



我が国独自の超音速飛行機やスペースプレーン開発のための飛行実験研究創生事業における空力実験装置複合体の構築

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2007-05-16 キーワード (Ja): キーワード (En): wind tunnel, aerodynamics, spaceplanes, flight experiment, supersonic 作成者: 溝端, 一秀, 棚次, 亘弘, 杉山, 弘, 新井, 隆景, 湊, 亮二郎 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/60

我が国独自の超音速飛行機やスペースプレーン開発のための飛行実験研究創生事業における空力実験装置複合体の構築

その他（別言語等）のタイトル	Construction of an Aerodynamic Experiment Facility Complex in a Flight Experiment Research Activity Creation Project, for Prospective Development of Japan's Own Supersonic Air-and Spaceplanes
著者	溝端 一秀, 棚次 亘弘, 杉山 弘, 新井 隆景, 湊 亮二郎
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	54
ページ	11-19
発行年	2004-11
URL	http://hdl.handle.net/10258/60

我が国独自の超音速飛行機やスペースプレーン開発のための 飛行実験研究創生事業における空力実験装置複合体の構築

溝端 一秀*¹, 棚次 亘弘*², 杉山 弘*¹, 新井 隆景*¹, 湊 亮二郎*¹

Construction of an Aerodynamic Experiment Facility Complex in a Flight Experiment Research Activity Creation Project, for Prospective Development of Japan's Own Supersonic Air- and Spaceplanes

Kazuhide MIZOBATA, Nobuhiro TANATSUGU, Hiromu SUGIYAMA,
Takakage ARAI, and Ryojiro MINATO

(論文受理日 平成 16 年 8 月 25 日)

Abstract

With the aims of leading and supporting the development studies on supersonic air- and spaceplanes at JAXA, a 21st-century center-of-excellence program project "Research and Development of Technology Basis for Next Generation Space Transportation Systems" and its revision "A Flight Experiment Research Activity Creation Project" have been proposed. As their precursors, some wind tunnel elements in the proposed Aerodynamic Experiment Facility Complex are being constructed. One is a small-scale blowdown/indraft supersonic wind tunnel with rectangular nozzle flows of Mach 2 and 4 and of 80mm×80mm dimension. Another is a small-scale supersonic Ludwig tube of Mach 2 and 3. These two wind tunnel elements will be operated also for hypersonics by addition of an air heater. And the other is the middle-scale supersonic wind tunnel with rectangular internal nozzle flows of Mach 2, 3, and 4 and of 400mm×400mm dimension. They will be integrated into the Aerodynamic Experiment Facility Complex and used for acquisition of aerodynamic data for configuration/flight path designs of flight experiment vehicles and supersonic air-/spaceplanes

Keywords: Wind Tunnel, Aerodynamics, Spaceplanes, Flight Experiment, Supersonic

1 はじめに

近年先進諸国では、信頼性・安全性・再使用性・経済性に優れた次世代型宇宙輸送システムの研究開発が熱心に進められている。これは、米国スペースシャトルの次の世代の宇宙輸送機を構築しようとするものである。我が国でも旧宇宙三機関（宇宙開発事業団、航空宇宙技術研究所、および宇宙科学研究所）ならびにそれらが統合されて発足した宇宙航空

研究開発機構(JAXA)を中心にして研究開発計画が策定されつつあり、Fig. 1のような飛行機形状の完全再使用型二段式(Two-Stage-To-Orbit: TSTO)打ち上げ機を2020年頃に運用開始する事を目指している⁽¹⁾。このような宇宙輸送システムを実現するには極めて広範な新規技術が必要となるが、それらをJAXAだけで開発するにはマンパワーが大幅に不足している。そのため、オールジャパン体制で研究開発に臨むことが提唱されている。特に、実際的な開発プロジェクトが開始されるまでに所要新規基盤技術を十分に研究醸成しておくことが肝要であり、この面で大学の積極的貢献が期待されている。そこで室蘭工業大学

*¹ 機械システム工学科

*² 教育研究等支援機構

では、JAXA における次世代宇宙輸送システム開発を先導・支援するための所要基盤技術の研究開発を目的として、2003 年度 21 世紀 COE プログラム拠点形成計画「次世代宇宙輸送システム基盤技術の研究開発 Research and Development of Technology Basis for Next Generation Space Transportation Systems」を提案・申請した。



Fig.1. An image of Japan's prospective TSTO spaceplane.

この拠点形成計画は採択されるに至らなかったが、近い将来再び何らかの形で提案・申請することを想定して、日常的に実績を積み重ね続ける必要がある。そこで、上記拠点形成計画の実施内容を絞り込んで「我が国独自の超音速飛行機やスペースプレーン開発のための飛行実験研究創生事業」を計画すると共に、その一環として、「空力実験装置複合体の構築」を自助努力によって先行的に進めている所である。本稿では、この空力実験装置複合体の、これまでに開発・整備したコンポーネントの技術的概要について報告する。まず第2節において、上記21世紀COEプログラム拠点形成計画ならびに飛行実験研究創生事業の概略を述べる。第3節において、構築を目指す空力実験装置複合体の全体構成を述べる。その中核を成す要素風洞の一つとして、まず、第4節では、吹き出し吸い込み式小型超音速・極超音速風洞について述べる。次に第5節では中型超音速風洞について述べる。さらに第6節では超音速・極超音速ルートヴィーク管について述べる。第7節は結言である。

2 21 世紀 COE プログラム拠点形成計画ならびに飛行実験研究創生事業計画の概略

2-1. 21 世紀 COE プログラム拠点形成計画

次世代型宇宙輸送システム（スペースプレーン）開発のためには、それが翼によって空気を活用し大気中を長時間飛行することから、ロケット技術・宇宙技術よりもむしろ航空技術を発展させる事が肝要である。これは、空力、推進、誘導・制御、構造、材料、ヘルスマonitoring、ロボティクス、等々の広範な技術の有機的統合体である。これらを効率的に研究開発するために、以下の4つのサブプロジェクトを設定した。

