

ISSN 0389-4010

UDC 532.526

533.69.04

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1072

三次元後退角LFC翼の風洞試験

石田洋治・野口正芳・董場重男
野中修・星野秀雄

1990年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

三次元後退角LFC翼の風洞試験*

石田 洋 治** 野口 正 芳** 董 場 重 男**
野 中 修** 星 野 秀 雄**

An Experimental Study of a Three-Dimensional Swept-Back Wing with Suction Laminar-Flow-Control

Yoji ISHIDA, Masayoshi NOGUCHI, Shigeo KAYABA,
Osamu NONAKA and Hideo HOSHINO

ABSTRACT

A wind tunnel test of a three-dimensional swept-back wing with suction laminar-flow-control was executed to investigate the drag reduction effect of the LFC under various test conditions. The wing model has a hybrid suction surface which consists of a porous surface with very fine holes from near the leading edge to 25% chord and a slotted surface with a large number of fine slots from 25% chord to 80% chord. Total drag C_{DT} , which is defined as the sum of the wake drag and the equivalent drag, was measured for various suction quantities. Application of the optimum suction quantities, which were determined so as to delay the natural transition points to 90% chord with the minimum total suction quantity for each test condition, gives a fairly large drag reduction (about 40%) compared with the no suction case for Reynolds numbers up to 3.6×10^6 .

A suction applied only in the leading edge region also gives not a little drag reduction, but a suction in the rear part of the wing where the boundary layer flow is already turbulent has no effect on the drag reduction.

It has been observed that when there is no suction the porous suction surface generates much earlier transitions than does the solid surface. As transition is a very important problem for practical application of LFC, further investigation will be required.

記 号 (本文のみ)

C : 翼弦長
 C_{Deq} : 等価抵抗係数
 C_{Dw} : ウェーク抵抗係数
 C_{DT} : 全抵抗係数, $\equiv C_{Dw} + C_{Deq}$
 C_{DT0} : 吸い込みなしの時の全抵抗係数
 C_p : 圧力係数, $\equiv (p - p_\infty) / \frac{1}{2} \rho U_\infty^2$
 C_Q : 吸い込み係数
 l : 翼表面に沿って測った前方淀み点から後縁までの距離

p : 翼表面静圧
 p_∞ : 主流における静圧
 P_T : 翼下流の検査面における総圧
 P_∞ : 主流における総圧
 q_∞ : 主流の動圧
 Q : 吸い込み流量 (cc/sec)
 R_c : レイノルズ数, $\equiv U_\infty c / \nu$
 R_e : レイノルズ数 (一般の意味で)
 s : 翼の表面に沿って測った距離
 S : 検査面又は表面要素
 u : x 方向の境界層内速度
 U_e : 局所主流速度
 U_∞ : 一様流速度

* 平成2年3月29日受付

** 空力性能部

- u' : x 方向速度変動
 v : 吸い込み空気の一様流速に相対的な放出速度および y 方向速度
 v_w : 吸い込み速度
 w : z 方向速度
 x : 主流方向座標
 y : スパン方向座標又は翼座標 (第1表)
 z : 表面からの高さ又は xy 平面に垂直な方向の座標
 δ : 抵抗低減係数
 ω_y : 渦度の y 成分
 ω_z : 渦度の z 成分
 (添字)
 $(\bar{\quad})$: 無次元変数

1. 序

層流制御(LFC)技術の研究は、これまで風洞試験を中心として行われてきた。しかしながら、それらの多くは二次元翼か無限偏揺翼⁴⁾のどちらかを対象としたものであり(文献リストについては Lachmann¹⁾, Pfenninger²⁾を参照のこと)、実機形状に近い三次元後退翼に関する試験は非常に少ない。1950年代に英国の Head¹²⁾が行った飛行試験や、1960年代前半に米国で実施された X-21LFC 実験機による飛行試験³⁾、さらには近年 NASA で行われている Jet Star 機による前縁グローブ試験などがあるが、風洞における詳細な試験はほとんどされていない。二次元翼や無限偏揺翼はどちらかという理想化された状況であり、理論との比較や流れ場の解析を容易にするという利点があるが、実際の実機の翼表面における流れを模擬して層流制御の有効性を検証するという点から判断すると十分とは言えないであろう。このような理由から著者らは三次元後退翼を用いた層流制御試験を行った。層流制御技術の実機への応用は、高亜音速以上の飛行速度をもつ航空機が主な対象となるので¹³⁻¹⁷⁾、風洞試験もそれに対応して高速で行う方がのぞましいが、圧縮性の影響は局所的に衝撃波が発生し始める遷音速流までは小さいと考えられるので、今回は高速風試の低速側の極限ということで、まず低速で試験を行った。ただし、

レイノルズ数(以下 R_e 数と記す)を大きくするために模型はできるだけ大きくした。

本報告はその三次元後退翼の層流制御試験の結果について述べる。

2. 実 験

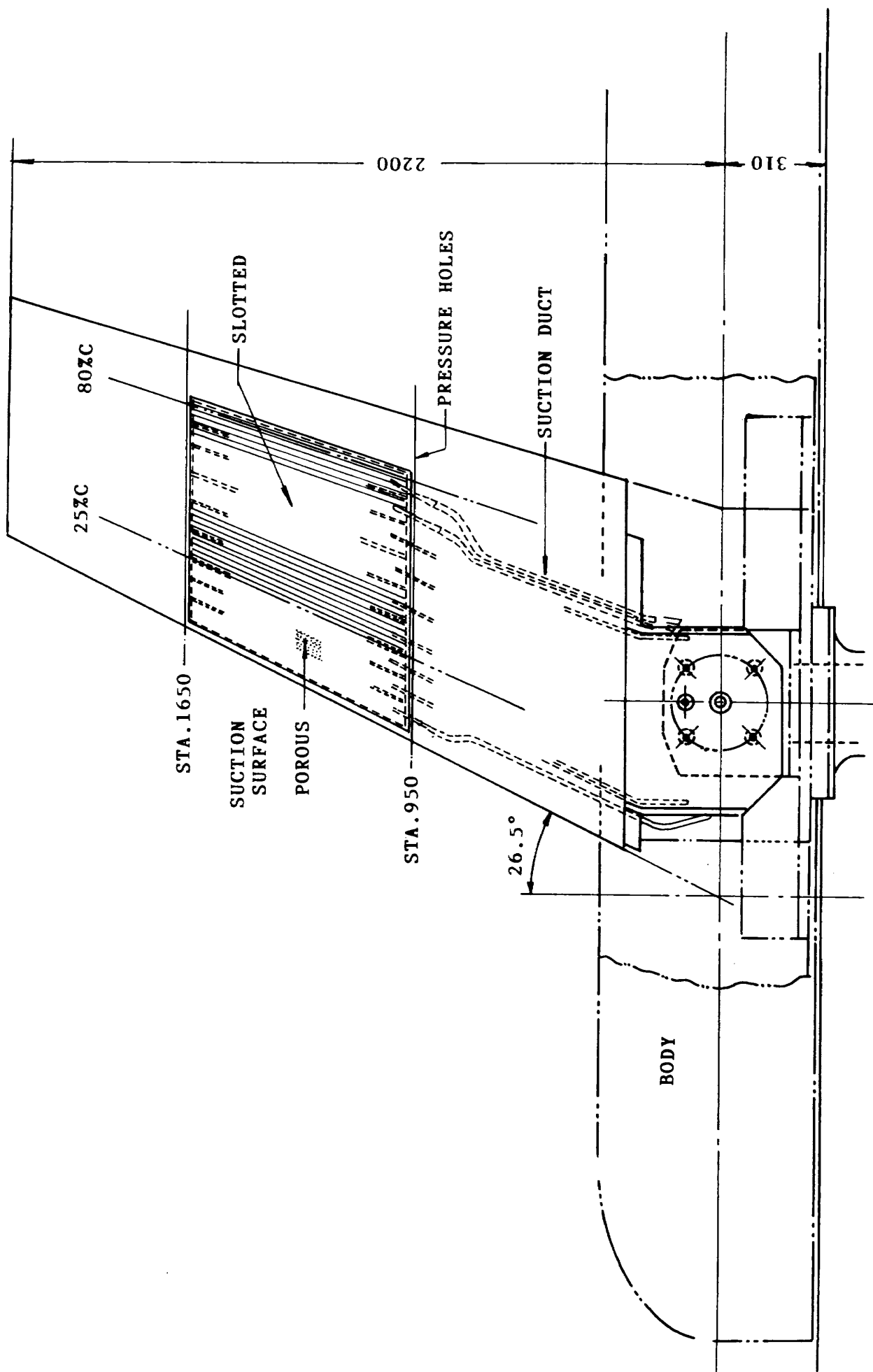
2.1 模型

本試験は層流制御技術の実機主翼への適用を想定して行ったので、翼の幾何形状は現在実際に運航されている航空機を参考にして設計した。第1図にその概要を示す。前縁後退角は 26.5° 、半翼幅は 2200mm 、翼根部弦長は 1200mm 、テーパー比は 0.58 である。翼断面はスパン方向に相似であり、翼型座標は第1表に与えられている。最大厚み比は 12.7% であり、前縁半径が比較的大きく、下面後方領域に顕著なえぐれがあるのが特徴である。

スパン方向位置の 950mm から 1650mm までの間が吸い込み表面になっている。翼面全体を吸い込み表面とすることは層流制御による利得を利用する層流制御航空機においては必要であるが、層流制御の有効性を検証する試験においては、必ずしもその必要はない。本模型では上述の通りほぼ翼幅方向の中央部分を吸い込み表面とした。吸い込みは翼の上面のみに行った。そこでは前縁付近から 25% 弦長までは多孔表面、 25% から 80% 弦長までは多溝表面になっている。 80% 弦長より後方では吸い込みは行っていない。このように場所により吸い込み表面の形状を変えたのは世界で初めての試みである。なお、 80% 弦長より後方で吸い込みを行っていないのは本模型の構造上の制約によるものである。吸い込みの効果を大きくするためにはもちろん全弦長吸い込みが最もよいが、一般に後縁付近では翼厚が小さく、その中に複雑な吸い込み構造を納めるのは容易ではないので、このような設計とした。

スパン方向位置 950mm (STA.950 と呼ぶ) と 1650mm (STA.1650 と呼ぶ) には翼表面の静圧を測定するための静圧孔が上面 23 点、下面 4 点それぞれあけられている。それらの座標位置は第2表に示されている。

第2図は吸い込み表面部分の流れ方向断面内の



第1図 供試模型

第1表 翼断面座標

x/c	y/c(上面)	y/c(下面)
0.0	0.	0.
0.001	0.00589	-0.00492
0.0015	0.00734	-0.00603
0.0025	0.00968	-0.00777
0.005	0.01405	-0.01088
0.0075	0.0173	-0.01318
0.010	0.01993	-0.01505
0.0125	0.02215	-0.01668
0.0175	0.02589	-0.01938
0.025	0.03048	-0.02266
0.0375	0.03654	-0.02717
0.05	0.04129	-0.03103
0.06	0.04444	-0.03372
0.075	0.04839	-0.03721
0.10	0.05350	-0.04206
0.125	0.05737	-0.04586
0.15	0.06039	-0.04886
0.175	0.06277	-0.05130
0.20	0.06466	-0.05327
0.225	0.06616	-0.05484
0.250	0.06735	-0.05605
0.275	0.06825	-0.05693
0.30	0.06892	-0.05751
0.325	0.06937	-0.05779
0.350	0.06963	-0.05777
0.375	0.06969	-0.05746
0.400	0.06953	-0.05682
0.425	0.06912	-0.05580
0.450	0.06846	-0.05433
0.475	0.06753	-0.05240
0.500	0.06633	-0.05006
0.525	0.06485	-0.04739
0.550	0.06310	-0.04447
0.575	0.06109	-0.04139
0.600	0.05882	-0.03818
0.625	0.05631	-0.03488
0.650	0.05356	-0.03152
0.675	0.05059	-0.02815
0.700	0.04741	-0.02480
0.725	0.04403	-0.02153
0.750	0.04048	-0.01838
0.775	0.03678	-0.01543
0.800	0.03295	-0.01273
0.825	0.02900	-0.01033
0.850	0.02501	-0.00825
0.875	0.02101	-0.00650
0.900	0.01701	-0.00508
0.925	0.01299	-0.00400
0.950	0.00897	-0.00303
0.975	0.00497	-0.00218
0.9875	0.00267	-0.00135
1.00	0.	0.

第2表 静圧孔位置

x/c(上面)	x/c(下面)
0.	
0.01	0.01
0.025	0.025
0.05	0.05
0.075	0.075
0.10	
0.15	
0.20	
0.25	
0.30	
0.35	
0.40	
0.45	
0.50	
0.55	
0.60	
0.65	
0.70	
0.75	
0.80	
0.85	
0.90	
0.95	

(注) 位置はSTA.950とSTA.1650で同じである

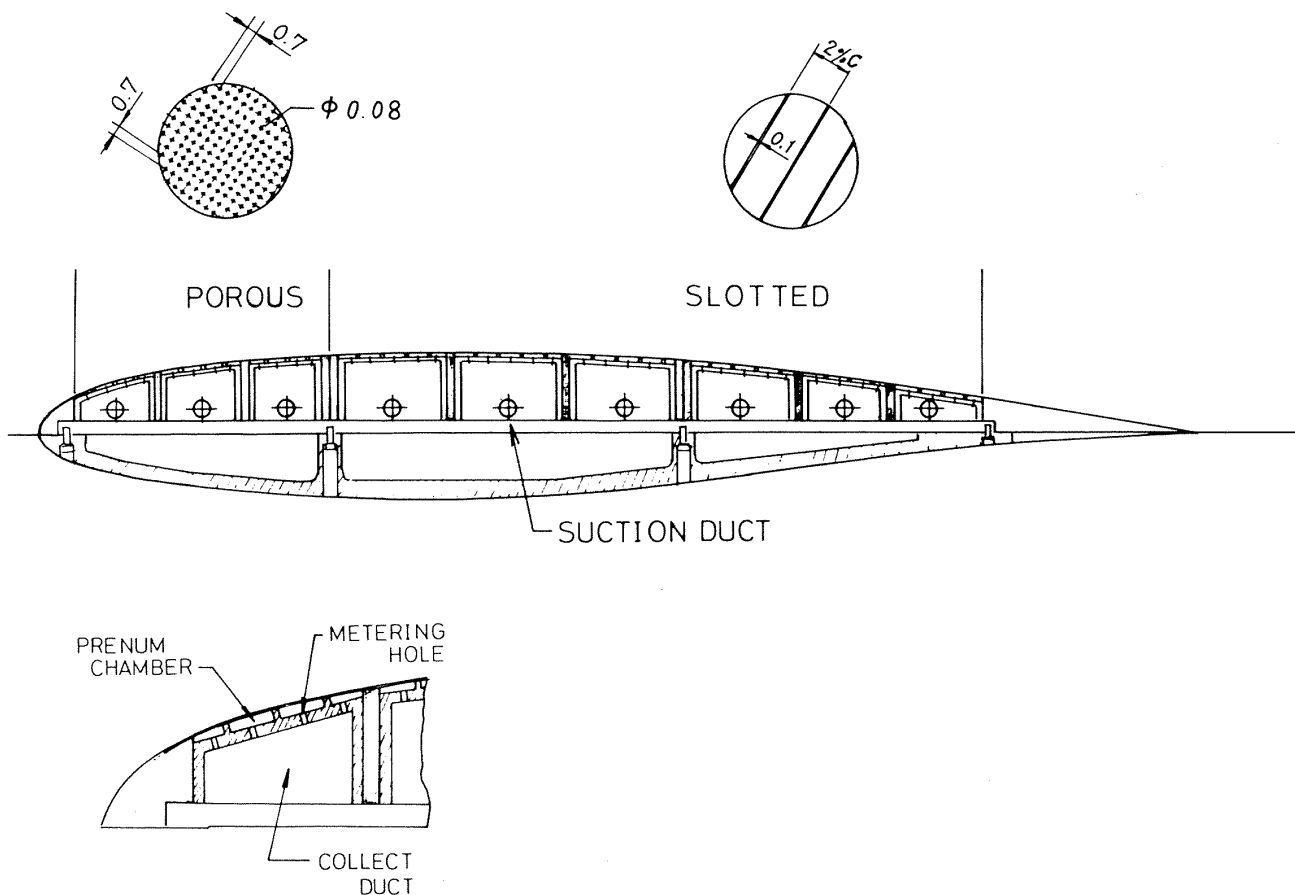
ールによって導通している。すでに述べたように25%弦長までは多孔表面であり、そこでは直径0.08mmの微細孔が0.7mm間隔であけられている。開口比は1.2%である。その後方の多溝表面では0.1mmの溝が2%間隔で等%弦長線に沿ってあけられている。翼内部のコレクトダクトはスパン方向位置1650mmから下って950mmまで延びており、そこから先は内径9.5mmの耐圧ビニール管が翼の内部を翼根部まで達しており、さらに翼の外部に出て、途中で流量計につながれた後、真空ポンプに接続されている。

