

ISSN 0389-4010

UDC 533.6.011.3

533.6.04

533.6.69

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1204

吸い込みのある二次元自然層流翼の 高亜音速，高Re数風洞試験

野口正芳・佐藤衛
神田宏・石田洋治

1993年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

吸い込みのある二次元自然層流翼の 高亜音速, Re数風洞試験*

野口 正 芳*¹ 佐藤 衛*¹
神田 宏*¹ 石田 洋 治*¹

High Subsonic and High Reynolds Number Wind Tunnel Tests of Two-dimensional Natural-Laminar-Flow Airfoils with Suction Boundary Layer Control*

Masayoshi NOGUCHI*¹, Mamoru SATO*¹
Hiroshi KANDA*¹, Yoji ISHIDA*¹

ABSTRACT

Wind tunnel tests in high subsonic and high Reynolds number flows were conducted using slotted, perforated, and solid-surface NLF airfoils to compare their drag characteristics with and without suction.

The Mach number was varied from 0.6 to 0.85 and the Reynolds number from 6 to 20 million. The results show that a net drag reduction of about 10% was attained by suction despite the presence of severe adverse effects against laminarization in the wind tunnel test such as free-stream turbulence and roughness effects of suction holes or slots.

keywords: Aerodynamics, NLF Airfoil, Suction BLC, High Reynolds Number

1. 序

我々は二次元ハイブリッド層流制御翼の高亜音速, 高レイノルズ数流れにおける特性を調べるため実験的研究を行っている。前報(文献1)では二次元ハイブリッド層流制御を適用する基本翼型(NLAM78)の三分力データについて報告したが, 今回はその基本翼型にそれぞれ多孔表面, 多溝表面による吸い込み層流制御を適用し, そのハイブリッド層流制御翼としての特性を高亜音速, 高レイノルズ数流れにおいて調べた結果について報告する。

ハイブリッド層流制御翼の概念はそれが初めて提唱され

てから久しいが, それに関する実験的研究は非常に少なく, 特に高亜音速, 高レイノルズ数流れにおいては飛行試験(文献2)を除けば公表された例は著者の知る限り殆ど見当たらない。その理由は明確ではないが, 一つには層流翼や層流制御翼の本来の性能をそのような流れ(特に風洞試験)において正確に評価することが難しいためであると考えられる。なぜならマッハ数やレイノルズ数が高くなると, 層流境界層の遷移現象に大きな影響を与える風洞気流の乱れとか, 模型の表面粗さの要求が厳しくなり, 寸法の小さい翼模型では微細な孔や溝といえども十分に粗さになる可能性があり, 実際の試験環境を正確に模擬できなくなるからである。我々の試験においてもこの困難が経験された。例えば我々が用いた多孔表面は孔径が0.1mm以下であったが, 翼弦長が250mmであったため高レイノルズ数試験ではその孔の表面粗さとしての影響が明確に現れた。このような効果は模型が大きければ無視できるものであるが, その影響は得られたデータの評価を難しくする一因となった。また風洞

*平成5年3月22日受付
(received 22 March 1993)

*1 空力性能部
(Aircraft Aerodynamics Division)

気流の乱れのために早めの境界層遷移が観察された。しかしながらこのような問題は風洞試験において不可避免的なものであり、それがあからといって試験データを無効とするのは正しくない。風洞気流の効果や、模型表面の粗さの効果を実験的に正しく推定できれば、乱れの小さな、粗さの効果のない環境における値は理論においてその極限を取ることにより推定出来るからであり、そのような理論モデルを確立するためにも必要なデータとなるからである。

本報告はそれぞれ異なる翼表面、即ち固体、多溝および多孔表面、を持つ三つの翼模型(翼型はすべて同じ)の高亜音速、高レイノルズ数における吸い込み有りとしの時の抵抗特性の実験結果について述べる。表面の形状による抵抗値の違い、吸い込みによる抵抗低減の効果等について、自然層流翼型に吸い込み境界層制御を適用した場合の問題点を検討する。

2. 記号

- A : 吸い込み表面面積
- b : 翼幅
- C : 翼弦長
- C_D : ウェーク抵抗係数(風洞壁補正なし)
- C_P : 翼面の圧力係数
- C_{DS} : 吸い込み抵抗係数(式4-2)
- C_{DT} : 全抵抗係数($=C_{DW}+C_{DS}$)
- C_{DW} : ウェーク抵抗係数(風洞壁補正あり)
- C_{P^*} : マッハ数が1になる(臨界状態における) C_P 値
- C_Q : 吸い込み流量係数(式4-3)
- D : ウェーク抵抗
- H : ウェークの総圧
- M_∞ : 一様流のマッハ数
- P : 表面圧力
- P_0 : 一様流の総圧
- P_w : ウェークの静圧
- P_∞ : 一様流静圧
- Q : 吸い込み流量
- R_c : レイノルズ数(コード長を基準)
- T : 表面温度
- T_∞ : 一様流の温度
- U_∞ : 一様流の速度
- u : 速度
- V_w : 吸い込み速度
- X : 前縁からの距離
- y : 上下方向の距離
- Z : 一様流に垂直方向の距離
- α : 迎角(deg)
- γ : 比熱比
- ρ : 密度

ρ_w : 翼表面における空気密度

ρ_∞ : 一様流の空気密度

添字

1 : P_w がPに回復したウェーク位置

2 : ウェークトラバースを行ったウェーク位置

3. 実験

本試験は前報¹⁾と同様に、航空宇宙技術研究所の二次元風洞を使用して行なった。同風洞は、加圧型の間欠吹出し式風洞で、測定部断面は30cm(幅)×1m(高さ)であり、マッハ数は0.2~1.2、レイノルズ数は 40×10^6 まで測定可能である^{3,4)}。図1に風洞測定部に取り付けられた吸い込み翼模型の写真を示す。以下試験に使用した模型、吸い込み装置とその試験方法および計測方法、試験範囲について述べる。

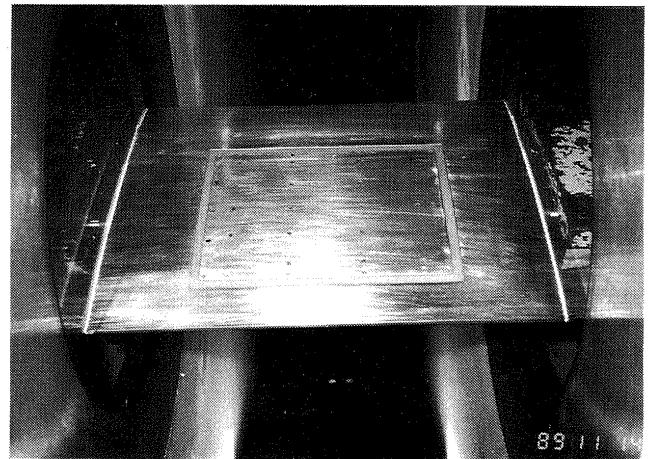


図1 風洞内の模型

3.1 模型

試験ではすでに述べたように同一の翼型(自然層流翼 NLAM78, 詳細は文献1を参照)、寸法を持つ固体、多溝、多孔各表面を持つ三つの模型を使用した。図2(a)はこれらの模型の主要諸元と各翼型の特徴および断面図を、同図(b), (c)は平面図をそれぞれ示す。これらの模型の弦長は250mm, 翼幅長さは300mmである。三つの模型の違いは次の通りである。固体表面模型は、静圧分布を測定するための模型で翼のスパン方向の中心線上に上面46点、下面46点合せて92点の静圧孔が設けてある。多孔および多溝表面模型は、吸い込み表面模型であり、どちらも翼上面で吸い込みを行なうため弦長方向には40~80%弦長の間の100mm, 翼幅方向には中心線をはさんで±75mmの範囲を吸い込み表面としてある(同図(b), (c))。これらの翼模型の内部構造(同図(a))は弦長方向に25mm幅で4ブロックに分かれたコレクトダクトがある。その各々のブロックの上に2個ずつ小さなプリナム室がある。プリナム室とコレクトダクトは2mmφの孔で繋がれている。吸い込み流量の調節は、

吸い込み面がコレクトダクトごとに4ブロックに独立しており、その各々で調節が可能である。翼表面より吸込まれた空気は、プリナム室に入り次にコレクトダクトを通り模型の左右に設けられた鋼管により外部へと放出される。また吸い込み表面範囲が全翼幅ではなく限られているため完全な二次元流れは実現できないが中央断面では二次元的と考えて良いと思われる。

多孔表面模型と多溝表面模型は上述のように内部構造は同じであり吸い込み表面部分にのみ違いがある。即ち多孔表面には直径0.1mmの微細孔が縦横0.7mmのピッチであけられており、孔の数は約3万個である。また多溝表面には、0.1mmの溝が弦長方向に5～7mmの間隔で16本開けられている。両者の開口比はほぼ同じである。

なお吸い込み翼模型の吸い込み表面の範囲を弦長方向

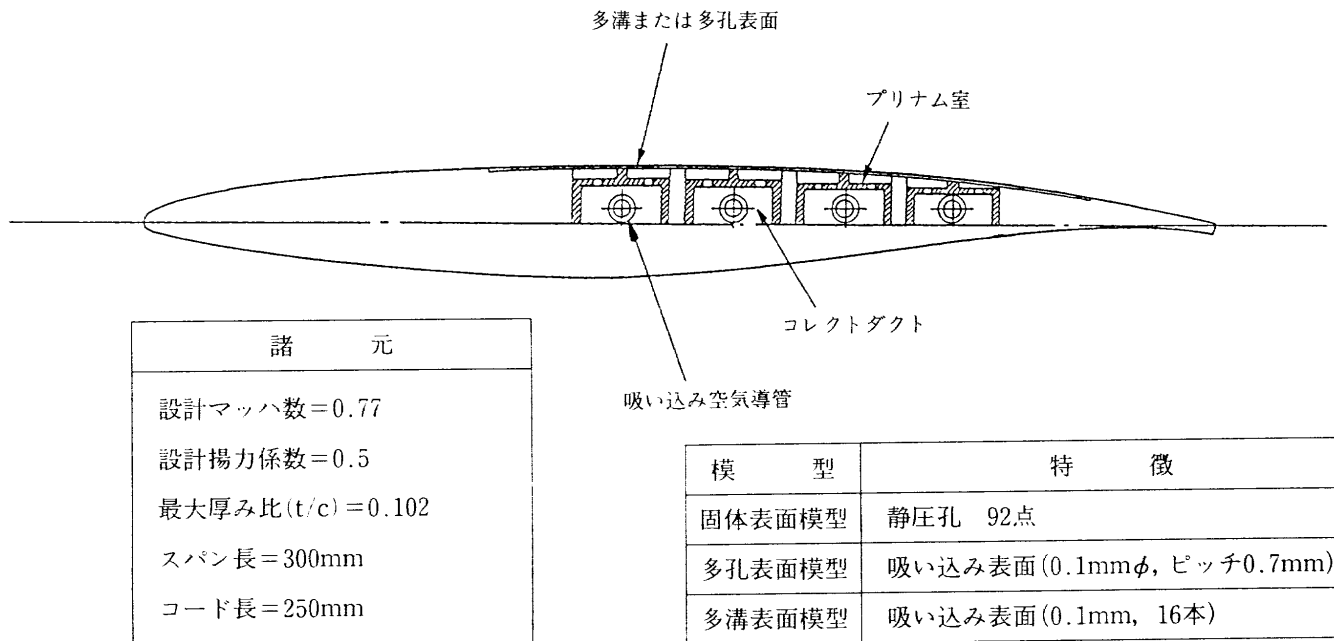


図 2 (a) 模型断面図(翼型形状, 吸い込み翼模型の内部構造)

