

L15 東北大学流体科学研究所

バリスティックレンジ装置について

○大林茂, 大谷清伸, 菊池崇将, 小川俊広, 鶴飼孝博 (東北大流体研)

1. はじめに

東北大学流体科学研究所衝撃波関連施設は、平成12年度採択の文部省科学研究費C O E形成プログラム「複雑媒体中の衝撃波現象の解明と学際応用」の成果に基づく衝撃波学際研究拠点である。高山和喜教授が研究リーダーを務められ、定年後も引き続き平成22年度まで寄附部門「衝撃波学際応用寄附研究部門」客員教授として研究を推進されてきた。平成23年度より、本格的な共同利用設備として整備中である。本稿では、施設の中核をなすバリスティックレンジ装置(弾道飛行装置)の説明と改修計画の概要、それを利用した新しい実験計画の現状、および装置を利用した超音速風洞設置の計画について紹介する。

2. バリスティックレンジ

2-1 弾道飛行装置

弾道飛行装置はCOE形成プログラム「複雑媒体中の衝撃波現象の解明」の実施にともない、東北大学流体科学研究所に米国Physics Applications Inc.社から納入された。その後、独自の改良を経て、達成速度範囲の拡張と速度計測の高精度化が図られた。図1に弾道飛行装置を模式的に示す。弾道飛行装置は、物体を高速で射出する装置であり、主に、衝突現象と高速空気力学の基礎研究に供される。装置は、砲身部と回収部から構成される。砲身部の部品を組み換え、装置の運転形式を変更し、15 mmと51 mmの射出物体直径と、射出速度を選択できる。

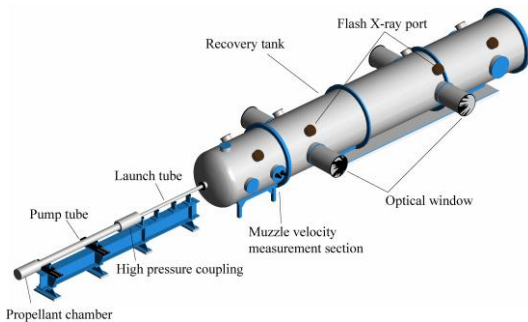
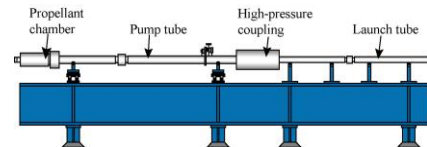


図1 Schematic diagram of a ballistic range in IFS

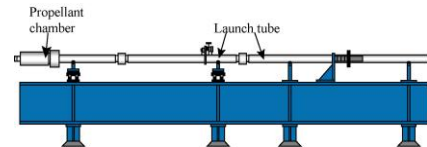
図2に各運転形式を模式的に示す。直径15 mmの射出物体では、二段式軽ガス銃、一段式火薬銃、一段

式軽ガス銃を選択でき、射出速度は0.2 ~ 7.0 km/sである。直径51 mmの射出物体では、一段式火薬銃と一段式軽ガス銃を選択でき、射出速度は、0.2 ~ 2.5 km/sである。

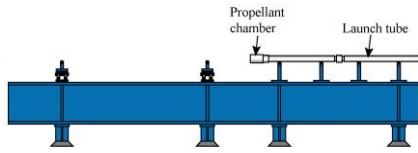
二段式軽ガス銃の作動原理を図3に模式的に示す。飛行体を装填した加速管(砲身)と圧縮管は金属隔膜で仕切られている。圧縮管末端に超高分子量ポリエチレン製のピストンを挿入し、その背後に無煙火薬を装填する。ピストン前方に高压の軽ガスを充填する。ピストンはOリングを備えており、軽ガスは火薬室へ漏洩しない。大量の無煙火薬が燃焼するとき、燃焼は上流から下流へと伝播し、下流側の無煙火薬は着火前に吹き飛ばされ、燃え残る不備があった。この欠点を克服する為に、火薬室には火管方式を採用している。黒色火薬を充填した多孔円管の周りに、主推薬の無煙火薬を配置する。銃用雷管を発破し、薬莢に充填した高燃焼速度の無煙火薬を着火する。その炎は、多孔円管内を伝播し、黒色火薬を着火する。黒色火薬の燃焼炎は、多孔円管の孔から噴出し、円管周りに配置した大量の無煙火薬をほぼ同時に着火し、効率的に燃焼させる。無煙火薬の燃焼ガスは、ピストンを駆動し、圧縮管に封入した軽ガスを圧縮する。軽ガスは、断熱圧縮と衝撃圧縮の組み合わせモードで圧縮され、容易に数千気圧、数千度の極限状態が生じる。この極限状態を他の手段では達成できない。この高温高压のガスが金属隔膜を破断する。高温高压の軽ガスは隔膜の直後に置いた飛行体に作用し、飛行体は加速管内を加速する。



