

補助事業番号 2025M-382

補助事業名 2025年度 三音速低圧風洞の構築と機能性分子センサによる流体計測 補助事業

補助事業者名 名古屋大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻 空力・推進講座流体力学研究グループ 助教 永田貴之

1 研究の概要

三音速低圧風洞の構築と機能性分子センサによる流体計測により、火星探査航空機や通信衛星を代替する高高度無人機等に関連する圧縮性低レイノルズ数流れの実験計測を可能にする。これまで実験計測が難しかった領域での計測を可能にすることで流体現象の理解を大幅に進め、既存の知見のみでは実現できない高性能な翼型の設計指針を得るための基盤を構築する。はじめに、低圧かつ亜音速から超音速の幅広い速度域での風洞試験を可能にする三音速低圧風洞を構築する(図1)。この風洞は下流側の大型真空槽を低圧源とする吸い込み式風洞であり、亜音速から遷音速領域では試験部下流に設置するチョークノズルにより流量を制限してマッハ数を調整し、超音速領域では試験部上流に超音速ノズルを設置することでマッハ数を調整する。さらに、風洞の吸い込み口に小型の真空槽を接続することで風洞総圧を低下させる(図2)。上流側真空層の圧力が所定の圧力となるように圧力制御機能付きのバタフライバルブで調圧しながら大気吸い込みを行うことで、亜音速、遷音速、超音速領域の3領域において任意の風洞総圧で試験を行うことができる装置となる。

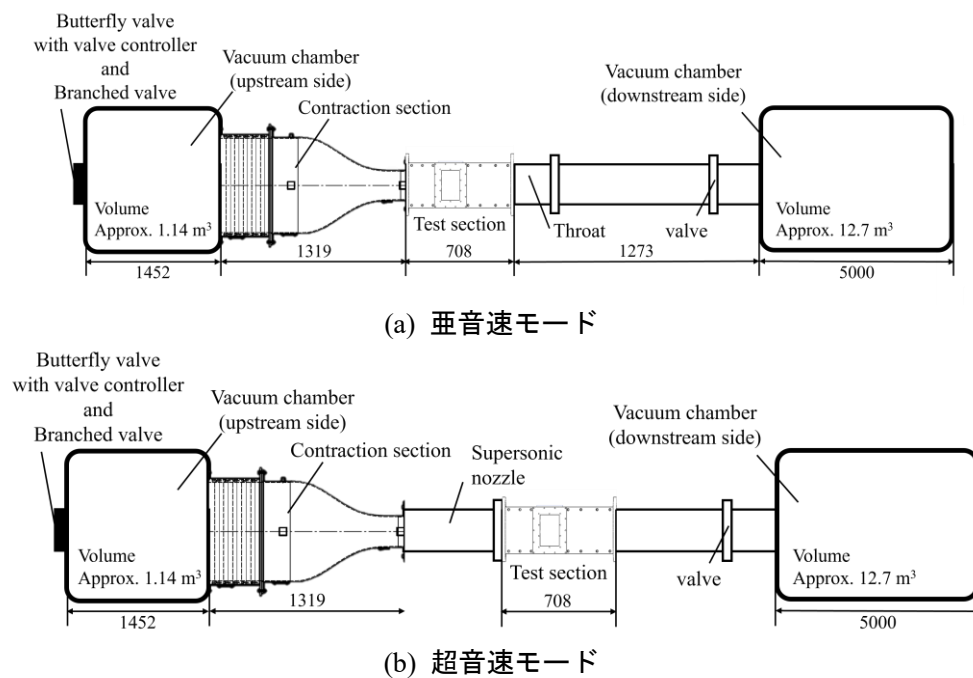


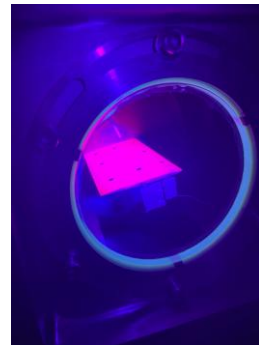
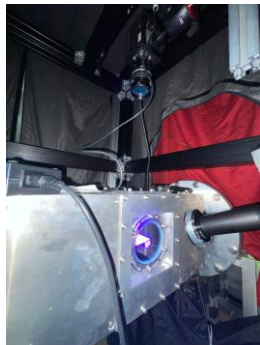
図1 構築した風洞の模式図.



