—技術ノート— TECHNICAL NOTE

防衛大学校低温風洞の特性(第2報)

常温及び低温特性^{*1}

Characteristics of a Cryogenic Wind Tunnel at National Defense Academy (Part 2) Tunnel Characteristics at Ambient and Cryogenic Temperatures

山 口 裕^{*2}・蒲 英 樹^{*3}

Yutaka YAMAGUCHI, Hideki KABA,

栗 林 伸 光^{*4}・中 内 靖 雄^{*4}

Nobumitsu KURIBAYASHI and Yasuo NAKAUCHI

Key Words: Cryogenic Wind Tunnel, Aerodynamics, Testing

Abstract

From the previous operational experience for the high speed cryogenic tunnel at National Defense Academy (NDA), its original manual control systems were partially modified, and a limited automatic control capability has been added. Though this modification was intended to improve the steady state operation, the control accuracy of both of the steady and transient operations was greatly improved, compared with that of the previous manual controls. The preliminary tunnel calibration tests were intensively performed at both of ambient and cryogenic temperatures, and the results indicate that the NDA cryogenic tunnel satisfied the assigned specifications, and has sufficient potential to perform basic airfoil testings in a cryogenic temperature range.

1. 緒 言

前報¹⁾において、防衛大学校低温風洞(以下、本低温風洞と書く)の運転実験より得られた低温運転法やその問題点等について述べた。そして、本低温風洞を実用的な風洞とするためには総圧、総温の自動制御化を行わなければならないことを示した。

本論文では、前報の結果をふまえ、計測系の改修を含めた運転制御系の一部自動化の試みと、常温と低温

における風洞特性実験結果について述べる。

2. 総圧、総温の自動制御化の試み

手動運転の経験から、低温風洞の総圧、総温の自動制御化が必須のものであることがわかった。しかし、大学の研究費程度では一度に完全な自動制御化を行うことは困難であるため、第一段階として定常運転における総圧及び総温の安定化を目的とした。またそれにともない計測系を改良した。

圧力制御に関しては前報第3図にある手動の精密圧力制御弁(GEV-2)を電動アクチュエータ付の自動制御弁(AGEV-2)に交換した。粗圧力制御弁のGEV-1はそのままである。このAGEV-2は整流胴に取り付けられた総圧測定用圧力変換器(歪ゲージ式圧力変換器)からのフィードバック信号を受けるPID調節計のアナログ信号により制御される。このPID調節計はマイクロプロセッサを内蔵した市販の汎用調節計であるが、スケーリング機能により、フィードバック信号は直読できる圧力(工学単位: kg/cm²)に換算されて表示される。ただし、本調節計は通信機能がないため、自動制御に必要な設定値や P (比例帯, %) I (積分時間, 秒), D (微分時間, 秒)等は外部の制御コンピュータにより設定することができず、調節計のキーパネルからの入力のみ有効である。

総圧制御のための最適PID値は設定圧からの変動圧力を Δp とすると、 $\Delta p = 79.3 \text{ kPa} (= 0.81 \text{ kg/cm}^2)$ を $P = 100\%$ として、常温の窒素ガスを用いた圧力応答試験により、最小時間で設定値に安定する P, I, D 値を第1次近似値として、さらに低温試験で修正を行って得た。常温の応答試験では P が50%, I が5秒、

^{*1} 昭和63年4月5日、日本航空宇宙学会第19期年会講演会にて発表。平成2年1月31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(現在:防衛庁技術研究本部企画部)