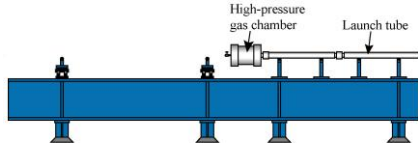
(a) Two-stage light gas gun



(b) Single-stage powder gun (φ51mm)

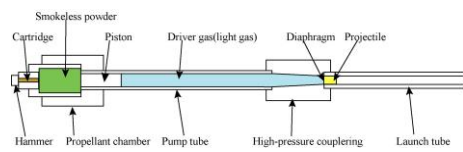


(c) Single-stage powder gun (φ15mm)

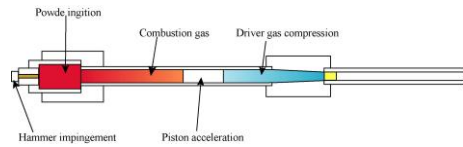


(d) Single-stage light gas gun (φ51 & φ15mm)

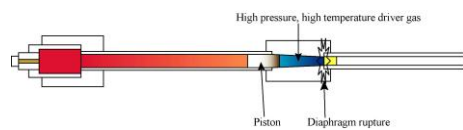
図2 Schematic diagram of operational modes



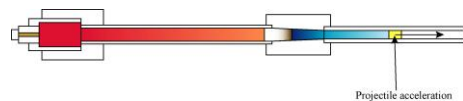
(a) Main propellant loading process



(b) Main propellant combustion and driver gas compression process



(c) Diaphragm rupturing process

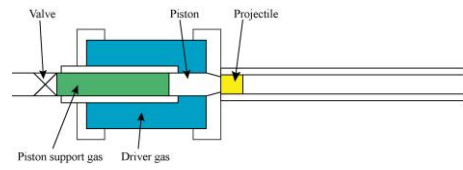


(d) Projectile acceleration process

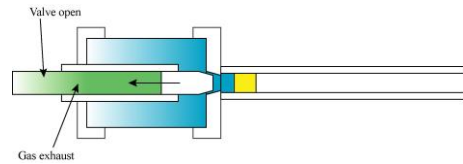
図3 Schematic diagram of the operational principle about a two-stage light gas gun

一段式軽ガス銃は、発射機構に無隔膜方式を採用している。図4に発射機構を模式的に示す。補助高圧室の圧力でピストンは、駆動気体高圧室と加速管の入り口位置で圧力均衡を保って静止している。補助高圧室の圧力は高圧室圧力よりやや高く設定している。補助高圧室の気体を急速に減圧すると、ピストン前後の圧力均衡が破れ、ピストンは補助高圧室側に動いて弁が開口する。高圧室駆動気体は加速管内に流れて飛行体は加速する。隔膜式ガス銃は、破断時間が不均一で射出速度はばらつく。また、駆動気体充填圧力は隔膜の破断圧力に制限され、射出速度の刻みは大きい。無隔膜式は、全てが機械的に作動するために、破断の不確かさが無く射出速度の再現性はよい。また、駆動気体圧力を任意に設定できる