(a) 上流側真空槽と圧力制御付きバタフライバルブ (b) 上流側真空槽内部(縮流胴側)
バルブ(大気吸い込み側)

図2 本事業で取得した上流側真空槽および調圧用圧力制御付きバタフライバルブ.

計測では、低圧環境において高速な流体現象を高解像度に可視化計測するために、機能性分子センサを用いた流体場の可視化計測、感圧塗料および感温塗料計測を行う。感圧/感温塗料は、紫外線を吸収して発光し、かつその強度が圧力や温度に依存する白金ポリフィリン等の色素を利用する。そのような色素を高分子ポリマーおよび酸化チタン粒子に混合した塗料を作成し、模型に塗布して風洞試験中の発光強度分布を計測することで模型表面の圧力分布や温度分布の計測を可能にする。



(a) 感圧塗料計測中の様子。画面右側に励起光源，上側にカメラが配置されている (b) 感圧塗料が塗布されたNACA0006翼型。
紫外線で励起され発光している様子

図2 感圧塗料計測の様子.

2 研究の目的と背景

三音速低圧風洞の構築と機能性分子センサによる流体計測により、火星探査航空機や通信衛星を代替する高高度無人機等に関連する圧縮性低レイノルズ数流れの実験計測を可能にし、流体現象の理解を大幅に進めることで、低圧環境下において既存の知見では実現できない高効率な翼型の設計を実現する基盤を構築する。

3 研究内容

(1) 風洞設計

低圧環境で試験が可能な風洞は世界にいくつか存在するが、レイノルズ数やマッハ数を独立に設定でき、かつ流れ場の可視化計測ができる風洞は事業者のグループ以外が運用してきた火星大気風洞以外は恐らく存在しない。さらに、遷音速や超音速条件でこれが行える風洞は存在しない。遷音速や超音速条件での流れ場の可視化計測が可能な低圧風洞の実現にあたっては、低圧環境で高速風洞試験が可能になるだけでなく、可視化計測を意識した設計を行う必要がある。

本事業で構築する風洞は一般的な風洞とは気流特性や構成要素含めて大きく異なる。特に、既存の風洞には存在しない総圧制御用の調圧弁については風洞全体の動作特性を大きく左右するため、制御パラメタが通風時間や気流特性へ与える影響を注意深く評価する必要がある。また、超音速ノズルや試験部においても、その壁面に発達した境界層の影響でマッハ数や静圧勾配が影響を受けると考えられるため、その影響を補償する設計と評価が必要である(図4)。