第3図は大型低速風洞の測定部に取り付けられた本模型の様子を示したものであり、第4図は吸い込みシステムで用いた諸装置を示したものである。

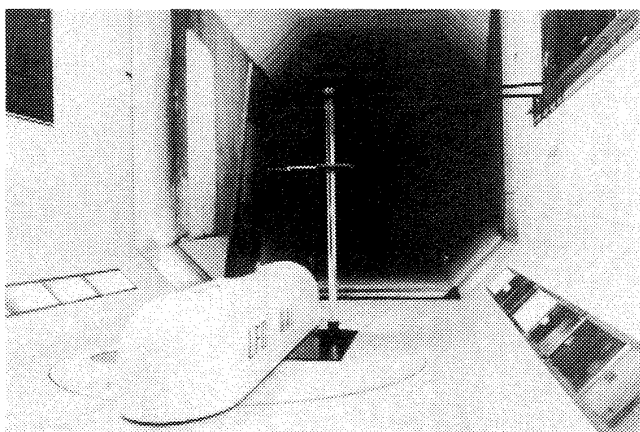
翼の内部構造を示している。翼の表面にうすい(0.6mm)金属外皮をはり、その下に深さ2mm、幅8mm(数値は代表値を示す)のプリナム室を設け、それを弦長方向に4~5個まとめた大きさのコレクトダクトがその下に位置している。プリナム室とコレクトダクトはスパン方向に8mmの間隔であけられた直径2mmのメーターリングホ

2.2 計測装置

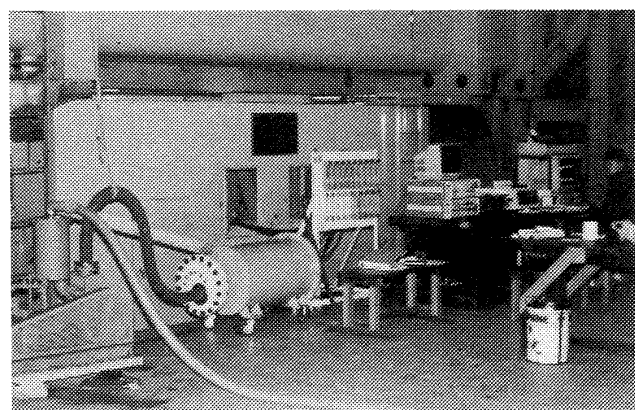
第5図は本試験で用いた計測装置の模式図を示す。圧力(翼表面静圧とウェーク流の静圧と動圧)の測定にはスキニバルブを用い、大型低速風洞のデータ処理装置で処理した。境界層内速度分布の測定および層流・乱流のモニターには熱線風速



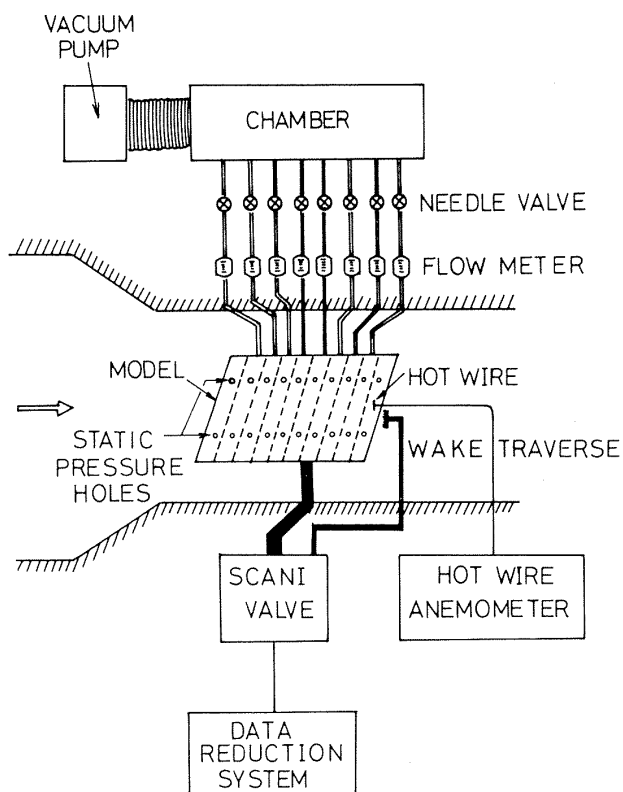
第2図 吸い込み翼の内部構造



第3図 大型低速風洞測定部内の供試模型



第4図 吸い込みシステムで用いた諸装置



第5図 計測システム

計を用いた。吸い込みには真空ポンプを用い、吸い込み流量はフロート式流量計で測定した。一本の流量計の最大測定可能流量は3000cc/sである。

2.3 実験手順および実験条件

本試験の主な目的はすでに述べたように吸い込みによる境界層の層流化により全抵抗がどれだけ減少するかを調べることにある。そのためには吸い込みのない時の抵抗値と吸い込みを行った時のそれを比較検討する必要がある。吸い込みの与え方は、翼面上どこまでを層流化するかによって変わるが、我々は90%弦長まで層流を維持するような吸い込みを与えることにした。90%弦長点を選んだ理由は、すでに述べたように本模型では吸い込み表面が80%弦長までしかなく、後縁付近の大きな逆圧力勾配の領域では吸い込みが行えないので、そこでの逆圧力勾配の効果（遷移にとっては厳しい効果である）に抗して全弦長層流化を達成するためには全般的に非常に強い吸い込みを与えなければならず、吸い込みに要するパワーが大きくなりすぎて吸い込みによる利得がむしろ減少すると考えられたからである。

実験は風速と迎角を設定したのち、まず翼面の静圧分布を測定し、次に90%弦長まで層流を維持する『最適』な吸い込み速度 v_w を決定し、それに対してウェークサーベイによりウェーク抵抗を測定した。ここで『最適』という言葉の意味は、

90%弦長まで層流を維持する様々な吸い込み速度の中で全吸い込み流量が最小であるという意味である（これについては後出の3.「検討」も参照のこと）。これらの『最適』吸い込み速度を、例えばVW-0-50のように記すことにする。ここでVWは吸い込み速度を、0は迎角 0° を、そして50は風速50m/sの時に上述の意味で『最適化』したことをそれぞれ意味する。第3表や第9図に示した吸い込み速度はこれに従って命名されている。ただし、VW-0-NS（又はRS）等は『最適化』されたものではない。

ウェークサーベイは吸い込み表面の中央断面内(STA.1300)で行った。これを第3表に示す風速(30, 35, 40, 45, 50, 55および60m/s)と迎角(1° と 2°)の組合せについて繰返した。第3表で丸印は C_p の測定を実施したことを示し、三角印はウェークトラバースを行ったことを示す。なお境界層の測定は風速40, 50および60m/sの場合に限られた吸い込み速度に対して行った。測定が行われた R_e 数(STA.1300における翼弦長基準)の範囲は、 $1.8 \times 10^6 \sim 3.8 \times 10^6$ である。また測定が行われた大型低速風洞の一樣流の乱れは、 $U_\infty = 60\text{m/s}$ の時約0.2%であった。

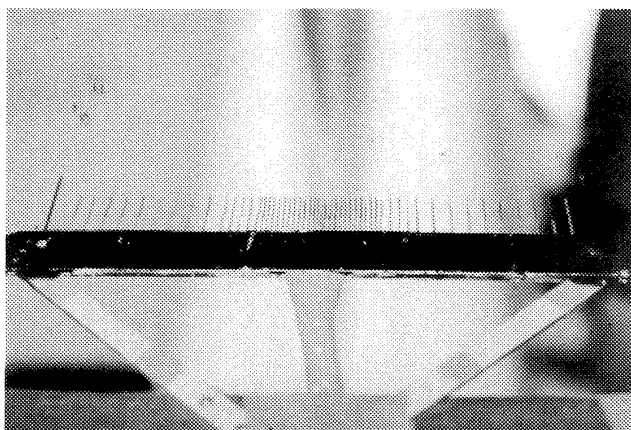
第6図はウェークサーベイで用いられた、くし型ピトー管を示す。

吸い込み表面上の境界層速度と遷移点の測定はウェークサーベイとは別に熱線風速計を用いて行

第3表 試験条件と試験項目

α	ITEMS	C_p / WAKE TRAVERSE								BOUNDARY LAYER				
		$v_w \backslash U_\infty$	30	35	40	45	50	55	60	40	45	50	55	60
0°	0	○△	△	○△	△	○△	△	○△	△	○		○		○
	VW-0-30	△	△	△	△	△	△	△	△					
	-0-40	△	△	△	△	△	△	△	△	○		○		
	-0-50	△	△	△	△	△	△	△	△			○		○
	-0-55	△	△	△	△	△	△	△	△					
	VW-0-NS	△	△	△	△	△	△	△	△					
	-0-RS	△	△	△	△	△	△	△	△					
1°	0	○△	△	○△	△	○△	△	○△						
	VW-1-30	△	△	△	△	△	△	△						
	-1-40	△	△	△	△	△	△	△						
	-1-50	△	△	△	△	△	△	△						
	-1-55	△	△	△	△	△	△	△						
	VW-0-NS	△	△	△	△	△	△	△						
	-1-RS	△	△	△	△	△	△	△						