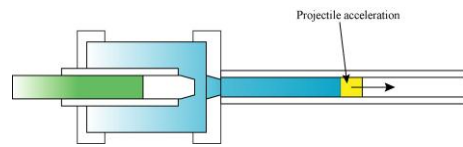
ため、細かい速度刻みで射出速度を制御できる。



(a) Driver gas filling process



(b) Piston driven process



(c) Projectile acceleration process

図4 Schematic diagram of the operational principle about a single-stage light gas gun

回収部は、直径1.66 m、長さ12 mのステンレス製で、試験部を兼ねている。内部は、回廊状で、レールを備えている。レールに専用の試験槽を載せ、極低温板への衝突試験、水槽への撃ち込み試験等の、種々の実験に柔軟に対応できる。複雑形状物体や、加速管直径より小さい物体を撃ち出すとき、サボと呼ばれる支持具に格納し射出する。射出後のサボは不要になるため、回収部を自由飛行する間に回収部内部

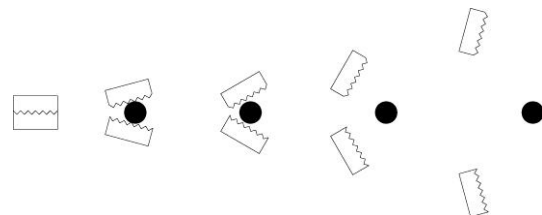


図5 Schematic diagram of sabot separation

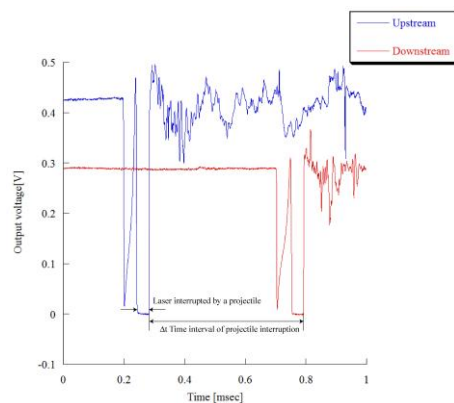


図6 Signals of laser interrupted by a projectile

の空気抵抗を利用し分離させる。図5にサボ分離を模式的に示す。長い回収部は、サボ分離のための自由飛行距離を確保し、サボが観測部に与える影響を防ぐ。3対の直径600 mm光学可視化窓と、6チャンネルのフラッシュX線光源を備えており、光学可視化とX線撮影を同時可視化出来る。回収部に、半導体レーザー光を弾道を横切るように複数導入する。レーザー光は、フォトダイオードで受光し、電気信号に変換され、デジタルオシロスコープで記録する。複数のレーザーを用いて、飛行体がレーザー光を遮断する時間差とレーザー間の距離から平均の飛行体速度が計算できる。図6に遮断信号を示す。この手法は、非接触で電気的外乱に強いため、採用している。

2-2 改修計画

現在、東北大学では、直径51mmの一段式軽ガス銃の高性能化を図り改修中である。図7に改修後の一段式軽ガス銃を示す。加速管は6.7 m、駆動気体高压室容積30 l、最高充填圧力5.0 MPaである。改修に先立ち、Autodyn2Dを用いた数値計算を行った。図8に計算領域を示す。計算格子は直交格子で、加速管中心軸に軸対称である。図9に、改修前の一段式軽ガス銃の充填圧力と射出速度の関係を示す。横軸は充填圧力、縦軸は射出速度である。白丸は実験結果、黒丸は計算結果である。飛行体質量は120g、駆動気体はヘリウムである。計算結果は、実験結果より3%程度高い値を示した。改修後の一段式軽ガス銃は充填圧力5.0MPaのとき、予測射出速度809.6 m/sである。飛行体質量は120g、駆動気体はヘリウムである。改修後の、一段式軽ガス銃も無隔膜式の射出機構を採用しており、マッハ数2.0以上の速度範囲、速度刻みをマッハ数0.01程度に制御して撃ち出せると予測している。

