

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-440

三次元高レイノルズ数遷音速風洞の調査研究

高島一明・沢田秀夫・青木竹夫

1981年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. はじめに	1
2. 高レイノルズ数遷音速試験の必要性	2
2.1 相似則について	2
2.2 レイノルズ数に敏感な現象	2
2.3 風洞におけるレイノルズ数相似の現状	4
2.4 レイノルズ数の差から生じた問題の例	4
3. 高レイノルズ数を得る際の問題点	8
4. 風洞の型式	10
4.1 低温風洞	10
4.2 誘導型風洞 (Induction Driven Tunnel, IDT)	19
4.3 ルートブーク管 (LT)	20
4.4 エバンス風洞 (ECT/RTT)	25
4.5 水力利用等, その他の風洞	30
5. 我が国の場合	32
5.1 諸外国の状況と我が国の条件	32
5.2 高レイノルズ数風洞の基本仕様	32
5.3 風洞型式の選定について	33
6. むすび	35
7. 参考文献	35

三次元高レイノルズ数遷音速風洞の調査研究*

高島 一明** 沢田 秀夫** 青木 竹夫**

A Survey of the Three-Dimensional High Reynolds Number Transonic Wind Tunnel

Kazuaki TAKASHIMA, Hideo SAWADA
and Takeo AOKI

ABSTRACT

A survey of the facilities for aerodynamic testing of airplane models at transonic speeds and high Reynolds numbers is presented. At first, the need for high Reynolds number transonic testing is reviewed, using some experimental results. Then, some new approaches to high Reynolds number testing, i.e. the cryogenic wind tunnel, the induction driven wind tunnel, the Ludwieg tube, the Evans clean tunnel and the hydraulic driven wind tunnel are described. Finally, this paper comments upon the level of development of high Reynolds number testing facilities in this country.

1. はじめに

この資料は高レイノルズ数試験用の遷音速風洞設備について調査した結果をまとめたものである。航空機工業は、いわゆる技術集約産業の一つであり、我が国のような技術立国を目ざす国にとって極めて重要な技術部門であることは誰もが認める所である。この際、航空機の発展を支援するものの中で、機体の空気力学的特性を明らかにし、空力的性能を正確に予測することは最も重要な事項の一つである。しかしながら、機体に働く空気力を評価することは、場合にもよるがそれ程容易なことではない。特に、機体が音速に近い速度で飛行し、機体周辺の流れ場が遷音速流れ場となっている場合は、流れ場の様子を表現する式が強い非線型性を示し、多くの研究者がその解法に努力を傾けている分野である。

機体の空気力学的特性を調べる一つの方法は、このような数式を用いて流れ場をモデル化し、これを

解いて、種々の特性を求める理論的方法であり、もう一つの方法は、そのような流れ場を相似した状態を再現させて、問題とする特性を実験的に求める方法である。風洞試験^{1,2)}は最もよく用いられる実験的問題解決法である。

最近では、計算機の日進月歩により、数値的解法によって遷音速飛行時の機体の空気力を推定することが可能になってきているが、流れのモデルが理想化されたポテンシャル流であるか、または、機体形状が極端に単純化された場合が取扱われており、実機形状について実際の流れを表わすナビエ・ストークス方程式をとき、風洞実験にとって代ることは、近い将来では不可能である^{3,4)}。このような数値的手法は、むしろ風洞実験を補うような機能を持ち、風洞実験が困難な場合の問題に対する解決指針を与えるものと考えるのが一般的な見方である。従って、高速飛行時の空気力を予測することは、やはり風洞試験に頼らざるを得ない。

このように、風洞試験はライト兄弟の時代から今もなお、その意義を失ってはいない。それどころか、

* 昭和56年6月22日受付

** 空気力学第二部

ますます重要性が高まっており、新しい航空機の開発のために、昨今では数万時間にわたる風洞試験が行われ、風洞試験データに対する依存性が一層強くなっている。さて、風洞試験では、以上のような期待にこたえる程、正確に飛行状態を再現し、機体の空気力学的特性を予測しているのであろうか。場合にもよるが、答は必ずしもイエスではない。

今迄の航空機の著しい発達に比較すると、風洞による流れ場相似法の発達は、はっきり言っておかれている。航空機が高速化し、それに伴って高速流れの現象を調べる必要が生じた際、まず、空気の圧縮性の影響を示すパラメータであるマッハ数に重大な関心が集まった。これは当然なことでマッハ数の変化による流れ場の変化は顕著であり、マッハ数を軽視して流れ場の相似を考えることは不可能である。その結果、マッハ数を等しくして、圧縮性効果の相似を確立させる反面、その他のパラメータ、特に粘性または寸法効果を示すレイノルズ数については相似性がなござりにされた。飛行試験に対して、マッハ数とレイノルズ数の両方を風洞で相似させることが非常に困難であったことと、高速気流ではレイノルズ数の相似はマッハ数にくらべて重要性が小さいと考えられたからである。

レイノルズ数の相似を軽視したとがめは、やがてアメリカ空軍の C-141 輸送機で現実化し、風洞試験結果と飛行試験結果に大きな相違が発見され、この機体の改造に、ばく大な費用と、かなりの時間を費やすこととなった。

現状の多くの風洞の試験レイノルズ数は、実機の飛行時のそれにくらべて 1 桁以上小さく、特に、大型ジェット機について言えば、マッハ数、レイノルズ数をともに相似して風洞試験することは不可能である。この二つのパラメータを相似した試験の必要性^{5,6)}は、後で詳細に説明するが、特に遷音速領域については欧米で認識されており、その実行手段についても米国、および AGARD 諸国で検討が進み、^{7,8,9)}米国ではすでに、そのための風洞 (NTF, National Transonic Facility) が建設されている。

ここでは、まず遷音速における高レイノルズ数試験の必要性を実例をあげながら説明し、次に高レイノルズ数試験に伴う問題点およびそれらを解決する

具体案を紹介しながら検討を加え、最後に我が国にふさわしい高レイノルズ数遷音速試験設備について考察する。

2. 高レイノルズ数遷音速試験の必要性

2.1 相似則について

良く知られているように、粘性のある流体の一つの流れが別の流れと力学的に相似であるためには、レイノルズ数が同じでなければならない。これは両方の流れにおける慣性力と粘性力の比が同じであることを意味する。すなわち

$$\left(\frac{\text{慣性力}}{\text{粘性力}}\right)_1 = \left(\frac{\text{慣性力}}{\text{粘性力}}\right)_2$$

これは

$$\frac{m\dot{V}}{\mu(du/dy)} \sim \frac{\rho V^2 l^2}{\mu V l} \sim \frac{\rho V l}{\mu} \quad (\text{レイノルズ数})$$

を一定に保つことである。

更に、二つの流れの相似性を保つために慣性力と圧力による力の比も同じでないといけないが、定常流ではレイノルズ数が同じであれば、この条件は自動的に満足される。

次に、遷音速流のような高速気流ではレイノルズ数のみの相似では不十分で、空気の圧縮性による弾性力を考慮し、圧縮性流体についての相似則を考えねばならない。つまり、慣性力と弾性力の比を、二つの流れについて同じにしなければならない。すなわち、

$$\left(\frac{\text{慣性力}}{\text{弾性力}}\right)_1 = \left(\frac{\text{慣性力}}{\text{弾性力}}\right)_2$$

これは

$$\frac{m\dot{V}}{E l^2} \sim \frac{\rho V^2 l^2}{E l^2} \sim \frac{\rho V^2}{E} \sim \frac{V^2}{a^2} = M^2 \quad (\text{マッハ数の二乗})$$

となり、マッハ数を一定に保たねばならない。

以上のことから、遷音速風洞の流れが、真に飛行状態を相似するためには、飛行状態のマッハ数とレイノルズ数の両パラメータについて、同時に同じ値をとらねばならないことがわかる。

2.2 レイノルズ数に敏感な現象

レイノルズ数は粘性に関係した相似パラメータで

表 2.1 種々の飛行体におけるレイノルズ数に敏感な現象⁹⁾

飛行体 現象	各種飛行物体				
	曲技飛行体	亜音速輸送機	超音速機	極超音速機	打上げ ロケット等
境界層発達, 剝離	○	○	○	○	○
境界層遷移		○	○	○	
乱流境界層	○	○	○	○	○
境界層~衝撃波干涉	○	○	○	○	○
剝離流	○			○	○
粘性剪断流	○	○	○	○	○
粘性コーナー流	○				
粘性混合効果	○	○	○	○	○
底面流とウエーク	○	○	○	○	○
底面再循環流				○	○
底面抵抗				○	○
表面摩擦	○	○	○		
粗さ, 突起物の抵抗	○	○	○	○	○
圧力変動	○				○
渦流	○	○	○	○	○
干渉流領域	○	○	○	○	○
ジェットプルーム	○	○	○	○	○
ブラフボディ				○	○
熱伝達				○	○

あるから、物体表面に沿う粘性流が、力、モーメントの決定に重要な働きをする場合の現象はレイノルズ数の変化に敏感である。これには多くの場合があり、表 2.1⁹⁾ に示した。この表に示す項目は一般的にはふたつの場合にわけられる。一つは寸法効果的な場合であり、もう一つは物体表面の粘性流と外部のポテンシャル流との関連性が強い場合である。熱伝達（遷音速領域では問題ない）とか表面摩擦は前者の場合に属し、後者は剝離が存在するような流れである。

表面摩擦については、流れが乱流であり、剝離がなければある程度外挿可能である。よく用いられるが、風洞試験の際にラフネスを塗布し、境界層遷移を早め、比較的信頼のおける抗力データを得ることができる。しかし、低レイノルズ数試験では、翼面下流側で乱流境界層が相対的に厚くなり、衝撃波との干渉もあって縦揺れモーメントの推定は不正確となる（2.4.2項参照）。

次に、剝離や、それに伴う抵抗増大等はレイノルズ数に非常に敏感ではあるが、現状では、先の抗力の場合のように高レイノルズ数での状態を外挿して求めることができない。翼まわりの遷音速流の代表的な場合を図 2.1 に示すが、衝撃波のある所で剝離の問題が起ってくる。

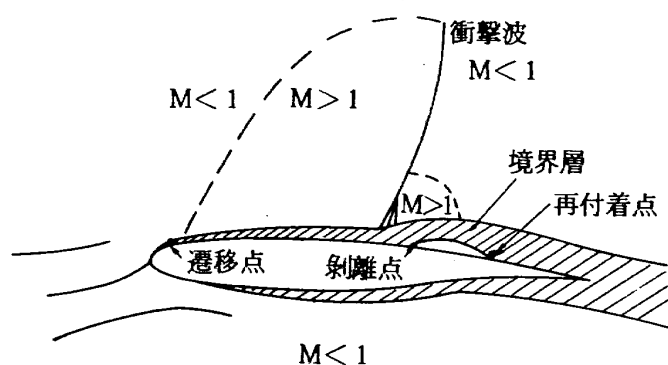


図 2.1 翼まわりの遷音速流

2.3 風洞におけるレイノルズ数相似の現状

図 2.2⁹⁾ で米国における風洞による相似状況を示す。これはやや古い資料であるが、風洞の状況は当時と殆ど変わらない。この 1969 年に計画されていた航空機には今日のジャンボジェット機他、大型貨物機、大型超音速機等が含まれている。図 2.2 でわかるように、既存風洞の試験レイノルズ数は、遷音速では飛行レイノルズ数の 1/10 以下であり、先に述べたことから相似性は良くない。

ヨーロッパにおいても図 2.2 と同様な事情であり、相当以前から、AGARD 諸国間でこの問題の検討が行われている。¹⁰⁾

我が国においては遷音速で実機形状模型の試験をできる風洞が極端に少く、航技研の 2m×2m 風洞（レイノルズ数 2×10^6 程度）、三菱重工業の 0.6 m × 0.6 m 風洞（レイノルズ数 1.5×10^6 程度）のみであり、相似状況は極端に悪い。この問題については第 5 章でまとめて考察する。

2.4 レイノルズ数の差から生じた問題の例

すでに述べたように、遷音速領域において、風洞試験レイノルズ数は飛行レイノルズ数にくらべて 1 桁程度小さい。このため、航空機開発に際して風洞試験で予測した性能と、実機性能とが大幅に異った場合があり、いくつかの問題がすでに発生した。こ

れを表 2.2⁹⁾ に示す。レイノルズ数効果が個々の空力特性に影響を与えた代表的な例を次に説明する。

表 2.2 飛行試験で見出されたレイノルズ数効果による問題⁹⁾

機種	問題
C-141	翼面上の流れの予測の誤り。 安定性、荷重、特性に影響あり。 構造再評価試験、改修に 1 年間と数百万ドル。
F-111	遷音速流の干渉効果の予測失敗。 抵抗過少評価。再設計、改修に多額の費用。
B-58 B-70 YF-12	遷音速速度での不適切な空力的最適化。 低遷音速における加速マージンが航続距離、操縦性等に影響し機体の有効性を減少。
F-102	遷音速抵抗発散に誤り、F-106 による代替。遷音速での底面抵抗では両機とも苦しむ。
民間機	2 種のジェット輸送機でエンジンと翼間の流れの干渉から再設計を必要とした。多くの場合、縦揺れモーメント、抵抗、最大揚力の推測が不明確。

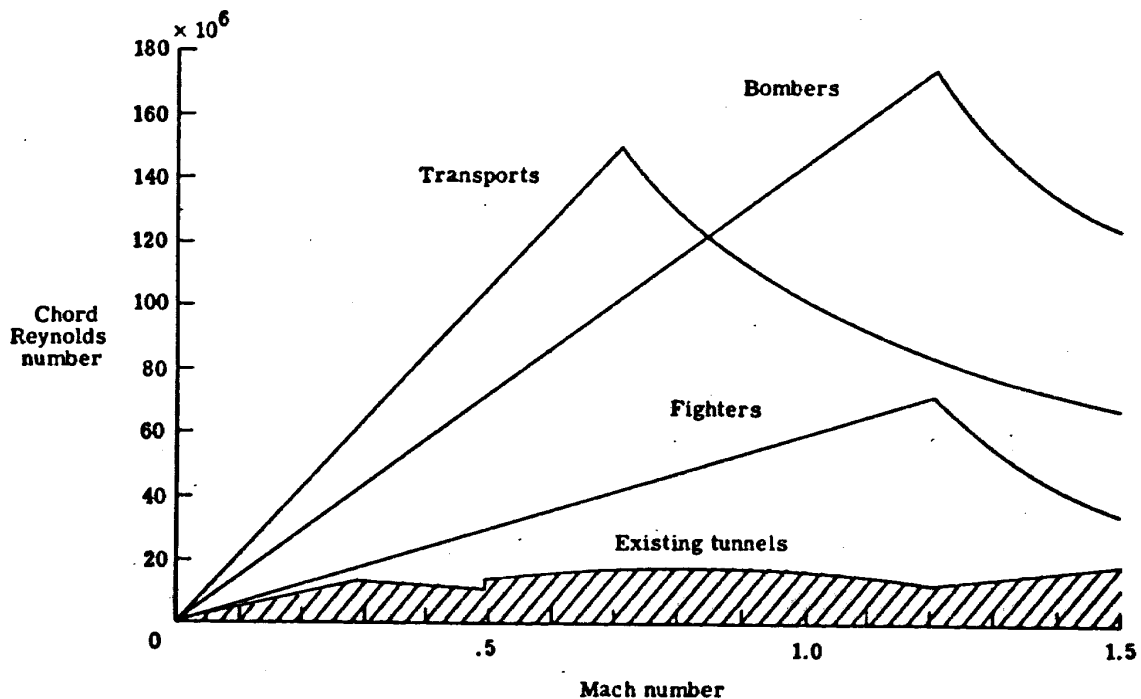
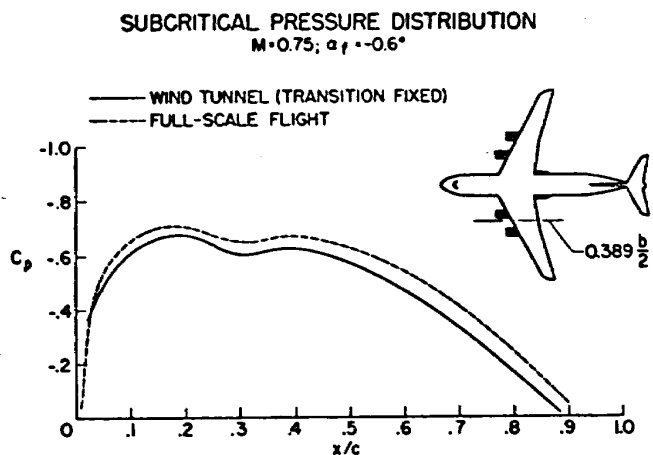


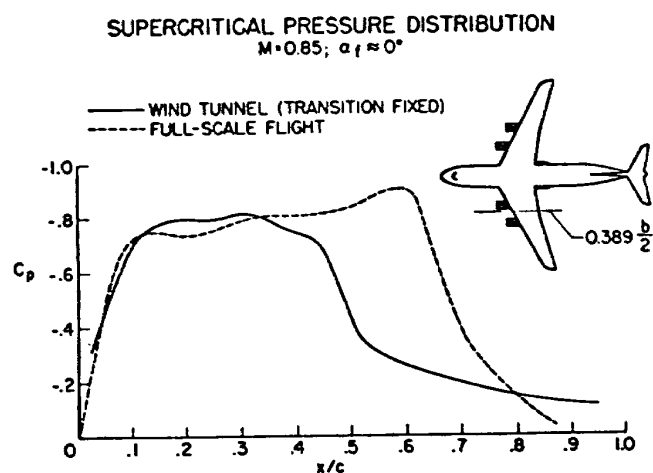
図 2.2 風洞におけるレイノルズ数相似状況⁹⁾

2.4.1 翼面上の圧力分布¹¹⁾

図 2.3 は C-141 輸送機で得られた結果で、よく知られている。図(b)で示されるように風洞試験結果と飛行試験結果とでは圧力分布が大きく異なっている。



(a)



(b)

図 2.3 レイノルズ数による圧力分布の違い¹¹⁾

る。低レイノルズ数試験（風洞試験）では図 2.4 で示されるように相対的に乱流境界層が厚くなり（レイノルズ数の $-(1/5)$ 乗に比例）、外部の局所超音速領域との干渉から、高レイノルズ数試験にくらべて、衝撃波位置が 20 % 程度前進している。この結果、圧力分布が変化し、縦揺れモーメントに 11 % の変化をもたらした。この誤った性能予測の結果、航空機の使用は 9 カ月遅れ、構造の再解析、パラスタ重量の搭載等が行われた。

ただ、図 2.3(a)に見られるように、レイノルズ数の相異による影響が見られない場合（Subcritical）もあり、常に図 2.3(b)のような現象がおこるわけではない。

EFFECT OF BOUNDARY LAYER ON SHOCK-INDUCED SEPARATION

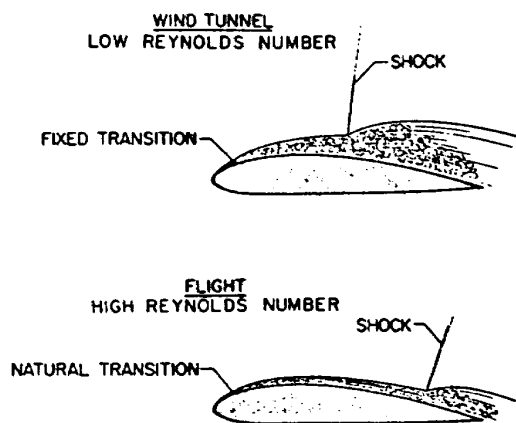


図 2.4 風洞試験と飛行試験における境界層の相違の影響¹¹⁾

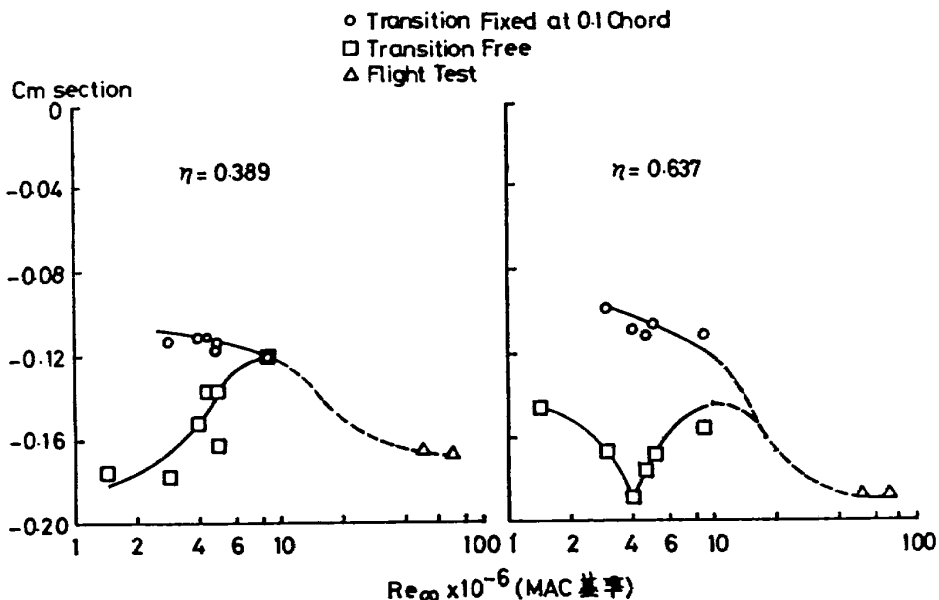


図 2.5 縦揺れモーメント係数のレイノルズ数による変化 $M = 0.825, C_L = 0.4$ ¹²⁾

2.4.2 縦揺れモーメント係数

図 2.5¹²⁾ は縦揺れモーメント係数 C_m がレイノルズ数によって変化した例である。この図でわかるように、低レイノルズ数の風洞試験でよく用いられる固定遷移（ラフネスの使用）の手法で得た C_m の値は、飛行試験で得た C_m 値とはかなり異なった値を示す。しかし、風洞試験レイノルズ数を増加できれば飛行試験値に漸近することが予想できる。

自由遷移法による風洞試験値は固定遷移法によって得た C_m 値よりも飛行試験の C_m 値に近いが、これは自由遷移のため境界層が相対的にうすく、固定遷移の場合よりも衝撃波位置が後方にあるからである。レイノルズ数が大きくなると境界層遷移位置が上流側に移動するから、固定遷移の結果と同じようになる。自由遷移、固定遷移のいずれの試験法でも飛行試験の結果、つまり高レイノルズ数試験の結果がないと、衝撃波の誘起する剝離があるような場合について、どちらの試験法がより正確なシミュレーション法であるかを判断することはできない。

2.4.3 衝撃波位置

すでに述べたようにレイノルズ数の相違、あるいは試験方法によって翼面上の衝撃波位置が変化する。図 2.6¹³⁾ にこれを示す。この図は、前縁近くで境界層を強制遷移させ、迎角およびマッハ数を一定に保ったままでレイノルズ数を変化させ、2種の翼上面の衝撃波位置の移動状況を観察した結果である。レイノルズ数が 2×10^6 から 8×10^7 の変化で衝撃波位置が翼弦長の 5~19% 変化している。このような衝撃波位置の変化がおこるのはレイノルズ数が $10^6 \sim 10^8$ の範囲でのみ観測される現象で、この範囲以外では衝撃波位置はほとんど変化しないことが図 2.6 から予想される。

2.4.4 抗力係数

図 2.7¹⁴⁾ は実機形状体の抗力係数の変化をレイノルズ数に対して示した。この図では、風洞試験結果と飛行試験結果の抗力係数 C_D の値がかなり異なっている。この違いは航空機の運航上極めて重要であり、燃料費、有料貨物の搭載量等でかなりの誤算を生じる。従って航空機設計、製作側からは風洞試験側に対して C_D を高精度 (± 0.0002) で予測することを要求している¹²⁾。また、図 2.7 から風洞試験結果の外挿

