

〔特集〕流れを作る：風洞実験

超音速風洞

— 流れを作る —

Supersonic wind tunnel

*航技研 高木正平[†]
Shohei TAKAGI

1 はじめに

航空機が静止した流体中を音速を越えて飛行している場合には、機体から発した音響的攪乱は上流に伝播しないことから、飛行環境の外乱は極めて小さいことが知られている。このような環境を地上で実現するためには、気流特性として低速風洞で要求される低乱化に加えて、騒音（音響的攪乱）も低減することが不可欠となる。超音速あるいはそれより高速の風洞における低騒音（quiet）化対策として、次の2つの騒音源に留意する必要がある。1つは測定部の上流から伝播するもの、もう1つは測定部から発生するものがある。前者に対しては後述するようになり抜本的な対策が確立されており克服できるレベルにあると言えるが、後者は風洞壁境界層の安定性が絡むために様々な対策を講じる必要がある。というのは、測定部の境界層が乱流の場合、渦運動から Mach 波が放射され気流を汚染するために、低騒音化には境界層を層流に維持することが必須になるからである。それゆえ、音速を越えた低騒音高速流はレイノルズが高くなればなるほど流体力学的に難しくなることが理解できる。このように低騒音超音速流及びこれより高速域で低騒音環境を実現するための最大の課題は、音速スロートから測定部までの境界層の遷移問題に帰着されるといっても過言でないのである。

そこで、本小論では測定部の境界層を層流に保つための技術的課題に焦点を集めこれまで試みられた対策と現状について解説したい。については歴史的背景を述べてから、主に NASA Langley を中心とした米国における一連の低騒音ノズル開発及びこの風洞を用いた実験例についても触れてみたい。また超音速風洞のノズル以外の構成については簡単に触れることとし、詳細は流体実験法¹⁾等の参考書に譲ることとする。なお、便宜上超音速流は、マッハ数が 1.4–5 まで、それ以上の音速域を極超音速と分類しているようであるのでこれに従う。

2 超音速風洞の基本構成

超音速風洞は連続回流式と間欠運転方式に分けられる。間欠式には吹き出し式ないしは吸い込み式、あるいは2つを組み合わせた方式とがある。しかし、いずれの方式にせよ共通している点は超音速流を作るために、重要な構成部品は図1に示すように整流筒とラバール管（ノズル）である。前者は流れをできるだけ減速して脈動と速度変動を沈静化し、後者は超音速流を作るためのものである。その下流では拡大管で衝撃波を発生して音速以下の流れを作って、間欠式では大気ないしは真空タンクに放出し、回流式では圧縮機に戻す。

低速風洞と大きく異なる点は、マッハ数はラバール管の形状によって決まるので、連続したマッハ数を得るには複雑なカム機構ないしは油圧等でラバール管を変形する必要がある。なお参考のために、一風変わった超音速ノズルを紹介して

* 〒182-8522 調布市深大寺東町 7-44-1

[†] E-mail: pantaka@nal.go.jp

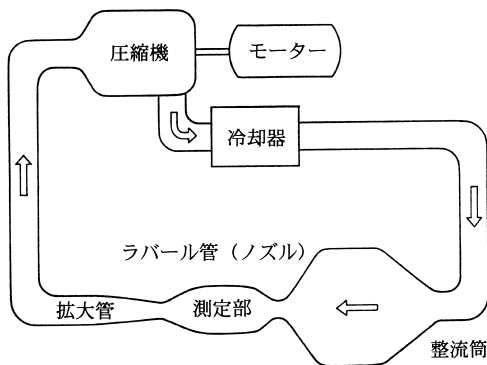


図1 連続式高速風洞の構成。

おこう。通常、測定部のマッハ数を変える場合、超音速ノズルを上下対称に可変する方式が採られているが、ONERAのS2MA超音速風洞はノズルの上面を固定し下面部だけを流れ方向に前後する非対称な方式²⁾で複雑なノズル変形機構を全く必要としない。このような簡便さを利用して熱線風速計の校正用超音速風洞に応用した例³⁾もある。決められたマッハ数で良い場合には必要に応じて数種類のノズル形状のブロックを用意しなければならない。

3 歴史的背景

1950年代中期から後半にかけて、米国を初め欧米でも高速飛翔体の開発に不可欠な大型の超音速風洞が建設され、大部分の風洞は連続式運転が可能である。日本では1961年によりやく間欠式の1mの超音速風洞が航技研に共用設備として整備された。1999年には整流筒とラバール管の全面改修が行われて気流特性が大幅に向上した。

