

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-693

航技研二次元風洞の気流特性について(I)

——マッハ数分布, 気流偏角および側壁からの境界層吸込予備試験——

榑原盛三・高島一明・三輪 等
小国保男・佐藤 衛・神田 宏

1982年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

航技研二次元風洞の気流特性について(I)*

—マッハ数分布の気流偏角および側壁からの境界層吸込予備試験—

榑原盛三** 高島一明** 三輪 等**
小国保男** 佐藤 衛** 神田 宏**

Flow Quality of NAL Two-Dimensional Transonic Wind Tunnel

Part I

Mach Number Distributions, Flow Angularities and Preliminary Study of Side Wall Boundary Layer Suction

by

Seizo SAKAKIBARA, Kazuaki TAKASHIMA, Hitoshi MIWA,
Yasuo OGUNI, Mamoru SATO and Hiroshi KANDA

ABSTRACT

Experimental data on the flow quality of the NAL two-dimensional transonic wind tunnel are presented. Mach number distributions on the test section axis show good uniformity which is characterised by the two-sigma(standard deviation) values of 0.0003 to 0.001 for a range of Mach numbers from 0.4 to 1.0. Flow angularities, which were measured by using a wing model with a symmetrical cross section, remained within 0.04 degree for Mach numbers from 0.2 to 0.8.

Side wall boundary layer suction was applied through a pair of porous plates. The variation of aerodynamic properties of the model due to the suction mass flow rate change is presented with a brief discussion. Two-dimensionality of the flow over the wing span is expected to be improved by applying the appropriate suction rate, which depends on the Mach number, Reynolds number and lift coefficient.

1. まえがき

飛行機の歴史を語るとき今世紀初頭ライト兄弟が、はたした偉業にふれないわけにはいかないが、「初飛行に成功」という華々しさの陰で彼らが、機材の

開発手段として風洞を活用していた事実を見逃すことはできない¹⁾。爾来、風洞は飛躍的に進歩する航空機の研究開発用設備として、ますます高度な要請に応え続けている^{2),3)}。航空機の研究開発において風洞は、実機の空力的な現象を模型に再現するシミュレータとして位置付けることができる。したがって、風洞設備が新らしく完成した際、最初に着手しなければならないことは、シミュレータとしての機能と

* 昭和56年10月29日 受付

** 空気力学第2部

精度を確認することである。当研究所が最近整備した実機に近い高いレイノルズ数を実現できる 30 cm × 1m 遷音速風洞は、このような観点に立って制御計測系および空力的な特性試験等、多面的な試験研究を急いでいる^{4),5),6),7)}ととりわけ気流の質と試験精度に大きな影響を及ぼすものと考えられる①マッハ数分布の一様性、②気流の偏角、③壁干渉、④気流の乱れ、⑤音響、⑥圧力変動、⑦温度変動に関しては、計画を定め重点的に試験をすすめている。本報告ではこのうち①②および③に関連するマッハ数分布、気流の偏角および側壁からの境界層吸込法とその予備試験結果について述べる。マッハ数分布は測定部の中心軸上・左右・上下各壁面について測定した。この結果風洞中心のマッハ数分布は、よく知られているように、上下壁の傾角によって変化し、下流側に向って0.35度(片側)程度開いた場合には、本風洞が実現できるほぼ全マッハ数範囲内で優れた一様性を持っていることが判った。すなわち、模型取付位置付近の全長900mmに亘る区間のマッハ数のふらつきは、マッハ数の平均値を中心に±0.001程度であることが確認された。風洞中心軸と気流方向との間の偏角は、上下対称翼であるNACA0012翼型模型を用いて測定した結果、マッハ数0.2から0.8の範囲内で0.04度を超えることはないことが判った。また、風洞試験では自由飛行と決定的に異なる壁面の存在から逃れることはできないが、ことに二次元風洞と呼ばれる測定部の幅が高さに比べ可成り狭い風洞では、新たに厄介な側壁面からの干渉の問題が加わる。このため本風洞では、模型取付部の側壁面に多孔質材を用い大気圧と気流の静圧との差を利用して、側壁から流れの一部を吸込む境界層吸取装置を装備した。同装置には、広範囲に変化する静圧と流速に応じ、境界層吸込速度比(境界層吸込流速/一様流速)を、ほぼ一定値に保つ機能が要求される。このためまず、この多孔質材でできた側壁面である境界層吸取板の空力的な特性を明らかにした。この板はフィルターエレメントとして広く使われているもので、銅合金の粉末を焼結したものであるが、公表されたデータは見当たらない。本装置の境界層吸取板の抵抗係数は、実験の結果レイノルズ数によってきれいに整理することができ、よく知られた平板の摩擦抵抗とよ

く似た特性を持っていることが明らかになった。また境界層吸取装置の静的試験として、風洞内を与圧状態にする「プリチャージ」⁵⁾の機能を利用して広範囲の通風条件を作り、通風時に必要な同装置の特性を明らかにした。最後に静的試験で得られたデータの再確認と境界層吸込の特性を明らかにするためNACA64A410⁸⁾翼型模型(弦長25cm)を用いて境界層吸込試験を行った。この結果、本装置は風洞の設計範囲内のあらゆる通風条件下で、二次元性の確保に効果的な任意の境界層吸込速度比を実現できることが確認された。また模型の二次元性、揚力係数、および抵抗係数と、マッハ数、レイノルズ数、および吸取板の形状との関係についてもふれた。なお巻末には付録として、境界層吸込時の模型のまわりの圧力係数の数表を掲げた。

2. 記 号

- A ; 境界層吸取板の有効面積
- B ; 風洞測定部全幅(30 cm)
- C ; 弦 長
- C_{DW} ; ウェークレークによって測定した抗力係数
- C_L ; 揚力係数
- C_P ; 圧力係数 $= (P - P_\infty) / q$
- G ; 流 量
- g ; 重力の加速度
- M ; マッハ数
- \bar{M} ; 平均マッハ数 $(= \sum_{i=1}^n M_i / n)$
- P_s ; 静 圧
- p_0 ; 集合洞よどみ点圧力
- q ; 動 圧
- R ; ガス定数
- R_e ; レイノルズ数
- t ; 厚 さ
- T ; 温 度
- V ; 流 速
- V_A ; 流量調節弁開度
- WT ; ウェークレーク
- x ; 模型前縁からの距離
- y ; 模型中心からスパン方向の距離(右側正)
- α ; 迎 角

θ_w ; 上下壁の傾角
 κ ; 比熱比
 ρ ; 空気の密度
 τ ; 上下壁溝の開口面積比
 $2\sigma_M$; 式(2)
 d ; 変化量

〔添字〕

C ; 抽気室
 \mathcal{O} ; 中心軸位置
 f ; 気流方向
 g ; 風胴軸基準
 L ; 下側
 LD ; 揚力発散
 \max ; 最大値
 n ; 側壁面に垂直方向
 SB ; 境界層吸込室
 U ; 上側
 w ; 伴流
 1 ; 模型中央断面位置
 2 ; 模型中央断面位置からスパン方向にはずれた位置
 3 ; 全上
 ∞ ; 一様流

3. マッハ数分布と気流の偏角

〔風胴の概要〕

当研究所の加圧型吹出式 30 cm×1m 二次元遷音速風胴の構造は文献(4)に詳しい。同風胴の測定部は左右(南北)側が固定壁であるのに対し、上下壁(図 1 および 2 参照)は 6 条の溝(うち左右両端の 2 本は $\frac{1}{2}$ 幅)によって通気性を持たせてある。また全長 3.4 m に及ぶ上下壁は、手動によって任意の傾角を与えることができ、その範囲は下流側に向って流路面積が減少する -0.7° から、逆に増大する $+0.7^\circ$ までである。測定部全体は直径 2.8 m の抽気室に納められている。マッハ数は第二スロート弁または、抽気弁の開度をフィードバック制御することによって高い安定性と設定確度 ($|dM| < 0.005$) を得ている⁹⁾。マッハ数の制御に用いる弁の選択は、マッハ数によって決まり、マッハ数が 0.75 までは第二スロート弁

によって制御されるのに対し、それを超えるマッハ数領域では、抽気弁によってマッハ数を制御している。抽気弁を使うマッハ数制御の場合には、第二スロート弁開度を一定値に保持する必要がある。これらの演算制御回路にはデジタル方式を採用し、設定の容易さと制御精度の向上を図った。

〔マッハ数分布と測定条件〕

遷音速風胴のマッハ数分布の一様性は、壁傾角、壁開口部の形状、壁開口比、抽気量など多くのパラメータによって支配され複雑であるが、本風胴のように多溝壁の場合、高亜音速での特性は良く開口部の形状による影響は小さいと言われている¹⁰⁾。またマッハ数分布の傾きは、抗力に対して水平浮力の効果を与え、精度に直接影響するので、模型取付部付近のマッハ数分布の一様性の確保には、充分留意する必要がある。一様流マッハ数の決定に必要な静圧の測定位置についても注意する必要がある。遷音速風胴試験の場合、マッハ数は測定部に装着された模型や、機器によって変化するので測定部の静圧を基準にすることはできない場合が多く、抽気室圧又は多溝壁外側の圧力を基準として一様流マッハ数を決めるのが好ましいと考えられる。しかしながら上にも述べたように、抽気室圧と測定部静圧との関係は壁面の条件のほか、レイノルズ数によっても変ることが考えられる。マッハ数分布の測定にあたっては、以上の各点を念頭において図 1 の各位置で測定した。

試験条件は表 1 に示す通りであって、測定部中心軸上の圧力分布を測定するプローブは、図 2 に示すように全長は、外径に比べ極端に長いため、風胴起動および停止時の衝撃的な空気力に対して強度の不足が心配された。このため集合胴よどみ点圧 P_0 は、 $4 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ 以下におさえた。また公表されたデータは P_0 が小さい風胴に多いので、それと比較するためにも、またレイノルズ数の変化量を大きくとるためにも P_0 は、可能な限り低い状態の実験を行う必要がある。しかしながら、 P_0 を下げるには調圧弁の開度を小さくしなければならず、その状態では調圧のための弁の動きも微小となるため、制御精度は悪くなる。このためここでは、試験可能な最低 P_0 として $2 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ について測定した。壁開口比 τ は、壁傾角 $\theta_w = 0^\circ$ の場合だけ $\tau = 10\%$ であるが、そのほか

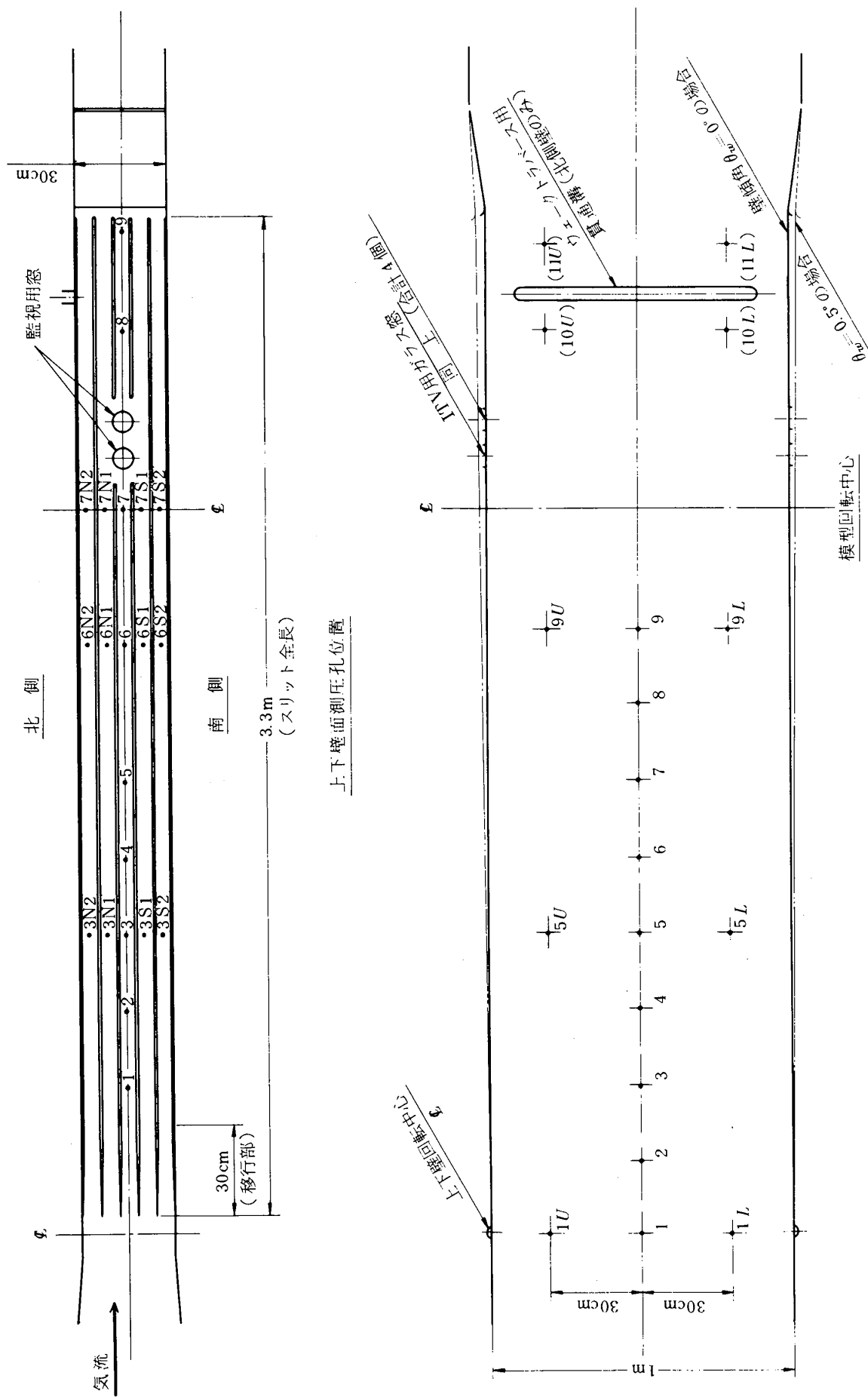


図1 壁面圧計測位置詳細

表1 マッハ数分布測定試験総括表

θ_w [deg]	P_0 [kg/cm ²]	τ [%]	M_C	\bar{M}_C	Test No	θ_w [deg]	P_0 [kg/cm ²]	τ [%]	M_C	\bar{M}_C	Test No
0	4.00	10	0.363	0.363	196	0.35	2.00	3	0.500	0.501	657
			0.582	0.579	197				0.599	0.599	658
			0.680	0.682	198				0.700	0.700	659
			0.763	0.761	199				0.798	0.792	660
			0.912	0.903	201				0.899	0.897	661
			1.015	1.001	202				1.007	1.001	663
			1.144	1.123*	203				0.500	0.500	648
0.25	2.00	3	0.492	0.493	641		4.00		0.600	0.601	649
			0.559	0.560	635				0.700	0.700	650
			0.659	0.660	636				0.800	0.797	651
			0.762	0.757	637				0.899	0.898	652
			0.858	0.855	638				1.000	0.995	653
			0.976	0.967	643				1.100	1.092	654
			0.493	0.493	626	0.5		2.00	0.660	0.661	624
	0.561		0.561	628	0.759		0.754		625		
	0.660		0.661	629	0.460		0.460		612		
	0.760		0.758	630	0.560		0.560		613		
	0.861		0.857	632	0.660		0.661		614		
	0.956		0.951	647	0.761		0.761		617		
	1.190		1.160*	645	0.904		0.907		619		
	注) *印は最大マッハ数						0.959	0.966	622		



図2 測定部中心軸上圧測定用プローブの外観

はすべて、 $\tau = 3\%$ である。マッハ数 M は、 $M = 0.4$ から、第二スロート弁および抽気弁が全開となる最大マッハ数まで、ほぼ0.1毎に変えた。しかし、一部のケースを除き、マッハ数の自動制御は行わず、第二スロート弁および抽気弁の開度は、設定マッハ数に応じ所定の値に一定として通風したので、測定されたマッハ数は、設定値からずれた場合が多い。マッハ数自動制御を行った $P_0 = 2 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ 、 $\theta_w = 0.35^\circ$ (図3(a)参照)や $P_0 = 4 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ 、 $\theta_w = 0.35^\circ$ (図3(b)および図5参照)のケースでは、設定値にごく近いマッハ数が測定されている。

3.1 測定部中心軸上のマッハ数分布

〔測定部中心軸上圧測定用プローブ〕

測定部中心軸上の圧力分布は、図2に示す全長3、165mm×外径25mmのプローブによって測定した。測定孔の位置は、供試模型の取付中心の前方450mm

から下流側へ945mmの区間は45mmのピッチに、そのほかは、90mmのピッチに上側を向けて、合計39カ所である。プローブの風胴への取付は、前後2カ所を支持腕によって固定した。支持腕の断面形は、上流側が円弧翼状の断面形(厚さ15mm×弦長130mm)であり、また下流側はクサビ形(厚さ10mm×弦長90mm)である。風胴への結合は、これら断面形から突起しない特殊なピンによって固定し、外形に合わせて整形した。このほか、模型取付中心位置にも円弧翼状の断面をした支持腕を取付け、プローブを3カ所で支持することによって、高レイノルズ数の試験に備えた。しかしながら、この支持腕を装着すると、マッハ数分布にはこの腕からの干渉と見られるマッハ数分布の大きなピークが現われたので、実験は中止した。

〔測定部中心軸上のマッハ数分布とその定量的評価〕

図3(a)(b)(c)は、壁傾角 θ_w の風胴中心軸位置のマッハ数分布に与える影響を示すもので、よどみ点圧 P_0 の変化によると思われる影響は見られないが、 θ_w のマッハ数分布に与える影響は大きいことが判る。マッハ数分布の一様性は、上下壁傾角を適切に設定することによって、一層改善できることがうかがえる。 θ_w とマッハ数分布の関係は、上下壁面が平行状態である $\theta_w=0^\circ$ (図3(b)参照)の場合、マッハ数が0.6付近から0.75にかけ、マッハ数が増加するに従い、下流側に向って増速の傾向が現われる。また、さらにマッハ数が大きくなり、遷音速領域に入ると、この増速傾向は緩和され、この原因は抽気の影響によるものと思われる。さらにマッハ数をあげ、超音速領域に達すると、多溝壁特有のマッハ数分布の悪さに加え、プローブ支持部からの衝撃波の干渉が加わり、マッハ数分布は大きく乱れる。下流側に向って流路面積が増加するようにするため、 θ_w を \oplus 側に設定すると、この傾向はなくなる。(図3(c))