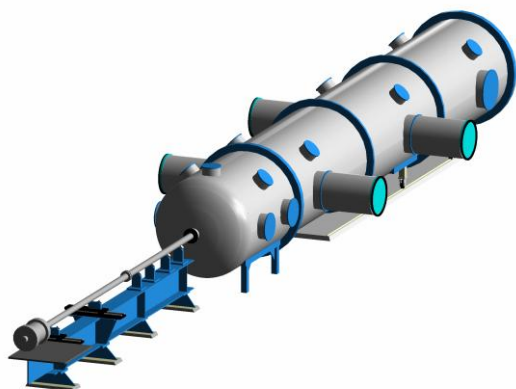


図7 Schematic diagram of the improved single-stage light gas gun

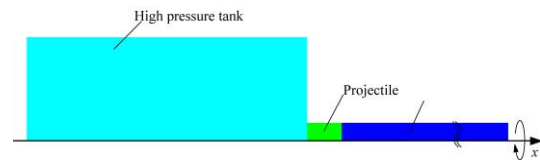


図8 Initial grid of numerical simulation

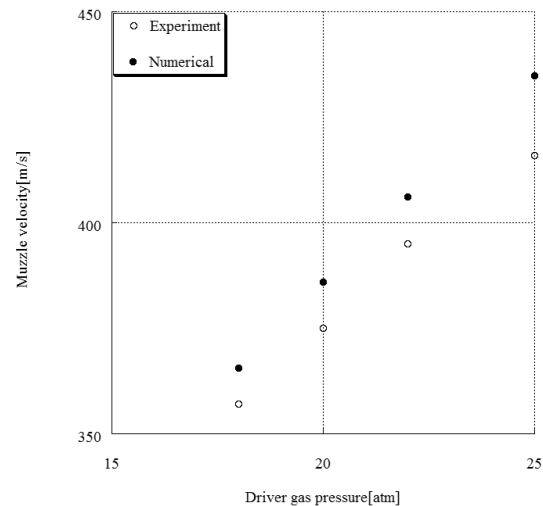


図9 Driver gas pressure vs Muzzle velocity

3. 近傍場圧力計測

今年度採択された科研費基盤研究(A)「革新的ソニックブーム低減技術の地上実証研究」において、東北大学流体科学研究所の弾道飛行装置を用いた近傍場圧力計測の確立を目指している。先行研究として、名古屋大学のバリスティックレンジを用いた研究がある¹⁾。本節では、計測システムの精度検証を行うため、測定圧波形を既存の超音速風洞試験データと比較した基礎実験の概要を報告する。

3-1 実験

1 装置および計測機器

本実験は、東北大学流体科学研究所の弾道飛行装置を用い、高压ガス駆動による一段式軽ガス銃モードで実施した。装置の詳細は参考文献²⁾が詳しい。図10に計測室内部の概略図を示す。可視化窓直前には速度計測用のレーザーおよび受光素子が2箇所配置されており、プロジェクタイトル通過によるレーザー遮断時間と2箇所のレーザー測定間距離から飛行速度が計測できる。

近傍場圧力波形は、ステンレス製平板(長さ310 mm、幅220 mm、厚さ20 mm)上の上流側先端から39.5 mmおよび270.5 mmにそれぞれ3個の圧力変換器(113B28, PCB社)を配置し、圧力計測板後端部からの衝撃波回折による圧力変動を防ぐため計測板後端部にアクリル製平板(長さ100 mm、幅220 mm、厚さ10 mm)を延長させて計測した(図11参照)。また、プロジ

ェクタイトルの射出によって発生する振動が圧力変換器へ伝達するのを防ぐため、圧力変換器はMCナイロン製のマウントホルダー(直径25 mm)に取付けられ、ガタのない精密はめ合いとしてステンレス製平板へ取付けた³⁾。