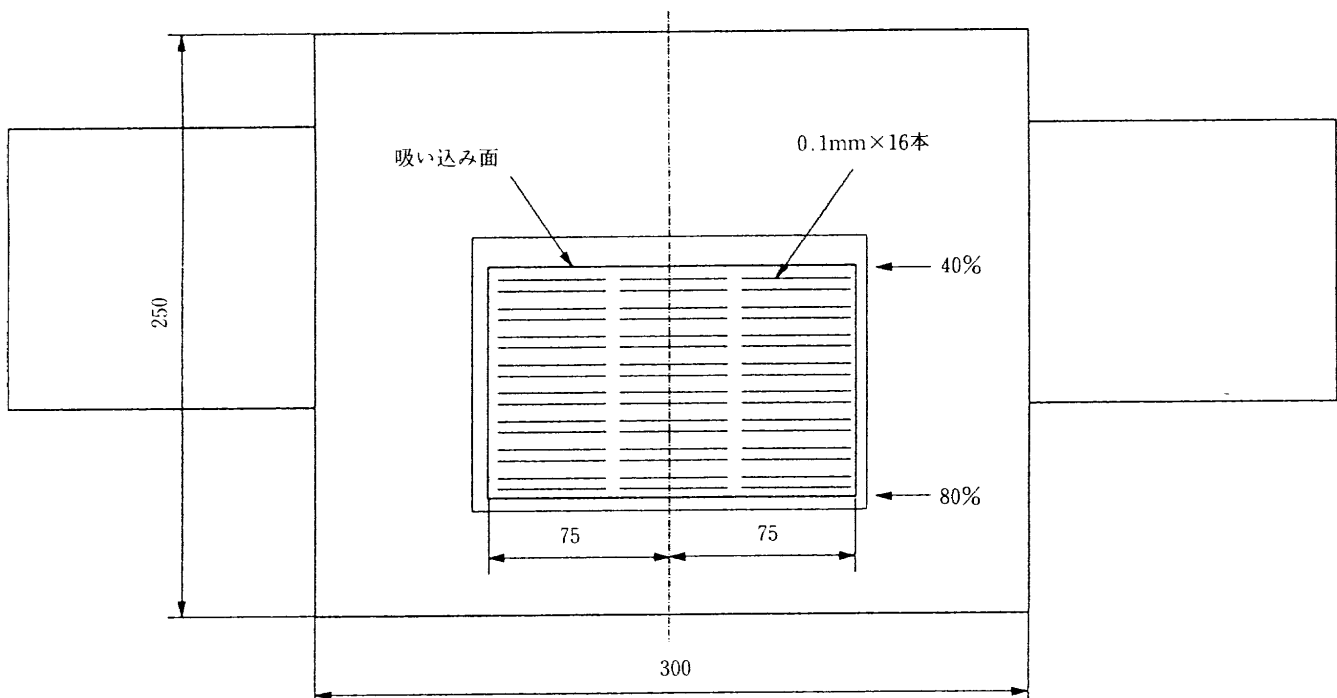


図 2 (b) 多溝表面模型平面図

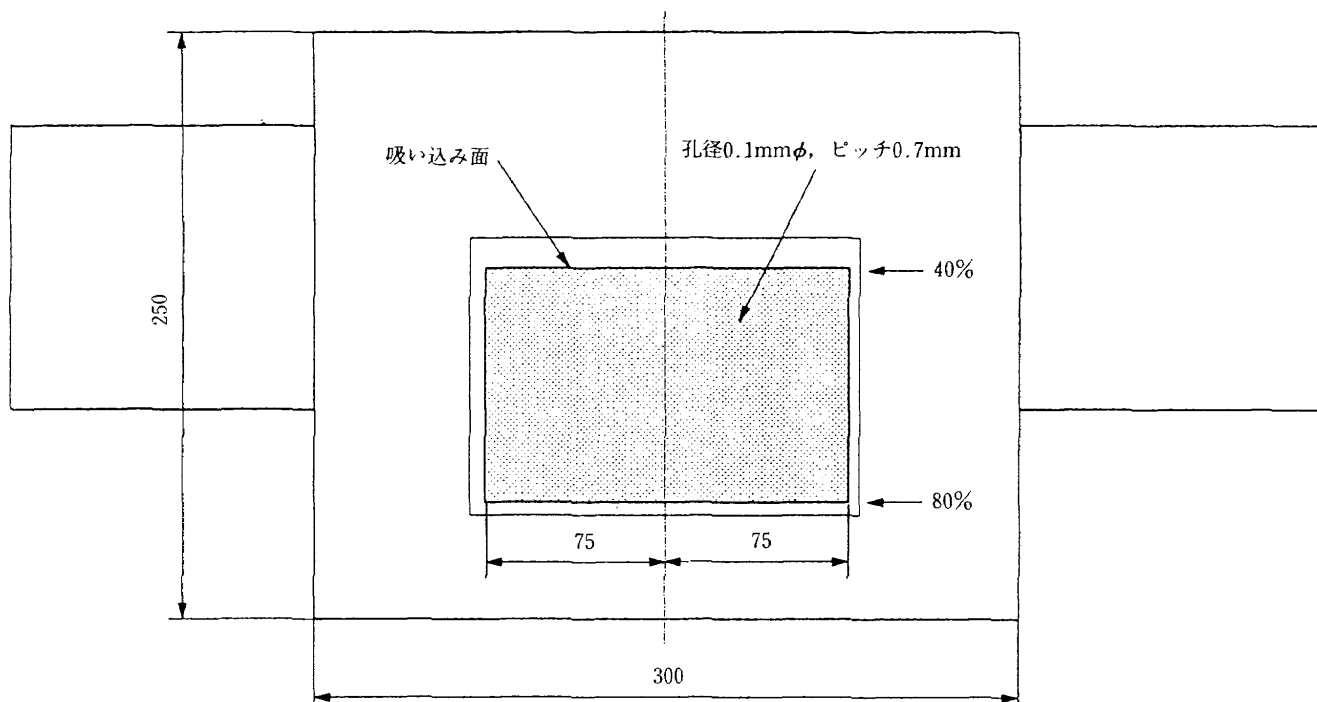


図2(c) 多孔表面模型平面図

40～80%にした理由は、この翼型の自然遷移点が設計条件において弦長方向50%～60%に生じるため、吸い込みの範囲をその前後に設けるのが二次元LFC翼として効果的と判断したためである。

3.2 装置

図3に二次元風洞測定部内の模型から風洞外大気までの吸い込み経路および計測方法を示した試験装置の模式図を示す。模型の表面より吸い込まれた空気は樹脂製の配管に

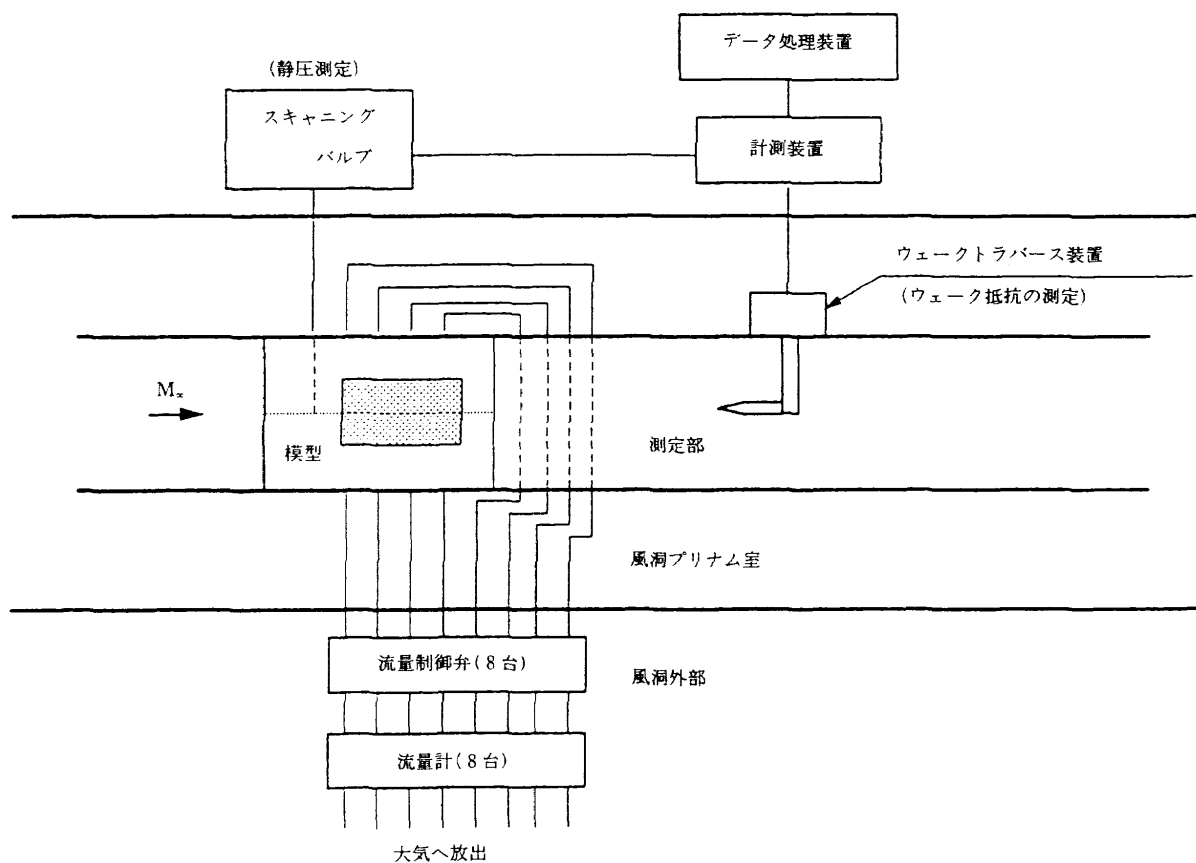


図3 試験装置模式図

より風洞外部に導きだされる。そこで吸い込み流量制御のための制御弁(ニードルバルブ)、吸い込み流量測定用の流量計を経て大気へ放出される。同風洞は通風時に測定部を加圧するため、模型表面(測定部)と流量計出口(風洞外部)との間に圧力差が生じ、特に吸い込みによるパワー装置を設けなくても吸い込み試験は可能であった。