さて、米国では大型の超音速設備が稼動する以前の1950年の初頭にはすでに飛翔体の抵抗と熱の観点からLaufer, Morkovin及びKovasznayらを中心として遷移の基礎研究が活発に行われていた。当時、二次元平板の境界層遷移試験結果に対して風洞間で大きなばらつきがあることが指摘されていて、その理由として超音速流の気流特性が異なっているためと推測されていた。超音速流における気流特性の評価法の研究はKovasznay(1950)⁴⁾に負う所が大きく、彼は低速流で用い

られていた熱線風速計を超音速流で用いる場合の問題点及び計測法、更にはNS方程式の第一近似として、乱れのレベルが小さい場合を仮定して、乱れを渦度、音及びエントロピの3つのモードに分解できることを示した⁵⁾。Morkovin(1957)⁶⁾はKovasznayの解析をさらに発展させ、簡単な仮定を設けてこれらの3つのモードは熱線で分離計測できることを示した。一方、Laufer(1954)⁷⁾はJPL(ジェット推進研究所)の18×20インチの測定部を持つ連続式超音速風洞(1980年代にNASA Langleyに移設)の集合筒に大振幅の速度変動を与えても遷移レイノルズ数に変化がないことを確認した。この事実からLauferは、気流の乱れは上流から流下する渦度を持つ変動ではなく測定部の剪断層から放射される音波性の攪乱ではないかと推測した。しかし、具体的に気流の圧力変動が平板境界層の遷移に重要な役割を果たし、遷移データのばらつきの原因になっていると示唆したのはMorkovin(1957)である。ただ、この気流乱れの発生源が特定されたのは皮肉にも風洞試験からではなかったのである。

NASAのJames(1958)⁸⁾はマッハ数3.8で自由飛行している中空円柱回りのシュリーレンとシャドーグラフ写真を撮影し、物体境界層から放射されている非定常な圧力波を見事に捕らえたのである。そのシュリーレン写真を図2に示す。マッハ線から傾きが少しずれた非定常の圧力変動が境界層から放射されていることが観察される。しかし、熱線計測から一様流の圧力変動は乱流境界層から放射され、その強さはマッハ数の4乗に比例すること、マッハ数の増加につれて質量流量の変動が急激に増加すること等を定量的に示したのはLaufer(1961)⁹⁾である。さらにKistler & Chen¹⁰⁾とLaufer¹¹⁾は、超音速平板境界層の摩擦応力に対する静圧変動の強度の比は亜音速乱流境界層のその2倍以上であること、摩擦応力に対する圧力波の強度はマッハ数依存性が小さいこと等を示した。

さて、気流乱れが境界層遷移に強く影響を与え、従来型の超音速風洞を用いた遷移データは

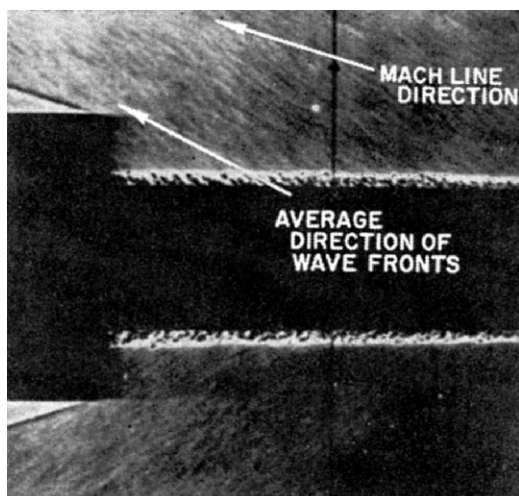


図2 左から右に向かってマッハ数3.8で自由飛行している中空円柱回りのシュリーレン写真。文献8)より引用。

信頼性に欠ける決定的な証拠を示したのは Pate & Schueler¹²⁾ 並びに Pate¹³⁾ である。Pate & Schueler は9つの異なる風洞で $M = 3 - 8$ に対し得られた平板境界層の遷移終了時のレイノルズ数を整理し、風洞の乱れと強い相関があることを示した。Pate は同様の手法を $M = 3 - 14$ 領域の11の風洞で得られた先端の鋭い円錐模型の遷移レイノルズ数を M 数に対してまとめた。遷移レイノルズ数に対する相関パラメータは乱流境界層の摩擦応力と境界層の排除厚さであることを示した。さらに、流れ方向に圧力勾配のない円錐模型と鋭い前縁を持つ平板境界層の遷移終了時のレイノルズ数を比較したところ、 $M = 3$ において2.5であった。平板境界層は円錐のそれに比べて何故遷移が早まるかについての素朴な疑問は後述するように低騒音超音速流で行われた実験並びに線形安定解析との比較で初めて明らかにされた。

