

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成25年6月14日現在

機関番号：82645

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2011 ～ 2013

課題番号：23860076

研究課題名（和文） 火星探査航空機の実現に向けた低レイノルズ数三次元翼特性の解明

研究課題名（英文） Understanding Aerodynamic Characteristics of Three Dimensional Wing at Low Reynolds Numbers toward Realization of a Mars Airplane

研究代表者

安養寺 正之 (MASAYUKI ANYOJI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 プロジェクト研究員

研究者番号：70611680

研究成果の概要（和文）：

本研究では、地球の約 1/100 と非常に希薄な火星大気中を飛行する火星飛行機の実現を目指し、主翼および尾翼設計に必要な工学的設計指針を得るべく、三次元翼の設計パラメータと低レイノルズ数空力特性の関係を明らかにし、空力変化を引き起こす流体力学的要因に関する知見を得た。さらに火星飛行機の全機スケール機を用いた全機風洞試験を行った結果、低レイノルズ数領域では舵効き性能が悪化することが明らかとなったが、その主要因が尾翼翼型の空力非線形性であることを突き止め、適切な翼型によって舵効き性能の改善に成功した。

研究成果の概要（英文）：

To obtain engineering design guidelines of main wings or tails toward realization of a Mars airplane that flies in the very rare Martian atmosphere, the relationship between design parameters of a three dimensional wing and aerodynamic characteristics at low Reynolds numbers are clarified and knowledge about fluid dynamic mechanisms which causes aerodynamic changes is obtained. Besides, wind tunnel tests on aerodynamic characteristics of a Mars-airplane scale model are conducted. Effectiveness of control surfaces becomes low at low Reynolds numbers. This is due to nonlinear aerodynamic characteristics of a tail airfoil and the effectiveness of control surfaces is improved successfully by a proper tail airfoil.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
23年度	900,000	390,000	1,290,000
24年度	1,200,000	360,000	1,560,000
年度			
年度			
年度			
総計	2,100,000	750,000	2,850,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：流体力学

キーワード：火星飛行機、低レイノルズ数、三次元翼、剥離泡、翼端渦、舵効き

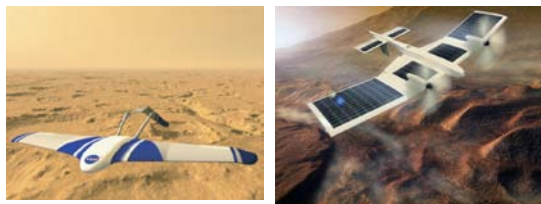
1. 研究開始当初の背景

近年、NASA や JAXA では火星の新たな探査手法として、固定翼を用いた”火星探査航空機(図 1)”の検討を進めている。火星探査航空

機が飛行する火星大気密度は地球の約 1/100 と非常に希薄であり、航空機を設計する上では極限環境となる。このような希薄大気中の飛行は低レイノルズ(Re)数領域となる。低 Re

数領域では翼上面の流れの剥離・再付着による剥離泡の形成・崩壊によって、翼型の揚力特性は非線形性が強く、また粘性効果による抗力増加により、その揚抗特性は大幅に悪化することが知られている。一方で三次元翼では翼端で発生する翼端渦が剥離せん断層と干渉するため翼上面の流れ場はさらに複雑となり、平面形によっても翼特性は異なると考えられる。さらに峡谷の断層面や標高差の大きな山岳地帯の画像撮影や地場観測を目指す火星探査航空機にとっては機体の制御性も重要であり、舵効き性能も要求される。しかし、航空機設計概念がほとんど存在しなかった飛行領域である $Re = 20,000$ 付近の舵効き性能に関する研究例などほとんど報告されておらず、その性能やメカニズムなど詳細は分かっていない。