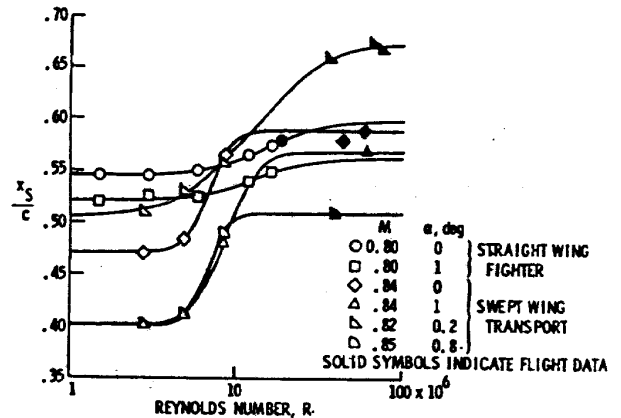


図 2.6 レイノルズ数による衝撃波位置の変化¹³⁾

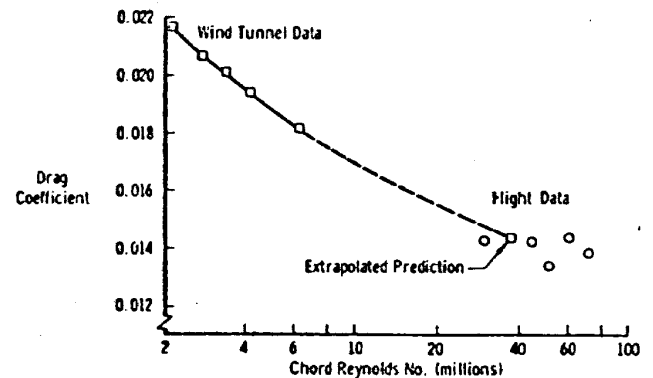


図 2.7 抗力係数におよぼすレイノルズ数の影響 (C-141, $M = 0.70$)¹⁴⁾

値が、ほぼレイノルズ数 ($40 \sim 50$) $\times 10^6$ で飛行試験結果に一致し、それ以上のレイノルズ数では C_D の変化が少ないことから、高レイノルズ数試験の目安としてレイノルズ数 40×10^6 (ボーイング 727 の飛行レイノルズ数で 60×10^6 程度) が採用され、AGARD の大風洞の仕様¹⁵⁾ にその値が使われている。

図 2.8⁹⁾ はエンジン後部胴体の抗力係数に与えるレイノルズ数の影響を示す。このデータは模型が大きく、風洞壁干渉が無視できないと見られるが、それを除いても、風洞試験結果から飛行試験データの値を推測することは困難である。

2.4.5 揚力係数

揚力係数に与えるレイノルズ数の影響は、図 2.3 (b) から予想される巡航時の場合のほかに、低速領域ではあるが高揚力時における場合が重要である。低レイノルズ数では境界層が層流であり、逆圧力勾配部分で剝離し易いのにに対し、高レイノルズ数では乱流境界層となって剝離しにくいから相違が生じる。

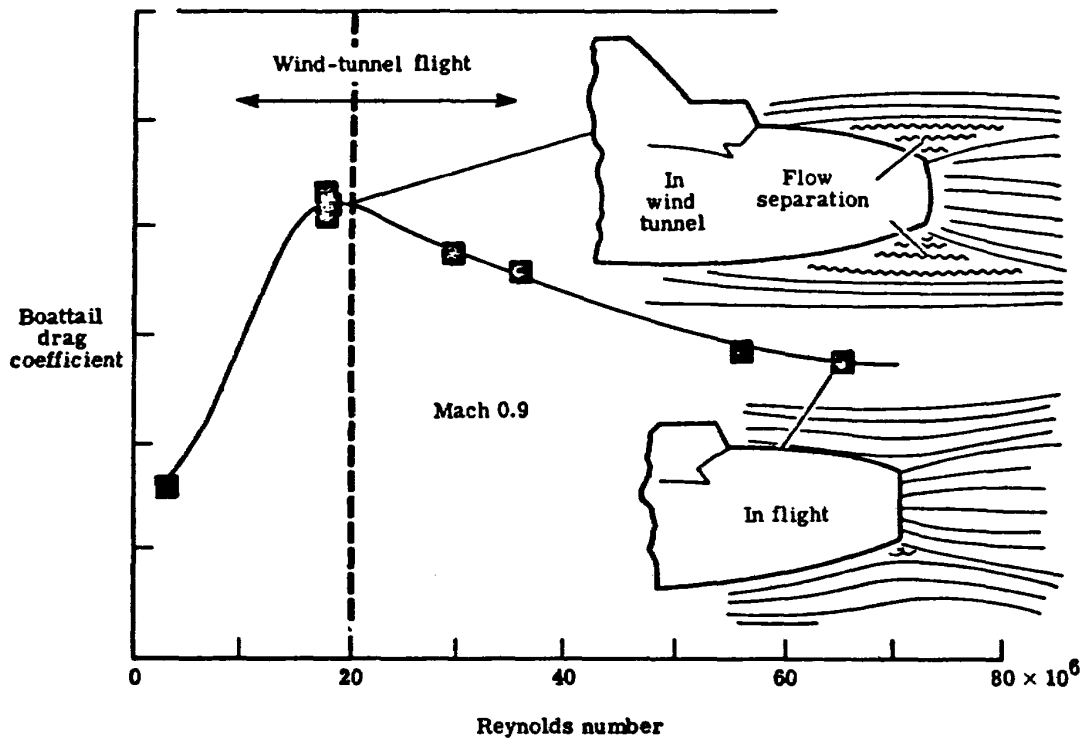


図 2.8 エンジン後部胴体の抵抗とレイノルズ数⁹⁾

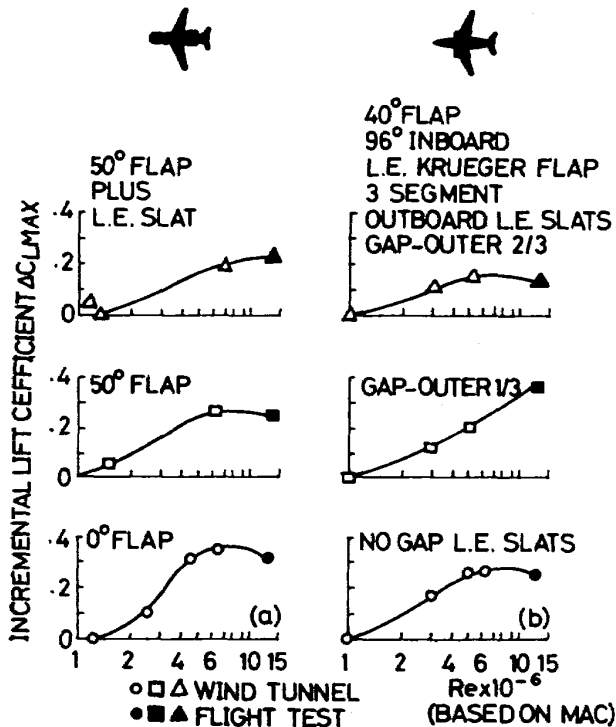


図 2.9 最大揚力係数に与えるレイノルズ数の影響¹²⁾

図 2.9¹²⁾ は最大揚力係数に対するレイノルズ数の影響を示す。図 2.9 (b) 中段図以外では、一応風洞試験データは飛行試験データを相似しているが、(b) 中段図はそうではない。この図程度の相違が最大揚力係

数にあると、それは着陸時の揚力係数の 10% に相当し、必要以上に大きい主翼を持つ航空機を設計、製作することになる。DC-10, L-1011 級の航空機で 10% の翼面積減少はサンフランシスコ〜ニューヨーク間で 1.8 トンの燃料節減を意味し、更に有料貨物の搭載量増加にもつながる。また、1 機の 1 飛行での節減量は、たとえ小さくても、その機種の平均耐用年数までの全飛行距離と全生産機数とを考えると、世界的には驚くべき燃料節減または経費の減少につながることは容易に理解されよう。

以上、本節で述べたようにレイノルズ数の不一致のため、風洞試験データが飛行試験性能を必ずしも良く予測できない場合が多く存在することが確認される。それに伴って生じた問題はどうしても解決を必要とする場合と、性能を過少評価したため不必要にぜいたくな仕様となる場合とがあり、前者では、その解決に多額の費用、期間を必要とすることが表 2.2 から明らかである。後者のぜいたくな仕様となっている場合は、改修しない限り常に無駄を伴った運航を続けることになる。

ただ、風洞試験レイノルズ数を大きくして飛行レイノルズ数と同程度にすることは簡単にできること

ではなく、風洞模型の負荷（70kg/mm²程度⁷⁾）、風洞駆動用エネルギー（数十万キロワットの電動機）等の技術的困難の他に、大規模設備であるため建設費、運転維持費等の問題がある。次章では技術的困難について簡単に説明する。

3. 高レイノルズ数を得る際の問題点

前節では、開発しようとしている航空機の空力性能を風洞試験で正しく把握する為には、かなり大きなレイノルズ数（ $Re \geq 5 \times 10^7$ ）¹⁶⁾に対応した流れ場を風洞測定部で作りに出さなくてはならないことが指摘された。しかしながら、こうした流れ場を作り出せる風洞は、未だ世界中どこでも運転されていない（アメリカ合衆国では建設中であり、¹⁷⁾ヨーロッパでは計画中である¹⁸⁾）。最も素直に考えると、風洞に設置する模型を、実寸大にしてやり、風洞の一流流を実機の飛行速度にしてやれば、測定部中の流れ場のレイノルズ数は、実機のものとも一致することになるから、実寸大模型の入る風洞を建設してやれば、信頼性の高い風洞試験が可能となる（風洞壁干渉等による試験データの歪みが実験精度内にすべて収まっていると仮定した上での話である。）。低速では、実寸大模型の入る風洞の建設は実現可能な範囲にあるが、大型輸送機の巡航速度の遷音速領域では、もはや、このような大型の遷音速風洞を作ることは、風洞を運転する為のエネルギーの点からいって不可能といえる。更に、大型模型は製作費、製作時間もかさみ、その上、それを設置するための支持装置、天秤も大型のものとならざるを得ず、航空機の開発では、不便であり、又、経済的にも不利である。こうした考え方に基づいて、以前から、手頃な大きさで、なるべく小さい動力で、高いレイノルズ数の流れ場を作り出せる風洞について研究がなされてきている。こうした要求を簡単に満すことのできる風洞としては、吹出し式の風洞が古くから採用されているが、このタイプの風洞は、開発に必要なデータの生産能力が、循環式の連続式風洞と比べて数分の一とかなり劣っており、開発用風洞には向かないといえる¹⁶⁾。そこで本章では、連続式風洞に関してのみ論じることとする。

なるべく小さい動力で高レイノルズ数の流れ場を

得る手段としては、以下の3つの方法が知られている²⁾。

- 1° 岐点圧力を上げる。
- 2° 内部流体として分子量の大きいものを用いる。
- 3° 岐点温度を下げる。

模型の大きさ（代表翼弦長 \bar{c} ）と測定部断面の大きさ（ $\sqrt{A_w}$ 、 A_w ：測定部断面積）の比を一定とする（風洞壁干渉の大きさをほぼ一定とすることに対応する。）と、測定部中に或る定ったマッハ数とレイノルズ数の流れを作り出すのに必要な動力 Power は、

$$\text{Power} \propto \frac{\mu_0^2 a_0^3}{r P_0} \quad (1)$$

と一般に表わせる。ここで、 r 、 μ 、 a 、 P は、それぞれ風洞中の流体の比熱比、粘性係数、音速、圧力であり、添字0は、岐点での諸量であることを表わしている。この論文では、遷音速風洞について論じているのであるから、風洞中の流体としては、気体のみを考える。さて、風洞中で使用する気体が定まると、 r はほぼ定数であり、 μ_0 、 a_0 は温度のみの関数となる。そこで、温度を一定にして岐点圧力 P_0 のみを変化させると、(1)式から

$$\text{Power} \propto \frac{1}{P_0} \quad (2)$$

を得る。即ち、岐点圧力を大きくしてやると、それだけ少ない動力で所定のマッハ数とレイノルズ数の流れ場を測定部に実現することができる。岐点圧力を上げて同じレイノルズ数を維持するには、模型の寸法を岐点圧力に逆比例して小さくする必要がある。この模型寸法の減少は、そのまま模型の支持装置の寸法上の減を必要とする。しかし、模型の受ける空気力によって生じるこれらの模型や支持装置の内部の応力は岐点圧力に比例して増大する。このため、模型の支持装置を模型に比して大きくしてやらねばならず、又、模型自身の歪み量が大きくならないように模型の強度も高めてやらなくてはならない。こうしたことから、おのずと岐点圧力には上限が存在する。又、岐点圧力を上げると、風洞運転に必要な動力は下がっても、風路自身は耐圧のものにならなくてはならないという問題がある。更に、輸送機形態の風洞試験では、動圧が200 kPa以下が望ましいといわれており、¹⁷⁾岐点圧力を上げるのには限界があ

る(図3.1)。

一方、岐点圧力、温度を一定にして、(1)式を変形すると、

$$\text{Power} \propto \frac{\gamma^{1/2}}{M^{3/2}} \cdot \mu_0^2 \quad (3)$$

となる。ここでMは気体の分子量である。一般に、気体の分子を構成している原子の数が増えると、粘性係数、比熱比は小さくなる。そこで、重い気体を使えば、分子量は大きく、又、分子を構成している原子の数も増える場合が多く、(3)式から、風洞運転に必要な動力は減る。こうした例としては、Freon-12があげられるが、比熱比 γ が空気のものより大きく異なり、¹⁹⁾ 圧縮性の効いてくる流れの実験に使用するのは不適當である。

一方、岐点温度を下げる手法では、岐点温度と共に粘性係数も変化する。その変化のし方は、近似的に、

$$\mu_0 = \mu_* \left(\frac{T_0}{T_*} \right)^\omega \quad 0.5 < \omega < 1 \quad (4)$$

と表わされている。ここで μ_* 、 T_* は、すでにわかっている粘性係数の値とその時の温度である。この

式を使って、(1)式を変形すると、

$$\text{Power} \propto T_0^{1.5+2\omega} \quad (5)$$

となる。依って、岐点温度を下げることは、所定のマッハ数とレイノルズ数の流れを得るのに必要な風洞運転の動力を小さなものとす為の有効な手段であることがわかる。この手法の有効性を示す図として、図3.2がよく用いられている。これは、一定のマッハ数(この場合は1.0である)、一定の岐点圧力、一定の風洞の大きさ(測定部断面積)で、岐点温度を下げていった場合の諸量の変化を、岐点温度が322Kの時の値を基準にしてグラフに表わしたものである。

今、レイノルズ数 $R_{\bar{c}}$ を以下のように表わす。

$$R_{\bar{c}} = \frac{\rho M a \bar{c}}{\mu} \quad (6)$$

ここで、 μ 、 ρ 、 a 、 M は、測定部での気体の粘性係数、密度、音速、マッハ数である。一定のマッハ数、一定の測定部の大きさという条件から、 M 、 \bar{c} は一定となる。図3.2から、岐点温度を下げると、 ρ は急激に増加するが、 μ と a は減少する。しかし、 μ は a よりも速く減少する。故に、岐点温度を下げ

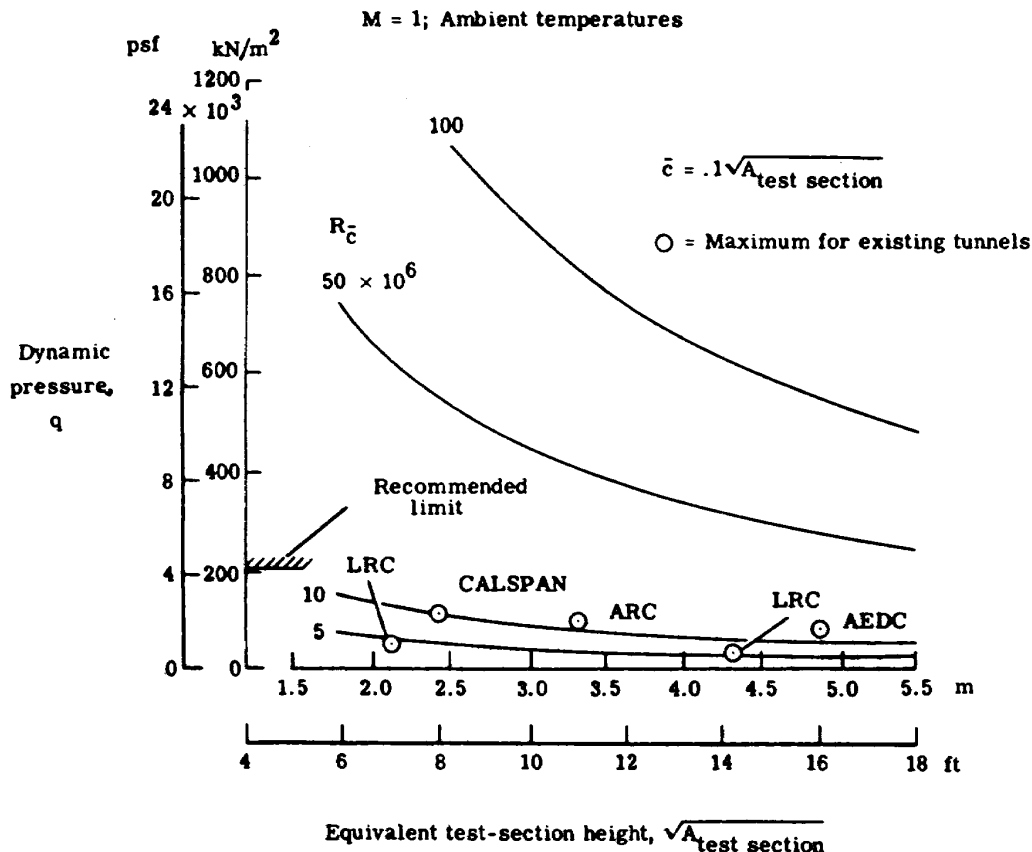


図3.1 様々な風洞レイノルズ数での動圧⁹⁾

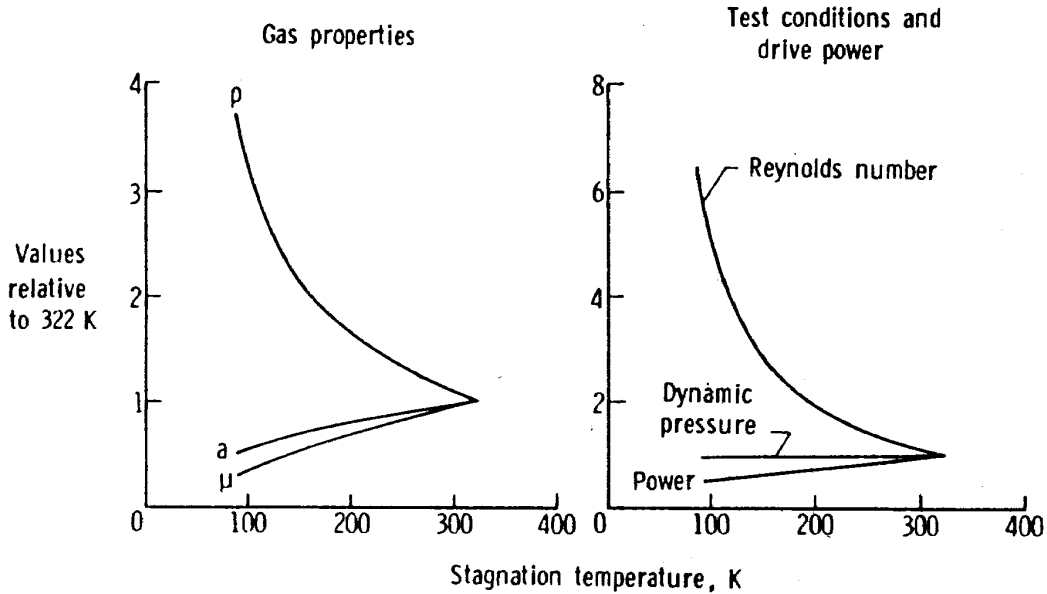


図 3.2 気体特性，レイノルズ数，動圧，風洞パワーに対する温度低下の効果¹⁷⁾
 (一様流マッハ数 = 1.0，岐点圧力，風洞測定部の大きさは一定としている。)

ても a/μ は増加する。依って，全体としても岐点温度を下げると， Re_c は増加することがわかる。このように，岐点温度を下げて，小さい動力で高いレイノルズ数の流れを得ようとする有効な手段は，実際には，低温に伴う様々な技術的問題が生じることが予想され，長い間実用化されずにいた。

次章では低温風洞をはじめ，高レイノルズ数試験用に考えられた新しい型式の風洞のいくつかを紹介する。

4. 風洞の型式

4.1 低温風洞

高レイノルズ数の流れを得る為に，風洞中の気体の温度を十分に低い所まで下げる方法は，1945年に R. Smelt によってすでに提案されていたものである¹⁷⁾。しかし，低温下での風洞運転に関する技術上の懸念から，その実現は近年まで妨げられてきた。1971年，この型式の風洞の研究が NASA で行われ，まず，低速の小型低温風洞が作られた²⁴⁾ (図 4.1)。ついで，1973年には，小型遷音速低温風洞が作られた²⁵⁾ (図 4.2)。これは，現在，0.3m transonic cryogenic wind tunnel と呼ばれている。更にまた，現在は，大型の 2.5 m × 2.5 m 測定部断面をもつ遷音速低温風洞を建設中である^{17), 20)} (NTF) (図 4.3)。一方，ヨーロッパでは，1981年に運転開始予定の

小型遷音速風洞がオランダに建設中であり (PETW) (図 4.4)，この風洞から得られるデータを基に，測定部断面が 1.95 m × 1.65 m の大型遷音速低温風洞を計画中である^{18), 22)} (図 4.5)。また，ドイツでは，低速の大型低温風洞を計画中である²⁸⁾ (図 4.6)。フランスでも，1980年末までに運転開始予定の 0.15 m × 0.35 m の測定部断面形をした小型遷音速風洞を建設中である²¹⁾。また，我が国でも，筑波大学に 0.5 m × 0.5 m の低速低温風洞が 1981 年中には完成する予定であるし，小型低速低温風洞はすでに筑波大学で稼動中である²⁷⁾ (図 4.7)。以上述べられた風洞はすべて連続式のものであるが，間歇式の低温風洞も工夫されている。次節で述べる induction driven tunnel の低温化をフランスの ONERA が進めているし³³⁾ (図 4.8)，アメリカのダグラス社も，1.2 m × 1.2 m の測定部断面をもつ吹き出し式風洞を低温風洞化する工事を進めており，1981 年中に運転する計画である²³⁾ (図 4.9)。

低温風洞の利点は，所定のマッハ数とレイノルズ数を得るのに，内圧を高くした常温の風洞と比較して，一様流の動圧が低くて済むという点と，風洞運転に必要なエネルギーも少なく済むという点にある¹⁷⁾ (図 4.10)。特に，動圧が低くて済むということは，模型や，それを支える sting の強度が小さくて済み，天秤の容量も小さくて済むので非常に好ま

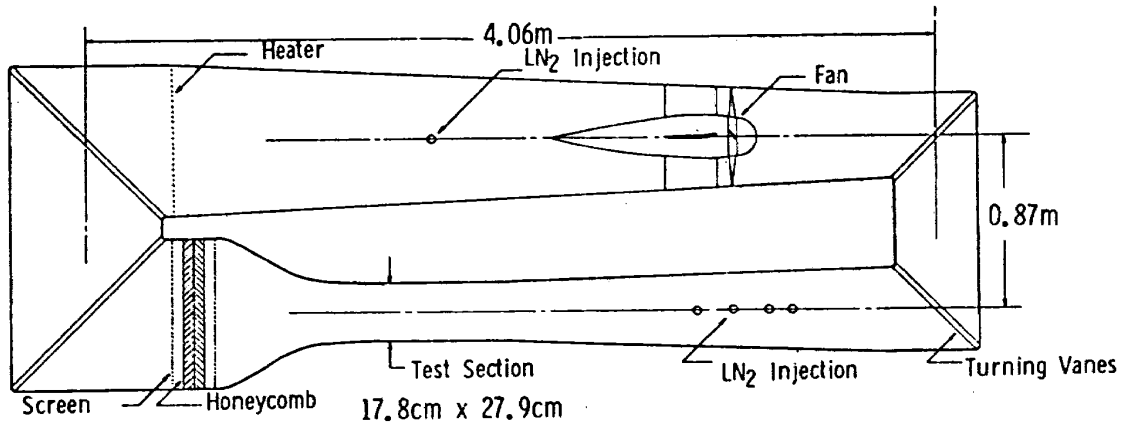


図 4.1 NASA, Langley の低速低温風洞⁸⁾

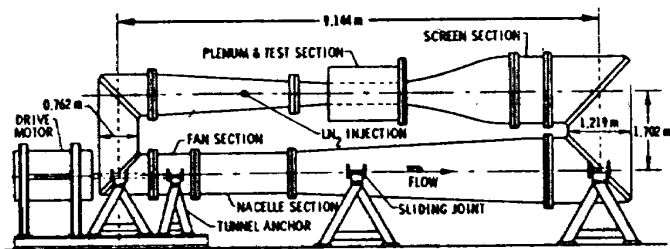
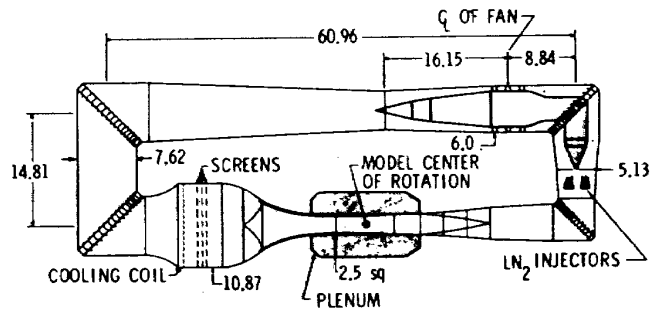