一方、乱流境界層から放射される圧力波に関する理論的取扱は1960年代前半から中期にかけて Phillips¹⁴⁾ と Ffowcs-Williams¹⁵⁾ によって推進され、圧力波の強さはその位置における壁面曲率と境界層厚さに依存することが示された。この結果は Pate の整理した実験結果と良く整合していることが明らかとなり、ノズル設計の重要な指

針となっている。

このような歴史的背景を踏まえて Morkovin¹⁶⁾ は高速境界層遷移研究に対するレビューの中で遷移計測の信頼性を高めるために低騒音高速風洞の開発の必要性を強く示唆している。この示唆を受けて Reshotko を座長とする Boundary Layer Transition Group (BLTSG) が1970年後半に結成され、低騒音超音速風洞の開発を含めた遷移研究プログラム¹⁷⁾ が公式にスタートした。その目標とする騒音レベルは飛行環境レベルを目指し、気流の圧力変動が静圧の0.02–0.05%である。この目標値は従来の超音速風洞のその1/10以下に匹敵するものであり、また当時の計測器の電気雑音とほぼ同レベルである。

4 低騒音風洞の開発

このプログラムの中で風洞開発を担ったのが Beckwith を中心とする NASA Langley の研究グループである。この新しい研究がスタートする以前には、NASA Langley の Stainback と Harvey らは $M=5$ の軸対称ノズルを有する超音速風洞^{18,19)} の低騒音化を目指してすでに開発を開始しているが、低騒音領域が存在したものの、低騒音のレベル及びその領域の長さが遷移研究には十分なものではなかった。この開発過程の中で、境界層遷移を促進する要因について徹底的な追及がなされ、多くの知見が得られている。Beckwith ら^{20–23)} はこれらの知見を生かして、斬新な設計手法を盛り込んだ新しい風洞を提案した。図3は得られた知見を考慮して提案された低騒音超音速風洞の概念図である。従来の風洞構成と比較すると4つの大きな特徴を指摘できる。第1点目は、作動流体の塵や屑が風路内壁に付着し境界層遷移の促進を防止する目的で、 $1\mu\text{m}$ 程度の防塵フィルターを用いたことである。実際、ホコリや塵は遷移計測の再現性を損ねる要因の1つに挙げられている²⁰⁾ からである。次に、上流から伝播する騒音を遮断するために、Acoustic Baffle (あるいは Sintered wire mesh) と呼ばれる圧力降下の大きい多孔板を集合筒の上流に設置

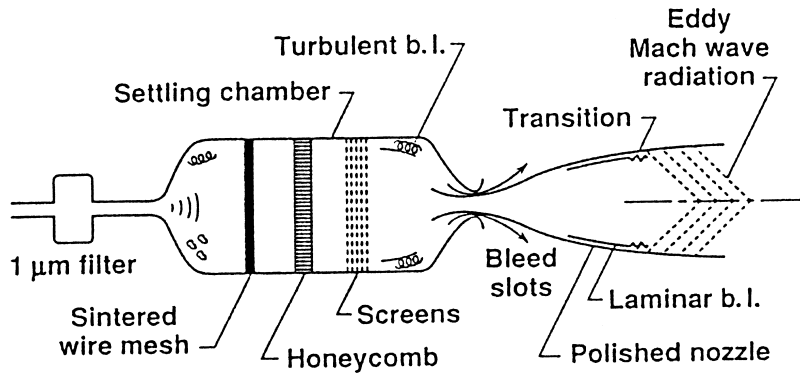


図3 NASA Langley の低騒音風洞の概念図²⁰⁾。

する。航技研の小型超音速風洞においても同様の考えの下で多孔板を送風機と測定部の間に挿入すると、送風機の運転効率効果も加わって測定部騒音の半減が確認されている²⁴⁾。多孔板の下流には低速風洞と同様に流れの整流と速度変動の沈静化のためにハニカムと数枚の金網が用いられる。3つ目は縮流胴に沿う境界層をその出口近傍に設置した吸い込みスロット部で完全に取り除き、そこから新たに層流境界層を発達させるアイデアである。このような新しい試みは縮流胴境界層の振る舞い^{25,26)}から妥当な手法であることが理解できる。第4番目は超音速ノズルである。その入り口部において全く新しい層流境界層が発達する訳であるから、この境界層の不安定性を考慮して可能な限り層流状態を維持できるようノズル形状を設計することが肝要である。なお吹出し式風洞では送風機が不用であることから、一般に低乱化しやすいが、上流のバルブから発せられる騒音対策は重要であるので、貯気槽と防塵フィルター間には低騒音バルブの使用は不可欠要件²⁷⁾である。