上下の壁傾角をそれぞれ $\theta_w=0.5^\circ$ まで開くと、マッハ数分布は、下流に向って減速の傾向が現われてくる。多溝壁の場合、溝の後端位置付近でマッハ数の乱れを起こすと言われている¹⁰⁾。図3に見られる測定部後端でのマッハ数分布の乱れには、プローブの支持腕からの干渉だけでなく、多溝壁特有の性質も影

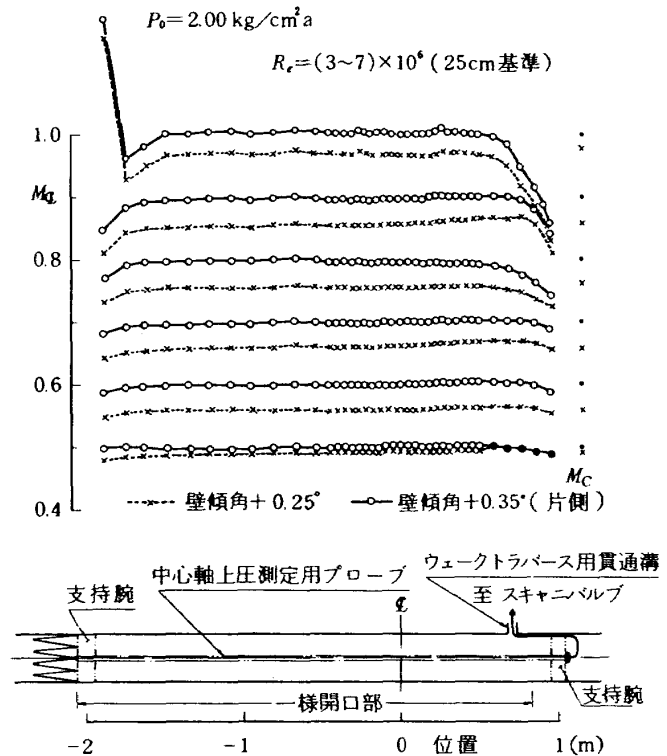


図3(a) 壁傾角の測定部中心軸上マッハ数分布に与える影響

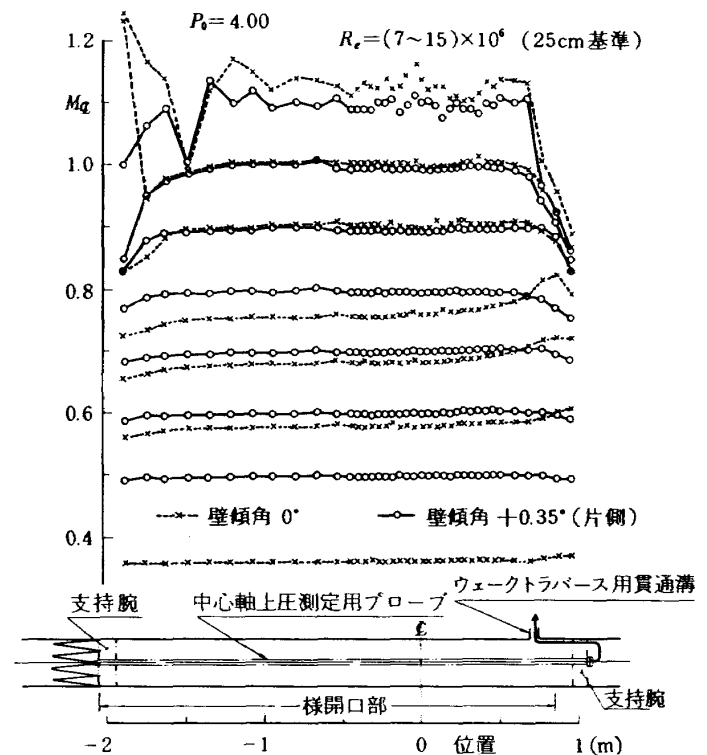


図3(b) 壁傾角の測定部中心軸上マッハ数分布に与える影響

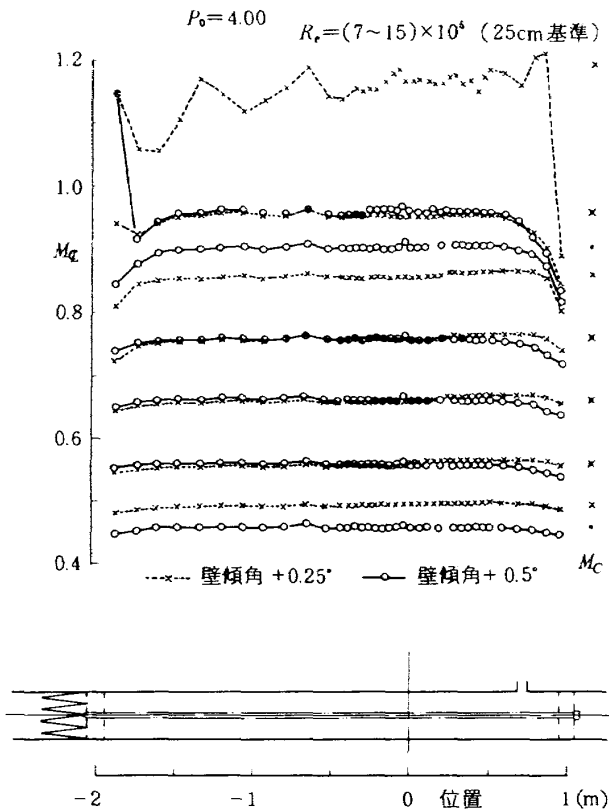


図 3(c) 壁傾角の測定部中心軸上マッハ数分布に与える影響

響しているものと考えられる。

模型取付部のマッハ数分布の傾斜は、よく知られているように、水平浮力の効果として抗力に影響する。

$$\Delta C_D \propto -dM/dx \quad (1)$$

模型取付部付近のマッハ数分布の一様性を統計的に整理してみよう。模型の迎角変更時の回転中心位置を基準として、前後 450mm にわたる全長 900mm の区間には、上に述べたように 21 個の測圧点を設けてある。この区間の $2\sigma_M$ は、標本(測定点数)が少ない場合の分布を仮定して次式で与えられる¹¹⁾。

$$2\sigma_M = 0.103 \sqrt{\sum_{i=1}^{21} (M_{C_i} - \bar{M}_C)^2} \quad (2)$$

図 4 は、よどみ点圧力 P_0 および上下壁傾角 θ_w をそれぞれ変えたときの $2\sigma_M$ を示す。図 3 から推定できたように、 $\theta_w = 0.35^\circ$ の場合、広範囲のマッハ数でマッハ数分布の優れた一様性が得られ、本風洞の設計マッハ数のほぼ全域である $0.4 < M < 1$ で、 $2\sigma_M$ は、0.001 を超えることがないことが判る。 θ_w が大き過ぎると、境界層の厚さは増加し、衝撃波の

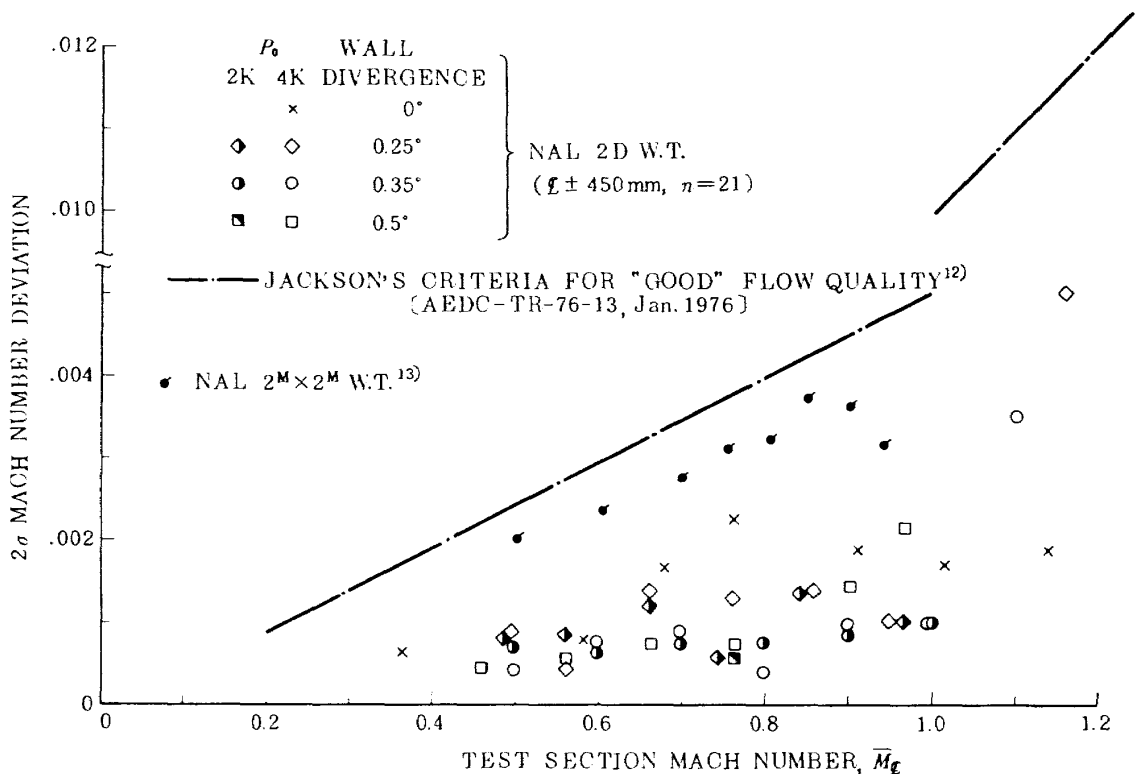


図 4 上下壁傾角の測定部中心軸上平均マッハ数を中心とする標準偏差に与える影響

反射をし易くするので、 θ_w の値は 1° 以内が好ましいと言われている。したがって $\theta_w=0.35^\circ$ は、この点からも適切な値と考えられる。また、図4には、一般の実用風洞の気流の質として優れていると言える限界値の一例¹²⁾と当研究所2m×2m遷音速風洞の測定値¹³⁾も併記してあるが、本風洞の $2\sigma_M$ は、これらの値よりもはるかに小さい値をとることが判る。ここで最も注目されることは、亜音速から超音速領域まで、一般流の流速や圧力に関係なく θ_w を一定値のままでも、マッハ数の一様性が確保できるということである。一般流のマッハ数の変化によって θ_w を変更することは、労力を要するばかりでなく、エネルギーの損失と風洞稼働率の低下をまねくからである。本風洞が通風する場合、あらかじめ与圧するいわゆる「プリチャージ」方式の通風を標準としているため、通風時には、風洞全体に P_0 に近い高圧空気を充てんしている。ある通風から次の通風に移る際には、通風毎にこの空気を放出するのではなく、計測終了と同時に第二スロート弁および抽気弁を全閉とし、風洞内の高圧空気を残しておくようにして、 P_0 および M 数だけを次々に設定変更している。したがって、 M 数の変更に応じて θ_w の設定を行う場合には、通風毎に、風洞内(抽気室)に作業員が入る必要が生じ、風洞内に残された大量の空気を放出しなければならず、動力の損失になる。さらに、この放出した空気を充てんするには、時間も要する。

〔抽気室圧マッハ数〕

遷音速風洞では、先にも述べたように、供試模型等からの干渉が遠くまで及ぶため測定部の壁圧から一般流のマッハ数を決めたり、或はマッハ数の制御に測定部壁圧を用いるときには、壁圧の測定位置の選定に注意する必要がある。図5は抽気室圧を用いて算出したマッハ数である M_C と、測定部中心軸上の静圧を用いて算出したマッハ数 M_G との関係を示すものであって、同図から、 M_C は M_G のはほぼ平均値を与え、そのバラツキは ± 0.005 以内になっていることが判る。また、 M_G の平均値である \bar{M}_G と M_C との関係は、レイノルズ数によって変ることが知られている。図6は、先に述べた模型取付部の中心マッハ数21点の平均値を \bar{M}_G として、 M_C との関係を、レイノルズ数に対して示した一例である。本風洞は、

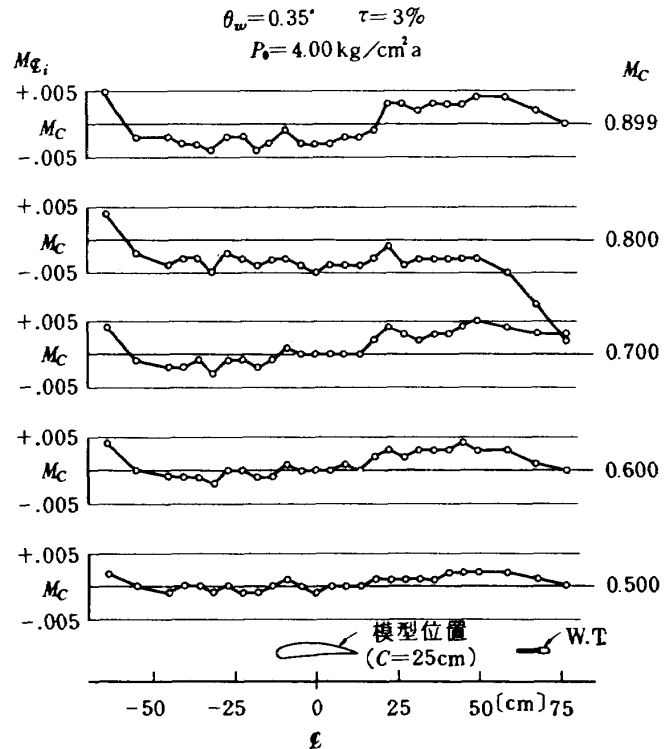


図5 測定部中心軸上マッハ数と抽気室圧マッハ数との関係

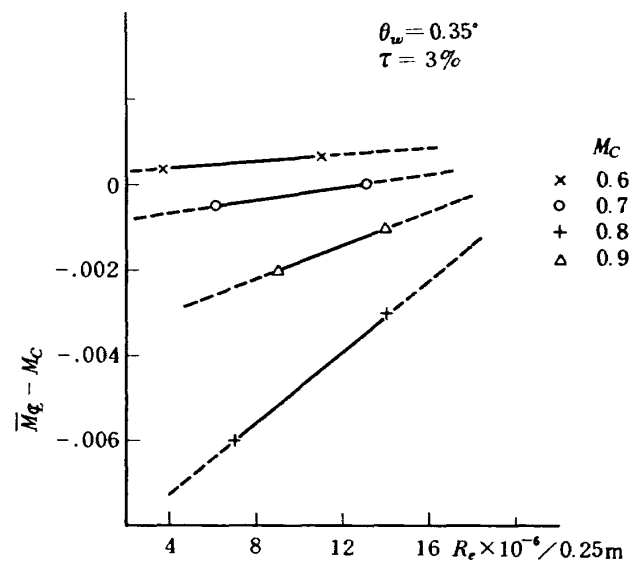


図6 R_e 変化の $(\bar{M}_G - M_C)$ に与える影響

$40 \times 10^6 / 25 \text{ cm}$ までのレイノルズ数を実現できるが、プローブの強度不足によってデータは得られなかった。しかし、同図6を見ると、 R_e が増加すると、 $(\bar{M}_G - M_C)$ の値は負から正へと符号を変え \bar{M}_G の方が大きくなるので、 $(\bar{M}_G - M_C)$ の絶対値は、大きくなるものと思われ、高いレイノルズ数でも問題はないものと考えられる。以上の結果から、一般流のマッハ数の算出に抽気室圧を用いることが許

されるものと考えた。

〔最大マッハ数〕

本風洞が実現できるマッハ数の最大値は、第二スロート弁および抽気弁を全開状態にしたときに得られる。この最大マッハ数は、図7に見られるように P_0 および θ_w が大きい程、 M_{max} も大きな値が得られることが判る。同図7から、本風洞の設計最低 P_0 である $4 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ での最大マッハ数は、 $\theta_w = 0.35^\circ$ として $1.15 \sim 1.2$ になるものと推測される。

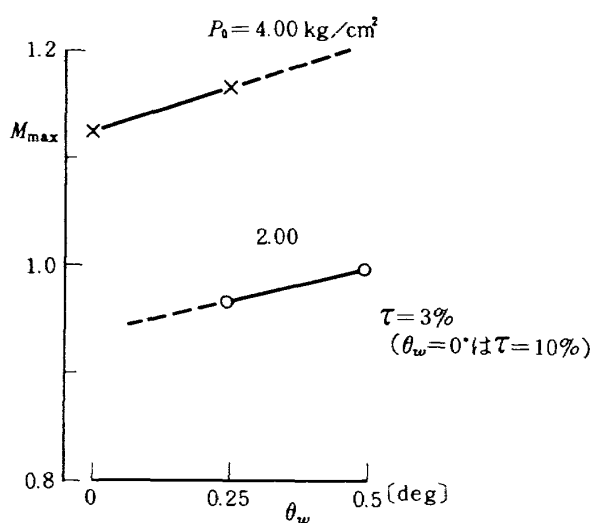


図7 壁傾角による最大マッハ数の変化

3.2 上下左右各壁面のマッハ数分布

〔上下壁面のマッハ数分布〕

上下壁面のマッハ数分布は、図8(a)~(e)に示すように壁傾角の開き角が増すと、測定部中心マッハ数分布の場合と同様に、下流側に向かって減速する傾向がうかがえる。しかし、最後端の一点だけは、超音速のときを除いて急激な増速を起しており、先に述べた中心軸上の圧力分布とは逆の現象である。この原因として、測圧孔の位置が図1に見られるように固定壁の直前にあるので境界層の影響を受け易いことなどが考えられる。同様の現象は、上流側でも見られ、例えば図10(c)の測圧孔番号1では、固定壁面で囲まれているためか、増速傾向がみられる。また、壁面の圧力と抽気室圧の関係は、上流側で測定部内の圧力の方が高く、測定部内の流れの一部は、上下壁の溝から流出しているのに対し、下流側では抽気室圧の方が逆に高く、溝から流入するか、或は流

