

研究種目：基盤研究（A）
 研究期間：2006～2008
 課題番号：18206086
 研究課題名（和文） 惑星大気圏飛行のための実気流風洞試験技術の研究開発
 研究課題名（英文） Development of Wind Tunnel Technology for Simulating Planetary Atmospheric Flight
 研究代表者
 浅井 圭介（ASAI KEISUKE）
 東北大学・大学院工学研究科・教授
 研究者番号：40358669

研究成果の概要：

本研究では火星大気中における翼周りの流れ場を模擬する特殊風洞（火星大気風洞）の設計製作と計測技術の開発に取り組んだ。この風洞は真空チャンバとその中に設置された吸込式風洞、内圧調整用のバッファタンクからなり、超音速エジェクターで駆動される。検定試験の結果、チャンバ内部の圧力を調整することで 10^4 から 10^5 までの広い範囲のレイノルズ数を模擬可能なこと、1kPa の低圧で最高マッハ数 0.7 の高速を達成できることを確認した。合わせて、火星大気環境下で使用できる速度場、圧力場の計測技術を開発し、JAXA が検討を進めている火星飛行機の翼性能試験にこれらの風洞技術が有用であることを実証した。

交付額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2006年度	22,500,000	6,750,000	29,250,000
2007年度	11,700,000	3,510,000	15,210,000
2008年度	4,300,000	1,290,000	5,590,000
年度			
年度			
総計	38,500,000	11,550,000	50,050,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙流体，風洞試験，流体計測，流体制御，火星飛行機

1. 研究開始当初の背景

近年、NASA や JAXA では火星探査のために大気中を飛行する「火星飛行機」を用いたミッションが検討されている。火星飛行機は従来の地上走行式のローバーより行動範囲が広く、衛星による軌道上からの観測より分解能が高く、断層や峡谷などの起伏に富んだ地形の観測に適している。しかし一方で、火星大気中に飛行機を飛ばすには通常の飛行機とは違う設計が求められる。火星大気は主

として二酸化炭素(CO₂)で構成され、地表での大気圧はわずか 0.7 kPa に過ぎない。また、地球に比べて気温が低い（平均で 210 K (-63°C)）。このため火星飛行機は地球を飛行する同等の航空機よりレイノルズ数が小さく、マッハ数が高くなる。翼の揚抗比は Re 数が $10^4 \sim 10^5$ 範囲で悪化することが知られており、また、このような低レイノルズ数では、亜音速飛行の際、翼面上に擬似衝撃波が発生することもある。このような複雑流れを

模擬するため、火星大気での飛行状態を再現できる特殊風洞の開発が求められていた。

2. 研究の目的

本研究の目的は火星大気中を飛行する翼の空力特性を実験的に調べる風洞装置と各種の計測技術を開発することである。具体的には、火星大気中での実飛行環境を模擬できる火星大気風洞の設計製作と、そのような環境下で圧力場や速度場が2次元的に測定できる新しい計測技術の開発に焦点をおく。また、合わせて、火星飛行機の翼面流れの剥離制御に適すると考えられている「プラズマ・アクチュエータ」の火星大気環境下における特性を実験的に調べ、その有効性を評価する。

3. 研究の方法

火星大気風洞を設計するにあたり、以下の3つの基本方針を立てた。

- (1) 実際の火星大気と同じ状態（低圧、低温、二酸化炭素）が模擬できる風洞であること。
- (2) レイノルズ数、マッハ数を広い範囲で可変できること。
- (3) 乱れが小さく、亜音速においても壁干渉が無視できる(修正できる)こと。