以上、低騒音化のための主要なポイントについて述べたが、吸い込みスロット部下流において低騒音でしかも新しい層流境界層がノズルスロット部で達成できれば、低騒音超音速流の気流特性はこのノズルの形状で全てが決定されるということもできよう。この意味で低騒音ノズル設計は音速を超える風洞の構成部品の中で最も重要であることが理解できる。

5 低騒音超音速ノズル

図3の概念設計に沿って、図4はBeckwithらが開発した $M = 3.5$ の2次元ノズルで1977年に建設が着手され5年後に低騒音風洞として稼動している。ノズル出口の最大単位レイノルズ数は $66 \times 10^6/m$ である。この風洞は長さを3倍スケールアップした低騒音風洞のパイロット風洞の位置付けで、完成は1992年である。新たに開発されたノズルはRapid-expansion ノズルと呼ばれ、従来の形状に比べると極端に短い設計となっている。一般に、ノズル壁に沿う境界層は2つの不安定に遭遇する可能性がある。従来のノズル設計では超音速スロット下流直後では比較的穏やかな膨張を許しているの、加速流ではあるけれどもT-S不安定波が成長して乱流遷移が促進される恐れがあった。新しい設計ではこの領域を可能な限り狭め図4のノズルでは従来の5%程度まで縮めて僅か13mm未満である。この下流では膨張波を打ち消す圧縮波を発生させるために凹面部の採用は避けられないので、境界層は遠心力型のGörtler不安定に遭遇することになる。ノズル凹面部でこの不安定に起因した縦渦構造をオイルフローで最初に観察したのは、Beckwith²⁰⁾らであり、設計に当たってはこの不安定の臨界レイノルズ数を越えないよう線形安定解析を駆使した壁面曲率の最適設計がなされている。

図4に示されているように低騒音領域は菱形で、下流の低騒音領域境界は勿論ノズル凹面で遷

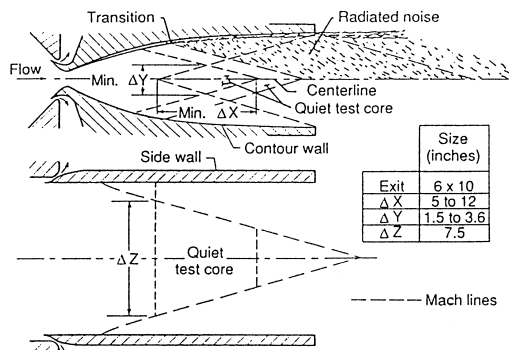


図4 NASA Langley の $M = 3.5$ の 2 次元低騒音ノズル

移した乱流境界層からほぼマッハ線に沿って放射される圧力波が最初に検出される線である。この菱形領域内では $p'/P = 0.03\%$ (p' は圧力変動の実行値, P は静圧) が達せられ、これまで得られたノズルの中で最も低いレベルを示すものである。このノズルでは単位レイノルズ数が $2 \times 10^6/\text{inch}$ まで層流が維持されている。すでにお気づきのようにこのノズルは 2 次元であり、測定部の平面側壁に沿う境界層の遷移は凹面部より早期に乱流化し、これは恐らく T-S 不安定に起因しているものと思われる。しかし、図のように幅を大きくとることにより、この影響は回避されている。

さて、このノズル内に円錐模型を挿入し特にスロート部における表面粗さが異なる条件の下で遷移開始レイノルズ数を計測した結果を図 5 に示す。最も早期の遷移はスロート部で境界層の吸い取りがない場合で、従来型の風洞で得られた遷移結果とほぼ一致している。しかし最も低騒音状態では遷移レイノルズ数は 10×10^6 に達しており、飛行環境レベル²⁸⁾ がほぼ達成されていることが判る。この 2 次元ノズルの成功を受けて、軸対称 Rapid-expansion ノズルや Slow-expansion ノズルが開発され更に性能が向上している。特に後者はスロートから下流において半径方向の流れを誘起して流れを加速させることによって T-S 不安定を回避し、これに続く凹面との接合部をできるだけ下流にして Görtler 不安定を遅延させる設計で、低騒音の広い測定部が確保できることを特徴としている。

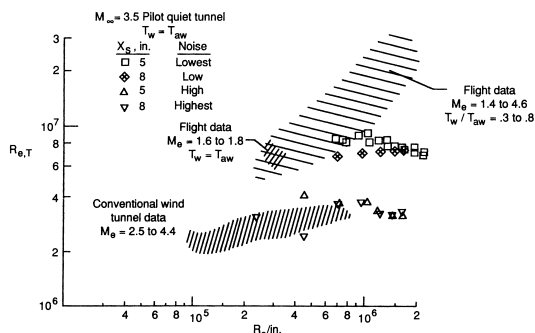


図5 $M = 3.5$ の 2 次元低騒音ノズルで実施された円錐模型の遷移試験結果。

図 5 ですでに明らかなように Beckwith らは、ノズル座標の仕上り精度や特に境界層が最も薄いスロート部の表面粗さがその下流の境界層遷移に影響を及ぼすと指摘している。例えば、スロート部における粗さの山と谷の高さとその高さにおける速度に基づくレイノルズ数が 10 以下に仕上げる必要があること、またこのクラスのノズルではその座標精度はスロート部で $50\mu\text{m}$ 以下、それ以外で $100\mu\text{m}$ に仕上げる必要があること等を指摘²³⁾ している。

