特集 新しい空力研究設備と試験計測技術 (その2)

大型反射衝撃風洞とその計測技術*1

武石 賢一郎*2・松浦 正昭*2

坂村 芳孝*3・李 民揆*3

西田 迪雄*3

Key Words: Shock Tunnel, Aerodynamic Heating, Heat Transfer, High Speed Flow Instrumentation

1. はじめに

三菱重工業(株)高砂研究所においては、1986年10月にパイロット衝撃風洞を建設し、風洞の特性試験、伝熱研究への応用を目指した基礎研究を実施し衝撃風洞がガスタービンのごとき高温高压下のタービン翼回りの伝熱研究に非常に有効な設備であることを明らかにした。この成果をもとにして、熱気流の持続時間が数msと短時間ではあるが、高温高压の条件下での実機相当の流量で回転するタービン試験が出来る大型反射衝撃風洞¹⁾の建設に着手し、1989年11月設備を完成させた。本設備は、高温高压の熱気流を発生させる事によって、ガスタービンのタービン翼回りの伝熱研究に供するとともに、極超音速流における物体の空力加熱研究にも供される。

本論文では、大型反射衝撃風洞設備と、宇宙往還輸送機先端部を模擬した双曲物体まわりの熱流束基礎研究に用いている計測技術について述べる。

2. 反射衝撃風洞

反射衝撃風洞の配置図を第1図に、また主要目を第1表に示す。高压管は、全長13m、内径210mmで耐圧は200 kg/cm²である。低压管は、全長17m、内径210mmで同耐圧を有す。高压管、低压管はステンレス鋼で製作されており、内面は軽ピストンが滑らかに運動出来るよう、又試験気体をピストンにより断熱圧縮出来るよう仕上っている。

駆動気体としては、空気またはヘリウムを用いることが出来る。1日数回の実験を可能とするため、耐圧

200 kg/cm²、容積2.5 m³の貯気槽を有している。駆動気体にヘリウムを用いた場合、空気と混合したヘリウムを、隣接する超電導実験センター内のヘリウム精

著者紹介

武石 賢一郎

昭和23年生。大阪府出身。昭和49年大阪大学基礎工学部機械工学科大学院修士課程修了。同年三菱重工業(株)に入社。現在、高砂研究所燃焼伝熱研究室主務。高温ガスタービン、高速気流の伝熱研究に従事。日本機械学会、日本ガスタービン学会、日本伝熱学会各会員。

松浦 正昭

昭和29年生。大阪府出身。昭和48年大阪市立都島工業高校卒業。同年三菱重工業(株)に入社。現在高砂研究所燃焼伝熱研究室。高温ガスタービン、高速気流の伝熱実験研究に従事。日本機械学会各会員。

坂村 芳孝 (学生会員)

昭和41年生。山口県出身。平成元年九州大学工学部航空工学科卒業。現在同大学大学院博士後期課程に在学中。再突入非平衡空気力学の研究に従事。日本機械学会各会員。

李 民揆 (学生会員)

昭和43年生。韓国大田市出身。平成元年韓国忠南国立大学工学部卒業。現在九州大学大学院博士後期課程に在学中。衝撃波気体力学の研究に従事。日本機械学会、日本数値流

体力学会各会員。

西田 迪雄 (正会員)

昭和15年生。大阪府出身。昭和43年京都大学大学院博士課程修了。同年京都大学工学部航空工学科講師。同大学助教授をへて、平成元年より九州大学工学部航空工学科教授。再突入非平衡空気力学、高温気体力学、衝撃波気体力学の研究に従事。日本機械学会、日本流体力学会、日本数値流体力学会、可視化情報学会各会員。

*1 平成5年4月7日、日本航空宇宙学会第24期年会講演会にて講演。平成5年9月6日原稿受理 Large-Scale Shock Tunnel and Its Instrumentation

*2 三菱重工業(株)高砂研究所 Kenichiro TAKEISHI, Masaaki MATSUURA

*3 九州大学工学部航空工学科 Yoshitaka SAKAMURA, Min Gyoo LEE and Michio NISHIDA

第1図 三菱重工業(株)高砂研究所大型反射衝撃風洞設備

第2図 三菱重工業(株)高砂研究所大型反射衝撃風洞設備全景

第1表 反射衝撃風洞の主要要目

項 目		
高 圧 管 全 長	l_1 m	13.0
低 圧 管 全 長	l_2 m	17.0
高圧管・低圧管内径	d mm	210
駆 動 ガ ス		Air 又は He
駆動ガス初期圧力	P_0 kg/cm ²	200
駆動ガス初期温度	T_0 K	300~500
試 験 ガ ス		Air
試験ガス初期圧力	P_1 kg/cm ²	0.01~5.0
試験ガス初期温度	T_1 K	300 K