①空力総合技術サブプロジェクト： 空気力学は、スペースプレーンの機体形状・飛行経路の設計指針を与える最重要な根本技術である。室蘭工業大学において

これまで試作・開発してきた各種風洞をさらに高機能化すると共に各種新規装置を研究開発し、「空力実験装置複合体」として統合する。これによってスペースプレーンの広範な飛行条件に対応した空力実験が可能となる。また、空気吸込み式推進に関して、上記空力実験装置によって実飛行環境を模擬し、空力要素（インテーク・エジェクター・ノズル）の特性を解明し設計基礎データを得る。さらに空力要素を含むエンジンシステム全体としての特性を解明する。

②誘導・制御・飛行実験技術サブプロジェクト： 大学独自の小型有翼飛行実験システム（低亜音速～高亜音速）の構築を狙う。その着陸回収手法としてパラフォイル利用技術を研究する。また、宇宙航空研究開発機構によるエアターボラムジェット(ATR)エンジン飛行実験機の設計を先導・支援する。さらに軌道上で船外から機体損傷状況を調査したり応急修理するための遠隔式移動操作ロボット技術を研究開発する。

③リアルタイム・ヘルスマonitoring技術サブプロジェクト： 構造部材の歪み・割れ・温度・加速度、等を微細に監視するためのセンサーおよびセンシング技術と、莫大な個数のセンサーからの信号を適切に集約するための光ファイバー・インテリジェント化技術を研究開発する。開発されたセンサーおよびインテリジェントシステムは上記小型有翼飛行実験機を用いて予備的に飛行実証される。

④耐衝撃構造サブプロジェクト： 小規模スペースデブリの衝突によって致命的な破壊を起こさないような耐衝撃フェールセーフ構造を研究開発する。また、この構造に適用可能なCFRP複合材を設計開発する。

2-2. 飛行実験研究創生事業計画

上記の21世紀COEプログラム拠点形成計画の審査結果は不採択であった。その理由は、①これまでの実績の蓄積が充分でない。②計画内容が総花的であって、もつと的を絞る必要がある。という2点であった。

そこで、計画内容を練り直しつつ絞り込んで、「我が国独自の超音速飛行機やスペースプレーン開発のための飛行実験研究創生事業」を計画しつつある。計画の策定ならびに実施のために、JAXA 総合技術研究本部将来宇宙輸送系研究センター・エンジン試験技術開発センター、東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻、大阪府立大学大学院工学研究科航空宇宙工学分野、および九州大学工学研究院航空宇宙工学部門との共同研究チームをすでに編成している。その計画内容の概略を以下に述べる。

①事業目的と緊急性・必要性

我が国独自の超音速飛行機やスペースプレーンの開発を成功させるには、事前に多種・多数の試作機（「飛

行実験機)を設計製作し、「飛行実験」を多数回実施して、機体設計技術や自動飛行技術を向上させる必要がある。そこで、本事業は、利便性の高い国内飛行実験地域である北海道において、小規模の飛行実験を多数回実施するための技術的基盤を構築すること、ならびにこの分野の人材を育成することを目標とする。

米国、欧州、ロシア、中国、豪州、等は早くから飛行実験活動に精力的に取り組み、関連技術基盤を十分に確立し、関連する人材を輩出しているのに比して、我が国のみが後塵を拝している。我が国はこれまでこれらの国々の飛行実験場を借用して、ごく少数の飛行実験を実施してきたが、今後の我が国独自の先端技術開発のためには、我が国独自の利便性の高い飛行実験フィールドを確保し、独自の飛行実験技術基盤を確立すると共に、この分野の技術開発を牽引できる人材を育成する必要がある。

近年国内で民間旅客機開発計画が具体化しており、また、有人宇宙活動の必要性も議論されつつあり、近い将来我が国が革新的航空機・スペースプレーン設計技術の研究開発に本格的に乗り出す事が期待される。そのときに備えて、我が国独自の利便性の高い飛行実験フィールドと飛行実験技術基盤の確立、ならびに人材育成が急がれている。

我が国独自の利便性の高い飛行実験フィールドと飛行実験技術基盤の確立を狙う取り組みは、国内では例が少ない。海外では、例えば豪州クイーンズランド大学等の例があり、極めて良い成果を上げている。国内他大学によって小型ロケットエンジンを用いた打ち上げ実験活動が実施されているものの、再使用性のあまり高くないロケットエンジンに依っているため、将来の革新的航空機・スペースプレーン開発には対応できない。これに比して、本事業では、再使用を前提とした飛行機形状機体とターボジェットエンジンを用いるため、将来の革新的航空機・スペースプレーン開発に適合している。

②実施内容

(1) 小型超音速ターボジェットエンジンの自主開発：超音速飛行機やスペースプレーンはいずれもジェットエンジンによって推進される。スペースプレーン用エンジンとして旧宇宙科学研究所によって開発研究が進められてきた「ATREX エンジン」とその後継の「予冷ターボジェットエンジン」は、地上静止状態から高度 30km/マッハ 6 まで作動するという米国をも凌ぐ世界屈指の性能が予測されているものの、地上燃焼試験用試作品の段階であり飛行実験用エンジンの研究開発は未着手である。そこで本事業では、飛行実験用予冷ターボジェットエンジンの開発を目指して、その前段階として、マッハ 2 まで作動可能な小型超音速ターボジェットエンジンを自主開発する。並行して、マッハ 5~6 まで作動可能な小型予冷ターボジェットエンジ

ンの設計を進める。

(2) 飛行実験機の自主開発：マッハ 2 で超音速飛行することのできる小型飛行実験機を自主開発する。並行してマッハ 6 まで加速可能な小型飛行実験機の設計を進める。