一方、NASA Ames²⁹⁻³¹⁾ では 1990 年代前半から低騒音風洞開発が始まり、1994 年には稼動している。この風洞の性能は $M = 1.6$ 固定で単位レイノルズ数が $8 \times 10^7/\text{m} - 12 \times 10^7/\text{m}$ をカバーし、圧力変動は 0.03% を達成している。NASA 以外では、Purdue University の Schneider³²⁻³⁴⁾ が貯気槽を必要としない Ludwig 管を用いた $M = 4$ と $M = 6$ の低騒音風洞を開発している。設計思想は図 4 と基本的に同じであり、いずれも縮流胴下流に境界層吸込みスロートを設けて、ノズルの入り口から新しい境界層を発達させている。特に $M = 6$ ノズルの吸込み部は精度確保のために電鍍を用いた製作法が採用されている。更に、NASA Langley の風洞より厳しい内面段差、うねり及び粗さを追求しているが、 $M = 6$ ノズルでは 2×10^5 を越えた高いレイノルズ数で低騒音化が達せられていない。原因としては 133 の大きな縮流面積比の条件下での吸込み部の設計並びに製作精度がまだ充分でない点が指摘されている。

日本においても幾つかの低騒音風洞が稼動している。三菱重工の種子田³⁵⁾は電铸で $M = 3.6$ のノズルを製作し、10度円錐模型で遷移レイノルズ数 7.7×10^6 を達成した。この値はBeckwithらの結果と遜色ないレベルであり、ほぼ飛行環境を実現していることになる。航技研においては測定部断面が $0.2\text{ m} \times 0.2\text{ m}$ 、長さ 0.4 m の低温仕様を満たす連続式超音速風洞が1995年に完成し、現時点では総温 330 K で稼動中である。総圧 0.05 から 0.1 MPa の条件で、マッハ数は 1.5 から 2.5 まで 0.01 刻みで設定可能であり、 $M = 2$ で気流特性は低騒音超音速流の基準値である 0.1% をクリアしている^{36,37)}。また、富士重工では測定部が 0.6 m の正方形断面の吹出し式高速風洞が稼動している³⁸⁾。

6 その他の低騒音化技術

以上述べた他に、境界層遷移を遅延する方法を2,3紹介しておこう。スロート部を加熱すると境界層遷移は遅れる。これは加熱によって境界層が厚くなり、境界層の壁面粗さの相対的効果を低減する作用があると説明されている。実際、Harveyら(1975)はマッハ数 5 の軸対称ノズルを総温より 40% も高く加熱した場合、遷移点は 19% 下流に移動したと報告している。Demetriades^{39,40)}も同様の効果を報告している。一般に、極超音速風洞では測定部における結露を防止するために、作動流体を加熱する。Schneider⁴¹⁾は $M = 6$ の低騒音Ludwig管を開発するに当たり、 $M = 4$ の低騒音Ludwig管を用いてその作動流体を加熱し相対的にスロート温度を下げた場合の低騒音領域の変化を調べた。総温に対する壁温の比が 0.89 では 7% 、また 0.85 では 15% 低騒音領域が減少することを観察した。この結果は、HarveyらとDemetriadesの結果と逆の傾向を確認したもので、壁温の冷却は遷移を促進する効果があることを示している。

Kobayashi⁴²⁾はHammerlin⁴³⁾の数値計算結果が、凹面に沿う境界層速度分布が安定曲線にあまり依存しないことに着目し、吸込みを行って基

本流が変化しても安定性に影響しないと推測した。Kobayashiの計算は精度的に充分とはいいがたいけれども、吸込みは遠心力不安定を安定化する作用があり推測を覆す結果が得られた。この研究は、Pfenninger⁴⁴⁾らによってさらに発展したが筆者の調べた限り、低騒音化を意図して超音速ノズルに実際応用された例はまだないようである。

超音速乱流境界層の渦運動から圧力波が放射され一様流を汚染することをこれまで幾度も述べているが、この放射圧力変動を直接遮蔽し気流特性を改善する方法が提案されている。CreelとBeckwith²⁹⁾は測定部の内周りを丸棒の軸を流れ方向に平行にして取り囲み、圧力波を直接遮蔽するRod-wall sound shield法を試みている。また丸棒の隙間から吸込み制御を行うことで、測定部における圧力変動はPitot圧の 1.4% から 0.4% に劇的な低減効果が観察されている。