○ C_p
 △ WAKE TRAVERSE } MEASUREMENTS



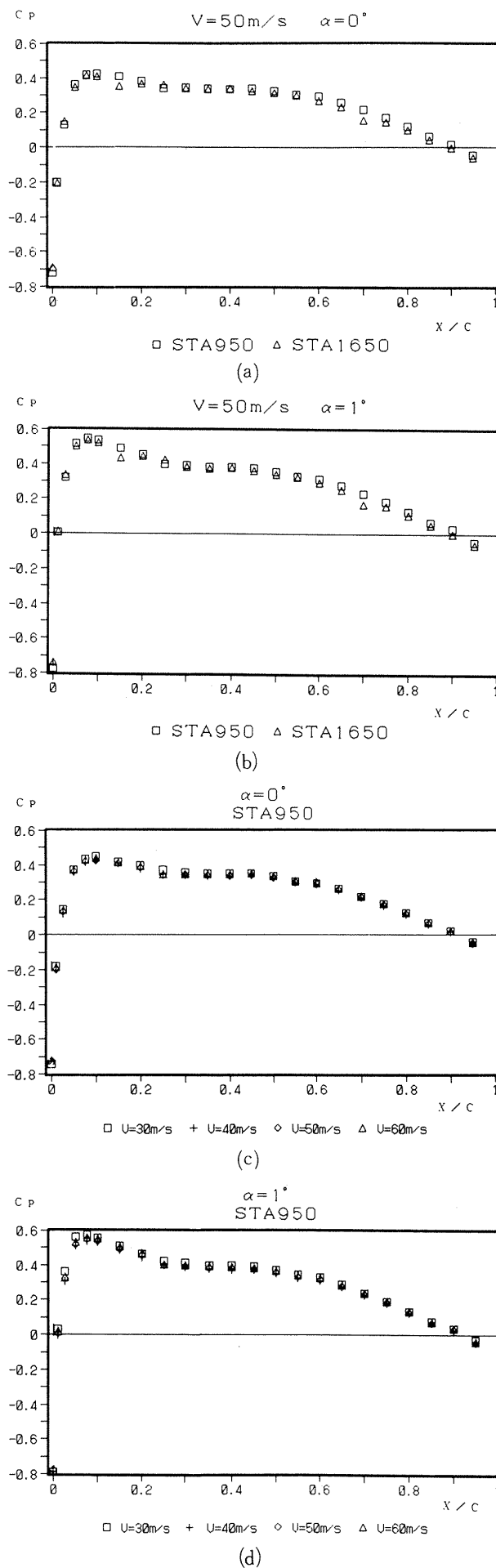
第 6 図 くし型ピトー管

った。また吸い込み表面以外の翼表面(固体表面)における遷移点をチャイナクレイ法で測定した。

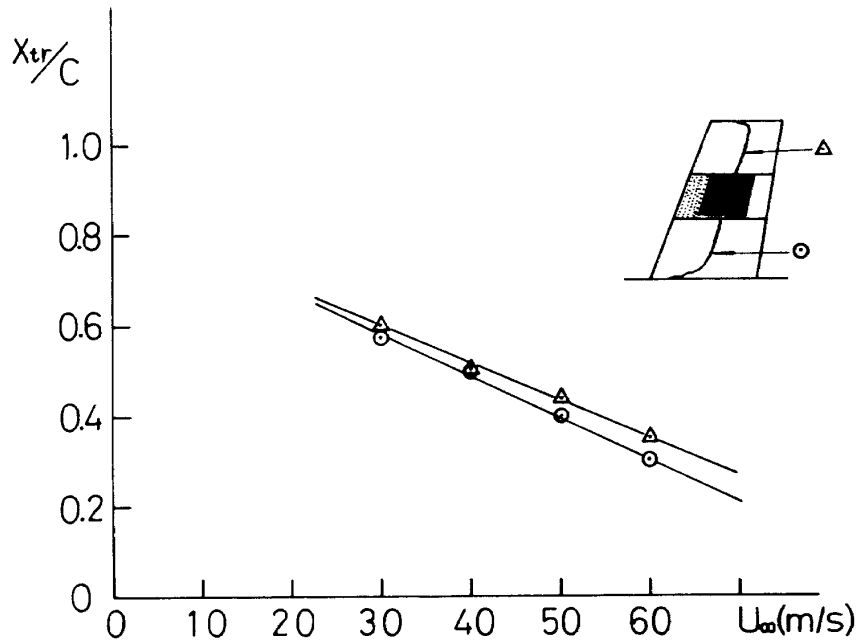
2.4 実験結果

2.4.1 抵抗測定

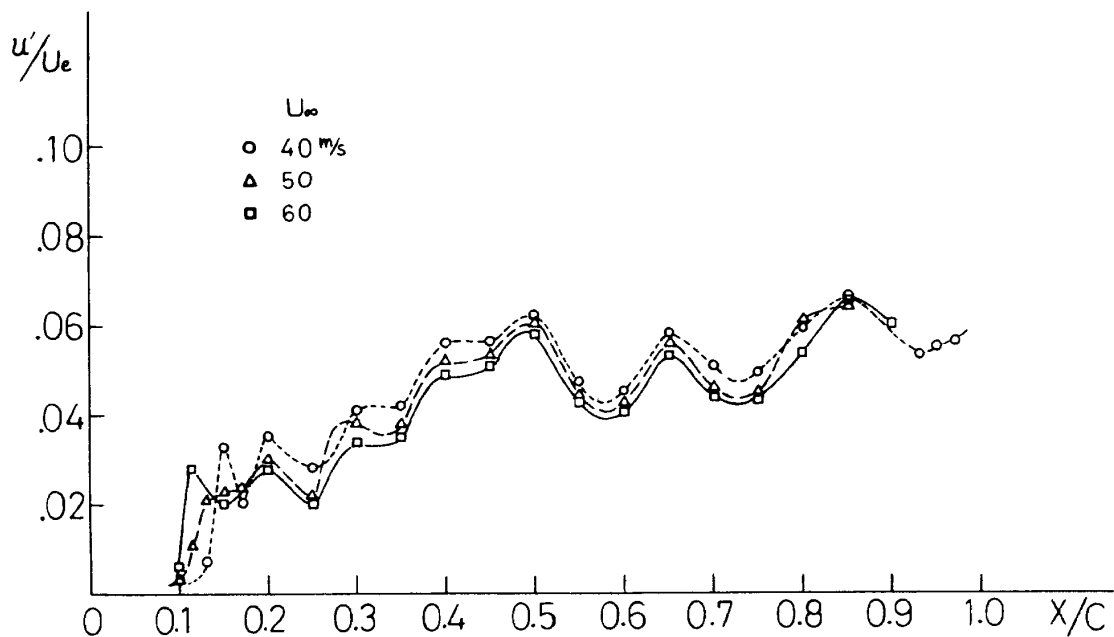
翼断面の抵抗測定の前に、翼表面の静圧分布と吸い込みがない時の遷移点の測定を行った。静圧分布の結果の一部は第 7 図に示されている。同図 (a) は風速 50 m/s、迎角 0° の時の STA.950 と STA.1650 における圧力係数 C_p を示す。両者は良く一致しており、スパン方向の相似性はかなり良いことがわかる。迎角 1° の場合も同様である (同図 (b))。また風速、即ち Re 数による C_p 分布のちがいが非常に小さいことがわかる (同図 (c), (d))。遷移点位置は吸い込みのない固定表面上ではチャイナクレイ法を用いて測定し、吸い込み表面上では表面から 0.7 mm の高さに熱線風速計をおき下流側にトラバースすることによって測定した。第 8 図 (a) は固体表面上の遷移点位置を示す。翼根部に近い領域の方 (丸印) が翼端部に近い方 (三角印) より若干遷移が早い、その違いは小さい。30 m/s では 60% 弦長付近で遷移するのに対し、60 m/s では約 30% 弦長まで前進する。同図 (b) は吸い込み表面近傍 (表面からの高さ $z=0.7$ mm) における乱れ強さ $\sqrt{u'^2}/U_e$ を示す。風速によって大きな変化はなく、10% 弦長付近で遷移が始まり、30% 弦長付近で終了しているように見える。この結果は前述の固体表面のそれと較べてかなり異っており検討に値する (3. 「検討」の項を参照のこと)。すでに述べたように我々はこの遷移点を吸い込



第 7 図 翼面上の静圧分布



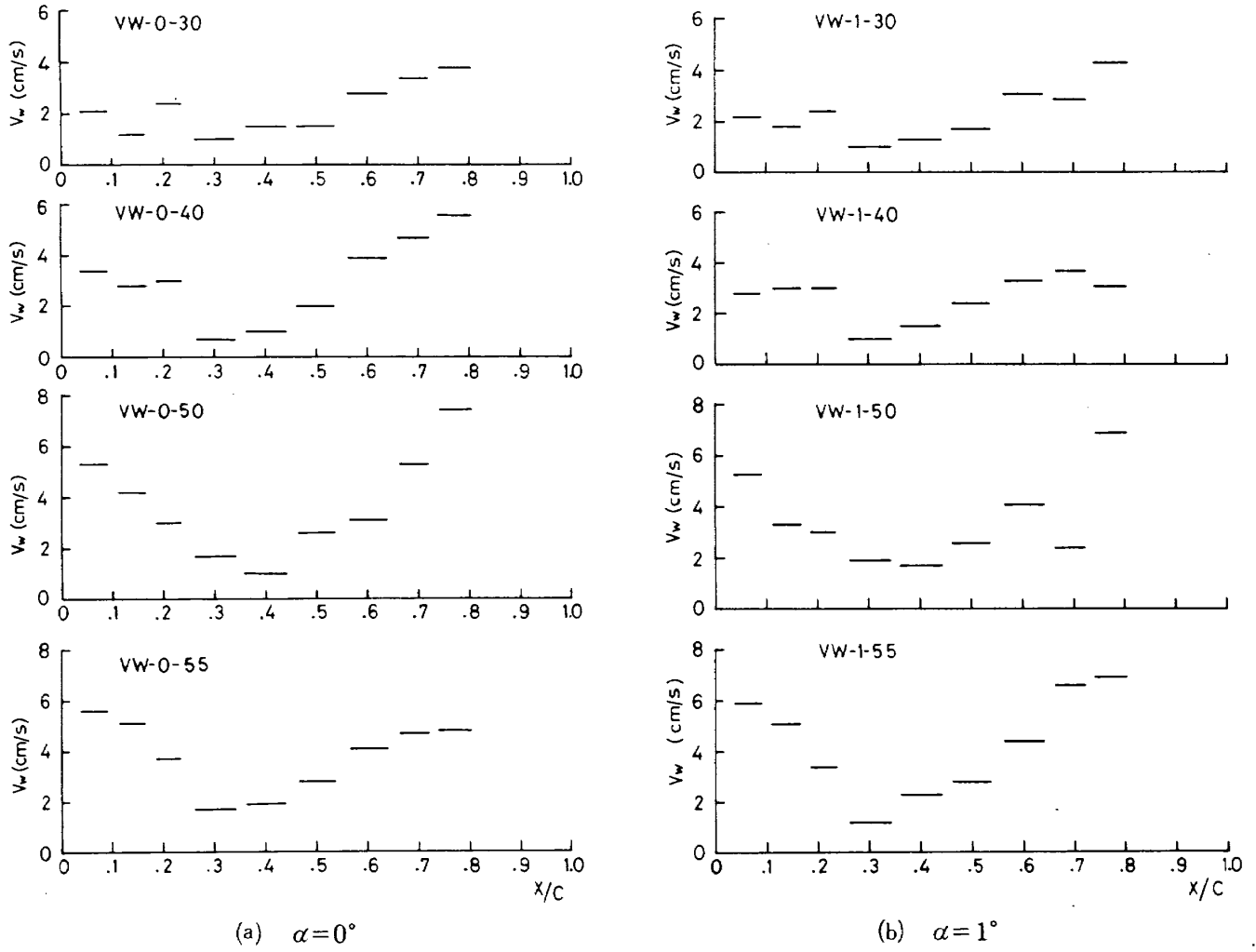
第8図(a) 固体表面上の遷移位置(チャイナクレイ法による)

第8図(b) 吸い込み表面上での乱れ強さ($z=0.7\text{mm}$, 熱線風速計による)

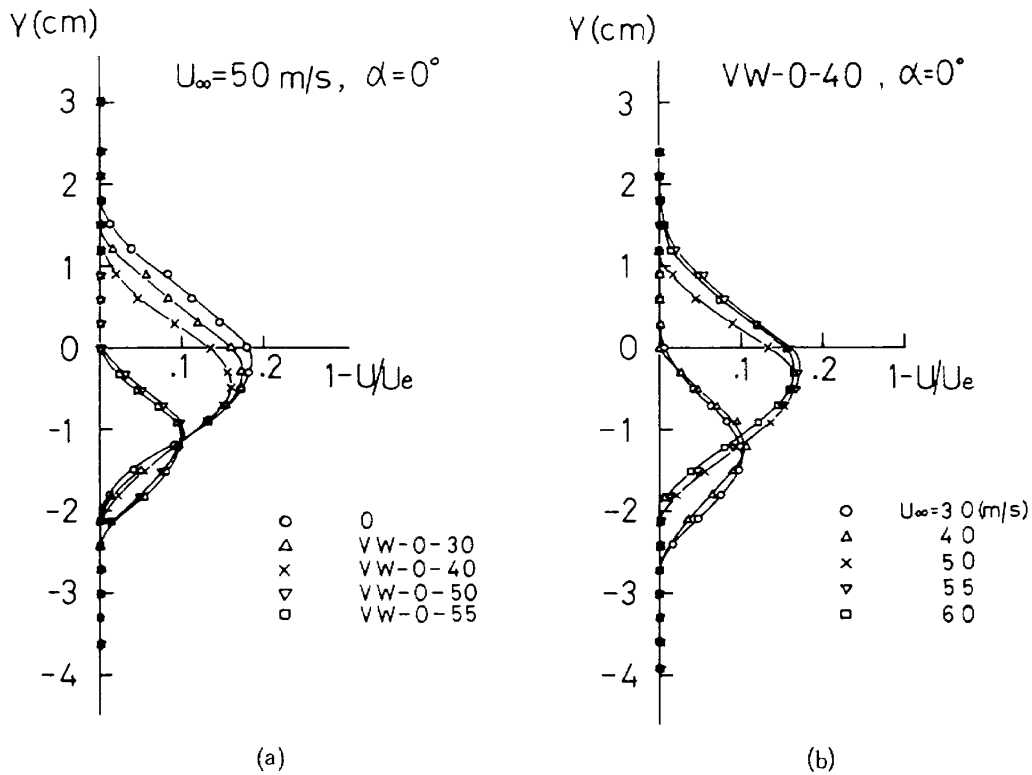
みにより90%弦長位置まで遅らせることを試みた。その時に必要な、各風速における『最適』吸い込み速度 (cm/s) を第9図に示す。同図(a)は迎角 0° の時であり、同図(b)は 1° の時である。但しこの吸い込み速度は各コレクトダクトにおける吸い込み流量の測定値 $Q(\text{cc/s})$ から、そのコレクトダクトに対応する吸い込み表面全面にわたって一様に吸い込まれると仮定して計算で求めたものである。それぞれ30, 40, 50および55m/sに対する『最適』

吸い込み速度分布を示している。いずれの場合でも前縁付近と後縁付近で吸い込み速度が大きく、中央領域では小さいことがわかる。また風速が上がると全般的な傾向として全吸い込み量は増える。

この吸い込み速度を加えた時と、吸い込みなしの時のウェーク静圧と総圧を測定し、ウェーク速度分布を求めた。第10図はその速度分布の例を示す。同図(a)は風速50m/s, 迎角 0° における速度欠損を示す。吸い込みなしの時に欠損が一番大きく、



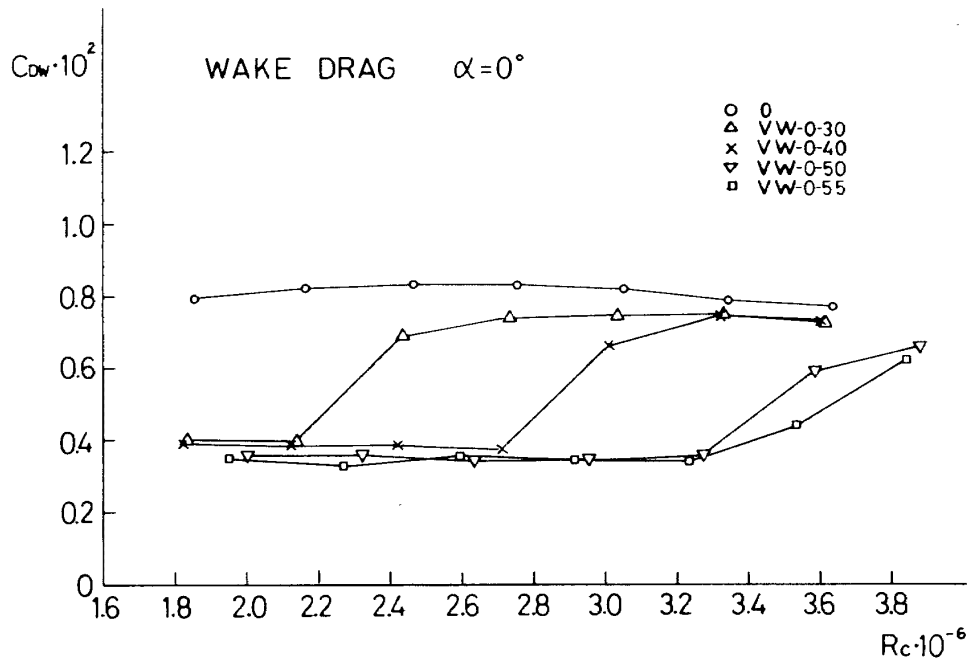
第9図 最適吸い込み量



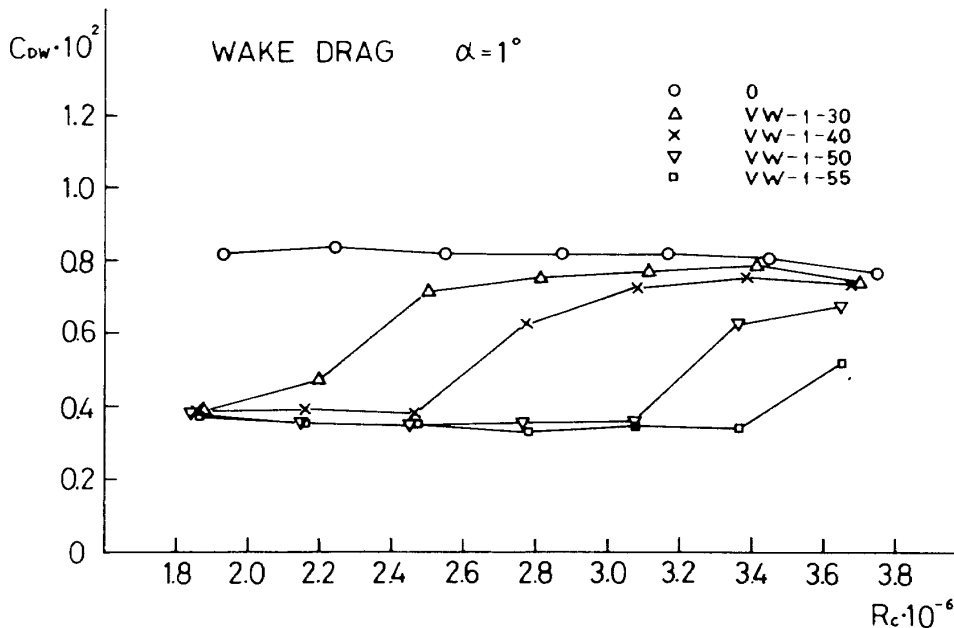
第10図 ウェーク速度分布 (Yはウェーク厚さ方向座標)

