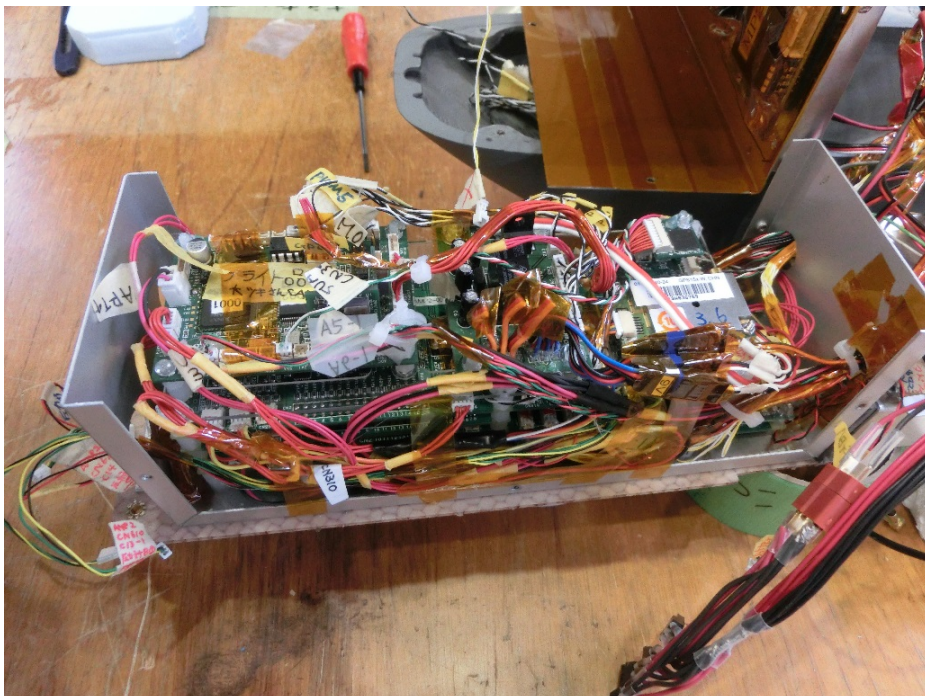


図 3.9 機体アビオニクス外観

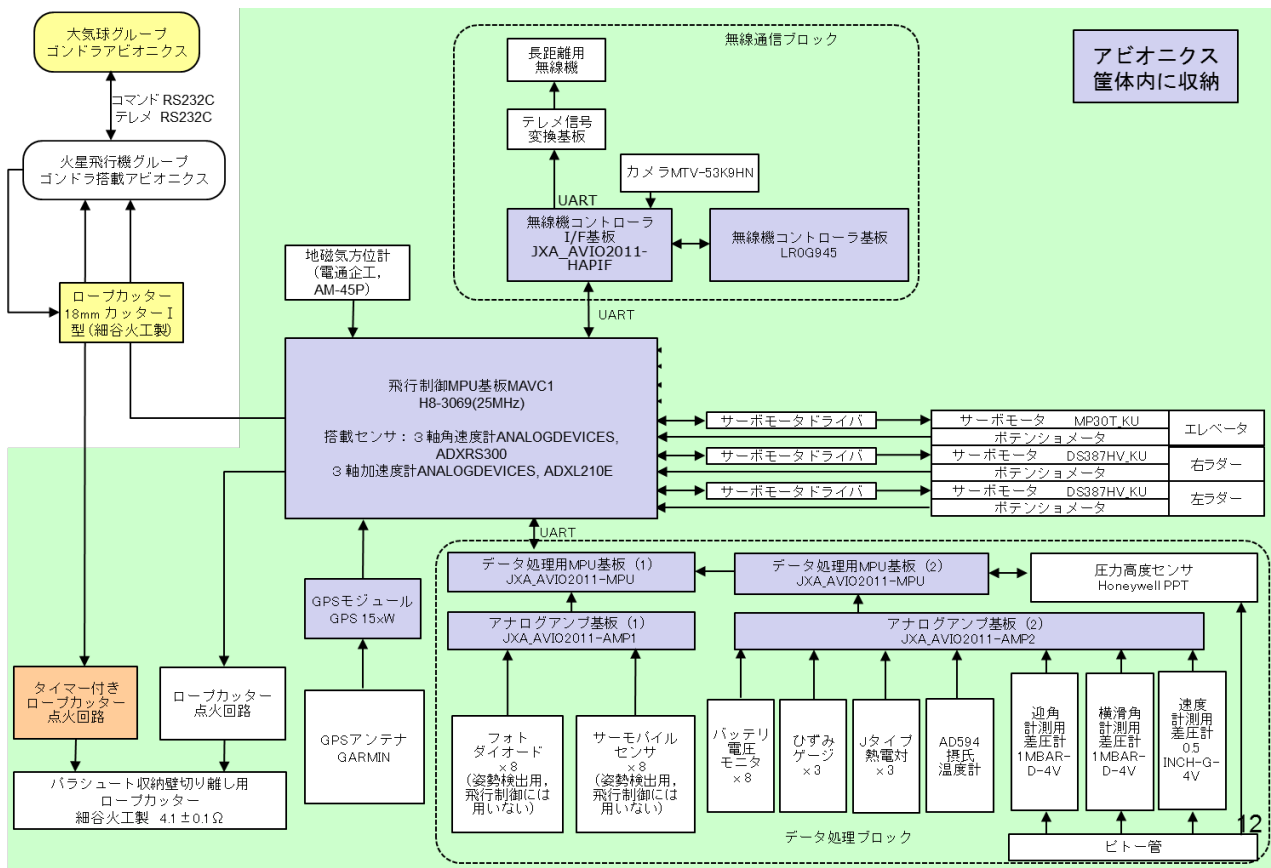


図 3.10 機体アビオニクス構成図(信号)

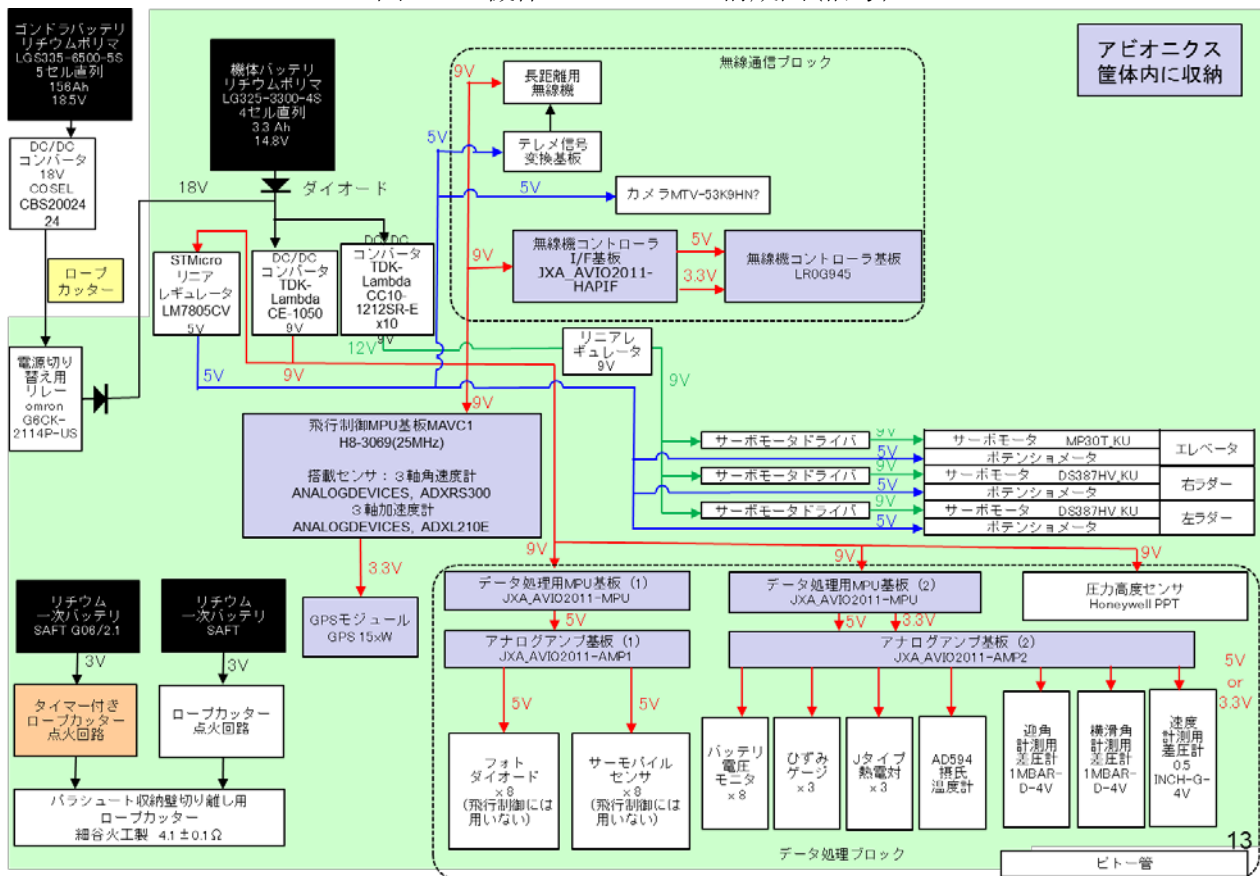


図 3.11 機体アビオニクス構成図(電源)

### 3.5 機体電源

市販のリチウムポリマーバッテリー（4セル直列構成）を使用して機体バッテリーを構築した。気球上昇中のバッテリー保温のため、バッテリーセル間にシートヒータを備える。機体の着水後にバッテリーが海水でショートし大電流が流れて発火することを避けるため、電力ラインにポリスイッチを備える。定格14.8Vであるため、DC-DCコンバータを用いて9Vまで降圧する。機体切り離し直前にリレーをクローズし機体アビオに電力を供給する。電源構成を図3.12に、構成部品を表3-1に示す。

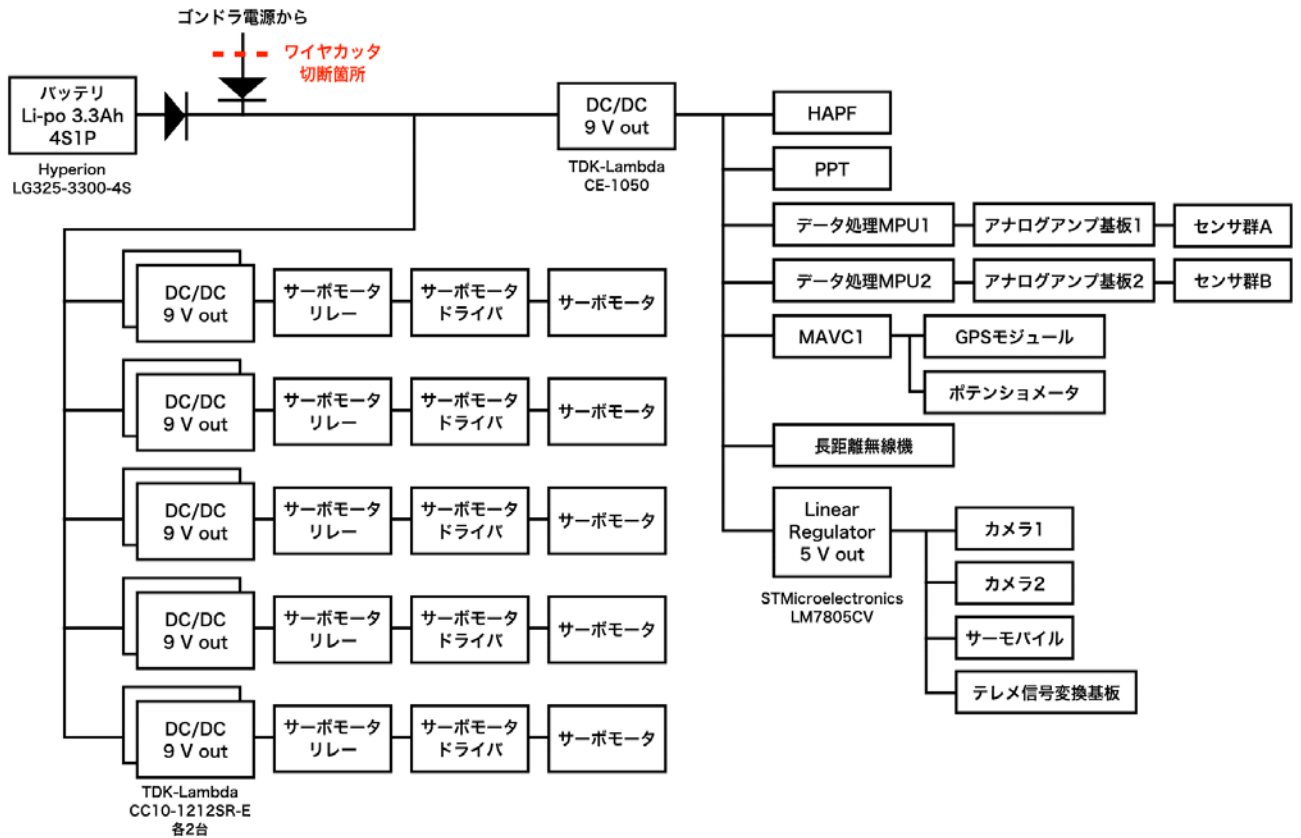


図 3.12 機体電源構成

表 3-2 機体電源構成部品

名称	構成部品	備考
バッテリー	Hyperion LG325-3300-4S	リチウムポリマ電池, 3.3Ah, 4直列
シートヒータ	宇部興産 FH-1202	28V, 78.4Ω, 10W, バッテリー保温用
サーモスタット	坂口電熱 IP105A195	OFF 温度: 50±5°C, ON 温度: 30°C以上
ポリスイッチ	Tyco Electronics RGEF1000	通常時電流: 10A, トリップ電流: 17A
DC/DCコンバータ	TDK-Lambda CE-1050	入力: 11.2-18V, 出力: 9V, 0.5A以下
DC/DCコンバータ	TDK-Lambda CC10-1212SR-E	入力: 11.2-18V, 出力: 9V, 0.9A以下
リニアレギュレータ	STMicroelectronics LM7805CV	入力: 9V, 出力: 5V
リレー	Omron G2RL-2	電源切り替え用, ノーマリーオープン

### 3.6 取得データとその処理

機体に搭載されるセンサ、カメラを図 3.13 および表 3.3 に示す。圧力センサから構成される ADS(Air Data System)で機体の対気速度、迎角、横滑り角を、加速度計で機体に働く空気力を、サーモパイルセンサ、フォトダイオード、加速度計、角速度系で構成される姿勢検出システムで機体姿勢を実験後に推定する。またカメラ画像から粗い機体姿勢を推定できる。これらの推定値からトリム迎角での空力特性を推定し、風洞試験と比較することができる。また、姿勢検出センサが正常に動作したことも確認できる。搭載計測機器と計測データの関係を図 3.14 に示す。表 3.4 には許容計測誤差と搭載機器の計測精度の比較を示す。

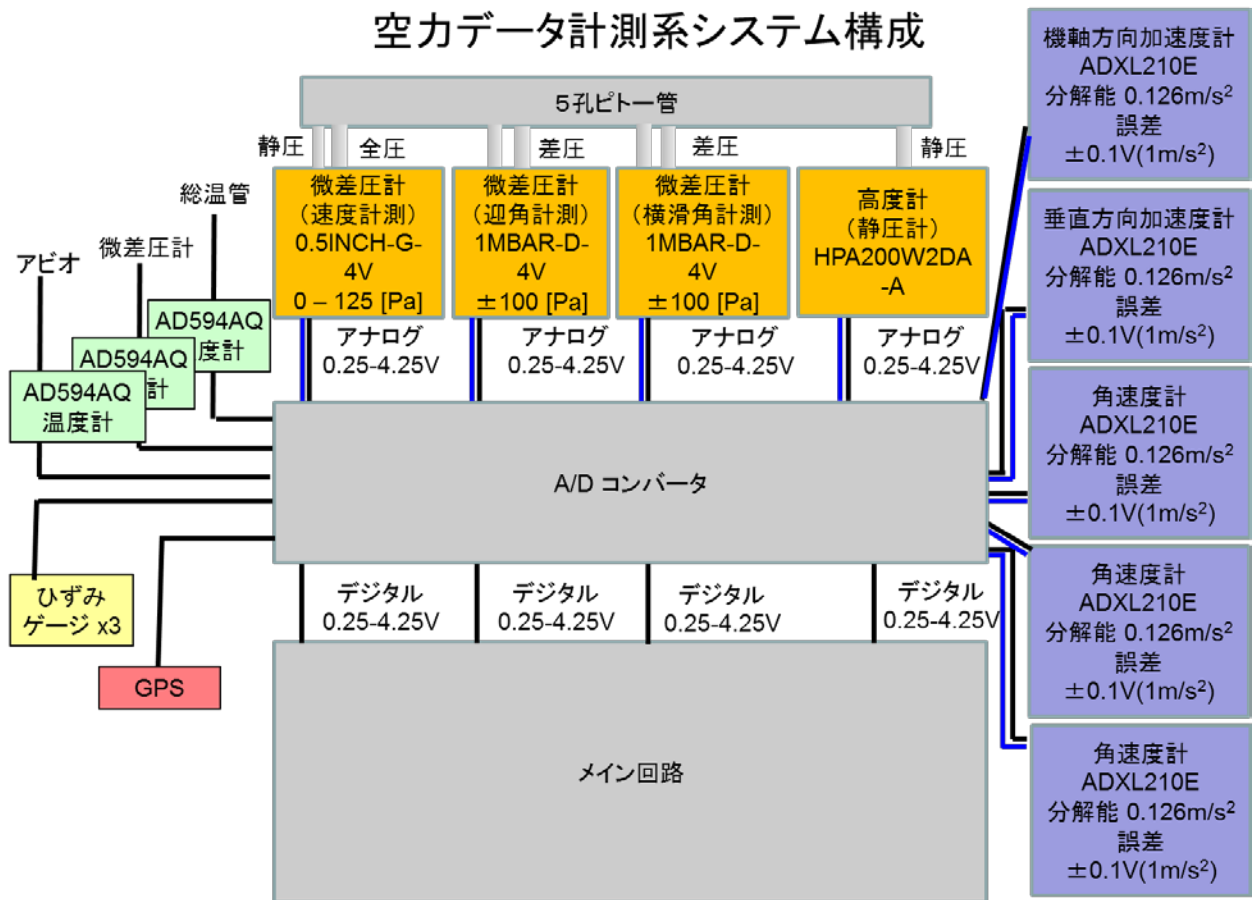


図 3.13 搭載センサ

表 3.3 機体搭載センサ類

名称	部品	個数	備考
1軸角速度	ANALOGDEVICES, ADXRS300	3	定格±300°/s, -40~85°C
2軸加速度	ANALOGDEVICES, ADXL210AE	2	定格±10g, -40~85°C
GPS	GARMIN, GPS 15xW	1	
カメラ	CC030100	1	
フォトダイオード	浜松ホトニクス, S1226-18BK	10	姿勢検出システム
サーモパイルセンサ	HEIMANN Sensor, HTIA-E	10	姿勢検出システム
ひずみゲージ	350Ωゲージ 3線式	3	主翼ひずみ計測
温度計 A	ANALOGDEVICES, AD594 摂氏温度計	1	
温度計 B	Jタイプ熱電対 AD594 は基板 実装	3	
差圧センサ A	All Sensors Corporation, 0.5 INCH-G-4V	1	ADS
差圧センサ B	All Sensors Corporation, 1 MBAR-D-4V	2	ADS
絶対圧センサ	Honeywell, PPT	1	

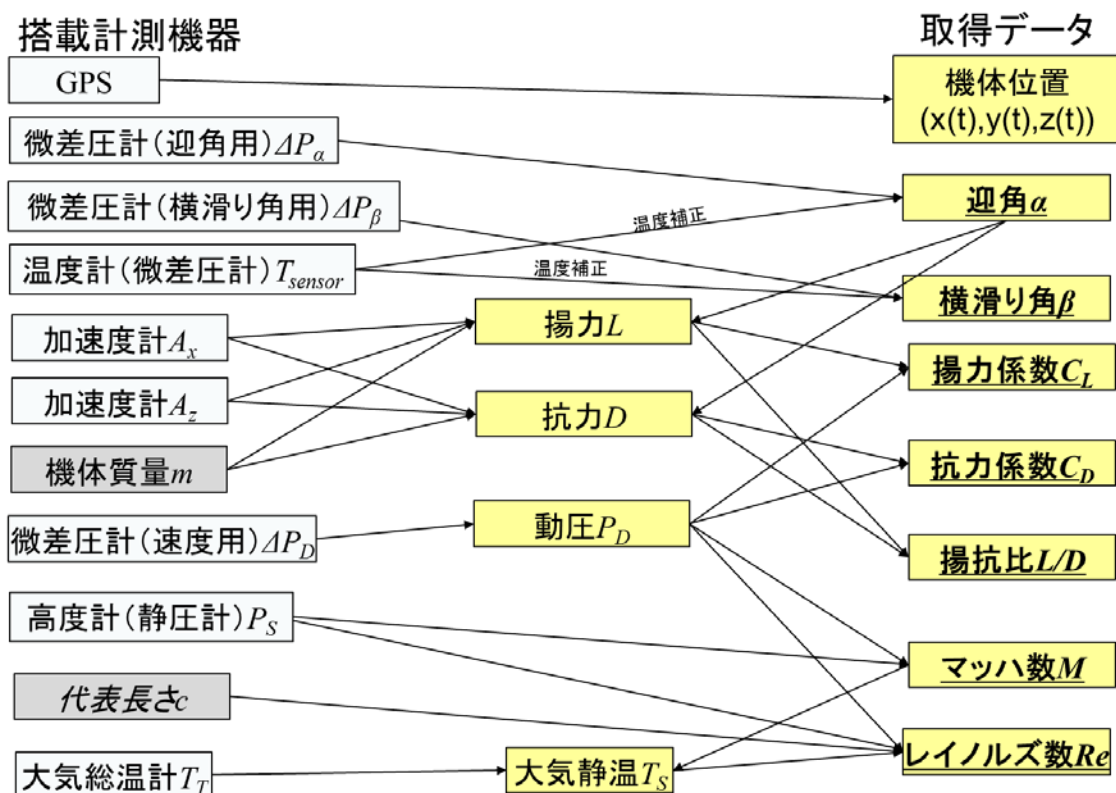


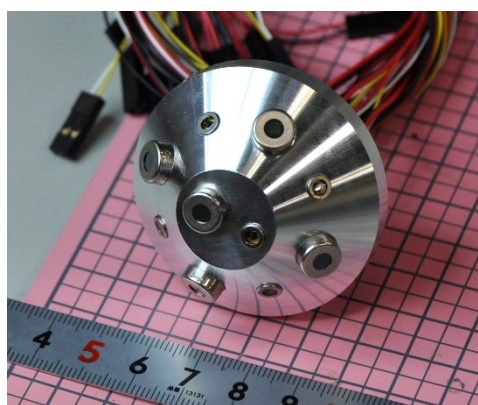
図 3.14 搭載計測機器と計測データの関係

表 3.4 搭載機器計測精度と許容計測誤差

	許容計測誤差 * 要求値(風洞試験結果)に対する最大許容誤差	搭載機器による精度 * 各機器の校正結果から得られた計測精度	試験実施後の比較と対応
迎角	2度	0.05度	<ul style="list-style-type: none"> <li>・予備センサによる校正試験の再実施</li> <li>・温度による影響の再調査</li> <li>・計測データのばらつきを評価</li> <li>・飛行シミュレーションによる制御系の検証</li> </ul>
横滑り角	2度	0.05度	・同上
揚力係数	0.2	0.06	<ul style="list-style-type: none"> <li>・供給電圧のばらつきを確認</li> <li>・温度による影響の再調査</li> <li>・風洞試験データやCFDデータの見直し</li> </ul>
抵抗係数	0.1	0.05	・同上
揚抗比	2.00	1.00	・同上
マッハ数	0.1	0.05	<ul style="list-style-type: none"> <li>・温度による影響の再調査</li> <li>・計測データのばらつきを評価</li> <li>・飛行シミュレーションによる制御系の検証</li> </ul>
レイノルズ数	10,000	2,000	・同上

### 3.7 姿勢検出センサ

火星での飛行において、未知の大きな突風外乱下で飛行することが予想される。またカプセルから放出されたときの姿勢も不確定な要素が大きい。そのような場合も安定した飛行を実現するためには、絶対的な姿勢を検出してフィードバック制御を行うことが有効である。そこで地面からの赤外線放射と、角速度、加速度を測定して姿勢角を推定するシステムを提案し、試作を行った（図 3.15(a)）。また気象用ゾンデを使い高高度での実証試験を行った（図 3.15(b)）。このセンサを飛行試験機の上下に搭載し（図 3.8）、姿勢検出センサの検証を行う。



(a) 試作品



(b) 高高度実証試験

図 3.15 姿勢検出センサ

## 4. ゴンドラシステム

### 4.1 ゴンドラシステム概要

図 3.16 にゴンドラ概略を示す。アルファフレームで構造を製作し、表面を発布スチロール板で覆う、内部に、機体、ゴンドラアビオ、バッテリー、気球グループ機器を搭載する。幅:約 2.92m(突起部除く)、高さ:約

2.53m, 奥行き:約 0.95m, 質量:約 200kg である. 質量構成ブレイクダウンを表 3.5 に示す.

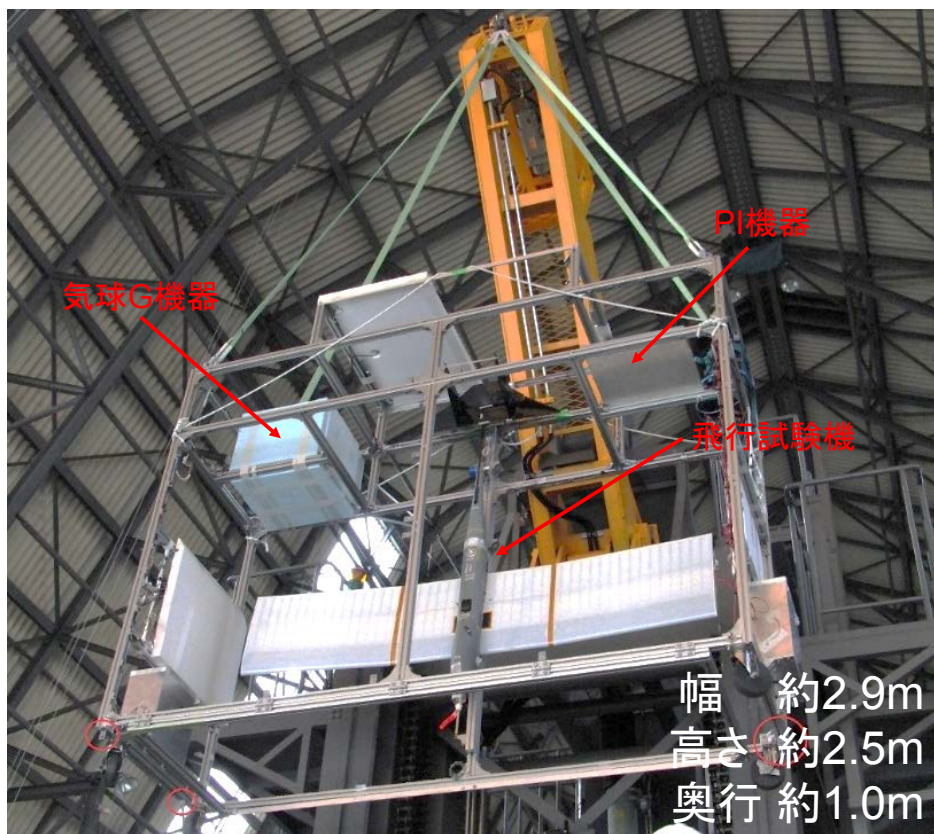


図 3.16 ゴンドラ概略

表 3.5 ゴンドラ質量構成ブレイクダウン

	個数orメートル	単位重量	重量
アルミフレーム 40mm x 40 mm	55.74	1.27	70.8
発砲スチロール	23.5	1.5	35.3
バッテリーボックス	1	18	18
気球班アビオニクス	1	15	15
気球アクセサリ	1	15	15
発砲スチロール固定用L字アングル部材	40	0.2	8
ボルト(M8) + 座金 + ワッシャー	350	0.02	7
機体	1	5.5	5.5
ブラケット小	94	0.054	5.08
ブラケット大	40	0.1	4.0
ゴンドラアビオニクス	1	3	3
ゴンドラ蓋の把手	2	1	2
ナット + ストップ	188	0.01	1.88
ゴンドラつり下げ部(プレート+アイボルト)	4	1.5	6
		総計	196.6kg

## 4.2 ゴンドラアビオニクス

図 3.17., 図 3.18 にゴンドラアビオの構成を示す。

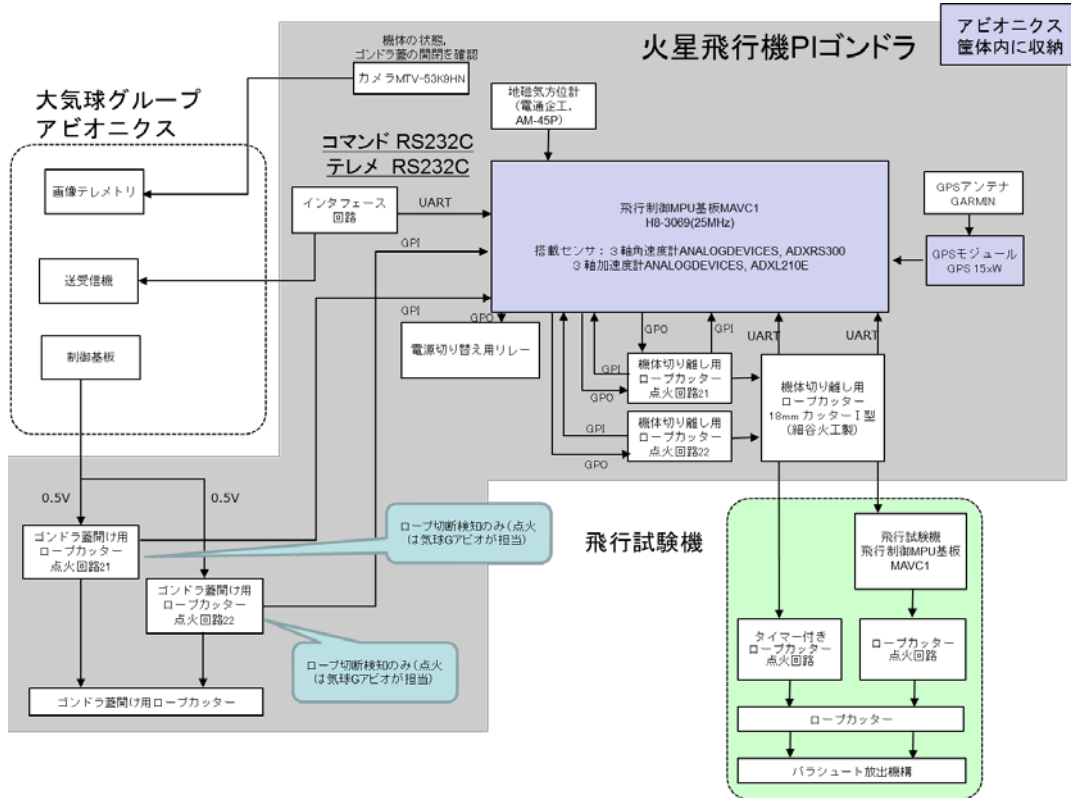


図 3.10 ゴンドラアビオニクス構成図(信号)

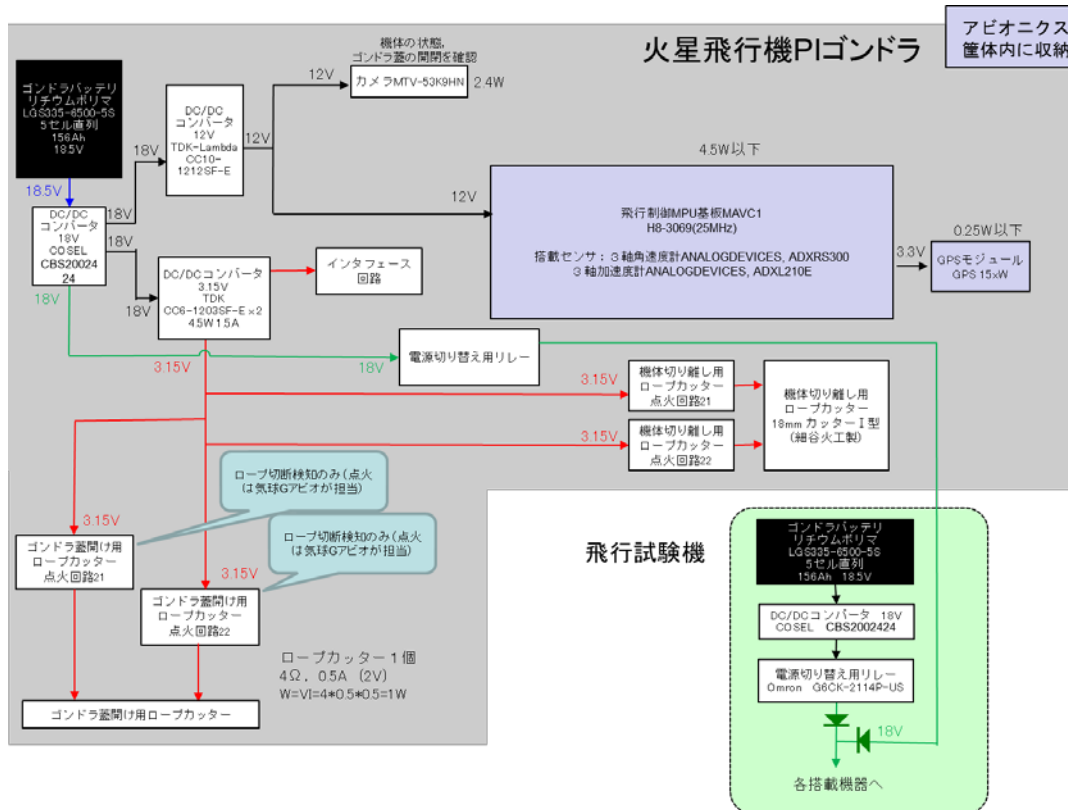


図 3.11 ゴンドラアビオニクス構成図(電源)

### 4.3 ゴンドラ電源

市販のリチウムポリマーバッテリーを（5セル直列構成）を20並列接続で使用してゴンドラバッテリーを構築した。気球上昇中のバッテリー保温のため、バッテリー間にシリコンラバーヒータを備える。ゴンドラの着水後にバッテリーが海水でショートし大電流が流れて発火することを避けるため、電力ラインにポリスイッチを備える。定格18.5Vであるため、DC-DCコンバータを用いて7.5～18Vまで降圧する。気球上昇中は、ゴンドラ電源からゴンドラアビオ、機体アビオに電力を供給する。電源構成を図3.12に、構成部品を表3.6に示す。機体切り離し時のリレー構成を図3.13に示す。

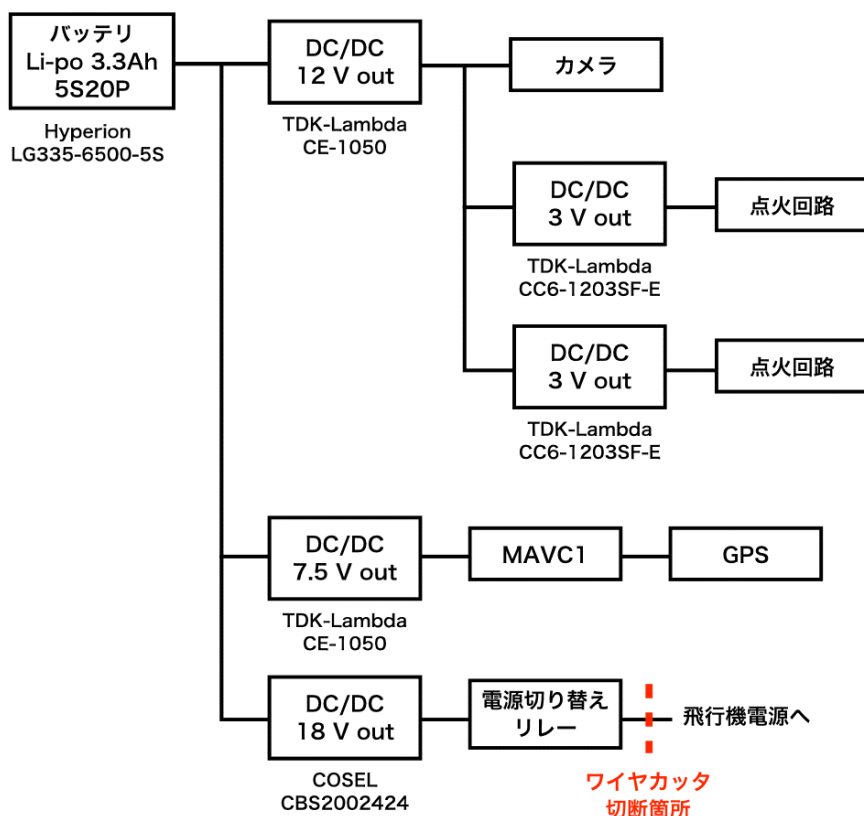
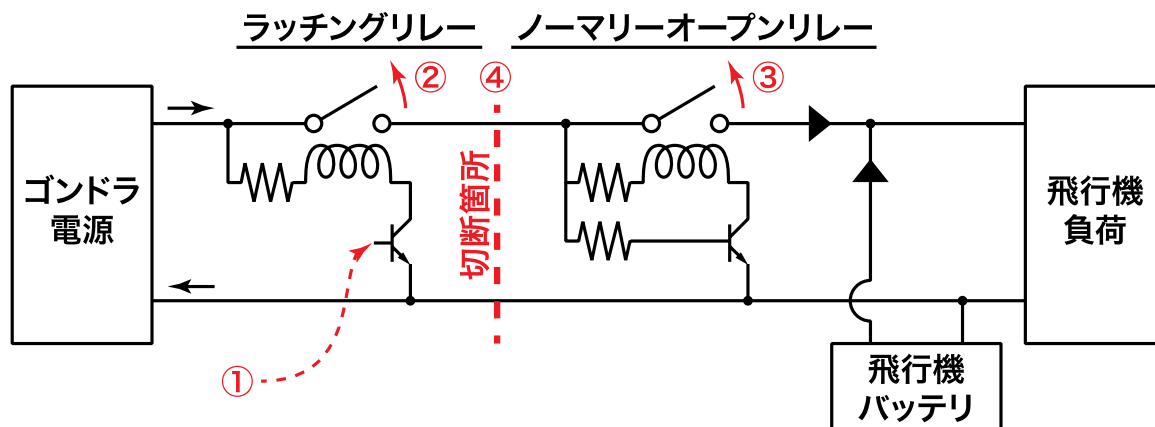


図 3.12 ゴンドラ電源構成

表 3.6 ゴンドラ電源構成部品

名称	構成部品	備考
バッテリー	Hyperion LG335-6500-5S	リチウムポリマ電池, 6.5Ah, 5 直列, 20 並列
シリコンラバーヒータ	サミコン230	100 V, 50W, バッテリー保温用
ポリスイッチ	Tyco Electronics RHEF100	通常時電流:1.0A, トリップ電流:1.8A
DC/DC コンバータ	TDK-Lambda CE-1050	入力:15-21V, 出力:7.5Vand12V, 0.2A 以下
DC/DC コンバータ	TDK-Lambda CC6-1203SF-E	入力:12V, 出力:3.15V, 0.75A 以下
DC/DC コンバータ	COSEL CBS2002424	入力:15-21V, 出力:18V, 7.2A 以下
リレー	Omron G6CK-2114P-US	電源切り替え用, ラッチング



動作シーケンス

- ① ゴンドラアピオが信号を送信。
- ② ラッチングリレーが開き、これより右への電力供給が停止。
- ③ ノーマリーオープンリレーが開き、切断箇所は電氣的に孤立する。
- ④ ロープカッターにより切断。

図 3.13 電源切り替えリレー構成

## 5. 地上局システム

図 3.14 に地上システムの構成を示す。ゴンドラアピオへのコマンド送信，ダウンリンクデータの受信を行うゴンドラ通信用 PC，機体アピオからのダウンリンクデータを受信する機体通信用 PC，それらと独立して通信内容を記録するロガーで構成される。

図 3.15 に地上システムの UI(スクリーンショット)を示す。各種センサの出力が一覧できるようになっており，センサの値が正常な範囲である場合はグリーンで表示され，異常がすぐに確認できるシステムになっている。

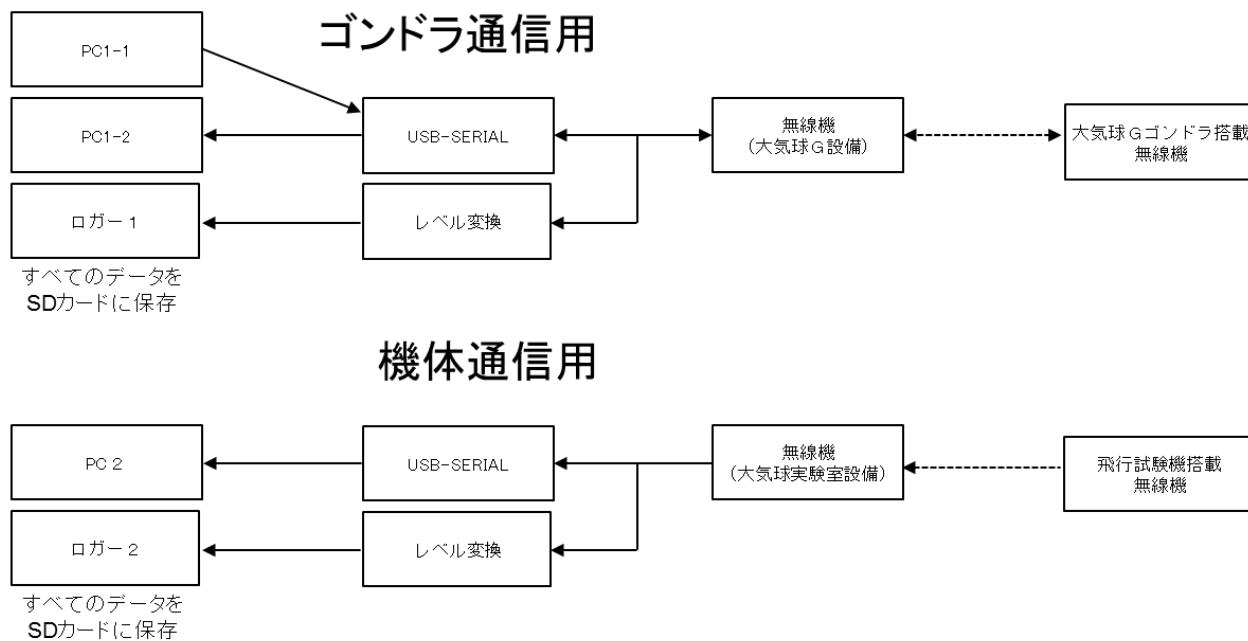


図 3.14 地上局システム構成

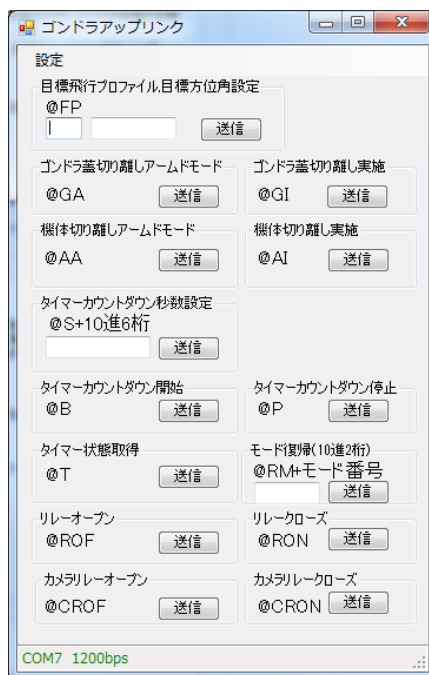
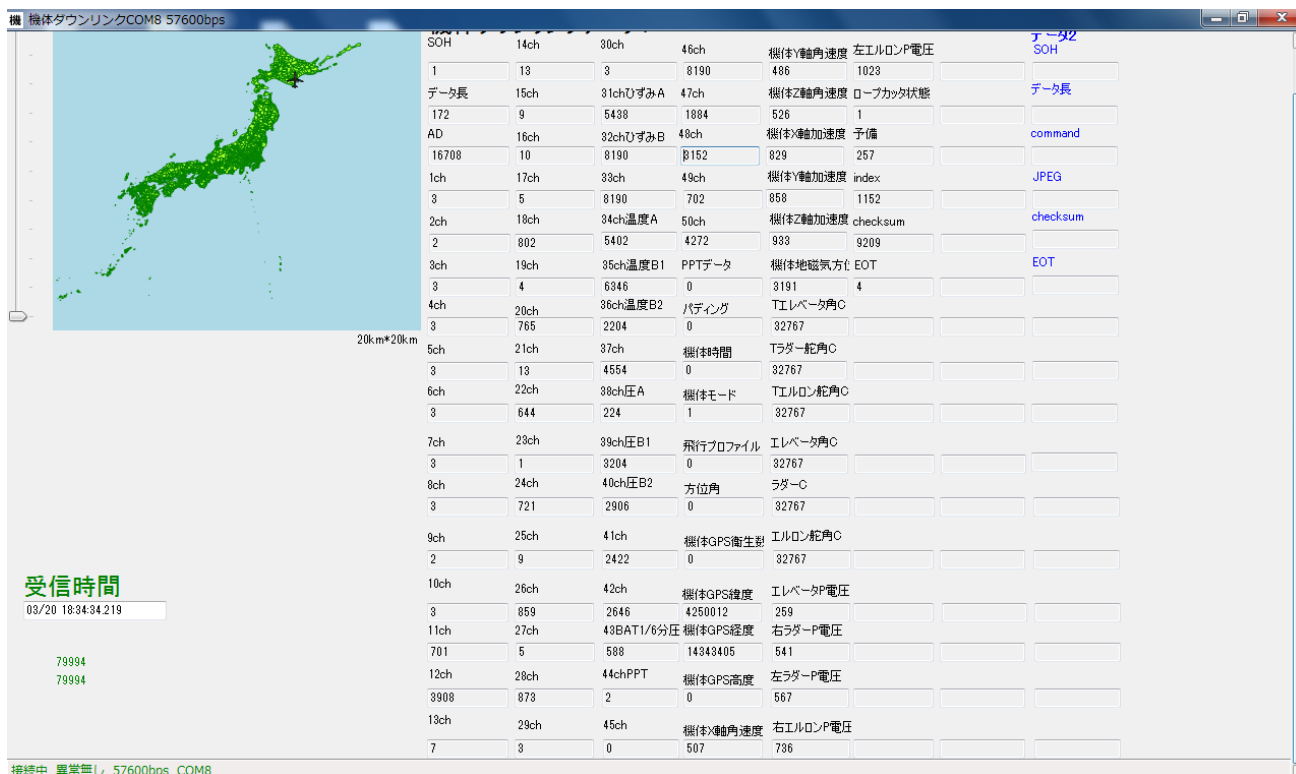


図 3.15 地上システム UI(上がダウンリンク, 下がアップリンク)

## 6. 飛行シミュレーションのための空力モデルの構築

ロバストな航法誘導制御プログラムを開発するためには、広範囲の飛行条件下での高精度な機体の空力データが必要になる。ここでは、飛行試験機の風洞模型を安価に精度よく制作するため 3次元プリンタ(光造形)を利用して風洞模型を制作した。また、低レイノルズ数条件下での空力データを取得するため、金沢工業大学の低速風洞を利用した。

## 10.1 風洞試験模型

図 3.16 に全機 1/5 スケールの風洞試験模型を示す。本試験模型は精度を保ちつつ、安価でかつ短納期である光造形技術を用いて製作した。空気力による機体の変形を防ぐため、一部アルミ構造を用いている。予め角度の付いた舵面パーツをそれぞれ交換することによってエルロン、ラダー、エレベータの舵角変更を行った。



図 3.16 風洞試験模型(1/5 全機スケールモデル)

## 10.2 低速風洞

風洞実験は金沢工業大学所有の低速風洞を用いて行った(図 3.17 左)。本風洞は低速域でも比較的乱れ強さが低く、安定した気流が得られる特徴がある。試験に際し、事前にスモークワイヤ法による気流傾角の調査を行い、機体の設定角度と気流との相対角度差の評価を行い、最大でも迎角誤差は $\pm 1 \text{ deg}$  に収まることを確認した(図 3.17 右)。



(a) 金沢工業大学 低速風洞



(b) スモークワイヤ法による気流傾角調査

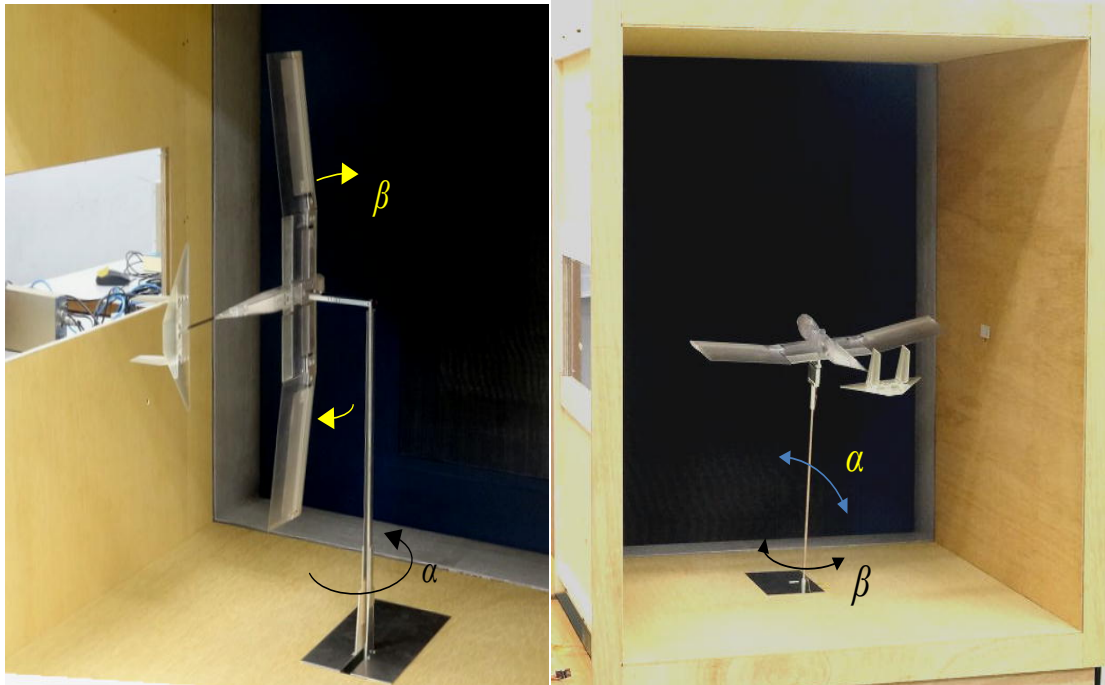
図 3.17 低速風洞及び気流傾角試験

### 10.3 実験方法及び試験条件

低レイノルズ数では機体に負荷する動圧が非常に小さいため、微小力3分力天秤を用いて計測した(図 3.18(a)). 機体にかかる6分力を3分力天秤によって計測するため、図 3.18(b)に示すように測定部内での機体の設置方法を2通りに分けて計測を行った. 試験は  $Re = 33,000$  および  $Re = 70,000$ (代表長さ:主翼コード長さ)の条件で、舵角をつけない状態での機体の基本的な空力特性と舵角をつけた状態での各操舵の効きについてそれぞれ調べた.



(a) 微小力3分力天秤



(b) 風洞模型の設置方法  
図 3.18 6分力計測方法

## 10. 4 実験結果

### 10. 4. 1 縦特性及び誤差評価

Re = 33,000 及び 70,000 における揚力・抗力・ピッチングモーメントの縦特性をそれぞれ図 3.19 に示す。揚力は線形性が強く、高迎角でも急激な揚力現象は見られない。また空力特性に対する Re 数依存性が小さい。またモーメント特性から縦の静安定も確保されているため問題にはならないが、今後、飛行試験の迎角範囲によっては重心の移動によってトリム点を移動することを検討する。

縦特性については各計測装置の保障精度から計測誤差を算出した。揚力、モーメントの誤差は小さいが、抗力に関しては特に Re = 33,000 では出力値自体が非常に微小であるため、比較的誤差が大きくなる。これらの計測誤差及び Re 数依存性も考慮して、アビオニクス設計及び飛行シミュレーションへ反映させた。

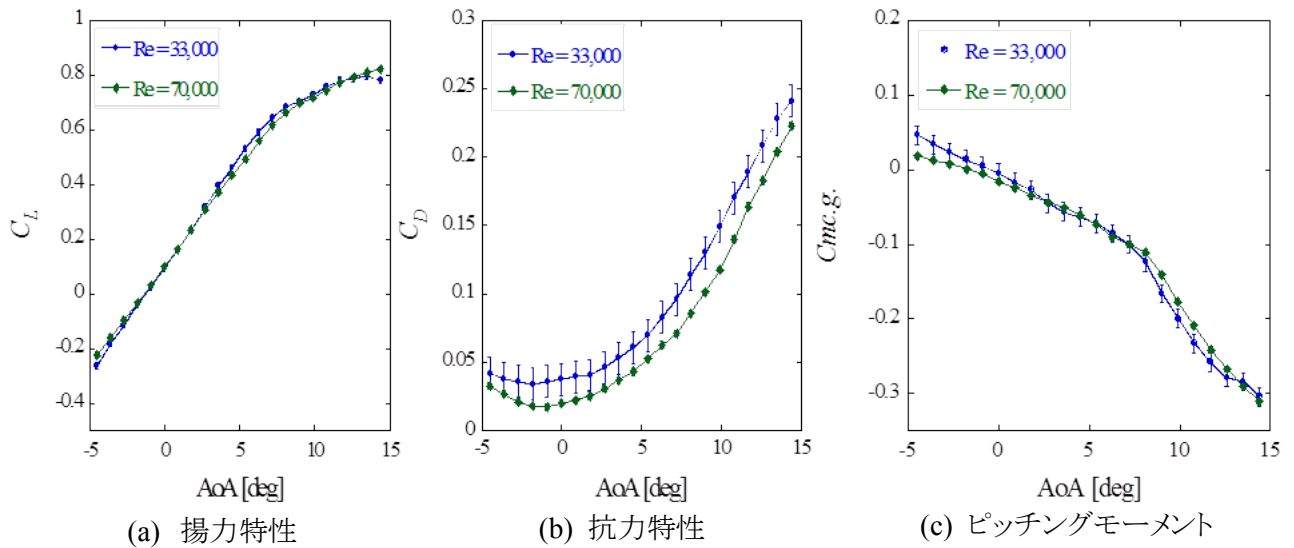


図 3.19 機体の空力特性(縦特性)

### 10. 4. 2 横特性

図 3.20 に横力・ヨーイング・ローリングの横特性を示す. 得られた横特性から縦特性同様に飛行試験の実施上, 大きな問題はないことがわかる. ただし, 計測した迎角が3点であるため, 迎角  $0 \sim 9 \text{ deg}$  の範囲のその他の迎角については一次関数で内挿しているため, 注意が必要である.

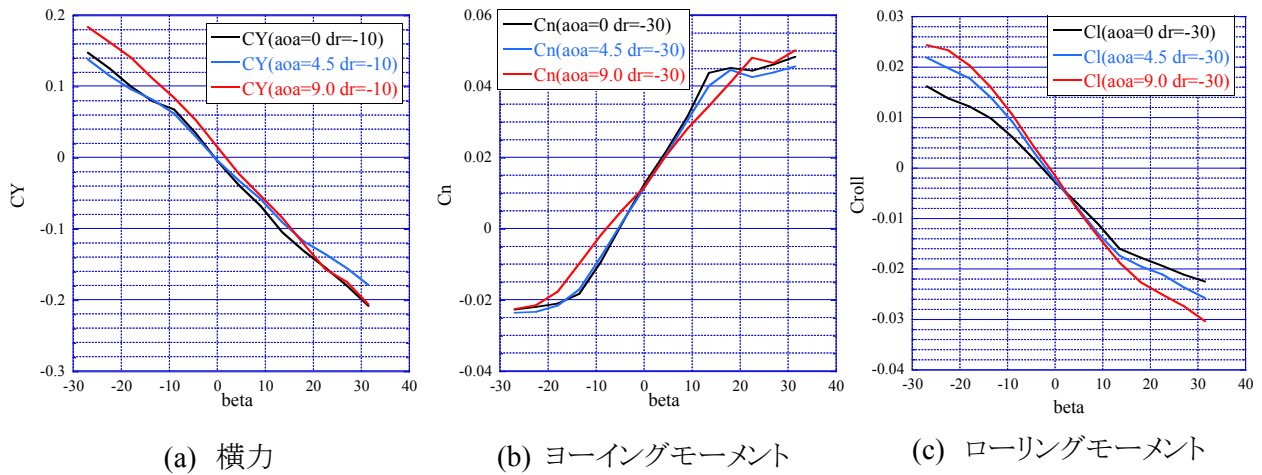


図 3.20 機体の空力特性(横特性)

### 10. 4. 3 舵効き特性

図 3.21 にエレベータ・ラダー・エルロン各舵面の効きを示す. 舵角変化に対する効きの度合いには若干の非線形性があるものの, 各舵面を変えることで機体のモーメント変化が得られることを確認した. 大気球試験の実施上は問題にはならぬが, 将来的には飛行ミッションの内容によってはさらに操舵性を向上したいとの要求が上がる可能性がある. そこで舵効きの向上を目的として舵付きの二次元翼模型を用いた要素試験も行った. この結果, 操舵の効きには翼型依存性が非常に強く, NACA0006 などの比較的薄い翼型を水平・垂直尾翼翼型として採用することで舵効きが向上するなど, 改修に向けた設計指針も得られた.

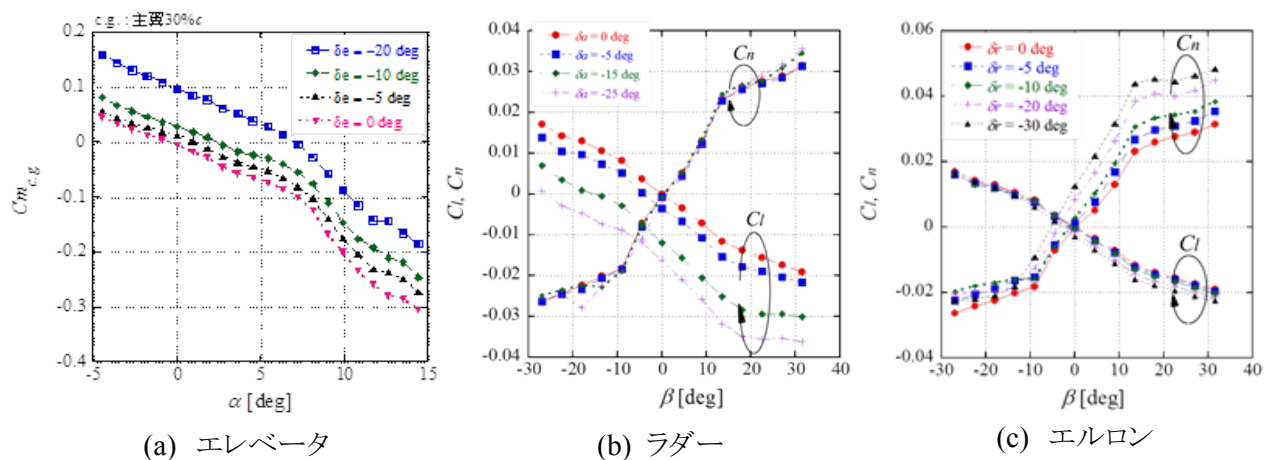


図 3.21 各舵面の効き

## 7. 飛行制御系

飛行制御系の第一の目的は安全な実験の実施である。そのため制御系への設計要求として、

- (1) 引き起こしフェーズ終了時に、目標方位角  $127 \text{ 度} \pm 60 \text{ 度}$  の範囲の方位を向いていること
- (2) パラシュート放出時に切り離し地点から水平方向  $10 \text{ km}$  以内にいること

が課せられている。この条件を満たしたうえで有意なデータを計測できる飛行を行う。

2016 年度試験に向けた制御系を表 3.7, 表 3.8 に示す。まだ改修中であるため今後変更の可能性はある。

表 3.7 飛行シーケンス

切離し後の時間[s]	フェーズ	内容
$0 \sim t_r$	ロールフェーズ	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する。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。
$t_r \sim t_{pu0}$	引き起こしフェーズ	ロールダンパ, ヨーダンパをエンゲージ. エレベータ舵角は固定
$t_{pu0} \sim t_{pu1}$ $t_{pu1} \sim t_{pu2}$ $t_{pu2} \sim t_{pu3}$	滑空フェーズ 1 滑空フェーズ 2 滑空フェーズ 3	目標方位周りに安定化する方位制御をエンゲージ. エレベータ舵角は各滑空フェーズで固定し, トリム点での空力データを取得.

表 3.8 コントローラ基本構造

エルロン	$d_{ac} = K_P(P_c - P) + I_P \int (P_c - P) dt$	目標ロールレートへの PI 制御
ラダー	$d_{rc} = K_R(R_c - R) + I_R \int (R_c - R) dt$ $+ K_\psi(\psi_c - \psi)$	目標ヨーレートへの PI 制御, 目標方位角への P 制御
エレベータ	$d_{ec} = const$	トリム舵角で固定
目標方位角	$\psi_c = 127^\circ$	海に向かう方向

## 8. 飛行シミュレーション結果

ノミナル飛行条件(表 3.9)における飛行シミュレーション結果を示す. 突風外乱としてはドライデンのモデルを使用する. なお, 気球グループ提供の風の実測値(気球の移動速度)は, ドライデンのモデルとほぼ同じ振幅( $\pm 3\text{m/s}$ )で周波数が低い特徴がある. センサモデルとしては, 実測値からノイズモデルを決定する. レートジャイロのノイズは分散  $0.001(\text{rad/s})^2$ , 平均値  $0$  のホワイトノイズと温度ドリフトの和とする. 制御ゲインを表 3.10 に示す.

表 3.9 ノミナル飛行条件

	ノミナル
重心位置	30%(主翼コード長)
$m[\text{kg}]$	5.61
$I_{xx}[\text{kg}\cdot\text{m}^2]$	0.428
$I_{yy}[\text{kg}\cdot\text{m}^2]$	1.204
$I_{zz}[\text{kg}\cdot\text{m}^2]$	1.585
$I_{xz}[\text{kg}\cdot\text{m}^2]$	-0.092

表 3.10 制御ゲイン

	ロールフェーズ	引き起こしフェーズ	滑空フェーズ
ロールレート P 制御 $K_P$	0.48	0.01	0.01
ロールレート I 制御 $I_P$	1.2	0.025	0.025
ヨーレート P 制御 $K_R$	-3	-0.23	-0.23
ヨーレート I 制御 $I_R$	-1	-0.06	-0.06
方位角 P 制御 $K_\psi$	0	0	-0.008

切り離し高度 36km, 切り離し方位角 307 度(陸を向く方向)としたときの結果を図 3.22, 図 3.23 に示す. この結果から, 陸地を向いた状態で切り離されても, 引き起こしフェーズ中に目標方位に機体を誘導できていることがわかる. なお, 最大動圧は 223.7Pa, 最大荷重倍数 2.951, 最大マッハ数は 0.655 であった.

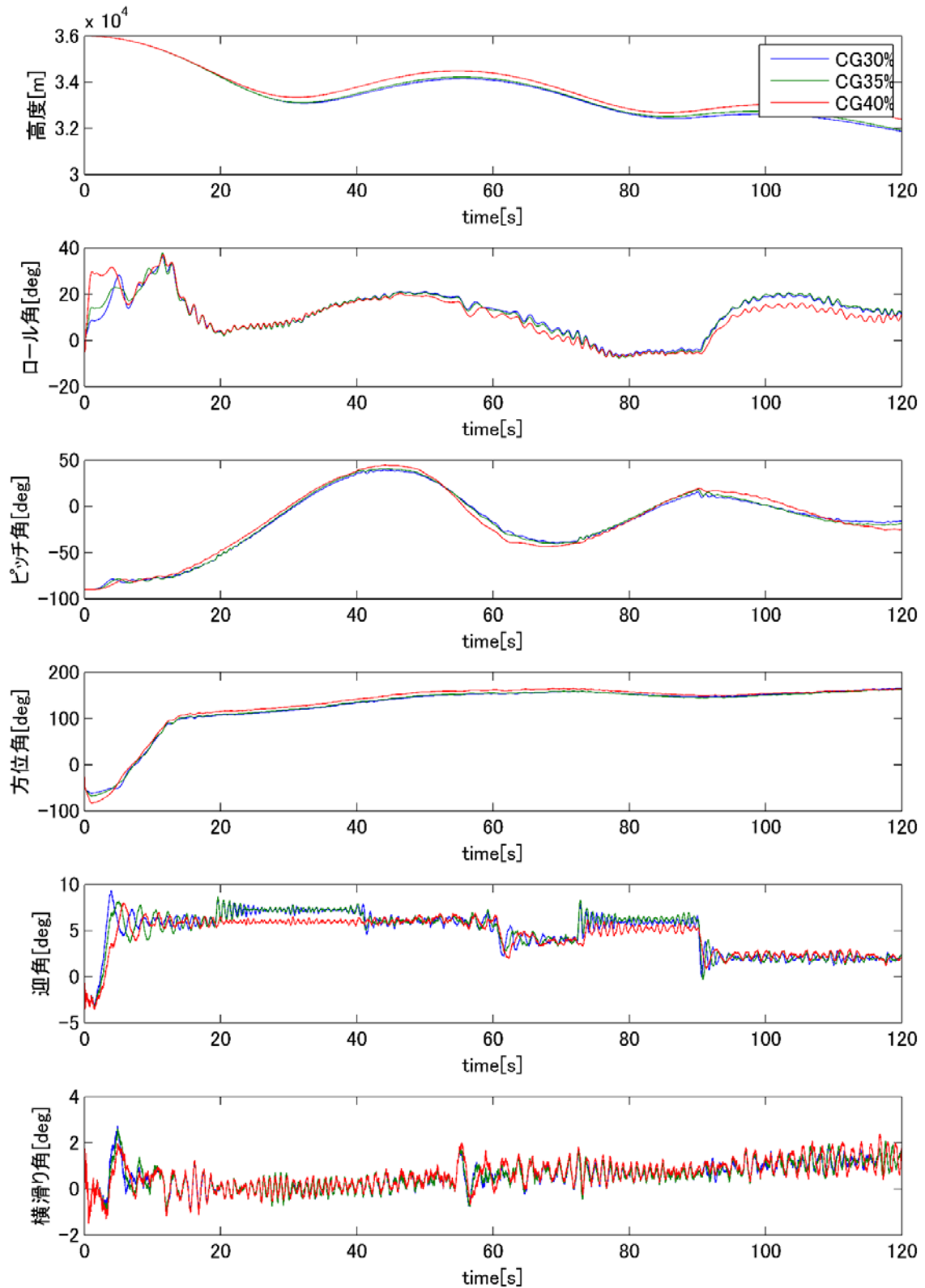


図 3.22 ミナル条件での飛行シミュレーション結果

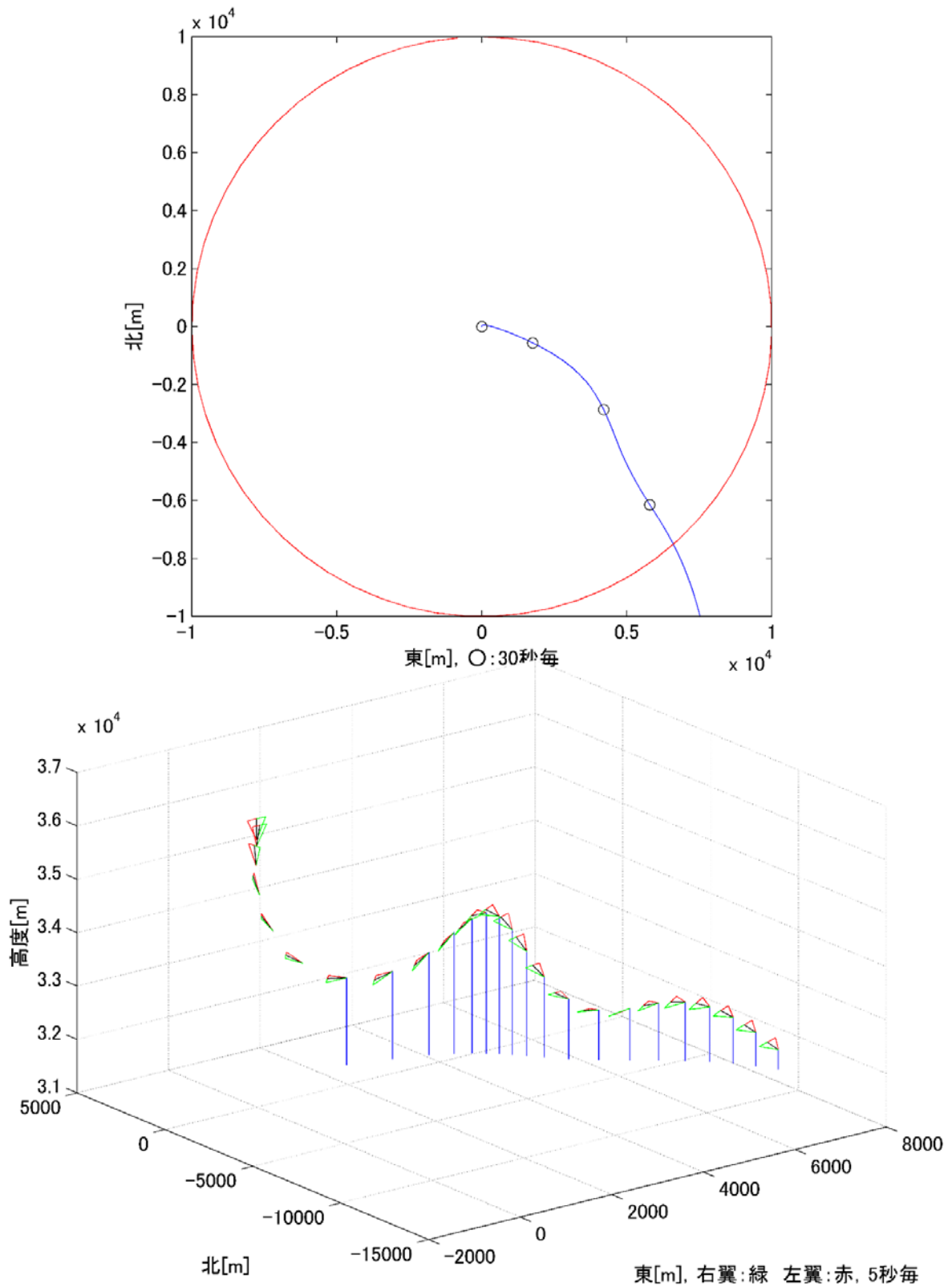


図 3.23 ノミナル条件での飛行シミュレーション結果 (飛行経路)

## 9. 機体パラシュート動作試験

定常滑空終了時に飛行を強制終了させるため、機体からパラシュートを放出する。放出のためのロープカッターは、機体アビオからのコマンド及び独立したタイマーからのコマンドで動作する2重系となっている。搭載位置とパラシュートとを図 3.24、図 3.25 に示す。

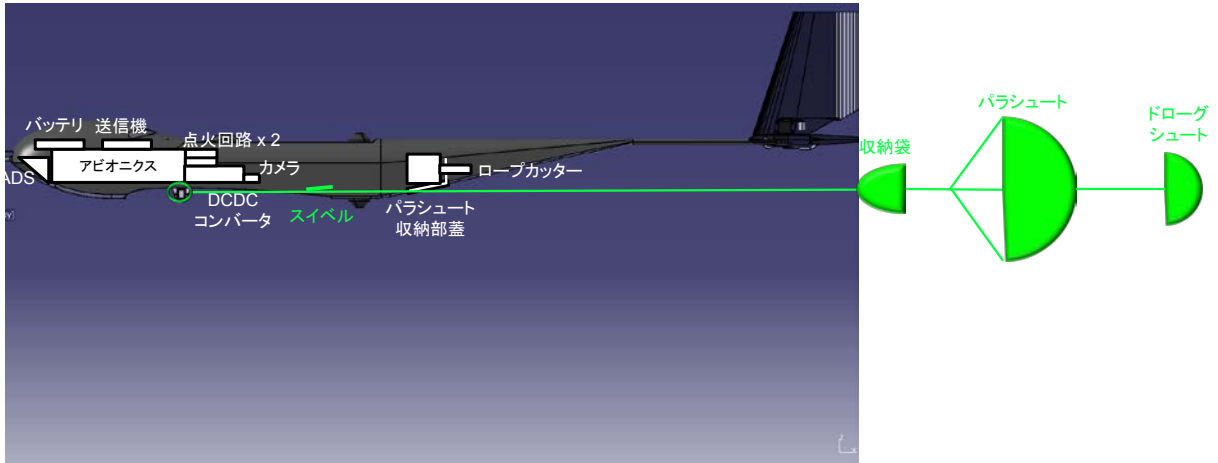


図 3.24 機体パラシュート概略

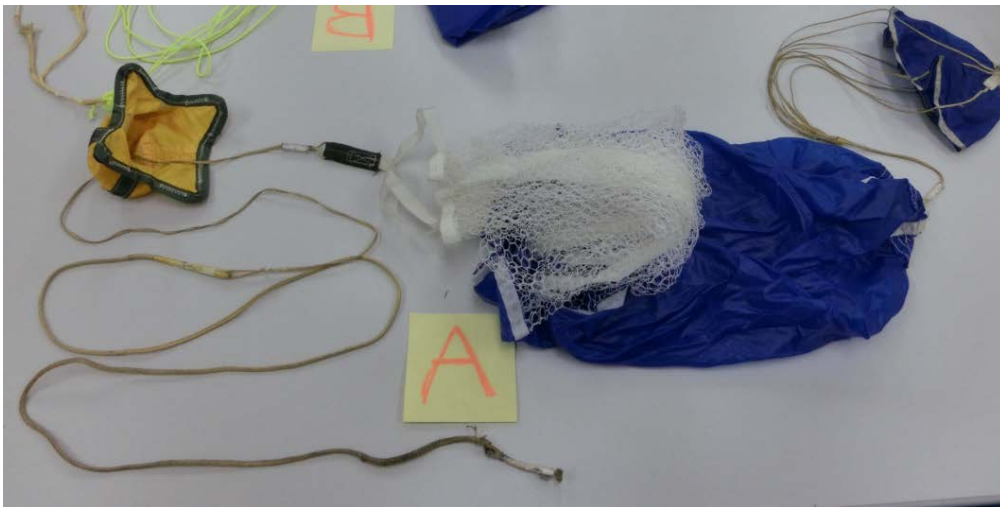
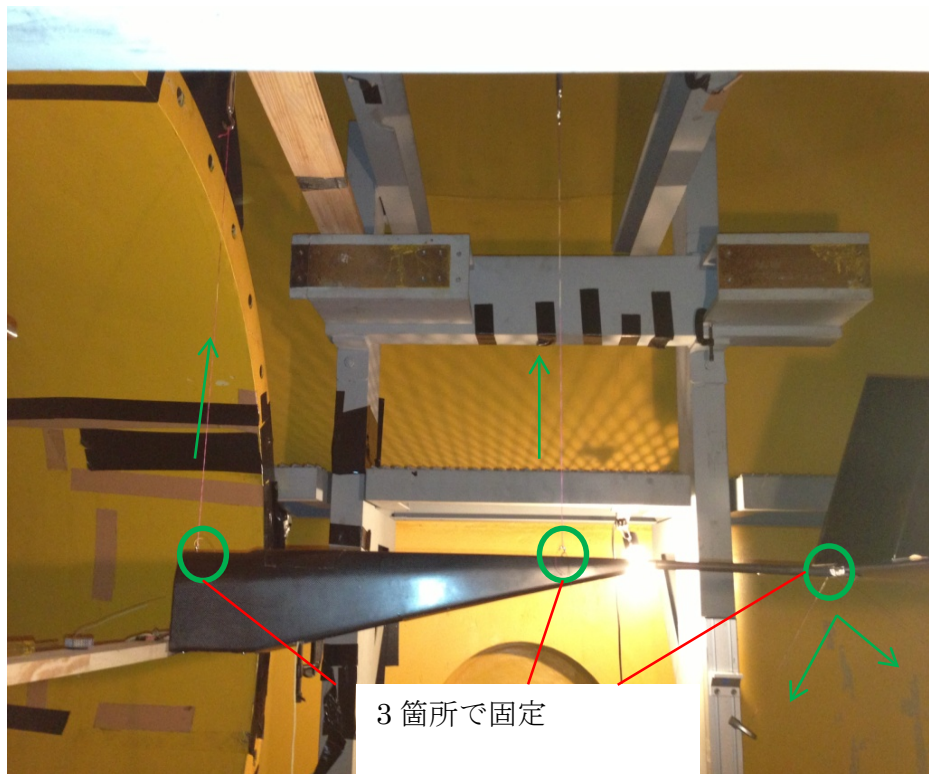


図 3.25 機体パラシュート

飛行中に正常に放出されることを確認するため、JAXA 相模原キャンパス内にある惑星環境風洞を利用して風洞実験を行った(図 3.26)。実験は JAXA 宇宙科学研究所の惑星環境風洞にて総圧 20k Pa, 流速 27m/s と総圧 10k Pa, 流速 26m/s にて行った。それぞれ高度 30km, 流速 92 m/s と高度 35km, 流速 92 m/s の動圧条件に相当する。風洞内にビデオカメラを設置し、胴体からのパラシュートの放出とその後の展開の様子を撮影した。その結果、いずれの条件でも機体からパラシュートの放出と展開の一連の動作に問題がないことを確認した。

また、搭載した点火回路を用いたロープカッターの点火試験を行い正常に動作することを確認した。



(a) 風洞内セットアップ



(b) パラシュート展開時( $P_t = 10 \text{ kPa}$ , 動圧 = 44 Pa)

図 3.26 機体パラシュート放出試験

## 10. 機体の低温低圧環境試験

相模原キャンパス内にある低圧恒温槽を利用して、気球実験を模擬した低温・低圧での機体の動作試験を行った(図 3.27)。実験内容を表 3-6 に示す。サーボモータ、機体アビオニクスが飛行時の温度環境で正常に作動することを確認した。またレートジャイロ、角速度計の温度依存性を評価した。

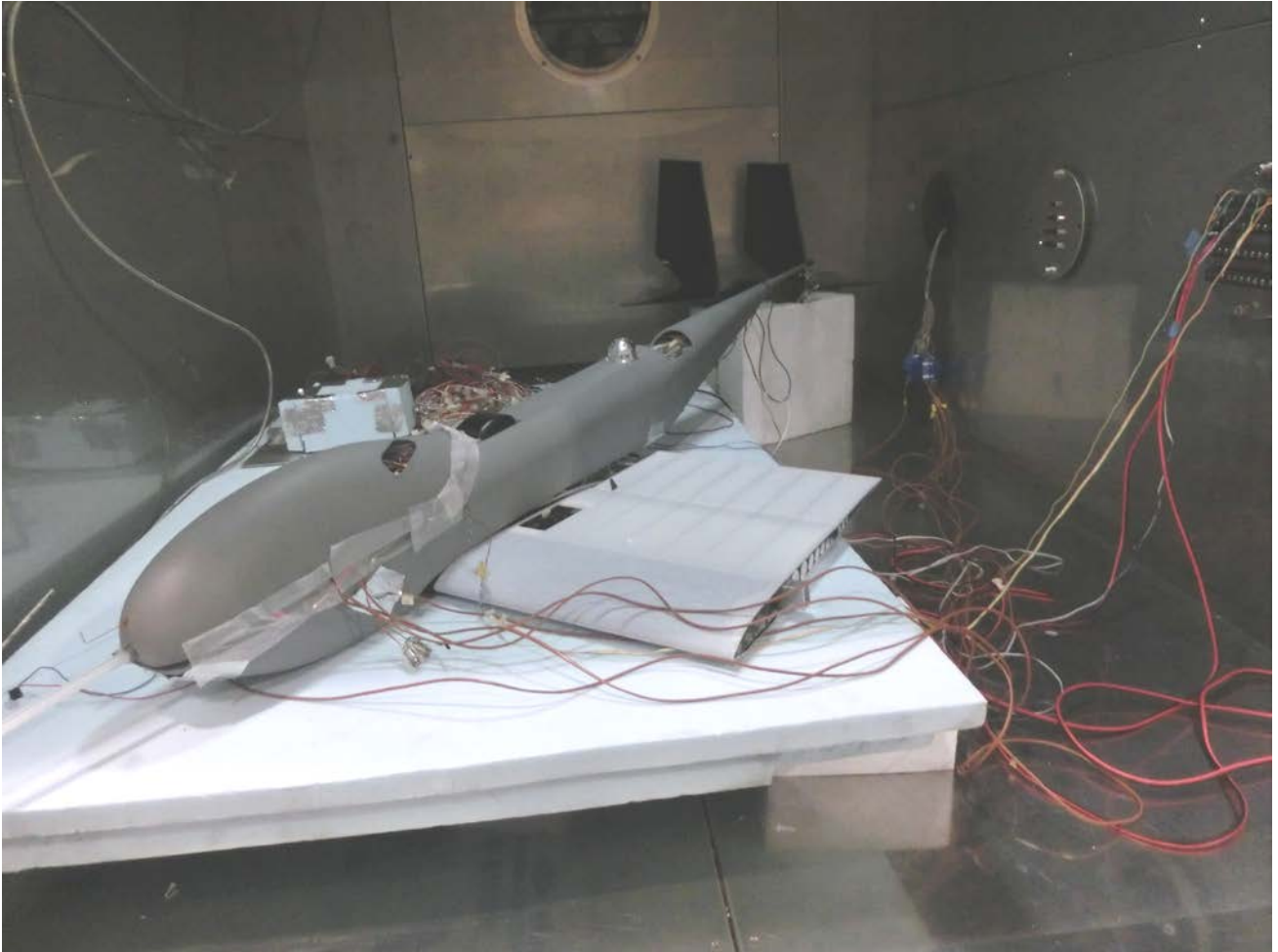


図 3.27 低温低圧環境試験の様子

表 3-6 環境試験

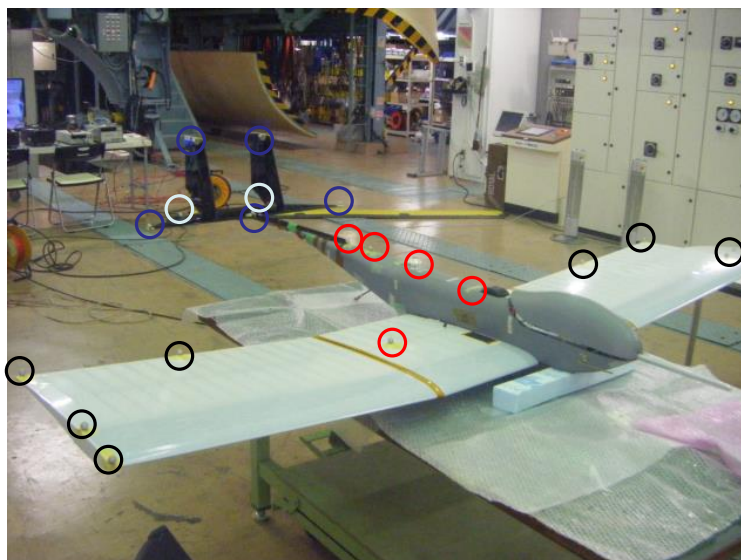
内容	試験機器	試験条件
サーボモータ負荷試験	サーボモータ, モータドライバ, バッテリ	温度-60°C, 気圧 100kPa
レートジャイロ低温試験	レートジャイロ	常温~-40°C
角速度計低温試験	角速度計	常温~-40°C
アビオニクス動作試験	機体アビオニクス	常温~-60°C, 気圧 1kPa

## 11. 大型低速風洞試験

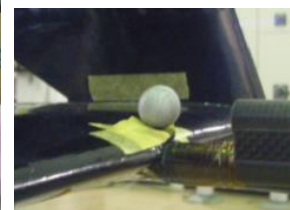
機体をピッチ方向の自由度を与えて支持する風洞試験を行った(図 3.28). エレベータ舵角を変化させ, トリム迎角を測定することで空力モデルの妥当性を検証した. さらに機体主翼, 胴体, 主翼, 尾翼にマークを取り付け, カメラで撮影することで機体の空力変形を測定した(図 3.29). この変形量の空気力への影響を推定し, 飛行制御系の運動シミュレーションに組み込んだ.



図 3.28 低速風洞試験



- 胴体
- 右翼端
- 左翼端
- 尾翼
- エレベータ



マーカ φ14mm  
(写真は尾翼付け根)

図 3.29 空力変形試験マーカ取り付け位置

### 13. 2013 年度の高高度飛行試験

2013 年度春期の実験実施を目指して大樹航空宇宙実験場でゴンドラおよび機体の組み立てを行い、放球前リハーサルおよび 1 次かみ合わせ試験, 2 次かみ合わせ試験を実施した(図 3.30). 2 次かみ合わせ試験でノイズレベルが許容値よりも高いことが判明し, 対策作業を進めていたが, 放球機会は得られなかった.



図 3.30 2013 年度の高高度飛行試験準備状況(左:放球前リハーサル, 右:2 次かみ合わせ試験)

### 14. 2014 年度の高高度飛行試験

2013 年の実験期間終了後, ノイズ対策を実施して基準値以下に納めることに成功した. また, より高品質な空力データを獲得するため機体姿勢および速度のフィードバック制御を採用することとし, この方針に応じた機体改修を実施したが, 平成 26 年 3 月の航空本部大型低速風洞での試験で飛行制御系の実証ができなかったため, 当初予定通り, フィードバック制御は行わないこととした.

当初予定では機体切り離し時および機体引き起こし制御時は方位制御はせず, 引き起こし完了後に方位制御を開始して陸から離れる方向に旋回するという予定であったが, ささまざまな条件で飛行シミュレーションを行った結果, 旋回力が不足し陸から遠ざかれないケースがあることがわかった. また, 機体重量が当初予定よりも増加したことから, 航空法上の制約により, 引き起こしフェーズ完了時に陸から離れる方位(目標方位角  $127$  度  $\pm 60$  度)を機体が向いていることが要求された(図 3.31).



図 3.31 目標方位

ゴンドラからの機体切り離し時の機体方位角に±30度の誤差が発生すると仮定すると、機体の引き起こしフェーズでの方位角の変化は±30度以内に収めなくてはならない。この観点で飛行シミュレーションにより検証を進めた結果、引き起こしフェーズでの方位角の変化を±30度に抑えるためには、機体のローリングモーメント係数(CI)を $-0.0001 < CI < 0.0001$ に収める必要があることがわかった。

次に機体のCIを上記の制約内に収めるためには機体のアライメント誤差をどの程度に収める必要があるのかを検討した。ローリングモーメント係数に大きな影響を与えるのは主翼の取り付け角・ねじり角誤差である。全機形状のCFD計算結果<sup>[141]</sup>から迎角4度および迎角6度での主翼のスパン方向揚力係数分布をもとめ、それを線形補間してローリングモーメント係数とねじり角の関係を評価した(図3.32)。その結果、ローリングモーメント係数(CI)を $-0.0001 < CI < 0.0001$ に収めるためには両翼のねじり角の差を±0.003度以内に抑える必要があることがわかった。一方、主翼ねじり角の計測誤差は0.1度であり、必要な条件満たすことができないことがわかった。このことから今年度の飛行試験を延期することとした。

横方向制御力の不足から、2014年度の飛行試験は実施することができなかったが、エルロンによる横方向制御および計測された動圧値をもとにエルロン・エレベータ・ラダーのゲインを調整することにより、十分な横方向制御力が得られる予定である。今年度機体および制御プログラムの改修を行い、2016年度の飛行試験実施を目指して準備を進めている。

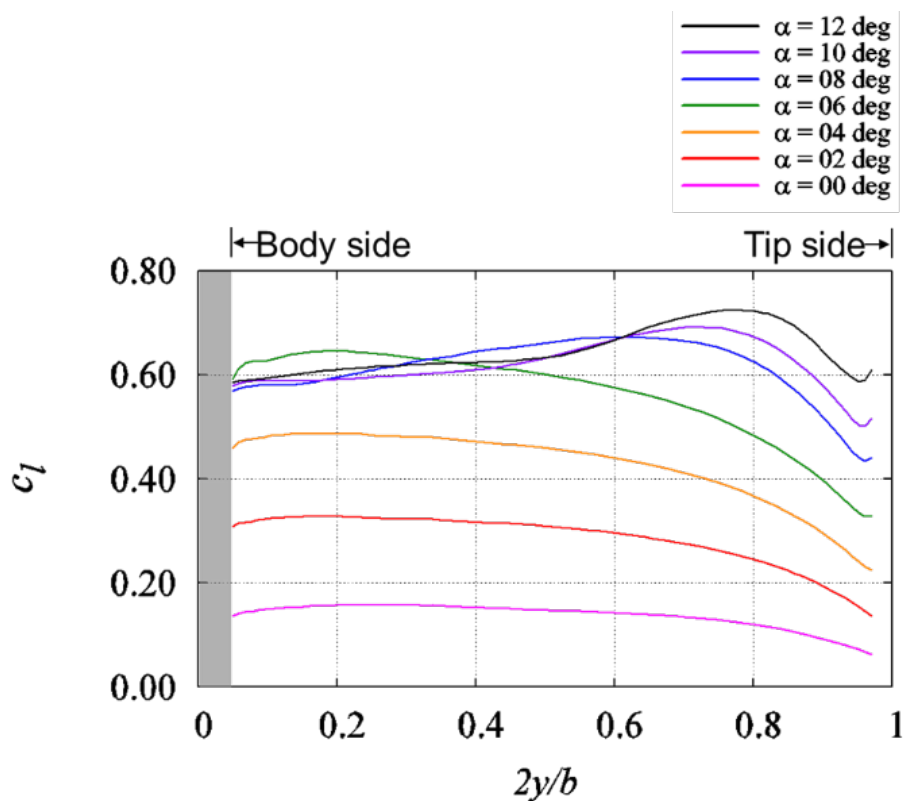


図 3.32 各迎角における主翼スパン方向揚力係数分布

なお、大気球を使った高高度飛行試験の経緯については、これまでの大気球シンポジウムでの発表論文<sup>[142]-[146]</sup>を参照されたい。



## 第4章 火星の飛行探査ミッション提案

### 1. はじめに

火星探査航空機 WG では、MELOSWG・火星着陸探査技術実証 WG および DESTINYWG とともに、火星の飛行探査実現に向けたミッション検討を進めてきた<sup>[147]-[149]</sup>。本章では、平成 26 年度の戦略的中規模ミッションの公募に提案された火星着陸技術実証ミッションのオプション機器として定義された小型火星飛行機を使ったミッション計画および DESTINY を使ったミッション計画について説明する。

### 2. 火星着陸探査技術実証ミッションにおける火星飛行技術実証

平成 26 年度の戦略的中規模ミッションの公募に火星着陸技術実証ミッションが提案された。火星探査航空機 WG はこのミッションの中で小型火星飛行機による火星での飛行技術実証を提案した。本項では、この火星飛行技術実証ミッションについて紹介する。

#### 2.1 ミッション目的と要求フロー

本ミッションの目的は将来の本格的な火星飛行機の実現に向けた飛行技術実証にある。特に火星でしか実証できない技術として

(1) 火星大気中での主翼の空中展開技術の実証

(2) 火星大気中での姿勢安定制御技術の実証

が挙げられる。これらの技術を実証することが、本ミッションの目的となる。またエクストラとして、火星表面の画像を撮影・送信することをエクストラサクセスクライテリアと定義する。

ミニマムサクセス：火星大気中での主翼の空中展開技術が実証されること

フルサクセス：火星大気中での姿勢安定制御技術が実証されること

エクストラサクセス：火星表面の地形データを撮影し、ローバ経由で地球に送信すること

ミッションシーケンスの概念図を図 4.1 に示す。火星飛行機はフロントシェル背面に固定された形で火星大気エントリカプセルに収納される。フロントシェル切り離し後、火星飛行機はパラシュートによりフロントシェルから切り離される。パラシュート降下中に機体を展開し、展開完了後にパラシュートを切り離して揚力飛行を開始する。飛行時間は約 4 分であり、各種データは UHF によりローバに送信される。飛行実験終了後、パラシュートを開傘し軟着陸する。着陸後も機体が機能していれば得られたデータをローバに対して追加送信する。

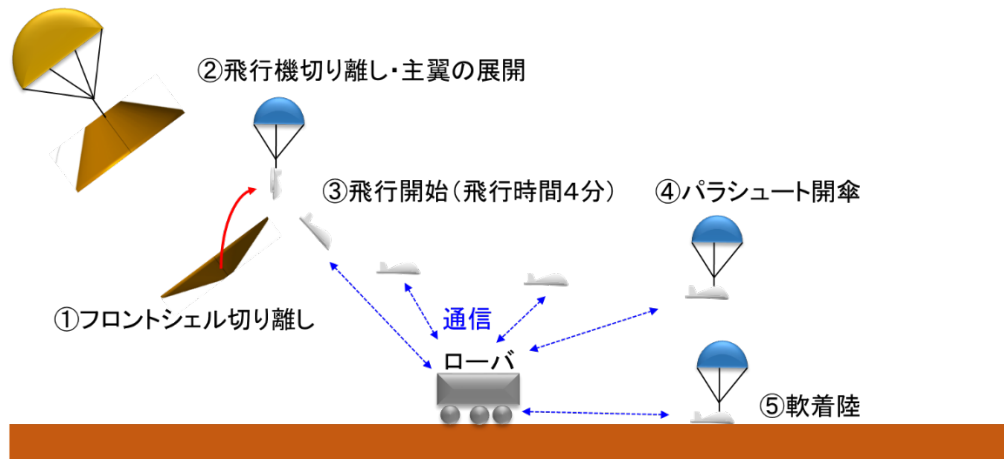


図 4.1 ミッションシーケンス

図 4.2 に要求フロー図を示す。各種前提条件、制約条件、上位要求からミッション目的、ミッション要求、システム要求・運用要求が導かれる。

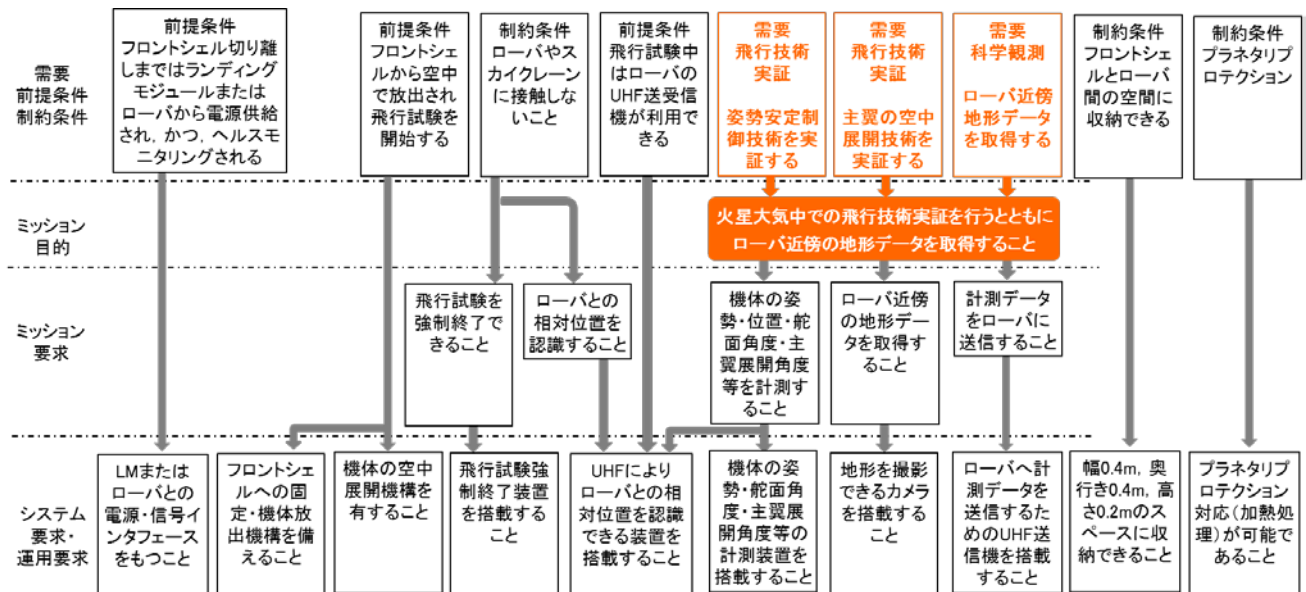


図 4.2 火星飛行技術実証ミッションの要求フロー

## 2.2 機体設計

本ミッションの機体はフロントシェルとローバの間の空間、400mm x 400mm x 200mm の空間に収納できなければならない。このことから主翼面積が制約され、機体の質量は 2.0kg 程度に納める必要がある。よって、推進系は搭載せず尾翼もたない飛行実証機とする(図 4.3)。図 4.3 示す機体は両翼を 1 回ずつ折りたんでエントリカプセルに収納するかたちの機体である。

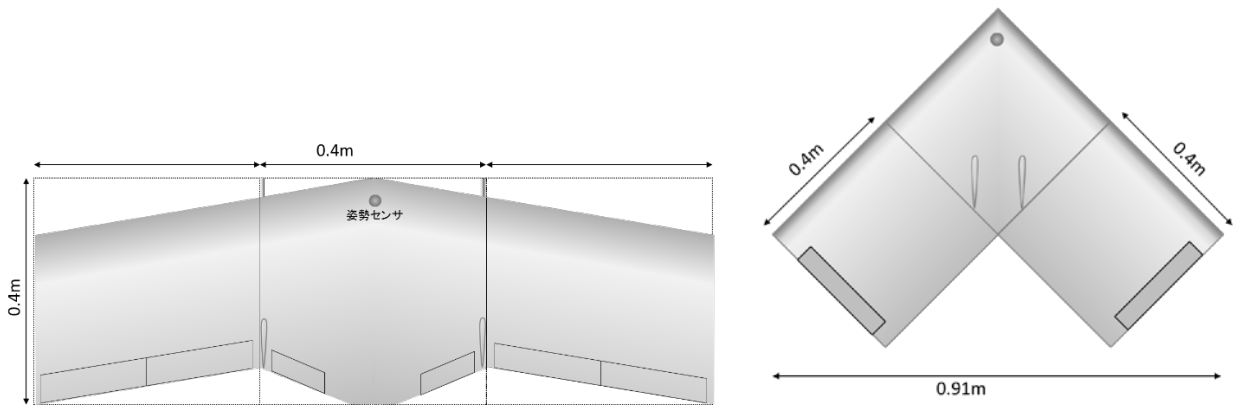


図 4.3 機体設計の例(左は後退角が小さい機体、右は後退角 45 度の機体)

飛行制御を行わない場合の質点としての飛行シミュレーション結果を図 4.4 に示す。図 4.3 に示した機体を高度 5 キロメートル付近で切り離せば、質量 2.0kg のとき飛行距離約 26km、飛行時間約 4 分が実現可能である。

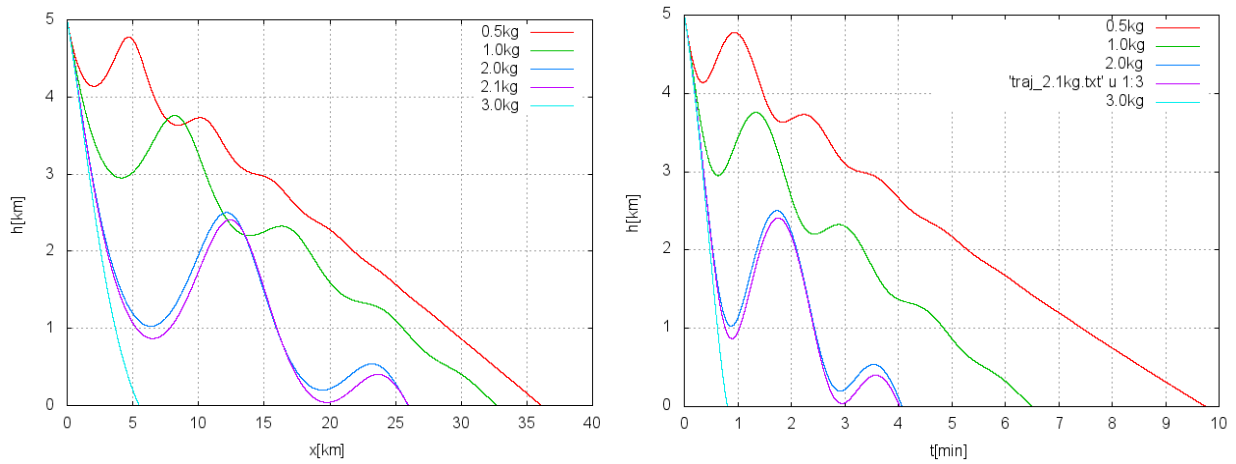


図 4.4 飛行シミュレーション結果( $C_L=0.28$ ,  $C_D=0.04$   $L/D=7$ を仮定)

表 4.1 に質量ブレイクダウンを示す. なお, 表 4.1 は飛行中の機体の質量ブレイクダウンであり, 機体放出に用いるパラシュートの質量は含まない. 機体質量を2kg程度に納めるためには各搭載機器のさらなる小型化軽量化が必要である.