^{*4} 防衛大学校理工学研究科学生

D は 0~5 秒で良いことがわかった。しかし、低温実験で液体窒素の気化による圧力変動の大きさに追従するためには P をさらに小さくする必要があることがわかった。本低温風洞の現在最良と考えられる総圧自動制御のパラメータは次のようになった。

$$P=5\%, I=5 \text{ 秒}, D=2 \text{ 秒}$$

これらの数値による制御では $\Delta p = \pm 9.8 \text{ kPa}$ ($\pm 0.1 \text{ kg/cm}^2$) のステップ変化に対して約 40 秒で一定値となる。また定常状態での圧力制御の精度は $\pm 0.098 \text{ kPa}$ ($\pm 0.001 \text{ kg/cm}^2$) に保たれ、定常状態での計測精度の向上とともに排気弁操作要員が実質的に不要となった。ただし、前に述べたように、圧力粗調節弁の GEV-1 が手動弁のままであるため、総温を変化させる (LN_2 噴射量の変化に対応) 場合には風洞内圧が制限値を越えないようにするため、一時的に GEV-1 操作員を配置する。

本低温風洞の温度制御については、気流総温とプレナム室壁温の制御とがある。プレナム室壁温については、クールダウン (冷却) 段階で測定部の破壊を防止するために、測定部壁温との差を 40 K 以下に保つように制御しなければならないが、気流温度が所定温度に達した後はほとんど考慮する必要がないため、今回の自動制御化には含めないことにした。

前報で述べたように、本低温風洞の気流温度制御は LN_2 の流量制御で行うので、自動圧力制御弁と同じタイプの電動アクチュエータ付のニードル弁 (ALV-1) を前報第 3 図の手動弁 (LV-1, LV-2) と二つの電

磁弁 (ELV-1, ELV-2) との間に設置し、かわりに ELV-1 を撤去した。また次のステップで行う、クールダウンの自動制御のための準備と、手動弁では再現性が悪いプレナム室冷却用 LN_2 噴射量をより正確にするため、ALV-1 と同じタイプの自動弁 (ALV-2) を LV-3 の前段に取り付け、LV-3 は常時全開とした。この ALV-2 はリモート設定器により開度調節される。この改造された LN_2 供給及び GN_2 排気系の概略図を第 1 図に示す。

一般に温度と流量のような、時定数が大きく異なるものを総合したシステムで良好な制御を行うために、流量制御の希望値として温度測定制御回路からの制御信号を用いる、カスケード制御が用いられる²⁾。しかし本システムの LN_2 流量計がカスケード制御に用いるためには改造が必要であるため、自動化の第一段階として、最も単純である、総温 T_0 により LN_2 流量制御弁を直接コントロールする方式を採用した。

LN_2 流量制御 (総温制御) 用のコントローラーとしては市販の汎用デジタル温度調節計を用いた。この調節計も圧力制御用の調節計と同じく通信機能をもたないため、制御パラメータの外部設定ができない。しかし、本調節計にはオートチューニングモードがある。このモードを選択すると、調節計が自動的に 3 サイクルの全開 (100%) - 全閉 (0%) を行い、これらの入力による温度応答から最適の P, I, D 値を計算し、以後はこれらのパラメータにより温度を自動制御する。計算された PID 値はバッテリーバックアップさ

第1図 改修された LN_2 供給及び GN_2 供給・排気系統図

れた RAM に保存されている。第 1 表に設定温度を 108 K とした場合の送風機回転数 N に対する PID 値を示す。本制御システムで P 値 1% は ± 2 K に対応する。この表からわかるように、設計温度における PID 値は送風機の回転数によらず、ほぼ一定である。このような PID 値による典型的な総温制御の例を第 2 図に示す。総温は本調節計の精度内で周期の短い振動状態を示し、実質的には二位置制御に近いものである。一方、この温度変化において、設定値からの増減は LN_2 流量の減増に対応しているため、 LN_2 の気化による圧力変動が前述の総圧制御系の応答速度とマッチングしないため、総圧も振幅が約 1.47 kPa (0.015 kg/cm^2) の振動応答となり、スキャニバルブを用いた多点圧力測定には不都合であることがわかった。そのため、総圧制御系との適合を取るため、このオートチューニングによる値を出発値として試行錯誤により準最適 PID 値を決定した。この方法により、本システムでは $P=50\%$ 、 $I=67$ 秒、 $D=22$ 秒であることがわかった。第 3 図は $P=50\%$ による総温制御の例である。第 2 図と比較してノコギリ波的な温度変動は減少しており、全体としての変動も小さくなっているのがわかる。