図 4.2 0.3m transonic cryogenic wind tunnel¹⁷⁾



DIMENSIONS IN METERS

図 4.3 National Transonic Facility (NTF)³⁵⁾

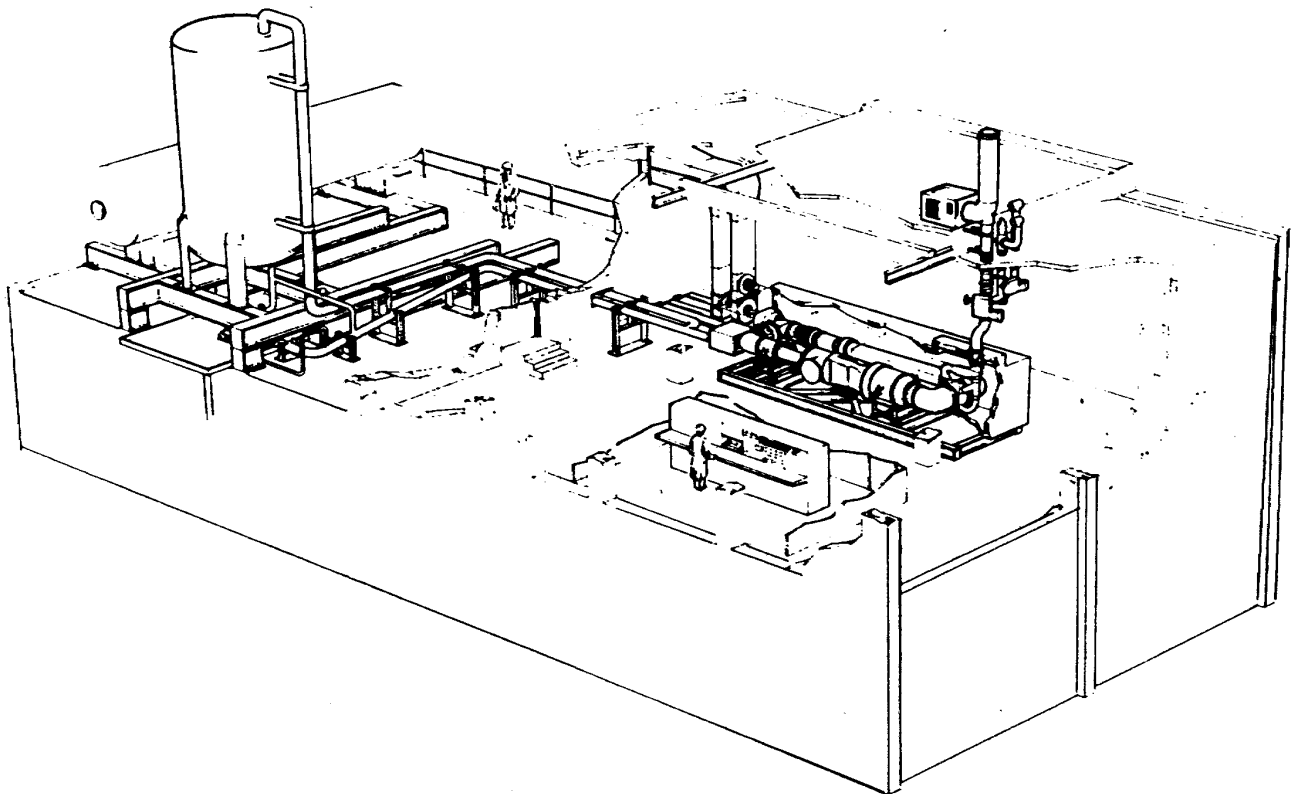


図 4.4 ヨーロッパ小型遷音速低温風洞 (PETW)²²⁾

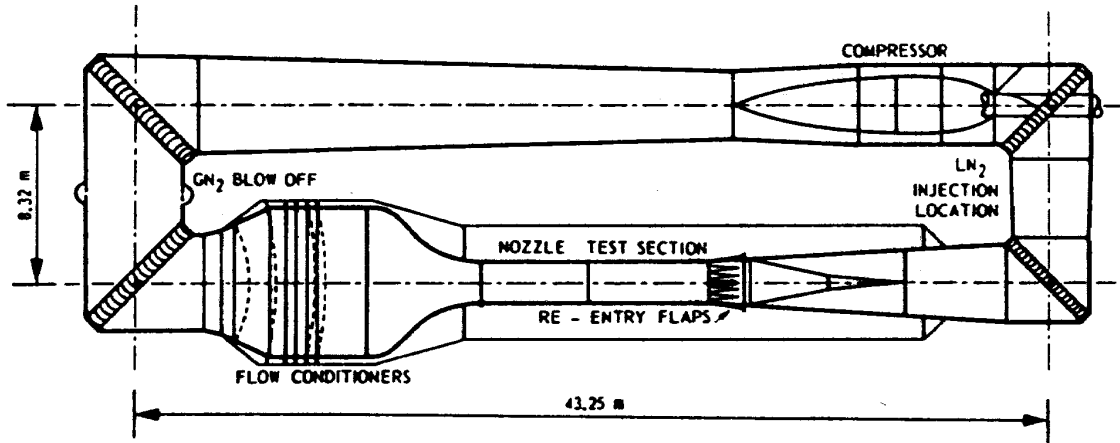


図 4.5 ヨーロッパ遷音速低温風洞 (ETW)²²⁾

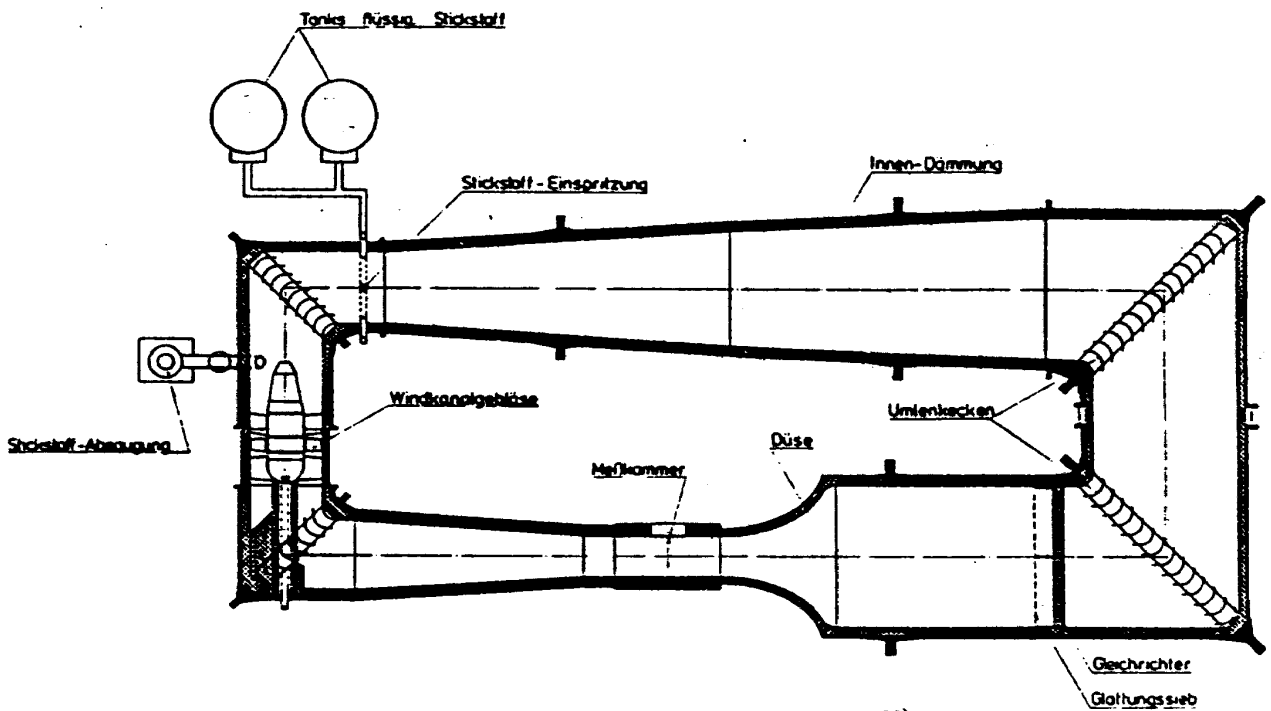


図 4.6 西ドイツ 2.4m 低速低温風洞²⁸⁾

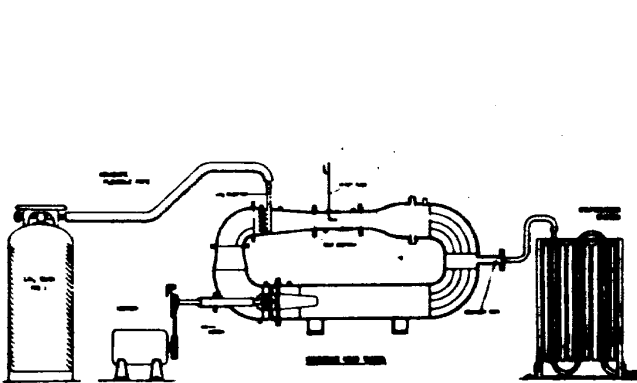


図 4.7 筑波大学小型低温風洞
10 cm × 10 cm 測定部断面²⁷⁾

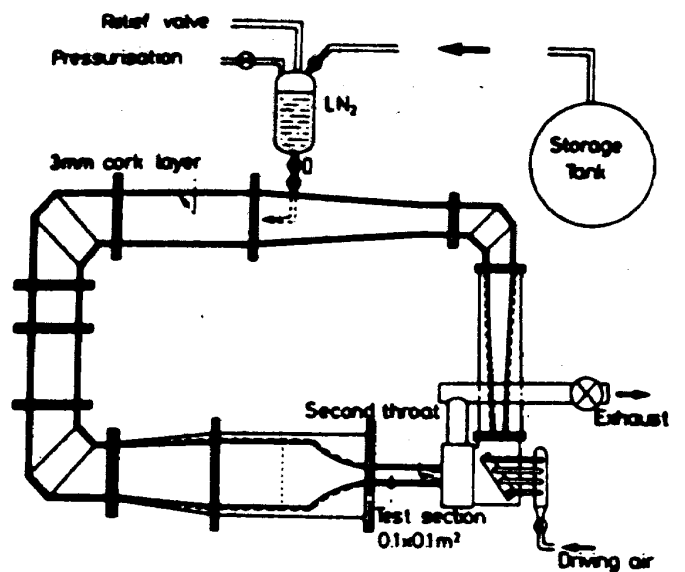


図 4.8 フランス遷音速低温風洞 (0.1m × 0.1m)
(Induction Driven Type)³³⁾

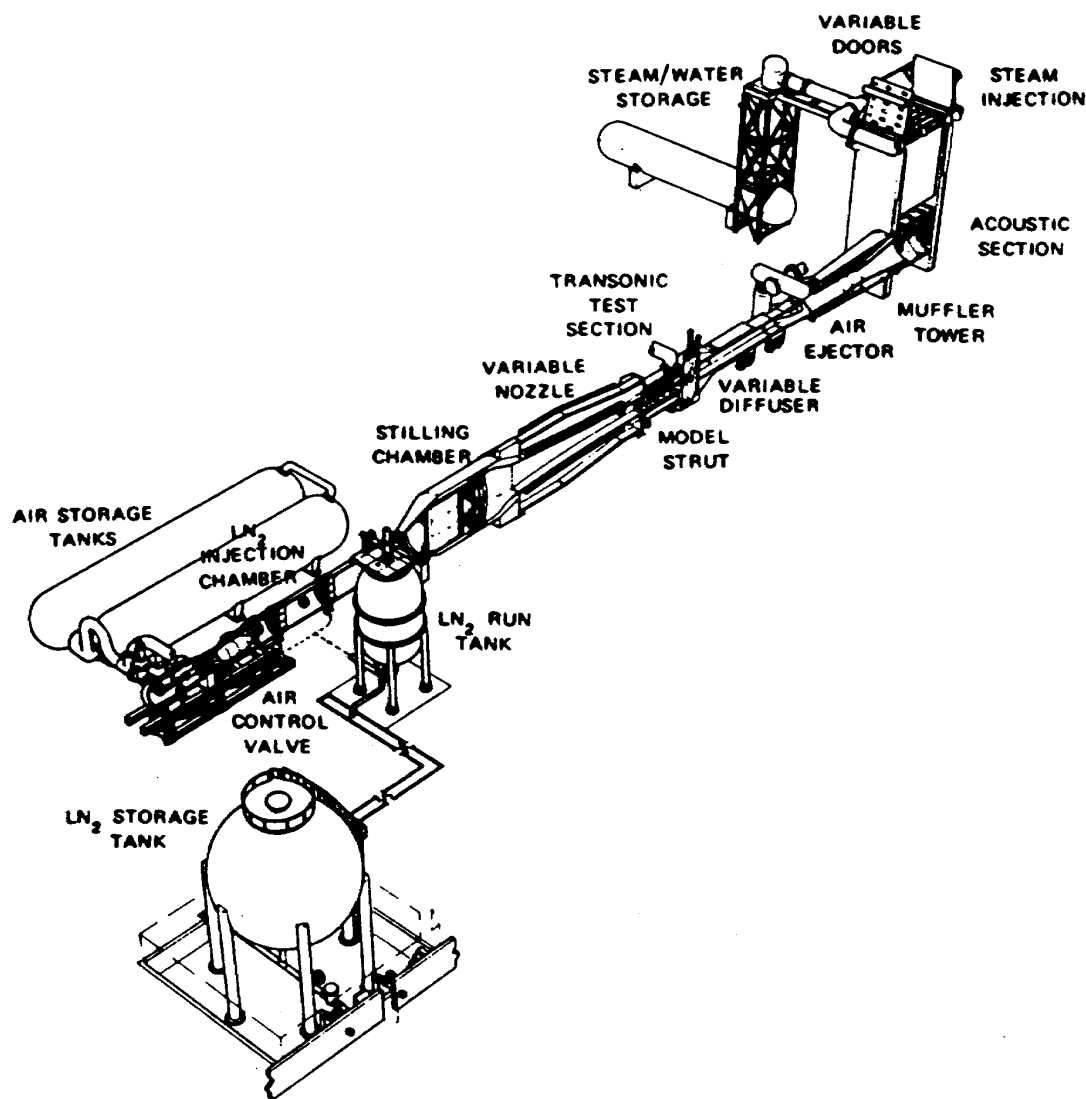


図 4.9 ダグラス社低温吹出し風洞²³⁾
(4' × 4')

しいことである。更にまた、低温風洞では、風洞内部の気体の温度と圧力を独立に制御できるので、多様な実験ができることになる。例えばマッハ数、レイノルズ数、動圧の3つのパラメータの組み合わせで、1つだけを変化させ、他の2つは一定に保った状態で実験ができる。これにより、真のマッハ数効果、レイノルズ数効果などを知ることができる(図 4.11)。一方、風洞内部の気体は、液化する付近の温度にまで下がっている為、理想気体から幾分づれて、実在気体効果が現われ始めるものと考えられる。しかしながら、この効果による実験結果への影響は、通常の実験精度の中に埋没してしまうことが報告されている¹⁷⁾(図 4.12, 13)。

低温風洞は、内部気体を液化温度近くまで下げて、風洞運転中、その温度を保つ為に、風路中に常時、

冷媒と呼ばれる風洞内部と同じ気体を液化したものを注入し続ける。これにより、液体が気化する時に奪う熱で、風洞中の気体の温度を低く保つようにしている。当然、風路に注入された冷媒の質量分だけ、風路の適当な場所で排気し、風路中の圧力も常時一定に保っている。この為、連続式低温風洞の運転は、通常の風洞のものとは幾分異なっている。まず、送風機を低速で回転させながら、冷媒を徐々に風路中に注入する。この際、常に風洞回路中の流体の露点よりも気体の温度は高くなっているようにして、露点温度計で計測できる限界付近まで下げてやる(-70℃付近)。これは、風洞の壁、金網、模型表面等に水蒸気が氷結するのを防ぐ為である。この操作を"purging"と呼んでいる。ついで、風洞内部の気体を実験予定の岐点温度まで冷媒を大量に注入しな

がら下げる。この際、注入された冷媒の量に応じて、風路中の圧力が高くないように、余分な気体は排気する。この操作を“cool down”と呼んでいる。ついで、送風機の回転数を上げ、且つ、冷媒の注入量及び風路の気体の排気量を調節しながら、測定部での流れを、あらかじめ定めておいた状態にまでもっていき実験を行う。実験が済んだら冷媒の供給を停止し、送風機を動かさずおけば、風路中で発生した熱や壁から侵入してくる熱で、風路中の気体の温度は上昇し周辺温度まで回復する。この操作を“warm up”と呼んでいる。次に、送風機を低速で回転させた状態で、プレナム室と鎮静室にある排気弁を開けたままにしておくと、プレナム室側の排気弁から大気が入り、鎮静室の排気弁から風路中の気体が排出され、風路中の気体は大気に代わる。この操作を“Reoxygenation”という。この操作の後、送風機を完全に停止させればよい(図 4.14)。

常温で運転される連続式風洞と比べて、低温風洞で異なっている点は、冷媒の供給系及び風路中の気体の排気系が余分に加わっている点と、風洞自身が大気と熱的に断たれている点である。また、冷媒としては、一般に液体窒素が使われており、その結果、風路中の気体も窒素ガスである(図 4.15)。

低温風洞では、風洞内部の気体の温度(約 100K 前後)がまわりの大気(約 300K)と比して極端に低い為、風路中の気体と、周囲の大気とを熱的にも断熱材によって隔離する必要がある。この断熱の方法には、断熱材を風洞本体の外部に貼り付ける外部断熱の方法と、風路内部の壁に貼り付ける内部断熱の方法が考えられている。現在実用化されているのは、外部断熱の方法のみである(図 4.16)。外部断熱では、構造物自体が低温にさらされ、更に、大気中の酸素が外部の断熱材の中に侵入し、冷たい構造物の付近で液化し、その付近で酸素が過剰になり、火災の危険があると指摘されている²⁹⁾が、簡単である為、小型の風洞では多く用いられている。一方、大型の低温風洞では、この外部断熱を採用すると、構造物自体を常温から低温に下げてやらねばならず、大量の冷媒を必要とする。更に、熱的变化に対して変形をする為、好ましくない。この為、大型の風洞では現在計画、又は建設中のものはすべて内

部断熱を採用している(図 4.17)。

また、風洞内部の気体にさらされている材料は、風洞運転開始前は常温にあり、運転中は低温まで 200K 近く温度が下がるので、熱変化による材料の縮みに対応した問題がある。特に外部断熱法を採用している場合は、風洞自身の支持についても特別な配慮をする必要がある。図 4.18 は、NASA の 0.3m 遷音速低温風洞の支持法の例である。更に、観測用の窓も、特別な工夫が必要で(図 4.19)、シュリーレン観測をする場合などは特に工夫が必要となるものと考えられる。また、風路内部の窒素ガスを安全に大気中に排出するのにも、図 4.20 でみられるような排風機が必要となる。

以上述べてきたように、低温風洞には、常温の風洞と違って、低温で運転する為、特別な装置がいろいろと必要にはなるが、現在運行している大型輸送機のまわりに作られる高レイノルズ数の流れ場を地上で再現する能力を充分もてるもので、NASA が現在建設中の NTF を使うと、図 4.21 のようなレイノルズ数の流れ場を得ることができる。また、前述したように、真のマッハ数効果、レイノルズ数効果、動圧の変化による影響などを風洞実験で調べることが可能であり、流体力学の研究の点からも、航空機の開発の点からしても、低温風洞は画期的能力をそなえた風洞であるといえる。

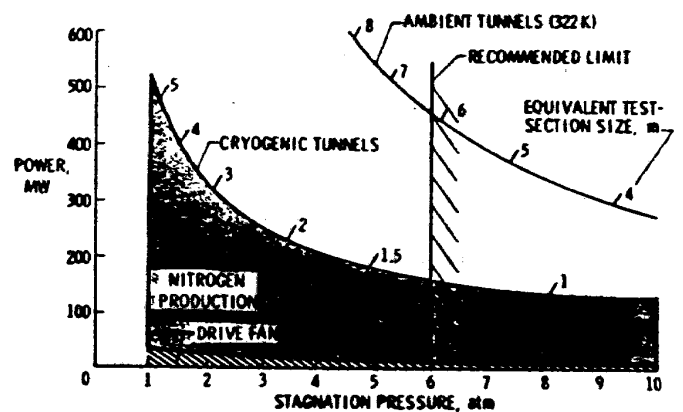


図 4.10 $M = 1$ で $R_c = 50 \times 10^6$ に相当する流れ場を測定部中に作り出すのに必要なパワー¹⁷⁾

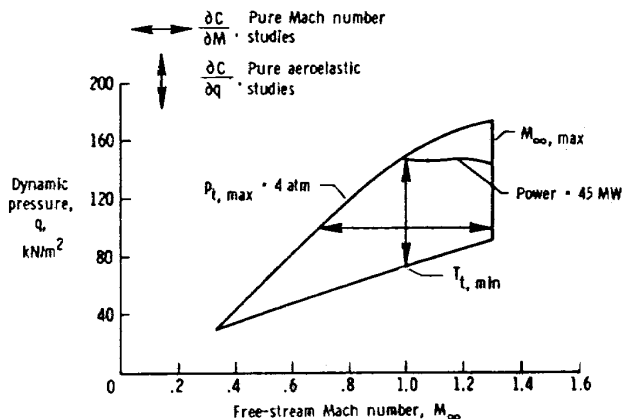


図 4.11 (a) レイノルズ数一定での運転³⁴⁾

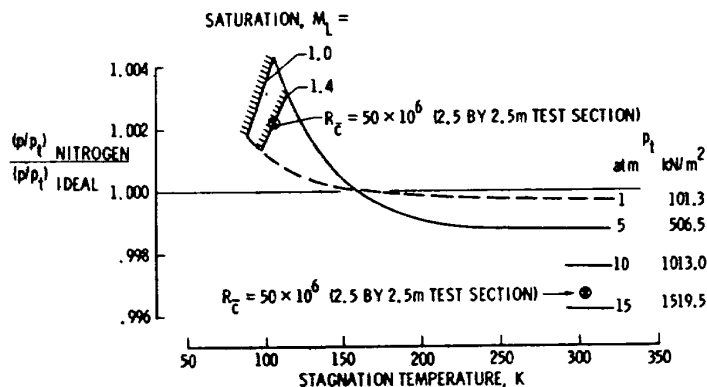


図 4.12 Isentropic expansion pressure ratio of nitrogen.
Pressure ratio P/P_t ; $M_\infty = 1$.

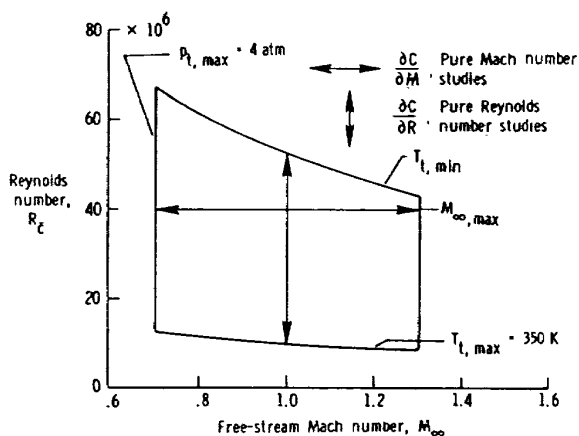


図 4.11 (b) 動圧一定での運転³⁴⁾

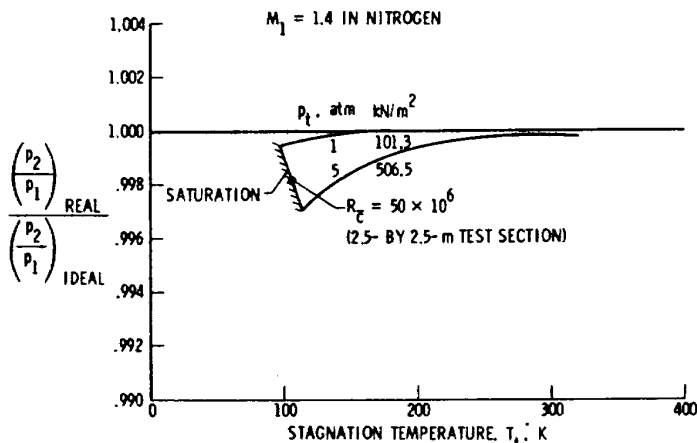


図 4.13 Normal shock pressure ratio in nitrogen.

