航 技 研 二 次 元 風 洞 に つ い て *

遠 藤 浩 **

1. は じ め に

航空機の研究、開発における風洞の有用性は、模型を用いたシミュレーションによって、開発しようとする空力形態に起こりうる空気力学的現象を予見し、実機の飛行に先立って必要な改善を施すための資料を提供しうる点にある。この風洞実験の有意性の理論的根拠は相似則である。通常の風洞実験では重要な相似パラメータは、幾何学的相似を別にすれば、マッハ数 M とレイノルズ数 Re である。風洞技術の現状では低速から極超音速までの広範な速度領域をカバーできる状況にあるから、マッハ数の相似には困難を感じないが、縮小模型を使う関係上、実験レイノルズ数の不足は免れない。

ライト兄弟がすでに 1901 年に風洞実験を行なったと伝えられるが、それ以来、風洞技術者の宿命は、ますます拡大しようとする実機と風洞実験の間のレイノルズ数ギャップを埋めるのに苦勞せねばならぬことであつた。最近における輸送機の高速度と大型化は、このギャップをますます深刻なものにしている。巡航速度が音速に近づいたため、翼面上に発生する衝撃波と境界層の相互作用が性能に著しい影響を及ぼすようになり、その結果発生する抵抗発散やバフエットなどの効果の正確なシミュレーションのためには、 M と Re の両者を実機の値に合致させることが風洞実験に要求されるからである。実際、開発段階でレイノルズ数の不足のため翼面上の衝撃波位置が実機のそれと著しく異なり、その結果縦揺れモーメントの推定を誤って、機体の再設計と、多量のバラスト積載を余儀なくされ、あまつさえ 1 年近い工程遅延と数百万ドルの損失を招いた例がある¹⁾。このような事態は、過去半世紀以上にわたって有用な設計データを提供し続け、航空機開発においてはほとんど絶対的な地位を占めてきた風洞も、いまやその能力を失いかけていたのではないかとの危惧を抱かせる。

これに対し世界の風洞技術者が拱手して成り行きに任せてきたわけではない。1972 年に NATO の下部機関である AGARD の LaWs (大型風洞) グループはパネルディスカッションを行ない、当面の航空の発展に対処するため新たに建設すべき遷音速風洞に要求される実験レイノルズ数として、 4×10^7 ($M=0.9$ において) を提議した^{2), 3)}。ロッキード・ジョージヤ社では C141 や C5A にまつわる過去の苦い経験から、すでに 1969 年に、最高 22.5ata まで加圧できる吹出式トリソニック風洞を建設したが、12ata の内圧で $M=0.8$ の場合、フィート当り 5×10^7 のレイノルズ数が達成できる⁴⁾。英国の RAE では $5m \times 4.2m$ の測定部をもつ加圧式低速風洞 ($M=0.33$ で $Re=6.5 \times 10^6$) が 1976 年に完成されたと伝えられる⁵⁾。カナダの NAE⁶⁾ と西独のブラウンシュヴァイク航空研究所⁷⁾ では、既設の遷音速風洞を利用して高レイノルズ数二次元試験が実施できる付帯設備を作つて、翼型の試験を行なっている。さらに注目すべきは米国 NASA のラングレー研究所で建設中の $2.5m \times 2.5m$ 極低温遷音速風洞で、5 千万ドルの予算で 1981 年完成予定であるが、 $T=80^\circ K$, $M=1$ のときの Re は 1.2×10^8 に達する⁸⁾。

このような情勢のなかで、航技研においても二次元風洞の建設が 1973 年から始められた。当初は 3 年計画であつたが、石油ショックによる経済混乱の影響を受けて実行は大幅に遅れ、ようやく 1977 年 3 月に本体の製作を終え、引き続いて運転制御、計測および消音の諸設備を製作中で、1978 年後半には運転開始の予定である。したがって、現段階ではその実際の性能を確認するには至っていないが、建設が多年にわたつたので中間報告を兼ね、完成をみた本体の詳細と、製作中の部分の概略について解説するのも意義のないことではあるまい。

