＝ 技 術 ノ ー ト ＝ TECHNICAL NOTE

防衛大学校低温風洞の特性 (第1報)*¹

手動制御による運転

Characteristics of a Cryogenic Wind Tunnel at National Defense Academy (Part 1) The Operation with Manual Controls

山 口 裕*²・吉 田 静 之*³

Yutaka YAMAGUCHI, Shizuyuki YOSHIDA

蒲 英 樹*⁴

and Hideki KABA

Key Words: Cryogenic Wind Tunnel, Aerodynamics, Testing

Abstract

A 2-dimensional, small high speed cryogenic wind tunnel was constructed at National Defense Academy (N. D. A.) in 1985, using the stainless steels of SUS 304 and SCS 13 as materials of the pressure shell. The features of the cryogenic tunnel and its operation procedures are described. The initial operational tests were intensively performed to refine the general operation method to the optimum for the present tunnel with the original manual control systems. Those tests showed that the original control systems were fairly acceptable, but had to be modified to automatic controls for more precise control of the tunnel flow conditions at cryogenic temperature range and expanding its actual operational envelope.

1. 結 言

風洞実験のレイノルズ数を実機レイノルズ数に近づける最適な方法として、液体窒素 (LN₂と書く) を風洞風路中に直接噴霧し、その気化熱により作動気体を低温 (123 K 以下) に保つ低温風洞が NASA Langley 研究センターにより 1972 年に開発された。そして、0.3 m TCT (Transonic Cryogenic Wind Tunnel) や NTF (National Transonic Facility) が建設され、データが収集されている¹⁻⁷⁾。

ヨーロッパの NATO 加盟国も高レイノルズ数遷音速風洞の必要性を認識し、既存の風洞を低温化する一方で、共同でヨーロッパ低温風洞 (ETW) の建設を決めている⁸⁾。

日本においては 1981 年に、筑波大学に測定部断面が 0.5 m×0.5 m の低速用低温風洞が建設され⁹⁾、低速域での高いレイノルズ数流れの基礎研究に用いられている⁹⁻¹¹⁾。また 1983 年に、科学技術庁航空宇宙技術研究所 (NAL) に 0.1 m×0.1 m 断面の小型遷音速低温風洞が建設され、将来建設されるべき大型遷音速低温風洞のための基礎技術開発・研究に用いられ、貴重な成果を上げている¹²⁻¹⁷⁾。

一方、防衛大学校ではレイノルズ数の高いときの遷音速翼型の特性や流れの研究、衝撃波-境界層干渉などの高速における基礎的な研究に用いるため、NASA 方式の冷却法を採用した小型の高速低温風洞を 1985 年に建設した。本報告は防衛大学校低温風洞の概要と、低温運転に関する予備実験結果を述べるものである。

2. 防衛大学校低温風洞

防衛大学校低温風洞 (以下低温風洞と書く) 本体の概略図を第 1 図に、また主要設計仕様を第 1 表に示す。

本低温風洞は中心間距離で、長さが 5.5 m、幅が 1.2 m である。材質は縮流胴 (contraction section) と第 1 拡散胴 (1st diffuser section) がステンレス鋼 (SCS 13) である以外はすべて SUS 304 である。また本体は 9 か所の支柱により SS 41 製のベースフレーム

*¹ 平成元年 7 月 20 日原稿受理

*² 防衛大学校航空宇宙工学教室

*³ 防衛大学校理工学研究科学生 (現: 防衛庁技術研究本部第 3 研究所)

*⁴ 防衛大学校理工学研究科学生 (現: 防衛庁技術研究本部企画部)

第1図 防衛大学校高速低温風洞概略図

●: 熱電対

第2図 測定部概略図 (単位: mm)