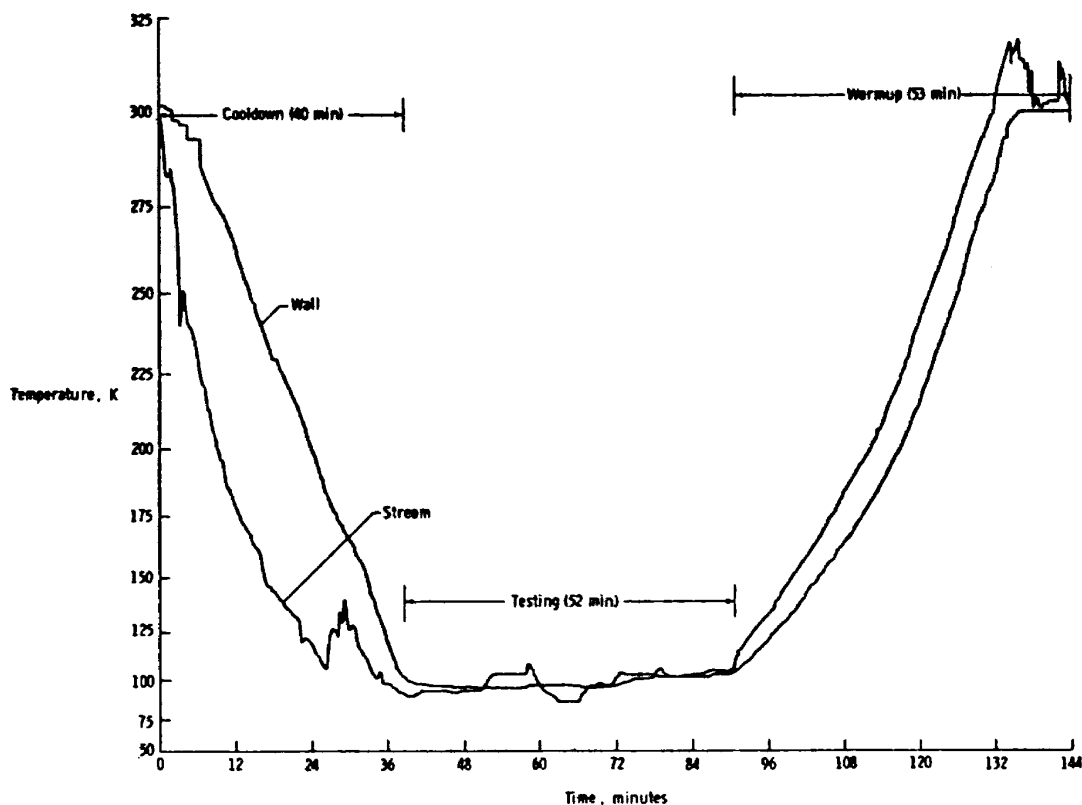


図 4.14 流れと壁の運転中の温度変化¹⁷⁾

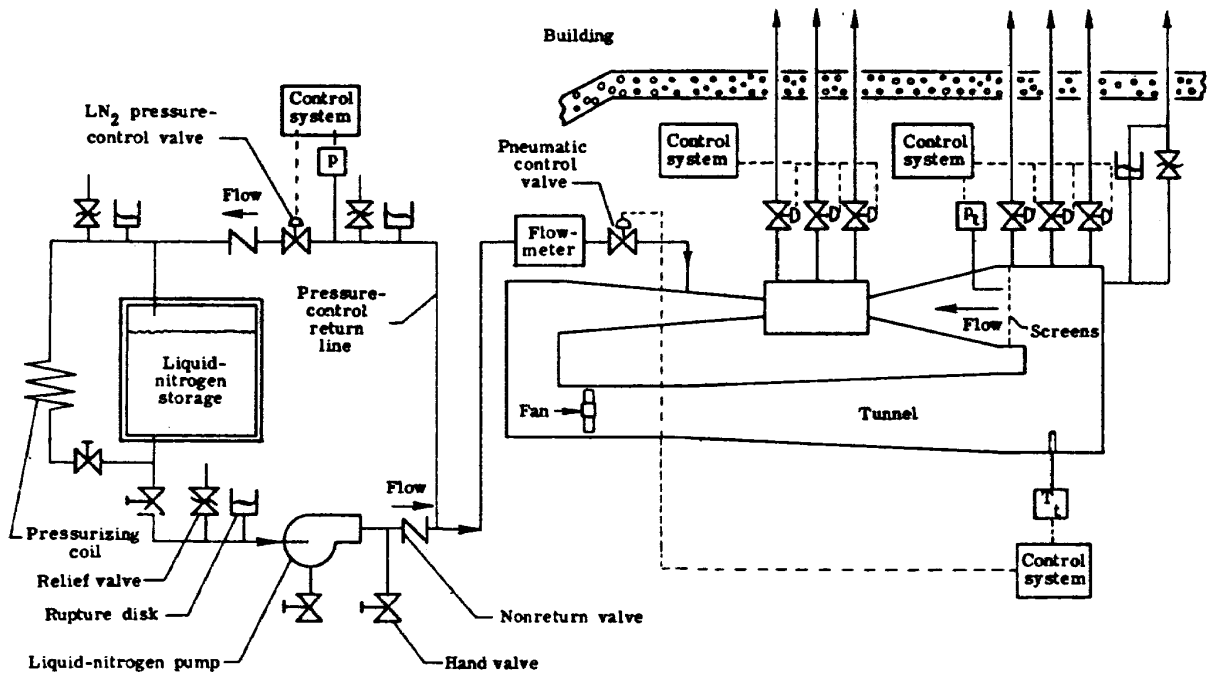


図 4.15 NASA 0.3m Transonic Cryogenic Wind Tunnel の冷媒 (LN₂) の供給, 排気の配管図¹⁷⁾

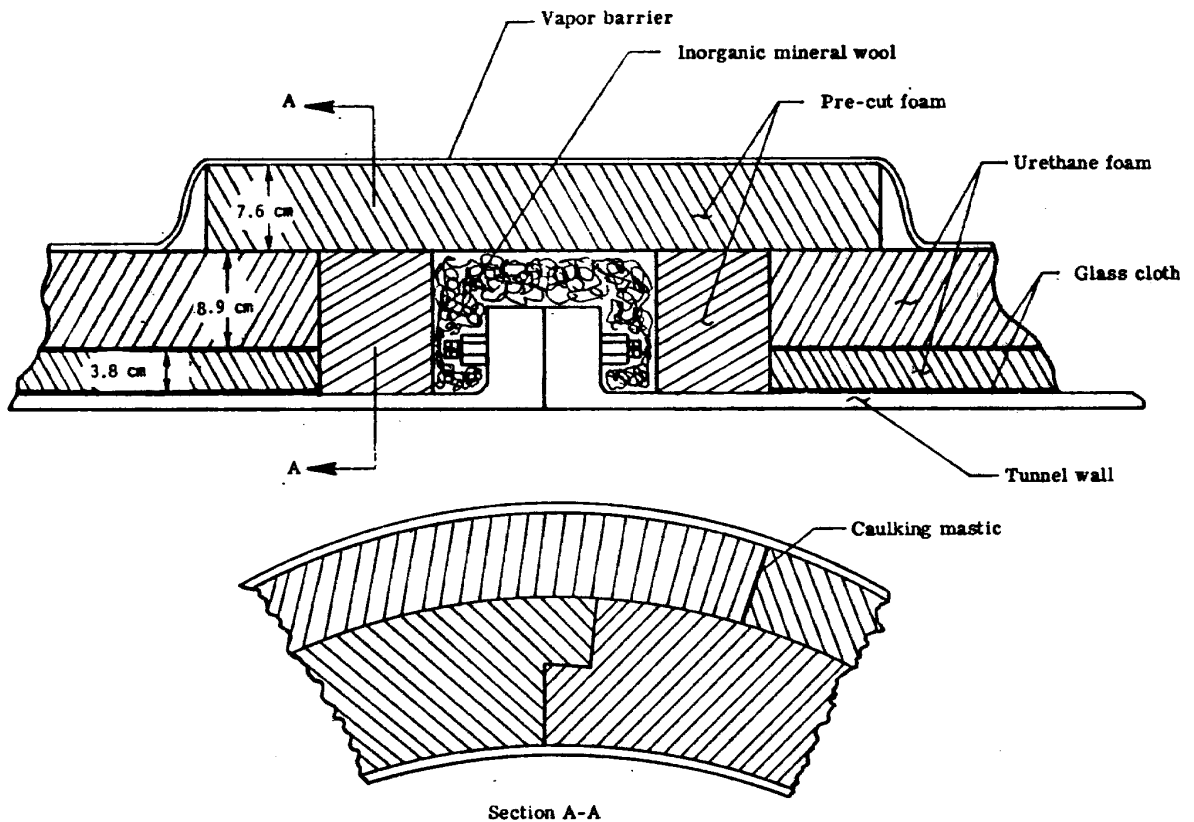


図 4.16 外部断熱法²⁵⁾

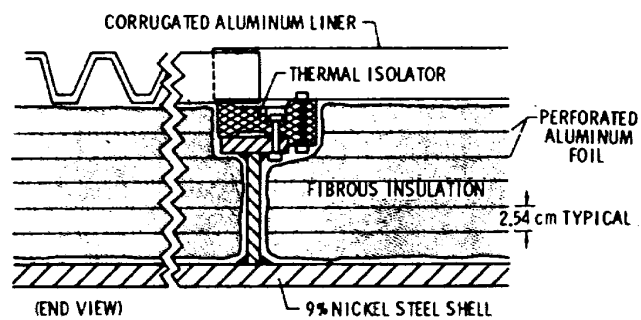


図 4.17 内部断熱法³⁵⁾

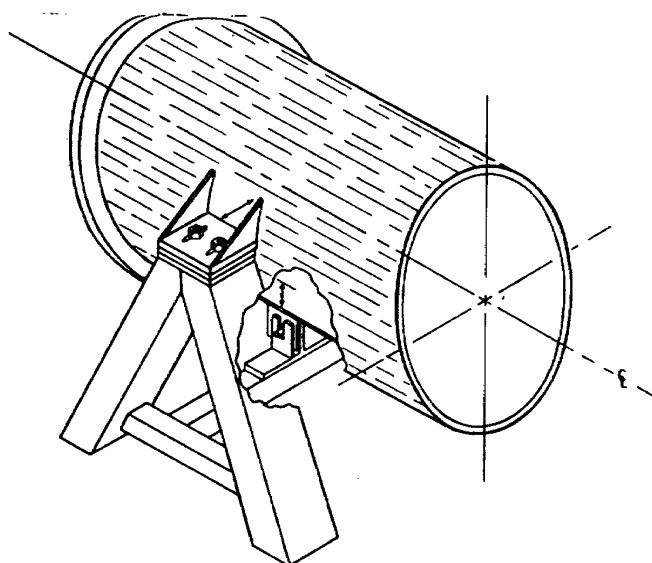


図 4.18 風洞支持法²⁵⁾

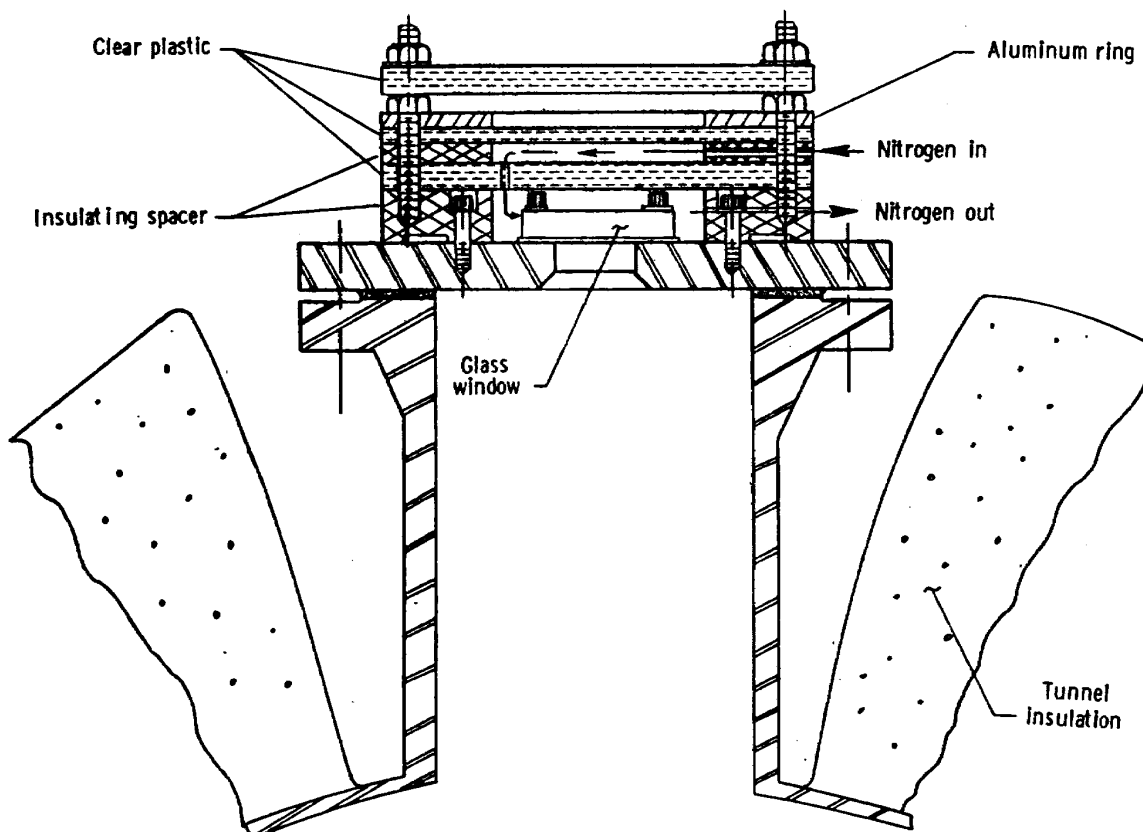


図 4.19 観測用窓²⁵⁾

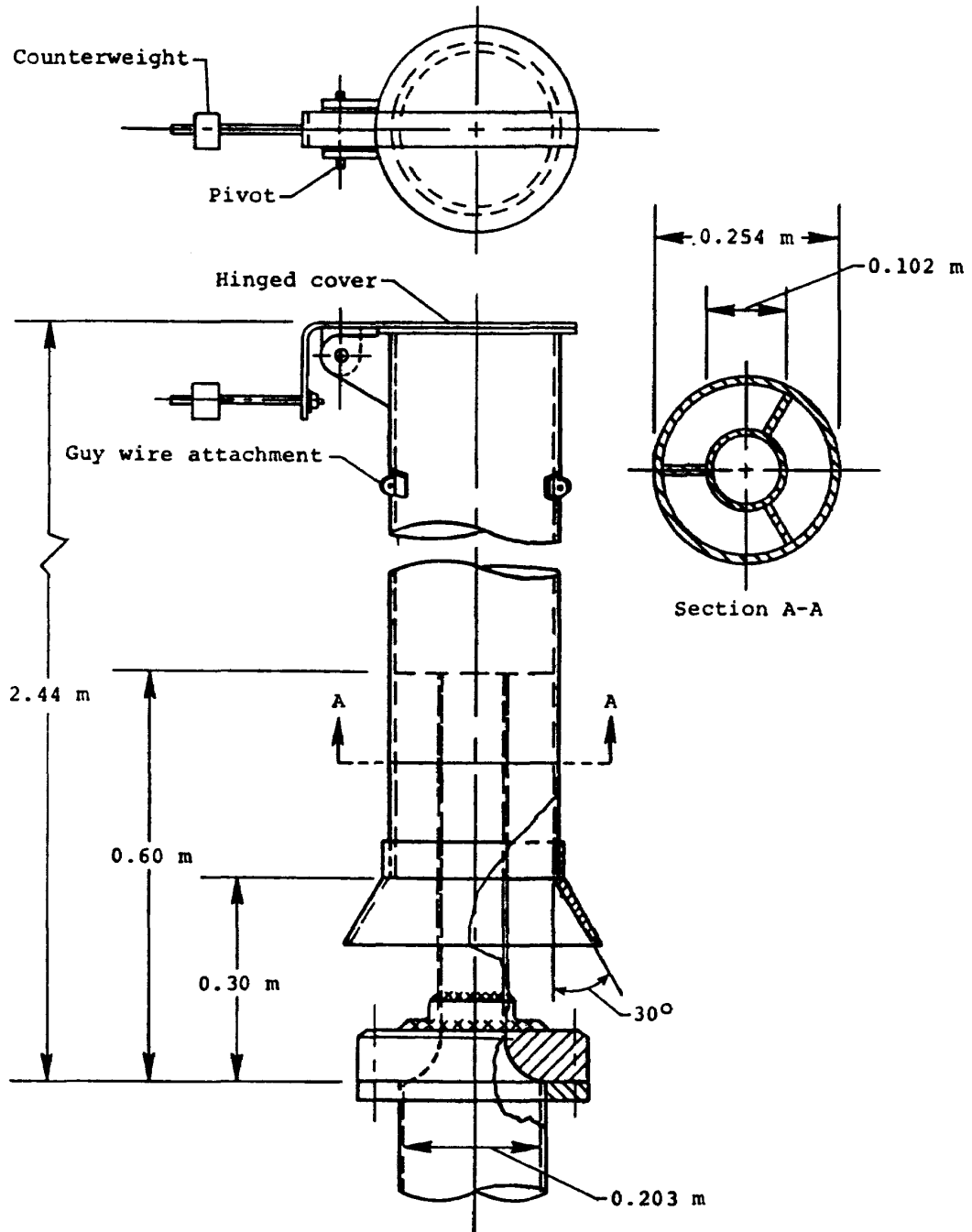


図 4.20 排風機²⁵⁾

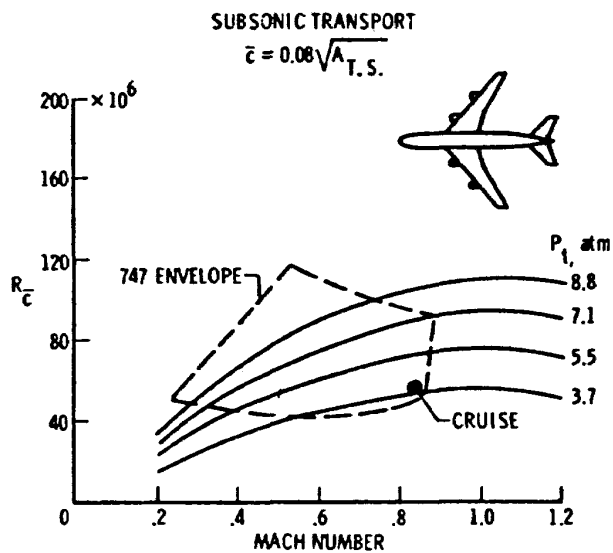


図 4.21 NTFが作り出せるレイノルズ数とマッハ数範囲¹⁷⁾

4.2 誘導型風洞 (Induction Driven Tunnel, IDT)

この型式の高速風洞は、第二次世界大戦以前から考案されていたものである。³⁰⁾ 原理は、風路中に高速のジェットを吹き込み、ジェットの上流にある測定部中に流れを誘導し、これを利用するというものである。測定部が大型で高圧のものを想定する場合は、ジェットの持っている運動エネルギーを最大限利用する為に、風路は閉じられ、循環式が採用される。この際、風路に吹き込まれたジェットと同じ質量だけ風路の気体を適当な部分で大気に排出しなくてはならないことは当然である。原理図を図 4.22 に示す。³¹⁾ 測定部の流れが高亜音速以上では、この風路中の気体を排出する場所が、風洞の運転効率に大きく効いてくるのが近年になって判明した。図 4.23 は、その改善の様子を示している。この改善の結果、1940年代後半に作られたNPLのこの型式の風洞と、NASA, AMES研究所の風洞と効率について比較し

た図が図 4.24 である。このような効率の改善により、この型式の大型の風洞が現実的なものとなった。フランスのONERAでは、大型のヨーロッパ高レイノルズ数風洞として、この型式の風洞を提案し、その1/10のスケールのパイロット風洞を製作し、研究している(T2) (図 4.25)。この風洞は、風路は閉じていて、連続式の風洞のように見られるが、風

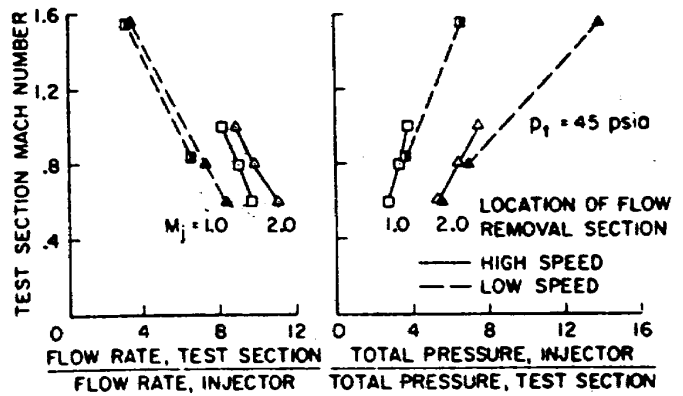


図 4.23 排気位置による風洞運転効率の違い³¹⁾

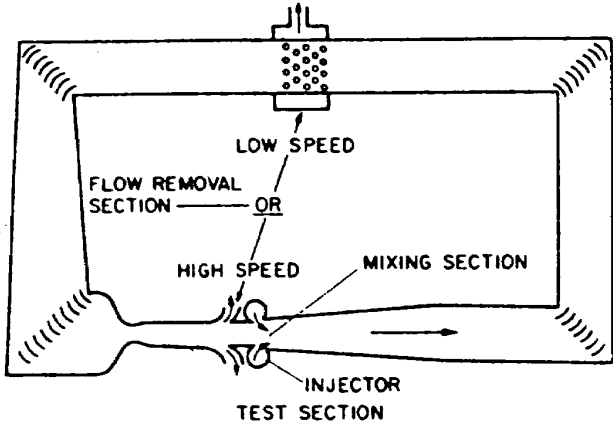


図 4.22 Induction Driven Tunnel³¹⁾

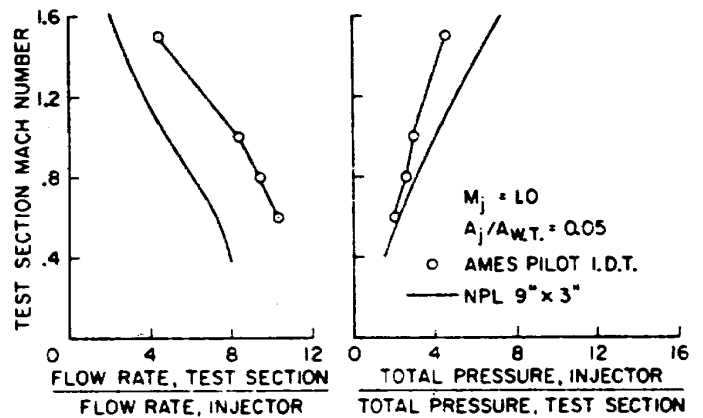


図 4.24 NPLのIDTとの比較³¹⁾

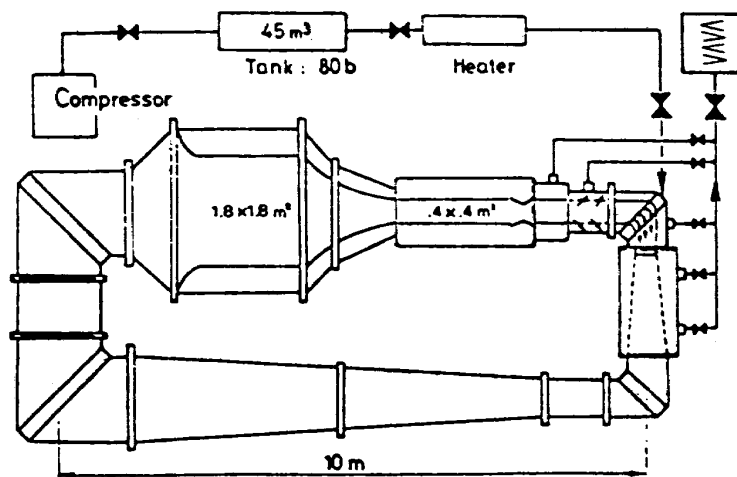


図 4.25 ONERA T2風洞³²⁾

路に吹き込むジェット気体の供給するタンクが、所定の圧力まで下がると、そこで風胴は停止することになる。T2は、running time は約 30 秒と報告されている。³²⁾これは、同時にヨーロッパの大型高レイノルズ数風胴の候補としてあげられているルートピーク管風胴、エバンス風胴と比べて長い運転時間であり、この型式の風胴の長所といえる。更に、最近はこの T2 風胴の原型の風胴である T'2 風胴を低温風胴化する研究がなされている³²⁾(図 4.8)。