非常に高効率で舵効き性能も優れた翼設計が鍵となる火星探査航空機では、設計パラメータと空力特性の関係および性能悪化を引き起こす流体力学的な機序の解明が重要となる。



(a) "Ares" [NASA] (b)火星飛行機 [JAXA]
図1 火星探査航空機概念図

2. 研究の目的

本研究では、火星探査航空機の翼設計に必要な技術的指針を得るため、低 Re 数領域において相似則に基づく三次元翼の設計形状パラメータと空力特性の関係および機体の安定性・制御性に対する舵効き性能を明らかにする。さらに揚抗特性の向上に繋がる効果的な方法論を提案していく。

さらに学術的知見の獲得を目指し、剥離せん断層と翼端渦の干渉など、翼周りの境界層の三次元構造を明らかにし、空力変化を引き起こすメカニズムを解明していく。

3. 研究の方法

火星のような低圧環境での飛行状態を模擬するため、本研究では惑星環境風洞(図2)を用いた低圧環境風洞計測を行っていく。これまでの一般的な低 Re 数風洞試験では、低速風洞を用いて流速を下げて、また試験模型を小さくすることで低 Re 数環境を実現してきた。これに対して、惑星環境風洞は周囲の環境を減圧して火星とほぼ同じ圧力環境下で、なおかつ試験模型の大きさも、より高い Re 数領域で一般的に使用されている風洞試験模型と同等のサイズで行うことができ、模

型の製作精度も確保される。さらに風洞内部の圧力と流速を変化することで容易に Re 数を変化できるため、従来の風洞では検証が難しかった非常に広範囲の Re 数効果を検証することが可能となる。



図2 火星の飛行状態を模擬する惑星環境風洞

この惑星環境風洞に、微小力空力計測技術や「蛍光油膜法」などの先進流体計測技術を導入することで低 Re 数領域の空力計測及び翼周りの流れの可視化を行う。

三次元翼特性を調べるため、三種類の平面形(矩形翼、楕円翼、デルタ翼)でアスペクト比(AR)が0.5から6まで異なる風洞模型(図3)を使用する。これにより平面形、アスペクト比など三次元翼形状をパラメトリックに変化させて、空力特性に対する翼形状効果を明らかにしていく。さらに Re 数を60,000から5,000まで変化させ、幅広い Re 数領域における Re 数効果を検証する。



図3 三次元翼模型 (矩形翼、楕円翼、三角翼： $AR = 0.5 \sim 6$)

また舵効き性能を調べるため、本研究ではJAXAで検討されている火星飛行機の全機モデル(図4)を低 Re 数全機形状の代表として使用し、エレベータ、エルロン、ラダーの効きについて評価する。



図4 火星飛行機の全機風洞試験模型
なお舵効きの評価については図5に示すような舵面付きの翼型模型を使用した要素試

験を行う。これにより舵効き性能に支配的な流れ場のメカニズムを明らかにしていく。

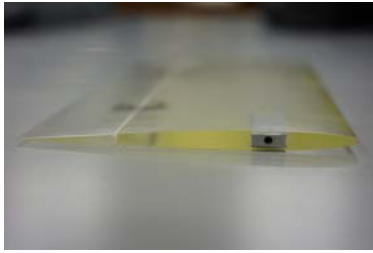
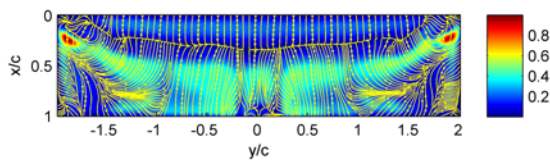