表1に本風洞の仕様を示す。様々な形式の風洞を比較検討した結果、エジェクター駆動型の吸込み式風洞を真空チャンバの内部に設置するという風洞形式を考え出した(図1, 2)。風洞本体をこのように配置することで、低圧化、低温化、CO₂へのガス置換が容易になる。吸込み式風洞には気流乱れが小さいという特徴があり、測定精度が向上する。風洞の駆動はエジェクターによって行い、高压空気の供給量を変えることで風速を制御する。風洞実験では、速度、圧力・温度などの物理量の計測が必要であるが、1 kPa という低圧では従来の方法が使えない。そこで、本研究では、スモークワイヤ法による速度場計測法と火星大気用感圧塗料 (PSP) による模型表面圧力場計測法の2つの計測手法の開発に取り組んだ。前者では煙の移動量から画像的に速度場が求まる。また後者では、色素の発光強度が酸素濃度によって変化する現象(消光現象)を利用して圧力が計測される。

4. 研究成果

(1) 初期運転による制御系調整の結果、設計通り圧力 1kPa でマッハ数 0.7 を超える高亜音速の流れが誘導できることを確認した(図3参照)。また、圧力を 1~100 kPa まで広範囲に変化させた時の風洞の気流特性(運転時時間履歴、速度一様性など)を詳細に調べた結果、総圧を大きく変化させても広い領域で一様流が得られることが確かめられた。図4に示す通り、火星大気状態に近い総圧

表1 火星大気風洞の設計仕様

試験模型	2次元翼(翼弦長:50mm)
総圧	1~20 kPa
総温	200~300 K
マッハ数	0~0.7
レイノルズ数	10 ⁴ ~10 ⁵
乱れ強さ	0.5%以下
駆動気体	Air / CO ₂



図1 火星大気風洞の全体構成



図2 真空チャンバ内の風洞本体

1kPa において、測定部中心位置における速度分布のばらつきは 2%以下、静圧勾配はほぼ 0 (0.006Pa/mm) である。

(2) 希薄・低温環境で使用できる光学的圧力計測技術として、Pd または Pt のポルフィリンを色素とし、ポリトリルメチルシリルプロピン(PTMSP)と呼ばれる多孔性高分子をバインダとした感圧塗料サンプルを作成し、火星大気と同じ低温・低酸素([O₂]=1000ppm程度)環境において系統的な較正試験を行った。その結果、この塗料の圧力感度が-40℃から+20℃の範囲ではあまり温度に依存せず、火星風洞での実験に適していることを明

らかにした。

(3) 希薄流の速度場を求める方法として、スモークワイアの煙の移動量から画像的に速度場を求める方法を考案した。この手法は画像間の輝度(濃度)変化の割合から速度場を求める Optical Flow 法を応用したもので、煙の可視化画像の時系列データから光路に沿った速度の平均値が計算できる。この手法を用いて圧力 1kPa の希薄状態でプラズマ・アクチュエータの誘導速度場を測定することに成功した。