4.3 ルートピーク管 (LT)

ルートピーク管は 1955 年に西独の Ludwig が提唱した一種の吹出式風胴で管風胴とも呼ばれる。ルートピーク管は高レイノルズ数試験設備実現手段として有力な候補と考えられ、⁷⁾³⁷⁾³⁸⁾³⁹⁾⁴⁰⁾当航技研でも数年にわたってその特性が調べられた。⁴¹⁾⁴²⁾⁴³⁾⁴⁴⁾⁶³⁾

4.3.1 構造と作動原理

図 4.26 に構造、作動原理を示す。この図は測定部に垂音速流を得る場合である。図の下方に示されるように、長い貯気筒があり、その下流には縮流部、測定部、スロート等の通常の風胴の構成要素が並び、最下流に急開弁がある。吹出式風胴にみられる調圧

弁、集合胴等を測定部上流に必要としない。管内に、高圧気体を貯蔵後、急開弁を開くと、そこから膨張波が上流へ進行し始め、気体に運動を与えて、気体の流出が始まる。弁開後、ごく短時間でスロート部は局所音速に達し、その後は膨張波はここを通過で

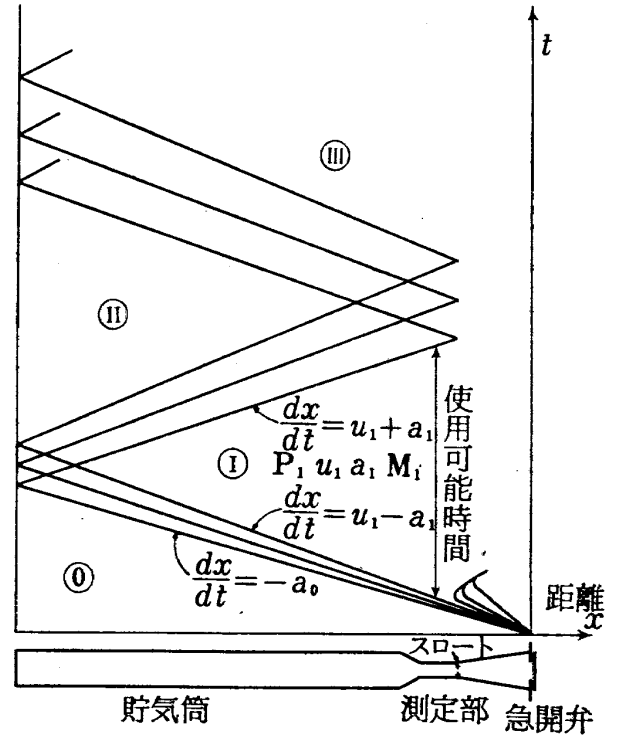


図 4.26 ルートピーク管の原理

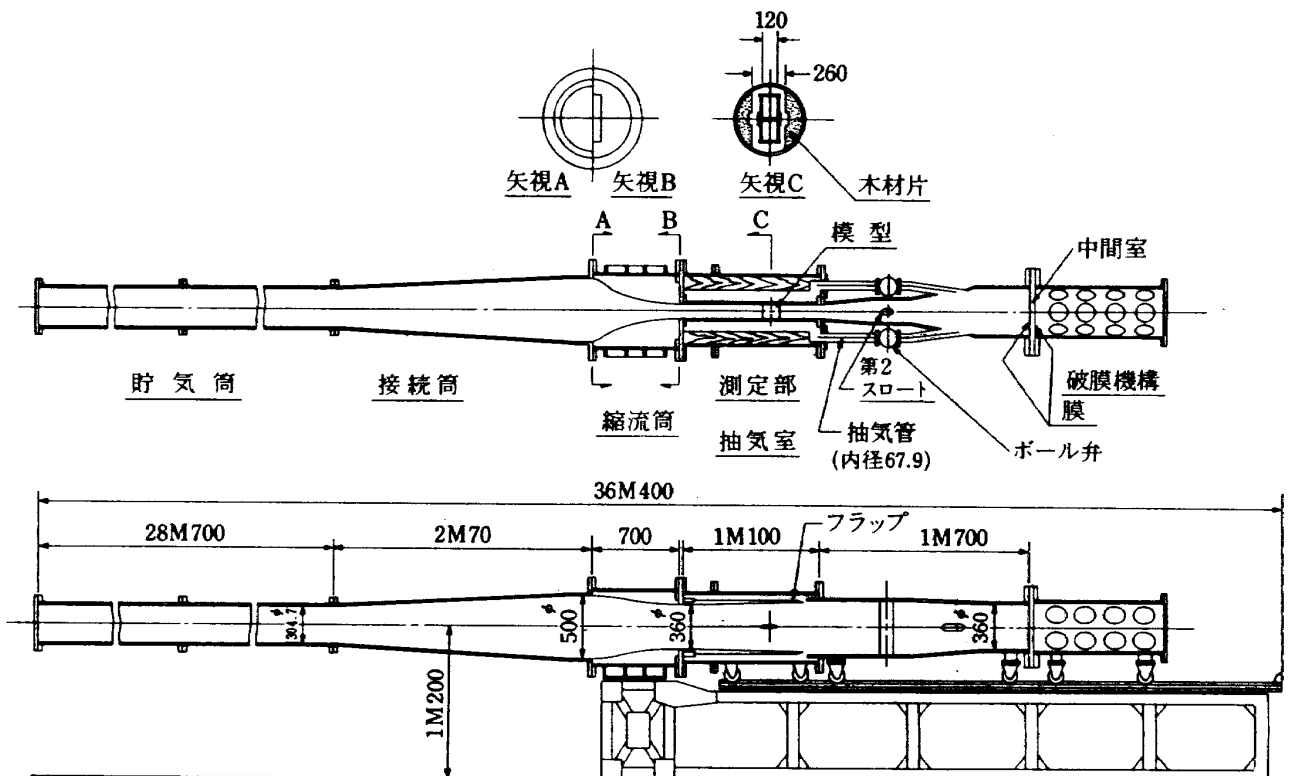


図 4.27 航技研 120 × 360 ルートピーク管⁴²⁾

きない。それ以前にスロート部を通過した膨張波は有限幅の膨張波となり、測定部を通過し、一定断面積の長い貯気筒内を上流へ進行し続ける。膨張波の通過した後の領域では圧力、温度、密度、速度等に関し、一定の状態が得られ、その状態は膨張波が貯気筒の閉端で反射して帰ってくるまで持続する。この定常状態は膨張波の到達で終わり、その波がスロート部で再反射して上流へ向った後で、新しい別の定常状態が得られ、この過程は管内圧力が十分さがるまでくり返され、図 4.26 に示されている。管内の圧力を高くすること、および若干の冷却を行うこと⁷⁾⁴⁰⁾によって高レイノルズ数試験を行うことができるが、試験に利用される定常状態は、最初に得られた状態のみで、何らかの工夫をほどこさない限り、その後は無駄に気体を放出することになる。

図 4.27 に小型の遷音速ルートピーク管の実例を示した。この図の測定部は高さ 360mm、幅 120mm の長方形であり、貯気筒断面を滑らかに縮流しただけでは測定部断面形にならないので、一度、拡大した後に縮流してある。また、起動時間が過大になるのを防ぐため、木材片を抽気室に詰めてある。破膜機構は二重膜方式である。

4.3.2 特性、特徴

理論的に得られる気流の性質および実験結果をまとめると以下のようなになる。

i) 膨張波が通過した後、最初に得られる定常状態のよどみ点状態は貯気状態とは異なり、⁴⁵⁾貯気筒マッハ数（膨張波通過後の貯気筒内の流れのマッハ数）に依存し、図 4.28 に示される。図で P は圧力、 T は温度、 ρ は密度で添字 0 は貯気状態、 s は定常状態のよどみ点状態を表わす。

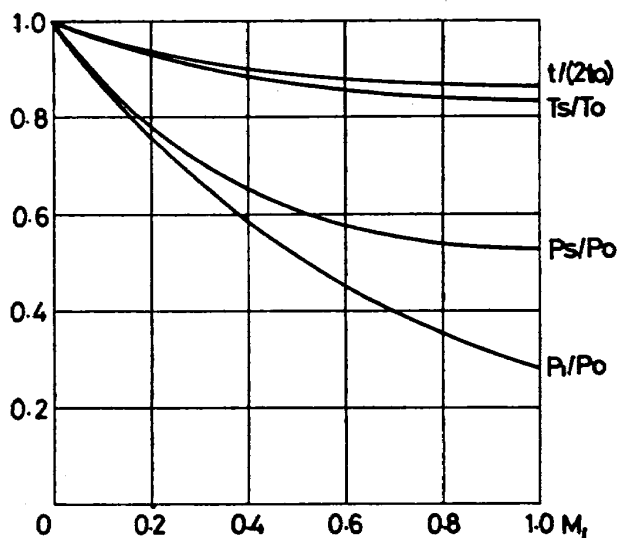


図 4.28 貯気筒マッハ数 M_1 による回復率の違いと持続時間の変化

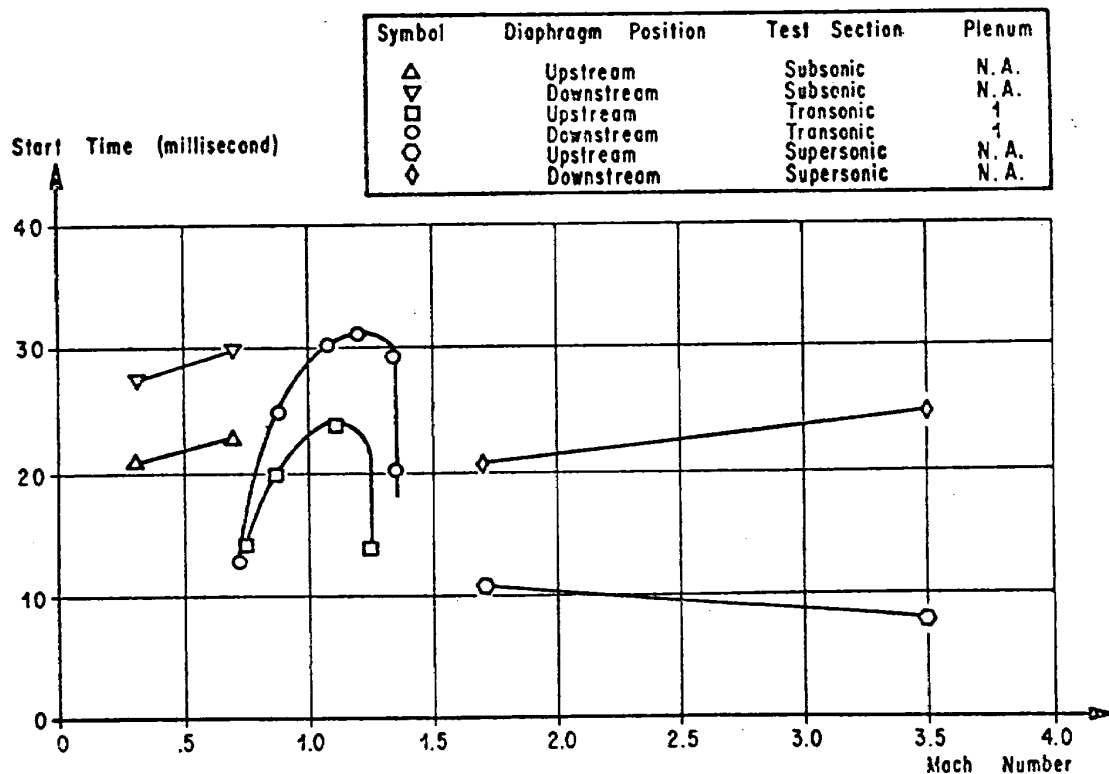


図 4.29 ルートピーク管の起動時間⁴⁷⁾

t は理想的な場合の定常状態持続時間で、若干、貯気筒マッハ数に依存する。図では音速で貯気筒を往復する時間 $2t_0$ に対する比で示した。

ii) 定常状態の持続時間は短く、通常 10^{-1} 秒のオーダーである。定常状態の持続時間は貯気筒長さできまるから（若干、貯気筒マッハ数に依存する）、もし、長い持続時間を得ようとするれば、極めて長い貯気筒が必要になり、長さ 2 km という計画⁴⁶⁾もある。

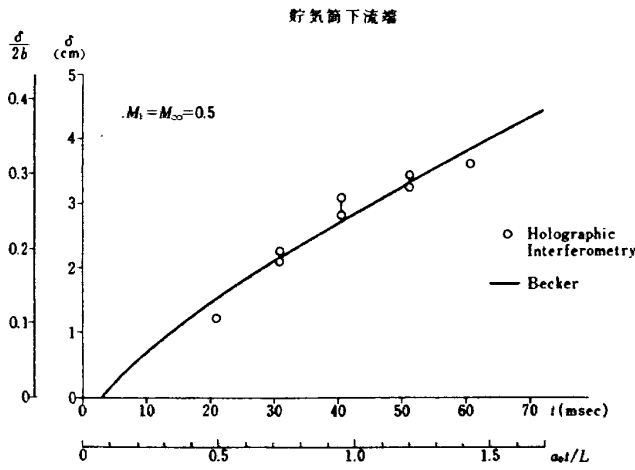


図 4.30 貯気筒内での境界層の発達⁴⁴⁾

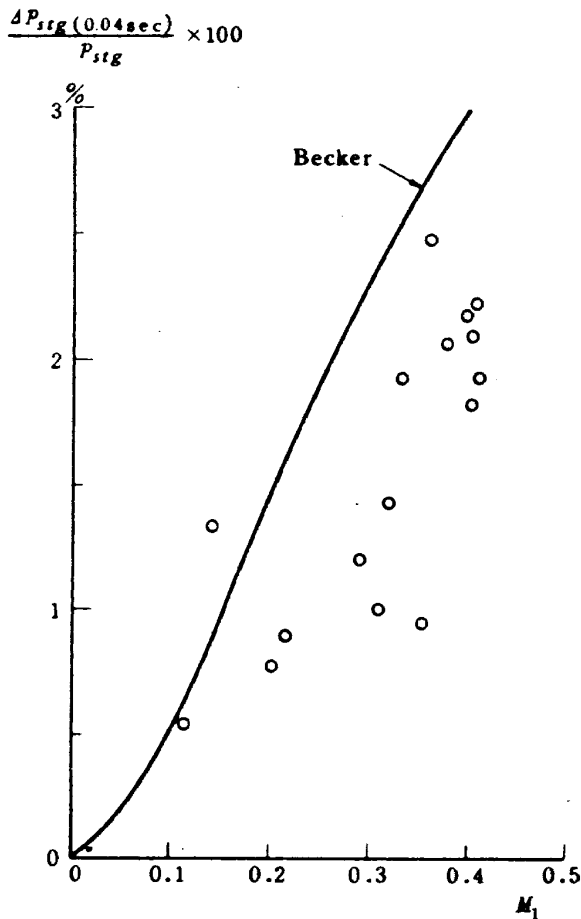
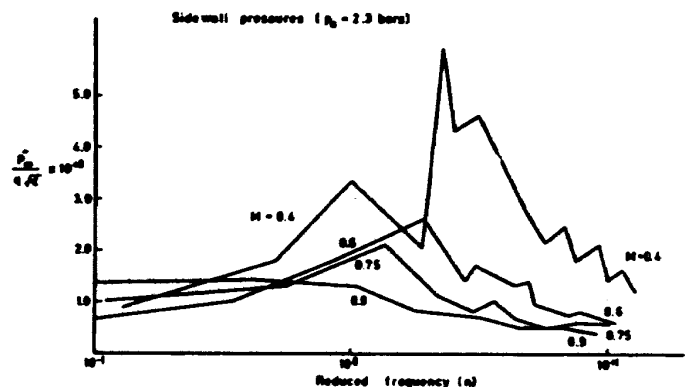


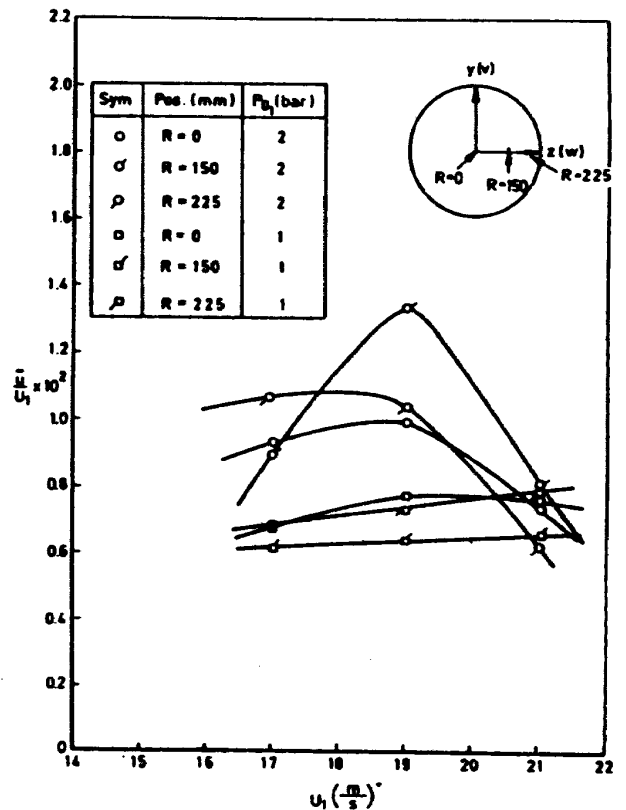
図 4.31 貯気筒マッハ数によるよどみ点圧力の時間的变化⁴¹⁾

実験時間が短いことは大量のデータの生産を必要とする航空機の開発用風洞としては好ましくない点である。改善法として次節でのべる ECT 等がある。

iii) 起動してから定常状態を得るまでの起動時間は実験⁴⁷⁾⁴⁸⁾、計算⁴³⁾⁴⁹⁾⁵⁰⁾で調べられており、遷音速測定部のような通気性壁のある場合の計算も行える。起動時間は測定部のマッハ数によって影響を受け、遷音速気流を得る際が最も時間がかかる。図 4.29 は亜音速、遷音速、超音速の 3 種の測定部に対する実験例である。急開弁（この場合は膜）を測定部上流においた方が起動時間は短くなるが、気流または模型への影響が生じる。



(a) 測定部壁圧の変動



(b) 集合胴部の速度変動

図 4.32 ルートビーク管における流れの乱れ⁵⁴⁾

IV) 定常状態の定常性は、それ程良くはない。これは吹出式風洞と異なり、定常性を制御する弁等の装置がなく、いわば自然にまかせた状況だからである。定常性を損なう原因は境界層の発達によるもので、⁵¹⁾⁵²⁾⁵³⁾たとえば貯気筒内境界層は図 4.30 に示されるように貯気筒マッハ数 M_1 に強く依存しながら変化し、これによって図 4.31 に示すようなよどみ点圧力の時間的变化がおこる。

最も問題となるのは測定部の定常性であるが、試験中のごく短い時間にマッハ数の変化が認められるような場合もある。⁴²⁾

気流の乱れは高レイノルズ数試験装置では重要な特性であるが、ルートピーク管は測定部上流に弁、送風機等がないため、小さいと考えられる。同様な構造の ECT (4.4 節参照)、および 4.2 節でのべた誘導型風洞 (IDT) 等のパイロット風洞による流れの乱れに関する比較実験結果では⁵⁴⁾測定部静圧の変動量は他の型式のものより大きい。図 4.32 (a) は測定部壁圧の変動量の rms 値を動圧で無次元化し相対的な帯域幅の平方根で割った値を縦軸に、横軸は無次元周波数をとってプロットしたものである。図 4.32 (b) は測定部上流の集合胴部の縦方向速度変動をプロットした。

V) エネルギー損失が大きい。先に述べたように、管

内に貯蔵した高圧空気のうち、試験に利用できるのは最初に得られる定常状態の維持に必要な空気であり、その状態の終了後も流出を続ける空気はすべて無駄となる。この改良案として、始めの定常状態終了後、ただちに急開弁を閉じるか、または貯気筒と同程度の長さの圧力回復筒を下流端に取付けて圧力の形でエネルギーの回収をはかることが考えられる。これによって回復筒のない場合のエネルギー利用率 4.5 % から、29.2 % に上昇すると言われる。⁴⁶⁾

VI) 構造は極めて簡単である。他の型式の風洞にくらべて装置類がすくなく、わずかに急開弁のみが複雑な構成要素である。従って建設も容易であり、故障頻度もすくなく、手軽に使用できる。

4.3.3 若干の実例

比較的大型のルートピーク管は NASA マーシャルスペースセンタにあり、測定部直径 813mm (32 インチ)、貯気筒は直径 1.32m (52 インチ)、長さ 119m (390 フィート) である。³⁹⁾マッハ数 0.2 ~ 2.0 の試験ができ、遷音速領域で 0.35 ~ 0.45 秒の実験時間がとれ、実験結果も報告されている。⁵⁵⁾

最近、発表されたルーマニヤの科学技術研究所 (NISTC) のルートピーク管も大きい。測定部は亜音速用、超音速用、遷音速用と 3 種あり、遷音速試験時は 300mm × 400mm の測定部となる。貯気筒