以下吸い込み速度 VW-0-30, VW-0-40の順に小さくなり, VW-0-50とVW-0-55は殆んど同一の, 他と較べて非常に小さな欠損を生み出していることがわかる。速度欠損のこの減少はよく知られているように, 抵抗の減少に対応している。従ってこの風速ではVW-0-50とVW-0-55の時に抵抗が小さくなるわけである。なおここで興味があるのは吸い込み速度VW-0-50とVW-0-55を加えた時のウェークの位置が他の場合と較べて下にずれているという点である。これはそれらの吸い込みによ

り翼上面での境界層が層流に保たれるため非常にうすくなり, 翼の形状が実質的に反りを増すように(下面の境界層は殆ど変らない)変化し, 揚力が増えたためであると考えられる。このことは吸い込みにより翼の揚力の制御も可能であることを示唆している。同図(b)は吸い込み速度VW-0-40, 迎角 0° の時の, 風速による速度欠損の変化を示したものである。この場合には風速40m/sに対して吸い込みを『最適化』してあるので, それ以下の風速30m/sと40m/sの時に速度欠損が小さく, ウ



(a) $\alpha=0^\circ$



(b) $\alpha=1^\circ$

第11図 ウェーク抵抗係数

ューク位置も上述のように下側に来ている。これらの結果から『最適化』された吸い込み分布は、それが『最適化』された風速以下の風速において速度欠損、ウエーク位置の両方について最も大きな効果をもたらすことがわかる。

このウエーク測定の結果から二次元流に対するウエーク抵抗の計算式⁶⁾を用いて、翼断面のウエーク抵抗を計算した。第11図はその結果を示す。同図(a), (b)はそれぞれ迎角 0° , 1° の結果である。ウエーク抵抗はそれぞれの吸い込み速度が有効である R_e 数範囲では、吸い込みがない時のそれと較べて約半分に減ることがわかる。

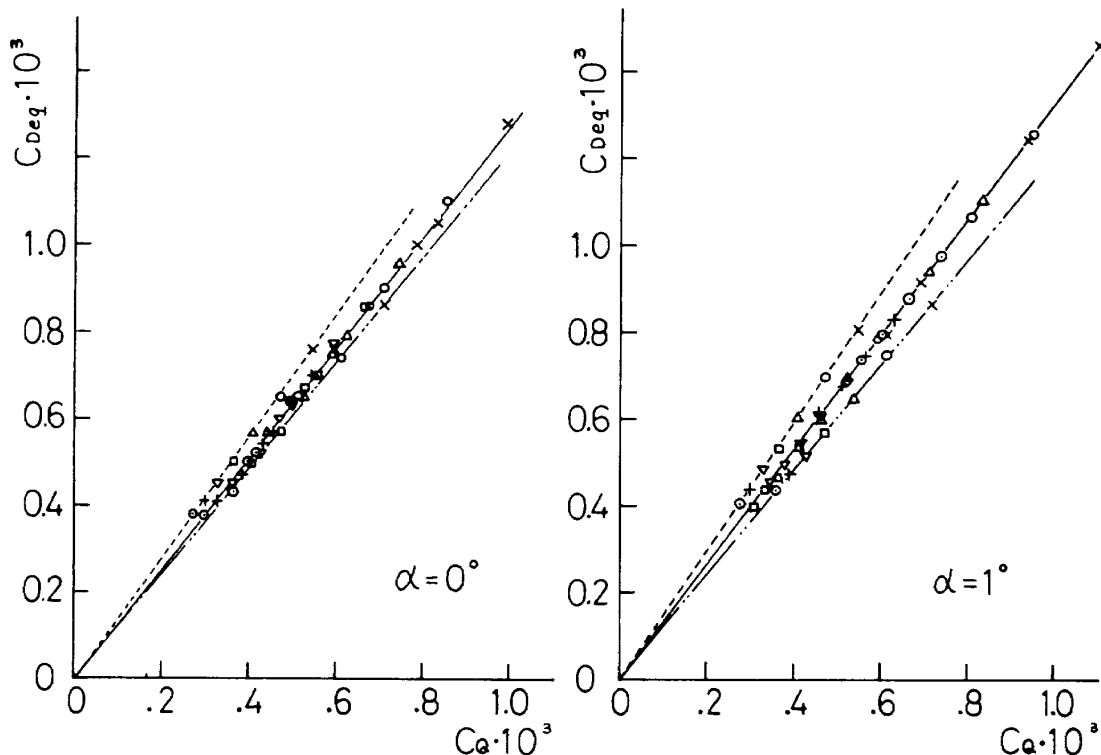
このような大きな抵抗減少は、しかしながら、吸い込みによる境界層の制御によってなされたものであり、吸い込みに要したパワーの分を考慮に入れないと抵抗低減の効果が正しく評価できない。吸い込みに要したパワーを抵抗に換算する方法は Head⁵⁾によって論じられている。それによれば換算された抵抗(等価抵抗と呼ぶことにする) C_{Deg} は次式で与えられる。

$$C_{Deg} = C_Q \left[1 + \left(\frac{v}{U_\infty} \right)^2 \right] - \int_0^{l/c} \frac{v_w}{U_\infty} C_p d \left(\frac{s}{c} \right) \quad (1)$$

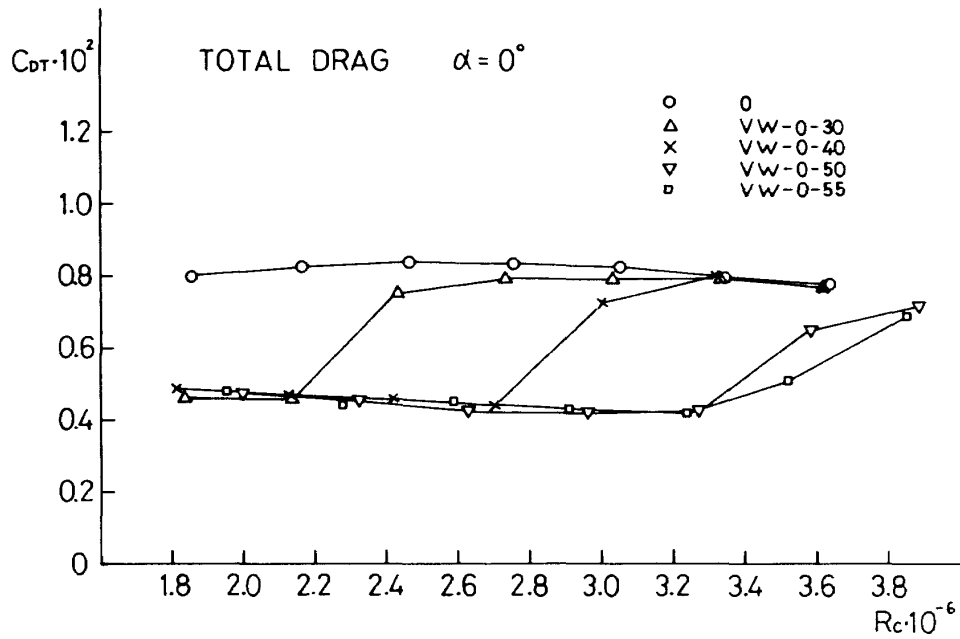
(但し、主推進システムの効率と吸い込みシステムの効率は等しいと仮定している。詳細については付録を参照のこと)。従って全抵抗 C_{DT} は

$$C_{DT} = C_{Dw} + C_{Deg} \quad (2)$$

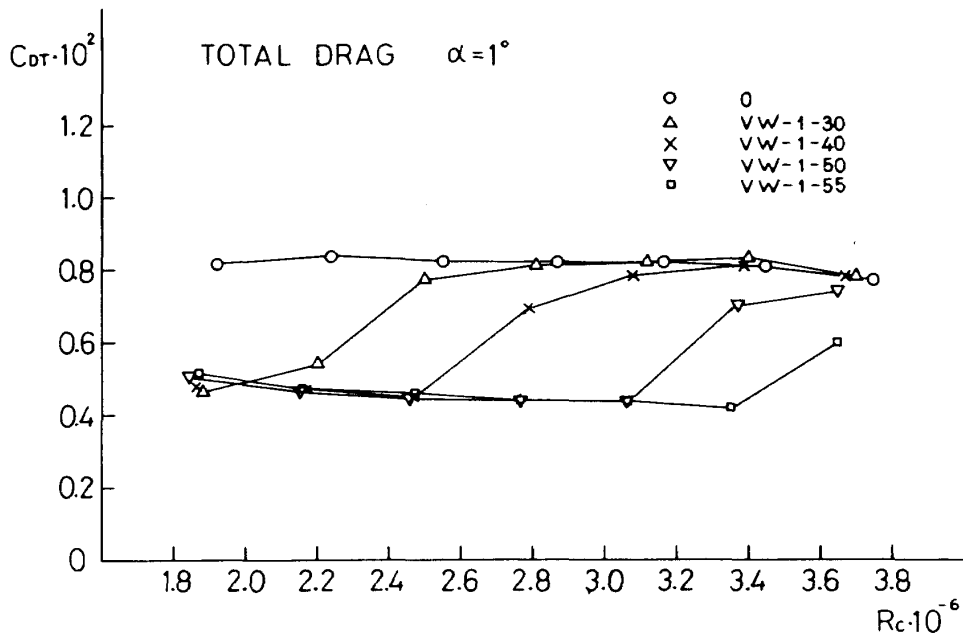
で与えられる。ここで C_{Dw} は通常のウエーク抵抗である。本実験では v は真空ポンプから放出される速度を用いた。第12図は(1)式から計算した C_{Deg} の値を流量係数 C_Q に対してプロットした結果である。等価抵抗は流量が多くなると増加することがわかる。しかしその値はたかだか 10^{-3} のオーダーであり、ウエーク抵抗にくらべて1桁小さい量である。ウエーク抵抗と等価抵抗を加えると全抵抗 C_{DT} が得られ、これにより吸い込みの有効性が正しく判定されるわけである。第13図は全抵抗 C_{DT} を R_e 数に対してプロットした結果である。迎角 0° , 1° のどちらも、それぞれの吸い込み速度が有効な R_e 数範囲では、抵抗は吸い込みなし(丸印)の時に較べて大幅に減少しており、その時の抵抗値は吸い込み速度によらずほとんど同じであること、吸い込みの効果がなくなった R_e 数範囲では吸い込みなしの時の抵抗値と同じになる(大きくはならない)こと、風速55m/sで『最適化』した吸い込み速度(VW-0.55およびVW-1.55)は、



第12図 等価抵抗係数



(a)



(b)

第13図 全抵抗係数

R_e 数が 3.5×10^6 になるまで90%弦長層流化を達成し、その結果40%を越す抵抗低減をもたらすことなどを示している。

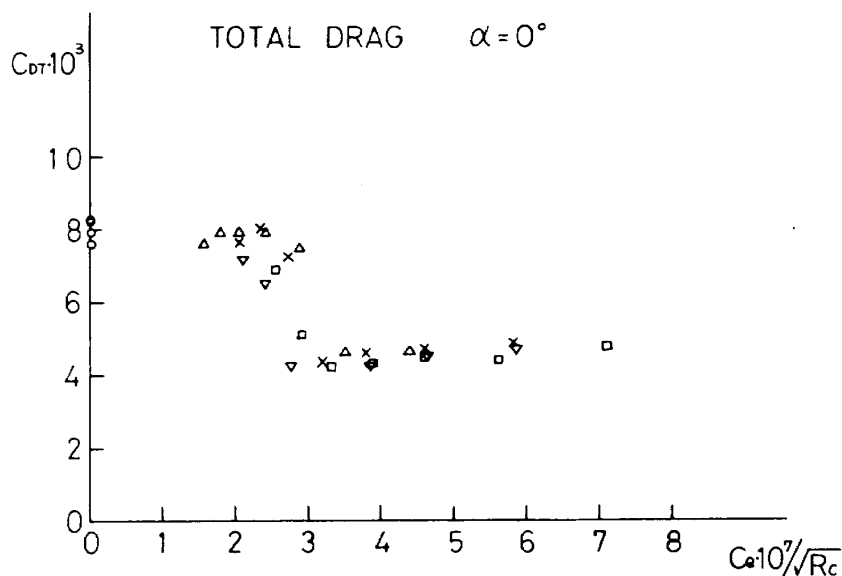
所で第11図および第13図は全抵抗を R_e 数に対して示したものであるが、抵抗は R_e 数の他に吸い込み流量にも依存するので、この両方を含む変数で整理した方がより本質的であると考えられる。第14図は、換算流量 $C_Q/\sqrt{R_e}$ に対して全抵抗 C_{DT}

をプロットした結果である。様々な吸い込み速度に対応するデータがほぼ一本の線に乗ることがわかる。迎角 $0^\circ, 1^\circ$ の両方とも、換算流量が約 3×10^{-7} を越えると抵抗が急激に減少することがわかる。