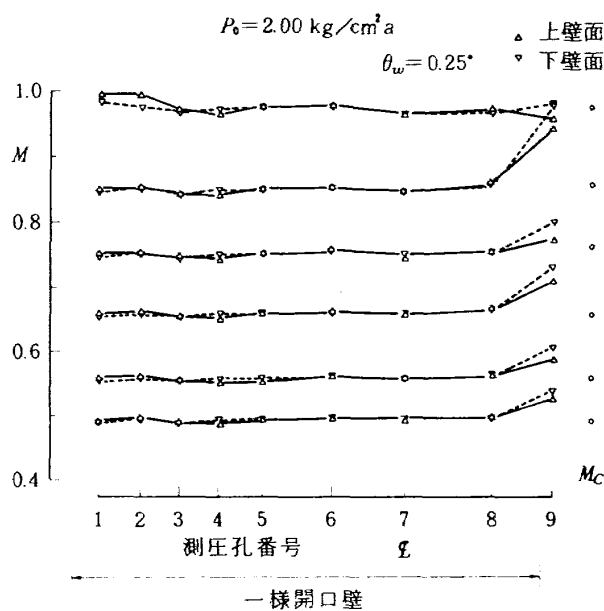


図8(a) 上下壁面中心部のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

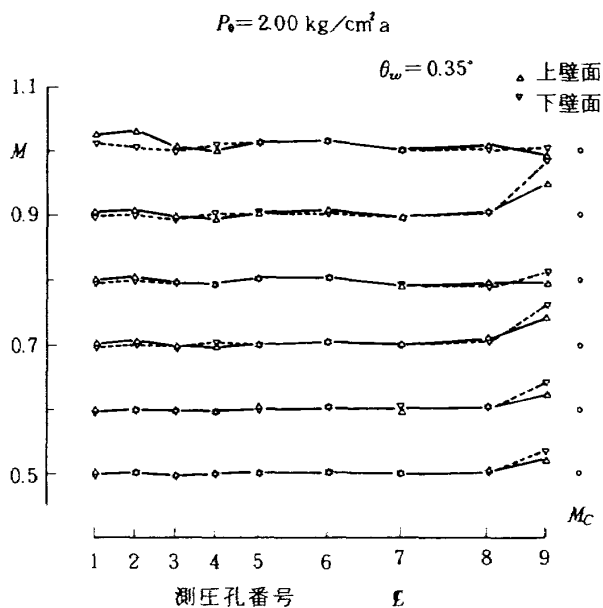


図8(b) 上下壁面中心部のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

出量が小さくなっているものと考えられる。このため、測定部の下流端の固定壁では、境界層が急激に発達するものと思われる。これらの様子は、例えば図8(e)からもうかがうことができる。亜音速領域における測定部後部でのマッハ数の急上昇は、 θ_w を開いて流路面積を増してやると、おさまる傾向がみられる。下流側の圧力降下が緩和され、抽気室からの

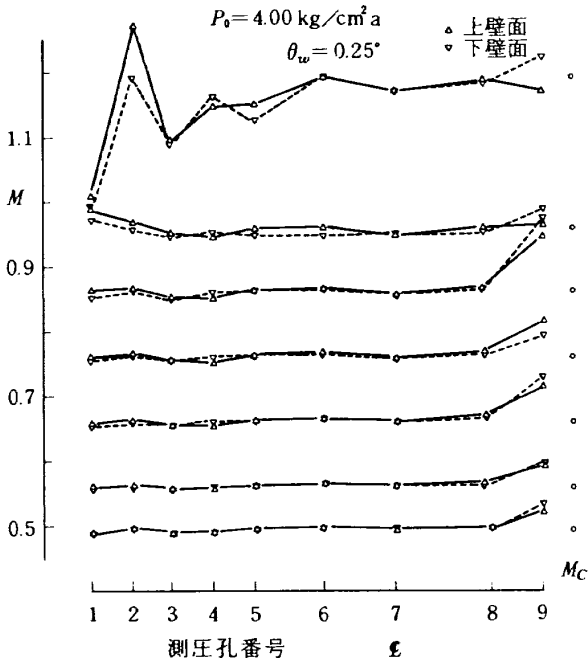


図 8(c) 上下壁面中心部のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

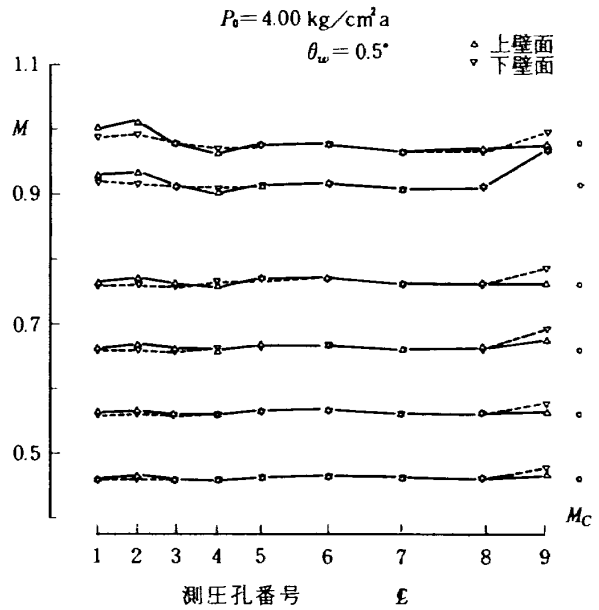


図 8(e) 上下壁面中心部のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

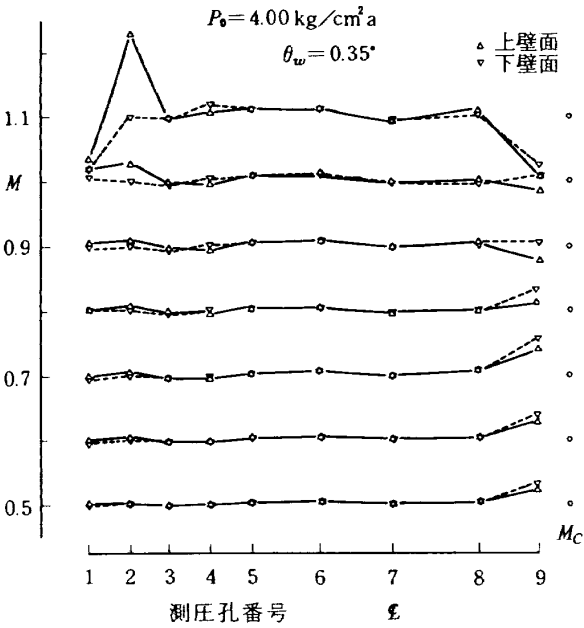


図 8(d) 上下壁面中心部のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

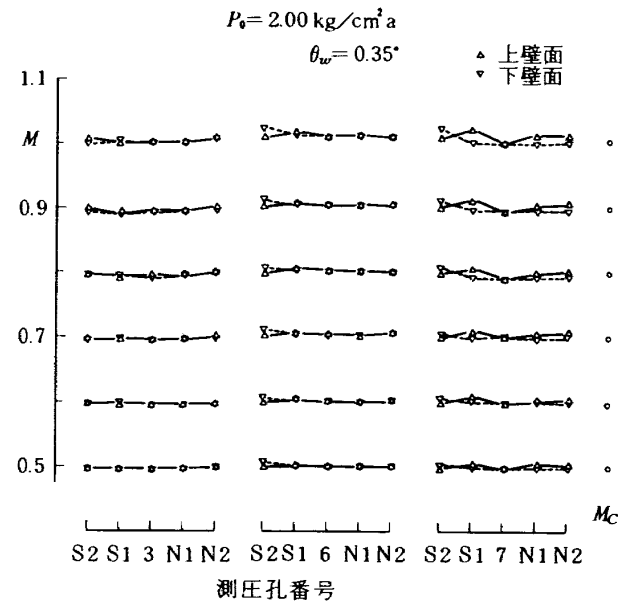


図 9(a) 上下壁スパン方向のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

流入量が小さくなるためと考えられる。

流れに対して直角方向のマッハ数分布は、図 1 および図 9(a)~(c)に示すように、模型の回転中心位置および、その上流側に 450 mm と 1,400 mm の 3 カ所で測定した。上下壁面のマッハ数の一致とスパン方向の一様性は、上流側にいくほど良いが、模型の回

転中心位置では、やや波がある。この部分には、図 1 に示すように監視用窓 (ITV 用上下各 1 個およびカメラ用上下各 1 個、計 4 個) が、上下対称位置に設けられている。このため、中心部の溝 2 本は、約 25 cm にわたって中断している。また、測圧孔付近の壁面の仕上げの精度は、マッハ数の測定精度に大

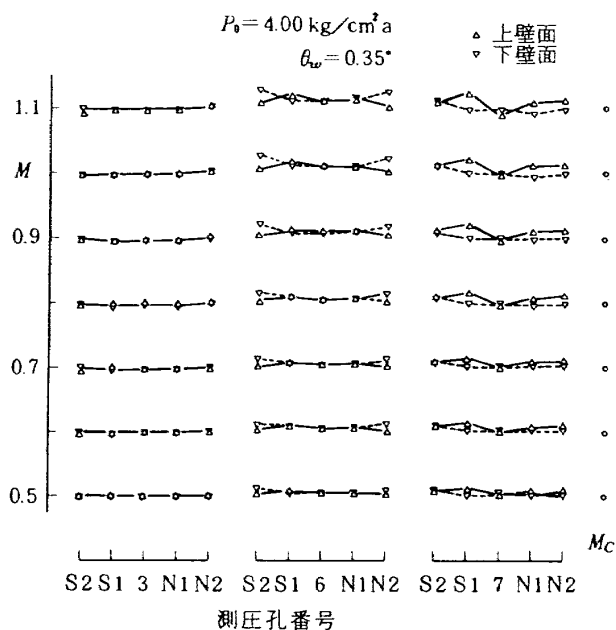


図9(b) 上下壁スパン方向のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

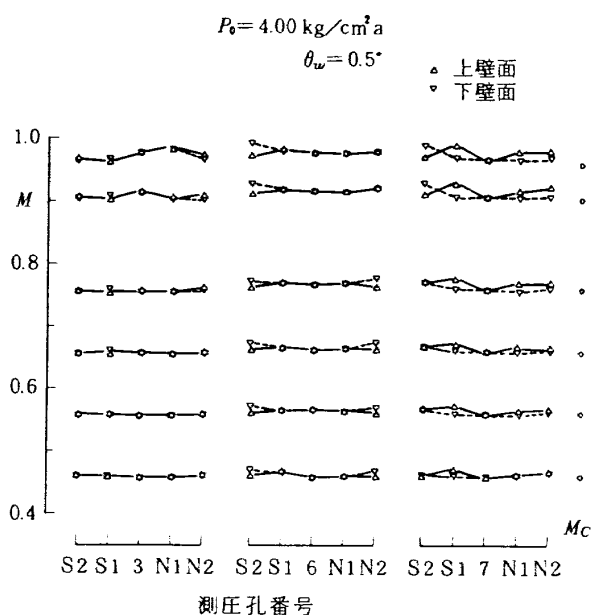


図9(c) 上下壁スパン方向のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

きな影響を与えるが、本試験の場合、壁面の状態は、中心軸上圧測定用プローブの状態に比べ良好とは言えなかった。測定部壁面各部のマッハ数分布が、測定部中心軸上のマッハ数分布に比べ全般的に劣るのは、この壁面の状態も原因しているものと考えられる。

〔左右(南北)壁面のマッハ数分布〕

左右両壁面のマッハ数分布は、図10(a)~(d)に示す。中心圧測定用プローブ支持部からの干渉を最も強く受ける部分であるためか、マッハ数分布のバラツキは大きく、左右壁の値も一致しないところが多い。

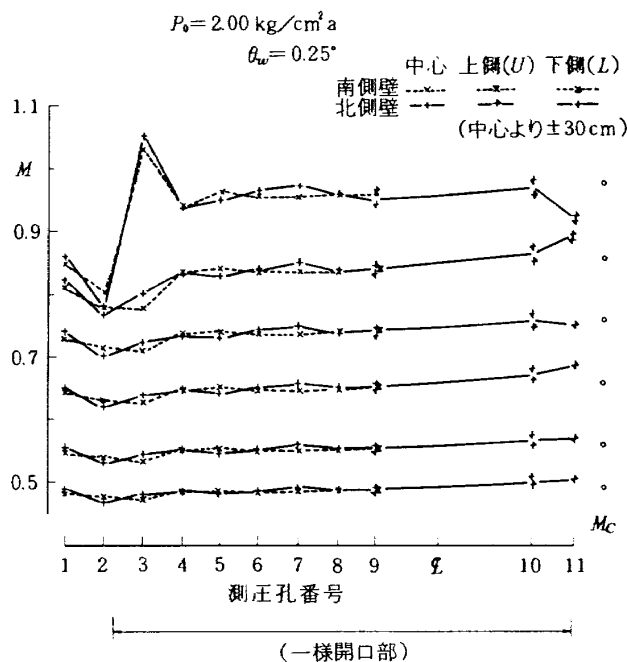


図10(a) 左右側壁面のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

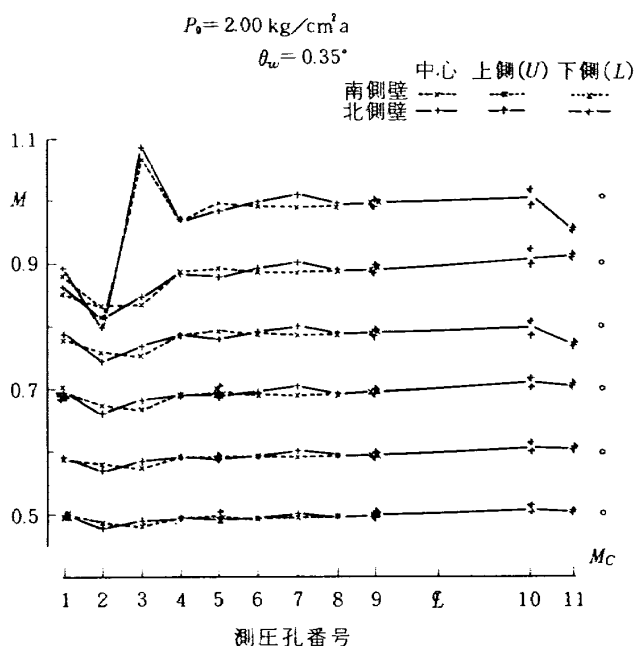


図10(b) 左右側壁面のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

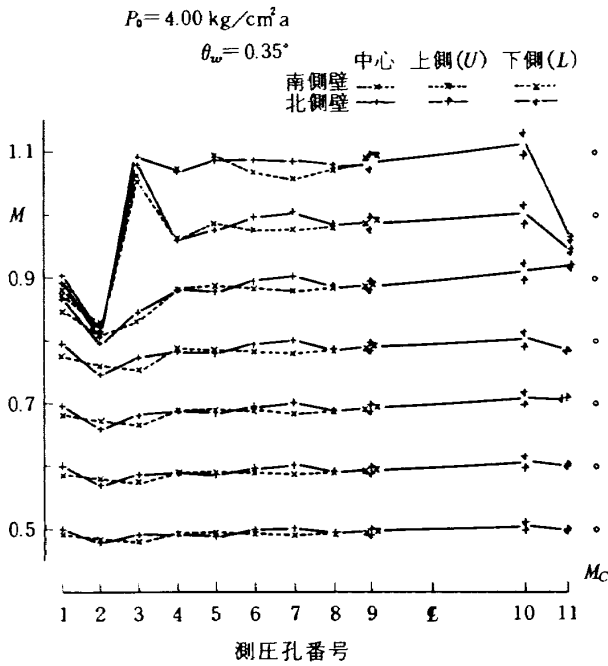


図10(c) 左右側壁面のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

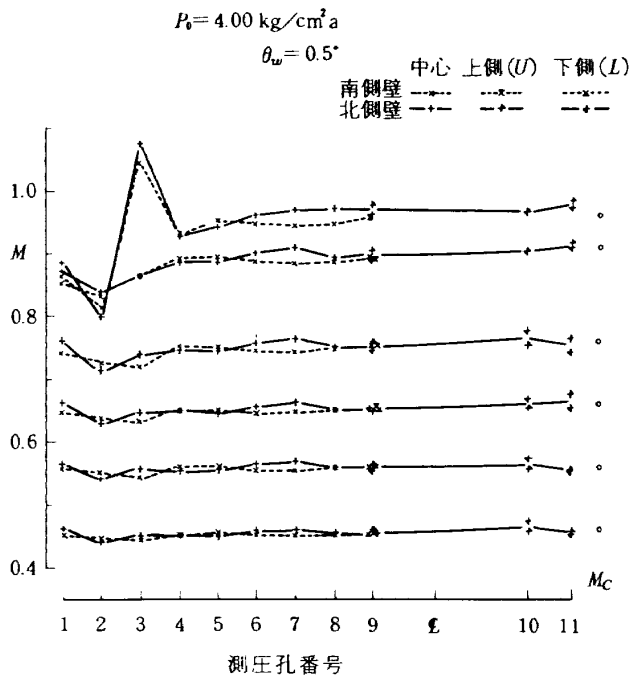


図10(d) 左右側壁面のマッハ数分布
(中心軸上圧測定用プローブ付)

3.3 気流の偏角

(気流の偏角測定用プローブと測定法)

気流の偏角測定用プローブとして、二次元風洞の較正に広く用いられている NACA0012 翼型模型 (弦長 25 cm, 上下対称) を使用した。測定圧力孔の位

置は上下対称であって、その数は前縁 ($x=0$ mm) および後縁 ($x=250$ mm) 位置を含む合計 46 個である。模型の揚力はこれらの測圧孔によって計測された圧力分布を積分して算出した。模型の製作精度は厚み方向に対して数 μ m 程度である。風洞軸と気流方向との偏角 α'_f は理想的な対称模型を使った場合には、揚力係数 $C_L=0$ の時の迎角 α_{ND} である。しかし現実にはこの α'_f の中には模型の非対称性に起因する偏角 α_{MD} や、模型迎角検出系の基準点と風洞軸のずれによって生ずる偏角 α_{SD} が含まれていると考えられる。 α_{MD} は模型を反転して $C_L=0$ のときの迎角である α_{RD} と α_{ND} から容易に消去できる。また α_{SD} は α'_f の分布状態から推算できる。したがって気流の偏角 $\alpha_f = \alpha'_f - \alpha_{SD}$ として容易に与えられる。

(試験条件と気流の偏角)

試験は次の条件で行った。

上下壁開口比 $\tau = 3\%$ 、壁傾角 $\theta_w = 0.35^\circ$ 、マッハ数 $M = 0.2, 0.5, 0.58, 0.7$ および 0.8 、迎角 $\alpha = -2^\circ, -1^\circ, 0^\circ, 1^\circ$ および 2° 、集合胴よどみ点圧 $P_0 = 4 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ 、であるが $M = 0.8$ だけは $P_0 = 12 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ についても測定した。