表 4.1 機体の質量ブレイクダウン

質量見積もり	質量
主翼構造(350g/m <sup>2</sup> )	200[g]
その他構造物(主翼折りたたみ機構等)	100[g]
姿勢検出装置	100[g]
アビオニクス	300[g]
データ通信装置	100[g]
UHF送受信機	250[g]
電源	200[g]
DCDCコンバータ	200[g]
サーボモータ(x4) & ポテンシオメータ(x4)	200[g]
ペイロード(カメラ)	100[g]
パラシュート(パラシュート, パラシュート放出機構)	100[g]
ケーブル類	50[g]
マージン	200[g]
合計	2100[g]

表 4.1 に質量ブレイクダウンを示す. 機体質量を2kg程度に納めるためには各搭載機器のさらなる小型化軽量化が必要である.

ローバとの UHF 送受信信号によりローバとの距離を一定の範囲に収めるような航法誘導を実施する予定である. また, 本 WG で開発し, 大気球を使った高高度飛行試験で実証予定の姿勢センサを用いて姿勢制御を行う予定である.

### 3. 火星気象観測衛星と火星航空機によるダスト輸送メカニズムの解明ミッション<sup>[149]</sup>

#### 3.1 背景および目的

本ミッションの目的は、これまで NASA により実施されてきた太陽同期軌道からの直下視による火星の観測ではなく、高高度軌道(静止軌道)から高時間分解能の多波長全球撮像を実施し、火星の大気現象やダスト輸送のメカニズムの解明することである。また、静止軌道上の気象観測衛星による観測だけでは、数 10km~数 100km スケール(メソスケール)のダストストームの発生から収束のメカニズムを明らかにすることは期待できないため、火星航空機によってダストイベント内部の風速、風向、温度やダスト濃度を計測し、そのメカニズムを解明する。

#### 3.2 科学目標

本ミッションの目標は、火星ダスト(背景ダストとダストイベントの両方)の空間分布を可視化し、常時モニタリングを行うことで地理学的アプローチによりダストの輸送メカニズムを解明することである。メソスケールのダストイベントによるダスト輸送メカニズムは内部の大気構造の観測が不可欠であるため、火星航空機によってそれを補完する。本提案の科学目標と具体的な観測対象は表 1 にまとめられている。

表 4.2 科学目標(表の右側に向かってブレイクダウン)

1. Minimum ダスト分布および時間変化を常時モニタリングし、ダストの供給、輸送、除去の様子を明らかにする		a. 背景ダストの輸送過程をモニタリングする b. ダストストームの発生、時間変化、消失をモニタリングする c. ダストの鉛直分布をモニタリングする
2. Full 上記 1 を支配する大気現象を特定する	ダストの挙動を、周囲の大気温度構造、地表面温度とともに常時モニタリングする	d. 温度、地表面温度の 3 次元分布をモニタリングする
	ダストイベントの内部構造と、周囲の大気温度構造、地表面温度と同時に把握し、そのメカニズムを解明する	e. 航空機により、ダストストームの内部構造(温度、ダスト濃度、日射 etc)を観測する
3. Extra データ同化により、観測データとも数値モデルとも矛盾しないデータセットを作成し、火星のダスト循環を定量的に理解する		f. データ同化システムを構築する

#### 3.3 軌道

ダストの時間変化を常時モニタリングする必要があるため、ミッション軌道は静止軌道である。

本ミッションでは、質量 400 kg の DESTINY バスに、質量 200 kg のミッションペイロードを搭載した DESTINY 型火星探査機を、将来の開発が検討されている能力向上型イプシロンロケット(M-V 級ロケット)により打ち上げる状況を想定する。火星に到達するまでの軌道プロファイルは以下の五つに分割される。

- (1) 地球脱出フェーズ: 能力向上型イプシロンにより月軌道に達する軌道に投入し、月スイングバイを経て地球を脱出する。脱出時の無限遠速度は 1.5 km/s を想定。
- (2) EDV-EGA(Electric  $\Delta V$  Earth Gravity Assist): 電気推進を用いて軌道を変換し、地球再会合時の無限遠速度を増大させる。
- (3) 火星遷移フェーズ: 地球スイングバイを経て火星に遷移する。
- (4) EDV-MGA(Electric  $\Delta V$  Mars Gravity Assist): 火星スイングバイ後、電気推進を用いて軌道を変換し、火星再会合時の無限遠速度をゼロにする。
- (5) 火星重力キャプチャフェーズ: 無限遠速度ゼロにて火星 Hill 圏に到達後、電気推進等を用いて減速し、火星周回軌道に遷移する。

目標軌道は火星高度 17,000 km の対火星表面静止軌道とした。図 4.5 に軌道設計例を、また、表 4.3 に各

フェーズの飛行期間,  $\Delta V$  量及び消費推薬量をまとめる. DESTINY の有効推薬量 60 kg に対し, 無限遠速ゼロにて火星に到達するまでに必要な推薬量は 48 kg である. 仮に目標軌道投入までの全フェーズを電気推進のみで実施するとしても(最大消費ケース), 消費推薬量は 63 kg であり, 火星投入シーケンスの工夫や, ミッションペイロードの微減を含む適切な質量配分を行うことで, 十分に実現可能である.

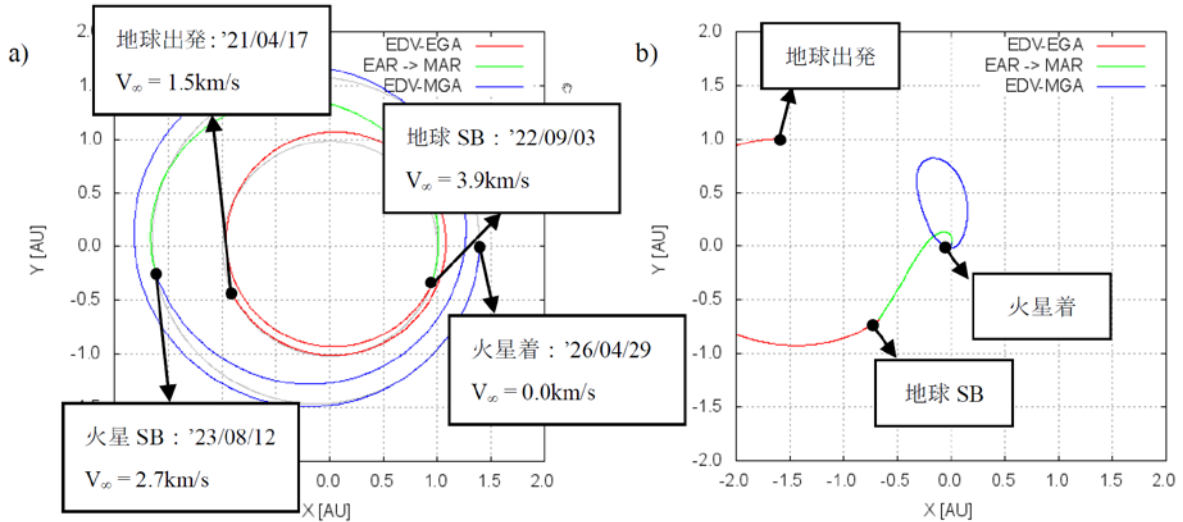


図 4.5 軌道設計例. a) 太陽中心慣性系 b) 太陽・火星固定系

表 4.3 飛行期間,  $\Delta V$  量及び消費推薬量.

軌道フェーズ	飛行期間 [day]	発生 $\Delta V$ 量 [m/s]	消費推薬量 [kg]
① 地球脱出	NA	0	0
② EDV-EGA	504	1,516	24
③ 地球 → 火星遷移	343	0	0
④ EDV-MGA	991	1,556	24
⑤ 火星重力キャプチャ	365	1,051	15
合計	1,838 (2,203 <sup>*</sup> )	3,072 (4,123 <sup>*</sup> )	48 (63 <sup>*</sup> )

\*は目標軌道投入までの全フェーズを電気推進のみで行った場合の最大ケースを示している.

### 3. 4 科学観測のためのプラットフォームおよび観測機器

#### (1) 周回機

周回機の役割は, ダストと水蒸気の挙動の監視, ダストストームの発生, 拡大, 収束過程の監視, 大気温度と地表面温度の観測である. 周回機に搭載する測器は, 以下の 5 つである. 要求仕様および現段階における重量, 消費電力は表 4.4 にまとめられている.

1. 可視偏光カメラ(SIMPLER) (表 1a, b)
2. 望遠カメラ(NAC) (表 1b)
3. サブミリ波サウンダ(FIRE) (表 1d)
4. 中間赤外カメラ(LIR) (表 1c, d)
5. USO (表 1d)

表 4.4 観測機器の要求仕様と現段階での重量, 電力およびサイズ

	観測機器名	重量	電力	サイズ	解像度	精度
周回機	SIMPLER	センサ<2.5kg エレキ<3.5kg	<4.8W <40W (撮影時), <27W (STDBY 時)		<10 km/pixel	
	NAC*1	23.6kg	<18.7W (撮影時)	80cm×φ40cm	<1 km/pixel	
	FIRE	~16 kg	~40 W	~50x50x50cm		<2 K
	LIR	~0.6 kg	~7 W	90×90×109mm	<2 km/pixel	<2 K
	USO	~ 2 kg	~5 W		<1 km	<2 K
航空機	温度計	0.05 kg		20×5×40mm		0.1 K
	気圧計	0.1 kg		50×25×40mm		0.1 Pa
	粒子カウンタ	0.03 kg		90×18×60mm		
	日射計	0.1 kg		40×30×40mm		20 W/m <sup>2</sup>

\*1 NAC は未検討であるため, MGS/MOC の数値を記入している

## (2) 航空機

航空機の役割は, ダストストーム内部の温度, 湿度, 風速, ダスト濃度を観測することにより, ダストストームの構造を明らかにすることである. ここでは 100km~200km 飛行しなければならないという要求から固定翼タイプの航空機(飛行機)を採択する. エントリカプセル込みの全質量が 100kg までという制約から, エントリカプセル直径を約 1m にする必要がある. 直径 1m のエントリカプセルに収納可能な機体として開発された火星飛行機概念図を図 4.6 に示す. 両翼を 1 回ずつ折りたたみさらに尾翼も 1 回折りたたんだ状態でエントリカプセルに収納され, エントリカプセルから空中で放出された後, 機体を展開して飛行に移る. 機体の質量は 5kg~10kg 程度である. 推進用プロペラを搭載しているため, 定常飛行が可能であり 100km 以上の飛行が可能である. このような機体はまさしく本 WG で MELOS1 のために設計検討してきた機体<sup>[147]</sup>の要求仕様とまったく同じである. また, この機体設計が第 3 章で述べた高高度飛行試験機のベースとなっている. 機体の諸元および質量ブレイクダウンを表 4.5, 表 4.6 に示す.

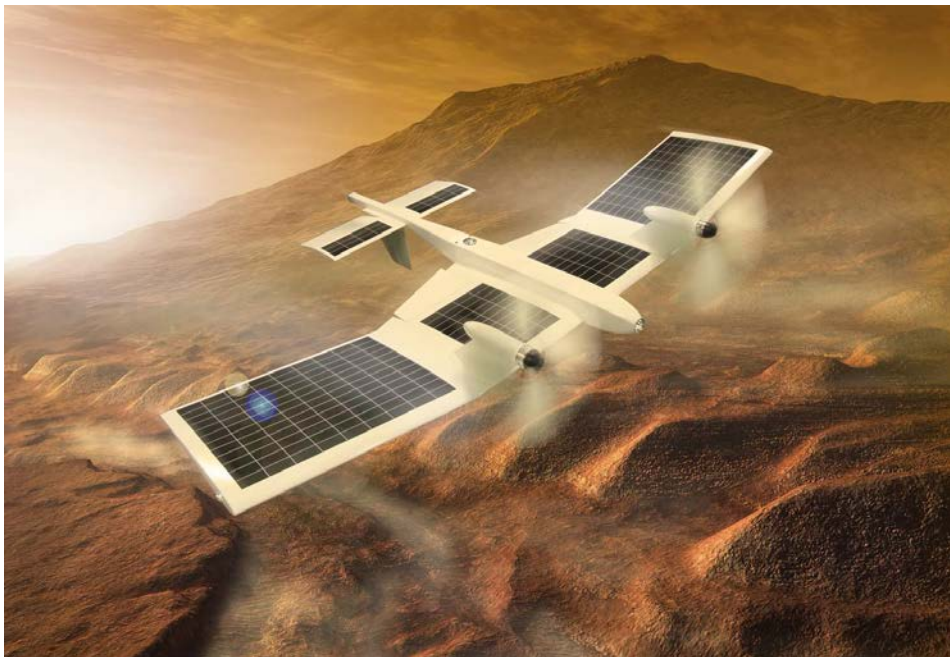


図 4.6 DESTINY ミッション火星飛行機

表 4.5 火星飛行機の諸元

主翼スパン長	2.42(m)
主翼コード長	0.48(m)
主翼アスペクト比	5.11
主翼翼面積	1.15(m <sup>2</sup> )
巡航速度	60.0(m/s)
機体重量	4.24(kg)
航続距離	95.4(km)
最小速度	54.0(m/s)
巡航レイノルズ数(主翼コード長基準)	24700
主翼揚力係数	0.643
主翼抵抗係数	0.0439
主翼揚抗比	14.6
巡航迎角	6.79(deg.)
巡航推力	1.37(N)
最大推力	2.06(N)
トルク(1発あたり)	0.113(Nm)
巡航パワー	132(W)
最大パワー	198(W)
プロペラブレード半径	0.318(m)
プロペラ回転数	46.3(rps)

表 4.6 火星飛行機の質量ブレイクダウン

固定重量	1.200(kg)	28.3(%)
主翼構造重量	0.658(kg)	15.5(%)
水平尾翼構造重量	0.047(kg)	1.1(%)
垂直尾翼構造重量	0.036(kg)	0.9(%)
胴体構造重量	0.141(kg)	3.3(%)
プロペラ重量	0.206(kg)	4.9(%)
モータ重量	0.810(kg)	19.1(%)
バッテリー重量	0.436(kg)	10.3(%)
質量マージン	0.707(kg)	16.7(%)
合計	4.240(kg)	100(%)

航法誘導制御に関しては、火星探査航空機 WG で開発した姿勢検出センサ(第 2 章航法誘導制御の項目を参照)を用いて姿勢制御を行う。また、地形画像データベースと撮影された地形画像とのマッチングにより航法誘導を行う。

なお、上記の機体は高度 0km を飛行することを想定して設計しているが、観測をより低高度の地域(マリネリス峡谷やヘラス盆地など)にすれば、大気密度があがり機体の空力性能も向上するため、2kg 程度の観測機器を搭載したり、航続距離を 300km 程度まで伸ばすことが可能になる。

次にミッションシーケンスについて簡単に述べる。周回機でダストストームの発生を確認後、火星飛行機は直径 1m 程度のエントリカプセルに収納された状態で火星大気突入し、地表から 5 km 程度の高度でエントリカプセルから放出されて飛行を開始する。数 100 km スケールのダストストームに突入し、100~200 km 以上を飛行する。この間、温度計、気圧計(表 1e)、粒子カウンタ(表 1e)、日射計(表 1e)等によりダストストーム内部の気象を観測する。得られたデータは UHF 等により衛星に直接送信することを想定している。

## 第5章 外部発表資料リスト

### 査読付き学術雑誌

1. K. Tsuji and S. Sunada, Flutter of an aircraft flying on Mars. *Journal of aircraft*, Vol.48,no.1,2011,pp.341-343.
2. H. Tajima, S. Sunada, H. Tokutake, and M. Okamoto, Flight Stability of an Airplane on Mars *Trans. Japan Society of Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 54, No.185, pp.205-211
3. M. Anyoji, K. Nose, S. Ida, D. Numata, H. Nagai and K. Asai, “Development of Low-Density Wind Tunnel for Simulating Martian Atmospheric Flight”, *Aerospace Science Technology Japan*, Vol. 9, pp. 21-27, 2011.
4. R. Kojima, et al., “Large-Eddy Simulation of Low-Reynolds-Number Flow Over Thick and Thin NACA Airfoils,” *J. Aircraft*, 50, 2013
5. K. Fujita, et al, “Conceptual Design of Mars Airplane,” *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol. 10, No. ists28, 2012.
6. T. Liu, A. Oyama, and K. Fujii, “Scaling Analysis of Propeller-Driven Aircraft for Mars Exploration,” *J. Aircraft*, Vol. 50, No.5, 2013
7. 米澤宏一、後藤雄大、砂田茂、林田高志、諏訪哲也、酒井宣明、永井大樹、浅井圭介、辻本良信, 火星探査飛行機用プロペラ開発のための翼型に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集、第62巻1号、24-30(2014).
8. S. Yonemura, A. Tomiki, T. Toda, T. Kobayashi, “Feasibility of a Radar Altimeter for an Unmanned Aerial Vehicle Cruising in the Mars’ Atmosphere,” *Journal of Selected Areas in Telecommunications (JSAT)*, Vol. 4, No. 2, 2013
9. Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., “Dynamic Behavior of Mars Airplane with Folded-Wing Deployment,” *The 29 ISTS Special Issue of Trans. Of JSASS Aerospace Tech. Japan*, 2014. (Accepted)
10. Hidaka, H., Okamoto, M.: “An Experimental Study of Triangular Airfoil for Mars Airplane”, *The 29 ISTS Special Issue of Trans. of JSASS Aerospace Tech. Japan*, 2014.
11. 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.
12. 新井 健太郎, 高村 英雅, 小野 雅祐, 足立 修一, "オンボードカメラによる火星飛行機の位置推定アルゴリズム", *日本機械学会論文集*, Vol.80,No.814, 2014.6.
13. Yonezawa, K., Goto, Y., Hayashida, T., Sunada, S., Anyoji, M. and Tsujimoto, Y. ,“Experimental and Numerical Investigations of Three-Dimensional Flows around Propellers in Low-Reynolds Number Flows,” *The 29 ISTS Special Issue of Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan*, 2014.
14. 金崎雅博, 「火星探査航空機用翼型の設計探査」, *電気学会論文誌 C*, Vol. 135, No. 7, 2015.
15. Kanazaki, M., Sato, T., and Matsushima, K., "Parametric Airfoil Representation Toward Efficient Design Knowledge Discovery under Various Flow Condition," *Transaction of JSASS*, Vol. 12, No. APISAT-2013, pp. a93-a98, 2014.
16. G. Sasaki, T. Tatsukawa, T. Nonomura, K. Yonemoto, A. Oyama and T. Matsumoto, “Multi-objective Optimization of Airfoil for Mars Exploration Aircraft Using Genetic Algorithm”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol.12, No.ists29, p.Pk\_59-Pk\_64, 2014.
17. M. Anyoji, M. Okamoto, H. Hidaka, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, “Planetary Atmosphere Wind Tunnel Tests on Aerodynamic Characteristics of a Mars Airplane Scale Model”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 12, No. ists29 p.

Pk\_7-Pk\_12, doi: 10.2322/testj.12.Pk\_7, 2014.

18. M. Anyoji, M. Okamoto, H. Hidaka, K. Kondo, A. Oyama, H. Nagai, K. Fujii, "Control Surface Effectiveness of Low Reynolds Number Flight Vehicles", Journal of Fluid Science and Technology, Vol.9, No. 5, Paper No. 14-00176, doi:10.1299/jfst.2014jfst0072, 2014.
19. N. Fujioka, T. Nonomura, A. Oyama, M. Yamamoto, K. Fujii, "Computational Analysis of Aerodynamic Performance of Mars Airplane," Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No ists29, pp. Tk\_1-Tk\_5, 2014.
20. K. Kondo, H. Aono, T. Nonomura, M. Anyoji, A. Oyama, T. Liu, K. Fujii, M. Yamamoto, "Analysis of Owl-like Airfoil Aerodynamics at Low Reynolds Number Flow," Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No ists29, pp. Tk\_35-Tk\_40, 2014.
21. M. Anyoji, T. Nonomura, H. Aono, A. Oyama, K. Fujii, H. Nagai, K. Asai, "Computational and Experimental Analysis of a High-Performance Airfoil Under Low-Reynolds-Number Flow Condition", Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 6 (2014), pp. 1864-1872.doi: 10.2514/1.C032553
22. D. Lee., T. Nonomura, A. Oyama, K.Fujii, "Comparison of Numerical Methods Evaluating Airfoil Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Number", Journal of Aircraft, Vol. 52, No. 1 (2015), pp. 296-306. doi: 10.2514/1.C032721.
23. Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Dynamic Behaviour of Mars Airplane with Folded-Wing Deployment," Trans. of JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Pk\_1-Pk\_6, 2014.
24. Makino, F., Nagai, H. and Asai, K., "Propeller Slipstream Interference with Wing Aerodynamic Characteristics of Mars Airplane at Low Reynolds Number," Trans. of JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Tk\_13-Tk\_18, 2014.
25. M. Anyoji, D. Numata, H. Nagai, and K. Asai, "Pressure-Sensitive Paint Technique for Surface Pressure Measurement in a Low Density Wind Tunnel", Journal of Visualization, October 2014.
26. G. Sasaki, K. Yonemoto, T. Matsumoto and A. Oyama, "Shape Mining of Optimal Low Reynolds Number Airfoil Shapes Using Hierarchical Clustering with Modified PARSEC Parameters", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. (in review)

## 解説記事

1. 砂田 茂、米澤宏一, 火星飛行機用プロペラの研究・開発, ターボ機械協会 11月号、692-698, 2013.
2. 得竹浩, 火星探査航空機の飛行制御システムの構築, システム制御情報学会誌, 58(2), 2014

## 国際会議発表

1. D. Numata, M. Anyoji, Y. Sugino, H. Nagai, K. Asai, "Characteristics of Thermal Anemometers at Low-Pressure Condition in a Mars Wind Tunnel", 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2011-1166,Orland, Florida, USA, 2011.1.
2. M. Anyoji, K. Nose, S. Ida, D. Numata, H. Nagai, K. Asai, "Aerodynamic Measurements in the Mars Wind Tunnel at Tohoku University", 49th AIAA Aero Space Science Meeting, AIAA 2011-0852, Orland, Florida, USA, 2011.1.
3. T.Ono,M. Anyoji, S. Ida, K. Nose, D. Numata, H. Nagai, K. Asai, "Development of Pressure-Sensitive Paint Technique for Surface Pressure Measurement in a Mars Wind Tunnel", The 14th International Symposium on Flow Visualization, ISFV14-4D-5, EXCO, Daegu, Korea, 2010. 6.
4. M. Anyoji, K. Nose, S. Ida, D. Numata H. Nagai, K. Asai, "Low Reynolds Number Airfoil Testing in a Mars Wind Tunnel", 40th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA2010-4627, Chicago, 2010.6.
5. K. Nose, M. Anyoji, S. Ida, D. Numata, H. Nagai, K. Asai, " Airfoil Testing in a Mars Wind Tunnel at Low Reynolds Number and High Subsonic Flow", The 7th International Conference on Fluid Dynamics, ,

- OS7-15, Sendai, 2010.11.
6. S. Ida, M. Anyoji, K. Nose, D. Numata, H. Nagai, K. Asai, "Aerodynamic Experiment of Thin Airfoils at Low Reynolds Number in a Mars Wind Tunnel", The 7th International Conference on Fluid Dynamics, OS7-38, Sendai, 2010.11.
  7. R. Kojima, T. Nonomura, A. Oyama, and K. Fujii, "Large Eddy Simulation of the Flow over a Thin Airfoil at Low Reynolds Number," ICCFD6 2010, St. Petersburg, Russia, 12–16 July 201
  8. K. Fujita, R. Luong, H. Nagai, and K. Asai, "Conceptual Design of Aerial Exploration System for Mars", The 7th International Conference on Flow Dynamics, OS7-15, Sendai, 2010.11.
  9. Sunada,S., Ishida,R., Hayashida,T., Hashizume,M. and Tsuji,K. : Design of a propeller of an airplane on Mars. Heli Japan 2010. CD-ROM, 2010.
  10. Kei Nose, Masayuki Anyoji, Daiju Numata, Hiroki Nagai and Keisuke Asai, "PSP Measurement of Pressure Distribution on a Cambered Airfoil for Mars Exploration Airplane", The 11th Asian Symposium on Visualization, ASV11-11-10, Niigata, 2011.
  11. Koji Fujita, Remi Luong, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, "Conceptual Design of Mars Airplane," 28th International Symposium on Space Technology and Science, June, 2011.
  12. Koji Fujita, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, "Conceptual Design of a Miniature, Propeller-Driven Airplane for Mars," 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA-2012-0847, January, 2012.
  13. Koji Hiraki, Yasutomo Hidaka, Takashi Abe, Kazuhiko Yamada and Shin'Ichiro Higashino. Aerodynamic Advantages of Compulsively-Inflated Paraglider for Mars Exploration. Eighth International Conference on Flow Dynamics, 2011.
  14. Chatree Nilnumpetch and Shin-Ichiro Higashino, 3D Position Identification Using Image Processing, AIAA InfoTech@Aerospace, Garden Grove, CA, 2012年6月
  15. Masaru Koike, Hiroki Nagai, Kouichi Yonemoto and Keisuke Asai, "Comparison of Aerodynamic Data of a Wing Tested in Wind Tunnels at Low Reynolds Numbers," Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-2, Sendai, Nov. 2011.
  16. Masahiro Kanazaki, Tomoyoshi Yotsuya and Kisa Matsushima, "Airfoil Design for Mars Aircraft Using Modified PARSEC Geometry Representation," Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-4, Sendai, Nov. 2011.
  17. Shintaro Shigeoka, Hiroshi Ochi, Koichi Yonemoto, Takahiro Kobayashi, Eiji Kato, Tomohiro Narumi and Takaaki Matsumoto, "Variable-pressure Wind Tunnel Test on Low Reynolds Number Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wings, Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-5, Sendai, Nov. 2011.
  18. Gaku Sasaki, Kyoshiro Itakura, Eiji Kato, Hiroshi Ochi, Koichi Yonemoto, Tomohiro Narumi and Takaaki Matsumoto, "PIV Flow Visualization around Three-dimensional Wings in a Variable-pressure Wind Tunnel," Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-6, Sendai, Nov. 2011.
  19. Takahiro Kobayashi, Koichi Yonemoto, Tomohiro Narumi and Takaaki Matsumoto, "Profile and Induced Drag Decomposition of Low Reynolds Number Flow around Three-dimensional Wing by Wake Survey," Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-7, Sendai, Nov. 2011.
  20. Ken Nishihara, Keiichiro Takato, Kouki Ishibashi, Koichi Yonemoto, Tomohiro Narumi and Takaaki Matsumoto, "Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of Two-dimensional Airfoil for Mars Exploration UAV," Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-8, Sendai, Nov. 2011.
  21. Koji Fujita, Hiroki Nagai, Keisuke Asai and Hiroshi Tokutake, "Aerial Deployment Test of a Small UAV for Mars Exploration Flight," Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-9, Sendai, Nov. 2011.
  22. Takashi Hayashida, Shigeru Sunada, Ryohei Ishida, Ken-ichi Kaneko, Tetsuya Suwa, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, Yudai Goto, Koichi Yonezawa and Yoshinobu Tsujimoto, "Design of A Propeller of

- An Airplane on Mars,” Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-10, Sendai, Nov. 2011.
23. Masayuki Anyoji, Taku Nonomura, Akira Oyama, Kozo Fujii, Kei Nose, Daiju Numata, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, “Aerodynamics Characteristics of Ishi Airfoil at Low Reynolds Numbers”, Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-11, Sendai, Nov. 2011.
  24. Hiroki Nagai, Shingo Ida, Kei Nose, Masayuki Anyoji, Daiju Numata and Keisuke Asai, “Experimental Study of Low-Reynolds-Number Aerodynamic Characteristics of Thin Airfoils in a Mars Wind Tunnel,” Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-12, Sendai, Nov. 2011.
  25. Koji Fujita, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, “Conceptual Examination of a Small UAV for Mars Exploration Flight,” Eighth International conference on Flow Dynamics, OS12-7, Sendai, Nov. 2011.
  26. Suwa, T., Nose, K., Numata, D., Nagai, H., and Asai K. “Evaluation of Aerodynamic Characteristics of a Triangular Airfoil at Low Reynolds Number and High-Subsonic Mach Number,” Eighth International Conference on Flow Dynamics, OS12-64, Sendai, 2011.
  27. H. Tokutake, et al., ”Attitude Sensing System using Photodetectors”, Int’l Workshop on Instrumentation for Planetary Missions, 2012.
  28. Hikaru Aono, et al, “A Numerical Study of the Effects of Airfoil Shape on Low Reynolds Number Aerodynamics”, The Eighth International Conference on Engineering Computational Technology, 2012.
  29. K. Fujita, et al., “Conceptual Design with Aerial Deployment Mechanisms of Airplane for Mars,” 2012 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2012.
  30. Daiju Numata, et al., “Passive Control of the Free-Stream Turbulence Intensity of the Mars Wind Tunnel by the Turbulence Screen” 9th International Conference Fluid Dynamics, 2012
  31. Koji Fujita., et al., “Evaluation of Dynamic Behavior of a Deployable Wing UAV by Drop Test,” 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012.
  32. Keisuke ASAI, et al., “MULTI-DEGREE-OF-FREEDOM DYNAMIC WIND-TUNNEL TESTING OF A DELTA WING USING A ROBOTIC MANIPULATOR”, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012.
  33. Koji Fujita, et al., “Conceptual Design Method for a Mars Airplane: Formulation of Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Numbers,” 9th International Conference Fluid Dynamics, 2012.
  34. T. Suwa, et al., “Compressibility Effect on Aerodynamic Characteristics of Low Reynolds Number Airfoils” 9th International Conference Fluid Dynamics, 2012
  35. T. Suwa, et al., “Compressibility Effect on Airfoil Aerodynamics at Low Reynolds Number” AIAA Fluid Dynamics and Co-located Conferences and Exhibit, 2012.
  36. Daiju Numata, et al., “Evaluation of free-stream turbulence intensity in the Mars Wind Tunnel under low Reynolds number conditions”, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2013.
  37. Takaaki Tsuchiya, et al., “Influence of Turbulence Intensity on Aerodynamic Characteristics of an NACA 0012 at Low Reynolds Numbers”, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2013.
  38. Gaku Sasaki, et al., “Multi-Objective Numerical Exploration of Airfoil Design for Mars Aircraft,” 5th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, 2012
  39. Gaku Sasaki, et al., “Multi-Objective Optimization of Airfoil in Low Reynolds Number Using Genetic Algorithm,” 2012 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2012
  40. Kazuhisa Fujita, Genya Ishigami, Naoko Ogawa, Akira Oyama, Kazuhiko Yamada, Takashi Kubota, Hirdy Miyamoto, and Takehiko Satoh, "Preliminary Design Study of EDL System for Japan's Mars Rover Mission," 4th INTERNATIONAL ARA DAYS, Arcachon, France, May 27-29, 2013.
  41. Hidaka, H., Okamoto, M., “An Experimental Study of Triangular Airfoil for Mars Airplane”, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-02, 2013.
  42. Kondo, K., Aono, H., Nonomura, T., Anyoji, M., Liu, T., Oyama, A., Fujii, K. and Yamamoto, M., “Analysis of Owl-like Airfoil Aerodynamics at Low Reynolds Number Flow,” The 29th International

Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-03, Nagoya, Japan, June 2013.

43. Fujioka, N., Nonomura, T., Oyama, A., Fujii, K. and Yamamoto, M., "Computational Analysis of Aerodynamic Performance of Mars Airplane," The 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-04, Nagoya, Japan, June 2013.
44. Sasaki, G., Tatsukawa, T., Nonomura, T., Oyama, A., Matsumoto, T. and Yonemoto, K., "Multi-objective Optimization of Airfoil for Mars Exploration Aircraft Using Genetic Algorithm," The 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-05, Nagoya, Japan, June 2013.
45. Shigeoka, S., Sasaki, G., Ochi, H., Matsumoto, T. and Yonemoto, K., "Performance Evaluation of High Lift-to-Drag Ratio Airfoils for Mars Exploration Aircraft Using Variable-pressure Wind Tunnel Test," The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Japan, June, 2013-k-06, 2013.
46. Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Dynamic Behaviour of Mars Airplane with Folded-Wing Deployment," the 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Japan, June 2013.
47. Anyoji, M., Okamoto, M., Hidaka, H., Nonomura, T., Oyama, A., Fuji, K., "Planetary Atmosphere Wind Tunnel Tests on Aerodynamic Characteristics of a Mars Airplane Scale Model", The 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-09, 2013.
48. Makino, F., Nagai, H. and Asai, K., " Propeller Slipstream Interference with Wing Aerodynamic Characteristics of Mars Airplane at Low Reynolds Number," The 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-10, Nagoya, Japan, June, 2013.
49. Anyoji, M., Liu, T., Nonomura, T., Oyama, A. and Fujii, K., "Effect on Wing Planform on Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Numbers using a Low Density Wind Tunnel," 43th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA-2013-3180, Sam Diego, California, 2013.
50. Daimaru, T., Nagai, H., "Preliminary Design and Thermal Analysis of a Miniature Mars Airplane Thermal Control System",43rd International Conference on Environmental Systems, AIAA-2013-3349.
51. Kondo, K., Aono, H., Nonomura, T., Anyoji, M., Liu, T., Oyama, A., Fujii, K. and Yamamoto, M., "Large-Eddy Simulations of Owl-like Wing under Low Reynolds Number Conditions," ASME Fluid Engineering Division Summer Meeting, Nevada, USA, 7-11th July, 2013.
52. Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Aerial-Wing-Deployment Simulation of the Folded-Wing Airplane with Individual Aerodynamic Characteristics," The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 03-05-2p, Takamatsu, Japan, November, 2013.
53. Okochi, M., Numata, D. and Asai, K., "Effects of Blade Aspect Ratio on Rotor Performance at Low Reynolds Number", The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2013.
54. Yoshino, K., Numata, D. and Asai, K., "Effects of Protuberances on Airfoil Performance at Low Reynolds Number", The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2013.
55. Nagai, H., Oyama, A. and Mars Airplane WG, "Mission Scenario of Mars Exploration by Airplane", The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2013.
56. Sato, T., Kanazaki, M., Yotsuya, Y., and Matsushima, K., "Parametric Airfoil Representation Toward Efficient Design Knowledge Discovery in Various Flow Condition," The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Texhnology, 03-01-1, Takamatsu Japan, 2013.
57. Makino, F. and Nagai, H., " Aerodynamic Influence of a Propeller Wake on NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Number," The Tenth International Conference on Flow Dynamics, 2013.
58. Tsuchiya, T. Numata, D. and Asai, K., "Effect of Grid-Generated Disturbances on Aerodynamic Characteristics of an NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers", The Tenth International Conference on Flow Dynamics, pp.86-87, Sendai, Japan, November, 2013.
59. Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Flow-Coupled Multibody Dynamics Simulation for an Aerial Deployment of a Folded Wing," The 10th International Conference on Flow Dynamics, 2013.

60. Anyoji, M., Okamoto, M., Hidaka, H., Kondo, K., Fujii, K.: "Control Surface Effectiveness of Low Reynolds Number Flight Vehicles", 10th International Conference on Flow Dynamics, pp.84-85, 2013.
61. Matsuzaki, K., Saito, H., Tamai, I., Sasaki, G., Ochi, H., Matsumoto, T. and Yonemoto, K., "Investigation on Aerodynamic Characteristics of Two-Dimensional Airfoils Using High Viscosity Fluid Tank, " 10th International Conference on Flow Dynamics, GS1-4, 2013.
62. Makizono, T., Sasaki, G., Ochi, H., Matsumoto, M. and Yonemoto, K., "Reynolds Number Effect on Lift and Drag Characteristics of Three-dimensional Wings by Wake Integration Method," 10th International Conference on Flow Dynamics, GS1-7, 2013.
63. Kondo, K., Aono, H., Nonomura, T., Anyoji, M., Liu, T., Oyama, A., Fujii, K. and Yamamoto, M., "Computational Study of Reynolds Number Effect on Owl-like Wing Aerodynamics at Low Reynolds Numbers," 5th Asia Pacific Congress on Computational Mechanics, Singapore, 11-14th December 2013.
64. Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Numerical Analysis for an Aerial Deployment Motion of a Folded-Wing Airplane," AIAA SciTech2014, AIAA 2014-0383, Maryland, USA, 2014.
65. Makino, F. and Nagai, H., " Propeller Slipstream Interference with Wing Aerodynamic Characteristics of Mars Airplane at Low Reynolds Number," AIAA SciTech2014, 2014.
66. Yonezawa,K., Goto,Y., Hayashida,T., Sunada,S., Anyoji, M. and Tsujimoto, Y., Experimental and Numerical Investigations of Three-Dimensional Flows around Propellers in Low-Reynolds Number Flows, Proceedings of 29th International symposium on space technology and science, 2013.
67. Matsumoto,S., Yonezawa,K., Terasaki,S., Sunada,S., Fukumoto,Y., Abe,K. and Ide,A., Interference between a main wing and a propeller of the Mars airplane, Asian Joint Conf. on Propulsion and Power, 2014.
68. Yonezawa,K., Fukumoto,Y., Matsumoto S., Sunada,S., Anyoji,M., Influence of Blade Skew on Propeller Performance in Low-Reynolds Number Flows, Asian Joint Conf. on Propulsion and Power, 2014.
69. H. Hiraguri and H. Tokutake, "Modeling of Dust Devil on Mars and Flight Simulation of Mars Airplane," The 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences , St. Petersburg, Russia, Sep. 7-12, 2014
70. K. Arai, H. Takamura, H. Inoue, M. Ono and S. Adachi, "Fast vision-based localization for a Mars airplane," SICE2014, Sapporo, Japan, Sep. 9-12, 2014
71. Hiroki Ooto, Kazuya Koide, Kenji Ohira, Masahiro Yamamoto, Hidetoshi Abe, Hiroyuki Toyota, Takanobu Shimada, Yu Takahashi, Kazuyuki Hirose: "Development of Stainless Steel Laminate Li-ion Pouch Cells for Space Application", Proceedings of 10th European Space Power Conference, Noordwijkerhout, Netherlands, 2014
72. Hiroyuki Toyota, Takanobu Shimada, Yu Takahashi, Akira Oyama, Hidetoshi Washio: "Trial Production and Evaluation of Solar Cells Optimized for Solar Spectrum in Mars Atmosphere", Proceedings of 10th European Space Power Conference, ESA SP-719, Noordwijkerhout, Netherlands, 2014.
73. K. Kondo, "Computational Comparative Study for Design of Low Reynolds Number Airfoil," 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St Petersburg, 2014.8.
74. I. Tamai, H. Saito, G. Sasaki, T. Matsumoto and K. Yonemoto, "Visualization of Very Low Reynolds Number Flow around Two-dimensional Airfoils in Highly Viscous Fluid Using Hydrogen Bubble Method", European Fluid Mechanics Conference 10, 495, Denmark, September 2014.
75. G. Sasaki, I. Tamai, H. Saito, T. Matsumoto and K. Yonemoto, "Wing Characteristics in Ultra-low Reynolds number flow Using High Viscosity Fluid Tank", European Fluid Mechanics Conference 10, Denmark, 299, September, 2014.
76. K. Fujita, "A Parametric Study of the Deployable Wing Airplane for Mars Exploration," 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2014-0478, St. Petersburg, Russia, September 2014.

77. Y. Takata, M. Okamoto, "Aerodynamic force oscillation of the wing with leading-edge flap at low Reynolds number", Eleventh International Conference on Flow Dynamics, Sendai, October 2014.
78. K. Yamahara, H. Nagai, T. Sato, M. Kanazaki, "Aerodynamic Performance of Optimized Airfoil for Mars Airplane using Multi-objective Generic Algorithm," The eleventh International Conference on Flow Dynamics, Sendai, October 2014.
79. D. Oshiyama, D. Numata and K. Asai," Experimental Study of Effects of Mini Flaps at Low Reynolds Number", Eleventh International Conference on Flow Dynamics (ICFD2014), GS1-24, Sendai, Japan, Nov. 2014
80. S. Hattori, K. Watanabe, H. Nagai, "Effect of blade wake by means of interference with propeller slipstream on low Reynolds number condition," The eleventh International Conference on Flow Dynamics, Sendai, October 2014.
81. T. Makizono, G. Sasaki, T. Matsumoto and K. Yonemoto, "Aerodynamic Characteristics of Two Dimensional Wings in Low Reynolds Number", 2nd International Symposium on Applied Engineering and Sciences, Kitakyushu, Japan, December 2014.
82. K. Tanaka, G. Sasaki, T. Matsumoto and K. Yonemoto, "Data Mining of Optimal Low Reynolds Number Airfoil Shapes", 2nd International Symposium on Applied Engineering and Sciences, Kitakyushu, Japan, December 2014.

## 国内会議発表

1. 永井大樹, 藤田昂志, 浅井圭介, 大山聖, 竹内伸介, 豊田裕之, 小川博之, 戸田和朗, 岡田達明, 藤井孝藏, 米本浩一, 砂田茂, 得竹浩, 小池勝, 元田敏和, 藤田和央, 火星探査航空機ワーキンググループ, 火星探査航空機による高々度実証試験, 平成22年度大気球シンポジウム, 神奈川県相模原市, 9月30日~10月1日, 2010.
2. 大山聖, MELOS1 にむけた火星飛行機概念検討, 3F01, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県静岡市, 11月17~19日, 2010.
3. 大山聖, "MELOS1 に向けた火星飛行機概念検討", 平成 22 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2010年12月
4. 大山聖, 永井大樹(東北大), 竹内伸介, 豊田裕之, 砂田茂(府大), 得竹浩(金沢大), 小川博之, 戸田和朗, 小池勝(大工大), 元田敏和, 藤田和央, 安部隆士, 藤井孝藏, 浅井圭介(東北大), 火星探査航空機 WG, 火星探査航空機の検討, 宇宙科学シンポジウム, P3-124, 2011
5. 野々村拓, 小嶋亮次, 福本浩章, 大山 聖, 藤井孝藏, 低レイノルズ数における矩形翼とデルタ翼の空力特性比較, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010, 鳥取県米子市, 2010年6月
6. 小嶋亮次, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 低レイノルズ数における三次元矩形翼のアスペクト比とレイノルズ数の影響, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県静岡市, 2010年11月
7. 小嶋 亮次, 李東輝, 野々村拓, 大山 聖, 藤井孝藏, 低レイノルズ数における空力性能評価手法に関する研究, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県静岡市, 2010年11月
8. 小嶋亮次, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 低レイノルズ数における厚翼と薄翼周り流れの iLES 解析による特性比較, 第 24 回数値流体力学シンポジウム, 神奈川県横浜市, 2010年12月
9. 小嶋 亮次, 李東輝, 野々村拓, 大山 聖, 藤井孝藏, 低レイノルズ数における 3 次元矩形薄翼の空力特性に関する研究, 平成 22 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 神奈川県相模原市, 2010年12月
10. 小嶋亮次, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 低レイノルズ数における薄翼の空力性能評価手法に関する研究, 平成 22 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 神奈川県相模原市, 2010年12月
11. 沼田大樹, 杉野泰啓, 安養寺正之, 永井大樹, 浅井圭介, "低圧環境下における熱線流速計の感度

- 特性”，第42回流体力学講演会，2C13，2010年6月
12. 安養寺 正之，野瀬 慶，沼田大樹，永井 大樹，浅井 圭介，“火星大気風洞の動作特性評価-現状と計画”，第41期日本航空宇宙学会年会講演会，JSASS-2010-1066，東京，2010.4.
  13. 野瀬 慶，小野 直志，安養寺 正之，沼田 大樹，永井 大樹，浅井 圭介，“低レイノルズ数領域における翼面圧力分布の感圧塗料計測”，第38回可視化情報シンポジウム，F110，2010年7月
  14. 野瀬慶，安養寺正之，伊田真悟，沼田大樹，永井大樹，浅井圭介，“感圧塗料を用いた低レイノルズ数・高亜音速領域における翼面圧力分布計測”，第6回学際領域における分子イメージングフォーラム，P20，2010年11月
  15. R. Luong, 永井大樹，浅井圭介，藤田昂志，“Mars Airplane Conceptual Design”，第54回宇宙科学技術連合講演会，3F03，静岡，2010年11月
  16. 浅井圭介，永井大樹，沼田大樹，安養寺 正之，伊田真悟，野瀬 慶，“火星大気風洞における低レイノルズ数翼型実験”，第54回宇宙科学技術連合講演会，3F06，静岡，2010年11月
  17. 藤田昂志，Remi Luong, 永井大樹，浅井圭介，“火星探査航空機の初期概念検討”，平成22年度宇宙航行の力学シンポジウム，2010年12月
  18. 浅井圭介，永井大樹，沼田大樹，安養寺 正之，伊田真悟，野瀬 慶，“火星大気風洞における低レイノルズ数翼型実験”，平成22年度宇宙航行の力学シンポジウム，2010年12月
  19. 永井大樹，野瀬 慶，安養寺 正之，伊田真悟，沼田大樹，浅井圭介，“火星飛行環境下における低レイノルズ数翼の実験的研究”，平成22年度航空宇宙空力班シンポジウム，2011年1月
  20. 田中慎一，沼田大樹，永井大樹，浅井圭介，“火星大気中のはく離制御へのプラズマアクチュエータ適用”，日本航空宇宙学会北部支部2011年講演会，H030，2011年3月
  21. 神馬義貴，井上雄介，宮田正悟，西原健，石橋恒輝，小林貴宏，重岡辰太郎，米本浩一，越智廣志，火星飛行機の低レイノルズ数空力特性に関する研究，第54回宇宙科学技術連合講演会，静岡県静岡市，2010年11月
  22. 米本浩一，小林貴宏，三次元翼の後流計測で分かってきたこと，平成22年度航空宇宙空力班シンポジウム，栃木県宇都宮市，2011年1月
  23. 重岡辰太郎，米本浩一，越智廣志，低レイノルズ数三次元翼のアスペクト比依存性に関する減圧風洞試験，日本機械学会九州支部第64期講演会，福岡県福岡市，2011年3月
  24. 小林貴宏，米本浩一，越智廣志，三次元翼の後流計測による形状および誘導抗力の分解と分布，日本機械学会九州支部第64期講演会，福岡県福岡市，2011年3月
  25. 神馬義貴，米本浩一，越智廣志，PIVによる三次元翼周りの渦構造可視化と空力特性との相関，日本機械学会九州支部第64期講演会，福岡県福岡市，2011年3月
  26. 井上雄介，米本浩一，高藤圭一郎，西原健，火星飛行機の主翼まわりの流れ解析と翼型効果，日本機械学会九州支部第64期講演会，福岡県福岡市，2011年3月
  27. 宮田正悟，米本浩一，曳航流体槽中の三次元翼特性と水素気泡法による可視化，日本機械学会九州支部第64期講演会，福岡県福岡市，2011年3月
  28. 石橋恒輝，米本浩一，坪井伸幸，二次元翼周りの低レイノルズ数流れのマッハ数依存性，日本機械学会九州支部第64期講演会，福岡県福岡市，2011年3月
  29. 田島尚史，砂田茂，得竹浩，岡本真，岡本正人，火星と地球における固定翼機の飛行安定性の比較，日本航空宇宙学会第41期年会講演会
  30. 辻和樹，砂田茂，火星飛行機のフラッタについて，第54回宇宙科学技術連合講演会
  31. 林田高志，砂田茂，火星飛行機のプロペラ設計，第51回航空原動機・宇宙推進講演会
  32. 得竹浩，湯浅泰弘，“火星探査航空機の姿勢検出システムの開発”，第54回宇宙科学技術連合会，2010-11.17-19，静岡.
  33. 山田和彦，安部隆士，平木講儒，東野伸一郎，展開型柔軟構造飛行体による火星大気圏内飛行型探査機の概念検討，第54回宇宙科学技術連合会，2010-11.17-19，静岡.
  34. Chatree Nilnumpetch and Shin-Ichiro Higashino, 3D Position Identification Using Image Processing for a

Mars Exploring UAV,平成 23 年度飛行機シンポジウム, 金沢, 2011 年 11 月

35. 谷繁樹林, 山田和彦, 高橋裕介, 安部隆士, 火星探査への応用を想定した密閉型パラフォイルの風洞試験結果について, 平成 23 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2011 年 12 月
36. 谷繁樹林, 山田和彦, 高橋裕介, 安部隆士, 柔軟構造飛行体の火星探査への応用に関する研究, 日本航空宇宙学会第 43 期年会講演会, 本郷, 2012 年 4 月
37. 平木講儒, 日高靖智(九工大), 安部隆士, 山田和彦(JAXA), 東野伸一郎(九大), 火星探査に向けたパワードパラグライダー機の開発, 平成 23 年度飛行機シンポジウム, 金沢, 2011 年 11 月
38. 日高靖智, 平木講儒, ガス供給式パラフォイルの内外差圧に伴う形状変化と空力特性についての予備的実験, 日本航空宇宙学会西部支部講演会, 長崎, 2011 年 11 月
39. 安養寺正之, 野瀬慶, 伊田真悟, 沼田大樹, 永井大樹, 浅井圭介, “火星大気風洞を用いた空力実験”, B05, 日本航空宇宙学会第 42 期年会講演会, 東京, 2011.
40. 野々村拓, 小嶋亮次, 安養寺正之, 大山聖, 藤井孝藏, “LES による石井翼( $Re=23,000$ )の空力特性評価”, 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1C11, 2011
41. 諏訪哲也, 野瀬慶, 沼田大樹, 永井大樹, 浅井圭介, “低レイノルズ数・高亜音速における三角翼型の空力特性の評価”, 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1D09, 2011.
42. 木村健太郎, 岡本正人, “低レイノルズ数における三角形状翼型の空力特性”, 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1D10, 2011
43. 森下竜太, 岡本正人, “低レイノルズ数における 3 次元翼のアスペクト比の効果”, 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1D11, 2011
44. 森下竜太, 木村健太郎, 谷口亮太, 赤坂剛史, 岡本正人, “超小型無人機における翼の空力特性”, 第 49 回飛行機シンポジウム, 1G2, 2011.
45. 永井大樹, 浅井圭介, 大山聖, 野々村拓, 藤井孝藏, 米本浩一, 越智廣志, 小池勝, 岡本正人, 安養寺正之, “火星探査航空機の空力性能”, 第 49 回飛行機シンポジウム, 3F2, 2011.
46. 金崎雅博, 四谷智義, 松島紀佐, “修正 PARSEC 翼型設計法による火星探査航空機翼型の設計探査と性能評価”, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2G06, 松山, 2011.
47. 安養寺正之, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 野瀬慶, 沼田大樹, 永井大樹, 浅井圭介, “低レイノルズ数領域における石井翼の空力特性評価”, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2G07, 松山, 2011.
48. 永井大樹, 伊田真悟, 野瀬慶, 安養寺正之, 沼田大樹, 浅井圭介, “火星大気風洞を用いた低レイノルズ数領域における薄翼の空力特性の研究”, 2G08, 松山, 2011.
49. 安養寺正之, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 野中聡, “火星探査飛行機の空力特性評価に向けた惑星環境風洞の作動特性”, 平成 23 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2011.
50. 青野光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山聖, 藤井孝藏, “低レイノルズ数流れにおける固定翼断面形状の空力性能への影響”, 第 25 回数値流体力学シンポジウム, 2011
51. 平栗弘貴, 得竹 浩(金沢大), 火星飛行機の突風応答解析と飛行制御, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012.
52. 元田敏和, 大山 聖(JAXA), 永井大樹(東北大), 得竹 浩(金沢大), 火星探査航空機にむ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, 別府, 2012.
53. 林田高志, 砂田茂, 米澤宏一, 後藤雄大, 安養寺正之, 辻本良信, “火星飛行機用プロペラの研究”, 日本航空宇宙学会第 50 回飛行機シンポジウム, 2012
54. 米澤宏一, 後藤雄大, 林田高志, 砂田茂, 安養寺正之, 辻本良信, “火星飛行機用プロペラの性能に及ぼす三次元流れの効果”, 日本航空宇宙学会宇宙科学技術連合講演会, 2012
55. 林田高志, 後藤雄大, 砂田茂, 米澤宏一, 諏訪哲也, 酒井宣明, 永井大樹, 浅井圭介, 辻本良信, “火星飛行機用プロペラの高効率化のための平面形に関する研究”, 宇宙航行の力学シンポジウム
56. 後藤雄大, 林田高志, 米澤宏一, 砂田茂, 酒井宣明, 永井大樹, 浅井圭介, 辻本良信 “火星飛行機用プロペラの高効率化のための翼型に関する研究”, 宇宙航行の力学シンポジウム

57. 江田遼, 岡本正人, “低レイノルズ数における平板翼の非定常空力特性,” 日本航空宇宙学会第 43 期年会講演会, 2012
58. 江田遼, 岡本正人, “低レイノルズ数における平板翼の CFD と実験結果の比較” 第 44 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2011
59. 日高秀徳, 小林寛, 岡本正人, “火星航空機低レイノルズ数における三角形翼型の空力特性,” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2012
60. 小林寛, 日高秀徳, 岡本正人, “火星飛行機用翼型における前縁フラップ(L.E.F)の効果,” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2012
61. 安養寺正之, 永井大樹, 大山聖, 藤井孝藏, “火星飛行機の全機特性”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2E03, 別府, 2012.
62. 安養寺正之, 永井大樹, 大山聖, 藤井孝藏, “火星飛行機の全機空力特性に関する惑星環境風洞試験”, 平成 24 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2012.
63. 安養寺正之, 岡本正人, 日高秀徳, 大山聖, 藤井孝藏, “火星探査航空機のスケール機による空力性能評価”, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会, 仙台, 2013.
64. 近藤勝俊, 青野光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本誠, “LES によるフクロウ翼(Re=23000)の空力特性評価”, D7-4, 第 26 回数値流体力学シンポジウム, 東京, 2012.
65. 近藤勝俊, 青野光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本誠, “火星探査航空機に向けた低レイノルズ数におけるフクロウ翼の空力特性”, 平成 24 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2012.
66. 近藤勝俊, 青野光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本誠, “火星航空機に向けた低レイノルズ数における数値シミュレーションによるフクロウ翼の空力特性”, 第 56 回宇宙科学連合講演会, 別府, 2012.
67. 大山聖, 永井大樹, 得竹浩, 竹内伸介, 豊田裕之, 藤田昂志, 安養寺正之, 元田敏和, 岡本正人, 米本浩一, 浅井圭介, 藤井孝藏, 火星探査飛行機の高高度飛行試験計画(その2), 平成 24 年度大気球シンポジウム, 2012.
68. 大山 聖(JAXA), 永井大樹(東北大), 得竹 浩(金沢大), 竹内伸介, 豊田裕之(JAXA), 藤田昂志(東北大), 安養寺正之, 元田敏和(JAXA), 米本浩一(九工大), 浅井圭介(東北大), 藤井孝藏(JAXA), MELOS1 にむけた火星飛行機の高高度飛行試験計画, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012.
69. 大山聖, 世界初の火星飛行機の実現を目指して, 平成 24 年度宇宙科学シンポジウム, 2013.
70. 飯田大貴, 佐々木岳, 大山聖, 藤井孝藏, 米本浩一, 翼型形状のクラスタリングによる非劣解の分析方法の提案, 平成 24 年進化計算シンポジウム, 2012.
71. 沼田大樹, 土屋貴明, 浅井圭介, “低レイノルズ数における NACA0012 翼型の空力特性に与える主流乱れ度の影響”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2E15, 別府, 大分, 2012 年 11 月
72. 藤田昂志, 永井大樹, 浅井圭介, “火星飛行機の空中翼展開時における動的挙動の計測と評価”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2E05, 大分, 2012 年 11 月.
73. 牧野文康, 永井大樹, 浅井圭介, “火星飛行機のプロペラ後流の流れが翼性能に及ぼす影響の調査”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2E07, 大分, 2012 年 11 月
74. 沼田大樹, 土屋貴明, 浅井圭介, “火星大気風洞の主流乱れの制御と翼型特性への影響”, 平成 24 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 神奈川, 2012 年 12 月
75. 諏訪哲也, 沼田大樹, 永井大樹, 浅井圭介, “低レイノルズ数領域において気体の圧縮性が翼性能に与える影響”, 平成 24 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 神奈川, 2013 年 12 月
76. 藤田昂志, 元田敏和, 永井大樹, “折り畳み式主翼を有する火星飛行機の空中翼展開時における飛行運動解析”, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会, 仙台, 宮城, 2013 年 3 月
77. 牧野文康, 永井大樹, 浅井圭介, “低レイノルズ数領域における火星飛行機の翼性能がプロペラ後流より受ける影響”, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会, 仙台, 宮城, 2013 年 3 月

78. 永井大樹, 火星飛行機実現に向けた空力の課題, 平成 24 年度航空宇宙空力班シンポジウム, 2013.
79. 佐々木岳(九工大・院), 立川智章, 野々村拓, 大山 聖(JAXA), 米本浩一, 松本剛明(九工大), 遺伝的アルゴリズムによる低レイノルズ数高揚抗比翼型の設計探査, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012.
80. 日高秀徳, 小林寛, 岡本正人, “火星航空機低レイノルズ数における三角形翼型の空力特性,” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2012
81. 小林寛, 日高秀徳, 岡本正人, “火星飛行機用翼型における前縁フラップ(L.E.F)の効果,” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2012
82. 佐藤貴也, 四谷智義, 金崎雅博(首都大・院), 松島紀佐(富山大) , PARSEC 翼型表現性能の改良と火星探査航空機用翼型設計への適用, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012.
83. 齋藤秀全(九工大), 高藤圭一郎(西日本工大), 米本浩一, 松本剛明(九工大), 極低レイノルズ数流れにある 2 次元物体の空力特性に関する数値的研究, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012.
84. 杉井昌広(九工大), 宮田正悟(日立製作所), 米本浩一, 松本剛明(九工大), 高粘度流体中にある三次元翼の極低レイノルズ数特性, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012.
85. 小池勝, 山本武利, 清水孝幸, 低レイノルズ数での翼の風洞試験における 2 次元翼と 3 次元翼の比較, 第 44 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2012, 2012.
86. 安部隆士, 山田和彦, 永田靖典(JAXA), 谷繁樹林(東大), 高橋裕介(北大), 平木講儒(九工大), 東野伸一郎(九大), 鈴木宏二郎(東大), 柔軟エアロシェル機と密閉側パラフォイル機による火星表面探査ミッション, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012.
87. 大河内雅喜, 沼田大樹, 浅井圭介, “低レイノルズ数環境下におけるロータ空力特性の実験的研究”, 日本航空宇宙学会第 44 期年会講演会, JSASS-2013-1053, 東京, 2013 年 4 月 18 日.
88. 日高秀徳, 安養寺正之, 大山聖, 岡本正人, “火星飛行機の全機模型低速風洞実験”, 日本航空宇宙学会第 44 期年会講演会, JSASS-2013-1059, 東京, 2013 年 4 月 18 日.
89. 藤田和央, 石上玄也, 尾川順子, 大山聖, 山田和彦, 久保田孝, 宮本英昭, 佐藤毅彦, 火星着陸技術実証機と地上探査, 日本航空宇宙学会第 44 期年会講演会, 東京都文京区, 4 月 18 日 19 日, 2013.
90. 諏訪哲也, 吉野貴保子, 沼田大樹, 永井大樹, 浅井圭介, “低レイノルズ数翼の空力特性に対する圧縮性の効果”, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2101-F/A, 東京, 2013 年 7 月 5 日.
91. 永井大樹, 牧野文康, “低レイノルズ数領域でのプロペラ後流における主翼の空力性能”, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2107-F/A, 東京, 2013 年 7 月 5 日.
92. 永井大樹, 酒井宣明, 浅井圭介, 池田友明, 跡部隆, “低レイノルズ数における音響フィードバック現象解明を目指した NACA0012 翼型の後流計測”, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2110-F/A, 東京, 2013 年 7 月 5 日.
93. 日高秀徳, 安養寺正之, 岡本正人, “低レイノルズ数における舵面を持った翼型の空力特性”, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2106-F/A, , 東京, 2013 年 7 月 5 日.
94. 牛山 翔, 高田泰宏, 岡本正人, “超低レイノルズ数における前縁フラップを持つ翼の空力特性”, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2100-F/A, 東京, 2013 年 7 月 5 日.
95. 牧園享弥, 越智廣志, 米本浩一, 松本剛明, 佐々木岳, “後流積分法を用いた三次元翼のレイノルズ数依存性評価”, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, 2D11, 東京, 2013 年 7 月 5 日.
96. 齋藤秀全, 米本浩一, 松本剛明, 佐々木岳, “高粘度曳航流体槽を用いた二次元翼の極低レイノルズ数特性”, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, 2D14, 東

京, 2013 年 7 月 5 日.

97. 重岡辰太郎, 佐々木岳, 越智廣志, 米本浩一, 松本剛明, “減圧風洞を用いた火星探査航空機最適翼型の航空特性計測”, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, 2D01, 東京, 2013 年 7 月 5 日.
98. 大丸拓郎, 永井大樹, “火星大気を飛行する航空機の第一次熱設計”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4408, 米子, 2013 年 10 月 10 日.
99. 藤田和央, 他, “火星着陸探査機概念設計ベースライン”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4303, 米子, 2013 年 10 月 10 日.
100. 安養寺正之, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 永井大樹, “低 Re 数領域の平面形空力特性に対する Re 数効果”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4547 米子, 2013 年 10 月 11 日.
101. 永井大樹, 大丸拓郎, “大気球を利用した火星探査航空機の高高度飛行実証機に関する熱的検討”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4543, 米子, 2013 年 10 月 11 日.
102. 安養寺 正之, 野々村 拓, 大山 聖, 藤井 孝藏, 永井 大樹, “低レイノルズ数領域の平面形空力特性に対するレイノルズ数効果”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4543, 米子, 2013 年 10 月 11 日.
103. 藤岡直也, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 山本誠, “火星探査航空機の空力性能に対する各部位の寄与”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4543, 米子, 2013 年 10 月 11 日.
104. 日高秀徳, 安養寺正之, 近藤勝俊, 岡本正人: “舵面を持つ対称翼型の低レイノルズ数特性”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3C08 (JSASS-2013-4550), 2013
105. 高田泰宏, 岡本正人, “低レイノルズ数翼型における前縁フラップの効果”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4551, 米子, 2013 年 10 月 11 日.
106. 黒田達哉, 岡本正人, “火星探査羽ばたき翼航空機の非定常翼型特性”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4552, 米子, 2013 年 10 月 11 日.
107. 大山聖, 永井大樹, 得竹浩, 竹内伸介, 豊田裕之, 高橋優, 大槻真嗣, 元田敏和, 岡本正人, 安養寺正之, 野々村拓, 鎌田幸男, 藤田昂志, 平栗弘貴, 佐々木岳, 米本浩一, 浅井圭介, 藤井孝藏, 火星探査航空機ワーキンググループ, “火星探査飛行機の高々度飛行試験計画(その 3),” 平成 25 年度大気球シンポジウム, 神奈川, 2013 年 11 月.
108. 永井大樹, 他, “大気球を利用した火星探査航空機の高高度飛行実証試験”, 第 51 回飛行機シンポジウム, JSASS-2013-5166, 高松, 2013 年 11 月 22 日.
109. 近藤勝俊, 安養寺正之, 岡本正人, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 山本誠, “低レイノルズ数における尾翼の舵効き性能評価”, 宇宙航行の力学シンポジウム 2013, 宇宙科学研究所, 2013 年 12 月. ,
110. 藤田昂志, 元田敏和, 永井大樹, “火星探査航空機の空中翼展開挙動に関する感度解析,” 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会, 仙台, 2014 年 3 月.
111. 永井大樹, “火星探査航空機実現に向けた空力研究,” 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会, 仙台, 2014 年 3 月.
112. 玉井至, 齋藤秀全, 佐々木岳, 松本剛明, 米本浩一, “極低レイノルズ数における 2 次元翼周りの可視化と翼特性の相関”, 日本機械学会 九州支部 第 67 期総会・講演会, 福岡, 803, 2014 年 3 月.
113. 齋藤秀全, 玉井至, 佐々木岳, 松本剛明, 米本浩一, “曳航装置を用いた火星探査航空機用低レイノルズ数高揚抗比翼型の翼特性”, 日本機械学会 九州支部 第 67 期総会・講演会, 福岡, 805, 2014 年 3 月.
114. 重岡辰太郎, 佐々木岳, 松本剛明, 米本浩一, “低レイノルズ数高揚抗比翼型の形状パラメータによるクラスター解析”, 日本機械学会 九州支部 第 67 期総会・講演会, 福岡, 807, 2014 年 3 月.
115. 平栗弘貴, 得竹浩, 小型飛行機を用いた火星上空での風観測, 日本惑星科学会 2013 年秋期講演会, 沖縄県石垣市, 11 月 20~22 日, 2014.
116. 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姿勢検出システムの開発, 第 50 回 日本航空宇宙学会 関西・中部支部合同秋期大会, 大阪府吹田市, 10 月 25 日, 2013.

117. 新井健太郎, 高村英雅, 小野雅裕, 足立修一, オンボードカメラによる火星飛行機の位置推定・誘導アルゴリズムの開発, 第 13 回「運動と振動の制御」シンポジウム, 福岡県福岡市, 8 月 27 日～30 日, 2013.
118. 高村英雅, 新井健太郎, 小野雅裕, 足立修一, オンボードカメラを用いた画像認識による火星飛行機の自立航行アルゴリズムの開発, 第 57 回宇宙科学連合講演会, 鳥取県米子市, 10 月 9 日～11 日, 2013.
119. 砂田茂, 米澤宏一, 火星飛行機用プロペラ周りの前縁剥離渦について, 日本航空宇宙学会宇科技連, 米子, 10 月 11 日, 2013.
120. 豊田裕之, 嶋田貴信, 高橋優, 大山聖, 鷺尾英俊, 火星大気中の太陽光スペクトルに合わせた太陽電池セルの試作と評価, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 鳥取県米子市, 10 月 9 日～11 日, 2013.
121. 豊田裕之, 嶋田貴信, 高橋優, 大山聖, 鷺尾英俊, 火星大気中の太陽光スペクトルに合わせた IMM3J 太陽電池セルの試作と評価, 第 33 回宇宙エネルギーシンポジウム, 神奈川県相模原市, 2 月 14 日, 2014.
122. 大登裕樹, 小出和也, 大平賢治, 阿部英俊, 豊田裕之, 宇宙用ステンレス箔ラミネートフィルム電槽リチウムイオン電池の開発, 第 33 回宇宙エネルギーシンポジウム, 神奈川県相模原市, 2 月 14 日, 2014.
123. 竹内伸介, 野坂 拓矢, 佐々木 岳, 岩田 稔, 松本 剛明, 米本 浩一, 火星探査航空機用超軽量翼構造の開発, 第57回宇宙科学技術連合講演会 3C02, 2014.
124. 大山聖, 他, “火星探査飛行機の高高度飛行試験の進捗報告”, 平成24年度大気球シンポジウム, 2014.
125. 小郷原一智, 大山 聖, 永井 大樹, 得竹 浩, “DESTINY 応用:火星気象衛星と火星航空機によるダスト輸送メカニズムの解明ミッション”, 第58回宇宙科学技術連合講演会, 2014 年 11 月.
126. 小郷原一智, 大山 聖, 永井 大樹, 得竹 浩, “火星気象衛星と火星飛行機によるダスト輸送メカニズムの解明ミッション”, 第15回宇宙科学シンポジウム, 2015 年 1 月.
127. 大山聖, “火星飛行探査の検討の現状と将来計画”, 火星科学研究会, 2015 年 1 月.
128. 平栗弘貴, 得竹浩, “火星気象での飛行制御”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎, 2014 年 11 月
129. 得竹浩, 平栗弘貴, “火星探査飛行機の制御と気象観測ミッション”, 第 57 回 自動制御連合講演会, 伊香保, 2014 年 11 月
130. 高村 英雅, 新井 健太郎, 小野 雅祐, 足立 修一, “アウトライアに対してロバストなカルマンフィルタと火星飛行機への適用”, 第 58 回システム制御情報学会, 京都, 2014 年 5 月
131. 井上 博夏, 石田 貴行, 茂木 渉, 小野 雅祐, 高橋 正樹, 足立 修一, “測位情報を用いた惑星探査機の自己位置推定”, 第 58 回システム制御情報学会, 京都, 2014 年 5 月 21 ～ 23 日
132. 井上 博夏, 新井 健太郎, 高村 英雅, 小野 雅祐, 足立 修一, “画像処理と測位信号による火星飛行機の自己位置推定”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎, 2014 年 11 月
133. 豊田裕之, 高橋優, 嶋田貴信, 大山聖, 鷺尾英俊, 小出和也, 大登裕樹, 火星探査を実現する軽量の太陽電池およびバッテリーの開発, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2014-4042, 長崎県長崎市, 11 月, 2014
134. 小出和也, 大登裕樹, 豊田裕之, 大平賢治, 阿部英俊, 宇宙用ステンレス箔ラミネートフィルム電槽リチウムイオン電池の開発その2, 第34回宇宙エネルギーシンポジウム, 神奈川県相模原市, 3 月, 2015
135. 阿部健人, 松本将吾, 米澤宏一, 安養寺正之, 砂田茂, “低レイノルズ数条件下におけるプロペラ翼の平面形の最適化”, 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, 青森, 2014 年 7 月
136. 米澤宏一, 砂田茂, 大槻真嗣, 安養寺正之, 永井大樹, 浅井圭介, 岡本正人, “火星探査飛行機用推進装置の研究・開発”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎, 2014 年 11 月
137. 中井元気, 吉田直生, 松本将吾, 米澤宏一, 杉山和靖, 砂田茂, “プロペラと主翼の干渉に関する研究”, 日本機械学会 関西学生会平成 26 年度学生員卒業研究発表講演会, 京都, 2015 年 3 月

138. 吉田直生、中井元気、阿部健人、米澤宏一、杉山和靖、砂田茂, "火星飛行機用プロペラの設計パラメータの検討", 日本機械学会 関西学生会平成 26 年度学生員卒業研究発表講演会, 京都, 2015 年 3 月
139. 大河内雅喜、沼田大樹、浅井圭介, "低レイノルズ数におけるロータ特性に対するアスペクト比の影響", 一般社団法人 日本航空宇宙学会 第 45 期年会講演会, 東京, 2014 年 4 月
140. 牧園享弥、玉井至、佐々木岳、松本剛明、米本浩一: 極低レイノルズ数における 2 次元翼周りの可視化と翼特性の相関, JSASS-2014-2119, 第 46 回流体力学講演会, 弘前市, 2014.7.
141. 安養寺 正之、野々村 拓、大山 聖、藤井 孝藏、永井 大樹, "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, 1D11, 弘前市, 2014.7.
142. 高田泰宏、岡本正人, "超低レイノルズ数における LEF を持つ翼の空気力変動", 第 46 回流体力学講演会, 弘前市, 2014.7.
143. 安藤 善紀, 野々村 拓、大山 聖、藤井 孝藏、大林 茂, "低レイノルズ数における垂直突風に対する翼型の応答解析," 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, 弘前, 2014. 7.
144. 森澤 征一郎、野々村 拓、大山 聖、藤井 孝藏、大林 茂, "低Re数域における翼型の空力特性に及ぼすマッハ数効果," 第 46 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2014, 弘前, 2014. 7.
145. 永井大樹、牧野文康, "プロペラ後流が主翼に及ぼす影響 -表面流れ場の観測 -, " 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, 弘前, 2014. 7.
146. 永井大樹, "火星探査航空機実現のための空力課題とその現状," 第 46 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2014, 弘前, 2014. 7.
147. 押山大佑、沼田大樹、浅井圭介, "低レイノルズ数におけるミニフラップの空力効果", 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, 弘前, 2014 年 7 月
148. 牛山 翔、岡本正人 "翼端にプロペラを有する超小型飛行機の空力特性" 第 52 回飛行機シンポジウム講演会, 長崎, 2014.10.
149. 近藤勝俊, "低レイノルズ数で優れた空力性能を持つ翼型設計に向けた CFD を用いたパラメトリック解析," 飛行機シンポジウム, 長崎, 2014.10.
150. 永井大樹、安養寺正之、ほか, "火星探査航空機 WG における空力研究のこれまでの成果と現状," 第 58 回宇宙科学連合講演会, 長崎, 2014.11.
151. 藤田昂志、永井大樹、大山聖, "火星着陸探査技術実証機への搭載を目指した火星飛行機の概念設計," 第 58 回宇宙科学連合講演会, JSASS-2014-4043, 長崎, 2014.11.
152. 金崎雅博, 「火星探査航空機用翼型の設計探査」, 平成 26 年 電気学会 電子・情報・システム部門大会, 松江市, 2014.
153. 李 東輝、野々村拓、大山 聖、藤井孝藏, "低レイノルズ数領域の翼型空力性能評価のための数値計算法の比較," 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎, 2014.11.
154. 安藤善紀、野々村拓、大山聖、藤井孝藏、大林茂, "突風に強固な火星飛行機の翼の空力設計に向けた垂直突風に対する翼型の応答解析, 宇宙航行の力学シンポジウム, 2014.12.

## 基調講演

1. 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、火星探査航空機 WG、火星探査用小型飛行機の検討, 日本航空宇宙学会第42期通常総会及び講演会, 2011
2. 浅井圭介、永井大樹、 Planetary Locomotion - 惑星探査の新しい可能性, 日本航空宇宙学会第42期通常総会及び講演会, 2011
3. 大山聖, "火星飛行機", 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会ならびに第 14 回再使用型宇宙推進系シンポジウム(基調講演)

## 招待講演・招待セミナー

1. 大山聖, 火星探査航空機 WG, 火星探査用小型飛行機の検討, 日本航空宇宙学会第42期通常総会及び講演会, 2011
2. 永井大樹, “火星に飛行機を飛ばそう”, 第19回科学講演会「親子のためのロケット公開教室」, 仙台市科学館
3. 永井大樹, “飛行機で見る火星の世界”, 可視化情報学会 文化フォーラム in 仙台「見えない宇宙をみる科学の眼」
4. 浅井圭介, “Planetary Locomotion - 惑星探査の新しい可能性”, CPS セミナー
5. Hiroki Nagai, et al., “Characteristics of Low-Reynolds Number Airfoils in a Mars Wind Tunnel”, 51st AIAA ASM, January 2013
6. 永井大樹, “世界初の火星飛行探査実現に向けた基盤研究と高高度飛行試験”, 第2回流体科学研究所 GCOE 会議, 2012年7月
7. 永井大樹, “世界初の飛行機による火星探査を目指して”, 高大連携事業 地域開催公開講座, 平成24年度 Sanuma Summer University, 2012年7月.
8. 永井大樹, “火星飛行機に関する研究”, 機械学会 第五回マイクロ気体力学分科会, 2012年7月.
9. 永井大樹, “火星飛行機の紹介”, 熱物性研究会, 2012年8月.

## 表彰

1. 28th International Symposium on Space Technology and Science, Poster Session Second Prize (Koji Fujita, et al.)
2. 大河内雅喜, 社団法人日本航空宇宙学会 第44期社員総会および年会講演会, 優秀発表賞.
3. 藤田昂志, 2012年度 日本航空宇宙学会北部支部 2013年講演会ならびに第14回再使用型宇宙推進系シンポジウム 学生賞.
4. Fujita, K., 9th International Students/Young Birds Seminar on Multi-Scale Flow Dynamics in the Tenth International Conference on Flow Dynamics, Best Award.

## アウトリーチ活動

1. 大山聖, うちゅうでとばすひこうき, 宇宙学校とよやま, 2014.
  2. 大山聖, “火星飛行機・惑星飛行機”, JAXA 宇宙航空技術研究発表会
  3. 浅井圭介, 「火星に飛行機を飛ばす～進化する飛行機の世界～」, 第5回循環型科学者の卵養成講座, 2013年12月14日, 青葉山キャンパス 工学部大会議室.
  4. 金崎雅博, 「火星探査航空機向け翼型設計におけるデータマイニングの活用」, IDAJ CAE Solution Conference 2013, 2013年11月.
  5. 大山聖, 「うちゅうでとばすひこうき」, 宇宙学校・おおい, 2014年11月.
  6. 得竹浩, 「火星飛行機」, 模擬講義, 2014年10月14日, 星稜高校.
  7. 藤田昂志, 「火星飛行機の翼展開シミュレーション」, 東北大学博志博, 仙台, 2014年8月.
  8. 藤田昂志, 「火星飛行機」, 平成26年度全領域合同研究交流会第8回, 仙台, 2015年2月.
- そのほか, 相模原キャンパス, 東北大学, 九州工業大学などでのオープンキャンパスブース出展, テレビ取材対応, 慶應義塾大学, 東海大学での講演, などを実施

## その他

1. 小出和也、大平賢治、大登裕樹、山本真裕、阿部英俊、豊田裕之、嶋田貴信、高橋優、廣瀬和之、宇宙用ステンレス箔ラミネートリチウムイオン電池の開発, 古河電池テクニカルニュース, No.70, pp.33-38, 2014

## 参考文献

※赤字で書かれた論文は本成果報告書に添付されています。

### 3.1節「空力」で参照した文献

- [1] T. J. Mueller (Editor), Low Reynolds Number Aerodynamics, Lecture Notes in Engineering 54, Springer Verlag, 1989.
- [2] T. J. Mueller, J. C. Kellogg, P. G. Ifju, and S. V. Shkarayev, Introduction to the Design of Fixed-Wing Micro Air Vehicles, AIAA, 2006, pp. 155.
- [3] M. Okamoto, K. Yasuda, A. Azuma, “Aerodynamic Characteristics of the Wings and Body of a Dragonfly,” The Journal of Experimental Biology, 199, 281-294, 1996.
- [4] 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎, “低レイノルズ数領域でのNACA0012翼の非線形空力特性,” 日本航空宇宙学会論文集, Vol.55, No. 644, pp.439-445, 2007.
- [5] 野々村拓, 小嶋亮次, 安養寺正之, 大山聖, 藤井孝藏, “LESによる石井翼(Re=23,000)の空力特性評価,” 第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1C11, 2011.
- [6] Nose, K., Anyoji, M., Numata, D., Nagai, H. and Asai, K., “PSP Measurement of Pressure Distribution on a Cambered Airfoil for Mars Exploration Airplane”, The 11th Asian Symposium on Visualization, ASV11-11-10, Niigata, 2011.
- [7] Koike, M., Nagai, H., Yonemoto, K. and Asai, K., “Comparison of Aerodynamic Data of a Wing Tested in Wind Tunnels at Low Reynolds Numbers,” Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-2, Sendai, Nov. 2011.
- [8] Shigeoka, S., Ochi, H., Yonemoto, K., Kobayashi, T., Kato, E., Narumi, T. and Matsumoto, T., “Variable-pressure Wind Tunnel Test on Low Reynolds Number Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wings, Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-5, 2011.
- [9] Sasaki, G., Itakura, K., Kato, E., Ochi, H., Yonemoto, K., Narumi, T. and Matsumoto, T., “PIV Flow Visualization around Three-dimensional Wings in a Variable-pressure Wind Tunnel,” Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-6, Sendai, Nov. 2011.
- [10] Kobayashi, T., Yonemoto, K., Narumi, T. and Matsumoto, T., “Profile and Induced Drag Decomposition of Low Reynolds Number Flow around Three-dimensional Wing by Wake Survey,” Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-7, Sendai, Nov. 2011.
- [11] Nishihara, K., Takato, K., Ishibashi, K., Yonemoto, K., Narumi, T. and Matsumoto, T., “Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of Two-dimensional Airfoil for Mars Exploration UAV,” Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-8, Sendai, Nov. 2011.
- [12] 佐々木岳, 立川智章, 野々村拓, 大山聖, 米本浩一, “遺伝的アルゴリズムによる低レイノルズ数高揚抗比翼型の設計探査”, 第56回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2012-4368, 2012.
- [13] G. Sasaki, T. Tatsukawa, T. Nonomura, K. Yonemoto, A. Oyama and T. Matsumoto, “Multi-objective Optimization of Airfoil of Mars Exploration Aircraft Using Evolutionary Algorithm”, Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Jeju, Korea, November, 2012.
- [14] G. Sasaki, T. Tatsukawa, T. Nonomura, K. Yonemoto, A. Oyama and T. Matsumoto, “Multi-objective Optimization of Airfoil of Mars Exploration Aircraft Using Genetic Algorithm”, 5th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, Chofu, Tokyo, Japan, October, 2012.
- [15] K. Tanaka, G. Sasaki, T. Matsumoto and K. Yonemoto, “Data Mining of Optimal Low Reynolds Number Airfoil Shapes”, 2nd International Symposium on Applied Engineering and Sciences, Kitakyushu, Japan, December 2014.

- [16] G. Sasaki, T. Tatsukawa, T. Nonomura, K. Yonemoto, A. Oyama and T. Matsumoto, “Multi-objective Optimization of Airfoil for Mars Exploration Aircraft Using Genetic Algorithm”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.12, p.64-69, 2014.*
- [17] G. Sasaki, K. Yonemoto, T. Matsumoto and A. Oyama, “Shape Mining of Optimal Low Reynolds Number Airfoil Shapes Using Hierarchical Clustering with Modified PARSEC Parameters”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan.* (in review)
- [18] 佐藤貴也, 四谷智義, 金崎雅博, “PARSEC 翼型表現性能の改良と火星探査航空機用翼型設計への適用”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2012-4367, 2012.
- [19] Kanazaki, M., Sato, T., and Matsushima, K., "Parametric Airfoil Representation Toward Efficient Design Knowledge Discovery under Various Flow Condition," *Transaction of JSASS, Vol. 12, No. APISAT-2013, pp. a93-a98, 2014.*
- [20] 金崎雅博, 「火星探査航空機用翼型の設計探査」, *電気学会論文誌 C, Vol. 135, No. 7, 2015.*
- [21] K. Yamahara, H. Nagai, T. Sato, M. Kanazaki, "Aerodynamic Performance of Optimized Airfoil for Mars Airplane using Multi-objective Genetic Algorithm," *The eleventh International Conference on Flow Dynamics, Sendai, October 2014.*
- [22] 小林寛, 日高秀徳, 岡本正人, “火星飛行機用翼型における前縁フラップの効果”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2012-4366, 2012.
- [23] Yoshino, K., Numata, D. and Asai, K., “Effects of Protuberances on Airfoil Performance at Low Reynolds Number”, *The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 03-10-2p, Takamatsu, Japan, November, 2013.*
- [24] D. Oshiyama, D. Numata and K. Asai, “Experimental Study of Effects of Mini Flaps at Low Reynolds Number”, *Eleventh International Conference on Flow Dynamics (ICFD2014), GS1-24, Sendai, Japan, Nov. 2014.*
- [25] 押山大佑, 沼田大樹, 浅井圭介, “低レイノルズ数におけるミニフラップの空力効果”, 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, 弘前, 2014 年 7 月.
- [26] Atobe, T., Ikeda, T., “Flow Instability around a 2D Airfoil induced by Acoustic Disturbances at Low Reynolds Number”, *27<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS2010-3.10.3, Nice, France, 2010.*
- [27] Ikeda, T., Atobe, T. and Takagi, S., “Direct simulations of trailing-edge noise generation from two-dimensional airfoils at low Reynolds numbers”, *Journal of Sound and Vibration, Volume 331, Issue 3, p. 556-574, 2012.*
- [28] Nose, K., Sakai, N., Numata, D., Nagai, H., Asai, K., Ikeda, T. and Atobe, T., “Unsteady Aerodynamic Experiment of NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Number”, *Eighth International Conference on Flow Dynamics, OS3-2, Sendai, Japan, November 2011.*
- [29] Sakai, N., Nagai, H., Asai, K., Ikeda, T. and Atobe, T., “Experiment verification of Acoustic Feedback Loop around NACA0012 airfoil at Low Reynolds number”, *Ninth International Conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, November 2012.*
- [30] 永井大樹, 酒井宣明, 浅井圭介, 池田友明, 跡部隆, “低レイノルズ数における音響フィードバック現象解明を目指した NACA0012 翼型の後流計測”, 第 45 回流体力学講演会 / 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS 2013 2110 F/A, 2013.
- [31] Mueller, T. J., Pohlen, L. J., Conigliaro, P. E. and Jansen, B. J. Jr., “The Influence of Free-Stream Disturbances on Low Reynolds Number Airfoil Experiments”, *Experiments in Fluids 1, 3-14, 1983.*
- [32] Tsuchiya, T., Numata, D., Suwa, T., and Asai K. “Influence of Turbulence Intensity on Aerodynamic Characteristics of Airfoil at Low Reynolds Number” *AIAA 2012-0065, 2012.*

- [33] Tsuchiya, T. Numata, D. and Asai, K., "Effect of Grid-Generated Disturbances on Aerodynamic Characteristics of an NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers", The Tenth International Conference on Flow Dynamics, pp.86-87, Sendai, Japan, November, 2013.
- [34] 日高秀徳, 小林寛, 岡本正人, “火星航空機低レイノルズ数における三角形状翼型の空力性能”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2012-4364, 2012.
- [35] Hidaka, H., Okamoto, M., “An Experimental Study of Triangular Airfoil for Mars Airplane”, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-02, 2013.
- [36] Suwa, T., Nose, K., Numata, D., Nagai, H., and Asai K. “Compressibility Effects on Airfoil Aerodynamics at Low Reynolds Number” AIAA 2012-3029, 2012.
- [37] Hayashida, T., Sunada, S., Ishida, R., Kaneko, K., Suwa, T., Nagai, H., Asai, K., Goto, Y., Yonezawa, K. and Tsujimoto, Y., “Design of A Propeller of An Airplane on Mars,” Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-10, Sendai, Nov. 2011.
- [38] 米澤宏一, 後藤雄大, 林田高志, 砂田茂, 安養寺正之, “火星飛行機用プロペラの性能に及ぼす 2 次元流れの効果”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2012-4362, 2012.
- [39] 牧野文康, 永井大樹, 浅井圭介, “火星飛行機のプロペラ後流の流れが翼性能に及ぼす影響の調査”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2012-4363, 2012.
- [40] 永井大樹, 牧野文康, “低レイノルズ数領域でのプロペラ後流における主翼の空力性能”, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2107-F/A, 2013.
- [41] Makino, F. and Nagai, H., " Aerodynamic Influence of a Propeller Wake on NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Number," The Tenth International Conference on Flow Dynamics, pp.650-651, Sendai, Japan, November, 2013.
- [42] Makino, F. and Nagai, H., " Propeller Slipstream Interference with Wing Aerodynamic Characteristics of Mars Airplane at Low Reynolds Number," AIAA SciTech2014, AIAA-2014-0744, National Harbor, Maryland, USA, January, 2014.
- [43] Makino, F., Nagai, H. and Asai, K., “Propeller Slipstream Interference with Wing Aerodynamic Characteristics of Mars Airplane at Low Reynolds Number,” Trans. of JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Tk\_13-Tk\_18, 2014.
- [44] 永井大樹, 牧野文康, “プロペラ後流が主翼に及ぼす影響 -表面流れ場の観測 -,” 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, 弘前, 2014. 7.
- [45] S. Hattori, K. Watanabe, H. Nagai, "Effect of blade wake by means of interference with propeller slipstream on low Reynolds number condition," The eleventh International Conference on Flow Dynamics, Sendai, October 2014.
- [46] 安養寺正之, 永井大樹, 大山聖, 藤井孝藏, “火星飛行機の全機特性”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2012-4359, 2012.
- [47] 安養寺 正之, 岡本 正人, 日高 秀徳, 大山 聖, 藤井 孝藏, ”火星探査航空機のスケール機による空力性能評価”, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会, 仙台, 2013.3.
- [48] 安養寺 正之, 永井 大樹, 大山 聖, 藤井 孝藏, “火星飛行機の全機風洞試験”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2G03, 別府, 2012.10.
- [49] 安養寺 正之, 永井 大樹, 大山 聖, 藤井 孝藏, ”火星探査飛行機の全機空力特性に関する惑星環境風洞試験”, 平成 24 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2012.12.
- [50] M. Anyoji, M. Okamoto, H. Hidaka, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, “Planetary Atmosphere Wind Tunnel Tests on Aerodynamic Characteristics of a Mars Airplane Scale Model”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 12, No. ists29 p. Pk\_7-Pk\_12, doi: 10.2322/testj.12.Pk\_7, 2014.

- [51] M. Anyoji, M. Okamoto, H. Hidaka, K. Kondo, A. Oyama, H. Nagai, K. Fujii, "Control Surface Effectiveness of Low Reynolds Number Flight Vehicles", *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol.9, No. 5, Paper No. 14-00176, doi:10.1299/jfst.2014jfst0072, 2014.
- [52] **N. Fujioka, T. Nonomura, A. Oyama, M. Yamamoto, K. Fujii, "Computational Analysis of Aerodynamic Performance of Mars Airplane," *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Tk\_1-Tk\_5, 2014.***
- [53] 藤岡直也, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 山本誠, "火星探査航空機の空力性能に対する各部位の寄与,"第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4543, 米子, 2013 年 10 月 11 日.
- [54] 藤岡直也, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 山本誠, "火星探査航空機に対する空力解析", 宇宙航行の力学シンポジウム, 2013.12.
- [55] 近藤勝俊, 安養寺正之, 岡本正人, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 山本誠, "低レイノルズ数における尾翼の舵効き性能評価,"宇宙航行の力学シンポジウム, 2013.12.
- [56] 安養寺 正之, 野々村 拓, 大山 聖, 藤井 孝藏, 永井 大樹, "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, 1D11, 弘前, 2014.6.
- [57] 安養寺 正之, 野々村 拓, 大山 聖, 藤井 孝藏, 永井 大樹, "低レイノルズ数領域の平面形空力特性に対するレイノルズ数効果", 第 57 回宇宙科学技術連合, 3C05, 米子, 2013.10.
- [58] 近藤勝俊, 青野光, 安養寺正之, 野々村拓, 大山聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本誠, "火星航空機に向けた低レイノルズ数における数値シミュレーションによるフクロウ翼の空力特性," 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012.10.
- [59] 佐々木岳, 立川智章, 野々村拓, 大山聖, 米本浩一, 松本剛明: 遺伝的アルゴリズムによる低 Re 数高揚抗比翼型の設計探査, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012 年 11 月.
- [60] 杉井昌広, 宮田正悟, 米本浩一, 松本剛明: 高粘度流体中にある三次元翼の極低レイノルズ数翼特性, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012 年 11 月.
- [61] 齋藤秀全, 高藤圭一郎, 米本浩一, 佐々木岳, 松本剛明: 極低レイノルズ数流れにある 2 次元物体の空力特性に関する数値的研究, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012 年 11 月
- [62] 近藤勝俊, 青野光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本誠, "火星探査航空機に向けた低レイノルズ数におけるフクロウ翼の空力特性," 平成 24 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2012.12.
- [63] 近藤勝俊, 青野光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本誠, "LES によるフクロウ翼 (Re=23000) の空力特性評価 3) 第 26 回数値流体力学シンポジウム," 第 26 回数値流体力学シンポジウム USB 論文集, D7-4, 2012.12.
- [64] T. Makizono, G. Sasaki, H. Ochi, T. Matsumoto and K. Yonemoto, "Reynolds Number Effect on Lift and Drag Characteristics of Three-dimensional Wings by Wake Integration Method", Tenth International Conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, 2013.
- [65] S. Shigeoka, G. Sasaki, H. Ochi, T. Matsumoto and K. Yonemoto, "Performance Validation of High Lift-to-drag Ratio Airfoils for Low Reynolds Number Flow Using Variable-pressure Wind Tunnel Test", 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Japan, June, 2013.
- [66] 米本浩一, 佐々木岳, 齋藤秀全, 重岡辰太郎, 加藤英二, 牧園享弥, 松崎江陽, 小川洋史, 玉井至, 川添昭人, 古賀丈晴, 松本剛明, 大山聖: 火星探査航空機実現に向けた低レイノルズ数空力研究の取り組み, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 鳥取県, 2013 年 10 月.
- [67] 牧園享弥, 佐々木岳, 越智廣志, 米本浩一, 松本剛明: 後流積分法を用いた三次元翼のレイノルズ数依存性評価, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム 2013, 東京, 2013 年 7 月.
- [68] 重岡辰太郎, 佐々木岳, 越智廣志, 米本浩一, 松本剛明: 減圧風洞を用いた火星探査航空機最適翼型の航空特性計測, 第 45 回流体力学講演会/航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム 2013, 東京, 2013 年 7 月.