(3) 空力設計基礎データ取得のための空力実験装置複合体の構築：「空気力学」の役割は、超音速飛行機やスペースプレーンが飛行する際に周囲の空気流からどのような力を受けるかを詳細に解明し、どのような機体形状・飛行経路を採れば目的通りの飛行性能が得られるかについての指針を打ち立てるものである。これの十分な発展なくしては機体形状の設計すらできないので、超音速飛行機やスペースプレーン開発のためには最重要の根本技術といえる。著者らは、このような空力研究のために、吸込み式超音速風洞、小型衝撃風洞⁽²⁾、小型吹き出し・吸込み式超音速風洞⁽³⁾、超音速ルートヴィーク管⁽⁴⁾、等を試作・導入してきた。本事業では、これら現有装置の性能を高度化すると共に、新規装置として中型超音速風洞を研究開発し、「空力実験装置複合体」として統合する。また、飛行実験機を地上で超音速まで加速してその制御系等の予備検証を行なうための「レール式高速走行装置」を自主開発する。これによって超音速飛行機やスペースプレーンの広範な飛行条件に対応した空力実験が可能となる。

(4) 北海道での地上走行実験および予備的飛行実験の実施：自主開発されたターボジェットエンジンおよび飛行実験機の性能評価のために、レール式高速走行装置を用いて地上を高速走行させて、性能測定する。さらに、飛行実験機機体の飛行性能評価のために、小型ロケットエンジンを搭載して、予備的な飛行実験を実施する。実施場所は北海道広尾郡大樹町の見込みである。取得される性能測定データを基にして、エンジン・機体・飛行制御系等の設計手法を改良する。(本事業におけるこれらの性能評価実験によって十分な性能が証明された後で、飛行実験機にターボジェットエンジンを搭載した飛行実験を実施する。)

③予想される波及効果等

北海道内で飛行実験機の設計・開発と飛行実験実施を緊密に連携させ、「設計→飛行試験→設計改良」のサイクルを迅速に回すことが可能となるため、設計技術および飛行技術が格段に進歩する。これを通して、航空宇宙分野における我が国の技術力および国際的地位の向上に大きく貢献できる。近い将来に期待されている我が国独自の革新的航空機・スペースプレーンの研究開発に備える事ができる。

また、設計されたターボジェットエンジンおよび飛行実験機を北海道で製造することによって、北海道における高度製造技術の育成に資する。さらに、国内の飛行実験環境を育成し、我が国の航空宇宙分野の研究開発を活

性化できる。

本事業によって設計技術に目処が付くと期待される「予冷ターボジェットエンジン」では、液体水素を燃料として用い、エンジンに吸い込んだ空気を液体水素によって冷却することによって熱効率を格段に改善できる。この技術を将来航空機全般のターボエンジンに転用することによって、航空機の対環境インパクトの低減や石油資源の節約に大きく資する事ができる。

さらに、小型超音速飛行実験機の開発には、従来の細分化された学問体系では対応できない。極めて広範な工学技術を有機的に取りまとめ、所要機能を具現化する事が求められる。従って、知識集約型総合工学やものづくり教育の実践の場が構築される。そこに大学院生・卒論生を博士研究・修士研究・卒業研究として参画させることによって、幅広い工学的素養を備えた人材が育成される。

3 空力実験装置複合体の全体構成

本「飛行実験研究創生事業」において構築を目指している「空力実験装置複合体」の完成想像図を Fig.2 に示す。灰色に着色された部分はこれまでに開発・導入済みである。他の色の部分は、今後順次開発・導入される。

この空力実験装置複合体は、3つの要素風洞と4つの共通機器から構成される。3つの要素風洞とは、

- 1) 小型超音速・極超音速風洞： 図中中央から右上に掛けての灰色の細い配管部分。
 - 2) 中型超音速風洞： 図中中央の、左から順に緑・灰・黄色に着色された直線的な太い配管部分。
 - 3) 超音速・極超音速ルートヴィーク管： 図中下方の灰色の細い直線配管部分。
- である。これらの諸元・性能を Table 1 に示し、以下の節で詳しく述べる。また、4つの共通機器とは、
- 4) 共通貯気槽： 図中上方の青色の円筒。3つの要素風洞の空気源である。50 立米程度を計画している。
 - 5) 共通配管系： 図中左方の緑色の太い配管類。共通貯気槽に蓄えられた高圧空気を各要素風洞まで導く。
 - 6) 空気加熱器： 図中左方の赤い箱形部分と配管。小型超音速・極超音速風洞と超音速・極超音速ルートヴィーク管を極超音速運転する際に、ノズル流れにおいて窒素が凝結しないように高圧空気を暖める。
 - 7) 可視化機器： 図中右方の拡大図において、小型超音速・極超音速風洞の測定胴周辺に配置された機器。流れの構造を光学的に観察するために用いられる。

である。これらの機器を3つの要素風洞で共用することによって、駆動動力（電力）、スペース、運転時間、等の資源を無駄なく効率的に3風洞に配分する事が可能となる。資源面で制約の大きい大学において非常に有効な装置形態である。