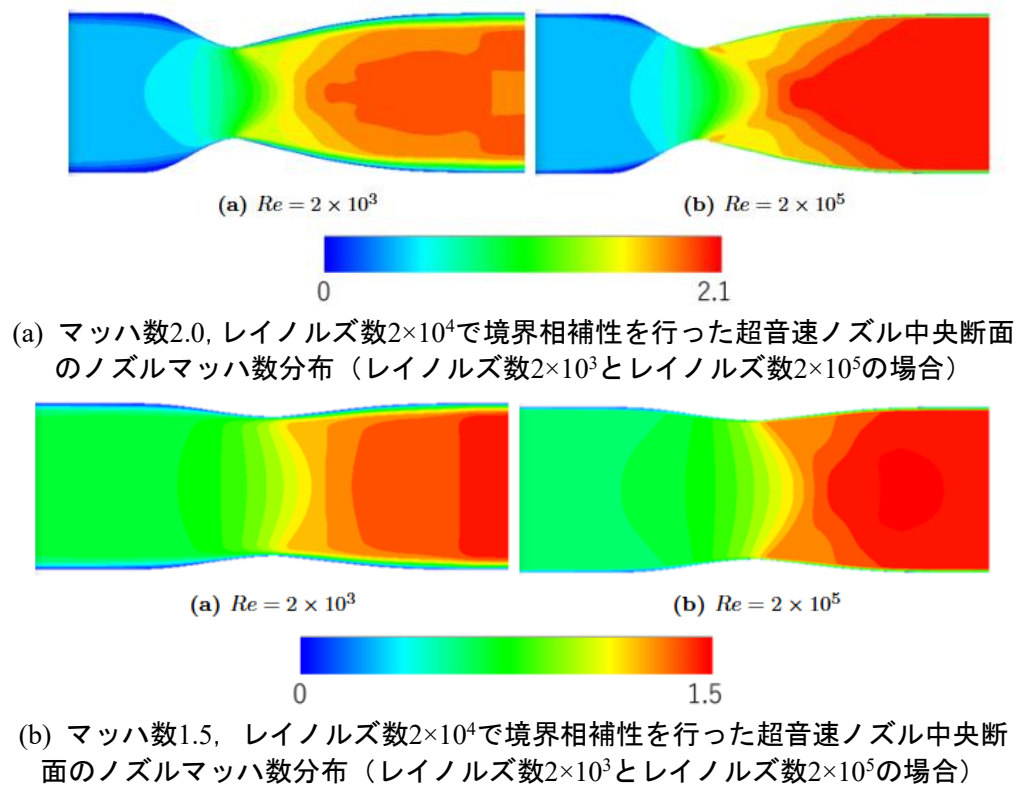


図4 境界層補正適用後のノズル内マッハ数分布.

4 本研究が実社会にどう活かされるか—展望

実社会から膨大な需要がある実験ができるとは言えない(そのような風洞は既に世の中に数多く存在する)が、非常に独自性が高い風洞であるため、この風洞でしか実現できない試験は一定程度存在、あるいは今後需要を創出できると考えている。次世代の火星探査ヘリコプターはそのローターブレード先端で音速を超える運用も検討されている。このような運用が可能になれば、観

測機器などの搭載重量が増加し、探査航空機としての性能を格段に向上できる。また、地球環境においては、高高度航空機による衛星通信の代替など、これまで宇宙空間の利用に頼ってきた技術を航空機で代替する技術の発展につながる。また、事業者が当初想定していなかった目的ではあるが、民間企業からの依頼により当該設備での試験を既に行っている。

5 教歴・研究歴の流れにおける今回研究の位置づけ

事業者はこれまでも火星航空機や高速流中の微粒子周り流れなど、圧縮性低レイノルズ数流れの研究に一貫して取り組んできた。火星航空機に関連する翼周り流れや基礎形状周り流れは、実験計測に関しては設備の都合上亜音速流れまでの研究にとどまっていたが、本事業で構築した風洞装置により、遷音速および超音速流れに関しても研究が可能となる。これまでの知見を活かしつつこれまで踏み込めていなかった条件に踏み込むことができるようになる他、計測は更に困難になるため、新しい計測手法の研究やデータ解析手法の研究など、新たな研究要素を生む基盤ともなる。実社会から膨大な需要があるとは言えないが、非常に独自性が高い風洞であるため、この風洞でしか実現できない試験は一定程度存在しており、企業との共同研究でもすでに利用されているなど、事業者の研究活動に既に大きな貢献があり、今後もこの装置の活用の幅は広がっていくと考えている。

6 本研究にかかわる知財・発表論文等

堀内 琉敏, 野々村 拓, 永田 貴之, 「低圧風洞向け超音速ノズル内流れの数値計算による評価」, 日本機械学会東海支部第75期総会・講演会, 愛知, 2026年3月。

佐藤 友理, 重田 直賢, 堀内 琉敏, 野々村 拓, 永田 貴之, 「火星大気風洞2.0における試験時間測定」, 第58回流体力学講演会／第44回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 鳥取, 2026年6月発表予定。

永田 貴之, 佐藤 友理, 堀内 琉敏, 重田 直賢, 野々村 拓, 「名古屋大学火星大気風洞2.0の仕様と構築状況について」, 第58回流体力学講演会／第44回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 鳥取, 2026年6月発表予定。

7 補助事業に係る成果物

遷音速および超音速での低圧風洞試験が可能な設備および構築技術
数値計算による矩形2次元超音速ノズルの境界相補性ツール

8 事業内容についての問い合わせ先

所属機関名: 東海国立大学機構名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻(トウカイコクリツダイガクキコウナゴヤダイガクダイガクインコウガクケンキュウカコウクウウチュウコウガクセンコウ)

住 所: 〒464-8603

愛知県名古屋市千種区不老町

名古屋大学 東山キャンパス 航空・機械実験棟305号室

担 当 者 助教 永田 貴之(ナガタ タカユキ)

担 当 部 署: 空力・推進講座 流体力学研究グループ(クウリキ・スイシンコウザ リュウタイ
リキガクケンキュウグループ)

E - m a i l: nagata.takayuki.x7@f.mail.nagoya-u.ac.jp

U R L: <https://www.fdl.mae.nagoya-u.ac.jp/>