- [69] 齋藤秀全, 佐々木岳, 米本浩一, 松本剛明:高粘度曳航流体槽を用いた二次元翼の極低レイノルズ数特性, 第45回流体力学講演会/航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム2013, 東京, 2013年7月.
- [70] 牧園享弥, 小林貴宏, 越智廣志, 米本浩一, 松本剛明, 佐々木岳:変圧風洞を用いた低レイノルズ数域での二次元翼空力特性, 日本機械学会九州支部第66期総会・講演会, 福岡県, 2013年3月.
- [71] 小林貴宏, 越智廣志, 米本浩一, 松本剛明:変圧風洞を用いた後流積分法による三次元翼の空力特性, 日本機械学会九州支部第66期総会・講演会, 福岡県, 2013年3月.
- [72] R. Kojima, T. Nonomura, A. Oyama, and K. Fujii, "Large-Eddy Simulation of Low-Reynolds-Number Flow Over Thick and Thin NACA Airfoils", *Journal of Aircraft*, Vol. 50, No. 1 (2013), pp. 187-196. doi: 10.2514/1.C031849.
- [73] 齋藤秀全, 玉井至, 佐々木岳, 米本浩一, 松本剛明:曳航装置を用いた火星探査航空機用低レイノルズ数高揚抗比翼型の翼特性, 日本機械学会九州支部第67期総会・講演会, 福岡, 2014年3月.
- [74] 重岡辰太郎, 佐々木岳, 松本剛明, 米本浩一:低レイノルズ数高揚抗比翼型の形状パラメータによるクラスタ解析, 日本機械学会九州支部第67期総会・講演会, 福岡, 2014年3月.
- [75] 大河内雅喜, 沼田大樹, 浅井圭介, "低レイノルズ数におけるロータ特性に対するアスペクト比の影響", 日本航空宇宙学会第45期年会講演会, 東京, 2014年4月
- [76] 高田泰宏, 岡本正人, "超低レイノルズ数におけるLEFを持つ翼の空気力変動", 第46回流体力学講演会, 弘前市, 2014.7.
- [77] 牧園享弥, 玉井至, 佐々木岳, 松本剛明, 米本浩一:極低レイノルズ数における2次元翼周りの可視化と翼特性の相関, 第46回流体力学講演会, 青森県, 2014年7月.
- [78] K. Kondo, H. Aono, T. Nonomura, M. Anyoji, A. Oyama, T. Liu, K. Fujii, M. Yamamoto, "Analysis of Owl-like Airfoil Aerodynamics at Low Reynolds Number Flow," *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 12, No. 29, pp. Tk\_35-Tk\_40, 2014.
- [79] **M. Anyoji, T. Nonomura, H. Aono, A. Oyama, K. Fujii, H. Nagai, K. Asai, "Computational and Experimental Analysis of a High-Performance Airfoil Under Low-Reynolds-Number Flow Condition", *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 6 (2014), pp. 1864-1872. doi: 10.2514/1.C032553**
- [80] 安藤善紀, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 大林茂, "低レイノルズ数における垂直突風に対する翼型の応答解析," 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, 弘前, 2014.7.
- [81] 森澤征一郎, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 大林茂, "低Re数域における翼型の空力特性に及ぼすマッハ数効果," 第46回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2014, 弘前, 2014.7.
- [82] Y. Takata, M. Okamoto, "Aerodynamic force oscillation of the wing with leading-edge flap at low Reynolds number", *Eleventh International Conference on Flow Dynamics, Sendai, October 2014*.
- [83] 牛山翔, 岡本正人 "翼端にプロペラを有する超小型飛行機の空力特性" 第52回飛行機シンポジウム講演会, 長崎, 2014.10.
- [84] G. Sasaki, I. Tamaia, H. Saito, T. Matsumoto and K. Yonemoto, "Wing Characteristics in Ultra-low Reynolds number flow Using High Viscosity Fluid Tank", *European Fluid Mechanics Conference 10, Denmark, September, 2014*.
- [85] I. Tamaia, H. Saito, G. Sasaki, T. Matsumoto and K. Yonemoto, "Visualization of Very Low Reynolds Number Flow around Two-dimensional Airfoils in Highly Viscous Fluid Using Hydrogen Bubble Method", *European Fluid Mechanics Conference 10, Denmark, September, 2014*.
- [86] 近藤勝俊, "低レイノルズ数で優れた空力性能を持つ翼型設計に向けたCFDを用いたパラメトリック解析," 飛行機シンポジウム, 長崎, 2014.10.
- [87] 李東輝, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, "低レイノルズ数領域の翼型空力性能評価のための数値計算法の比較," 第58回宇宙科学技術連合講演会長崎, 2014.11.

- [88] 安藤善紀, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 大林茂, “突風に強固な火星飛行機の翼の空力設計に向けた垂直突風に対する翼型の応答解析, 宇宙航行の力学シンポジウム, 2014.12.
- [89] T. Makizono, G. Sasaki, T. Matsumoto and K. Yonemoto, “Aerodynamic Characteristics of Two Dimensional Wings in Low Reynolds Number”, 2nd International Symposium on Applied Engineering and Sciences, Kitakyushu, Japan, December, 2014.
- [90] D. Lee, S. Kawai, T. Nonomura, M. Anyoji, H. Aono, A. Oyama, K. Asai, and K. Fujii, “Mechanisms of Surface Pressure Distribution within a Laminar Separation Bubble at Different Reynolds Numbers”, Physics of Fluids, submitted.
- [91] D. Lee, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, “The Evaluation of Aerodynamic Characteristics of Two-dimensional Airfoils at Low-Reynolds-Numbers”, Journal of Aircraft, submitted.
- [92] D. Lee., T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, “Comparison of Numerical Methods Evaluating Airfoil Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Number”, Journal of Aircraft, Vol. 52, No. 1 (2015), pp. 296-306. doi: 10.2514/1.C032721.

### 3. 2節「構造」で参照した文献

- [93] 竹内伸介, 野坂拓矢, 佐々木岳, 岩田稔, 松本剛明, 米本浩一 (九州工業大学), “火星探査航空機用超軽量翼構造の開発”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2013 年 10 月, 米子.
- [94] 竹内伸介, 佐藤英一, 大山聖, 永井大樹 (東北大), “LPSO 型 Mg 合金を用いた火星探査航空機用軽量翼構造の試作”, 第 58 回日本学術会議材料工学連合講演会, 2014 年 10 月, 京都.
- [95] 米本浩一, 竹内伸介, 佐々木岳, 火星飛行機用超軽量主翼構造の開発, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2014 年 11 月, 長崎.**

### 3. 3節「推進」で参照した文献

- [96] 砂田茂, 米澤宏一, “火星飛行機用プロペラ周りの前縁剥離渦について,” 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2013 年 10 月, 米子.
- [97] 砂田茂, 米澤宏一, “火星飛行機用プロペラの研究・開発,” ターボ機械協会 11 月号, pp.692-698, 2013.
- [98] Yonezawa, K., Goto, Y., Hayashida, T., Sunada, S., Anyoji, M. and Tsujimoto, Y., Experimental and Numerical Investigations of Three-Dimensional Flows around Propellers in Low-Reynolds Number Flows, Proceedings of 29th International symposium on space technology and science, 2013.
- [99] 米澤宏一, 後藤雄大, 砂田茂, 林田高志, 諏訪哲也, 酒井宣明, 永井大樹, 浅井圭介, 辻本良信, “火星探査飛行機用プロペラ開発のための翼型に関する研究,” 日本航空宇宙学会論文集, 第 62 巻 1 号, 24-30 (2014).
- [100] 阿部健人, 松本将吾, 米澤宏一, 安養寺正之, 砂田茂, “低レイノルズ数条件下におけるプロペラ翼の平面形の最適化”, 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, 青森, 2014 年 7 月.
- [101] 米澤宏一, 砂田茂, 大槻真嗣, 安養寺正之, 永井大樹, 浅井圭介, 岡本正人, “火星探査飛行機用推進装置の研究・開発”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎, 2014 年 11 月.**
- [102] 中井元気, 吉田直生, 松本将吾, 米澤宏一, 杉山和靖, 砂田茂, “プロペラと主翼の干渉に関する研究”, 日本機械学会 関西学生会平成 26 年度学生員卒業研究発表講演会, 京都, 2015 年 3 月.
- [103] 吉田直生, 中井元気, 阿部健人, 米澤宏一, 杉山和靖, 砂田茂, “火星飛行機用プロペラの設計パラメータの検討”, 日本機械学会 関西学生会平成 26 年度学生員卒業研究発表講演会, 京都, 2015 年 3 月.

### 3.4節「電源」で参照した文献

- [104] 高橋優, 豊田裕之, 大平賢治, 山本真裕, 阿部英俊: 「宇宙用ステンレス箔ラミネートリチウムイオン電池の開発」, 第56回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2012-4013, 大分 (2012)
- [105] 豊田裕之, 嶋田貴信, 高橋優, 大山聖, 鷺尾英俊: 「火星大気中の太陽光スペクトルに合わせた太陽電池セルの試作と評価」, 第57回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2013-4545, 鳥取 (2013)
- [106] Hiroki Ooto, Kazuya Koide, Kenji Ohira, Masahiro Yamamoto, Hidetoshi Abe, Hiroyuki Toyota, Takanobu Shimada, Yu Takahashi, Kazuyuki Hirose: “Development of Stainless Steel Laminate Li-ion Pouch Cells for Space Application”, Proceedings of 10<sup>th</sup> European Space Power Conference, Noordwijkerhout, Netherlands (2014).
- [107] Hiroyuki Toyota, Takanobu Shimada, Yu Takahashi, Akira Oyama, Hidetoshi Washio: “Trial Production and Evaluation of Solar Cells Optimized for Solar Spectrum in Mars Atmosphere”, Proceedings of 10<sup>th</sup> European Space Power Conference, ESA SP-719, Noordwijkerhout, Netherlands (2014)
- [108] 豊田裕之, 高橋優, 嶋田貴信, 大山聖, 鷺尾英俊, 小出和也, 大登裕樹: 「火星探査を実現する軽量の太陽電池およびバッテリーの開発」, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4042, 長崎 (2014).**
- [109] 豊田裕之, 鷺尾英俊, 嶋田貴信, 高橋優, 大山聖: 「火星大気中の太陽光スペクトルに合わせたIMM3J太陽電池セルの試作と評価」, 第33回宇宙エネルギーシンポジウム講演集, IS6000022002, 神奈川 (2014).
- [110] 大登裕樹, 小出和也, 大平賢治, 阿部英俊, 豊田裕之: 「宇宙用ステンレス箔ラミネートフィルム電槽リチウムイオン電池の開発」, 第33回宇宙エネルギーシンポジウム講演集, IS6000022007, 神奈川 (2014).

### 3.5節「航法誘導制御」で参照した文献

- [111] 平栗弘貴, 得竹 浩, “火星飛行機の突風応答解析と飛行制御”, 第56回宇宙科学技術連合講演会講演会講演集, JSASS-2012-4360, 2012.
- [112] 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姿勢検出システムの開発”, 第50回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋季大会講演論文集, A1, 2013.
- [113] 平栗弘貴, 得竹浩, “小型飛行機を用いた火星上空での風観測”, 日本惑星科学会2013年秋季講演会予稿集, O2-05, 2013.
- [114] H. Hiraguri and H. Tokutake, "Modeling of Dust Devil on Mars and Flight Simulation of Mars Airplane," Proc. of The 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS2014-9.8ST, 2014.
- [115] H. Tokutake, M. Kuribara, Y. Yuasa, K. Tanimoto, H. Seki and T. Suzuki, "Attitude Sensing System using Photodetectors", International Workshop on Instrumentation for Planetary Missions, 1022, 2014.
- [116] 得竹浩, 平栗弘貴, "火星探査飛行機の制御と気象観測ミッション", 第57回自動制御連合講演会講演集, pp.692-694, 2014.
- [117] 平栗弘貴, 得竹浩, “火星気象での飛行制御”, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集, JASS-2014-4039.**
- [118] 得竹 浩, "火星探査航空機の飛行制御システムの構築", システム制御情報学会誌, Vol.58, No.2, pp.75-79, 2014.
- [119] 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.**
- [120] 新井健太郎, 高村英雅, 小野雅裕, 足立修一, “オンボードカメラによる火星飛行機の位置推定・誘導アルゴリズムの開発,” 第13回「運動と振動の制御」シンポジウム, 福岡県福岡市, 2013年8月.

[121] 高村英雅, 新井健太郎, 小野雅裕, 足立修一, オンボードカメラを用いた画像認識による火星飛行機の自立航行アルゴリズムの開発, 第 57 回宇宙科学連合講演会, 鳥取県米子市, 2013 年 10 月.

[122] K. Arai, H. Takamura, H. Inoue, M. Ono and S. Adachi, "Fast vision-based localization for a Mars airplane," SICE2014, Sapporo, Japan, Sep. 9-12, 2014.

[123] 高村英雅, 新井健太郎, 小野雅祐, 足立修一, "アウトライアに対してロバストなカルマンフィルタと火星飛行機への適用", 第 58 回システム制御情報学会, 京都, 2014 年 5 月.

[124] 井上博夏, 石田貴行, 茂木渉, 小野雅祐, 高橋正樹, 足立修一, "測位情報を用いた惑星探査機の自己位置推定", 第 58 回システム制御情報学会, 京都, 2014 年 5 月.

[125] 井上博夏, 新井健太郎, 高村英雅, 小野雅祐, 足立修一, "画像処理と測位信号による火星飛行機の自己位置推定", 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎, 2014 年 11 月.

### 3. 6 節 「希薄気体環境下での高効率熱管理システムの研究開発」で参照した文献

[126] 大丸拓郎, 永井大樹, "火星大気を飛行する航空機の第一次熱設計," 第 57 回宇宙科学連合講演会, JSASS-2013-4408, 鳥取県米子市, 2013 年 10 月.

[127] **Daimaru Takurou, Hiroki Nagai, "Preliminary Design and Thermal Analysis of a Miniature Mars Airplane Thermal Control System," 43<sup>rd</sup> International Conference on Environmental Systems, AIAA-2013-3349, Vail, Colorado, USA, July, 2013.**

### 3. 7 節 「展開翼挙動および飛行シミュレーション」で参照した文献

[128] 元田敏和, 大山聖, 永井大樹, 得竹浩, "火星探査航空機にむ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, JSASS-2012-4358, 2012.

[129] K. Fujita, "Evaluation of Dynamic Behavior of a Deployable Wing UAV by Drop Test," 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS2012-P2.20, Brisbane, Australia, September, 2012.

[130] 藤田昂志, 永井大樹, 浅井圭介, "火星飛行機の空中翼展開時における動的挙動の計測と評価," 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2E05, 大分, 2012 年 11 月.

[131] 藤田昂志, 元田敏和, 永井大樹, "折り畳み式主翼を有する火星飛行機の空中翼展開時における飛行運動解析," 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会, 仙台, 2013 年 3 月.

[132] Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Aerial-Wing-Deployment Simulation of the Folded-Wing Airplane with Individual Aerodynamic Characteristics," The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 03-05-2p, Takamatsu, Japan, November, 2013.

[133] Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Flow-Coupled Multibody Dynamics Simulation for an Aerial Deployment of a Folded Wing," The Tenth International Conference on Flow Dynamics, pp.726-727, Sendai, Japan, November 2013.

[134] 藤田昂志, 元田敏和, 永井大樹, "火星探査航空機の空中翼展開挙動に関する感度解析," 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会, 仙台, 2014 年 3 月.

[135] **Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Dynamic Behavior of Mars Airplane with Folded-Wing Deployment," Trans. of JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Pk\_1-Pk\_6, 2014.**

[136] Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Numerical Analysis for an Aerial Deployment Motion of a Folded-Wing Airplane," AIAA SciTech2014, AIAA 2014-0383, National Harbor, Maryland, USA, January, 2014.

[137] 藤田昂志, 元田敏和, 永井大樹, "火星探査航空機の空中翼展開挙動に関する感度解析," 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会, 仙台, 2014 年 3 月.

[138] K. Fujita, "A Parametric Study of the Deployable Wing Airplane for Mars Exploration," 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, September, 2014.

[139] 藤田昂志, "Studies on a Mars Airplane with Aerial Deployment Technique," 平成 26 年度東北大学博士論文, 仙台, 2015 年 3 月.

### 第 3 章「高高度気球を利用した飛行試験」で参照した文献

[140] 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 年 11 月.

[141] 安養寺正之, ほか, 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

[142] 永井大樹, 大山聖, 得竹浩, 竹内伸介, 豊田裕之, 高橋優, 大槻真嗣, 安養寺正之, 岡本正人, 元田敏和, 米本浩一, 浅井圭介, 藤井孝藏, 火星探査航空機 WG, 大気球を利用した火星探査航空機の高高度飛行実証試験, 平成 22 年度大気球シンポジウム, 2010.

[143] 大山聖, ほか, 火星探査飛行機の高々度飛行試験計画, 平成 23 年度大気球シンポジウム, 2011.

[144] 大山聖, ほか, 火星探査飛行機の高々度飛行試験計画(その2), 平成 24 年度大気球シンポジウム, 2012.

[145] 大山聖, ほか, 火星探査飛行機の高々度飛行試験計画(その3), 平成 25 年度大気球シンポジウム, 2013.

[146] 大山聖, ほか, 火星探査飛行機の高々度飛行試験の進捗報告, 平成 26 年度大気球シンポジウム, 2014.

### 第 4 章「火星の飛行探査ミッション提案」で参照した文献

[147] 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 年 11 月.

[148] 藤田昂志, 永井大樹, 大山聖, 火星着陸探査技術実証機への搭載を目指した火星飛行機のプロトタイプ設計, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2014 年 11 月.

[149] 小郷原一智, 大山聖, 永井大樹, 得竹浩, "DESTINY 応用:火星気象衛星と火星航空機によるダスト輸送メカニズムの解明ミッション", 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2014 年 11 月.



## 2G01 火星探査飛行機の多目的設計探査

○大山聖(JAXA 宇宙科学研究所), 米本浩一(九州工業大学), 竹内伸介(JAXA 宇宙科学研究所), 得竹浩(金沢大学), 永井大樹(東北大学), 砂田茂(大阪府立大学), 大槻真嗣(JAXA 宇宙科学研究所)

Multiobjective design exploration of a Mars Exploration Airplane

Akira Oyama (ISAS, JAXA), Koichi Yonemoto (Kyushu Institute of Technology),

Shinsuke Takeuchi (ISAS, JAXA), Hiroshi Tokutake (Kanazawa Univ.), Hiroki Nagai (Tohoku Univ.),

Shigeru Sunada (Osaka Prefecture Univ.) and Masatsugu Otsuki (ISAS, JAXA)

Key Words: Mars, Airplane, Multiobjective Design Exploration

### Abstract

Designs of an airplane for Mars exploration are presented. The designs are found with the multiobjective design exploration framework. The result shows that requirements such as flight distance of roughly 100(km), science payload of 200(g), and diameter of entry capsule of roughly 1(m) are reasonable.

### 1. 記号

$AR$	アスペクト比 (=b/c)
$b$	主翼スパン長 (m)
$c$	主翼コード長 (m)
$C_D$	機体の抵抗係数
$C_f$	粘性抵抗係数
$C_L$	機体の揚力係数
$D$	機体の巡航抵抗 (N)
$D_t$	尾翼の抵抗 (N)
$E$	バッテリー容量 (J)
$FF_t$	尾翼のフォームファクター
$FF_f$	胴体のフォームファクター
$g$	火星での重力 ( $m/s^2$ )
$l_{fuselage}$	機体長(m)
$L$	機体の巡航揚力(N)
$m$	機体総質量 (kg)
$m_{battery}$	バッテリー質量 (kg)
$m_{fix}$	固定質量 (kg)
$m_{fuselage}$	胴体構造質量 (kg)
$m_{margin}$	質量マージン (機体質量の 20%) (kg)
$m_{motor}$	モータ質量 (kg)
$m_{prop}$	プロペラ質量 (kg)
$m_{rib}$	主翼リブ質量 (kg)
$m_{skin}$	主翼スキン質量 (kg)
$m_{spar}$	主翼スパー質量 (kg)
$m_{tail}$	尾翼質量 (kg)
$m_{wing}$	主翼質量 (kg)
$M$	巡航マッハ数

$n$	荷重倍数
$N$	推進用モータの数
$P$	パワー(W)
$r$	プロペラブレード半径(m)
$r_{fuselage}$	機体半径(m)
$R$	航続距離(m)
$Q$	トルク (Nm)
$S$	主翼面積 ( $m^2$ )
$S_f$	胴体表面積 ( $m^2$ )
$S_t$	尾翼面積 ( $m^2$ )
$t$	翼厚(m)
$t_f$	航続時間(s)
$T$	推力 (N)
$U$	巡航速度 (m/s)
$(x/c)_{max}$	最大翼厚位置
$\alpha$	迎角(度)
$\eta_{motor}$	モータ効率
$\sigma$	降伏応力(Pa)
$\rho$	火星大気密度( $kg/m^3$ )
$\rho_s$	構造材料密度( $kg/m^3$ )
$\Omega$	回転速度(rps)

### 2. 背景および研究の目的

火星には地球上の 100 分の 1 程度の密度の大気が存在する. この大気を利用して飛翔する航空機型の火星探査機が実現できれば, ローバよりはるかに広範囲で, 衛星よりもはるかに高解像度な鉱物分布や残留磁場分布などのデータが取得可能となる.

2010年1月にJAXA宇宙科学研究所・宇宙工学委員会の承認を受け火星探査航空機ワーキンググループが立ち上がった。このワーキンググループでは、2020年代前半の打ち上げを目標として検討が進められている次期火星探査ミッションMELOS1において小型火星航空機による探査を実現することを目標として、火星探査飛行機および火星探査パワードパラグライダー機的设计検討を進めている。

現在、MELOS1への搭載を目指した小型火星航空機のミッションとして、残留磁場観測装置を搭載し、航続距離100(km)程度を飛行することが考えられている。文献1)では、このミッションを実現するための機体の重量見積もりと空力設計検討を行った。本研究では、空力、推進、構造等も考慮し、このミッションを遂行するための小型火星探査飛行機の複合領域設計検討を行う。

### 3. 設計問題の定式化

#### 3.1. 想定するミッション

サイエンスペイロードとしてカメラおよび残留磁場観測装置を搭載し、NASAの火星観測衛星マーズグローバルサーバイヤーにより残留磁場が観測されている北半球のApollinaris Mons付近を飛行探査することを想定する。この地域は高度が-3,000m~-1,000mであるので、ここで設計する機体は火星標準高度(=0m)において定常飛行すると仮定する。

飛行機は主翼および胴体を1回ずつ折りたたんで火星大気エントリカプセルに収納され、エントリカプセルの降下時に定常飛行高度より1000m程度上空の空中でエントリカプセルから切り離され、主翼および胴体を展開し、飛行探査を開始する。軟着陸は行わないため、離着陸装置は装備しない。

#### 3.2. 設計要求と設計目的

火星飛行機は火星大気エントリカプセルに収納できる必要がある。まだMELOS1のエントリカプセルの仕様や火星飛行機と一緒に搭載される観測機器については決まっていないため、ここでは胴体および主翼の両翼を1回ずつ折りたたんだ状態で直径1m程度の円柱に収まることを設計要求とする。高さについては現時点では考慮しない。

また、残留磁場観測を行うためには少なくとも数十km、可能であれば100km程度飛行することが望ましい。そのほかにも、観測や推進系の開発の困難さに直結する巡航速度をなるべく小さくすること、飛行可能最小速度の最小化という要求がある。

これらの設計目的にはトレードオフの関係があることが予想されるため、(1)必要カプセル直径の最小化、(2)航続距離の最大化、(3)巡航速度の最小化、(4)巡航速度と最小速度の差の最大化、の4つの設計目的を定義する。

#### 3.3. 機体形状のパラメータ化と設計変数

火星飛行機が想定している巡航マッハ数や巡航レイノルズ数が低いことや主翼のエントリカプセルへの収納性を考え、主翼平面形は矩形翼を仮定する。また、翼断面はハンドランチグライダーで性能がよいとされる石井翼<sup>2)</sup>を採用することとする。スパン方向のねじり下げは考慮しない。エントリカプセル内径は両翼を1回ずつ折り曲げた主翼を収納できる最小の値とした。

垂直尾翼、水平尾翼の容積比はそれぞれ0.035および0.4とし、尾翼面積が最小になるように主翼空力中心と尾翼空力中心の距離を決定する(空力中心位置はそれぞれ1/4弦長位置と仮定する)。また、垂直尾翼のアスペクト比は1.50とする。尾翼断面形状はNACA0006とする。また、胴体形状は直径0.15(m)の円柱と仮定し、胴体長さは2つ折りにしてエントリカプセルに収納できる最長の長さとする。

以上のことから、主要な機体形状は主翼アスペクト比および主翼スパン長の2つのパラメータで決定されることとなる。これに加えて、巡航速度および機体質量を設計パラメータとする。合計の設計変数の数は4つである。それぞれの設計変数の設計領域の下限值および上限値を表1に示す。

#### 3.4. 設計制約条件

失速迎角に対する余裕を持たせるため、巡航迎角が8度以下になるように設計上の制約条件を課す。また、巡航距離に対して100km以下という制約条件を課す。これは巡航距離100km以下の設計空間を重点的に探査するためである。

表1 設計変数の探査領域

	下限値	上限値
主翼アスペクト比	4.0	8.0
主翼スパン長	1.0(m)	4.0(m)
巡航速度	50(m/s)	60(m/s)
機体質量	2.0(kg)	7.0(kg)

### 4. 設計候補の評価方法

各設計候補の性能評価の全体の流れを図1に示す。主翼空力性能評価モジュール、主翼構造質量評価モジュール、推進系性能評価モジュールなどから成り立っている。評価方法の詳細を以下に述べる。

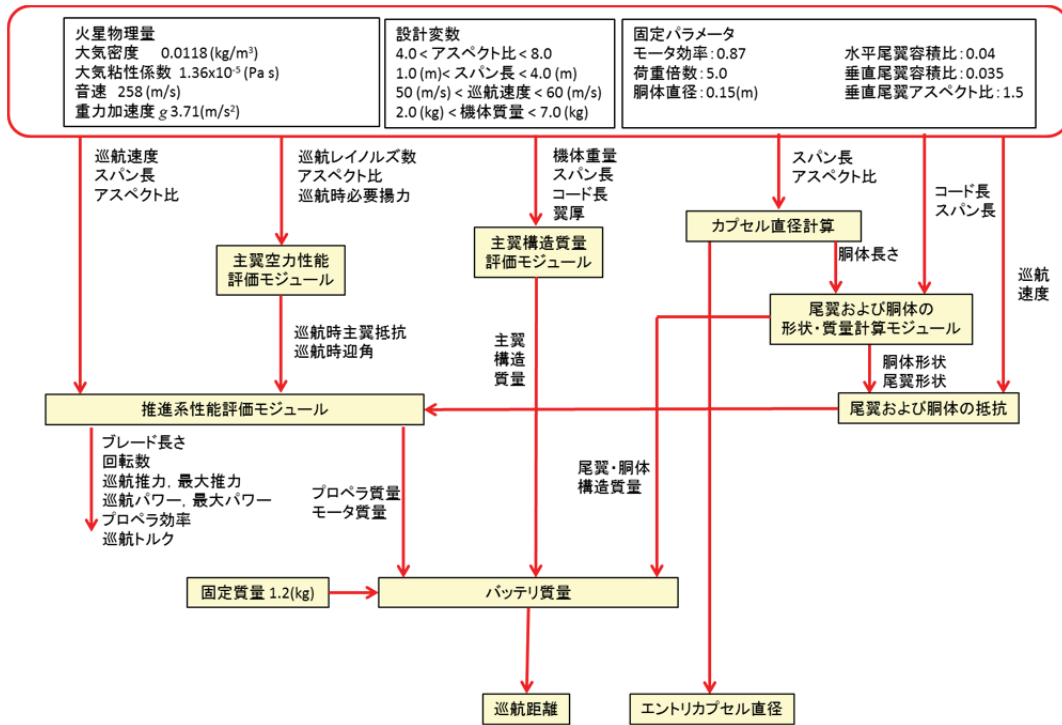


図1 性能評価の流れ

#### 4.1. 機体質量推算：固定質量

固定質量として、計 1.2kg を想定する。質量内訳は表 2 にある通りである。Deep Space II のペネトレータに搭載された送信機を参照し、送信機はアンテナを含め 250(g)と仮定した。観測衛星との通信速度を 10kbps と仮定すると、約 30 分間の飛行中に送信できるデータは約 2.25MB である。理学ペイロードとなる磁場観測装置およびカメラについては論文調査の結果などによりそれぞれ 100(g)程度の質量で製作可能であると判断した。サーボモータ等については地球上の UAV/MAV の値を参照した。

アビオニクス構成の詳細を表 3 に示す。アビオニクスの詳細については参考文献 3)を参照されたい。

#### 4.2. 機体形状およびエントリカプセル内径の計算

設計変数として定義された主翼アスペクト比および主翼スパン長から機体を収納するのに必要なエントリカプセル内径を最小化するように主翼折りたたみ位置を決定する。

次に、得られたエントリカプセル内径から、3.3 節に示したように尾翼形状および胴体形状を決定する。

表 2 固定質量内訳

	質量
送信機	100(g)

ホイップアンテナ	150(g)
データ処理装置	100(g)
観測用カメラ	100(g)
アビオニクス	450(g)
サーボモータ	100(g)
残留磁場観測装置	100(g)
観測用カメラ	100(g)
合計	1200(g)

表 3 アビオニクス質量内訳

	質量
ナビゲーション用コンピュータ	20(g)
カメラ (3つ)	70(g)
姿勢検出ユニット (6つ)	140(g)
コンピュータ	20(g)
レーザー距離計	200(g)
合計	450(g)

#### 4.3. 機体の空力性能評価

設計変数として定義された機体質量、翼面積などから巡航時揚力係数が求められる。

$$C_L = mg \left( \frac{1}{2} \rho U^2 S \right) \quad (1)$$

この揚力係数値を発生させる迎角および主翼抵抗係数値は、九州工業大学の米本らが計測した翼型に石

井翼を採用した矩形翼の風洞実験結果<sup>4)</sup>を内挿することで評価する(外挿は行わない)。米本らの実験結果ではアスペクト比4, 6, 8の翼風洞模型の揚力, 抗力, ピッチングモーメントの計測をレイノルズ数約50,000から100,000の範囲で行っている。ただし, 計測された最小抵抗値が理論値(ブラジウス式による摩擦抵抗値とフォームファクター<sup>5)</sup>の積)よりも小さいケースについては, 補正を行っている。

水平尾翼および垂直尾翼の空力抵抗については式(2)および(3)で与える<sup>5)</sup>。

$$D_t = 0.5\rho U^2(2S_t)C_f FF_t \quad (2)$$

$$FF_t = 1.34M^{0.18} \left[ 1 + \frac{0.6}{(x/c)_{\max}} \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \quad (3)$$

胴体抵抗についても参考文献<sup>5)</sup>に基づいて与える。

$$D_f = 0.5\rho U^2(2S_f)C_f FF_f \quad (4)$$

$$FF_f = \left( 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (5)$$

$$f = l_{\text{fuselage}} / (2 \times r_{\text{fuselage}}) \quad (6)$$

#### 4.4. 推進系の性能評価

巡航時必要推力は機体全抵抗に等しいと考える。

$$T_{\text{cruise}} = D \quad (7)$$

また, 最大推力は巡航推力の1.5倍とする。

$$T_{\text{max}} = 1.5 \times T_{\text{cruise}} \quad (8)$$

推進用プロペラは1発あたり4枚のブレードを持ち, 両翼の前縁および後縁に計4発搭載することとする。図2に示すように機体のエントリカプセル収納時にはそれぞれのプロペラについて, 上方向, 下方向, 外側方向に伸びているブレードをハブから100mmの位置で90度折りたたむこととする。

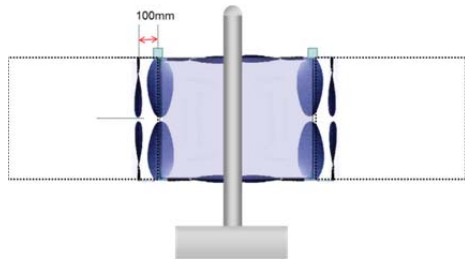


図2 プロペラ搭載位置と収納方法

機体質量3.0(kg), ブレードの翼端マッハ数0.5と仮定し, AdkinsとLiebeckのプロペラ設計最適化手法<sup>6)</sup>をもちいて複数のプロペラを設計し, その設計結果から必要パワー, プロペラ質量, 回転数, 必要トルクの推算式を作成した。

$$P = 1.6 \times U \times T \quad (9)$$

$$m_{\text{prop}} = 0.1 \times T \quad (10)$$

$$\Omega = \left( 1300 - \frac{25000}{U} \right) \frac{1}{U \times r} \quad (11)$$

$$Q = \frac{P}{2\pi\Omega} \quad (12)$$

この推算式をもとに推進系の各種性能を評価する。

#### 4.5. モータの質量評価

候補となるDCブラシレスモータのカatalog仕様値を分析してみると, モータの質量はその最大連続トルクにほぼ比例の関係があることがわかる(図3)。また, モータ過負荷駆動試験を行い, 定格トルク値に対して3~4割高い過負荷にしても連続駆動が可能であることを確認した。モータドライバ質量100g/個, 25%程度の計装系および構造質量が必要であるとすると, これらの結果をもとに, モータ系の総質量は式(17)により推定できる。

$$m_{\text{motor}} = 1.25(1.5Q + 0.1)N \quad (13)$$

ただし, 上式はモータ質量に対して約20%のマージンを含んでいる。

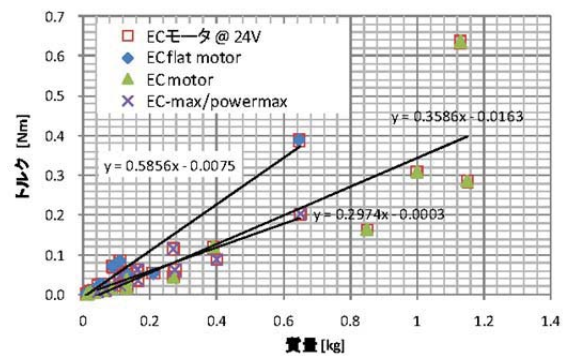


図3 候補モータの質量とトルクの関係

#### 4.6. 機体構造質量の評価

主翼構造はスパー, リブ, スキンにより構成されると仮定する。

$$m_{\text{wing}} = m_{\text{spar}} + m_{\text{rib}} + m_{\text{skin}} \quad (14)$$

スパーおよびリブの材料としてはマグネシウム(ZK60A)もしくはアルミニウム(Al7075)のうち, 主翼構造質量が軽くなる材料を採用することとする。

曲げモーメントについてはスパーのみで負担することとする。ここで揚力はスパン方向に一定であると仮定する(実際の揚力分布はスパン方向に一定ではないが, 荷重的には安全側の推算である)。このとき, スパー質量は以下の式で求めることができる。

$$m_{\text{spar}} = \frac{1.25 \times \rho}{\sigma \times b} \frac{4}{7t} n m g b^2 \quad (15)$$

リブ質量については2010年度に主翼構造を試作した実績から下記のように推算する。

$$\text{マグネシウムの場合: } m_{\text{spar}} = 16.6 \times c \times t \times b \quad (16)$$

$$\text{アルミニウムの場合: } m_{\text{spar}} = 25.8 \times c \times t \times b \quad (17)$$

スキン質量はフィルム等の組み合わせを想定し式(18)で与える。

$$m_{\text{skin}} = 0.13 \times c \times b \quad (18)$$

なお、上述したとおり、スパン方向の揚力分布を一定であると仮定したこと、曲げモーメントはスパーのみで負担すると仮定したこと、主翼内への質量配置による荷重軽減は考慮していないことから、主翼構造質量推算式は、安全側の推算式になっている。

水平尾翼および垂直尾翼については、厚さ 0.1mm のカーボンを使ったモノカ構造とする。

$$m_{tail} = \rho_{carbon} \times t_{carbon} \times c_{tail} \times b_{tail} \times 2 \quad (19)$$

胴体構造についても厚さ 0.1mm のカーボンを利用したモノコック構造を仮定し、胴体構造質量を下記で与える。

$$m_{fuselage} = \rho_{carbon} \times t_{carbon} \times l_{fuselage} \times 2\pi \times r_{fuselage} \quad (20)$$

#### 4.7. バッテリ重量および航続距離の計算

バッテリーは現在開発中のステンレス箔ラミネートフィルム電槽(3.7V,10Ah,118Wh/kg)を用いると仮定する。推進用バッテリー質量は設計変数として与えられた全機質量から機体構造重量、推進系重量等を差し引いて残った質量とする。

$$m_{battery} = m - m_{fix} - m_{wing} - m_{tail} - m_{fuselage} - m_{prop} - m_{motor} - m_{margin} \quad (21)$$

ここで質量マージンは機体重量の 20%とする。

このとき航続距離は下式で与えられる。

$$E = 424800 \times m_{battery} \quad (22)$$

$$t_f = E \times \eta_{motor} / P_{cruise} \quad (23)$$

$$R = U \times t_f \quad (24)$$

#### 4.8. 飛行可能最小速度の計算

飛行可能最小速度は巡航速度をスイープさせながら各巡航速度での必要パワーを求め、必要パワーが最大パワー(巡航パワーの 1.5 倍)以下となる最小の速度として求める。

### 5. 多目的設計最適化手法

ここで解く設計最適化問題は目的関数が複数(4つ)ある多目的設計最適化問題であり、最適解は1つではなく、4つの設計目的のトレードオフ面(パレート面)上にある無数のパレート最適解群となる。これらの解を求めるため、文献 7) で用いた多目的進化アルゴリズム(MOEA)を使って求めている。この MOEA は実数コーディングを用いており、各設計候補の適応度はパレートランキング、シェアリング、および制約条件取扱法に基づいて決定される。新しい世代の親集団はベスト N 選択とルーレット選択により選ばれる。交叉には BLX-0.5 をもちい、突然変異には一様突然変異を突然変異率 0.2 で用いている。人口サイズは 1000、世代数は 100 としている。初期

集団は設定された探索範囲全体をカバーするようにランダムに生成する。

### 6. 多目的設計最適化の結果

上記の性能推算式を用いて最適解を求めた結果、設計要求を満足する解を得ることができなかった。そのため、下記の機体軽量化および空力性能向上の要求を課すこととする。

- 1) モータ質量は式(13)よりも 4 割減を達成する
- 2) 主翼質量は式(14)よりも 3 割減を達成する
- 3) バッテリのエネルギー密度は 118Wh/kg の 3 割増を達成する
- 4) 主翼の揚力係数は 2 割増を達成する。ただし、抵抗係数は現状より増やさない。

モータ質量および主翼質量についてはマージンが含まれた安全側の推算式になっていること、また、ここで考えている火星飛行機は打ち上げまで 10 年前後あることを考えるとこれらは非現実的な目標ではないと考えられる。主翼の空力特性の向上についても翼型形状・翼形状の設計最適化、小型デバイスの利用などにより達成可能であろうと考えられる。

これらの仮定のもとで得られたパレート最適解のうち、巡航迎角が 7 度以下の設計の分布を図 4 に示す。各設計は巡航迎角の大きさで色づけされている。この図から、巡航距離最大化とエントリカプセル内径最小化にはトレードオフの関係があることが見て取れる。巡航迎角を小さくすると必要なカプセル内径が大きくなってしまふこともわかる。また、この図から上述の設計目標が達成できればエントリカプセル内径 1m 程度で巡航距離 100km 程度の機体が設計可能であることがわかる。

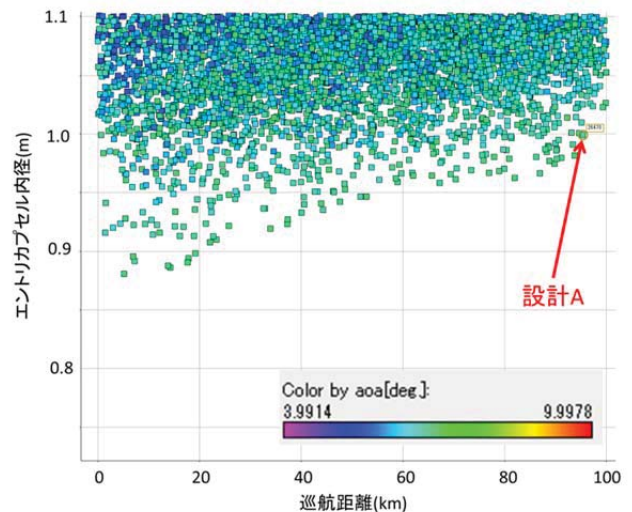


図 4 パレート最適解群の分布

これらの解の中のうち、エントリカプセル内径が 1 m より小さく、かつ、巡航距離が 100km 程度の設計（図中に設計 A として示す）の諸元と機体形状をそれぞれ表 4、表 5 および図 5 に示す。

表 4 設計 A の諸元

主翼スパン長	2.42(m)
主翼コード長	0.48(m)
主翼アスペクト比	5.11
主翼翼面積	1.15(m <sup>2</sup> )
巡航速度	60.0(m/s)
機体重量	4.24(kg)
航続距離	95.4(km)
最小速度	54.0(m/s)
巡航レイノルズ数（主翼コード長基準）	24700
主翼揚力係数	0.643
主翼抵抗係数	0.0439
主翼揚抗比	14.6
巡航迎角	6.79(deg.)
巡航推力	1.37(N)
最大推力	2.06(N)
トルク（1発あたり）	0.113(Nm)
巡航パワー	132(W)
最大パワー	198(W)
プロペラブレード半径	0.318(m)
プロペラ回転数	46.3(rps)

表 5 設計 A の重量内訳

固定重量	1.200(kg)	28.3(%)
主翼構造重量	0.658(kg)	15.5(%)
水平尾翼構造重量	0.047(kg)	1.1(%)
垂直尾翼構造重量	0.036(kg)	0.9(%)
胴体構造重量	0.141(kg)	3.3(%)
プロペラ重量	0.206(kg)	4.9(%)
モータ重量	0.810(kg)	19.1(%)
バッテリー重量	0.436(kg)	10.3(%)
質量マージン	0.707(kg)	16.7(%)
合計	4.240(kg)	100(%)

## 7. まとめ

内径 1m 程度の火星大気エントリカプセル内に収納でき、100km 程度の航続距離を飛行する火星飛行機の複合領域設計検討を行った。火星飛行機検討チームの各グループの質量見積もりでは、要求を満足

する火星飛行機の設計は成立しないが、6 節で述べたさらなる軽量化と空力性能向上質量を実現できれば設計可能解が存在することを示した。今後、各設計評価モジュールの精度向上につとめ、MELOS1 側からくる最新の設計要求なども考慮しながら設計を更新していく予定である。

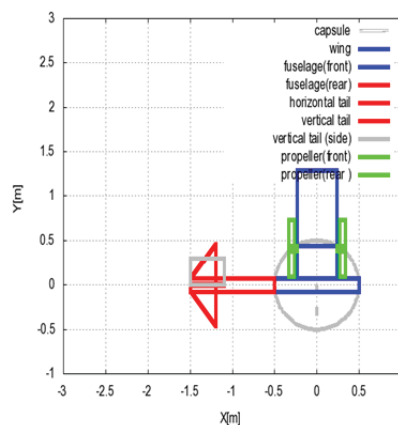


図 5 設計 A の機体形状

## 謝辞

様々なデータやコメントをいただいた火星探査航空機WGメンバーに感謝の意を表する。

## 参考文献

- 1) 大山聖：MELOS1 にむけた火星飛行機概念検討，3F01，第 5 4 回宇宙科学技術連合講演会，2010。
- 2) 安養寺正之，他：低 Re 数領域における石井翼の空力特性評価，第 5 5 回宇宙科学技術連合講演会，2011。
- 3) 得竹浩，栗原真之：火星探査航空機アビオニクスシステムの地球上試験，第 5 5 回宇宙科学技術連合講演会，2011。
- 4) Shigeoka, S., et al, “Variable-pressure Wind Tunnel Test on Low Reynolds Number Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wings,” 8th International Conference on Flow Dynamics, 2011.
- 5) Daniel P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach Fourth Edition, AIAA, 2006.
- 6) Adkins, Charles N. and Liebeck, Robert H., “Design of Optimum Propellers,” Journal of Propulsion and Power, Vol.10, No.5, pp.676-682, 1983.
- 7) Oyama, A., et al, “Aerodynamic Multiobjective Design Exploration of a Flapping Airfoil Using a Navier-Stokes Solver,” Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, Vol. 6, No. 3, pp. 256-270, 2009.

## 2B08 DESTINY 応用：火星気象衛星と火星航空機による ダスト輸送メカニズムの解明ミッション

○小郷原一智 (滋賀県立大学), 大山 聖(宇宙航空研究開発機構),  
永井 大樹(東北大学), 得竹 浩(金沢大学)

DESTINY: Understanding of Martian dust transport mechanisms  
Kazunori Ogohara (University of Shiga Prefecture), Akira Oyama (ISAS/JAXA),  
Hiroki Nagai (Tohoku Univ.) and Hiroshi Tokutake (Kanazawa Univ.)

Key Words: DESTINY, Mars atmosphere, orbiter, aircraft

### Abstract

We present a Mars exploration plan for understanding dust transport mechanisms on Mars using both an aerostationary satellite and a Mars aircraft. Because insertion of these platforms to the aerostationary orbit usually requires large amount of propellant, cut of science payloads is inevitable. However, this problem can be solved with a wide mass margin if a DESTINY bus and an upgraded epsilon rocket are used. In this paper, we review the atmospheric sciences on Mars and importance of dust in the Martian atmosphere, and summarize the orbital plan and science instruments.

### 1. 目的および背景

火星は地球のすぐ外側を回る地球型惑星であり、公転周期は 686.98 地球日である。火星大気はとても薄く、平均地表気圧は~6.5 hPa であり、95.32%の CO<sub>2</sub>、2.7%の N<sub>2</sub>、1.65%の Ar から成っている。火星の自転周期は 24h39m、赤道傾斜角は 25.19°であり、地球とよく似ている。したがって、地球とよく似た大気大循環を形成し、温度、密度、風速などの物理量の日変化や季節変化が存在している。しかし、大気が薄いことと軌道離心率が大きいことから、その振幅は地球のものよりずっと大きい。火星大気の地球大気異なる点の一つに、浮遊ダストの重要性が挙げられる。火星大気中には地球の黄砂やサハラダスト並みかそれ以上のダストが常時浮遊しており、太陽放射を吸収、散乱して大気を過熱している。大気が薄いため、ダストによる加熱率は、火星が太陽から遠いことを考慮しても 100 倍程度になる。大きなダストストームの際には、大気温度が約 50 K も上昇し、火星気象に対して大きなインパクトを有している(1)。また、大気温度を支配すると言うことは、大気中の水蒸気量を支配すると言うことであり、過去の温暖湿潤な火星気候を研究する上でも理解しておかねばならない要素と言える。

これまでに火星観測を行ってきた探査機はすべて極軌道衛星であり、極楕円軌道の Mars Express を除

けば、すべて太陽同期軌道である。地形や地表面の物性など時間的に変動しないもの、もしくは大気温度や水蒸気のカラム量の時間平均値など時間変化率が小さいものを高い空間分解能でマッピングするには、太陽同期軌道は有効であった。詳細な地表面高度分布や大気温度場をはじめ観測した Mars Global Surveyor (MGS)の功績は計り知れない。MGS とそれに続く多くの探査機によって、各季節の平均的な温度の3次元分布や、ダストや氷雲などのエアロゾルのカラム量の水平分布、さらにはそれらの年々変動も次第に明らかになってきている。太陽同期軌道衛星による継続観測の意義は、これまで同様これからも薄れることは無い。

しかし、これまでの探査機によってすべてのことが明らかになったわけではない。太陽同期軌道からの直下視による観測においては、空間解像度を上げには長期間の時間平均(積算)を必要とし、これは時間分解能を低下させることを意味する。したがって、各季節における平均的な温度やエアロゾルの空間分布を得ることはできたが、より細かい時空間スケールのどのような過程を経てその空間分布に至ったかは、まったく解明されていない。ダストや水蒸気の動きを常時モニタリングすることにより、そのような平均的空間分布をもたらす具体的なダスト輸送プロセスの研究を行うことが必要である。しかしダストや水蒸気などの輸送過程をモニタリングす

表 1. 科学目標. 表の右側に向かってブレイクダウンしている.

1. Minimum ダスト分布および時間変化を常時モニタリングし, ダストの供給, 輸送, 除去の様子を明らかにする		a. 背景ダストの輸送過程をモニタリングする b. ダストストームの発生, 時間変化, 消失をモニタリングする c. ダストの鉛直分布をモニタリングする
2. Full 上記1を支配する大気現象を特定する	ダストの挙動を, 周囲の大気温度構造, 地表面温度とともに常時モニタリングする	d. 温度, 地表面温度の3次元分布をモニタリングする
	ダストイベントの内部構造と, 周囲の大気温度構造, 地表面温度と同時に把握し, そのメカニズムを解明する	e. 航空機により, ダストストームの内部構造(温度, ダスト濃度, 日射 etc)を観測する
3. Extra データ同化により, 観測データとも数値モデルとも矛盾しないデータセットを作成し, 火星のダスト循環を定量的に理解する		f. データ同化システムを構築する

るには, 今までのような低軌道衛星は不適切である. 高高度軌道から高時間分解能の多波長全球撮像が必要となる. これは静止気象衛星が地球において行っていることに他ならない. 地球の静止気象衛星により多くの大気現象のメカニズムの解明がなされたことを考えれば, 火星における気象衛星の科学的意義は論を待たない. さらに, 地球の静止気象衛星の継続的な観測が, 正確な数値予報にも貢献したことを考えれば, 火星気象衛星による火星大気観測は, 将来のダストストーム予測にもつながる画期的な観測となる.

一方で, 静止気象衛星は高高度からの高時間分解能全球撮像によってダストや水蒸気の挙動をモニタリングすることはできるが, 数 10km~数 100km スケール (メソスケール) のダストストームの発生から収束のメカニズムを明らかにすることは期待できない. これは空間分解能を改善すれば解決するというわけではない. そのようなメソスケールのダストイベントを支配するメカニズムは, ダストイベント内

部の風速, 風向, 温度やダスト濃度を計測しなければ解明することができない. 地球において, 降雨をもたらす雲システムや台風をドップラーレーダや航空機で観測しているのはそのためである. したがって, 静止衛星からのグローバル撮像によってダストイベントの周囲の温度場やダストの動きを把握すると同時に, 航空機によってそのダストイベントの内部構造を明らかにする.

## 2. 科学目標

本提案の目標は, 火星ダスト (背景ダストとダストイベントの両方) の空間分布を可視化し, 常時モニタリングを行うことで地理学的アプローチによりダストの輸送メカニズムを解明することである. メソスケールのダストイベントによるダスト輸送メカニズムは内部の大気構造の観測が不可欠であるため, 火星航空機によってそれを補完する. 本提案の科学目標と具体的な観測対象は表1にまとめられている.

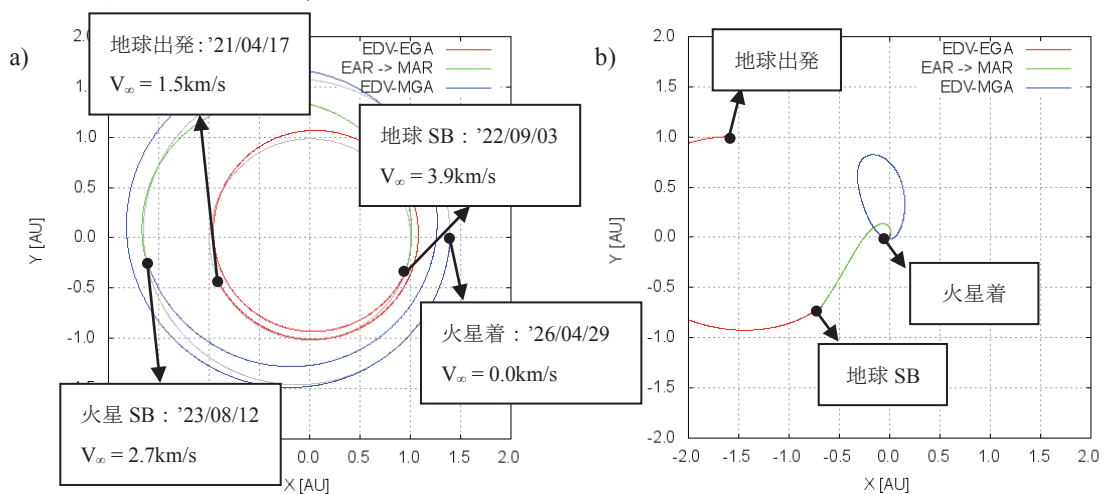


図 1. 軌道設計例. a) 太陽中心慣性系. b) 太陽-火星固定系

表 2. 飛行期間,  $\Delta V$  量及び消費推薬量. \*は目標軌道投入までの全フェーズを電気推進のみで行った場合の最大ケースを示している.

軌道フェーズ	飛行期間 [day]	発生 $\Delta V$ 量 [m/s]	消費推薬量 [kg]
① 地球脱出	NA	0	0
② EDV-EGA	504	1,516	24
③ 地球 → 火星遷移	343	0	0
④ EDV-MGA	991	1,556	24
⑤ 火星重力キャプチャ	365	1,051	15
合計	1,838 (2,203*)	3,072 (4,123*)	48 (63*)

### 3. 軌道

#### 3.1 ミッション軌道

ダストの時間変化を常時モニタリングする必要があるため、ミッション軌道は静止軌道である。

#### 3.2 火星までの軌道と実現可能性

本提案では、質量 400 kg の DESTINY バスに、質量 200 kg(最大)のミッションペイロードを搭載した DESTINY 型火星探査機を、将来開発予定の能力向上型イプシロン(M-V 級)により打ち上げる状況を想定する。火星に到達するまでの軌道プロファイルは以下の五つに分割される。

1. 地球脱出フェーズ：  
能力向上型イプシロンにより月軌道に達する軌道に投入し、月スイングバイを経て地球を脱出する。脱出時の無限遠速度は 1.5 km/s を想定。
2. EDV-EGA(Electric  $\Delta V$  Earth Gravity Assist)：  
電気推進を用いて軌道を変換し、地球再会合時の無限遠速度を増大させる。
3. 火星遷移フェーズ：  
地球スイングバイを経て火星に遷移する。
4. EDV-MGA(Electric  $\Delta V$  Mars Gravity Assist)：  
火星スイングバイ後、電気推進を用いて軌道を変換し、火星再会合時の無限遠速度をゼロにする。
5. 火星重力キャプチャフェーズ：  
無限遠速度ゼロにて火星 Hill 圏に到達後、電気推進等を用いて減速し、火星周回軌道に遷移する。目標軌道は火星高度 17,000 km の対火星表面静止軌道とした。

図 1 に軌道設計例を、また、表 2 に各フェーズの飛行期間,  $\Delta V$  量及び消費推薬量をまとめる。DESTINY の有効推薬量 60 kg に対し、無限遠速ゼロにて火星に到達するまでに必要な推薬量は 48 kg である。仮に目標軌道投入までの全フェーズを電気推進のみで実施するとしても(最大消費ケース)、消費推薬量は 63 kg であり、火星投入シーケンスの工夫や、ミッションペイロードの微減を含む適切な質量配分を行うことで、十分に実現可能である。

### 4. 科学観測のためのプラットフォームおよび測器

#### 4.1. 周回機

周回機の役割は、ダストと水蒸気の挙動の監視、ダストストームの発生、拡大、収束過程の監視、大気温度と地表面温度の観測である。周回機に搭載する測器は、以下の 5 つである。要求仕様および現段階における重量、消費電力は表 3 にまとめられている。

1. 可視偏光カメラ(SIMPLER) (表 1a, b)
2. 望遠カメラ(NAC) (表 1b)
3. サブミリ波サウンド(FIRE) (表 1d)
4. 中間赤外カメラ(LIR) (表 1c, d)
5. USO (表 1d)

#### 4.2. 航空機 (図 2)

航空機の役割は、ダストストーム内部の温度、湿度、風速、ダスト濃度を観測することにより、ダストストームの構造を明らかにすることである。

周回機でダストストームの発生を確認後、直径 1m 程度のエントリカプセルに収納された状態で火星大気突入し、地表から 5 km 程度の高度でエントリカプセルから放出されて飛行を開始する。機体の質量は

表 3. 観測機器の要求仕様と現段階での重量，電力およびサイズ. すべての数値は基本的に TBD であり，空白となっている欄は未検討である.

	観測機器名	重量	電力	サイズ	解像度	精度
周回機	SIMPLER	センサ<2.5kg エレキ<3.5kg	<4.8W <40W (撮影時) , <27W (STDBY 時)		<10 km/pixel	
	NAC*1	23.6kg	<18.7W (撮影時)	80cm×φ40cm	<1 km/pixel	
	FIRE	~16 kg	~40 W	~50x50x50cm		<2 K
	LIR	~0.6 kg	~7 W	90×90×109mm	<2 km/pixel	<2 K
	USO	~ 2 kg	~5 W		<1 km	<2 K
航空機	温度計	0.05 kg		20×5×40mm		0.1 K
	気圧計	0.1 kg		50×25×40mm		0.1 Pa
	粒子カウンタ	0.03 kg		90×18×60mm		
	日射計	0.1 kg		40×30×40mm		20 W/m <sup>2</sup>

\*1 NAC は未検討であるため，MGS/MOC の数値を記入している.

5-10kg 程度である. 数 100 km スケールのダストストームに突入し，100~200 km 以上を飛行する.

1. 温度計，気圧計 (表 1e)
2. 粒子カウンタ (表 1e)
3. 日射計 (表 1e)

## 5. まとめ

多くの探査機がすでに火星観測を行っているが，そのほとんどが太陽同期の極軌道であり，必然的に観測データの時空間カバレッジはどの探査機でも同じである. 本提案は，過去の探査機とは全く異なる火星静止軌道に周回機を投入し，新しデータ時空間カバレッジを得ることで，どれほど高性能観測機器でも捉えることができなかった火星大気現象の変動のモニタリングを目指す. 同時に火星航空機によるダストイベントの in situ 観測を行い，その内部構造を明らかにするとともに，周囲の大気環境を周回機から同時観測することで，そのダストイベントのメカニズムを解明する. 最終的には，背景ダストとダ

ストイベントのモニタリングで得られる地理学的知見からダストイベントのメカニズムを推測し，それを実装した数値モデルと温度などの観測結果を同化することで，全球的なダスト循環の解明を目指す.

本提案は，Mars Exploration with Lander and Orbiter Synergy (MELOS)の周回機検討と，火星探査技術着陸技術実証 WG における火星飛行機の検討をもとにしている. 少なくとも前者は，科学目標と搭載測器候補の絞り込み，観測精度の見積もりを終えており，本提案も同様の状態にある.

## 謝辞

本稿に示されている軌道計算は宇宙航空研究開発機構の池永敏憲様によって行われました. 深く感謝いたします.

## 参考文献

- (1) Smith, M. D., B. J. Conrath, J. C. Pearl, and P. R. Christensen (2002), Thermal Emission Spectrometer Observations of Martian Planet-Encircling Dust Storm 2001A, *Icarus*, 157(1), 259–263, doi:10.1006/icar.2001.6797.



図 2. 火星飛行機概念図

## B03 火星探査用小型飛行機の検討

○大山聖(JAXA), 永井大樹(東北大), 竹内伸介(JAXA), 豊田裕之(JAXA), 砂田茂(大阪府立大), 得竹浩(金沢大), 小川博之(JAXA), 戸田和朗(JAXA), 小池勝(大阪工大), 元田敏和(JAXA), 藤田和央(JAXA),  
火星探査航空機WG

Small Size Airplane for Mars Exploration

Akira Oyama (JAXA), Hiroki Nagai (Tohoku Univ.), Shinsuke Takeuchi (JAXA), Hiroyuki Toyota (JAXA), Shigeru Sunada (Osaka Prefecture Univ.), Hiroshi Tokutake (Kanazawa Univ.), Hiroyuki Ogawa (JAXA), Kazuaki Toda (JAXA), Masaru Koike (Osaka Institute of Tech.), Toshikazu Motoda (JAXA), Kazuhisa Fujita (JAXA),  
Mars Exploration Aircraft WG

Key Words : Mars, Airplane

### Abstract

This paper explains what is airplane for Mars exploration and introduces current research topics related to it.

### 1.はじめに

2008年に火星複合探査ワーキンググループMELOSが立ち上がった。このワーキンググループでは、2020年頃の打ち上げを目指す火星探査ミッションMELOS1、2024年頃の打ち上げを目指すMELOS2、そして、その後のMELOSシリーズを通して、気象観測、散逸大気観測、地質観測、内部構造観測などを行い、火星環境の今とその歴史を明らかにすることを目標としている。

このことをうけ、MELOS1ミッションでの小型火星航空機の飛行技術実証を行うことを目的として我々は2010年に火星探査航空機ワーキンググループを立ち上げた。航空機型の火星探査機が実現できれば、高精度かつ広範囲な磁場観測や地質調査、リモートセンシングや着陸探査では実現が難しい切り立った崖の露頭の地層観測が可能となり、火星の惑星科学が大きく前進すると考えられている。また、着陸機やローバを上空から高解像度で撮影できればアウトリーチ的な価値も非常に高いと考えられる。

地球環境と比較したときの火星環境の大きな特徴は、

- 1) 重力加速度が地球上の約1/3である
- 2) 大気の密度が非常に小さい(地球上の約1/100)
- 3) 大気の音速が低い(地球上の約3/4)
- 4) 大気の主成分が二酸化炭素である
- 5) 大気の温度が低い(平均気温-40度前後)
- 6) 強い風が存在する(存在することは知られているが詳細は不明)
- 7) 放射線レベルが高い
- 8) 太陽光が弱い

である。1つ目の重力の違いは火星航空機実現に向けて有利な条件ではあるが、それ以外のすべての特徴は

不利な方向に働く。たとえば、地球上で飛行しているある飛行機が同じ速度で火星大気中を飛行すると仮定すると、重力は1/3になるが、得られる揚力は1/100以下になってしまう飛行できない。また、(当然ではあるが)火星にはGPSが存在しないこと、磁気方位計が使えないこと、エアデータセンサの精度が落ちること、などが航法誘導制御の点からは非常に不利な点である。火星到着まで搭載される母船への搭載性や火星大気へのエントリ方法などについても注意深い検討が必要である。

これらの火星環境の特徴から火星探査航空機を開発する上で挙げられる大きな課題としては下記が考えられる。

- 1) 低レイノルズ数で高性能な翼の開発
- 2) 超軽量な機体構造の開発
- 3) 超軽量・高性能な搭載機器(電源、通信機器、計測機器など)の開発
- 4) 超高性能なプロペラ推進系の開発(電動プロペラ推進を採用する場合)
- 5) 火星での自律航行システムの開発

火星の飛行探査を実現するためにはこれらの課題を克服する必要があるが、どの課題の解決にも革新的な技術が必要とされている。

### 2. 想定するミッション

MELOS1における火星探査航空機のミッションとしては、

- ① 航続距離10km程度を飛行し地表画像撮影を行う
- ② 航続距離100km程度を飛行し地表画像撮影と高解像度残留磁場観測を行う

の2つの検討を行っている。飛行機はエントリカプセル

の降下時に上空で切り離され飛行探査を開始するため離着陸性能を持つことは検討されていない。

### 3. 検討状況

#### 3-1 ミッション設計/機体設計

磁場観測をミッションとする場合の飛行経路の選定、飛行シミュレーション解析、機体サイズや重量見積り、装備品の重量内訳の高精度化、火星エントリカプセルへの収納方法の検討、飛行機モックアップの作製による製造上の問題点の洗い出し、搭載機器の配置検討等が現在行われている。磁場観測装置を搭載し、飛行速度50m/sで航続距離100kmを飛行する火星飛行機は全備重量3.5kg程度、翼面積2.3m<sup>2</sup>程度と推算されている[1,2]。

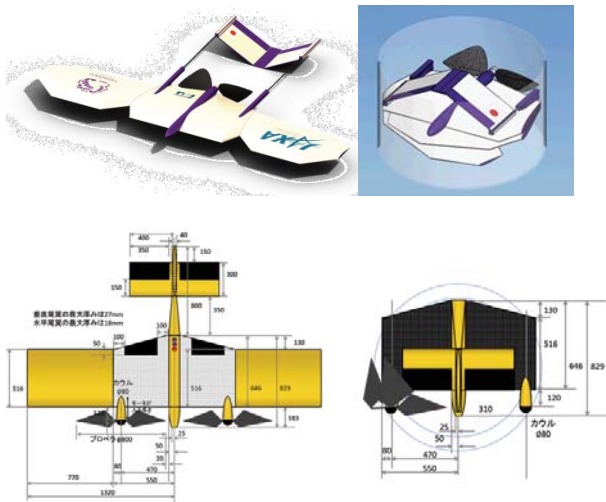


図1 機体設計例

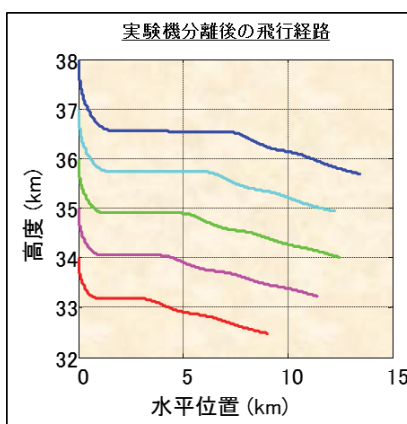


図2 高高度飛行実証試験の飛行シミュレーション

#### 3-2 空力設計に関する研究開発

火星飛行機の巡航レイノルズ数は $10^4 \sim 10^5$ と想定されており、翼型および3次元翼の低レイノルズ数における空力特性の把握とそのメカニズムの理解が必要とされ

るが、このレイノルズ数領域における翼型および3次元翼の空気力学/空力設計に関する研究はあまり行われてこなかった。そのため、九州工業大学の低速風洞や東北大学の火星風洞を用いた風洞実験と数値シミュレーションを行い、低レイノルズ数における代表的な翼型について揚力特性と剥離泡との関係を明らかとしている。また、九州工業大学の低速風洞を用いて3次元翼の空力特性評価を行い低レイノルズ数における翼特性のさまざまな知見を得ている[3-23]。

#### 3-3 超軽量主翼構造の開発

全機重量の大きな割合を占める主翼構造の軽量化とエントリカプセルに機体を収納するための主翼の折りたたみ機構の開発は、火星飛行機を実現する上で大きな課題である。本ワーキンググループではマグネシウム削りだしによる桁構造翼と超軽量プラスチック一体成形による主翼構造の軽量化とフリーフライト模型飛行機競技で実用化されている展開翼の展開機構を参考に火星飛行機の展開機構の検討を行っている。

マグネシウムの削りだしによる桁構造翼は最小厚み0.3mmの削り出しでスパン長0.5m、翼弦長125mm、8.6mm厚みの桁と小骨の構造で約15g(約240g/m<sup>2</sup>)を達成している。また、現在作製中の超軽量プラスチック一体成形による翼も同程度の重量を達成できる見込みである。



図3 マグネシウムの削りだしによる桁構造翼

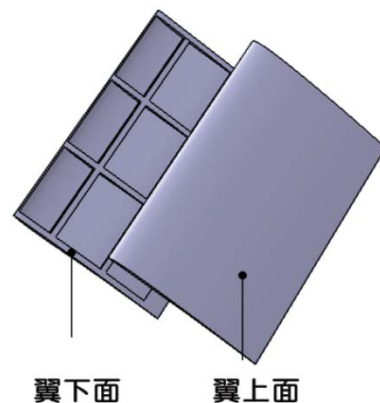


図4 超軽量プラスチック一体成形翼(図面)

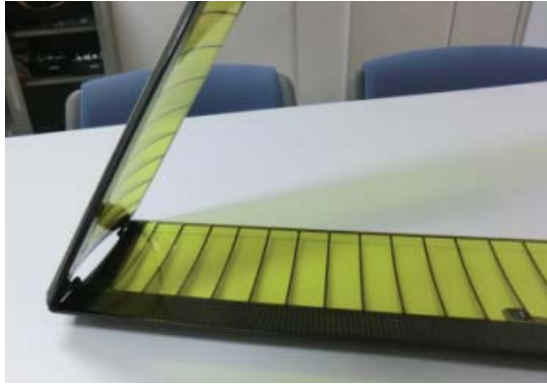


図5 フリーフライト模型飛行機の主翼展開機構

### 3-4 火星飛行機用推進系の研究開発

火星の大気密度が小さいことから火星飛行機用のプロペラは低レイノルズ数( $\sim 10^4$ )となる。また、音速が小さいことから翼端マッハ数が高亜音速～遷音速になり、低レイノルズ数かつ高マッハ数という地球上ではあまり想定されない条件でのプロペラ開発が要求される。また、プロペラのスパン長を大きくするとエントリカプセルへの収納性が悪くなるので非常に高い回転速度で回転させなければならない。そのため、低レイノルズ数・高マッハ数でも効率のよいプロペラの研究開発に取り組んでいる。2010年度には、東北大の火星風洞を用いプロペラの基礎となる翼型の空力性能評価を行った。また2011年中には、JAXAが所有する惑星環境風洞で風洞試験を行う計画を立てている[24]。また、モータやモータドライバの軽量化にむけて軽量高出力モータの設計検討や耐環境試験の準備をすすめている。



図6 火星飛行機用ブレードの設計例

### 3-4 軽量高出力バッテリーの開発

長距離飛行する場合、バッテリー重量も機体重量の大きな割合を占めるため、その軽量化が火星飛行機を実現する上で重要な研究開発項目である。これまで一般的に用いられてきた宇宙機搭載用の電池は堅牢なケーシングを必要としたためエネルギー密度が低く、これ

を火星飛行機に用いることを想定すると機体が成立しない。火星飛行機では、JAXA宇宙科学研究所電源グループと古河電池株式会社が共同で開発してきたSUSラミネートLi-ion電池を用いることを考えている。この電池は厚み100 $\mu\text{m}$ のSUSフィルムをPPおよびPETで覆ったラミネートフィルムを電槽に用いるため高いエネルギー密度を持つことができる。現在はエネルギー密度を150Wh/kgにあげることと推進用モータに利用するための高出力化を目指して電極の改良などを進めている。



図7 SUSラミネートLi-ion電池の外観

### 3-5 火星飛行機用誘導航法制御の研究開発

火星ではGPSが利用できないこと、磁気方位計が使えないこと、エアデータセンサの精度が落ちること、などが航法誘導制御の点からは非常に不利な点である。また誘導航法制御機器の軽量化も火星飛行機の成立性の観点から重要である。もちろん、地球火星間の通信距離・通信速度を考えると遠隔操作をすることは難しく、自律飛行システムを組み込む必要がある。

これらのことから、現在は太陽光と地面からの輻射を利用した姿勢検出装置の設計や搭載予定センサ評価実験、角速度計出力を利用した任意個数のバーチャルセンサを構成するアルゴリズムの開発、姿勢検出ユニットの試作などを行っている[25]。

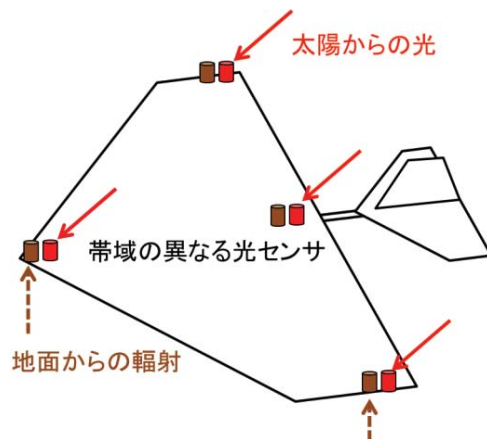


図8 火星飛行機用姿勢検出装置の設計

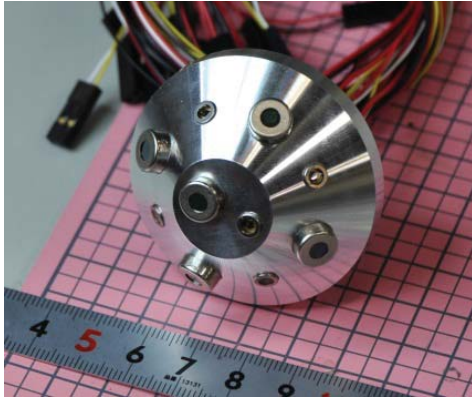


図9 姿勢検出ユニットの試作

#### 4. おわりに

本稿では、MELOS1ミッションで飛行実証することを目的として検討を進めている小型火星飛行機の検討状況を紹介した。また、本稿では紹介しなかったが火星探査航空機ワーキンググループではパラグライダー機タイプの火星探査機についても検討を行っている[26]。まだまだ解決すべき課題は多いが是非世界で初となる火星での飛行実証を成功させたいと考えている。

#### 参考文献

- [1] 大山聖, MELOS1にむけた火星飛行機概念検討, 3F01, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県静岡市, 11月17~19日, 2010.
- [2] R. Luong, 永井大樹, 浅井圭介, 藤田昂志, “Mars Airplane Conceptual Design”, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 3F03, 静岡, 2010年11月
- [3] 野々村拓, 小嶋亮次, 福本浩章, 大山 聖, 藤井孝蔵, 低レイノルズ数における矩形翼とデルタ翼の空力特性比較, 第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010, 鳥取県米子市, 2010年6月
- [4] 小嶋亮次, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝蔵, 低レイノルズ数における三次元矩形翼のアスペクト比とレイノルズ数の影響, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県静岡市, 2010年11月
- [5] 小嶋 亮次, 李東輝, 野々村拓, 大山 聖, 藤井孝蔵, 低レイノルズ数における空力性能評価手法に関する研究, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県静岡市, 2010年11月
- [6] 小嶋亮次, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝蔵, 低レイノルズ数における厚翼と薄翼周り流れのiLES解析による特性比較, 第24回数値流体力学シンポジウム, 神奈川県横浜市, 2010年12月
- [7] 沼田大樹, 杉野泰啓, 安養寺正之, 永井大樹, 浅井圭介, “低圧環境下における熱線流速計の感度特性”, 第42回流体力学講演会, 2C13, 2010年6月
- [8] 安養寺 正之, 野瀬 慶, 沼田大樹, 永井 大樹, 浅井 圭介, “火星大気風洞の動作特性評価-現状と計画”, 第41期日本航空宇宙学会年会講演会, JSASS-2010-1066, 東京, 2010.4.
- [9] 野瀬 慶, 小野 直志, 安養寺 正之, 沼田 大樹, 永井 大樹, 浅井 圭介, “低レイノルズ数領域における翼面圧力分布の感圧塗料計測”, 第38回可視化情報シンポジウム, F110, 2010年7月
- [10] 野瀬慶, 安養寺正之, 伊田真悟, 沼田大樹, 永井大樹, 浅井圭介, “感圧塗料を用いた低レイノルズ数・高亜音速領域における翼面圧力分布計測”, 第6回学際領域における分子イメージングフォーラム, P20, 2010年11月
- [11] 浅井圭介, 永井大樹, 沼田大樹, 安養寺 正之, 伊田真悟, 野瀬 慶, “火星大気風洞における低レイノルズ数翼型実験”, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 3F06, 静岡, 2010年11月
- [12] 藤田昂志, Remi Luong, 永井大樹, 浅井圭介, “火星探査航空機の初期概念検討”, 平成22年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2010年12月
- [13] 浅井圭介, 永井大樹, 沼田大樹, 安養寺 正之, 伊田真悟, 野瀬 慶, “火星大気風洞における低レイノルズ数翼型実験”, 平成22年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2010年12月
- [14] 永井大樹, 野瀬 慶, 安養寺 正之, 伊田真悟, 沼田大樹, 浅井圭介, “火星飛行環境下における低レイノルズ数翼の実験的研究”, 平成22年度航空宇宙空力班シンポジウム, 2011年1月
- [15] 田中慎一, 沼田大樹, 永井大樹, 浅井圭介, “火星大気中のはく離制御へのプラズマアクチュエータ適用”, 日本航空宇宙学会北部支部2011年講演会, H030, 2011年3月
- [16] 神馬義貴, 井上雄介, 宮田正悟, 西原健, 石橋恒輝, 小林貴宏, 重岡辰太郎, 米本浩一, 越智廣志, 火星飛行機の低レイノルズ数空力特性に関する研究, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県静岡市, 2010年11月
- [17] 米本浩一, 小林貴宏, 三次元翼の後流計測で分かってきたこと, 平成22年度航空宇宙空力班シンポジウム, 栃木県宇都宮市, 2011年1月
- [18] 重岡辰太郎, 米本浩一, 越智廣志, 低レイノルズ数三次元翼のアスペクト比依存性に関する減圧風洞試験, 日本機械学会九州支部第64期講演会, 福岡県福岡市, 2011年3月
- [19] 小林貴宏, 米本浩一, 越智廣志, 三次元翼の後流計測による形状および誘導抗力の分解と分布, 日本機械学会九州支部第64期講演会, 福岡県福岡市, 2011年3月
- [20] 神馬義貴, 米本浩一, 越智廣志, PIVによる三次元

- 翼周りの渦構造可視化と空力特性との相関, 日本機械学会九州支部第64期講演会, 福岡県福岡市, 2011年3月
- [21] 井上雄介, 米本浩一, 高藤圭一郎, 西原健, 火星飛行機の主翼まわりの流れ解析と翼型効果, 日本機械学会九州支部第64期講演会, 福岡県福岡市, 2011年3月
- [22] 宮田正悟, 米本浩一, 曳航流体槽中の三次元翼特性と水素気泡法による可視化, 日本機械学会九州支部第64期講演会, 福岡県福岡市, 2011年3月
- [23] 石橋恒輝, 米本浩一, 坪井伸幸, 二次元翼周りの低レイノルズ数流れのマッハ数依存性, 日本機械学会九州支部第64期講演会, 福岡県福岡市, 2011年3月  
林田高志, 砂田茂, 火星飛行機のプロペラ設計, 第51回航空原動機・宇宙推進講演会, 2011.
- [24] 林田高志, 砂田茂, 火星飛行機のプロペラ設計, 第51回航空原動機・宇宙推進講演会, 2011
- [25] 得竹浩, 湯浅泰弘, “火星探査航空機の姿勢検出システムの開発”, 第54回宇宙科学技術連合会, 2010-11.17-19, 静岡.
- [26] 山田和彦, 安部隆士, 平木講儒, 東野伸一郎, 展開型柔軟構造飛行体による火星大気圏内飛行型探査機の概念検討, 第54回宇宙科学技術連合会, 2010-11.17-19, 静岡.

# Computational and Experimental Analysis of a High-Performance Airfoil Under Low-Reynolds-Number Flow Condition

Masayuki Anyoji,\* Taku Nonomura,† Hikaru Aono,‡ Akira Oyama,§ and Kozo Fujii¶  
*Japan Aerospace Exploration Agency, Kanagawa 252-5210, Japan*  
 and  
 Hiroki Nagai\*\* and Keisuke Asai††  
*Tohoku University Graduate School, Miyagi 980-8579, Japan*

DOI: 10.2514/1.C032553

A high-performance Ishii airfoil was analyzed using both a wind-tunnel and large-eddy simulations at a low-Reynolds-number condition ( $Re = 23,000$ ). The design guidelines for an airfoil shape with a high lift-to-drag ratio under the aforementioned condition are described by analyses of flowfields and aerodynamic characteristics of the Ishii airfoil. Compared with conventional airfoils, such as the NACA 0012 and NACA 0002, the shape characteristic effects of the Ishii airfoil on its flowfield and aerodynamic characteristics are discussed. The shape on the suction side of the Ishii airfoil can cause delays in the flow separation at low angle of attacks. The separated flow reattaches, and a separation bubble forms even when trailing-edge separation changes to leading-edge separation. The separation bubble contributes to an increase in lift coefficient. In addition, the Ishii airfoil can gain a high positive pressure on the pressure side as compared with the other two symmetric airfoils due to the camber near the trailing edge. On the other hand, the pressure drag of the Ishii airfoil, which is a dominant factor of total drag, is considerably smaller than those of the other two airfoils. It was found that the shape on the suction side as well as that on the pressure side (such as the leading-edge roundness and the camber) are very significant in the low-Reynolds-number airfoil with a high lift-to-drag ratio.

## Nomenclature

$C_D$	=	drag coefficient
$C_{Dp}$	=	pressure drag coefficient
$C_{Dv}$	=	viscous drag coefficient
$C_f$	=	friction coefficient
$C_L$	=	lift coefficient
$C_p$	=	pressure coefficient
$M$	=	Mach number
$Re$	=	Reynolds number
$\alpha$	=	angle of attack, deg
$(\Delta)\alpha$	=	angle deviated from the zero-lift angle of attack, deg

## I. Introduction

**A**N AIRCRAFT-TYPE Mars explorer called “Mars airplane” with a fixed wing has been considered as a potential system for exploring Mars [1–4]. The Mars airplanes can explore larger regions irrespective of the geography of Mars than the previous ground-rover-type explorers, and they can obtain more detailed information of the Mars surface by approaching the surface than the previous satellite-type explorers, whereas ground-rover and satellite types have already been used in past and current missions to Mars. One of the flight conditions for the Mars airplane is a low-Reynolds-number regime (i.e.,  $10^4$ – $10^5$ ). For a Reynolds number within the range of

$10^4$ – $10^5$ , it is known that the maximum lift-to-drag ratio of smooth airfoils significantly deteriorates. Complicated flow phenomena (i.e., separation, transition, and reattachment) occur on the wing surface and strongly affect the aerodynamic performance of airfoils [5]. In particular, the laminar separation bubble plays an important role in determining the pressure distribution on the wing and aerodynamic characteristics. For example, it is well known that the separation bubble causes a nonlinear lift curve [6,7].

Because of these unusual flow characteristics, it is difficult to apply a conventional aerodynamic design approach to the design of the Mars airplane wing. Therefore, for the airfoil design of Mars airplanes, it is indispensable to understand the aerodynamic and flow characteristics. In particular, the airfoil shape has a large impact on aerodynamic characteristics [8,9]. Schmitz [10,11] has suggested three shape characteristics delivering high aerodynamic performance in a low-Reynolds-number regime.

1) A sharp leading edge fixes the separation point at the edge and can improve its Reynolds-number dependence on the aerodynamic performance.

2) A flat upper-surface reduces the separation region.

3) A cambered airfoil gains a higher lift than a symmetric airfoil.

The airfoil named “Ishii airfoil” is an airfoil having the aforementioned features. The Ishii airfoil was originally designed for the main wing of a hand-launch glider by Mitsuru Ishii, who was the world champion of the free-flight contest of hand-launch gliders. There were two design concepts for the airfoil; one minimizes the rate of descent, and the other minimizes the drag coefficient during the launch. In the previous experimental and numerical studies of the Ishii airfoil [12,13], it was confirmed that the Ishii airfoil has weak Reynolds-number dependence on its aerodynamic performance in the range from  $Re = 23,000$  to 46,000, and the high lift-to-drag ratio  $L/D_{max}$  is approximately 18. Moreover, the  $L/D$  of the Ishii airfoil at  $Re = 23,000$  exceeds that of SD7003, which is known as a high-performance airfoil in the low-Reynolds-number region [14]. However, detailed mechanisms such as the association between the flowfield and the aerodynamic characteristics of the Ishii airfoil have not been understood well. In this study, three-dimensional large-eddy simulation (LES) computations were conducted, and the flowfield around the Ishii airfoil in the low-Reynolds-number regime was evaluated. In addition, the LES results were compared with

Received 31 July 2013; revision received 30 December 2013; accepted for publication 25 February 2014; published online 29 May 2014. Copyright © 2013 by Masayuki Anyoji. Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., with permission. Copies of this paper may be made for personal or internal use, on condition that the copier pay the \$10.00 per-copy fee to the Copyright Clearance Center, Inc., 222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923; include the code 1542-3868/14 and \$10.00 in correspondence with the CCC.

\*Project Researcher, Department of Space Flight Systems. Member AIAA.

†Assistant Professor, Department of Space Flight Systems. Member AIAA.

‡Research Scientist, Department of Space Flight Systems. Member AIAA.

§Associate Professor, Department of Space Flight Systems. Senior Member AIAA.

¶Professor, Department of Space Flight Systems. Fellow AIAA.

\*\*Associate Professor, Department of Aerospace Engineering. Member AIAA.

††Professor, Department of Aerospace Engineering. Member AIAA.

wind-tunnel tests for validation purposes. Furthermore, the features of the Ishii-airfoil shape that has a higher aerodynamic performance were discussed by comparing our previous results for thin and thick NACA airfoils (NACA 0002 and NACA 0012) [15]. Finally, design guidelines for further improvements to the lift and drag characteristics were suggested.

## II. Computational Setup

### A. Computational Model

The shape of the Ishii airfoil is shown in Fig. 1. For reference, those of the NACA 0012 and NACA 002 are also shown. The Ishii wing has a maximum wing thickness ratio of 7.1% at  $x/c = 0.25$  and a maximum camber of 2.3% at  $x/c = 0.62$ . The Mach number  $M$  was set to 0.2, at which the compressibility effect on the results can be ignored. The Reynolds number was set to 23,000. The angle of attack was changed from 0 to 9 deg. An ideal freestream with no fluctuations in turbulence was assumed.

### B. Computational Methods

In this present study, LANS3D [16], which was developed at the Institute of Space and Astronautical Science/Japan Aerospace Exploration Agency, was adopted, and three-dimensional implicit LES were conducted. Three-dimensional compressible Navier–Stokes equations in generalized curvilinear coordinates were employed as the governing equations. The computational mesh is shown in Fig. 2. The spatial derivatives of convective terms were evaluated by the sixth-order compact difference scheme. A 10th-order filtering was used with a 0.495 filtering coefficient. For the time integration, the second-order backward differencing converged by five subiterations of the alternate directional implicit symmetric Gauss–Seidel [17] scheme was adopted. For span direction, 20% of the chord length was computed. The grid spacing was evaluated by the wall unit after the computation. The computational meshes were shown to satisfy the following inequalities:

$$\Delta\xi^+ < 25, \quad \Delta\eta^+ < 3, \quad \Delta\zeta^+ < 15 \quad (1)$$

where  $\Delta\xi^+$  is the streamwise grid spacing,  $\Delta\eta^+$  is the wall-normal minimum grid spacing, and  $\Delta\zeta^+$  is the spanwise grid spacing. Here, the superscript plus denotes the normalized value based on the wall unit. With these criteria, the turbulent analysis including the near wall structure was well resolved with present computational methods [18].



Fig. 1 Airfoil shape.

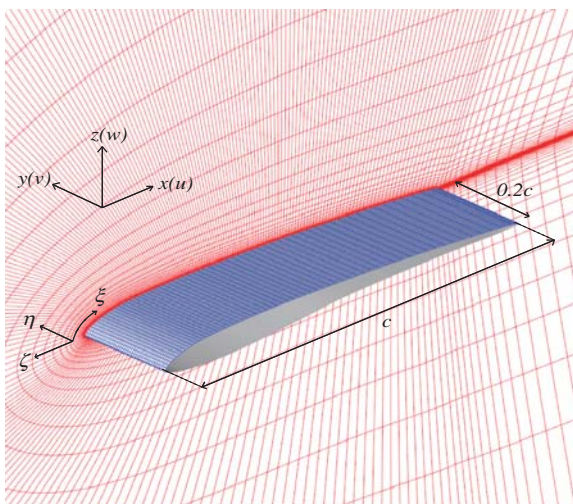


Fig. 2 Computational grid around Ishii airfoil.

## III. Experimental Setup

### A. Mars Wind Tunnel

Experimental tests were performed using the Mars Wind Tunnel (MWT) [19] at Tohoku University for the validation of our computational fluid dynamics (CFD) results, as shown in Fig. 3. The main components of the MWT include a vacuum chamber, an induction-type wind tunnel, and a buffer tank. The induction-type wind tunnel was placed inside the vacuum chamber, where the pressure condition corresponding to the Martian atmosphere could be simulated. Clean dry air is normally used as the test gas in tests, but it can be replaced with carbon dioxide by changing the gas supply line. This wind tunnel was driven by a supersonic ejector with a multiple nozzle located downstream of the test section. The ejection of high-pressure gas from the ejector induced the flow in the test section. The gas inside the vacuum chamber was exhausted to the buffer tank through a connecting flexible pipe. During the test period, the pressure in the vacuum chamber was kept constant by controlling the butterfly valve placed in the flexible pipe. The test time was from approximately 2 to 8 s for a total pressure of 1 kPa. The results of the calibration tests show that the flow across 75% of the test-section height is uniform, and its dispersion is within 0.35%, whereas the velocity gradient along the test section is almost zero. Currently, the MWT is being operated at ordinary temperature.

### B. Two-Component Balance System

The two-component balance system consists of two load cells for lift and drag measurements and a stepping motor for changing the angle of attack. The range of load cells for the lift measurement (A&D AC4101-K006) and drag measurement (A&D AC4101-G600) were 60 and 6 N, respectively. The uncertain accuracies of the lift load cell and the drag load cell were  $9.0 \times 10^{-3}$  and  $9.0 \times 10^{-4}$  N, respectively.

### C. Pressure-Sensitive Paint Measurement

Pressure-sensitive paint (PSP) is a coating-type pressure sensor consisting of luminescent molecules and binder. When illuminated with light at an appropriate excitation wavelength, the sensor luminescent molecules in PSP were elevated to the excited state. The excited molecules return to the ground state through several photochemical processes, namely luminescence, thermal deactivation, and oxygen quenching. The principle of PSP is based on oxygen quenching, the rate of which depends on the local oxygen concentration, which is proportional to the ambient pressure. Therefore, the surface pressure can be calculated from the luminescent intensity of PSP. In this experiment, we used Pd(II) meso-tetra (pentafluorophenyl) porphine (PdTFPP) as the luminescent molecule and poly 1-trimethylsilyl propyne, poly(TMSP), as the binder. The PSP, which is composed of PdTFPP and poly(TMSP), is known to have high pressure sensitivity at low-pressure conditions [20,21]. The absorption and emission peaks of PdTFPP are approximately 407 and 670 nm, respectively.



Fig. 3 Mars Wind Tunnel at Tohoku University.

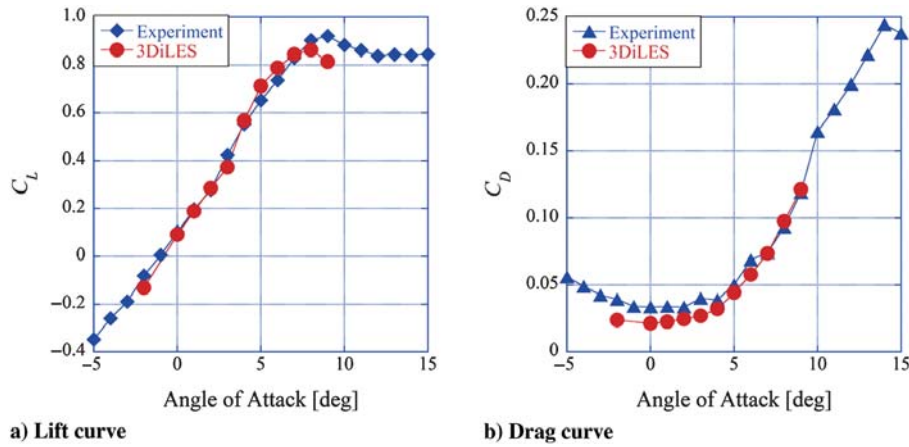


Fig. 4 Comparison of aerodynamic characteristics.

**D. Experimental Test Model**

A two-dimensional Ishii airfoil with a chord length of 50 mm and span length of 100 mm was used as an experimental model. It was made of aluminum alloy and has smooth contours. The pressure and temperature on the test model were measured to obtain the reference pressure and temperature correction factor for PSP measurements. Therefore, one thermocouple and one pressure tap were provided in the centerline of the model.

**E. Experimental Condition**

The Mach number was fixed approximately at 0.2, and the Reynolds number was set approximately at  $2.4 \times 10^4$ . The corresponding total pressure of the flow was 11 kPa. The angle of attack was changed from  $-5$  to 15 deg.

**IV. Results and Discussions**

**A. Validation of Computational-Fluid-Dynamics Simulation**

Figure 4 shows a comparison of the averaged force data for the experimental and CFD results. The CFD results agree with the experimental results of lift and drag. Although there is an approximately 1 deg difference in the stall angle (the lift curve), the CFD results capture the nonlinear lift increase that is observed in the experimental data. The drag curve also is in reasonably good agreement with the experiments. However, there is a slight difference in the drag for low angle of attacks. The maximum difference in drag is approximately 130 counts. The accuracy of the drag measurement in experiments is approximately 0.39%, whereas in our previous studies, we found that there was a tendency to measure a slightly higher drag for small angle of attack in the MWT measurements relative to the other experimental data. Note that the difference in the drag of the MWT and that of other experimental data is currently under investigation, and the reason for this difference will be reported in the near future.

Pressure distributions on the wing were compared with the experimental results, as shown in Fig. 5. The CFD pressure distributions are observed to be in agreement with the experimental results for three selected angles of attack, although the difference in the pressure at the leading edge was observed to be due to the low image resolution for the PSP measurement (the minimum image resolution is 0.13 mm). We found that the flow of the CFD result at  $\alpha = 9$  deg is clearly different because the pressure on the upper surface at the trailing edge does not decrease to zero. However, it is difficult to conclusively determine whether or not the flow in the experiments is different from the pressure data at the trailing edge because the error in the PSP measurement around the trailing edge becomes slightly higher due to the unsteady vortices. These pressure differences between the CFD result and the experimental data are consistent with the results of the lift curve for each stall angle, as shown in Fig. 4a. From these results, we conclude that CFD results can be validated by making a comparison with experimental data.

**B. Flowfield and Aerodynamic Performance of Ishii Airfoil**

*1. Instantaneous Flowfields*

Isosurfaces of second invariants of the velocity gradient tensor ( $Q$ -criterion:  $Q = 5c/a_\infty$ ) with  $x$ -directional velocity distributions are shown in Fig. 6 and indicate the instantaneous flowfields around the Ishii airfoil from  $\alpha = 0$  to 9 deg. The separation locations shown in Fig. 6 were defined based on the averaged  $C_f$  distributions. The flow on the pressure side was confined to the surface for all angles of attack. Meanwhile, we found that, as the angle of attack increased, there was a change in the flowfield on the suction side. From  $\alpha = 0$  to 3 deg, the flow was confined to the wing in large areas but separated near the trailing edge. Then, the separation point simply moved toward the leading edge. An interesting variation in the flowfield occurred at  $\alpha = 4$  deg. First, the separation point drastically moved toward the leading edge near the position of the maximum wing

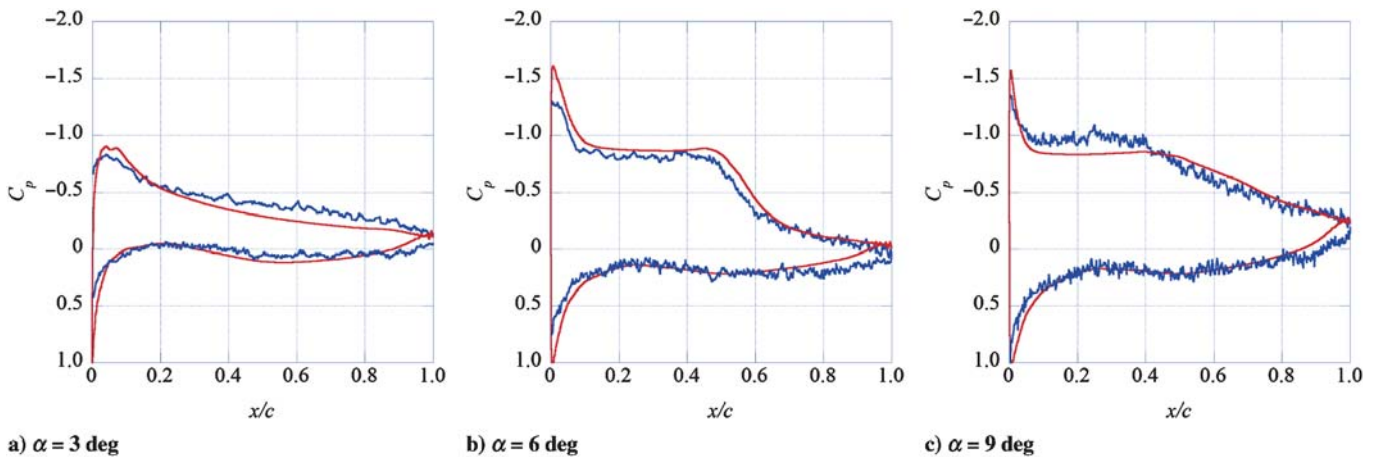


Fig. 5 Comparison of pressure distribution (blue line: experiment, red line: 3DiLES).

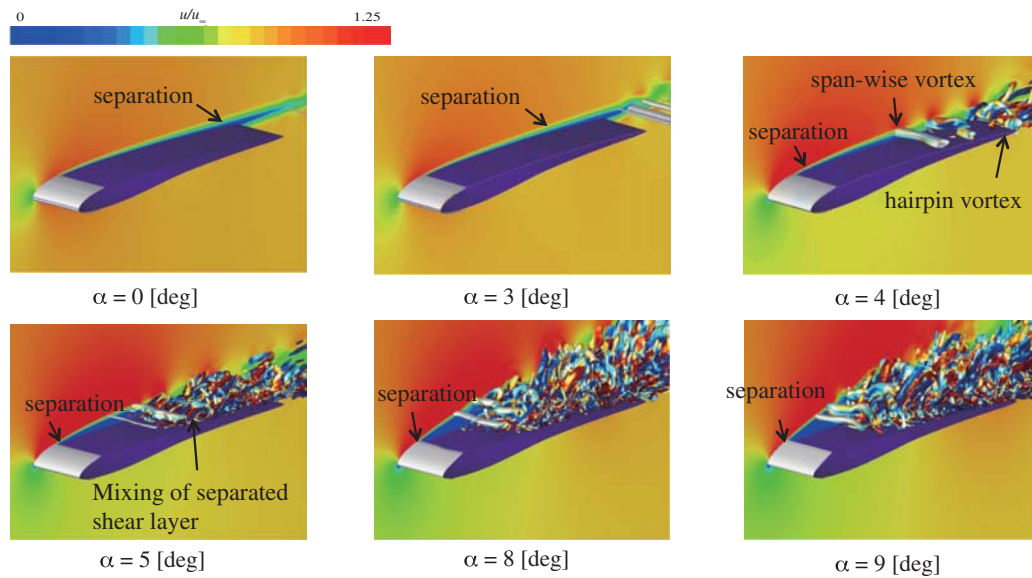


Fig. 6 Instantaneous flowfields around Ishii airfoil.

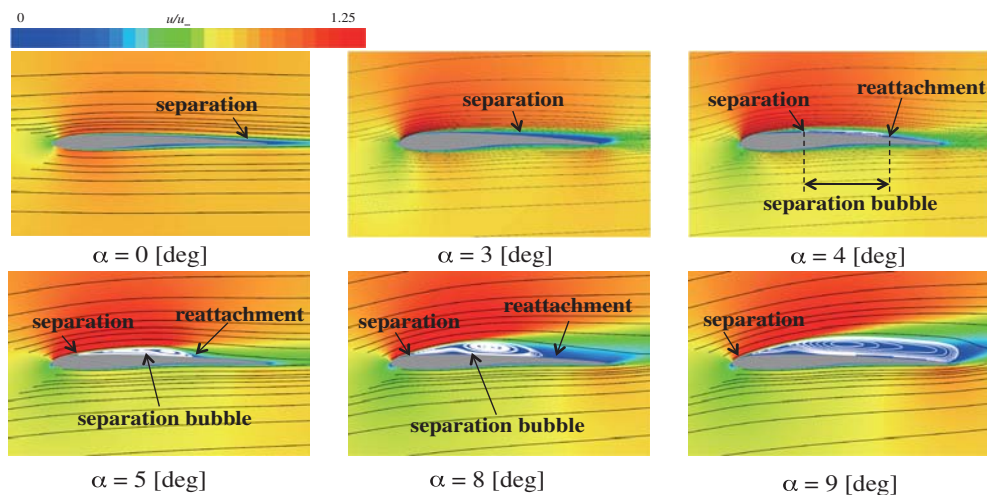


Fig. 7 Averaged flowfields around Ishii airfoil.

thickness ( $x/c = 0.25$ ). Furthermore, a coherent two-dimensional spanwise vortex was periodically generated at the downstream. Note that these spanwise vortices were generated by Kelvin–Helmholtz instability. The spanwise vortex broke near  $x/c = 0.70$ , where the separated flow is reattached to the wing. After that, the hairpinlike vortices were formed at the trailing edge. Above  $\alpha = 5$  deg, the separated shear layer moves away in a vertical direction from the wing surface with an increase in the angle of attack, and the separation point got closer to the leading edge. In addition, the hairpinlike vortices that were shed soon after the formation of spanwise vortices and the mixing of the shear layer appeared to be enhanced.