試験中とくに注意した点はマッハ数の再現性である。 C_L は α とともに M 数の関数であるので、 M のずれは α'_f の測定精度を悪くする。一方測定は同一マッハ数に対して模型の姿勢を反転させる作業が入るため、この間長時間に亘って風洞を停止する必要があるので、全く別のブローで行った。しかし図11に示す各マッハ数での10個の測定値のバラツキは小さく、設定マッハ数からの偏れ ΔM は $|\Delta M| < 0.0005$ 程度である。同様に P_0 の場合は、 $P_0 = 4 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ および $12 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ でそれぞれ $|\Delta P| < 0.01$ および $|\Delta P| < 0.09$ であった。以上の条件で測定した気流の偏角 α'_f は図11に示すようにほぼ、 $\alpha'_f = -0.05^\circ \sim 0.04^\circ$ の値をとることが判る。 α'_f の測定には上に述べたように模型の反転だけでは避けることのできない迎角検出系の誤差を含んでいる。図11の場合 $\alpha_{SD} = -0.01^\circ$ と仮定すれば $\alpha_f = \alpha'_f - \alpha_{SD}$ であるから、 $\alpha_f = (-0.05^\circ \sim 0.03^\circ) - (-0.01^\circ) = -0.04^\circ \sim 0.04^\circ$ となるので、気流の偏角 α_f は $|\alpha_f| < 0.04^\circ$ 程度であると考えられる。模型迎角検出器の基準点と風洞軸との間の偏角である α_{SD} は、制御盤に設けられたデジタルスイ

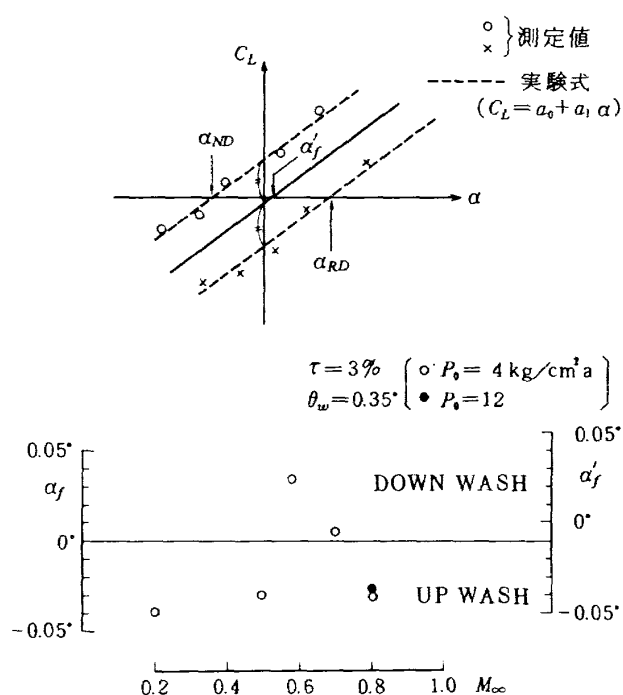


図11 気流偏角

ッチの設定値を変えることによって、 0.01° 単位で任意の値に容易に変更することができる。なお模型（気流偏角測定用プローブ）の迎角を設定迎角に保持するためのフィードバック制御系の、或は迎角を測定する系の最小単位は 0.01° である。

4. 境界層吸取装置の予備試験

二次元風洞と称する高さ比べ幅が狭い測定部を持つ型の風洞では、先にも述べた通り、上下壁面からの干渉とは本質的に異なる左右両側壁面からの干渉の影響がある。左右両側壁面には、空気の粘性によって発達する境界層があるのに対して、風洞の大規模化と模型の内部応力とをおさえるため、模型のスペンは弦長と同程度の長さのものが使用され、測定部の幅は狭く作られるので、二次元性の確保には特に留意する必要がある。このため本風洞では、両側壁面に通気性を持つ多孔質材で製作した焼結金属板を取付け、模型取付部の左右両側壁面に発達する境界層は、この板を通しその厚さに応じ自由に吸込むことができる機能を持つ境界層吸取装置を装備した（図12参照）。側壁面の境界層の厚さは、風洞の通風条件である集合洞よどみ点圧力 P_0 および、マッハ数によって変化するが、模型のまわりの二次元性

は、側壁からの境界層吸込速度比 V_n/V_∞ によって整理されることが知られている¹⁴⁾したがってまず、境界層吸取装置の静的な試験によって P_0 、 M_∞ および V_n/V_∞ の関係を明らかにした。さらにNACA 64 A 410翼型模型（弦長 $C=25\text{ cm}$ ）を使って、同装置による側壁からの境界層吸込試験を実施した。この結果同装置は、二次元風洞の全試験範囲内で側壁からの境界層吸込が可能であることが判った。なお、上下壁の傾角 θ_w と開口比 τ は、それぞれ $\theta_w=0.35^\circ$ および $\tau=3\%$ である。

4.1 境界層吸取装置の概要と静的試験

〔境界層吸取装置の概要〕

境界層吸取装置の構造は、文献4)に詳しい。同装置は境界層吸取板・吸込室・オリフィス式流量計・流量調節弁・（以上左右壁毎に各1基ずつ）・急開弁およびこれらを接続する導管などによって構成されている。境界層吸取板は、フィルターエレメント用として広く使われている公称濾過精度 $5\mu\text{m}$ の焼結金属板（有効径； 465 mm 、厚さ； 10 mm ）である。図12は模型回転中心位置の断面を示す。境界層吸取板を通過した気流は、転動枠とフードによって構成された吸込室に入り、さらに吸込管によって流量計から流量調節弁をへて、急開弁へと導かれる。フードは模型に迎角を与えるため転動枠と共に、吸込管を中心として回転する。フードと吸込管の間には、気密を保つためOリングが入っている。また吸込管の先端にはベルマウスを取付け、流れの乱れをおさえ、流量測定精度の確保に努めている。流量調節弁は玉形のもので、開度は制御室からの遠隔操作又は、手動によって任意に設定できる。この開度は、電流量に変換され、データ処理にも使われる。境界層の吸込量は、流量調節弁の開度、側壁圧などによって変化するが、吸込管の途中に取付けられたオリフィス式の流量計によって計測できる。急開弁は風洞の起動および停止時に起る圧力の急激な変化から吸取板を保護する機能を持つもので、吸取板に加わる荷重を最小になるよう風洞シーケンス制御装置からの信号によって開閉するしくみになっている。

〔境界層吸取板の抵抗係数〕

境界層吸取装置の空力的な特性は、風洞を実際に

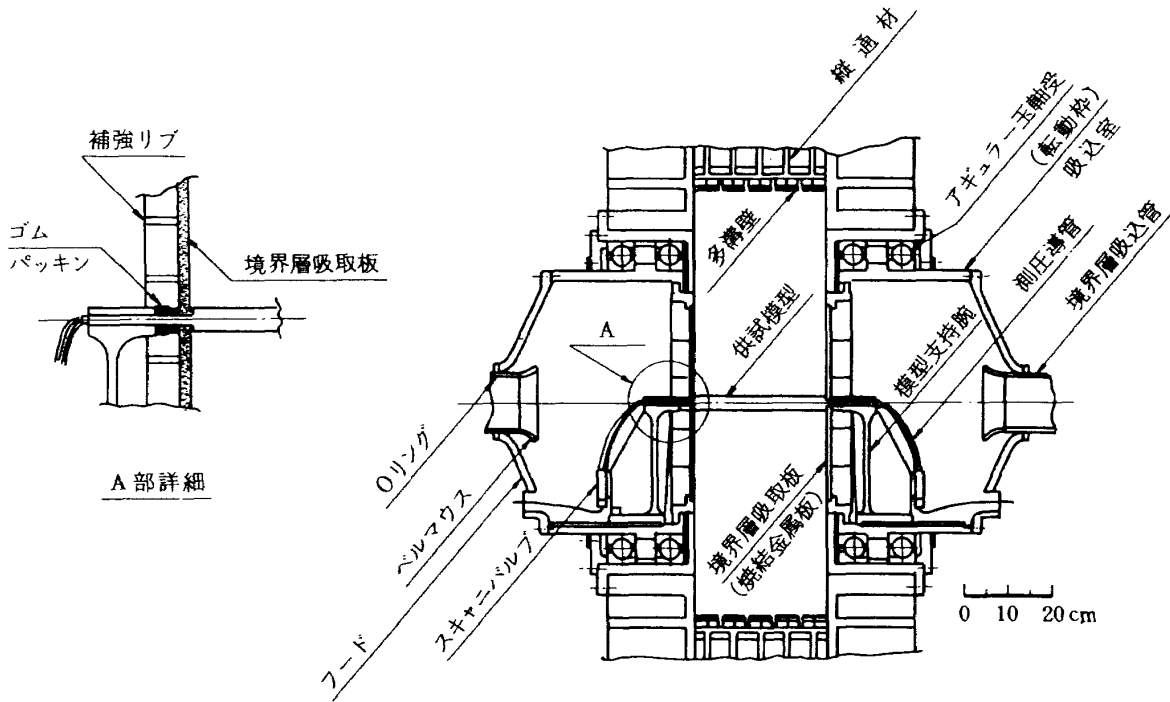


図12 境界層吸込部詳細

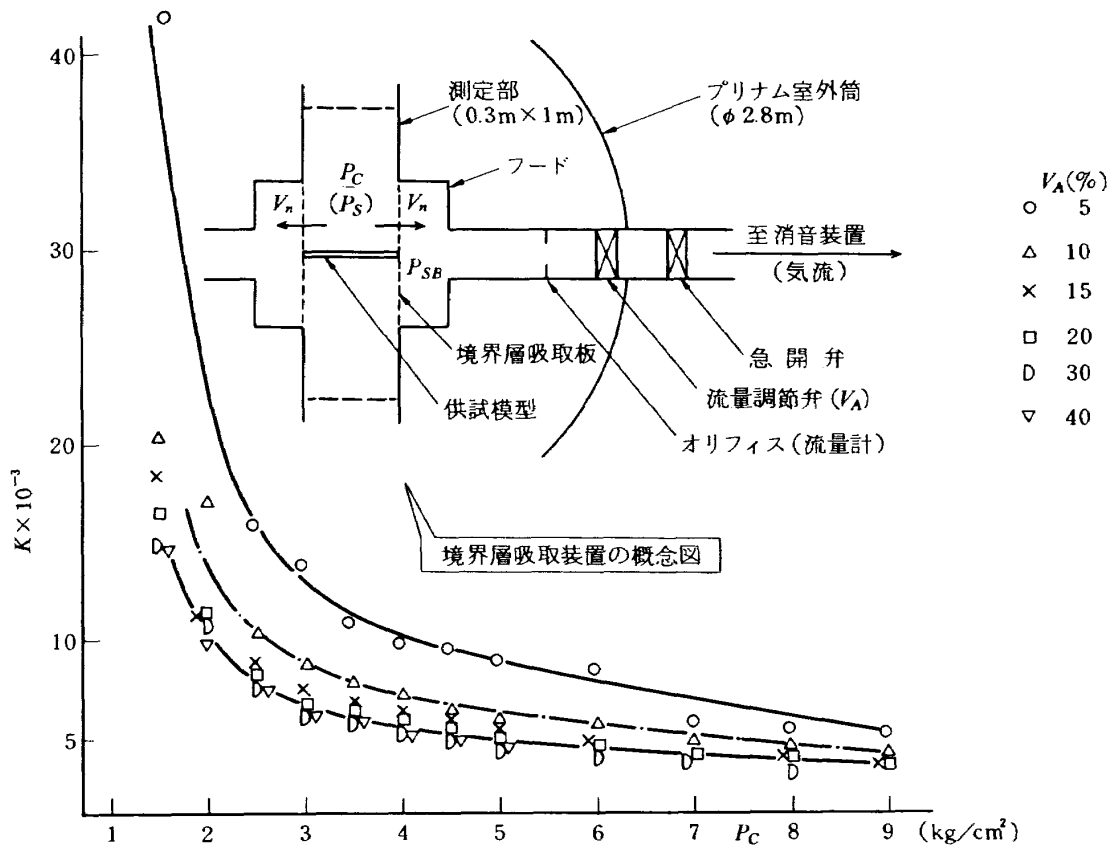


図13 境界層吸取板の抵抗係数

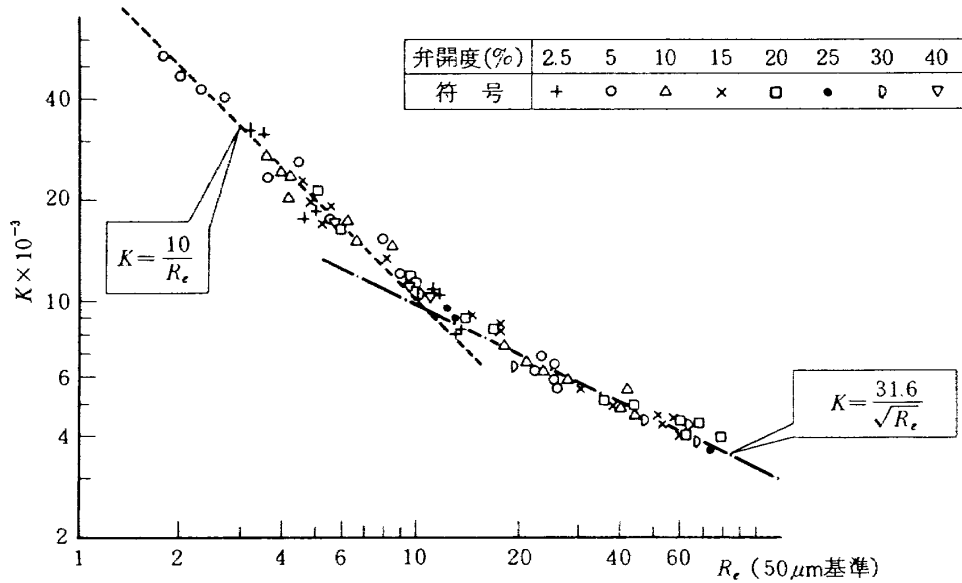


図14 焼結金属板の抵抗特性

通風しなくても「プリチャージ」の状態を応用することによって知ることができる。通風中の静圧として、プリチャージ圧（停止時の風洞内圧） P_C を用いれば、流量計によって得られる流量 G を使って、境界層吸取板を通過する平均流速 V_n は次のように与えられる。

$$V_n = \frac{R G T_C}{A P_C} \quad (3)$$

また境界層吸取板の抵抗係数 K を

$$K = \frac{P_C - P_{SB}}{\frac{1}{2} \rho_C V_n^2} \quad (4)$$

と定義すれば

$$\rho_C = \frac{P_C}{g R T_C} \quad (5)$$

であるから式(4)は

$$K = \frac{2 g A^2 (P_C - P_{SB}) P_C}{R T_C G^2} \quad (6)$$

となる。

この境界層吸取板の抵抗係数 K は、図13に見られるように流量調節弁開度 V_A が20%以上と大きい場合、 P_C だけの関数として表わされる。またこの K は図14に示すようにレイノルズ数で整理すると簡単な関数で与えることができ、平板の摩擦抵抗などに見られる形とよく似た特性を持っていることが判る。 K は遷移レイノルズ数をはさんで R_e の低い層流領域では R_e に、また R_e の高い乱流領域では $\sqrt{R_e}$ に、そ

れぞれ反比例する特性をもっている。ここで吸取板を通過する流れのレイノルズ数 R_e の基準長は気流が通過する孔径をとるのが好ましいが、孔径の測定はできなかったため、基準長は $50 \mu m$ と仮定した。また図15、は流量調節弁の吸取板を通過する流速に対する効き具合を示すもので、流量調節弁開度 $V_A > 30\%$ と開度が大きくなると、 V_n を増速することが急激に困難になることが判る。このようにプリチャージ状態で行った特性試験を静的試験と呼ぶことにする。静的試験で得られたデータは、 $P_C = P_S$ および $T_C = T_0$ を仮定することによって、そのまま通風時にも適用した。後に述べるように、通風時の境界層吸込速度比 V_n/V_∞ の設定は、 P_0 と M_∞ に応じ静的試験に

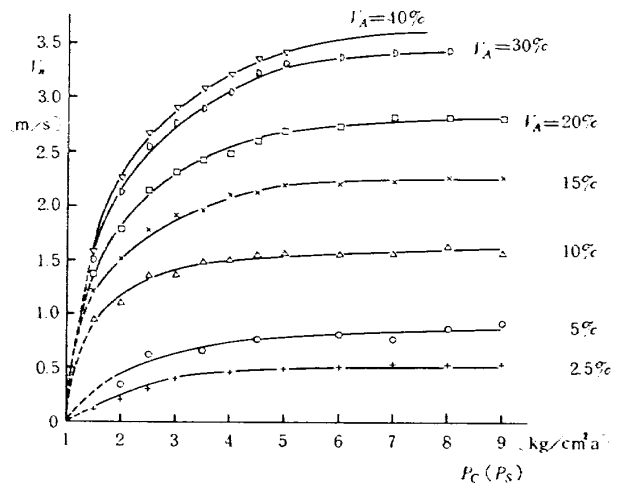


図15 静圧と吸取板通過流速の関係

よって得られたデータを使って行った結果、ほぼ予想通りの V_n/V_∞ を得ることができた。しかし、迎角とマッハ数が大きく模型まわりの圧力と、一様流の静圧とのずれが大きくなる場合には、後に述べる図 16 の M_∞ として一様流マッハ数ではなく吸取板部の平均マッハ数を用いばよい。

〔境界層吸取装置の特性〕

本風胴は集合胴圧力 P_0 および測定部マッハ数 M_∞ を、あらかじめ設定された値に一定になるよう、フィードバック制御される。側壁からの境界層吸込量と模型の二次元性との関係は後述するように、境界層吸込速度比 V_n/V_∞ によって支配されることが知られている。このため通常通風時には、 P_0 、 M_∞ 、および V_n/V_∞ は与えられている。このうち V_n/V_∞ は、 M_∞ および P_0 に応じて流量調節弁の開度を調節することによって得られる。通風中に吸取板に加わる圧力 P_S を

$$P_S = P_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{-\kappa}{\kappa - 1}} \quad (7)$$

と仮定し、また V_n/V_∞ と

$$V_\infty = M_\infty \sqrt{\frac{\kappa g R T_0}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_\infty^2}} \quad (8)$$

から V_n は容易に求めることができる。式(8)の T_0 は、貯気槽の定温装置によってほぼ一定に保持されている^{15), 16)} 図 15 とこれら P_S 、 V_n によって流量調節弁開度 V_A は与えられる。図 16 は以上のような手順で算出した線図の一例であって、同図を用いば風胴通風条件 (P_0 、 M_∞ 、 V_n/V_∞) に応じ流量調節弁開度 V_A