2. 風 洞 の 概 要

航技研では、翼型設計の分野で画期的な新技術として世界の空力研究者の注目を集めている遷音速翼型の研究を重点的に進めているが、この風洞はこの研究計

* 昭和 52 年 12 月 22 日原稿受理 On the NAL Transonic Variable Density Windtunnel for Two-Dimensional Testing

** 航空宇宙技術研究所 Hiroshi Endo

第1図 二次元風洞全体図

画の一環として建設された、翼型の高レイノルズ数試験のための加圧型吹出式超音速風洞である。風洞の線図を第1図に、また、その要目を次に掲げる。

- (1) 型式：吹出式間欠作動型変圧風洞
- (2) 測定部：高さ 1m×幅 0.3m×長さ 3.5m，多溝壁（上下壁），開口比 0～10% 連続可変
- (3) マッハ数：0.2～1.2
- (4) 激み圧：4～12ata ($M=0.2\sim1.2$) および 16ata ($M=0.2$ のみ)
- (5) レイノルズ数： 4×10^7 （翼弦長 $c=25$ cm， $M=0.7$ において）
- (6) 持続時間：0.9 秒以上（最大流量時）
- (7) 貯気槽：全容積 1,950 m³，内圧 21ata，最大貯気量 約 50,000 kg

風洞のおもな構成要素は次のとおりである。

- (1) 風洞本体（調圧弁，集合胴，プリナム室，測定部，第2スロート，拡散胴，放出胴）
- (2) 高圧貯気槽および高圧導管
- (3) 消音装置
- (4) 運転制御設備
- (5) 計測設備（圧力分布測定装置，後流トラバース装置，シュリーレン装置，データ処理装置）

このほか，模型監視用テレビ装置（ビデオテープレコーダ付き），指令通話装置などもある。

おもな測定対象は

- (1) 揚力と縦揺れモーメント—翼面圧力分布から。
- (2) 抗力—後流トラバース測定から。
- (3) 流れ場—シュリーレン装置，テレビによるオイルフロー観測などによる。

3. 風洞の作動原理

この風洞で制御さるべき気流の特性量は，集合胴圧力（激み圧） p_0 と測定部マッハ数 M である。レイノ

ルズ数は

$$Re = \frac{c p_0}{\mu} \sqrt{\frac{\kappa}{RT_0}} \frac{M}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}} \quad (1)$$

で表わされるから⁹⁾， p_0 と M のほかに，激み温度 T_0 も定値に制御しなければ Re は一定にならない。しかし，本風洞の貯気槽内には蓄熱器（後述）を設けているので，通常の1回の吹出しの温度変化は数℃にすぎないから， Re の変化は小さい。

p_0 の制御は調圧弁により行ない， M はこれと等価な圧力比 p/p_0 を定値に制御する。実際には検出精度を上げるため $(p_0-p)/p_0$ を制御しているが，同じことである。

マッハ数制御方式は亜音速運転 ($M=0.2\sim0.75$) と超音速運転 ($M=0.75\sim1.2$) では異なる。亜音速運転では第2スロート弁は適当に絞って，そこで流れが常に音速になるようにする。そのとき一次元流の等エントロピー関係

$$\frac{A_0}{A_2} = \frac{1}{M} \left[\left(\frac{2}{\kappa+1} \right) \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \quad (2)$$

を満たす M (の亜音速分枝) が測定部で実現される⁹⁾。ここで A_0 と A_2 はそれぞれ測定部および第2スロート面積である。実際には，風洞内の流れは完全な断熱でも非粘性でもないから，温度の変化や上流での境界層の発達などのため，第2スロートを固定しておいても M が徐々に変わるから，開度 A_2 を常時調節してやらねばならない。

本風洞の作動の特徴の一つにプリチャージ起動がある。通常の吹出式風洞では通風開始時に高圧の気流が集合胴とプリナム室に突入し，そこにあった常温常圧の空気を圧縮する結果，測定部温度の過渡的上昇をひき起こす。集合胴とプリナム室の容積が高圧に充填されるまでに経過する時間も無視できない。これが気流