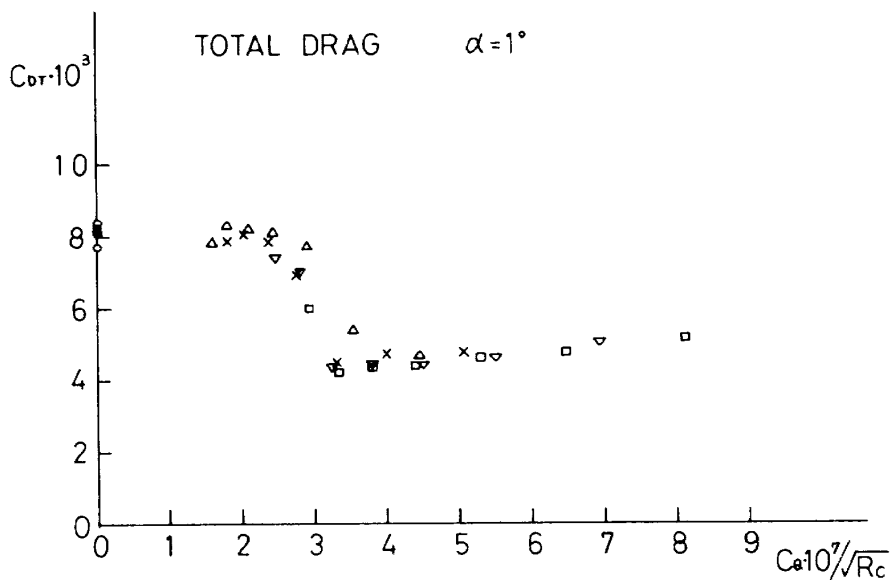
第15図は抵抗低減係数 δ

$$\delta = (C_{DT0} - C_{DT}) \times 100 / C_{DT0} \quad (\%) \quad (3)$$

を示す。第14図に対応して換算流量が約 3×10^{-7}



(a) $\alpha = 0^\circ$



(b) $\alpha = 1^\circ$

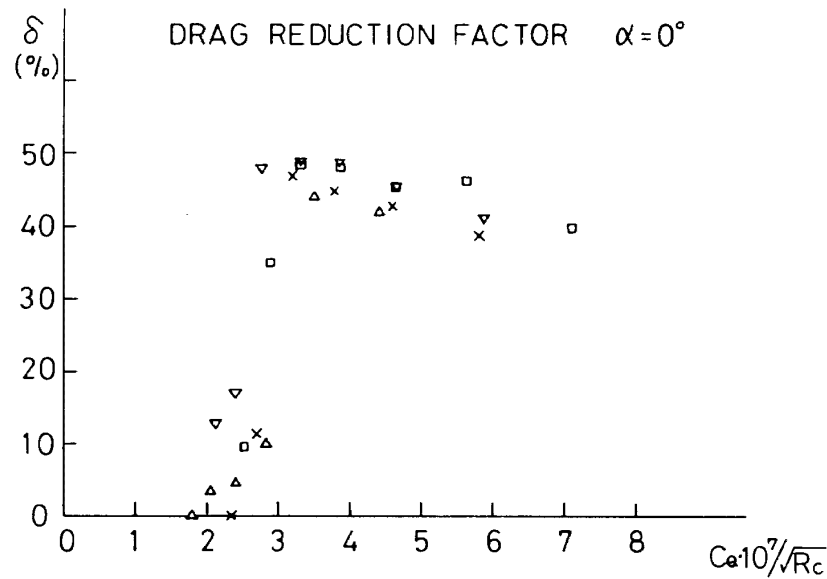
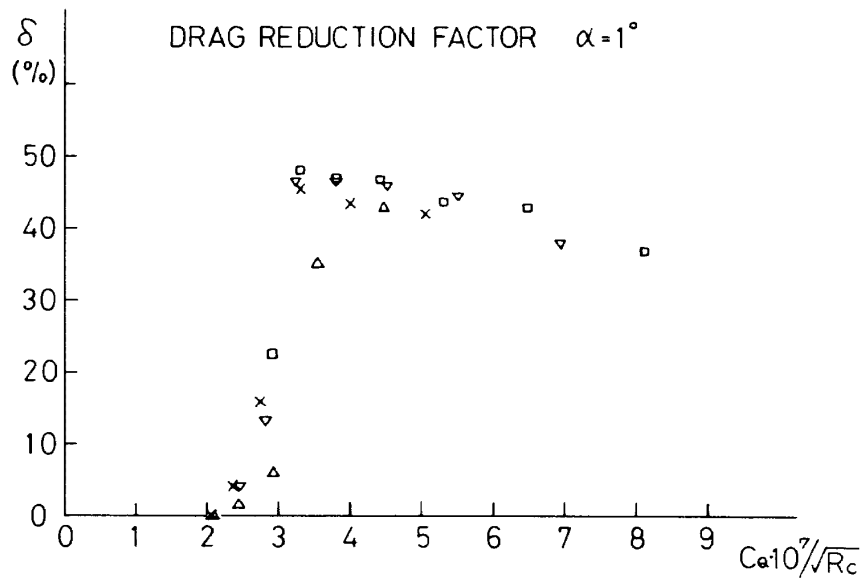
第14図 換算流量に対してプロットした全抵抗係数

を越すと、抵抗は40%以上減少することがわかる。しかし換算流量がそれ以上増えても δ は大きくなり、逆に徐々に小さくなって行く。これは吸い込みが大きくなるにつれて、吸い込みパワーによる等価抵抗が大きくなることを反映しているものと考えられる。

第16図はチャイナクレイ法により吸い込み表面と固体表面の遷移の状況を可視化した写真である。迎角 0° 、風速50m/sの条件で吸い込み速度VW-0-50を与えた時の状態を示す。写真の右側のスケッチからよくわかるように、吸い込み表面の所では

約95%弦長付近まで層流が維持されていることがわかる。遷移位置のスパン方向一様性も良好である。なお写真で前縁付近と吸い込み表面領域を囲んで直線的な輪かく(スケッチ図の点線)が見えるが、これはチャイナクレイがそこに付着しないように吹付け時に取付けたカバーの輪かくであり、実際の流れの現象とは何の関連もないことに注意されたい。

以上は本LFC模型の吸い込み用コレクトダクトを全部使用して『最適化』を図った場合であるが、吸い込みの与え方としてはこの他にも実用上興味

(a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=1^\circ$

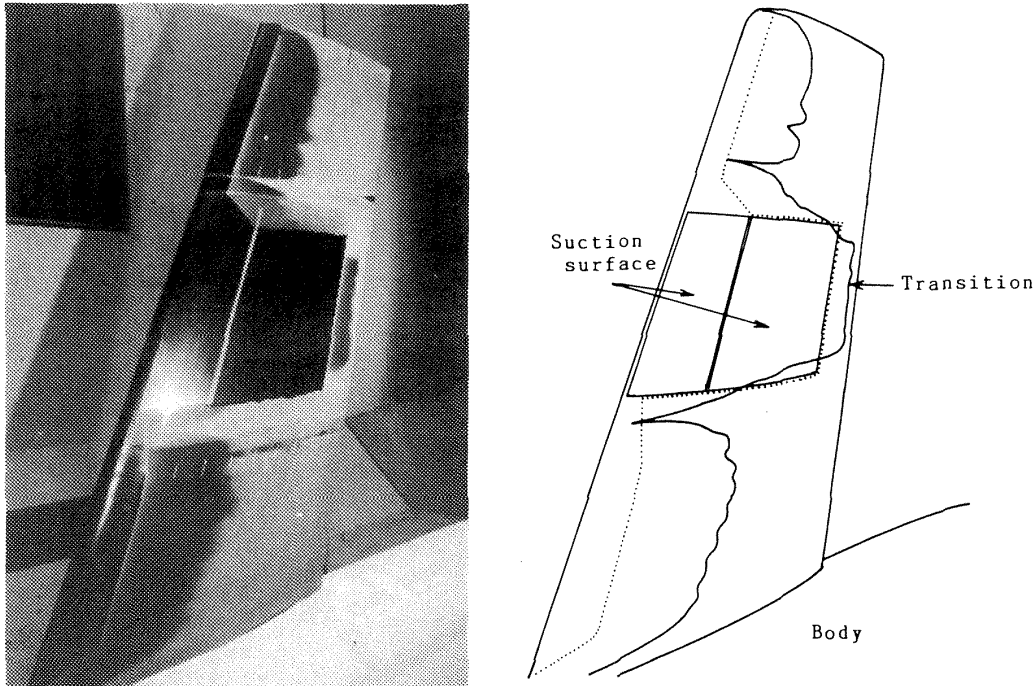
第15図 抵抗低減係数

のあるものがいろいろあり，設計者の方針で決定されるべき要素が大きい分野である。その一例としてわれわれは第17図に示すようにそれぞれ前縁領域のみと後縁領域のみを吸い込んだ場合の抵抗低減効果を調べた。前者は主に前縁付近で顕著な横流れ不安定に起因する遷移を制御することを念頭に置く吸い込みモードであり，自然層流翼と組合わせて遷移を大幅に遅らせ抵抗低減を図る，いわゆるハイブリッドLFCで多用される。後者はすでに乱流になってしまった境界層での吸い込みが効果的か否かを見るために行ったものである。第

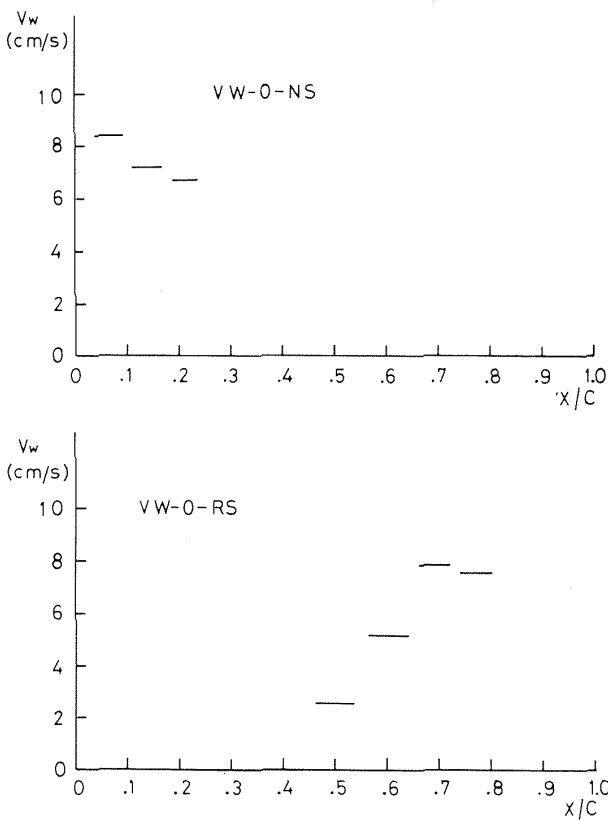
18図は全抵抗の結果である。前縁吸い込みの時は，吸い込みなしの時と較べてすべての試験レイノルズ数範囲にわたって14%程度の抵抗低減が得られたが，後縁吸い込みの時には抵抗低減の効果が全く見られなかった。この結果から前縁領域のみの吸い込みでも抵抗低減に若干の効果があるが，すでに乱流となった後縁領域での吸い込みは殆んど効果がないと考えられる。

2.4.2 境界層速度分布の測定

ウェークトラバースと同じスパン方向位置(STA. 1300)において，翼表面境界層の平均速度分布を



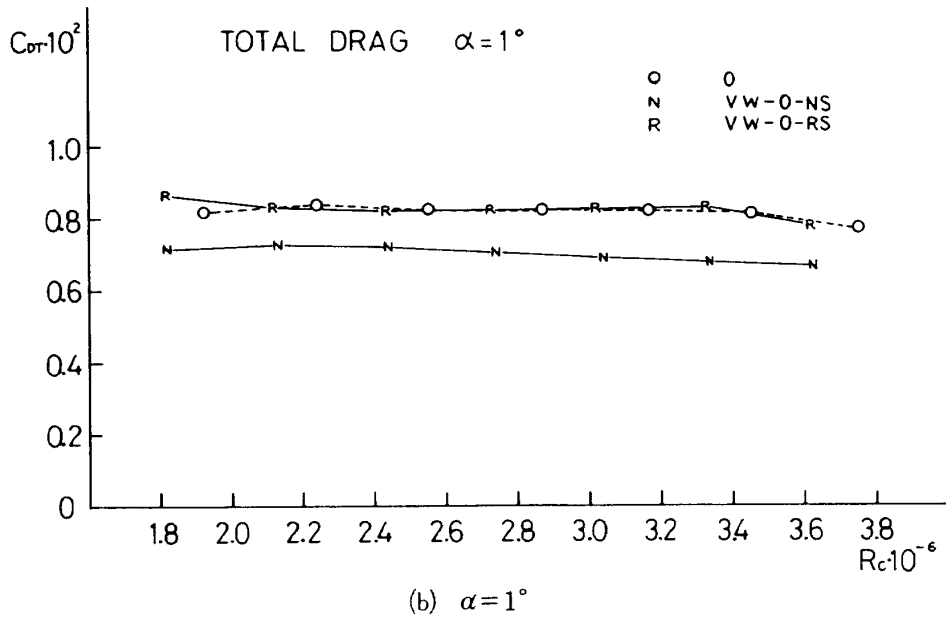
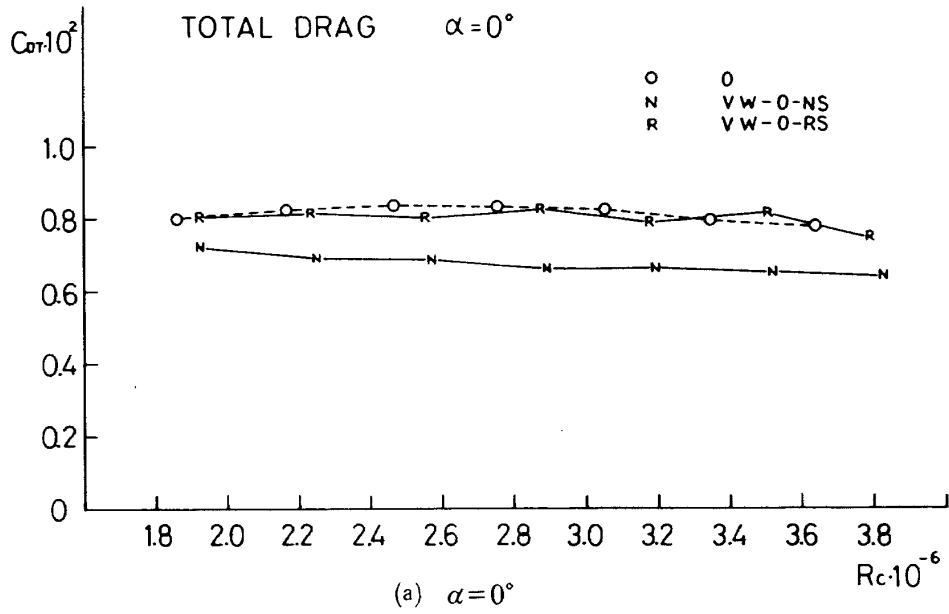
第16図 チャイナクレイ法による遷移の可視化
(左:写真, 右:スケッチ図)