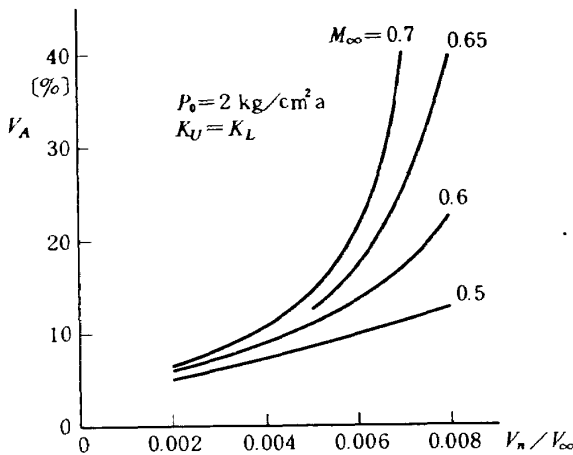


図16(a) 流量調節弁開度と境界層吸込速度比

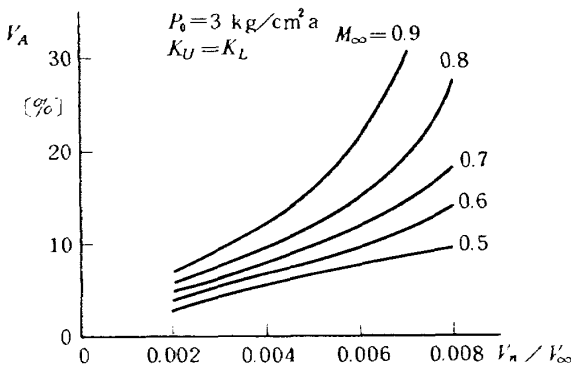


図16(b) 流量調節弁開度と境界層吸込速度比

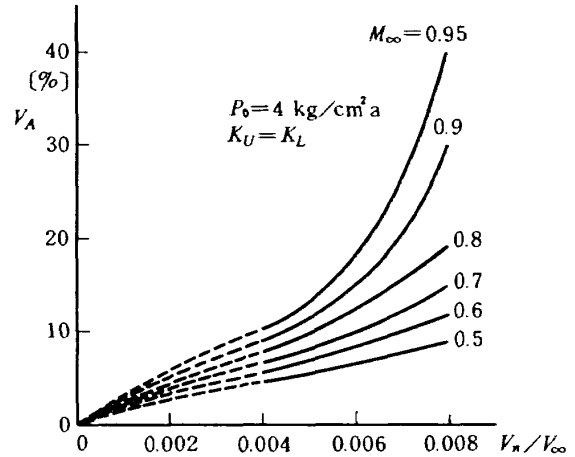


図16(c) 流量調節弁開度と境界層吸込速度比

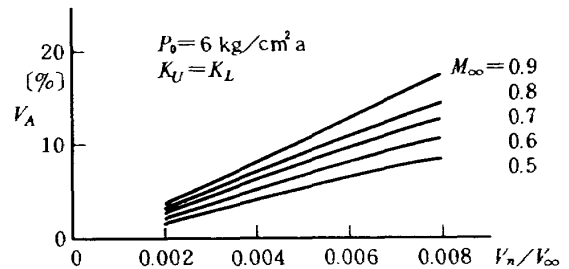


図16(d) 流量調節弁開度と境界層吸込速度比

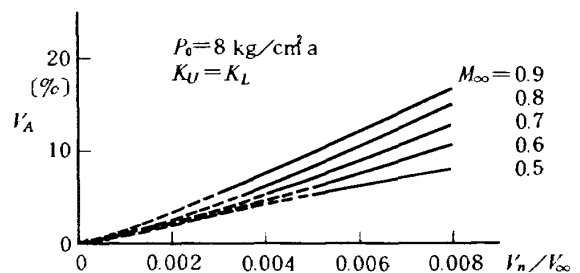


図16(e) 流量調節弁開度と境界層吸込速度比

は、容易に与えられる。同時に V_A 設定の難易さもうかがうことができる。すなわち集合胴よどみ点圧力 P_0 が低く、かつマッハ数が高い場合には、小さい圧力差のもとで大きな V_n をとる必要があるので、 V_A の開度は急激に大きくなり、大きな V_n/V_∞ を設定することはできなくなる。逆に P_0 が高くマッハ数が低い場合には、わずかの V_A の変化に対して V_n は大きく変化するため、 V_n/V_∞ の設定精度は悪くなるものと考えられる。このようにして設定された V_n/V_∞ と通風中のそれとは、境界層吸取板に加わる圧力が模型からの強い影響によって $P_C \approx P_S$ となり、一致しないはずである。通風中の V_n/V_∞ の正確な値は、境界層吸取板を透過した空気流量 G と、風洞制御装置から与えられるデータによって、次のように簡単に測定することができる。

$$V_n = \frac{RGT_0(1 + \frac{\kappa-1}{2}M_\infty^2)^{\frac{1}{\kappa-1}}}{AP_0} \quad (9)$$

$R=29.3$, $g=9.8$, $\kappa=1.4$ として、式(8)(9)から

$$\frac{V_n}{V_\infty} = \frac{1.43G\sqrt{T_0}(1 + 0.2M_\infty^2)^3}{AP_0M_\infty} \quad (10)$$

〔境界層吸取装置の性能〕

先にも述べたように吸取板上の静圧と大気圧の差を利用して、境界層吸込を行う本装置では、 P_0 が低く M_∞ が高いときに境界層吸込速度比を上げるのが難かしくなる。図17はこの模様を示すもので、同図中 R_e 数の上限は本風洞の最大 P_0 である $P_0=12\text{kg/cm}^2$ aに、また下限は $P_0=2\text{kg/cm}^2$ aにそれぞれ相当している。本風洞の最低 P_0 は $P_0=4\text{kg/cm}^2$ aとして設計されたが、実験の結果 $0.2 < M_\infty < 1$ の範囲では $P_0=2\text{kg/cm}^2$ aまで下げても運転できることが確認された。後で述べるように二次元性を確保するため必要な V_n/V_∞ の値は0.005程度であるから、本吸取装置は風洞が実現できるほぼすべての P_0 および M_∞ の範囲で使用できるものと考えられる。

〔境界層吸取板の差圧による歪〕

境界層吸取板は銅合金の細かい粒子を高温で焼結して整形したもので、強度を期待するのは無理である。このため本装置では、鋼製のリブによって補強してある。実験に先立ち吸取板前後の差圧と中央部での変形量との関係を測定した結果、図18に示すよ

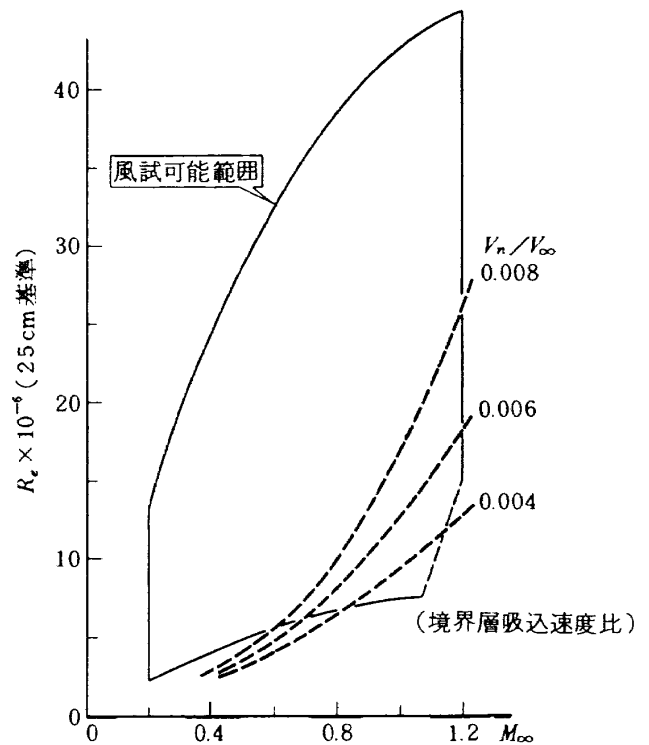


図17 境界層吸取装置の性能

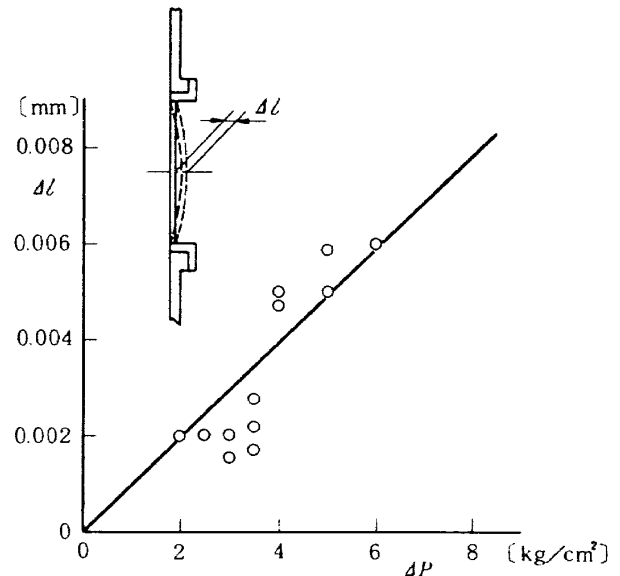


図18 吸取板の撓み

うに歪みは充分小さいことが判った。

4.2 境界層吸取の風洞試験データに与える影響

4.1項に述べた要領で実模型の境界層吸込試験を行った。試験条件は表2に示すように吸取板の形状、境界層吸込速度比、マッハ数、集合胴よどみ点圧および迎角をそれぞれ変えて行なった。供試体は公表

表2 NACA64A410 翼型模型による境界層吸込試験総括表

ケース	境界層吸込板の抵抗係数 ($\times 10^{-3}$)	境界層吸込速度比 (V_n/V_∞ 又は VN/VI)	マッハ数 (M 又は MACH#)	レイノルズ数 (R_e 又は $RE\# \times 10^{-6}$)	迎角〔度〕 (α_g 又は ALPHA)	* 模型表面の圧力分布(付録)	記事
I	$K_U = K_L$ $= 5 \sim 20$	0.0003~0.008	0.47~0.50	9.5~ 9.6	0, 4	表 A-1(A) ~表 A-6(B)	* 圧力分布は巻末に掲載してある。
			0.64~0.65	11.6~11.8			
			0.72~0.74	13.1			
II	$K_U = 5 \sim 20$ $K_L \div 20 \sim 80$	0.48~0.50	9.8~ 9.9	0, 4, 8	—		
III	$K_U = 5 \sim 20$ $K_L = \infty$	0~0.004	0.70~0.74	6.6~ 6.8	0, 2, 4, 6, 8	表 A-19 ~表 A-22	
		0.0003~0.01	0.48~0.51	9.8~10.1		表 A-7(A) ~表 A-18(B)	
			0.63~0.64	11.9~12.1			
			0.73~0.74	13.0~13.5			
			0.73~0.75	25.7~27.2			表 A-23(A) ~表 A-26(C)

されたデータの多いNACA64A410 翼型模型(弦長 25 cm)を自然遷移の状態 で用いた。試験は吸込板の抵抗係数と形状の違いによって3つのケースに大別できる。ケースIは有効径465mmの円形のもので、前節に述べた特性をもつ吸込板を用いた。ケースIIはこの吸込板の下側半分の抵抗係数を4倍程度に増やした場合である。またケースIIIは吸込板を模型中心から上側半分だけの半円形にした場合である。境界層吸込量は V_n/V_∞ で0から0.008まで、0.001毎に変化させた。しかし $P_0 = 2 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ の場合には、図17から予想されたように、 $V_n/V_\infty < 0.004$ 程度にとどまった。模型まわりの流れの二次元性を判定する方法として、オイルフローなどによる気流の可視化などをあげることができるが¹⁷⁾、ここでは吸込板の目詰りの心配がない模型スパン方向の圧力分布の一樣性によって評価した。

〔境界層吸込板の抵抗係数と模型の揚力〕

図19は境界層吸込板の抵抗係数変化に応じ、模型の揚力係数がどのように変わるかを示したものであって、吸込室(図12)をほぼ密閉状態にした $V_n/V_\infty \div 0.0002$ の場合の1例である。揚力係数 C_{L1} は模型中央断面位置に設けた57個の測圧孔によって測定した圧力から算出した。同図から C_{L1} の値は各迎角共通に、固定壁である $K = \infty$ のとき最大値をとるが、吸

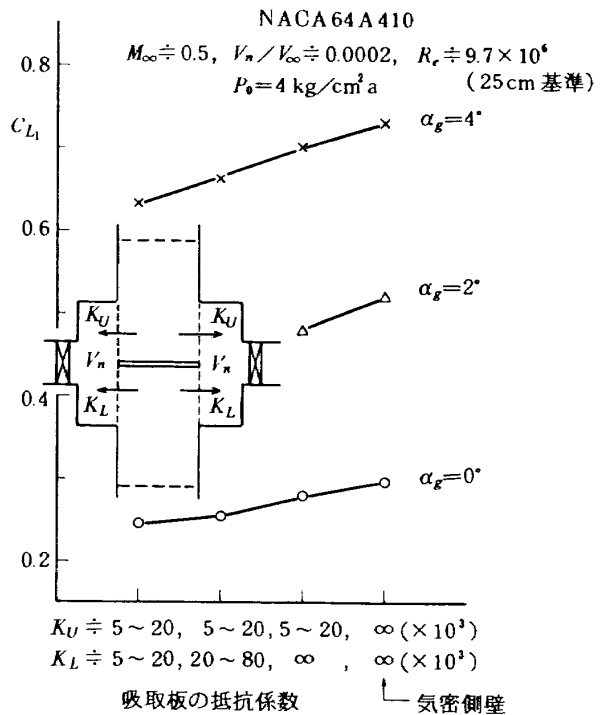


図19 境界層吸込板抵抗係数の C_{L1} に与える影響

取板の抵抗係数が下り、模型上面と下面との間の通気性がよくなるに従い C_{L1} は下る。図20(a)~(c)は模型中央断面の圧力係数 C_{P1} の V_n/V_∞ による影響を示すもので、 V_n/V_∞ の増加によって衝撃波の位置を後退させながら、その分布は C_{L1} を増加させる方向に変化することが判る。図21および22は V_n/V_∞ と C_{L1}

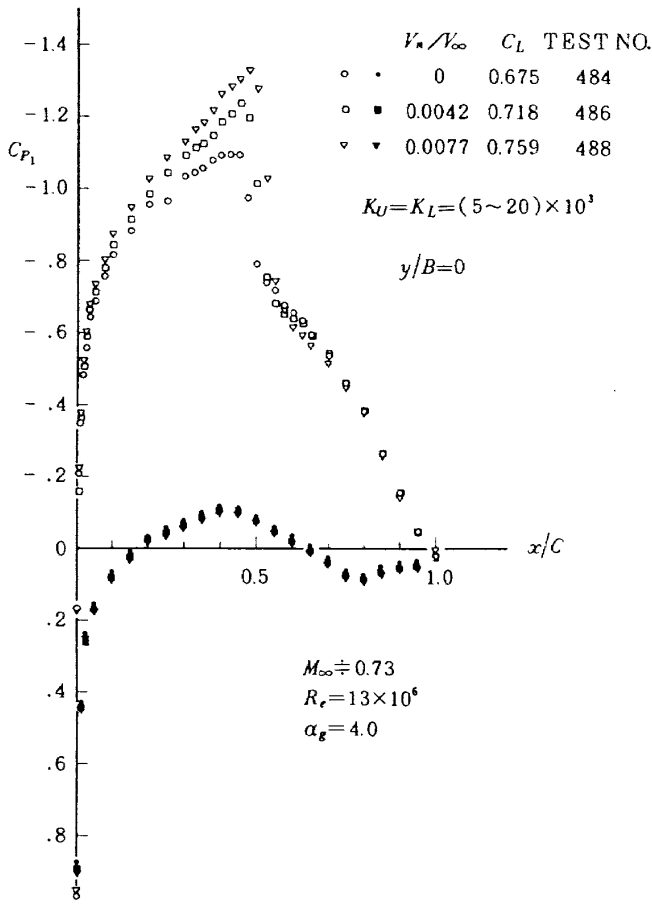


図20(a) 境界層吸込の圧力分布に与える影響

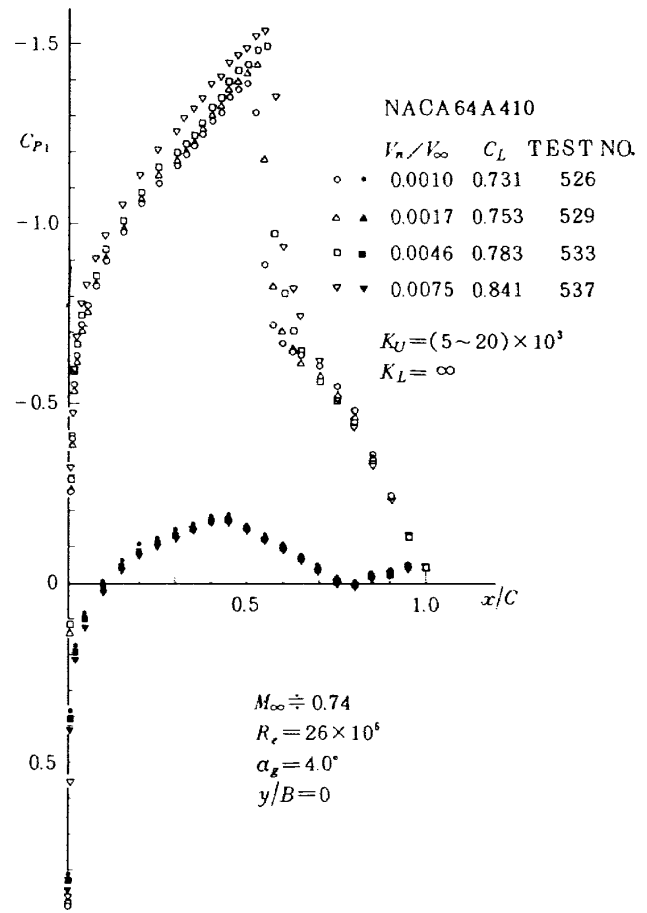


図20(c) 境界層吸込の圧力分布に与える影響

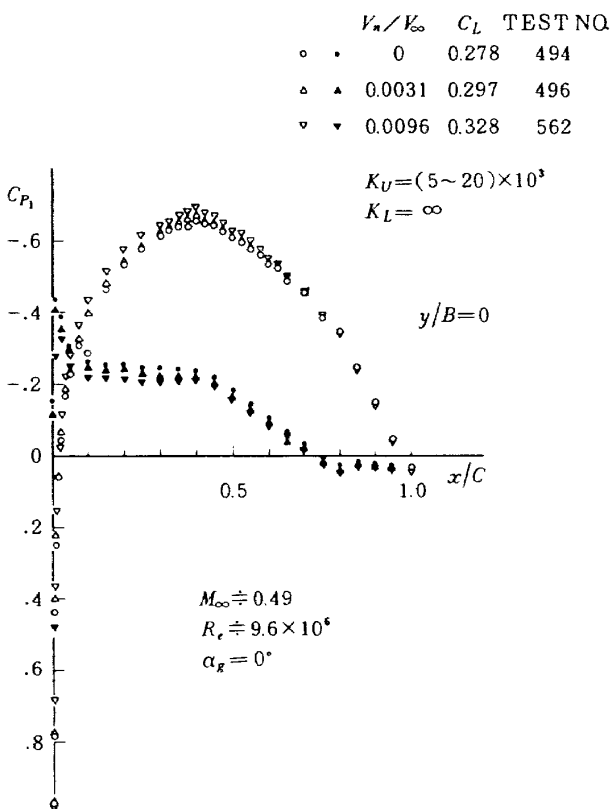


図20(b) 境界層吸込の圧力分布に与える影響

の関係が、吸取板の抵抗係数、 M_∞ および P_0 によってどのように変わるかを示した。図21(a), (b)から境界層吸取板の形状が半円形であるケースⅢの場合、各迎角とも V_n/V_∞ の増加および M_∞ の増加に対する C_{L1} の増加は最も大きいことが判る。レイノルズ数の変化による C_{L1} と V_n/V_∞ との関係に及ぼす影響は図22に示すように、 $M_\infty=0.74$ の場合、 R_e が 13×10^6 から 26×10^6 になると急激に変る。しかし揚力発散を起こす迎角になると、 C_{L1} は V_n/V_∞ の増加に対して逆に低下する。