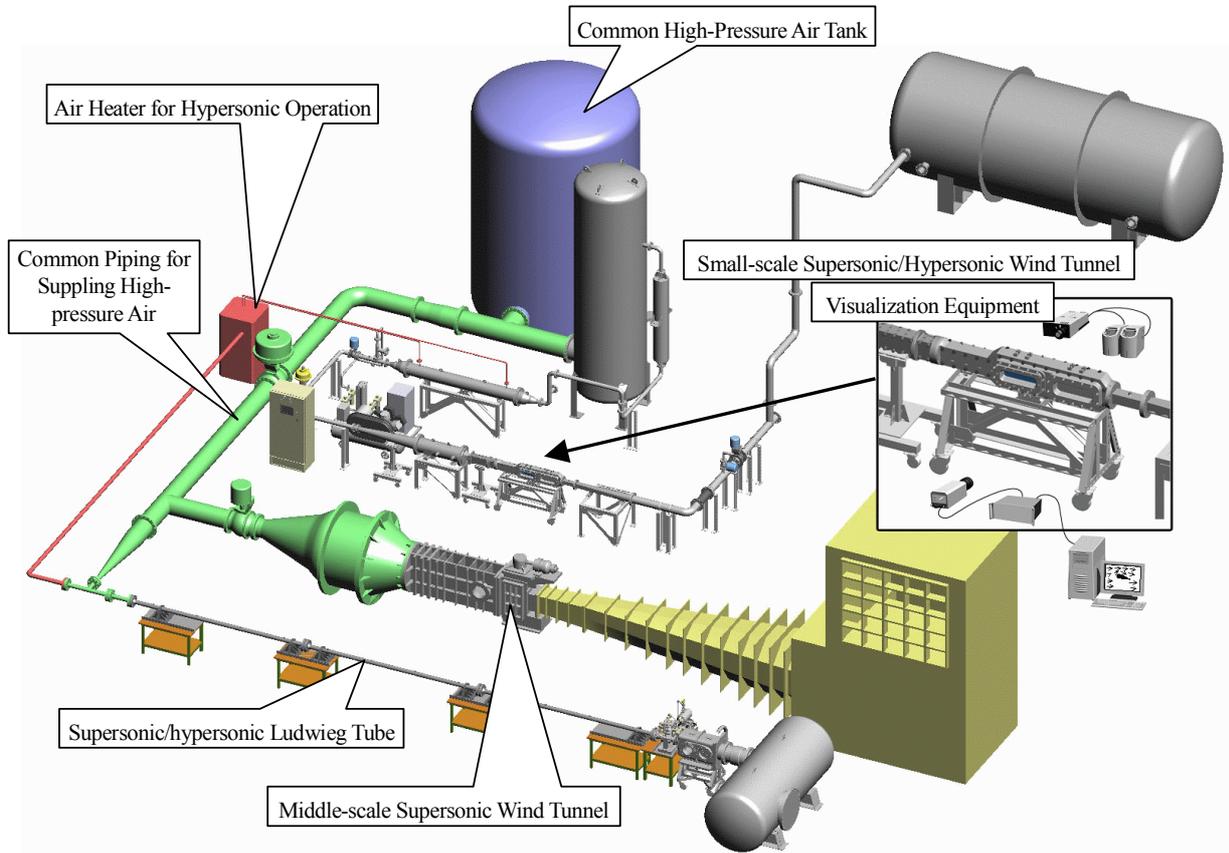


Fig. 2. A schematic of the proposed aerodynamic test facility complex.

Table 1. Comparison of the wind tunnel elements included in the proposed aerodynamic test facility complex.

Wind Tunnel	Flow Mach number	Duration	Dimension of Nozzle Flow	Turnaround Time	Intended Purposes
Small-scale Supersonic/Hypersonic Wind Tunnel	2, 4, 5	10sec	80mm×80mm	0.5～1 hour	・ Flow Structure Analysis
Middle-scale Supersonic Wind Tunnel	2, 3, 4	TBD	400mm×400mm	TBD	・ Aerodynamic Force Measurements
Supersonic/Hypersonic Ludwieg Tube	2, 3, 4, 5, 6	50millisec	φ 100mm～300mm	10 minutes	・ Aerodynamic Force Measurements ・ High Reynolds Number Flow Analysis

4 小型超音速・極超音速風洞

小型超音速・極超音速風洞の現時点での構成を Fig. 3 に示す。コンプレッサー（図中 6）によって大気を圧縮し、空気乾燥機（5）および高圧配管（2）を経て高圧貯気槽（1）に蓄える。高圧配管に設けられた遮断弁（3）および調圧弁（4）を開いて高圧空気を整流筒（8）に導き、さらに二次元ラバルノズル（9）で超音速まで加速・膨張させる。このとき、調圧弁の開度を細かく調節することによって整流筒内の圧力が一定に保たれる。空気流はノズル出口で超音速平行流となり、測定胴（10）内を流れる。その後空気流は低圧配管を通過してダンプタンク（15）に吸い込まれる。真空ポンプ（14）によって予めダンプタンクは低圧に保たれる。このように高圧貯気槽と低圧ダンプタンクを併用することによって、ラバルノズル上下流の圧力比が確保される。これによって、風洞の超音速始動の安定性が確保され、通風時間も 10 秒程度に長くすることができる。この方式を「吹き出し吸い込み式 Blowdown and indraft type」と呼ぶ。

風洞全体の運転シーケンスは、制御盤（7）で中央制御されるため、制御盤を操作する者と全体を監視する者の2名で運転する事ができる。

これまでにマッハ 2 と 4 の 2 種類のラバルノズルを整備しており、マッハ 2 と 4 の運転が可能である。その場合のノズル出口流れ条件を Table 2 に示す。

高圧配管（2）に熱交換器を装備しているのので、ここに近い将来適切な空気加熱器を接続し、さらに適切な形状のラバルノズルを換装することによって、マッハ 5 程度の極超音速作動が可能である。

生成される超音速流の寸法は 80mm×80mm である。小型であるため、30 分から 1 時間程度の時間間隔で通風を繰り返すことができる。条件を細かく変えながら多数回の実験を実施するのに適しており、種々の超音速流れの特性解明に供されている。

測定胴としては、Fig. 4 の「内部流動実験用測定胴」

と、Fig. 5 の「外部流動実験用測定胴」を換装することができるため、多様な形態の超音速流実験が可能である。一例として、本小型超音速風洞において観察されたマッハ 2 および 4 の擬似衝撃波の様子を Fig.6 に示す。

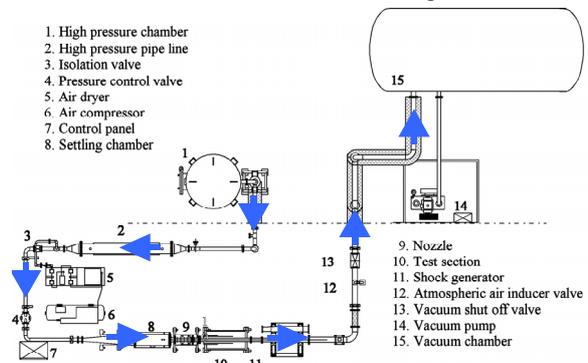


Fig. 3. A schematic of the present small-scale supersonic wind tunnel.