計測はスキヤニングバルブを用いた翼上下面の静圧分布の測定、ウェークトラバース法による総圧、静圧の測定、吸い込み流量の測定を行なった。またシュリーレン法による流れの可視化も行なったが今回の報告内容と密接な関連がないため、本報告では割愛した。別の機会に詳細を発表する予定である。これらの処理は、同風洞の処理装置を使用した。

3.3 吸い込み流量調節および風洞起動方法

二次元風洞の通常の起動は予め風洞測定部および風洞プリナム室内を通風時の設定集合胴圧力と同じ圧力に加圧した後起動するプリチャージ起動方式を採用している⁴⁾。

今回の試験では、吸い込みを行なわない試験についてはこの起動方式で行なった。しかし吸い込みを行なう試験の場合にはこのプリチャージ方式では種々の困難が見出された。例えば吸い込み流量は通風時の風洞測定部と流量計出

口の圧力差で決るが、その測定部圧力はプリチャージ方式では通風してみないとわからないため、手動による正確な流量調整は短い通風時間内では困難であった。この困難を解決するため、次のような新しい方法を用いた。それは通風時(各試験条件ごとの)の風洞測定部の圧力を予め計算から求めておき、風洞を起動するにあたりまず測定部内の圧力をその圧力に設定し、その時の圧力差に対応する流量が得られるように流量調節用の制御弁の開度を決め、しかる後に測定部内を設定集合胴圧力に戻し、その後は上述のような二次元風洞の通常のプリチャージ起動方法と同じ手順に従って起動する方法を用いることにした。これにより流量調節が正確かつ容易に出来るようになった。

3.4 試験条件

風洞試験は次の条件に対して行なわれた。

$$M_{\infty} : 0.6 \sim 0.86$$

$$R_c : 6 \times 10^6 \sim 20 \times 10^6$$

$$\alpha : -1, 0, 1$$

具体的な試験実施ケースについては表1に示されている。設計マッハ数0.77においてはレイノルズ数を $6 \times 10^6 \sim 20 \times 10^6$ の間で細かく変えて測定した。吸い込みについては等分布吸い込みと分布吸い込みの両方が可能であるが、

表1 試験実施表

固：固体表面模型 孔：多孔表面模型 溝：多溝表面模型 ○：吸い込み試験実施

M数 Rc数 $\times 10^6$	0.6	0.7	0.75	0.77	0.8	0.82	0.85	0.86
6				固 孔				
7				固 孔				
8	固 孔 溝	固 孔	固 溝	固 孔 溝	固 孔 溝	固 孔	固 孔	
9				固 孔 溝				
10				固 孔 溝				
11				固 孔				
12				固 孔 溝				
14				固				
16			固 溝	固 孔 溝	固 溝			
18				固				
20	固 孔 溝	固 孔 溝	固 孔 溝	固 孔 溝	固 孔 溝	固 孔 溝	固 孔	溝

使用した風洞は吹出し式風洞のため通風時間が短かく、風洞通風中の吸い込み流量調整が困難であり、また3.3で述べたように予め分布吸い込みとなるように設定することが難しいので、本試験では全て等分布吸い込みで試験を実施した。吸い込み流量については各レイノルズ数、各マッハ数の条件下のもとで吸い込み流量制御弁を全開にした時の最大流量から、全閉時のゼロまでの範囲とし、その間の適当に選んだ2～3点の流量、合計4～5点の流量について測定を実施した。

4. 実験結果および検討

4.1 静圧分布

この翼模型の圧力分布は前報(文献1)に詳しく示されているので、ここではその特徴のみを述べる。図4(a)、(b)、(c)はそれぞれ迎角 $\alpha = -1, 0, +1$ に対応する設計マッハ数0.77、レイノルズ数 20×10^6 における表面圧力分布を示しており、各迎角ともに自然層流翼の特徴である前縁からの順圧力勾配が上面では70%、下面では50%付近までの広い範囲に渡って維持されているのがわかる。また他のレイノルズ数、マッハ数の条件においてもこの特徴は基本的に変ることはない。ただし、順圧力勾配の値は設計マッハ数附近が最も大きく、それより低いマッハ数では0.77から離れるに従って小さくなるという特徴がある。

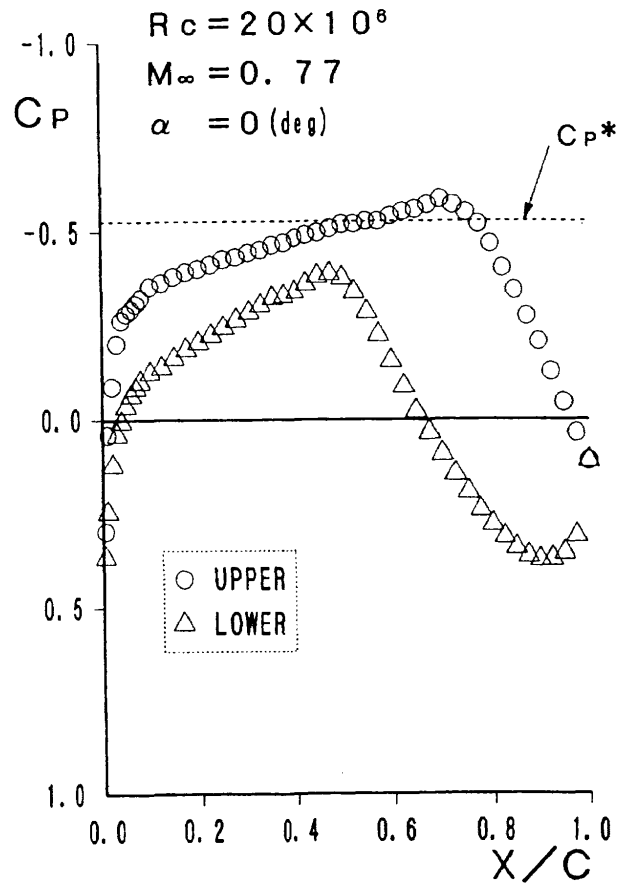


図4(b) 静圧分布

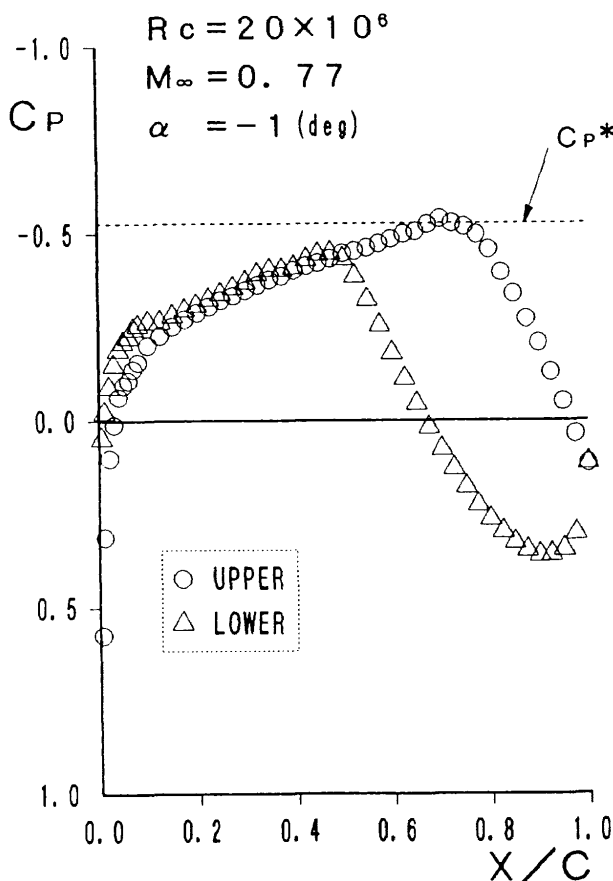


図4(a) 静圧分布

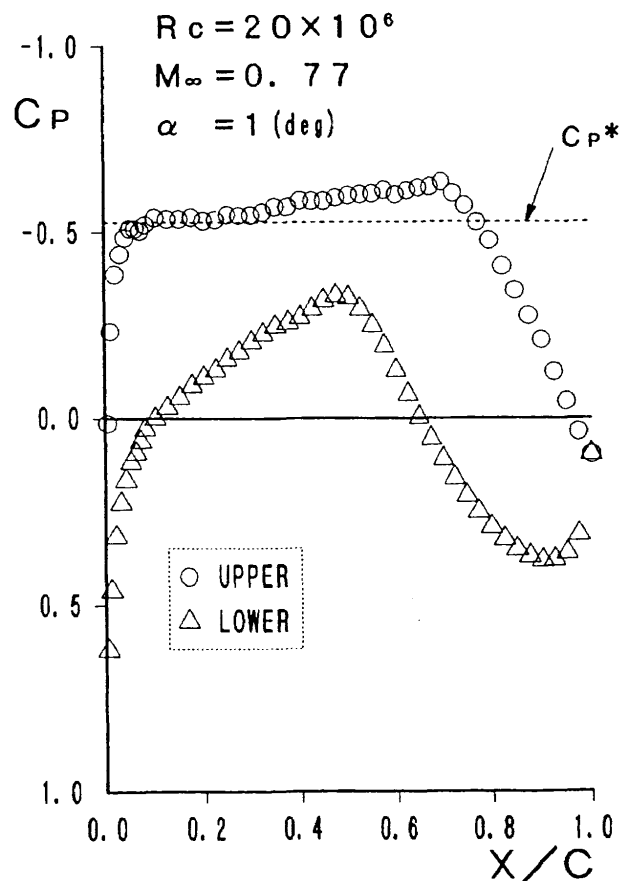


図4(c) 静圧分布

4.2 抵抗計算式

ウェーク抵抗(D)は

$$D = b \int_{-\infty}^{\infty} \rho_2 u_2 (U_{\infty} - u_1) dy \quad (4-1)$$

であたえられる⁸⁾。

ここで添字 1 は静圧が P_{∞} に回復したウェーク位置を表わし、添字 2 は測定断面でのウェーク位置を表わす。

これを係数の形で書くと

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 b C} = 2 \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\rho_2}{\rho_{\infty}} \frac{u_2}{U_{\infty}} \left(1 - \frac{u_1}{U_{\infty}}\right) d\left(\frac{y}{c}\right) \approx 2 \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\rho_2}{\rho_{\infty}} \frac{u_2}{U_{\infty}} \left(1 - \frac{u_2}{U_{\infty}}\right) d\left(\frac{y}{c}\right) \quad (4-2)$$