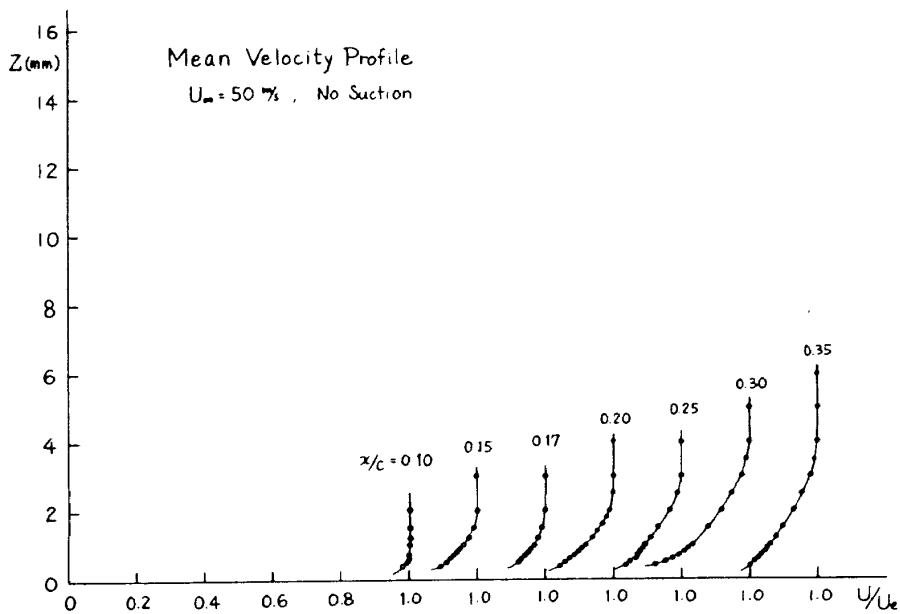
第17図 前方吸い込みと後方吸い込み

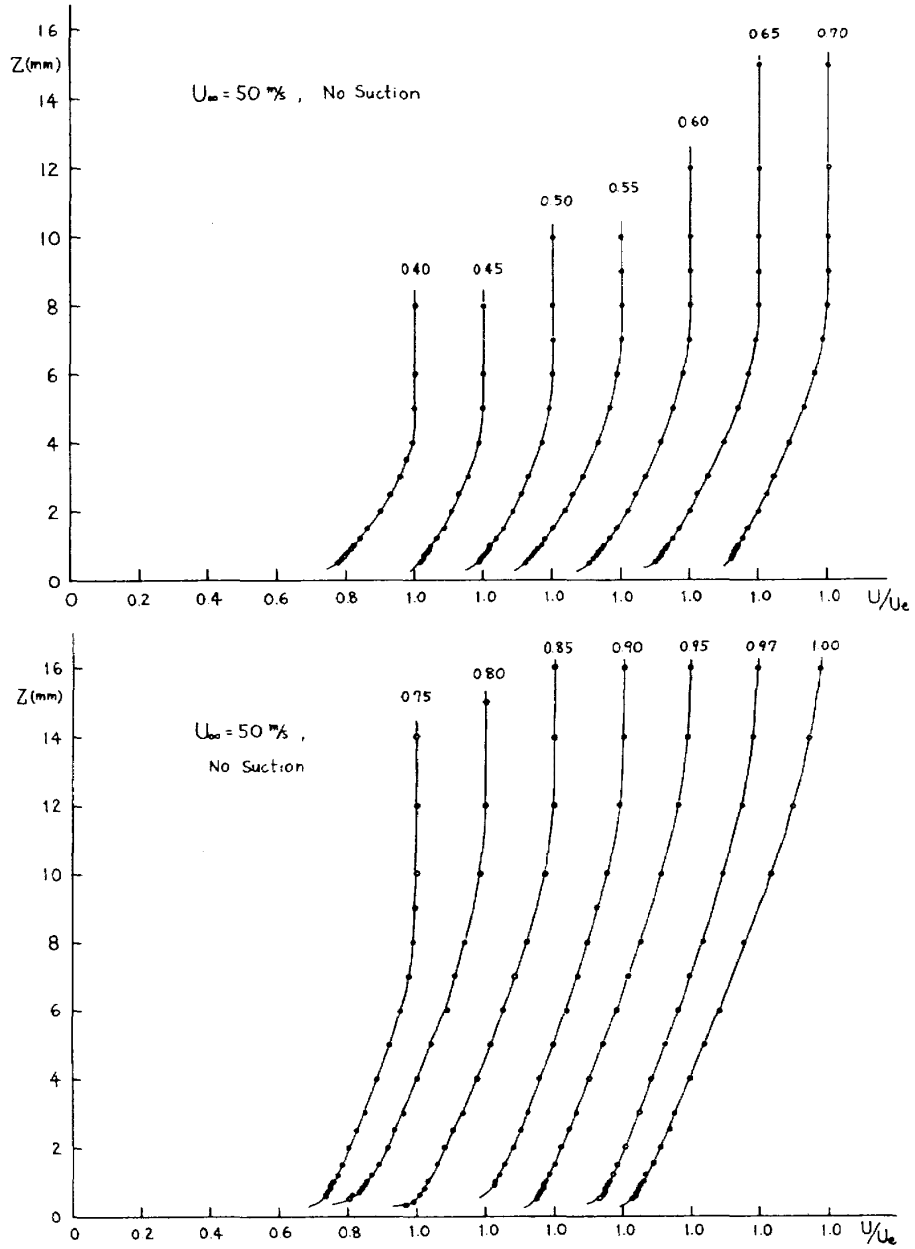
測定した。三次元境界層であるので速度ベクトルは三成分を持つが、ここでは x 軸方向(即ち主流方向)の速度成分のみを熱線風速計で測定した。

測定は第3表に示した条件の下に行ったが、第19図には風速50m/s, 迎角 0° の時に、吸い込みなし(同図(a)), VW-0-40(同図(b))およびVW-0-50(同図(c))の吸い込みを与えた場合の結果をプロットしてある。吸い込みがない場合には特に後縁領域において境界層が急激に厚くなる。VW-0-40を与えた時には若干厚さが小さくなるが顕著ではない。これはこの吸い込み速度では風速50m/sにおいて層流化が達成できないからである。VW-0-50の場合にはそれとは反対に境界層が層流に保たれるので、境界層は非常にうすくなり、95%弦長で比較すると、乱流の場合とくらべて約10分の1になることがわかる。このように層の厚さが顕著にうすくなると、排除厚さもずっと小さくなる。下面の方はこの場合でも吸い込みなしの時と余り変わらないので、実質的に翼はキャンバーが増したようになるであろう。このことはすでに第10図の説明の所でも触れた。抵抗のみならず揚力の微小なコントロールも吸い込みによって可能であることを示唆する興味ある結果である。第20図は三つの境界層の厚さを比較したものである。境界層厚さは u/U_e が0.995となる位置をとった。

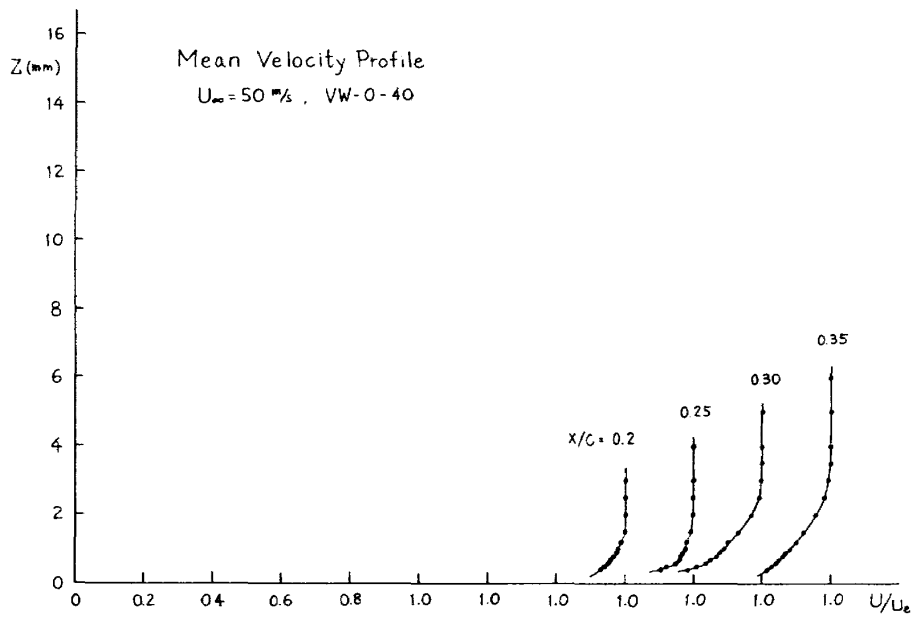


第18図 前方および後方吸い込みの時の全抵抗係数

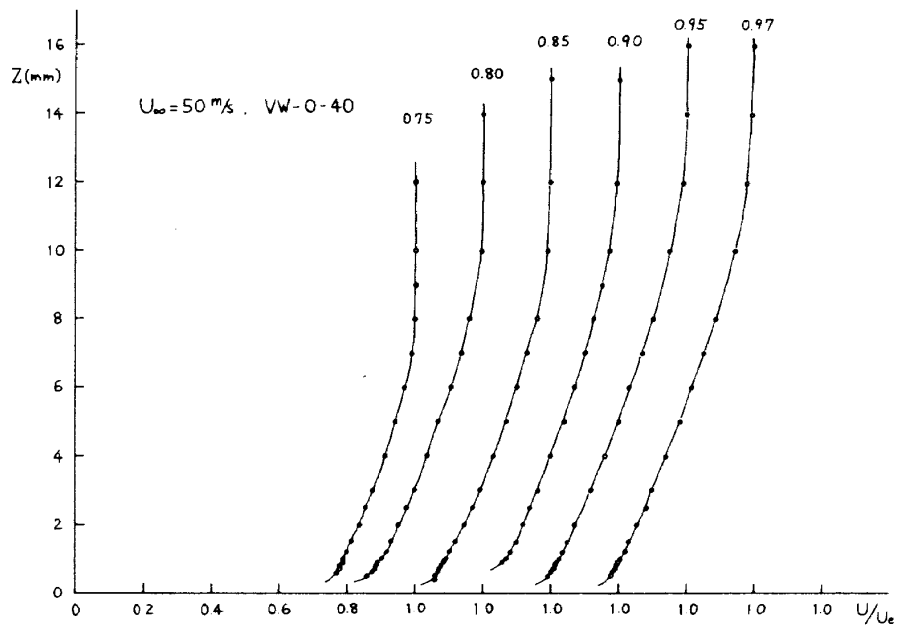
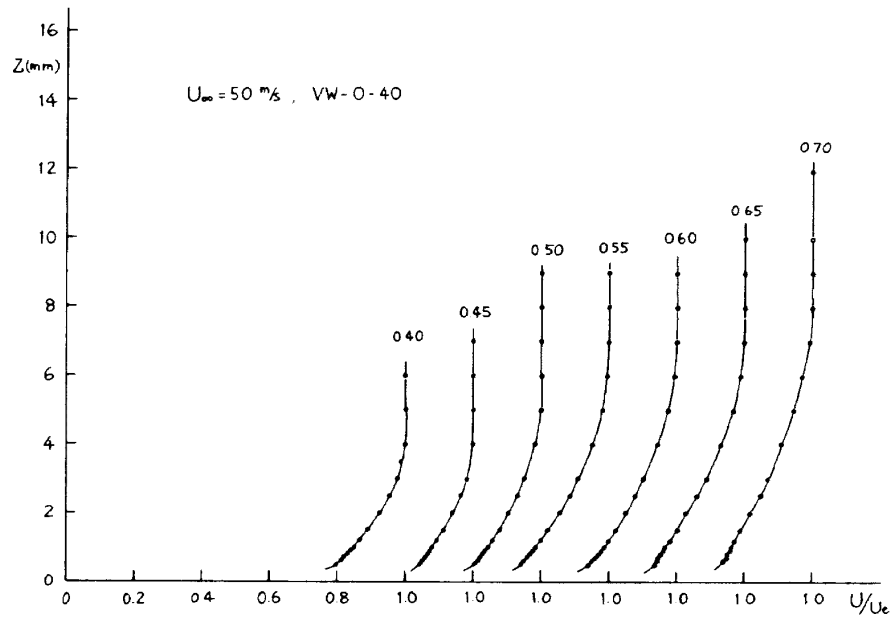




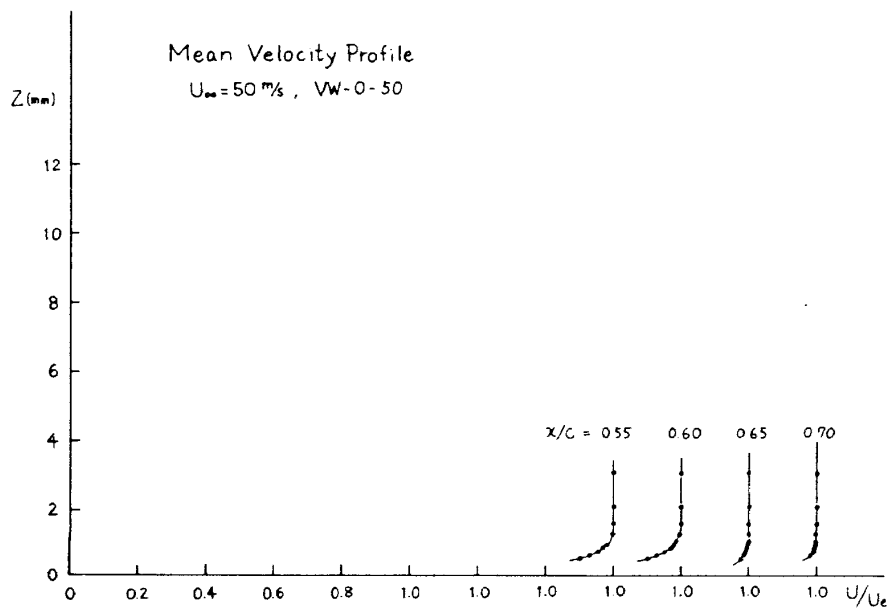
(a) 続き



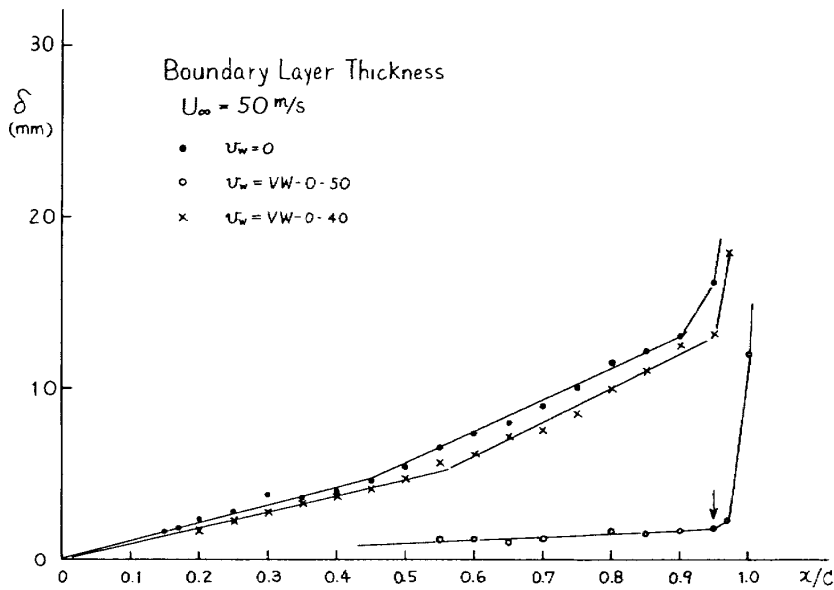
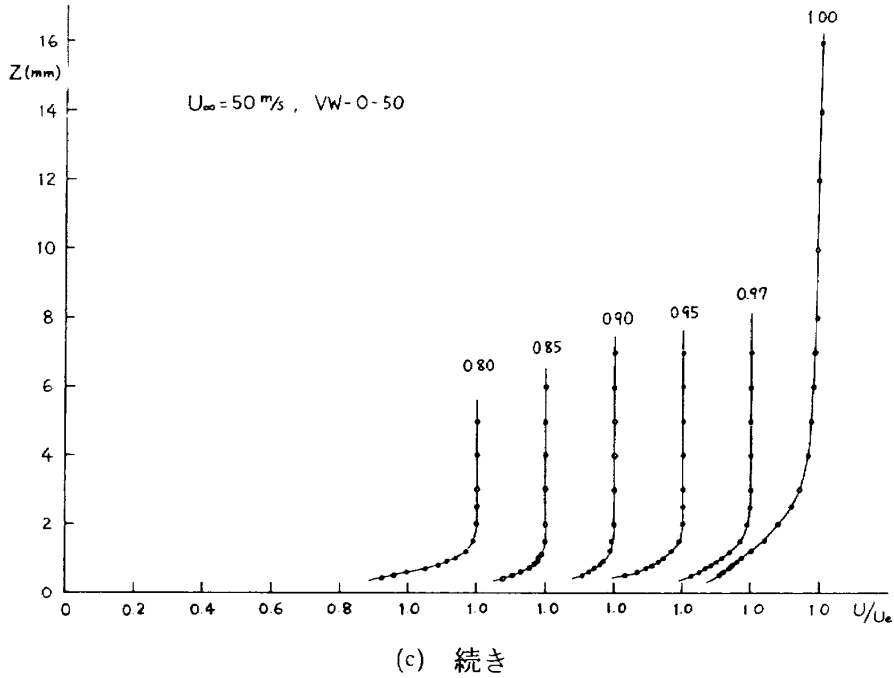
第19図(b) 境界層内の平均速度分布 (VW-0-40の場合)



(b) 続き



第19図(c) 境界層内の平均速度分布 (VW-0-50の場合)