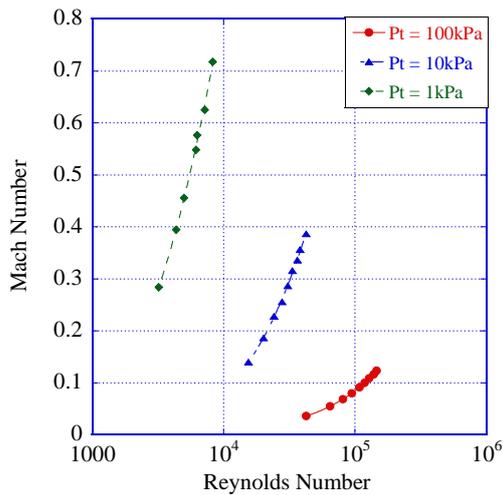


図3 火星大気風洞の試験可能範囲

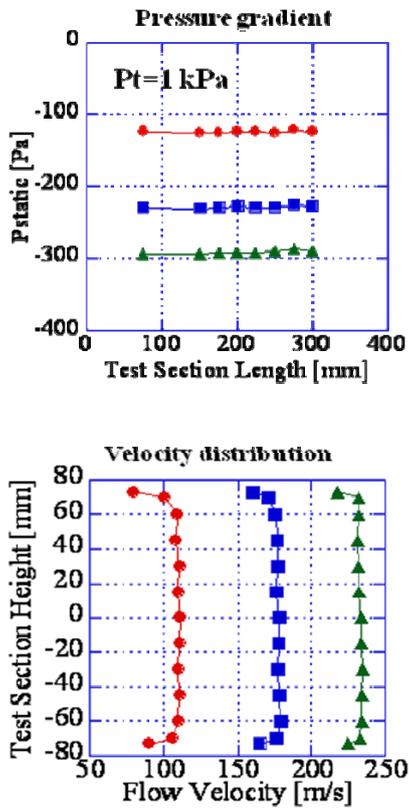


図4 測定部気流の検定結果
(上：静圧勾配，下：断面速度分布)

(4) 翼面流れの制御手段の一つである DBD 型プラズマ・アクチュエータの特性試験を、火星大気を模擬したチャンバを用いて行った。実験の結果、1kPa という希薄な CO₂ 環境下においても流れが誘起されることが確認され、プラズマ・アクチュエータが火星大気環境で翼面流れを制御する有効な手段になりうるということがわかった。また、下流に位置する被服電極をプラズマが覆う面積と気流の誘起速度の間に相関があることがわかり、火星大気中での使用する場合の電極配置や寸法に対する設計指針を得た。

(5) 現在 JAXA では 2017 年ミッションを目指して飛行体型探査機の検討が進められているが、本風洞の試験範囲はこの探査機の飛行条件をカバーしている。本研究により、火星大気風洞がこれらの火星飛行機の開発に必要な翼性能データの取得やプラズマ・アクチュエータなどの制御デバイスの設計に有効な研究道具となることが確かめられた。

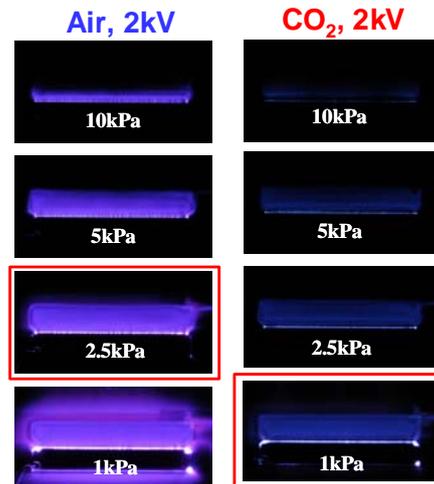


図5 プラズマ・アクチュエータ動作時の放電の様子 (駆動電圧 2kV)

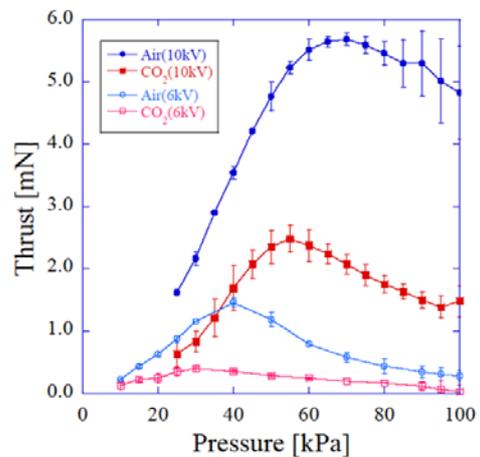


図6 推力に対する圧力と気体組成の影響

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計8件)