一方、総温を一定に保ちながら気流マッハ数を変化させ、計測を行うような場合、気流マッハ数変化に対応した総温変動をできるだけ早く設定値へ回復させる制御を行わなければならない。現システムでは、そのつど PID 値を変化させることが困難であるため、上で求めた定常制御用の PID 値をそのまま用いることとした。この PID 値による送風機回転数 N のステップ変化に対する動的な温度制御に関しては $N=1,900$

rpm を境界として総温が設定値へもどるまでの整定時間に差が出る結果となった。第 4 図は $N=1,700 \rightarrow 1,800$ rpm の変化に、また第 5 図は $N=2,000 \rightarrow 2,100$ rpm に対応する総温変動を示している。このように整定時間は 1,900 rpm 以下では約 6 分強、2,000 rpm 以上では約 4 分であることがわかった。前報で示したように、手動制御による整定時間は 15 分以上であったことと比較すると大幅な改善がなされたと言える。しかし、本整定時間を他の低温風洞のそれと比較すると、NASA 0.3 m TCT では 25 秒³⁾、航技研 (NAL) 低温風洞では約 1 分⁴⁾であることから、制御精度も含め、本制御システムを更に改良する必要があると言える。

計測系については、手動制御で行っていた時には各

第3図 準最適PID値による総温制御、 $P=50\%$ 、 $I=67$ 秒、 $D=22$ 秒

第4図 送風機回転数ステップ変化に対する総温制御特性 I、 $N=1,700 \text{ rpm} \rightarrow 1,800 \text{ rpm}$

第5図 送風機回転数ステップ変化に対する総温制御特性 II、 $N=2,000 \text{ rpm} \rightarrow 2,100 \text{ rpm}$

第1表 オートチューニングによるPID値

N (rpm)	P (%)	I (s)	D (s)
1,300	4	62	21
1,500	4	55	18
1,800	4	59	20
2,000	4	64	21
2,200	5	57	19

第2図 オートチューニングによる総温制御、 $P=4\%$ 、 $I=64$ 秒、 $D=21$ 秒

部の温度、圧力等は中央操作盤または別設の指示計の数値を筆記していたが、小型コンピュータ、EPSON HC-20 と GPIB インターフェース GP-2000 を用い、計測値はすべて HC-20 で処理し、気流マッハ数、動圧、レイノルズ数、その他の流れのパラメータの計算値および温度、圧力の計測値を含め、プリントアウトし、かつカセットテープに保存できるようにした。ただし、処理プログラムが BASIC で書かれており、コンピュータが 8 ビットマシンであること、またデータレコーダの記録時間などの関係で、データの取り込み間隔は 2 分程度となっている。

3. 風洞特性実験

本低温風洞は低温 (123 K 以下) で主に使用されるものであるが、常温の空気または乾燥窒素ガスを用いる

ことができるように設計されている。したがって常温での風洞特性を調べることは常温での実験のみならず、低温時の風洞特性の基礎として重要である。しかし、低温で用いることのできるトラパース装置がないため、測定部断面風速分布、境界層厚さおよび乱れ強さは常温でかつプレナム室を開放した状態で測定した。測定部入口から 0, 95 mm, 325 mm, 525 mm 下流側の各断面で行われた。本風洞は常温気流冷却用の熱交換器をもたないため、プレナム室を開放したままでは送風機の発生する熱を取り除くことができない。したがってこの熱の発生があまり大きくない、55 m/s 以下の速度領域で計測を行った。