第1表 主要設計仕様

1. 測定部	0.06 m × 0.3 m × 1.0 m
2. 速度	~157 m/s
3. マッハ数	~0.80
4. 縮流比	14:1
5. 総圧	~0.177 MPa
6. 総温	~108 K
7. 最大レイノルズ数	90×10^6 (1/m)
8. LN ₂ タンク容量	4.9 m ³
9. 断熱方式	外部断熱
10. 送風機	遠心式

上に載っているが、第1屈曲胴 (1st corner section) と第1平行胴 (1st straight diffuser) にある支柱のみがベースフレームに固定されている。この2か所が冷却による風洞本体の縮みの基準点となっている。その他の7か所の支柱は10 mm厚さのテフロン板上に載っており、長手方向に対して自由に滑り、本体の収縮

を拘束しないように考慮されている。

送風機は他の低温風洞と異なり、遠心式送風機である。この型式では羽根車の軸受が風洞風路外にあるため、軸流送風機のように軸受が直接低温の作動気体にさらされることがないので軸受の保温加熱システムが不要となり、運転制御系の簡略化が行えた。この送風機と風洞本体とは第2拡散胴 (2nd diffuser) と第1平行胴とに、それぞれペローフランジにより接続され、冷却による送風機の収縮はこれらのペローフランジにより吸収している。なお、送風機は駆動用電動機 (出力 75 kW) 基台に固定されている。また、この基台は本体のベースフレームとは独立した基礎の上に固定されている。

本低温風洞の測定部は後方移動のできる、直径約 0.7 m、長さ 1 m の円筒形プレナム室に納められている。第2図はその上半分を示す概略図である。測定部は断面が高さ 0.3 m、幅 0.06 m、有効長さ 0.72 m で

第3図 LN₂供給およびGN₂供給・排気系統図

あり、上、下壁はそれぞれ幅 3.6 mm のスロットを 2 本ずつ持ち、水平位置から 0.5° まで開くことができる。両側壁および上、下壁にはそれぞれ 10 か所に静圧タップがある。測定部後端と第 1 拡散胴の入口との間の上、下壁に続いて、それぞれディフューザフラップがあり、0° から 15° の範囲でその角度を調整できる。また測定部入口から 0.5 m 位置を中心として、直径 0.3 m の光学観測窓を取り付けることができる。

本低温風洞の保冷システムとしては、一般に用いられるグラスウールは風洞設置場所の立地条件から吸湿のおそれがあるため使用せず、主に成型発泡ウレタン材を用いている。フランジ部や成型ウレタン材間の間隙は瞬間ウレタン発泡剤により充填されている。保冷材の厚さは 10 cm である。しかしウレタン材が非常にもろいのでフェルト紙で表面を保護し、さらにこの表面での露結を防ぐために厚さ 0.3 mm の防露用鋼板により保護されている。

本低温風洞の運転には常温モードと低温モードがある。前者の作動気体として、常温の空気または窒素ガス (GN₂)、後者では低温の GN₂ が用いられる。

低温モードにおける作動気体の冷却には、NASA で開発された、LN₂ を風路内へ直接噴霧する方式を採用している。噴入する位置は第 1 屈曲胴と送風機との間にある第 2 拡散胴の中間部である。6 個の液ノズルが用いられており、それぞれ 60° 間隔で第 2 拡散胴の周上に配置されている。これらのうち、互いに 120° の間隔をなしている 3 個のノズルを一組として、合計二組の噴入系を構成している。

LN₂ 供給および GN₂ 供給、排気系統図が第 3 図に示されている。本供給・排気系での特色はプレナム室に LN₂ を直接噴霧し、冷却する系およびプレナム室

と第 4 拡散胴 (4th diffuser) を結ぶガスラインが設置されていることである。これは次のような理由による。すなわち、本低温風洞ではプレナム室が測定部と比較してかなり厚い板で作られている。そしてその熱容量は大きく、またプレナム室には実質的な流れがないので、測定部を流れる低温の GN₂ によってはプレナム室の冷却がほとんど行われないため、このままでは実験時に、測定部の熱収縮がプレナム室により著しく拘束され、大きな熱応力が発生し、測定部の破壊が生じる可能性がある。そして熱応力を構造材の許容応力以下にするためには気流の冷却速度を低くしなければならず、冷却時間が非実用的に長くなり、著しく実験効率の悪いシステムとなるからである。