整定を遅らせ、測定可能な秒時を短くする。この欠点を除くため、本風洞では起動前に第2スロート弁を密閉して、その上流にあらかじめ高圧空気を充填しておく。そのとき風洞と貯気槽の中の空気は同じ激み温度をもつから、上述の過渡的昇温は避けられ、また集合胴自体が貯気容量の働きをするから、持続時間が延長できる。通風開始時には調圧弁と第2スロート弁は連動して開け、最短時間整定をはかり、その後所定の制御動作にはいる。

4. 風洞各部の特徴

本項では風洞各部の設計に当たってとくに問題となっていたいくつかの点について説明する。

4.1 高圧貯気槽 既設の2個の貯気槽（いずれも直径10m）と新設の1個（直径12m）を連絡して使用するため、最大圧力は既設のものの21ataに抑えられ、このことが持続時間に対する大きな制約となった（次節参照）。

既設第1球には蓄熱型定温装置としてミルク缶が全容積の90%以上に充填されているが、既設第2球には鉄製波板を積層した蓄熱器が出口付近にだけ設置されている。新設の第3球はいずれの型式にすべきかを判断するための材料として、両型式の定温効果の相違を実測によって調べた。それによると波板の場合は吹出しのさい、槽内の空気はほとんど断熱的に冷却するが、流出する空気は波板の間を通るさい、加熱される。これに対し缶充填の場合は、槽内の空気は膨張冷却のさい、周囲の缶から熱を供給され、温度変化は等温に近づく。したがって、吹止り圧が同じなら温度降下の大きい波板型式のほうが残留空気密度が高く、空気の利用率は悪い。ただし、貯気槽から流出する気流温度の低下は両型式とも大差なく、実測されたポリロープ指数は1.05であった¹⁴⁾。

新設第3球には以上の結果を考慮してミルク缶を採用し、さらに流出口の位置を最適化して、既設球と同等の定温効果をあげながら、缶の充填率を60%に減らすことができた。

4.2 調圧弁 集合胴に流入する気流の乱れを小さくするため、当研究所の吹出式超音速風洞や米国のロッキード社⁴⁾で採用されたと同じ、プラグ弁を調圧弁として採用した。しかし、この型の弁の直後は片開き約24°の急拡散部となっているため、模型実験の結果によると¹⁰⁾、流れは内壁に付着せずに、高速の噴流となって集合胴に流入し、その動圧のほとんどを失う。その結果、弁の全開時でも圧力損失はかなり大きい。そのため弁の圧力損失を見込むと、集合胴内圧 p_0 で運転するときは弁直前の一次圧が $1.4p_0$ 以上でない

と流れは維持できない。 $p_0=12\text{ata}$ ならこの吹止り圧は16.8ataになって、21ataの貯気槽から利用できる空気は、総貯気量の一部にしかならない。したがって、持続時間を伸ばすには調圧弁の全開時の圧力損失を小さくし、吹止り圧をできるだけ下げなければならない。われわれは調圧弁直後の急拡散部を9個の部分拡散筒に分割し、そのおのおのの開き角を片側3.5°程度にして、拡散効率を改善することによって、圧力損失を減らすことを試みた。模型実験によって在来型と改良型を比較すると、吹止り圧の約1ataの低下と、それに対応する持続時間の約1秒の増加が期待される¹⁰⁾。これは約4秒と予想される測定可能な秒時に対し25%の改善を意味し、計測系の応答速度に対する要求を大幅に緩和する。

実物風洞ではこの拡散筒は鋳造された。第2図はそれを下流側から見た写真である。

4.3 集合胴 調圧弁からの気流は、上述の分割拡散筒によってかなり整流されるが、これをさらに鎮静させるため集合胴に多孔鉄板を置き、その下流に12枚並列の吸音板と4枚の整流金網を置いた。吸音板は

第2図 調圧弁拡散筒（下流側から撮った写真）

第3図 集合胴多孔板（上流側から撮った写真）

第4図 二次元風洞縮流筒線図 (文献 12))

騒音が翼面上の境界層の早目の遷移を促すのを防止するためのもので、グラスウールを多孔鉄板で被覆し、前後縁を整形したものである。第3図は集合胴内を上流側から見た写真である。