Table 2. Flow conditions attained by the small-scale supersonic wind tunnel.

Operation	Stagnation Pressure	Static Pressure	Static Temperature	Reynolds number
Mach 2	196kPa	26.7kPa	166K	$2.53 \times 10^5 / \text{cm}$
Mach 4	499kPa	3.3kPa	70.3K	$2.36 \times 10^5 / \text{cm}$

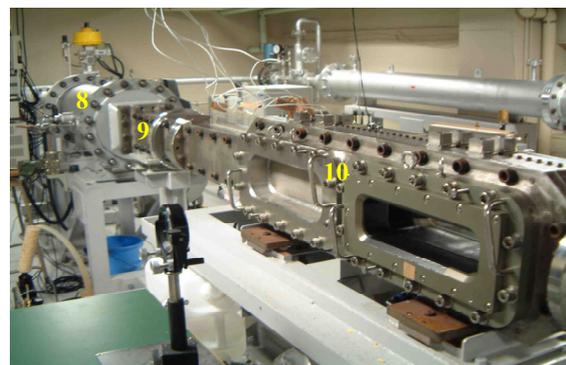


Fig. 4. The test section for internal flow experiments.

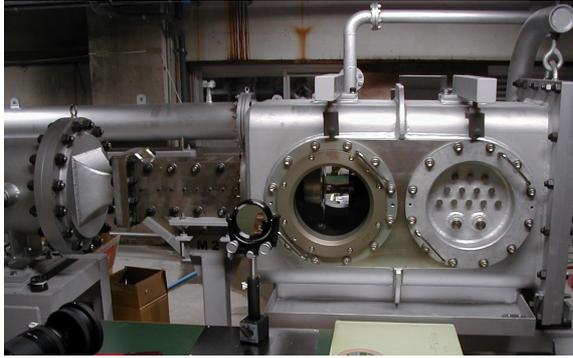
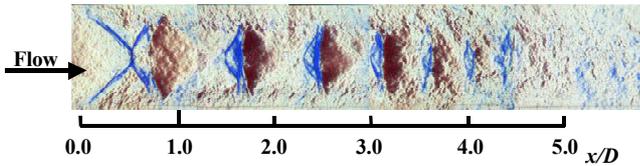
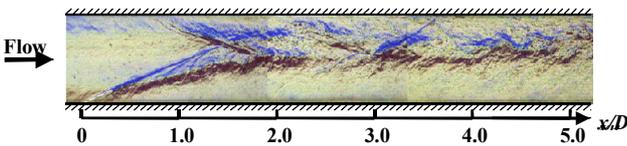


Fig. 5. The test section for external flow experiments.



(a) A pseudo-shock in a Mach 2 supersonic internal flow.



(b) A pseudo-shock in a Mach 4 supersonic internal flow.

Fig. 6. Schlieren photographs of pseudo-shocks in the small-scale supersonic wind tunnel.

5 中型超音速風洞

本事業においては、旧東京大学工学部航空研究所（現在の東京大学駒場リサーチキャンパス）超音速気流総合実験室の超音速風洞の主要コンポーネントを室蘭工業大学に移管し、これをもとにして中型超音速風洞を開発することを計画している。

旧東京大学航空研究所は、航空に関する学理およびその応用の研究を行なうことを目的として昭和 33 年に設立された。東京大学ではそれ以前に大正 7 年に同名称の研究が附置され、周回航続距離の世界記録を樹立した航研機に代表されるように、米国 NACA に引けを取らぬ世界最高水準の航空技術研究が展開されていた。しかし、敗戦に伴う航空禁止令によって昭和 20 年に廃止され、風洞等研究設備は溶断・廃棄され、人材も散逸した。その後我が国の航空活動の再開に伴って幸いにも再組織され、13 年間の航空活動空白期間を早急に埋めるべく、近代的研究設備の一つとして、超音速気流総合実験室が整備された。昭和 39 年には宇宙航空研究所に改組され、我が国のロケット開発の役割も担うこととなり、ロケットの空力設計基礎データを

取得するためにも超音速気流総合実験室が活用された。昭和 56 年には、大学共同利用施設として宇宙科学研究所に発展改組され、その拠点を神奈川県相模原市に移した。その後、旧航空研究所超音速気流総合実験室は東京大学によって維持されてきたが、そのうちの超音速風洞については、所在する駒場リサーチキャンパスの整備に当たって諸般の事情から廃棄されることとなった。しかるに、この超音速風洞は、屋外設置の高圧貯気槽や油圧駆動系の老朽化は覆いがたいものの、全体的基本性能は維持できており、大学における航空宇宙分野の学術研究に供しうる風洞として全国屈指のものである。これを失うことは、我が国の航空宇宙活動にとって回復しがたい損失であると考えられた。そこで、国内の空気力学研究者ネットワークにおいて移管先を探していたところ、幸いにも室蘭工業大学において部分的に移管を受ける条件が整ったため、主要コンポーネントであるノズルブロック（マッハ 2, 3, 4 の 3 個）等を平成 15 年度に管理換（受）したものである。移管前の超音速風洞の構成図⁽⁵⁾を Fig. 7 に、その室内部分の概観を Fig. 8 に示す。