となる。

実験では位置 2 においてピトー管を上下方向に移動し静圧 P_w 、総圧 H を測定した。これらの測定量を用いると抵抗係数(4-2)式は

$$C_D = 2 \int_{-\infty}^{\infty} \left(\frac{P_w}{P_{\infty}}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \left(\frac{H}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \sqrt{\frac{1 - (P_w/H)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - (P_{\infty}/P_0)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \left(1 - \sqrt{\frac{1 - (P_w/H)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - (P_{\infty}/P_0)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}}\right) d\left(\frac{y}{c}\right) \quad (4-3)$$

となる。なおウェークトラバースは模型後縁から模型弦長の1.94コード下流の位置で行なった。

4.3 抵抗の風洞壁補正

実験から得られた抵抗係数には上下壁の干渉と考えられる量が含まれている。そこで二次元風洞の壁干渉補正法⁹⁾に従い補正を行なった。この補正法は同風洞測定部の上下壁の圧力分布の模型有り、無しの差と模型の表面圧力分布とから風洞中心軸上での壁干渉による吹上げ分布を求め補正を行なう方法である。以後この補正を施こした抵抗係数をウェーク抵抗係数(C_{DW})と呼ぶことにする。

固体表面模型は表面圧力分布を測定しているため上述の方法で補正ができる。しかし他の吸い込み表面模型では圧力孔がなく圧力分布が得られないため正確な補正は出来ない。そこで我々はその場合にも固体表面模型の補正量を用いることにした。その理由としては固体表面模型の実験時の風洞測定部の上下壁の圧力分布は、同じ試験条件での吸い込み表面を持った両模型のそれと比較するとほとんど同じであり、翼の表面圧力分布も固体表面のそれと大きく異なることはないと考えられるからである。また吸い込みを行なったデータにおいても、上下壁の圧力分布を比較した結果、値が等しいのでその補正量を用いた。

今回の試験ではこの補正量はレイノルズ数の違いに対してほとんど差がなく、マッハ数の違いに大きく依存した。図5(a)に固体表面模型のレイノルズ数 20×10^6 、迎角 0° における抵抗の補正有り(C_{DW})、無し(C_D)の値のマッハ数変

化を示してある。また同図(b)にはマッハ数変化に対する補正量を示した。

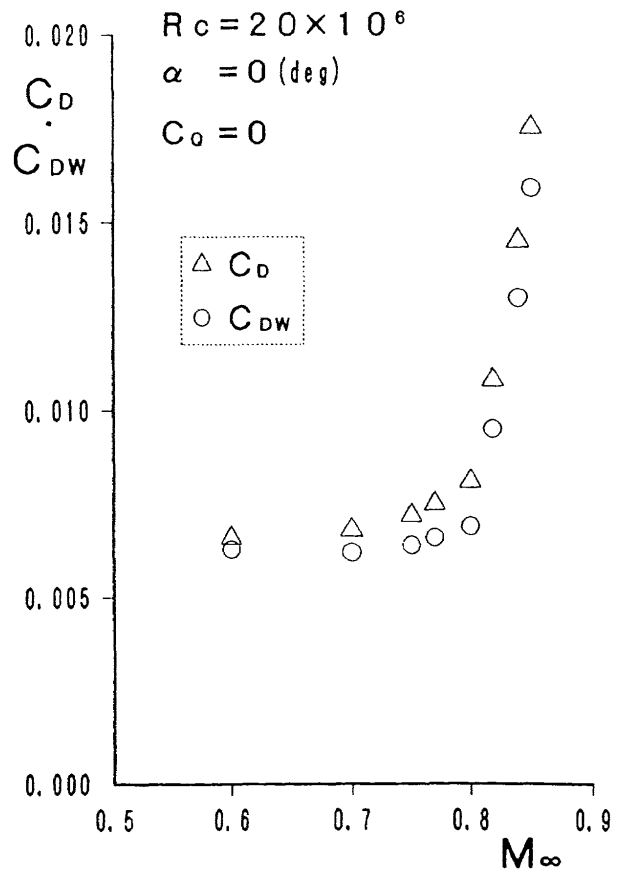


図5(a) 補正有り、無しの比較

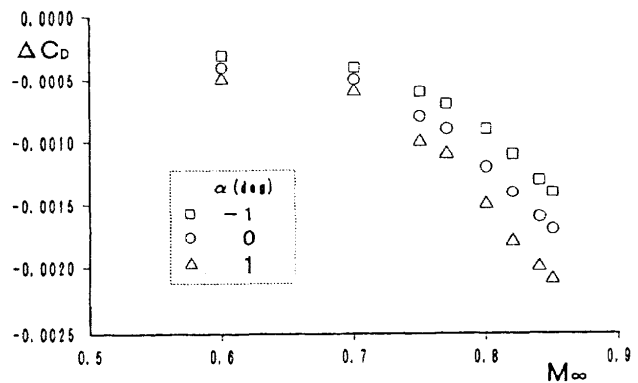


図5(b) 壁干渉補正量

4.4 吸い込み無し時の抵抗特性

図6は吸い込み無し時の($C_q = 0$)レイノルズ数 20×10^6 におけるマッハ数変化に対するウェーク抵抗係数を示したものである。同図(a), (b), (c), はそれぞれ迎角 $-1, 0, +1$ に対応する。一般的な特徴として各模型ともにマッハ数 $0.6 \sim 0.8$ 付近までは、ほぼ一定であり、マッハ数 0.8 以上では抵抗発散が生じていること、固体表面模型の抵抗は他の

吸い込み表面模型のそれと比較するとマッハ数に関係なく若干低めであること、また迎角 $-1 \sim 1^\circ$ の範囲では抵抗発散マッハ数は迎角によって大きな変化はないことなどがわかる。

図7はレイノルズ数 8×10^6 の時の結果である。図6と異なり、マッハ数が0.6から0.7まで増えるに従い抵抗は減少する。これはすでに述べたように翼表面圧力分布の順圧力勾配がマッハ数0.77から低くなるにつれて小さくなり、遷移を遅らせる効果が弱くなるため、あるマッハ数(ここではほぼ0.70)以下ではレイノルズ数が 8×10^6 であっても早目に遷移が生じてしまい、それが抵抗値を大きくするからであると考えられる。順圧力勾配がマッハ数の減少とともに弱くなるのは図6の 20×10^6 の場合も同様であるが、この場合にはレイノルズ数がかなり高いため、順圧力勾配にかかわらず設計マッハ数附近でも遷移が早く発生してしまうため、マッハ数によらずほぼ一定の抵抗値となるものと考えられる。抵抗発散はレイノルズ数 20×10^6 と同様マッハ数0.8以上で生じている。

図8は設計マッハ数0.77におけるウェーク抵抗係数(C_{DW})のレイノルズ数変化を示す。三つの模型のデータを同時に示してある。同図(a), (b), (c), は迎角の違いである。すべての迎角においてレイノルズ数約 10×10^6 以下ではデータに大きなバラツキがある。このバラツキの理由は明