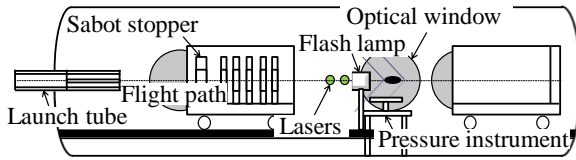


図10 計測室内の概略図

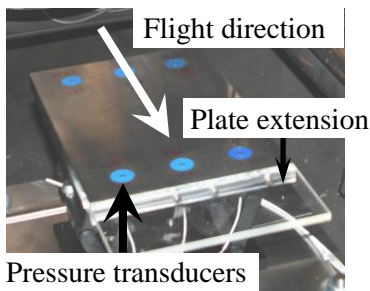


図11 圧力計測機器

2 衝撃波可視化および飛行姿勢計測手法

図12に衝撃波の光学可視化およびプロジェクトイル飛行姿勢の同時計測の光学系を示す。加速管出口約8 m後方の観測窓において、連続光源(メタルハライドランプMME-250, モリテックス社, 消費電力250W)とするシャドウグラフ法を用いて衝撃波を光学可視化した。また、可視化領域から上流側に設置したフラッシュランプ(Flash control unit CU-500, Adapt electronics社)を光源としてプロジェクトイル表面の直接撮影によって、飛行姿勢を計測した。衝撃波の光学可視化および直接撮影には、高速度ビデオカメラ(HPV-1, SHIMADZU社, 撮影コマ数104コマ, 最大撮影速度1,000,000 frame/sec, 解像度312 pixel×260 pixel)を用いた。

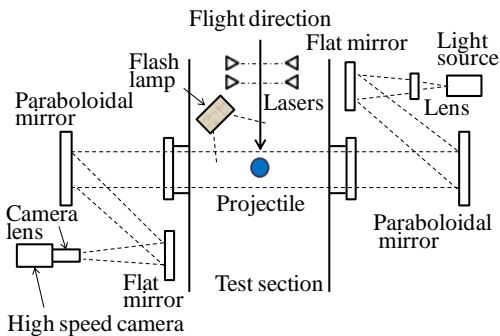


図12 光学系セットアップ

飛行姿勢計測は、直接撮影によって撮られるプロジェクトイル表面に施したマーキングの変位量から幾何学的に算出する。

3 実験条件

図13に示す鈍頭型軸対称模型の近傍場圧力波形を計測した。この模型の鈍頭形状は、NASA超音速風洞においてプローブによる近傍場圧力計測⁴⁾に用いられたもので、風洞実験データが存在することから弾道飛行装置における近傍場圧力波形精度の比較検証に用いた。ただし、NASAで実施された模型はスティングに支持されているため、本実験では、模型先端から発生する圧力波形のみ比較検証として用いた。

本実験で用いたプロジェクトイルおよびサボを図14に示す。プロジェクトイル(炭素鋼およびアルミニウム, 10.7g)は4分割サボ(ポリカーボネイト樹脂, 83.9g)で覆われている。飛行姿勢計測のため、プロジェクトイル後方(アルミニウム部)の表面には円周方向90° 間隔に4本のラインと後端から15 mmの円周上に1本のラインをマーキングした。

実験は計測室を50 kPa (Air) に減圧し、高速度ビデオカメラは撮影速度16 μ s, 露光時間4 μ sで撮影した。NASA風洞実験データと一致させるため近傍場計測高さは $H/L=5$ とし、飛行マッハ数は $M_\infty = 1.41$ を設定値とした。

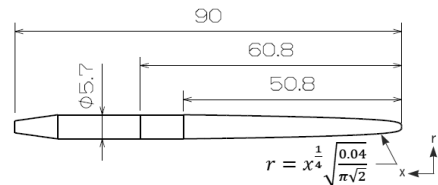


図13 鈍頭型軸対称模型形状

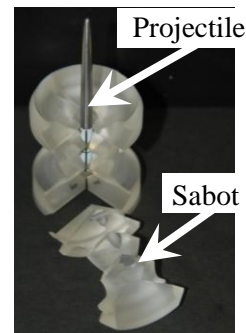


図14 軸対称プロジェクトイルとサボ

3-2 結果および考察

1 飛行姿勢計測結果

図15にプロジェクトイル表面と衝撃波の同時可視化結果を示す。プロジェクトイル表面のマーキング変位量からヨー角, ロール角を算出し, 全長の傾き

からピッチ角を計測した（図16参照）。ここで、プロジェクトイルが可視化領域に到達した時間を0 μ sとし、計測データのプロットに最小二乗法による線形近似を行った。近傍場圧力計測時の飛行姿勢は、図8の飛行姿勢結果と衝撃波可視化画像からピッチ角=1.08 deg, ヨー角=-3.38 degおよびロール角=-8.52 degであった。