## 2. Averaged Flowfield

The averaged flowfields around the Ishii airfoil are shown in Fig. 7. The changes of separation and reattachment points that were determined from the averaged  $C_f$  are shown in Fig. 8. At low angle of attack, from  $\alpha = 0$  to 3 deg, the separation point around the trailing edge moved toward the leading edge without reattachment. However, from  $\alpha = 4$  to 8 deg, the separated shear layer reattached to the wing near the trailing edge where the hairpinlike vortices are observed in instantaneous flowfields as shown in Fig. 6, and the separation bubble was then formed between the separation point and the reattachment point. Furthermore, a backflow region formed inside the separation bubble. Compared to the instantaneous flow, this backflow region is observed in the area where the spanwise vortices break up and hairpinlike vortices form. In this angle-of-attack range, the separation

point gradually moved toward the leading edge as the angle of attack increased. Also, the reattachment point slightly moved forward to the leading edge, which is similar to the behavior exhibited by the separation point, but the variation in the location of the reattachment point was not as large as that for the separation point, except for

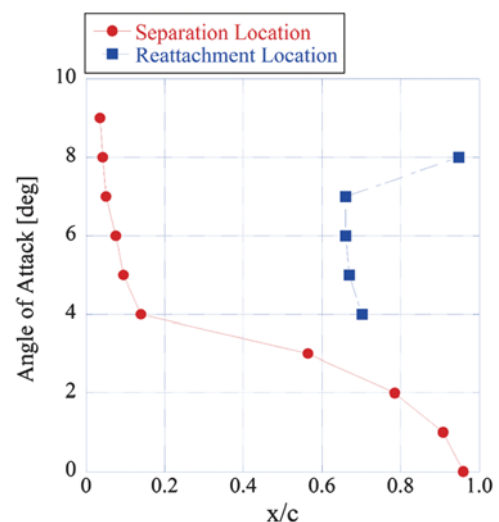


Fig. 8 Separation and reattachment location defined by mean skin-friction coefficient  $C_f$  from LES.

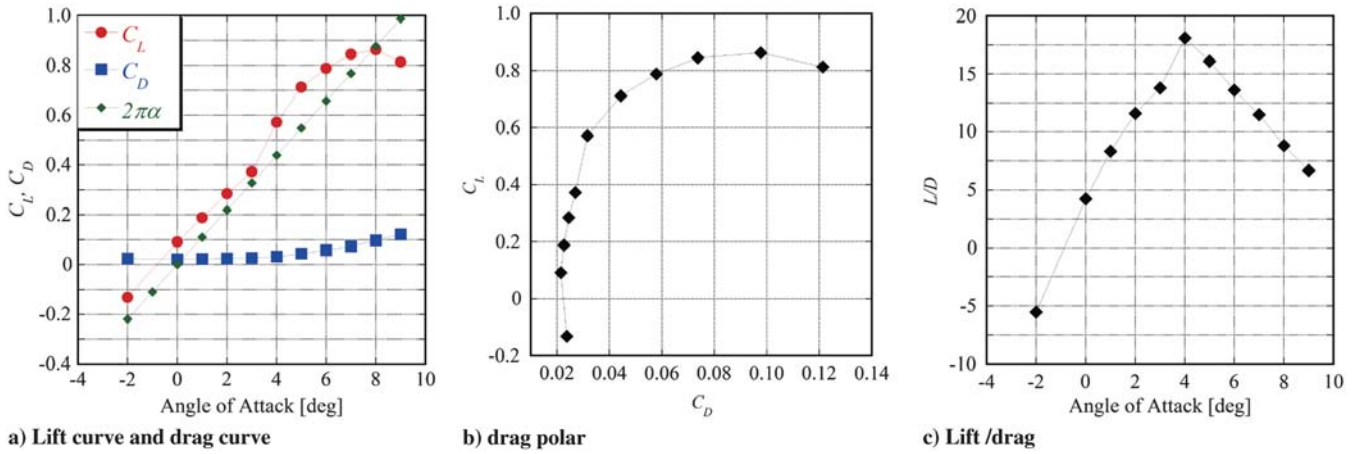


Fig. 9 CFD analysis of aerodynamic performance for Ishii airfoil.

$\alpha = 8$  deg. This means that the separation bubble becomes slightly longer as the angle of attack increases. This can be characterized as a “long bubble”. At  $\alpha = 9$  deg, we observed the separated shear layer spreading up to the trailing edge without reattachment. However, a completely separated flow such as this is also considered to be a type of long bubble because of similarities in the pressure distributions between  $\alpha = 6$  and 9 deg [22].

3. Aerodynamic Performance

The aerodynamic performance of the Ishii airfoil is shown in Fig. 9. Compared to the potential flow ( $2\pi\alpha$ ), the lift is comparatively high for a wide range of angles of attack. The lift curve shows a nonlinear increase in the lift between  $\alpha = 3$  and 4 deg. Up until  $\alpha = 3$  deg, large areas of the wing surface are covered by the attached flow, although there is a trailing-edge separation without the reattachment. In addition, the camber effect on the pressure side also contributed to the lift argumentation. Therefore, the lift slope  $C_L/\alpha = 6.22/\text{rad}$  ( $\alpha = 0-3$  deg) is as high as that of potential flow, even though the separation occurred. Meanwhile, the flowfield also changed between  $\alpha = 3$  and 4 deg, where the separated shear layer was reattached to the surface and the separation bubble is formed. As shown in Figs. 5a and 5b, with a constant-pressure region, the pressure on the suction side become lower than that at  $\alpha = 3$  deg due to the presence of the separation bubble. Thus, this pressure decrease on the suction side is attributed to the lift enhancement. Besides,  $L/D$  reached a maximum at  $\alpha = 4$  deg, and  $L/D_{\text{max}}$  is approximately 18.1 (Fig. 9c). This is largely due to the contribution of the lift enhancement because the drag slightly changed around  $\alpha = 4$  deg. As shown in Fig. 9b, the drag polar curve does not show a drag bucket because nonlinear increase in the lift is not significant. At  $\alpha = 8$  deg, the flow separated near the leading edge and was not reattached to the wing surface.

C. Comparison with Conventional Thin and Thick Airfoils

In this section, we compare the flowfields and aerodynamic characteristics of the Ishii airfoil with the results obtained for conventional airfoils, the NACA 0012 and NACA 0002, which present thick and thin airfoils, respectively. There is a degree difference of one in the zero-lift angle of attack between the Ishii airfoil and the symmetric airfoils, and this difference is an important consideration in the discussion of flowfields. Therefore,  $\Delta\alpha$  (which presents the angle of deviation from the zero-lift angle of attack instead of the geometric angle of attack) was used to compare each results.

1. Difference of Instantaneous and Averaged Flowfields

Figures 10 and 11 show a comparison between instantaneous and averaged flowfields, respectively. At  $\Delta\alpha = 3$  deg of the Ishii airfoil, trailing-edge separation occurred at  $x/c = 0.56$ . Besides, a spanwise vortex was found downstream of the trailing edge, but no hairpinlike vortex has yet been found. Compared to the flow around the Ishii airfoil, an earlier separation occurred at  $x/c = 0.40$  in the flow around the NACA 0012. In addition, a spanwise vortex is generated and broke near the trailing edge. Then, the hairpinlike vortices were formed. On the other hand, a leading-edge separation was observed in the flow around the NACA 0002.

After the leading-edge separation, spanwise vortices were generated. However, the separated shear layer was soon reattached, and the short separation bubble was then formed around the leading edge. Around the reattachment point, the spanwise vortex broke and hairpinlike vortices were formed. These hairpinlike vortices cover a wide range of the wing.

At  $\Delta\alpha = 6$  deg, the flowfield around the Ishii airfoil such as the separation point and the vortex structure on the suction side is qualitatively similar to that around the NACA 0012. For the NACA

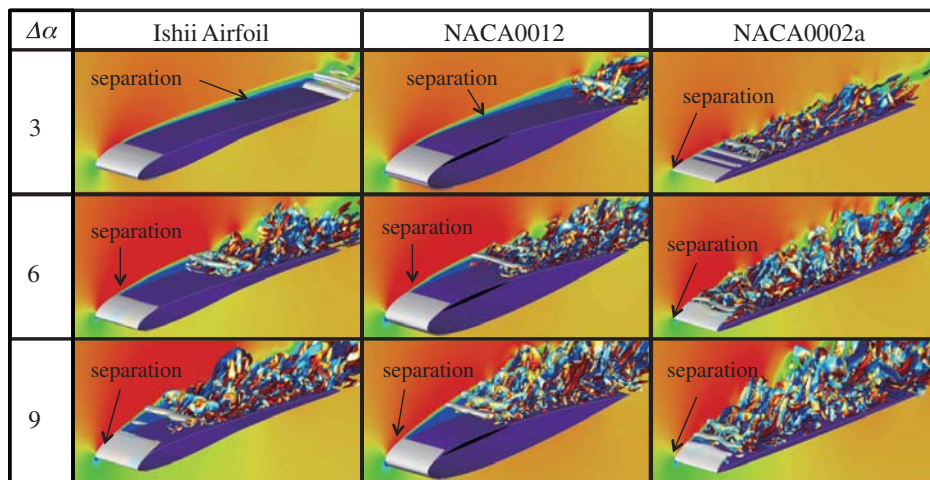


Fig. 10 Comparison of instantaneous flowfields around Ishii airfoil, NACA 0012, and NACA 0002.

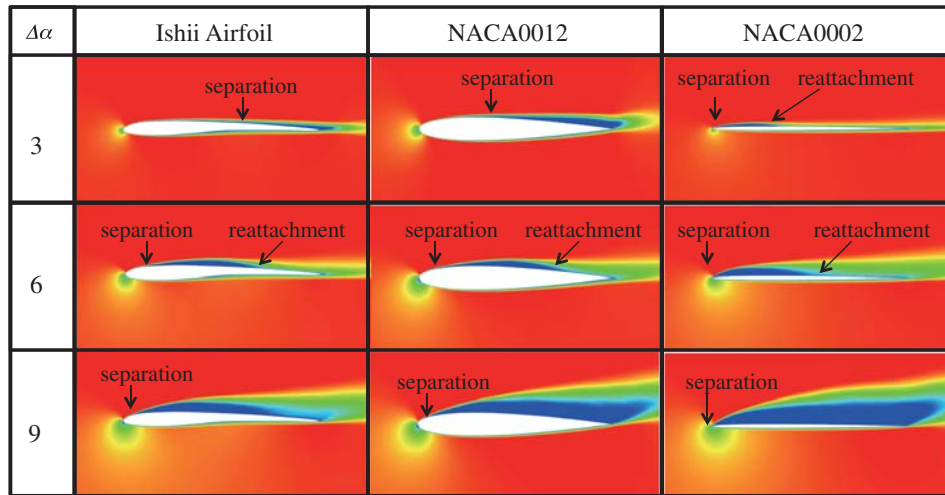


Fig. 11 Comparison of averaged flowfields around Ishii airfoil, NACA 0012, and NACA 0002.

0002, leading-edge separation occurred similar to the case of  $\Delta\alpha = 3$  deg, and only a reattachment point moved toward the trailing edge. Furthermore, hairpinlike vortices developed more in a direction away from the wing surface cover most parts of the wing.

At  $\Delta\alpha = 9$  deg, for all three airfoils, the separation point slightly moved toward the leading edge or did not move from the leading edge, and complex hairpinlike vortices covered a large area of the wings.

## 2. Comparison of Aerodynamic Characteristics

Figures 12 and 13 show a comparison of the aerodynamic performance and surface pressure distributions of three airfoils, respectively.

With regard to the lift, the Ishii airfoil has the highest lift among the three airfoils, as shown in Fig. 12a. The thick airfoil, the NACA 0012, does not have high lift, especially at low angle of attack. Although the lift of the NACA 0002 is not as high as that of the Ishii airfoil, it is comparatively high at three angles of attack. We focused particularly on the comparison at the angles before the stall angle of attack. At  $\Delta\alpha = 3$  deg, there is no significant difference in the pressure distribution on the suction side between the Ishii airfoil and the NACA 0012, as shown in Fig. 13a. However, the pressure distribution on the pressure side of the NACA 0012 is markedly lower than those of the Ishii airfoil and the NACA 0002. Therefore, the low lift of the NACA 0012 is governed largely by the low pressure on the pressure side. A sharp leading-edge of the NACA 0002 leads to a leading-edge separation with the negative pressure region. Also, on the pressure side, the pressure distribution in the forward part of the NACA 0002 is considerably high. Compared with the NACA 0002, the overall pressure on the suction side of the Ishii airfoil is equal or slightly higher than that of the NACA 0002. However, the pressure on the pressure side of the Ishii airfoil is lower than that of the NACA 0002, particularly toward the front of the airfoil, whereas the camber of the Ishii airfoil generates positive pressure on the pressure side. As a result, the NACA

0002 has a slightly higher lift than the Ishii airfoil due to the large contribution of the comparatively high positive pressure in the forward portion on the pressure side. At  $\Delta\alpha = 6$  deg, as shown in Fig. 13b, the Ishii airfoil and the NACA 0012 have approximately the same pressure level on the suction side, as in the case at  $\Delta\alpha = 3$  deg. A large difference in the suction side was found in the suction peak around the leading edge and the constant-pressure region in particular. On the other hand, the NACA 0002 has a shorter constant-pressure region without a suction peak, although the Ishii airfoil and the NACA 0012 have a sharp suction-peak around the leading edge and a longer constant-pressure region. Therefore, both the Ishii airfoil and the NACA 0012 have larger negative pressure distributions on the suction side than that of the NACA 0002. On the pressure side, the NACA 0012 can gain only a small positive pressure. Compared with the Ishii airfoil, the NACA 0002 has a higher positive pressure region in the forward portion, whereas the camber of the Ishii airfoil generates a higher-pressure region. Because these differences in the forward portion and in the camber are almost the same, the overall pressure on the pressure side of the NACA 0002 and the Ishii airfoil is almost the same. As a consequence, the Ishii airfoil has the highest lift, and both the NACA 0012 and NACA 0002 have approximately the same lift.

In terms of the drag, the Ishii airfoil has the lowest drag for three angle of attack, as shown in Fig. 12b. The drag of the NACA 0002 is smaller than that of the NACA 0012 at  $\Delta\alpha = 3$  deg. However, the drag of the NACA 0002 becomes larger than that of the NACA 0012 as the angle of attack increases. Details of the drag characteristics at the angle of attack before a stall angle of attack ( $\Delta\alpha = 3$  and 6 deg) are discussed. Figure 14 shows the total drag coefficient  $C_D$  with the decomposition into a pressure drag coefficient  $C_{Dp}$  and a viscous drag coefficient  $C_{Dv}$ . We found that the difference in the viscous drag for each airfoil was considerably small, and the gap in the pressure drag between each airfoil was considerably large. Therefore, we can

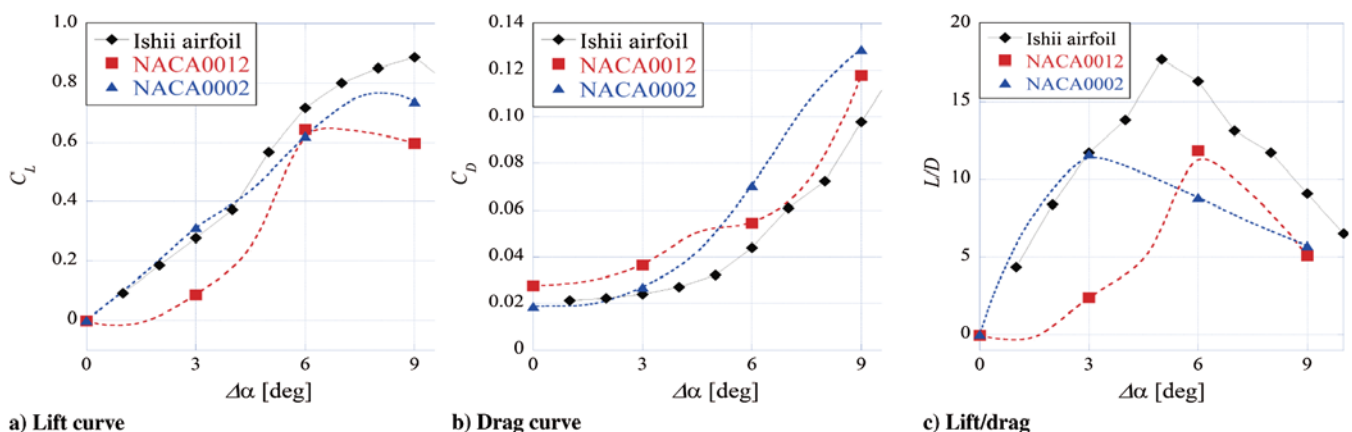


Fig. 12 Comparison of aerodynamic performance.

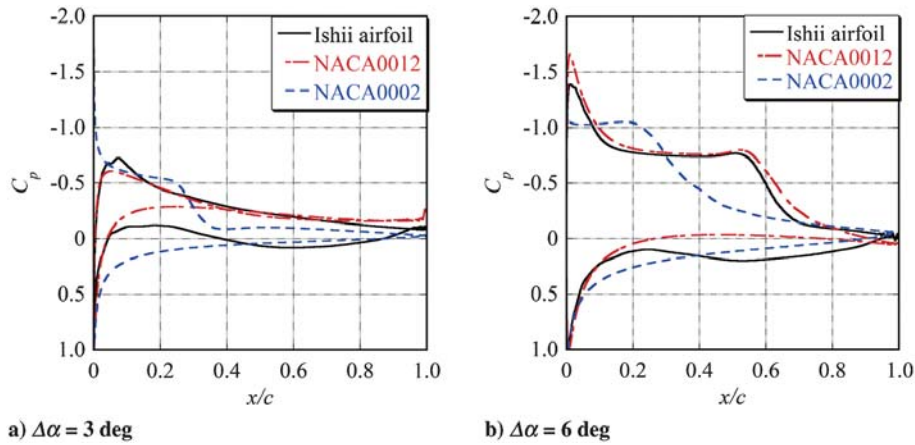


Fig. 13 Comparison of pressure distribution.

deduce that the difference in the pressure drag caused the difference in the total drag between the three airfoils. Therefore, we focus on the pressure drag of each individual airfoil.

Figure 15 shows the overall pressure drag on the pressure side and on the suction side. At  $\Delta\alpha = 3$  deg, all airfoils show that the pressure drag on the pressure side is higher than that on the suction side. In particular, the NACA 0012 has a higher pressure drag on the pressure side than do the others. These differences are due to the difference in the shape on the pressure side because the attached flow on the pressure side is common for all three airfoils. The important parts on the pressure side are the shape around the leading edge and the camber in the posterior half of the airfoil. Around the leading edge ( $x/c = 0-0.05$ ), there is a suction peak of the positive pressure around the leading edge, as shown in Fig. 13a. The drag component in the forward portion is large because of the large leading-edge radius of the NACA 0012. Furthermore, the negative pressure downstream of the maximum thickness point of the NACA 0012 acts as drag. On the other hand, the drag of the NACA 0002, which has the least thickness and has the smallest leading-edge radius of the three airfoils, is considerably low because most of the pressure on the pressure side acts as a lift, and not drag, due to a shape that is very similar to that of a flat plate. Despite the fact that the NACA 0002 has the smallest leading-edge radius of the three airfoils, the Ishii airfoil has a slightly lower pressure drag on the pressure side than that of the NACA 0002. This is attributed to the camber effect of the Ishii airfoil. In the forward portion of the camber ( $x/c = 0.40-0.60$ ), the horizontal component of the positive pressure component acts in the direction of the thrust and consequently reduces the pressure drag. Thus, the camber on the suction side not only allows for the enhancement of the lift but also allows a reduction of the pressure drag. On the suction side at  $\Delta\alpha = 3$  deg, the NACA 0012 has more than twice the pressure drag than the Ishii airfoil. The flowfields and the pressure distribution of the Ishii airfoil and the NACA 0012 are markedly similar to each other, as shown in Figs. 10, 11, and 13. However, the flow on the NACA 0012 separates earlier than that on the Ishii airfoil. A subtle difference in the shape on the suction side

around the separation points between the NACA 0012 and the Ishii airfoil is due to the flatness. The Ishii airfoil with a smaller curvature in the shape of the upper surface has a lower pressure-drag component than that of the NACA 0002, with a larger curvature on the suction side, particularly downstream of the maximum thickness point. Therefore, we deduce that the flatness on the suction side delays the trailing-edge separation and reduces the pressure drag.

With regard to the pressure side at  $\Delta\alpha = 6$  deg, the NACA 0012 has the largest pressure drag of the three airfoils for the same reason at  $\Delta\alpha = 3$  deg. Meanwhile, unlike the case at  $\Delta\alpha = 3$  deg, the pressure drag of the Ishii airfoil has a larger pressure drag than that of the NACA 0002. This is due to the smaller effect of the camber that can reduce the pressure drag in the forward portion of the camber. The relative angle of the pressure direction to the horizontal line increases with an increasing angle of attack. As a result, the thrust component of the pressure in the forward portion of the camber becomes smaller at  $\Delta\alpha = 6$  deg. This low camber effect results in a larger pressure drag of the Ishii airfoil. Meanwhile, on the suction side, the pressure drag on the suction side of the NACA 0002 becomes very large. A major factor resulting in the markedly large pressure drag of the NACA 0002 is the difference in shape of the leading edge. Around the leading edge, ( $x/c = 0-0.1$ ), the horizontal component of the pressure acts as a thrust and reduces drag. Both the NACA 0012 and the Ishii airfoil have a suction peak around the leading edge. However, only the NACA 0002 has no suction peak. The difference in the pressure at the narrowed area around the leading edge causes a difference in the drag reduction and has a significant impact on the drag. This means that a relatively rounded leading-edge airfoil, such as the NACA 0012 and the Ishii airfoil with a suction peak, can reduce drag.

### V. Summary of Design Guideline for Improvement of Aerodynamic Performance

From the previous results, important design factors that are required to increase the lift and reduce the drag of the low-Reynolds-number airfoil are the camber on the pressure side, the leading edge,

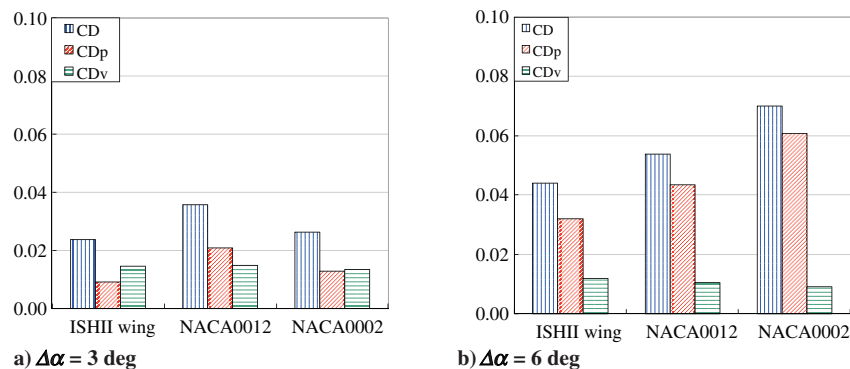


Fig. 14 Pressure drag and viscous drag ( $C_D$ : total drag coefficient,  $C_{Dp}$ : pressure drag coefficient,  $C_{Dv}$ : viscous drag coefficient).

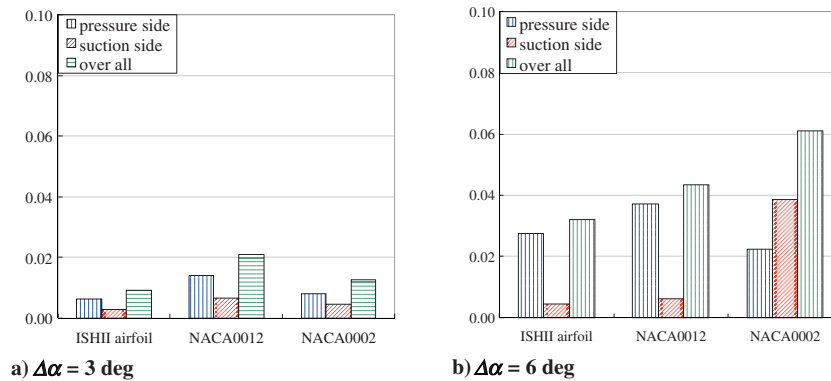


Fig. 15 Pressure drag divided into pressure side and suction side.

and the flatness on the suction side. Each feature is summarized as follows.

**Camber:** This contributes to the large lift-enhancement and the reduction of the pressure drag, particularly in the forward portion of the camber. However, the drag reduction effect works for a limited range of low angle of attack.

**Leading edge:** On the suction side, compared to a sharp leading-edge airfoil, a relatively rounded leading-edge, such as the Ishii airfoil or the NACA 0012, prevents leading-edge separation. Furthermore, it reduces the pressure drag and increases the lift accompanying the suction peak. On the pressure side, the small thickness and small leading-edge radius, such as those of the NACA 0002, reduce the pressure drag and increase the lift.

**Flatness on the suction side:** The flatness from the maximum thickness point to the trailing edge delays the flow separation and reduces the pressure drag.

If the previous design guidelines are applied to the Ishii airfoil to realize further improvement of the aerodynamic performance, it is expected that airfoils with a flatter shape on the suction side and thinner shape on the pressure side around the leading edge, such as the NACA 0002, will have a higher lift-to-drag ratio than that of the Ishii airfoil.

## VI. Conclusions

In this study, to acquire design guidelines for an airfoil shape with high lift-to-drag ratio at low Reynolds number ( $Re = 23,000$ ), flowfields and aerodynamic characteristics of the Ishii airfoil were investigated by performing low-density wind-tunnel tests and large-eddy simulations (LESs). Moreover, the effects of the shape characteristics of the Ishii airfoil on its flowfield and aerodynamic characteristics were discussed by making comparisons with the NACA 0012 and NACA 0002.

The CFD results of aerodynamic data such as lift, drag, and the pressure distributions were found to be in good agreement with the experimental results. The Ishii airfoil produced a high lift even at low angle of attack because a large portion of the upper surface was covered with an attached flow, although trailing-edge separation occurs. The separation point moved toward the leading edge with increasing angle of attack.

The separated shear layer reattached to the surface at  $\alpha = 4$  deg, and the separation bubble was formed. Then, the lift nonlinearly increased due to the formation of the separation bubble. As a result, the Ishii airfoil had a higher lift and lower drag than those of the thin airfoil of the NACA 0002, which is commonly known to have a high aerodynamic performance in the low-Reynolds-number regime, and the maximum lift-to-drag ratio then reached 18.1.

From a comparison of aerodynamics of the Ishii airfoil with the NACA 0012 and NACA 0002, important design factors required to improve the aerodynamic performance are found to be as follows: 1) the camber on the pressure side, 2) the flatness on the suction side, and 3) the shape around the leading edge. There is a general tendency to emphasize the design of the suction side, but the design of the

pressure side can lead to a much superior aerodynamic performance at low Reynolds number.

However, airfoil characteristics in general have a strong Reynolds-number dependency in the low-Reynolds-number region. The design guidelines suggested in this paper are applicable for a Reynolds number within the range 23,000 to 46,000, where the Ishii airfoil presented small Reynolds-number dependence [12]. In an extremely low-Reynolds-number regime (less than  $Re = 10,000$ ), other design guidelines will be required after investigating the aerodynamic performance and flowfields of various airfoils in detail.

## Appendix: Ishii Airfoil Coordinate Data

The coordinate data of the Ishii airfoil are given in Table A1.

Table A1 Chord-normalized coordinate data of Ishii airfoil

$x/c$	$y/c$ (suction side)	$y/c$ (pressure side)
1	0.005	-0.005
0.95	0.0098	-0.0031
0.9	0.0142	-0.0016
0.175	0.0453	-0.0258
0.15	0.0443	-0.0254
0.125	0.043	-0.0248
0.85	0.0188	-0.0002
0.8	0.0227	0.0004
0.75	0.0268	0.0011
0.7	0.0303	0.0013
0.65	0.0338	0.0011
0.6	0.0368	0.0003
0.55	0.0392	-0.0006
0.5	0.0411	-0.0023
0.45	0.0429	-0.006
0.4	0.0446	-0.0111
0.35	0.0463	-0.0158
0.3	0.0473	-0.0198
0.275	0.0476	-0.0219
0.25	0.0473	-0.0236
0.225	0.0468	-0.0248
0.2	0.046	-0.0254
0.1	0.041	-0.0239
0.08	0.0384	-0.0222
0.07	0.0366	-0.0212
0.06	0.0342	-0.02
0.05	0.0314	-0.0188
0.04	0.0287	-0.0169
0.03	0.0248	-0.0145
0.025	0.0227	-0.0131
0.02	0.0201	-0.0119
0.015	0.0173	-0.0102
0.01	0.014	-0.0085
0.005	0.0098	-0.0061
0.002	0.0058	-0.0037
0.001	0.0036	-0.0026
0	0	0

## Acknowledgments

This research was supported by a Grant-in-Aid for Scientific Research (23860076 and 24246136). We would like to sincerely thank Ryoji Kojima, who graduated from Tokyo University and Katsutoshi Kondo and is a current student at Tokyo University of Science, for this research. We would like to thank Mituru Ishii for his helpful advice. The computations in this study were performed using the supercomputer at the Japan Aerospace Exploration Agency.

## References

- [1] Guynn, M. D., (ed.), "Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission," *2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conference and Workshop & Exhibit*, AIAA Paper 2003-6578, Sept. 2003.
- [2] Robert, D. B., and David, A. S., "Design of the ARES Mars Airplane and Mission Architecture," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 5, 2006, pp. 1026–1034.  
doi:10.2514/1.17956
- [3] Tanaka, Y., (ed.), "Conceptual Design of Mars Airplane for Geographical Exploration," *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 54, No. 624, 2006, pp. 24–26.
- [4] Oyama, A., and Fuji, K., "A Study on Airfoil Design for Future Mars Airplane," *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 2006-1484, Jan. 2006.
- [5] O'Meara, M. M., and Mueller, T. J., "Laminar Separation Bubble Characteristics on an Airfoil at Low Reynolds Number," *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 8, 1987, pp. 1033–1041.  
doi:10.2514/3.9739
- [6] Okamoto, M., "An Experimental Study in Aerodynamic Characteristics of Steady and Unsteady Airfoils at Low Reynolds Number," Ph.D. Thesis, Nihon Univ., Tokyo, 2005.
- [7] Mueller, T. J., and Batill, S. M., "Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Number," *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 4, 1982, pp. 457–463.  
doi:10.2514/3.51095
- [8] Laitone, E. V., "Aerodynamic Lift at Reynolds Number Below  $7 \times 10^4$ ," *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 9, 1996, pp. 1941–1942.  
doi:10.2514/3.13329
- [9] Azuma, A., Okamoto, M., and Yasuda, K., "Aerodynamic Characteristics of Wing at Low Reynolds Number," *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, edited by Mueller, T. J., Vol. 195, Progress in Astronautics, and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2001, pp. 341–398.
- [10] Schmitz, F. W., "Aerodynamics of the Model Airplane Part1," NASA, Technical Rept. NASA-TM-X-60976, 1967.
- [11] Schmitz, F. W., "The Aerodynamics of Small Reynolds Number," NASA TM-51, 1980.
- [12] Nose, K., (ed.), "PSP Measurement of Pressure Distributions on a Cambered Airfoil for Mars Exploration Airplane," *Proceedings of the 11th Asian Symposium on Visualization*, Paper ASV11-2011-10, July 2011.
- [13] Anyoji, M., (ed.), "Aerodynamic Characteristics of Ishii Airfoil at Low Reynolds Numbers," *Proceedings of 8th International Conference on Flow Dynamics*, Sendaiyodo Printing Co., and Ltd, Sendai, 2011, pp. 344–345.
- [14] Aono, H., (ed.), "A Numerical Study of the Effects of Airfoil Shape on Low Reynolds Number Aerodynamics," *Proceedings of the 8th International Conference on Engineering Computational Technology*, Paper 2012-131, Sept. 2012.
- [15] Kojima, R., (ed.), "Large-Eddy Simulation of Low-Reynolds Number Flow over Thick and Thin NACA Airfoil," *Journal of Aircraft*, Vol. 50, No. 1, 2013, pp. 187–196.  
doi:10.2514/1.C031849
- [16] Fujii, K., and Obayashi, S., "High-Resolution Upwind Scheme for Vortical-Flow Simulations," *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 12, 1989, pp. 1123–1129.  
doi:10.2514/3.45890
- [17] Nishida, H., and Nonomura, T., "ADI-SGS Scheme on Ideal Magnetohydrodynamics," *Journal of Computational Physics*, Vol. 228, No. 9, 2009, pp. 3182–3188.  
doi:10.1016/j.jcp.2009.01.032
- [18] Kawai, S., and Fujii, K., "Compact Scheme with Filtering for Large-Eddy Simulation of Transitional Boundary Layer," *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 3, 2008, pp. 690–700.  
doi:10.2514/1.32239
- [19] Anyoji, M., (ed.), "Development of a Low-Density Wind Tunnel for Simulating Martian Atmospheric Flight," *Transactions of the Japan Society for Aerospace and Space Sciences*, Vol. 9, Aerospace Technology, Tokyo, 2011, pp. 21–27.
- [20] Niimi, T., (ed.), "Application of Pressure-Sensitive Paints to Low Pressure Range," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 1, 2005, pp. 9–16.  
doi:10.2514/1.5047
- [21] Mori, H., (ed.), "Pressure Sensitive Paint Suitable to High Knudsen Number Regime," *Measurement Science and Technology*, Vol. 17, No. 6, 2006, pp. 1242–1246.  
doi:10.1088/0957-0233/17/6/S02
- [22] Tani, I., "Low-Speed Flows Involving Bubble Separations," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 5, 1964, pp. 70–103.  
doi:10.1016/0376-0421(64)90004-1

# Multi-objective Optimization of Airfoil for Mars Exploration Aircraft Using Genetic Algorithm

By Gaku SASAKI<sup>1)</sup>, Tomoaki TATSUKAWA<sup>2)</sup>, Taku NONOMURA<sup>2)</sup>,  
Akira OYAMA<sup>2)</sup>, Takaaki MATSUMOTO<sup>1)</sup> and Koichi YONEMOTO<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> Kyushu Institute of Technology, Kitakyushu, Japan

<sup>2)</sup> Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Sagami-hara, Japan

(Received July 31st, 2013)

The aim of this study is to find the optimal airfoil for Mars exploration aircraft, which requires high-lift-to-drag ratio. However, existing airfoils for flying in the Earth's atmosphere do not have a high enough lift-to-drag ratio in Mars flight condition. The airfoil studied here was designed using a Genetic Algorithm (GA) and evaluated using two-dimensional Computational Fluid Dynamics (CFD) without turbulence model (laminar). The objectives in this optimization include the maximization of lift and minimization of drag coefficients at only angle of attack of  $6^\circ$ . The Reynolds number is  $2.3 \times 10^4$  under the aircraft cruising condition. B-spline curves that connect neighboring control points express the upper and lower surfaces of the airfoil. The results show that some typical types of airfoils excel in aerodynamic performance. Most optimal airfoils have a large upper surface curvature or a strong curvature at the center of the lower surface. The former feature generates a separation bubble that leads to a high negative pressure, and the latter character makes a high positive pressure. Both phenomena generate lift force, and yield higher lift coefficient and high lift-to-drag ratio. Furthermore, most airfoils on the Pareto front have a thickness less than 10 % of the chord length, which is suitable for the wing structure design of the Mars aircraft.

**Key Words:** Optimization, Low Reynolds Number Flow, Airfoil

## Nomenclature

$C_l$	: lift coefficient
$C_d$	: drag coefficient
$L$	: lift
$D$	: drag
$C_p$	: surface pressure distribution
$c$	: chord length
$Re$	: Reynolds number
$x$	: chordwise coordinate
$y$	: coordinate normal to the chordwise

## 1. Introduction

Recent research and development in Japan has involved work on the Mars exploration aircraft by a working group of JAXA/ISAS and university researchers for the Mars Exploration with Lander-Orbiter Synergy (MELOS) mission. MELOS was proposed for the multi-objective planet exploration missions anticipated in the near future. Currently, the orbiting satellite, the orbiting satellite and rover have been active as major spacecraft. A satellite can take surface pictures everywhere, but image resolutions are low. On the other hand, a rover observes Martian surface in detail, but only for flatland. An aircraft-type explorer has an intermediate ability between rover and satellite. It enables large area observation with relatively high-resolution image. Aerial observation on Mars is also expected to conduct meaningful Martian surface

surveys such as geomorphic investigations and biomagnetic field measurements<sup>1)</sup>.

The order of the Reynolds number for the Mars flight ranges from  $10^4$  to  $10^5$  owing to aircraft's size constraint and flight conditions. This is partially due to the low Martian atmospheric density (which is about one-hundredth that of the earth's) and the low-speed flight for observation.

Many researchers have reported that the aerodynamic characteristics of Mars flight differ considerably from that of commercial aircrafts on the Earth owing to the flow phenomenon, that is, it is easy to generate laminar separations on the upper surface and more difficult to predict vortex behaviors around the airfoil. In addition, when Reynolds number increases, separation transit to turbulent flow and it generates laminar separation bubbles on the upper surface of the airfoil. The bubbles make the aerodynamic characteristics nonlinear. As concluded in these existing studies, conventional airfoils of earth aircrafts cannot satisfy the required performance for a flight on Mars<sup>2)</sup>.

Previous researches have investigated some important knowledge about low Reynolds number airfoil<sup>3-5)</sup>; 1) sharp leading edge, 2) flat upper surface, 3) concave down at the underside of airfoil, and 4) thinness. These factors have been treated as the design guide for airfoils, which are difficult to consider owing to their sensitivities of aerodynamic characteristics.

Nonomura et al. and Anyoji et al. have studied Ishii airfoil. Ishii airfoil is known as having 2), 3) and 4) features, and has a good aerodynamic performance in both of experiment and

numerical computation<sup>6-7</sup>). Hence, it is regarded as the airfoil of the main wing of Mars exploration aircraft at present. But Oyama et al. have showed a new airfoil that yields a lift-to-drag ratio of 17.56, which is 20 % greater than that of Ishii, is necessary to design Mars aircraft due to weight and size constraints<sup>8</sup>.

Oyama et al. and Kanazaki et al. have studied the airfoil design of Mars exploration aircraft using multi-objective genetic algorithm coupled with two-dimensional thin-layer Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) solver<sup>9-10</sup>. Their calculation methods have the advantage of low computational cost, however, the flow fields of their calculation are probably very different from the actual flow field. Although the Reynolds number of Mars flight condition is low and flow field is almost laminar flow, their calculation methods used turbulence models. Therefore, the analyses of vortex structures and unsteady flow are not enough.

The purpose of this study is to find new two-dimensional optimal airfoil designs for low Reynolds number condition, especially for Mars exploration aircraft using laminar flow solver. In this study, airfoil shape is optimized using a multi-objective genetic algorithm (GA) associated with Computational Fluid Dynamics (CFD) with two-dimensional laminar computations without turbulence model.

## 2. Design Approach

### 2.1. Problem definition

Shape parameterization is an important step in airfoil optimization. In this study, two B-spline curves are used to generate airfoil shapes because it enables to express various shapes with only a few parameters. Two fixed points and six movable control points define airfoil shape, and all points have  $x$  and  $y$  coordinate variables (Figure 1). Fixed points coordinates are  $(0, 0)$  for the leading edge, and  $(1, 0)$  for the trailing edge. The upper and lower surfaces are expressed by two fixed points and three movable points. The total number of design parameters is twelve. Table 1 lists the upper and lower bounds of the movable control points. The movable scopes and area of upper control points are not symmetrical to those of lower ones about  $y=0$ , because airfoils that have a positive camber are likely to have good performance.

Objective functions are the maximization of lift coefficient and the minimization of drag coefficient. Airfoils must have the maximum thickness greater than 7 % of chord length at somewhere because of main spar installation. On the other hand, the minimum thickness, which is almost the same as the trailing edge thickness, is not set because wing structure is under discussion<sup>11</sup>.

### 2.2. Genetic algorithm

GA simulates the mechanism of evolution, where biological populations (consisting of multiple individuals) evolve over generations to adapt to a certain environment, using genetic operators such as selection, crossover and mutation, and consequently can bear the best individual adaptations to the environment<sup>12</sup>.

This study uses Non-dominated Sorting Genetic Algorithm-II

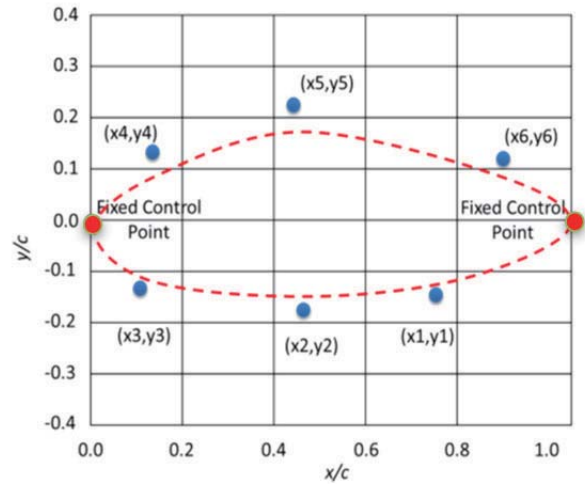


Fig. 1. Airfoil shape parameterization using B-spline curves and control points.

Table 1. Upper and lower bounds of control points.

Control Points	Upper Bounds	Lower Bounds
x1	0.99	0.66
x2	0.66	0.33
x3	0.33	0.001
x4	0.33	0.001
x5	0.66	0.33
x6	0.99	0.66
y1	0.2	-0.2
y2	0.2	-0.2
y3	0.2	-0.2
y4	0.4	-0.05
y5	0.4	-0.05
y6	0.4	-0.05

(NSGA-II)<sup>13-14</sup> as multi-objective optimization method. NSGA-II has advantages for convergence speed and the acquirement of Pareto front compared to other existing GAs. Pareto front consists of the solutions that are not worse than any other solutions in terms of all objective functions (Figure 2). Figure 3 shows the algorithm of NSGA-II.

#### 1. Preparation of parent individuals

$P_t$  denotes  $t$ -th generation of parent population. Initial parents  $P_1$  are generated randomly over the entire design space.

#### 2. Generation of offspring and evaluation of all individuals

Offspring  $Q_t$  is generated by using crossover and mutation. The number of offspring is the same as that of parents, hence, the number of individuals becomes twice the size of limitation. The objective functions calculate fitness for each individual.

#### 3. Non-dominated sort

This sort selects superior solutions. Each individual is ranked in this step. The rank number indicates the number of superior solutions to itself plus 1, hence, the rank 1 solutions are called “non-dominated” solutions. This step helps fast convergence because elite solutions are surely selected. Pareto front is a

4. Crowding distance sort  
This sort selects solutions that can compose Pareto front precisely for the same rank. The degree of crowding between the individuals in the objective function space, which is called “crowding distance,” is considered. Solutions that have long distances between their neighbors are selected because they form Pareto front smoothly compared with other solutions.
5. Go to step 1  
The selected individuals become the next parent population  $P_{t+1}$ . This sequence terminates when solutions are converged or iteration count limitation.

In this study, blended crossover (BLX-0.5) is used for recombination. Mutation takes place at a probability of 10 %, and mutation model is uniform. The both numbers of population and generation are 100.

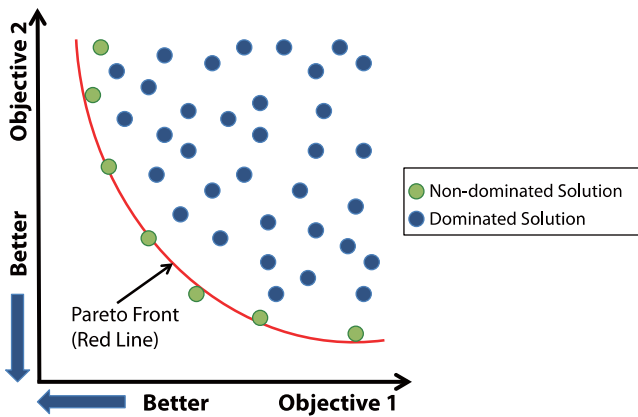


Fig. 2. Pareto front.

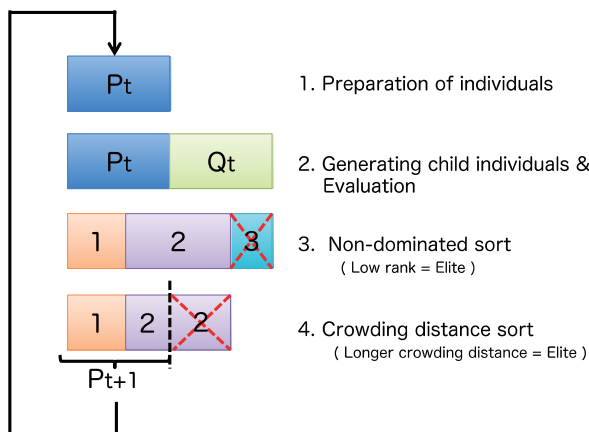


Fig. 3. NSGA-II algorithm.

### 2.3. Aerodynamics evaluation

In the airfoil optimization process, LANS3D developed by ISAS/JAXA is employed to evaluate aerodynamic performance of airfoil. Two-dimensional laminar flow calculation is conducted<sup>15)</sup>. Compressible Favre-Averaged Navier-Stokes equation is governing equation. The convection term is calculated by the SHUS scheme with the 3rd order

MUSCL interpolation, the viscous term is calculated by the second-order accurate central-difference scheme, and the time integral is conducted by the 2nd order ADI-SGS method. The flow field is assumed to have a laminar flow without turbulence. The angle of attack is a 6 °. The Mach number is 0.2, and the Reynolds number based on the chord length is set to  $2.3 \times 10^4$ . In the Reynolds number of this study, the laminar flow calculation is confirmed to have enough analysis accuracy when an angle of attack is less than stall angle<sup>16)</sup>. For each design solution in the optimal process, the grid generator using the algebraic method creates a C-typed grid: 615 grid points in a chord-wise direction and 101 grid points in a normal direction (Figure 4).

To determine whether the optimal airfoil has a superior aerodynamic performance when compared with existing or conventional airfoils, Ishii airfoil is selected as benchmark. As shown by Oyama et al.<sup>8)</sup>, an airfoil having 20 % greater lift-to-drag ratio than that of Ishii is necessary to design Mars exploration aircraft. Ishii airfoil was empirically invented by Mr. Ishii for his hand launch gliders, and has decent performance in low Reynolds number condition. Figure 5 shows the shape of Ishii airfoil. In this study, Ishii airfoil is also calculated with the same numerical calculation code to compare with designed airfoils. Table 2 lists the aerodynamic characteristics at the angle of attack with the maximum lift-to-drag ratio. Figure 6 shows this flow chart of the optimization method using optimization method using genetic algorithm with computational fluid dynamics.

### 3. Results

#### 3.1. Design optimization

Each of the design optimization solutions is presented by lift coefficient ( $C_l$ ) versus drag coefficient ( $C_d$ ), as shown in Figure 7. A total of 47 non-dominated solutions were obtained, with a strong trade-off between two objective functions.

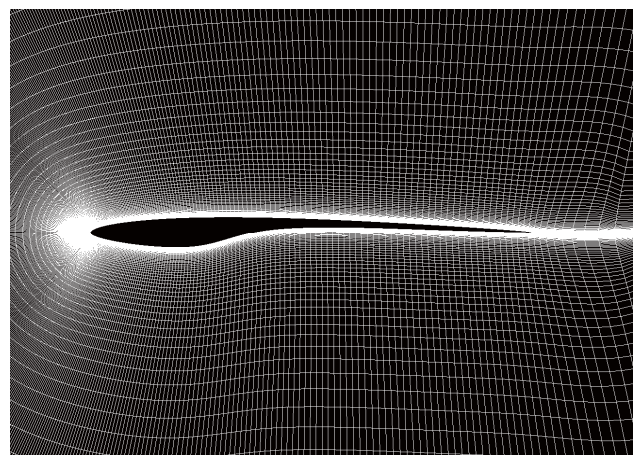


Fig. 4. Grid points around airfoil.



Fig. 5. Ishii airfoil.

Table 2. Aerodynamic characteristics of ishii airfoil.

$C_l$	$C_d$	L/D
0.527	0.042	12.90

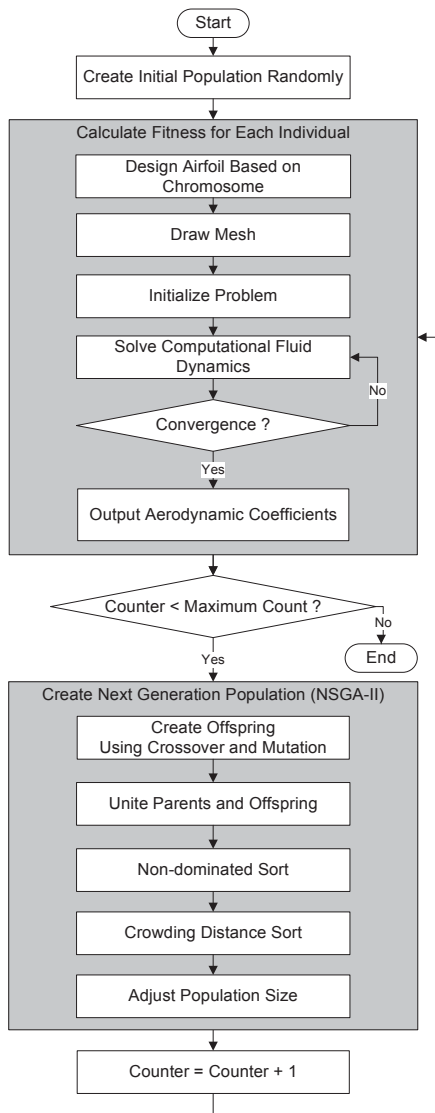


Fig. 6. Flow chart of optimization method using genetic algorithm with computational fluid dynamics.

Furthermore, most airfoils on the Pareto front have a thickness less than 10 % of the chord length.

Since this study aims to design an airfoil that has a larger lift-to-drag ratio than that of Ishii airfoil, airfoil shapes should be classified by not lift and drag coefficients but lift-to-drag ratio. However, some airfoils on Pareto front were confirmed to have undesirable shape, for example, too large camber. Such airfoils are difficult to manufacture and questionable in practical performance. Since they have very large lift coefficient, not only lift-to-drag ratio but also lift coefficient are used to classify airfoils to exclude them. Figure 8 shows lift coefficients versus lift-to-drag ratio of all airfoils. The red X shows the maximum lift-to-drag ratio of the Ishii airfoil.

The non-dominated solutions are classified into the

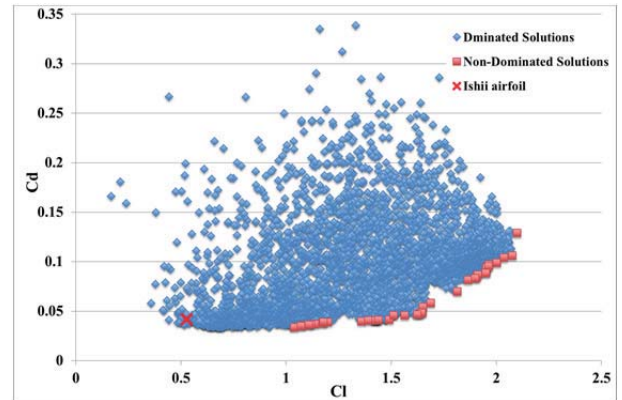


Fig. 7. Lift coefficients versus drag coefficients.

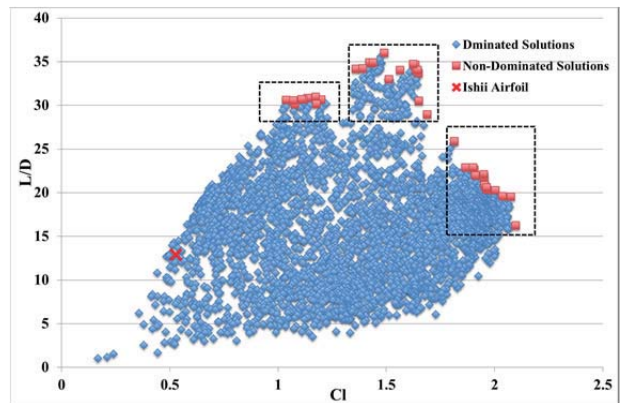


Fig. 8. Lift coefficient versus lift-to-drag ratio.

following three groups in order of increasing  $C_l$ :

- Class 1: low drag group,
- Class 2: high lift-drag-ratio group,
- Class 3: high lift group.

### 3.2. Class 1: low drag group

Figures 9 and 10 show the time-averaged flow field and the pressure profiles of the representative airfoil of Class 1, respectively. Class 1 airfoils have the shape characteristics as follows; 1) sharp leading edge to make laminar separation, and 2) almost flat lower surface. The former generates separated flow that makes separation bubbles. They reattach at

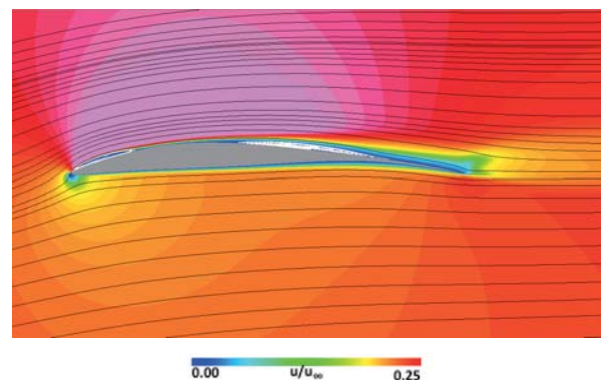


Fig. 9. Time-averaged flow field around the representative airfoil of Class 1.

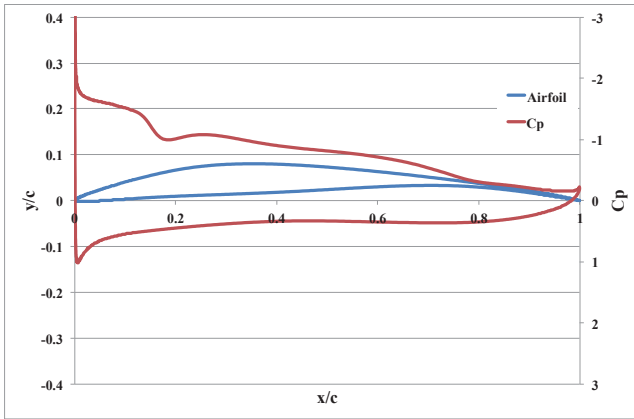


Fig. 10. Surface pressure distribution of the representative airfoil of class 1.

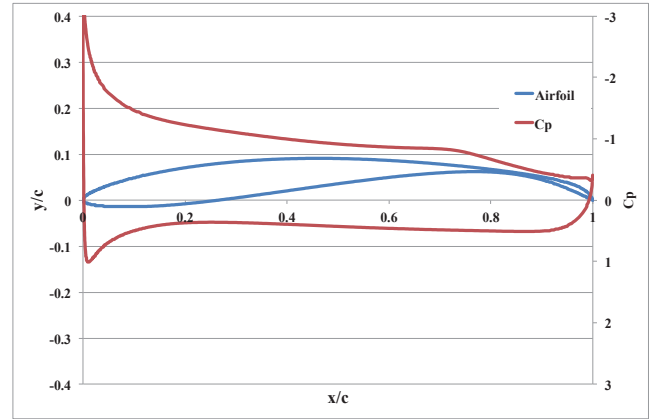


Fig. 12. Surface pressure distribution of the representative airfoil for Class 2.

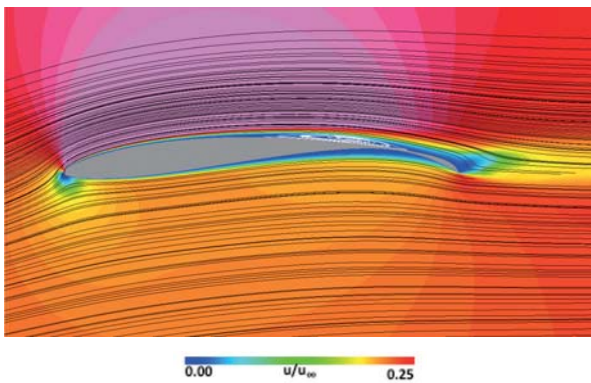


Fig. 11. Time-averaged flow field around the representative airfoil of Class 2.

the upper surface and hold high negative pressure from the suction peak at the leading edge (Figure 10). The latter decreases drag. And, The greater lift coefficient, the larger the radius of the leading edge. In other words, the position of the maximum airfoil thickness moves gradually to the leading edge. The maximum lift-to-drag ratio of the Class 1 airfoils is 30.95, which is about 140 % higher than that of the Ishii airfoil<sup>2, 5, 17)</sup>.

### 3.3. Class 2: high lift-to-drag ratio group

Figure 11 shows the average flow field around the representative airfoil of Class 2. Airfoils of Class 2 change its shape to obtain a higher lift coefficient while maintaining a minimally increasing drag coefficient. There are two features; 1) shallow curve upper surface to inhibit laminar separation which increases drag coefficient, and 2) larger lower surface curvature than that of Class 1.

As shown in Figure 12, the surface pressure distribution of the representative airfoil of Class 2 indicates large positive pressure at a lower surface. This increase results in a high lift coefficient. Thus, Class 2 airfoils obtain a high lift-to-drag ratio. The maximum lift-to-drag ratio of the Class 2 airfoil is 36.0, which is about 179 % higher than that of the Ishii airfoil.

### 3.4. Class 3: high lift group

Class 3 airfoils (Figure 13) have higher lift coefficient than those of Class 1 and 2. The maximum lift coefficient of Class 3 airfoils is 2.09, and it is four times higher than that of the

Ishii airfoil at its maximum lift-to-drag ratio. The shapes of Class 3 airfoils are following; 1) an archery bow like under surface with a flap at the trailing edge to generate high positive pressure at the lower surface as shown in Figure 14<sup>5, 18)</sup>, and 2) flat upper surface from 30 % to 70 % airfoil chord position from the leading edge to generate large separation bubbles which make very high negative pressure. Both two features result in increase of lift coefficient.

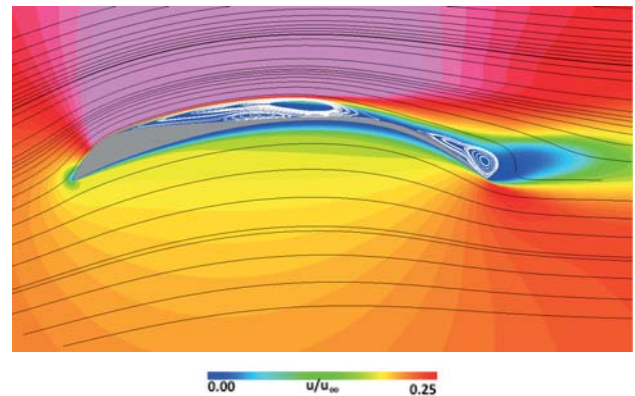


Fig. 13. Time-averaged flow field around the representative airfoil of Class 3.

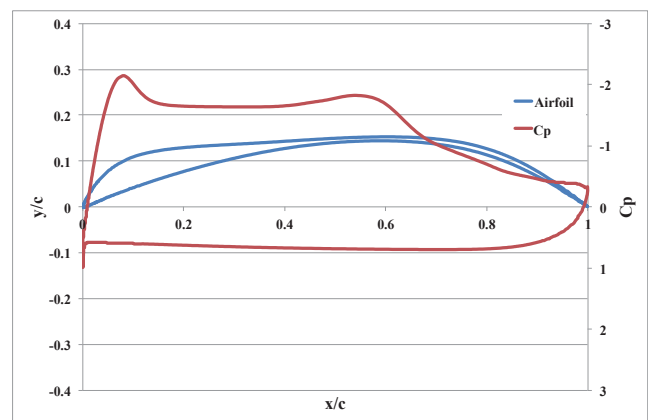


Fig. 14. Surface pressure distribution of the representative airfoil of Class 3.

#### 4. Conclusions

In this paper, for flight realization of Mars exploration aircraft, authors tried to design the optimal airfoil in low Reynolds number flow using multi-objective genetic algorithm coupled with two-dimensional laminar calculation. The optimization result showed that many airfoils, which have greater lift-to-drag ratio than that of Ishii airfoil, were found. The airfoils on the Pareto front are classified into 3 groups, and each airfoil of the groups has different features to have a good performance.

This study concludes that airfoil shape optimization method using a GA associated with CFD was successful for designing the optimal wing design of the Mars exploration aircraft. The next step is to study the aerodynamic flow field of the optimized airfoil in detail. It is also necessary to conduct a verification experiment using a wind tunnel and to test the design with other CFD codes as well.

#### Acknowledgments

This work was supported by the Harada memorial foundation.

#### References

- 1) Oyama, A. et al.: Conceptual Design of Mars Airplane for MELOS, *54th Space Science Technology Conf.*, 2010, 3F01. (in Japanese)
- 2) Shigeoka, S. et al.: Variable-pressure Wind Tunnel Test on Low Reynolds Number Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wings, *8th Int. Conf. on Flow Dynamics*, 2011, OS6-5.
- 3) Schmitz, F. W.: *Aerodynamics of the Model Airplane Part1 Airfoil Measurements*, 1967, pp. 203.
- 4) Laitone, E. V.: Wind Tunnel Tests of Wings at Reynolds Numbers below 70000, *Experiments in Fluids*, **23** (1977), pp. 405–409.
- 5) Schmitz, F. W.: *The Aerodynamics of Small Reynolds Number*, NASA TM-51, (1980).
- 6) Anyoji, M. et al.: Aerodynamic Characteristic of Ishii Airfoil at Low Reynolds Numbers, *8th Int. Conf. on Flow Dynamics*, 2011, OS6-11.
- 7) Nonomura, T. et al.: Aerodynamics Characteristics of Ishii Airfoil (Re = 23,000) Using LES, *43th Fluid Dynamics Conference*, 2011, 1C11. (in Japanese)
- 8) Oyama, A. et al.: Multiobjective design exploration of a Mars Exploration Airplane, *55th Space Science Technology Conf.*, 2011, 2G01. (in Japanese)
- 9) Oyama, A. et al.: A study on airfoil design for future Mars airplane, AIAA-2006-1484, 2006
- 10) Kanazaki, M. et al.: Airfoil Design for Mars Aircraft Using Modified PARSEC Geometry Representation, *8th Int. Conf. on Flow Dynamics*, 2011, OS6-4.
- 11) Takeuchi, S. et al.: Development of Ultra-Light Wing Structure for Mars Exploration Aircraft, *56th Space Science Technology Conf.*, 2013, 3C02. (in Japanese)
- 12) Goldberg et al.: *Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning*, Addison Wesley, 1989.
- 13) Deb, K. et al.: *Multi-Objective Optimization Using Evolutionary Algorithms*. Wiley, Chichester, 2001.
- 14) Deb, K. et al.: A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm NSGA-II, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, pp.182–197.
- 15) Fujii, K. et al.: High-resolution upwind scheme for vertical-flow simulations, *Journal of Aircraft*, **26** (1989), pp. 1123-1129.
- 16) Kojima, R. et al.: Methodology for Evaluating Aerodynamics Characteristics of Thin Airfoil at Low Reynolds Number Condition, *Symposium on Flight Mechanics and Astrodynamics*, 2010. (in Japanese)
- 17) Asai, K. et al.: Low Reynolds-Number Airfoil Testing in a Mars Wind Tunnel, *54th Symposium on Space Science and Technology*, Sizuoka, November 17-19, 2010, 3F03. (in Japanese)
- 18) Laitone, E. V.: Aerodynamic Lift at Reynolds Numbers below  $7 \times 10^4$ , *AIAA Journal* 1996, p. 2.

## 火星探査航空機用翼型の設計探査

金崎 雅博\* (首都大学東京)

Design Exploration of Airfoil Geometry for Martian Airplane  
Masahiro Kanazaki\* (Tokyo Metropolitan University)

To design airfoils for novel airplanes, new knowledge of aerodynamics is required. Parametric SECTION (PARSEC) airfoil representation is one of the promising method for automated airfoil/wing design. However, because the parameterization is originally carried out for transonic flow, it may be difficult to apply in unknown conditions such as the low Reynolds number flow. In this study, the representation of the PARSEC method is modified especially around the leading edge, and this modified method is applied to airfoil design using a multi-objective genetic algorithm to obtain an optimal airfoil for consideration in the development of a Martian airplane. In this study, an airfoil that can obtain a sufficient lift and glide ratio under lower thrust is considered. The objective functions are to maximize maximum lift-to-drag ratio and to minimize drag at the maximum lift-to-drag ratio. In this way, information on the low Reynolds number airfoil could be extracted efficiently. The optimization results suggest that the airfoil with a sharper thickness at the leading edge and higher camber at the trailing edge is more suitable for a Martian airplane.

キーワード：翼型設計，形状定義，最適設計

(Keywords, Airfoil Design, Geometry Representation, Design Optimization)

## 1. はじめに

世界的に火星探査計画が構想されているが、我が国でも、宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace eXploration Agency: JAXA) によって火星探査を目指す「火星複合探査ワーキンググループ」が立ち上げられ、次期火星探査計画 MELOS (Mars Exploration with Lander-Orbiter Synergy) <sup>(1)</sup>が提案されている。MELOS では 2020 年代前半の打ち上げが目標とされており、この計画では搭載されるミッション機器として様々なモビリティが検討されている。火星探査はアメリカと旧ソ連によって 1970 年代ごろから競って行われてきており、現在までに実際に運用された主な手法として、軌道惑星 (オービタ)・着陸機 (ランダ)・自走ロボット (ローバ) が挙げられるが、これらの手法では同時に広範囲に高解像度で多角的な地表情報の取得が困難である。そこで、探査方法の 1 つとして航空機による火星探査航空機<sup>(2)</sup>が期待されている。航空機による火星航空探査には固定翼機・気球・ヘリコプター・羽ばたき機など様々なアプローチが考えられるが、固定翼航空機は 1) 探査範囲が広い、2) 制御性が高い、3) 確立された技術であり機械的な要素も少なく信頼性が高い、などの利点がある。固定翼航空機を用いることで、具体的には、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と考えられている。

対象となる火星の大気密度は地球の大気密度の約 1/100 であり、飛行機のサイズも打ち上げロケットの輸送能力の制限により小さくなる。また、火星大気での音速は地球大気での音速の約 2/3 であり、かつ、薄い大気の中で十分な揚力を得るためには高速で飛行する必要があることから、巡航マッハ数も高くなる。よって、火星探査航空機の飛行条件は、低レイノルズ数かつ高マッハ数という地球上ではあまり経験することのない飛行条件となるため、火星探査航空機用翼型の最適設計には十分な検討を要する。実際にこれまでの研究から、火星探査航空機用翼型は特に翼前縁後縁で詳細な設計が必要になることが分かっている。現在、ハンドランチグライダーで使用される「石井翼」が火星大気条件下で良い空力性能を持つことが分かっており、研究の比較対象とされているが、空力性能面で依然として十分でないと言われており、より高性能な翼型をシミュレーション技術により求める研究が盛んに行われている。

シミュレーション技術のひとつである数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics: CFD) と各種最適設計手法は親和性が良く、CFD の高精度化に伴って実問題の解決にとって実用的な組み合わせとなってきた。翼型設計にお

いても CFD を用いる手法が多く提案されているが、特に形状の定式化が最適設計の結果を大きく左右する。このような翼型の設計にはデータ収集や分析に役に立つ PARSEC 法<sup>③</sup>がしばしば用いられる。PARSEC 法はドイツの DLR の Sobieczky 教授によって提案された翼型関数表現法であり遷音速翼型の設計に広く用いられている。これは翼型の図 1 に示すような幾何学的特徴をデザインパラメータとして式 (1) のように関数化しており、各パラメータの空力的寄与度を調査しやすく、設計知識の獲得や最適化をしやすといった利点がある。

$$z = \sum_{n=1}^6 a_n \times x^{\frac{2n-1}{2}} \quad (1)$$

しかし、この手法は前縁付近での情報に乏しいなどの理由により、遷音速領域以外に適用した場合には意図した設計が行えないケースが報告されており、様々な改良版が提案されている。そのひとつに、松島らにより提案された翼型を上下面ではなく、キャンバーと厚み分布に分けて定義した修正 PARSEC 法<sup>④</sup>がある。この手法はキャンバーの定義次第で前縁付近の情報が増え、翼型としていびつな形が出来にくいなど表現性能が向上しており、未知な問題への適用度が高いと期待されている。実際に、著者らにより比較的簡単な固定迎角条件下での低マッハ数翼型の抵抗最小化問題を解いたところ、改良手法で有望な結果を得た。(図 1) ②そこで、本報告ではこの手法を、火星探査航空機の想定飛行環境で利用できる実用的な翼型の設計問題に適用する。最適設計には多目的遺伝的アルゴリズム (Multi-objective genetic algorithm: MOGA) を採用し、最大揚抗比 ( $maxl/d$ ) の最大化とその際の抵抗係数 ( $C_d@maxl/d$ ) の最小化問題を解いた。

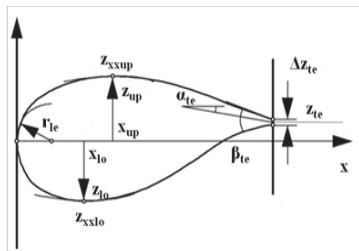
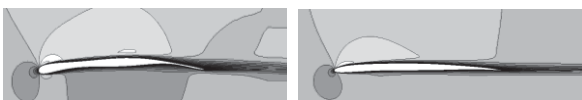


Fig. 1 Original PARSEC method



(a) (b)

Fig. 2 Comparison of design result; (a)original PARSEC, and (b)modified PARSEC.

## 2. 修正 PARSEC 法

翼型学では本来キャンバー上にあるべき前縁半径の中心を PARSEC 法では  $x$  軸上にあると仮定している。<sup>(1)(2)</sup>その

ため前縁付近でキャンバーが大きい翼型に対しては表現性能が低下してしまうという問題がある。この問題を解決するために Fig. 3 のように翼型をキャンバーと厚み分布に分ける。キャンバーは Eq. (2) のように 5 次関数で表し、パラメータは、最大キャンバー位置の  $x, z$  座標、及び曲率、後縁の  $z$  座標、後縁角である。

$$z = \sum_{n=1}^5 b_n \times x^n \quad (2)$$

また、厚み分布に関しては、式(1)より PARSEC 法と同じ手法で対称翼を作成したものと同等のものとなる様に、パラメータとして前縁半径、最大翼厚位置での  $x, z$  座標、及び曲率、後縁角を設定する。よってこの手法では計 10 のパラメータで翼型を表現する。

修正 PARSAEC 法ではキャンバーを Eq. (3) で与え、厚み分布は修正 PARSEC 法 1 と同じように作成する。

$$z = b_0 \times \sqrt{x} + \sum_{n=1}^5 b_n \times x^n \quad (3)$$

$b_0$  はキャンバー前縁の丸み  $r_c$  を直接的に表す係数で、これらの関係は下記の通りに書ける。

$$b_0 = \text{sgn } r_c \times \sqrt{2.0|r_c|} \quad (4)$$

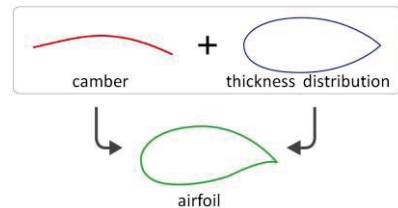


Fig. 3 Airfoil definition by thickness distribution and camber

## 3. 火星探査航空機翼型設計問題

最適化問題として、翼厚比 ( $t/d$ ) を 7% に固定したうえで、最大揚抗比 ( $maxl/d$ ) の最大化とその際の抵抗係数 ( $C_d@maxl/d$ ) の最小化問題を解く。最適化問題は以下のように書ける。

$$\begin{cases} \text{Maximize } maxl/d \\ \text{Minimize } C_d@maxl/d \end{cases} \quad (5)$$

火星での飛行条件や火星の大気条件は大山らの論文<sup>③</sup>を参考に table 1 の値を用いた。本設計問題における設計変数とその範囲をそれぞれ Table2 に示す。なお、式(4)は  $r_c$  が負となることを許すが、これは前縁のキャンバーが下向きに反りを持つことを示す。本報においては、その効果を調べるため、 $r_c$  が負とならないケース(case1)と負となる範囲を含むケース(case2)をそれぞれ設定した。

表 1 主流条件

巡航速度 [m/s]	U	120
------------	---	-----

巡航マッハ数[-]	M	0.48
レイノルズ数[-]	Re	$2.60 \times 10^4$
密度[kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho$	$1.18 \times 10^{-2}$
粘性係数[Pa·s]	$\mu$	$1.36 \times 10^{-5}$
温度[K]	T	241
比熱比[-]	$\gamma$	1.34
ガス定数[J/kg·K]	R	191.8

表 2. 設計変数とその範囲

design variables			lower	upper
thickness	radius at LE	$r_{le}$	0.0001	0.006
	x-coord. of max thickness	$x_{up}$	0.200	0.600
	curvature at max thickness	$z_{xxup}$	-0.900	-0.400
	angle of TE	$\beta_{te}$	0.5000	10.000
camber	camber radius at TE	$r_c$	0.000 (case1)	0.004
			-0.004 (case2)	
	x-coord. of max camber	$x_c$	0.300	0.400
	z-coord. of max camber	$z_c$	-0.030	0.030
	curvature at max camber	$z_{xxc}$	-0.250	0.010
	z-coord. of TE	$z_{te}$	-0.040	0.010
	angle of camber at TE	$\alpha_{te}$	4.000	15.000

#### 4. 設計手法

〈4・1〉 空力評価計算 空力評価計算には Navier-Stokes 方程式を解いた. この方程式は以下のように表わされる.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \Phi dV + \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} ds = 0 \quad (5)$$

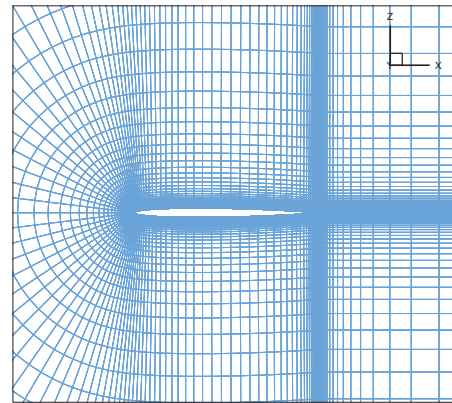
ここで  $\Phi$  は領域内の保存量,  $\mathbf{F}$  は領域に出入りする保存量の和である. 時間積分には LU-SGS(Lower- Upper Symmetric Gauss-Seidel)陰解法, 流速の評価には MUSCL 法により高次精度化した 3 次精度風上差分<sup>6)</sup>を適用した. 乱流モデルには Baldwin-Lomax モデルを用いた.

また, 空間離散化に構造格子法を用い, 翼周りに CH 型格子を代数的手法<sup>6)</sup>により自動作成する. 格子数は翼周りに 191 点, 翼鉛直方向に 91 点, 翼後方に 32 点とした. 計算格子を図 4 示す.

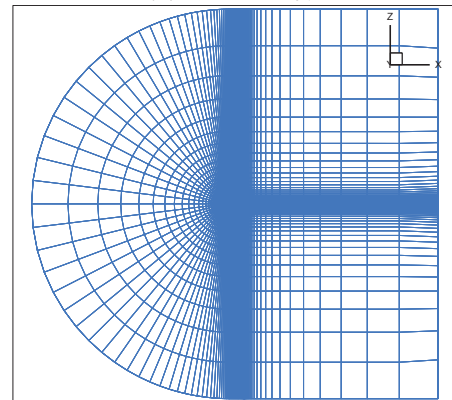
〈4・2〉 多目的遺伝的アルゴリズム (MOGA) 本研究では, 式(4)の設計問題 MOGA により解き, 形状表現能力の評価を行う. MOGA は非線形性の強い多目的問題に対する解決能力が高く, 目的関数の可微分性を問わない事などから任意のソルバーを比較的簡単に導入する事ができ, 現在では多数の実用問題への適用例がある. 本研究では MOGA の改良版である領域分散型 MOGA (Divided Range MOGA: DRMOGA) <sup>7)</sup>を用いた.

〈4・3〉 並行座標プロット(PCP) 並行座標プロット

(parallel coordinate plot : PCP)は多変数データを可視化するのに有用な統計グラフの一つである. PCP では, 変数の座標軸を平行に配置し, 全ての変数を正規化したうえで設計変数の最小値が下端に, 最大値が上端になる様に観測値をプロットする. そして隣接する座標軸上の観測値をそれぞれ線で結ぶ. これはすべての変数の座標軸を一画面に表示できることから, 同時に全てのデータを表示することが可能である. 本研究では変量の範囲が 0.0-1.0 と正規化し, 表示した.



(a) 翼型周りの計算格子



(b) 計算格子全景

Fig. 4 計算格子

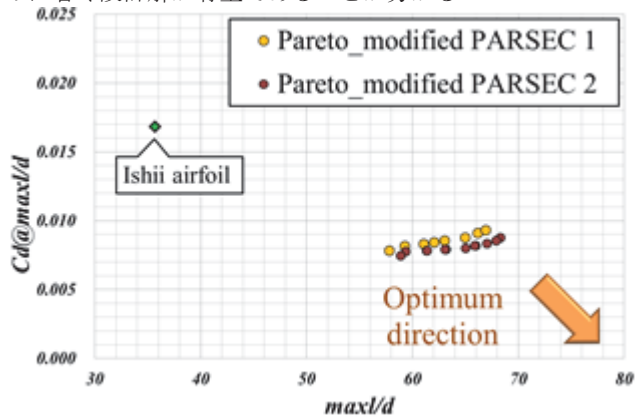
#### 5. 設計結果

本報告における翼型問題の結果を図 5 に示す. この手法により, 初期形状とする石井翼型よりも有望な設計解が得られていることがわかる. また, 前縁キャンバーが反転するような設計範囲をサポートする case2 のほうが, case1 よりも探索性能が向上していることも分かる.

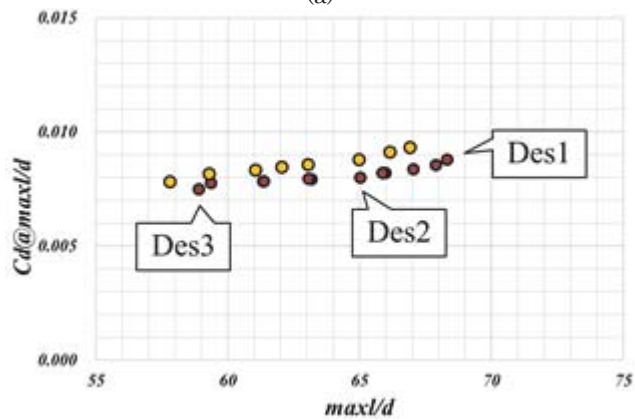
次に, この結果から得られた設計解の中から, 図 5 に示すように  $C_d$  の最も小さい個体を case1 と 2 それぞれ図 6 で形状を比較した. どちらもある程度キャンバーのついた翼形状となっているが, 全体としては滑らかな曲線で構成された翼型を得た. また, 前縁半径が小さい翼型である点も共通である. 一方で, case2 では case1 に比べて全体としてキャンバーを抑えた形状になっていることが分かる. こうした形状は低抵抗とし易いが, これは前縁キャンバーを詳

細に制御した結果であるといえる。

次に、図 5 で得た case2 の非劣解集合から  $max/d$  の上位解の設計変数空間を PCP により可視化した結果を図 7 に示す。この結果より、空力性能を火星大気環境で向上させるためには、前縁半径  $r_{le}$  が小さく、キャンバー前縁半径  $r_c$  は設計空間の中央程度 (ほぼ 0)、最大キャンバー  $z_c$  は大きめに着く設計解が有望であることが分かる。

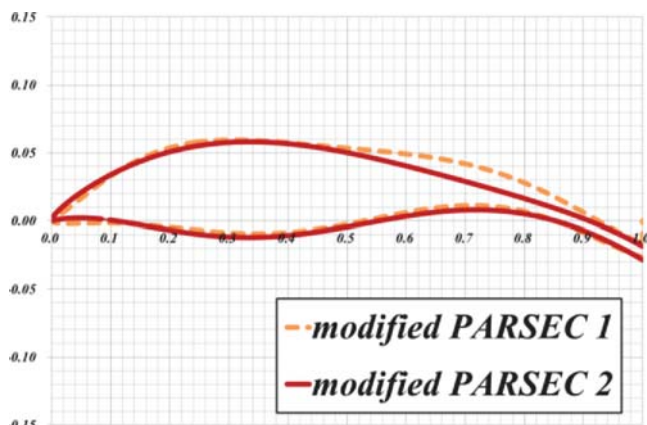


(a)

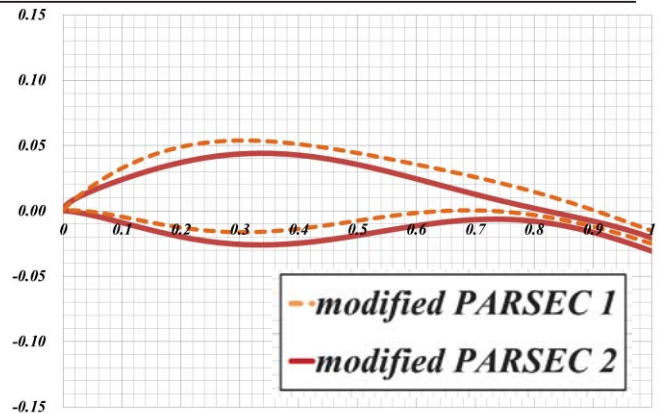


(b)

Fig. 5 非劣解集合. (a)case1, (b)case2.



(a)



(b)

Fig. 6 case1 と case2 で得られた翼型の比較. (a)最大揚抗比が最大となる解, (b)抵抗値が最小となる解.

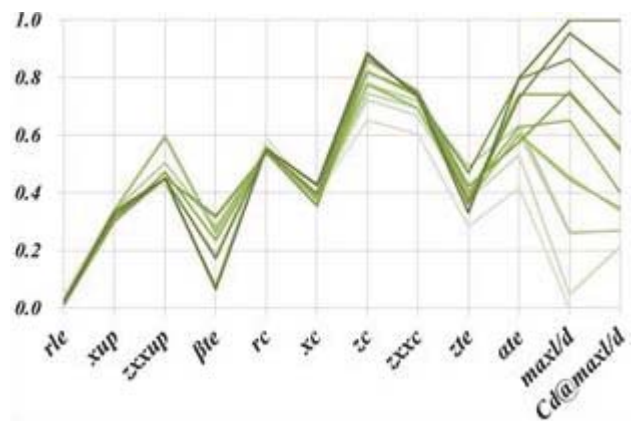


Fig. 7 PCP による非劣解集合における設計空間の可視化(case2).

## 6. まとめ

本研究では設計知識の獲得に有望である PARSEC 法にたいして、翼厚とキャンバーに分離して定義した修正法を用い、火星飛行機用翼型の設計探索を行った。最大翼厚を固定した設計問題を多目的遺伝的アルゴリズムにより解決を図り、得られた解集合の可視化などを行った。その結果、初期形状として検討されている設計よりも良好な解が求められた他、前縁キャンバー半径は小さい解が有望であることなどの設計知識が纏められた。

## 文 献

- (1) Junko, O., et al.: Outline of Mars Exploration with Lander-Orbiter Synergy (MELOS), JSASS-2009-4093, (2009),
- (2) Nonomura, T., et al.: Aerodynamic Characteristics of Ishii Airfoil ( $Re=23,000$ ) using LES, The 43<sup>rd</sup> Aero Numerical Simulation Symposium 2011, *JAXA-SP-11-015*, (2012), pp.43-48.
- (3) Sobieczky, H.: Parametric Airfoils and Wings, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg, (1998), pp. 71-88.
- (4) Matsushima, K., Matsuzawa, T. and Nakahashi, K.: Application of PARSEC Geometry Representation to High-Fidelity Aircraft Design by CFD, The 8th WCCM8/ 5th ECCOMAS, 2008.

# 1D09 プロペラ後流が主翼に及ぼす影響

## － 表面流れ場の観測 －

○永井大樹, 牧野文康 (東北大学)

Aerodynamics performance of wings in the propeller slipstream at low Reynolds number region  
- Visualization of flow field on wing surface -  
Hiroki Nagai and Fumiyasu Makino (Tohoku Univ.)

Key Words : Low Reynolds number, Propeller slipstream, Aerodynamic performance

### Abstract

This study is an investigation of the propeller slipstream interference with wing aerodynamic characteristics at low Reynolds numbers. Wind tunnel testing was performed using a wing model of the NACA0012 airfoil and a two-blade propeller. The propeller was mounted in a tractor configuration. The Reynolds number was set at  $4.0 \times 10^4$  based on the wing chord. Aerodynamic characteristics were measured using a three-component force balance for various propeller rotation speeds. The flow field on the wing surface was visualized by using Temperature-Sensitive Paint. This flow visualization technique is based on the difference between the heat transfer coefficients in laminar and turbulent flows. The results show that the propeller slipstream prevents flow separation. A laminar separation bubble is not formed, and therefore, the lift coefficient changes linearly and the drag coefficient is reduced.

### 1. はじめに

現在, 火星探査の新たな方法として飛行機を用いた探査が注目されている. 飛行機による探査は, 行動範囲が広く起伏に富んだ地形の観測に適していることなどから, 新たな火星探査の方法として期待され開発が進められている[1-3].

この火星飛行機は推進方式としてプロペラを用いることが検討されているが, 火星の大気密度は地球の約100分の1と非常に小さいため, 十分な推力を得るには高速回転かつ非常に大きな, もしくは複数のプロペラが必要となる. その際, 主翼の大部分がプロペラ後流に入ることとなり, これが翼の空力性能に及ぼす影響について懸念されている. プロペラ後流が翼性能に及ぼす影響については, 一般に地球を飛行するプロペラ航空機を対象として広く調査がされてきた[4,5]. しかし火星飛行機の想定される飛行条件は翼面上の流れが低レイノルズ数流れであり, この低レイノルズ数領域においてプロペラ後流が翼性能に及ぼす影響についてはあまり調査が行われていない.

これまで, 低レイノルズ数領域における翼の空力調査は様々な結果が報告されてきた[6-9]. 特に, 大竹ら[10]はNACA0012翼型の模型を用いて低レイノルズ数領域における空力特性の調査を行い, 揚力傾斜に非線形性が現れるといった低レイノルズ数領域特有の結果を示した. これは, 低レイノルズ数領域

において特徴的な現象である, 層流剥離泡の形成が大きく影響しているとされている. 層流剥離泡とは, 翼面上の境界層が一度層流剥離をし, 剥離した剪断層が乱流遷移することで翼面に再付着したときの, 剥離点から再付着点までに形成される逆流・死水領域のことである. また, 安養寺や野瀬ら[11,12]はPSP (Pressure Sensitive Paint) と呼ばれる塗料を用いて, それぞれ翼面上の流れ場の可視化を行い, 層流剥離泡の形成と, それが翼の空力特性に及ぼす影響について調査を行った.

一方, プロペラが翼に及ぼす影響については, これまでの研究によって, プロペラを翼の前方に設置したトラクター方式の場合にプロペラ後流が翼面上の境界層遷移や流れの剥離に影響を及ぼし, 翼の空力性能が向上するといった結果が報告されている[4, 13, 14]. また Howardら Richardら[15]は, 熱線流速計を用いてプロペラ後流における翼面上の境界層内の速度変動を計測し, プロペラ後流によって翼面上の境界層は層流に混じりプロペラブレードの生み出す乱流が周期的に通過することを示した.