製装置（能力 50 Nm³/h）で精製し全量を回収している。

ラバルノズルは、頂角 30°, 出口径 1000 mm, 300 mm の 2 種で、公称マッハ数はそれぞれ 8 および 4 である。ダンプタンクは内径 2.5 m, 全長 5 m, 容積 25 m³ の円筒で、内面にはエポキシ樹脂塗装を施し気密を保っている。ダンプタンクの耐圧は 2 kg/cm²G で、到達真空度は 10⁻² Torr である。

設定した任意の圧力比で隔膜を破るため、2 段隔膜を用いている。これは、隔膜を 2 枚使用し、隔膜の間に高圧室と低圧室の中間の圧力の空気を封入し、運転開始時にこの空気を大気に急激に放出することによって 2 段膜を破る方法である。膜としては、厚さ 5~8

mm の焼なましたアルミニウム板を使用している。ラバルノズルの入口の第 2 隔膜には、低圧管とダンプタンクの圧力差が小さいことから、マイラー膜を用いている。大型反射衝撃風洞の全景を第 2 図に示す。

3. 反射衝撃風洞の性能

3.1 風洞の特性 駆動気体にヘリウム、試験気体に空気をを用いた場合の、本設備の試験可能範囲の例を第 3 図に示す。熱気流の持続時間は、テイラリング条件に設定する事により非テイラリング条件に比べ 5~8 倍長くすることが出来る。非テイラリング条件での熱気流の持続時間は、4~6 ms である。

駆動気体、試験気体に空気をを用いた場合の、隔膜前後の初期圧力比 P_0/P_1 と衝撃波マッハ数との関係について、測定した結果と解析の比較を第 4 図に示す。境界層の発達等で実験値は解析値に比べ約 5% 低めであるが良く一致している。

ラバルノズルの出口におけるマッハ数分布をピトー管により計測した。出口径 300 mm の場合の測定結果を第 5 図に示す。歪ゲージ型の圧力センサーの特性を校正する目的でノズルの中心より半径 20 mm の位置で 0°, 90°, 180°, 270° の方向にピトー管を取付け、圧力を計測することにより、センサー間の特性の違いを把握した。第 5 図に示すノズル出口のマッハ数分布は、±2% の範囲で一様である。この不均一は、センサーの特性に依存している。

第3図 反射衝撃風洞の作動域例

第4図 初期圧力比 vs. 衝撃波マッハ数

第5図 出口径 300 mm のノズル出口のマッハ数分布

3.2 数値解析 入射衝撃波が超音速ノズルに入射後、ノズルが始動するまでの始動過程の流れは非常に複雑である。衝撃風洞のノズルの始動特性と衝撃波の伝播挙動を調べるため数値解析を進めている²⁾

反射衝撃風洞とその始動過程を示す波動線図を第6図に示す。ノズル内に誘起された流れがスロートでチ

第6図 反射衝撃風洞の波動線図

第7図 始動過程の圧力分布

ョークすると、主衝撃波によって圧縮された気体の圧力 P_8 (ノズルのスロートから生じる接触面前後の圧力は等しいので $P_8 = P_7$ である) と、反射衝撃波によって加圧された領域5の気体が、ノズル内で膨張した際の圧力 P_6 とは、連続的につながらず、衝撃波を生じる。これは、領域6の流れが超音速であることから、流れに逆らう向きの衝撃波であるが、気流速度が大きいと押し流され、第7図に示すようにノズルの下流方向に移動する。これは、始動衝撃波と呼ばれ、主衝撃波が出口を抜けてから始動衝撃波が出口を出るまでが、ノズルの始動過程で、その時間が始動時間である。その後、接触面が到達するまでの一様流れが実験に供される持続時間である。衝撃風洞では、始動時間を出来るだけ短くして、一様流れの持続時間をその分だけ長くする必要がある。

前述した、出口径 1000 mm、全長 1740 mm、開口比 184、設計出口マッハ数 7.9 のノズルの解析を、衝撃波と接触面を振動なく鋭く捕らえる Harten-Yee の2次精度風上 TVD スキームを用いて解析した。第8図は、入射衝撃波マッハ数 3、ノズル初期圧力 0.1 で数値解析した(等密度線図)結果で、第2隔膜の破膜前後のスロート付近の流れ場の様子を示している。図中で t^* は D/A_1 (D : 衝撃波管直径, A_1 : 入射衝撃波前方の音速) で無次元化された時間である。又、I.S. = 入射衝撃波, R.S. = 反射衝撃波, S.S. = 始動衝撃波, C.S. = 接触面, P.S. = 主衝撃波である。

第8図 第2隔膜破膜後の流れ場 $M_0=3.0$, $P_0/P_1=0.1$
(上半部密度, 下半部対数密度)

4. 計測システム

反射衝撃風洞で得られる高温高压の気流を用いて熱流束測定試験を進めている。熱気流の持続時間は、数msと短いため、局所熱流束を計測する手法として、物体表面の温度変化から求める非定常法を用いている。この手法は、気流温度が変化する場合の、半無限個体上の表面温度変化を一次元非定常熱伝導方程式を解き、これより熱流束を求める方法である。熱流束 q が一定の場合式(1)で表せる³⁾。

$$q = \left(\frac{\pi \rho C_p \lambda}{t} \right)^{1/2} \left\{ \frac{T(t)}{\sqrt{t}} + \int_0^t \frac{T(t) - T(\tau)}{(t-\tau)^{3/2}} d\tau \right\} \quad (1)$$