7 低騒音超音速流における遷移研究

Pateによると、低騒音でない従来型の5つの風洞で得られた流れ方向に圧力勾配のない円錐模型と鋭い前縁を持つ平板境界層の遷移終了時のレイノルズ数を比較したところ、 $M = 3$ において 2.5 であった。すなわち、同じ気流特性の中で円錐模型は平板に比べて遷移するまでの距離が 2.5 倍長いことを意味している。また大きい風洞ほどこの比は小さくなる傾向を示した。この効果は、大きい風洞ほど測定部の騒音レベルが減少するためと推測され、模型前縁の騒音に対する受容性の違いも示唆している。この推測及び模型先端の受容性を確認するために、Chenら⁴⁵⁾による円錐と先端の鈍頭度を変えた平板の遷移計測がNASA Langleyの $M = 3.5$ の低騒音風洞を用いて実施された。またこの風洞は境界層の吸い取りバルブを閉じた場合は従来風洞の騒音レベルを実現できることから、両者2通りの場合を比較している。その結果、低騒音条件における平板模型の遷移レイノルズ数は従来の気流環境下のそれと比べると 1 桁増加した(図6)。また円錐境界層の遷移開始

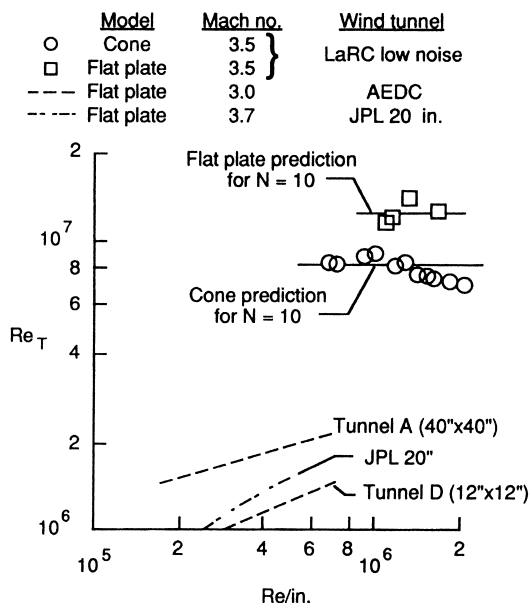


図6 M=3.5の2次元低騒音ノズルで実施された円錐及び平板模型の単位レイノルズ数に対する遷移開始レイノルズ数

LaRC (Langley Research Center), AEDC (Arnold Engineering Development center).

レイノルズ数は平板境界層のそれと比べると0.7で、PateとSchueler並びにPateの結果と全く逆の傾向を示している。さらにこの研究の最も重要な結論は、円錐並びに平板境界層の遷移開始点は、 e^N 法による遷移判定で $N=10$ とした結果と極めて良く整合した点である。この画期的な成果は長い間解決されないままになっていた超音速における遷移問題に科学的な合理性を持って答えたもので、低騒音地上設備の実現に帰するところが大い。

8 おわりに

1950年代前半から開始された超音速境界層の遷移に関する研究は、40年後に理論と実験の一致でようやくひとつの節目を迎えることができた。とは言うものの、音速を越えた圧縮性境界層の遷移研究は理論が先行しており、実験的にはその機構についてはほとんど解明されていないのが実情である。航技研が開発している小型SST実

験機の自然層流翼においても、どのような不安定が遷移に導いているかについて実験的な手がかりはまだ得られていない⁴⁶⁾。これまでの低速における遷移研究では、人工攪乱を導入することで機構解明が飛躍的に進展したように、超音速境界層においても同様の手法が有効であるように思える。確かに、不安定攪乱の周波数は10kHz以上で、攪乱導入は容易でないけれども、成功例も報告されている^{47,48)}。一層の遷移研究の活発化を望む次第である。

低騒音高速風洞についてさらに詳細を知りたい読者諸氏のために、できるだけ多くの参考文献を引用した。これらの中には、低騒音高速風洞に関するWilkinson⁴⁹⁾及びBeckwith⁵⁰⁾の総括的解説書の他、高速飛行実験から風洞試験までの膨大な遷移実験データを包括的にまとめた研究論文^{51,52)}もあるので併せて参考としていただきたい。

最後に、最近米国アリゾナ州立大学のSaric教授が中心となって世界各地の遷移研究関連機関の研究者に呼びかけBoundary Layer Transition Groupを再結成し、AIAAの冬と夏の会議に合わせて会合がもたれている。ホームページ⁵³⁾にはその活動と登録機関及び会員名も公表されているので、研究の動向を調査するには大変便利である。