この様に, 翼がプロペラ後流により受ける影響や, 低レイノルズ数領域における翼性能の調査については既に調査が行われてきた. しかしながら, 低レイノルズ数領域という特殊な環境下において, プロペラ後流が翼へ及ぼす影響については, これまで殆ど調査が行われていない. そこで, 低レイノルズ数領

域においてプロペラ後流が翼の空力性に与える影響を調査が必要となる。またその際にはプロペラ後流が翼面上の境界層遷移や層流剥離泡へ与える影響を調査することが、翼の空力性能に及ぼす影響を考察する上で非常に重要となる。

そこで、本研究では、低レイノルズ数領域において、プロペラ後流が翼の空力特性と翼面上の流れ場に与える影響の実験的な調査を目的とする。特にTSP (Temperature Sensitive Paint)を用いた翼面上の流れ場の可視化から、プロペラ後流が流れ場、空力特性に及ぼす影響を明らかとする。

## 2. 実験方法

### 2.1 翼模型

風洞実験で使用した翼模型を図1に示す。本実験ではNACA0012翼型の二次元翼模型を使用した。模型サイズはスパン300 mm、コード長50 mmとなっている。翼模型は光造法を用いて作られており、材質はアクリル樹脂である。翼模型のスパン中心部付近には、翼面上の圧力分布を計測するための静圧孔が、前縁から後縁に向かって10点設けられている。また翼模型のスパン方向には、補強用のステンレス棒を挿入するための空間が設けられている。

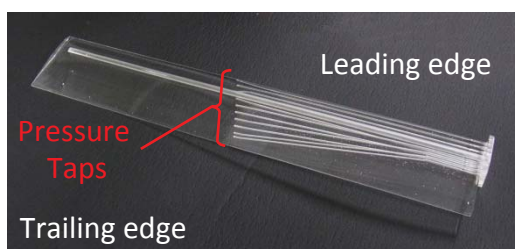


図1. NACA0012二次元翼模型



図2. 8×4E APC プロペラ

### 2.2 プロペラ及びモーター

本実験では、模型飛行機用に市販されているプロペラ (Landing products, APC 8×4E)を使用した。その模型を図2に示す。このプロペラは電動機用プロペラであり、ブレードは二枚、直径203.2 mm、ピッチは106.6 mm となっている。実験でプロペラを駆動するには、ブラシレスDCモーター (Maxon motor,

EC-45-flat) を使用した。モーターの制御には専用コントローラー (Maxon motor, ESCON50/5) を使用し、PCとコントローラー付属のソフトウェアを用いてモーターの回転数制御を行った。

### 2.3 風洞及び計測装置

模型を風洞にセットアップした際の写真を図3に、また、その概要図を図4に示す。翼模型は3分力天秤に固定された状態で回転ステージの上に置かれており、翼の迎角は回転ステージを回転させて変化することができる。翼模型の両端には翼端板が備えられており、必要に応じて取り外しが可能である。翼模型と翼端板の間は両端共に0.2 mm に以内に抑えられている。またプロペラの位置は、プロペラの中心軸が翼模型の厚み方向の中心とスパン方向の中心にそれぞれ一致するように固定されている。プロペラのブレードと模型の前縁との距離は50 mm である。

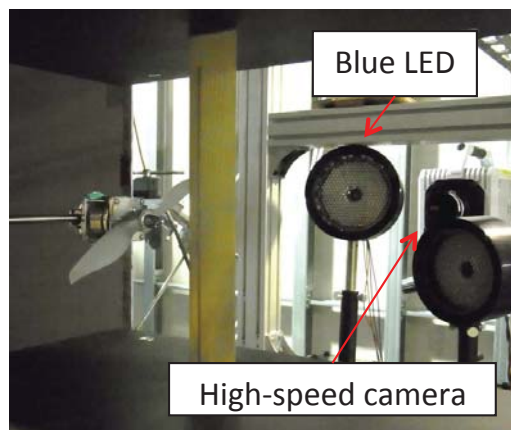


図3. 模型セットアップ

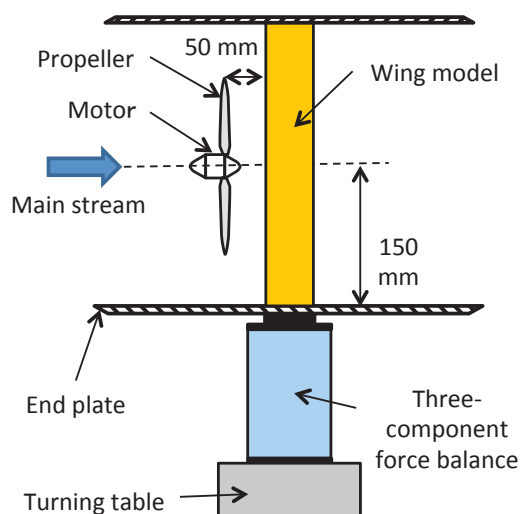


図4. 実験セットアップ概要図

## 2. 4 可視化実験

本実験では、感温塗料 (Temperature Sensitive Paint, TSP) を用いた翼面上の温度分布計測[16-18]により、翼面上の流れ場の可視化を行った。翼面上の境界層は、層流境界層と乱流境界層に分類される。層流境界層と乱流境界層では、熱伝達率が大きく異なり、乱流境界層の方が熱伝達率は大きくなる。これは、乱流境界層の方が渦運動によって運動量の大きい流体と小さい流体が混ざり、活発な運動量交換が行われるからである。この熱伝達率の違いを利用することで、翼面上の境界層の様子を知ることが出来る。図5に示すように、風洞の気流中に置かれた翼模型が気流により冷却、または加熱される場合、熱伝達率の違いから層流境界層と乱流境界層では模型の温度変化量に差が現れる。乱流境界層は熱伝達率が大きいことから温度変化量も大きく、層流境界層では温度変化が小さい傾向となる。

この傾向を利用し、気流による模型温度の変化を計測することで、翼面上の流れ場を可視化することができる。そこで、本実験ではIRヒーターを用いて翼模型を加熱し、加熱された翼模型が気流により冷却される様子を計測した。その際、翼模型の表面温度を計測するのに用いたのが、TSPである。この感温塗料を用いて、翼面上の温度分布が変化の様子を計測し、そこから得られる熱流束分布を最終的な流れ場の可視化結果とした。



## 2. 5. 実験条件

実験は、プロペラ有り/無し状態でレイノルズ数を  $Re = 40,000$ 、迎角を  $\alpha = -4\text{deg}$  から  $\alpha = 24\text{deg}$  まで  $2\text{deg}$  ずつ変化させ、2次元翼の空気力計測を行った。またプロペラの回転数は、進行率  $J (=U/nD)$  を用いて決定した。ここで、 $n$  はプロペラの回転数 rps、 $D$  はプロペラの直径、 $U$  は主流速度である。本論では、 $J=0.6$  (6200rpm) の結果について述べる。

## 3. 結果

図6にプロペラが無しの場合と有りの場合の空力特性結果を、図7に翼面上の流れ場の可視化結果としての熱流束分布結果を示す。

まず、プロペラを設置しないNACA0012翼単体の性能について議論する。図6(a)より、揚力係数は、迎角の増加と共に非線形性的な変化を示していること

がわかる。特に  $\alpha = 2\text{ deg}$  から  $3\text{ deg}$  にかけては、急激な揚力の増加が見られ、 $\alpha = 3\text{ deg}$  から  $5\text{ deg}$  にかけては、揚力係数の値が二次元薄翼理論の揚力傾斜  $2\pi\alpha$  を上回っている。また失速時には、 $\alpha = 11\text{deg}$  より急激に揚力の低下がみられる。一方、抗力曲線については、 $\alpha = 9\text{ deg}$  から  $10\text{deg}$  にかけて急激な抵抗の増加が見られる。これら揚力傾斜の非線形性や、失速後の急激な揚力の低下と抗力の増加は、過去の研究結果[10]とも十分に一致するものである。

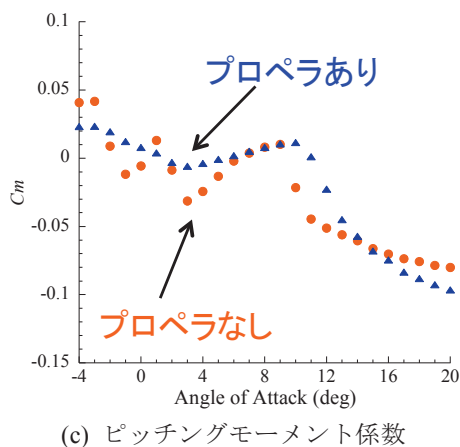
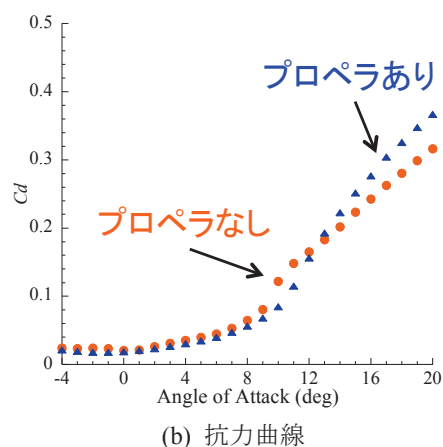
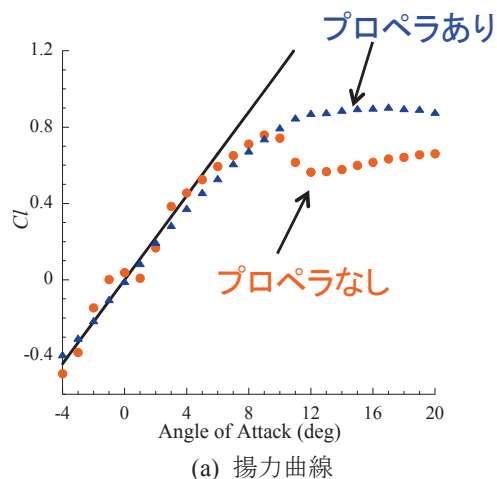
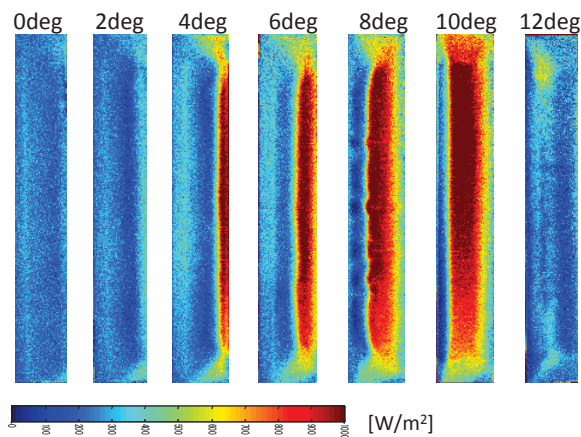
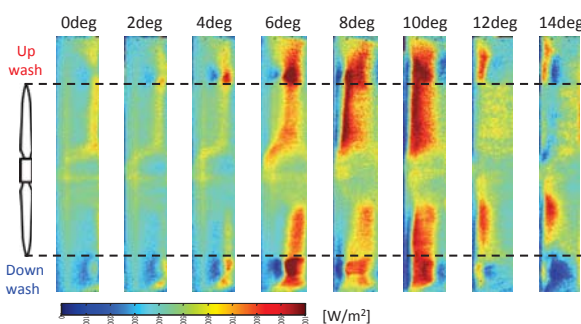


図6. 空力特性結果



(a) プロペラ無し



(b) プロペラ有り

図7. 翼面上の熱流束分布

次に図7(a)の熱流束分布をみると、 $\alpha = 2 \text{ deg}$ において、前縁から70%の位置付近に熱流束値の低い領域が形成されている。この領域は、境界層の剥離によって模型表面への対流熱伝達が起きなかったため、熱流束値が特に低くなったと考えられる。よって、この熱流束値が特に低い領域は、剥離領域とみなせる。さらに、この剥離領域の後方には、熱流束値の若干高い領域がある。この領域は、熱伝達率の高い乱流境界層が存在していることを示している。以上より、 $\alpha = 4 \text{ deg}$ における翼面上の流れ場を熱流束分布より見ると、前縁から発達する層流境界層が、コード長60%の位置付近で剥離した後、乱流遷移した状態で再び付着している様子がわかる。これは翼面上に剥離泡が形成されていることを示している。このことから、空力計測でみられた揚力傾斜の非線形性は、剥離泡の形成によって生じていると考えられる。また、図6(c)のモーメント係数の結果を見ると、 $\alpha = 4 \text{ deg}$ の際にはモーメント係数は負の値を示している。これが $\alpha = 6 \text{ deg}$ においては、モーメント係数の値は殆どゼロに近く、この時の熱流束プロファイルを見ると剥離泡は前縁から50%位置付近まで移動していることがわかる。そして、 $\alpha = 8 \text{ deg}$ となると剥離泡は

前縁付近に移動し、モーメント係数も正の値に変化している。つまり、剥離泡は迎角の増加と共に翼の前方へ移動し、それによって剥離泡の圧力一定領域が、後方から前方へと移動することで、翼面上の圧力分布が大きく変化し、モーメント係数の値も負から正へと大きく変化したと考えられる。そして $\alpha = 12 \text{ deg}$ では、熱流束分布より前縁付近に剥離泡は存在しておらず、境界層は前縁から剥離をしている様子がわかる。それにより、揚力の急激な低下が生じたと考えられる。

以上のような、NACA0012翼単体の特性に対して、プロペラを $J = 0.6$ で回転させた場合の空力特性についてみてみると、まず図6(a)より、揚力係数は、プロペラ無しの場合と比べて、線形的に増加する。また、その最大揚力係数は増加し、失速角付近での揚力係数の変化も穏やかである。さらに、 $\alpha = 12 \text{ deg}$ 以下の迎角では、プロペラのない場合に比べ抗力が減少している。しかしながら、 $\alpha = 3 \text{ deg}$ から $9 \text{ deg}$ にかけては、プロペラがない場合よりも揚力が低下している。それによって最大揚抗比は、プロペラがない場合と $J = 0.6$ で殆ど同じ値となっている。またモーメント係数をみると、 $\alpha = 11 \text{ deg}$ まではゼロに近い値で穏やかに変化しており、プロペラがない場合にみられた低迎角での急激な変化は起こらない。

この空力特性の変化に対して、図7(b)の翼面上の流れ場(熱流束分布)をみてみると、全体の傾向として、プロペラ後流の影響を受けた翼面上の熱流束分布は、アップウォッシュ側とダウンウォッシュ側で異なることがわかる。これはプロペラの回転によって、プロペラの回転方向成分を持った速度が主流に誘起され、有効迎角が変化したためであると考えられる。つまりアップウォッシュ側では、翼の下面から上面へ向けた吹上方向の速度成分が加わることで有効迎角は大きくなり、ダウンウォッシュ側では、上面から下面へ向けた吹下方向の速度成分が加わることで、有効迎角が小さくなったと考えられる。

次に各迎角での様子を見ていくと、まず $\alpha = 0 \text{ deg}$ において、アップウォッシュ側の後縁付近に熱流束値の大きい領域が現れる。この領域は、熱流束値が周りに比べ高いことから、乱流遷移をした領域であると考えられる。そして乱流遷移の位置は、迎角の増加と共に前方へ移動する。次に $\alpha = 4 \text{ deg}$ となると、アップウォッシュ側の境界層遷移の位置は、熱流束プロファイルで見ると前縁から70%の位置まで移動し、またダウンウォッシュ側にも後縁付近に乱流遷移した領域が現れる。さらに $\alpha = 6 \text{ deg}$ となると、境界層遷移の位置はアップウォッシュ側とダウンウォッシュ側の両方とも前方へと移動する。また、 $\alpha = 0 \text{ deg}$ から $6 \text{ deg}$ にかけては、プロペラなしの場合に見

られた熱流束値の低い領域は見られない。このことから、境界層の剥離は抑制され、層流剥離を伴わず乱流遷移していることがわかる。よってプロペラ後流中では、剥離泡は形成されていないと言える。また空力計測結果との対応を考えると、剥離泡が形成されないことにより、揚力傾斜に非線形性は見られず、線形的な変化になったといえる。加えて剥離泡が形成されないことにより、迎角が増した際の剥離泡の移動と、それによる圧力分布の急激な変化が抑えられ、低迎角でのモーメント係数の変化もプロペラなしと比べ緩やかになったと考えられる。また、プロペラ後流の外側には、剥離泡の名残と思われる、熱流束値の低い領域が見られる。これは、プロペラ後流の外側には剥離泡が形成されており、剥離泡の再付着位置とプロペラ後流中での境界層遷移の位置は、概ねの一致を示している。次に $\alpha = 8 \text{ deg}$  となると、アップウォッシュ側では前縁付近に熱流束値の低い領域が現れる。さらに $\alpha = 10 \text{ deg}$  となると、熱流束値の低い領域が前縁付近のアップウォッシュ側とダウンウォッシュ側の両方に現れており、その後方は熱流束値の高い領域となっている。まず、熱流束値の高い領域については、これまでと同様に境界層が乱流遷移をした領域であると考えられる。一方、前縁付近に見られる熱流束値の低い領域は、プロペラなしの場合に剥離泡が前縁付近に形成された際の様子と、非常によく似ていることから、前縁剥離を起こしていると考えられる。よって、 $\alpha = 8 \text{ deg}$  や  $\alpha = 10 \text{ deg}$  では、翼の前縁から剥離した流れが乱流再付着をしていると考えられる。しかし、実際に境界層の剥離が起きているかどうかは定かではなく、これについては翼周りの流れ場について、更に詳細な調査が必要である。そして $\alpha = 12 \text{ deg}$  となると、ダウンウォッシュ側の前縁付近には熱流束値の高い領域が僅かに見られるものの、アップウォッシュ側は前縁から後縁にかけ熱流束値がほぼ一定となっている。



図8. レーザーライトシート法による流れ場

よって、アップウォッシュ側の境界層は剥離した状態であると考えられる。さらに  $\alpha = 14 \text{ deg}$  となると、アップウォッシュ側では熱流束値の低い領域が前縁から30%付近の位置に形成され、その後ろでは熱流束値が後縁に向かって上昇していく。これは、前縁で境界層が剥離し、その後方に逆流領域が形成されたためだと考えられ、この流れ場の様子を表した参考画像を図8に示す。Fig. 4.6はNACA0012の翼面上の流れ場をレーザーライトシート法で可視化したものである。 $Re = 40,000$  とし、 $J = 0.6$  でプロペラを回転させている。迎角は $\alpha = 14 \text{ deg}$  で、可視化した位置はアップウォッシュ側のプロペラ後方である。この画像を見ると、翼面上には大きな渦らしき流れ場が形成されている。レーザーライトシート法で可視化を行った際の模型セットアップはTSP計測の際のものとは若干の違いがあるものの、TSP計測を行った際にも同じ様な流れ場が形成されていると予想される。よって、TSP計測にて熱流束値が後縁に向かって上昇していく結果は、この渦のような流れ場によりもたらされたと考えられる。最後に $\alpha = 16 \text{ deg}$  となると、アップウォッシュ側とダウンウォッシュ側で、共に境界層の剥離を生じている。

#### 4. 結論

本研究では、低レイノルズ数において、プロペラ後流が翼の空力特性と翼面上の流れ場に与える影響を明らかとすることを旨とし、NACA0012翼模型とプロペラを用いて風洞試験を行った。試験では、プロペラ後流による翼の空力特性の変化や、TSPを用いた翼面上の流れ場の可視化を行い、プロペラ後流の影響を調査した。その結果、本研究で得られた結果及び知見を以下にまとめる。

1. プロペラ後流中では、翼面上に剥離泡は形成されず、前縁付近に剥離領域がみられた。
2. 翼面上に剥離泡が形成されないことで、揚力傾斜は迎角の変化に対して線形的な増加を示すようになった。これに伴い、1/4コード長位置におけるモーメント係数も、迎角の変化に対して穏やかに変動する。
3. 高迎角時にはプロペラ後流によって境界層の剥離が抑制され、後縁付近には渦構造のような逆流領域が存在する。これにより、失速角付近での揚力係数の変化も穏やかになる。

#### 参考文献

- [1] Guynn, M. D., Croom, M. A., Smith, S. C., Parks, R. W., and Gelhausen, P. A., "Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission," AIAA paper 2003-6578, 2003.

- [2] Fujita, K., Nagai, H. and Asai, K., "Conceptual Design of a Miniature, Propeller-Driven Airplane for Mars," AIAA-2012-0847, 2012.
- [3] 大山聖, 永井大樹ほか, 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, B03, 2011.
- [4] Catalano, F. M., "On the Effects of an Installed Propeller Slipstream on Wing Aerodynamic Characteristics", *Acta Polytechnica*, Vol. 44, No. 3, 2004.
- [5] Custers, L.G.M., "Propeller-wing interference effects at low speed conditions", NLR TP 96312.
- [6] Lissaman, P. B. S., "Low Reynolds Number AIRFOILS," *Ann. Rev. Fluid Mech.*, Vol. 15, 1983, pp. 223-229.
- [7] Arena, A. V. and Mueller, T. J., "Laminar Separation, Transition, and Turbulent Reattachment near the Leading Edge of Airfoils," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 7, 1980, pp. 747-753.
- [8] Bakhitan, N. M., Babinsky, H., Thomas, A. L. R., and Taylor, G. K., "The Low Reynolds Number Aerodynamics of Leading Edge Flaps," The 45<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 8-11 January 2007.
- [9] Selig, M. S., Deters, R. W., and Williamson, G. A., "Wind Tunnel Testing Airfoils at Low Reynolds Numbers," The 49<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting, Orlando, FL, 4-7 January 2011.
- [10] Ohtake, T., Nakae, Y., and Motohashi, T., "Nonlinearity of the Aerodynamic Characteristics of NACA0012 Aerofoil at Low Reynolds Numbers," *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 55, No. 644, 2007, pp. 439-445.
- [11] Anyoji, M., Nose, K., Ida, S., Numata, D., Nagai, H., Nagai, and Asai, K., "Low Reynolds Number Airfoil Testing in a Mars Wind Tunnel," 40<sup>th</sup> Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Chicago, Illinois, 28 June-1 July, 2010.
- [12] M. Anyoji, "Development of a Mars Wind Tunnel and Its Applications to Low Reynolds Number and High-Subsonic Airfoil Testing", Ph.D thesis, Tohoku University, 2011.
- [13] Witkowski, D. P., Lee, A. K. H., and Sullivan, J. P., "Aerodynamic Interaction Between Propellers and Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 9, 1989, pp. 829-836.
- [14] Ananda, G. K., Deters, R. W., and Selig, M. S., "Propeller Induced Flow Effects on Wings at Low Reynolds Numbers," The 31<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA, 24-27 June 2013.
- [15] Howard, R. M., Milley, S. J., and Holmes, B. J., "An Investigation of the Effects of the Propeller Slipstream on a Laminar Wing Boundary Layer," SAE Technical Paper Series, 850859.
- [16] Nagai, H., Ohmi, S., Asai, K., Nakakita, K., "Effect of Temperature-Sensitive Paint Thickness on Global Heat Transfer Measurement in Hypersonic Flow", *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 22, No. 3, pp.373-381, 2008.
- [17] 飯島 由美, 江上 泰広, 浅井 圭介, 『低温風洞における境界層遷移の感温塗料による可視化』, 第29回可視化情報シンポジウム, p7-009, 2008.
- [18] Asai, K., Kanda, H., Kunimasu, T. et al, "Detection of Boundary-Layer Transition in a Cryogenic Wind Tunnel by Using Luminescent Paint", AIAA Paper, 96-2185, 1996.

# Planetary Atmosphere Wind Tunnel Tests on Aerodynamic Characteristics of a Mars Airplane Scale Model

By Masayuki ANYOJI<sup>1)</sup>, Masato OKAMOTO<sup>2)</sup>, Hidenori HIDAHA<sup>2)</sup>, Taku NONOMURA<sup>1)</sup>,  
Akira OYAMA<sup>1)</sup> and Kozo FUJII<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup>Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Sagami-hara, Japan

<sup>2)</sup>Department of Aeronautics, Kanazawa Institute of Technology, Nonoichi, Japan

(Received June 22nd, 2013)

Low-density wind tunnel tests are carried out using a 1/5-scale model to evaluate the aerodynamic performance of a Mars airplane at low Reynolds numbers ( $Re = 10,000-33,000$ ). Particularly, Reynolds number dependency on the aerodynamic characteristics and effects of the elevator are investigated. There is little change of the lift curve and the pitching moment in the Reynolds number range from 10,000 to 33,000. The effectiveness of the elevator is not enough for responsive pitch control. It is found that the low effectiveness of the elevator is due to a non-linearity of the lift curve of the horizontal-tail airfoil and a thinner tail-airfoil having a large lift-curve slope can improve the pitch control.

**Key Words:** Mars Airplane, Low Reynolds Number, Aerodynamic Performance, Wind Tunnel Test

## Nomenclature

$ac$	: aerodynamic center
$AoA$	: angle of attack [deg]
$AR$	: aspect ratio
$c$	: chord length
$C_D$	: drag coefficient
$cg$	: center of gravity
$C_L$	: lift coefficient
$C_m$	: pitching moment coefficient
$D$	: drag [N]
$L$	: lift [N]
$l_t$	: distance from cg to ac of tail
$l_w$	: distance from cg to ac of main wing
$L/D$	: lift to drag ratio
$Re$	: Reynolds number
$\delta_e$	: elevator angle [deg]

## 1. Introduction

A Mars airplane with a fixed wing has been considered as one of promising new exploration methods.<sup>1-4)</sup> In Martian atmospheric flight, the Reynolds number based on the chord length of the main wing becomes approximately  $10^4$  to  $10^5$  due in large part to the low density of the Martian atmosphere. In such a low Reynolds number regime, the flow around the airfoil are vastly different from those in high Reynolds numbers due to the viscous effects, and it is known that the maximum lift-to-drag ratio of smooth airfoils significantly deteriorates.<sup>5)</sup> Therefore, the aerodynamic design of the main wing is an important research issue to realize a Martian atmospheric flight.

A great deal of research on airfoil characteristics in the

low Reynolds number region has been reported in the past studies.<sup>6-9)</sup> Schmitz<sup>10, 11)</sup> has suggested three shape characteristics leading to high aerodynamic performance in a low Reynolds number region: 1) a sharp leading edge which fixes the separation point at the edge and can improve its Reynolds number dependence on the aerodynamic performance; 2) a flat upper surface which reduces the separation region; 3) a cambered airfoil which gains a higher lift than a symmetric airfoil. An airfoil named "Ishii airfoil" is one of the airfoils having above features. Mr. Mitsuru Ishii who was a world champion of a free flight contest of hand launch gliders originally designed Ishii airfoil for a main wing of a hand launch glider. In the previous experimental and numerical studies of Ishii airfoil,<sup>12, 13)</sup> it has been clarified that Ishii airfoil has a high lift-to-drag ratio ( $L/D_{max}$  is about 18) and little Reynolds number dependence on its aerodynamic performance at  $Re = 23,000$ . Oyama<sup>14)</sup> and his group designed a Mars exploration airplane with Ishii airfoil as the main wing using the multiobjected design exploration methodology.

In this study, to investigate aerodynamic characteristics of the Mars airplane that was designed by Oyama and his group, low-density wind tunnel tests were conducted in the Reynolds number range from 10,000 to 33,000 using a 1/5-scale model. These tests were carried out using a low-density wind tunnel, "Planetary Atmosphere Wind Tunnel" at JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) that enables aerodynamic measurements at low Reynolds numbers down to  $Re = 8.8 \times 10^3$  (characteristics length = 100 mm) by depressurizing the wind tunnel. We focused on the Reynolds number effects on basic aerodynamic performance and the elevator effectiveness for the pitch control. Besides, the validation study was also conducted, compared with the results using a low-speed wind tunnel at Kanazawa Institute of Technology (KIT).

## 2. Experimental Method

### 2.1. Wind tunnel

Figure 1 shows “Planetary Atmosphere Wind Tunnel (PAWT)” at JAXA/ISAS (Institute of Space and Astronautical Science). The specification is tabulated in Table 1. This tunnel is a low-density circuit wind tunnel. The driving system is a counter-rotating axial fan. The outer diameter of the propeller is 2.6 m. In the test section, the flow outlet diameter is 1.6 m and the flow inlet diameter is 1.9 m. The distance from the outlet to the inlet is 3.5 m. Two rotary vacuum pumps are connected to the wind tunnel and it takes approximately 30 minutes to reduce the pressure down to 1/10 atmosphere. Flow calibration tests were conducted in the previous study and the uniform flow region that is defined as a region where the flow velocity is within  $\pm 1\%$  dispersion from the mean flow velocity covers approximately 35% (area with a diameter of 550 mm) in the central part of the test section at 1/10 atmosphere.



Fig. 1. Planetary Atmosphere Wind Tunnel (PAWT).

Table 1 Specification of Planetary Atmosphere Wind Tunnel

Tunnel Type	low-density closed circuit
Test Section	1600 mm (Diameter)
Total Pressure	5 ~ 100 kPa
Maximum Flow velocity (1/5 atmosphere)	163 m/s
Working Gas	Air

A low-speed wind tunnel at KIT was used for a wind tunnel correlation and evaluation of tail airfoil performance. The cross section of the test section is 800 mm x 800 mm. The flow range is from 2.0 m/s to 13.0 m/s. The turbulence level is less than 0.3% when the flow velocity is 3 m/s.

### 2.2. Test Model

The test model is shown in Fig. 2 and its specification is tabulated in table 2. This model is a 1/5-scale model of a Mars airplane made of rapid prototyping resin. The airfoil shape of the main wing is Ishii airfoil with  $AR = 5.4$ . The main wing dividing into inner and outer wings has a dihedral angle of 5 deg. NACA0009 was used as both horizontal- and vertical-tail airfoils. The planform of the tail wing is a trapezoidal shape (Lower base: 90 mm, Upper base: 60 mm) and the distance between each vertical-tail wing is 60 mm. The angle of the

elevator can be changed by replacing the mounting plate with various elevator angles. The incidence angle of the tail is zero.

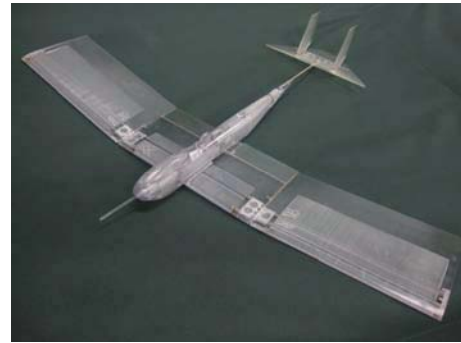


Fig. 2. 1/5 Scale Model of Mars Airplane.

Table 2. Specification of 1/5 Scale Mode.

	Total length	400 mm
	Total width	515 mm
Main wing	Airfoil	Ishii airfoil
	Chord length	95 mm
	Area	48925 mm <sup>2</sup>
	Dihedral angle	5 deg
Tail wing	Airfoil	NACA0009
	Horizontal tail area	6283 mm <sup>2</sup>
	Vertical tail area	2116 × 2 mm <sup>2</sup>

### 2.3. Measurement method and setup

Figure 3 shows a body axis coordinate system (right-handed coordinate system) defining positive direction for the force and moments acting on the body as well as its linear and angular velocity vectors at the location of a center of gravity of the body ( $cg$ ). The  $cg$  is determined at the point located 30% chord length apart from the leading edge of the main wing.

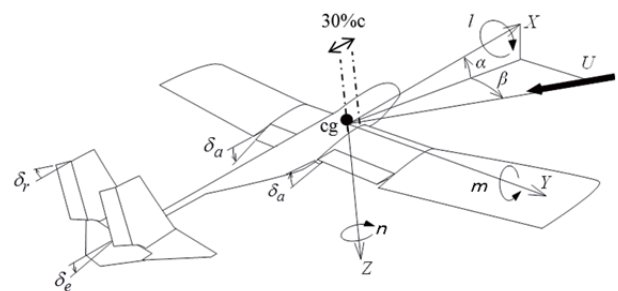


Fig. 3. Body Axis Coordinate System.

In PAWT tests, a six-component sting force/moment balance (LMC-6402-M, NISSHO-ELECTRIC-WORKS) was used for the aerodynamic measurement. Aerodynamic force acting on the body is so small that the minimum drag falls below 1/100 of its rated capacity. Therefore, balance-system calibration tests were preliminarily conducted by loading in the actual measurement setup condition and then calibration curves and each interference coefficient were obtained. Meanwhile, in KIT tests, a three-component force/moment balance (LMC-3501-5N, NISSHO-ELECTRIC-WORKS) was used. The accuracy of the three-component balance is higher than that of the six-component balance in the PAWT because of its lower rated capacity.

Figure 4 shows an experimental setup at the PAWT. The test model was supported by the strut from below and installed in a direction perpendicular to the ground. The force balance was installed in the aft section of the strut and covered by a windshield. The angle of attack was varied by shifting the test model in a horizontal direction.

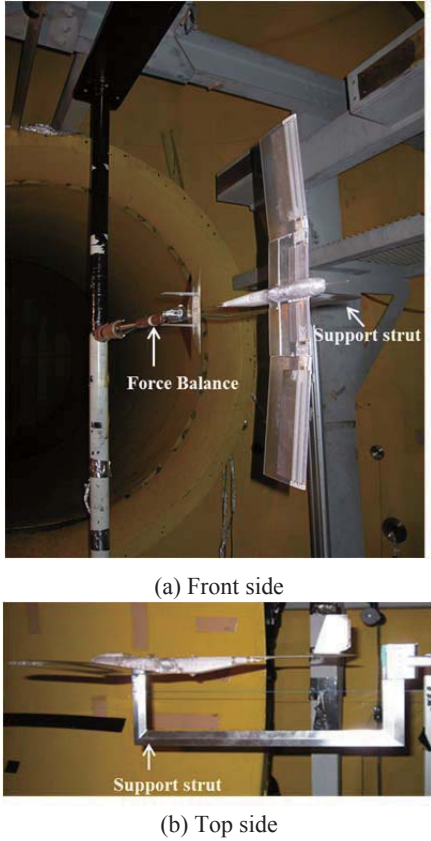


Fig. 4. Experimental Setup at the PAWT .

### 2.4. Experimental Condition

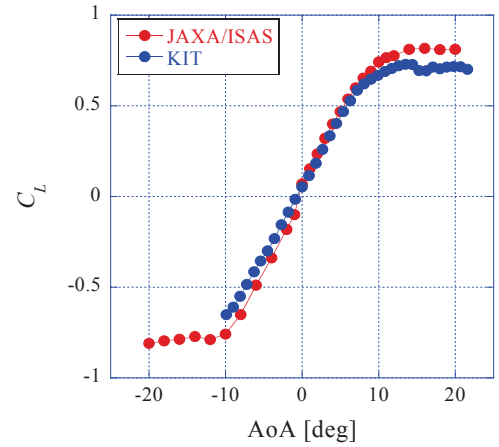
The Reynolds number was changed from 10,000 to 33,000. The characteristic length of the Reynolds number was the chord length of the main wing of 95 mm. The wind velocity was kept at 27 m/s in all cases and the pressure inside the wind tunnel was changed in the range from 1/5 to 1/10 atmosphere when the Reynolds number effect was evaluated. Also, the angle of attack was changed from -20 deg to 20 deg. The pitching moment was evaluated at the elevator angle of 0 deg, -5 deg and -10 deg at  $Re = 33,000$ . The wind tunnel correlation test in the low-speed wind tunnel at KIT was carried out at only  $Re = 33,000$ .

## 3. Results and Discussion

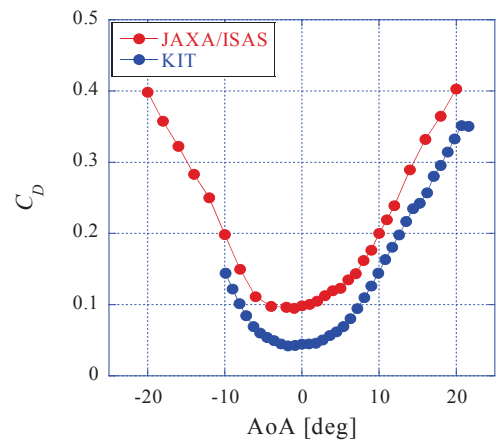
### 3.1. Wind tunnel correlation

A comparison between the PAWT results and the KIT one as a wind tunnel correlation at  $Re = 33,000$  is shown in Fig. 5.

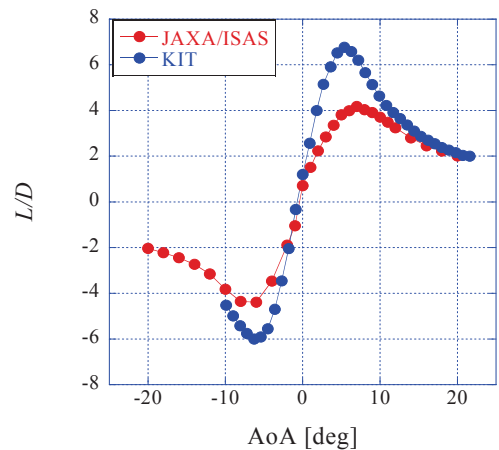
The lift-curve slope of the both results is in good agreement though there is a little difference in the maximum lift coefficient in high angles of attack. However, there is a large difference of the drag-coefficient level while both drag curves are similar in the wide angle of attack range. In particular, the



(a) Lift curve



(b) Drag curve



(c) L/D

Fig. 5. Wind tunnel correlation ( $Re = 33,000$ ).

drag coefficient at the PAWT at the zero angle of attack ( $C_{D0}$ ) is approximately twice as large as that at the KIT. This difference in drag coefficient is due to a support interference effect. In the PAWT tests, the support drag correction was not applied yet and the results include its effect. By contrast, in

the KIT tests, the correction tests were performed and its effect was removed from the result. As a result, the drag at the PAWT becomes larger than that at the KIT. The effect of support drag at the PAWT is currently under investigation. The maximum lift-to-drag ratio ( $L/D_{max}$ ) at the PAWT becomes lower than that at the KIT that reaches 6.8 because of the difference in the drag coefficients. There is a remarkable difference in the drag coefficients and  $L/D_{max}$  between both wind tunnel tests, however if the support drag effect is corrected, it is expected that the PAWT result approaches to the KIT result because the similar change in the drag with changing the angle of attack can be found. Therefore, it can be concluded that there is a correlation between the PAWT results and the KIT one.

**3.2. Reynolds number effect on aerodynamic performance**

Figure 6 shows the Reynolds number effect on the aerodynamic performance. Each lift curve changes little despite the change in the Reynolds number though there is a small non-linearity of the lift curve at  $AoA = 4$  deg at  $Re = 10,000$ . The lift-curve slope has a high linearity in a wide range of the angle of attack and the lift coefficient starts to level off at around  $AoA = 10$  deg where burst of a laminar separation occurs in the main wing<sup>12</sup>. However, general stall characteristics with a drastic lift decrease that is seen in the much higher Reynolds number regime are not found in Fig. 6(a). Instead, the lift coefficient continues to increase up to the large angle of attack. At  $Re = 23,000$  and  $33,000$ , drag changes little while the drag at  $Re = 10,000$  becomes larger as shown in Fig. 6(b) because the viscosity effect becomes pronounced. As these results, the  $L/D_{max}$  reaches 4.5 at  $AoA = 7$  deg at  $Re = 33,000$ . On the other hand, the  $L/D_{max}$  at  $Re = 10,000$  reaches only 3.4 at most due to a larger drag than that at  $Re = 23,000$  and  $33,000$ . The moment coefficient about the center of gravity ( $C_{m_{cg}}$ ) has no Reynolds number dependence in the wide angle of attack range from  $AoA = -5$  deg to  $12$  deg as shown in Fig. 6(d). Furthermore, the longitudinal static stability derivatives ( $\partial C_{m_{cg}}/\partial C_L$ ) become negative. This means that the longitudinal static stability was ensured.

**3.3. Effectiveness of elevator**

The aerodynamic performance when the elevator angle ( $\delta_e$ ) is varied from 0 to  $-10$  deg at  $Re = 33,000$  are shown in Fig. 7. The lift and drag curves do not change in the positive angle of attack though there is a difference both in lift and drag curves in the negative angle of attack.

The pitching moment characteristics are focused to evaluate the effectiveness of the elevator. It is found that there is little change in the moment curve between  $\delta_e = 0$  deg and  $\delta_e = -5$  deg and also the trim angle does not change from around 0 deg. In addition, the trim angle at  $\delta_e = -10$  deg is approximately 3 deg. These results indicate that the effectiveness of the elevator has a non-linearity and the elevator has very little effect in low elevator-angle range less than  $-5$  deg. Therefore, the effectiveness of the elevator is exceedingly small. The current design requires a large elevator-angle control even for a small pitching control. To improve the effectiveness of the elevator, a design change of the elevator is required.

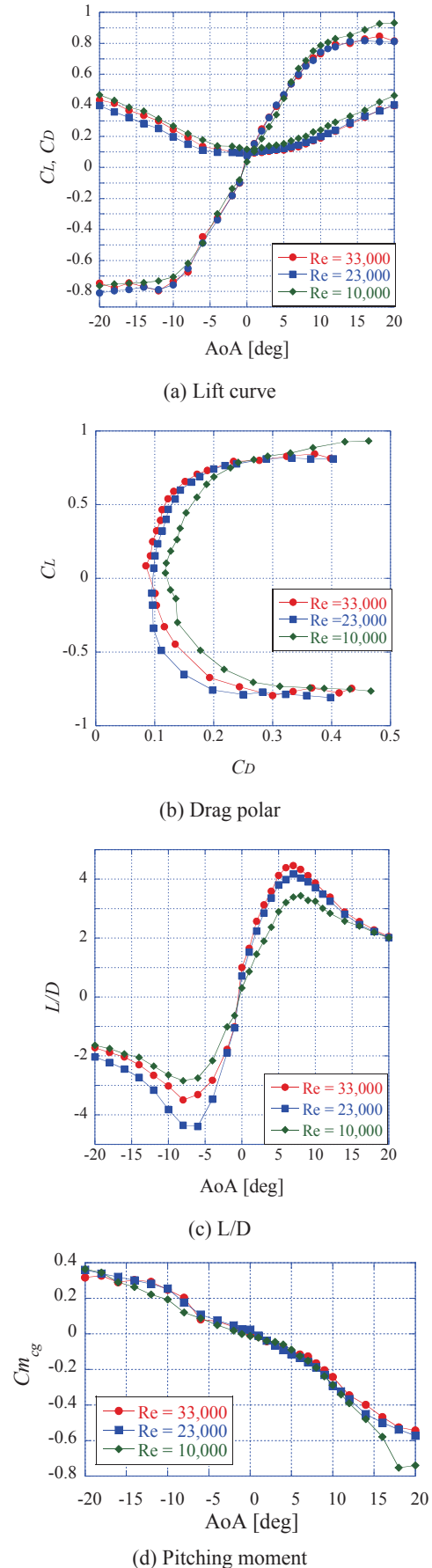


Fig. 6. Reynolds number dependency on aerodynamic performance

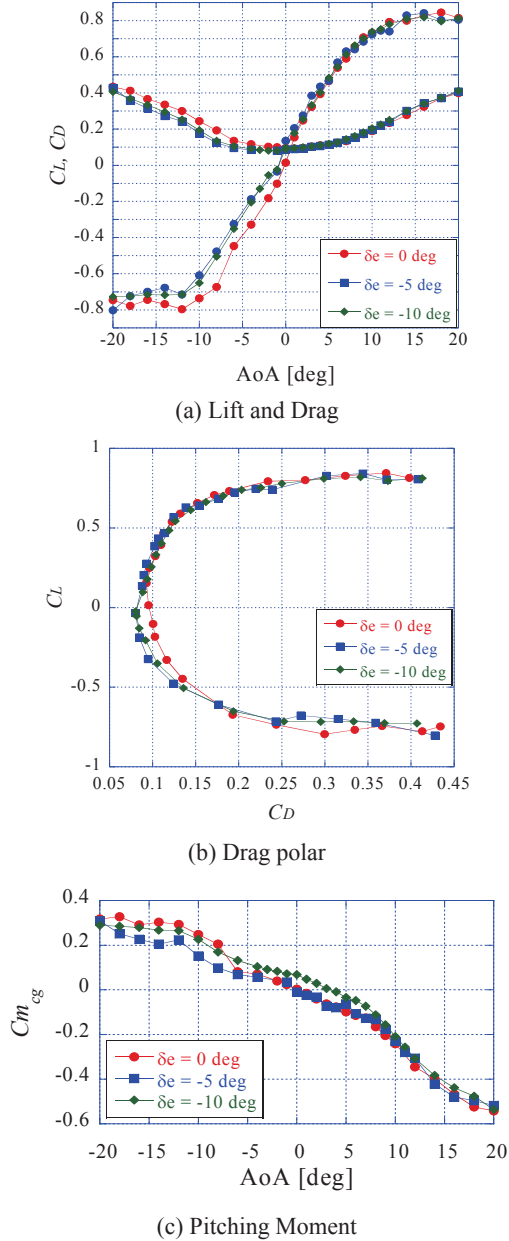


Fig. 7. Effectiveness of Elevator ( $\delta_e = 0 - -10$ deg,  $Re = 33,000$ ).

### 3.4. Design guideline for improvement of elevator effectiveness

It can be considered as reasons for the low effectiveness of the elevator that the interference of the vertical tail or the fuselage wakes. As for the former, wind tunnel tests that a distance between each vertical tail was expanded from 60 mm to 100 mm were conducted. However, it does not affect the effectiveness. To investigate the interference of the fuselage wakes, the tail was lifted up so that the horizontal tail is located above the fuselage. However, this modification also does not affect the effectiveness. As a result of a variety of tail design changes, the most effective factor against the pitching moment is found to be an airfoil shape of the horizontal tail.

Figures 8 and 9 show pitching moments of the airplane whose tail airfoils are a thin flat-plate with the thickness of 1.3% of the chord length and NACA0006, respectively. Then,

the planform of the horizontal tail is not changed. In the 1.3% flat plate shown in Fig. 8, the moment curve at  $\delta_e = 0$  deg is changed from that of the original design (the original tail airfoil is NACA0009) due to a change of the horizontal-tail airfoil. Compared to the results of the original design shown in Fig. 7 (c), the trim angle significantly varies even at the low elevator angle. At  $\delta_e = -5$  deg and  $-10$  deg, the variations of the trim angle from at  $\delta_e = 0$  deg are 3.5 deg and 6 deg, respectively. Also, in NACA0006, the variations of the trim angle from at  $\delta_e = 0$  deg are 4.2 deg at  $\delta_e = -5$  deg and 7.8 deg at  $\delta_e = -10$  deg, respectively. Although the variation of the trim angle of NACA0006 is larger than that of the 1.3% flat plate, the variation of  $C_{m_{cg}}$  in NACA0006 when the  $\delta_e$  is changed is slightly smaller than that of the 1.3% flat plate. As these results, both the 1.3% flat plate and NACA0006 which are thinner tail airfoils than NACA0009 can improve the effectiveness of the elevator.

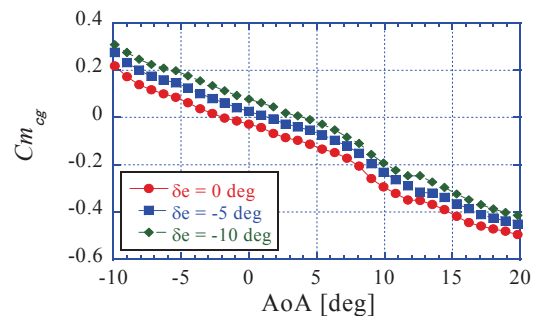


Fig. 8. Pitching Moment (Tail airfoil: 1.3% flat plate,  $Re = 33,000$ ).

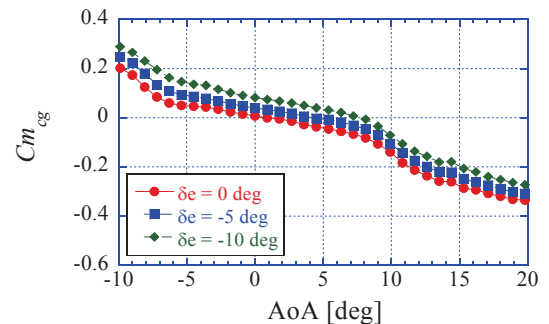


Fig. 9. Pitching Moment (Tail airfoil: NACA0006,  $Re = 33,000$ ).

Figure 10 shows airfoil aerodynamic characteristics of NACA0012, NACA0009, NACA0006 and a 1.3% flat plate at  $Re = 20,000$  corresponding to the vicinity of the Reynolds number based on the tail chord length in the case of  $Re = 33,000$  based on the main-wing chord length. In such a low Reynolds number, it is known that a thinner airfoil has higher lift coefficients.<sup>15</sup> In thick airfoils such as NACA0012 and NACA0009, non-linear increase in lift is found around at  $AoA = 4$  deg and the lift-curve slope up to this angle of attack is much smaller than those of thinner airfoils such as NACA0006 and 1.3% flat plate.

The moment coefficient about  $cg$  at the zero-lift angle of attack of the main wing is expressed by the following equation:

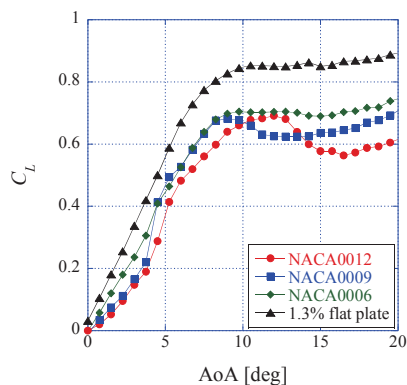


Fig. 10. Aerodynamic performance of tail airfoils ( $Re = 20,000$  [based on tail chord length]).

$$C_{m_{cg}} = C_{m_{ac}} + l_w C_{L_{wing}} - l_t C_{L_{tail}} \quad (1)$$

The moment coefficient about the main wing's aerodynamic center ( $C_{m_{ac}}$ ), the lift coefficient of the main wing ( $C_{L_{wing}}$ ) and the distance from  $cg$  to  $ac$  of the main wing ( $l_w$ ) and the tail ( $l_t$ ) are constant regardless of the tail airfoil shape. Hence, only the lift coefficient of the tail ( $C_{L_{tail}}$ ) affects  $C_{m_{cg}}$  when the tail airfoil is changed.

If a variation of the zero-lift angle of attack in each tail airfoil shown in Fig. 10 is equal when the elevator angle is changed, thinner airfoils with larger lift-curve slope are more effective for the pitching control of the airplane because thin airfoils have higher lift coefficients than those of thick airfoils compared with each lift curve at the same angle of attack, especially in low angles of attack. Hence, the lift-curve slope and its linearity of the tail airfoil is a dominant factor for the pitching control. From this perspective, the non-linear variation of the lift-curve slope with the elevator angle is thought to be the cause of the non-linear effectiveness of the elevator shown in Fig. 7(c). It is considered that the lift coefficient of the tail airfoil (NACA0009) at  $\delta_e = -5$  deg is not as large as it affects the pitching moment of the airplane. However, judging from the variation of the trim angle with the elevator angle shown in Fig. 7(c) and Fig. 9, the lift-curve slope and the lift curve itself of NACA0009 at  $\delta_e = -10$  deg is estimated as large as the lift coefficient of NACA0006 at  $\delta_e = -5$  deg. The aerodynamic performance of the tail airfoil with control surface will be also investigated as future works. Eventually, the validation of the horizontal tail lift-slope coefficient and the tail volume is evaluated by a flight simulation.

#### 4. Conclusion

In this research, to evaluate the aerodynamic performance of a Mars airplane at low Reynolds numbers ( $Re = 10,000-33,000$ ), low-density wind tunnel tests were carried out using a 1/5-scale model. Reynolds number dependency on the lift curve and the pitching moment is found to be little. However, depending on the tail airfoil, the effectiveness of the elevator was low for responsive pitch control. The low effectiveness of the elevator was due to low lift-curve slope and a non-linearity of the lift curve of the horizontal-tail

airfoil. A thinner tail airfoil with linear and large lift-curve slope is highly effective. Therefore, the aerodynamic performance of tail airfoil strongly affects the effectiveness of the elevator in such a low Reynolds number region. Improvement of the effectiveness of the elevator is expected by changing the current tail airfoil with NACA0006 or a thin flat plate though the thickness of the tail for the servo system installation should be also considered.

The lateral stability and the effectiveness of the other control surface such as aileron and rudder have been evaluated.

#### Acknowledgments

We would like to express our sincere thanks to Hiroki Nagai at Tohoku University and Koichi Yonemoto at Kyushu Institute of Technology. This research was partially supported by KAKENHI (23860076) and (24246136).

#### References

- 1) Guynn, M. D., et al: Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission, 2<sup>nd</sup> AIAA "Unmanned Unlimited" conference and Workshop & Exhibit, 2003, 2003-6578.
- 2) Robert D. Braun and David A. Spencer: Design of the ARES Mars Airplane and Mission Architecture, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **43** No.5 (2006), pp. 1026-1034.
- 3) K. Rinoie: Mars Airplane for Geographical Exploration -Conceptual Design Results from Student Design Projects, The 2nd International Symposium on Innovative Aerial/Space Flyer Systems, Univ. of Tokyo, 2005.
- 4) A. Oyama, K. Fuji: A Study on Airfoil Design for Future Mars Airplane, AIAA-2006-1484, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006, 2006-1484.
- 5) P. B. S. Lissaman: Low-reynolds-number airfoil, *Annual Review of Mechanics*, **15** (1983), pp. 223-239.
- 6) M.M. O'Meara and T.J. Mueller: Laminar Separation Bubble Characteristics on an Airfoil at Low Reynolds Number, *AIAA Journal*, **25** No.8 (1987), pp. 1033-1041.
- 7) A. Azuma, et al: Aerodynamic Characteristics of Wing at Low Reynolds Number, *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, edited by T. J. Mueller, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 195, AIAA, Reston, VA (2001), pp. 341-398.
- 8) T. J. Mueller and S. M. Batill: Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Number, *AIAA Journal*, **20** No.4(1982), pp. 457-463.
- 9) E.V. Laitone: Aerodynamic Lift at Reynolds Number Below  $7 \times 10^4$  exp 4, *AIAA Journal*, **34** No.9 (1996), pp. 1941-1942.
- 10) Schmitz, F. W.: Aerodynamics of the Model Airplane Part1, RSIC-721, 1967.
- 11) Schmitz, F. W.: The Aerodynamics of Small Reynolds Number, NASA TM-51, 1980.
- 12) M. Anyoji, et al: Aerodynamic Characteristics of Ishii Airfoil at Low Reynolds Numbers, Eighth International Conference on Flow Dynamics, 2011, OS6-11.
- 13) K. Nose, et al: PSP Measurement of Pressure Distributions on a Cambered Airfoil for Mars Exploration Airplane, The 11th Asian Symposium on Visualization, 2011, ASV11-11-10.
- 14) A. Oyama: Multiobjective Design Exploration of Airplane for Mars Exploration, 21st Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 2011.
- 15) M. Okamoto, K. Yasuda and A. Azuma: Aerodynamic Characteristics of the Wings and Body of a Dragonfly, *J. Exp. Biology*, **199** (1996), pp. 281-294.

# Computational Analysis of Aerodynamic Performance of Mars Airplane

By Naoya FUJIOKA<sup>1)</sup>, Taku NONOMURA<sup>2)</sup>, Akira OYAMA<sup>2)</sup>, Makoto YAMAMOTO<sup>1)</sup> and Kozo FUJII<sup>2)</sup>

<sup>1)</sup>Department of Mechanical Engineering, Tokyo University of Science, Tokyo, Japan

<sup>2)</sup>Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Sagami-hara, Japan

(Received June 28th, 2013)

Flow field and aerodynamic performance of the Mars airplane with a complete aircraft configuration are analyzed by RANS simulations. At the Reynolds number of  $3.3 \times 10^4$ , a flow field is solved by an unstructured three-dimensional compressible CFD solver (LS-FLOW). Here, the Mars airplane is assumed to have the Ishii airfoil as the main wing shape. The Ishii airfoil is known as its good performance at the low Reynolds number condition. An objective of the present study is to clarify flow structures around a complete aircraft, for optimization of design of the Mars airplane. The results show that the features of the aerodynamic coefficients correspond to those of experimental results and the contribution of the main wing is significant on the aerodynamic characteristics of the entire airplane.

**Key Words:** Aerodynamic Performance, CFD, Low Reynolds Number, Mars Exploration

## Nomenclature

$b$	: half span of main wing
$c$	: chord of main wing
$C_D$	: drag coefficient
$c_l$	: sectional lift coefficient
$C_L$	: lift coefficient
$C_p$	: pressure distribution
$L/D$	: lift-to-drag ratio
$Re$	: Reynolds number
$\alpha$	: angle of attack

## 1. Introduction

Current and previous missions to Mars have been conducted by ground-based rovers and orbiters. Rovers provide detailed data on the surface but their reach is limited to a small area. On the other hand, orbiting sensors provide spatially wide data but their resolution is very low. There is no approach which has the intermediate role between rovers and orbiters. Thus, the idea of Mars exploration by an airplane has been discussed in JAXA/ISAS for several years.

An airplane design for Mars is very different from the conventional airplanes on Earth. First, the Reynolds number of the flow condition for the Mars airplane is smaller ( $Re=10^5$ ) than the typical airplanes on Earth ( $Re=10^7$ ) because the atmosphere on Mars is much thinner than that on Earth. Second, its cruising Mach number becomes high because the speed of sound on Mars is smaller than that on Earth and the aircraft needs a certain cruising speed to gain sufficient dynamic pressure for lift in the thin atmosphere. Because aircrafts flying in such a flow condition on Earth are limited to high-altitude airplanes, the optimum design of the Mars airplane is not well known.

Kojima et al<sup>1)</sup> have showed that thin airfoils are appropriate at the low Reynolds number condition. The Ishii airfoil is one of high performance airfoils. Figure 1 shows the shape of the Ishii airfoil. The Ishii airfoil has several prominent features: (i) the leading edge is round, (ii) the upper surface of airfoil is flat, (iii) the lower surface of airfoil has cambered shape. Two features (ii) and (iii) correspond to the proposition of Schmitz<sup>2)</sup> for low Reynolds number. Anyoji et al<sup>3,4)</sup> analyzed the aerodynamic performance of the Ishii airfoil using large eddy simulations (LES). The results show that the Ishii airfoil has a high lift-to-drag ratio in wide range of the angle of attack. Thus, the Ishii airfoil is expected to be a good candidate as the main wing of the Mars airplane.

When an airplane is designed, not only an airfoil itself but also a wing-body configuration should be optimized. Thus, several studies have been conducted to understand effects of a wing-body configuration on its aerodynamic characteristics. However, those studies mainly focus on the high Reynolds number condition, and such effects under the low Reynolds number condition have not been discussed well. The flow field includes several factors, such as a laminar separation bubble, a wing-tip vortex, a wing-body interference and others. Therefore, the flow field might be more complicated than the high Reynolds number condition. The optimum wing-body configuration should be considered and the aerodynamic characteristic should be improved.

In the present study, the flow field with a complete aircraft configuration for the Mars airplane is simulated by Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) simulations. The simulation result clarifies aerodynamic performance of the current Mars airplane design. An objective of the present study is to evaluate aerodynamic performances of the Mars airplane with varying the angles of attack.

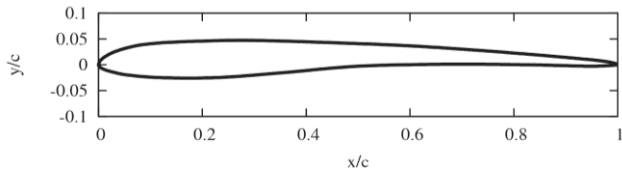


Fig. 1. Shape of Ishii airfoil.

**2. Flow Conditions**

For the simulation to obtain the aerodynamic coefficient, the angle of attack ( $\alpha$ ) is changed from 0 to 12 deg at intervals of 2 deg. The Reynolds number ( $Re$ ) based on the chord length and free stream velocity is set to  $3.3 \times 10^4$  to compare with the experimental result.<sup>5)</sup> The Mach number is set to 0.2 to ignore the compressibility. Reference 6) shows an effect of the specific heat ratio is negligible in the present Mach number region. Thus, the specific heat ratio is set to 1.4. These conditions are summarized in Table 1.

Figure 2 shows the analysis object. Its dimension is based on the scale model of the Mars airplane used for the experiment.<sup>5)</sup> The real Mars airplane has some propellers for a propulsion system. For simplicity, propellers are abbreviated. The shape of the main wing is the Ishii airfoil with aspect ratio of 5.2. NACA0009 is used as the tail wing. The incident angle of both the main and tail wing is 0 deg.

Table 1. Flow conditions.

Reynolds number	$3.3 \times 10^4$
Mach number	0.2
Specific heat ratio	1.4

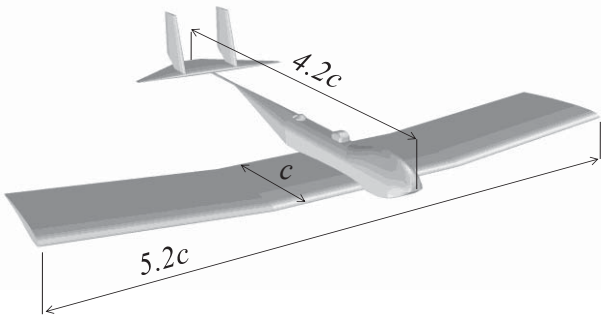


Fig. 2. Analysis object.

**3. Numerical Method**

**3.1. Flow solver**

The computational code employed in this study is LS-FLOW: a JAXA's in-house, compressible Navier-Stokes solver for arbitrary polygons. Numerical fluxes for convective terms are evaluated by the SLAU.<sup>7)</sup> The flow field is assumed to be fully turbulent, and the Spalart-Allmaras turbulence model<sup>8)</sup> is applied. Time integration is conducted by using the LU-SGS implicit method.<sup>9)</sup>

**3.2. Computational grid**

An unstructured grid generator called MEGG3D<sup>10)</sup> is employed for generation of a grid. Here, MEGG3D is able to generate hybrid grids that consist of elements of tetrahedral, pyramid and prism types.

Figure 3 shows the grid with a complete aircraft configuration for the RANS computation. The grid has approximately 2 million nodes and 6 million elements. Near a surface, an element type is selected to be a prism type. The first element away from the surface is set to be  $0.05c/\sqrt{Re}$ . The distance from the body surface to the computational outer boundary is  $20c$ .

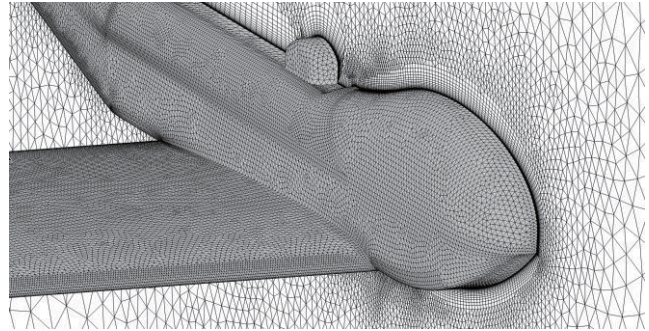


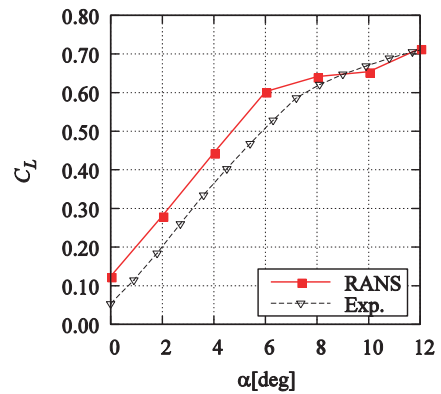
Fig. 3. Computational grid.

**4. Results and Discussions**

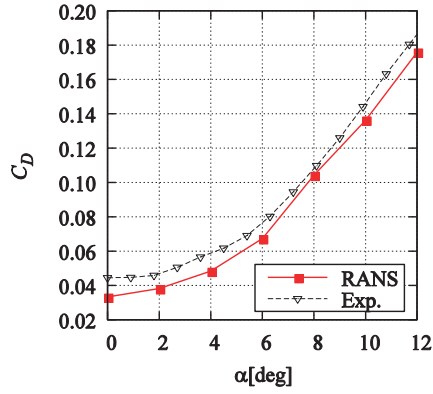
**4.1. Aerodynamic performances**

The aerodynamic force coefficients as functions of  $\alpha$  are plotted in Fig. 4. Computational results are compared with the experimental results.<sup>5)</sup> In the two-dimensional airfoil flow simulations performed by LES,<sup>3,4)</sup> the nonlinear lift curve is observed around  $\alpha = 4$  deg. However, the lift curve has a linearity at  $\alpha = 0$  to 6 deg in a complete aircraft configuration. The experimental result also shows that the lift curve is linear. Therefore, the current design of the Mars airplane has the linear lift coefficient for a low angle of attack regime. For more than  $\alpha = 8$  deg, the lift coefficient is almost constant. The drag coefficient curve has a similar trend to the experimental result.

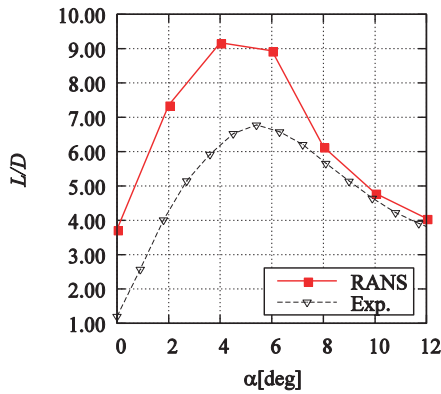
Although the computational result is slightly different compared with the experimental result, the computational results show a similar trend to the experimental results. Thus, the simulation is assumed to capture the dominant feature of flow structure.



(a) Lift coefficient ( $C_L$ )



(b) Drag coefficient ( $C_D$ )



(c) Lift-to-drag ratio ( $L/D$ )

Fig. 4. Aerodynamic coefficients as function of  $\alpha$ .

#### 4.2. Decomposition analysis

Figure 5 shows the half body of the Mars airplane from top view. The surface of the Mars airplane is divided into four panels. In Fig.5, Others represent all the additional objects on the Mars airplane such as sensors. Figure 6 shows the contribution of each panel to lift and drag coefficients, and Table 2 indicates the percentage of the contribution. The lift contribution of the main wing is more than 90% for almost all  $\alpha$ . The lift coefficient of the Mars airplane strongly depends on the main wing. The drag contribution of the main wing is more than 60% and it is the most dominant element for all  $\alpha$ . Thus, reducing drag of the main wing improves the aerodynamic performance of the Mars airplane. Other panels are almost constant with varying  $\alpha$  compared with the drag contribution of the main wing. At  $\alpha = 6$  deg (steady flight angle), the drag contribution of all panels excluding the main wing is approximately 24%. Among them, the contributions of the body and tail wing are large. In order to improve the gliding performance, it is necessary to design a low drag body and a tail wing.

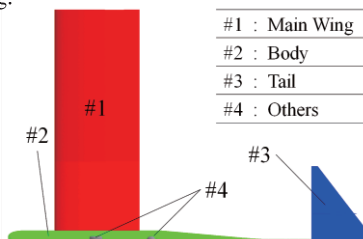


Fig. 5. Divided panel list.

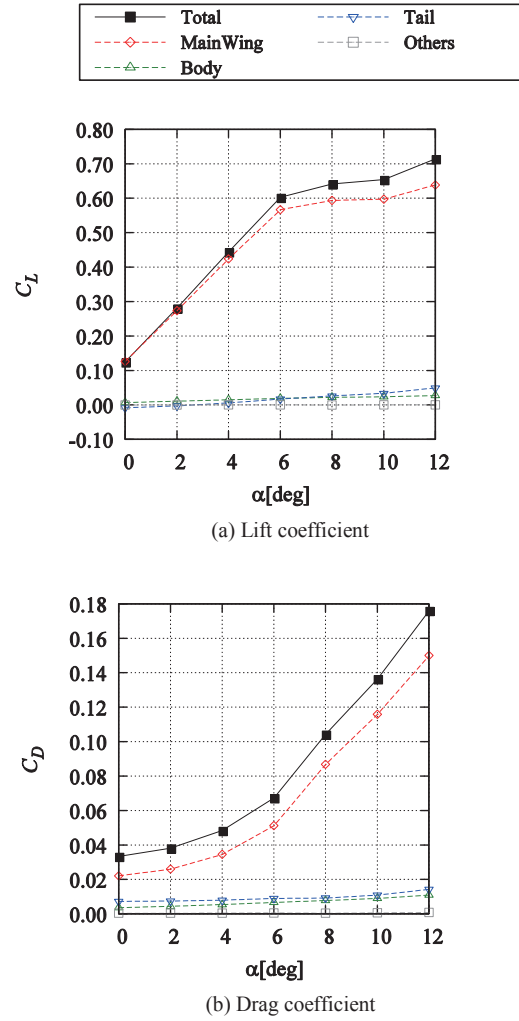


Fig. 6. Each panel contribution to aerodynamic coefficients.

Table 2. Component ratio of aerodynamic coefficient.

(a) Lift coefficient [%]

$\alpha$ [deg.]	Main Wing	Body	Tail	Others
0	101.43	5.12	-6.81	0.26
2	97.21	3.60	-1.02	0.21
4	95.40	3.13	1.29	0.18
6	94.05	3.01	2.78	0.17
8	92.55	3.27	4.02	0.16
10	91.28	3.47	5.06	0.19
12	89.32	3.60	6.83	0.25

(b) Drag coefficient [%]

$\alpha$ [deg.]	Main Wing	Body	Tail	Others
0	66.31	9.46	21.98	2.25
2	67.99	9.88	19.58	2.55
4	71.38	9.58	16.58	2.46
6	76.03	8.59	13.36	2.03
8	83.31	6.61	8.82	1.26
10	84.96	5.89	8.01	1.13
12	85.20	5.64	8.11	1.05

#### 4.3. Time averaged flow fields

Figure 7 shows an oil-flow image of the main wing. At  $\alpha = 0$  deg, flow attaches on the upper surface, but flow separates and reattaches on the lower surface. At  $\alpha = 4$  to 6 deg, the separation and reattachment are observed on the upper surface. Flow near a wing-tip is affected by the wing-tip vortex. Especially at  $\alpha = 4$  deg, the wing-tip vortex suppresses

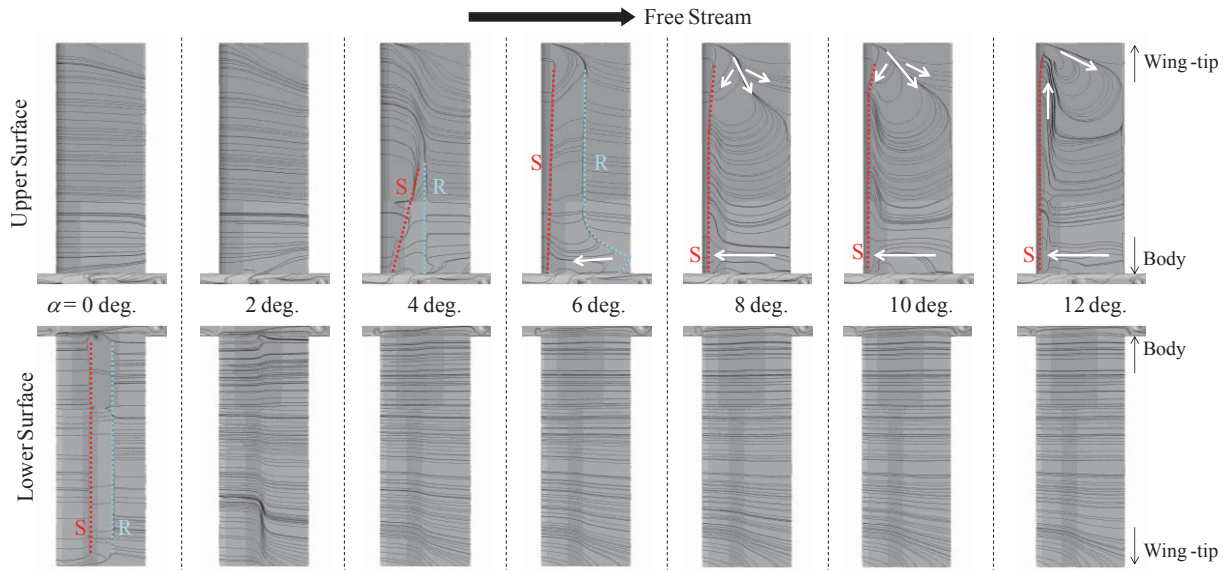


Fig. 7. Time averaged surface stream line on the main wing. The lines with notifications S and R indicate the locations of separation and reattachment. The white arrows indicate the flow direction near wall.

separation from near the wing-tip to mid-span. From  $\alpha = 8$  to 12 deg, the flow forms the massive separation from the leading edge. This separation and reattachment feature for  $\alpha$  corresponds to those of the two-dimensional airfoil flow computed by LES.

#### 4.4. Three-dimensional effects on the main wing

In order to evaluate the three-dimensional effects on the main wing, the pressure coefficient ( $C_p$ ) distributions on the wing section at  $\alpha = 6$  deg (steady flight angle) are plotted in Fig. 8. Figure 8 (a) shows the oil-flow image with the positions of 3 locations. Subsequent figures include the result of the two-dimensional airfoil flow plotted by dash line. Figure 8 (b) presenting  $C_p$  close to the body shows the effects of the wing-body interference. The flow separates and reattaches at the trailing edge. The laminar separation bubble is longer than on mid-span. Figure 8 (c) presenting  $C_p$  on the mid-span shows a similar trend to the two-dimensional airfoil flow, but the contribution to the lift coefficient from the laminar separation bubble decreases. In Figure 8 (d) presenting  $C_p$  close to the wing-tip, the separation and reattachment are not observed and the integration of the pressure coefficient on a wing-tip side is greatly decreased by the wing-tip effect. The integration of the pressure coefficient is lower than that of the two-dimensional airfoil flow in all locations. It is noted in detail that the suction peak is suppressed and the positive pressure slightly decreases on the lower surface. Figure 9 shows the distribution of sectional lift coefficients ( $c_l$ ) as the function of normalized span position. Sectional lift coefficients are the integration of the pressure coefficient. It is clarified that the effect of the wing-tip is larger than that of the wing-body interference.

The result of the two-dimensional airfoil flow shows that the lift curve is nonlinear. When the flow regime changes from the attached flow to the separated flow, the lift coefficient is enhanced by the laminar separation bubble. It was reported that this transition of the flow regime makes the lift curve nonlinear. Although the same transition is observed

as shown in Fig. 7, the lift curve is linear in a complete aircraft configuration. It is considered that the reason why the lift curve becomes linear is due to the three-dimensional effects. This might be because the flow change by generation of laminar separation becomes milder due to the wing-tip effects.

## 5. Conclusions

The aerodynamic performance of the Mars airplane with a complete aircraft configuration is analyzed by performing RANS simulations. The results clarify the outline of the flow field, how the main wing, the body, the tail wing and others affect to the aerodynamic performance.

The decomposition analysis shows the most dominant factor to determine the aerodynamic performance is the main wing. The main wing has a more than 90% contribution to the lift coefficient, and a more than 60% contribution to the drag coefficient. To improve the aerodynamic performance of the main wing is especially effective toward the optimum design of the Mars airplane. The other components contribute approximately 10 % to the lift coefficient and 10 to 40 % to the drag coefficient. Changing the shape of these components for reduction of drag raises the whole aerodynamic performance.

Three-dimensional effects such as the wing-body interference and the wing-tip effect affect the flow regime on the upper surface. These three-dimensional effects seem to be the reason why the lift curve becomes linear.

## Acknowledgments

The Author's thank Mr. Junya Aono of Research Center of Computational Mechanics, Inc., Dr. Yasushi Ito of Japan Aerospace Exploration Agency and Mr. Hiroyuki Ito of Ryoyu Systems Co., Ltd. for valuable advice.

The present research was partially supported by a Grant-in-Aid for Scientific Research (24246136).

## 1B05 火星飛行機用超軽量主翼構造の開発

○米本 浩一(九州工業大学), 竹内 伸介 (JAXA/ISAS), 佐々木 岳 (九州工業大学大学院)

Development of Ultra-Light Wing Structure for a Mars Exploration Aircraft  
Koichi Yonemoto (Kyushu Institute of Technology), Shinsuke Takeuchi (JAXA/ISAS)  
and Gaku Sasaki (Kyushu Institute of Technology)

Key Words: Mars Airplane, Ultra-Light Structure

### Abstract

Fixed-wing aircraft type Mars exploration system has been studied in Japan. The Mars exploration aircraft must be extremely light-weighted because of the thin Martian atmospheric density and the limited payload weight of space transportation. The objective of this research is to develop of ultra-light wing structures. Three prototypes of ultra-lightweight wing structure were developed; magnesium structure with polyimide film skin, composite structure with CFRP and polystyrene foam skin and all-composite structure of CFRP. In this paper, strength test of the prototype structures are conducted. In addition, the mechanical characteristics of X-ray irradiated CFRP and adhesives are investigated. This paper reports the newest results of these tests.

### 1. 背景

現在, JAXA が中心となり 2020 年代に火星探査を目指す MELOS (Mars Exploration with Lander-Orbiter Synergy) 計画を進めている. その中で火星飛行機は, その観測手段の一つとして, ローバーや大気サンプル採取等と並び, 現在 JAXA や複数の大学からなるワーキンググループにて検討されてきた.

しかし火星の飛行環境は特殊である. 例えば火星の重力は地球の約 1/3 であるが, 大気密度が地球の 100 分の 1 程度であり得られる揚力が小さい. また宇宙輸送に伴う質量制約もあり, そのような環境下における火星飛行機の飛行実現には, 構造の超軽量化が大変重要である.

そこで本研究グループでは, 軽量高強度を有する炭素繊維強化プラスチック(以下 CFRP), クマダイマグネシウム合金に注目し, それらを主構造とする超軽量翼構造の研究開発を行ってきた. 本稿では, 主構造にマグネシウム合金を採用し外皮にポリイミドフィルムを組み合わせた翼と, 主構造に CFRP を採用し外皮に発泡材を組み合わせた翼, さらに外皮・内部構造のすべて CFRP で製作した翼をそれぞれ試作した結果を報告する. また, 材料検討の一環として, 宇宙環境下における材料の機械特性試験, また加圧・減圧環境下での発泡材の寸法変化等についても報告する.

### 2. 設計要求

火星飛行機の概念設計は, 図 1 に示す様な機体平面形を前提とし, 機体重量は 4[kg]と仮定して, 大山らにより最適設計が試みられている<sup>1)</sup>. 本研究では大山らの研究成果に基づき, 主翼面密度を 389[g/m<sup>2</sup>]以下とすることを設計要求とする. また火星では突風等が大きい事も考慮し, 荷重倍数 5, 安全率 2 として, 終局荷重を火星相当で 10[Gm] (地球の約 3.3[G]) と設定した. なお翼型は, 大山らが火星飛行機の概念設計時に使用した石井翼型とした.

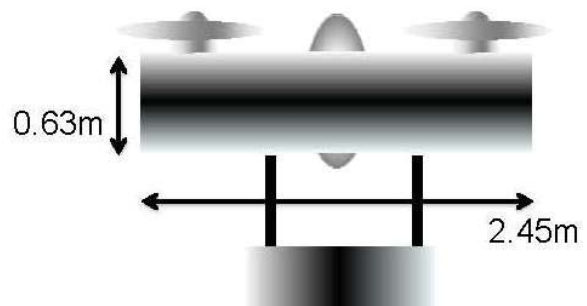


図 1 概念設計機体の平面形

#### 2.1 金属桁翼試作

##### 2.1.1 翼重量推算式

まず翼の構造重量の推算式を求める.  $M$ : 機体全質量 (kg),  $b$ : 主翼スパン[m],  $c$ : 主翼コード[m],  $n$ : 荷重倍数,  $t$ : 翼厚[m], 降伏応力  $\sigma_b$  [MPa], 密度  $\rho$  [kg/m<sup>3</sup>], 重量加速度  $g$  [m/s<sup>2</sup>]とする. 空気力は全て

主桁で負担するとし、また揚力分布は一樣であると仮定する。主桁の断面形状は、上下に桁高さの半分の長さのフランジが付いた一樣な厚さのコの字型であると仮定し、揚力に耐え得る必要な厚さを求めると、主桁重量  $M_{wb}$  は下記となる。

$$M_{wb} = (\rho / \sigma_b) n M g b^2 (4 / 7 t)$$

ただし、荷重的には桁は先端ほど薄くテーパ加工でき、理想的には一定断面の梁の重量の 1/2 になるが、現実には加工限界があるため、一定断面梁の 2/3 程度の重量であると仮定している。次に主桁以外の副桁・小骨等の重量  $M_{wr}$  であるが、翼型は石井翼型とし、小骨の上下にはフィルム貼付用に幅 2[mm]の折り返しを付けることとする。また小骨の間隔を調整するパラメータ  $m$  を導入し、小骨間隔を  $50 \times m$  [mm] とする。副桁は厚み 0.3[mm]の物を翼幅全域に渡って 2か所に入れるとすると、小骨と副桁の体積から  $M_{wr}$  は以下になる。

$$M_{wr} = 0.0092 \times \rho \times c \times t \times b / m$$

最後に表皮重量  $M_{ws}$  であるが、12.5  $\mu$  のポリイミドを想定すると、表裏で 40[g/m<sup>2</sup>]程度である。

$$M_{ws} = 0.04 \times c \times b$$

なおフィルムを接着する接着剤等の重量は含んでいない。上記をまとめると主翼重量  $M_w$  は上記 3 項の和であり、

$$M_w = (\rho / \sigma_b) n M g b^2 (4 / 7 t) + 0.0092 \rho c t b / m + 0.04 c b$$

となる。上記の式で通常のマグネシウム (ZK60A) を想定した場合、 $m = 4$  程度としても主翼重量は 450g/m<sup>2</sup> 強程度となり、目標を満たさない。この改善策として、近年開発された高強度マグネシウム「クマダイ合金」を桁に使用する事とした。クマダイ Mg 合金であれば、上記の推算式から桁の重量が半分程度となり、 $m=4$  で面密度 300[g/m<sup>2</sup>]程度となり目標を十分に満足する。

### 2.1.2 アルミマグネ板材による試作

軽金属の一体削り出しの製造技術を確認するため、アルミ (Al5052) マグネ (ZK60) 板からの削り出しによる試作を行った。試作品の写真を図 2 に示す。

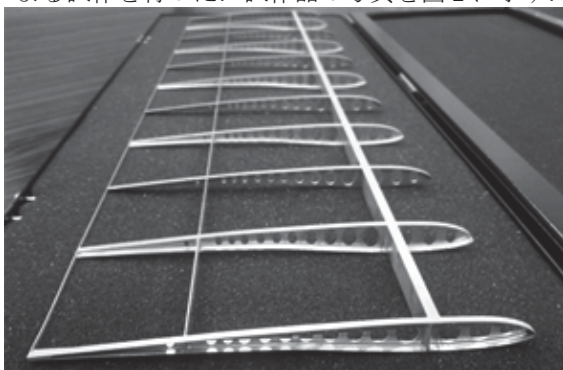


図 2 一体削り出し翼構造先行試

試作の結果、小骨及び副桁で 0.3[mm]厚の製造を実現できており、軽量な翼構造を製造する技術の目途は立った。試作品は翼幅 500[mm]、翼弦長 125[mm]、翼厚 6[%] (最厚部で厚さ約 10[mm]) でアスペクト比はほぼ実機と同等である。試作のため桁厚みをテーパさせる事は行わず一様に 0.5[mm]とし、マグネ製の翼で面密度は 240[g/m<sup>2</sup>] (実重量約 15[g]) である。桁は一樣断面のため前節の式と単純に比較ができないが、桁以外の重量 (約 9[g]) は推算式とほぼ同じ値となっている。

### 2.1.3 クマダイ Mg 合金による試作

次にクマダイ Mg 合金を使って先行試作翼の小骨間 2か所分、即ち翼幅 100[mm]、翼弦長 125[mm]分の試作を行った。現行のクマダイ Mg 材料の製造能力ではこの大きさの母材板 (約 110[mm] x 130[mm] x 11[mm]) の供給は難しいとの事であったため、摩擦攪拌接合 (FSW) を用いてクマダイ Mg 合金と通常の AZ31 合金とを接合させた板を製造し、強度の必要な桁部分にのみクマダイ Mg 合金を用いる事とした。FSW 後の板材の写真を図 3 に、試作した翼を図 4 に示す。



図 3 削り出し前の材板

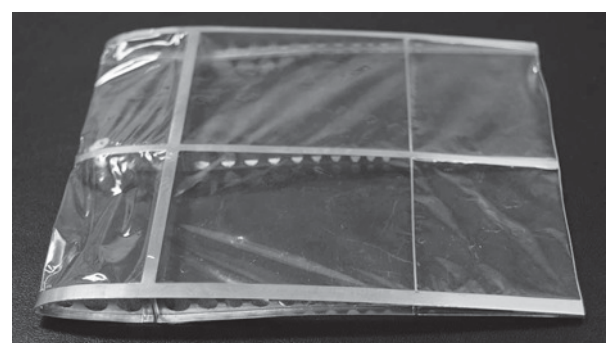


図 4 クマダイ合金を用いた試作翼構造

なおこの試作では、CB 処理<sup>2)</sup>を用いて、ポリイミドフィルムを Mg と融着し、翼表皮を形成している。クマダイ Mg 合金と一般 Mg 合金の接合部でも加工上の問題は起きておらず、このままフライト品の製造に適用可能であると考えている。試作品の重量は 4.0[g] (320[g/m<sup>2</sup>]) であり、フィルム増分より若干重い。これは端部の小骨のみ折り返し部が大きく、翼

幅の短い試作品ではその影響が大きいためである。なおポリイミドフィルムの一部に皺が生じているが、これは融着時の圧力で翼構造が若干変形してしまった事が原因である（特に前縁部）。前縁形状は翼型の性能を発揮する上で重要であるので、前縁に副桁を入れて形状を保持し、また融着治具と工程の改善により対策可能と考えている。

## 2.2 発泡材・CFRP翼およびCFRPオールコンポジット翼の試作結果

### 2.2.1 概要

図5の製作図面に示すような、火星探査航空機の主翼構造を設計、試作した。翼外皮には発泡倍率80倍の発泡材を、スパーとリブには複合材であるCFRPを用いた。

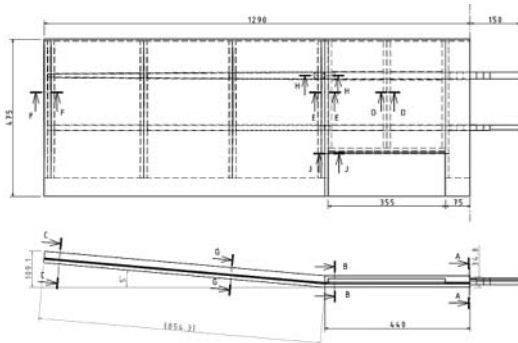
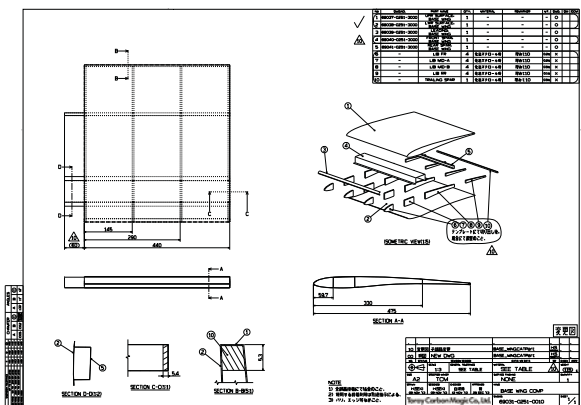
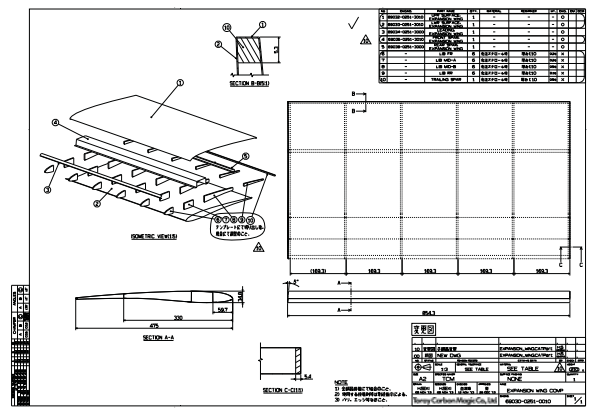


図5 複合材と発泡材製主翼構造の図面

また図6に示すように、外皮並びに内部構造（スパー、リブ）のすべてをCFRPで成形したオールコンポジット翼も設計製作した。図6(1)が、翼根から翼端方向440[mm]位置に上半角が付いている部分を示し、(2)がその位置から翼端までの翼構造を示している。



(1) 翼根から上半角位置までの翼構造



(2) 上半角位置から翼端までの翼構造

図6 CFRPオールコンポジット主翼構造の図面

目標とする面密度  $389[\text{g}/\text{m}^2]$ 以下にするためには、図5, 6のサイズであれば  $238[\text{g}]$ 以下にしなければならない。今回発泡材・CFRP翼は、全質量を  $224.5[\text{g}]$ (発泡材, CFRPのみの質量は  $204.5[\text{g}]$ ), それらの接着に必要な接着剤量を  $20[\text{g}]$ , CFRPオールコンポジット翼は  $238[\text{g}]$ と、目標面密度を満たす設計とした。しかし試作では、発泡材の比重が想定より大きく、また接着剤を想定より多く使用したことなどにより、全質量(面密度)が発泡材・CFRP翼は  $291.3[\text{g}]$ ( $486[\text{g}/\text{m}^2]$ ), CFRPオールコンポジット翼は  $336[\text{g}]$ ( $598[\text{g}/\text{m}^2]$ )となり、目標面密度を超える結果となった。

### 2.2.2 強度剛性試験

次に試作した翼を用いて、先述した火星環境での終局荷重に対する強度剛性試験を行った。前述した荷重条件を地球環境に置き換えると、半裁翼では  $7.56[\text{kgf}]$ の荷重となる。

試験では、荷重を翼面に一様に分布させるためにシート状の重りを翼全体に乗せ、翼のたわみを測定した。たわみの変化を見るため、徐々にシートの枚数を増やして、終局荷重に近づくよう実験した。翼のたわみは、翼端の前縁と後縁それぞれにハイトゲージをあてて計測した。計測結果を図7に示す。また図8に、発泡材・CFRP翼に  $7.56[\text{kgf}]$ の荷重をかけた際の様子を示す。

試験の結果、発泡材・CFRP翼は設計要求である荷重に耐えることができた。さらに荷重を取り除いた後も、翼構造にほとんど変形がないことが確認された。しかし、CFRPオールコンポジット翼は設計要求を満たすことができず、 $1.2[\text{kgf}]$ の荷重がかかった時点でクラック音が確認されたため、試験を中止した。このような違いが出た原因としては、内部構造(特に主桁)の差異が考えられる。CFRPオールコンポジット翼は過度に軽量化を追求したため、主桁の積層が

十分ではなかった可能性がある。今後、再度構造解析を行い、原因究明を行う。

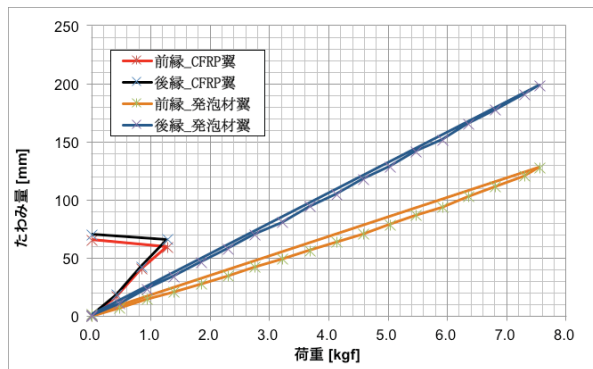


図7 荷重試験結果



図8 試験様子(発泡材・CFRP翼)

### 3. CFRP用接着剤強度試験

#### 3.1 試験方法

主翼構造に使用される2液性エポキシ樹脂接着剤の放射線環境下での機械的特性を調べるため、接着剤のせん断引張接着試験を行った。母材のCFRPはプリプレグを2枚積層したものを使用した。用いた接着剤を表1に示す。

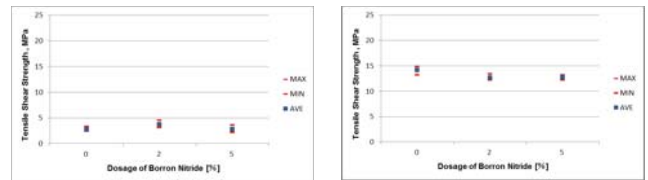
表1 接着剤仕様(常温硬化)

名称	混合物粘度	硬化条件
AV138+HV998	80,000 [MPa·s]	23 [°C]/8hour
AW136N+HY994	10,000 [MPa·s]	23 [°C]/24hour

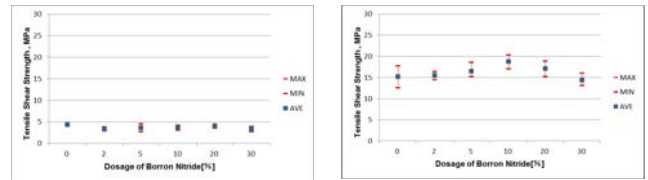
さらに上記2種類の接着剤に、放射線遮蔽材としてデンカ製のボロンナイトライドを添加した。AV138+HV998には0, 2, 5 [wt%]の割合でボロンナイトライドを添加し、AW136N+HY994には0, 2, 5, 10, 20, 30 [wt%]で添加した。硬化条件は常温硬化(Table 1)と熱硬化(100 [°C]/30min.)の2通りである。

#### 3.2 試験結果

縦軸を引張せん断応力、横軸をボロンナイトライド添加率としたグラフを、AV138+HV998を図9に、AW136N+HY994を図10に示す。



(1) 常温硬化 (2) 熱硬化  
図9 引張せん断応力(AV138+HV998)



(1) 常温硬化 (2) 熱硬化  
図10 引張せん断応力(AW136N+HY994)

実験の結果、どちらの接着剤でも熱硬化させた方が高い接着強度が得られた。またボロンナイトライドの添加率が接着強度に影響し、AW136N+HY994の熱硬化の場合を除いて、添加率が上がるにつれて若干ではあるが接着強度は低下した。

## 4. X線照射試験

### 4.1 試験目的

接着剤の接着強度は放射線遮蔽材の添加により弱まるが、被曝する放射線量が増えても低下すると考えられるため、最適な放射線遮蔽材添加率を選定する必要がある。よって、接着剤のX線による劣化特性を調査した。

### 4.2 試験装置及び試験方法

X線発生装置はJAXA/ISASの装置を使用した(図11)。照射線量はターゲットにCuを用い、8.04 [keV]のエネルギー量で試験片1つあたり $9.23 \times 10^6$  [photon/cm<sup>2</sup>]照射した。これは、火星探査航空機がアルミニウムシールド厚さ約3.2 [mm]のカプセルに搭載された状態で、20年間の実宇宙に暴露した場合に相当するフォトン数である。

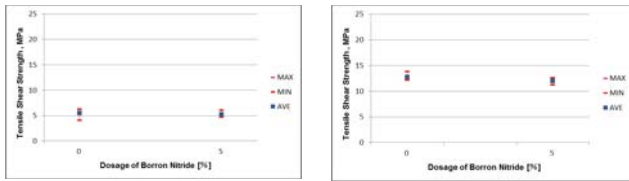


図11 X線発生装置(JAXA/ISAS所有)

### 4.3 試験結果

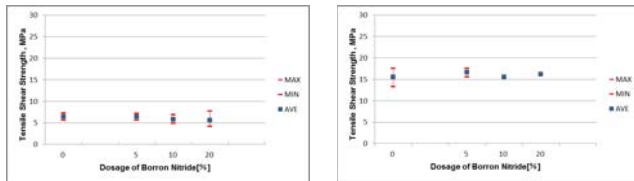
X線照射後に引張試験を行った結果を図12, 13に示す。試験時間の都合上、AV138+HV998には、0, 5

[wt%], AW136N+HY994 には, 0, 5, 10, 20 [wt%]の割合でボロンナイトライドを添加した。



(1) 常温硬化 (2) 熱硬化

図 12 放射線照射後の引張せん断応力(AV138+HV998)



(1) 常温硬化 (2) 熱硬化

図 13 放射線照射後の引張せん断応力(AW136N+HY994)

3.2 節の結果と比較すると, 常温硬化の場合, X 線を照射させた方が約 1.5~2 倍の接着強度の向上が見られた。これは, X 線を照射させたことによって接着剤の分子が架橋した可能性が考えられる。しかし, X 線を照射させた試験片の方が非照射時の試験片よりも引張試験までの経過時間が長かったことから, 時間経過による分子の結びつきが強くなった可能性も考えられる。

熱硬化させた場合には, X 線を照射させた方が, ほぼ同等か若干下回る接着強度を示した。これは, 接着剤が熱硬化されることによってすでに分子の結合が強固となっており, X 線による架橋の効果を得られなかったのではないかと考えられる。

これらの結果は X 線効果とも考えられるが, 手作業で試験片を作成している為に生じる誤差であることも考えられるため, 精査が必要である。また, 放射線遮蔽材の量に関係なく X 線照射前後の引張り強さの変化が見られた為, 他の放射線の影響を調査や, 新たな遮蔽材の選定も視野に入れる必要がある。

## 5. 発泡材変圧環境試験

### 5.1 試験装置及び試験方法

発泡材は圧力の変化で物性が大きく変化する可能性が高いため, 変圧環境試験を実施した。実験装置はタバイエスバックサービス製の LCV-232 真空オーブンを使用した (図 14)。



図 14 試験装置外観

実験では, 真空オーブンにステンレス製の定規を置き, 試験片である発泡材 (発泡倍率 30, 60, 70, 80[倍]) を設置して, 1 気圧→0 気圧→1/100 気圧 (火星大気圧) と圧力を変化させた。なお試験片サイズは 210×60×5[mm]である。

### 5.2 試験結果

試験結果を表 2 に示す。発泡倍率 80 倍以外の試験片では, 1 気圧から 1/100 気圧までの気圧変化の影響はなかった。この結果から, 地球から火星まで発泡材を運搬しても寸法が変化しない可能性が高いことを示している。しかし, 現在の主翼構造に用いることが検討されている発泡倍率 80 倍の試料では, わずかではあるが寸法変化が観測された(図 15)。これに関しては, 今後翼構造全体にどのような影響があるか検討していく予定である。

表 2 圧力変化における発泡材の寸法変化

発泡倍率 [倍]	80	70	60	30
0 気圧での寸法変化[%]	-1.44	0	0	0
1/100 気圧での寸法変化[%]	-1.44	0	0	0

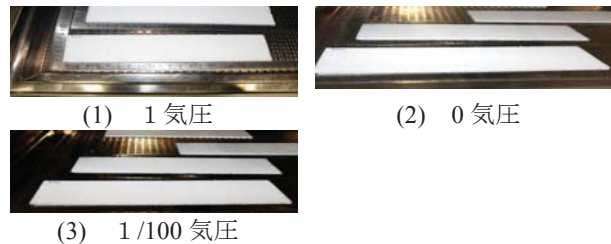


図 15 試験時の発泡倍率 80 倍の試料表面

## 6. アウトガス特性試験

### 6.1 実験装置および試験方法

翼構造が宇宙空間でアウトガス発生がないかを調査した。実験装置を図 16 に示す。CFRP および 3.2 節の接着試験で用いた 2 種類の接着剤 AV138/HV998 と AW136N/HY994, そして放射線遮蔽材ボロンナイトライドを 5%添加した(以下 AW136N/HY994(5%))試料の計 4 種類についてアウトガス測定を行った。



図 16 アウトガス試験装置

実験では、まずマイクロ電子天秤を用いてアルミ箱を秤量し、その中試料を 200~300[mg]入れ、25[°C]、50[%RH]の環境で 24 時間保管した。24 時間後、試料の初期重量を秤量した。次にアウトガス測定装置を用いて、真空度： $7 \times 10^{-3}$ [Pa] 以下、加熱温度： $125 \pm 1$ [°C]、放出ガス冷却温度： $25 \pm 1$ [°C]の環境下に試料を 24 時間曝し、その後取外した試料及びコレクタプレート of 試験後重量をマイクロ電子天秤で秤量し、TML（質量損失比）および CVCM（再凝縮物質質量比）を算出した。測定後試料を再び 5[°C]、50[%RH]の環境で 24 時間保管し、24 時間後、マイクロ電子天秤で試料の吸湿後の試料重量を秤量し、WVR（再吸水量比）を算出した。

## 6.2 試験結果

得られた CFRP、AV138/HV998、AW136N/HY994 及び AW136N/HY994(5%)の TML（質量損失比）、CVCM（再凝縮物質質量比）および WVR（再吸水量比）を表 3 に示す。

表 3 アウトガス試験結果

試料名	TML[%]	CVCM[%]	WVR[%]
CFRP	0.31	0.01	0.26
AV138/HV998	1.077	0.050	0.249
AW136N/HY994	2.867	0.044	0.596
AW136N/HY994 (5%)	2.642	0.031	0.681

アウトガスの発生量については、NASA 推奨値である TML1.0%以下、CVCM0.1%以下を材料選定の目安とすることができる。これに対して、CFRPはTML、CVCMとも推奨値以下であった。しかし接着剤に関してはTMLの推奨値を上回る値となった。更に、わずかではあるが、放射線遮蔽材ボロンナイトライドを含むことで数値が減少することがわかった。

## 7. 結論

本研究では火星探査用の航空機の主翼への適用を目的とし、超軽量な翼構造の開発並びに試作を行った。クマダイ Mg 合金を用いた主翼構造では、要求されている軽量化が実現可能である事の目途を得た。また試作の

過程において、クマダイ Mg 合金と一般 Mg 合金の F S W及びMg合金へのポリイミドフィルム融着という他事例への波及効果の大きそうな技術の開発に成功している。これらを生かして火星探査航空機の実現を進めていきたいと考えている。

発泡材と CFRP を組み合わせ製作した翼構造は、軽量化に更なる改善が必要なものの、設計要求である強度・剛性を満たしていることが確認された。また、現在外皮部分に関しても複合材を用いるオールコンポジット翼構造を設計試作した。オールコンポジット翼構造は、翼型など成形に関しては良好なため所望の空力性能を発揮できると考えられるが、強度並びに軽量化について改善すべき点があることがわかった。これらを比較しながら火星探査航空機に最適な超軽量翼構造の研究を進めて行く予定である。

材料試験については、各々の必要なデータを取得する事が出来た。CFRP 翼構造に用いる接着剤の X 線への劣化特性を調べた結果、X 線の架橋効果による接着強度の向上が見られた。しかし、接着剤の時間経過による硬化度合いの違いや、手作業による誤差も含まれるため、精査が必要である。今後は $\gamma$ 線など放射線の種類を増やし、本報告と同様な機械的特性試験を実施していく予定である。

## 参考文献

- (1) 大山聖：MELOS1 にむけた火星飛行機の概念検討，第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集，2010.
- (2) 竹内伸介ほか：火星探査航空機の構造概念設計，第 49 回飛行機シンポジウム 3F3，2011.

# 1B02 火星探査飛行機用推進装置の研究・開発

○米澤宏一（大阪大） 砂田 茂（大阪府立大）  
大槻真嗣（JAXA） 安養寺正之（JAXA）  
永井大樹（東北大） 浅井圭介（東北大） 岡本正人（金沢工大）

Research and Development of Propulsion Device of Mars Exploration Airplane  
Koichi Yonezawa (Osaka University), Shigeru Sunada (Osaka Prefecture University),  
Masatsugu Otsuki (JAXA), Masayuki Anyoji (JAXA),  
Hiroki Nagai (Tohoku University), Keisuke Asai (Tohoku University),  
and  
Masato Okamoto (Kanazawa Institute of Technology)

Key Words: Propeller, motor, low-Reynolds-number flows, weight saving

## Abstract

A development of a propulsion device of a Mars exploration airplane is being carried out. The propulsion device consists of propellers and electric motors. It is necessary for realizing the Mars exploration airplane to reduce the device weight. In order to reduce the weight, highly efficient propellers and motors are required. In the present paper, efforts put into development of the propulsion device are described.

## 1. はじめに

現在, JAXA 宇宙科学研究所を中心に航空機による火星探査が検討され, 実現に向けて電動の無人航空機の開発および基礎研究が行われている. 火星には二酸化炭素を主成分とする大気が存在するが, その密度は地球の大気の約 1%程度であり, 重力加速度が地球の約 40%である. そのため, 飛行に必要な空気力は小さく, また流れのレイノルズ数が小さいために, 空気力全体の抵抗が占める割合も相対的に大きくなる. 大山ら<sup>1)</sup>が 2011 年に火星探査航空機検討チームによる当初の質量・性能の見積もり値をもとに多目的設計探査を行ったが, そのままの値では航空機として成立せず, 各要素の軽量化, 空力性能の向上が必要であると報告された. 著者らのグループでは推進器の開発を担当し, プロペラを駆動するモータ系の軽量化および推進用プロペラの空力特性の改善を目的として研究を行っている. 本報では, 最新の成果を含め, これまでに得られた研究成果をまとめて報告する.

## 2. 駆動用モータ系の軽量化と高効率化

火星飛行機推進用モータシステムの開発については, 駆動時のモータ内部の温度上昇を把握し<sup>2)</sup>熱伝達特性の改良を行い, 仕様に対してモータサイズを

最適化し, ドライバの部品選定過程で軽量化可能な素子ならびに構成を選択することで, 軽量化を図ることを目標としている.

### 2.1. モータの軽量化

これまでにモータの軽量化を行うために以下の方策を採用した.

- 発熱部の熱を逃がしやすいよう, ブラシレスモータを採用.
- モータの要求仕様に対するステータ・ロータ構成の最適化.
- 低温環境での駆動を前提として, 世界最高磁力の磁石を採用.
- ケースを翼構造と兼ね, ケース質量を除去.
- ステータと支持構造間の熱伝導を高めることで, 駆動時の平衡温度を下げ, モータサイズを低減.
- モータ内部に熱がこもる構造(ワニスの利用等)を回避する拘束方法を採用.
- 大気流入孔の設置による放熱性能の向上.

以上の方策を施し試作したモータを宇宙科学研究所の惑星大気風洞で火星飛行機の運用状態に近い状態で駆動し, 平衡温度を確認した.

### 2.2. ドライバの軽量化

モータドライバの軽量化を目的として以下の方策を用いた.