4.4 縮流筒 これは断面形が直径2.5mの円から1m×0.3mの長方形に移り変わる、きわめて三次元性の強い縮流筒である (第4図)。この縮流筒形状は、THWAITES¹¹⁾の理論によって求めた軸対称縮流筒の断面積分布をそのまま保存しながら、図に示したように、真円区間Ⅲから四隅を丸めた長方形区間Ⅱへ、さらに長方形区間Ⅰへと等積変形したものである¹²⁾。このような便宜的な三次元縮流筒設計の根拠にある考え方は、一次元的に考えて、等積関係が保たれば、もとの軸対称縮流筒がもっている好ましい圧力分布が保存され、その結果、境界層の剝離を促すような急峻な圧力勾配は起きないであろうという予想である。問題は、したがって、形状変化の極端な三次元性から来る垂直断面内の二次流れで、レイノルズ数が低いと、周方向圧力勾配によって生じた境界層内の横流れが剝離して、集中渦を形成するおそれがある¹³⁾。

われわれの設計法の可否を確認するため、1/16模型によって、低速から音速までの広範なマッハ数について、吹出口速度分布と壁圧分布を測定した。低速においては吹出口断面内の流れの傾角分布と、壁面境界層内の速度ベクトルを測定して、二次流の有無を調べた。その結果、低速領域ではこの縮流筒は非常にいい特性をもち、また高亜音速においても実用に耐える気流分布を与えた¹²⁾。

実物縮流筒は第5図のような中子 (内型) を用いて

第5図 縮流筒内型

内面をプラスチックで成形し、鋼製の外板で補強したものである。

4.5 プリナム室および測定部 縮流筒の最下流部、測定部、および第2スロートへの移行部は、厚さ27mmのボイラ鋼板製のプリナム室内に收容されており、そのため、第2スロートから上流は内圧30ataに耐える圧力容器になっている (第6図)。

測定部の上下壁は各5条の通気溝をもつ溝壁で構成し、遷音速における壁干渉の緩和と、測定部からの抽気の便をはかった。溝の幅は可変で、遠隔操作で開口比を0~10%の範囲で調整できる。

通風開始時に測定部内の圧力が急激に変化してプリナム室との間に圧力差ができ、測定部の壁に過大な力が働いてこれを損傷するおそれがある。これを防止するため側壁に十分な開口を設け、これをフラップ (緩和フラップとよぶ) で蓋ができるようにしておく。通風開始前にこれを開いておき、内外の圧力の均衡するのを待って閉じて、気流面を整える。

模型支持は側壁の外面に設置された模型支持変角装置によって行ない、迎角は -15° ~ 25° の範囲で、油圧サーボ機構によって変えられる。迎角は風洞運転制御のシーケンスに従って、計測装置と連繫動作を行ないながら、段階的または連続的に変えられる。迎角測定はシャフトエンコーダにより、 0.05° の精度で行なわれる。

大迎角時あるいは翼面上の衝撃波の発生によって起こる側壁からの気流の剝離を防止するため、側壁の模型付近の直径50cmの円形部分を通気性の焼結金属で作り、境界層内の空気を外へ吸い出す。吸取空気配管の途中に流量調節弁と急開弁を挿入し、急開弁は通

第6図 プリナム室(側面)詳細

- ① 多溝壁開口比変更用駆動装置, ② 模型照明, ③ 模型監視用テレビカメラ,
④ 模型迎角変更用駆動装置, ⑤ 模型支持腕, ⑥ 後流トラバース装置, ⑦ 上下壁
傾角変更用ハンドル, ⑧ 後流トラバース装置調整用作業孔, ⑨ 緩和フラップ,
⑩ スキャニバルブ, ⑪ 縮流筒, ⑫ プリナム室外殻, ⑬ 油圧配管用マンホール,
⑭ 踏板