引用文献

- 1) 谷 一郎他：流体力学実験法 (岩波書店, 1973).
- 2) <http://www.onera.fr/gmt-en/wind-tunnels/s2ma.html>
- 3) <http://wtsun.eas.asu.edu/sst/QSP.htm>
- 4) Kovasznay, L. S. G. : The hot-wire anemometer in supersonic flow, J. of Aeronaut. Sci. **17** (1950) 565-572.
- 5) Kovasznay, L. S. G. : Turbulence in supersonic flow, J. of Aeronaut. Sci. **20** (1953) 657-675.
- 6) Morkovin, M. V. : On transition experiments at moderate supersonic speeds, J. of Aeronaut. Sci. **24** (1957) 480-486.

- 7) Laufer, J. : Factors affecting transition Reynolds numbers on models in supersonic wind tunnels, *J. of Aeronaut. Sci.* **21** (1954) 497–498.
- 8) James, C. S. : Observations of turbulent-burst geometry and growth in supersonic flow, NACA TN 4235, April (1958).
- 9) Laufer, J. : Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels, *J. of Aerospace Sci.* **28** (1961) 685–692.
- 10) Kistler, A. L. & Chen, W. S. : The fluctuating pressure field in a supersonic turbulent boundary layer, *J. Fluid Mech.* **16** (1963) 41–64.
- 11) Laufer, J. : Some statistical properties of the pressure field radiated by a turbulent boundary layer, *Phys. of Fluids* **7** (1964) 1191–1197.
- 12) Pate, S. R. & Schueler, C. J. : Radiated aerodynamic noise effects on boundary-layer transition in supersonic and hypersonic wind tunnels, *AIAA J.* **7** (1969) 450–457.
- 13) Pate, S. R. : Measurements and correlations of transition Reynolds number on sharp slender cones at high speeds, *AIAA J.* **9** (1971) 1082–1090.
- 14) Phillips, O. M. : On the generation of sound by supersonic turbulent shear layers, *J. Fluid Mech.* **9** (1960) 1–28.
- 15) Ffowcs-Williams, J. E. & Maidanik, G. : The Mach wave field radiated by supersonic turbulent boundary layer, *J. Fluid Mech.* **21** Pt.4 (1965) 641–657.
- 16) Morkovin, M. V. : Critical evaluation of transition from laminar to turbulent shear layers with emphasis on hypersonically traveling bodies, AFFDL-TR-68-149, March (1969), Air Force Flight Dynamics Lab., Wright-Patterson Air Force Base, Ohio.
- 17) Reshotko, E. A. : Program for transition research, *AIAA J.* **13** (1975) 261–265.
- 18) Stainback, P. C., Anders, J. B., Harvey, W. D., Cary, A. M. & Harris, J. E. : An investigation of boundary layer transition on the wall of a Mach 5 nozzle. Part I Disturbance measurements in a Mach 5 wind tunnel. Part II Measurements and calculations of laminar, transitional and turbulent boundary layers on the wall of a Mach 5 nozzle, *AIAA Paper* 74-0136 (1974).
- 19) Harvey, W. D., Stainback, P. C., Anders, J. B. & Cary, A. M. : Nozzle wall boundary-layer transition and free-stream disturbances at Mach 5, *AIAA J.* **13** (1975) 307–314.
- 20) Beckwith, I. E. : Development of a high Reynolds number quiet tunnel for transition research, *AIAA J.* **13** (1975) 300–306.
- 21) Beckwith, I. E., Malik, M. R. & Chen, F.-J. : Nozzle optimization study for quiet supersonic wind tunnels, *AIAA Paper* 84-1628 (1984).
- 22) Beckwith, I. E., Chen, F.-J. & Creel, Jr. T. R. : Design requirements for the NASA Langley supersonic low-disturbance wind tunnel, *AIAA Paper* 86-0763 (1986).
- 23) Beckwith, I. E., Chen, F.-J. & Malik, M. R. : Design and fabrication requirements for low-noise supersonic/hypersonic wind tunnels, *AIAA Paper* 88-0143 (1988).
- 24) 澤田秀夫, 国益徹也 : 特許「回流式超音速風洞に於ける風路内圧変動低減装置」出願中
- 25) Takagi, S. & Tokugawa, N. : Laminar-turbulent transition along the contraction nozzle in subsonic flow, *AIAA Paper* 88-0279 (1999).
- 26) Takagi, S., Nishizawa, A. & Tokugawa, N. : Observation of Görtler vortices in wind-tunnel contraction boundary layer, *Proc. of the 3rd International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer* (Nagoya, 2000).
- 27) Creel, T. R. & Beckwith, I. E. : Wind tunnel noise reduction at Mach 5 with a rod-wall sound shield, *AIAA J.* **21** (1983) 643–644.
- 28) Dougherty, Jr., N. S., Fisher, D. F. : Boundary-layer transition on a 10-deg cone: wind tunnel/flight correlation, *AIAA Paper* 80-0154 (1980).
- 29) Wolf, S. W. D. & Laub, J. : Flow characteristics of the NASA-Ames laminar flow supersonic wind