3. 検 討

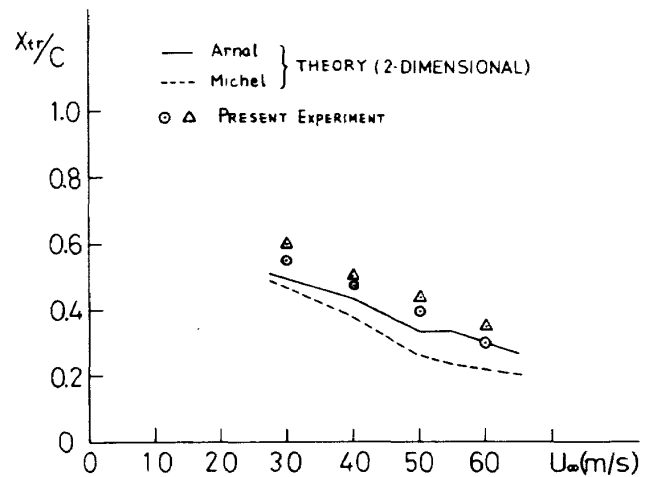
3.1 吸い込み表面における早目の遷移の発生について

第8図で見たように、吸い込みがない場合、吸い込み表面では他の固体表面よりかなり早目に遷移が発生している。しかもその位置は風速によらずほぼ一定で、10%弦長付近から始まっている。これは固体表面上での遷移の位置や風速による遷移の移動の様子とくらべて著しい対比をなしている。このちがいの原因は今のところ明確ではない

が、次のような可能性が考えられる。その第1は吸い込み表面として用いた多孔表面のラフネス効果という点である。本模型の多孔表面と同じ表面を用いた平板翼の実験によれば、吸い込みを行わない時には多孔表面の方が固体表面にくらべて約5.5%弦長 ($U_\infty = 25 \text{ m/s}$ の時)早く遷移したが、多孔表面をうすいテープでふさいで同じ試験をすると、遷移の発生は両者とも殆んど同じ位置であった。これは微細な孔がラフネスとしてはたらし、遷移を早めたためと解釈される。本模型では2.8%弦長から多孔表面であるので吸い込みがない時に

は遷移の発生が早められる可能性は十分にある。ただその場合遷移位置が風速にほとんどよらないという事実の説明がむずかしい。第2の可能性としては、三次元境界層の前縁付近で生じる横流れ遷移の発生によるものではないかということが考えられるが、本実験ではその可能性は小さい。我々は横流れを直接測定していないが、固体表面における遷移点位置から判断しても、また理論的な遷移の予測結果からもそのように推定される。即ち後者の理論的予測においては、横流れ遷移については ONERA C1 法⁷⁾、流れ方向(即ち Tollmien-Schlichting) 遷移については Michel の方法に主流の乱れの効果を考慮したもの⁸⁾と、 Arnal et al. の方法(主流乱れの効果を含む)⁹⁾とをそれぞれ用い、境界層流れを無限偏揺翼上のそれと仮定(これは十分に精度のよい近似である)して計算した(境界層計算は Beasley¹⁰⁾の方法を用いた)。その結果横流れ遷移は試験を行ったすべての風速に対し発生しなかったのに対し、流れ方向遷移の方は第21図に示すように実験値とかなり良く一致した。このことは横流れ遷移よりも T-S 遷移の発生を強く示唆していると考えられる。但し、これも多孔表面によって横流れ遷移が助長されると考えれば可能性を全く否定することは出来ない。第3の可能性としては、吸い込みを行わない場合、吸い込み表面上で早期に局所的な乱流楔が発生し、測定位置がちょうどそれにぶつかったということが考えられる。 $x/c=0.17$ の位置でスパン方向に $\pm 100\text{mm}$ ずらした位置で速度分布や乱れ強さを測定した結果はそれぞれ若干のちがいがあリ、スパン方向の一様性は必ずしも良くないことが示されたが、この可能性を支持する決定的な根拠とは言えない。

以上、吸い込みがない時の吸い込み表面における早目の遷移の発生についてその原因を追求したが、結局現在の所まだ明確な結論を出すまでには至っていない。多孔表面のラフネス効果に、局所的な乱流楔の発生が加わったと考えるのが妥当のように思われるが、重要な問題であるので今後の研究課題としたい。



第21図 固体表面における遷移点の理論と実験の比較($\alpha=0^\circ$)

3.2 ハイブリッド吸い込み表面について

本試験ではすでに述べたように前縁から25%弦長までは多孔表面、25%から80%弦長までは多溝表面を用いて吸い込みを行った。このように異なる吸い込み表面を場所により使いわける(このような吸い込みをここではハイブリッド吸い込みと呼ぶことにする)試みは世界で初めてである。

しかしながら、遷移の制御に関してこの二つの吸い込み表面がそれぞれ空力的にどのような働きをし、どのような利得を持つかについてまだ良くわかっていないので、空力的な観点から見た場合、この様な吸い込み表面の組み合わせが適当か否かは判断がむずかしい。即ち、三次元翼の場合、前縁付近では横流れ不安定が卓越し、中央部では Tollmien-Schlichting 不安定が卓越するが、多孔、多溝表面のどちらがどちらの不安定の制御により有効かということは良くわかっていない。従って前縁付近に多孔表面を使うことが空力的観点から好ましいかどうかは今後の研究課題である。ただし、吸い込み表面の工作の難易度という点から見るとこの組み合わせは正しいものである。なぜなら前縁付近は表面の曲率が大きいので、滑らかな曲線を正確に出すためには多孔表面の方が適しているからである。多溝表面はどうしても溝の位置で表面の輪郭が折れてしまうという欠点があるので、むしろ曲率の小くなった翼中央部で使った方が有利である。

このように今後の課題は多いが、場所により吸い込み表面を変えるとこの考え方はきわめて重要であると思われる。

3.3 最適吸い込み量について

2.3で述べたように、本吸い込み試験では90%弦長まで層流を維持するような『最適』な吸い込み速度を与えたが、この速度は次の様にして決めた。まず与えられた風速において各コレクトダクトとも最大の吸い込み量(ここでは3000cc/s)を与え、モニター用の熱線風速計(90%弦長位置に設置)の出力波形を監視しつつ一番上流側のコレクトダクトから、それ以上減らすと層流が達成できない流量を求め、そこで固定する。次に二番目のダクトに移り同じことを行う。これをすべてのダクトについて行う。このやり方で90%弦長まで層流を維持する『最適』吸い込み流量を求めた。先に決めた流量は変更することなく次の流量の調整を行っているので厳密な意味で最適とは言えないが、実用的な見地からは十分それに近いものであると言えよう。

3.4 ウェーク抵抗の評価法について

本試験では吸い込み表面の中央断面におけるウェークトラバースの結果から二次元ウェーク流に対する Jones の公式⁶⁾を用いてウェーク抵抗を求め、その値を吸い込みあり、なしの場合について比較した。このデータ処理に対しては、このような一断面における比較だけから三次元翼としての抵抗の比較ができるのか、また二次元的な Jones の公式が三次元流れのウェーク抵抗の評価に使えるのかという批判がある。ここではこの問題を検討する。

まず三次元翼のスパン方向に単位幅の翼素を考える。その断面抵抗は次の式で与えられる¹¹⁾。

$$C_{Dw} = 2 \iint_S (\bar{v}\bar{\omega}_z - \bar{w}\bar{\omega}_y) d\bar{S} + \int_L \frac{P_\infty - P_T}{q_\infty} d\bar{z} \quad (4)$$

ここで \bar{S} はこの翼素を囲む任意の検査面(閉曲面)であり、 L は \bar{S} の翼素の下流側の検査面である。(4)式の右辺第二項が二次元翼素としてのウェー

ク抵抗を表わす項であり、第一項は三次元翼であることから生じる項である。この項が小さければ二次元的取扱いは許されるであろう。しかしながらこの項の厳密な評価は実験的にも理論的にも容易ではない。Orloff¹¹⁾ は揚力線近似を用いてこの項を評価した。

$$C_{Dw} = -\bar{w} C_l + \int_L \frac{P_\infty - P_T}{q_\infty} d\bar{z} \quad (5)$$

ここで \bar{w} は横断面 L 内の無次元吹き下し速度であり、 C_l は翼素の揚力係数である。項 $-\bar{w} C_l$ は誘導抵抗に相当する。いまこの項の大きさのオーダーを見るために翼の循環分布は楕円分布であり、 C_l がスパン方向に一定であると仮定すると、この項は

$$C_l^2 / \pi A \quad (A: \text{アスペクト比})$$

となる。本翼断面の $\alpha=0$ の時の C_l の計算値は0.184であり、 $A=4.3$ であるからこの項は約0.0023となる。これはウェーク抵抗(5)式の右辺第2項と比較すると、吸い込みなしの時は約1/4であり、吸い込みありの時は約1/2である。従って必ずしも小さいとは言えない。しかしながらこの項は C_l にのみ依存する量であり、吸い込みありとなしで余り違いはないと考えられるので、両者の差 $\Delta C_{Dw} = (C_{Dw})_0 - (C_{Dw})_{\text{suction}}$ をとれば互いに相殺されてしまうであろう。従ってこの ΔC_{Dw} を考える限りは我々が行った二次元的な取扱い、即ち一断面においてウェークサーベイを行い、その結果からウェーク抵抗を計算し、吸い込みの効果の有無を論じることが許されるであろう。もちろんこの場合にはさらに特性がスパン方向に変わらないことが要求されるが、本試験においては第16図に示した遷移位置のスパン方向の一樣性や、速度分布の相似性からこのことは保証される。次に Jones の公式の適用性の問題であるが、これは(5)式の右辺第二項をいかに評価するかの問題であり、総圧 $P (=p + \frac{1}{2} \rho q^2)$ の形だけが現われているので、 q^2 を三次元的に考えれば問題はないであろう。

最後に(3)式で定義した抵抗低減係数 δ はウェーク抵抗として(4)式の右辺第一項(即ち誘導抵抗分)を含めるとその数値が上述のそれより小さくなることを述べておかねばならない。なぜなら

(3)式で分子は変わらないが分母はこの分だけ大きくなるからである。しかしそれは高々数%であり、第15図に関連した記述に本質的な修正を必要とさせるものではない。

以上、本節では層流制御に本質的な遷移の発生に及ぼす吸い込み表面の形状の効果や、抵抗の評価に関する問題点等を検討した。これらは層流制御技術をより確実なものにするためにいずれも非常に重要な問題であり、引き続き検討していかなければならない事項である。

4. ま と め

実機主翼形状に近い三次元後退翼の吸い込みによる層流制御の有効性を検証するために、中央スパン領域に多孔表面と多溝表面とからなるハイブリッド吸い込み表面を持つ層流制御翼模型を製作し、風洞試験を行った。各試験風速において90%弦長まで層流を与えて、その時のウェーク抵抗を測定し、それに吸い込みに要したパワーを抵抗に換算した等価抵抗を加えて全抵抗を求めた。その結果、吸い込みが有効なレイノルズ数の範囲では抵抗が吸い込みなしの時と較べて大幅に(40%近く)低減することが示された。また前縁付近のみの吸い込みによっても10%近くの抵抗低減が見られた。これらの事実により吸い込みによる層流制御が抵抗低減技術として極めて有効であることが実証できた。

しかしながら同時に吸い込み表面上では吸い込みがない時にはかなり早目に遷移が発生することとか、三次元翼としての抵抗値の正確な評価法の確立と言った新たな課題が示された。

参 考 文 献

- 1) G. V. Lachmann (ed) : Boundary Layer and Flow Control. Vol.2, Pergamon Press (1961).
- 2) W. Pfenninger : Laminar Flow Control, Laminarization. AGARD-R-654 (1977), pp 3.1-3.75.
- 3) R. E. Kosin : Laminar Flow Control by Suction as Applied to the X-21A Airplane.

- J. Aircraft, Vol.2, No.5 (1965), pp.384-390.
- 4) C. D. Harris, W. D. Harvey and C. W. Brooks, Jr. : The NASA Langley Laminar-Flow-Control Experiment on a Swept, Supercritical Airfoil Design. Overview. NASA Tech. Paper 2809 (1988).
- 5) M. R. Head : The Boundary Layer with Distributed Suction. ARC R & M 2783 (1955).
- 6) H. Schlichting : Boundary Layer Theory (7th edition), McGraw-Hill, New York (1979), pp.758-764.
- 7) D. Arnal and J. C. Juillen : Three-Dimensional Transition Studies at ONERA/CERT, AIAA-87-1335 (1987).
- 8) 石田洋治, 野口正芳 : 多孔表面からの吸い込みによる二次元層流制御翼の低速における実験的研究, 航空宇宙技術研究所報告 TR-967 (1988).
- 9) D. Arnal : Description and Prediction of Transition in Two-Dimensional, Incompressible Flow, in Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow. AGARD-R-709 (1984), pp.2.1-2.71.
- 10) J. A. Beasley : Calculation of the Laminar Boundary Layer and Prediction of Transition on a Sheared Wing. ARC R & M 3787 (1976).
- 11) K. L. Orloff : Determining the Lift and Drag Distributions on a Three-Dimensional Airfoil from Flow-Field Velocity Survey. NASA Tech. Memo.73247 (1977).
- 12) M. R. Head and D. Johnson : Flight Experiments on Boundary-Layer Control for Low Drag. ARC R & M 3025 (1957).
- 13) R. F. Sturgeon : The Development and Evaluation of Advanced Technology Laminar-Flow-Control Subsonic Transport Aircraft. AIAA-78-96 (1978).
- 14) R. H. Lange : Design Integration of Laminar-Flow-Control for Transport Aircraft.

- J. Aircraft, Vol.21, No.8 (1984), pp.612-617.
- 15) R. D. Wagner and M. C. Fisher : Developments in the NASA Transport Aircraft Laminar Flow Program. AIAA-83-0090 (1983).
- 16) BCAC Preliminary Design Department : Evaluation of Laminar Flow Control System Concepts for Subsonic Commercial Transport Aircraft. NASA Cont. Rept. 158998 (1979).
- 17) Lockheed-Georgia Company : Evaluation of Laminar Flow Control System Concepts for Subsonic Commercial Transport Aircraft. NASA Cont. Rept. 159253 (1980).
- 18) 今井 功 : 流体力学 (前編), (昭和48年), 裳華房.
- 19) H. W. Liepmann and A. Roshko : Elements of Gas Dynamics (1960) John Wiley.