〔スパン方向の圧力分布〕

一様流中におかれた無限幅をもつ翼型の性質である二次元性を評価する目安として、スパン方向の圧力分布に注目した。このため模型には、スパン方向に測圧孔を4列設けてある。その位置は前縁から40%、70%および90%の上面側と70%の下面側である。NACA 64 A 410の抵抗発散マッハ数 M_{DD} (迎角0度)付近の衝撃波位置は、前縁から約70%であるので、測圧孔は衝撃波位置を含む前後の3個所に位置する

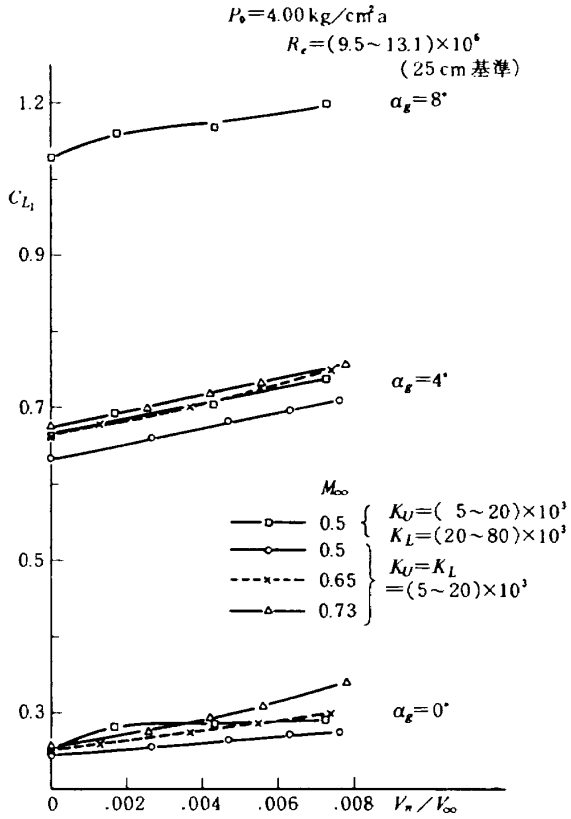


図21(a) $M_{\infty} \sim C_{L1} \sim V_n/V_{\infty}$

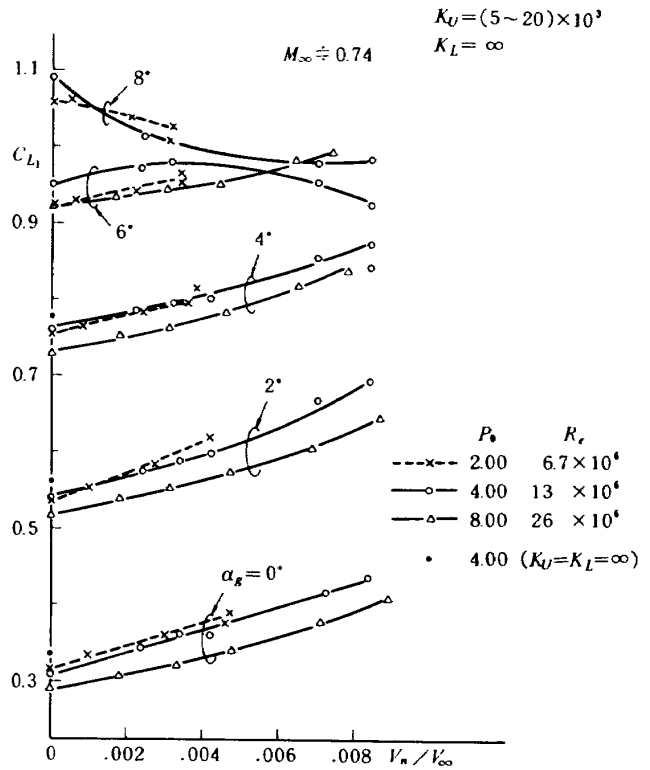


図22 $P_0 \sim C_{L1} \sim V_n/V_{\infty}$

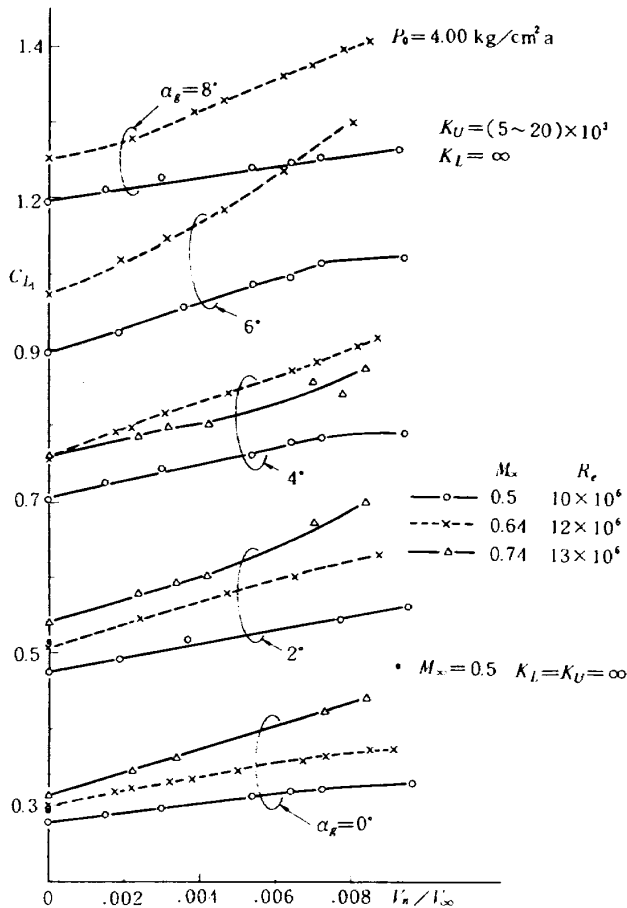


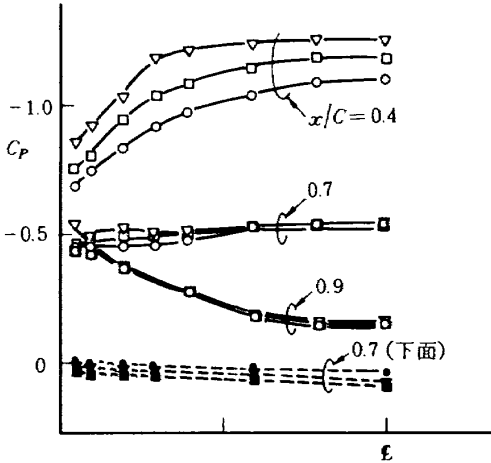
図21(b) $M_{\infty} \sim C_{L1} \sim V_n/V_{\infty}$

こととなる。これら各位置の圧力分布をみると、 V_n/V_{∞} , M_{∞} , α_g などの変化によってスパン方向の圧力分布の一樣性は変わるが、この中で70%の下面位置ではほとんど一定である。逆に40%位置では、図23~25に見られるように、 $M_{\infty} \doteq 0.74$ を中心に V_n/V_{∞} , R_e , α_g などの変化に応じ激しく変ることが判る。境界層吸取板の形状を変えたとき、スパン方向圧力分布と V_n/V_{∞} との関係に対する影響を比較した1例を図23に示す。前縁から40%位置のスパン方向の圧力分布の一樣性は、円形吸取板の中心から下側を固定壁にした半円形吸取板を使うことによって可成り改善されることが判る。70%位置では衝撃波によって翼面上の流れが大きく乱されるためか、 V_n/V_{∞} による効果は殆んど見られない。次にこのスパン方向の圧力分布の一樣性の改善に効果的と思われる半円形吸取板を用いた場合(ケースⅢ)についてやや詳しく整理してみよう。図24はスパン方向の圧力分布の一樣性を支配する条件として両極端と思われる M_{∞} が高く α_g も大きい場合と、逆に M_{∞} と α_g が小さい場合について、それぞれ V_n/V_{∞} のスパン方向の圧力分布に与える影響を比較したものである。半円形吸取板を用いた境界層吸込の効果は、後述するよ

$M_\infty \doteq 0.73$ $R_e \doteq 13 \times 10^6$ (25 cm 基準) $\alpha_g = 4^\circ$

$K_U = K_L = (5 \sim 20) \times 10^3$

V_n/V_∞	C_L	TEST NO.
○ ● 0.0004	0.675	484
□ ■ 0.0042	0.718	486
▽ ▼ 0.0077	0.759	488

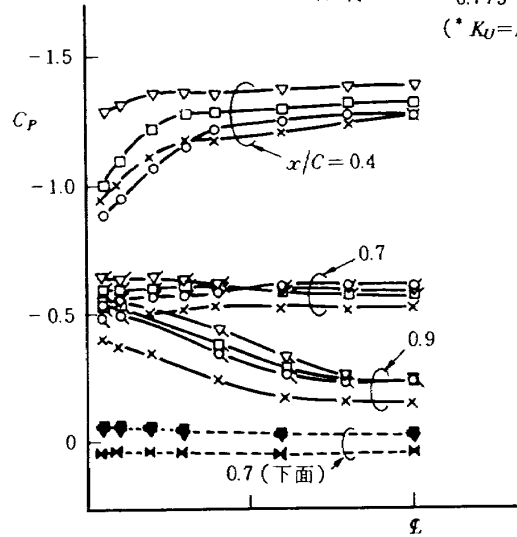


$K_U = (5 \sim 20) \times 10^3$ $K_L = \infty$

$M_\infty \doteq 0.74$ $R_e = 26 \times 10^6$ $\alpha_g = 4^\circ$

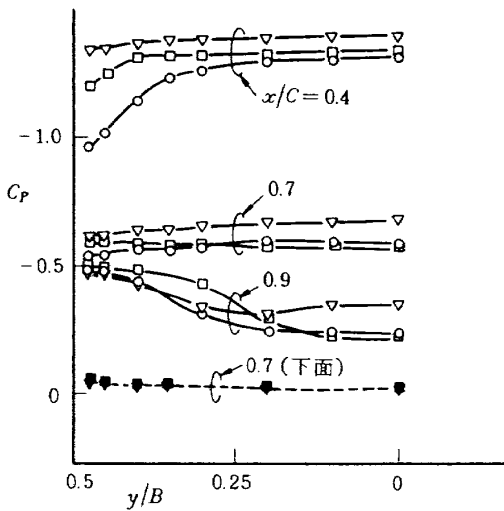
V_n/V_∞	C_L	TEST NO.
○ ● 0.0010	0.731	526
□ ■ 0.0046	0.783	533
▽ ▼ 0.0077	0.841	537
× ✕ —	0.775	357*

(* $K_U = K_L = \infty$)



$K_U = (5 \sim 20) \times 10^3$ $K_L = \infty$

V_n/V_∞	C_L	TEST NO.
○ 0.0003	0.762	520
□ 0.0043	0.799	538
▽ 0.0084	0.847	524



$M_\infty \doteq 0.5$ $R_e = 10 \times 10^6$ $\alpha_g = 0^\circ$

○ ● 0.0007	0.278	494
△ ▲ 0.0031	0.297	496
▽ ▼ 0.0096	0.328	562

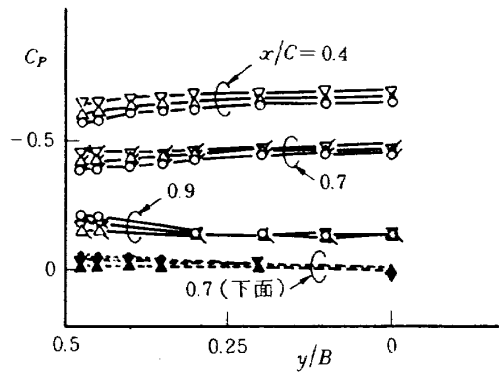


図23 境界層吸込のスパン方向圧力分布に与える影響

図24 境界層吸込のスパン方向圧力分布に与える影響

うに厳しい条件の下で顕著になることは、図24からもうかがえる。同図には固定壁の場合の圧力分布も記入してあるが、 $V_n/V_\infty = 0$ の場合に比べ圧力分布の均一性は良くなっている。またレイノルズ数のスパン方向圧力分布に与える影響は図25に示す。図22に見られたようにレイノルズ数の増加は C_{L1} を低下させるばかりでなく、スパン方向の圧力分布の均一

性を悪化させる方向に作用する。

側壁からの境界層吸込の効果が顕著な前縁から40%の位置におけるスパン方向の圧力分布の均一性と、半円形吸込板を用いた場合の境界層吸込量の関係について考えてみよう。スパン方向の圧力係数の最大値と最小値は、先に図23~25に見られたようにそれぞれ模型中心部の C_{P1} および側壁部に最も近い $C_{P|y/B=0.5}$ で与えられる。したがって $\Delta C_{P \max} = C_{P1}$

$V_n/V_\infty \doteq 0.004$ $K_U = (5 \sim 20) \times 10^3$ $K_L = \infty$

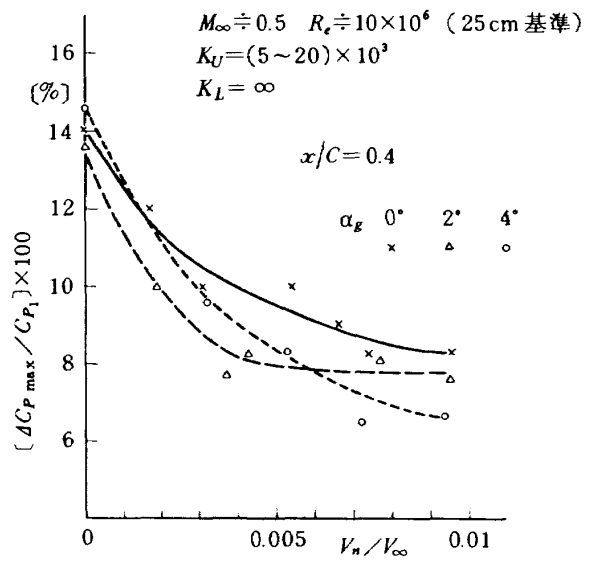
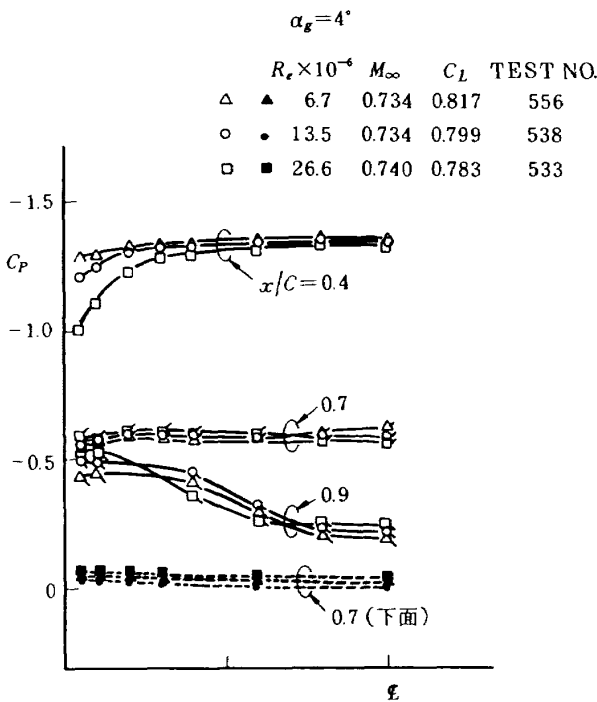


図26(a) 境界層吸込量と二次元性

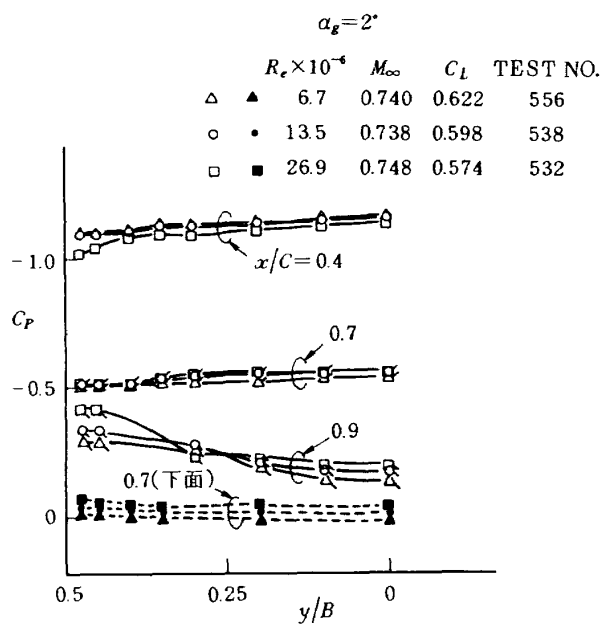


図25 レイノルズ数のスパン方向圧力分布
に与える影響

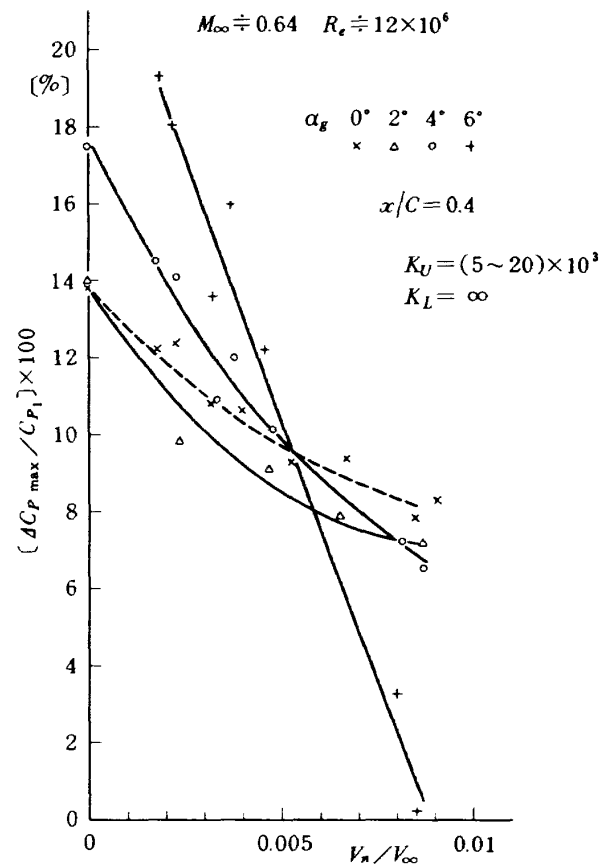


図26(b) 境界層吸込量と二次元性

$\sim C_p y|_{y=0.5}$ である。模型スパン方向の圧力分布の様性を表わす尺度として、 $\epsilon = (\Delta C_{p \max} / C_{p1})$ を用いて整理してみると図26(a)~(c)が得られる。同図は $P_0 = 4 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ の場合についてのみ示したが、各迎角 α_g についてはほぼ共通的に言えることは、境界層吸込速度比 V_n/V_∞ をあげていくと、 ϵ は急激に減少するが $V_n/V_\infty \doteq 0.004$ 付近から ϵ の変化は緩和されることである。