3.1 風速分布および乱れ強さ 風速分布および乱れ強さは主として熱線流速計 (DANTEC 社: 56 C 01+56 C 17+56 N 21+55 P 14) を用いて計測された。また速度分布に対しては 3 mmφ のピトー静圧管による計測も行った。断面における測定点は測定部幅方向に 6 mm, 高さ方向に 10 mm 間隔となり、217 点である。基準速度 U_0 は各断面の中心点の速度とした。第 6 図は $U_0=27$ m/s, $x=325$ mm における平均速度偏差を % で表したものを示す。本測定は下流から見て左側の側壁にあけたスリットから熱線プローブを差し込むことによりなされた。最上および最下部の格子点における偏差は明らかに境界層内であることを示している。また四つのコーナー近傍も偏差が大きくなっているがスリット側が減速の程度が相対的に大きく、スリットの影響が現れている。しかし最外部の格子点を除外すれば速度偏差はほぼ $\pm 0.3\%$ の範囲であると言える。

乱れ強さは測定部入口 ($x=0$ mm) については第 7 図のようになり、下面壁の近傍の乱れ強さが大きくなっている。他の断面でも同じような傾向を示すが、測定断面中心の乱れ度は下流へ行くほど若干大きくなり、0.6% 程度となる。この乱れ度は風洞の測定部としては大きいことがわかる。原因として、本風洞の送風機が遠心式であること、整流胴手前に 0.29 mm×20 メッシュの金網が 3 枚入っているのみであること、また、測定がプレナム室を開放して行われたことなどによるものと考えられる。

側壁近傍の速度分布は境界層測定用ピトー管を用いて $x=95, 325, 525$ mm 点で、側壁の上下の中心線上でのみ測定した。第 8 図は $U_0=27$ m/s の場合の例を示す。実線は層流境界層の、破線は乱流境界層の理論値⁵⁾である。 $x=95$ mm の実験値は層流型に近く、 $x=525$ mm の分布はほぼ乱流境界層型である。しかし、速度回復が理論値よりも早いことがわかる。一方、 $x=325$ mm の場合は乱流型に近いが、まだ完全

第 6 図 常温における断面速度偏差, $(u/U_0 - 1) \times 100$
 $U_0=27$ m/s, $x=325$ mm, $H=300$ mm, $W=60$ mm, $A=6$ mm, $B=8$ mm, $C=10$ mm, 作動気体: 空気, u : 局所速度

第7図 常温における断面乱れ強さ分布 ($\sqrt{w'^2}/U_0 \times 100$)
 $U_0 = 20 \text{ m/s}$, $x = 0 \text{ mm}$, $H = 300 \text{ mm}$, $W = 60 \text{ mm}$, $A = 10 \text{ mm}$, $B = 20 \text{ mm}$, $C = 15 \text{ mm}$, $D = 30 \text{ mm}$, 作動気体: 空気, $\bar{u}'$: 変動速度

第8図 常温における側壁境界層
 $U_0 = 27 \text{ m/s}$, 作動気体: 空気

に発達した形状とはなっていない。しかし速度回復は $x=525 \text{ mm}$ の分布と同様、理論値よりも早くなっている。前に述べたように、断面内の乱れ度が常温の低速風洞と比較して約3倍程度であることと、側壁が測定部入口から 100 mm 下流の所で分割されて、かつ上流側の側壁は上下壁に完全に固定されているが、下流側の側壁はちょうつがいにより外側へ開く構造になっている。油膜法等で側壁表面上の流れを観察していないのでこれらの速度分布について詳しい議論はできないが、この側壁の分割点や、側壁に取り付けられた窓板と側壁本体との境界のわずかな取り付け段差等が影響し、理論値とは若干異なった速度分布となったものとも考えられる。境界層厚さ δ を局所速度が $0.99 U_0$ の位置の値とすると、 $x=325 \text{ mm}$ で $\delta \approx 4.3 \text{ mm}$, $x=525 \text{ mm}$ で $\delta \approx 7.5 \text{ mm}$ であり、断面の一樣流領域はそれぞれの位置で測定部幅の約85%と75%であることがわかる。低温実験では常温の場合よりレイノルズ数は1オーダー程度高くなるので、側壁境界層はもっと薄くなると期待される。しかし側壁境界層は翼型特性に重要な影響を与えることから、将来、NASA 0.3 m TCT のように、側壁境界層除去システム⁶⁻⁸⁾を付加する必要があるだろう。