テムのパワー) P_{sc} である。吸い込みがない時には前者だけが必要である。これらのパワーの求め方は Head によって与えられているが、若干天下りのでわかりにくいので、ここでは運動量方程式とエネルギー方程式の積分形を用いた別の導出法を述べることにする。

まず主推進システムのパワー P_{wc} は、翼の抵抗 D にその運動速度 u_∞ を掛け、それを推進効率 η_p で割ることにより得られる。

$$P_{wc} = Du_\infty / \eta_p \tag{A.2}$$

抵抗 D は運動量方程式から次のように評価できる。一般に流れの中におかれた物体が流体から受ける力 F は物体の表面に働く応力 P (テンソル量) をその全表面 S_0 にわたって積分することにより得られる¹⁸⁾。

$$F = \int_{S_0} (P \cdot n_0) dS \tag{A.3}$$

但し n_0 は表面 S_0 の外向き法線ベクトルである。

さて流体の中に固定された閉曲面 S をとり、その内部の体積を V とするとき、 S 内の流体に対する運動量方程式の積分形¹⁸⁾ は

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \int_V \rho u dV = & - \int_S \rho u (u \cdot n) dS \\ & + \int_S (P \cdot n) dS + \int_V \rho k dV \end{aligned} \tag{A.4}$$

と書ける。但し u : 速度ベクトル, P : 応力テンソル, n : 表面 S の外向き法線ベクトル, k : 外力である。いま流れは定常で、外力は無視できるとすると (A.4) は

$$\int_S [(P \cdot n) - \rho u (u \cdot n)] dS = 0 \tag{A.5}$$

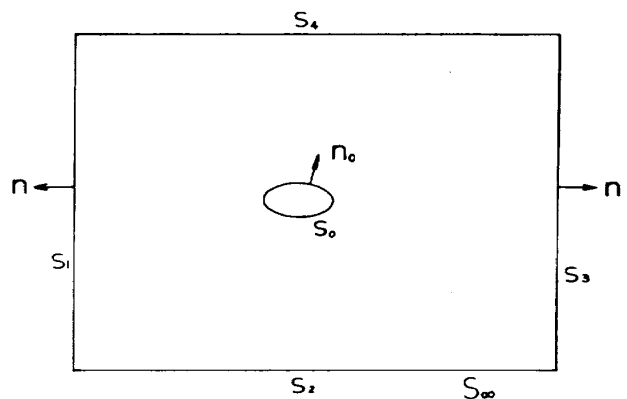
となる。ここで S として付図 1 に示すように物体の表面 S_0 とそれを囲む任意の閉曲面 S_∞ とを合わ

付録 等価抵抗について

吸い込みがある場合には通常のウェーク抵抗の他に、吸い込みに要したパワーを抵抗に換算した等価抵抗を考慮に入れなければならない。しかし抵抗とパワーは次元の異なる量であるので直接には比較できない。Head⁵⁾ は吸い込みがある時の全抵抗 D_T (=ウェーク抵抗+等価抵抗) と吸い込みなしの時の抵抗 D の比が、それぞれの場合に翼を推進させるのに必要なパワーの比に等しいと考えることによりこの困難を避け、等価抵抗に対する表現を導いた。即ち

$$\frac{D_T}{D} = \frac{(\text{Power})_{u_w \neq 0}}{(\text{Power})_{u_w = 0}} = \frac{P_{ws}}{P_{wo}} \tag{A.1}$$

従って吸い込みあり、なしの時のパワー P_{ws} , P_{wo} を求めなければならない。吸い込みがある時の必要なパワーは、翼の抵抗に抗してそれを動かすためのパワー (主推進システムのパワー) P_{wc} と、翼表面から空気を吸い込み、それをある速度で外部に放出するために必要なパワー (吸い込みシス



付図 1 閉曲面の定義

せたものを取り、これらの閉曲面にはさまれた領域を S の内部と考える。 S_0 上では粘性境界条件

$$u=0$$

が成り立つから (A.5) 式より

$$F = \int_{S_0} (P \cdot n_0) dS = \int_{S_0} [(P \cdot n) - \rho u(u \cdot n)] dS \quad (A.6)$$

(S_0 上では $n = -n_0$ であることに注意) (A.6) は定常で外力が働かない時には物体に働く力 F は、物体を囲む任意の検査面上での運動量の流れの積分により与えられることを示している (運動量の法則)。応力テンソル P は非圧縮流れでは

$$P = p_{ij} = -p\delta_{ij} + 2\mu e_{ij} \quad (A.7)$$

但し、 δ_{ij} : クロネッカーのデルタ、 $e_{ij} = (1/2) \times (\partial u_i / \partial x_j + \partial u_j / \partial x_i)$ 。従って、

$$P \cdot n = p_{ij} n_j = -p\delta_{ij} n_j + 2\mu e_{ij} n_j \quad (A.8)$$

付図 1 の検査面に対しては (A.6) はこの時

$$\begin{aligned} F = & \int_{S_1} [p\delta_{i1} - 2\mu e_{i1} + \rho u u_\infty] dS \\ & + \int_{S_2} (p\delta_{i2} - 2\mu e_{i2}) dS \\ & + \int_{S_3} [-p\delta_{i1} + 2\mu e_{i1} - \rho u u] dS \\ & + \int_{S_4} (-p\delta_{i2} + 2\mu e_{i2}) dS \end{aligned} \quad (A.9)$$

抵抗 D は F の x ($i=1$) 成分で与えられるから、

$$\begin{aligned} D = & \int_{S_1} (p - 2\mu e_{11} + \rho u_\infty^2) dS - 2\mu \int_{S_2} e_{12} dS \\ & + \int_{S_3} (-p + 2\mu e_{11} - \rho u^2) dS \\ & + 2\mu \int_{S_4} e_{12} dy \end{aligned} \quad (A.10)$$

となる。しかるに S_2, S_4 上では流れは殆んど平行であるので e_{12} は十分小さく、無視できる。 S_1 上でも流れは一樣であるので e_{11} は小さく無視できるであろう。 S_3 上ではウェーク、スリップ流の両方において e_{11} は存在するが高レイノルズ数の流れでは他の量にくらべて無視できる。さらに圧力 p は S_3 上では殆んど S_1 での値まで回復している。結局 (A.10) は次のようになる。

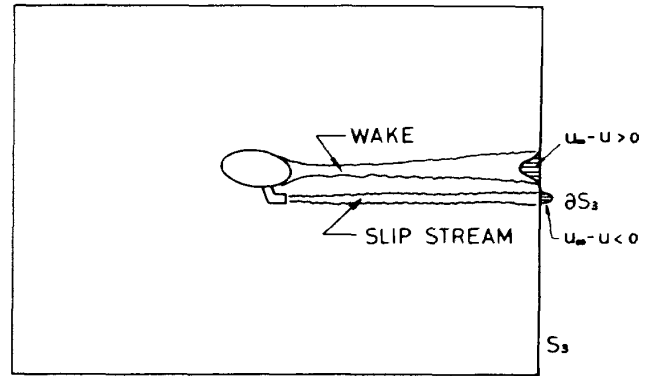
$$D = \int_{S_1} \rho u_\infty^2 dS - \int_{S_3} \rho u^2 dS \quad (A.11)$$

さらに連続の式を使うと (A.11) は

$$D = \int_{S_3} \rho u (u_\infty - u) dS \quad (A.12)$$

となる。

(A.12) は通常のウェーク抵抗を与える式と全く同じ形をしているが、層流制御航空機では翼表面



付図 2 ウェーク流とスリップ流

から吸い込んだ空気をパワーを使って機外に早い速度で放出し、推進力として使うことが行われる。この場合には付図 2 に示すように S_3 上の u は $u_\infty - u > 0$ (ウェーク流) と $u_\infty - u < 0$ (スリップ流) の二つの領域があり、それぞれのウェーク抵抗と放出推力を表わすので、その項を明確に区別するために (A.12) を次のように変形した方が便利である。

$$\begin{aligned} D = & \int_{S_3 - \partial S_3} \rho u (u_\infty - u) dS - \int_{\partial S_3} \rho u (u - u_\infty) dS \\ = & D_w + \rho u_\infty \int_{\partial S_3} u dS - \rho \int_{\partial S_3} u v_e dS \\ (\because u dS_3 = v_e dS_e) \\ = & D_w + \rho (u_\infty - v_e) Q = D_w - \rho v Q \end{aligned} \quad (A.13)$$

但し、

$Q = \int_{\partial S_3} u dS$ および $v_e = u_\infty + v =$ 一樣とおいた。(A.13) を (A.2) に代入すると、

$$P_{wc} = \frac{D_w u_\infty - \rho v Q u_\infty}{\eta_p} \quad (A.14)$$

これが主推進システムのパワーである。

次に吸い込みシステムのパワー P_{sc} は、その効率を η_s とすれば

$$P_{sc} = W_{sc} / \eta_s \quad (A.15)$$

で与えられる。 W_{sc} は (例えば) 吸い込みポンプが行う仕事率であり、次のように吸い込みシステムにエネルギー方程式の積分形を適用することにより得られる。

一般に固定された閉曲面 S をとり、その内部の体積を V とする時、エネルギー方程式の積分形¹⁸⁾ は

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \left(e + \frac{1}{2} |u|^2 \right) dV$$

$$\begin{aligned}
 &= -\int_S \rho \left(e + \frac{1}{2} |\mathbf{u}|^2 \right) (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}) dS \\
 &\quad - \int_S (\boldsymbol{\theta} \cdot \mathbf{n}) dS + \int_S [(\mathbf{P} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u}] dS \\
 &\quad + \int_V \rho (\mathbf{k} \cdot \mathbf{u}) dV \quad (\text{A.16})
 \end{aligned}$$

で与えられる。流れは定常で外力はないとすると (A.16) は

$$\begin{aligned}
 0 = \int_S [(\mathbf{P} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u} - \rho \left(e + \frac{1}{2} |\mathbf{u}|^2 \right) (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}) \\
 - (\boldsymbol{\theta} \cdot \mathbf{n})] dS \quad (\text{A.17})
 \end{aligned}$$

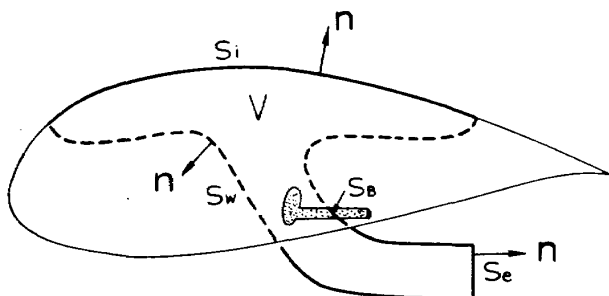
となる。但し、 e : 内部エネルギー、 $\boldsymbol{\theta}$: 熱流量であり、その他の記号は運動量方程式の場合と同じである。しかるに非圧縮流では内部エネルギー e の変化は無視でき¹⁹⁾、熱流量 $\boldsymbol{\theta}$ の寄与も本試験では吸い込みシステム内に顕著な熱源はないので無視できる。従って (A.17) は

$$0 = \int_S [(\mathbf{P} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u} - \frac{1}{2} \rho |\mathbf{u}|^2 (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n})] dS \quad (\text{A.18})$$

と書ける。ここで付図 3 に示すように吸い込みシステムを囲む閉曲面 S を考える。 S は S_i (吸い込み表面)、 S_w (吸い込みダクトの内壁)、 S_b (吸い込みポンプのシャフトが S_w を切る部分) および S_e (吸い込み空気の出出口) から成る。 S_w 上では $\mathbf{u} = 0$ 、 S_b 上では $\mathbf{u} \cdot \mathbf{n} = 0$ であることを使うと (A.18) は、

$$\begin{aligned}
 \int_{S_i} (\mathbf{P} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u} dS = - \int_S [(\mathbf{P} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u} \\
 - \frac{1}{2} \rho |\mathbf{u}|^2 (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n})] dS - \int_{S_b} [(\mathbf{P} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u} \\
 - \frac{1}{2} \rho |\mathbf{u}|^2 (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n})] dS \quad (\text{A.19})
 \end{aligned}$$

となる。左辺の積分は回転するシャフトが応力に抗してなす仕事で、これは (A.15) における W_{sc} に



付図 3 吸い込みシステムの検査面

等しいものである。(A.8)より

$$(\mathbf{P} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u} = -pn_i u_i + 2\mu e_{ij} n_j u_i$$

であるが、 S_i と S_e における e_{ij} は少なくとも高レイノルズ数では小さいと考えられるので無視すると、

$$(\mathbf{P} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u} = -pn_i u_i = -pu_n \quad (\text{A.20})$$

但し u_n は法線方向速度である。 S_i では $u_n = -v_w$ 、 S_e では $u_n = v_e$ であるから (A.19) と (A.20) より

$$\begin{aligned}
 W_S &\equiv \int_{S_i} (\mathbf{P} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u} dS \\
 &= - \int_{S_i} \left(pv_w + \frac{\rho}{2} |\mathbf{u}|^2 v_w \right) dS \\
 &\quad + \int_{S_e} \left(pv_e + \frac{\rho}{2} |\mathbf{u}|^2 v_e \right) dS \\
 &= \int_{S_i} (p_e - p) v_w dS + \frac{1}{2} \int_{S_i} \rho (|\mathbf{u}_e|^2 \\
 &\quad - |\mathbf{u}|^2) v_w dS \quad (\text{A.21})
 \end{aligned}$$

が得られる。但し式の変形において連続の式

$$v_w dS_i = v_e dS_e$$

を用いた。さらに $|\mathbf{u}_i|^2 \ll |\mathbf{u}_e|^2$ であるから

$$W_S = \int_{S_i} (p_e - p) v_w dS + \frac{1}{2} \rho \int_{S_i} |\mathbf{u}_e|^2 v_w dS$$

さらに $|\mathbf{u}_e|^2 = v_e^2$ と仮定すれば

$$W_S = \int_{S_i} (p_e - p) v_w dS + \frac{1}{2} \rho v_e^2 Q \quad (\text{A.22})$$

従って (A.15) より

$$P_{sc} = \frac{1}{\eta_s} \left(\int_{S_i} (p_e - p) v_w dS + \frac{1}{2} \rho v_e^2 Q \right) \quad (\text{A.23})$$

従って、(A.14) と (A.23) を (A.1) に代入すると、

$$\begin{aligned}
 \frac{D_T}{D} &= \frac{(D_w u_\infty - \rho u_\infty v Q) / \eta_p}{D u_\infty / \eta_p} \\
 &\quad + \frac{\left(\int_{S_i} (p_e - p) v_w dS + \frac{1}{2} \rho v_e^2 Q \right) / \eta_s}{D u_\infty / \eta_p}
 \end{aligned}$$

但し、 $P_{w0} = D u_\infty / \eta_p$ である。従って、

$$\begin{aligned}
 D_T &= D_w - \rho v Q + \frac{\eta_p}{\eta_s} \left(\int_{S_i} (p_e - p) \frac{v_w}{u_\infty} dS \right. \\
 &\quad \left. + \frac{1}{2} \rho \frac{v_e^2}{u_\infty} Q \right) \quad (\text{A.24})
 \end{aligned}$$

となる。右辺の第2, 3項の和が吸い込みに要するパワーを抵抗に換算した等価抵抗 D_e である。

即ち,

$$D_e = -\rho v Q + \frac{\eta_p}{\eta_s} \left(\int_{S_i} (p_e - p) \frac{v_w}{u_\infty} dS + \frac{1}{2} \rho \frac{v_e^2}{u_\infty} Q \right) \quad (\text{A.25})$$

主推進システムと吸い込みシステムの効率 η_p, η_s がわからないと D_e の値は評価できない。本試験では $\eta_p = \eta_s$ と仮定した。この時, $v_e = u_\infty + v$ であるから

$$D_e = \int_{S_i} (p_e - p) \frac{v_w}{u_\infty} dS + \frac{1}{2} \rho \frac{u_\infty^2 + v^2}{u_\infty} Q \quad (\text{A.26})$$

従って,

$$C_{DT} = C_{Dw} + \left(1 + \frac{v^2}{u_\infty^2} \right) \frac{Q}{u_\infty S_R} + \int_{S_i} \frac{p_e - p}{q_\infty} \frac{v_w}{u_\infty} d \left(\frac{S}{S_R} \right) \quad (\text{A.27})$$

但し, S_R : 基準面積である。

本文(1)式は S として単位スパン幅の要素面積を考えているので, $S = s \times 1$ となっている。そして $S_R = C$ である(ここで s は翼断面に沿っての距離である)。また p_e は p_∞ としている。

航空宇宙技術研究所報告1072号

平成2年7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丁目44番地1
電話三鷹(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