風開始と同時に開放する。シュリーレン法による流れの観測を行なうときは、空気配管を撤去して開口部は耐圧ガラス窓でふさぎ、焼結金属板は光学ガラス窓と交換する。

模型の下流の長さ 80 cm のスリットから、後流測定用ピトーレークが気流中に挿入される。

4.6 第2スロート 調圧弁と同型のプラグ弁を第2スロート弁として使用した。弁の下流は拡散部となっているが、ここでは超音流が発生し、その中に形成される衝撃波が振動して有害な騒音源とならないよう、ここに衝撃波固定楔を置く。固定された斜め衝撃波を通じて超音速流の再圧縮が起こり、次段の拡散胴で減圧される。

4.7 拡散胴 通常の風胴での拡散胴の役割は、測定部を通過した高速気流がもつ運動エネルギーを、効率よく圧力のエネルギーに転換し回収することである。しかるに、本風胴の場合、拡散胴は高圧高速の気流のエネルギーを散逸させて常圧低速の気流として大気中に放出するための減圧装置である。したがって、設計の要点は、主として環境保護の立場から、減圧に伴う発生騒音をできるだけ低く抑えることである。高速の気流がエネルギーを散逸する過程で、運動エネルギーの一定割合が音響エネルギーに転換されるのは避けられない(音響効率)。そこでわれわれはこの音響をできるだけ消音しやすい形で発生させ、事後処理を消音装置に委ねる方法をとった。そのため、多数の孔を穿った鉄板を2段に設け、気流を多数の細流に分割した。こうすることによってエネルギーの散逸が促進されると同時に、発生する騒音のエネルギー分布を消音しやすい高周波帯域に移すことができる。模型実験¹⁰⁾によれば、多孔板からの噴流は単一噴流よりも音響効率そのものが小さい。これは細噴流間の干渉が有

利に作用しているからであろう。

多孔板の減圧効果は、圧力損失係数 $\zeta \equiv \Delta p / \left(\frac{1}{2} \rho U^2 \right)$ の開口比 β や前後圧力比 p_2/p_{01} に対する関数関係によって表現されるが、実験結果は一般式

$$\zeta = C \frac{1-\beta}{\beta^2} \quad (3)$$

にまとめられることがわかった¹⁰⁾。ここで C は、孔からの噴出速度が小さいときは常数で $C=2.5$ であるが、圧力比が大きくて噴流内に衝撃波が発生するようになると前後圧力比 p_2/p_{01} に関係し、この比が 0.7 以下では $C=9.0(1-p_2/p_{01})$ で表現される。このような、多孔板の減圧の推算は本風胴では重要である。なぜならば減圧が過大であると最大流量の確保が困難となるうえ、第2スロート弁の制御余裕を狭めることになる。逆に、多孔板による減圧が過小であれば、第2スロート弁が負担すべき圧力損失が大きくなり、弁の後流から発生する大規模な圧力変動が騒音や振動の発生源になるからである。本風胴の設計では、最大流量時でも多孔板がチョークせず、第2スロート弁に十分な制御余裕があること、2段の多孔板における減圧比がほぼ同じになること、および放出胴多孔板から消音装置内に噴出する速度を低く抑えるため、放出胴内圧が 1.5 ata 以下になるように、各多孔板の開口比を決定した。

5. 消音装置

この装置は風胴最下流の放出胴から噴出する気流の発生する騒音を消して大気中に放出するためのものである。幅約 8 m、高さ約 9 m の水平ダクトを折返して上下2層に重ねた、鉄筋コンクリート構造で、音圧の高い区間では2重壁にして遮音をはかっている。

のつど判定して、シーケンスを進行または停止させる。また、現場と制御室内の各機器間には必要なインターロックをとり、協調動作を行なわせる。

7. 計 測 設 備

本風洞における測定項目は、基本としては翼型表面の圧力分布と後流測定および光学観測である。揚力と縦揺れモーメントは測定された圧力分布から積分して求める。

高速 (48 ポート/4 秒) の圧力走査器 (スキャニバルブ) を駆動制御して、翼面の静圧孔からの圧力を歪計式圧力変換器に順次入力して電気信号に変換し、集録する。