ここで C_p : 比熱, T : 温度, t : 時間, ρ : 密度, λ : 熱伝導率。

表面温度の計測には、応答性が良く耐熱性があり、経時変化が無くかつ任意の物体形状に取付可能な構造として第9図に示す白金薄膜抵抗体からなるゲージを

第9図 熱流束ゲージ

第10図 データ処理システム

製作し用いている。直径 1.6 mm のアルミナ製基材に白金リード線を付け、表面をリード線ごと研磨した面に白金を蒸着し、その後白金薄膜を YAG レーザを用いてトリミングし所定の約 $40\ \Omega$ の抵抗値に仕上げたものである。測温抵抗部の面積は $0.5\text{ mm} \times 0.5\text{ mm}$ であり、供試体の寸法を選べば十分局所計測が可能である。

圧力計測として、歪ゲージ型の超小型 (直径 1.5 mm) の圧力センサーを用いて、供試体表面の静圧分布を計測している。熱流束および圧力の計測のデータ処理システムを第 10 図に示す。光学計測としては、 300ϕ の (カラー) シュリーレン装置と高速ビデオカメラにより流れの計測を行なっている。

5. 双曲物体を用いた熱流束計測

宇宙往還輸送機を開発する上で最も重要な問題の一つに、大気圏突入時の空力加熱がある。特に機体の先端部は、非常に熱流束が高い。そこで、迎角を有する機体のノーズコーン部を双曲物体で近似し、高速気流中に置かれた双曲物体まわりの流れと熱流束の計測を

第 11 図 双曲物体の寸法

第 12 図 ゲージの取り付け状況

行ない、解析手法の精度検証のベースとなるデータの蓄積を行なっている。

試験に供した双曲物体の形状を第 11 図に示す。双曲物体の表面には、4 項に記した熱流束ゲージをよどみ点を含め 11 点、また静圧分布を計測するため歪ゲージ型の圧力センサーを 10 点取り付けしている。これらのセンサーを取り付けた状況を第 12 図に示す。実験は、出口径 300 mm のノズルを用いて実施された。供試体をノズル出口に取り付けている状況を第 13 図に示す。

第 13 図 ノズル出口への取り付け状況

第 14 図 双曲物体面上の熱流束計の応答波形

第 15 図 双曲物体まわりの熱流束

第16図 双曲物体のシュリーレン写真

試験は、第5図に示したノズル出口の測定条件で実施された。双曲物体表面に取り付けた熱流束ゲージの応答波形の例を第14図に示す。図に示された応答波形より双曲物体表面温度の変化を求め、この温度変化より各時刻の熱流束を式(1)より求めた。

双曲物体が $M=5.9$ の気流中に置かれた場合の物体まわりの流れ場および表面での熱流束を軸対称 VSL 法により数値解析した。解析値と計測値を比較したところ、表面の静圧分布は非常に良く一致した。表面の熱流束分布の解析値と計測値の比較を第15図に示す。よどみ点から表面に沿って下流にむかう距離 S 、曲率 Rn とするとよどみ点近傍の $S/Rn=0\sim0.4$ において

は、解析値と計算値は良く一致している（ここでは示されていない）。しかし、 $S/Rn=0.4\sim1.2$ では、解析値は計算値より 30%~50% 高目の値となっている。更に後流の $S/Rn>1.4$ では、両者は良く合っている。

第16図にシュリーレン写真を示す。衝撃波の離脱距離は、VSL 法⁴⁾による数値計算結果と良く一致することがわかった。今後、熱流束の不一致部の原因を解析・計測の両面から検討する。

6. あとがき

三菱重工業(株)高砂研究所の大型反射衝撃風洞設備の概要とその計測技術を紹介した。今後、本設備をガスタービンの伝熱研究、宇宙往還輸送機の極超音速気流中での空力加熱、衝撃波と境界層の干渉等の伝熱問題の解明および CFD の精度検証に活用していく考えである。

参考文献

- 1) Dunn, M. G., et al.: Instrumentation for Gas Turbine Research in Short-Duration Facilities, SAE Paper 841504, 1984.
- 2) 李 民撰, 他: 衝撃風洞ノズルの始動過程の数値計算, 平成4年度衝撃波シンポジウム, 仙台, 1993, pp. 517-521.
- 3) Schultz, D. L., et al.: Heat-Transfer Measurements in Short-Duration Hypersonic Facilities, AGARD No. 165, 1973.
- 4) 西田迪雄, 川端 均: 空気化学反応を考慮した再突入空力加熱, 日本航空宇宙学会誌, **36**, 411 (1988), pp. 160-166.