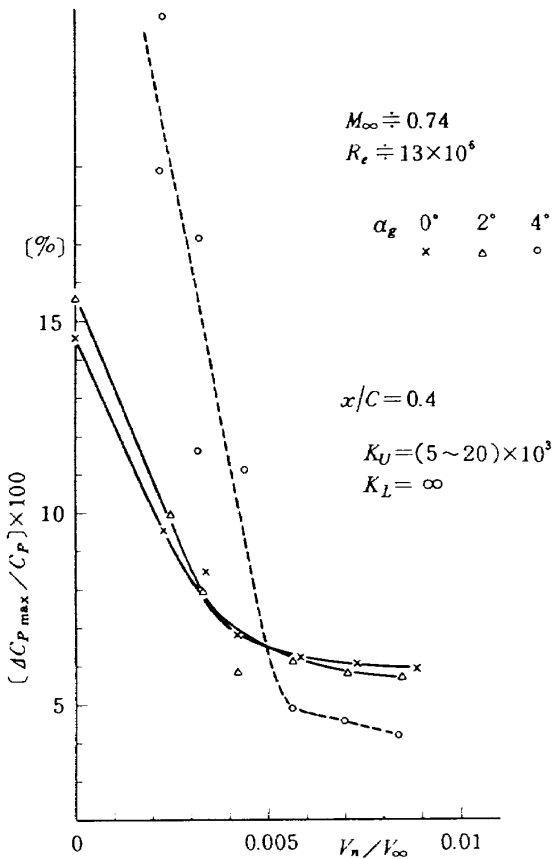


図26(c) 境界層吸込量と二次元性

〔他の風洞による試験データとの比較〕

図27は C_{L1} , M_∞ および V_n/V_∞ の関係を示すもので、 α_g が大きくかつ V_n/V_∞ が大きいほど揚力係数は大きな値をとるようになるが、 M_{LD} は下ることが判る。他の2つの風洞はいずれも R_e が低い場合であるが、当風洞の場合 C_L のピークはこれら2つの風洞に比べ顕著でなく、また α_g が大きいほど C_L のくい違いも著しくなることが判る。

〔抗力係数と境界層吸込速度比〕

抗力係数は2本のピトー管(WT1および3)と静圧管(WT2)を等間隔に配列したくし形状のプロープを上下方向に移動させて測定した⁴⁾。模型の後縁からピトー管の先端(受圧部)までの距離は模型弦長の約2倍である。図28は集合洞内圧を基準としたピトー圧とプロープの上下位置の関係を示す1例であって、模型のほぼ中央位置($Y/B=0.07$)でトラバースしたWT1のピトー圧は、 V_n/V_∞ の増加と共に抗力係数が増す方向に変化するのに対し、WT3では逆に抗力係数が減少する方向に変化する。WT3の位置は模型中心から $y/B=0.27$ と離れている。この様

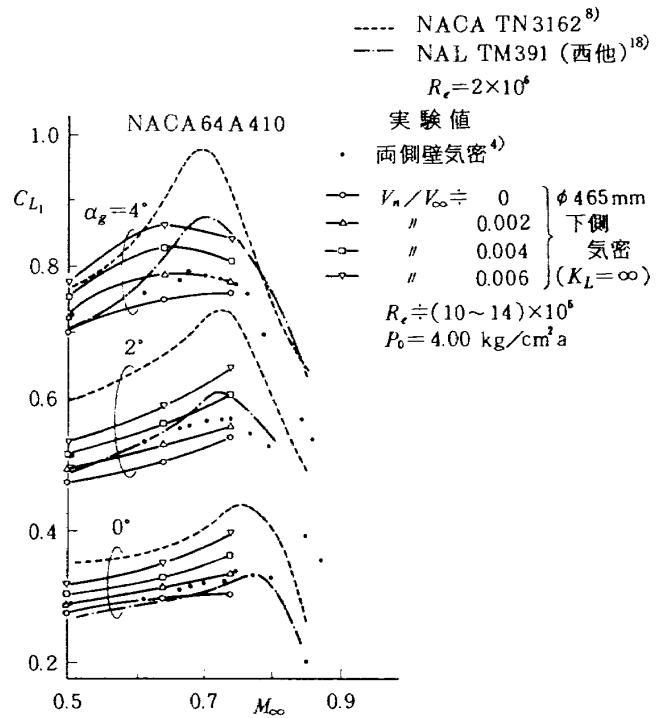


図27 気密壁の C_L との比較

子は図28とほぼ同一条件で試験した図30(b)にもはっきり現われている。WT1および3の位置での抗力係数 C_{DW} の算出に必要な静圧は、この中間に設けられた静圧管(WT2)によって測定したデータを用いた。模型スパン方向のほぼ中央位置である $y/B=0.07$ のピトー管によって測定した断面抗力係数 C_{DW} は、境界層吸込速度比 V_n/V_∞ を大きくすると揚力係数の場合と同じように増加し、その傾向はマッハ数 M_∞ および迎角 α_g が大きいほど強く現われる(図29(a)(b)参照)。しかし $y/B=0.28$ と側壁面に近い位置では、これとは逆の傾向が現われるのが判る。図30(a)(b)はレイノルズ数を変えた場合の1例であって、スパン方向の位置の違いによる C_{DW} と V_n/V_∞ との関係に与える影響は図29の場合と同様であることを示す。WT1によって測定された C_{DW} とWT3によって測定された C_{DW} が一致するときの V_n/V_∞ は0.005程度の値をとる場合が多く、模型スパン方向の圧力分布の一様性が改善されると思われる V_n/V_∞ の値にほぼ一致することは注目される。

5. むすび

当研究所が整備した0.3m×1m二次元風洞の初期検定の一環として、マッハ数分布の一様性・気流偏

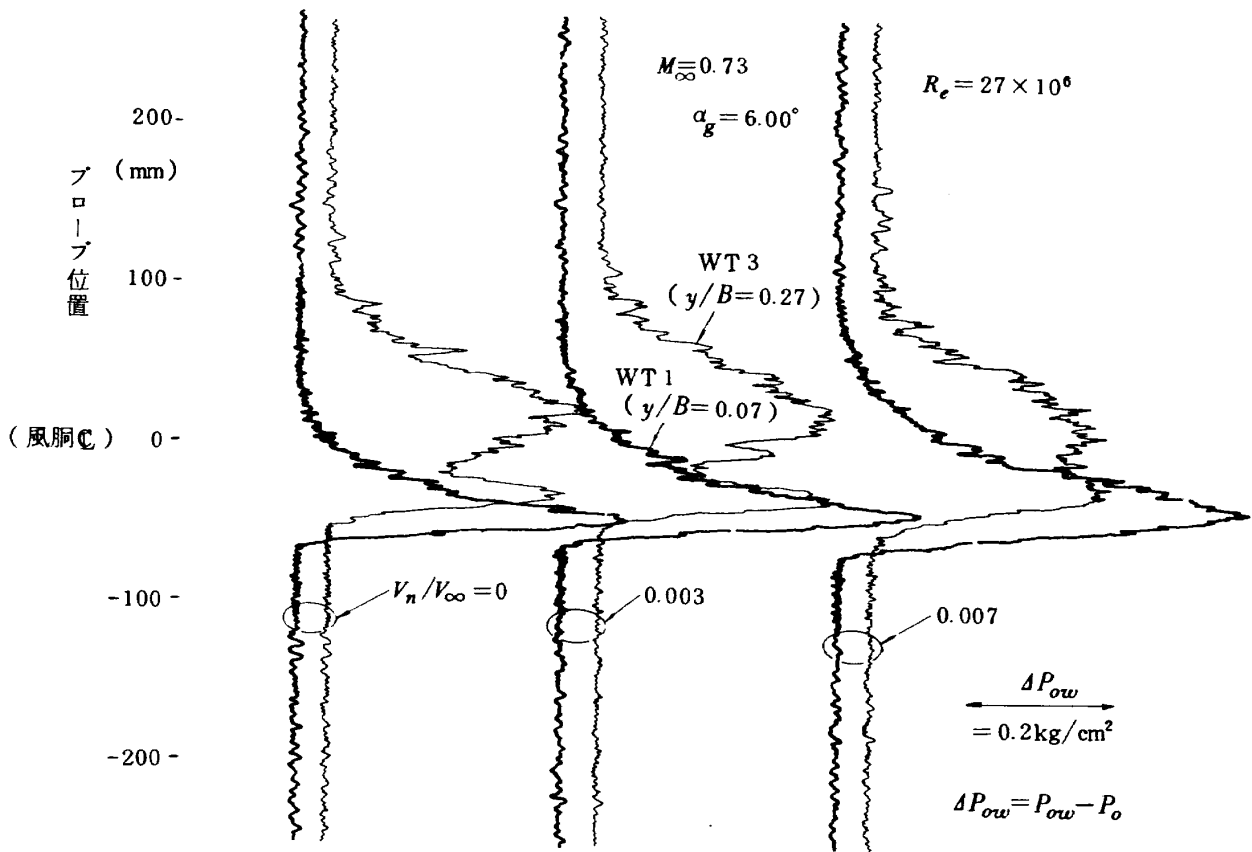


図28 模型伴流の圧力分布

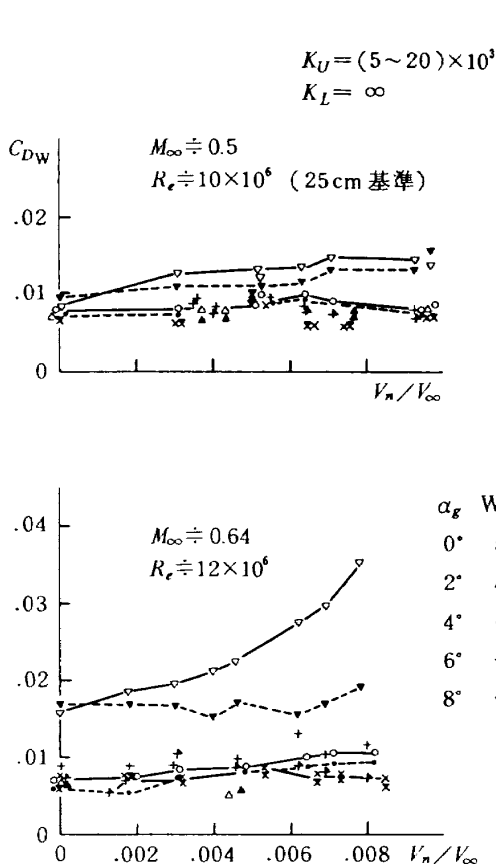


図29(a) $C_{DW} \sim V_n/V_\infty$

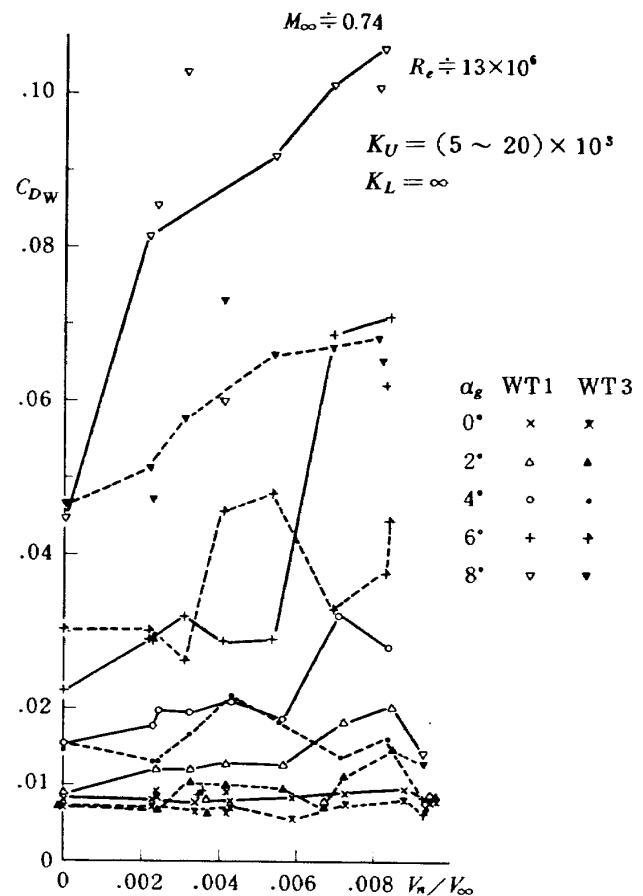


図29(b) $C_{DW} \sim V_n/V_\infty$

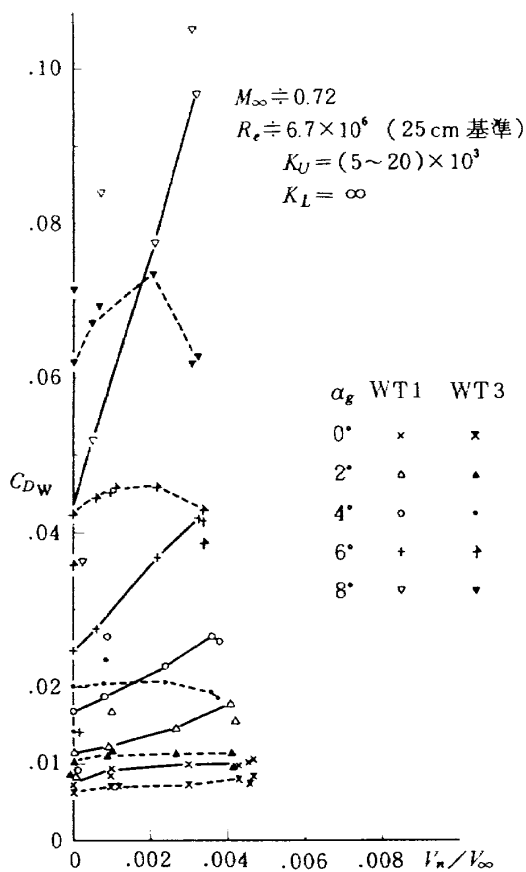


図30(a) $C_{DW} \sim V_n/V_\infty$

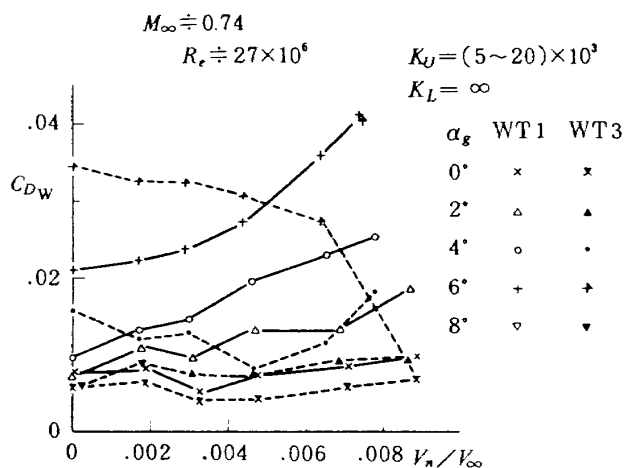


図30(b) $C_{DW} \sim V_n/V_\infty$

角の測定および側壁からの境界層吸取装置の予備試験を実施した。この結果次のことが明らかになった。

①；測定部中心軸上のマッハ数分布は，上下壁傾角 θ_w によって強い影響を受けるが， $\theta_w = 0.35^\circ$ 程度開いてやると， $0.4 < M_\infty < 1.0$ の範囲で $2\sigma_M < 0.001$ と優れた一様性が得られる。

②；一様流のマッハ数は，模型等の干渉を受け易い測定部側壁圧でなく，抽気室圧から $|\Delta M| < 0.005$

の精度で決定することができる。

③；測定部気流の偏角は， $0.2 < M_\infty < 0.8$ の範囲で ± 0.04 度以内である。

④；焼結金属製の境界層吸取板の抵抗係数は，遷移レイノルズ数付近を除いて，層流領域では R_e に，また乱流領域では $\sqrt{R_e}$ に，それぞれ反比例する。

⑤；模型まわりの流れの二次元性は，境界層吸取板の形状，側壁からの境界層吸込量・マッハ数・レイノルズ数・迎角など多くのパラメータによって支配される。

⑥；NACA 64 A 410 翼型模型の前縁から40%位置のスパン方向の圧力分布は，側壁からの境界層吸込速度比によって大きな影響を受ける。

⑦； $(5 \sim 20) \times 10^3$ 程度の抵抗係数を持った境界層吸取板を用いた場合，本風洞のすべての設計集合洞圧およびマッハ数で側壁からの境界層吸込を行うことができる。

終わりに臨み本実験を計画推進するにあたり御指導を賜った空気力学第2部遠藤浩部長および，本報告書4.2項に関連して討論に快く参加された沢田秀夫技官ならびに高圧空気の製造に御尽力された遷音速風洞制御研究室高橋宏室長，萱場重男主任研究官，馬場滋夫技官，唐沢敏夫技官には記して深く感謝する次第である。