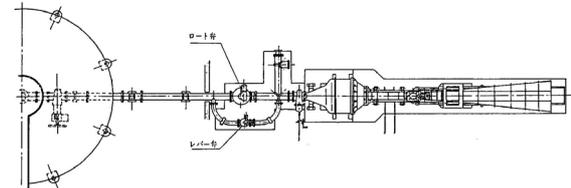
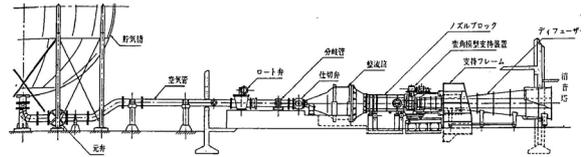


図 4・1 超音速風洞全体図

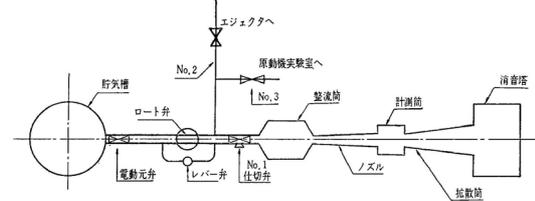


図 4・2 超音速風洞系統図

Fig. 7. Schematics of the supersonic wind tunnel at the former Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo⁽⁵⁾.



Fig. 8. Outline configuration of the indoor components of the supersonic wind tunnel at the former Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo.

移管されたノズルブロックは、矩形ラバルノズルと流路寸法 40cm×40cm の内部流方式測定胴が一体化した構成となっている。流路寸法が十分大きいので、5cm×5cm 程度までの十分な大きさを持つ飛行体模型を挿入でき、これにはたらく空力を詳細に測定できる。

このノズルブロックの上流側に設置すべき適切な調圧弁、整流筒、ならびに後流側に設置すべき拡散筒・消音塔を独自に設計・試作することによって、中型超音速風洞が構築される。これによって、超音速飛行実験機だけでなく、超音速飛行機やスペースプレーンの機体形状・飛行経路設計に必須の空力データを取得できるようになる。

6 超音速・極超音速ルートヴィーク管

6.1 ルートヴィーク管の原理と特徴

ルートヴィーク管の構成は衝撃風洞と類似しており、高压空気を蓄える貯気管、下流へ空気を開放する高速開閉弁、流れを超音速に加速するラバルノズル、天秤等によって空力特性を測定するための測定胴、そして流れを受け止めるダンプタンクより成り立つ。貯気管と測定胴の間に高速開閉弁を置く上流弁方式ルートヴィーク管において、その圧力波伝搬ダイアグラムと圧力分布は Fig. 9 のようになる⁽⁶⁾。

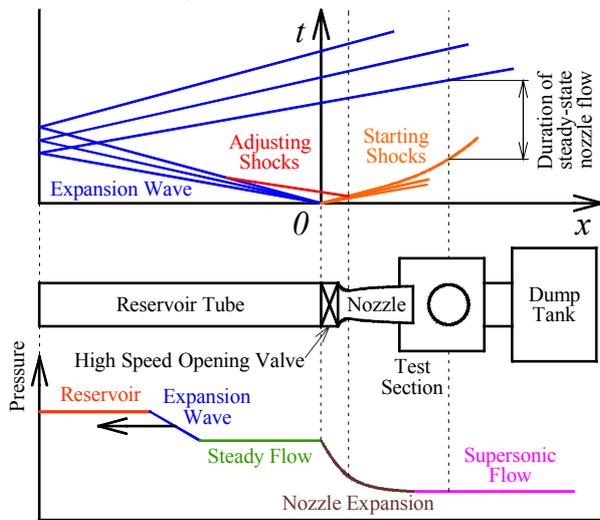


Fig. 9. An $x-t$ diagram of the wave propagation and a schematic of pressure distribution in a typical supersonic Ludwieg tube.

貯気管内に蓄えられた高压空気が高速開閉弁の急開口によりノズルに導かれ膨張・加速する。弁から左方向へは膨張波が伝播する。膨張波後方の空気（衝撃波管における不連続接触面後方の冷気流）は、衝撃波圧縮による加熱や圧力乱れを含まない。ルートヴィーク管はこの部分の空気を作動気体として用いるため、乱れの少ない流れを生成することができる。作動気体

を衝撃波加熱しないため、レイノルズ数を比較的高めやすい。また、その簡素な構造ゆえにノズル流れの圧力・温度の設定自由度が大きく、実飛行状態を模擬しやすい。定常流の持続時間は膨張波が貯気管内を往復する時間であり、たとえば貯気管長さ 12m の場合、室温で $12\text{m} \times 2/340\text{m/s} = 70\text{msec}$ になる。これは供試体周りの流れが静定するのに十分である。

6.2 非粘性準一次元流れの解析

上流弁方式ルートヴィーク管において、弁を急開口した直後の複雑な過渡現象が終了し定常流が得られている時点での流れの様子は Fig. 10 のようになる。

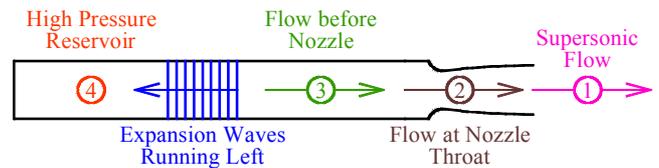


Fig. 10. A schematic of the steady-state flow field through a typical supersonic Ludwieg tube.