気流の冷却は第 2 拡散胴から風路内へ噴入される LN₂ の流量を制御して行うが、これには LCV-1 (口径 1 インチ)、LCV-2 (口径 3/4 インチ) の開度調節と電磁弁 ELV-1、ELV-2 (口径 0.5 インチ) の ON/OFF 制御とによる。冷却用 LN₂ は公称 5 m³ のタンクから、液の一部を加圧蒸発器 EV-1 へ送り、5 気圧の GN₂ を発生させ、このガス圧により風洞本体へ圧送供給される。

風洞内に噴入された LN₂ は気化して作動気体となるが、風洞内圧を一定に保つために、余分な GN₂ を風洞外へ排気しなければならない。排気ガスは第 3 屈曲胴 (3rd corner section) と第 4 屈曲胴 (4th corner section) の中間に 90° 間隔で取り付けられた三つの排気ダクトを通り、集合された後、第 3 図に示されるように、口径 4 インチの GEV-1 と口径 2 インチの GEV-2 を通り大気中に放出される。細かい圧力調整は GEV-2 で行われる。第 3 図に示されている LN₂ 供給および GN₂ 供給・排気系の弁はすべて手動により開度調節される。

気流速度制御はサイリスタ・インバータ方式による送風機回転数制御により行う。送風機の最高回転数は2250 rpmに制限されているが、インターロックを解除すれば2750 rpmまで増速させることができる。

3. 計 装 系

本低温風洞の低温運転状況を監視するため11か所にTタイプの熱電対を設置してある。設置位置は第1図に示されている。TC-1が線径0.65 mmφ (JIS 0.4級)、TC-2が線径0.35 mmφ (JIS 0.75級) またTC-3~7は線径0.32 mmφ (JIS 0.4級)である。これらはすべてステンレス保護管におさめられた型式のものである。TC-1は気流総温用であり、TC-2、TC-3はそれぞれ測定部壁温およびプレナム室壁温測定用の熱電対である。TC-4、5はLN₂噴射ノズルのある第2拡散胴の上および下部の壁面温度計測用であり、TC-6は同じく下面に取り付けられた、底部にLN₂が溜まって、上下の温度差による破壊を防ぐために、LN₂の停留を知らせる警報灯を駆動するためのものである。TC-7は送風機出口の気流温度監視用である。これは主に常温運転モードでの出口温度を、送風機と第1平行胴とを接続しているベローフランジの強度上の上限温度(353 K)内になるよう運転制御するのに用いられる。TC-9、10はLN₂タンクから蒸発器EV-2により製造される送風機軸シールガスの温度が0°C以下にならないよう監視するためのものである。

本計装系は2台のデジタル温度計が用いられている。TC-1はこの1台に直接接続されているので、総温は常時モニターできる。一方、他の熱電対は手動の接点切換器を経由してもう1台の温度計に接続されている。これらの温度計はアナログ出力およびBCD出力をもっている。

総圧および測定部壁面圧力のみが歪ゲージ式圧力変換器を経由し運転コンソールに表示される。プレナム室圧力、送風機圧縮比等はプレナム室近くの計器盤に設置されたブルドン管式圧力計により指示される。

LN₂流量はLCV-1、2の前段に設置したオリフィス式差圧流量計により計測され、コンソール上に(l/h)の単位で表示される。

プレナム室には4か所の圧力導管接続口がある。測定部壁面圧力等はこの一つを用い、プレナム室の外部に設置されている、48ポートをもつスキニバルブに接続されている。スキニバルブのポート切換えは手動による。