Table 1 Weight and dimensions of motor system

	Weight (kg)	Dimension (mm)
Motor	Rotor: 0.07	$0.28 \times 2 = 0.56$
	Stator: 0.19	
	Bearing: 0.2	
Driver	0.17	$120 \times 180 \times 1.0$
Instrumentation and margin (5%)	0.18	-

- 2 個のモータを一つのドライバで駆動することで共用部品を増やす。
- センサレス駆動にすることで、I/F を含めシステム全体として軽量化。
- 駆動制御のための計算コアを周囲回路も含めて一番軽量となるように選定。

実際に上記の検討を反映したドライバを試作し、動作確認を行った。

以上の試作品から求められるモータ系質量および寸法を Table 1 に示す。合計質量は 0.91kg であり、当初見積もり質量よりも 30% 以上の削減がなされたものの目標値の 0.81kg まではさらに 0.1kg 削減が必要な状態である。今後も引き続き、モータの小型化、筐体の材料変更による軽量化等の改善を進める予定である。

### 3. プロペラの空力

火星大気は大気密度が低く機体のレイノルズ数が小さく抵抗係数が大きいため、同様に低いレイノルズ数で作動し揚力で推力を発生するプロペラは、そのブレード面積を大きくする必要がある。しかし、火星までの輸送カプセルに収納するためにはプロペラ半径は大きくできず、ブレードのアスペクト比は小さくせざるを得ない。また、大気密度が小さいためにレイノルズ数も低下し、プロペラ周りの流れのレイノルズ数は 3000 程度となり、粘性に起因する抗力が大きくなる。低レイノルズ数条件化においてプロペラ効率を向上させるには翼型を検討することが重要となる。またブレードのアスペクト比が小さい場合には誘導抵抗が大きくなるため、できるだけ誘導抵抗を小さくするような翼弦長分布と羽根のねじり角分布を与えなければならない。後者については、翼素運動量理論に基づく最適設計法として Adkins と Liebeck により考案された手法<sup>3)</sup>を用いた。本研究では低レイノルズ数で優れた性能を持つ翼型の検討と、Adkins と Liebeck の方法では定義されない翼のスタッキング方法について、翼に後退角を与えた場合の影響を検討した。

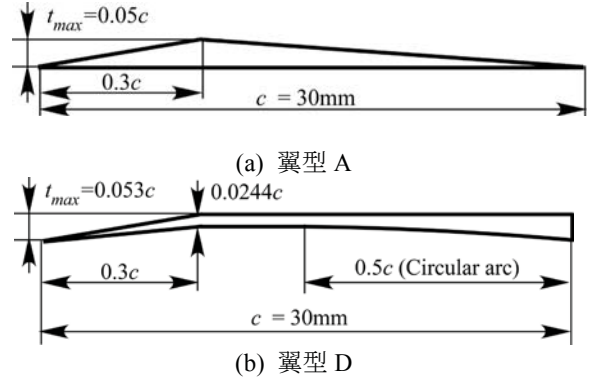


Fig. 1 Airfoil for propeller blade<sup>4)</sup>

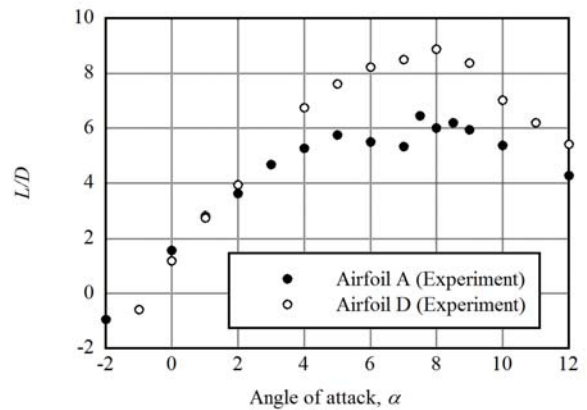


Fig. 2 Measurements of lift-drag ratio<sup>4)</sup>

#### 3.1. 翼型の検討<sup>4)</sup>

前述のようにプロペラ周りの流れのレイノルズ数はおよそ 3000 前後の値となる。このような低レイノルズ数条件化における翼型の空力性能に関する研究例は多くないが、本研究では、Fig. 1 (a) に示す三角形の翼型を基本形状としてプロペラを設計することにした。これは Azuma の著書に示されている様々な翼型の中で  $Re=10000$  において揚抗比が大きく、さらにブレードの強度確保のためにある程度の厚さがある翼型として選択した。以降、この翼型を翼型 A と呼ぶ。また、著者らは  $Re < 10000$  でさらに揚抗比を向上することを目的として 2 次元 CFD を用いて翼型の探索を行い Fig. 1 (b) に示す翼型 D を得た。翼型の空力性能は東北大学の火星大気風洞で実験を行い Fig. 2 に示すように翼型 D は翼型 A よりも大きな揚抗比が得られることを確認した。

#### 3.2. ブレードの後退角の影響<sup>6)7)</sup>

翼型 A を用い、4 枚羽根のプロペラを Adkins-Liebeck の方法で設計した 2 種類のブレードについて比較を行った。設計に用いたプロペラの仕様

Table 2 Design parameter of propeller

Forward speed	$U=50$ m/s
Tip speed ratio	$\lambda=U/R\Omega=0.4$
Number of blades	$B=4$
Thrust coefficient	$C_T = \frac{Thrust}{1/2 \rho U^2 \pi R^2} = 0.371$
Propeller radius	$R=0.25$ m

$\Omega$  = Angular velocity of propeller (rad/s)

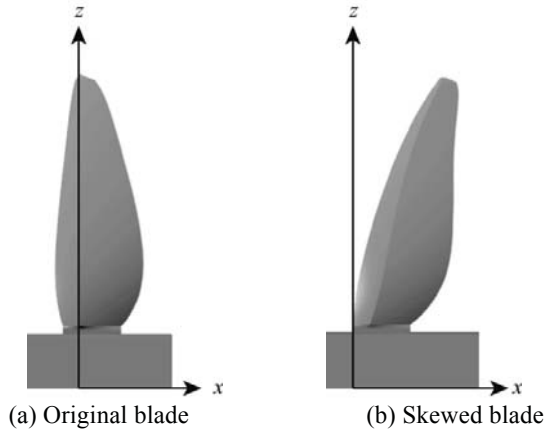


Fig. 3 Blade planform<sup>6)7)</sup>

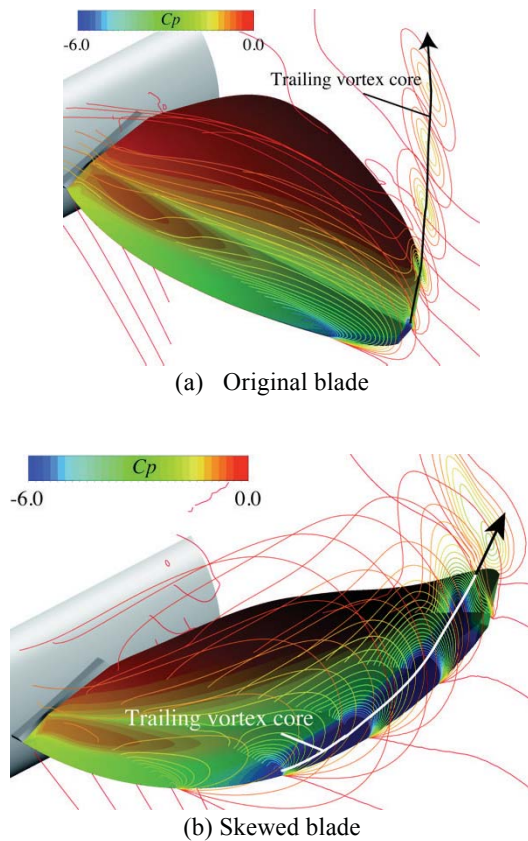
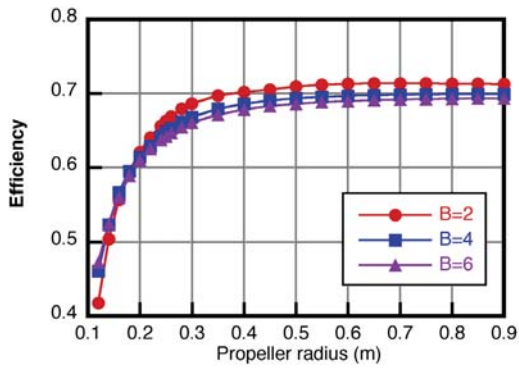


Fig. 4 Pressure distribution on blade surface and pressure contour on axial cross section around blade<sup>7)</sup>

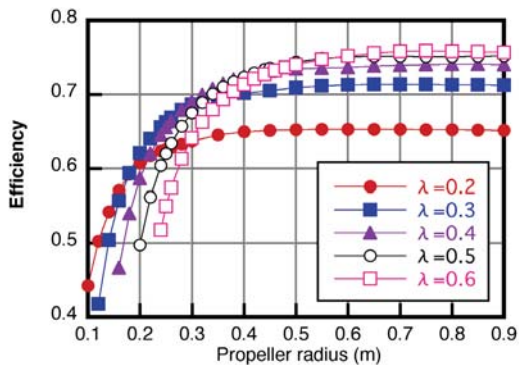
は Table 2 に示す通りである。ブレード形状は Fig. 3 に示す、翼弦上の前縁から 30%の位置を翼のねじり中心にスタッキングしたオリジナル形状と、後退角を与えた Skewed 形状である。これらの 2 形状について推力、トルク、効率を計測したところ、両者ともに設計条件における効率が 65-70%で、有意な差は認められなかった。しかし、CFD 解析を行ったところ、Fig. 4 に示すように翼面の圧力差および翼端渦の構造に大きな違いが生じていることが明らかとなった。オリジナル形状では翼端渦は翼端で生じそのまま下流へと渦芯がのびている。一方、Skewed 形状ではスパン方向中央付近から翼端にかけて徐々に剥離渦が負圧面状に生じ、翼端近傍では翼端渦と一体となっている。翼端渦の渦芯は翼面上を通過するため翼面圧力は低下している。つまりオリジナル形状では、翼上面前縁付近の渦が翼の揚力を増加するが、Skewed 形状では翼上面前縁付近の渦だけでなく、翼端渦が縦渦となり翼面上の圧力を低下させることでも揚力を増加させている。これまでの実験結果ではこのような揚力の発生機構の違いはプロペラ効率に大きな違いを与えていないが、今後は、新たなアプローチとして翼端渦による負圧効果を積極的に用いた高効率化の可能性を検討する予定である。

### 3.3. ブレードのアスペクト比とレイノルズ数のトレードオフについて<sup>8)</sup>

3.1 節で示した翼型 D を用いて Table 2 の仕様（ただし翼端周速比のみ最適な値を用いた）で、Adkins-Liebeck の方法によりプロペラを設計したところ、揚抗比が大きな翼型を用いたにも関わらず効率が大幅に低下することが CFD 解析により判明した。Fig. 3 (a) に示した翼型 A を用いたブレードと比較したところ、翼型 D を用いた場合には翼型 A を用いた場合に比べて翼弦長が小さくなっていた。一般に翼弦長が小さくアスペクト比が大きくなると誘導抵抗が減少するという利点があるが、火星大気条件では翼弦長減少に伴うレイノルズ数低下による断面抵抗の増加の割合が大きく、効率が低下したものと考えられる。なお、翼弦長が小さくなった原因は翼型 D は翼型 A に比べて揚力係数が大きいため<sup>4)</sup>、同じ推力のプロペラを設計すると大きな翼面積が必要なくなるためである。以上のように火星大気条件では通常の航空機用プロペラと異なり、アスペクト比を増やすことが単純に効率上昇へはつながらないことが明らかとなった。そこで本研究では、効率に対するアスペクト比とレイノルズ数のそれぞれの効果のトレードオフを調べた。ただし、翼型性能については、



(a) Influence of number of blade,  $B$  at  $\lambda = 0.3$



(b) Influence of tip speed ratio,  $\lambda$  for  $B = 2$

Fig. 5 Propeller efficiency versus propeller radius. Influence of blade planform can be compared. Forward speed and thrust coefficient are fixed at  $U = 50$  m/s and  $C_T = 0.371$ .<sup>8)</sup>

Re=4000, 5000, 6000, 7000 における実験データを用い、この範囲より小さなレイノルズ数における値は線形外挿により求めた値を用いた。

Fig. 5 は前進速度, 推力係数をそれぞれ  $U = 50$  m/s,  $C_T = 0.371$  に固定し, プロペラ半径を変化させた場合の Adkins-Liebeck の方法により求めたプロペラ効率に対するブレード枚数  $B$ , 翼端周速比  $\lambda$  の影響を表している。Fig. 5 (a) より, 翼端周速比を  $\lambda = 0.3$  で一定とした場合の, 翼枚数の影響を比較する。図より, プロペラ半径  $R = 0.14$  m のとき, 効率は  $B = 6$  の場合に最大となり,  $B = 2$  のときに最小となっている。ブレード枚数が異なっても翼の総面積はおよそ一定であるため, アスペクト比の大小関係はブレード枚数の大小関係と一致する。従って, この場合にはアスペクト比が大きな  $B = 6$  の誘導抵抗が最も小さいために効率が最大となっていると言える。一方,  $R > 0.2$  では, 効率は  $B = 2$  の場合に最大となり,  $B = 6$  のときに最小となっている。 $R$  が大きな場合もアスペクト比は  $B = 6$  のときに最大となり誘導抵抗も最

低となる。しかし, 推力を固定しているため半径が増大するとともに翼弦長は小さくなり, 翼周りの流れのレイノルズ数は低下する。さらに翼枚数を増やすとレイノルズ数が低下するため断面抵抗

が増大する。従って, この結果から, ある程度プロペラ半径が大きくなると, 断面抵抗の影響が誘導抵抗の影響を上回ることが確認できる。また, ここで示した  $R$  の範囲では  $B = 4, 6$  の曲線は単調増加しているが,  $B = 2$  の場合には  $R = 0.7$  m で効率が最大値となっている。つまり, ブレード枚数を一定にして半径を変化させた場合にも断面抵抗と誘導抵抗の影響の大小が逆転することが確認できる。Fig. 5 (b) では翼枚数を  $B = 2$  で固定し, 翼端周速比の影響を比較する。ここでは前進速度が  $U = 50$  m/s で固定されているので翼端周速比が大きくなるとプロペラ回転数は小さくなる。従って, 翼端周速比が小さいほどブレードアスペクト比が大きくなる。図より, プロペラ半径が小さい場合には, アスペクト比が大きい, つまり  $\lambda$  が小さいほど効率が高く, プロペラ半径が大きくなると, このプロペラ効率と  $\lambda$  の相関関係は逆転する。また, それぞれの  $\lambda$  について, プロペラ効率が最大となる  $R$  が存在し, 断面抵抗と誘導抵抗の影響の大小の逆転が起こっている。

以上に示した2通りの比較から, プロペラ半径が小さい場合には, 必然的にブレードの翼弦長が大きくなりレイノルズ数がある程度大きくなるため, アスペクト比を大きくして誘導抵抗を低減させることが有効であり, プロペラ半径を大きい場合にはアスペクト比はある程度大きくなるため, 翼弦長を大きくしてレイノルズ数を大きくするような設計が有効であることが明らかとなった。

### 3.4. 試作プロペラの空力性能の比較

3.2 節で示した4枚羽根のオリジナルブレード (ブレード A4) と, 3.1 節で示した翼型 D と 3.3 節での検討結果を反映して, 新たに設計した2枚羽根のブレード (ブレード D2) の空力特性の比較結果を Fig. 6 に示す。ただし, 実験は大阪大学の研究用風洞を用いて行い, 前進速度に相当する流入速度は  $U = 6$  m/s に固定し, プロペラ回転数を変化させて  $\lambda$  を変化させた。レイノルズ数はスパン方向における  $0.75R$  の位置での翼弦長および翼から見た流れの相対速度

$$V = \sqrt{(0.75R\Omega)^2 + U^2}$$

を基準として定義する。 $\lambda$  の設計値は効率が最大となるように選んだので, ブレード A4 では 0.4, ブレード D2 では 0.3 であり, 大阪大学での実験条件では, ブレード A4 のレイノルズ数はお

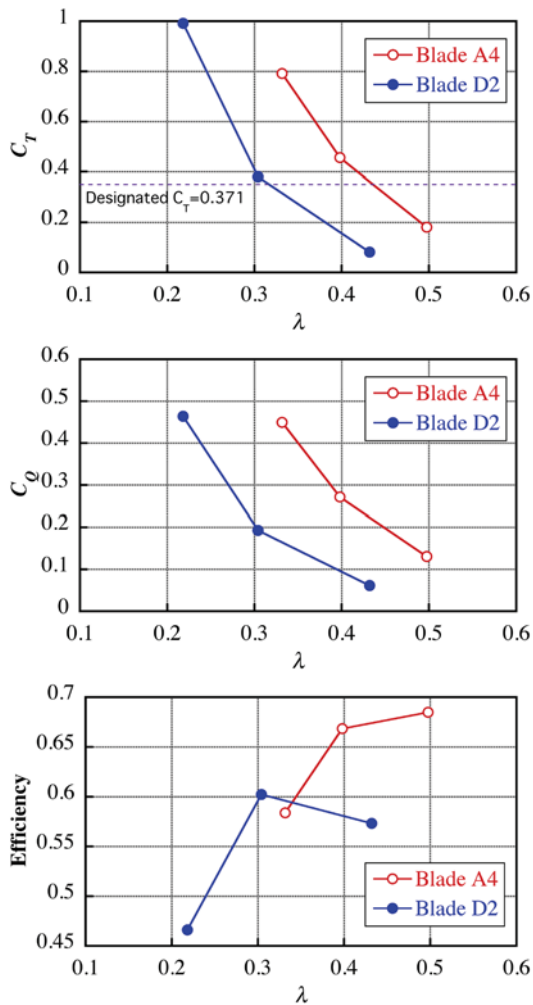


Fig. 6 Aerodynamic characteristics of propellers with the blade A4 and the blade D2.

よそ 54,000, ブレード D2 では 64,000 である。まず、Fig. 6 上図の推力係数から見ると、ブレード A4, D2 どちらの場合にも設計点となる  $\lambda$  において、必要推力 0.371 よりやや大きな値が近い値を示している。Fig. 6 中図のトルク係数は同程度の値となっている。Fig. 6 下図の効率を比べると、ブレード A4 の方が、翼型を改良したブレード D2 よりも 5 パーセント程度高くなっている。これは 3.3 節で検討したように、翼型の揚力特性が増加した結果、翼弦長が小さくなり断面抵抗が大きくなった事などが原因である。ただし、ブレード枚数を 4 枚から 2 枚に削減できた事は、火星探査飛行機をカプセルに折り畳んで収納し、火星到着後、空中で展開する事を考えると信頼性向上に対する利点は大きいと考えられる。また、翼型を改良する際には、揚力を向上させずに、抗力を低下させるなど、再度検討の必要がある。

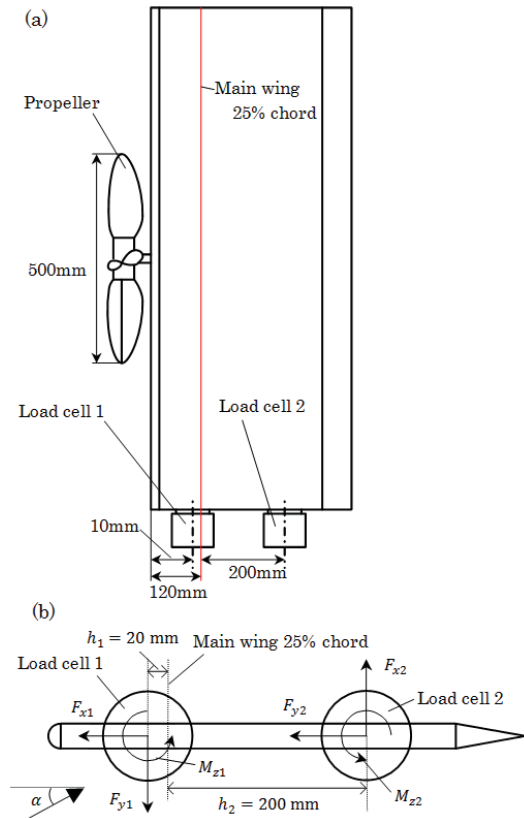


Fig. 7 Experimental apparatus.<sup>9)</sup>

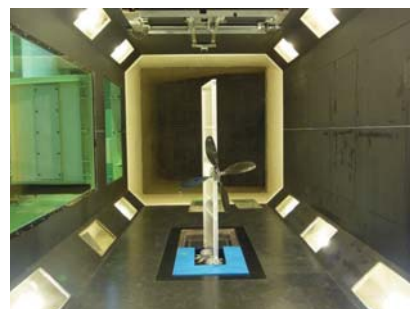


Fig. 8 Picture of experimental setup in the wind tunnel at Osaka University.<sup>9)</sup>

#### 4. プロペラと主翼の干渉<sup>9)</sup>

火星探査飛行機の現段階における設計では機体のハーフスパン長が 1200 mm に対してプロペラ直径が 500 mm となっており、主翼の 50% 近くがプロペラの後流に入ることになり、プロペラ後方では複雑な三次元的な流れが形成される事が予想される。この問題に関しては、Makino らは主翼における剥離泡の違いに対する翼型の影響など主翼周りの流れに着目した研究を行って<sup>10)</sup>。一方、本研究では特にプロペラ性能に着目して影響を調べた<sup>9)</sup>。

実験装置は Fig. 7 に示すように主翼部分をスパン長が 1200 mm の平板翼にプロペラとモータを直接

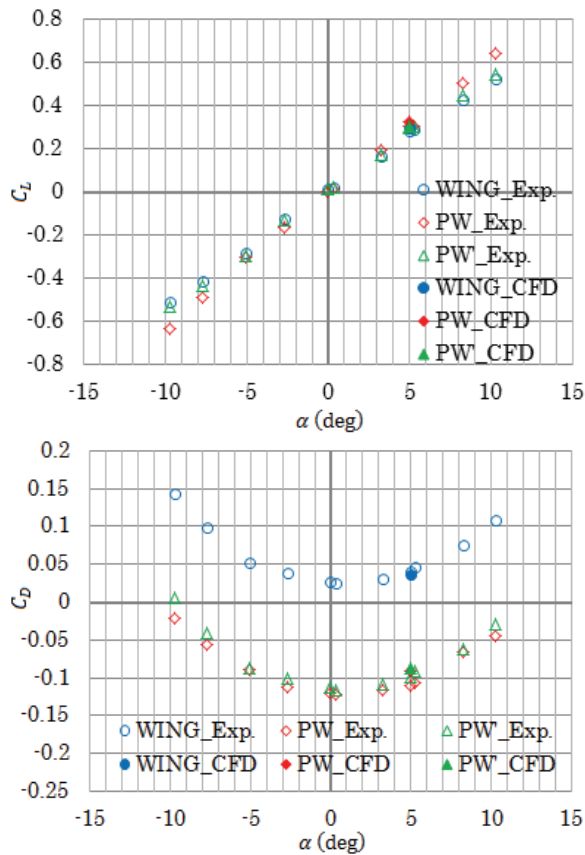


Fig. 9 Lift and drag coefficients versus angle of attack

取り付けられたものとなっている。プロペラには前章で示したブレード A4 を用いた。また、主翼下部に二台のロードセル(日章電機, LMC-3505-10)を取り付け、揚力, 抗力, ピッチングモーメントを計測した。また、実験は大阪大学の研究用風洞を用い, Fig. 8 に示すように風洞床部を主翼の翼端板とし, ロードセル部分は埋め込まれている。実験は主流速度を 5 m/s, プロペラ翼端周速比を 0.4 で固定し, 主翼の迎え角を変化させた。

Fig. 9 に迎角を変化させた場合の揚力係数と抗力係数の計測結果および CFD 解析結果を示す。ただし, Fig. 9 下図で負の抗力はプロペラ推力によるものである。図中の凡例で WING は主翼単独, PW は主翼にプロペラを取り付けた場合, PW' は主翼およびプロペラ単独での空気力を足し合わせたものを示している。従って PW と PW' の差がプロペラ後流と主翼との干渉の影響を表している。Fig. 9 より, 巡航時の迎角である 5° では両者の差は小さい。しかし迎角が大きくなるほど PW と PW' の差が大きくなっており, PW の方が PW' よりも  $C_d$  が小さいことから, 推力低下などの悪影響は生じていない。以上より, プロペラと主翼の干渉の影響は, 低迎角の場合にはほとんど見られず, 高迎角の場合でも悪影響は生じない事

が明らかとなった。

## 5. まとめ

火星探査飛行機の推進装置の開発について, 最新の成果を含めた, これまでの研究成果を報告した。今後も引き続き, モータ系の軽量化, プロペラの高効率化のための研究を行っていく予定である。

## 参考文献

- 1) 大山聖・他 6 名, 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講演集, 2G01, JSASS-2011-4331, (2011).
- 2) 大丸拓郎, 永井大樹, “火星大気を飛行する航空機の第一次熱設計”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2013-4408, (2013).
- 3) Adkins, C. N., and Liebeck, R. H., Design of Optimum Propellers, Journal of Propulsion and Power, Vol.10, No.5 (1994), 676.
- 4) 米澤宏一・他 8 名, 火星探査飛行機用プロペラ開発のための翼型に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 62, No. 1, pp. 24-30, (2014).
- 5) Azuma, A. “The Biokinetics of Flying and Swimming, Second Edition (AIAA Education Series),” American Institute of Aeronautics and Astronautics (2006).
- 6) Yonezawa, K., *et al*, Experimental and Numerical Investigations of Three-Dimensional Flows around Propellers in Low-Reynolds Number Flows, Proceedings of 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-01, (2013).
- 7) Yonezawa, K., *et al*, Influence of Blade Skew on Propeller Performance in Low-Reynolds Number Flows, Proc. Asian Joint Conference on Propulsion and Power, AJCPP-2014-105, (2014)
- 8) 阿部健人・他 4 名, 低レイノルズ数条件下におけるプロペラ翼の平面形の最適化, 第 4 6 回流体力学講演会講演集, 1D08, (2014).
- 9) Matsumoto, S., *et al*, Interference between a main wing and a propeller of the Mars airplane, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, AJCPP-2014-125, (2014).
- 10) Makino, F. and Nagai, H., "Propeller Slipstream Interference with Wing Aerodynamic Characteristics of Mars Airplane at Low Reynolds Number," AIAA SciTech2014, AIAA-2014-0744, National Harbor, Maryland, USA, January, 2014.

# 1B06 火星探査を実現する軽量な太陽電池およびバッテリーの開発

豊田裕之, 高橋優, 嶋田貴信, 大山聖 (JAXA 宇宙科学研究所)

鷲尾英俊 (シャープ株式会社)

小出和也, 大登裕樹 (古河電池株式会社)

Development of Lightweight Solar cell and Battery for Mars Missions

Hiroyuki Toyota, Yu Takahashi, Takanobu Shimada and Akira Oyama (ISAS/JAXA)

Hidetoshi Washio (SHARP Corporation)

Kazuya Koide and Hiroki Ooto (The Furukawa Battery Co., Ltd.)

Key Words: Solar Cell, Battery, Power System, Mars

## Abstract

This paper describes the development of IMM3J solar cells and stainless steel laminate lithium ion pouch cells, which will be essential technologies for the Mars explorers such as airplanes and rovers. The efficiency of the IMM3J solar cells were increased by 9% by optimizing the structure for the solar spectrum at the Martian surface. The vibration tolerance of the stainless steel laminate pouch cells restrained by CFRP bands were demonstrated. The specific energy of 115.5 Wh/kg can be achieved by using the demonstrated structure.

## 1. はじめに

JAXAの火星着陸探査技術実証ワーキンググループでは、2020年代の火星探査を目指し検討を進めている<sup>(1)</sup>。火星表面で活動する探査機は、太陽電池とバッテリーから電力を得るとい点では、宇宙空間を飛翔する衛星と同様である。ただし、探査機が火星表面に到達するには重力に逆らいつつ安定して降下する必要があり、質量削減に対する要求は非常に厳しい。そこで我々は電源コンポーネントの大幅な軽量化を図るため、出力密度 (W/kg) の高い太陽電池パネルと、エネルギー密度 (Wh/kg) の高いバッテリーの開発を行っている。

通常の宇宙用太陽電池は、宇宙空間の太陽光スペクトルに最適化されている。しかし火星表面に到達する光のスペクトルは、火星大気を通過することで変化する<sup>(2)</sup>。そこで我々は最新型の逆積み格子不整合型3接合太陽電池<sup>(3)</sup>をベースに、火星表面の太陽光スペクトルに最適化した太陽電池セルを開発した。

火星探査飛行機やローバに必要なバッテリー容量はバ10 Ah前後と比較的小容量で、従来の宇宙用電池には該当するものがない。また、エネルギー密度の面でもより高い性能が必要である。そこで我々は、通常のAlラミネートに代えてSUSラミネートをケースに用いたりリチウムイオン電池を開発してきた。

本稿では、これらの太陽電池、バッテリーの開発状況を報告する。

## 2. 火星用太陽電池セル

### 2.1. 多接合太陽電池の構造

地上の太陽光発電システムの多くは、SiやCIGSを材料に用いた太陽電池を用いる。一方で人工衛星や探査機に対しては、太陽電池パネル面積の制約が非常に厳しいため、太陽電池セル自身のコストは高いが、遙かに高い効率を実現する多接合太陽電池が使われる。中でも次世代を担う太陽電池として期待されているのが、逆積み格子不整合型 (Inverted Metamorphic, IMM) 3接合太陽電池である。その写真を図1に、構造を図2に示す。

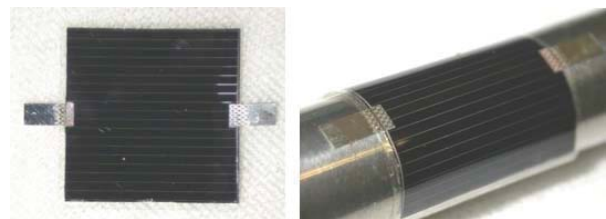


図1 IMM3接合太陽電池

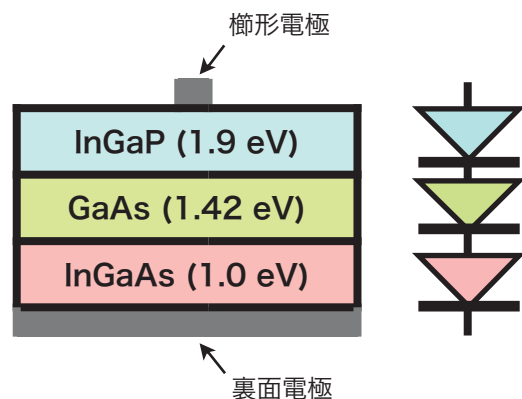


図2 IMM3接合太陽電池の構造

IMM3接合太陽電池は、InGaP、GaAs、InGaAsの3種類の太陽電池（サブセル）を積層して構成され、受光面から裏面に向かってサブセルのバンドギャップエネルギーが小さくなる。半導体はバンドギャップよりも大きなエネルギーを持つ光のみを吸収するため、あるサブセルを透過した低エネルギーの光は背後のサブセルで吸収される。その結果、広い波長範囲の光を吸収すると同時に、3つのサブセルを直列接続して高電圧化することで、発生電力を高めている。各サブセルの発生電流は、放射線劣化を考慮したうえで互いに等しくなるよう設計されるのが特徴である。

また、IMM3接合太陽電池セルは厚みが約10 μmと非常に薄いため、図1に示すように柔軟で曲面にも実装可能である。従来の太陽電池は固く割れやすいため、高剛性の太陽電池パネルに貼り付ける必要があったが、IMM3接合太陽電池セルは軽量で柔軟なパネルに実装しても問題がなく、出力密度 (W/kg) の向上につながる<sup>(4)</sup>。IMM3接合太陽電池と薄膜軽量パネルの組み合わせは、2014年9月14日に打ち上げられた科学衛星「ひさき」に副ミッションとして搭載された次世代電源系要素技術実証システム「NESSIE」で、軌道上実

証を行っており、将来のミッションに向けたデータを蓄積中である<sup>(5)</sup>。

## 2.2. 火星用IMM3接合太陽電池の特性

太陽光スペクトルとIMM3接合太陽電池セルの分光感度特性を図3に示す。地球近傍の宇宙空間の太陽光スペクトルは、大気を通過していないという意味で Air Mass 0 (AM0) と呼ばれる。火星は太陽から約 1.5 AUの距離にあり、火星近傍の太陽光はスペクトル形状はそのままに強度が(距離)<sup>-2</sup>に比例して減衰したものになる。火星表面の太陽光は、さらに火星大気を透過したものである。火星大気の透過率は波長に対して一定ではなく、火星表面に到達する光は650 nmより短波長側で特に大きく減衰する。その結果、この波長に感度を持つInGaPサブセルの発生電流が特に大きく減衰する。

IMM3接合太陽電池セルを構成する3つのサブセルは電氣的に直列接続されているため、InGaPサブセルの発生電流低下は、IMM3接合太陽電池セル全体の発生電流の低下に直結し、変換効率を低下させる。そこで、IMM3接合太陽電池セルに次の変更を加えること

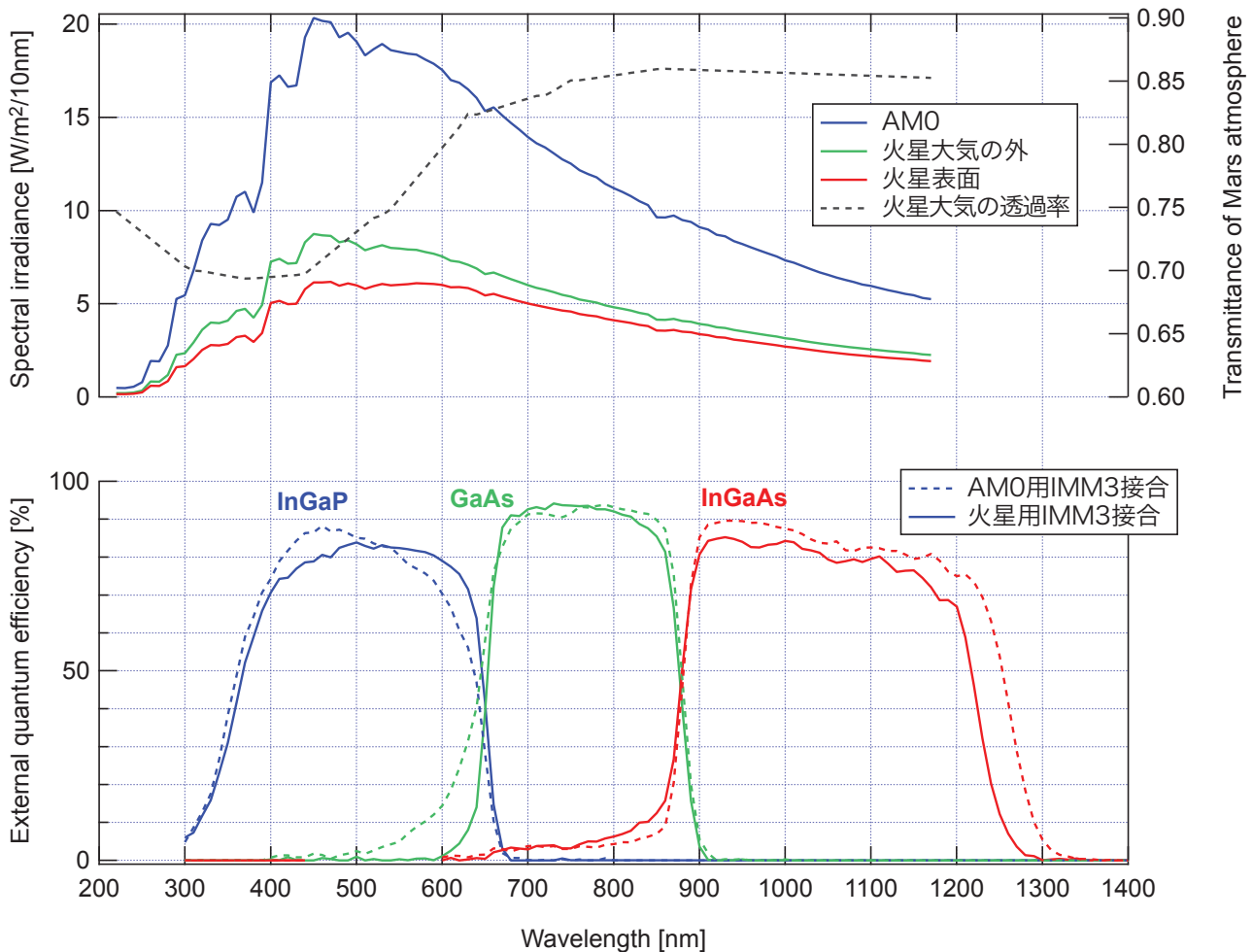


図3 太陽光スペクトル（上）とIMM3接合太陽電池セルの分光感度特性（下）

で効率向上を狙い、火星表面で活動する探査機に適する太陽電池セルを試作した。

- 650 nm以下の波長領域における光量低下を補うため、InGaPサブセルを厚くする。
- 発生電流が過剰になるInGaAsサブセルのバンドギャップエネルギーを増すことで吸収端を短波長側にシフトし、発生電流を絞ると同時に発生電圧を高める。

この効果は、図3下の分光感度特性から読み取ることができる。すなわち、InGaPセルの感度が長波長側に拡大し、その分GaAsセルの感度の立ち上がりが長波長側にシフトした。またInGaAsセルの長波長側の吸収端が、短波長寄りにシフトした。

試作した火星用IMM3接合太陽電池セルの評価には、火星表面太陽光を模擬した光源を用いる必要がある。そこで、火星大気の吸収を模擬する光学フィルタを製作し、ソーラーシミュレータに取り付けた。光学フィルタの特性を図4に示す。短波長側に透過率の著しい落ち込みがあるが、図3下の分光感度特性からわかるとおり、この波長で太陽電池の感度はほとんどないため、問題ない。

火星用IMM3接合太陽電池セルの評価に用いた模擬太陽光は、次の2種類である。

- AM0
- 火星表面（火星大気通過後）

評価対象とした太陽電池セルは、次の3種類である

- AM0用IMM3接合
- AM0用IMM3接合に対し、InGaPサブセルを厚くしたもの
- AM0用IMM3接合に対し、InGaPサブセルを厚くし、InGaAsサブセルのバンドギャップエネルギーを増したもの

その結果を図5に示す。

まず、AM0光を照射した場合（図5 (a)）、短絡電流 ( $I_{sc}$ ) は、改良を加えた2種類の太陽電池で等しく、AM0用太陽電池の  $I_{sc}$  はそれより大きい。これは、InGaPサブセルを厚くしたことでGaAsサブセルの発生電流が小さくなり、これが太陽電池セル全体の発生電流を制限したためである。開放電圧 ( $V_{oc}$ ) は、InGaAsサブセルのバンドギャップエネルギー ( $E_g$ ) を高めたものが、他の2種類よりも高く、狙い通り発生電圧が高まったことがわかる。

続いて、火星表面の太陽光を照射した場合（図5 (b)）の  $I_{sc}$  は、大小関係がAM0光を照射した場合と逆転し、狙い通りにInGaPサブセルを厚くしたものが大きな値を示した。  $V_{oc}$  は、AM0光を照射した場合と同様

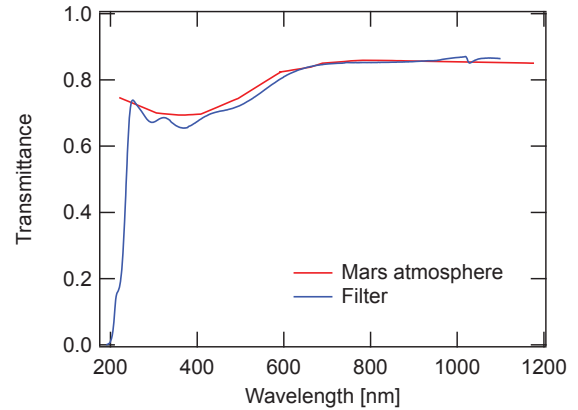
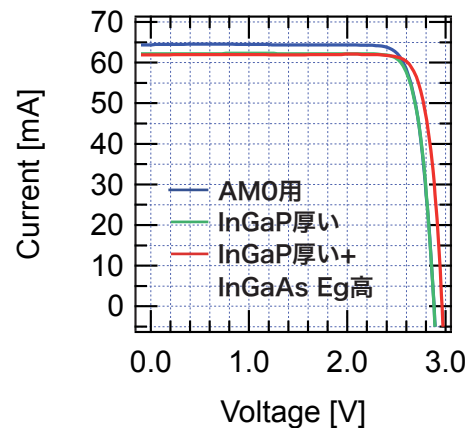
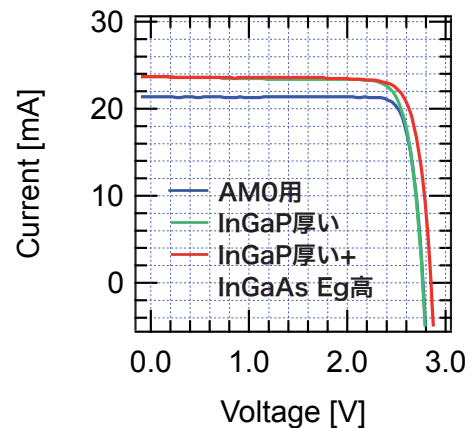


図4 火星大気を模擬する光学フィルタの特性



(a) AM0光照射



(b) 火星表面太陽光照射

図5 各種IMM3接合太陽電池セルのIV特性

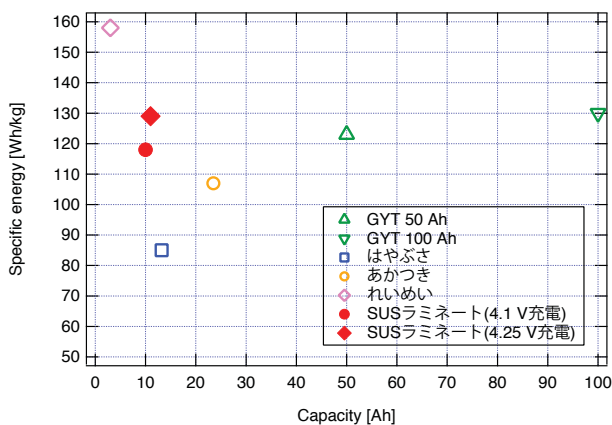
の傾向である。最大電力 ( $P_{max}$ ) を比較すると、InGaPサブセルを厚くしInGaAsサブセルのバンドギャップエネルギーを高めた太陽電池セルは、AM0用太陽電池セルに対し約9%高い値を示し、効率向上を達成することに成功した。

### 3. SUSラミネートリチウムイオン電池

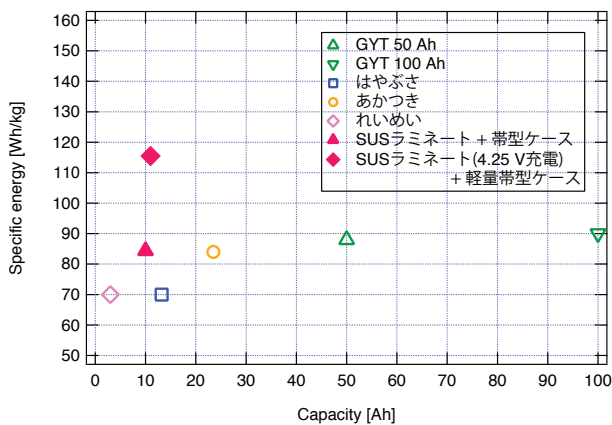
#### 3.1. 宇宙用電池の課題

数種の宇宙用電池のエネルギー密度を図6に示す。(a)は電池セルの値、(b)は複数の電池セルを組み合わせ衛星取り付け治具に収めた状態の値である。GYT 100 Ah, 50 Ahはジーエス・ユアサテクノロジー製、はやぶさとあかつきは古河電池製、れいめいは民生品をポッティングし宇宙環境耐性を持たせたものである。SUSラミネートは我々が開発中の電池で、後ほど詳述するが、紙面の都合からあわせて図6に記載した。

まず電池セルのエネルギー密度 (図6 (a)) を見ると、民生品のAlラミネート電池であるれいめいが突出して高い。GYT製電池とはやぶさおよびあかつきの電池は宇宙用に開発されたもので、打ち上げ時の振動や衝撃、真空中での長期充放電サイクルに耐えるため、堅固な金属缶ケースに収められ、したがってエネルギー密度は相対的に低い。電池容量とエネルギー密度が正の相関関係にあるのは、電池容量は内部容積にほぼ比例するが、ケースを構成する金属板の厚みはそれに比例しては増加しないためである。



(a) 電池セル



(b) 電池ユニット

図6 宇宙用電池のエネルギー密度

次に、電池ユニットのエネルギー密度 (図6 (b)) を見ると、宇宙用電池の場合で、電池セル単体 (図6 (a)) の7割~8割の値に低下する。ただし民生品であるれいめいの電池は、真空中での膨張を防ぐために樹脂でポッティングしたうえで金属製ケースに収められたため、エネルギー密度は半分以下に低下し、他の宇宙用電池と変わらない値になった。

ここに挙げたような従来の宇宙用電池では、火星探査航空機や火星ローバの要求を満たすことは難しい。その理由は、これらの探査機が衛星よりも遙かに小さいことと、重力場の中で活動することである。特に火星探査航空機は全体質量が数kgと軽量で、これに1セルあたりの質量が1 kg程度もあるような電池を載せることは、いかにエネルギー密度が高かろうともきわめて難しい。ローバは飛行機に比べれば遙かに重い、重力場の中を降下するフェーズが存在するため、質量制約は非常に厳しい。また、いずれのミッションも、要求される電池容量は10 Ah程度と小さい。

#### 3.2. SUSラミネートリチウムイオン電池の仕様

火星探査航空機や火星ローバの要求に応えるため、我々はSUSラミネートで電池ケースを構成した10 Ah級のリチウムイオン電池を開発してきた<sup>(6)</sup>。その外観を図7に、主な仕様を表1に示す。また、エネルギー密



図7 SUSラミネートリチウムイオン電池

表1 SUSラミネートリチウムイオン電池の主な仕様

定格容量	10 Ah (4.1 V充電) 11 Ah (4.25 V充電)
定格電圧	3.7 V (4.1 V充電) 3.75 V (4.25 V充電)
質量	< 330 g
外形寸法	184 × 154 × 8.4 mm (電極含まず)
エネルギー密度	118 Wh/kg (4.1 V充電) 129 Wh/kg (4.25 V充電)

度は図6 (a)にも示した。従来の宇宙用電池に比べ、大幅に高いエネルギー密度を達成できたことがわかる。

また、通常の使用では4.1 Vを満充電電圧と規定しているが、回数を限定、あるいは容量劣化の増大を許容し得る場合は、4.25 Vまで充電を行うことで、安全に11 Ahの容量を得ることができる。

民生品のリチウムイオン電池の多くは、整形が容易で軽量のAlラミネートケースを用いるが、真空中では膨張し電池特性を著しく低下させる。これに対し剛性の高いSUSラミネートケースは、真空中でも膨張せず、電池特性の低下を招くことはない。Alラミネートリチウムイオン電池との真空中充放電挙動の比較や、電池セル単体での機械環境試験結果は、既報<sup>(6)</sup>を参照されたい。図8は、真空中での100% DOD（放電深度）充放電サイクル試験時の、SUSラミネートリチウムイオン電池の容量維持率である。1000サイクル後でも89%の容量を維持し、良好な特性を示している。

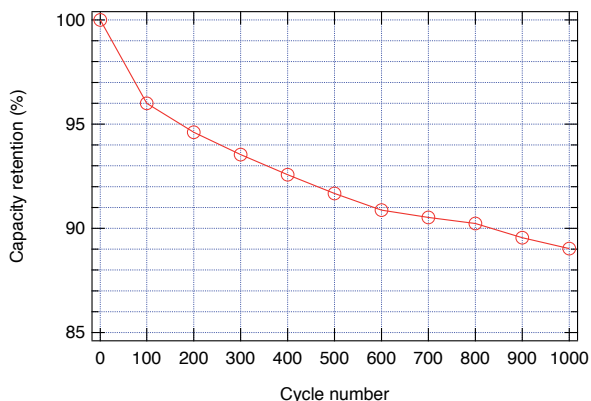


図8 真空中100% DOD充放電サイクル容量維持率

### 3.3. 振動試験

電池をユニットに組み上げる際、金属缶ケースの宇宙用電池では、セルをスタックして面圧をかけて拘束する。しかしSUSラミネートケースは金属缶ケースほどの強度はないため、異なる取り付け方法の検討が必要である。

SUSラミネートリチウムイオン電池は、真空中でもセルケースが大きく変形することはないが、長期運用中にはガスの発生により徐々に内圧が高まる可能性がある。高い信頼性を得るためには、特にセル中央付近の膨張を防ぐことが望ましい。

また、電極は薄い金属箔であり、強度が低い。ここに接続した電線が振動・衝撃印加時に振動すると、電極上の電線接続部に大きな加重が集中することになる。また、電極を通じてラミネートケースや内部構造に機械的な負荷がかかることも避けたい。したがって、ラ

ミネートケース、電極、電線が相対位置を大きく変えないよう構造的にサポートする必要がある。

以上の考えに基づき試作した拘束具を図9に示す。2つの電極とセル中央を覆う帯状のCFRP板 (t=1.5mm) を、SUSラミネートケースの形状に合わせて成型した。この拘束具を用いてSUSラミネートリチウムイオン電池を加振器に取り付けた様子を図10に示す。加振台には4点で固定した。



図9 CFRP板の簡易な拘束具を取り付けたSUSラミネートリチウムイオン電池

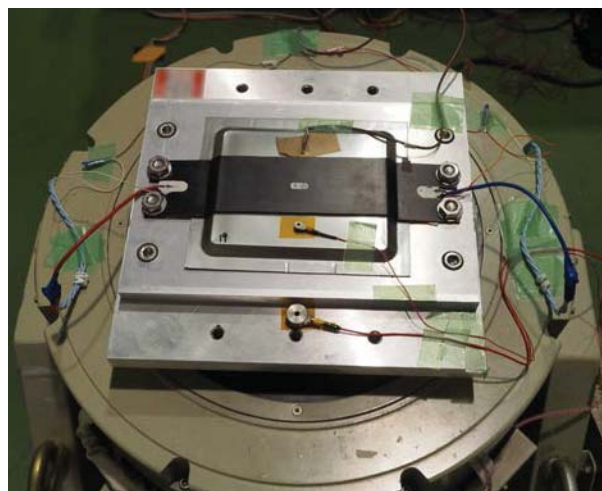


図10 拘束具により加振器に取り付けられたSUSラミネートリチウムイオン電池

表2 加振条件

正弦波振動

10~100 Hz	10 Grms
-----------	---------

ランダム振動

20~100 Hz	+3 dB/Oct
70~260 Hz	0.35 G
260~400 Hz	-6 dB/Oct
400~1000 Hz	0.15 G
1000~2000 Hz	-4 dB/Oct

Over All 17.0 Grms

加振中は電池を3 A (0.3 C) で放電し、端子電圧をモニタした。また、加振前後に充放電特性を取得して比較した。加振条件は表2に示す。

試験の結果、加振中の電池電圧に脈動は見られなかった。また、試験前後で充放電特性に有意な変化はなかった。したがって、この構造で十分な強度を実現できることが確かめられた。

また、電池セル、CFRP製拘束具、接着剤、電線50 cm程度を含んだエネルギー密度は84.4 Wh/kgとなった。電池セル単体のエネルギー密度は118 Wh/kgであるから、それに対し7割強まで低下したことになり、拘束具のさらなる軽量化が望まれる。

今回の試験で得たデータから、現在の拘束具の強度は過剰であり、厚みや面積を削減し軽量化する余地がある。質量削減案の一例を図11に示す。今回試験した図9の拘束具に対し、CFRP板厚を1.5 mmから1 mmに変更するとともに、赤いハッチの部分削除する案である。これに加えて充電電圧を4.25 Vにすると、エネルギー密度は115.5 Wh/kgまで向上する。この値は図6 (b)にも示した。従来の宇宙用電池のエネルギー密度が100 Wh/kg以下であるのに対し、遙かに高いエネルギー密度を達成することができる。

今後は、多数のセルをスタックして搭載する拘束具を試作し、実用化に向けた検討をさらに推し進める。

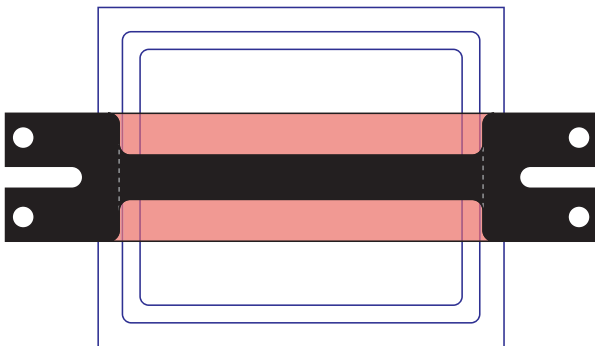


図11 CFRP製拘束具の質量削減案

#### 4. おわりに

本稿では、火星表面における太陽光スペクトルに最適化した太陽電池の設計および試作結果と、SUSラミネートをケースに用いた電池セルの振動試験結果を報告した。いずれも要素技術としては完成度が高いと自負しているが、実用に供するためには搭載方法をはじめとした周辺技術の開発が欠かせない。2020年代の火星探査機打ち上げを目指し、確実に開発を進めてゆく所存である。

#### 参考文献

- (1) 藤田和央, 佐藤毅彦, 火星着陸探査技術実証WG: “火星着陸探査技術実証器の検討”, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集
- (2) Kenneth M. Edmondson, David E. Joslin, Chris M. Fetzer, Richard R. King, Nasser H. Karam, Nick Mardesich, Paul M. Stella, Donald Rapp, Robert Mueller: “Simulation of the Mars Surface Solar Spectra for Optimized Performance of Triple-junction Solar Cells”, Proc. of 19th Space Photovoltaic Research and Technology Conference” (2005)
- (3) Tatsuya Takamoto, Takaaki Agui, Atsushi Yoshida, Katsuya Nkaido, Hiroyuki Juso, Kazuaki Sasaki, Kazuyo Nakamura, Hiroshi Yamaguchi, Tomoya Kodama, Hidetoshi Washio, Mitsuru Imaizumi, and Masato Takahashi: “World’s Highest Efficiency Triple-junction Solar Cells Fabricated by Inverted Layers Transfer Process”, Proc. of 35th Photovoltaic Specialists Conference (2010)
- (4) 島崎一紀, 中村徹哉, 住田泰史, 嶋田貴信, 川勝康弘: “薄膜セル応用軽量太陽電池パドル”, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集
- (5) 久木田明夫, 高橋真人, 島崎一紀, 小林裕希, 豊田裕之, 坂井智彦, 高橋優, 村島未生, 鶴野将年, 今泉充: “リチウムイオンキャパシタと薄膜多接合太陽電池の軌道上実証”, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集
- (6) 高橋優, 豊田裕之, 大平賢治, 山本真裕, 阿部英俊: “宇宙用ステンレス箔ラミネートリチウムイオン電池の開発”, 第56回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2012-4013 (2012)

#### 謝辞

本稿で報告した太陽電池セルの電気特性評価にあたり、株式会社エイ・イー・エスの原田次郎氏、菅井光信氏、JAXA の今泉充氏に、多大なるご協力をいただきました。ここに感謝の意を表します。

# 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\*1 Development of the Attitude Sensing System using Thermopile Sensors

栗原 真之\*2・望月 俊希\*2・得竹 浩\*2  
Masayuki KURIBARA, Toshiki MOCHIZUKI and Hiroshi TOKUTAKE

**Key Words:** Attitude Sensing System, Thermopile Sensor, Rate Gyro, Extended Kalman Filter

**Abstract:** An attitude sensing system using thermopile sensors and inertial sensors was proposed. The output model of the thermopile sensor was constructed from the calibration experiment and the theoretical calculations. The estimation algorithm of the attitude angles was developed from the sensor output models using extended Kalman filter. Because thermopile sensor output correlates with attitude to the ground directly, the error of inertial sensors can be compensated. Additionally, the proposed system consists of commercial low-cost product. Numerical simulations and experiment were carried out and the performance was validated. Experimental result shows that the proposed system has precision of approximately 1.2°.

## 記号

$\boldsymbol{a}$	: 加速度ベクトル	$\omega$	: 立体角
$B$	: プランク関数	添え字	
$\boldsymbol{\beta}$	: レートジャイロのパラメータ行列	$\boldsymbol{b}$	: 機体固定座標系
$\gamma$	: サーモパイルセンサと地面のなす角	bias	: バイアス誤差
$\Delta t$	: サンプルング時間	$d$	: 外乱
$\boldsymbol{E}$	: 地面固定座標系から機体固定座標系への方向 余弦行列	measure	: 測定値
$F$	: 放射束密度	$\boldsymbol{r}$	: 地面固定座標系
$\boldsymbol{g}$	: 重力加速度ベクトル	$\kappa$	: 波数 $\kappa$ における値
$h$	: 高度		
$\theta$	: ピッチ角		
$\theta$	: 天頂角		
$I$	: 放射輝度		
$k$	: 吸収係数		
$\kappa$	: 波数		
$\xi$	: 放射とセンサ方向のなす角		
$P$	: ロール角速度		
$Q$	: ピッチ角速度		
$\boldsymbol{q}$	: クォータニオン		
$R$	: ヨー角速度		
$\boldsymbol{r}$	: センサ方向ベクトル		
$\rho$	: 吸収物質の密度		
$T(h)$	: 高度 $h$ [m]における気温		
$V$	: サーモパイルセンサ出力		
$\Phi$	: ロール角		
$\Psi$	: ヨー角		
$\boldsymbol{\omega}$	: 角速度ベクトル		

## 1. はじめに

無人航空機の高精度な姿勢制御には、機体姿勢を測定してフィードバックすることが必要である。そのため角速度計、加速度計出力などを用いて機体位置・姿勢を推定する慣性航法装置 (Inertial Navigation System, INS) や慣性計測装置 (Inertial Measurement Unit, IMU) が用いられている。これは慣性センサ出力を時間積分することで位置・姿勢を求めるものであるが、時間とともに誤差が蓄積されるため何らかの補正手段が必要となる。また精度の良いものは大型であり、小型無人航空機に搭載することは困難である。

本稿では、小型無人航空機などへの適用を目指した、新しい小型姿勢検出センサの開発を行う。従来の小型 INS・IMU では、重力加速度や地磁気に関する情報を併用して、慣性センサの誤差を除去し推定精度を高めるアルゴリズムが実装されてきた<sup>1,2)</sup>。重力加速度を利用する方法では、機体運動の影響を避けることができないため、機体運動の特徴を仮定したアルゴリズムが提案されている<sup>3)</sup>。また、磁気センサは周囲の磁性体などの影響を受けやすく、実装や運用環境に注意が必要で、常に高精度を期待できるわけではない。慣性センサの誤差を補正するには、従来の手法に加えて機体姿勢と直接関係のある新たなセンサを導入し推

\*1©2015 日本航空宇宙学会  
平成 26 年 7 月 17 日原稿受付

\*2 金沢大学自然科学研究科機械科学専攻

定アルゴリズムを構築することが必要と考えた。

そこで慣性センサと赤外線センサを組み合わせた慣性航法装置を提案する。地面などからの放射は、機体姿勢との相関が強い。センサで受光した赤外線強度と姿勢角のモデルを利用して、レートジャイロを積分することで得られる姿勢角推定値を補正することができる。また民生のサーモパイルセンサを利用することで安価で小型なシステムを構築できる。なお、一般にINSは位置推定機能も備えたものを指すが、本稿ではまず姿勢安定化への応用を想定し位置推定機能は実装しない。

一方、人工衛星では地球から放射される赤外線を検出して機体姿勢を推定する地球センサが広く用いられている<sup>4-6)</sup>。しかし、センサ視野内に地球のエッジが存在する必要があるため、大きく変動する姿勢角を検出するのは難しい。またスキャン機構を用いるものは高精度であるが比較的大型である。文献<sup>7)</sup>でも、赤外線と姿勢角の関係を利用して飛行体のロール角を求めている。これに対して本研究では、より精密な赤外線放射のモデルを利用し、他の慣性センサとのセンサフュージョンで精度を高める。

まず、2章で座標系について、3章で慣性センサ出力の一般的なモデル化について述べる。次に4章でサーモパイルセンサ出力のモデル化を、5章ではセンサ出力モデルを用いた姿勢角推定アルゴリズムを構築する。6章で数値シミュレーション、7章で実証試験結果について述べる。

## 2. 座 標 系

右手系で機体固定座標系 $(x_b, y_b, z_b)$ 、鉛直下向きをz軸とした地面固定座標系 $(x_r, y_r, z_r)$ を定義する。地面固定座標系からみた機体固定座標系の姿勢は、3-2-1系のオイラー角 $(\Phi, \theta, \Psi)$ およびクォータニオンを用いる。クォータニオンは回転軸方向の単位ベクトル $\lambda = [l \ m \ n]^T$ と回転角度 $\eta$ からなる4成分で定義される。

$$q = \left[ l \sin\left(\frac{\eta}{2}\right) \ m \sin\left(\frac{\eta}{2}\right) \ n \sin\left(\frac{\eta}{2}\right) \ \cos\left(\frac{\eta}{2}\right) \right]^T \quad (1)$$

$$\triangleq [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$$

クォータニオンと機体角速度の関係は

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & R & -Q & P \\ -R & 0 & P & Q \\ Q & -P & 0 & R \\ -P & -Q & -R & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (2)$$

であり<sup>8)</sup>、離散形で

$$\begin{bmatrix} q_1(k+1) \\ q_2(k+1) \\ q_3(k+1) \\ q_4(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1(k) \\ q_2(k) \\ q_3(k) \\ q_4(k) \end{bmatrix} + \frac{\Delta t}{2} \begin{bmatrix} 0 & R & -Q & P \\ -R & 0 & P & Q \\ Q & -P & 0 & R \\ -P & -Q & -R & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1(k) \\ q_2(k) \\ q_3(k) \\ q_4(k) \end{bmatrix} \quad (3)$$

と近似する。さらにこの演算を

$$q(k+1) = q(k) + \frac{\Delta t}{2} q(k)(\omega_b(k))_q \quad (4)$$

と簡単に表記する。地上固定座標系で表現した位置ベクトル $r_r$ から機体固定座標系で表現した位置ベクトル $r_b$ への座標変換は方向余弦行列 $E$ を用いると

$$r_b = Er_r \quad (5)$$

となる。

ここで

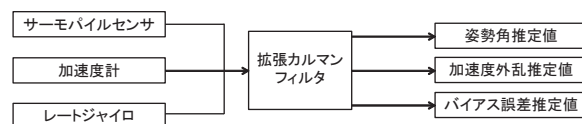
$$E = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\Psi & & \\ \sin\Phi \sin\theta \cos\Psi - \cos\Phi \sin\Psi & \cos\theta \sin\Psi & -\sin\theta \\ \cos\Phi \sin\theta \cos\Psi + \sin\Phi \sin\Psi & \sin\Phi \sin\theta \sin\Psi + \cos\Phi \cos\Psi & \sin\Phi \cos\theta \\ & \cos\Phi \sin\theta \sin\Psi - \sin\Phi \cos\Psi & \cos\Phi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

である。またこの関係式を使うことでクォータニオンとオイラー角の変換ができる。

## 3. シ ス テ ム 構 成

**3.1 システム概要** 既存のINS・IMUは、角速度計に加えて、機体姿勢と関係のある状態を検出するセンサを併用することで精度を高めている。本研究では、赤外線を検出するサーモパイルセンサの利用を提案する。サーモパイルセンサは、機体運動によらず機体姿勢と相関の強い値を出力するため、他のセンサを利用した補正と併用することでより高精度な姿勢推定が可能になると期待できる。提案システム構成を第1図に示す。角速度計、加速度計、サーモパイルセンサ出力に拡張カルマンフィルタを適用することで姿勢を推定する。本稿ではサーモパイルセンサを用いた姿勢検出の基本的な設計手法を構築することを目指す。磁気センサやGPS出力を利用して精度をより高めることや、位置推定を行うことは、カルマンフィルタの状態方程式および観測方程式を拡張することで実現可能である。



第1図 提案システム概略

**3.2 レートジャイロ・加速度計出力のモデル化** まず慣性センサ出力とそれに含まれる誤差ダイナミクスのモデル化を既存手法と同様に行う。機体固定座標周りの角速度を $\omega_b = [P \ Q \ R]^T$ 、機体に搭載されたレートジャイロで観測した角速度を $\omega_{\text{measure}}$ 、比較的ゆっくり変動するバイアス誤差を $\omega_{\text{bias}}$ とする。

$$\omega_{\text{measure}} = \omega_b + \omega_{\text{bias}} \quad (7)$$

さらにバイアス誤差を離散系で以下のように表現する<sup>9)</sup>。

$$\omega_{\text{bias}}(k+1) = (I - \beta\Delta t)\omega_{\text{bias}}(k) + v_{\omega}(k) \quad (8)$$

$$\beta = \begin{bmatrix} \beta_x & 0 & 0 \\ 0 & \beta_y & 0 \\ 0 & 0 & \beta_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

$\beta$ はバイアス誤差の時定数の逆数、 $v_{\omega}$ はホワイトノイズであり、これらの値および、分散は較正試験により決定する必要がある。

機体に搭載された加速度計の出力 $a_{\text{measure}}$ には、重力加速

度 $g_b$ , 機体運動による加速度外乱 $a_{db}$ , 観測ノイズ $w_a$ が含まれる.

$$a_{\text{measure}}(k) = g_b(k) + a_{db}(k) + w_a(k) \quad (10)$$

$$g_b = E[0 \ 0 \ -g]^T \quad (11)$$

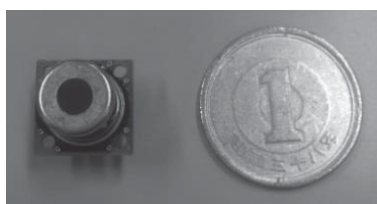
ここで $g$ は重力加速度である. 加速度計出力は機体姿勢と相関があるが, 機体運動による加速度外乱の影響を受ける. 加速度外乱の周波数が十分低いと仮定し, 加速度外乱のダイナミクスを離散系で以下のように表す<sup>3)</sup>.

$$a_{db}(k+1) = a_{db}(k) + v_a(k) \quad (12)$$

$v_a$ はシステムノイズである.

#### 4. サーモパイルセンサ出力のモデル化

**4.1 サーモパイルセンサ** 地面や大気から放射される赤外線を検出するために, 民生品のサーモパイルセンサを採用する (第2図, 第1表). 太陽光の影響を受けないように, できるだけ波長の長い領域に感度のあるセンサを選択した.

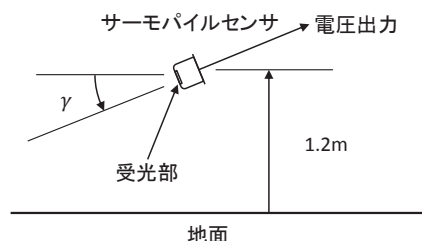


第2図 サーモパイルセンサ

第1表 サーモパイルセンサ仕様

メーカー	HEIMANN Sensor
モデル	HTIA-E
視野角	10°
動作温度	-20~120°C
応答時間	5ms
レンズ立ち上がり波長	5.5 μm

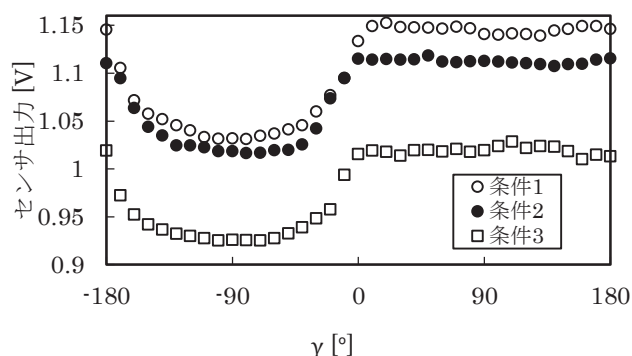
**4.2 較正試験** サーモパイルセンサは地面や大気などからの放射される赤外線を検出するため, 地面との角度に依存した値を出力する. そこで採用したサーモパイルセンサ出力とセンサ姿勢の関係をモデル化するための較正試験を行った. サーモパイルセンサを地面からの高度 1.2m に設置し地面に対する角度 ( $\gamma = -180^\circ \sim 180^\circ$ ) を変化させ出力を測定した (第3図). 実験条件を第2表に, 測定結果を第4図に示す. これより, 上空を向くにつれて出力は小さくなっていき, 真上を向いた $\gamma = -90^\circ$ でほぼ最小値となることがわかる. またサーモパイルセンサ視野内がすべて地面である $\gamma = 0^\circ \sim 180^\circ$ において, 姿勢によらず出力はほぼ一定値である. 姿勢と相関のある出力であることは確認できたが周囲の温度が下がるにつれて出力が減少する側にオフセットしている. サーモパイルセンサ出力を姿勢推定に使うには, この出力モデルを環境に合わせて補正する必要がある.



第3図 サーモパイルセンサ較正試験

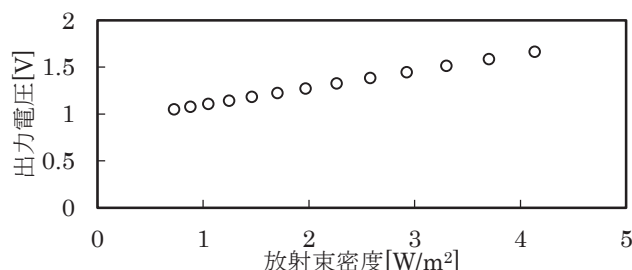
第2表 サーモパイルセンサ較正試験条件

	気温	時刻
条件1	18°C	14:40
条件2	10°C	18:20
条件3	6°C	21:00



第4図 サーモパイルセンサ較正試験結果

**4.3 理論モデルの構築** 開発システムの想定される運用条件は, 周囲温度や飛行高度など幅広い. それらすべての条件での較正試験を行うのは不可能である. そこで理論的にサーモパイルセンサ出力モデルを構築して様々な条件での出力をシミュレーションする. まず, 黒体放射を利用して, センサに入射する放射束密度とセンサ出力電圧の関係を計測した (第5図). これより, センサに入射する放射束密度と線形関係の電圧を出力することが確認できた. 次に, センサの姿勢とセンサに入力する放射束密度の関係を文献10)の手法に従い理論的にモデル化する.



第5図 サーモパイルセンサ出力特性

平行平面大気を仮定する. 高度 $h$ [m], 天頂角 $\theta$ における波数 $\kappa$ [ $\text{cm}^{-1}$ ]の上向き放射輝度と下向き放射輝度は次式で表される. 放射輝度とは単位立体角当たりの放射束密度の

ことである.

$$I_{\kappa}^{\uparrow}(h, \theta) = B_{\kappa}(T(0))e^{-\int_0^h \rho k_{\kappa} \frac{ds}{\cos \theta}} + \int_0^h \rho k_{\kappa} B_{\kappa}(T(s)) (e^{-\int_s^h \rho k_{\kappa} \frac{ds}{\cos \theta}}) \frac{ds}{\cos \theta} \quad (13)$$

$$I_{\kappa}^{\downarrow}(h, \theta) = \int_h^{h_{max}} \rho k_{\kappa} B_{\kappa}(T(s)) (e^{-\int_h^s \rho k_{\kappa} \frac{ds}{\cos \theta}}) \frac{ds}{\cos \theta} \quad (14)$$

ここで、 $\rho$ は吸収物質の密度、 $k_{\kappa}$ は波数 $\kappa$ の放射に対する吸収係数、 $B_{\kappa}$ は波数 $\kappa$ に対するプランク関数である. 放射の記述には波長ではなく波長の逆数である波数[ $\text{cm}^{-1}$ ]を用いる. (13)式右辺第一項は、地面からの放射、第二項は大気からの放射、(14)式右辺は大気からの放射を表す. 温度 $T$ [K]の黒体から射出される波数 $\kappa$ [ $\text{cm}^{-1}$ ]の放射輝度は、

$$B_{\kappa} = \frac{c_1 \kappa^3}{e^{c_2 \kappa / T} - 1} [\text{Wm}^{-2} \text{sr}^{-1} (\text{cm}^{-1})^{-1}] \quad (15)$$

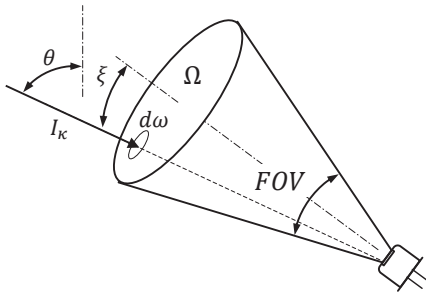
である. ここで第1放射定数  $c_1 = 1.1911 \times 10^{-8} \text{Wm}^{-2} \text{sr}^{-1} (\text{cm}^{-1})^{-1}$ , 第2放射定数  $c_2 = 1.4387 \text{K} (\text{cm}^{-1})^{-1}$  である.

サーモパイルセンサが上および下を向いた時のセンサに入射する波数 $\kappa$ [ $\text{cm}^{-1}$ ]の放射束密度 $F_{\kappa 1}$ ,  $F_{\kappa 2}$ は次式となる、

$$F_{\kappa 1} = \int_{\Omega} I_{\kappa}^{\downarrow}(h, \theta(\omega)) \cos \xi(\omega) d\omega \quad (16)$$

$$F_{\kappa 2} = \int_{\Omega} I_{\kappa}^{\uparrow}(h, \theta(\omega)) \cos \xi(\omega) d\omega \quad (17)$$

ここで、 $\xi(\omega)$ は入射する放射とサーモパイルセンサ方向のなす角であり、FOVはセンサ視野角である.



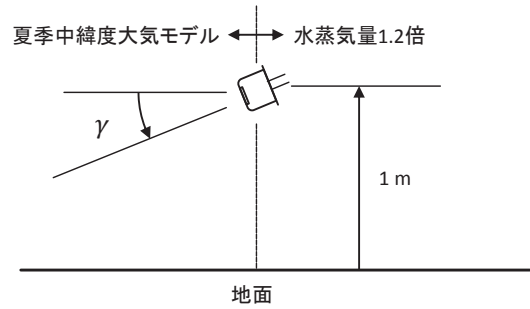
第6図 サーモパイルセンサに入射する放射束密度

サーモパイルセンサの感度がある波数域 $\Delta\kappa$ で(16), (17)式を積分することでサーモパイルセンサに入射する放射束密度 $F$ が計算できる.

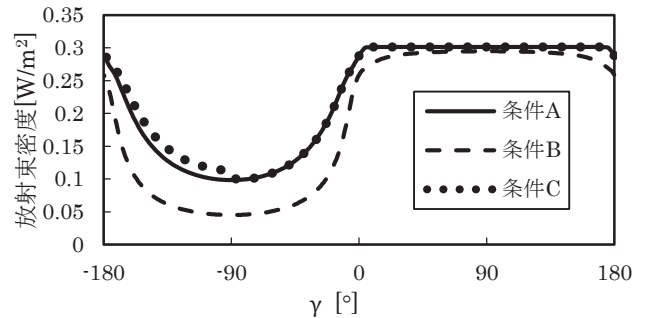
$$F = \int_{\Delta\kappa} F_{\kappa} d\kappa \quad (18)$$

得られたモデルを用いて、サーモパイルセンサへ入射する放射束密度のシミュレーションを行った. 条件Aでは高度1 m, 夏季中緯度大気モデル<sup>10)</sup>, 条件Bでは高度1000 m, 夏季中緯度大気モデル, 条件Cでは高度1 m, 片側 ( $\gamma = -90^{\circ} \sim 0^{\circ}$ ) が夏季中緯度大気モデル, もう片側 ( $\gamma = -180^{\circ} \sim -90^{\circ}$ ) は、海上を模擬してその水蒸気量を1.2倍としたモデルである(第7図). 積分した波数域は赤外線域の大気の窓領域内の $800 \sim 900 \text{cm}^{-1}$  (波長  $11.1 \sim 12.5 \mu\text{m}$ ) である. 得られたセンサの姿勢と入射する放射束密度の関

係を第8図に示す.



第7図 シミュレーション条件 (条件C)



第8図 放射束密度シミュレーション結果

すべてのシミュレーション条件において、センサ視野内に地面があるときは、放射束密度はほぼ一定値であり、それ以外では真上を向いているときに最も小さな値を示す. これは較正試験(第4図)と同様の傾向である. 条件Bでは、上を向いたときの放射束密度が条件Aより小さくなっている. 放射は水蒸気量に影響を受けるため、条件Cでは水蒸気量が多い側を向いたときは、放射束密度がわずかに上昇している.

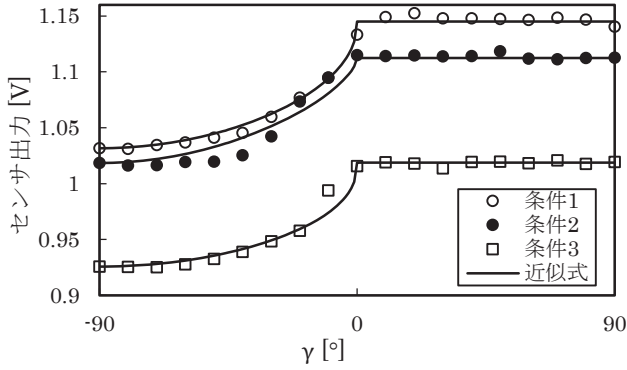
センサ出力モデルは、高度や水蒸気量などの運用環境に応じて変動することが確認できた. したがって、仮定したモデルの逆関数を直接利用して姿勢を求めると、推定誤差が大きくなることが予想される. しかし運用環境によらず地面方向では一定値、上空方向では姿勢に応じて滑らかに変化する特徴を持つ. これらの特徴を利用して、角速度計などとのセンサフュージョンを利用して精度よく姿勢を求めるアルゴリズムが必要である.

**4.4 実装用モデルの構築** 較正試験および理論的なシミュレーションで、センサ角度とセンサ出力の関係を求めた. 姿勢推定アルゴリズムに組み込むには、その関係を計算負荷の小さな数式で定式化することが必要である. 今回は、地面付近での運用を想定して、センサの地面に対する角度 $\gamma$ とサーモパイルセンサ出力電圧 $V$ の関係を以下のように近似する.

$$V = V_0 - A \sin^n(-\gamma) \quad (-90^{\circ} \leq \gamma \leq 0^{\circ}) \quad (19)$$

$$V = V_0 \quad (0^{\circ} \leq \gamma \leq 90^{\circ}) \quad (20)$$

地面となす角が出力を決定するため $\gamma$ の範囲を $-90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$ とした。地面方向を向いているときの出力電圧 $V_0$ および $A$ ,  $n$ は周囲温度, 水蒸気量などによって決まる未知パラメータである。たとえば較正試験結果に対して上式を最小二乗法でフィッティングすると, 第9図, 第3表となった。気温や水蒸気量などの運用環境を計測してこれらの値を決定するか, センサフュージョンを利用してこれらのパラメータも推定するアルゴリズムにする必要がある。



第9図 サーモパイルセンサ出力近似モデル

第3表 サーモパイルセンサ出力近似モデルパラメータ

	$A$	$n$	$V_0$
条件1	0.113	0.456	1.15
条件2	0.0939	0.621	1.11
条件3	0.0931	0.417	1.02

## 5. 姿勢推定アルゴリズム

**5.1 センサ配置と姿勢角** 機体に取り付けられたセンサの地面に対する角度を定義する。  $i$  番目のセンサの地面に対する角度を $\gamma_i$ とする。  $\gamma_i$ と出力電圧 $V_i$ の関係を次式で定義する。

$$V_i = V_{TP}(\gamma_i) \quad (21)$$

ここで, 機体固定座標系で表現したセンサ方向のベクトルを大きさ1のベクトル $\mathbf{r}$ とする。地面固定座標系では, 方向余弦行列(6)式を用いると

$$\mathbf{r}_r = \mathbf{E}^{-1} \mathbf{r} \triangleq [r_{r1} \ r_{r2} \ r_{r3}]^T \quad (22)$$

となる。したがって,  $i$  番目のセンサと地面となす角 $\gamma_i$ は

$$\gamma_i = \text{sgn}(r_{r3}) \cos^{-1} \sqrt{r_{r1}^2 + r_{r2}^2} \quad (23)$$

となる。ここで $-90^\circ \leq \gamma_i \leq 90^\circ$ である。(21)式より,

$$V_i = V_{TP} \left( \text{sgn}(r_{r3}) \cos^{-1} \sqrt{r_{r1}^2 + r_{r2}^2} \right) \quad (24)$$

となり, 機体姿勢とサーモパイルセンサ出力の関係を得る。(24)式を姿勢推定の際の観測方程式として用いることができるが, サーモパイルセンサの出力の取り扱いを簡単にするため, 6個のセンサを機体固定軸上に配置する(第10図)。このとき $\mathbf{r} = [1 \ 0 \ 0]^T, [0 \ 1 \ 0]^T, [0 \ 0 \ 1]^T$ とおき(22), (23)式を計算することで,  $X_b, Y_b, Z_b$ 軸が地面となす角 $\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z$ は次の

ようになる。

$$\gamma_x = \begin{cases} -\theta & (0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ) \\ \theta - 180^\circ & (90^\circ \leq \theta \leq 270^\circ) \\ 360^\circ - \theta & (270^\circ \leq \theta \leq 360^\circ) \end{cases} \quad (25)$$

$$\gamma_y = \sin^{-1}(\sin \Phi \cos \theta) \quad (26)$$

$$\gamma_z = \sin^{-1}(\cos \Phi \cos \theta) \quad (27)$$

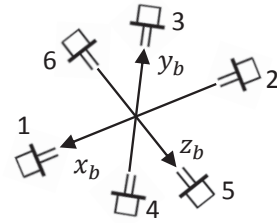
ここで  $-90^\circ \leq \gamma_x, \gamma_y, \gamma_z \leq 90^\circ$  である。上式を用いると以下の観測方程式を得る。

$$\begin{bmatrix} |V_2 - V_1| \\ |V_4 - V_3| \\ |V_6 - V_5| \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A \sin^n |\gamma_x| \\ A \sin^n |\gamma_y| \\ A \sin^n |\gamma_z| \end{bmatrix} + \mathbf{V}_n \quad (28)$$

$\mathbf{V}_n$ はセンサノイズである。(28)式左辺を $\mathbf{V}(k)$ , 右辺第一項をクォータニオンを用いて $\mathbf{h}_{TP}(\mathbf{q}(k))$ と記述する。

$$\mathbf{V}(k) = \mathbf{h}_{TP}(\mathbf{q}(k)) + \mathbf{V}_n(k) \quad (29)$$

これをカルマンフィルタの設計に用いるサーモパイルセンサについての観測方程式とする。



第10図 センサ配置

**5.2 姿勢推定アルゴリズム** 拡張カルマンフィルタ(11)を利用して姿勢を推定する。レートジャイロ出力とクォータニオンの関係(4)式, レートジャイロ誤差ダイナミクス(8)式, 加速度誤差ダイナミクス(12)式を状態方程式とする。また(10), (29)式を観測方程式とする。

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(k)) + \mathbf{v}(k) \quad (30)$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{h}(\mathbf{x}(k)) + \mathbf{w}(k) \quad (31)$$

$$\mathbf{x}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{q}(k) \\ \boldsymbol{\omega}_{\text{bias}}(k) \\ \mathbf{a}_{\text{db}}(k) \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$\mathbf{y}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{V}(k) \\ \mathbf{a}_{\text{measure}}(k) \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}(k)) = \begin{bmatrix} \mathbf{q}(k) + \frac{\Delta t}{2} \mathbf{q}(k) (\boldsymbol{\omega}_b(k))_q \\ (\mathbf{I} - \boldsymbol{\beta} \Delta t) \boldsymbol{\omega}_{\text{bias}}(k) \\ \mathbf{a}_{\text{db}}(k) \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}(k)) = \begin{bmatrix} \mathbf{h}_{TP}(\mathbf{q}(k)) \\ \mathbf{g}_b(k) + \mathbf{a}_{\text{db}}(k) \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$\mathbf{v}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{v}_\omega(k) \\ \mathbf{v}_a(k) \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$\mathbf{w}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_V(k) \\ \mathbf{w}_a(k) \end{bmatrix} \quad (37)$$

以上のシステムに対して拡張カルマンフィルタを設計し, クォータニオン, レートジャイロバイアス誤差, 加速度外乱を推定する。その際システムノイズの共分散行列 $\mathbf{Q}$ , 観

(11)

測ノイズの共分散行列 $R$ を決定する必要がある。

### 6. 姿勢推定シミュレーション

**6.1 ノミナル条件でのシミュレーション** サーモパイルセンサを利用した指定推定アルゴリズムの有用性を検証するため、まず機体運動による加速度外乱が印加される場合についてシミュレーションを行った。サーモパイルセンサモデル(19), (20)式は既知, レートジャイロのバイアス誤差は(8)式に従い,  $\beta$ は既知とする。比較のため, サーモパイルセンサを用いない推定手法を従来手法として比較する。従来手法の観測方程式は以下のとおりである。

$$y(k) = h(x(k)) + w(k) \tag{38}$$

$$y(k) = a_{\text{measure}}(k) \tag{39}$$

$$h(x(k)) = g_b(k) + a_{ab}(k) \tag{40}$$

$$w(k) = w_a(k) \tag{41}$$

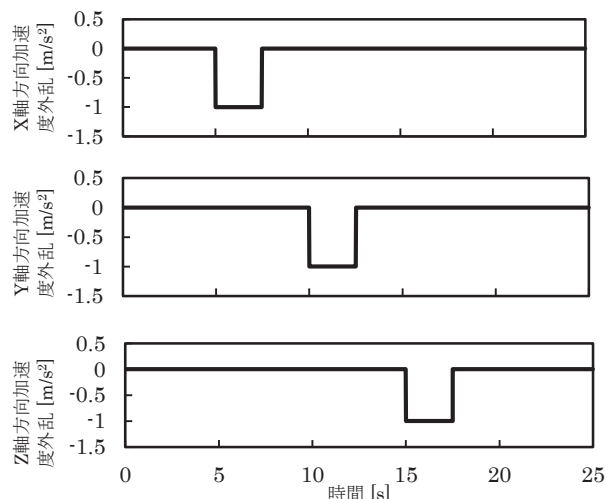
シミュレーション条件を第4表に示す。シミュレーションでは, カルマンフィルタの設計で仮定した共分散行列と同じ大きさの正規白色雑音をシステムノイズ, 観測ノイズとして印加した。シミュレーションで加えた加速度外乱を第11図に示す。機体ロール角速度, ピッチ角速度, ヨー角速度は, 周波数 0.05Hz, 振幅 5.73°/s および周波数 2Hz, 振幅 11.5°/s のサイン波の重ね合わせで振動させた。

第4表 ノミナルシミュレーション条件

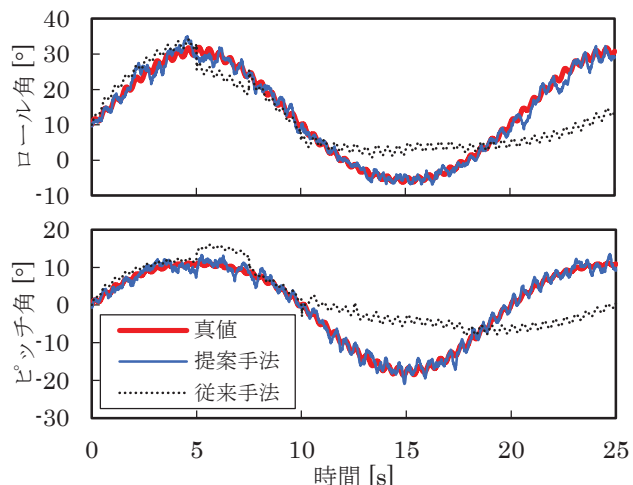
$\Delta t$	0.01 s
$\beta$	diag(0.073, 0.09, 0.01)
$A$	0.1
$n$	0.6
$Q$	diag(0, 0, 0, 0, 1, 1, 1, 1, 50, 50, 50) $\times 10^{-4}$
$R$ (提案手法)	diag(25, 25, 25, 2250, 2250, 2250) $\times 10^{-4}$
$R$ (従来手法)	diag(2250, 2250, 2250) $\times 10^{-4}$

機体姿勢を振動させたときの, 従来手法および提案手法での姿勢推定結果を第12図に示す。推定したクォータニオンをオイラー角に変換してプロットしている。加速度外乱が入力される5sまでは, 従来手法, 提案手法とも精度よく姿勢を推定している。しかし加速度外乱が入力されると従来手法は推定誤差が大きくなり, 外乱入力が終わった後も誤差が残っていることがわかる。それに比べて提案手法は常に良い精度で姿勢を推定している。これは絶対的な姿勢と相関のあるサーモパイルセンサ出力を利用して推定していることの結果である。ロール角, ピッチ角の推定誤差をその最大値と, RMS値で比較した(第5表)。RMSで誤差を評価すると, 提案手法は従来手法と比べて約15%と非常に小さいことがわかる。

**6.2 サーモパイルセンサモデルの変動** センサモデルのパラメータが既知であるとした上記のノミナル条件でのシミュレーションでは, 高い推定精度を達成することがで



第11図 加速度外乱



第12図 姿勢角推定結果

第5表 姿勢角推定誤差

		提案手法	従来手法
ロール角誤差	RMS[°]	1.46	7.94
	最大値[°]	5.99	18.6
ピッチ角誤差	RMS[°]	1.08	7.91
	最大値[°]	3.70	14.3

きた。しかし実際の運用では, 気温や水蒸気量などに応じてサーモパイルセンサモデルがノミナルモデルから変動するため, 推定精度の悪化が考えられる。水蒸気, 気温など周囲の環境をモニターしモデルを調節する解決法が考えられるが, ここではカルマンフィルタの状態量にサーモパイルセンサモデルのパラメータを加えることで, 修正する手法を提案する。

(19), (20)式で近似したサーモパイルセンサモデルは, 運用条件によってパラメータ,  $V_0, A, n$  が変化する。しかしセンサ配置を工夫することで姿勢角推定アルゴリズムから $V_0$ の影響を除去できる。そこで $A, n$ を姿勢と同時に推定することを目指す。モデルパラメータは, ノミナルパラメー

タ $A_0$ ,  $n_0$ とバイアス変動 $A_{bias}$ ,  $n_{bias}$ からなるとする.

$$A(k) = A_0 + A_{bias}(k) \quad (42)$$

$$n(k) = n_0 + n_{bias}(k) \quad (43)$$

パラメータのバイアス変動は 1 次系でモデル化する. 従って推定対象の状態方程式, 観測方程式は以下ようになる.

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(k)) + \mathbf{v}(k) \quad (44)$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{h}(\mathbf{x}(k)) + \mathbf{w}(k) \quad (45)$$

$$\mathbf{x}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{q}(k) \\ \boldsymbol{\omega}_{bias}(k) \\ \mathbf{a}_{ab}(k) \\ A_{bias}(k) \\ n_{bias}(k) \end{bmatrix} \quad (46)$$

$$\mathbf{y}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{V}(k) \\ \mathbf{a}_{measure}(k) \end{bmatrix} \quad (47)$$

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}(k)) = \begin{bmatrix} \mathbf{q}(k) + \frac{\Delta t}{2} \mathbf{q}(k) (\boldsymbol{\omega}_b(k))_q \\ (\mathbf{I} - \boldsymbol{\beta} \Delta t) \boldsymbol{\omega}_{bias}(k) \\ \mathbf{a}_{ab}(k) \\ (1 - \beta_A \Delta t) A_{bias}(k) \\ (1 - \beta_n \Delta t) n_{bias}(k) \end{bmatrix} \quad (48)$$

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}(k)) = \begin{bmatrix} \mathbf{h}_{TP}(\mathbf{q}(k)) \\ \mathbf{g}_b(k) + \mathbf{a}_{ab}(k) \end{bmatrix} \quad (49)$$

$$\mathbf{v}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{v}_\omega(k) \\ \mathbf{v}_a(k) \\ v_A(k) \\ v_n(k) \end{bmatrix} \quad (50)$$

$$\mathbf{w}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_v(k) \\ \mathbf{w}_a(k) \end{bmatrix} \quad (51)$$

以上のモデルに対して拡張カルマンフィルタを設計し, 数値シミュレーションで性能を確認した. シミュレーション条件を第 6 表に示す. 印加した加速度外乱と機体姿勢の履歴はノミナル条件でのシミュレーションと同様である.

サーモパイルセンサモデル(19), (20)式は未知とし, シミュレーションにおいてパラメータ $A$ は 0.113 から 0.0931 まで,  $n$ は 0.417 から 0.456 まで変化させた. これは較正試験において 条件 1 (気温 18°) から条件 3 (気温 6°) まで変化したことを模擬している. そして(42), (43)式で更新されるモデルパラメータを使って, サーモパイルセンサ出力予測値を計算した. また, レートジャイロのバイアス誤差は(8)式に従い,  $\boldsymbol{\beta}$ は既知とする. シミュレーションでは, カルマンフィルタの設計で仮定したシステムノイズの共分散行列 $\mathbf{Q}$ , 観測ノイズの共分散行列 $\mathbf{R}$ と同じ大きさの正規白色雑音をシステムノイズ, 観測ノイズとして印加した. 比較のため, 従来手法, サーモパイルセンサの変動を考えない提案手法での推定結果も示す.

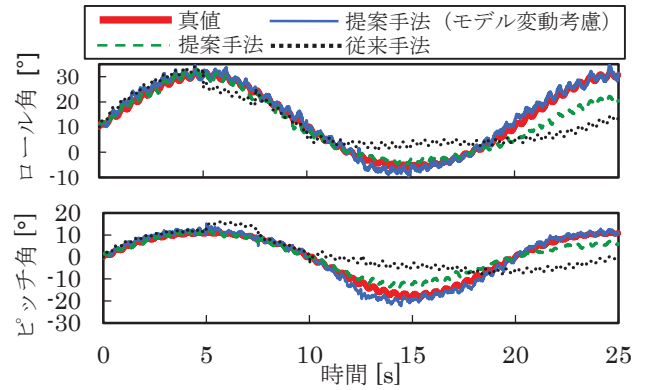
機体姿勢を振動させたときの従来手法および提案手法での姿勢推定結果を第 13 図に, 推定したモデルパラメータ $A$ ,  $n$ を第 14 図に示す. ただし, 姿勢推定結果は推定されたクォータニオンをオイラー角に変換してプロットしている.

サーモパイルセンサ出力のモデルが変動しているため, モデル変動を考慮しない手法は, 約 10s 後から誤差が徐々

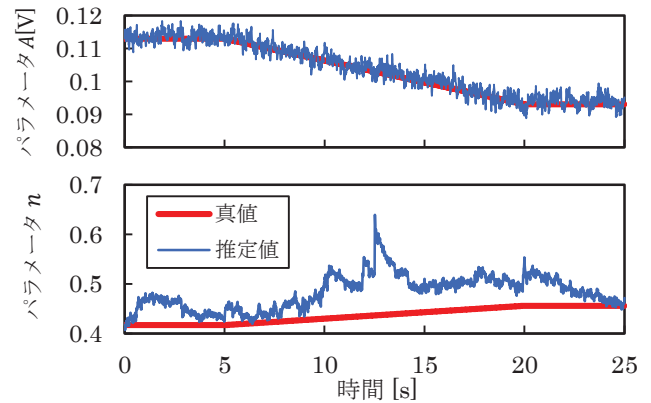
に大きくなっていることがわかる (第 13 図). 一方また, サーモパイルセンサ出力モデルのパラメータ $A$ も精度良く推定しているが, パラメータ $n$ についての推定誤差は大きい (第 14 図). ロール角, ピッチ角の推定誤差を RMS 値と最大値で評価した (第 7 表). モデル変動を考慮する提案手法は, 考慮しない手法と比べて約 2 倍の精度であることがわかる.