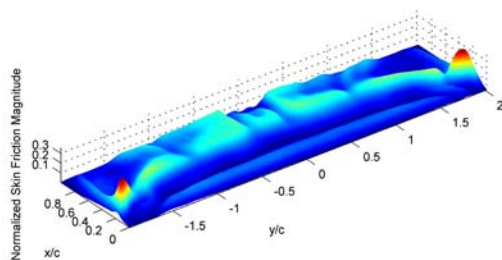
図 5 舵効き評価模型

4. 研究成果

三次元翼の空力特性に対する形状依存性と Re 数依存性を評価したが、形状に関係なく Re 数変化させても空力性能にはほとんど影響せず、 Re 数依存性はほとんどないことが分かった。通常、二次元翼では $Re < 20,000$ 以下では Re 数効果が見られ始め、翼型によって性能が逆転したりする傾向を持つが、その傾向は示さず、三次元翼特有の現象が現れた。この三次元性の影響としては、翼端渦の干渉が関連していると考えられる。図 6 に油膜法による矩形翼面上の流れ構造及び摩擦応力分布を示す。前縁には前縁剥離渦が形成されるが翼端付近では二次元性が崩れ、さらに強いせん断領域が形成されている。これにより翼上面の圧力分布は二次元翼と比較すると下がると考えられる。翼端渦が剥離せん断層に干渉することで、翼上面の流れ場は混合が促進され、剥離した後でも空力性能としては安定化することが示唆される結果となった。



(a) 流線構造



(b) 摩擦応力分布

図 6 蛍光油膜法による矩形翼面上の流れ場

一方で平面形の違いによっては特徴的な性能を示した。図 7 に $Re = 20,000$ における三つの平面形の揚力特性の比較を示す。矩形翼や楕円翼に比べると揚力傾斜はやや小さい

ものの、2 倍も高い失速角まで揚力は上昇し続け、さらに失速角以上の高迎角であってもほぼ最大揚力値を維持し続ける。さらに三角翼は抗力も比較的小さいため、矩形や楕円よりも揚力が小さいにも関わらず揚力抗力比は矩形翼と同等で、かつ楕円翼よりも優れた特性を持つ。矩形翼や楕円翼面上に形成される前縁剥離泡は比較的低迎角で崩壊して失速に入る。一方、三角翼では縦渦である前縁剥離渦が形成され、迎角 20deg 付近の高迎角まで翼上面に定在する。この前縁剥離渦が高迎角まで残る作用によって翼上面の負圧領域を維持し、失速が遅れると考えられる。これまでの低 Re 数領域の二次元翼の研究では、前縁剥離泡の形成による揚力向上が主流であった。しかし、デルタ翼で形成されるような二次元翼では見られない前縁剥離渦を利用することで失速特性を改善することができることを明らかにした。

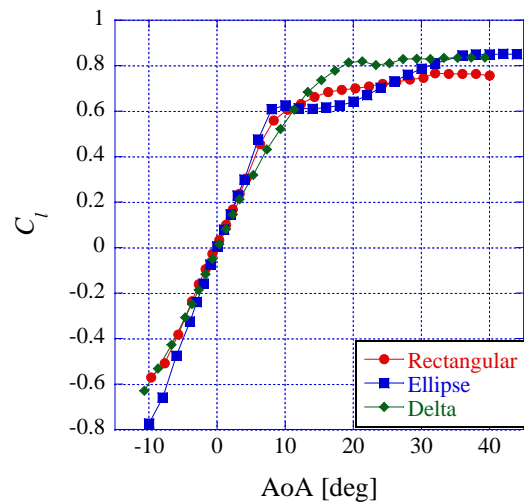
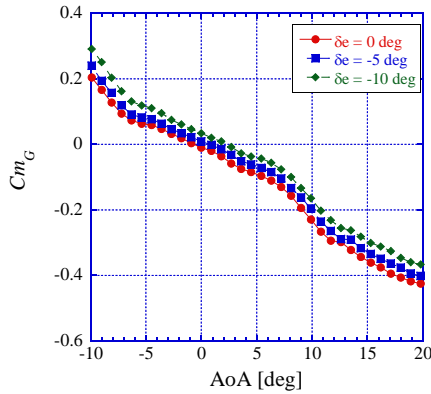


図 7 平面形の違いによる空力性能の変化 ($Re = 20,000, AR = 4$)