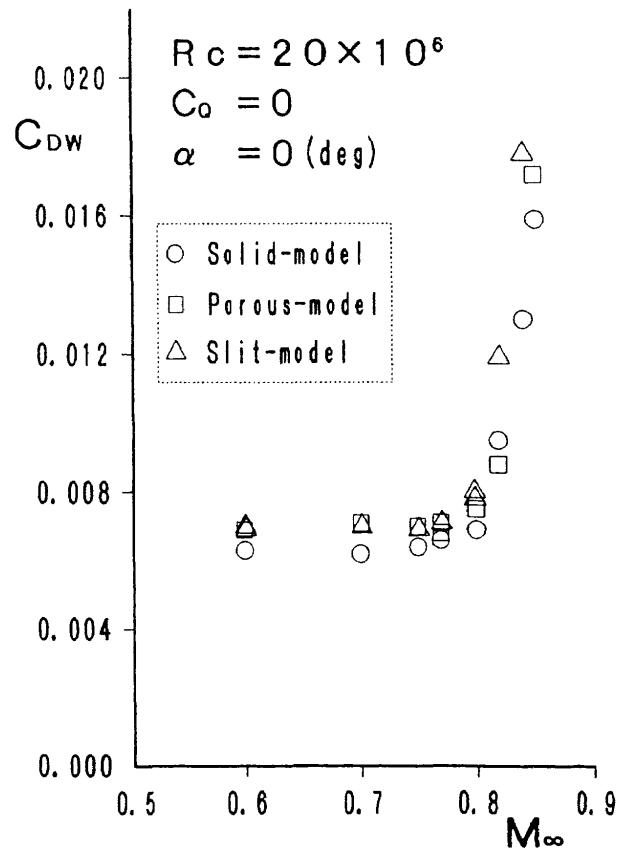


図6(b) $C_{DW} \sim M_\infty$

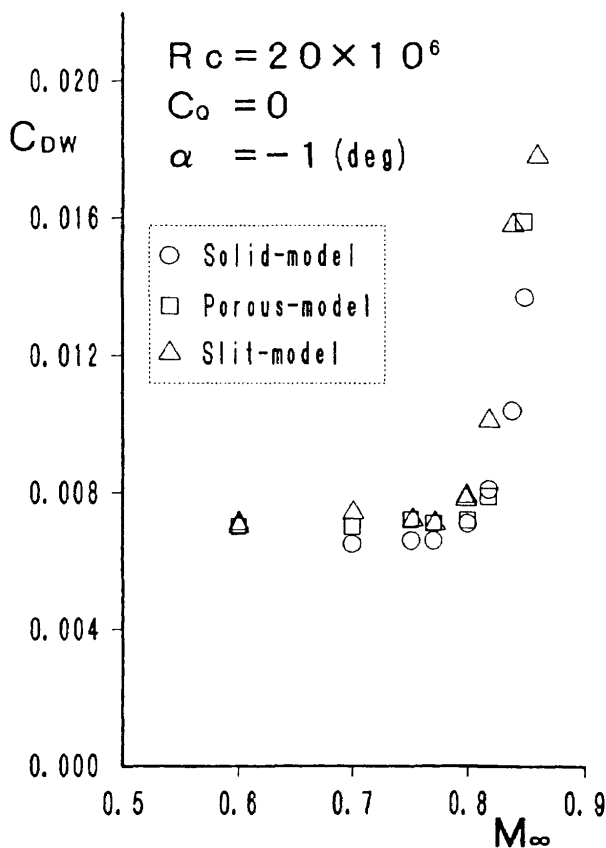


図6(a) $C_{DW} \sim M_\infty$

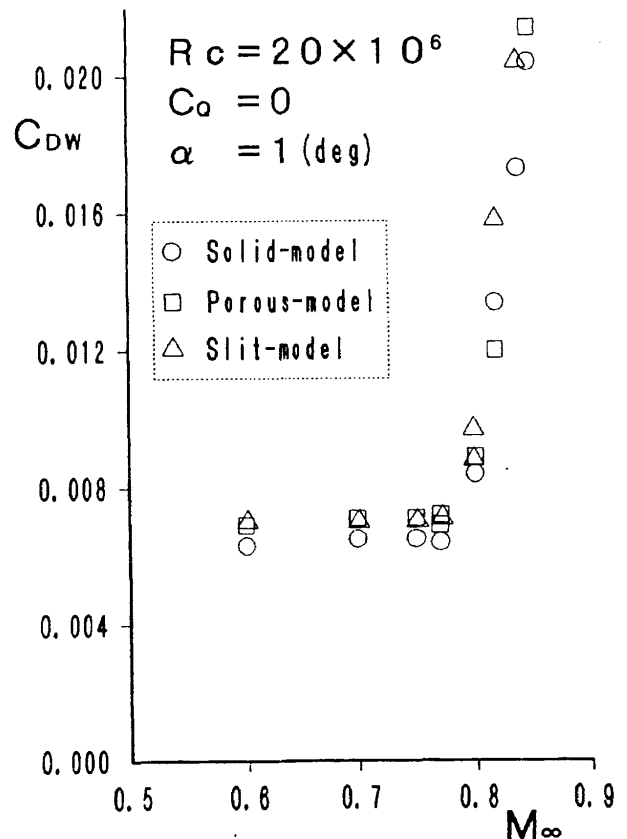
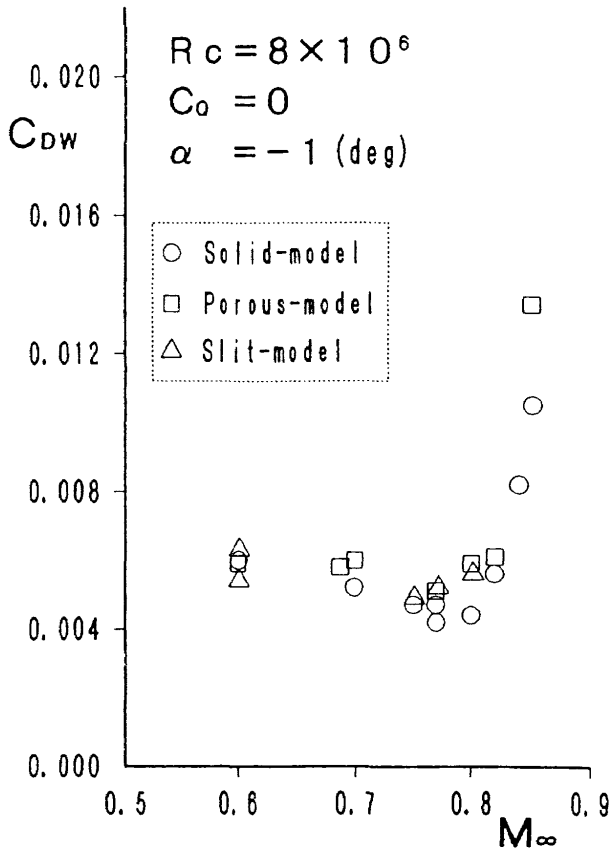
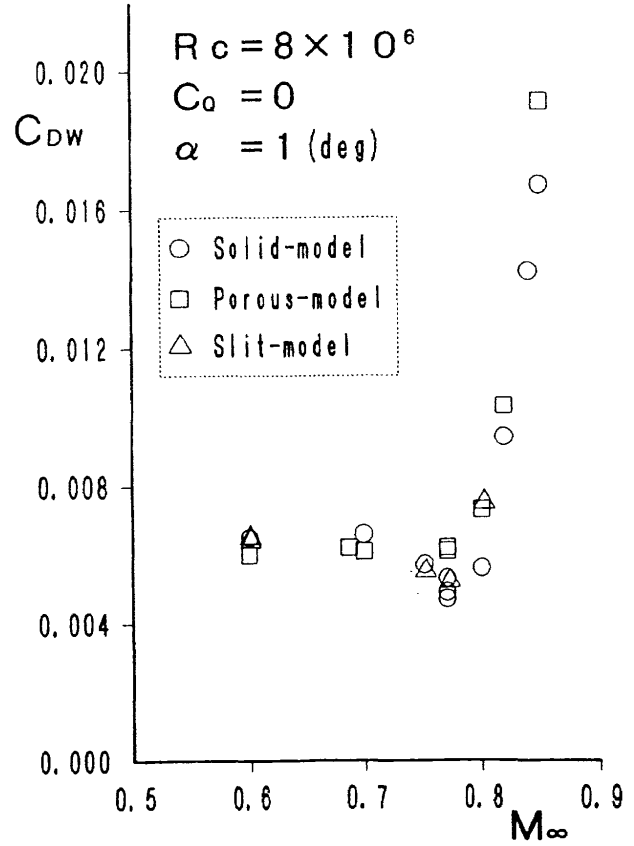
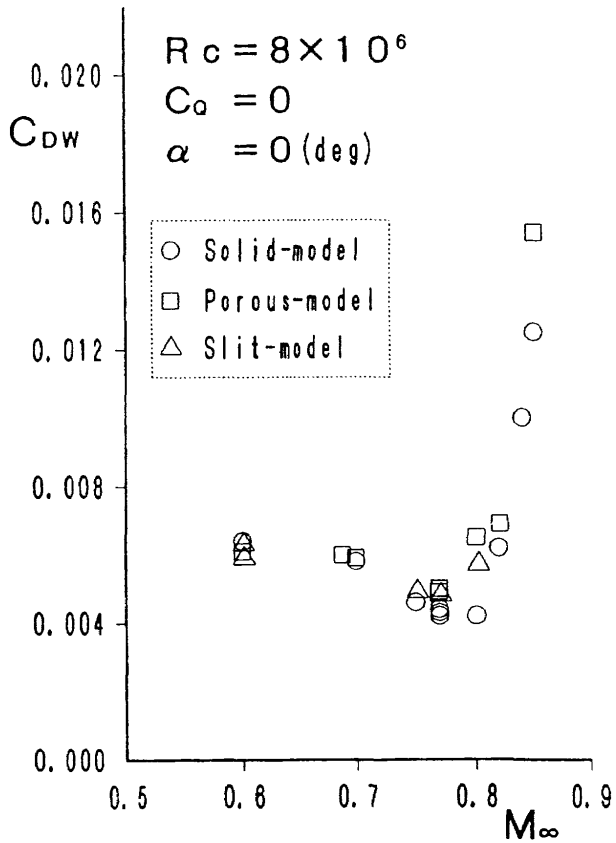
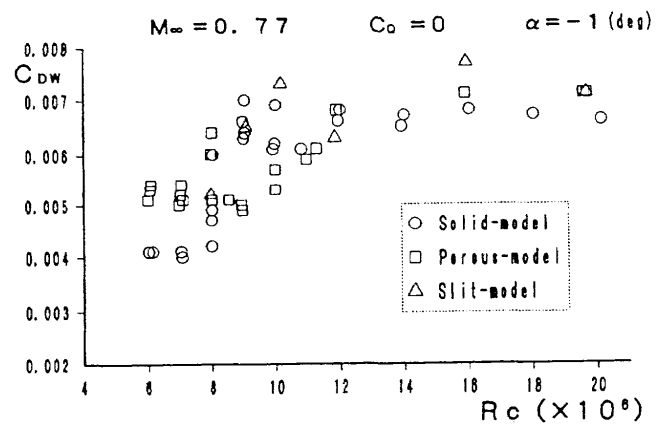
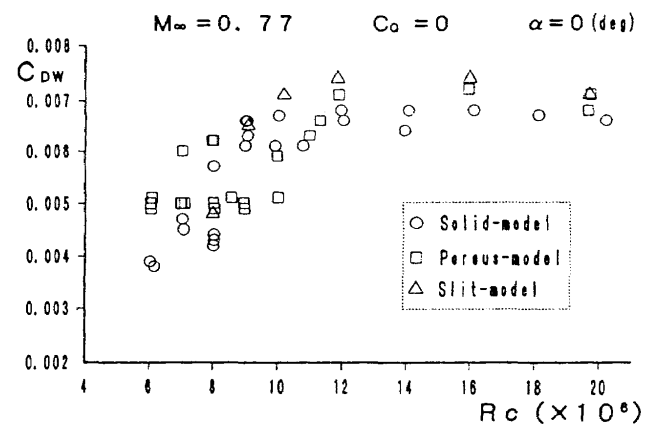
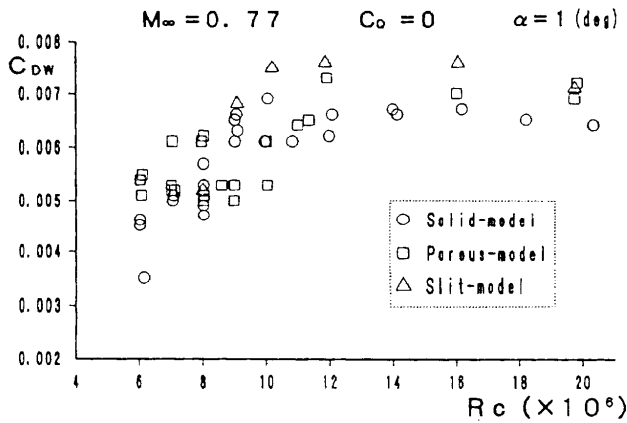