3.2 低温較正実験 前節で述べたように、低温での測定部断面気流特性は現在の段階では測定できないため、低温における特性として、測定部後端のディフューザーフラップの最適角度を、測定部側壁に沿った静圧測定により求め、また送風機回転数 N と一樣流マッハ数 M_∞ との関係等を得た。

一樣流マッハ数は常温予備実験によりディフューザーフラップ角度 θ により変化することがわかっている。一樣流マッハ数は第9図の測定部概略図に示されている、測定部入口より 150 mm 下流にある静圧孔 (Tap No. (1)) の静圧から計算されたマッハ数である。Tap No. (1), (2), (3) 及び (9), (10) は 100 mm 間隔であり、他は 50 mm 間隔となっている。常温予備実験では一樣流マッハ数が最大となる θ を選

第9図 測定部概略図及び側壁静圧孔位置 ($\theta_w \approx 0.4^\circ$) (単位: mm)

第10図 測定部側壁に沿ったマッハ数分布

$T_0=108\text{ K}$, $\theta=10^\circ$, $\bullet$: 2,000 rpm, ∇ : 1,900 rpm, $\circ$: 1,800 rpm, 作動気体: 窒素

定した。しかしより正確な角度 θ は、ディフューザーフラップ近傍の側壁圧力分布が平坦となるように決定しなければならない。低温実験用の側壁ではこのような詳しい測定ができないので、フラップ近傍で30点の静圧孔をもつ常温用側壁を製作し、常温でフラップ角 θ を変化させフラップ近傍の圧力分布変化を調べた。その結果、 $\theta < 8^\circ$ の時、低温用側壁での Tap No.(9)の静圧(第9図の Tap No.(10) 静圧孔より100 mm 上流側)がその他の上流側の静圧よりも低くなることがわかった。しかし、 $8^\circ \leq \theta \leq 10^\circ$ ではよりフラットな分布が得られた。この常温での傾向は低温でも確認された。第10図は $\theta=10^\circ$, $T_0=108\text{ K}$ における側壁の静圧から計算されたマッハ数分布を示している。分布はほぼ一様と言えるが、厳密には Tap No.9のマッハ数は Tap No.1のそれよりわずかではあるが低くなっている。これは第9図でわかるように、測定部の上下壁が下流に行くほど開き、断面が増加していることによるものと考えられる。Tap No.10でのマッハ数は一番高いものとなっている。この Tap 点は実質的にフラップ部に位置し、側壁境界層と、プレナム室からディフューザー内に再流入する流れとの影響を受けているものと考えられる。また $\theta=8^\circ$ に設定した場合、マッハ数分布はよりフラットになることから、風洞内に模型が取り付けられていない時の最適なフラップ角は 8° であると見なせることがわかった。

ディフューザーフラップ角 8° に対する一様流マッハ数と送風機回転数との関係は第11図に示される。ただし一様流マッハ数は Tap No.1の静圧から計算されたマッハ数である。第11図は $T_0=108\text{ K}$ の場合であり、 $N=1,900\text{ rpm}$ 以下ではマッハ数は回転数にほぼ比例して増加するが、 $N=2,000\text{ rpm} \sim 2,200\text{ rpm}$ ではわずかな増加しか得られない。しかし、 $N=2,200\text{ rpm}$ において、 $M_\infty=0.837$ であり、設計仕様¹⁾の $M_\infty=0.80$ を0.037上まわる値が得られることがわかつ