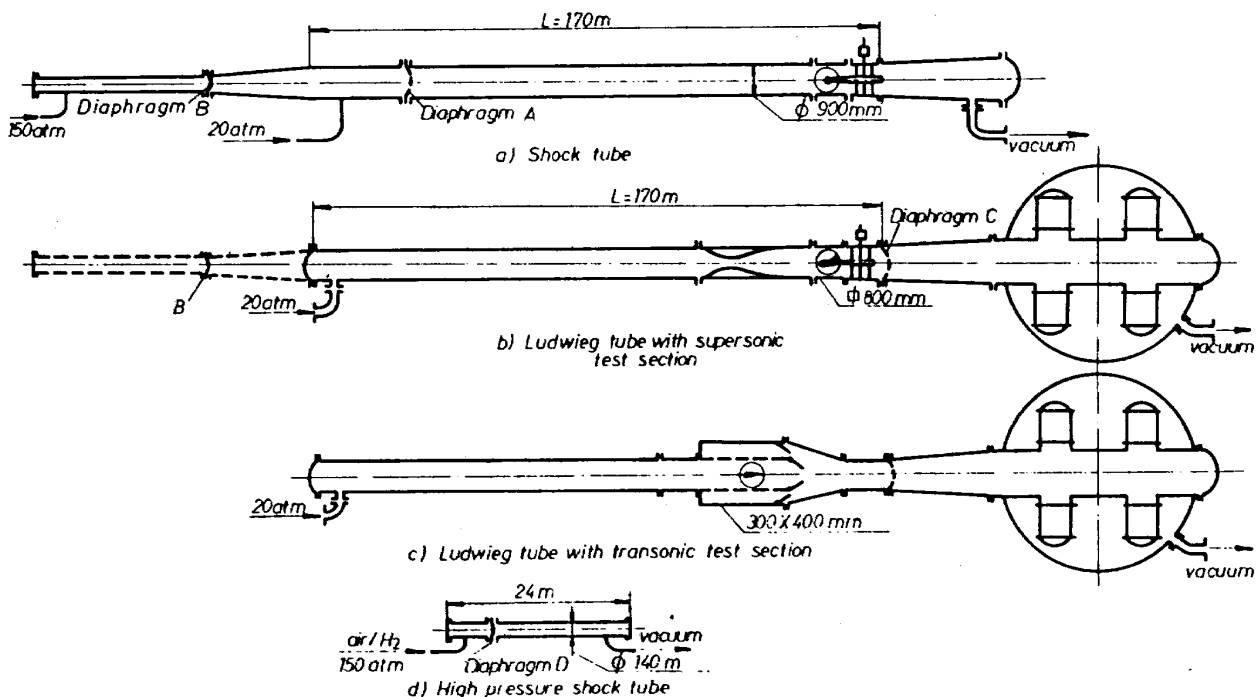
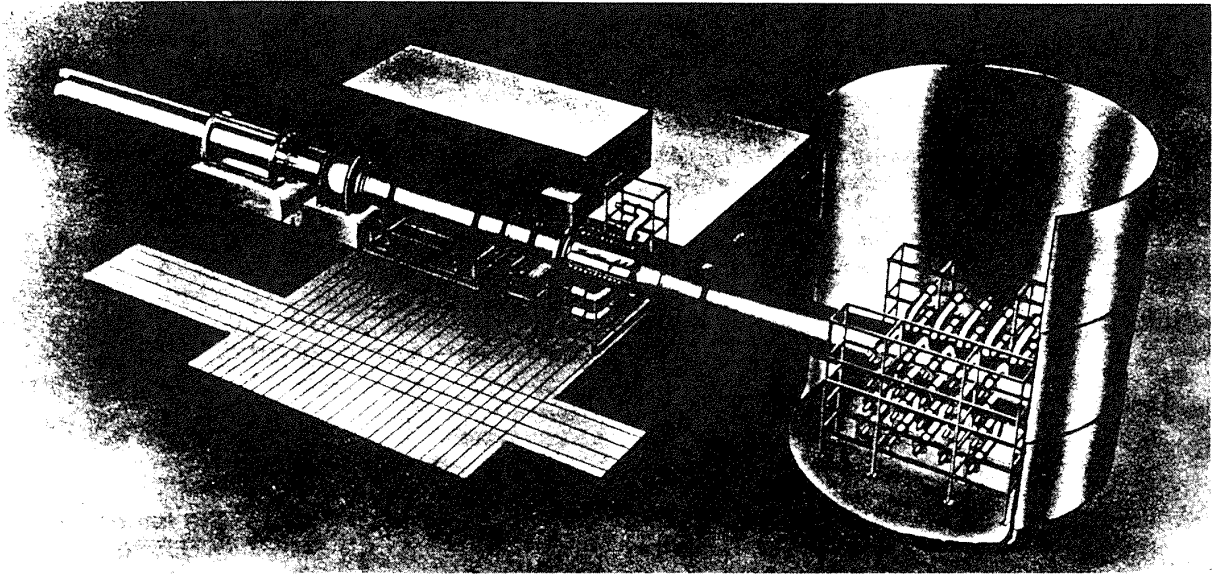
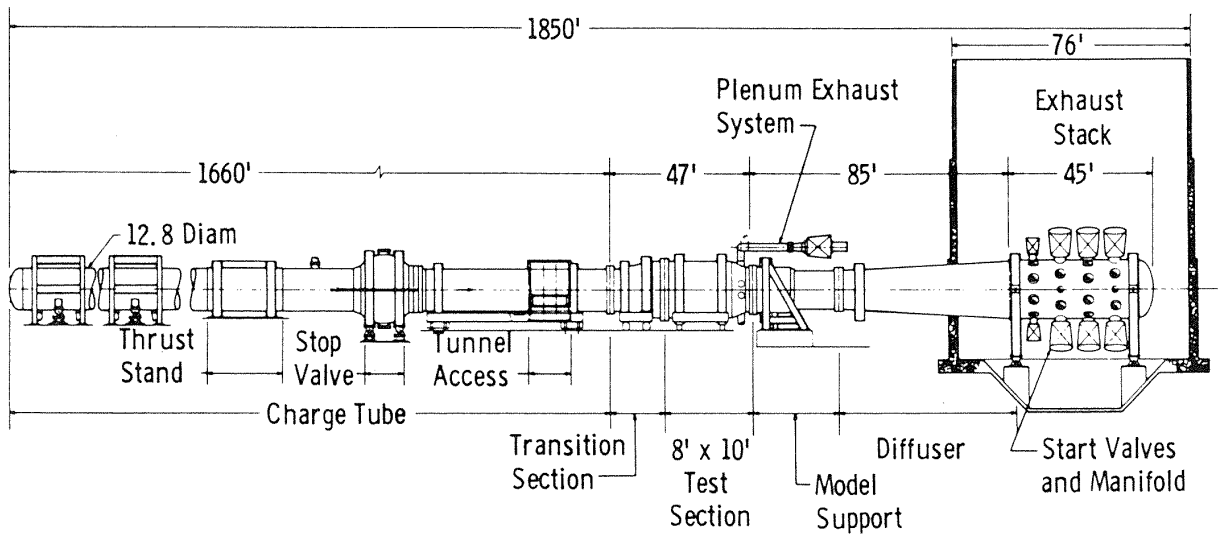


図 4.33 ルーマニヤ NISTC の三音速ルートピーク管⁵⁶⁾

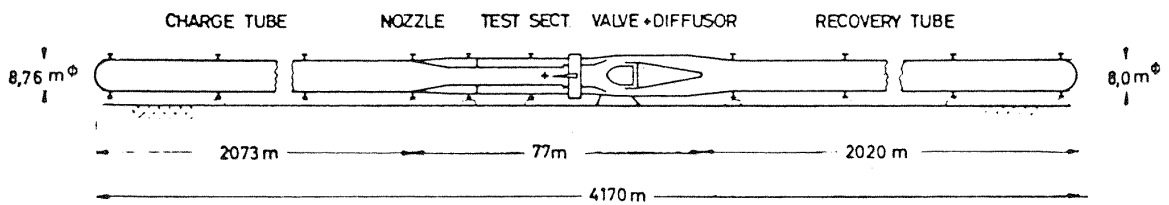


Artist's conceptual view



Elevation view

図 4. 34 (a) AEDC の提案した大型ルートピーク管⁵⁹⁾



DETAIL OF TEST SECTION *)

1:500

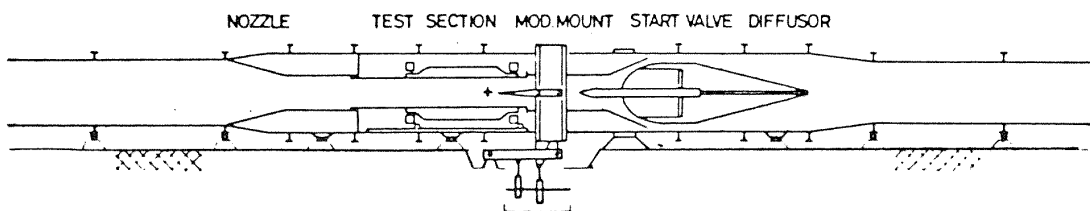


図 4. 34 (b) 回復筒付きの大型ルートピーク管 (上) と測定部 (下)⁴⁶⁾

は直径 900mm, 長さ 170m である⁵⁶⁾ (図 4.33 参照)。

また, 中国科学院力学研究所では貯気筒直径 700 mm, 長さ 75m 程度のルートピーク管を建設中であり,⁵⁷⁾ インドでも同様な計画がある。⁵⁸⁾

非常に大型のルートピーク管としては, レイノルズ数 40×10^6 の試験を遷音速で行うために AEDC が 1971 年に計画した測定部 2.4m \times 3.0m (8' \times 10'), 貯気筒直径 3.9m (12.8'), 長さ 500m (1,660') のものがあり,⁷⁾⁵⁹⁾ 図 4.34 (a) に示されるが, 予算の関係で建設されなかった。

ヨーロッパでも AGARD で大遷音速風洞建設の計画があり, その一候補として回復筒付きのルートピーク管が 1972 年に発表されている。¹⁵⁾⁴⁶⁾ これは図 4.34 (b) に示されるように全長 4.17 km に達するものであるが, 計画段階で立ち消えとなった模様である。

ルートピーク管は先にものべたように構造が簡単であり, 容易に遷音速～超音速の試験が行え, 使用されているが,⁶⁰⁾ エネルギー消費量, データ生産性等が重要となる大型設備としてはやや問題があると言える。むしろ, 手軽な試験装置として利用されるべきであろう。⁶¹⁾

4.4 エバンス風洞 (ECT/RTT)

エバンス風洞 (Evans Clean Tunnel または ECT) は 1971 年に Evans によって提案された。⁶²⁾ 原理を図 4.35 に示す。風洞全体の構成は 4.3 で述べた LT とほぼ同じであるが, 貯気管上流端は閉端ではなく, ピストンを設ける。まず拡散筒下流端にあるプラグ弁を閉じて, 風洞全体をある圧力に充てんする。次にプラグ弁を急速に開口すれば膨張波が伝わり, 風洞内の空気は流出し始める。スロート部で流れのチョーキングが起これると, 有限な波長の膨張波が貯気管内を上流に伝わるようになる。以上は LT の原理と全く同じである。膨張波の先頭波が貯気管上流端 (ピストン面) に到着した瞬間からピストンを押し込み, 圧縮波を発生させ, 反射波を完全に消去する。これがエバンス風洞の原理である。図 4.36 に波動線図を示す。

反射波を完全に消去するピストンの軌跡は入射膨張波によって加速される流体粒子の軌跡に等しくなる。この場合, 与えられた膨張波の波形に合うようにピストン軌跡を仕立てるか, ピストン軌跡を与えて膨張波の波形をこれに合うように仕立てるか, 二通り考えられる。

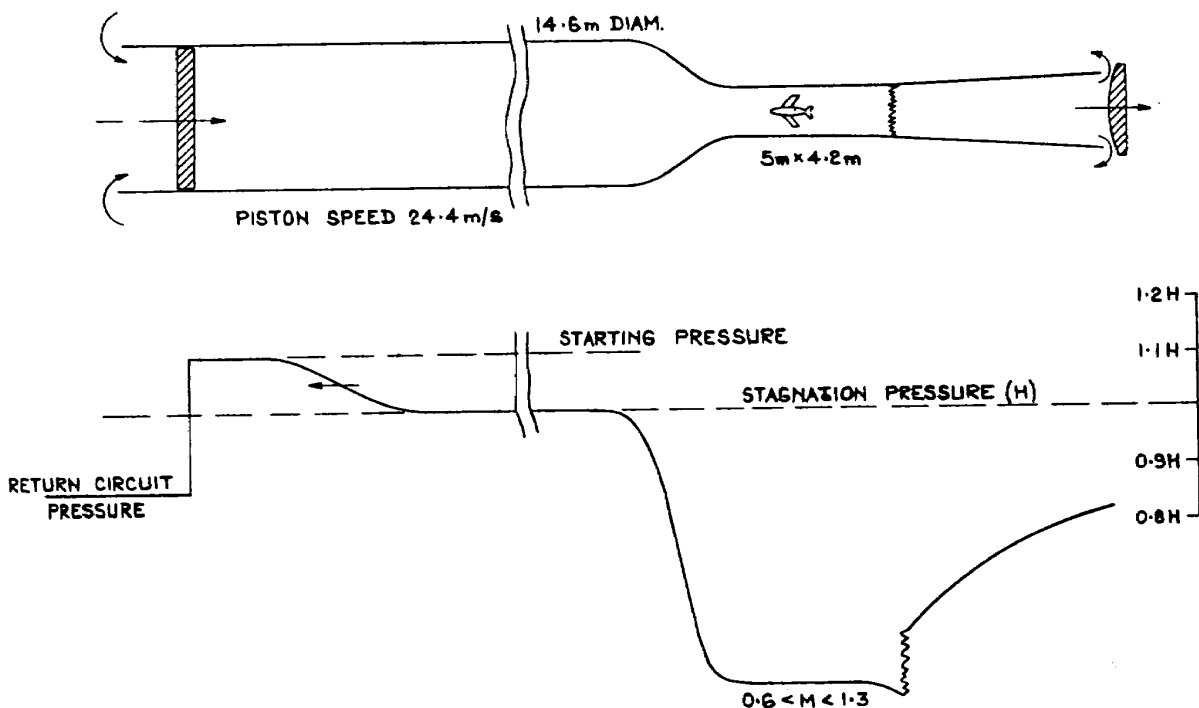


図 4.35 エバンス風洞の原理⁶²⁾

膨張波の後尾がピストン面に達した後、ピストンは一定速度で動き、ピストンが貯気管下流端すなわちノズル入口に着くまで、測定部に定常流が持続する。この定常流の持続時間は、LTの場合、貯気管長で決まるのに対し、貯気管容積で決定される。ECTとLT、両者の持続時間の単純な比較を図4.37に示す。貯気管マッハ数 M_1 は普通0.1~0.3位であるから、ECTの持続時間はLTのその5.8~2.6倍に延長できる。

なお、ECTの運転はエネルギーや空気の質量の面で効率が良くなる(図4.38)。

ECTの本質的特徴である波消去の実用性を示すために、図4.39に示された装置を使って実験が行われた。^{64), 65)}ピストンの運動は特に制御せず、ピストンはこれに働く圧力差で運動するだけである。ピ

ストンの運動で発生する圧縮波を測定し、これにあう膨張波の波形を作りだすようにカムプレートが設計された。

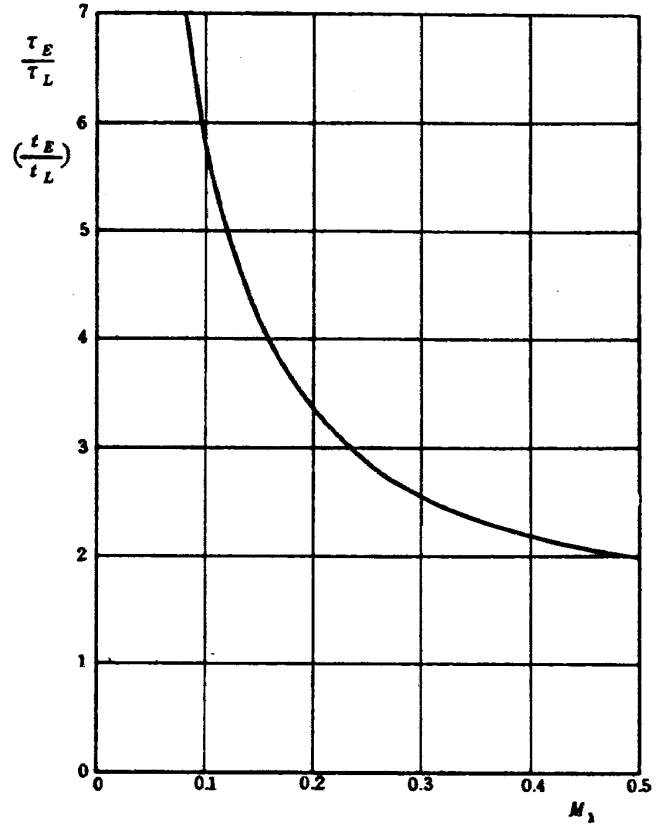


図4.37 延長可能時間⁶³⁾

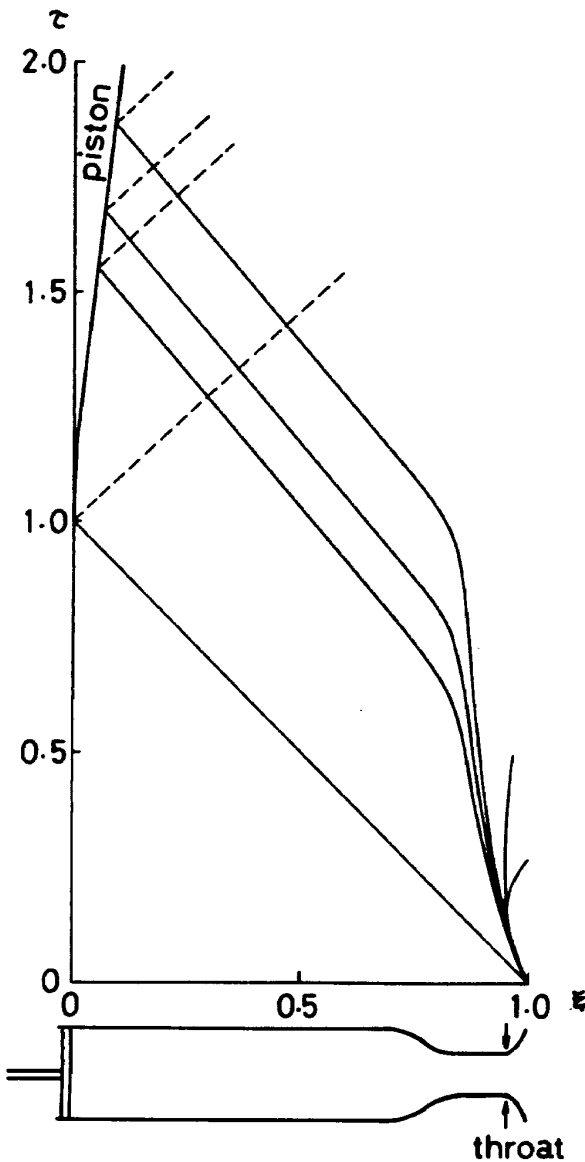


図4.36 波動線図

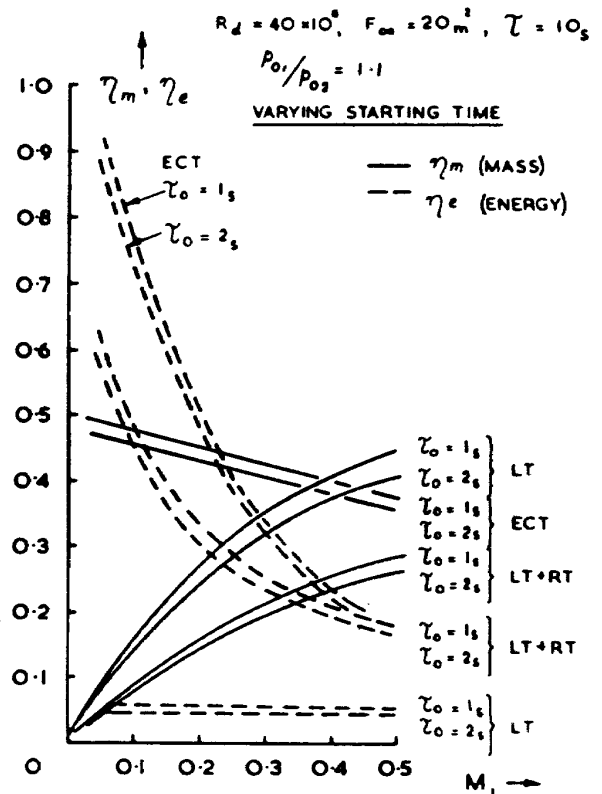


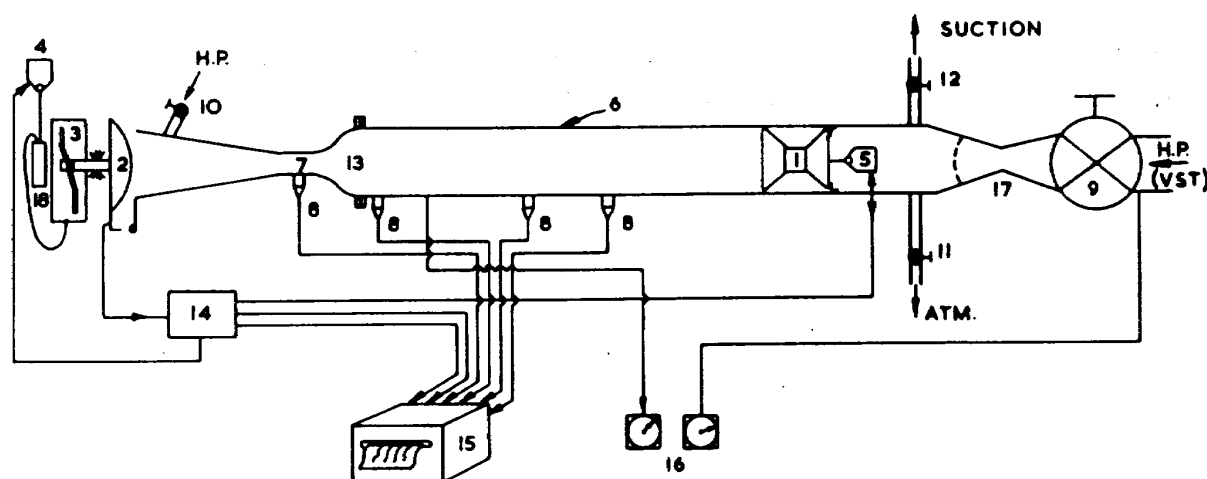
図4.38 効率の比較⁶⁵⁾ (RT: 回復管)

図 4. 40 は波消去の結果である。ピストンを放つタイミングは膨張波の先頭波がピストン面に達した瞬間が最適であることがわかる。波消去の程度は最良の場合でも、11% (6.4mmHg) の圧力変動が存在する。この変動はピストンのオーバーシュートによるものとされている。

また、ピストンの駆動方式を後に示す提案例に近づけた装置 (図 4. 41) を用いて実験が行われた。こ

の駆動方式は主ピストンの中心からワイヤロープ 4 本が滑車を経て、各々、小さな駆動用ピストンと結ばれているものである。主ピストンの加速は空気アクチュエータが助けるようになっている。

波消去の結果が図 4. 42 である。最適な場合はカム設計点で得られ、よどみ点圧力の変動の自乗平均値は 0.26% 位である。前の実験と比べて格段に改善されている。なお、この風洞ではいくらかの空



KEY	
1	PISTON
2	EXHAUST VALVE
3	CAM PLATE
4,5	BOMB RELEASES
6	BARREL
7	TEST SECTION
8	TRANSDUCERS
9,10,11,12	VALVES
13	CONTRACTION
14	CONTROL UNIT
15	U.V. RECORDER
16	MIDWOOD MANOMETERS
17	FLOW RESTRICTOR
18	WEIGHT