- ① 依田大輔、永井大樹、浅井圭介、“多孔質膜を用いた差圧応答型PSPの開発”、可視化情報学会論文集、Vol.28, No.4, pp 21-26 (2008) 査読あり
- ② T. Hyakutake, I. Okura, K. Asai, H. Nishide, ”Dual-mode oxygen-sensing based on oxygen-adduct formation at cobaltporphyrin-polymer and luminescence quenching of pyrene: an optical oxygen sensor for a practical atmospheric pressure,” *J.Mater. Chem.*, 18, 917-922 (2008) 査読あり
- ③ J. Gregory, K. Asai, M. Kamada, T. Liu and J. Sullivan, “A review of pressure sensitive paints in hypersonic and unsteady flows,” *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 222, Part G, pp. 249-290 (2008) 査読あり
- ④ H. Nagai, R. Naraoka, K. Sawada, and K. Asai, “Pressure-Sensitive Paint Measurement of Pressure Distribution in a Supersonic Micronozzle”, *AIAA Journal*, Vol.46, No.1, 215-222 (2008) 査読あり
- ⑤ M. Obata, M. Morita, K. Nakase, K. Mitsuo, K. Asai, S. Hirohara, S. Yano, “Synthesis and photophysical properties of Rhodamine B dye-bearing poly (isobutyl methacrylate-co-2,2,2-trifluoro ethylmethacrylate) as a temperature-sensing polymer film”, *J. Polym. Sci. Part A: Polymer Chemistry*, 45(14), 2876-2885 (2007) 査読あり

[学会発表] (計12件)

- ① ANYOJI, M., NAGAI, H. and ASAI, K., “Development of low density wind tunnel to simulate atmospheric flight on Mars”, 47th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, AIAA-2009-21517, Orlando, Florida (USA) (2009年1月7日)
- ② TAKAGAKI, M., ISONO, S., NAGAI, H., ASAI, K., “Evaluation of Plasma Actuator Performance in Martian Atmosphere for Applications to Mars Airplane”, 38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA 2008-3762, Seattle, Washington (USA) (2008年6月23日)
- ③ T. Sato, H. Nagai, K. Asai, “Designing of the Mars Wind Tunnel to Simulate Low Reynolds Number and High Subsonic

Flow in the Mars Atmosphere,” 4th International Conference on Flow Dynamics, Sendai International Center, Sendai (2007年9月27日)

- ④ S. ISONO, M. TAKAGAKI, H. NAGAI, and K. ASAI, “Investigation of the plasma actuator performance on the Martian atmosphere,” 4th International Conference on Flow Dynamics, Sendai International Center, Sendai, Sept. 26-28, (2007年9月26日)

[図書] (計4件)

- ① 「MEMS/NEMS工学大全」株式会社テクノシステム、執筆ページ「第8章 10節 宇宙、飛行機」, 1028-1037, 共著:永井大樹、浅井圭介(2009)
- ② Nano-Mega Scale Flow Dynamics for Advanced Aerospace Technology (The 21st Century COE program International COE of Flow Dynamics Lecture Series, Vol. 11), 1-45, Tohoku University Press, 共著:Keisuke ASAI, Hiroki NAGAI (2008)
- ③ 「機能性色素の合成と応用技術」(株)エムシー出版、執筆ページ「第2編 応用編 第10章 色素センサーの開発」, 292-305, 共著:浅井圭介、永井大樹(2007)

[産業財産権]

○出願状況 (計1件)

名称: 光学的差圧計測手法および光学的差圧センサー

発明者: 永井 大樹、浅井 圭介

権利者: 同上

種類: 特許

番号: 特願2007-191118

出願年月日: 平成19年7月23日

国内外の別: 国内

6. 研究組織

(1) 研究代表者

浅井 圭介 (ASAI KEISUKE)

東北大学・大学院工学研究科・教授

研究者番号: 40358669

(2) 研究分担者

永井 大樹 (NAGAI HIROKI)

東北大学・大学院工学研究科・准教授

研究者番号: 70360724

(3) 連携研究者

澤田 恵介 (SAWADA KEISUKE)

東北大学・大学院工学研究科・教授

研究者番号: 80226068

澤田 秀夫 (SAWADA HIDEO)

(独) 宇宙航空研究開発機構・研究員

研究者番号: 30344245