

403 スペースプレーンの空力特性解明のための地上実験装置の構築 —ルートヴィーク管と6分力天秤計測システムの設計・試作—

Construction of a Ground Facility for Characterization of Spaceplane Aerodynamics: Design and Construction of a Ludwig Tube and a Six-component Balance Measurement System

○学 中谷 淳, 学 柿崎 俊裕 (室蘭工大・院), 正 溝端 一秀, 正 杉山 弘 (室蘭工大)

Jun Nakaya, Toshihiro Kakizaki, Kazuhide Mizobata and Hiromu Sugiyama
Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido

In order to establish a supersonic/hypersonic ground test facility for clarifying aerodynamic characteristics of prospective Japan's own space planes, advantages of Ludwig tubes are described. Design points of a Ludwig tube are proposed for up to Mach 6 on the basis of quasi-one-dimensional flow analysis. Its primary components, such as high-pressure tubes and a high-speed opening valve, are produced and assembled. A six-component internal balance for measuring aerodynamic forces and moments is introduced and being calibrated. In addition, a mechanism for actuating the balance and setting its angles of attack and yaw is designed and installed.

Key Words: Ludwig Tube, Six-component Balance, Supersonic/Hypersonic Aerodynamics, Spaceplane

1. 研究背景と目的

先進諸国において進められているスペースプレーン開発のためには、超音速、極超音速飛行時の気体周りの流れ構造や特性、そして流れが機体に及ぼす力・モーメントの影響、すなわち空力特性を解明することが重要である。機体周りの流れ構造は、その流れに元来含まれている乱れの強さや Reynolds 数に大きく影響される。従って、空力特性を調べるための風洞は、実際の飛行環境・条件に対応した“低乱れ”、“高 Reynolds 数”の流れを生成出来なくてはならず、また供試体周りの流れが静定するのに十分な一樣流持続時間が得られなければならない。このような要求を満たす風洞としては、ルートヴィーク管が最適である^{1),2)}。本研究では、Mach 6 までの低乱れ、高 Reynolds 数の極超音速流を生成出来るルートヴィーク管の設計・試作と、供試体に及ぼされる力・モーメントを測定するための計測装置である天秤システムの導入・検定を行い、スペースプレーンの空力特性を解明するための地上実験装置の構築を目指す。

2. 構築する実験装置の概要

ルートヴィーク管は、長い貯気管の中に蓄えられた高压空気を、弁を急開口することでノズルに導き膨張させ、短時間の極超音速流を得るものである。管内の高压空気を静かに膨張、加速させるため、乱れの少ない流れを生成でき、衝撃波圧縮による加熱を伴わないので Reynolds 数を高め易い。貯気管内を膨張波が往復するのに要する時間が一樣流持続時間となる。例えば、貯気管長さを 12m とすると一樣流持続時間は 70msec となり、これは供試体周りの流れが静定するのに十分である。

天秤とは静的空力荷重を測定するための装置である。本研究では、スペースプレーンを想定したサブスケールモデルが受ける 3 方向の空気力と 3 方向の空力モーメントを測定できる 6 分力内装天秤を使用する。内装天秤の荷重感知要素には歪みゲージが用いられる。モデルを介して天秤に及ぼされた空力荷重によって天秤に歪みが生じ、その歪によって歪ゲージに生じた抵抗変化を電気的に計測する。このような測定原理に基づく内装天秤の特徴としては、小型軽量のために測定対象物の応力状態を乱さずに測定できる点、周波数応答性に優れており急激な応力変化に追従できる点、複数点を同時に観測し出力が電気量であるためデータ処理が容易な点、標点距離を短くし局所的な評価が出来る点などが挙げられる⁹⁾。

本研究で完成を目指しているルートヴィーク・天秤システムの模式図を Fig. 1 に示す。

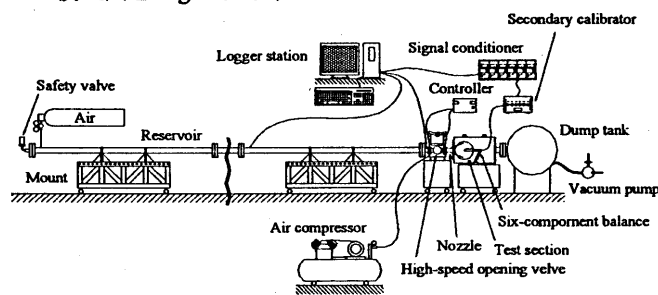


Fig. 1. The outline of hypersonic Ludwig/balance experiment system.