以下、流れ場は非粘性準一次元であると仮定して作動特性を調べる。圧力、温度、密度、音速、流速、マッハ数、断面積、レイノルズ数を順に $p, T, \rho, a, u, M, A, Re$ で記し、領域①～④における量を subscript 1～4 で区別する。また、比熱比、気体定数は γ, R で表し一定値とする。

1. 状態 1, 2 および 3 における一次元定常断熱流れの関係式：

$$T_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) = T_2 \frac{\gamma+1}{2} = T_3 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2 \right) \dots (1)$$

2. 状態 3 から 4 への膨張波の進行によるリーマン不変量一定の式：

$$\frac{2a_4}{\gamma-1} = u_3 + \frac{2a_3}{\gamma-1} \dots (2)$$

3. 流れの断面積比とマッハ数の関係式：

$$\frac{A_3}{A_2} = \frac{1}{M_3} \left[\frac{(\gamma-1)M_3^2 + 2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \dots (3)$$

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{1}{M_1} \left[\frac{(\gamma-1)M_1^2 + 2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \dots (4)$$

4. 流体力学の基本式：

$$M = \frac{u}{a}, \quad p = \rho RT, \quad a = \sqrt{\gamma RT} \dots (5), (6), (7)$$

5. ノズル膨張に伴う温度低下による窒素の凝結に関する式：窒素の凝結温度 T_{liq} は圧力 p_1 に依存し、 $p_1 > 0.0046 \text{ atm}$ の場合経験的に次式で示される⁽⁷⁾：

$$T_{liq} = -\frac{336.3}{\log_{10} p[\text{atm}] - 4.114} \quad \dots (8)$$

ノズル出口温度 T_1 が窒素凝結温度以下にならないように作動条件を選定しなければならない。

6.3 作動条件の選定

上記の解析により Table 3 に示すような作動条件を選定する。この表より、高マッハ数の流れを生成するには貯気管内の空気を加熱することが必要であることがわかる。

同様の解析によって、高度 20km および高度 30km の実飛行条件を模擬する作動条件をマッハ数 3.7 程度までのマッハ数について選定した。高度 20km の場合について Table 4 に示す。

Table 3. The selected design points for experimental construction of a Ludwieg tube.

Exit Mach number	2	3	4	6
Reservoir pressure [atm]	11.5	15.0	20.0	80.0
Reservoir temperature [K]	290	290	300	520
Exit pressure [atm]	1.0	0.28	0.12	0.047
Exit temperature [K]	144.3	92.7	70.0	62.2
Exit Reynolds number [cm^{-1}]	1.2×10^6	9.5×10^5	8.8×10^5	6.1×10^5
N_2 liquefaction temperature [K]	81.7	72.0	66.9	61.8

Table 4. The selected design points correspondent to real flights at an altitude of 20km.

Exit Mach number	1.35	2	3	3.7
Reservoir pressure [atm]	0.3060	0.6285	2.9505	5.8341
Reservoir temperature [K]	354.57	435.51	677.46	823.15
Exit pressure [atm]	0.0546	0.0546	0.0546	0.0546
Exit temperature [K]	216.65	216.65	216.65	216.65
Exit Reynolds number [cm^{-1}]	2.5×10^4	3.7×10^4	5.5×10^4	6.8×10^4
N_2 liquefaction temperature [K]	62.5	62.5	62.5	62.5

6.4 主要構成要素の試作

ルートヴィーク管全体の概観を Fig. 11 に示す。貯気管は、呼び径 80A (外径: 89.1mm, 厚さ: 11.1mm)、長さ 4m の SUS 管 3 本をフランジ接続することによって長さ 12m とする。これらの管は、強度的余裕を考え、温度 550°C (823K) において圧力 100atm に耐えるように高圧ガス保安法に準拠して設計・製作されている。

高速開閉弁は、呼び径 80A のフルボア型ボールバルブ、空圧揺動式アクチュエータ、高圧空気によってアクチュエータを駆動させるための電磁弁、アクチュエータ外に空気を高速排出するためのクイックエグゾーストバルブ、等より構成される。作動試験の結果、駆動空気圧 10atm によって約 13msec で開口することが確認された。この開口速度は、貯気管内圧力に依存せずほぼ一定である。これと貯気管内を膨張波が往復する時間 70msec とを併せて考えれば、定常流持続時間

は 50msec 強になるものと予想される。

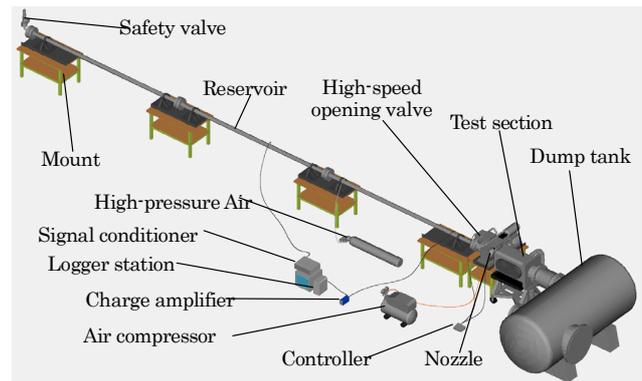


Fig. 11. A schematic of the overview of the Ludwieg tube constructed presently.

ノズルとしては、加工の容易さと平行流を得る目的より軸対称輪郭型ノズルを採用する。文献⁽⁸⁾に公表されている形状設計データを用いて、これまでにマッハ数 2 とマッハ数 3 のノズルを試作した。飛行体サブスケール模型や天秤を設置しやすいように、ノズル流を自由空間に吹き出す外部流方式とする。従って、測定胴としては、既述の小型超音速・極超音速風洞の外部流動測定胴を用いることができる。

6.5 作動確認および予備的検定

試作した各構成要素を組み上げ、測定胴を取り外して大気開放状態で作動試験を行なった。作動条件は、貯気管温度 284.95K、貯気管圧力 11.25atm、大気圧 0.99atm であった。このときのノズル出口流れのシュリーレン写真 (流れは左から右) を Fig. 12 に示す。ほぼ適正膨張の定常かつ乱れの比較的少ない流れが得られている。数本の明瞭なマッハ線が見えるが、これは、ノズル内面 2カ所に円周方向の加工痕が残っていること、およびわずかに過膨張状態であるためノズル出口において圧縮線が生じていることのためである。ノズル内面の再調整と、貯気管圧の詳細な管理によって除去可能である。

また、貯気管温度 291.25K、貯気管圧力 11.54atm、大気圧 1.0atm のときの圧力測定結果を Fig. 13 に示す。測定点は弁直近から貯気管上流端近傍まで 1m 間隔に設定している。膨張波通過後の貯気管内圧力は理論値とよく一致し、約 50msec の持続時間が得られていることがわかる。