4. 低温運転実験

4.1 防衛大学校低温風洞運転手順 前に述べたように、本低温風洞の温度および圧力制御系は基本的に手動制御系であるが、運転手順は他の低温風洞とほとんど同じである。すなわち、

- (1) パージング (Purging)
- (2) 冷 却 (Cooldown)
- (3) 計 測 (Testing)
- (4) 昇 温 (Warmup)

パージングは風洞内の常温空気を常温の乾燥窒素ガスに置換する操作段階である。本低温風洞では整流胴(settling chamber)からのサンプリングガスをSHAW製露点計により露点を5分間隔で計測し、-40°Cになった時をパージングの終了と定めている。

冷却(クールダウン)は気流の総温 T_0 を定格点108 K(-165°C)または所定の温度に降下させる操作段階で、LN₂を風路内へ噴入する。このクールダウンをどの程度効率よく行うかがLN₂消費量を含めた、低温風洞の実験効率に大きな影響を与える。

総温が定格点(または所定温度)に達し、総温および総圧が安定した後、計測段階となる。

ウォームアップ(昇温)は定常状態での計測終了後、風洞本体の温度を室温近くまで上昇させ、安全に送風機を停止させるための操作段階である。風洞圧力殻全体が保冷層につつまれているため、この温度上昇は大部分送風機によりなされる仕事である。本低温風洞のウォームアップでは送風機を最高回転数で運転し、プレナム室の圧力が大気圧以下にならない程度に総圧を調節する。これは駆動電動機の過負荷防止とプレナム室の気密性がやぶれた場合に対する安全対策の一つである。本風洞では総温が約283 K(10°C)、プレナム室壁温が243 K(-30°C)に達した時をウォームアップ完了としている。

4.2 クールダウンにおける温度制御 クールダウンでの気流総温の理想降下率はNAL低温風洞でのそれを参考として、常温から123 Kまでは-3 K/min、123 Kから設計点までは-1 K/minとした。この操作段階での厳密な気流温度制御条件は次の二つである。

- (1) 測定部壁温、 T_w とプレナム室壁温、 T_p との差を40 K以下とする。
- (2) プレナム室底部にLN₂を溜めない。

条件(1)は、前に述べたように測定部強度部材の熱応力をその許容応力以下に保つためのものである。また条件(2)は、プレナム室冷却のために噴入したLN₂が多すぎて底部に溜まると、プレナム室の上部と底部との温度差が100 K以上にもなる場合がある

ため、プレナム室の変形、破壊を防止するためである。

第3図に示される本システムでは、運転状況はすべて運転コンソール上の指示計に示され、それらを運転操作員が筆記し、その場でグラフにしてゆく最も原始的な計測システムであるため、温度変動に対する応答があまり高いとはいえない。

本風洞のLN₂流量等の手動制御によるクールダウンの最適手順を求める実験によって、条件(1)、(2)を同時に満足させるクールダウンは150分以上かかり、LN₂も2000 l以上消費することがわかった。したがってクールダウンをより効率的に、前述した理想総温降下率に近づけるため、条件(2)を無視し、(1)のみを守る方式に変更した。すなわち、 $N=500$ rpm に対して $\dot{Q}=800$ l/h で LN₂ の噴入を開始する。| $T_p - T_w$ | < 40 K 条件が満足されなくなると増速し、 $N=900$ rpm、 $\dot{Q}=900$ l/h で $T_0=123$ K まで下げる。123 K から 108 K までは温度降下率を -1 K/min 以内にするよう、200 rpm ずつ増速および LN₂ を増速に対応して 200 l/h ずつ増量してゆく。この方法によるクールダウン終了の送風機回転数は 1800 rpm である。なお、プレナム室への LN₂ 噴入量は操作員が LN₂ の溜まりぐあいを目で監視しながら LCV-3 により適宜調節する。 T_0 が 123 K に達すると LCV-3 を全閉としても T_p と T_w の差は 40 K 以下に保たれる。第4