第11図 気流マッハ数と送風機回転数 ($T_0=108\text{ K}$)
作動気体: 窒素

た。

定常運転に関する自動制御化により、副次的にクールダウン操作における液体窒素流量制御の精度が向上した。これにより、定格温度 108 K で運転できる送風機回転数が、手動制御系¹⁾の場合の $1,800\text{ rpm}$ から $1,300\text{ rpm}$ に下げることができた。これは一様流マッハ数にして 0.75 から 0.51 への変化となる。第12図に本低温風洞と NAL $0.1\text{ m} \times 0.1\text{ m}$ 遷音速低温風洞の運転範囲⁹⁾の比較を示す。基準長さは測定部断面積の平方根の10%である。現在までの本低温風洞の運転可能下限マッハ数は一点鎖線で示される $M_\infty=0.51$ となる。NALの下限はクールダウンの自動制御化により $M_\infty=0.30$ となっており、本低温風洞の運転範囲をさらに拡大するためには総温制御系をさらに高精度化し、また完全自動制御化を行う必要がある。

4. 結 語

防衛大学校高速低温風洞の低温定常運転に関する総圧、総温の自動制御化の試みを行い、新制御システムの機能と常温及び低温における予備的な風洞特性を調べた。

第12図 運転範囲線図

$T_0=108\text{ K}$, 基準長さ $\bar{c}=0.1\times\sqrt{A}$,
 A : 測定部断面積, 作動気体: 窒素

制御システム評価試験から, 総圧に関しては $\pm 0.098\text{ kPa}$ の精度を, また総温制御でも $\pm 2\text{ K}$ の精度で制御できることがわかった。また, 送風機回転数のステップ変化に対しても, 設定温度への回復までの整定時間が4~6分と, 手動制御の半分以下の時間に改善されることがわかった。

常温特性実験により, 低速での気流の乱れ度が通常の常温低速風洞のそれと比較してやや大きいことや, 測定部内の流れで, 側壁境界層の影響を受けない部分は測定部幅の85~75%であることがわかり, 低温での断面特性を推定する資料が得られた。また, 低温特性実験では最高マッハ数が0.837となり設計値より0.037だけ高いこと, さらに最低総量105 Kで運転しても風洞本体等には異常が認められなかった。

以上のような結果から, 本低温風洞では温度制御系

(すなわち, 液体窒素流量制御系)をさらに高い精度のものにする必要があるが, 2次元風洞として基礎的な低温翼型実験に用いることが可能であることがわかった。

最後に, 本低温風洞の運転制御系の改修に対して貴重な助言やコメントをしてくださった, 科学技術庁航空宇宙技術研究所の澤田秀夫技官と青木竹夫技官, また NASA Langley Research Center の Robert A. Kilgore 博士の方々に謝意を表します

参考文献

- 1) 山口 裕, 吉田静之, 蒲 英樹: 防衛大学校低温風洞の特性 (第1報) 手動制御による運転, 日本航空宇宙学会誌, 38 (1990), pp.49-55.
- 2) 磯部 孝: プロセス制御機器, 共立出版, 東京, 1962.
- 3) Thibodeaux, J. J. and Balakrishna, S.: Automatic Control of a 0.3 m Cryogenic Test Facility, AIAA J. Guidance and Control, 4 (1981), pp. 428-432.
- 4) 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), pp. 159-160.
- 5) Schlichting, H.: Boundary-Layer Theory, 7th ed., McGraw-Hill, New York, 1978.
- 6) Murthy, A. V., Johnson, C. B., Ray, E. J. and Stanewsky, E.: Investigation of Sidewall Boundary Layer Effects on Two Different Chord Airfoil Models in the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel, AIAA CP-841 (1984), pp. 120-133.
- 7) Johnson, C. B., Murthy, A. V. and Ray, E. J.: A Description of the Active and Passive Sidewall-Boundary-Layer Removal Systems of the 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel, NASA TM-87764 (1986).
- 8) Ladson, C. L. and Ray, E. J.: Evolution, Calibration, and Operational Characteristics of the Two-Dimensional Test Section of the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel, NASA TP-2749 (1987).
- 9) 高島一明, 澤田秀夫, 青木竹夫, 宣場重雄: 航技研0.1 m $\times$ 0.1 m 遷音速低温風洞の試作, NAL TR-910 (1986).