- tunnel for Mach 1.6 operation, AIAA Paper 94-2502 (1994).
- 30) Wolf, S. W. D. & Laub, J. : Low-disturbance flow measurements in the NASA-Ames laminar flow supersonic wind tunnel, AIAA Paper 96-2189 (1996).
 - 31) Wolf, S. W. D. & Laub, J. : Characteristics of the NASA-Ames laminar flow supersonic wind tunnel for unique Mach 1.6 transition studies, The 79th AGARD-FDP Symposium on Aerodynamics of Wind Tunnel Circuits and Their Components (1996).
 - 32) Schneider, S. P. & Munro, S. E. : Effect of heating on quiet flow in a Mach 4 Ludwieg tube, AIAA J. **36** (1998) 872–873.
 - 33) Schneider, S. P. : Design of a Mach-6 Quiet-Flow Wind-tunnel nozzle using the e**N method for transition estimation. AIAA Paper 98-0547 (1998).
 - 34) Schneider, S. P. : Design and fabrication of a 9.5-inch Mach-6 Quiet-Flow Ludwieg tube. AIAA Paper 98-2511 (1998).
 - 35) 種子田裕司 : 超音速低乱ノズルの設計と実験による検証, 日本航空宇宙学会論文集 第**47**巻(1999) 367–373.
 - 36) Sawada, H. : The NAL 0.2m Supersonic Wind Tunnel, NAL TR-1302T. (1996).
 - 37) 澤田他2名 : 0.2m 超音速風洞の圧力変動計測結果, NAL TR-1355. (1998).
 - 38) 若井 洋 : 風洞設備の紹介, スバル技報 第**17**号別刷 (1990).
 - 39) Demetriades, A. : Roughness effects on boundary-layer transition in a nozzle throat. AIAA J. **19** (1981) 282–289.
 - 40) Demetriades, A. : Stabilization of a nozzle boundary layer by local surface heating, AIAA J. **34** (1996) 2490–2495.
 - 41) Schneider, S. P. & Munro, S. E. : Effect of heating on quiet flow in a Mach 4 Ludwieg tube. AIAA J. **36** (1998) 872–873.
 - 42) Kobayashi, R. : Note on the stability of a boundary layer on a concave wall with suction. J. Fluid Mech. **52** part 2 (1972) 269–272.
 - 43) Hammerlin, G. : J. Rat. Mech. Analysis, **4** (1955) 278.
 - 44) Pfenninger, W. & Syberg, J. : Reduction of acoustic disturbances in the test section of supersonic wind tunnels by laminarizing their nozzle and test section wall boundary layers by means of suction, NASA CR-2436, November (1974).
 - 45) Chen, F.-J. & Malik, M. R. : Boundary-layer transition on a cone and flat plate at Mach 3.5, AIAA J. **27** (1989) 687–693.
 - 46) Sugiura, H., Yoshida, K., Tokugawa, N., Takagi, S. & Nishizawa, A. : Transition measurements on the natural laminar flow wing at Mach 2, Accepted by J. Aircraft (2002).
 - 47) Kosinov, A., Maslov, A. & Shevelkov, S. : Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers. J. Fluid Mech. **219** (1990) 621.
 - 48) Corke, T. C., Cavalieri, D. A. & Matlis, E. : Boundary-layer instability on sharp cone at Mach 3.5 with controlled input. AIAA J. **40** (2001) 1015–1018.
 - 49) Wilkinson, S. P., Anders, S. G. & Chen, F.-J. : Supersonic and hypersonic quiet tunnel technology at NASA Langley, AIAA Paper 92-3908 (1992).
 - 50) Beckwith, I. E. & Miller III, C. G. : Aerothermodynamics and transition in high-speed wind tunnel at NASA Langley, Annual Review of Fluid Mech. **22** (1990) 419–439.
 - 51) Schneider, S. P. : Flight data for boundary-layer transition at hypersonic and supersonic speeds, J. of Spacecraft and Rockets **36** (1999) 8–20.
 - 52) Schneider, S. P. : Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent transition, J. of Spacecraft and Rockets. **38** (2001) 323–233.
 - 53) <http://ceaspub.eas.asu.edu/transition/>