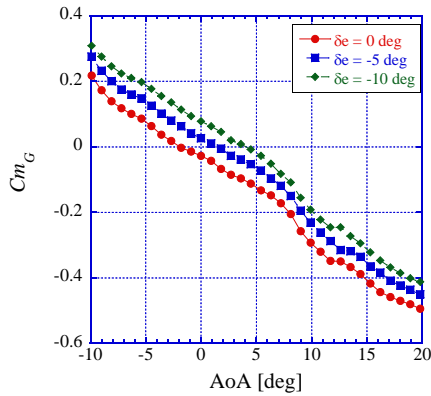
さらに、JAXA で設計された火星探査航空機のスケールモデルを用いた全機風洞試験を行い、低 Re 数領域における機体の安定性や各舵面の効きを明らかにした。特に舵効きに関しては、当初、エレベータの効が悪く、機体の縦の制御性が非常に低いという問題があった。これに対して要素試験として舵面付きの二次元翼で検証した結果、尾翼の翼型依存性が強く、翼型自体が持つ揚力の非線形性や翼面上の剥離点と舵面との位置関係が主要因であることを突き止めた。これを踏まえ、尾翼翼型を薄翼でかつ、前縁剥離泡を形成する平板翼型にすることで舵効き性能の大幅な改善に成功した(図 8)。

本研究の結果、火星飛行機の三次元翼設計に必要な技術的指針だけでなく、空力変化を引き起こす流れ場のメカニズムを明らかにした。また本研究を通して、低圧風洞を利用

した低 Re 数流体計測法が確立された。これらの計測技術と得られた結果は、今後、火星飛行機を始めとする低 Re 数領域で高性能な翼の開発や同じ Re 数領域である昆虫の飛翔などバイオメカニクス分野の研究などに対しても有益な知見となり、応用研究へ発展することが期待される。



(a) NACA0009



(b) 1.3% 平板翼

図 8 尾翼翼型の違いによる全機ピッチングモーメントの比較

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 (計 0 件)

〔学会発表〕 (計 14 件)

- ① M. Anyoji, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, K. Nose, D. Numata, H. Nagai, K. Asai, Aerodynamics Characteristics of Ishi Airfoil at Low Reynolds Numbers, Eighth International conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, 2011.
- ② 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, 愛媛, 2011.
- ③ 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特性への影響, 第 25 回数値流体力学シンポジウム, 大阪, 2011.

- ④ 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.
- ⑤ 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, 別府, 2012.
- ⑥ 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, 米本浩一, 浅井圭介, 藤井孝藏, 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.
- ⑦ 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, 米本浩一, 浅井圭介, 藤井孝藏, 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, 相模原, 2012.
- ⑧ 永井大樹, 大山聖, 得竹浩, 竹内伸介, 安養寺正之, 火星探査航空機の地上における高高度飛行実証試験, 第 50 回飛行機シンポジウム, 新潟, 2012.
- ⑨ 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.
- ⑩ 安養寺正之, 永井大樹, 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.
- ⑪ 日高秀徳, 安養寺正之, 永井大樹, 大山聖, 岡本正人, 火星飛行機の全機模型低速風洞試験, 日本航空宇宙学会 第 44 回年会講演会, 東京, 2013
- ⑫ 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, 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, , Japan, 2013.
- ⑬ 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 4 5 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, 東京, 2013
- ⑭ M. Anyoji, T. Liu, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, Effect on Wing Planform on Aerodynamic

Characteristics at Low Reynolds Numbers using a Low Density Wind Tunnel, 43th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, San Diego, California, 2013.

〔図書〕（計0件）

〔産業財産権〕

○出願状況（計0件）

名称：
発明者：
権利者：
種類：
番号：
出願年月日：
国内外の別：

○取得状況（計0件）

名称：
発明者：
権利者：
種類：
番号：
取得年月日：
国内外の別：

〔その他〕

ホームページ等

6. 研究組織

(1) 研究代表者

安養寺正之 (MASAYUKI ANYOJI)
独立行政法人宇宙航空研究開発機構
宇宙科学研究所・プロジェクト研究員
研究者番号：23860076

(2) 研究分担者

()

研究者番号：

(3) 連携研究者

岡本正人 (MASATO OKAMOTO)
金沢工業大学 工学部・教授
研究者番号：70462124

(4) 研究協力者

日高秀徳 (HIDAKA HIDENORI)
金沢工業大学大学院・工学研究科・修士二年