図 4. 39 実験装置の概念図⁶⁵⁾

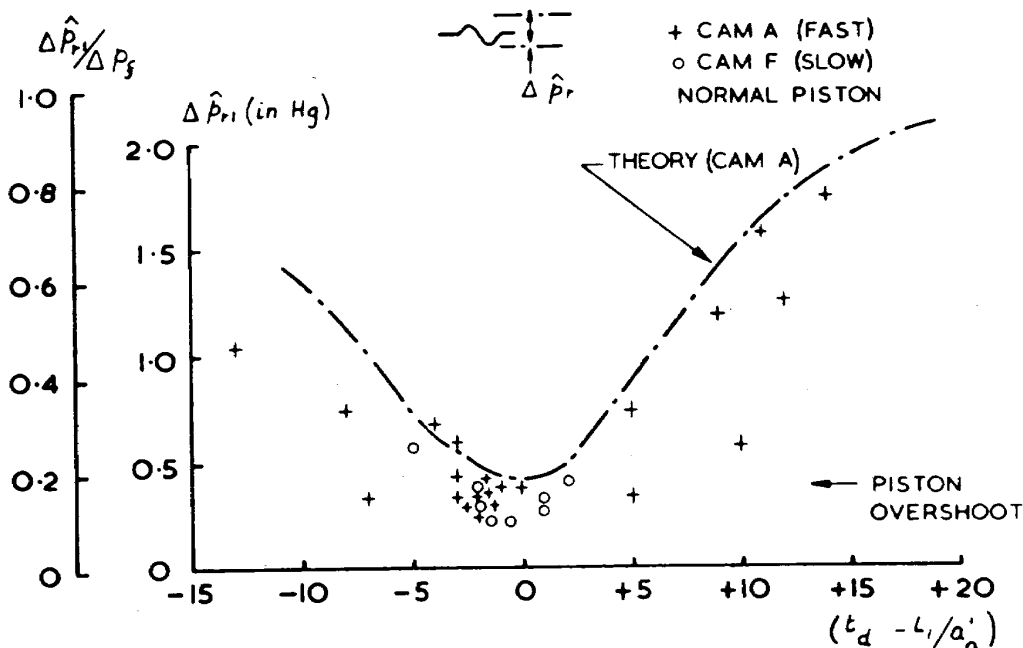


図 4. 40 波消去の実験結果⁶⁵⁾

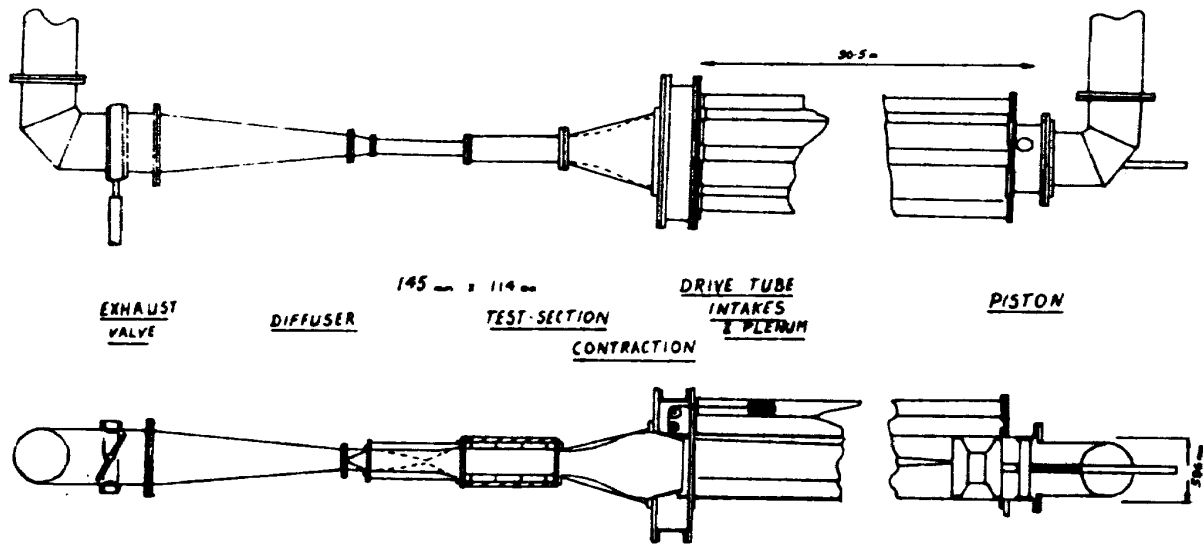


図 4.41 ECTパイロット風胴⁶⁶⁾

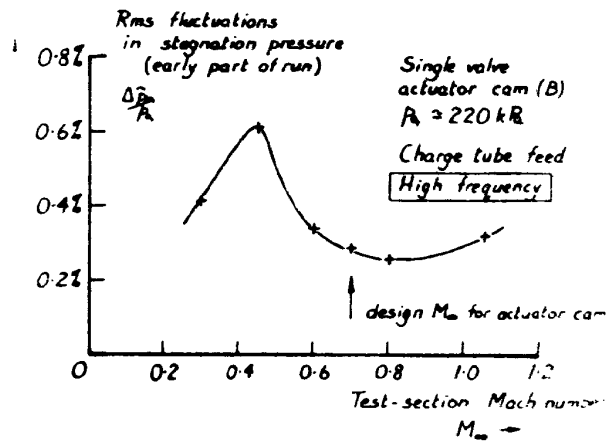


図 4.42 パイロット風胴における波消去結果⁶⁶⁾

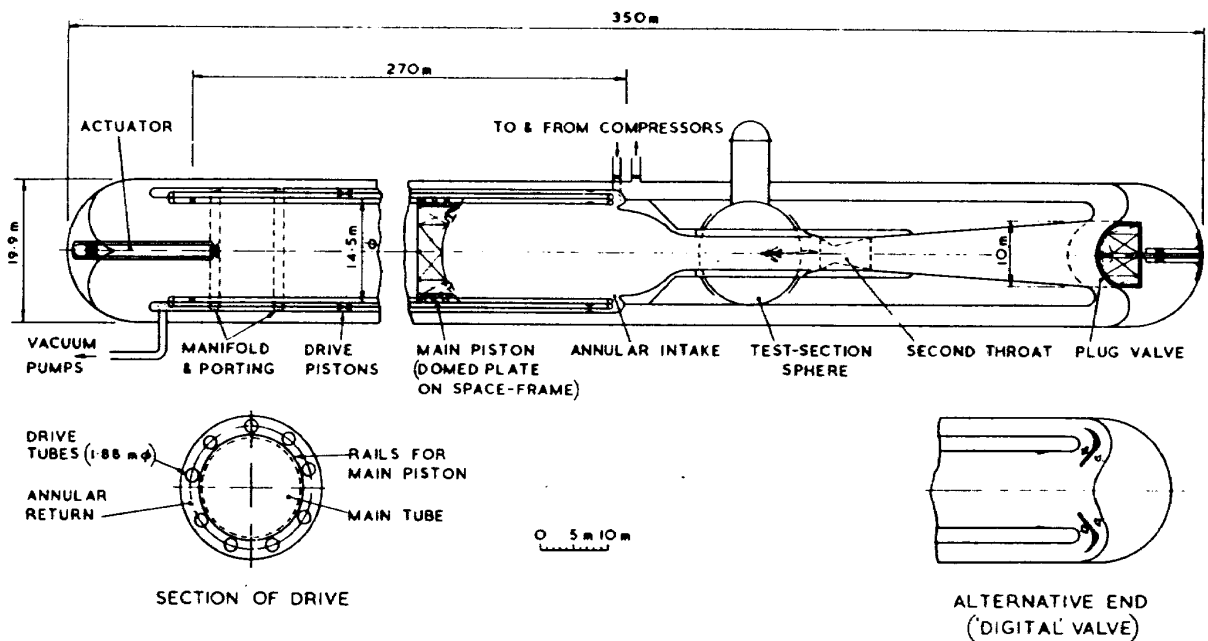


図 4.43 ECT遷音速風胴⁶⁵⁾

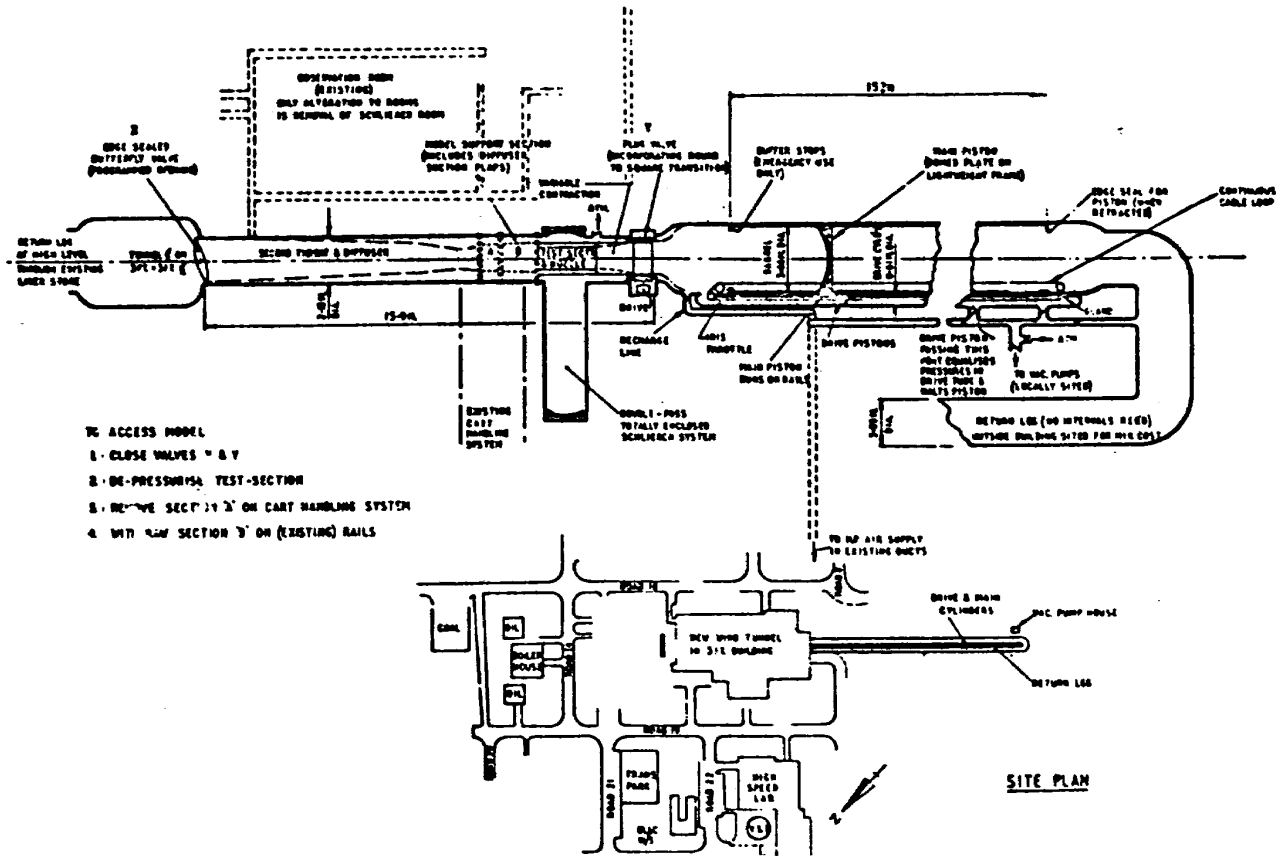


図 4.44 RAE-Bedford における提案例¹⁰⁾

力試験が行われた。提案例として、LaWs グループの要求にあうように設計した例を図 4.43 に示す。縮流比 8、測定部 $4.86\text{m} \times 4\text{m}$ である。測定部マッハ数 0.9 のときよどみ点圧力 6 気圧を得るため、貯気圧力 6.6 気圧に充てんする。弁にはプラグ弁またはデジタル弁を採用する。

図 4.44 は RAE Bedford で計画中的のものである。全機模型試験では、レイノルズ数は 16×10^6 が可能で、測定部は $1.26\text{m} \times 1.12\text{m}$ である。

ECT を運転するうえで最大の問題は主ピストンの運動ないし排気弁の開度を完全に波が消去されるように制御することにある。これらの制御の仕方は一様流マッハ数、試験模型によって異なるから、制御系は複雑になる。この点で、固体ピストンを流体で置き換えた方式 (Reservoir and Tube Tunnel または RTT) が考えられる。⁶⁷⁾ 図 4.45 のように、この方式は貯気管上流端に貯気槽と有孔板を必要とし、衝撃風洞における定常流の持続時間を増加させる方法としても使われている。⁶⁸⁾ 有孔板の最適な開口比は貯気管マッハ数の関数である。⁶³⁾ RTT 方式では有孔板の開口比を一定とする場合、^{69), 70)} より時間的に変

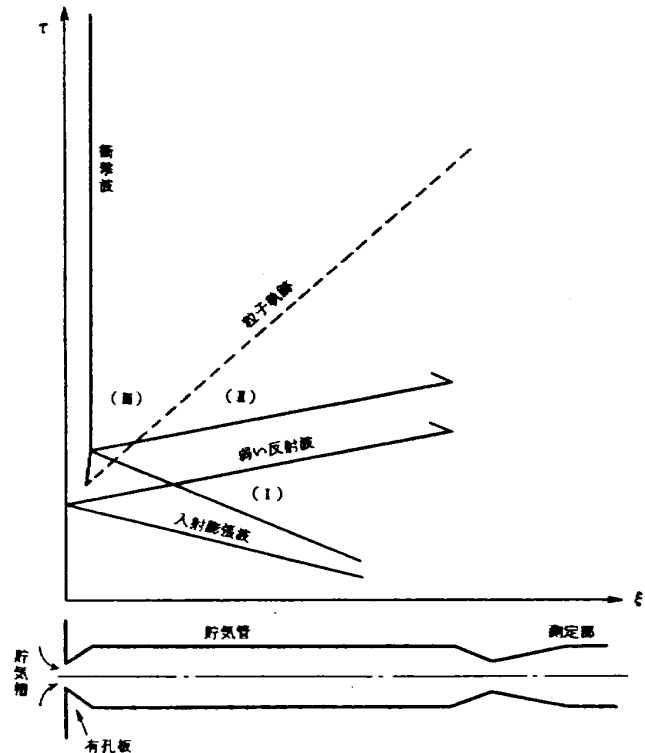


図 4.45 最適開口比における $\xi - \tau$ 図⁶³⁾

化させる場合⁷¹⁾ が優れている。この場合、有孔板制御系は ECT のピストン制御系より簡単である。しかし、RTT は ECT よりも貯気槽に充てんされる空気質量分だけ質量面で効率下がる。

4.5 水力利用等, その他の風胴

4.5.1 水力利用と風胴駆動エネルギーの考え方

3章で説明したように高レイノルズ数試験には風胴駆動のため、ばく大なエネルギーが必要である。低温風胴は風速を上げて必要エネルギーを減らそうという目的をもっているが、その他の風胴は高压空気を貯え、それを短時間に放出して結局は大きい気流エネルギー ($\sim 1/2 \cdot \rho v^3$) を得るものである。ただ、高压空気としてエネルギーを貯える際、貯蔵しやすく効率の良いのは高压、小容量の場合であり、遷音速風胴に必要な流れは低圧力比、大流量の流れであるから、高压空気貯蔵法の一つの短所となっている。この点は超音速風胴、極超音速風胴の場合と事情が大いに異なる。

一つの妥協案として、放出空気を直接利用せず、ガスタービンを動かし、これに直結した軸流送風機を数分間駆動して回流型風胴の動力源とする方法が考えられる。当然、燃焼器も用意して高温空気とし、いわばジェットエンジンのファンをタービンで回転させるのと同じような方式となる。

エネルギー貯蔵には水力を利用することも考えられ、小容量のポンプまたは夜間の余剰電力を利用して高所に必要量の水量を貯え、これを一度に放出して水力タービン、直結送風機を駆動して風胴気流を加速する。この方式は山岳地帯などの立地条件に恵まれれば、非常に有力な手段と言える。具体的には水力タービン利用法と水圧差の直接利用法がある。

4.5.2 水力タービン利用の場合

試算によると⁷²⁾、1,000 フィートの高さに直径 200 フィートの球型タンクをおき、その中に貯えた水的位置エネルギーを利用して 50 万馬力のタービンを約 15 分間駆動でき、半連続式風胴の動力源とすることができる。揚水に必要なポンプの出力は風胴駆動用タービンの 7% 程度でよく、これを連続運転して用いる。このような高い塔（東京タワー程度）と大きなタンクを製作する費用は多額のものとなるから自然条件の利用が必要であろう。

例えばフランス ONERA のモダンにおける設備では現に山上の貯水池を風胴動力源に利用しており、水資源の豊富な我が国では十分考慮すべき手法と考えられる。

大風胴に使用するような大型の水力タービンの回転数は小さく、風胴の送風機に対する要求と合致している。更に、水力タービンの回転数は設計点付近でよく制御でき、特に、高揚程、中程度出力の場合は衝撃型のペルトン水車 (ONERA, モダンで使用) で回転数制御が精密に行われる。中揚程、高出力のフランシス水車ではそのような性質はないが、可変ピッチの送風機を用いてタービン側への要求を軽減できる。

4.5.3 水圧差を直接利用する場合

これはガス流量計と同様な原理にもとづくもので図 4.46 に概念図を示す。¹⁶⁾

上下に 1 個ずつのタンクがあり、水を部分的に満たしてある。2 個のタンクは 1 本の導水管でつながっている。測定部下流の弁を開くと、下方タンクの上部に貯えられている高压空気が風胴内を通過し、所要の流れを得ることができる。R3 のタンクは測定部を通過した空気の一部を貯えておくためのタンクである。実際に使用する際には空気と水との間を完全に分離するためウキ状のピストンを利用する等が考えられ、小型の模型はフランスで試作された。

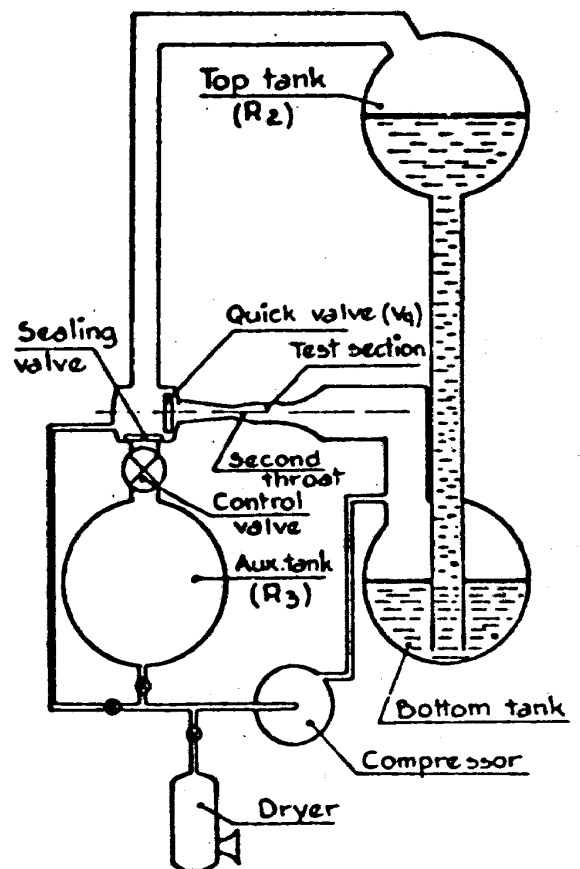
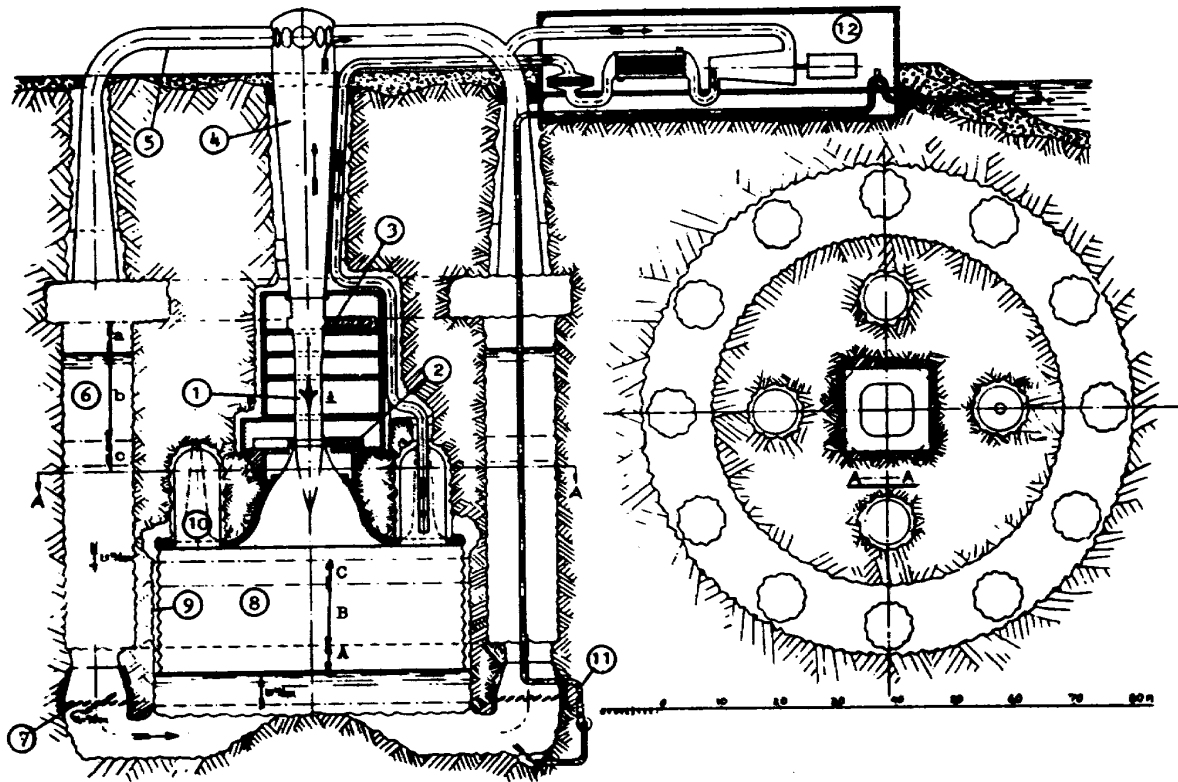


図 4.46 水圧差利用型原理図¹⁶⁾

図4.47はこの種の風洞の立地条件に恵まれたスウェーデンで計画された大型遷音速風洞で堅型であるが横型の風洞も考えられる。⁷³⁾

以上、種々の新形式の風洞を説明した。これに加えて当然、従来から用いられている通常の常温、加圧、回流型風洞または間欠吹出式風洞がある。従って高レイノルズ数遷音速風洞は大きくわけて、(i)常温高圧回流型(従来型式)、(ii)常温高圧間欠型(従

来型式、誘導型式、ルートピーク管、エバンス風洞)、(iii)低温高圧回流型、(iv)常温高圧半連続型(水力利用型)の4種と考えられる。従来型式の間欠吹出式風洞を改造して低温間欠型風洞として使用する例²³⁾もあるが、これは例外的なものと判断した。これらの種々の型式の風洞について我が国に適切な型を次章で検討する。



Hydraulic driven transonic tunnel meeting the LaWs specification

- | | |
|--|--|
| 1. Test section 21 m ² | 7. Gates for control and damping |
| 2. Upstream shut-off valve | 8. Air storage |
| 3. Downstream shut-off and choke valve | 9. Bellows |
| 4. Outlet diffusor | 10. Displacement compensation and drying bed |
| 5. Return leg (twelve in total) | 11. Water supply |
| 6. Water storage | 12. Air supply |

Air {
 A Starting volume, initial pressure 700 kPa
 B Useful run volume, constant pressure 600 kPa
 C Stopping volume, end pressure 700 kPa

Water {
 a Starting volume, initial pressure 50 kPa
 b Run period, pressure rise from 180 kPa to 400 kPa
 c Stopping volume, end pressure 410 kPa

100 kPa ≡ 1 bar

図4.47 水圧差利用型大型風洞⁷³⁾

5. 我が国の場合

5.1 諸外国の状況と我が国の条件

現在の世界の状況は 4.1 で述べた低温高圧回流型風洞が主流を占めている。これは、この型式の風洞が他風洞にくらべて省エネルギーであり、また空気力による模型負荷が小さいことからきている。更に、間欠式風洞よりはデータ生産性ははるかに高いことにも起因している。欧米諸国の高レイノルズ数試験設備はどれもこの方式である。米国では 1982 年に NTF (National Transonic Facility) が稼動を始める。ヨーロッパ諸国が共同で計画している ETW (European Transonic Windtunnel) は 1977 年に低温型で計画を進めることが決定され、1/7 の縮尺パイロット風洞 (PETW) を現在オランダで建設中である。ETW の建設時期は不明であるが、建設が始まると 4 年間かかる。²²⁾ 表 5.1 に NTF, ETW の主要諸元を示す。

一部の社会主義諸国における風洞建設計画はわからない。

我が国は、ヨーロッパ諸国とに事情が異なり、近接した先進諸国に恵まれないから、他国との共同建設は設置場所、交通手段、その他の事情から不可能に近いと考える。一方、航空機産業はようやく発展のきざしが見え、また、我が国としては将来重視すべき産業の一つである。風洞は航空機の発展には不可欠の設備であるから、欧米諸国と同等程度の性能の風洞⁷⁴⁾⁷⁵⁾を必要とする。

我が国における高レイノルズ数試験設備として、当航技研で昭和 54 年度から稼動している二次元風洞がある。⁷⁶⁾⁷⁷⁾これは実機の一要素である翼型のみを高レイノルズ数 (最高 40×10^6) で試験する遷音速風洞で、実機形状の試験を高レイノルズ数で行うことはできない。

前記の事情を考慮すると、我が国は独自の負担で三次元高レイノルズ数風洞を建設する必要がある。建設時期の例が文献 75) で昭和 61 年～63 年とあるが、準備期間を考えると早期に予備試験を開始しなければならない。

このような大型風洞の建設に際しては、体制づくりは別として、まず、最高レイノルズ数等を含む基本仕様の決定が必要である。それに従って主要諸元、風洞型式の検討を行った後、定められた型式のパイロット風洞を試作し、これを用いて性能測定等の設計資料を求めた後、目的とする風洞の建設を行うという手順をふむべきである。このうち、一部の手順については先発諸国のデータを利用することにより、期間の短縮ははかれるが、米国での液体窒素を用いた低温風洞の研究開発の始まりが 1971 年であり、多方面の研究⁷⁸⁾が行われたことを参考にすると、我が国の場合、準備期間に 4～5 年、風洞建設に 3～4 年は必要であり、早期に着手しないと欧米との航空機に関する技術格差は一層拡大する。

5.2 高レイノルズ数風洞の基本仕様

風洞の規模、型式に重大な影響を与える因子は価

表 5.1 NTF と ETW

	NTF (米)	ETW (ヨーロッパ)
測定部 (m)	2.5 × 2.5	1.95 × 1.65
マッハ数	0.2 ~ 1.2	0.15 ~ 1.35
最高レイノルズ数	120 × 10 ⁶	40 × 10 ⁶
設計レイノルズ数	(120 × 10 ⁶)	25 × 10 ⁶
風洞内圧 (バール)	1 ~ 9	1 ~ 4.5
送風機用モータ出力 (MW)	97	37
LN ₂ タンク	1, 136.5 m ³	1, 200 トン
LN ₂ 製造プラント	不明	120 トン/日
データ生産性	8, 000 ポーラ/年	5, 000 ポーラ/年
稼動時期	1983 年	未定