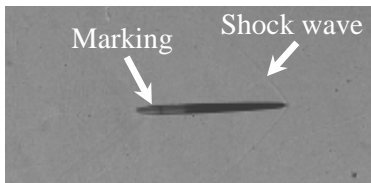


図15 衝撃波と模型表面の同時可視化画像

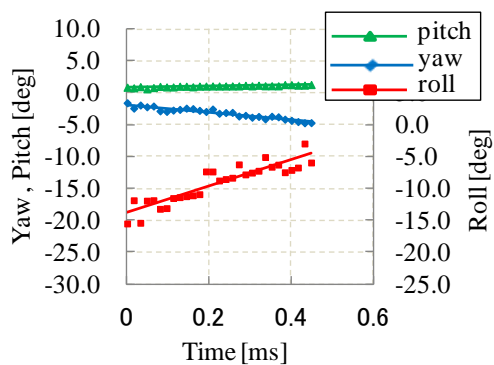


図16 飛行姿勢計測結果

2 計測波形の精度検証

本実験で計測した圧力波形とNASAの風試波形を比較した結果を図17に示す。圧力波形は定性的によく一致している。本実験は風洞実験条件のマッハ数および飛行姿勢が異なるため（表1参照），最大ピーク圧は風洞実験波形と一致しなかったと考えられる。

表1 風洞実験と弾道飛行実験の実験条件

	マッハ数	姿勢 [deg]
風洞実験	1.41	0
弾道飛行実験	1.44	Pitch = 1.08 Yaw = -3.38 Roll = -8.52

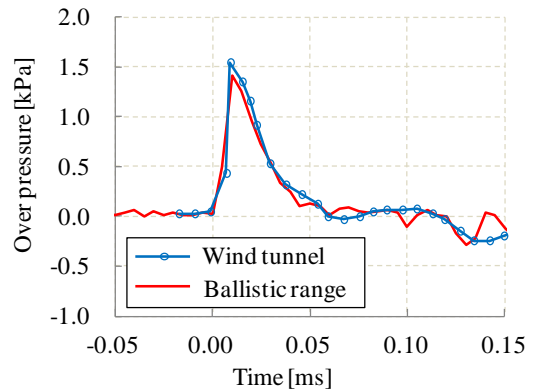


図17 弾道飛行実験と風洞実験の比較

4. 超音速風洞設置

流体科学研究所衝撃波関連施設に超音速風洞を設置する計画がある。本超音速風洞装置は、室蘭工業大学機械システム工学科（現：機械航空創造系学科）に平成11年に設置されたマッハ4超音速風洞装置^{5,6}のうち、高圧タンク、ノズル部、測定部などの主要部品を室蘭工業大学 杉山 弘 名誉教授、齋藤 務 教授のご厚意により、衝撃波関連施設に譲り受けたものを再構築し設置するものである。

4-1 風洞性能

室蘭工業大学設置時の超音速風洞は、吹出し吸込み式超音速風洞であり、高圧タンク（9m³，1MPa），真空タンク（33m³，15kPa以下）を用いて、ラバルノズルを通して所定のマッハ数まで加速され測定部で超音速流れを生成し、種々の超音速流れに関する実験が行える装置である。ラバルノズルは、二次元ノズルでマッハ4とマッハ2の2種類が用意され、実験条件によって交換される。

図18に測定部の外観を示す。測定部内部寸法は80mm×80mm×1500mmであり、側面には光学可視化用窓（BK7）が2箇所取り付けられており、測定部内部の光学可視化が可能である。測定部可視化窓の上壁には、壁面静圧孔が20mm間隔で44個設けられている。