図6(c) $C_{DW} \sim M_\infty$


 図 7(a) $C_{DW} \sim M_\infty$

 図 7(c) $C_{DW} \sim M_\infty$

 図 7(b) $C_{DW} \sim M_\infty$

 図 8(a) $C_{DW} \sim R_c$

 図 8(b) $C_{DW} \sim R_c$

図 8 (c) $C_{DW} \sim R_c$

確ではないが、翼面上の遷移点位置が翼幅方向に一樣でなく、しかもそのパターンが実験毎に変わるため、ウェークトラバース面である翼幅中心線上の遷移点位置が実験毎に変わるからであると推測される。文献6にも翼面上の遷移点位置が翼幅方向に一樣でない写真が載っている。レイノルズ数が高くなると遷移点位置のスパン方向の変化が小さくなりデータのバラツキが少なくなる。またレイノルズ数によらず多孔、多溝表面模型の抵抗は固体表面模型のそれと比較すると若干高めであることがこの図にも現れている。

4.5 吸い込み特性

次に吸い込みを行なった場合の抵抗特性について示す。結果は以下に示す図9～図12において全抵抗係数 C_{DT} を全吸い込み流量係数 C_Q に対してプロットした。ここで全抵抗係数 C_{DT} は

$$C_{DT} = C_{DW} + C_{DS} \quad (4-4)$$

で定義される。 C_{DW} はウェーク抵抗、 C_{DS} は吸い込みに要したパワーを抵抗に換算したいわゆる吸い込み抵抗係数であって

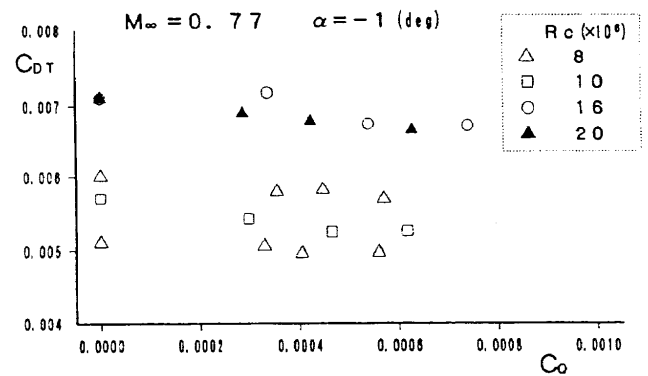
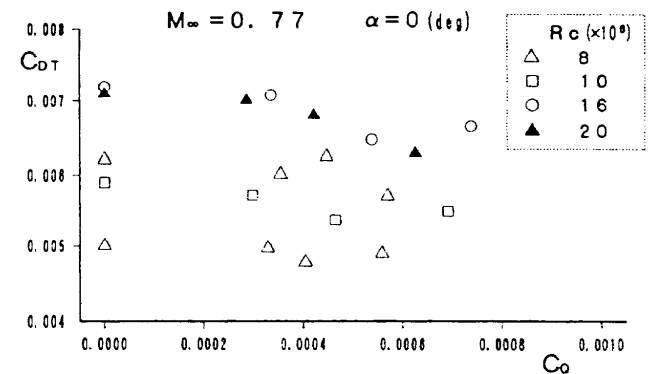
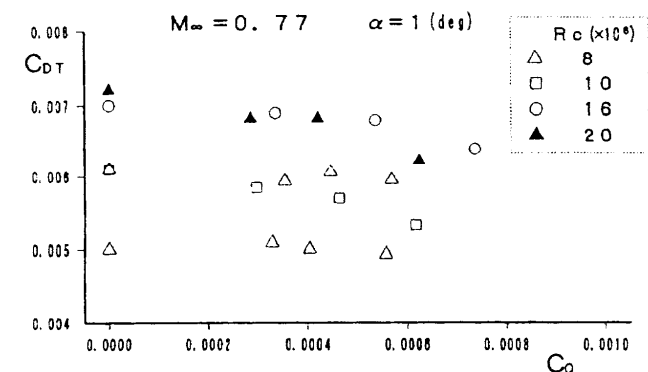
$$C_{DS} = \frac{1}{0.2M_\infty^2} \int_{0.4}^{0.8} C_Q \left\{ 0.2M_\infty^2 + \frac{T}{T_\infty} \left[\left(\frac{P}{P_\infty} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\} d\left(\frac{x}{c}\right) \quad (4-5)$$

から計算される⁷⁾。また C_Q は本試験では

$$C_Q = \int_{0.4}^{0.8} (\rho_w V_w / \rho_\infty U_\infty) d\left(\frac{x}{c}\right) \quad (4-6)$$

から計算した。

以下個々の図について説明する。まず図9(a), (b), (c)は多孔表面模型の抵抗を示す。各図ともマッハ数は設計マッハ数の0.77であり、レイノルズ数 R_c をパラメータとしている。迎角によらず R_c が最も高い 20×10^6 の時でも吸い込みにより全抵抗は減少していることがわかる。ただ 8×10^6 の場合(Δ 印)には、他の R_c の時ほどはっきりと減少していない。特に迎角が 1° の場合には吸い込みの効果は殆ど無いようである。これは我々の用いた自然層流翼がこのマッハ数において本来の層流翼特性が十分に発揮され、吸い込み

図 9 (a) $C_{DT} \sim C_Q$ (Porous-model)図 9 (b) $C_{DT} \sim C_Q$ (Porous-model)図 9 (c) $C_{DT} \sim C_Q$ (Porous-model)

を行なう必要性が少なかったためであると推察される。また図8に示したデータのバラツキに対応してこの図9ではデータが二例、即ち吸い込み無し時の全抵抗値が大きく出た場合と小さく出た場合についての吸い込みを行なったデータが示されている。どちらも吸い込みの効果は良く似ているが、吸い込み無し時の全抵抗値が小さい場合から吸い込みを行なったデータの方が若干ではあるが、抵抗の減り方が小さく現れている。図10は多溝表面模型の場合である。多孔表面の場合とはほぼ似た特性が得られている。