3. 各構成要素の設計と試作

3. 1. ルートヴィーク管の設計と試作

①数値解析: Fig. 2 にルートヴィーク管の定常流れの模式図を示す。流れ場は非粘性準一次元として作動特性を調べる。圧力、温度、密度、音速、流速、Mach 数、断面積、Reynolds 数をそれぞれ p , T , ρ , a , u , M , A , Re で記し、領域①~④における量を添字 1~4 で区別する。また、比熱比、ガス定数は γ , R で表し一定値とする。領域①②③の流れは等エントロピ的であるので、等エントロピ関係式、領域③~④へは膨張波が進行しているので Riemann 不変量一定の式を用いる^{3),4)}。

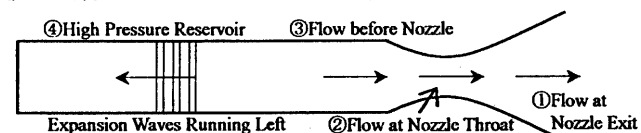


Fig. 2. Steady state flow field through the Ludwig tube.

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

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

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

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

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

一方、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貯気管圧力 p_4 、温度 T_4 を設定する必要がある。窒素凝結温度 T_{liq} はノズル出口圧力 p_1 に依存し、 $p_1 \geq 0.005 \text{atm}$ の場合は経験的に次式で表される。

$$T_{liq} = \frac{336.3}{\log_{10} p_1 - 4.114} \dots (8)$$

作動気体を空気 ($\gamma=1.4$, $R=287.1 \text{J/kgK}$) とし、貯気管とノズルスロートの断面積比 $A_4/A_2=3, 5, 10$ の時のノズル出口 Mach 数 M_1 とノズル出口温度比 T_4/T_1 、およびノズル出口圧力比 p_4/p_1 との関係を図 3, Fig. 4 に、断面積比 $A_4/A_2=100$ 、貯気管圧力 $p_4=10, 20, 50, 100$ とした時の M_1 とノズル出口 Reynolds 数 Re_1 との関係を図 5 に示す。この解析結果はノズル出口温度 T_1 を式(8)の T_{liq} に一致させたものであり、窒素凝結を防ぎつつ最も高い Reynolds 数を得る条件に対応している。

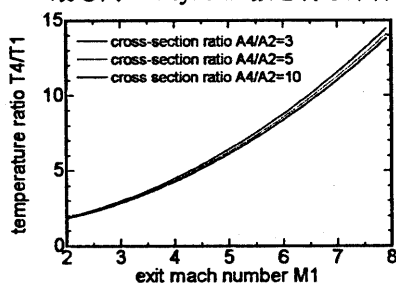


Fig. 3. Relation between M_1 and T_4/T_1 .

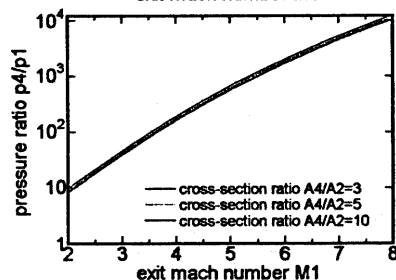


Fig. 4. Relation between M_1 and p_4/p_1 .

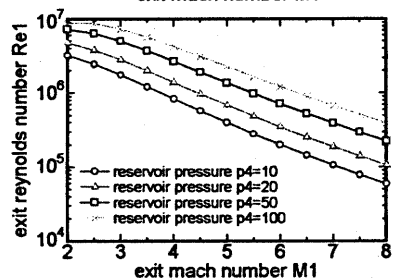


Fig. 5. Relation between M_1 and Re_1 .

上記の解析から設計点として以下の作動条件を選定する。

- a) Mach 数 2 の作動条件: $p_4=10.7 \text{atm}$, $T_4=290 \text{K}$, $p_1=1.0 \text{atm}$, $Re_1=1.2 \times 10^6 / \text{cm}$, $T_1=147.5 \text{K}$ 。なお、 $T_{liq}=8.81 \text{K}$ 。
- b) Mach 数 3 の作動条件: $p_4=15 \text{atm}$, $T_4=290 \text{K}$, $p_1=0.3 \text{atm}$, $Re_1=1.0 \times 10^6 / \text{cm}$, $T_1=94.8 \text{K}$ 。なお、 $T_{liq}=72.4 \text{K}$ 。
- c) Mach 数 6 の作動条件: $p_4=80 \text{atm}$, $T_4=520 \text{K}$, $p_1=0.05 \text{atm}$, $Re_1=6.2 \times 10^5 / \text{cm}$, $T_1=62.4 \text{K}$ 。なお、 $T_{liq}=61.9 \text{K}$ 。