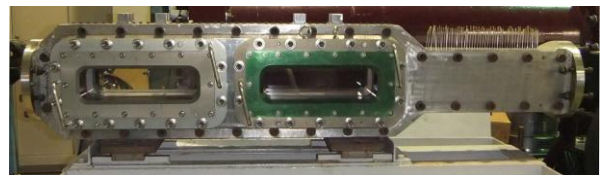


図18 超音速風洞測定部

本超音速風洞の作動時間を表2に示す。作動時間は、マッハ2で15秒間、マッハ4で20秒間であり、マッハ4の場合の主流のレイノルズ数は $Re=2.6 \times 10^7 m^{-1}$ であ

った。

表2 超音速風洞の作動時間

	Working time (sec)
Mach 2	15
Mach 4	20

4-2 風洞移設・稼働

図19に超音速風洞設置概念図を示す。現在、衝撃波関連施設での超音速風洞移設・稼働のため、施設内へ高圧タンクを設置する準備を行っている。高圧タンク設置後、風洞として稼働できるよう配管を行って行く予定である。高圧タンク、ノズル、測定部、デヒューザ、低圧側タンクの順に配管される。低圧側タンクとして、弾道飛行装置の測定部（回収タンク）（直径1.66m、長さ12m、容量約25m³）を真空にして使用する計画である。初期段階でオリジナルの風洞性能を再現するのは難しいが、配管を完了し、始動試験と改良を繰り返し行い、性能を改善していきたいと考えている。

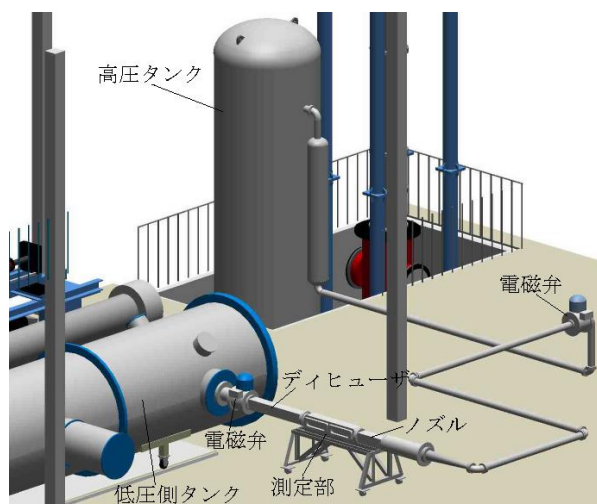


図19 超音速風洞設置概念図

4. まとめ

東北大学流体科学研究所衝撃波関連施設の中核をなす弾道飛行装置において現状・改修計画、それを用いた実験の現状と、設備の拡充計画について報告した。本施設は共同利用設備であり、外部利用が可能である。外部からより有効な利用法をご提案いただければ幸いである。

5. 参考文献

- 1) 豊田篤, 大久保正幸, 大林茂, 清水克也, 佐宗章弘, バリステックレンジを用いた超音速複葉翼低ブーム特性の検証実験, 第41 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2009 論文集, p. 71 (2009).

- 2) 久保田怜, 島本聡, 手塚還, 沼田大樹, 安養寺正之, 高山和喜, 極低温環境下におけるCFRP複合材料の高速衝突特性について, 実験力学 (2010), Vol.10, No.1, pp.110 -115.
- 3) J. G. Callaghan: A Feasibility Investigation Concerning the Simulation of Sonic Boom by Ballistic Models, NASA CR-603, 1966.
- 4) H. W. Carlson, R. J. Mack, and O. A. Morris: A Wind - Tunnel Investigation of the Effect of Body Shape on Sonic - Boom Pressure Distributions, NASA TN D-3106, 1965.
- 5) 杉山弘, 溝端一秀, 新井隆景, 福田浩一, 孫立群, 遠藤清和, 広島敬之, 室蘭工業大学新設マッハ4超音速風洞の気流特性および衝撃波と乱流境界層の干渉現象に関する研究, 室工大紀要, 第51号, pp.57-62 (2001) .
- 6) 福田浩一, 杉山弘, 溝端一秀, 遠藤清和, 孫立群, 広島敬之, 衝撃波を伴う超音速内部流動に関する研究 (マッハ4疑似衝撃波の内部構造に関する実験的研究), 日本機械学会論文集 (B編), 69巻683号, pp.10-16 (2003) .