一般的に多孔、多溝表面模型ともに試験を行なったレイノルズ数の範囲では吸い込みによる抵抗の減少効果が認められた。

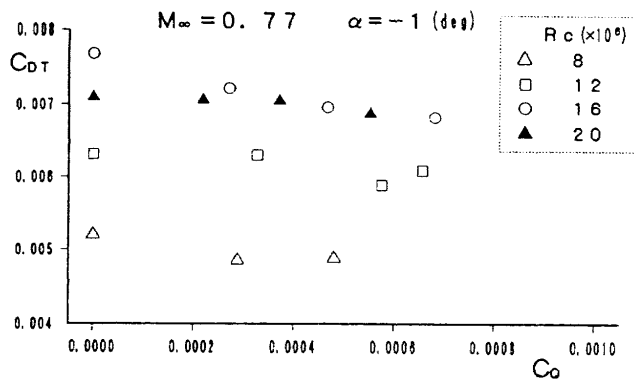
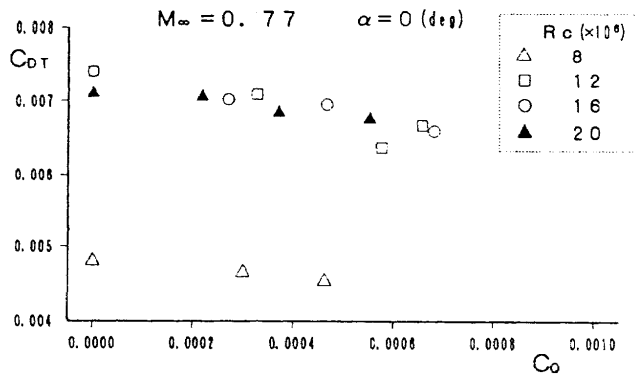
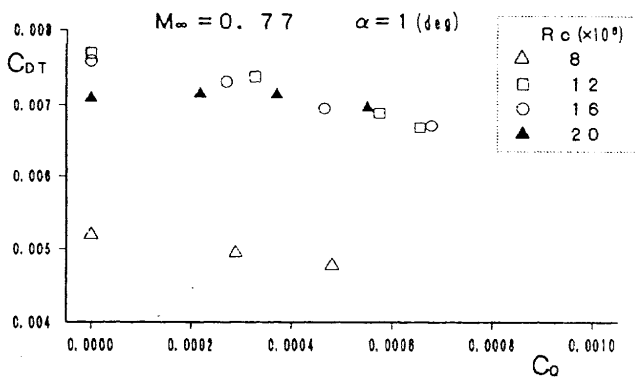
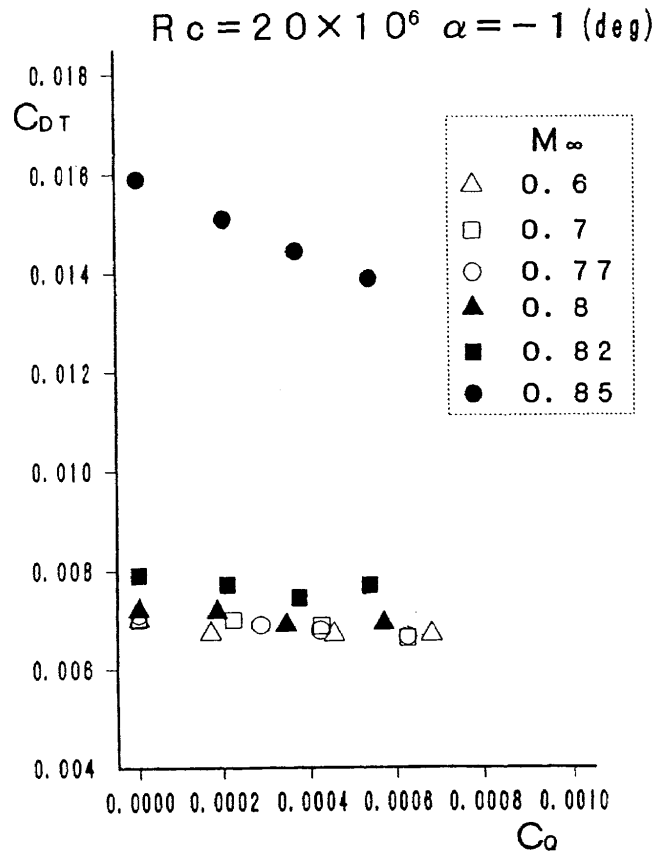
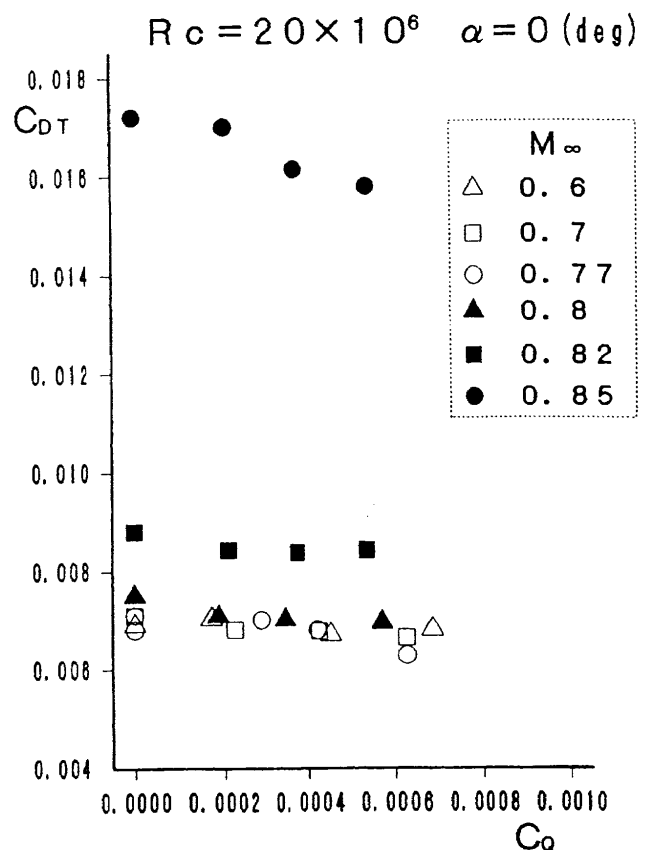
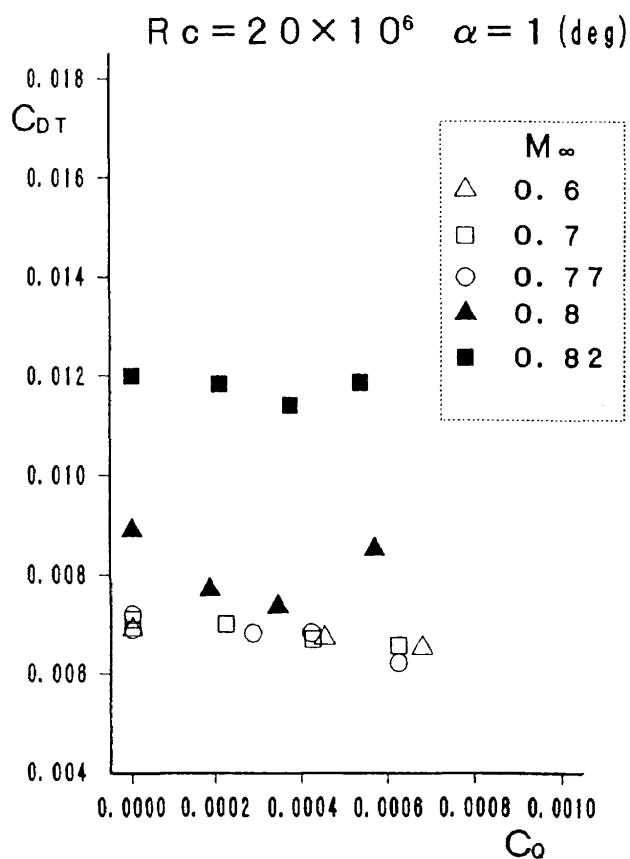
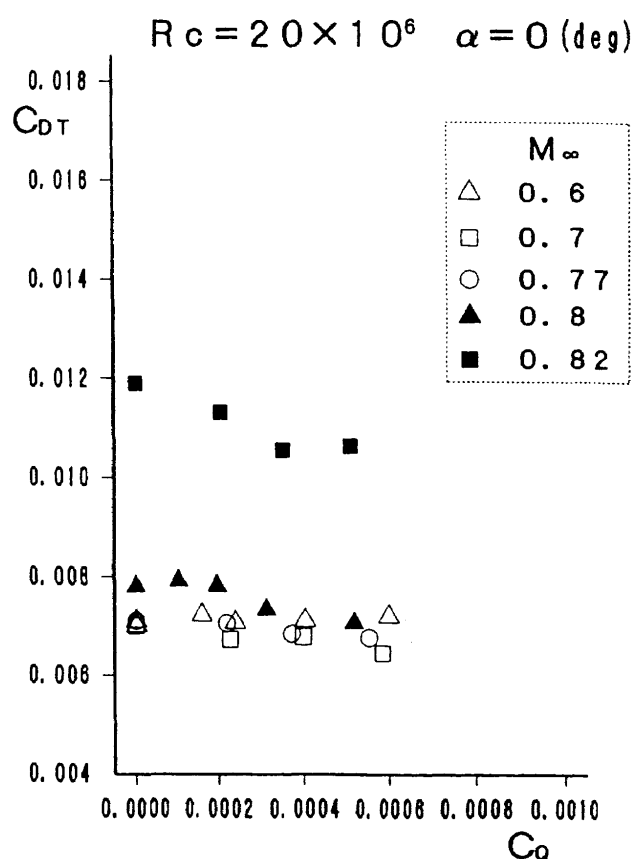
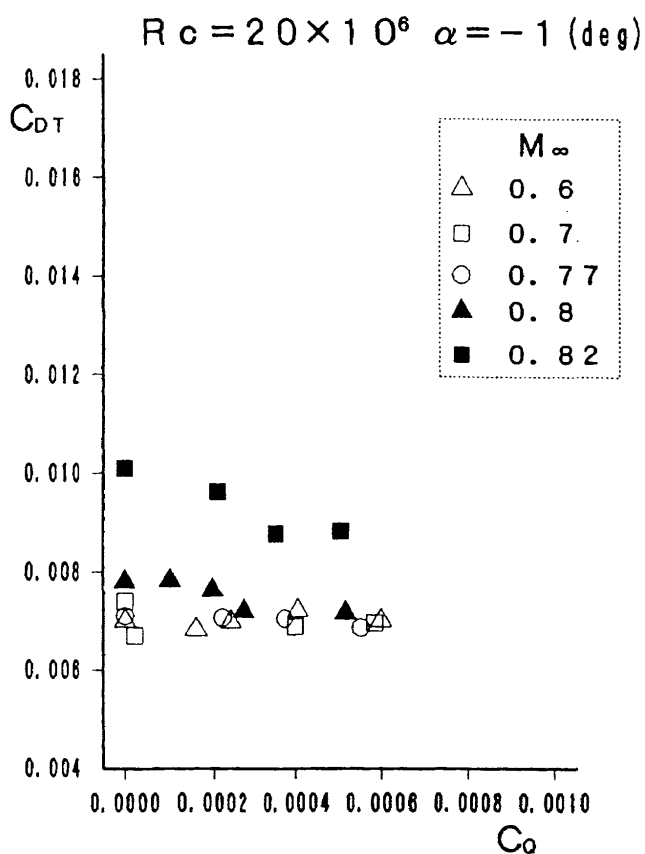
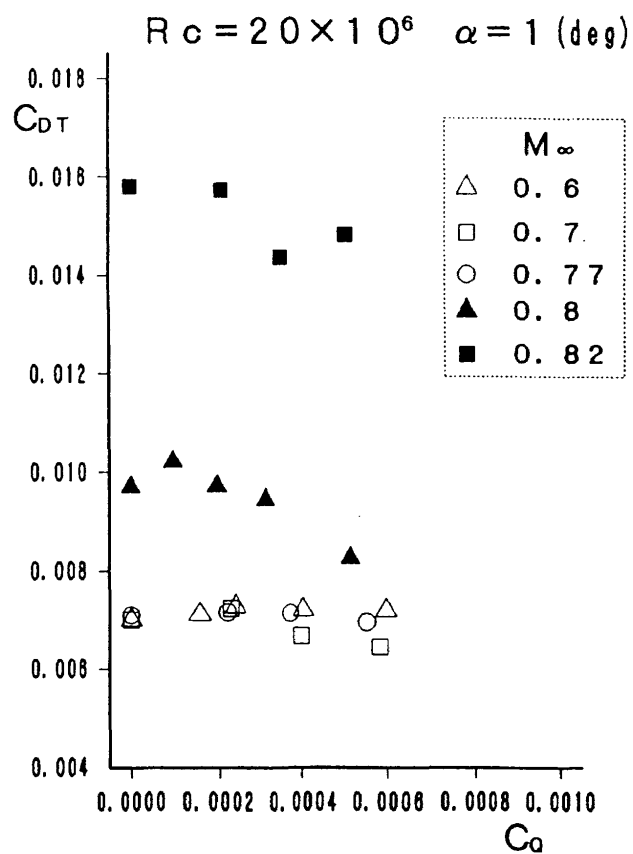

 図10(a) $C_{DT} \sim C_Q$ (Slit-model)

 図10(b) $C_{DT} \sim C_Q$ (Slit-model)

 図10(c) $C_{DT} \sim C_Q$ (Slit-model)