第 6 表 モデル変動シミュレーション条件

$\Delta t$	0.01s
$\boldsymbol{\beta}$	diag(0.073 0.09 0.01)
$A$	0.113~0.0931
$n$	0.417~0.456
$\mathbf{Q}$ (提案手法, モデル変動考慮)	diag(0, 0, 0, 0, 1, 1, 1, 50, 50, 50, 0.25, 1) $\times 10^{-4}$
$\mathbf{Q}$ (提案手法, モデル変動考慮せず)	diag(0, 0, 0, 0, 1, 1, 1, 50, 50, 50) $\times 10^{-4}$
$\mathbf{R}$ (提案手法)	diag(25, 25, 25, 2250, 2250, 2250) $\times 10^{-6}$
$\mathbf{R}$ (従来手法)	diag(2250, 2250, 2250) $\times 10^{-6}$



第 13 図 姿勢推定結果



第 14 図 モデルパラメータ推定結果

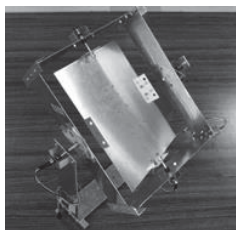
第 7 表 姿勢角推定誤差

		提案手法	提案手法	従来手法
		(モデル変動考慮)	(モデル変動考慮せず)	
ロール角	RMS[°]	1.58	3.94	7.94
	最大値[°]	4.29	10.5	18.6
ピッチ角	RMS[°]	1.73	2.84	7.91
	最大値[°]	7.36	6.35	14.3

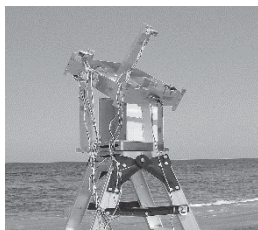
## 7. 実証実験

**7.1 実験概要** 6章において数値シミュレーションで姿勢角推定精度を検証したが、得られた精度はシミュレーションで与えたノイズや加速度外乱、モデル変動、姿勢角変動の履歴に依存する。したがって実際の運用での精度とは一致しない。そこでサーモパイルセンサを利用することによる精度向上を実環境で評価するため、屋外で姿勢角推定実験を行った。

ピッチ、ロール方向に回転するジンバルを用い、回転軸に取り付けたポテンショメータ出力を計測しピッチ角、ロール角のリファレンスとした(第15, 16図)。なおジンバルで計測した角度には誤差が約1°含まれる。推定に用いる角速度、加速度はジンバルに設置した VectorNav 社の VN-100 を用いた(第8表)。これは角速度、加速度とともに推定した姿勢角も出力する市販の IMU である。サーモパイルセンサは、ジンバルに固定したステーに配置し、できるだけ視野内に地面および海面、大気のみが入るようにした。



第15図 ジンバル



第16図 実証実験

第8表 VN-100仕様

メーカー	VectorNav
重量	15 g
サイズ	36×33×9 mm
分解能	<0.05°

**7.2 実験条件** 地面から1.8mの位置にセンサを搭載したジンバルを設置した。ジンバルから X 軸方向 16 m の位置に海岸があり、海岸線はジンバル X 軸に対して直交している。地表面温度は 35°C、海面温度は 27°C、気温 34°C、快晴で雲量はほぼ 0 であった。

82 s 間手動でジンバルを振動させ、サンプリング周期 0.01 s で角速度、加速度、サーモパイルセンサ出力、VN-100 の姿勢角推定値を記録した。実験で測定したデータをもとに、角速度および加速度、サーモパイルセンサ出力を用いて推定する提案手法、サーモパイルセンサ出力を用いない従来手法、市販の VN-100 による姿勢角推定値を比較する。姿勢角推定アルゴリズムの設計条件を第 9 表に示す。VN-100 はジンバルの中心から X, Y, Z 方向に -0.2 m, 0 m, -0.06 m オフセットした位置に設置してある。したがって角度変化と同時に加速度外乱が発生する。また、実験前に

サーモパイルセンサを海面および地面方向に向けてセンサ出力モデル(19), (20)式の  $V_0$  を計測し、既知の値として推定アルゴリズムに組み込んだ。ただし、下向き方向のセンサ 5 の視野には実験機器が入りその出力は推定に使用できない。したがってセンサ出力モデルおよび観測方程式は

$$V_i = V_{0i} - A \sin^n(-\gamma_i) \quad (-90^\circ \leq \gamma_i \leq 0^\circ) \quad (52)$$

$$V_i = V_{0i} \quad (0^\circ \leq \gamma_i \leq 90^\circ) \quad (53)$$

および

$$\begin{bmatrix} |(V_2 - V_{0_2}) - (V_1 - V_{0_1})| \\ |(V_4 - V_{0_4}) - (V_3 - V_{0_3})| \\ |(V_6 - V_{0_6})| \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A \sin^n |\gamma_x| \\ A \sin^n |\gamma_y| \\ A \sin^n |\gamma_z| \end{bmatrix} + V_n \quad (54)$$

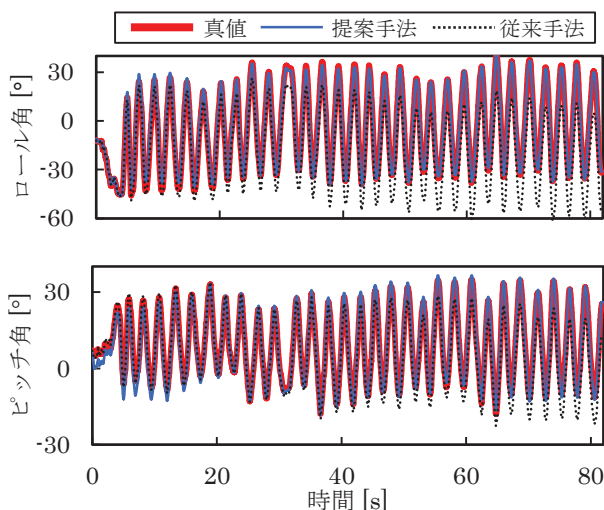
となる。

第9表 実証実験用推定器設計条件

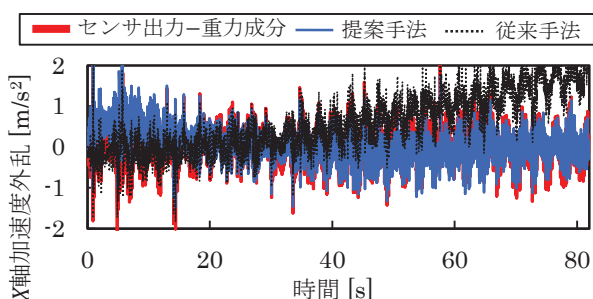
$\Delta t$	0.01[s]
$\beta$	diag(0.073 0.090 0.010)
$Q$ (提案手法)	diag(0, 0, 0, 0, 5.5 × 10 <sup>-7</sup> , 5.5 × 10 <sup>-7</sup> , 5.5 × 10 <sup>-7</sup> , 1, 1, 1, 0.01, 0.01, 0.01, 0.01, 0.01, 0.01)
$Q$ (従来手法)	diag(0, 0, 0, 0, 5.5 × 10 <sup>-7</sup> , 5.5 × 10 <sup>-7</sup> , 5.5 × 10 <sup>-7</sup> , 1, 1, 1)
$R$ (提案手法)	diag(2.2, 2.2, 2.2, 4.9 × 10 <sup>-8</sup> , 4.9 × 10 <sup>-8</sup> , 4.9 × 10 <sup>-8</sup> ) × 10 <sup>-3</sup>
$R$ (従来手法)	diag(4.9, 4.9, 4.9) × 10 <sup>-11</sup>

**7.3 実験結果** 第17図にロール角、ピッチ角の推定値を、第18図に X 軸方向の加速度外乱推定値と、X 軸方向加速度計出力から重力成分を除いたものの履歴を示す。第17図より、提案手法では従来手法と比べて精度よく姿勢角を推定していることがわかる。従来手法では加速度外乱の推定誤差が徐々に増大しており(第18図)、加速度計出力を利用した角速度計積分値のドリフト除去が正しく行われていないことがわかる。一方サーモパイルセンサを用いる提案手法は加速度外乱を精度よく推定している。

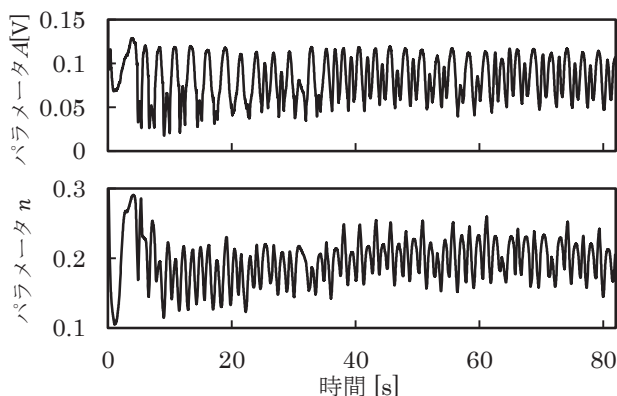
第19図に X 軸に設置したサーモパイルセンサ出力モデル A, n の推定値を示す。ピッチ角が正の領域でモデルパラメータ A は大きな極大値、ピッチ角が負の領域で小さな極大値を取る。これはピッチ角が正の領域でサーモパイルセンサの視野は海面上空、ピッチ角が負の領域で地面上空であることに対応した推定結果と思われる。パラメータ n も A とほぼ同位相で変化している。実験開始直後はモデルパラメータが正しく推定されていないと考え、20 s 以降の姿勢角推定値の誤差を評価した。その際ジンバルで計測した角度を真値とした。第10表に従来手法および提案手法、VN-100 の推定値における誤差を示す。サーモパイルセンサを用いる提案手法は、従来手法と比べてロール角で約 10 倍、ピッチ角で約 5 倍程度の精度である。また民生品の VN-100 と比べてもほぼ同程度か、よい精度であることが分かった。提案手法の本実験での検出精度は、RMS 値で評価すると約 1.2° である。しかし精度は印加される加速度外乱や運用環境に依存することに注意する必要がある。



第 17 図 姿勢推定結果



第 18 図 加速度外乱推定結果



第 19 図 モデルパラメータ推定結果

第 10 表 実証試験における誤差の比較

		提案手法	従来手法	VN-100
ロール角 誤差	RMS[°]	1.13	15.3	1.15
	最大値[°]	3.09	26.0	3.18
ピッチ角 誤差	RMS[°]	1.17	5.46	1.21
	最大値[°]	2.98	12.9	2.93

## 8. ま と め

サーモパイルセンサを用いた姿勢検出システムを提案し、数値シミュレーションと実証実験でその性能を評価した。MEMS センサを利用した小型 INS・IMU は、加速度計や地磁気センサ、GPS などを利用して出力方程式の数を増やし精度を向上させている。それに加えて本研究では、地面に対する角度と強い相関のあるサーモパイルセンサ出力を利用することで精度を高めた。運用環境によってサーモパイルセンサ出力のモデルが変動することが明らかになったが、モデルパラメータを同時に推定することでその問題を解決した。

実証実験では、約 1.2°の精度で姿勢角を推定できることを示した。慣性センサを利用した推定アルゴリズムの推定精度は、機体の振動やマヌーバなどに大きく依存する。それに対してサーモパイルセンサ出力は機体の地面に対する角度で決定されるため、機体運動に依存しない精度を達成することが期待できる。今後は実際の運用環境での性能評価および、その他のセンサを併用したアルゴリズムの確立、位置推定への拡張などを行う予定である。

本研究は、JSPS 科研費（基盤 A：24246136）および ISAS/JAXA の戦略的開発研究費において火星探査航空機 WG の活動の一環として行われた。ここに感謝の意を表する。

## 参 考 文 献

- 鈴木 智, 田原 誠, 中澤 大輔, 野波 健蔵: 動加速度環境下における姿勢推定アルゴリズムの研究, 日本ロボット学会誌, **26**(2008), pp. 626-634.
- 水島 晃, 野口 伸, 石井 一暢, 寺尾 日出男, 行本 修, 山本 聡史: 地磁気方位センサとジャイロ스코ープの航法センサ複合化による自動直進アルゴリズム, 農業機械学会誌, **63**(2001), pp. 96-102.
- 田原 誠, 鈴木 智, 野波 健蔵: 小型軽量汎用性を特徴とする小型姿勢センサの開発, 日本機械学会論文集(C 編), **77** (2011), pp. 183-194.
- NASA Space vehicle Design Criteria: Spacecraft Earth Horizon Sensors, NASA SP-8033, 1969.
- 立原 裕司, 井上 由紀夫, 高井 元, 平子 敬一, 今泉 治: 民生品赤外線センサを用いた小型衛星向け地球センサの開発, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2012, 3M14.
- 姿勢制御研究委員会: 人工衛星の力学と制御ハンドブック, 培風館, 2007, pp. 331-340.
- Rogers, J., Costello, M., and Hepner, D.: A Roll Orientation Estimator for Smart Projectiles Using Thermopile Sensors, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, **34**(2011), pp. 688-697.
- 山口 功, 木田 隆, 岡本 修, 狼 嘉彰: クォータニオンとオイラー角によるキネマティクス表現の比較について, 航空宇宙技術研究所資料, TM-636, 1991.
- R.M.Rogers: Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems Third Edition, AIAA Education Series, 2007, pp. 141-149.
- 会田 勝: 大気と放射過程, 東京堂出版, 1982.
- 足立 修一, 丸田 一郎: カルマンフィルタの基礎, 東京電機大学出版局, 2012, pp. 152-163.

# 1B03 火星気象での飛行制御

○平栗弘貴, 得竹浩(金沢大学)

Flight control in the Mars climate  
Hiroataka Hiraguri and Hiroshi Tokutake(Kanazawa University)

Key Word : Dust Devil, Control method, Disturbance Response, Mars

## Abstract

A research group from Japan is considering a Mars exploration project using an airplane. The possible mission purpose is the climate observation. A number of technical problems are involved, such as the development of available guidance, navigation, and control systems on Mars in the unknown disturbance such as dust devil. In this presentation, the cruise flight in the Mars climate was simulated and feasibility study was performed.

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構や主に国内の大学の研究者で構成される火星探査航空機ワーキンググループでは、2020年代前半の実施を目指して航空機による火星探査を提案している<sup>1)</sup>。しかし、火星境界層内では乱流現象が存在し、強い風を伴う塵旋風などの気象現象も頻繁に発生することが知られている<sup>2)</sup>。火星での飛行ミッションを成功させるには、火星気象の元での運動のシミュレーションを行い、機体や制御系設計、飛行プロファイルの選定に反映させることが重要である。本発表では、火星の乱流や塵旋風をモデル化し、飛行シミュレーションを行うことで、飛行の成立性を議論する。

## 2. 機体モデル

火星での飛行を検証するために用いる機体モデルを決定する必要がある。ミッションの規模によって機体サイズは異なってくるが、ここでは比較的小型の機体を仮定する。現在地球上での高高度飛行試験のための実験機を開発しており、その諸元を採用する(表1, 図1)。

表1 火星飛行機諸元

全長	2.00m
スパン	2.40m
主翼面積	1.18m <sup>2</sup>
質量	5.61kg
$I_{xx}$	0.428kg · m <sup>2</sup>
$I_{yy}$	1.20kg · m <sup>2</sup>
$I_{zz}$	1.59kg · m <sup>2</sup>
$I_{xz}$	-0.0920kg · m <sup>2</sup>

高高度飛行試験機については風洞試験を実施し空力特性を取得している。その舵効きを修正した空力モデルを採用した。また、舵角コマンドに対する舵角の応答は時定数0.1sの1次遅れでモデル化した。高高度飛行試験機には推進器は搭載されていないが、火星飛行機には電動のプロペラを搭載する予定である。そこで推力コマンドに対する推力の応答を時定数1sの1次遅れでモデル化した。

火星の高度1000mでの水平直線飛行するときのトリム状態を表2に示す。このときの機体ダイナミクスの固有値は、縦方向が $-0.265 \pm 3.68i, -0.00742 \pm 0.0693i$ であり、横・方向が $-0.27667 \pm 2.40i, -1.60, 0.0212$ である。スパイラルモードがわずかに不安定であり、安定化制御が必要である。

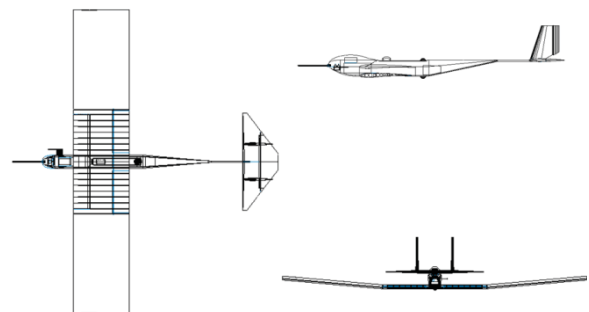


図1 高高度飛行試験機

表2 トリム状態 (高度 1000m)

飛行速度	74.3m/s
迎角	6.00°
エレベータ舵角	-16.6°
推力	3.16N
$C_L, C_D$	0.554, 0.0847
大気密度	0.0115kg/m <sup>3</sup>
重力加速度	3.72m/s <sup>2</sup>

### 3. 気象現象のモデル化

#### 3.1 定常的な乱流モデル

火星大気での飛行の成立性を検証するには、突風外乱を正確にモデル化することが必要である。そこで定常的に発生する突風外乱モデルとして火星境界層内の乱流現象の数値計算結果<sup>3)</sup>を採用し運動のシミュレーションに組み込んだ。運動のシミュレーションに用いた時刻 20:30、高度 1000m の水平方向の風速分布の、空間周波数に対するパワースペクトル密度分布を図2に示す。x, y, z方向に対して等方な風であることがわかる。また、風速の分散、平均値を表3に示す。今回のシミュレーションでは風速分布の時間変化はないものとした。ここでは時刻 20:30、高度 1000m のデータのみを示したが、低高度では等方性は失われ、また時間とともに風の強度も変化することが確認できた。ミッションの詳細を決定するときには、飛行時刻、地形、高度を反映した風モデルを構築して運動のシミュレーションをすることが必要である。

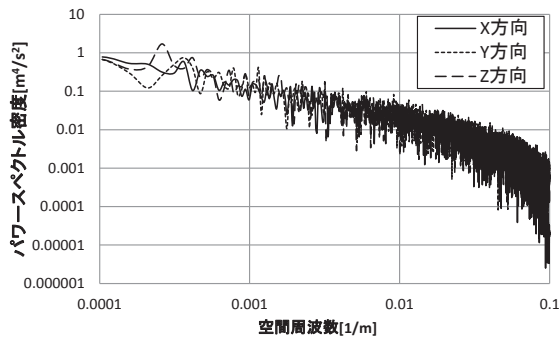


図2 風のパワースペクトル密度分布(1000m)

表3 火星での突風モデル (高度 1000m)

x, y, z方向平均値[m/s]	-0.465, 1.70, 0.162
x, y, z方向 平均値分散[m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]	6.26, 8.26, 13.7
x, y, z方向 最大値(絶対値)[m/s]	10.2, 12.1, 9.51

#### 3.2 塵旋風モデル

上記の乱流の数値計算における計算格子のサイズを小さくすると、大きな最大風速が得られることが指摘されている。そこで、最大風速の突風に対する機体応答をシミュレーションするために、塵旋風モデル<sup>4)</sup>を適用した。火星では様々なサイズ、風速の塵旋風が観測されている(表4, 5)。文献2)では、接線方向の最大速度が 100m/s の塵旋風の存在が指摘されている。ここでは、最悪ケースとして、高度 1000m での上下方向の風速が 50m/s、直径がトリム状態飛行した場合に短周期モードの周期と等しいサイズの塵旋風モデルを仮定する。

表4 Vikingにより観測された火星の塵旋風<sup>5)</sup>

観測数	直径[m]	高度[km]
97	70~1000	1~2.5

表5 地球と火星の塵旋風の比較<sup>2)</sup>

	接線方向速度[m/s]	直径[m]
地球	10	10
火星	30	100

#### 4. 飛行制御

エレベータ舵角コマンド $\delta_{e_c}$ 、推力コマンド $\delta_{T_c}$ 、エルロン舵角コマンド $\delta_{a_c}$ 、ラダー舵角コマンド $\delta_{r_c}$ を制御して目標位置に向かって誘導する誘導・制御系を以下のように構成した。機体位置(X, Y), 高度 H, 方位 $\psi$ , 角速度(P, Q, R)は正確に計測できるものとしている。

$$\psi_c = \tan^{-1} \left( \frac{Y_c - Y}{X_c - X} \right)$$

$$\gamma_c = \tan^{-1} \left( \frac{H_c - H}{\sqrt{(X_c - X)^2 + (Y_c - Y)^2}} \right)$$

$$R_c = K_{Rc}(\psi_c - \psi)$$

$$P_c = 0.3R_c$$

$$Q_c = K_{Qc}(\gamma_c - \gamma)$$

$$\delta_{e_c} = K_Q(Q_c - Q) + \delta_{e_0}$$

$$\delta_{T_c} = K_T(\gamma_c - \gamma) + \delta_{T_0}$$

$$\delta_{a_c} = K_P(P_c - P)$$

$$\delta_{r_c} = K_R(R_c - R)$$

ここで $X_c, Y_c, H_c$ はそれぞれ目標 X 座標, 目標 Y 座標, 目標高度である. 試行錯誤の結果, ノミナルな誘導・制御ゲインを表 6 のように定めた.

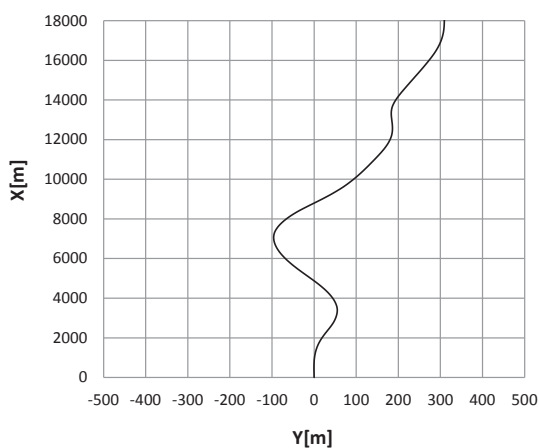
表 6 誘導・制御ゲイン (ノミナル)

$K_Q$	-3[s]
$K_P$	-2[s]
$K_R$	-2[s]
$K_T$	85.9[N/rad]
$K_{R_c}$	0.2[1/s]
$K_{Q_c}$	1.72[1/s]

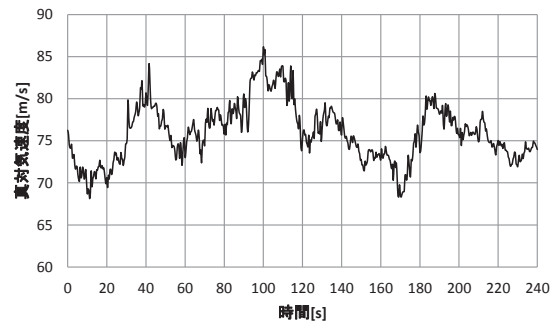
## 5. 飛行シミュレーション

### 5.1 ノミナルモデル

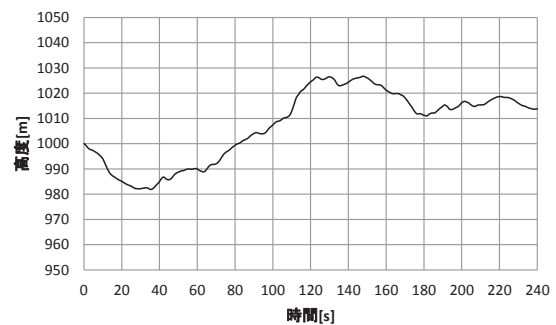
まず定常的な乱流の中での運動のシミュレーションを行った. 機体状態の初期値はトリム値, 初期 X 座標, 初期 Y 座標, 初期高度を 0m, 0m, 1000m,  $(X_c, Y_c, H_c) = (40000\text{m}, 0\text{m}, 1000\text{m})$ とした. 得られた運動の履歴を図 3 に示す. 採用した方位制御は, 遠方のウェイポイント方向に機体に向けるものである. したがって突風によって横変位が生じても急激には減少しない (図 3(a)). 一方高度については, 目標値との誤差を推力とエレベータ舵角にフィードバックする構造になっている. その結果, 目標高度との誤差が約 25m で安定化されている (図 3(c)). 高度の追従誤差は利用できる推力に依存し, この場合は水平直線飛行時のトリム推力の 160%が必要である (図 3(i)).



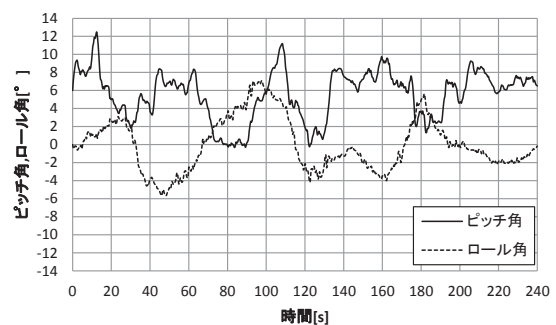
(a)経路



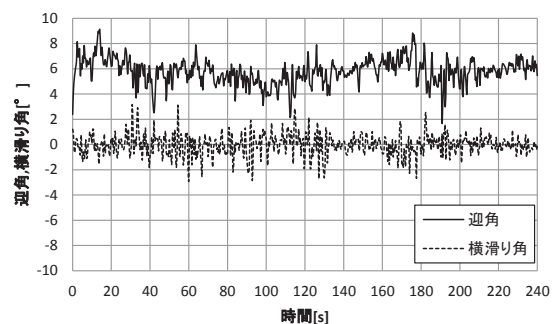
(b)速度



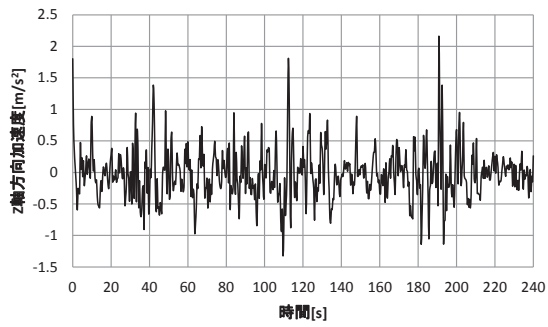
(c)高度



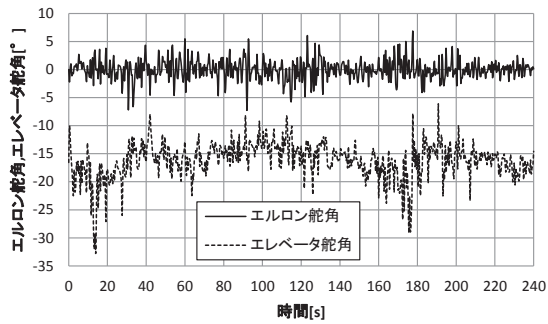
(d)姿勢角



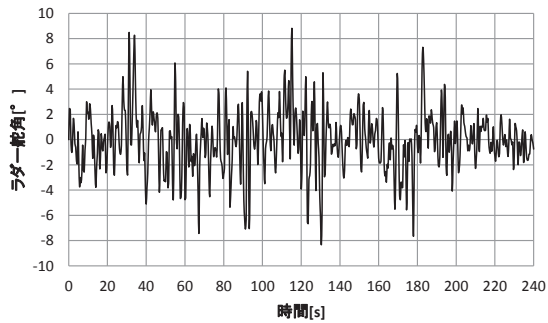
(e)迎角, 横滑り角



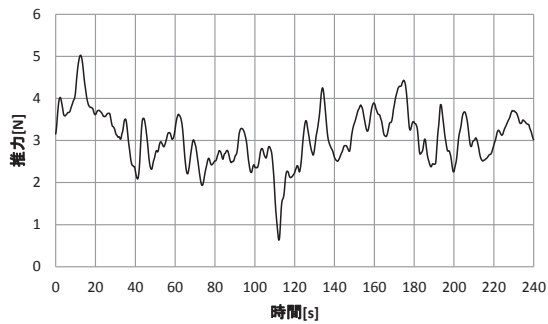
(f)Z 軸方向加速度



(g)エルロン, エレベータ舵角



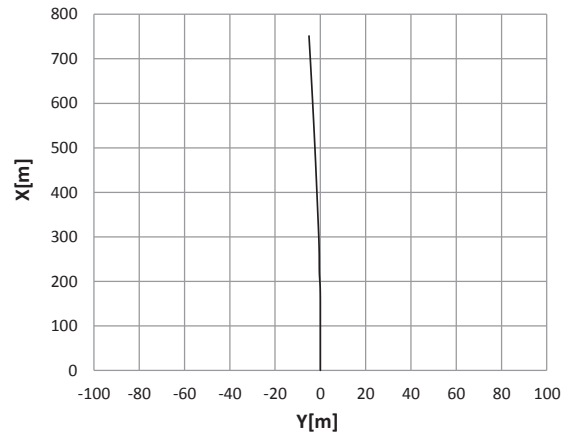
(h)ラダー舵角



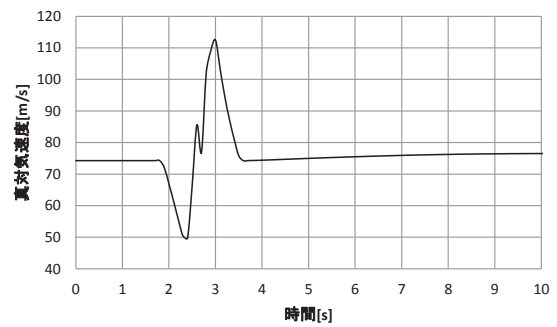
(i)推力

図3 定常的な突風外乱に対する機体応答

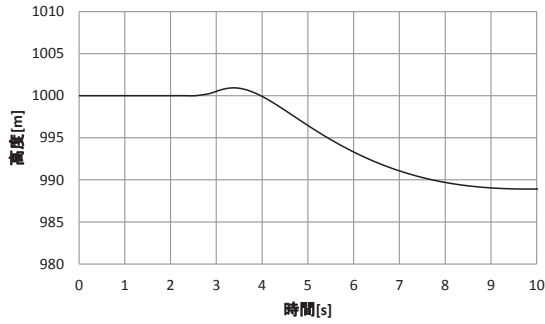
次に飛行経路上に 3.2 章で定義した塵旋風モデルが存在するときの運動のシミュレーションを行った (図 4). 採用した制御ゲインでは非常に大きな舵角を発生する結果になった. 舵面の面積を変更することで舵角を調節できるので, ここでは舵面の発生するモーメントで制御入力をプロットしている. 局所的な塵旋風モデルであるため, その影響を受けるのは約 2s である. 定常時の約 200% の推力を制御に利用することで, 高度誤差は約 10m に抑えられている (図(c), (g)). 迎角は最大  $35^\circ$  に達しているため, 失速後の空力特性を正確にモデル化して飛行の成立性を評価することが必要である (図 4(e)).



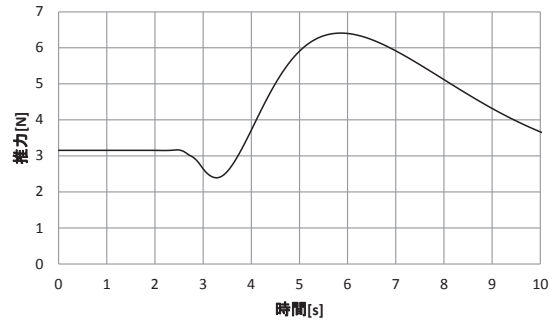
(a)経路



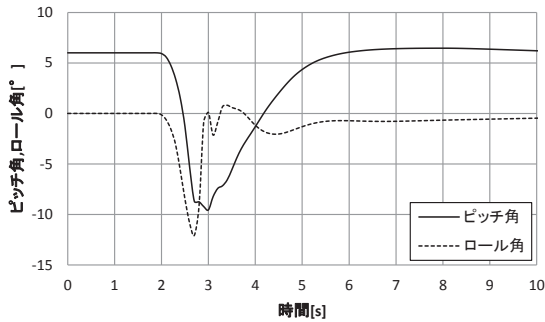
(b)速度



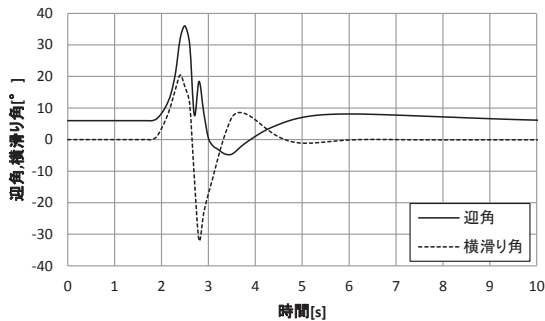
(c)高度



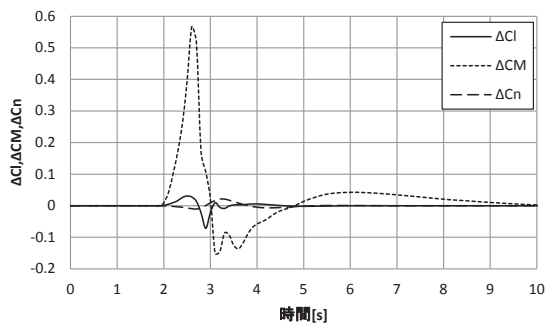
(g)推力



(d)姿勢角



(e)迎角, 横滑り角



(f)舵角によるモーメント係数

図4 塵旋風に対する機体応答

## 5.2 パラメトリックスタディ

十分な制御量を入力すれば目標経路に対する追従性は良くなるものの、必要推力や舵角、機体強度などが増大する。そこで誘導・制御ゲインを変化させたときの、追従特性と必要制御量の関係性を評価した。図5に最大高度誤差と必要最大推力の関係性を示す。機体設計において最大推力は重要な機体設計のパラメータである。この計算結果は要求される高度の制御性能に応じて推力系を設計するための指針となる。

今回は最悪ケースとして最大風速 50m/s の塵旋風を仮定した。しかし発生確率と塵旋風のサイズ、強度には相関があり、ミッションの成功確率を見積もるにはそれらを考慮したシミュレーションをする必要がある。今のところミッションに要求される経路の追従特性や取得データの精度などが明確に定まっていないため、数値シミュレーション結果についてミッションの成功、失敗の判定を明確にするのは困難である。そこで機体の構造破壊と関係のある、機体  $z$  方向の加速度を指標として採用する。垂直方向の風速を変化させた塵旋風に対して運動のシミュレーションを行い、機体  $z$  軸方向の最大加速度を求めた(図6)。誘導・制御ゲインはノミナル値、塵旋風サイズは短周期モードと等しい値で固定した。定常的な突風外乱に対する  $z$  軸方向最大加速度は  $2.16\text{m/s}^2$  である。従って定常的な突風外乱よりも塵旋風の方がより大きな加速度変化を生じさせることがわかる。また火星の重力加速度は  $3.71\text{m/s}^2$  であるため、50m/s の塵旋風に遭遇したときの荷重倍数変化は約 2 となり、大きな安全率を確保するには高い強度を持った構造設計が必要となることがわかる。

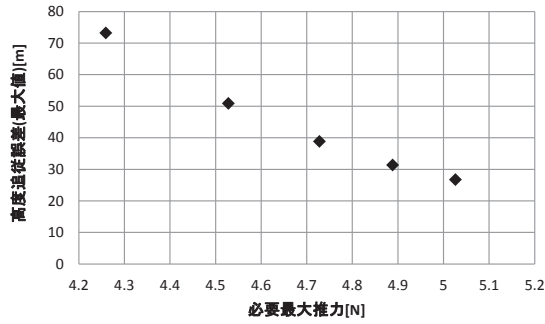


図 5 制御性能と必要推力

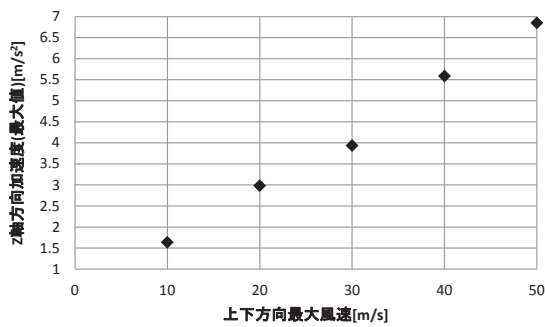


図 6 塵旋風強度と機体加速度

## 6. おわりに

火星における定常的な擾乱および塵旋風をモデル化し、火星探査飛行機の巡航飛行の運動シミュレーションを行った。その結果、今回採用した定常的な乱流モデルの中では目標位置に向かう誘導・制御が行えることが明らかになった。また最悪ケ

ースの塵旋風モデルを仮定し、飛行が成立することを確認した。しかし、塵旋風の発生確率やサイズをモデルは正確に分かっているわけではない。今後は、乱流モデルや塵旋風モデルの精度を高めて飛行の成立性を検証することが必要である。また今回は一定高度での巡航飛行をシミュレーションした。カプセルから放出されて機体を展開、引き起こし定常飛行へ遷移する状態は、より突風外乱に弱いと考えられる。今後はその遷移飛行の成立性の検証も必要になる。

## 謝辞

本論文で用いた火星の乱流モデルは、理化学研究所のスーパーコンピュータ「京」を利用して得られたものです(課題番号:hp120076)。理化学研究所計算科学機構の西澤誠也氏に提供していただきました。ここに感謝の意を表します。

## 参考文献

- 1) 大山 聖, MELOS1 にむけた火星飛行機の概念検討, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2010-4468 (2010)
- 2) M. Balme and R. Greeley, Dust devils on Earth and Mars, Rev. Geophys., **44**-3, RG3003 (2006)
- 3) Nishizawa et al., High resolution large eddy simulation of the Martian planetary boundary layer, Proceedings of the 46th ISAS Lunar and Planetary Symposium (2014)
- 4) 平栗 弘貴, 得竹 浩, 火星飛行機の突風応答解析と飛行制御, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2012-4360 (2012)
- 5) P. Thomas and P. J. Gierasch, Dust Devils on Mars, Science, **230**, 175/177 (1985)

## 3C04 オンボードカメラを用いた画像認識による 火星飛行機の自律航行アルゴリズムの開発

○高村英雅, 新井健太郎, 小野雅裕\*, 足立修一 (慶應義塾大学)

Development of Vision-Based Self-Contained Navigation System for Mars Airplane  
Hidemasa Takamura, Kentaro Arai, Masahiro Ono\* and Shuichi Adachi (Keio University)

Key Words: Mars Airplane, vision-based localization, Terrain Relative Navigation, TRN, MELOS.

### Abstract

In the JAXA's proposed Mars mission, the Mars Exploration with Lander-Orbiter Synergy (MELOS), it is considered to carry a small airplane that flies in the Mars atmosphere. This paper develops and demonstrates a vision-based localization algorithm that is intended to be used by the Mars airplane. Observations of surface features, which are identified by the binary robust invariant scalable keypoints (Brisk) method, are used by an Extended Kalman filter (EKF) to correct the error of the inertial navigation system. The proposed localization algorithm is tested by an indoor experiment using a quadcopter, AR. Drone.

### 1 はじめに

JAXA は 2020 年頃に火星に探査機を送り込む MELOS (Mars Exploration with Lander-Orbiter Synergy) 計画を進めており, この計画の一部として, 火星大気中を飛行する世界初の火星飛行機の搭載が検討されている。火星環境下では GPS が使えず, また長時間飛行ができないという時間的制約があり, 地球との通信を飛行中に行うことが困難であるなどの問題がある。そのため, 飛行機が自律的に位置推定を行い, 望ましい探索ターゲットに向かって飛行するアルゴリズムを開発する必要がある。

地上での航空機位置推定においては, 慣性航法装置 (Inertial Navigation System, INS) と GPS を用いた複合航法システムが一般的に使用される。INS とは, 機体に搭載されたジャイロと加速度計からなる慣性計測装置 (Inertial Measurement Unit, IMU) より得られる加速度と角速度を基に, 機体の位置を算出するシステムである。しかしこの計算は積分操作を含むため, INS のみを用いる場合には, 誤差が蓄積して最終的に良い推定値を得ることができない。そのため INS によって蓄積される誤差を GPS によって補正する複合航法が用いられる。

しかし前述のとおり火星では GPS が使用不可能であるため, GPS の代わりに画像認識を用いた複合航法システムを構築することを考える。月, 惑星へのピンポイント着陸を目的とした画像を用いた位置同定手法は, terrain relative navigation (TRN) と呼ばれ, さまざまな研究が既になされている<sup>1)</sup>。また, 観測されたクレータをあらかじめ用意されたデータベースとマッチングさせることにより位置推定を行う方法<sup>2)</sup>, 地表の 3D モデルを作成し位置推定を行う方法<sup>3)</sup>が提案されている。しかしこれらはクレータを主な観測対象とし, また着陸時のみに位置推定を行っていた。

本稿ではより飛行機に適した位置推定手法を考え, 我々が提案した方法<sup>4)</sup>に基づいた手法をとる。具体的

には, クレータ以外の特徴点も用いること, また着陸時を対象とするのではなく, 数時間オーダの継続的な飛行の位置推定を目的とする。文献 4) ではまず, 事前に撮影された火星の衛星写真を地図画像として用いて, ORB (Oriented FAST and Rotated BRIEF) アルゴリズム<sup>5)</sup>を用いて画像の局所特徴点を抽出する。また, 火星飛行機の航行時はオンボードカメラを用いて地表を撮影し, リアルタイムに航空写真を取得する。地図画像と撮影画像を ORB 特徴量を用いてマッチングさせることにより, 画像間の対応関係を得る。得られた対応関係を観測値として利用し, 拡張カルマンフィルタ (Extended Kalman Filter, EKF) を適用することで位置推定を行っている。

本稿では, このアルゴリズムの実用性を, 実証実験を行うことにより確かめる。実証実験においては, 図 1 に示す画像の補正を利用した複合航法システムを構築する。図 1 に示したように, INS による推定値に, 画像認識を用いてカメラ画像から特徴点を抽出し, 抽出した特徴点の情報を用いて位置を補正する。画像認識には, 将来的に火星飛行機に複合航法システムを実装する際に最適な画像認識アルゴリズムを選択するための比較を行うことを目的として, 文献 4) で用いた ORB ではなく, Brisk (Binary robust invariant scalable keypoints)<sup>6)</sup> と呼ばれる手法を用いる。Brisk と ORB は画像の相似変換, コントラスト変化に対してロバストであり, 非常に高速に動作することが知られている。

さらに, マッチングした特徴点をランドマークとして扱い, EKF やパーティクルフィルタ (Particle Filter, PF) を用いて INS 出力を補正することにより, 位置の推定値を得る。また, 本稿では実証実験を行う際, マルチロータヘリコプタ (AR.Drone) を用いる。

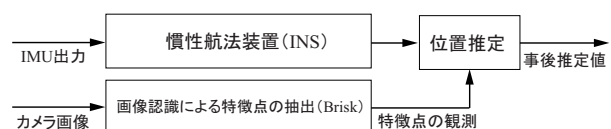


図 1 INS と画像認識を用いた複合航法システムのブロック線図。

\* Masahiro Ono is currently with Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology; he was with Keio University when he was involved in this research

以下に本稿の構成を示す。まず2節でBriskの簡単な説明を与える。その後、3節においてEKFおよびPFを用いた位置推定アルゴリズムを構築し、4節で実験の手順とその結果について詳しく述べる。

## 2 Briskを用いた特徴点抽出

画像を比較する際、衛星画像とリアルタイムで得られる画像は撮影角度、撮影高度、撮影時の光源位置撮影などの条件が異なるため、これらの条件の変化に対してロバストな手法を用いる必要がある。Briskはこの要求を満たした手法で、そのアルゴリズムは特徴点の検出と特徴量の記述の2つに分けられる。Briskは特徴点の検出にスケール不変性を導入したFAST<sup>7)</sup>を、特徴量の記述にはBrief<sup>8)</sup>を用いたアルゴリズムである。ここで、特徴量とは検出した特徴点の比較を可能にするため、特徴点周囲の画素値の勾配の様子で記述された情報である。特徴量は検出した特徴点の対応関係を探索するとき用いるが、特徴量記述に関するアルゴリズムの説明は本稿では省略する。

### 2.1 特徴点の検出

Briskでは画像値の勾配に特徴がある地点を検出しそれを特徴点とする。特徴点抽出の概念図を図2に示す。具体的には、ある画素 $p$ に注目したとき、その周囲の画素 $x$ の画素値を次のように場合分けする。

$$S_{p \rightarrow x} = \begin{cases} \text{brighter} & \text{if } I_p + a \leq I_x \\ \text{darker} & \text{if } I_x \leq I_p - a \\ \text{similar} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (1)$$

ここで $I_p$ は特徴点の画素値、 $I_x$ は特徴点周囲の画素値、 $a$ は閾値を示す。直感的には $x$ が $p$ よりも暗い場合darker、明るい場合brighterとなる。(1)式からdarkerもしくはbrighterがある程度連続した場合、これをコーナーと認識し、特徴点とする。

各特徴点は画像中のピクセル座標、特徴点の解像度を示すスケール情報、オリエンテーションと呼ばれる認識したコーナーを二等分する方向に関する情報を持つ。

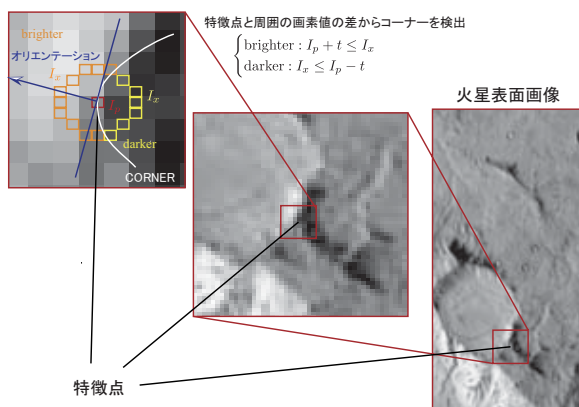


図2 Briskによる特徴点抽出の概略図。左上の図のように、選択した画素周囲の画素値からコーナーを検出できた場合、選択した画素を特徴点としオリエンテーションを判別する。

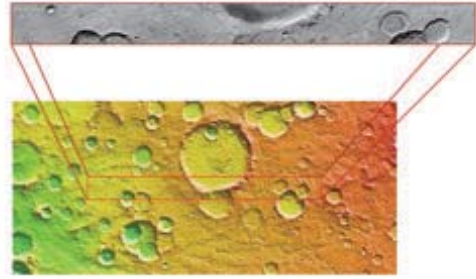


図3 Mars Odyssey 衛星によって撮影された火星表面の衛星写真。(出典: Orbit Number: 33506 Latitude: -21.6082 Longitude: 85.9368 Instrument: IR Captured: 2009-07-04 04:10 NASA/JPL-Caltech/ASU. 2013-07-09. PIA17314. Retrieved from <http://photojournal.jpl.nasa.gov/>).

### 2.2 カメラ画像を用いた特徴点の対応

地図として用いる衛星写真と航空画像が正確にマッチングできるかを確認するために簡単な実験を行った。図3は実験に用いた火星衛星写真であり、撮影地点の火星上の座標は南緯21.6082°、経度85.9368°の地点とした。図4はBriskを用いて図3の画像から特徴点マッチングを行った結果である。図4(a)、図4(b)の写真上部は地図画像を想定したもの、下部は航空写真を想定したものである。写真上部と下部をつなぐ線がマッチングの結果を表している。

図4(a)は図3の一部をクロップしたものを航空写真として用いた。図4(a)より、ほとんどの線の両端がそれぞれの画像の同じ部分を指しているため、Briskは正しい特徴量を見つけていることが確認できる。

それに対して、図4(b)は図3の一部を紙面に印刷したものを、カメラを用いて撮影し航空写真として用いた。図4(b)のマッチング結果からわかるように、ライトや撮影角度、カメラなど観測雑音が非常に大きいため、線の両端がそれぞれの画像の異なった部分を指している場合が多く、誤対応が多く確認できる。

このように、カメラ撮影によって前述したような観測誤差が大きくなるため、誤対応が増加する。誤対応をなるべく排除するため、4節で示す実験ではマッチングした特徴点の中から最も類似度の高い特徴点マッチングの組み合わせのみを採用して推定を行う。

### 2.3 特徴点の位置推定への応用

地図画像と実際の座標を対応させるため、地図画像から抽出される特徴点の中から1つを基準点 $k_m^1$ として定める<sup>9)</sup>。他の特徴点と $k_m^1$ の画像上での位置関係は既知であるため、基準点 $k_m^1$ から任意の特徴点 $k_m^i$ までの画像上の距離は、

$$r_{i \rightarrow 1} = \| k_m^i - k_m^1 \|_2 \quad (2)$$

で表すことができる。ただし、基準点 $k_m^1$ の慣性座標系 $X, Y$ をあらかじめ与えておくことを仮定する。また、画像上での距離と実際の距離の比 $S(t)$ は飛行機が飛行する高度 $h(t)$ に比例し、

$$S(t) = ah(t) \quad (3)$$

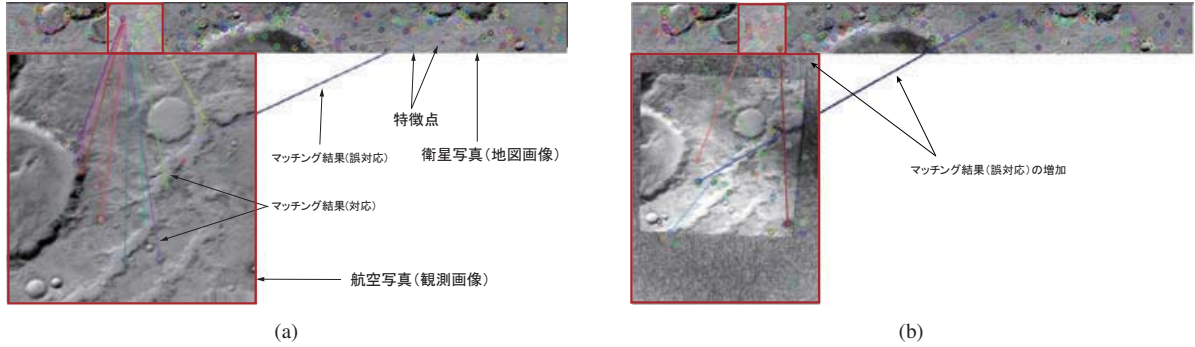


図4 火星表面画像として図3を用いた Brisk による特徴点検出とマッチング精度の比較。(a)は図3の一部を切り取ったものを航空写真として、図3を比較したもの。(b)は(a)を紙面に印刷してカメラを用いて撮影したもの。(a),(b)の結果を比較すると、カメラによって撮影された画像(b)には雑音が多く入り、特徴点の誤対応が(a)と比較して増加していることがわかる。

で表せる。前述したように Brisk で抽出した特徴点  $k$  は、それぞれ画像内でのピクセル座標  $(x, y)$ 、スケール情報  $\omega$ 、オリエンテーション情報  $\zeta$  を含んでいる。特徴点のマッチングを行い、地図画像の特徴点  $k_m$  とカメラ画像の特徴点  $k_c$  がマッチングしたとすれば、この時のカメラ画像上の特徴点の慣性座標系  $(m_x, m_y)$  は

$$m_x = X - d_{i \rightarrow 1}(t) \cos(\zeta + \zeta_m - \zeta_c) \quad (4)$$

$$m_y = Y + d_{i \rightarrow 1}(t) \sin(\zeta + \zeta_m - \zeta_c) \quad (5)$$

のように計算される。ただし  $d_{i \rightarrow 1}(t)$  は特徴点  $i$  から基準点までの実際の距離を表し、次式で与えられる。

$$d_{i \rightarrow 1}(t) = S(t) \frac{\omega_c}{\omega_m} r_{i \rightarrow 1} \quad (6)$$

(4), (5) 式を用いることによりカメラから観測した特徴点の位置が求まる。求めた特徴点位置を次節で述べる観測行列に代入することで、位置推定アルゴリズムに実際に適用できる。

### 3 自己位置推定アルゴリズム

実装することを想定した場合、その計算リソースは限られるため、なるべく計算量の少ないアルゴリズムで位置推定を行うことが望ましい。EKF は、他の非線形フィルタと比べ、計算時間の点で優れたアルゴリズムであり、画像特徴によるランドマークの情報を組み込むことで位置推定問題を解くことが可能である。しかし、初期推定値が真値と大きく異なる場合、EKF は収束しないケースがあることが知られている。特に火星の大気圏への突入時には、位置に大きな不確実性が発生する。よって、自己位置推定アルゴリズムの初期推定値は大きな不確実性を含む。さらに、画像認識はカメラの性能、撮影時期等に大きく依存するため、画像特徴点の誤対応も高確率で発生する。

このように初期値が広い確率分布を持つ問題は、大域推定問題と呼ばれる。ランドマークの誤対応の多い大域推定問題に対しては、PF が良好な収束性を示すことが知られている<sup>10)</sup>。しかし一方で、計算時間において EKF に大きく劣る。本研究では、EKF と PF の双方のアルゴリズムを適用し、シミュレーションによって比較を行った。

### 3.1 AR.Drone キネマティクスモデル

EKF と PF を適用するために、機体の状態空間モデルを構築する。状態更新に用いるモデルとして、本稿ではモデルへの入力速度、出力が位置で表されるキネマティクスモデルを考える。慣性座標系における時刻  $t$  での機体の位置を  $x(t), y(t), z(t)$  とする。また、機体座標系での速度を  $v_x(t), v_y(t), v_z(t)$  とする。ただし  $v_z(t) = 0$  とする。機体座標系を右手座標系とした場合の、 $x, y, z$  軸を中心とした3次元回転行列をそれぞれ  $\mathbf{r}_x(\psi), \mathbf{r}_y(\theta), \mathbf{r}_z(\phi)$  とする。ただしここで  $\psi, \theta, \phi$  はそれぞれロール、ピッチ、ヨー角を示す。この回転行列を用いると機体の時刻  $t$  における位置は次のように更新される。

$$\begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x(t-1) \\ y(t-1) \\ z(t-1) \end{bmatrix} + \mathbf{r}_z(\psi) \mathbf{r}_y(\theta) \mathbf{r}_x(\phi) \begin{bmatrix} v_x(t) \\ v_y(t) \\ v_z(t) \end{bmatrix} \Delta t \quad (7)$$

ただし、 $\Delta t$  はサンプリング時間である。位置推定を行う際には、(7) 式から得られる  $(x, y)$  座標を用いることで、本稿では  $(x, y)$  を状態変数とする、2次元のモデルを採用する。このモデルを用いるにあたり、実験に用いる機体の飛行速度と高度、機体の姿勢角度は既知とする。

### 3.2 ランドマーク観測モデル

図5に本実験におけるランドマーク観測の概略図を示す。図示したように本実験では、AR.Drone 下部に搭載したカメラから地上を観測することを想定する。この場合、観測ランドマークの慣性座標系での座標は、(4), (5) 式で与えられる。このとき、ランドマーク観測モデルを

$$\begin{bmatrix} r(t) \\ \delta(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{(m_x(t) - x(t))^2 + (m_y(t) - y(t))^2} \\ \text{atan2}(m_y(t) - y(t), m_x(t) - x(t)) - \psi(t) \end{bmatrix} \quad (8)$$

とする。ただし、(8) 式では2次元座標の推定を仮定しており、 $m_x(t), m_y(t)$  は観測するランドマークの2次元座標位置、 $x(t), y(t)$  は(7)式から得られる機体の座標、 $\psi(t)$  は機体ヨー角である。また、 $r(t)$  は機体か

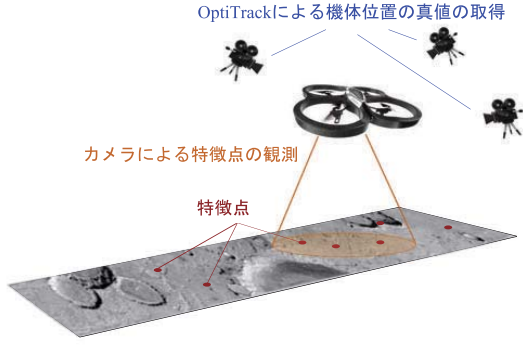


図5 実験方法の概略図. AR.Drone の下部に搭載したカメラから地表を撮影し, Brisk を用いて撮影画像の特徴点を抽出して位置推定を行う. また, 後述する OptiTrack を用いて機体を撮影し真値を取得する.

ら観測したランドマークまでの距離,  $\delta(t)$  は機体ヨー角とランドマーク観測方向の間の角度である.

(8) 式を用いる際, あらかじめ地図画像より抽出しておいた多数の特徴点のなかから, オンボードカメラで観測している特徴点と対応するものを同定する際に, 候補を一つに特定できない場合がある. 一つに絞り込める場合, (8) 式を用いることにより機体座標を推定できる. しかし, 地図画像中の特徴点が非常に似通っており, 観測した特徴点が地図画像上のどの特徴点にあたるか絞り込めない場合, (8) 式を計算するだけでは機体の位置を求めることはできない.

本稿では前者をランドマーク対応既知, 後者のように観測した特徴点が地図上の特徴点のどれに当たるか簡単にはわからない場合を, ランドマーク対応未知の問題と呼ぶ. 本稿で紹介する EKF によるアルゴリズムは全てランドマーク対応既知の問題を扱う. 一方 PF ではランドマークの対応未知問題を仮定している.

### 3.3 EKF による位置推定問題

EKF による位置推定を行う場合, 初期位置が既知であり, ランドマーク対応既知であることを仮定する.

EKF 更新式は, (7) 式の右辺を  $g(\hat{x}(t-1), v(t))$  とおき, そのヤコビアンを  $G(t)$  として

$$\hat{x}^-(t) = g(\hat{x}(t-1), v(t)) \quad (9)$$

$$\Sigma^-(t) = G(t)\Sigma(t-1)G(t)^T + M(t) \quad (10)$$

となる. ここで  $\hat{x}(t-1)$  は時刻  $t-1$  での推定位置,  $v(t)$  は時刻  $t$  での IMU の出力,  $M(t)$  はシステム雑音の分散共分散行列である. さらに, (8) 式の右辺を  $h(\hat{x}^-(t), m(t))$  とおき, そのヤコビアンを  $H(t)$  として, 修正ステップ

$$K(t) = \Sigma^-(t)H(t)^T[H(t)\Sigma^-(t)H(t)^T + Q(t)]^{-1} \quad (11)$$

$$\hat{x}(t) = \hat{x}^-(t) + K(t)(z(t) - h(\hat{x}^-(t), m(t))) \quad (12)$$

$$\Sigma(t) = (I - K(t)H(t))\Sigma^-(t) \quad (13)$$

を実行する. ただし  $z(t)$  はカメラ観測,  $K(t)$  はカルマンゲイン,  $\Sigma(t)$  は誤差共分散,  $Q(t)$  は観測雑音の分散共分散行列である.

### 3.4 PF による位置推定問題

PF は多数のパーティクル (サンプル) を用いて, 真の分散を近似し, 推定問題を解く問題である. 多峰性分布を扱うことが可能であるため, EKF には解くことのできない観測ランドマーク対応未知の大域推定問題を解くことが可能である. PF では任意の状態  $x^i$  を持つパーティクル  $i$  に対して, (8) 式を用いて出力される観測  $h(t)$  を用いる. すべてのパーティクルの観測に対して

$$W(z(t), h(t)) = \exp\left\{-\frac{(\Delta r_i(t) + \Delta \delta_i(t))^2}{\sigma^2}\right\} \quad (14)$$

のような関数を用いて各パーティクルの尤度を表す重みを計算し, 重み付きのパーティクルの分布によって, 実際の確率分布を表現する. ただし  $\Delta r_i(t), \Delta \delta_i(t)$  はそれぞれカメラ観測  $z(t)$  と (8) 式の出力  $h(t)$  の差である. EKF のときと同様にキネマティクスモデル (7) 式と, 観測モデル (8) 式を PF に用いる. 時刻  $t$  でのパーティクル  $i$  の重みを  $w^{[i]}(t)$  として, 重みの集合を  $w(t)$  としたとき,

$$w^{[i]}(t) = W(z(t), h(t)) \quad (15)$$

$$X(t) = \text{resampling}(X(t-1), w(t)) \quad (16)$$

のような更新式を用いることにより, パーティクルを重みに従ってリサンプリングさせることで, 機体存在確率の高い場所にパーティクルを分布させ, 大域推定を行う. しかし, パーティクルのリサンプリングを毎時刻行うと, 新たな観測情報がまったくないにも関わらず (14) 式により分散が収束する場合がある. そのため, リサンプリングは, ランドマークが観測された時刻のみにおいて行う.

また観測が行われない場合, ある程度パーティクルを意図的に分散させる. これにより, 推定値が局所解にとどまらず, 真値に収束する確率を高めることができる.

## 4 AR.Drone を用いた実証実験

提案手法の実用性を評価するために, AR.Drone を用いた 2 種類の実験を行った. まず, EKF と PF による位置推定アルゴリズムの実証を行うため, 画像認識を用いないシミュレーションを行った. つぎに, Brisk による画像認識アルゴリズムを EKF と併用することで, リアルタイムに位置推定が可能であるか実機実験により確認した.

### 4.1 EKF と PF を用いた位置推定シミュレーション

シミュレーションに用いるため, AR.Drone を実際に飛行させ飛行データを取得し, この飛行データを用いてシミュレーションを行った.

まず, あらかじめ取得した飛行データの経路付近の任意の場所にランドマークを配置した. また, 機体がランドマークを観測可能な範囲を仮定しておき, 各時刻の真値から配置したランドマークが観測可能範囲に入っているときに, 機体がランドマークを観測している状態とした. ランドマークを観測した場合, EKF を

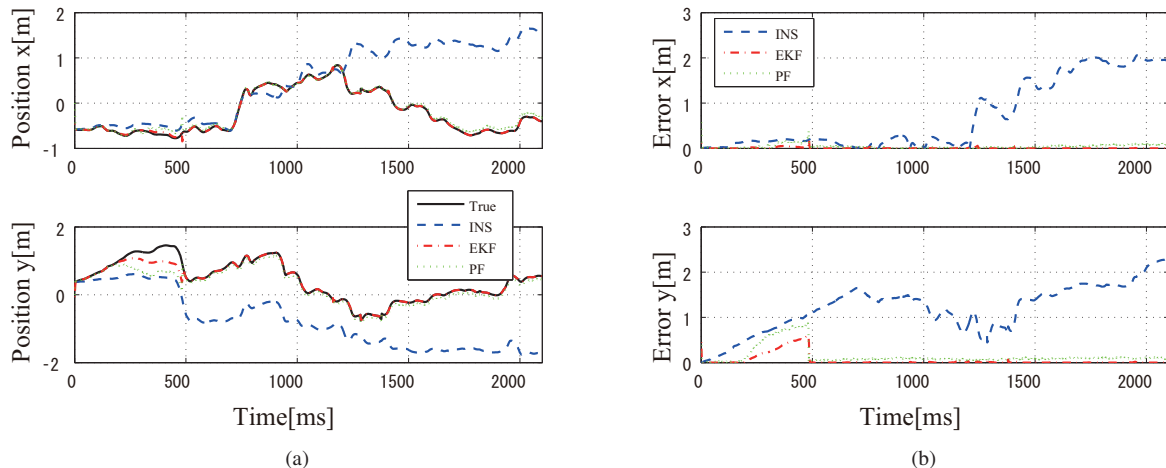


図6 INS, EKF と PF を用いて行なった位置推定シミュレーションの結果と比較。(a) は 2次元平面上での機体の位置推定の時間推移を示しており, (b) は各推定手法での真値との誤差の推移を示している。黒線は OptiTrack によって取得した真値, 青線は INS のみを用いた位置推定, 赤線は EKF を用いた位置推定, 緑線は PF を用いた位置推定の結果である。画像認識を行い, EKF もしくは PF を用いると, INS のみの推定値よりも誤差を抑えることができることがわかる。

用いる実験においては (11)~(13) 式を, PF を用いる実験においては (15), (16) 式を用いて推定値の更新を行った。

このとき, 機体位置の真値の取得をするために, OptiTrack と呼ばれるモーションキャプチャカメラを 3 台用いて, 図 5 で示したように機体を撮影し, AR.Drone の位置を観測した。

図 6 にシミュレーションの結果を示す。図 6(a) は  $(x, y)$  平面を移動する機体の様子であり, 図 6(b) は  $(x, y)$  軸方向の推定位置の誤差を示すグラフである。機体位置の真値と INS のみによる推定値ではデータの傾向は一致しているものの, 時間が経つにつれ誤差が蓄積するため真値から大きく離れていることがわかる。一方, EKF と PF はランドマークを観測することで, 推定値が真値にほぼ収束していることが確認できる。PF の方が推定精度が悪く見えるが, ランドマーク対応未知問題を扱っているため PF の方が遥かに厳しいシミュレーション条件で推定していることに注意する。

図 6(b) の結果も図 6(a) と同様に, INS のみによる推定値では誤差が増大することが確認できるが, EKF と PF では時間が経過しても誤差はゼロ付近にとどまっている。

#### 4.2 AR.Drone を用いた位置推定実験

次に, Brisk 特徴点を併用したリアルタイムな位置推定の実験について説明する。図 7 に実際の実験風景を示す。図 7 では, 図 3 を印刷して床に固定することで, 疑似的に火星表面を作成した。実験では, AR.Drone を図 3 の上空を飛行させ, 図 5 で示したように, 機体下部に搭載されているカメラで床を撮影した。この実験でも 4.1 節 で示したシミュレーションのときと同様に, 機体の位置の真値は OptiTrack で取得した。また, AR.Drone の下部に搭載されているカメラ画像から Brisk 特徴点を取得し PC に送り, 本稿で述べた



図 7 実験中の様子。図 3 で示した火星表面画像の上で AR.Drone を飛行させ, 位置推定を行った。

EKF を用いて位置をリアルタイムで推定を行った。ただし, PF に関しては現段階で実証実験を行っていない。

2.3 節 で述べたように, まず地図の座標を決定するにあたって, 基準点を決定する必要がある。本実験では画像上部に位置する最初に検出された特徴点を基準点とした。この基準点の座標はあらかじめ OptiTrack で取得しておく必要があり, AR.Drone はこの基準点に比較的近い位置から離陸させた。図 8 に飛行実験の結果を示す。図 8(a) は機体の  $x$  座標,  $y$  座標の推定の時間推移を, 図 8(b) は推定値と真値の出力誤差の時間推移を示す。青線は INS のみによる推定値を示し, 赤線は EKF による推定値を示している。図 8(a) より, 離陸開始からしばらくの間, 離陸の衝撃による初期位置に誤差が確認できる。離陸開始からランドマークの観測を行う以前の状態では, 離陸による初期誤差が残っており, INS の推定値と EKF の推定値は一致しており, 真値から離れている。図 8(b) を見るとわかるように, その後ランドマークを観測すると, EKF の推定値は真値に近くなり誤差が減少するが, INS の推定値では初期誤差は修正されずに残り続ける。ただし, ラ

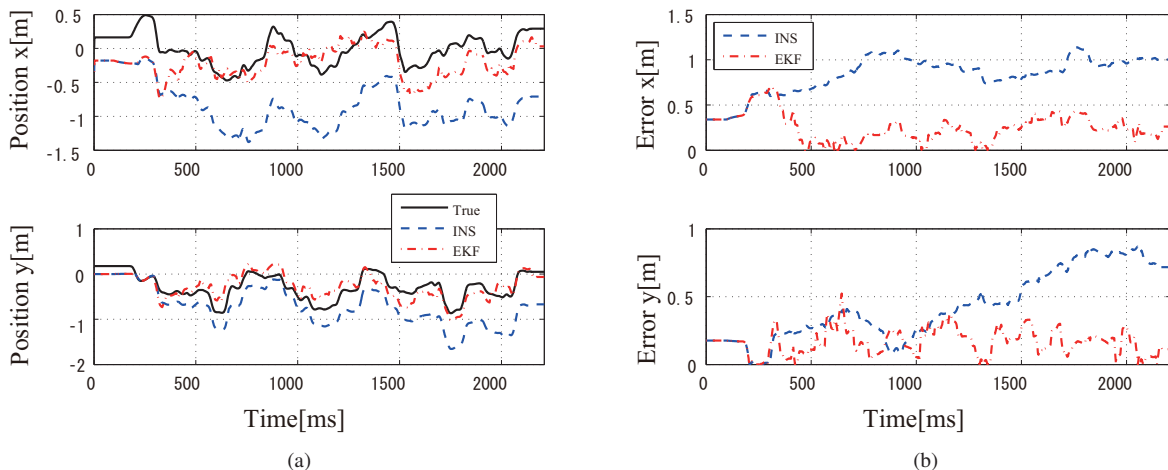


図8 INS と EKF による位置推定実験の結果とその比較。(a)には位置推定の時間推移を示しており、(b)には推定値の真値との誤差の時間推移を示している。黒線で OptiTrack によって取得した真値を示しており、青線で INS のみを用いて行った位置推定の結果を、赤線では画像認識を併用した EKF による位置推定の結果を示している。(b)より、画像認識を用いることで、位置推定の誤差を減少させることができることがわかる。

ンドマークの観測によって必ず EKF の推定値が改善される訳ではなく、特徴点の誤対応があった場合誤差が増加する。そのため、図 6(b) のように誤差がゼロ付近にとどまり続ける結果は得られなかったが、EKF による推定値のほうが、INS のみによる推定値よりも、ほとんどの時刻において誤差の少ない推定を行なえていることが確認できる。

## 5 おわりに

本稿では、火星飛行機に搭載する画像認識を用いた位置推定の実現可能性を確かめるため、Brisk を用いた画像認識による複合航法システムを提案し、マルチロータヘリコプタ AR.Drone を用いて実証実験を行いその効果を確認した。その際、画像認識アルゴリズムとして Brisk を、位置推定アルゴリズムとして EKF と PF を用いた。

実験の結果、INS のみによる推定値よりも Brisk と EKF を併用したアルゴリズムで良い位置推定結果を得ることができた。一方で、Brisk による特徴点の抽出はかなりの誤対応が確認されており、誤対応に対するロバスト性に関しては今後さらに検証が必要である。

そのため、今後の課題としてはロバスト性にすぐれた PF を用いて比較を行うことを検討している。また、計算量に関しても評価を行い、実際に今後火星飛行機への搭載が可能な軽量アルゴリズムの開発を行う。

## 参考文献

- 1) A. Johnson and J. Montgomery: Overview of terrain relative navigation approaches for precise lunar landing, in Aerospace Conference, 2008 IEEE, pp. 1-10, 2008.
- 2) Y. Cheng and A. Ansar: Landmark based position estimation for pinpoint landing on mars, in Robotics and Automation, 2005. ICRA 2005. Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on, pp. 4470-4475, 2005.
- 3) R. W. Gaskell: Determination of landmark topog-

raphy from imaging data, in 25th Annual AAS Guidance and Control Conference Breckenridge, CO, USA, pp. 02-021, 2002.

- 4) 新井, 高村, 小野, 足立: オンボードカメラによる火星飛行機の位置推定・誘導アルゴリズムの開発, 日本機械学会第 13 回「運動と振動の制御」シンポジウム (MOVIC) 講演論文集, 2013.
- 5) E. Rublee, V. Rabaud, K. Konolige and G. Bradski: ORB: An efficient alternative to SIFT or SURF, in Computer Vision (ICCV), 2011 IEEE International Conference on, pp. 2564-2571, 2011.
- 6) S. Leutenegger, M. Chli and R. Siegwart: BRISK: Binary robust invariant scalable keypoints, in Computer Vision (ICCV), 2011 IEEE International Conference on, pp. 2548-2555, 2011.
- 7) E. Rosten and T. Drummond: Machine learning for high-speed corner detection, in Proceedings of the 9th European conference on Computer Vision - Volume Part I, Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag, pp. 430-443, 2006.
- 8) M. Calonder, V. Lepetit, C. Strecha and P. Fua: Brief: binary robust independent elementary features, in Proceedings of the 11th European conference on Computer vision: Part IV, Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag, pp. 778-792, 2010.
- 9) 高木, 藤吉: SIFT 特徴量を用いた交通道路標識認識, 第 13 回画像センシングシンポジウム SSII07, LD2-06, 2007.
- 10) T. Sebastian, B. Wolfram, F. Dieter 著, 上田訳: 確率ロボティクス, MYCOM ROBOT books, 毎日コミュニケーションズ, 2007.

# Dynamic Behaviour of Mars Airplane with Folded-Wing Deployment

By Koji FUJITA<sup>1)</sup>, Toshikazu MOTODA<sup>2)</sup> and Hiroki NAGAI<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup>Department of Aerospace Engineering, Tohoku University, Sendai, Japan

<sup>2)</sup>Japan Aerospace Exploration Agency, Mitaka, Japan

(Received June 16th, 2013)

An aerial deployment technique is required for the Mars airplane to get a large wing area and compactness. A multibody dynamics simulation program was developed to assess the safety of the dynamic behaviour during aerial deployment. An effect of an initial deployment angle was revealed through the simulation. A pitching moment was generated due to the drag and pitching moment acting on the right and left wings.

**Key Words:** Mars Airplane, Multibody Dynamics, Folding Wing, Dynamic Behaviour, Low Reynolds Number

## Nomenclature

- A, B, C : Rigid body. Object coordinates.  
 $C_{AB}$  : Coordinate transformation matrix which change system B expression to system A expression.  
 $C_{spr}$  : The spring moment at deployed state.  
 $\mathbf{F}$  : Force vector.  
 $\mathbf{F}^H, \mathbf{F}^S$  : Generalized force vector. Superscript shows the system.  
 $g$  : Acceleration due to gravity.  
 $H, K, S$  : System.  
 $\mathbf{H}, \mathbf{K}, \mathbf{S}$  : Generalized velocity of the system.  
 $\mathbf{H}_K$  : Gradient matrix to express  $\mathbf{H}$  using  $\mathbf{K}$ .  
 $\mathbf{H}_S$  : Gradient matrix to express  $\mathbf{H}$  using  $\mathbf{S}$ .  
 $\mathbf{H}_{\bar{S}}$  : Constant vector to express  $\mathbf{H}$  using  $\mathbf{S}$ .  
 $\mathbf{I}$  : Unit matrix. Subscript shows the size.  
 $I_{XX}, I_{YY}, I_{ZZ}$  : Moment of inertia.  
 $I_{XZ}$  : Product of inertia.  
 $\mathbf{J}$  : Inertia matrix.  
 $K_{dnhinge}$  : Proportionality factor of the damper moment.  
 $K_{reac}$  : Proportionality factor of the reaction moment.  
 $K_{spr}$  : Proportionality factor of the spring moment.  
 $\mathbf{K}_S$  : Gradient matrix to express  $\mathbf{K}$  using  $\mathbf{S}$ .  
 $M$  : Mass.  
 $\mathbf{M}$  : Mass matrix.

$$\mathbf{M} \equiv M\mathbf{I}_3 = \begin{pmatrix} M & 0 & 0 \\ 0 & M & 0 \\ 0 & 0 & M \end{pmatrix}$$

- $\mathbf{M}^H, \mathbf{M}^S$  : Generalized mass matrix. Superscript shows the system.  
 $\mathbf{N}$  : Moment vector.  
 $N_{air}$  : Moment vector due to aerodynamic force.  
 $N_{damp}$  : Moment due to damper.  
 $N_{grav}$  : Moment vector due to gravitational force.  
 $N_{hj}$  : Moment on hinge joint.  
 $N_{reac}$  : Reaction moment.  
 $N_{spr}$  : Moment due to spring.  
 $O$  : Inertial coordinate system.  
 $P, P'$  : Joint point of rigid body A and B.

- $Q, Q'$  : Joint point of rigid body A and C.  
 $\mathbf{R}, \mathbf{r}$  : Position vector.  
 $\mathbf{V}, \mathbf{v}$  : Translational velocity vector.  
 $X, Y, Z$  : Coordinate axis.  
 $\Gamma_{AB}$  : Coordinate transformation matrix for oblique type parameters.  
 $\varepsilon$  : Infinitesimal angle.  $\varepsilon > 0$   
 $\theta_{dep}$  : Deployment angle.  
 $\lambda_{AB}, \lambda_{AC}$  : Unit vector of an axis of hinge between the body A and B (C).  
 $\Omega, \omega$  : Angular rate.  
 $\mathbf{0}_{N \times M}$  : Zero matrix. Subscript shows the size.  
**Subscripts**  
 $A, B, C$  : Coordinate system. r and l were used for the mass of body B and C.  
 $O, r, l$  : Arbitrary physical quantity vector  $\mathbf{A}$  of the coordinate C measured from coordinate B.  
**Others**  
 $\sim$  : Cross product operator.  
 $\mathbf{A} \equiv \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} \rightarrow \tilde{\mathbf{A}} \equiv \begin{pmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{pmatrix}$   
 $'$  : Expression measured from a system that is written on the right side of the subscript.  
 $\dot{\phantom{A}}$  : Time derivative of the arbitrary parameter A.  
 $\mathbf{A}(i)$  : The i-th element of the arbitrary vector  $\mathbf{A}$ .  
 $\mathbf{T}$  : Transposed operator.

## 1. Introduction

Application of an airplane for Mars exploration has been seriously considered as a new effective exploration method<sup>1,2)</sup>. Mars has been explored using rovers and satellites. The former could obtain high-resolution data, however the area of exploration was small. The latter could explore a vast area, however obtainable data were of low resolution. By contrast, airplanes can fly over several hundreds of kilometers, which is impossible for rovers. In addition the airplane can get higher resolution data than satellites because its flight altitude is one-hundredth of that of the satellites. Hence the use of airplanes will lead to new scientific discoveries.

One of the challenges of an airplane for Mars is the aerial deployment mechanism. Atmospheric density on Mars is one-hundredth of that on Earth. Hence the airplane for Mars needs a large wing. However, airplanes of large sizes are inconvenient due to the limitation of the transportation capacity of a rocket and aeroshell. Consequently, the airplane for Mars would require deployment mechanisms. In addition, an aerial deployment technique can be suitable for the Mars airplane because it allows for elimination of a take-off system and for using the initial altitude to its advantage. Therefore several design concepts of the Mars airplane have been planned to deploy in the air<sup>2,3)</sup>.

Folding type is well known as a deployment mechanism<sup>4)</sup>. Folding type wing is folded by hinges. Because the structure is simple, this type is lightweight and has a high reliability.

Aerial deployment of the folding wing has a risk for instability due to aerodynamic and inertial forces. To assess safety before the flight, a multibody dynamics simulation program was developed and then the dynamic behaviour of the Mars airplane with folded-wing deployment was evaluated. The effect of initial deployment angle was investigated.

**2. Calculation Method**

**2.1. Model**

Figure 1 shows a model geometry. The model consists of three rigid bodies: center, right wing, and left wing. These bodies are described as rigid body A, B, and C in this paper. The center consists of a center wing, a fuselage, and a tail. The right and left wings are assumed as a flat plate. The bodies are connected by hinges. The hinge axes are parallel to the X axis. The hinge has a spring to help deploying. Figure 2 shows a deployment process. The right and left wings are folded under the fuselage at first. Then both wings rotate around the hinges. The rotation stops when the wings align with the center.

Table 1 shows specifications of the Mars airplane<sup>2)</sup>.

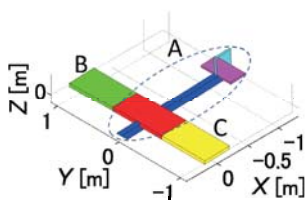


Fig. 1. Model geometry.

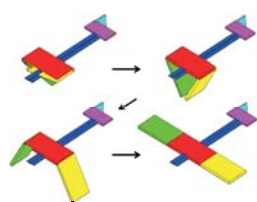


Fig. 2. Deployment process.

Table 1. Specifications of the Mars airplane.

Name	Value	Unit
Mass	4.6	kg
Wing area	1.2	m <sup>2</sup>
Chord length	0.50	m
Span length	2.4	m
C.G.	$X_{CG}$	30 %c
	$Y_{CG}$	0 m
	$Z_{CG}$	0 m
Inertia matrix	$I_{XX}$	0.74 kg·m <sup>2</sup>
	$I_{YY}$	0.42 kg·m <sup>2</sup>
	$I_{ZZ}$	1.1 kg·m <sup>2</sup>
	$I_{XZ}$	0.012 kg·m <sup>2</sup>

Specifications of the three rigid bodies are defined based on that of the Mars airplane, as shown in table 2. Masses of the right and left wings are set to 0.1 kg, respectively. The mass of the center is obtained as a difference of the mass of the Mars airplane and the right and left wings. Inertia matrices of the right and left wings are calculated as a 0.05 m thick and uniform-density flat plate. An inertia matrix of the center is calculated from the values of the Mars airplane and the right and left wings using the parallel axis theorem.

Table 2. Specifications of the rigid bodies.

Name	Rigid body A	Rigid body B, C	Unit
Mass	4.4	0.1	kg
Wing area	0.40	0.40	m <sup>2</sup>
Chord length	0.50	0.50	m
Span length	0.80	0.80	m
C.G.	$X_{CG}$	30	%c
	$Y_{CG}$	0	m
	$Z_{CG}$	0	m
Inertia matrix	$I_{XX}$	0.62	0.0041 kg·m <sup>2</sup>
	$I_{YY}$	0.42	0.0014 kg·m <sup>2</sup>
	$I_{ZZ}$	1.01	0.0054 kg·m <sup>2</sup>
	$I_{XZ}$	0.012	0 kg·m <sup>2</sup>

**2.2. Equation of motion**

As described above, the model is a multibody system consisting of the three rigid bodies connected by hinges. First, the derivation method of the equation of motion for multibody system is discussed using velocity transformation method<sup>5)</sup>. Then the equation of motion of the folding wing airplane is derived using the method.

**2.2.1. Derivation method of the Equation of motion**

The velocity transformation method is applied to derive the equation of motion for multibody system. In this method, a multibody system is divided into several single body systems by ignoring some restraint conditions. For example, when we derive the equation of motion of an arm system as shown in fig. 3(a), the arm is divided into three rigid bodies as shown in fig. 3(b). Those equations of motion can be expressed in a form known as the equation of motion of a single rigid body. The velocity transformation method starts from these divided systems and finally leads to the equation of motion of the multibody system using restraint conditions.

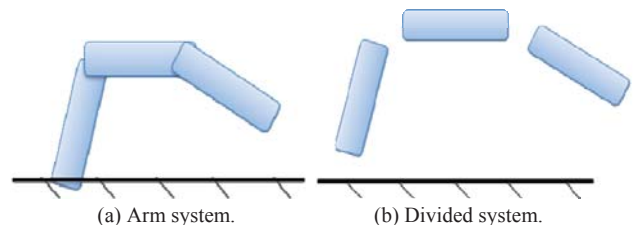


Fig. 3. Example of the system division.

The velocity transformation method uses this equation of motion.

$$M^s \dot{S}^s = F^s \tag{1}$$

Here, parameters are defined as shown in Eq. (2) and Eq. (3).

$$\mathbf{M}^S \equiv \mathbf{H}_S^T \mathbf{M}^H \mathbf{H}_S \quad (2)$$

$$\mathbf{F}^S \equiv \mathbf{H}_S^T \left[ \mathbf{F}^H - \mathbf{M}^H (\dot{\mathbf{H}}_S \mathbf{S} + \dot{\mathbf{H}}_S) \right] \quad (3)$$

Generalized velocities are obtained by numerical integration of Eq. (1).

A procedure to derive the equation of motion is:

- A) Dividing system S into small system H
- B) Definition of the restraint condition
- C) Derivation of the equation of motion of system H
- D) Definition of the generalized velocity  $\mathbf{S}$  of system S
- E) Expressing  $\mathbf{S}$  as a linear function of  $\mathbf{H}$
- F) Calculation of the time derivative of  $\mathbf{H}_S$  and  $\mathbf{H}_S$
- G) Derivation of the equation of motion using Eq. (1)-(3)

### 2.2.2. Application to the folding wing airplane

#### A) Dividing system S into small system H

A folding wing airplane system and divided system are defined as system S and H, respectively. System S has 8 degrees of freedom (DoF); 6 DoF of center body and 2 DoF of wing deployment angles. System H is defined as a system which released the hinge restrictions from system S. System H consists of the three rigid bodies and total DoF is 18. Coordinates and points are defined as shown in fig. 4.

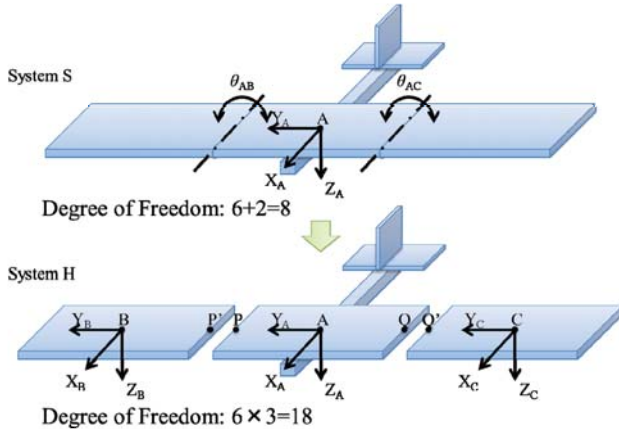


Fig. 4. Folding wing system and divided system.

#### B) Definition of the restraint condition

Points P and P', and points Q and Q' show the same point respectively by the hinge restraint condition. This can be written using a position vector  $\mathbf{r}$ .

$$\mathbf{r}_{PP'} = \mathbf{0}_{3 \times 1} \quad (4)$$

$$\mathbf{r}_{QQ'} = \mathbf{0}_{3 \times 1} \quad (5)$$

This restraint condition reduces  $3 \times 2 = 6$  DoF. Hinge axis vectors  $\lambda_{AB}$  and  $\lambda_{AC}$  are defined as Eq. (6).

$$\lambda_{AB} = \lambda_{AC} = [1 \ 0 \ 0]^T \quad (6)$$

This restraint condition reduces  $2 \times 2 = 4$  DoF. Hence 18 DoF of system H is decreased to 8 DoF, i.e., DoF of the system S.

#### C) Derivation of the equation of motion of system H

Here we discuss the case of rigid body A. The equations of motion are shown in Eq. (7) and Eq. (8). A translational motion is expressed about inertial coordinate system.

$$\mathbf{M}_A \dot{\mathbf{V}}_{OA} = \mathbf{F}_{OA} \quad (7)$$

$$\mathbf{J}'_{OA} \dot{\tilde{\boldsymbol{\Omega}}}'_{OA} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{OA} \mathbf{J}'_{OA} \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{OA} = \mathbf{N}'_{OA} \quad (8)$$

Velocity  $\mathbf{V}$  and external force  $\mathbf{F}$  can be expressed about rigid body A coordinate system using coordinate transformation matrix  $\mathbf{C}_{OA}$ .

$$\mathbf{V}_{OA} = \mathbf{C}_{OA} \mathbf{V}'_{OA} \quad (9)$$

$$\mathbf{F}_{OA} = \mathbf{C}_{OA} \mathbf{F}'_{OA} \quad (10)$$

A time derivative of the velocity can be written as Eq. (11).

$$\dot{\mathbf{V}}_{OA} = \mathbf{C}_{OA} \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{OA} \mathbf{V}'_{OA} + \mathbf{C}_{OA} \dot{\mathbf{V}}'_{OA} \quad (11)$$

By substituting Eq. (10) and Eq. (11) into Eq. (7), we obtain the following equation of motion expressed about rigid body A coordinate system. Eq. (8) is rewritten for convenience.

$$\mathbf{M}_A \dot{\mathbf{V}}'_{OA} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{OA} \mathbf{M}_A \mathbf{V}'_{OA} = \mathbf{F}'_{OA} \quad (12)$$

$$\mathbf{J}'_{OA} \dot{\tilde{\boldsymbol{\Omega}}}'_{OA} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{OA} \mathbf{J}'_{OA} \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{OA} = \mathbf{N}'_{OA} \quad (13)$$

“Oblique type parameters”, combined parameter of translation and rotation, are introduced for a more simple expression. Velocity, force, mass matrix, and angular rate with cross product operator are written as the following equations.

$$\mathbf{V}''_{OA} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{V}'_{OA} \\ \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{OA} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{F}''_{OA} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{F}'_{OA} \\ \mathbf{N}'_{OA} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{M}'_A \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{M}'_A & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{J}'_{OA} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\tilde{\boldsymbol{\Omega}}''_{OA} \equiv \begin{bmatrix} \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{OA} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{OA} \end{bmatrix} \quad (17)$$

The equation of motion of the rigid body A expressed about rigid body A coordinate system can be written as Eq. (18).

$$\mathbf{M}'_A \dot{\mathbf{V}}''_{OA} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}''_{OA} \mathbf{M}'_A \mathbf{V}''_{OA} = \mathbf{F}''_{OA} \quad (18)$$

This can be also written for rigid body B and C. Finally, equations of motion of system H are obtained as Eq. (19).

$$\mathbf{M}^H \dot{\mathbf{H}} = \mathbf{F}^H \quad (19)$$

Here, the following parameters are used.

$$\mathbf{M}^H \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{M}'_A & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{M}'_B & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{M}'_C \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\mathbf{H} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{V}''_{OA} \\ \mathbf{V}''_{OB} \\ \mathbf{V}''_{OC} \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\mathbf{F}^H \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{F}''_{OA} - \tilde{\boldsymbol{\Omega}}''_{OA} \mathbf{M}'_A \mathbf{V}''_{OA} \\ \mathbf{F}''_{OB} - \tilde{\boldsymbol{\Omega}}''_{OB} \mathbf{M}'_B \mathbf{V}''_{OB} \\ \mathbf{F}''_{OC} - \tilde{\boldsymbol{\Omega}}''_{OC} \mathbf{M}'_C \mathbf{V}''_{OC} \end{bmatrix} \quad (22)$$

#### D) Definition of the generalized velocity $\mathbf{S}$ of system S

For the folding wing airplane, it is appropriate for a generalized velocity of the system S to choose the triaxial velocity, triaxial angular rate, related angular rate between rigid body A and B, and between rigid body A and C.

#### E) Expressing $\mathbf{S}$ as a linear function of $\mathbf{H}$

$\mathbf{H}$ , generalized velocities of the system H, are triaxial

velocity and triaxial angular rate of each rigid body. It is difficult to express  $\mathbf{S}$  as a linear function of  $\mathbf{H}$  directly. So, intermediate system  $\mathbf{K}$  is introduced.  $\mathbf{K}$ , generalized velocities of the system  $\mathbf{K}$ , is triaxial velocity and triaxial angular rate of the rigid body A and triaxial velocity and triaxial angular rate of the rigid body B and C related to rigid body A. The relation between  $\mathbf{H}$  and  $\mathbf{K}$  is discussed at first. Then the relation between  $\mathbf{K}$  and  $\mathbf{S}$  is discussed. Finally a relation between  $\mathbf{H}$  and  $\mathbf{S}$  is obtained using them.

This procedure uses a coordinate transformation matrix for oblique type parameters as shown in Eq. (23).

$$\Gamma_{AB} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{AB} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \tilde{\mathbf{R}}_{AB} \mathbf{C}_{AB} & \mathbf{C}_{AB} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$\mathbf{H}$  is expressed by  $\mathbf{K}$  using the coordinate transformation matrix for oblique type parameters as shown in Eq. (24).

$$\mathbf{H} = \mathbf{H}_K \mathbf{K} \quad (24)$$

This can be rewritten using submatrix as follows:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{V}''_{OA} \\ \mathbf{V}''_{OB} \\ \mathbf{V}''_{OC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_6 & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \Gamma_{AB}^T & \mathbf{I}_6 & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \Gamma_{AC}^T & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{I}_6 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{V}''_{OA} \\ \mathbf{V}''_{AB} \\ \mathbf{V}''_{AC} \end{bmatrix} \quad (25)$$

Next, the relation between  $\mathbf{K}$  and  $\mathbf{S}$  is obtained. Restraint conditions are considered. We obtain the following equation using Eq. (4).

$$\mathbf{R}_{AB} + \mathbf{C}_{AB} \mathbf{r}_{BP'} = \mathbf{r}_{AP} \quad (26)$$

A time derivative of Eq. (26) gives

$$\mathbf{V}_{AB} - \mathbf{C}_{AB} \tilde{\mathbf{r}}_{BP'} \boldsymbol{\Omega}'_{AB} = \mathbf{0}_{6 \times 1} \quad (27)$$

Eq. (27) is expressed about rigid body B as shown in Eq. (28).

$$\mathbf{V}'_{AB} - \tilde{\mathbf{r}}_{BP'} \boldsymbol{\Omega}'_{AB} = \mathbf{0}_{6 \times 1} \quad (28)$$

An angular rate is defined by the following equation.

$$\boldsymbol{\Omega}'_{AB} \equiv \lambda_{AB} \omega_{AB} \quad (29)$$

An oblique type velocity which takes the restraint conditions into account is obtained using Eq. (28) and Eq. (29).

$$\begin{aligned} \mathbf{V}''_{AB} &= \begin{bmatrix} \mathbf{V}'_{AB} \\ \boldsymbol{\Omega}'_{AB} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{r}}_{BP'} \boldsymbol{\Omega}'_{AB} \\ \boldsymbol{\Omega}'_{AB} \end{bmatrix} \\ &= (\mathbf{D}_I \tilde{\mathbf{r}}_{BP'} + \mathbf{D}_{II}) \lambda_{AB} \omega_{AB} \end{aligned} \quad (30)$$

Here, the following constants are used.

$$\mathbf{D}_I \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (31) \quad \mathbf{D}_{II} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \quad (32)$$

$\mathbf{K}$  is expressed by  $\mathbf{S}$  using Eq. (30) as shown in Eq. (33).

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_S \mathbf{S} \quad (33)$$

This can be rewritten using submatrix as follows:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{V}''_{OA} \\ \mathbf{V}''_{AB} \\ \mathbf{V}''_{AC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_6 & \mathbf{0}_{6 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & (\mathbf{D}_I \tilde{\mathbf{r}}_{BP'} + \mathbf{D}_{II}) \lambda_{AB} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 1} & (\mathbf{D}_I \tilde{\mathbf{r}}_{CQ'} + \mathbf{D}_{II}) \lambda_{AC} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{OA} \\ \omega_{AB} \\ \omega_{AC} \end{bmatrix} \quad (34)$$

Finally the relation between  $\mathbf{H}$  and  $\mathbf{S}$  is obtained as follows:

$$\begin{aligned} \mathbf{H} &= \mathbf{H}_K \mathbf{K} \\ &= \mathbf{H}_K \mathbf{K}_S \mathbf{S} \\ &= \mathbf{H}_S \mathbf{S} \end{aligned} \quad (35)$$

Because the relation expressed as Eq. (35),  $\mathbf{H}_S$  is  $\mathbf{0}$ .

#### F) Calculation of the time derivative of $\mathbf{H}_S$ and $\mathbf{H}_S$

From Eq. (34),  $\mathbf{K}_S$  is not a function of time. Therefore the time derivative of  $\mathbf{H}_S$  becomes

$$\dot{\mathbf{H}}_S = \dot{\mathbf{H}}_K \mathbf{K}_S \quad (36)$$

Here, the time derivative of  $\mathbf{H}_K$  is following equation.

$$\dot{\mathbf{H}}_K = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \dot{\Gamma}_{AB}^T & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \dot{\Gamma}_{AC}^T & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \end{bmatrix} \quad (37)$$

The time derivative of the coordinate transformation matrix for oblique type parameters is expressed as follows:

$$\dot{\Gamma}_{AB} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{AB} \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{AB} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \tilde{\mathbf{R}}_{AB} \mathbf{C}_{AB} \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{AB} + \mathbf{C}_{AB} \tilde{\mathbf{v}}'_{AB} & \mathbf{C}_{AB} \tilde{\boldsymbol{\Omega}}'_{AB} \end{bmatrix} \quad (38)$$

#### G) Derivation of the equation of motion using Eq. (1)-(3)

Eq. (2) and Eq. (3) can be calculated using parameters obtained above. Eq. (1) can be solved for the time derivative of the generalized velocity. A motion of the airplane is obtained by numerically integrating the time derivative.

#### 2.3. Hinge model

A moment on a hinge is dependent on the deployment angle  $\theta_{dep}$ . The deployment angle is defined to be 0 degrees at folded state and 180 degrees at deployed state. An infinitesimal angle  $\varepsilon$  is introduced. The hinge model discusses the relation between the rigid bodies A and C. However, this discussion can analogously be applied to the relation between the rigid bodies A and B.

##### Case 1 : $\theta_{dep} < 180 - \varepsilon$

A moment on the hinge  $N_{hj}$  consists of moments of the spring  $N_{spr}$  and the damper  $N_{damp}$ . The moment of the spring  $N_{spr}$  is expressed as the following equation.

$$N_{spr} \equiv K_{spr} (180 - \theta_{dep}) + C_{spr} \quad (39)$$

On the other hand, the moment of the damper  $N_{damp}$  is defined as the following equation.

$$N_{damp} \equiv K_{d hinge} \dot{\theta}_{dep} \quad (40)$$

The moment on the hinge  $N_{hj}$  is obtained as follows:

$$N_{hj} = N_{spr} + N_{damp} \quad (41)$$

##### Case 2 : $180 \leq \theta_{dep}$

The moment on the hinge  $N_{hj}$  consisted of the moment in case 1 and a reaction moment  $N_{reac}$ . When moments due to aerodynamic force and gravitational force act on the deploying direction, the reaction moment reacts at equal magnitude in the opposite direction. In addition, the reaction moment is defined to increase with over-deployment angle.

Moment vector due to gravitational force  $\mathbf{N}_{grav}$  is expressed using the following equation.

$$N_{grav} \equiv C'_{OC}(-(\mathbf{C}_{OC}\mathbf{R}_{CQ}) \times \mathbf{D}_z M_l g) \quad (42)$$

Moment vector due to aerodynamic force  $\mathbf{N}_{hj\ air}$  is similarly expressed as following equation.

$$\mathbf{N}_{hj\ air} \equiv \mathbf{C}'_{OC}(-(\mathbf{C}_{OC}\mathbf{R}_{CQ}) \times \mathbf{C}_{OC}\mathbf{F}'_{OC\ air}) + \mathbf{N}'_{OC\ air} \quad (43)$$

The reaction moment  $N_{reac}$  is defined using Eq. (42) and (43).

$$N_{reac} \equiv \max(-N_{spr} - N_{grav}(1) - N_{hj\ air}(1), 0) + K_{reac}(\theta_{dep} - 180) \quad (44)$$

Finally the moment on the hinge is obtained as follows:

$$N_{hj} = N_{spr} + N_{damp} + N_{reac} \quad (45)$$

### Case 3 : $180 - \varepsilon \leq \theta_{dep} < 180$

This region is introduced to connect case 1 and case 2 continuously. The reaction moment is defined as follows:

$$N_{reac} \equiv \max(-N_{spr} - N_{grav}(1) - N_{hj\ air}(1), 0) \times \frac{\theta_{dep} - (180 - \varepsilon)}{\varepsilon} \quad (46)$$

The hinge moment is obtained from Eq. (45) using Eq. (46).

## 2.4. Other conditions

Aerodynamic characteristics are based on experimental data of deployed state scale model<sup>6)</sup>. However, the experiment has only been conducted for the negative elevator deflection. Therefore aerodynamic characteristics at positive deflection are extrapolated using the experimental data. The effect of elevator to the pitching moment was insufficient. Hence the effect is tripled. The aerodynamic characteristics of each rigid body are defined to be same with the deployed state scale model for simplicity. Therefore especially the pitching moment acting on right and left wings is different from the flat plate. The effect of the interference of the flow is ignored. Hence this aerodynamic characteristics model is independent from the deployment angle. However, the deployment angular rate is taken into account as a Z direction velocity.

4<sup>th</sup> order Runge-Kutta method is applied as a numerical integration method. A period of an airplane is usually more than 0.1 seconds. Therefore a time interval is set to a sufficiently small value, 0.005 seconds. Atmospheric density and acceleration due to gravity can be expressed as a function of altitude. However, these values are fixed at the value of 32,500 m height for simplicity. An initial condition is set to an equilibrium gliding condition to suppress the unnecessary motion. Here, the true air speed is set to 98 m/s. An angle of attack of the center body is set to 6.7 degrees.

## 3. Calculation Condition

The purpose of this study is to examine the dynamic behaviour of the aerial deployment motion. Therefore an effect of an initial deployment angle is investigated as a first step. The deployment angle starts from 0 degrees in actual aerial deployment. In this case, the angle of attack of the right (left) wing is equal and opposite compared with the center. In addition, the deploying motion from under to side makes a velocity relative to the air, which creates a negative angle of attack. However, the aerodynamic characteristics at negative

high angle of attack were not obtained. Hence the initial deployment angle is set to 90, 135, and 180 degrees to avoid negative high angle of attack. Then dynamic behaviours of Mars airplane with folded wing deployment are compared. An elevator angle is fixed in this simulation.