第4図 温度制御パターン
 $\Delta T_{\max}=39.5$ K

図はこの方法による典型的な温度制御パターンを示す。クールダウン時間は約 80 分であり、理想総温降下率による、72 分に非常に近い値である。また消費される LN₂ 量は平均して約 1400 l となった。

4.3 計測における総温および総圧の制御 T_0 が所定の温度に達すると計測の段階に入り、気流マッハ数を調整するために送風機の回転数を変える。このとき T_0 を一定に保つために、回転数の増減に見合った LN₂ 噴入量の調節を行わなければならない。これは必然的に総圧 P_0 の制御を伴うことになる。本低温風洞の手動制御システムでは N の変化により生じた T_0 、 P_0 の変動を安定させ所定の値に保つためには、比較的長い時間が必要であるが、この整定時間をできるだけ短くし、かつ発散制御にならないような弁等の調節法を決定した。

本手動によるクールダウンで可能な最小回転数 1800 rpm から 2200 rpm までの範囲で、 N および LN₂ 噴入量に対するステップ応答実験を行い、本風洞の温度および圧力の応答特性を調べ、手動による最適と考えられる運転パラメータの制御法を見出した。第5図はこの方法により、 N が 1800 rpm から 2000 rpm に変化した場合に総温を所定温度へもどした例である。この例では N の変化に対する T_0 の整定には約 15 分かかっている。この時間を短縮するために、この例の $\dot{Q}$ (LN₂ 流量) より大きくすると圧力制御が追従できないことと、温度のオーバーシュートが大きくなり、手動による LCV-1 (または LCV-2) の調節によってはほとんど減衰しない振動状態になる。したがって第5図のように、単調に整定させるのが最も短時間にできることがわかった。また総圧については総温と比較して短時間に整定はできるが、 $\dot{Q}$ が短時間に、または

第5図 ステップ変動に対する総温制御
 $N=1800$ rpm $\rightarrow$ 2000 rpm

第6図 酸素濃度分布 (高さ: 1.5 m)

大きく変化する場合には追従できなくなる。

以上のように、本手動による温度、圧力の制御システムでは、 $\dot{Q}$ 一定により総温設定値へ回復させるしかなく、整定時間が設計運転時間の半分近くにもなるため、本風洞を実用的な風洞とするためには総温および総圧の制御系を自動制御にすることは必須であることを示している。

4.4 GN₂排気の拡散について 低温室素ガスの排気は実験室等の安全管理上重要な問題である。NASA 0.3 m TCT ではエジェクターにより低温排気室素ガスと常温空気を混合し、排気ガスの酸素濃度を16%程度にして風洞建屋の屋上から上方へ排気している。しかし本低温風洞の排気は二つのサイレンサーを通るのみで、この純粋室素ガスは高さ5 mの排気口から水平に放出される。風がほとんどない日には排気の白煙が、排気口のほぼ直下の構内道路を覆ってしまう。第6図に排気口付近の地表から1.5 mの高さでの酸素濃度をほぼ無風時に測定した結果を示している。斜線部にはさまれた部分は構内道路を表わしている。示されている数値は各格子点での酸素濃度を%で表わしたものである。ほとんどの点は正常値の20.9%であり、危険濃度である18%の点がないので、本排気口付近の1.5 m高さの点での酸欠の危険はほ

とんどないものと考えられ、ほぼ十分な拡散が行われていることを示している。

5. 結 語

SUS 304 を圧力殻とする小型高速低温風洞の手動制御による低温運転に関する予備実験から、本低温風洞の低温での取扱いおよび制御法を得ることができた。主要な事項は次のようになる。

- (1) パージングの終了は、作動気体の露点が一40°Cであれば十分である。
- (2) 手動によるクールダウンの終了送風機回転数は1800 rpm 以上である。
- (3) 計測段階で送風機回転数の大きな変化に対して総温を設定値に安定させるには15分以上かかる。
- (4) 純粋室素ガス排気でも排気口高さが5 mあれば、地表近くでの酸欠の危険はほとんどない。