図11, 図12は見方を変えて, 全抵抗の吸い込みによる変化をマッハ数をパラメータとして示したものである。図11(a), (b), (c)は多孔表面模型の場合である。レイノルズ数は 20×10^6 である。各迎角とも特徴的なことはマッハ数が0.85における吸い込みによる抵抗減少率の大きさである(抵抗値そのものは大きい)。なぜこのような大きな効果があるのかは未検討であり, 今後の課題としたい。図12は多溝表面模型のレイノルズ数 20×10^6 におけるデータを示す。この場合にはマッハ数0.85のデータはないがやはり高いマッハ数での抵抗の減り方が目立つ。図11と図12を較べると多孔, 多溝表面模型ともにマッハ数0.77以下では, 抵


 図11(a) $C_{DT} \sim C_Q$ (Porous-model)

 図11(b) $C_{DT} \sim C_Q$ (Porous-model)

図11(c) $C_{DT} \sim C_Q$ (Porous-model)図12(b) $C_{DT} \sim C_Q$ (Slit-model)図12(a) $C_{DT} \sim C_Q$ (Slit-model)図12(c) $C_{DT} \sim C_Q$ (Slit-model)

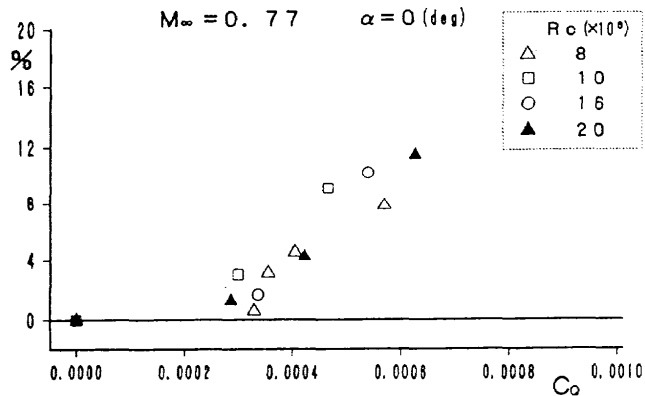


図13 減少率(Porous-model)

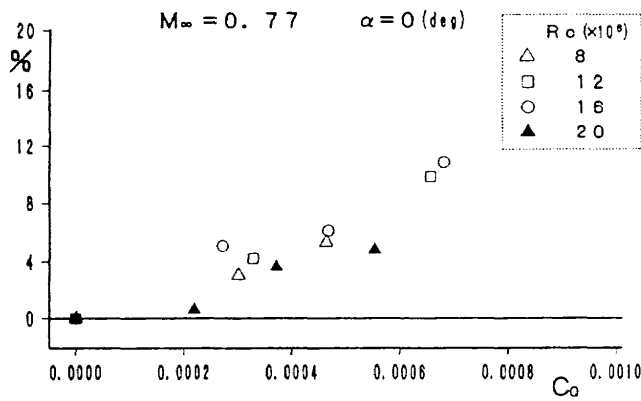


図14 減少率(Slit-model)

抗値そのものがほぼ等しく、吸い込みによる抵抗の減り方もほぼ同様であるが、抵抗発散後のマッハ数では多溝表面の方が抵抗値が大きくなるが、吸い込みによる抵抗の減り方は大きくなることからわかる。抵抗発散マッハ数における吸い込み特性は本報告のテーマではないので、これについては別の機会に報告したいと考えている。

最後に図13は、多孔表面模型の設計マッハ数0.77、迎角=0°における抵抗減少率を示した図である。この減少率は次式から求めた。

$$\text{抵抗減少率} = \frac{C_{DT}(C_q=0) - C_{DT}}{C_{DT}(C_q=0)} \quad (4-7)$$

$$\text{但し } C_{DT}(C_q=0) = C_{DW}$$

図14は多溝表面模型に対する図である。どちらも実験で使用する最大の吸い込み流量に対して最大の抵抗減少率を示しており、多孔表面では12%、多溝表面では10%の値が得られた。また前者では $C_q=0.0003$ 以上で吸い込みの効果が現れるのに対し、後者では $C_q=0.0002$ 以上から効果が現れている。しかしながら吸い込みの効果が現れた後の吸い込みの効き方(即ち減少率の増え方)は多孔表面の方が大きい。

4.6 ウェーク分布

これまでに述べたウェーク抵抗 C_{DW} は形式的に

$$C_{DW} = \int C_{Di} d\left(\frac{z}{c}\right) \quad (4-8)$$

と書ける。ここで C_{Di} はよく知られているように速度欠損と速度そのものの積を含む項で、要素抵抗と見なすことが出来る。この量を用いて吸い込みあり、なしの場合についてウェーク分布が実際にどの様に変化するかを比較して見る。以下に示す図はすべてマッハ数0.77、レイノルズ数 20×10^6 、迎角0°の場合である。

まず図15は吸い込み無し時における3つの模型の C_{Di} を比較したものである。これから固体表面模型は他の吸い込み表面模型と比べると上面、下面とも値が若干小さいことがわかる。これは後者は吸い込み表面の粗さによって抵抗寄与分が大きくなっていることを示している。多孔、多溝

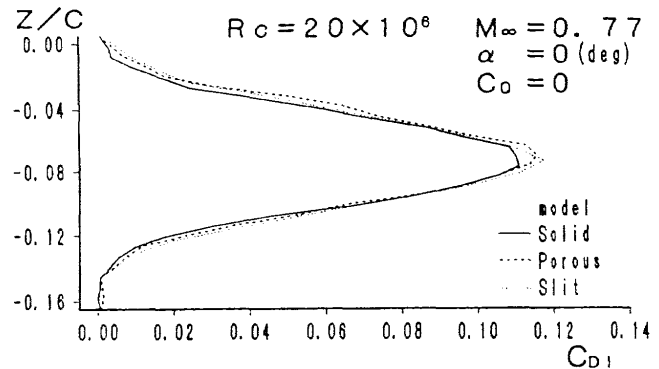


図15 ウェーク要素抵抗分布

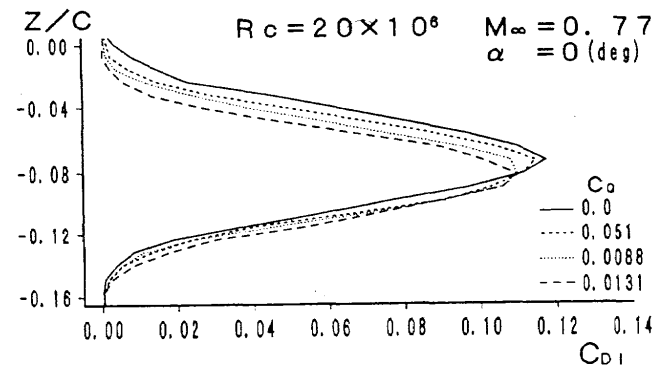


図16(a) ウェーク要素抵抗分布(Slit-model)

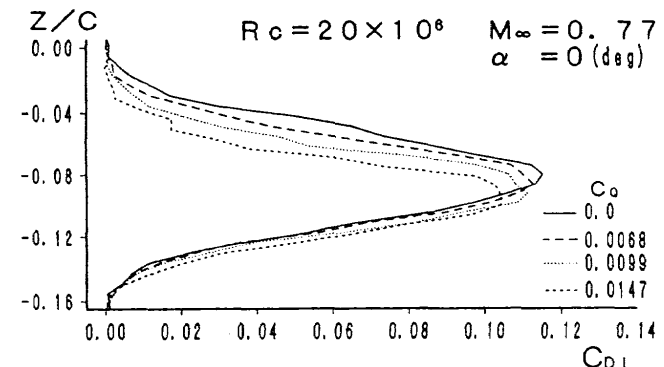


図16(b) ウェーク要素抵抗分布(Porous-model)

表面については両者に差異はほとんど見られない。次に図16(a)は多孔表面模型, 同図(b)には多溝表面模型の吸い込みを行なった場合の C_{Di} 分布を示してある。両者ともに C_q が増すに連れて主に翼上面側の C_{Di} が小さくなり, その最大値も減少していることがわかる。これは吸い込みにより主に上面側の抵抗寄与分が減ることを示している。

5. まとめ

高亜音速, 高レイノルズ数における二次元自然層流翼の吸い込みによる抵抗特性の風洞試験を行なった。その結果, 多孔, 多溝両表面模型ともマッハ数0.8, レイノルズ数 20×10^6 と言う実機飛行条件に近い条件においても, 吸い込みによるパワーを考慮に入れた全抵抗が約10%減少することが実証された。

しかしながら幾つかの検討事項も見出された。例えば(1)風洞の気流の乱れによる早期遷移の可能性, (2)吸い込み表面の孔や溝のラフネス効果, 等である。これらは本実験と平行して進められている理論計算による解析と共に, 翼面上の遷移点の測定を行なうことにより明らかにされることが考えられる。

6. 参考文献

- 1) 野中修, 石田洋治, 佐藤衛, 神田宏; 高亜音速流における二次元ハイブリッド層流制御翼の研究(その1)基本翼型NLAM78の空力特性, 航空宇宙技術研究所報告TR-1076(1990)
- 2) R. D. Wagner, D. V. Maddalon, D. W. Bartlett and F. S. Collier, Jr: "Laminar flow Flight Experiments -Review." in Natural Laminar Flow and Laminar Flow Control (ed. by R. W. Barnwell, and M. Y. Hussaini) 1992, Springer-Verlag, pp.23-71
- 3) 空気力学第二部; 航技研二次元遷音速風洞の構造と特性, 航空宇宙技術研究所報告TR-647(1980)
- 4) 三輪等, 佐藤衛, 小国保男, 神田宏; 航技研二次元風洞の気流特性について(IV), 航空宇宙技術研究所報告TR-862(1985)
- 5) 沢田秀夫, 榊原盛三, 佐藤衛, 神田宏; 航技研二次元風洞壁干渉評価, 航空宇宙技術研究所報告TR-829(1984)
- 6) B. Eggleston, R. J. D. Poole: "Thick Supercritical Airfoils with Low Drag and Natural Laminar Flow." J. Aircraft, Vol. 24, No.1-6, June 1987, pp.405-411
- 7) C. W. Brooks, Jr., C. D. Harris, and W. D. Harver: "The NASA Langley Laminar-Flow-Control Experiment on a Swept, Supercritical Airfoil-Drag Equations." NASA Tech. Memo. 4096, 1989.
- 8) H. Schlichting: "Boundary Layer Theory" (1979) 7th. ed. p.767, McGraw-Hill.

航空宇宙技術研究所報告1204号

平成 5 年 5 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7 - 44 - 1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北 1 - 7 - 8

Printed in Japan