格を別にして2つある。一つは最高レイノルズ数であり、他はデータの生産性である。マッハ数範囲はすこし位かわっても、遷音速領域である限り、大きな影響は与えない。

まず、最高レイノルズ数について考える。第2章の説明およびNTF、ETWの性能(表5.1)を考慮すると 40×10^6 のレイノルズ数での試験を行えることは最低限必要である。この数字は現在稼働中の翼型試験用二次元風洞の最高レイノルズ数でもあり、お互いのデータの関連性にも役立つ。また、航空機の国際的共同開発を行うさいにも、欧米の風洞と同程度の性能を持つことは非常に便利である。更に、同程度の性能を持つことは国際的な対応風洞試験をも可能とし、風洞試験技術の向上にも役立つわけである。

最高レイノルズ数の達成は、風洞の大型化、高圧化、低温化のいずれかまたは、その組み合わせで得られ、ここに風洞型式選択の重要なポイントの一つがあり、5.3節で検討する。

次にデータ生産性を考える。実機形状の空力的データは通常極線図(ポーラカーブ)で表わされるから、ポーラ数でデータ生産量を知ることができる。NTFやETWの計画ではデータ生産性を重視し、年間に得られるポーラ数とか、1ポーラ当りの運転費用なども検討された¹⁶⁾。

データの生産性を高めるには当然、最新式の高速計測システムを用いる。通常、1ポーラは6分力試験については20点程度の迎角におけるデータで構成され、高速計測システムを用いれば15秒程度の通風時間を必要とする。圧力試験の場合は1ポーラは10点程度の迎角に対するデータであり、60秒の通風時間を必要とする。各計測時の間には流れの設定、整定に要する時間も必要で、例えばETWの計画では1日30分間の通風で日産30ポーラである。なお、当航技研の連続式 $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ 遷音速風洞は現在、1日4時間程度の通風で10~15ポーラ(圧力試験だと、この半分程度)であり、また、高レイノルズ数試験用の間欠型二次元風洞では圧力試験データのみであるが、最高レイノルズ数試験状態で日産1ポーラである。

一般に間欠式風洞は連続式風洞にくらべるとデー

タ生産性は $1/2 \sim 1/6$ であるから⁷⁾、データ生産性への程度に考えるかで通風時間10秒程度の間欠式風洞方式は許されない場合も生じる。

ただ、高速計測システムの採用とか、流れの設定、整定の高速化をはかれば日産20ポーラ(力試験)程度は間欠式風洞でも生産できると言える¹⁶⁾。

5.3 風洞型式の選定について

三次元高レイノルズ数風洞を考える際、4章で述べた各種風洞のどの型式のものが最も適切であるかは風洞の使用目的、立地条件等によって変わるが、検討すべき主要事項として次の項目があげられる。

- (a) 設計点の性能(flow qualityを含む)
- (b) 試験可能範囲
- (c) 設計点以外の点での性能
- (d) 使用の便利さ、安全性
- (e) 建設費
- (f) 運転維持費

(運転エネルギー費、保守維持費、試験用模型の製作費等)

ここで(c)は例えば高レイノルズ数試験用装置を低レイノルズ数で運転するような場合で、一般には非常に試験が容易になったり(低温風洞の常温運転)、通風時間が非常に長くなったり(従来型間欠風洞)するが、ルートビーク管のように余り変化しない風洞もある。(d)項は風洞実験時の便利さ、安全性で、例えば模型交換の容易さ、通常の計測器の使用、通風開始または停止の容易さおよび安全性²⁹⁾等を包含するものである。

表5.2に各種風洞型式に対する上記項目の特性を示した。建設費、運転エネルギー費はETW計画策定時に用いられた図5.1(a)(b)¹⁸⁾をも参考にした。

表5.2でわかるように、低温型か常温型かで、到達最高レイノルズ数、使用上の便利さ、使用上の安全性、模型製作費等の有利、不利はきまる。また、型式1以外は気体を駆動する方式の違いによる分類とも考えられ、低温気体を使って型式2~8の駆動方式も考えられる(型式1は低温気体で型式2の駆動方式)。例えば4章でふれた間欠吹出式低温風洞⁸⁾²³⁾等である。表5.2の「不確定項目の多さ」は、設備の複雑さの割には実績が少ないと考えられるもの

番号	1	2	3	4	5	6	7	8
型式	低温連続回流	従来型連続回流	従来型間欠吹出	誘導, IDT	ルートビーク管 LT	エバンス風胴 ECT	水力タービン半連続回流	水圧利用
使用気体	低温窒素	常温空気	同左	同左	同左	同左	同左	同左
到達最高レイノルズ数	○	△	△	△	△	△	△	△
風胴規模	○	×	△	△	×	△	×	×
データ生産性 (通風時間)	○	○	×	×	×	×	○	△
オフデザイン性能	○	○	○	○	×	○	○	○
使用上, 便利さ	×	○	○	○	○	○	○	○
安全性	×	○	○	○	○	○	○	○
建設費	○	×	△	△	△	△	×	×
運転エネルギー	△	×	△	×	△	○	×	×
保守維持	×	△	△	○	○	△	△	△
模倣製作	○	△	△	△	△	△	△	△
不確定項目の多さ	×	○	○	△	△	△	○	△

注1 ○ 良, △ 許容, × 悪い

注2 flow quality は明確な結論がないので省略

表 5.2 各種風胴の比較

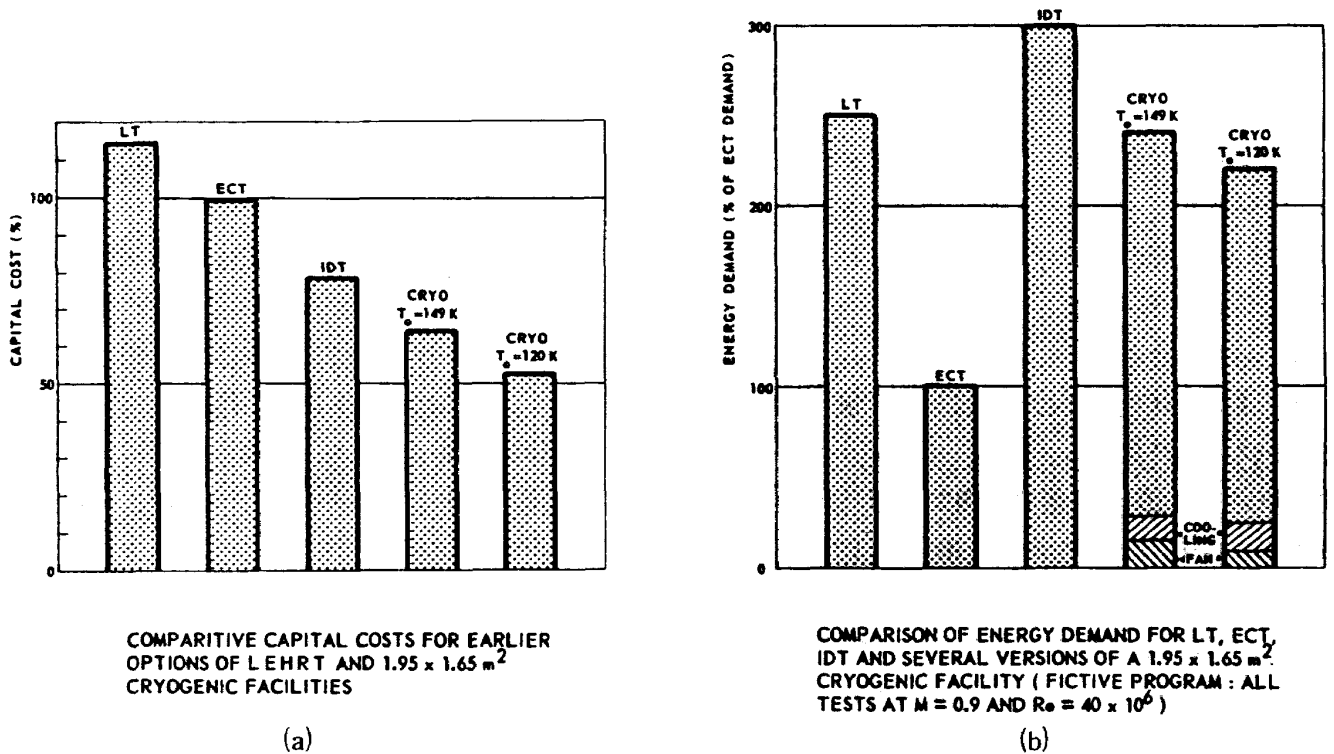


図 5.1 建設費(a)と必要エネルギー(b)¹⁸⁾

で、パイロット風胴による実験等の準備期間が長くかかることを意味する。

表 5.2 を用いて、与えられた条件に最も適切な風胴型式のいくつかを選定できる。実際には、より詳細な数字を用いてトレードオフをしなければならないが、我が国の場合、風胴を航空機開発用に使用する

とし、最高レイノルズ数 40×10^6 、マッハ数 0.2 ~ 1.2 程度の三次元高レイノルズ数遷音速風胴であれば

- (1) 低温, 連続回流型
- (2) 水力タービン式連続回流型
- (3) 従来型式連続回流型

の3種が候補であると著者は考える。(2), (3)では、できうる限り流路抵抗を小さくして、運転エネルギーを最小にしなければならない。

6. むすび

遷音速領域における高レイノルズ数試験の必要性を再確認し、各種の風洞型式について特徴を示し、我が国において建設する場合の検討事項を示した。準備期間の関係から、早期に検討体制を作る必要がある。

7. 参考文献

- 1) Pope, A. M. S.: Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., New York (1961/10).
- 2) Pankhurst, R. C. and Holder, D. W.: Wind Tunnel Technique, Sir Isaac Pitmann & Sons Ltd., London, (1952).
- 3) Dayman, B. Jr. and Fiore, A. W.: Aerodynamic Testing and Simulation: Saving Lives, Time, and Money, Astro. & Aero., Vol. 12, No. 6 (1974/6).
- 4) 広瀬直喜: 計算空気力学の展望, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 28, No. 318 (1980/7).
- 5) Heppe, R. R. et al.: New Aeronautical Facilities We Need Them Now, Astro. and Aero., Vol. 6, No. 3 (1968/3).
- 6) Lukasiewicz, J.: The Need for Developing a High Reynolds Number Transonic Wind Tunnel in the U.S., Astro. and Aero., Vol. 9, No. 4 (1971/4).
- 7) Whitfield, J. D. et al.: High Reynolds Number Transonic Wind Tunnels Blow-down or Ludwieg Tube?, AGARD CP-83-71, Paper No. 29 (1971/8).
- 8) Kilgore, R. H. et al.: The Cryogenic Wind Tunnel Concept for High Reynolds Number Testing, NASA TN D-7762 (1976).
- 9) Jones, J. L.: The Transonic Reynolds Number Problem, NASA CP-2009, pp. 1 ~ 18 (1977).
- 10) Lukasiewicz, J. (ed): Aerodynamic Test Simulation: Lessons from the Past and Future Prospects, AGARD R603 (1972/12).
- 11) Loving, D. L.: Wind Tunnel-Flight Correlation of Shock Induced Separated Flow, NASA TN D-3580 (1966).
- 12) Jones, J. L.: Problems of Flow Simulation in Wind Tunnels, AIAA Paper No. 69-660 (1969/6).
- 13) Igoe, W. B. and Baals, D. D.: Reynolds Number Requirements for Valid Testing at Transonic Speeds, AGARD CP-83-71, Paper No. 5 (1971/8).
- 14) Roepke, R. G.: The High Reynolds Number Transonic Wind Tunnel HIRT Proposed as Part of the National Aeronautical Facilities Program, AIAA Paper No. 72-1035 (1972/9).
- 15) Küchemann, D. (ed): Problems of Wind Tunnel Design and Testing, AGARD R-600 (1973/12).
- 16) Hills, R.: The Need for a Large Transonic Wind Tunnel in Europe: A Summary of the Report of an AGARD Working Group (La Ws), AIAA Paper No. 74-630 (1974).
- 17) Kilgore, R. A.: Development of the Cryogenic Tunnel Concept and Application to the U.S. National Transonic Facility, AGARD-AG-240, Paper No. 2 (1980).
- 18) Hartzuiker, J. P.: Towards New Transonic Wind Tunnels, AGARD-AG-240, Paper No. 3 (1980).
- 19) Treon S. L. and Hofstetter, W. R.: On the Use of Freon-12 for Increasing Reynolds Number in Wind Tunnel Testing of Three-Dimensional Aircraft Models at Subcritical and Supercritical Mach Numbers, AGARD CP-83, Paper No. 27 (1971).
- 20) Igoe, W. B.: Characteristics and Status of the U.S. National Transonic Facility, AGARD-LS-111, Paper No. 17 (1980).
- 21) Luneau, J., Rochas, N. and Kirrmann, C.: Preliminary Study of the Injection Process of LN₂ in a Cryogenic Wind Tunnel, 1st Int. Symp. on Cryogenic Wind Tunnels, Paper No. 14 (1979).

- 22) Hartzuiker, J. P. and North, R. J.: The European Transonic Wind Tunnel ETW, AGARD-LS-111, Paper No. 16, (1980).
- 23) Cadwell, J. D.: Progress Report on the Douglas Aircraft Company Four-Foot Cryogenic Wind Tunnel, AGARD-LS-111, Paper No. 18 (1980).
- 24) Goodyer, M. J. and Kilgore, R. A.: The High Reynolds Number Cryogenic Wind Tunnel, AIAA Paper No. 72-995 (1972).
- 25) Kilgore, R. A.: Design Features and Operational Characteristics of the Langley Pilot Transonic Cryogenic Tunnel, NASA TM X-72012 (1974).
- 26) 吉澤能政: Private communication
- 27) 河島一夫, 谷 道彦, 吉澤能政: 低温風洞運転について, 衝撃工学シンポジウム, pp.196-202 (1980).
- 28) DFVLR-Nachrichten, Heft 31 (November 1980), pp. 9 ~ 10.
- 29) Voth, R. O. and Strobridge, T. R.: Cryogenic Design and Safety Review NASA-Langley Research Center 0.3 Meter Transonic Cryogenic Tunnel, NBSIR 77-857 (1977).
- 30) Knowler, A. E. and Holder, D. W.: Efficiency of High-Speed Wind Tunnels of the Induction Type, ARC R. & M. No. 2448 (1954).
- 31) Muhlstein, L., Petroff, D. N. and Jillie, D.: Experimental Evaluation of an Injector System for Powering a High Reynolds Number Transonic Wind Tunnel, AIAA Paper No. 74-632 (1974).
- 32) Michel, R., Mignosi, A. and Quémard, C.: The Induction Driven Tunnel T2 at ONERA-CERT: Flow Qualities, Testing Techniques and Examples of Results, AIAA Paper No. 78-767 (1978).
- 33) Michel, R.: The Development of a Cryogenic Wind Tunnel Driven by Induction: Flow Control and Instrumentation Studies in a Pilot Facility at ONERA/CERT, AGARD-LS-111 Paper No. 13 (1980).
- 34) Kilgore, R. A., Adcock, J. B. and Rey, E. J.: Simulation of Flight Test Conditions in the Langley Pilot Transonic Cryogenic Tunnel, NASA TN D-7811 (1974).
- 35) Howell, R. R. and McKinney, L. W.: The U.S. 2.5-Meter Cryogenic High Reynolds Number Tunnel, NASA CP-2009, pp. 27 ~ 51 (1976).
- 36) Kilgore, R. A.: Cryogenic Wind Tunnel Technology, NASA CP-2009, pp. 53 ~ 63 (1976).
- 37) Ludwig, H.: Tube Wind Tunnel a Special Type of Blowdown Wind Tunnel, AGARD Rep. 143 (1957).
- 38) Davis, J. W.: A Shock Tube Technique for Producing Subsonic, Transonic, and Supersonic Flows with Extremely High Reynolds Numbers, AIAA Paper No. 68-18 (1968/1).
- 39) Felix, A. R.: MSFC High Reynolds Number Tube Tunnel, AGARD CP-83-71 Paper No. 30.
- 40) Lorentz-Meyer, W.: Parametric Investigation of the Large Transonic Ludwig Tube Wind Tunnel, DFVLR 251 74A22 (1974/4).
- 41) 高島一明, 波木井潔, 青木竹夫: 遷音速ルートピーク管の特性について, 航技研報告 TR-441, (1976/1).
- 42) 高島一明他: 航技研 120mm × 360mm ルートピーク管の特性とそれを用いた遷音速二次元翼試験, 航技研資料 TM-383, (1979/6).
- 43) Takashima, K.: On the Starting Process of a Transonic Ludwig Tube Wind Tunnel, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol. 22, No. 58 (1980).
- 44) 高島一明, 原亘利, 青木竹夫: レーザホログラフィ干渉計によるルートピーク管内の気流の可視化, 航技研報告 TR-609, (1980/5).
- 45) Cable, A. J., Cox, R. N.: The Ludwig Pressure-tube Supersonic Wind Tunnel, The Aero. Quart. Vol. 14, Part 2 (1963/5).
- 46) Grauer-Carstensen, H. et al.: Some Aspects Important to the Design and Performance

- of a Large Transonic Ludwieg Tube Wind Tunnel, DFVLR 251 73A09 (1973/3).
- 47) Davis, J. W., Gwin, H. S.: Feasibility Studies of a Short Duration High Reynolds Number Tube Wind Tunnel, NASA TM X-53571 (1968).
- 48) Starr, R. F. and Schueler, C. J.: Experimental Studies of a Ludwieg Tube High Reynolds Number Transonic Tunnel, AIAA Paper No. 73-212, (1973).
- 49) Shope, F. L.: Mathematical Model for the Starting Process of a Transonic Ludwieg Tube Wind Tunnel, J. Aircraft, Vol. 14, No. 6 (1977).
- 50) Warmbrod, J. D.: A Theoretical and Experimental Study of Unsteady Flow Process in a Ludwieg Tube Wind Tunnel, NASA TN D-5469 (1969).
- 51) Becker, E.: Das Anwachsen der Grenzschicht in und Hinter Einer Expansionswelle, Ing-Arch., Part XXV, Heft 3 (1957).
- 52) Mirels, H.: Boundary Layer Behind Shock or Thin Expansion Wave Moving into Stationary Fluid, NACA TN 3712 (1956).
- 53) Piltz, E.: Boundary Layer Effects on Pressure Variations in Ludwieg Tubes, AIAA J. Vol. 10, No. 8 (1972).
- 54) Pugh, P. G., Grauer-Carstensen, H., Quemard, C.: An Investigation of the Quality of the Flow Generated by Three Types of Wind Tunnel (Ludwieg Tube, Evans Clean Tunnel and Injector Driven Tunnel) AGARD AG 240, pp. 1-1 ~ 1-23 (1979/11).
- 55) Davis, J. W. and Graham, R. F.: High Reynolds Number Experimental Data for Forebody Axial Force, AIAA J., Vol. 11, No. 3 (1973).
- 56) Dumitrescu, L. Z.: A Large-Scale Aerodynamic Test Facility Combining the Shock and Ludwieg Tube Concepts, Shock Tubes and Waves, Magnes Press, Hebrew Univ., Jerusalem (1980).
- 57) 銭福星: Private Communication.
- 58) Srinivas, K.: Private Communication.
- 59) Pankhurst, R. C. (ed): Large Wind Tunnels: Required Characteristics and the Performance of Various Types of Transonic Facility, AGARD R-615 (1974).
- 60) Hendershot, K. C. and Drzewiecki, R. F.: Techniques Used for the Investigation of Aerodynamic Loads Induced on a Rocket-Powered Vehicle during Deployment of an Extendible Nozzle, Proc. AIAA 9th Aero. Testing Conf., Arlington (1976).
- 61) 高島一明: ルートブイク管を使用した実験について, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 25, No. 286, (1977/11).
- 62) Evans, J. Y. G.: A Scheme for a Quiet Transonic Flow Suitable for Model Testing at High Reynolds Number, RAE TR 71112 (1971/5).
- 63) 青木竹夫, 高島一明: 貯気槽-有孔板法によるルートブイク管の持続時間の延長, 航技研報告 TR-612, (1980/5).
- 64) Pugh, P. G.: Experimental Trials of a Novel (ECT) Drive System for a Transonic Wind Tunnel, RAE TR 71208 (1971/10).
- 65) Pugh, P. G.: The Development of an Efficient and Economical System for the Generation of Quiet Transonic Flows Suitable for Model Testing at High Reynolds Number, AGARD-R-600 (1973/12).
- 66) Pugh, P. G., Beckett, W. A. and Gell, T. G.: The ECT Drive System: A Demonstration of its Practicability and Utility, AGARD-CP-174 (1976/3).
- 67) Lukasiewicz, J.: A Critical Review of Development of Experimental Methods in High-Speed Aerodynamics, Prog. Aero. Sci., Vol. 14 (1973), pp. 1 ~ 26.
- 68) 神元五郎: 衝撃風洞における計測, 航空学会誌, 第11巻, 第117号, pp. 18-25, (1963/10).
- 69) Barbour, N. M. and Imrie, B. W.: A Reservoir/Orifice Technique for Extending the Useful Running Time of a Ludwieg Tube, Modern Developments in Shock Tube Re-

- search, Proc. 10th Int. Shock Tube Symp. (1975), pp. 252 ~ 259.
- 70) 松尾一泰, 川越茂敏, 水間正純, 近藤信昭: 貯気そう一有孔板方式によるルトビーク管の一樣流持続時間の延長(第1報, 開口面積一定の有孔板の場合), 日本機械学会論文集, 44巻, 381号, pp. 1581-1587, (1978/5).
- 71) 松尾一泰, 川越茂敏, 西崎謙治, 近藤信昭: 貯気そう一有孔板方式によるルトビーク管の一樣流持続時間の延長(第2報, 開口面積可変の有孔板の場合), 日本機械学会論文集, 45巻, 391号, pp. 323-330, (1979/3).
- 72) Baals, D. D. and Stokes, G. M.: A Facility Concept for High Reynolds Number Testing at Transonic Speeds, AGARD CP-83-71 Paper No. 28 (1971/8).
- 73) Nelander, C. and Önerby, B: Application of the Gasometer Storage Concept to a Transonic Wind Tunnel Meeting the LAWS Specification, AGARD R-615, Paper No. 3 (1974/6).
- 74) 長期構想分科会: 航空技術の現状と展望に関する調査資料集, 航空・電子等技術審議会, 航空技術部会, (1980/11).
- 75) 長期構想委員会: 昭和54年度長期構想調査報告書(要旨), 社団法人日本航空宇宙工業会, (1980/3).
- 76) 遠藤 浩: 航技研二次元風洞について, 日本航空宇宙学会誌, 26巻, 299号, (1978/12).
- 77) 空気力学第二部: 航技研二次元遷音速風洞の構造と特性, 航技研報告 TR-647, (1981/3).
- 78) Tuttle, M. H. and Kilgore, R. A.: Cryogenic Wind Tunnels - A Selected, Annotated Bibliography, NASA TM 80168 (1979/10).

既 刊 資 料

TM-430	次期航技研計算機システムの運用計画	1981年2月	畑山 茂樹, 吉田 正廣 末松 和代, 土屋 雅子 小松 増美
TM-431	航空宇宙技術研究所角田支所 FACOM M-160 F システム	1981年4月	石垣 博, 中村 絹代 末松 和代
TM-432	2 m×2 m 遷音速風洞における内挿式天秤の零 点移動量の修正法	1981年4月	鈴木 弘一, 中村 正剛 藤田 敏美
TM-433	高温音響疲労試験のための予備実験	1981年4月	藤森 義典, 佐野 政明 飯田宗四郎, 江川 幸一
TM-434	分配関数に対する多項式近似とその応用	1981年5月	平林 則明, 松崎 利一
TM-435	液酸・液水エンジン用点火器の高空作動試験	1981年5月	阿部 登, 宮島 博 佐藤 政裕, 鎌田 真 勝田 秀明
TM-436	ジェミニ型カプセル回収体の概念検討 —生物実験衛星への応用—	1981年5月	森 英彦, 新田 慶治 山中 龍夫
TM-437	PLOT ルーチン形式による図形出力装置の使 用について	1981年6月	石塚 只夫, 磯部 俊夫
TM-438	可視近赤外放射計用イメージセンサの評価試験	1981年6月	櫻井 善雄, 木村 武雄 輿石 肇
TM-439	マルチスペクトラル・ビューワーを使い天体写 真から小惑星を検出する方法	1981年7月	磯部 俊夫, 松島 弘一

航空宇宙技術研究所資料440号

昭和56年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