②貯気管の試作: 上記の設計点に性能的、強度的余裕を見て温度 550°C において圧力 100atm に耐え得る、長さ 12m の貯気管を高圧ガス保安法に準拠して設計、試作した。取り回し、設置を容易にするために 4m 毎に 3 分割しフランジ接続する。

③高速開閉弁の試作: 本研究のルートヴィーク管の構成要素として最も肝心なものは、 10msec 程度の時間で障害物の全く無い直線流路を開くことが出来る高速開閉弁である。本研究

では空圧揺動式アクチュエータ、フルボア型ボールバルブ、専用架台、電磁弁、Quick Exhaust Valve、光電スイッチ、光電スイッチアンプ等を用い、組み立て・調整を行い試運転した。その結果、 10atm の駆動空気圧によって約 13msec で開口することを確認した。

④超音速ノズルの試作: ノズルとしては、加工の容易さと平行流を得る目的とから軸対称輪郭型ノズルを採用する。Foelsch の方法による形状設計データを利用して Mach 数 2, 3 のノズルを試作した⁹⁾。

3. 2. 天秤システムの設計と試作

ルートヴィーク管と組み合わせる測定装置として、6 分力内装天秤を用いた天秤システムを試作した。天秤の出力信号は 2 次校正器、シグナルコンディショナを通りログステーションで記録される。また、気体の空力特性を詳しく調べるためには、供試体に様々な迎角、ヨー角を与えた状態で計測を行う必要がある。そこで天秤の支持器としてステップモーターによって迎角、ヨー角を変角制御可能な機構を設計・試作した。

4. 通風試験

試作した貯気管、高速開閉弁、Mach 数 2 のノズル、等を用いて超音速ルートヴィーク管を組み上げ、通風試験を行った。作動条件は貯気管圧力 12.1atm 、貯気管内空気温度 290K 、ノズル出口は大気開放である。また、ノズル出口の流れ模様をシュリーレン法によって可視化すると共に高速開閉弁の直近に圧力センサーを取り付け、貯気管内圧を測定した。Fig. 6 にノズル出口流れの様子を示す。僅かに過膨張のため弱い圧縮波が生じている。また、Fig. 7 に高速開閉弁直近の圧力履歴を示す。圧力は階段状に低下し、膨張波通過後の圧力は、3.1 で述べた理論値に良く一致している。

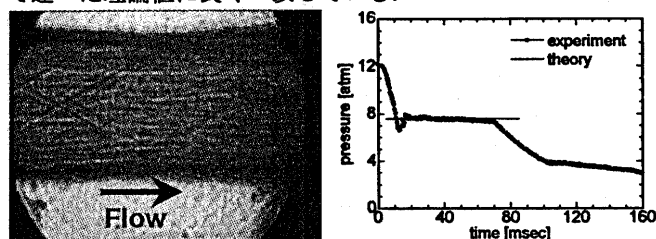


Fig. 6. Flow at nozzle exit. Fig. 7. History of pressure near valve.

5. まとめ

本研究ではスペースプレーンの超音速・極超音速域における空力特性を解明するために必要な地上実験装置としてのルートヴィーク・天秤システムの構築を目指し、超音速ルートヴィーク管と天秤システムを設計・試作し、ルートヴィーク管の通風試験と変角機構付天秤システムの作動試験を行った。

参考文献

- 1) Park C., 日本の再使用型打ち上げ機に向けて, 平成 9 年度衝撃波シンポジウム, 埼玉大学, 1998 年 3 月 20 日~22 日
- 2) Dunn M.G, Lordi J.A., Wittliff C.E. and Holden M.S., "Facility Requirements for Hypersonic Propulsion System Testing", AIAA Paper 89-0184, January 1989.
- 3) 生井武文, 松尾一泰, 圧縮性流体力学-内部流れの理論と解析, 理工学社, 1994.
- 4) 生井武文, 松尾一泰, 衝撃波の力学, コロナ社, 1983.
- 5) 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.
- 6) Alan Pope and Kenneth L.Goim, "High-Speed Wind Tunnel Testing", Robert E. Krieger Publishing Company, 1965.