

## 次世代型宇宙輸送機の空力研究のための小型ルートヴィーク管の試作

## Experimental Construction of a Small Ludwig Tube for Aerodynamic Characterization of Next-generation Space Transportation Systems

○学 柿崎 俊裕 (室蘭工大院)  
正 杉山 弘 (室蘭工大)  
学 名達 光洋 (室蘭工大院)

正 溝端 一秀 (室蘭工大)  
正 中谷 淳 (室蘭工大院)

Toshihiro KAKIZAKI, Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido, 050-8585 Japan  
Kazuhide MIZOBATA, Muroran Institute of Technology  
Hiromu SUGIYAMA, Muroran Institute of Technology  
Jun NAKAYA, Muroran Institute of Technology  
Mitsuhiro NADACHI, Muroran Institute of Technology

Key Words: Ludwig tube, aerodynamics, space transportation, wind tunnel

## 1. 緒言

次世代型宇宙輸送システムの理想的形態である全再使用型有翼機 (スペースプレーン) の開発には, 超音速・極超音速域での空力特性の解明が不可欠である。スペースプレーンの空力研究に用いる地上実験装置には, 低乱れで高レイノルズ数の流れを, 供試体周りの流れが静定するのに十分な時間生成する能力が求められる。以上の条件を満たすルートヴィーク管の構築が, 本研究の目的である。

## 2. ルートヴィーク管の原理と特徴

ルートヴィーク管は, 高圧空気を蓄える長い貯気管, 下流へ流れを導く弁, 空気を超音速に加速するラバルノズル, 空力特性を測定する測定洞, および流れを吸い込むダンプタンクで構成されており, 衝撃波風洞とよく似た構造をしている。超音速/極超音速風洞や衝撃波風洞と比較すると, 乱れが小さく高レイノルズ数の流れを生成でき, 建造や維持管理の費用が小さくてすむ, といった利点がある。

## 3. 流れの解析および設計点の選定

流れ場を非粘性準一次元と仮定し, その作動特性の解析を行なった。その際には, 窒素凝結温度の経験式を用いて, ノズル出口温度が窒素凝結温度以下にならないよう貯気管圧と温度を設定するため, 繰り返し計算した。これにより, ノズル出口温度が窒素凝結温度より高くありつつ, レイノルズ数が最大の値をとるように設計点を選定した。

マッハ数 2~6 の設計点を Table.1 に示す。ノズル出口マッハ数 4 以上では, 作動気体を過熱する加熱貯気槽が必要となる。

Table 1. The selected design points for experimental construction of a Ludwig tube.

Exit Mach number	2	3	4	6
Reservoir pressure [atm]	10.7	15.0	20.0	80.0
Reservoir temperature [K]	290	290	300	520
Exit pressure [atm]	1.0	0.3	0.13	0.05
Exit temperature [K]	147.5	94.8	71.0	62.4
Exit Reynolds number [cm <sup>-1</sup> ]	1.2 × 10 <sup>6</sup>	1.0 × 10 <sup>6</sup>	9.0 × 10 <sup>5</sup>	6.2 × 10 <sup>5</sup>
N <sub>2</sub> liquefaction temperature [K]	81.8	72.4	67.0	61.9

## 4. ルートヴィーク管の試作および作動試験

貯気管, 高速開閉弁, ラバルノズル等の主構成要素を製作, 設置し, 小型ルートヴィーク管を組上げた。また, 空力特性の測定装置として, 迎角やヨー角を変角制御可能な機構を備えた天秤システムを試作した。

組上げたルートヴィーク管を用いて作動試験を行なったところ, 測定洞を取り付けた状態では流れが乱れてしまった。測定洞を取り外し, 大気開放で作動させたところほぼ適正膨張の定常流れ, および理論値によく一致する貯気管内圧力履歴が確認できた。このことから, 測定洞を設置した場合, ダンプタンクでの反射波がノズル出口の圧力を乱してしまうこと推察できる。これは, ジャットキャッチャーを導入して流れを適切に処理することで解消できる。

## 5. 結言

次世代型宇宙輸送機の空力研究に用いる地上実験装置として, ルートヴィーク管の構築を目指して, その作動特性を解析し, マッハ数 2~6 の設計点を選定した。

主構成要素の設計, 製作, 設置を行い超音速ルートヴィーク管を組上げ, また変角機構付天秤システムを試作した。作動試験を行い, 大気開放ではほぼ満足な結果を得た。

今後, ジェットキャッチャーや加熱貯気槽を設置し, ノズル流れの安定化および極超音速流の生成を目指す。

## 参考文献

- (1) Park, C., 「日本の再使用型打ち上げ機に向けて (Toward Reusable Launch Vehicle of Japan)」, 平成 9 年度衝撃波シンポジウム, 埼玉大学, 1998 年 3 月 20~22 日。
- (2) Dunn, M.G., Lordi, J.A., Wittliff, C.E., and Holden, M.S., "Facility Requirements for Hypersonic Propulsion system Testing" AIAA Paper89-0184, 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) 久保田弘敏, 「諸外国の風洞整備状況」, 日本航空宇宙学会誌 第 42 巻 第 480 号, 1994.
- (7) 第 24・25 期空気力学部門委員会, 「我が国の高速風洞整備状況」, 日本航空宇宙学会誌 第 42 巻 第 480 号, 1994.