外部流方式において測定胴とダンブタンクを設置した状態で定常なノズル流を得るためには、ノズル流によってダンブタンク内に生ずる圧力乱れがノズル流周囲の静止空气中を伝わってノズル流を乱すことを、何らかの方法で防ぐ必要がある。この目的のために、外部流方式の風洞では、ノズルから流れ出た流れを再び管路内に導き内部流れに戻してから減速し、ダンブ

タンクに吸い込ませる。ノズル流れを再び管路内に導く装置を「ジェットキャッチャー」と呼び、その形状はノズル流れの寸法（幅×高さや直径）に応じて経験的に決められる⁽⁹⁾。本ルートヴィーク管においても、そのノズル流れの寸法に適合したジェットキャッチャーを設計中である。

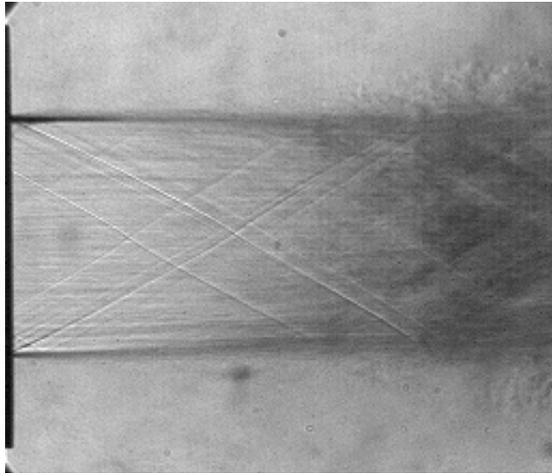


Fig. 12. A nozzle exit flow of Mach 2 with the reservoir condition of 11.25 atm at 284.95K (without a test section).

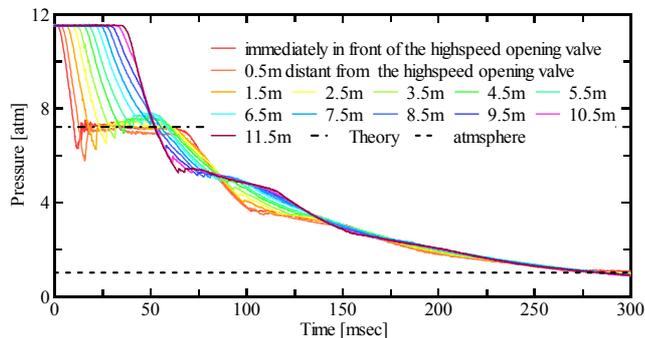


Fig. 13. Pressure histories with the reservoir condition of 11.54 atm at 291.25K.

7 結言

宇宙航空研究開発機構(JAXA)の超音速飛行機やスペースプレーンの研究開発を大学が積極的に先導・支援することが強く要請されている事を背景にして、2003年度21世紀COEプログラム拠点形成計画「次世代宇宙輸送システム基盤技術の研究開発」ならびに「我が国独自の超音速飛行機やスペースプレーン開発のための飛行実験研究創生事業」を計画するとともに、その一環として、「空力実験装置複合体の構築」を自助努力によって先行的に進めた。その中核を成す要素風洞として、吹き出し吸い込み式小型超音速風洞および超音速ルートヴィーク管を開発・導入するとと

もに、旧東京大学航空研究所超音速風洞のノズルブロック等を管理換(受)し中型超音速風洞を構築する準備を進めた。今後、共通配管系、空気加熱器、可視化機器、拡散筒・消音塔、等を設計・試作し、小型超音速・極超音速風洞、中型超音速風洞、および超音速・極超音速ルートヴィーク管を構築・統合することによって、空力実験装置複合体が構築される。これを用いて飛行体サブスケールモデルにはたらく空気力等を詳細に測定できるようになり、各種飛行実験機の機体形状・飛行経路設計が可能となり、飛行実験研究が創生される。さらに、超音速飛行機やスペースプレーンの機体形状・飛行経路設計も可能となる。

文献

- (1) 「我が国における再使用型宇宙輸送システムの研究開発構想」, 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団・宇宙科学研究所・3機関連携融合プロジェクト・将来輸送系ワーキンググループ, 平成14年3月.
- (2) 新井隆景, 杉山弘, 溝端一秀, 「宇宙機研究のための小型ピストン型高エンタルピ衝撃風洞の開発」, 室蘭工業大学紀要, 第49号, pp.187-194(1999).
- (3) 杉山弘, 「室蘭工業大学新設「航空基礎工学講座」と「マッハ4超音速風洞」について」, 日本航空宇宙学会誌, 第48巻, 第522号(2000年1月), pp.58-59.
- (4) Mitsuhiro NADACHI and Toshihiro KAKIZAKI, "Design and Construction of a Small-scale Supersonic Ludwig Tube," ISTS-2004-s-01, 24th International Symposium on Space Technology and Science, May 30-June 6, 2004, Miyazaki, Japan.
- (5) 八田桂三ほか, 「超音速気流総合実験室建設報告」, 東京大学航空研究所集報, 第3巻第6号, 1963年7月, pp.391-618.
- (6) 生井武文, 松尾一泰, 「衝撃波の力学」, コロナ社, 1983.
- (7) F. J. Daum, "Air Condensation in a Hypersonic Wind Tunnel," AIAA Journal, Vol.1, No.5 (1963), pp.1043~1046.
- (8) 川村龍馬, 正田行男, 小口伯郎, 野口糸子, 「Foelschの方法を用いて計算した超音速測定筒(二次元および軸対称)の数表とこれに関する若干の実験結果」, 航空学会誌, 第3巻第20号, pp.17-23.
- (9) Alan Pope and Kenneth L. Goin, "High-Speed Wind Tunnel Testing," Krieger Publishing Company, 1965.