## 4. Results and Discussion

Figure 5 shows a comparison of a longitudinal motion of the center body. Deployment finish times are 0.4 and 0.2 seconds for initial deployment angle of 90 and 135 degrees, respectively. As shown in fig. 5, an oscillation is generated. A settling time of the oscillation is about 10 seconds. At the beginning, a negative pitch rate is generated in the case of initial deployment angle of 90 degrees. On the other hand, a positive pitch rate is generated in the case of initial deployment angle of 135 degrees. This difference could be caused due to the aerodynamic drag and pitching moment acted on the right and left wings. It ought to be caused by the setting that aerodynamic characteristics of right and left wings are set to that of the scale model. Hence the pitching moment acting on the right and left wings differed from reality. This result suggests that we need to incorporate aerodynamic characteristics of a wing to the right and left wings.

### 4.1. Initial deployment angle : 90 degrees

A proposed method obtains the time derivative of the generalized velocity by multiplying both sides of the Eq. (1) by an inverse matrix of  $\mathbf{M}^S$ . A pitching angular acceleration of the center body is obtained as the sum of the products of the elements of the 5<sup>th</sup> row of the inverse matrix of  $\mathbf{M}^S$  and vector  $\mathbf{F}^S$ . Figure 6 shows the products of the elements. This figure clearly shows that the 5<sup>th</sup> element mainly affects the pitching motion at the beginning. Therefore the 5<sup>th</sup> element is considered next.  $\mathbf{F}^S$  was defined as Eq. (3). Figure 7 shows the products of the elements of a 5<sup>th</sup> row of  $\mathbf{H}_S^T$  and vector inside the bracket of Eq. (3). This figure clearly shows that X axis force, i.e., a drag, acted on the right and left wings mainly affects the 5<sup>th</sup> element of  $\mathbf{F}^S$ . Y direction distance between center and right (left) wing is the longest at the deployment angle of 90 degrees. The drag is affected to the wings and therefore negative pitching moment is generated.

### 4.2. Initial deployment angle : 135 degrees

Figure 8 shows the products of the elements of a 5<sup>th</sup> row of the inverse matrix of  $\mathbf{M}^S$  and vector  $\mathbf{F}^S$ . This figure shows that 5<sup>th</sup> element mainly affects the pitching motion at the beginning. Therefore the 5<sup>th</sup> element is considered next. Figure 9 shows the products of the elements of a 5<sup>th</sup> row of  $\mathbf{H}_S^T$  and vector inside the bracket of Eq. (3). This figure clearly shows that pitching moment acted on the right and left wings mainly affects the 5<sup>th</sup> element of  $\mathbf{F}^S$ . Y direction distance between center and right (left) wing is not so long as compared with the deployment angle of 90 degrees. Therefore the effect of the drag is weak. On the other hand, an angle of attack of the right (left) wing is smaller than the trim angle. From the viewpoint of a longitudinal static stability, pitching moment due to aerodynamic moment is positive. Pitching direction component of this moment for the center body is also positive. This is why the positive pitching moment is generated.

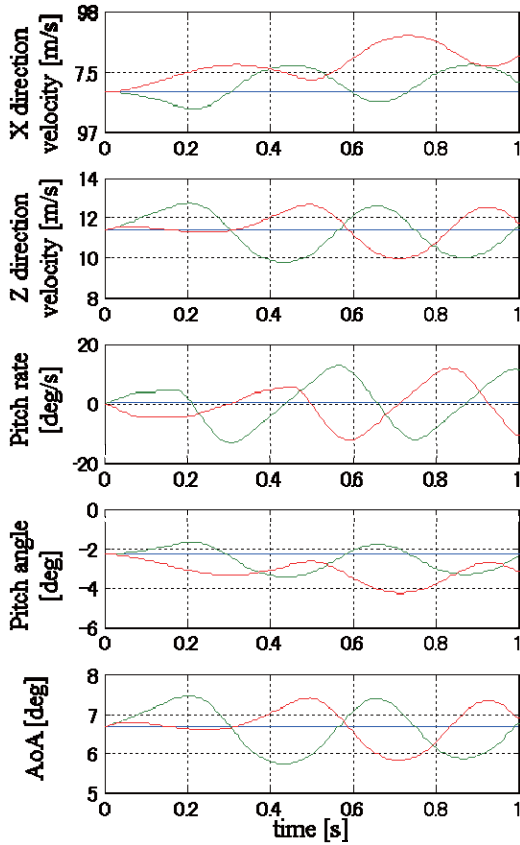


Fig. 5. Comparison of a longitudinal motion of the center body. Blue, green, and red lines show  $\theta_{dep}$  of 180, 135, 90 degrees.

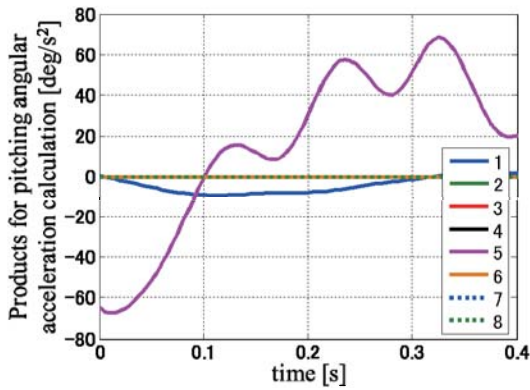


Fig. 6. Products of the elements of a 5<sup>th</sup> row of the inverse matrix of  $\mathbf{M}^S$  and vector  $\mathbf{F}^S$  in the case of  $\theta_{dep} = 90$  [deg].

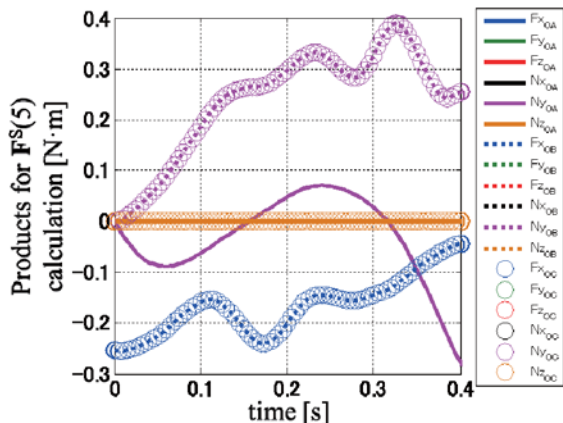


Fig. 7. Products of the elements of a 5<sup>th</sup> row of  $\mathbf{H}_s^T$  and vector inside the bracket of Eq. (3) in the case of  $\theta_{dep} = 90$  [deg].

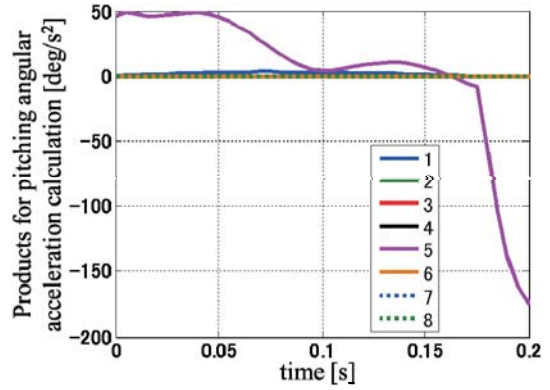


Fig. 8. Products of the elements of a 5<sup>th</sup> row of the inverse matrix of  $\mathbf{M}^S$  and vector  $\mathbf{F}^S$  in the case of  $\theta_{dep} = 135$  [deg].

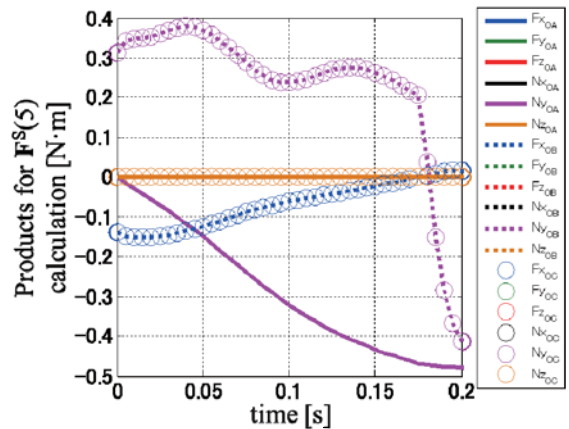


Fig. 9. Products of the elements of a 5<sup>th</sup> row of  $\mathbf{H}_s^T$  and vector inside the bracket of Eq. (3) in the case of  $\theta_{dep} = 135$  [deg].

### 5. Conclusion

A simulation program for aerial deployment motion of a folding wing airplane was developed using a theory of the multibody dynamics. The effect of an initial deployment angle was investigated. A pitching moment was generated due to the drag and pitching moment acting on the right and left wings.

Future works includes these things: the consideration of the aerodynamic characteristics during the deployment through experiment, parametric study of the input parameters.

### Acknowledgments

This work was supported by JSPS KAKENHI, Grant-in-Aid for JSPS Fellows (Number 25-4187).

### References

- 1) Kubota, T.: Japan's Mars Exploration Plan, Proceedings of the 2nd Annual Symposium on Planetary Exploration, Chiba, 2010.
- 2) Oyama, A.: Multiobjective Design Exploration of Airplane for Mars Exploration, 21st Workshop on Astrodyn. and Flight Mech., 2011.
- 3) Wright, H. S., et al.: ARES mission overview - capabilities and requirements of the robotic aerial platform, AIAA 2003-6577, 2003.
- 4) Jacob, J. D., Smith, S. W.: Design Limitations of Deployable Wings for Small Low Altitude UAVs, AIAA 2009-1291, 2009.
- 5) Tajima, H.: *Fundamentals of the multibody dynamics*, Tokyo Denki University Press, 2006 (in Japanese).
- 6) Anyoji, M., et al., JSASS-2012-4359, 2012 (in Japanese).

# Preliminary Design and Thermal Analysis of a Miniature Mars Airplane Thermal Control System

Takuro Daimaru<sup>1</sup> and Hiroki Nagai<sup>2</sup>

*Department of Aerospace Engineering, Tohoku University, Sendai, Miyagi, 980-8579, JAPAN*

Mars is the next milestone in our exploration of the solar system. The presence of an atmosphere on Mars signifies that an airplane could travel in its atmosphere using the aerodynamic forces of flight. An airplane offers the possibility to obtain high-resolution data on a regional scale of several hundreds to thousands of kilometers, which cannot be achieved with rovers or satellites. A conceptual design of a 3.5 kg fixed-wing, propeller-driven, deployable miniature airplane was developed by Tohoku University and ISAS/JAXA to study the feasibility of a Mars Airplane. This paper will describe the preliminary design and analysis of the Mars Airplane's thermal control system for its flight through the Martian atmosphere. Initial analyses are discussed and results of thermal control development are presented which detail the design process for the thermal control system.

## Nomenclature

$A$	=	cross section
$C$	=	specific heat
$C_p$	=	specific heat at constant pressure
$e$	=	external flow
$F$	=	radiation configuration factor
$g$	=	gravity acceleration
$G$	=	thermal conductance
$Gr$	=	Grashof number
$\tilde{G}$	=	radiation thermal conductance
$h$	=	heat transfer coefficient
$k$	=	thermal conductivity
$Nu$	=	Nusselt number
$L$	=	length
$Pr$	=	Prandtl number
$Q$	=	heat input, heat generation rate
$Ra$	=	Rayleigh number
$Re$	=	Reynolds number
$T$	=	temperature
$U$	=	velocity
$w$	=	wall
$\alpha$	=	thermal diffusivity,
$\beta$	=	coefficient of cubical expansion
$\sigma$	=	Stefan-Boltzmann constant
$\mu$	=	viscosity
$\nu$	=	dynamic viscosity
$\rho$	=	density
$\infty$	=	ambient

<sup>1</sup> Master's course student, Department of Aerospace Engineering, 6-6-01 Aramaki-Aza-Aoba, Aoba-ku, Sendai, Miyagi 980-8579, Japan, daimaru.takuro@aero.mech.tohoku.ac.jp

<sup>2</sup> Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, 6-6-01 Aramaki-Aza-Aoba, Aoba-ku, Sendai, Miyagi 980-8579, Japan, nagai.hiroki@aero.mech.tohoku.ac.jp, member

## I. Introduction

THE Mars Airplane is currently one of the competing proposals for the new Japanese Mars mission named Mars Exploration with Lander Orbiter Synergy (MELOS). A working group for the MELOS mission was established in 2008, and more than 100 researchers have joined discussing details with a launch in late 2010's.<sup>[1-2]</sup>

This Mars Airplane will be the first mission to deploy an atmospheric flight vehicle on another planet, and will return high resolution-data of the Martian surface chemistry and remnant crustal magnetism. The Mars Airplane will launch from Earth with the airplane folded inside an entry aeroshell attached to a carrier spacecraft. Fig. 1 shows a conceptual diagram of the current mission scenario. At Mars, the aeroshell will enter and descend into the Martian atmosphere. When the aeroshell arrives at a predefined position, the Mars Airplane will be released. It will deploy itself, control its attitude, and proceed with level flight at 50 meters per second. Altitude in flight is almost 1.5 km above the Martian surface and the scheduled cruising range is 300 km. It will observe any Martian magnetic field and take pictures of a Martian surface closely along a vast area during level flight.<sup>[3]</sup> However, due to the unique characteristic of flying an airplane on another planet, the large amount of risk for most subsystems is believed to be during the flight phase of the mission. Therefore, the design of a thermal control system that can meet the needs of the aircraft in flight is one of most important factors.

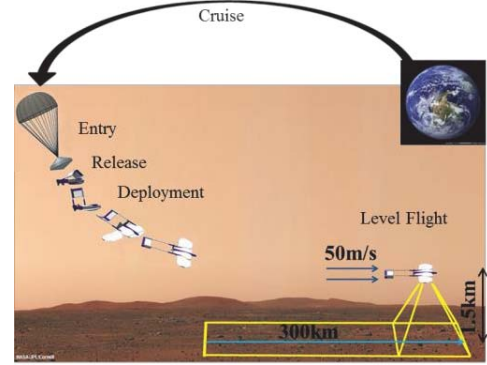


Figure 1. Conceptual Diagram of the Current Mission Scenario

## II. Thermal Mathematical Model

### A. General thermal mathematical model

In the formal design and verification (by conducting tests) phases, a general thermal mathematical model for the entire spacecraft is constructed from a combined conduction and radiation heat transfer equation with environmental heating and cooling as boundary conditions.<sup>[4]</sup> Note that heat convection transfer should be considered, in a case of the Mars Airplane, because Mars has a thin atmosphere.

A schematic of the thermal mathematical model is shown in Fig. 2. In this modeling method, the analytical object as a continuum is subdivided into several "nodes" as countable elements, and the nodes are connected by "conductors". Nodes are representative points of temperature and heat capacity, meanwhile conductors indicate heat transfer paths between those elements. The governing equation of thermal mathematical models is heat balance equation. Heat balance on the  $i$ -th node is described as:

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i + \sum_{j=1}^N \{G_{ij}(T_j - T_i) + \hat{G}_{ij}(T_j - T_i)\} \quad (1)$$

The left side of the Eq. (1) represents the heat stored on the  $i$ -th node. The first term of the right side is heat load directly applied into the  $i$ -th node. A summation sign adds heat transfer from adjacent  $N$  nodes;  $G_{ij}$  is thermal conduction and convective heat transfer between the  $i$ -th and  $j$ -th node. When the cross section is constant,  $G_{ij}$  is given as:

$$G_{ij} = \frac{k}{L} A \quad (2)$$

In convective heat transfer, by using a heat transfer coefficient, the  $G_{ij}$  term is defined as:

$$G_{ij} = hA \quad (3)$$

On the other hand, the second term in the summation sign is a term of radiation heat transfer.  $\hat{G}$  means radiation heat transfer conductance and is given as:

$$\hat{G}_{ij} = \sigma F \quad (4)$$

Where  $\sigma$  is the Stefan-Boltzmann constant, and  $F$  is the radiation configuration factor.

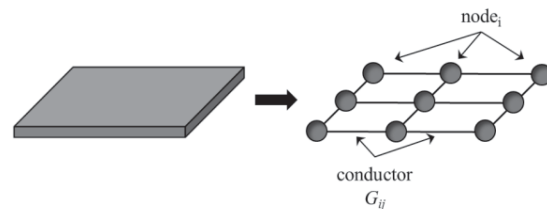


Figure 2. Schematic Diagram of the Thermal Mathematical Model

In this study, a thermal mathematical model was constructed by using Thermal Desktop. In Thermal Desktop which is a PC based design environment for generating thermal models, these equations are solved as simultaneous equations based on a 3D CAD model.

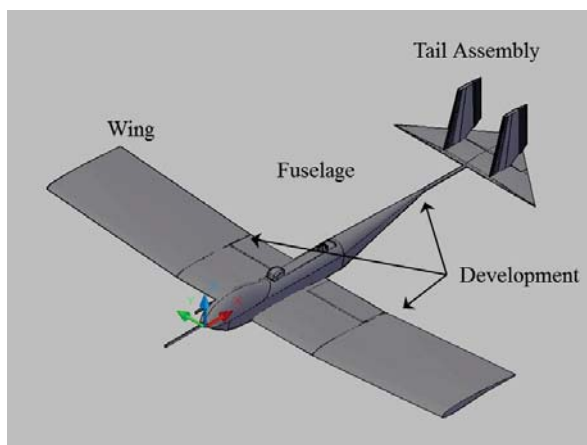
## B. Airplane configuration

The main configurations are defined from the mission scenario requirements, and are listed in Table 1. The airplane's fuselage length and wingspan were driven by the need to fit inside the entry aeroshell, which was sized to fit the H-IIA launch shroud and maximum total mass. The Mars Airplane was restricted to 3.5 kg as a strict design parameter to limit the impact as the payload of the rocket. By a project decision, the numbers of deployments were limited in order to increase reliability. The Mars Airplane has one fold in each wing and another where a boom is attached to the end of the fuselage for a tail assembly unit. Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP) materials are employed for the airplane wings and fuselage in order to lighten the entire configuration. Propulsion is conducted by propellers on each wing.

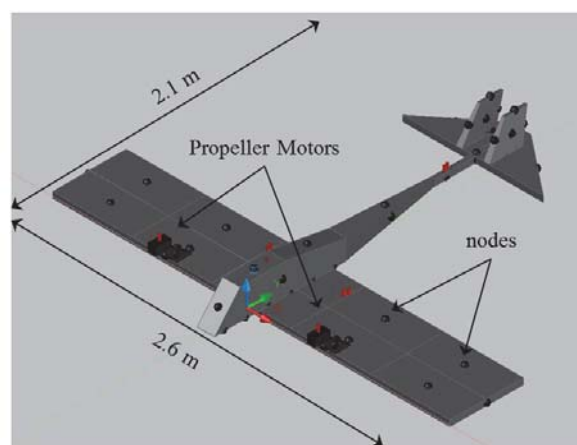
The analytical model was constructed by simplifying a configuration of a flight test model.<sup>[5]</sup> Fig. 3 shows overviews of the flight test model and the thermal analytical model.

**Table 1. Main Configurations**

Wing Span	m	2.6
Length of Fuselage	m	2.1
Maximum Total Mass	kg	3.5
Material	CFRP	
Propulsion	Propeller / DC Motor	



a) Flight Test Model



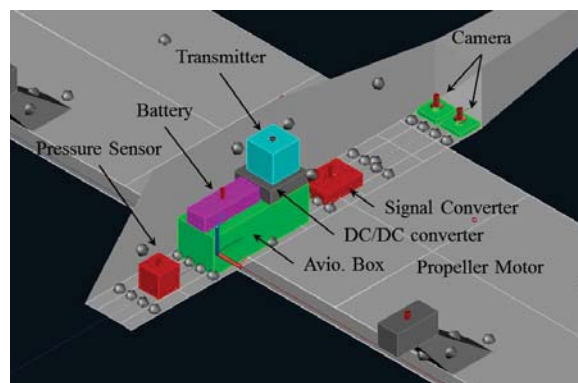
b) Thermal Analytical Model

**Figure 3. Configuration Overview**

## C. Components Layout

Components mounted on the Mars Airplane are shown in Fig. 4. In this study, components were designed as boxes which have an equal value of thermal mass of each component. The specifications of onboard components are shown in Table 2. Most major airplane components have sufficient requirements to define their location. The heavy components such as an avionics box, a battery, and a DC/DC converter should be located near the vehicle center of gravity for vehicle stability with the associated electronics nearby. A pressure sensor is mounted on the vehicle nose in order to accurately measure total pressure during flight. Cameras, which attain high-resolution data of Martian landscape, should be located on the bottom surface of the fuselage. In addition, space between the avionics box and a signal converter is reserved for interface for the wing.

Table 2 also shows operating temperatures and heat generation rates of various components. According to the table, heat generation rates of component mounted to the fuselage are not very high. The maximum heat generation is 10.5 W generated by DC/DC converter. However, a large amount of heat is generated by



**Figure 4. Onboard Components**

propeller motors mounted on each wing by a support made of CFRP.

Table 3 shows optical properties of body surface and components surface. Optical properties are defined by solar absorptivity and infrared emissivity. Black Paint was employed as the airplane's body paint. Also, the surface types of the components are shown in Table 2. In the table, BOL means birth of life of the polished metals.

**Table 2. Specifications of Onboard Components**

Component	Size (L×W×H) [mm]	Main Material	Weight [g]	Thermal Mass [J/K]
Avionics Box	231×87×82	Aluminum	531	240.3
Battery	135×44×30	Aluminum	500	226.3
DC/DC Converter	90 × 90 × 30	Aluminum	450	203.6
Transmitter	65 × 65 × 65	Brass	170	31.9
Pressure Sensor	50 × 50 × 50	Aluminum	200	90.5
Signal Converter	90 × 65 × 25	Aluminum	150	67.9
Servo Motors	30 × 30 × 10	Black Plastic	22	25.3
Potentiometer	10 × 10 × 10	Black Plastic	8	9.2
Camera	50 × 50 × 10	Aluminum	19	8.6
Propeller Motors	100 × 50 × 50	Aluminum	257	116.3

Component	Min Op. Temp. [°C]	Max Op. Temp. [°C]	Q [W]	Surface
Avionics Box	-40	50	4.5	Aluminum, BOL
Battery	0	30	2	Aluminum, BOL
DC/DC Converter	-60	90	10.5	Aluminum, BOL
Transmitter	-40	50	3.6	Brass, BOL
Pressure Sensor	-50	50	3	Aluminum, BOL
Signal Converter	-60	50	5	Aluminum, BOL
Servo Motors	-30	50	3	Black Paint
Potentiometer	-30	50	0.5	Black Paint
Camera	-60	50	1	Aluminum, BOL
Propeller Motors	-10	80	100	Aluminum, BOL

**Table 3. Optical Properties**

Optical Property	Solar Absorptivity	Infrared Emissivity	$\alpha/\varepsilon$
Aluminum, BOL	0.15	0.05	3.00
Brass, BOL	0.31	0.03	10.33
Black Paint	0.90	0.90	1.00

### III. Flight Thermal Environment

Due to unfamiliar nature of the Martian atmospheric environment, a vast literature review was undertaken. The majority of the effort was spent on investigating the convection heat transfer environment in this foreign atmosphere. According to past investigations, it is found that the Martin atmosphere composition is over 95% CO<sub>2</sub>, which allowed the assumption that convection by pure CO<sub>2</sub> is acceptable.<sup>[6]</sup> To obtain the parameters needed to make estimates about the external forced convection and the internal natural convection for cooling of internal components, the past study was used as reference.<sup>[7]</sup> The heat transfer coefficient of forced convection at laminar flow was computed by using flat-plate theory. The heat transfer coefficient is given as:

$$\overline{Nu}_L = \frac{\bar{h}L}{k} = 0.664Re_L^{1/2} Pr^{1/3} \quad (0.5 < Pr < 15) \quad (5)$$

$$Re_L = \frac{\rho U_e L}{\mu} \quad (6)$$

$$Pr = \frac{\mu C_p}{k} \quad (7)$$

In this study, it was assumed that the flow field around external surfaces of the Mars Airplane is laminar flow, The length of middle fuselage is considered as characteristic length  $L$ .

Also, natural convection was calculated by considering the empirical equation of hot surface facing up case. Exact heat transfer coefficients should be calculated at each surface, but same value was used for all surfaces as an assumption. The heat transfer coefficient of natural convection is given as:

$$\overline{Nu}_L = \frac{\overline{h}L}{k} = \frac{4}{3} C_1 Ra_L^{1/4} \quad (10^4 < Ra_L < 4 \times 10^9 : 3 \times 10^{10}) \quad (8)$$

Constant value  $C_1$  can be calculated by using Prandtl number:

$$C_1 = \frac{3}{4} \left( \frac{Pr}{2.4 + 4.9\sqrt{Pr} + 5Pr} \right)^{1/4} \quad (9)$$

Rayleigh number is written as Eq. (10), here,  $\alpha$  is thermal diffusivity.

$$Ra_L = Gr_L Pr = \frac{g\beta}{\nu\alpha} (T_w - T_\infty) L^3 \quad (10)$$

As shown in Eq. (10), the heat transfer coefficient of natural convection is a function of the temperature difference between a component's surface and ambient (upper surface of fuselage). Therefore, in model analysis, a heat transfer coefficient at temperature difference 20 K was employed as an approximation. Forced convection was reproduced as shown Fig. 5. An air temperature node was placed and connected with airplane's fuselage and propeller motors.

Radiation was considered by using the orbit tool provided in Thermal Desktop as shown in Fig. 6. Solar radiation flux, mars infrared radiation temperature, and albedo was decided and shown in Table 4. However, the Mars Airplane does not go around on orbit of the mars like a spacecraft. So, it was approximated that airplane's position toward sun does not change and heat flux from the sun is constant. It is planed that Mars Airplane will flight sunny side of the mars. Therefore, the position was fixed at 0 degrees (directly under the sun).

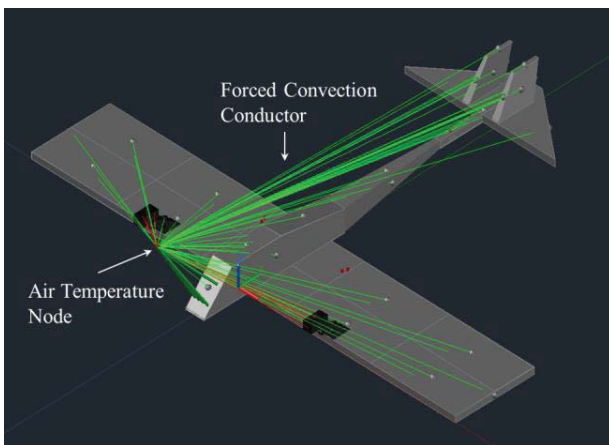


Figure 5. Forced Convection around Airplane

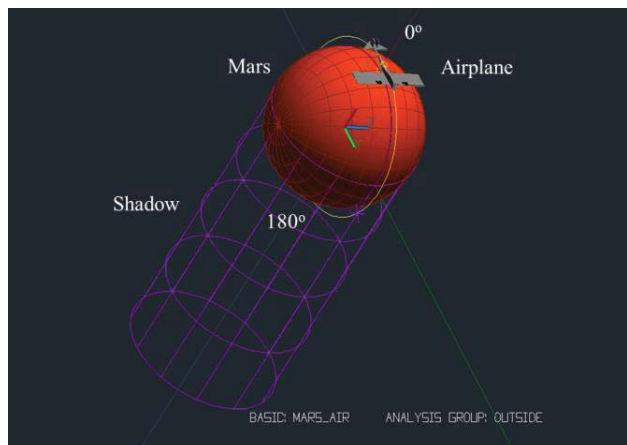


Figure 6. Radiation Environment on Mars

Table 4. Radiation Environment

Solar Radiation Flux	W/m <sup>2</sup>	583.4
Mars IR Temperature	K	216
Albedo	%	50
Position	deg.	0

#### IV. Thermal Control System Development

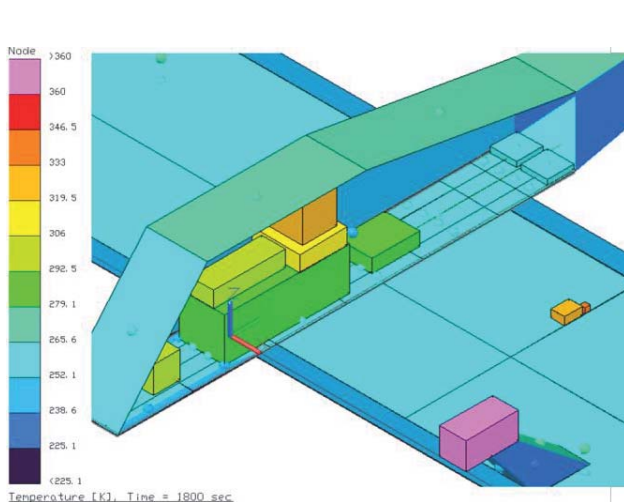
After constructing the thermal analytical model, the initial estimate of a Mars Airplane thermal control system was conducted for finding a basic thermal design. Because the Mars Airplane mission is a short-duration, one-flight mission, it was essential to design all subsystems for high reliability. However, the airframe should be designed for low mass, due to the nature of the Mars Airplane limitation of 3.5kg. In addition to this, from an aerodynamic perspective, pullout dynamics limit the total mass of the vehicle. Any mass saved in one subsystem can be applied to other areas to increase performance margins or add redundancy.

##### A. Initial analysis

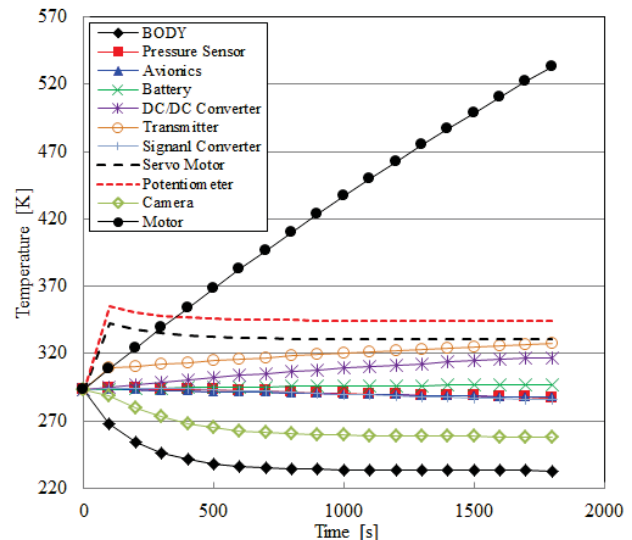
First of all, the initial model without thermal management (such as surface coating or heat spreading device) was simulated. Table 5 shows main simulation conditions. The flight time is 30 min from start of flight. From a past study, initial temperature of the fuselage and components is 293 K.<sup>[8]</sup> Moreover, thermal contact conductance between each component was calculated using 1 mm CO<sub>2</sub> exits in gaps. This value was determined by considering that narrow space should exist inside each component box.

**Table 5. Simulation Condition**

Martian Atmosphere	Temperature	K	213
	Pressure	kPa	0.7
Flight Conditions	Mach Number		0.2
	Reynolds Number		40000
	Flight Altitude	km	1.5
	Flight Time	min	30
Heat Transfer Coefficient	Forced Convection	W/m <sup>2</sup> K	3.7
	Natural Convection	W/m <sup>2</sup> K	0.46



a) Temperature Color Chart



b) Temperature History

**Figure 7. Results of Initial Analysis**

Fig. 7 shows results of initial analysis. It is found that temperatures of the propeller motor are exceedingly high. Moreover, the temperature distribution of onboard components is from 290 K to 350 K. Specifically, temperatures of a potentiometer and a servo motor boarded inside the wing are high. Temperatures of components placed on top of the avionics box increases slowly. On the other hand, temperature of the camera decreases to 260 K.

It is considered that convective cooling of the propeller motor is not sufficient because of the low density of the Martian atmosphere and low flight speed. Heat generation rate of the motor is large at 100 W; however, heat rejection to wings should be avoided because a material used as spar and rib inside the wing has high sensitivity to hot temperature; high temperatures bring about a decrease in wing strength. Therefore, another method of propeller

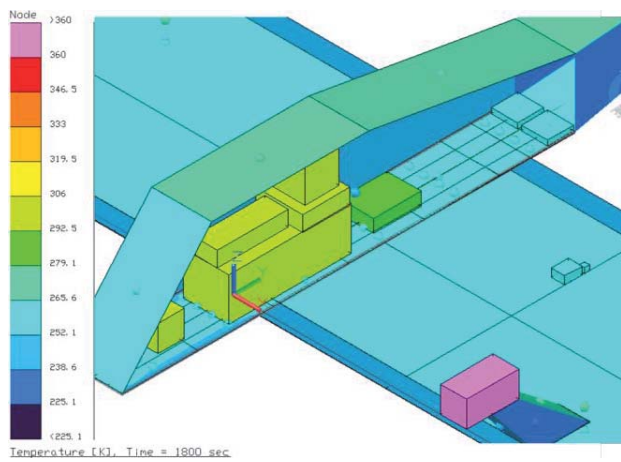
motor cooling has to be found. It is a most important task in thermal design of the Mars Airplane. Also, temperature increases of onboard components should be resolved. The problem is small heat capacity such as with the potentiometer and the servo motor. In addition, it is considered that a long distance from the bottom surface of the fuselage causes temperature increases of the transmitter and the DC/DC converter.

**B. Thermal contact conductance**

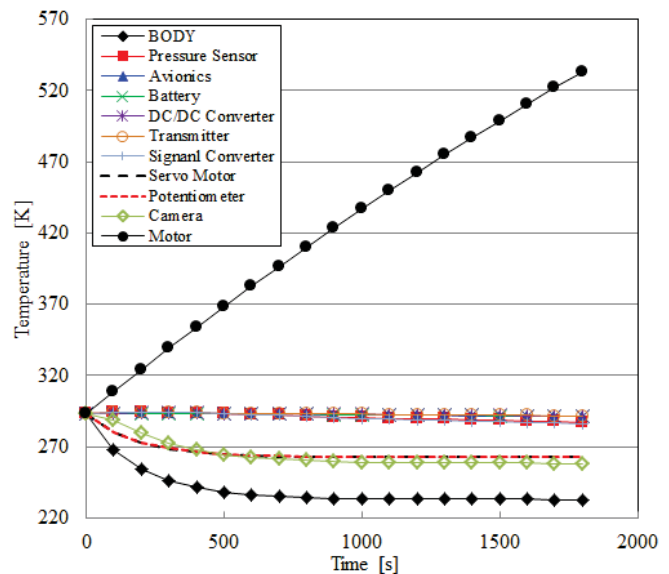
As a solution to the wide temperature distribution over onboard components, thermal conducting sheets made of 1 mm thick silicon were inserted into spaces between each of the following components: the avionics and the battery, the avionics and the DC/DC converter, the DC/DC converter and the transmitter; instead of CO<sub>2</sub> gap. This thermal conducting sheet is commonly used to move heat on electronics equipment and is known as a material with high thermal conductivities. On the contrary, a thermal insulator was placed between the bottom surface and the camera to maintain the temperature. The reference value of thermal conductivity of these materials is shown in Table 6.<sup>[9]</sup> An analytical model with the thermal conducting sheets and the thermal insulator was constructed as model 2 and simulated in a Martian thermal environment. Results are shown in Fig. 8.

**Table 6. Thermal Conductivity**

Material	Thermal Conductivity [W/mK]	Thickness [mm]
Silicon Thermal Conducting Sheet	5.0	1
Thermal Insulator	0.042	20



a) Temperature Color Chart



b) Temperature History

**Figure 8. Results of Model 2**

According to results, it is clear that high-temperature issue of the onboard components is solved and heat removal by using thermal conducting sheets is available for thermal management of the Mars Airplane. However, temperature of the camera had not changed in comparison with Fig. 7. It is considered that temperature of the camera is dominated by temperature of the fuselage and convection heat transfer due to the low heat generation rate and low heat capacity of the camera.

**C. Cooling of the propeller motor**

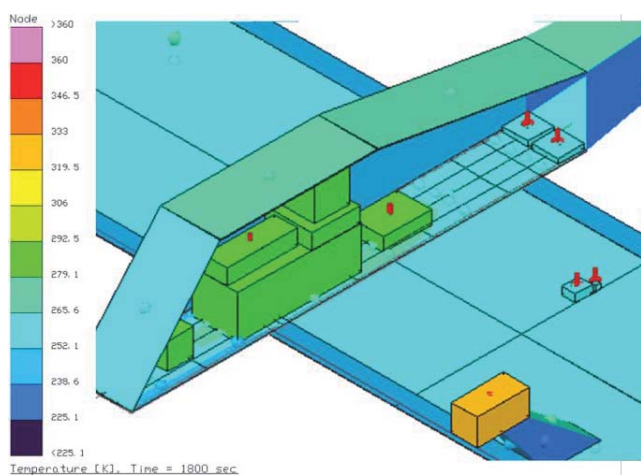
The nature of the propeller motor with the large heat generation rate makes it the top priority in the Mars Airplane thermal control system. For a cooling system, several means can be considered. For example, heat transport to another area by using a passive thermal control device such as heat pipes and LHPs (loop heat pipes) was considered, but the reliability of heat pipes is unclear when it is used in a variable gravity field due to aerodynamic motion. Another idea was an active cooling system such as two-phase mechanically pumped loop. However, this mission has a strict limit of total mass, and it was not a successful way. Therefore, heat removal to external convective flow has

to be made more efficient. From this perspective, it was thought that a heat sink attached to the motor was the best way. This idea was also used in the ARES mission (Aerial Regional-scale Environmental Survey) by NASA Langley research center for heat removal from a UHF communication system.<sup>[8]</sup> In this simulation, a simple estimate of heat sink was conducted by increase of surface area of the motor. As a configuration of the heat sink, fins were assumed like Table 7. Number of fins was decided by considering that 3 fins are fixed on each surface except the bottom. In this configuration, surface area became almost ten times compared to the original. A model with the assumed heat sink was defined as model 3.

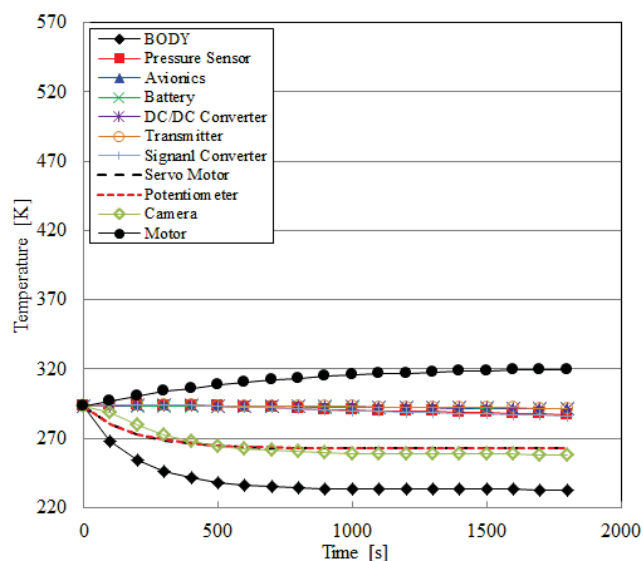
The results are shown in Fig. 9. From the results, it is clear that temperature of the propeller motor decreased to 320 K in comparison with Fig. 8. It means that the heat sink is a promising device for heat removal from the motor to external flow although in a tradeoff study related to mass, an increase of drag should be conducted in future works.

**Table 7. Configuration of the Heat Sink**

Thickness	mm	5
Depth	mm	100
Length	mm	100
Number of Fins		9
Material		Aluminum



a) Temperature Color Chart



b) Temperature History

Figure 9. Results of Model 3

## V. Conclusion

In this study, a thermal mathematical model of the Mars Airplane was developed and analyzed using data available on the flight parameters determined from the mission scenario. This thermal mathematical model was used to predict thermal performance and possible issues.

Initial problems on the thermal design were high temperatures of the onboard components and propeller motors. To solve this temperature distribution of the onboard components, contact thermal conductance was changed by using thermal conducting sheets. As a result, temperature was decreased significantly.

Furthermore, the cooling of propeller motors by utilizing a heat sink was simulated. The effect of the heat sink was so remarkable. This method was suitable for the airplane, because it can use the external convective flow efficiently.

## Acknowledgments

The authors thank the entire Mars Airplane Working Group for their assistance and input to the items contained in this paper.

The authors thank JAXA Thermal Systems Group. Special thanks to Atsushi Okamoto, for providing us with insightful comments and suggestions concerning the thermal mathematical model.

## References

- <sup>1</sup>Satoh, T., Kubota, T., Okada, T., Matsuoka, A., Imamura, T., Ogawa, N., Miyamoto, H., Terada, N., Seki, K. and Fujita, K., “Japan’s Mars Exploration with a Lander and Orbiters (MELOS) An Overview of Mission,” *Proceedings of The 27th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS 2009)*, 2009.
- <sup>2</sup>Kubota, K., Ogawa, N., Okada, T., Miyamoto, H., Yano, M., Fujita, K., Yamada, T., Mizuno, T., Kawatsu, Y., Oyama, A., Satoh, T., and Kawaguchi, J., “Preliminary Study on lander system and Scientific Investigation for Next Mars Exploration,” *Proceedings of The 27th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS 2009)*, 2009.
- <sup>3</sup>Fujita, K., Luong, R., Nagai, H., Asai, K., “Conceptual Design of Mars Airplane,” *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol. 10, No. ists28, 2012, pp. Te\_5-Tk\_10
- <sup>4</sup>Tasi, J., “Overview of satellite thermal analytical model,” *Journal of spacecraft and rocket*, Vol. 41, No. 1, 2004, pp. 120-125
- <sup>5</sup>Akira Oyama, Hiroki Nagai, Hiroshi Tokutake, Shinsuke Takeuchi, Hiroyuki Toyota, Koji Fujita, Masayuki Anyoji, Toshikazu Motoda, Koichi Yonemoto, Keisuke Asai and Kozo Fujii., “High-Altitude Flight Test Plan of Mars Airplane for MELOS1,” *Proceedings of The 56th Space science union meeting in Japanese*, 2012
- <sup>6</sup>Levine, J. S. (ed), *The Photochemistry of Atmospheres: Earth, The Other Planets and Comets*, Academic Press, Inc., San Diego, CA, 1985, pp. 346
- <sup>7</sup>Bejan, A., *Convection Heat transfer*, 2<sup>nd</sup> Edition, Jhon Wiley and Sons Inc., NewYork, 1995
- <sup>8</sup>Gasbarre, J. F., “Preliminary Design and Analysis of the ARES Atmospheric Flight Vehicle Thermal Control System,” *SAE Tech Pap Ser (Soc Automot Eng)*, Paper Number SAE-2003-01-2686, 2003
- <sup>9</sup>Glimore, D. G. (ed), *Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume 1: Fundamental Technologies*, 2<sup>nd</sup> Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., reston, Virginia, 2004

## 3D04 大気球を利用した火星探査航空機の高高度飛行実証試験

○永井大樹 (東北大学), 大山聖 (ISAS/JAXA), 得竹浩 (金沢大学),  
竹内伸介, 豊田裕之, 高橋優, 大槻真嗣, 安養寺正之 (ISAS/JAXA), 岡本正人 (金沢工業大学),  
元田敏和 (JAXA), 米本浩一 (九工大), 浅井圭介 (東北大), 藤井孝藏 (ISAS/JAXA)  
火星探査航空機 WG

### Mars Airplane Balloon Experiment-1

Hiroki Nagai (Tohoku Univ.), Akira Oyama (ISAS/JAXA), Hiroshi Tokutake (Kanazawa Univ.),  
Shinsuke Takeuchi, Hiroyuki Toyota, Yu Takahashi, Masatsugu Otsuki, Masayuki Anyoji (ISAS/JAXA),  
Masato Okamoto (Kanazawa Institute of Tech.), Toshikazu Motoda (JAXA),  
Koichi Yonemoto (Kyushu Institute of Tech.), Keisuke Asai (Tohoku Univ.), Kozo Fujii (ISAS/JAXA)  
Mars Exploration Airplane WG

Key Words: Mars Airplane, Balloon, High-Altitude

### Abstract

We aim at the realization in the first half of the 2020s of a Mars airplane. The fundamental key technology to the Mars airplane realization are researched and developed. To demonstrate the feasibility, the High-Altitude Mars Airplane Flight Demonstration on Earth will be conducted in 2013. In this report, we present a plan summary of flight demonstration.

### 1. はじめに

太陽系惑星の1つである火星の探査は、太陽系の起源や生命誕生における謎の解明につながる科学ミッションとして、科学者・研究者を魅了し続けている。これまでNASAやESAを中心に、様々な火星探査機が送り込まれてきた。我が国の火星探査としては1998年に打ち上げた「のぞみ」(PLANET-B)が知られている。しかし、機器故障のため、2003年12月に軌道投入の断念を余儀なくされた。この計画に参画した天文学・工学関係者には「再び火星」へという思いが強く残っている。これを受けて、2008年に日本国内の惑星科学研究者や宇宙工学研究者を中心メンバーとして火星複合探査ワーキンググループ“MELOS”が立ち上がった。このWGでは、2020年代前半の打ち上げを目指す火星複合探査ミッションMELOS 1とそれに続くMELOSシリーズを通して、気象観測、散逸大気観測、地質観測、内部構造観測などを行い、火星環境の今とその歴史を明らかにすることを目標としている。

このWG内の議論の中で、火星大気中を飛行する火星飛行機を利用した火星探査への要望が非常に高いことが確認された。たとえば、惑星物理学者からは高精度かつ広範囲な磁場観測や地質調査、もしくはマリネリス峡谷等の切り立った崖の露頭の地層観測が実現できれば、火星の惑星科学が大きく前進すると指摘されている。また、火星ローバの設計グループからも、小型の航空機でローバの探査範囲を事前に調査できれば、1) 理学的に興味深い地点が事前にわかりローバによる効率的な探査ができること、2) 探査すべき地点への最適な経路(最短かつ起伏が少ない)が事前にわかること、という2点から非常に有益であるとコメントを受けている。また、ローバなどの着陸機を上空から高解像度で撮影できればアウトリーチ的な価値も非常に高いと考えられる。

このことを受け、2010年に著者らはJAXA宇宙科学研究所宇宙工学委員会の下で火星探査航空機WGを立ち上げ、基礎研究、設計検討を進めてきた。その結果、火星飛行環境は大変に過酷であり、様々な分野で革新的な技術が必要とされていることを明らかとした。この火星飛行環境の特徴としては、

- 1) 大気密度が地球の1/100以下である、
- 2) 温度が低い (平均気温約-60℃)、
- 3) GPSや磁気方位センサが利用できない、
- 4) 離着陸に適した設備・地形が存在しない、

などが挙げられる。1)を例に挙げると、地球上で飛行している飛行機が同じ速度で火星大気中を飛行した場合、重力は地球上の約1/3であるが、得られる揚力が1/100以下になってしまい飛行することができない。このため、従来よりも飛躍的に高性能な翼の開発、超軽量の機体構造の開発、搭載機器の超軽量化が必要となる。さらに、飛行環境が主翼や推進用プロペラの空力性能が大幅に悪化することが知られている低レイノルズ数領域となるため、これまでほとんど研究されてこなかった低レイノルズ数流れの特性を把握し、低レイノルズ数領域で高性能な翼やプロペラを開発する必要がある。

火星探査航空機WGでは現在、火星大気中を飛行しながら探査を行う火星飛行機の2020年代前半の実現を目標とし、その探査機実現の鍵を握る基盤技術の研究開発(空力、推進、制御、構造、電源、熱など)を精力的に行っている。その際に、翼単体や個々の技術(推進、制御など)については地上で出来るだけ火星飛行環境を模擬し、その性能や技術を実証している[1-5]が、やはり火星探査航空機として、全機システムを火星で飛行させる前にその飛行能力を実証する必要がある。

そこで我々は、JAXA 大気航空宇宙実験場の大気球を利用し、火星環境を模擬できる高度35km付近

の高高度において、飛行実証試験を行うことで、火星飛行機の実現可能性を示すことを考えている。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飛行実証するとともに、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。

このような目的のもと、高高度実証試験機を製作し、平成 26 年度の春に実証試験を行う予定である。本稿では、現在計画している火星飛行機の概要とこの実証試験の内容について述べる。

## 2 火星探査航空機諸元

火星探査航空機概念設計は、これまでに数多くなされている[6-8]が、我々の航空機は早期のプロジェクティ化、世界初の飛行機による火星探査を目指すため、MELOS プロジェクトにおいてはサブペイロードと位置づけられる「小型・軽量」の飛行機を想定している。そのため設計に際しては、制約条件として、直径約 1m のカプセルに入ること、重量は 5kg 程度としている。

この制約条件の下、多目的設計最適化手法により設計を行った[8]。飛行試験機は機体重量約 4.0kg、スパン長約 2.5m、機体長約 2.0m である。その概念図とモックアップを図 1 に、諸元を表 1 に示す。

この飛行機は主翼と胴体を折りたたむことで、火星大気エント리카プセルに収納される。

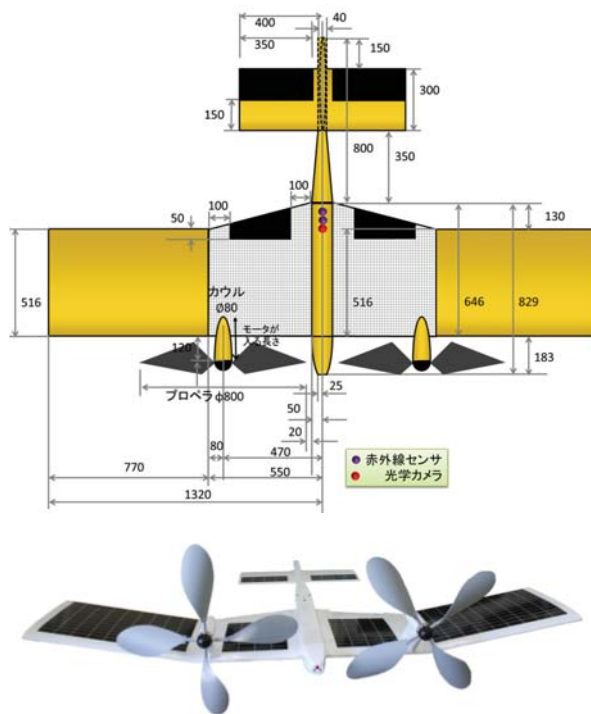


図 1. 火星飛行機概念図とモックアップ

表 1. 概念設計した火星飛行機の諸元

空力性能	
揚力係数	約 0.6
抵抗係数	約 0.07
揚抗比	約 8.6
レイノルズ数	27,000 (コード長基準)
翼形状	
コード長	0.63 [m]
スパン長	2.45 [m]
翼面積	1.53 [m <sup>2</sup> ]
アスペクト比	3.92
必要推力・パワー	
必要推力	2.23 [N]
必要なパワー	223 [W]

## 3. 高高度飛行実証試験計画

### 3. 1 試験目的

高高度飛行実証試験では、火星模擬環境下における全機システムの動作確認、性能実証を主目的とする。特に (1) 設計上クリティカルとなるデータの飛行試験による計測、(2) 飛行システムとしての全機動作確認、性能実証、(3) 搭載ハードウェアの実環境試験 (1kPa 以下、 $-55^{\circ}\text{C}$ ) を行い、火星飛行機の実現可能性を示す。

具体的には、

- ・ 大気球から切り離し (火星ではカプセル離脱)、機体の引き起こしにかかるまでの飛行
- ・ 水平・定常滑空の実証
- ・ 機体の定常空力 (揚力, 抵抗, 迎角スweep) の計測

が挙げられる。

特に空気力のデータに関しては、風洞試験、数値流体シミュレーションの検証データとする。加えて、動的な (旋回, 突風, 操縦応答を考慮した) 飛行試験を行い、火星飛行シミュレーションに供することのできる正確な (非線形空力を考慮した) 運動モデルを構築する。

### 3. 2 飛行シーケンス

高高度試験では、機体は火星エント리카プセルの代わりにゴンドラと呼ばれるアルミフレームと断熱材で構成されたゴンドラに収納される。そのシーケンスは次の通りである。

まず大気球により、高度 40km 付近までゴンドラに収納した機体を上昇させ、高高度において大気球より切り離す。その後、ゴンドラからの離脱、翼展開を経て、定常滑空へと移行する。それら一連のシーケンスを図 2 に示す。

なお試験計画では、これら一連のケースを最初から実証するわけではなく、第 1 回目では推進機を搭載しないグライダー機を、第 2 回目には、プロペラによる推進器を搭載した実証機の試験、第 3 回目には、実際の搭載を模擬したカプセルからの離脱と翼の展開技術の実証を行う予定としている。(図 3)

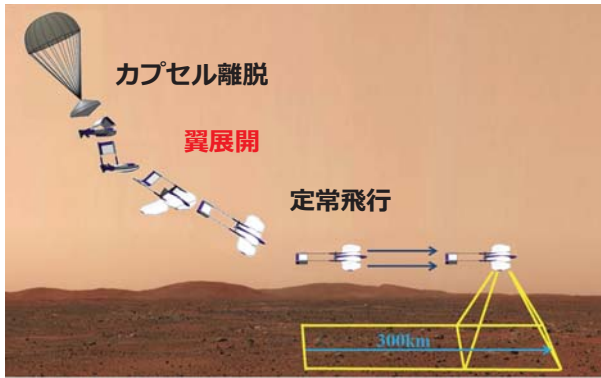


図 2. 飛行シーケンス (カプセル離脱・展開)

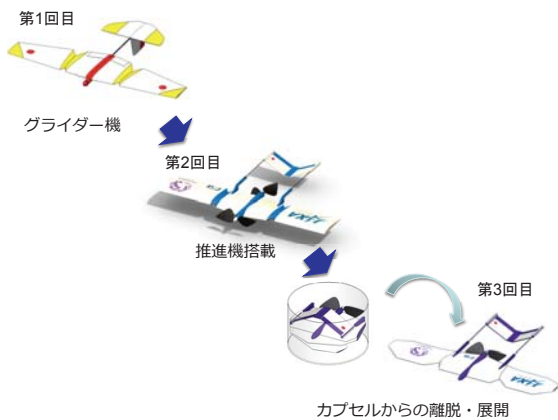


図 3. 大気球を用いた高高度飛行試験計画

### 3. 3 飛行試験実施場

飛行試験は、JAXA の大樹航空宇宙実験場を使用する。ここでは、大気球による宇宙科学実験が盛んに行われており、大気球グループの協力の下、実施する。

### 3. 4 試験機体

初年度に使用する機体の概要を図 4 に示す。その諸元は、表 1 とほぼ同じであるが、推進機は取り付けられていないグライダー機となっている。

空力特性は、1/2 スケールモデルを作製し、データ取得を行った[9]。

### 3. 5 機器構成

図5に機器構成の概要を図6に飛行機を搭載した状態の gondola 写真を示す。目標高度までの上昇中、飛行試験機はアルミフレームで作られた gondola 内にレールとつり下げケーブルにより固定される。

gondola は機体を完全に収納するため、高さ約3.0m、幅約3.0m、奥行き約1.0mの大きさが必要である。gondola 等を含む総重量は約180kgとなっている (gondola 重量80kg, バッテリー重量20kg, 飛行試験機約5kg, アビオニクスボックス重量25kg, 断熱材重量40kg, その他5kg, マージン5kg)。地上とのデータの送受信は気球グループ提供アビオ系が行い、PIアビオは気球アビオとRS-232で接続される。飛行試験機には送信機のみ搭載する。

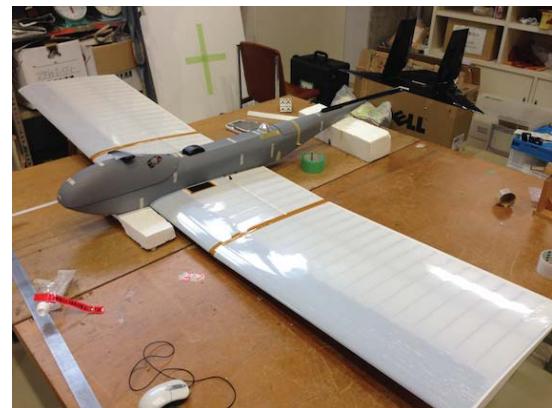
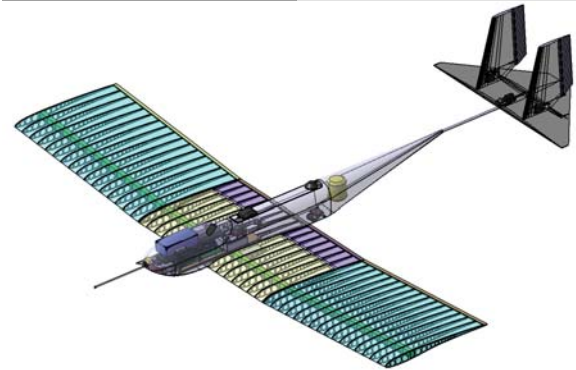
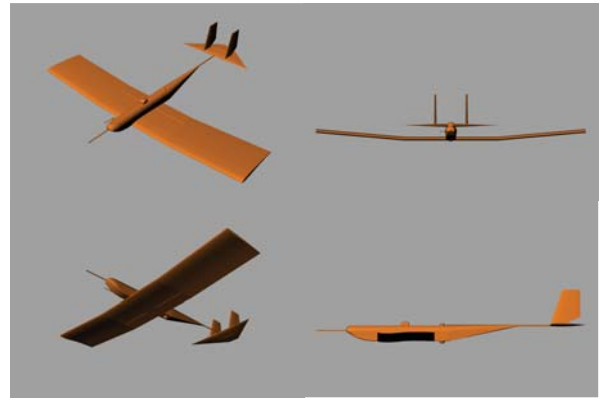


図 4. 大気球実証試験機

### 3. 6 大気球の放球および上昇フェーズ

試験飛行機を搭載した gondola は、大気球によって高度 40km まで上昇させる。その放球台にセットされた gondola の写真を図 7 に示す。(ただし、gondola にはまだ断熱材を取り付けていない)

gondola は放球された後、ゆっくりと上昇していくが、上級 40km に到達するまでに気温、気圧が下がっていく。特に高度 20km 付近は、対流圏となっており気流温度も $-50^{\circ}\text{C}$ 前後とかなり低い。このため、gondola および飛行機は十分断熱し、機器の作動温度範囲を超えないように、事前に熱解析を実施している。[10] 特にバッテリーの温度や舵面を動かすサーボの温度が重要であり、熱解析と共に熱真空試験を通じて確認している。

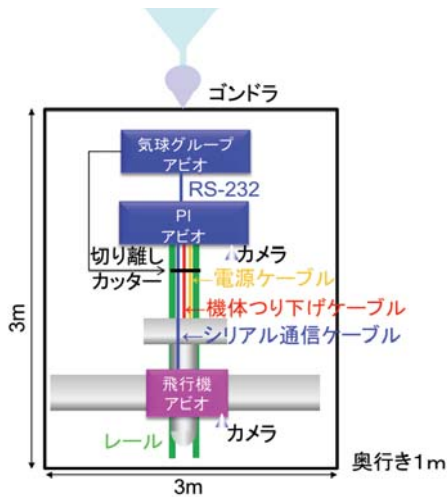


図 5. 大気球吊り下げゴンドラ内機器構成



図 6. ゴンドラ搭載状態の飛行機



図 7. 放球台にセットされたゴンドラ

### 3. 7 飛行経路

図 8 に予定している飛行経路を示す。気球に機首を下にした姿勢で固定されていた機体は気球から切り離された後、機体の引き起こし運動を行う（飛行フェーズ I）。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）、水平・定常飛行を行う（飛行フェーズ III）。引き起こし運動は地球上での最大荷重倍数が 5 を下回るように設定する。減速運動を行う飛行フェーズ II では、迎え角をスweep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。水平・定常飛行（飛行フェーズ III）では、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 程度である。切り離し高度からの効果距離は 2~3 km 程度である。

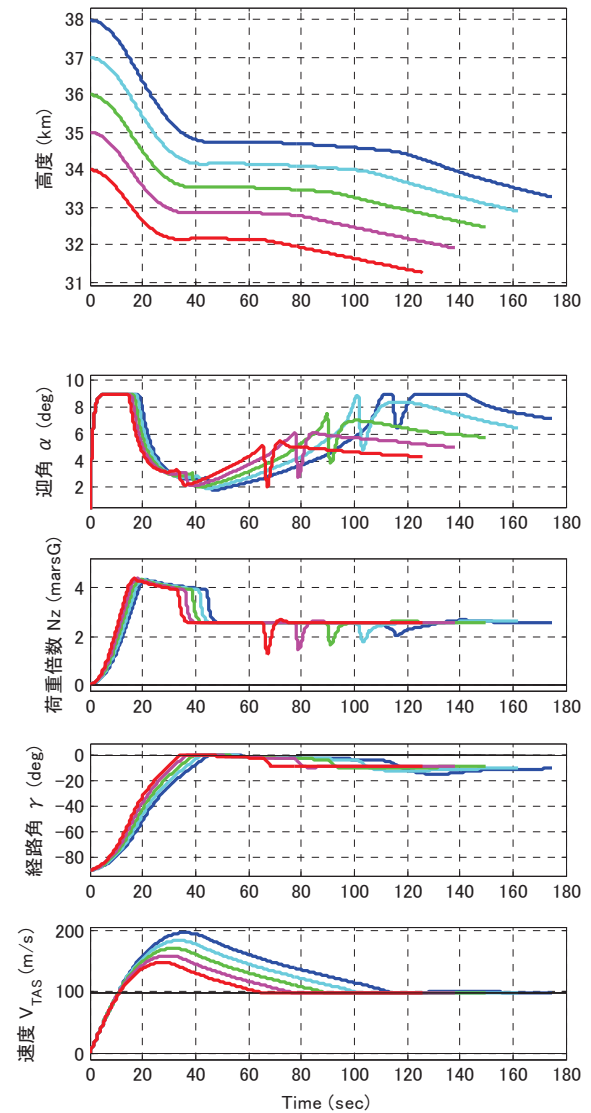


図 8. 高高度試験機の飛行経路（案）[11]

表2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。つぎに、飛行試験機を飛行モードに切り替え、舵面等の動作確認を行う。機体が正常に動作することを確認後、飛行試験機切り離しコマンドを送る。飛行試験は搭載されたアビオによってあらかじめ定められた飛行経路に従って自律飛行を行う。飛行試験終了後、

飛行試験機搭載アビオによりパラシュート開傘を行う。また、正常にパラシュートが開傘されない場合のために独立したタイマー回路を備え、また、舵面を失速状態に切ることで想定された飛行範囲外には行かないようにする。

表2. 実験シーケンス

1	放球
2	飛行試験機電源の切り替え (コマンド制御)
3	飛行試験機への飛行モードへの切り替え 動作確認 (コマンド制御)
4	飛行試験機切り離し (コマンド制御)
5	パラシュート開傘 (飛行試験機アビオによる制御+タイマー)
6	飛行試験機の降下モードへの切り替え (舵面を失速状態へ)
7	着水
8	回収 (予定)

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。

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9に示す。

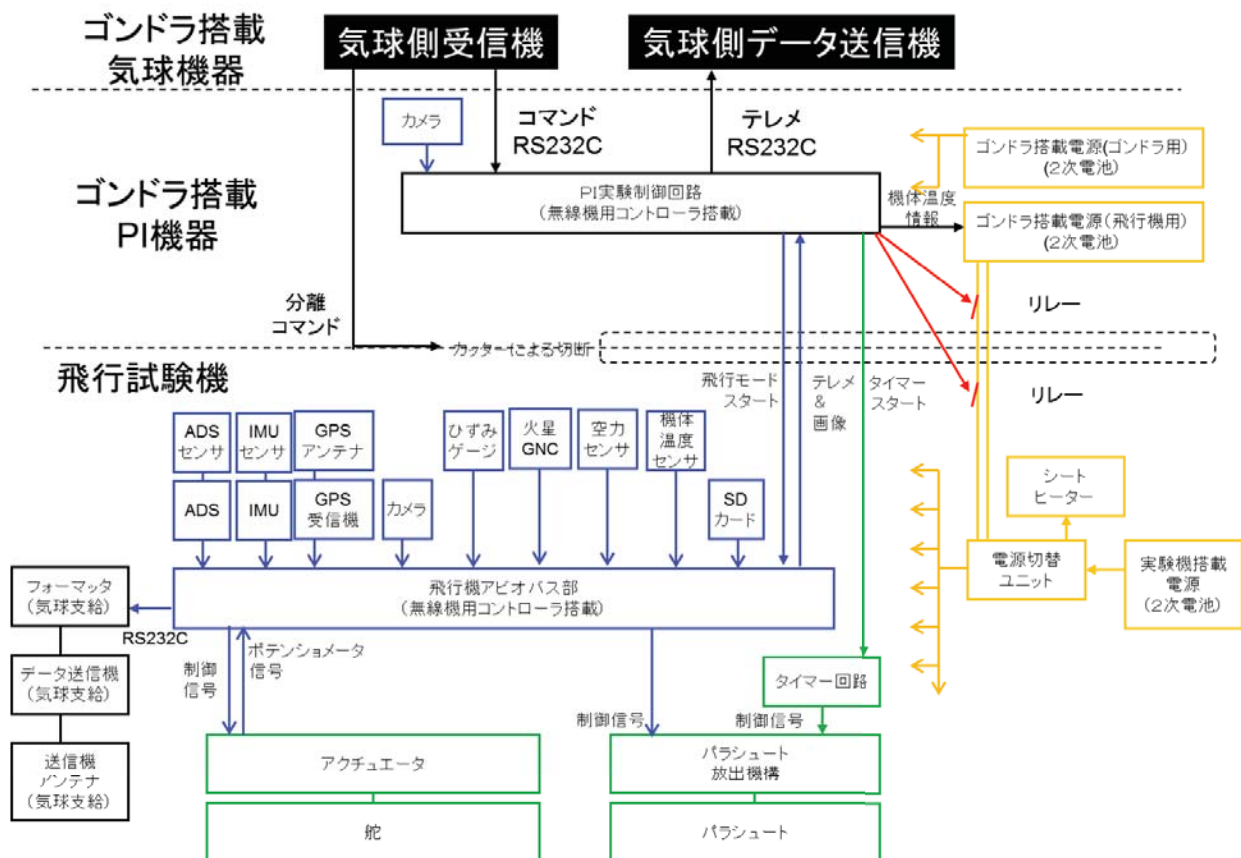


図9. 実験装置ブロック図

### 3. 8 高高度飛行実証機のロゴ

最後に、この火星飛行機の高高度実証機の名称とロゴについて紹介する。実証試験は、大気球を使った試験であることを考慮して、「Mars Airplane Balloon Experiment (MABE)」と名付けた。また、複数回の実験を想定しており、今回の試験機は、MABE-1 (メーベ1) とした。その実験ロゴを図 10 に示す。



図 10. 火星飛行機の高高度実証機 MABE-1 のロゴ

### 5. まとめ

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実証試験計画の概要を述べた。(本来は、平成 25 年度中に飛行試験を実施する予定であったが、大気球放球装置の不具合[12]があり、来年度以降に延期となった)。

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できるとともに、世界に先駆けた火星の飛行探査を実現させたい。

### 謝辞

本研究は、科研費(基盤 A: 24246136)および ISAS/JAXA の平成 24 年度戦略的開発研究費において火星探査航空機 WG の活動の一環として行われた。

### 参考文献

- [1] M. Anyoji, K. Nose, S. Ida, D. Numata, H. Nagai and K. Asai, "Development of Low-Density Wind Tunnel for Simulating Martian Atmospheric Flight", *Aerospace Science Technology Japan*, Vol. 9, pp. 21-27, 2011.
- [2] Shintaro Shigeoka, Hiroshi Ochi, Koichi Yonemoto, Takahiro Kobayashi, Eiji Kato, Tomohiro Narumi and Takaaki Matsumoto, "Variable-pressure Wind Tunnel Test on Low Reynolds Number Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wings, Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-5, 2011.
- [3] Hiroki Nagai, Shingo Ida, Kei Nose, Masayuki Anyoji, Daiju Numata and Keisuke Asai, "Experimental Study of Low-Reynolds-Number Aerodynamic Characteristics of Thin Airfoils in a Mars Wind Tunnel," Eighth International conference on Flow Dynamics, OS6-12, 2011.
- [4] Suwa, T., Nose, K., Numata, D., Nagai, H., and Asai K. "Evaluation of Aerodynamic Characteristics of a Triangular Airfoil at Low Reynolds Number and High-Subsonic Mach Number," Eighth International Conference on Flow Dynamics, OS12-64, 2011.
- [5] 野々村拓, 小嶋亮次, 安養寺正之, 大山聖, 藤井孝藏, "LES による石井翼 ( $Re=23,000$ ) の空力特性評価," 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1C11, 2011.
- [6] Guynn, M. D., Croom, M. A., Smith, S. C., Parks, R. W., and Gelhausen, P. A., "Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission," *2nd AIAA Unmanned Unlimited Systems, Technologies, and Operations*, AIAA paper 2003-6578, San Diego, CA, 2003.
- [7] Koji Fujita, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, "Conceptual Design of a Miniature, Propeller-Driven Airplane for Mars," 50<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA-2012-0847, January 2012.
- [8] 大山聖, 永井大樹ほか, 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, B03, 2011.
- [9] 安養寺正之, 永井大樹, 大山聖, 藤井孝藏, 火星飛行機の全機特性, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会論文集, JSASS-2012-4359, 2012.
- [10] 永井大樹, 大丸拓郎, 大気球を利用した火星探査航空機の高高度飛行実証機に関する熱的検討, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 3C01, 2013.
- [11] 元田敏和, 大山聖, 永井大樹, 得竹浩, 火星探査航空機にむ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, JSASS-2012-4358, 2012.
- [12] <http://www.isas.jaxa.jp/j/topics/topics/2013/0605.shtml>

# 1B07 火星着陸探査技術実証機への搭載を目指した 火星飛行機 の概念設計

○藤田昂志, 永井大樹 (東北大学)  
大山聖 (宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所)

Conceptual Design of a Mars Airplane for a Technological Demonstrator of a Mars Lander  
Koji Fujita, Hiroki Nagai (Tohoku Univ.)  
Akira Oyama (JAXA)

Key Words: Mars airplane, Conceptual design, Lander, Solution space

## Abstract

This paper presents conceptual design results of a Mars airplane for a technological demonstrator of a Mars lander. A relation among total mass of the airplane, aeroshell size, payload mass, and flight range is revealed. An airplane weighing 34.0 kg shows a maximum range of 370 km under the condition of an aeroshell diameter of 3 m and a payload mass of 3 kg.

## 1. 背景及び目的

現在, 2020 年代の打ち上げを目標とした火星着陸探査実証技術機<sup>1)</sup>の検討が進められている. この実証機では工学実証を主眼とするものの, 理工連携となったサイエンススコープの実現を目指している. その候補の一つとして, 飛行機とランダもしくはローバーを組み合わせた探査機形態が挙げられている. しかしながら, サイエンスについては, 複数の候補(磁場観測, 気象観測, ダストデビル観測など)が提案されており<sup>2)</sup>, それらの要求と火星飛行機の制約, そして目指すべきトップサイエンスを考慮して, 搭載機器を決める必要がある. そこで我々工学側, 特に探査の一形態である飛行機側からは, 複数の要求に対してある決まった大きさ・重量制限を課した飛行機の形態を示すだけでなく, 機体サイズ・ペイロード質量および航続距離などのトレードオフ関係を示すことが求められている. 理学にとってトップサイエンスが成立するようなミッション機器を, ある限られた範囲内で選択できるような情報を提示する必要がある.

そこで, 本研究では想定される火星への大気突入カプセルのサイズを仮定し, そのカプセル内に収納できる火星飛行機 の概念設計を実施した. またこの概念検討において, 機体の大きさ, 総質量, ペイロード質量, 及び航続距離との関係を示し, そのトレードオフ関係について論じる.

## 2. ミッションシナリオ

火星飛行機は, エアロシェルに収納された状態でロケットにより火星へと輸送される. 火星上空に到着後, 放出されたエアロシェルは火星大気に突入し, パラシュートを利用しながら降下していく. エアロシェルが所定の位置に到達した後, 火星飛行機がエアロシェルから放出される. 収納形態だった火星飛行機は空中で機体を展開し飛行形態となる. その後, 機首を引き起こして水平定常飛行へと移行する. 火星飛行機は火星大気中を飛行し, その間に火星の地磁気の計測, 気象観測, 地表撮影などを行う.

## 3. 設計法

火星では地球と比べ大気が薄いことから, 必然的に主翼の面積が大きくなる. ただし, 大気圏突入用エアロシェルに収納されることから, 主翼や尾翼はエントリカプセル内では折り畳んで収納されている. 従って, 設計では, 従来の機体設計と異なり, 機体の展開機構を含むこととなる.

設計方法のフローチャートを図 3.1 に示す. 初めに, 要求や制約条件を明らかにする. 次に, それを踏まえて設計入力値を設定する. その後, 反復計算へと入っていく. 反復計算ではまず, 空力と各部の形状について設計する. ここでは面積や平面形, 抵抗などを計算する. 次に求められた抵抗を基準としてプロペラを設計する. 本研究の設計法は Adkins &

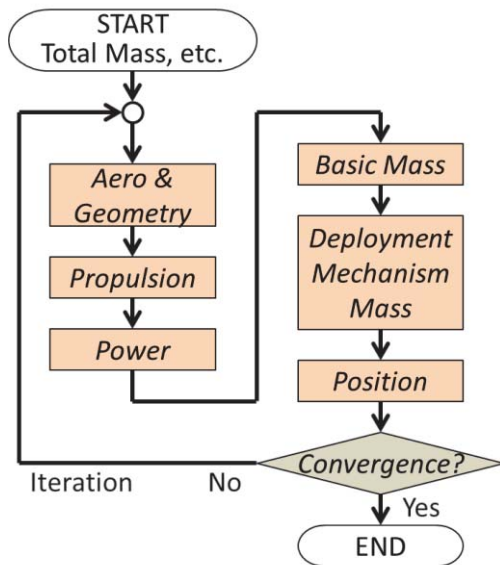


図 3.1 設計フローチャート

Liebeck の方法<sup>3)</sup>に準じている。プロペラ翼素の空力特性は低レイノルズ数でありかつ低速から高亜音速までを包含した諏訪らの実験値<sup>4)</sup>を用いる。プロペラの設計により必要軸動力が求まるので、それを用いて総出力を求める。次に、主翼や胴体、展開機構等といった機体の質量を計算する。このようにして積み上げた機体総質量と設定総質量との差をバッテリー質量とする。そして、バッテリー質量と総出力から航続距離と滞空時間を算出する。最後に、所定の位置に重心が来るように主翼・胴体間距離を調整する。この調整が収束するまで反復計算する。

表 3.1 に要求及び制約条件を示す。折り畳み段数は、右翼・左翼・尾翼共に各 1 段ずつとする。主翼アスペクト比の範囲は使用する空力特性<sup>5)</sup>の実験範囲に依存している。表 3.2 に主な設計入力値を示す。これらの表における条件は、過去に検討された小型・軽量の火星探査航空機における検討をベースとしている<sup>6)</sup>。このほか機体総質量、ペイロード質量及びエアロシエル直径が設計入力値であるが、これらは解析対象として変化させる。

大気温度と圧力は、参考文献<sup>7)</sup>を用いて高度の関数として求めた。粘性係数は二酸化炭素に対するサザランドの式によって求めた。

飛行マッハ数は、非圧縮性流れとして扱える中で高速な条件として 0.3 に設定した。

胴体形状は円筒形を仮定する。胴体体積  $V_{fuse}$  は、総質量  $M_{total}$  に比例して変化させた。比例係数は参考文献<sup>8)</sup>の値を基にして定めた。

$$V_{fuse} [m^3] = 0.0012 [m^3/kg] \times M_{total} [kg] \quad (1)$$

表 3.1 要求及び制約条件

項目	値, 単位 / 内容
機体種別	固定翼機
推進	プロペラ/DC モータ
折り畳み段数	右翼・左翼・尾翼各 1 段
エアロシエル高さ/直径	0.6 -
最大主翼アスペクト比	8 -
最小主翼アスペクト比	4 -
ペイロード電力	20.0 W
通信系質量	0.2 kg
重力加速度	3.71 m/s <sup>2</sup>
大気主成分	二酸化炭素

表 3.2 主な設計入力値

項目	値	単位
水平尾翼容積比	0.5	-
垂直尾翼容積比	0.04	-
大気条件計算高度	0	m
飛行マッハ数	0.3	-
飛行速度	73	m/s
許容プロペラマッハ数	0.7	-
プロペラ基数	1	-
ブレード数	2	-
モータ効率	0.8	-
バッテリーエネルギー密度	98	Wh/kg
ペイロード以外の搭載機器電力	54.1	W
展開機構質量/総質量	0.1	-
マージン質量/総質量	0.1	-
重心位置	30	%c

胴体長さ初期値  $l_{fuse, ini}$  は、経験的に次式で与えた。

$$l_{fuse, ini} [m] = 0.011 [m/kg] \times M_{total} [kg] + 0.7 [m] \quad (2)$$

胴体直径は胴体体積と胴体長さから算出した。ただし、最小値は 0.14m に制限した。

主翼面積及び揚力係数の計算には参考文献<sup>8)</sup>の手法を用いた。主翼スパンはエアロシエル直径と折り畳み段数によって最大値が制限されており、可能な限りアスペクト比が高くなるように設定した。翼弦長は面積とスパンから得られた。

水平・垂直尾翼面積は尾翼容積比を用いて計算した。代表的な値として、水平・垂直尾翼容積比はそれぞれ 0.5 及び 0.04 とした<sup>9)</sup>。また、水平・垂直尾翼アスペクト比の初期値はそれぞれ 3 及び 1.3 とした<sup>9)</sup>。可能であればこのアスペクト比でスパンと翼弦長を設計し、エアロシエルからはみ出る場合には適宜修正した。

尾翼ブーム、全機抵抗、推進系は参考文献<sup>8)</sup>の方法で設計した。ここで、プロペラ回転数は、プロペラ翼端マッハ数が許容値のおよそ9割になるように飛行速度とプロペラ直径から計算した。

推進系の設計で得られた軸動力は、モータ効率を介してモータ消費電力へと変換した。これにペイロード電力とその他搭載機器電力を加えたものを総出力とした。

質量見積りの方法は参考文献<sup>8)</sup>に従っている。ただし、通信系、Air Data Sensor (ADS)、アビオニクス、DCDC コンバータの合計質量は2.3kgとした。また、展開機構質量及びマージン質量はそれぞれ総質量の1割とした。これにより見積もられたバッテリー以外の総質量と設定総質量との差をバッテリー質量とした。その後、総出力を用いて参考文献<sup>8)</sup>の方法で航続距離と滞空時間を計算した。

次に、形状と質量のデータから、重心位置が所定の位置になるように主翼、胴体などの各構造の位置を設計する。まず、機首位置はエアロシェル外周から直径の5%分内側に入った位置とする。主翼・尾翼間距離は尾翼モーメントアームを用いて定める。そして、主翼・胴体間距離を、全機重心位置が所定の位置になるように設定する。本研究では重心位置は30%翼弦長位置にしている。重心設定の結果主翼後縁がエアロシェルからはみ出る場合には、胴体長さを短くして再度設計する。

最低反復回数は20回とし、その後重心位置調整量が1mm以下になるまで反復した。反復の都度、尾翼モーメントアームとプロペラ直径は、MATLABのactive-setアルゴリズム<sup>10)</sup>を用いて、航続距離を最大化するように設定した。

#### 4. 検討条件

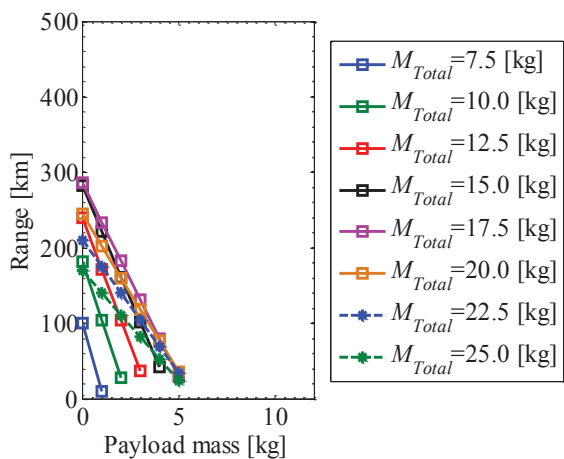
本研究の目的は、機体規模に対し、どれだけの科学観測ペイロードを搭載し何km観測飛行が可能であるかを明らかにすることである。そのため、入力変数である総質量とエアロシェル直径を変化させ、各ペイロード質量に対して航続距離がいくらになるかを調べる。本研究ではエアロシェル直径は代表値として2m及び3mの2条件を調べる。総質量は、各エアロシェル直径で設計可能な最大値から最小値までの範囲において一定間隔で変化させる。なお実証機においては総質量に明確な制限があるわけではないが、ランダムもしくはローバーとの組合せを考慮した際に、飛行機に割り当てることができる質量を鑑みて設定した。ペイロード質量は、各エアロシェル

直径で設計可能な最大値から0までの範囲において一定間隔で変化させる。これにより、各エアロシェル直径に対して航続距離が最大となる最適な総質量を明らかにし、さらに、その際のペイロード質量と航続距離の関係を定量的に明らかにする。最後に、最適な総質量における各諸元を示す。

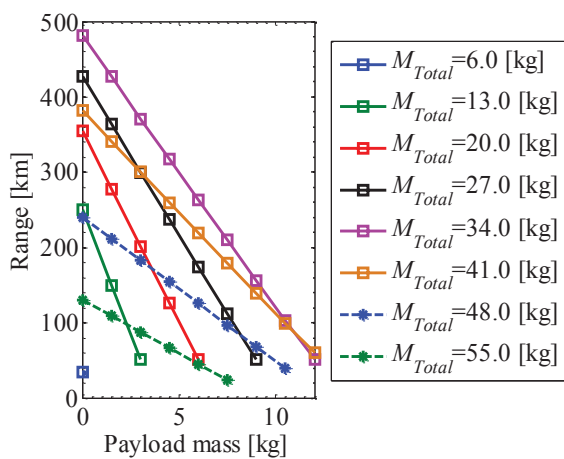
#### 5. 結果及び考察

総質量とエアロシェル直径を変化させた場合の、ペイロード質量と航続距離の関係を図5.1に示す。(a)及び(b)はそれぞれエアロシェル直径が2m及び3mの場合の結果である。総質量とエアロシェル直径を一定としたとき、ペイロード質量と航続距離の関係は傾きが負の一次関数となっている。これは、本設計手法では、総質量一定でペイロードを増やす場合の質量はバッテリー質量の削減によって賄われるからである。次に、エアロシェル直径とペイロード質量を一定とした場合を考えると、初めのうちは総質量を増加させるにつれ航続距離が伸びていくが、あるところで最大値を迎え、その後は減少している。設計結果のうち最大航続距離を示す総質量は、エアロシェル直径2m及び3mに対してそれぞれ17.5kg及び34.0kgだった。この傾向は、主翼のアスペクト比に関係している。図5.2にエアロシェル直径3mにおける総質量とアスペクト比の関係を示す。なお本設計では、総質量を一定とした時にアスペクト比はペイロード質量に依存しないため、どのペイロード質量でも図5.2のようになる。また、図5.3に、エアロシェル直径3mにおける各総質量の機体の質量内訳を示す。図5.2の通り、総質量が小さいうちは高いアスペクト比を維持できている。そのため高い空力特性を保ったまま機体を大型化し、図5.3の通りバッテリー積載量を増やすことができている。しかし総質量が34.0kgを超えるとアスペクト比が下がっている。これは主翼スパンが、エアロシェル直径と折り畳み段数から定まる最大スパンに達しており、スパン一定のまま翼面積を増やすために翼弦長を伸ばしているからである。アスペクト比の低下により空力特性は悪化する。図5.3より、総質量が34.0kgを超えた設計では、推進系の質量が大きくなっていることがわかる。この原因は、総質量増加に伴う抵抗の増加に加えて、アスペクト比の低下による抵抗係数自体の増加が影響し、必要推力が増加したためであると考えられる。これにより、総質量を増加させてもその増加分をバッテリー質量に充てることができず、航続距離が短くなっているといえる。つまり、本火星飛

行機的设计に関しては、高アスペクト比を維持できる範囲内で、エアロシェル直径に合わせて機体を大型化するのが航続距離の観点からは最適であるといえる。



(a) エアロシェル直径 2m



(b) エアロシェル直径 3m

図 5.1 総質量とエアロシェル直径を変化させた場合のペイロード質量と航続距離の関係

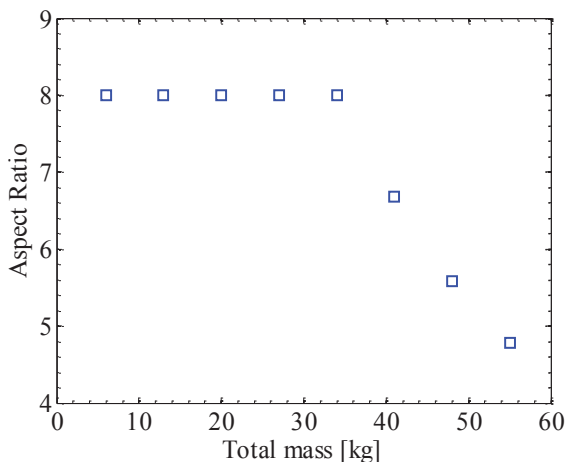


図 5.2 エアロシェル直径 3m における総質量とアスペクト比

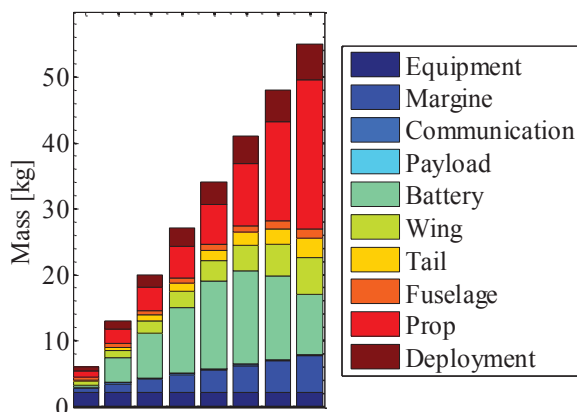


図 5.3 エアロシェル直径 3m における各総質量の機体の質量内訳

次に、各エアロシェル直径に対する最適な総質量での機体設計について述べる．ここでは代表的な値としてペイロードの質量は 3kg とする．各機体の諸元を表 5.1 に示す．エアロシェル直径が 2m 及び 3m の各機体の航続距離はそれぞれ 131km 及び 370km となった．図 5.4 に各エアロシェル直径における最適な総質量の機体の質量内訳を示す．どちらも推進系とバッテリーとペイロードが質量の大部分を占めている．特にエアロシェル直径が 3m の場合には総質量の約 3 割をバッテリーが占める設計となっている．図 5.5 に搭載機器質量の内訳を示す．(a)及び(b)はそれぞれエアロシェル直径が 2m 及び 3m の場合の結果である．搭

表 5.1 最適な総質量での機体諸元

項目	エアロシェル直径		単位
	2 m	3 m	
スパン	5.4	7.9	m
翼弦長	0.73	0.99	m
アスペクト比	7.4	8.0	-
主翼レイノルズ数	6.4	8.8	$\times 10^4$
抵抗	3.2	5.0	N
揚抗比	20	25	-
胴体長さ	0.89	1.07	m
胴体径	0.17	0.22	m
尾翼モーメントアーム	2.6	4.1	m
プロペラ直径	0.87	1.27	m
回転数	2934	2024	RPM
モータ出力	424	621	W
ペイロード出力	20	20	W
総出力	498	695	W
総質量	17.5	34.0	kg
バッテリー質量	2.5	10	kg
ペイロード質量	3.0	3.0	kg
航続距離	131	370	km
滞空時間	0.5	1.4	hours

載機器の合計質量は、それぞれ 9.6kg 及び 18.7kg となった。図 5.6 に平面形を示す。(a)及び(b)はそれぞれエアロシェル直径が 2m 及び 3m の場合の結果である。主翼は高アスペクト比となっている。また、右翼・左翼・尾翼がそれぞれ 1 段の折り畳みでエアロシェルに収納可能であることがわかる。

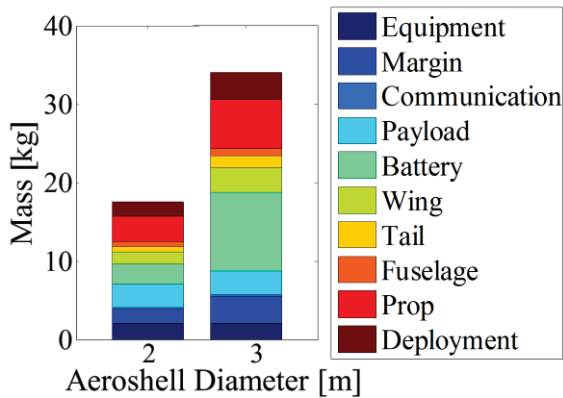


図 5.4 各エアロシェル直径における最適な総質量の機体の質量内訳

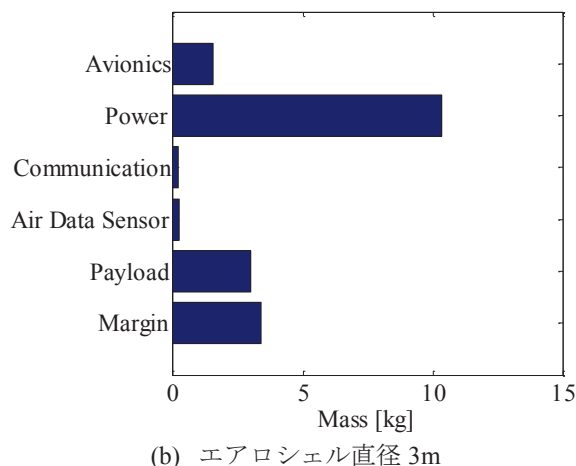
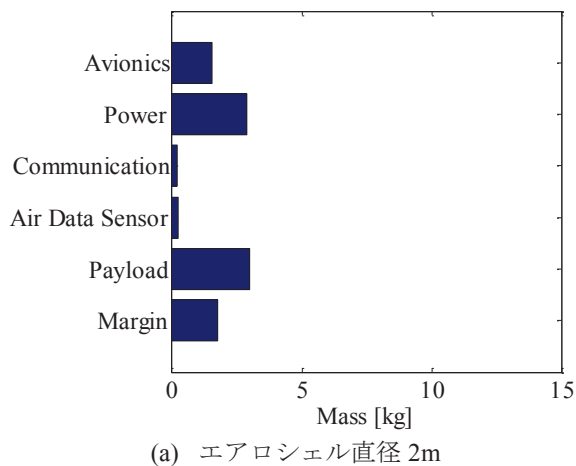
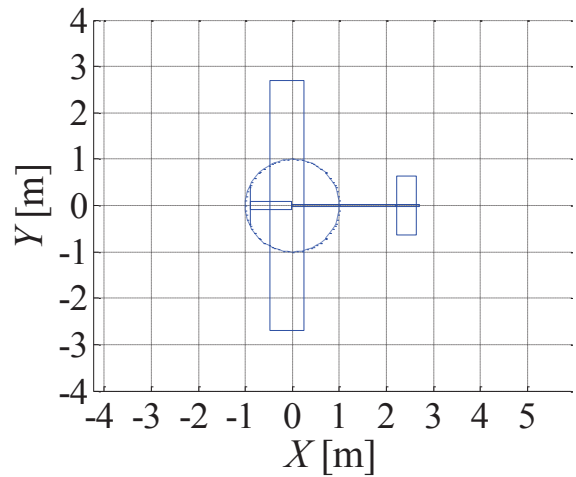
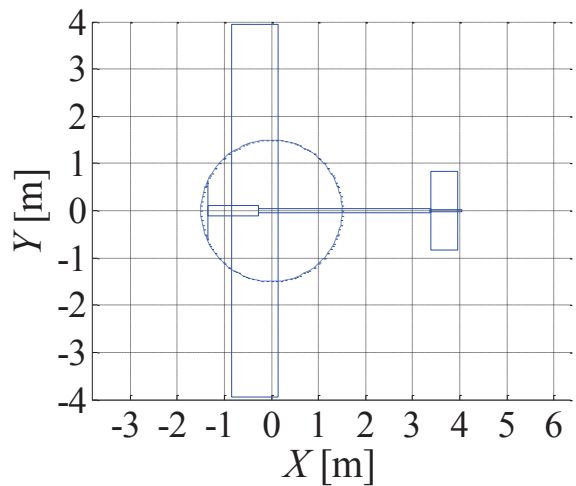


図 5.5 搭載機器質量内訳



(a) エアロシェル直径 2m



(b) エアロシェル直径 3m

図 5.6 平面形

## 6. おわりに

現在検討が進められている火星着陸探査技術実証機への搭載を目指した火星飛行機のプロトタイプ設計を行い、機体サイズ、ペイロード質量および航続距離に関するトレードオフ検討を実施した。その結果、サイエンスを実施する上で十分なペイロード質量及び航続距離を有する火星飛行機が、搭載可能な大きさで実現できることを示した。

本研究で得られた設計解の中では、エアロシェル直径が 2m 及び 3m の場合に対し、総質量が 17.5kg 及び 34.0kg の時に航続距離が最大となり、それらの航続距離はそれぞれ 131km 及び 370km となった。

ただし、今後の課題も 2 点ほど挙げられる。1 点目は推進系の検討である。本研究ではプロペラは 1 発、ブレードは 2 枚に固定して検討した。しかし、基数やブレード枚数を変えた場合に、特に総質量が大き

い条件での推進系質量の軽量化がどの程度可能であるかを今後調査する必要がある。2点目は、エアロシエル直径が小さい場合の検討である。本研究ではエアロシエル直径は2m及び3mの場合のみ取り扱ったが、より小さなエアロシエルに対しても検討を広げ、機体規模とミッション内容の関係を明らかにすべきである。

#### 参考文献

- 1) 尾川順子ら：火星複合探査計画 MELOS のミッション概要，第 53 回宇宙科学技術連合講演会，京都，1G06，2009.
- 2) 藤田和央ら：火星着陸探査技術実証機の検討，第 58 回宇宙科学技術連合講演会，長崎，1H09，2014.
- 3) Adkins C N and Liebeck R H.: Design of Optimum Propellers. Proc. of the AIAA 21st Aerospace Science Meeting, AIAA-83-0190, Reno, USA, 1983.
- 4) Suwa T, et al.: Aerodynamic Characteristics of a Triangular Airfoil at Low Reynolds Number and High-Subsonic Mach Number. Proc. of the 43rd Fluid Dynamics Conf., 2011, 1D09, Tokyo, Japan, 2011.
- 5) Shigeoka S, et al.: Variable-pressure Wind Tunnel Test on Low Reynolds Number Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wing, 8th Int. Conf. on Flow Dynamics, OS6-5, Sendai, Japan, 2011.
- 6) Fujita K, et al.: Conceptual Design of a Miniature, Propeller-Driven Airplane for Mars. Proc. of the 50th AIAA ASM, AIAA 2012-0847, Nashville, USA, 2012.
- 7) NASA, Glenn Research Center, Aerodynamics Index, Mars Atmosphere Model Metric Units, URL: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/atmosmrm.html> [cited 6 Dec 2013].
- 8) Fujita K, et al.: A Parametric study of the deployable wing airplane for Mars exploration, 29<sup>th</sup> congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 1.10.1, 2014.
- 9) Raymer D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series.
- 10) MATLAB, MathWorks, URL: <http://www.mathworks.com/products/matlab/>

火星探査航空機 WG メンバ

氏名	職位/資格	所属	氏名	職位/資格	所属
大山聖	准教授	宇宙科学研究所	浅井圭介	教授	東北大学
藤井孝藏	教授	宇宙科学研究所	小池勝	教授	大阪工業大学
安部隆士	教授	宇宙科学研究所	米本浩一	教授	九州工業大学
久保田孝	教授	宇宙科学研究所	越智廣志	教授	西日本工業大学
岡田達明	准教授	宇宙科学研究所	岡本正人	教授	金沢工業大学
戸田和朗	准教授	宇宙科学研究所	辻本良信	教授	大阪大学
高木亮治	准教授	宇宙科学研究所	平岡克己	教授	東海大学
小川博之	准教授	宇宙科学研究所	小松吾郎	研究教授	IRSPS
松岡彩子	准教授	宇宙科学研究所	足立修一	教授	慶應義塾大学
船木一幸	准教授	宇宙科学研究所	砂田茂	教授	大阪府立大学
野中聡	准教授	宇宙科学研究所	永井大樹	准教授	東北大学
山田和彦	助教	宇宙科学研究所	得竹浩	准教授	金沢大学
大槻真嗣	助教	宇宙科学研究所	宮本英昭	准教授	東京大学
竹内伸介	助教	宇宙科学研究所	金崎雅博	准教授	首都大学東京
富木淳史	助教	宇宙科学研究所	高藤圭一郎	准教授	西日本工業大学
豊田裕之	助教	宇宙科学研究所	佐伯和人	准教授	大阪大学
野々村拓	助教	宇宙科学研究所	出村裕英	准教授	会津大学
津田雄一	助教	宇宙科学研究所	清水久芳	准教授	東京大学
久木田明夫	主任開発員	宇宙科学研究所	平木講儒	准教授	九州工業大学
高橋優	主事補	宇宙科学研究所	石田良平	准教授	大阪府立大学
岡崎峻	主事補	宇宙科学研究所	東野伸一郎	准教授	九州大学
岩田直子	開発員	宇宙科学研究所	手塚亜聖	准教授	東京大学
嶋田貴信	開発員	宇宙科学研究所	福田紘大	講師	東海大学
福吉英由子	開発員	宇宙科学研究所	米澤宏一	助教	大阪大学
尾川順子	研究員	JSPEC	沼田大樹	助教	東北大学
片山保宏	主任	JSPEC	松本剛明	助教	九州工業大学
藤田和央	主幹研究員	研究開発本部	安養寺正之	助教	九州大学
元田敏和	主幹研究員	研究開発本部	小野雅裕	研究員	JPL
跡部隆	主任研究員	研究開発本部			
鈴木俊之	研究員	研究開発本部			
池田友明	研究員	研究開発本部			
高柳大樹	研究員	研究開発本部			