その他、本低温風洞に採用されたプレナム室冷却部系が設計時に考えられたほど効率的でなく、風洞運転の安全性の点からさらに検討を必要とすることがわかった。

以上のように、本低温風洞では、手動制御による低温運転は非常に安定した計測条件を与えることが困難であるので自動制御化が必須であることを示している。

最後に、設計段階、また低温運転等に対して貴重なコメントや助言をしてくださった科学技術庁航空宇宙技術研究所の高島一明部長、澤田秀夫技官、青木竹夫技官および河崎俊夫元航空宇宙技術研究所々長、また予備実験に協力していただいた石川播磨重工業株式会社技術研究所風洞技術センターの方々に謝意を表します。

参 考 文 献

- 1) Baals, D. D.: High Reynolds Number Research, NASA CP-2009, 1977.
- 2) Gloss, B. B.: NTF Transport-Configuration Research, Proceedings of NTF Research Symposium, Dec. 5, 1983.
- 3) Kilgore, R. A. and Dress, D. A.: The Application of Cryogenics to High Reynolds Number Testing in Wind Tunnels. Part 1: Evolution, Theory and Advantages, Cryogenics, 24 (1984), pp. 395-402.
- 4) Kilgore, R. A. and Dress, D. A.: The Application of Cryogenics to High Reynolds Number Testing in Wind Tunnels, Part 2: Development and Application of Cryogenic Wind Tunnel Concept, Cryogenics, 24 (1984), pp. 484-493.
- 5) Kilgore, R. A., Adcock, J. B. and Ray, E. J.: Flight Simulation Characteristics of the Langley High Reynolds Number Cryogenic Transonic Tunnel, AIAA

- J. Aircraft, 11 (1974), pp. 593-600.
- 6) AGARD-LS-111, 1980.
 - 7) Gloss, B. B.: Initial Research Program for the National Transonic Facility, AIAA CP-841 (1984), pp. 1-11.
 - 8) AGARD-R-722, April 1985.
 - 9) 吉澤能政: 低温変圧風洞, 日本航空宇宙学会誌, 31 (1983), pp.190-196.
 - 10) 安達 勤, 松内一雄, 松田 諭, 河合達雄: 高レイノルズ数における円柱まわりの流れと抵抗, 日本機械学会論文集 (B), 51 (1985), pp.295-299.
 - 11) 安達 勤, 小野博基, 松内一雄, 河合達雄, 長 哲夫: 高レイノルズ数領域における円柱回りの流れ, 日本機械学会論文講演集, No.88-0600 A, 1988.
 - 12) 高島一明, 澤田秀夫, 青木竹夫, 関根英夫, 萱場重雄, 三堀 進: 航技研 0.1×0.1 遷音速低温風洞について, 日本航空宇宙学会第 15 期年会講演集, 1984.
 - 13) 澤田秀夫, 高島一明, 関根英夫, 中野宏之, 角田 充, 河合俊紀: 航技研低温風洞の性能 (第1報), 日本航空宇宙学会第 16 期年会講演集, 1985.
 - 14) 澤田秀夫, 関根英夫, 青木竹夫, 高島一明, 高塚 剛, 若井 洋, 服部光太郎: 航技研低温風洞の自動制御化, 日本航空宇宙学会第 17 期年会講演集, 1986.
 - 15) 澤田秀夫, 青木竹夫: 保温式低温風洞用天秤について, 第 24 回飛行機シンポジウム講演集, 1986.
 - 16) 高島一明, 澤田秀夫, 青木竹夫, 萱場重雄: 航技研 0.1 m×0.1 m 遷音速低温風洞の試作, NAL TR-910 (1986).
 - 17) 澤田秀夫: 低温風洞, 日本航空宇宙学会誌, 35 (1987), pp.285-293.