後流トラバース測定のためのピトーレークの検出端は、翼後縁から約 1 弦長下流を上下移動する。翼幅方向の 2 次元性の確認のため検出端は翼幅中央とその左右に全部で 4 本並べられている。各検出端は先端を差し換えれば全圧管にも静圧管にもなる。上下方向のストロークは約 700 mm で、駆動速度は可変で、とくに後流を含む任意幅の区間では測定点の密度を増すため、自動的に任意の低速に切り換えられる。駆動力としては低慣性直流モータ (ミナーシャモータ) を使用し、速度制御はサイリスタ・レオナード方式による。各検出端はそれぞれの圧力変換器に直結されている。

データ集録と処理については、将来、中央計算機への繋ぎ込みを予定しているので、現段階としてはデータ集録機能を重点に整備している。主記憶容量 64 K byte のミニコンピュータを中心とし、補助記憶容量 15 M byte、磁気テープ記録装置 (9 トラック)、および図形表示装置を備えており、アナログ入力 48 チャンネル (11 ビットのデジタル信号に変換される)、デジタル入力 (各種) 48 チャンネルを高速集録し、一部は監視のため既時表示を行ない、測定終了後一次処理を施して磁気テープに転送する。なお、複雑な二次処理および高度な科学計算は、将来、計算センターとの間を通信回線で結んで行なう予定である。

衝撃波の観測はシュリーレン法による。また、上下壁のガラス窓を通してテレビカメラによる翼面のオイルフロー観測と、ビデオテープレコーダによる録画も可能である。

8. お わ り に

今後の計画としては、昭和 53 年後半に消音装置の

完成をまって総合試運転を行ない、風洞特性の検定を終えた後、遷音速翼型の開発研究に使用する。また、 10^7 台の高レイノルズ数が実現できるわが国で唯一の風洞として、各種の空気力学的過程、とくに、境界層の遷移および衝撃波との干涉、表面粗さによる遷移の固定などに対するレイノルズ数効果の解明に対して、多大の寄与ができるものと確信している。

最後に、本風洞は重見前空気力学第 2 部長の企画と指導により実現されたことを付言しなければならない。また今日、この風洞の完成を目前にすることができたのは、建設を請け負われた川崎重工の広岡部長、木下課長ほかの方々の多年にわたる労苦の賜である。ここに深甚の謝意を表したい。

本論文の作成には航技研二次元風洞建設準備室の高島室長、榊原主任研究官、三輪および佐藤(衛)両技官の協力を得た。

参 考 文 献

- 1) JONES, J. L.: The Transonic REYNOLDS Number Problem, NASA CP-2009 (1976).
- 2) PUNKHURST, R. C.: Technical Evolution Report on AGARD Specialists' Meeting, AGARD Advisory Report, No. 37 (1971).
- 3) LUKASIEWICZ, J. L.: Aerodynamic Test Simulation: Lessons from the Past and Future Prospects, AGARD Report, No. 603 (1972).
- 4) POUNDS, G. A.: Trisonic Tunnel Research, Lockheed Georgia Quarterly (Dec. 1969).
- 5) HAINES, A. B.: Aerodynamics, Aeron. J. (July 1976).
- 6) Staff, High Speed Aerodynamics, NAE: The NAE High Reynolds Number 15 in. x 60 in. Two-dimensional Test Facility. Part 1. General Information, NAE LTR-HA-4 (1970).
- 7) THOMAS, F., et al.: Der Ausbau des Braunschweiger Überschallwindkanals für transsonische Profilmessungen, DLR Mitt. 72-02 (1972).
- 8) NICKS, O. W.: The NTF as a National Facility, NASA CP-2009 (1976).
- 9) SHAPIRO, A. H.: The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, The Ronald Press Co., New York (1954).
- 10) 榊原盛三ほか: 二次元風洞構成要素の研究 (I) プラゲ型調圧弁および多孔板の特性, 航技研報告 TR-465 (1976).
- 11) THWAITES, B.: On the Design of Contractions for Wind Tunnels, R & M, No. 2278 (1946).
- 12) 遠藤 浩ほか: 二次元風洞構成要素の研究 (II) 縮流筒の設計と模型実験, 航技研報告 TR-476 (1976).
- 13) 伊藤 光: 二次元縮流筒の研究, 日本航空宇宙学会誌, 第 22 巻, 245 号 (1974).
- 14) 鈴木誠三ほか: 未発表資料.