6. 参考文献

- 1) 遠藤 浩，徳田晃一；航空機の模型実験における二，三の問題，日本機械学会誌，第83巻第735号（昭55.2）57頁～
- 2) 遠藤 浩；航技研二次元風洞について，日本航空宇宙学会誌，Vol.26, No.266（1978/12）
- 3) 重見 孝；風洞に関する最近の話題，機械の研究，第26巻第7号（1973）686頁～
- 4) 空気力学第2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（1980/11）
- 5) 三輪 等；二次元風洞構成要素の研究Ⅲ，集合洞圧力制御のデジタルシミュレーション，航技研報告，TR-597（1979）
- 6) 高島一明，榊原盛三，三輪 等，小国保男，佐藤 衛，神田 宏；航技研二次元風洞の初期検定結果，日本航空宇宙学会第12期年会講演会前

- 刷(昭56.4), 132頁
- 7) 沢田秀夫, 榊原盛三, 佐藤 衛, 神田 宏, 唐沢敏夫; 側壁からの吸い込みによる翼型迎角への側壁干渉効果の新しい評価法; 航技研報告, TR-680 (1981/8)
- 8) Stivers, Jr. L. S.; Effects of Subsonic Mach Numbers of the Forces and Pressure Distributions on Four NACA 64A-Series Airfoil Sections at Angles of Attack as High as 28° , NACA TN-3162(1954)
- 9) 三輪 等, 榊原盛三, 小国保男, 馬場滋夫, 唐沢敏夫, 佐藤 衛, 神田 宏; 航技研二次元風洞の気流制御について, 日本航空宇宙学会第12期年会講演会前刷(昭56.4) 136頁
- 10) Goethert, B.H.; Transonic Wind Tunnel Testing, Pergamon Press, (1961)
- 11) 岡田泰栄; 統計, 共立出版K.K., 123頁
- 12) Reed, T.D., Pope, T.C. & Cooksey, T.M.; Calibration of Transonic and Supersonic Wind Tunnels, NASA, CR-2920(1977)
- 13) 浅井圭介; 未発表資料
- 14) Ohman, L.H., Brown, D.; The NAE High Reynolds Number 15in \times 60in Two-Dimensional Test Facility Part II. Results of Initial Calibration, LTR-HA-4(1970), Ottawa, CANADA
- 15) 榊原盛三, 馬場滋夫; 二次元風洞構成要素の研究(I), プラグ型調圧弁および多孔板の特性, 航技研報告, TR-465 (1976)
- 16) 鈴木誠三, 萱場重男, 野口正芳, 小松行夫, 鈴木正光, 萩原秀徳; 吹出式風洞用高圧貯気槽設備の定温装置の特性と第3高圧貯気槽の増設,

航技研報告, TR-639 (1980)

- 17) Chan, Y.Y., Tang, F.C. & Wolfe, S.M.; Analysis of the Boundary Layer Development on the Sidewalls of the NAE 2-D Test Facility, LTR-HA-34
- 18) 西 武徳, 神谷信彦, 高梨 進; 遷音速における YX 機用主翼断面風洞試験, 航技研資料, TM-391 (1979)

7. 付 録

NACA 64A410 翼型模型を用いて行った側壁からの境界層吸込試験結果の一部は, 表 A-1~26 に掲げた。これらの表と実験条件との関係は, 表 2 に示す通りである。表の分類は, 設定迎角および設定よどみ点圧が変るごとに番号を改め, また境界層吸込速度比が変るごとに(A)(B)……で表わした。境界層吸取装置は, 風洞の南および北側(これを(S)(M)で表示し, これらは模型に対しそれぞれ左および右側にあたる。)側壁面(図12参照)に位置し, それぞれ専用の流量調節弁を持っている。境界層吸込速度比が(S)および(M)側で一致しないのは, この流量調節弁の設定誤差によるものと思われる。

{ 記 号 }

ALPHA = α_g

RE# ; 25 cm 基準のレイノルズ数

MACH# = M_∞

VN/VI (S)又はVN/VI (M); 左又は右側の V_n/V_∞

PCS (S)又はPSB (M); 左又は右側吸込室内圧力

P_{SB}

G (S)又はG (M); 左又は右側の吸込流量

CL1, CL2, CL3 ; $y/B=0, 0.2, 0.35$ 位置の揚力係数

表 A-1(A)

ALPHA= -.03 [deg] TEST No. 473

MACH# = .4979 RE# = 9.590x10**6

VN/VI(S)= .0026 PSB(S)= 3.275 [kg/cm2]
 VN/VI(N)= .0028 PSB(N)= 3.257 [kg/cm2]

G(S)= .244 [kg/s] CL1= .255 CL2= .258
 G(N)= .263 [kg/s] CL3= .245

ALPHA= -.03 [deg] TEST No. 475

MACH# = .4970 RE# = 9.524x10**6

VN/VI(S)= .0048 PSB(S)= 3.186 [kg/cm2]
 VN/VI(N)= .0046 PSB(N)= 3.182 [kg/cm2]

G(S)= .448 [kg/s] CL1= .266 CL2= .265
 G(N)= .428 [kg/s] CL3= .258

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0 -0.2 -0.35 0.0 +0.2 +0.35	0.0 +0.2 +0.35	
0.000	1.024		
.001	.865	.813	-.108
.005	.539		-.172
.010	.337	.296	-.421
.018	.144		-.453
.025	.045	.030	-.394
.038	-.075		-.368
.050	-.152	-.155	-.284
.075	-.241		-.267
.100	-.314	-.319	-.225
.150	-.404	-.409	-.217
.200	-.462	-.466	-.218
.250	-.510	-.510	-.207
.300	-.543	-.542	-.205
.325	-.559		-.205
.350	-.573		-.198
.375	-.585		-.189
.401	-.597	-.590	-.189
.425	-.593		-.184
.450	-.578		-.171
.475	-.561		-.135
.500	-.543	-.557	-.135
.525	-.533		-.093
.550	-.510		-.058
.575	-.494	-.479	-.058
.600	-.466		-.024
.625	-.453		.015
.650	-.430	-.386	.059
.701	-.399		.078
.750	-.328	-.284	.070
.800	-.277		.073
.850	-.178	-.092	.085
.901	-.084		.092
.950	.009		.092
1.000	.092		.092

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0 -0.2 -0.35 0.0 +0.2 +0.35	0.0 +0.2 +0.35	
0.000	1.014		
.001	.851	.840	.798
.005	.503		-.149
.010	.296	.317	.275
.018	.129		-.402
.025	.028	-.001	-.006
.038	-.096		-.362
.050	-.147	-.152	-.178
.075	-.260		-.262
.100	-.314	-.334	-.328
.150	-.408	-.409	-.392
.200	-.472	-.471	-.457
.250	-.517	-.517	-.492
.300	-.554	-.550	-.516
.325	-.563		-.196
.350	-.575		-.194
.375	-.591		-.184
.401	-.602	-.601	-.572
.425	-.591		-.167
.450	-.584		-.129
.475	-.563		-.130
.500	-.552	-.559	-.538
.525	-.539		-.092
.550	-.517		-.055
.575	-.498	-.479	-.465
.600	-.471		-.019
.625	-.460		.019
.650	-.430	-.389	-.370
.701	-.393		.061
.750	-.331	-.282	-.274
.800	-.283		.077
.850	-.178	-.091	-.096
.901	-.087		.080
.950	.010		.090
1.000	.092		.092

表 A-1(B)

ALPHA = -.04 [deg] TEST No. 476 ALPHA = -.03 [deg] TEST No. 477
 MACH# = .4982 RE# = 9.589x10**6 MACH# = .4991 RE# = 9.614x10**6
 VN/VI(S) = .0064 PSB(S) = 3.103 [kg/cm2] VN/VI(S) = .0077 PSB(S) = 3.028 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0062 PSB(N) = 3.093 [kg/cm2] VN/VI(N) = .0075 PSB(N) = 3.015 [kg/cm2]
 G(S) = .603 [kg/s] CL1 = .271 CL2 = .270 G(S) = .725 [kg/s] CL1 = .276 CL2 = .275
 G(N) = .586 [kg/s] CL3 = .261 G(N) = .711 [kg/s] CL3 = .269

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)				
	0.0	-0.2	0.0		0.0	-0.2	0.0				
0.000	1.025	.861	-.110	-.130	.011	1.022	.851	.779	-.116	-.098	-.025
.001	.847	.815	-.383	-.386	-.392	.850	.491	.491	.491	.491	.491
.005	.487	.271	-.014	-.014	-.327	.307	.259	.236	-.392	-.409	-.368
.010	.297	.271	-.342	-.351	-.327	.112	.112	.112	-.001	-.030	-.308
.018	.141	.009	-.157	-.176	-.254	.025	.009	.009	-.104	-.104	-.104
.025	.028	.009	-.164	-.176	-.254	.038	.104	.104	-.175	-.175	-.174
.038	-.099	.009	-.257	-.329	-.204	.050	.175	.175	-.270	-.270	-.270
.050	-.164	.009	-.327	-.403	-.204	.075	.270	.270	-.333	-.333	-.333
.075	-.257	.009	-.403	-.463	-.185	.100	.333	.333	-.422	-.422	-.422
.100	-.327	.009	-.463	-.489	-.185	.150	.422	.422	-.482	-.482	-.482
.150	-.418	.009	-.489	-.519	-.180	.200	.482	.482	-.528	-.528	-.528
.200	-.474	.009	-.519	-.568	-.173	.250	.528	.528	-.558	-.558	-.558
.250	-.525	.009	-.568	-.602	-.173	.300	.558	.558	-.573	-.573	-.573
.300	-.553	.009	-.602	-.602	-.173	.325	.573	.573	-.584	-.584	-.584
.325	-.570	.009	-.602	-.602	-.173	.350	.584	.584	-.598	-.598	-.598
.350	-.582	.009	-.602	-.602	-.173	.375	.598	.598	-.606	-.606	-.606
.375	-.592	.009	-.602	-.602	-.173	.401	.606	.606	-.597	-.597	-.597
.401	-.602	.009	-.602	-.602	-.173	.425	.597	.597	-.570	-.570	-.570
.425	-.593	.009	-.602	-.602	-.173	.450	.588	.588	-.552	-.552	-.552
.450	-.581	.009	-.602	-.602	-.173	.475	.570	.570	-.543	-.543	-.543
.475	-.567	.009	-.602	-.602	-.173	.500	.552	.552	-.503	-.503	-.503
.500	-.548	.009	-.602	-.602	-.173	.525	.543	.543	-.473	-.473	-.473
.525	-.537	.009	-.602	-.602	-.173	.550	.525	.525	-.461	-.461	-.461
.550	-.516	.009	-.602	-.602	-.173	.575	.503	.503	-.430	-.430	-.430
.575	-.501	.009	-.602	-.602	-.173	.600	.473	.473	-.392	-.392	-.392
.600	-.469	.009	-.602	-.602	-.173	.625	.461	.461	-.330	-.330	-.330
.625	-.455	.009	-.602	-.602	-.173	.650	.430	.430	-.278	-.278	-.278
.650	-.427	.009	-.602	-.602	-.173	.701	.392	.392	-.177	-.177	-.177
.701	-.388	.009	-.602	-.602	-.173	.750	.330	.330	-.086	-.086	-.086
.750	-.328	.009	-.602	-.602	-.173	.800	.278	.278	.016	.016	.016
.800	-.276	.009	-.602	-.602	-.173	.850	.225	.225	.096	.096	.096
.850	-.174	.009	-.602	-.602	-.173	.901	.177	.177	.096	.096	.096
.901	-.082	.009	-.602	-.602	-.173	.950	.124	.124	.096	.096	.096
.950	.014	.009	-.602	-.602	-.173	1.000	.096	.096	.096	.096	.096
1.000	.092	.009	-.602	-.602	-.173						

表 A-2(A)

ALPHA= 3.97 [deg] TEST No. 473 ALPHA= 3.98 [deg] TEST No. 475
 MACH# = .4975 RE# = 9.632x10**6 MACH# = .4963 RE# = 9.570x10**6
 VN/VI(S) = .0026 PSB(S) = 3.266 [kg/cm2] VN/VI(S) = .0047 PSB(S) = 3.176 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0028 PSB(N) = 3.241 [kg/cm2] VN/VI(N) = .0045 PSB(N) = 3.167 [kg/cm2]
 G(S) = .248 [kg/s] CL1 = .659 CL2 = .656 G(S) = .446 [kg/s] CL1 = .684 CL2 = .674
 G(N) = .264 [kg/s] CL3 = .625 G(N) = .427 [kg/s] CL3 = .658

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	0.0	-0.2	+0.35	0.000	0.0	-0.2	+0.35
.001	.569	-.619	-.650	.001	.501	-.635	-.696
.005	-.613	-.856	-.879	.005	-.635	-.696	-.987
.010	-.845	-.866	-.897	.010	-.914	-.902	-.929
.018	-.896	-.902	-.897	.018	-.950	-.945	-.963
.025	-.894	-.894	-.863	.025	-.908	-.919	-.897
.038	-.894	-.860	-.827	.038	-.919	-.885	-.856
.050	-.877	-.850	-.827	.050	-.907	-.872	-.834
.075	-.850	-.851	-.791	.075	-.885	-.859	-.811
.100	-.850	-.834	-.799	.100	-.872	-.847	-.800
.150	-.834	-.827	-.767	.150	-.859	-.823	-.776
.200	-.834	-.821	-.766	.200	-.859	-.807	-.760
.250	-.835	-.821	-.766	.250	-.847	-.802	-.755
.300	-.823	-.821	-.766	.300	-.844	-.802	-.755
.325	-.821	-.821	-.766	.325	-.843	-.802	-.755
.350	-.821	-.821	-.766	.350	-.839	-.802	-.755
.375	-.820	-.821	-.766	.375	-.836	-.802	-.755
.401	-.814	-.801	-.750	.401	-.834	-.816	-.786
.425	-.792	-.801	-.750	.425	-.804	-.816	-.786
.450	-.764	-.801	-.750	.450	-.787	-.816	-.786
.475	-.731	-.708	-.648	.475	-.748	-.816	-.786
.500	-.703	-.708	-.648	.500	-.721	-.723	-.676
.525	-.681	-.648	-.648	.525	-.694	-.676	-.676
.550	-.651	-.648	-.648	.550	-.666	-.676	-.676
.575	-.623	-.588	-.524	.575	-.634	-.596	-.552
.600	-.583	-.588	-.524	.600	-.597	-.596	-.552
.625	-.564	-.564	-.524	.625	-.573	-.552	-.552
.650	-.524	-.467	-.405	.650	-.532	-.431	-.052
.701	-.465	-.467	-.405	.701	-.480	-.431	-.080
.750	-.391	-.332	-.302	.750	-.403	-.310	-.109
.800	-.327	-.332	-.302	.800	-.336	-.310	-.124
.850	-.218	-.128	-.201	.850	-.221	-.170	-.103
.901	-.106	-.128	-.201	.901	-.114	-.170	-.095
.950	-.011	-.066	-.066	.950	-.009	-.088	-.088
1.000	-.066	-.066	-.066	1.000	-.066	-.066	-.066

表 A-2(B)

ALPHA= 3.97 [deg]		TEST No. 476		ALPHA= 3.97 [deg]		TEST No. 477		
MACH#= .4973		RE#:= 9.622x10**6		MACH#= .4980		RE#:= 9.643x10**6		
VN/VI(S)= .0064		PSB(S)= 3.094 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0077		PSB(S)= 3.018 [kg/cm2]		
VN/VI(N)= .0062		PSB(N)= 3.078 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0075		PSB(N)= 3.003 [kg/cm2]		
G(S)= .602 [kg/s]		CL1= .698 CL2= .691		G(S)= .725 [kg/s]		CL1= .712 CL2= .706		
G(N)= .583 [kg/s]		CL3= .673		G(N)= .710 [kg/s]		CL3= .695		
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL								
<X/C>	UPPER SURFACE <Y/B>		LOWER SURFACE <Y/B>		UPPER SURFACE <Y/B>		LOWER SURFACE <Y/B>	
	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	0.0	+0.2
0.000	.475			.999	.999		1.004	.999
.001	-.660	-.723	-.673			-.824		
.005	-.954			.617	.600		.636	
.010	-.945	-.959	-.993			-.1016		.607
.018	-.998			.395	.398		.406	
.025	-.950	-.977	-.976			-.1019		.394
.038	-.971			.272	.265		.284	
.050	-.942	-.936	-.916			-.944		.273
.075	-.902			.170	.162		.171	
.100	-.892	-.896	-.860	.101	.109		.109	.172
.150	-.875	-.878	-.844	.057	.066		.058	.112
.200	-.872	-.861	-.851	.030	.044		.033	.071
.250	-.861	-.862	-.826	.005	.016		.013	.046
.300	-.858	-.846	-.810			-.834		.021
.325	-.850							
.350	-.850			-.012			-.007	
.375	-.849							
.401	-.840	-.831	-.796	-.022	-.021	-.822	-.016	-.008
.425	-.815							
.450	-.790			-.021			-.016	
.475	-.761							
.500	-.727	-.727	-.689	-.006	-.006	-.721	.004	.002
.525	-.702							
.550	-.670			.016			.023	
.575	-.637							
.600	-.597	-.603	-.572	.038	.036	-.591	.043	.041
.625	-.574							
.650	-.536			.061			.068	
.701	-.474	-.473	-.429	.086		-.451	.093	.082
.750	-.398			.115			.120	
.800	-.322	-.329	-.306	.129		-.310	.132	
.850	-.209			.108	.100		.114	.106
.901	-.104	-.111	-.143	.099		-.123	.103	
.950	-.001			.096			.099	
1.000	.072	.072	.072			.074	.074	

表 A-3(A)

ALPHA= -.03 [deg] TEST No. 478
MACH# = .6484 RE# = 11.636x10**6

VN/VI(S) = .0005 PSB(S) = 3.008 [kg/cm2]
VN/VI(N) = .0003 PSB(N) = 3.007 [kg/cm2]
G(S) = .052 [kg/s] CL1 = .250 CL2 = .248
G(N) = .031 [kg/s] CL3 = .232

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0 -0.2 +0.2 +0.35	0.0 +0.2 +0.35	
0.000	1.029		
.001	.950	.883	-.281
.005	.628		-.240
.010	.445	.360	-.576
.018	.248		-.581
.025	.136	.110	-.489
.038	-.003		-.458
.050	-.091	-.093	-.372
.075	-.206		-.347
.100	-.292	-.304	-.292
.150	-.401	-.415	-.274
.200	-.484	-.484	-.270
.250	-.546	-.543	-.255
.300	-.598	-.591	-.248
.325	-.621		-.246
.350	-.642		-.246
.375	-.659		
.401	-.678	-.666	-.624
.425	-.668		-.237
.450	-.658		-.213
.475	-.640		
.500	-.619	-.622	-.576
.525	-.603		-.169
.550	-.582		-.127
.575	-.562		
.600	-.529	-.528	-.495
.625	-.515		-.085
.650	-.484		-.043
.701	-.439	-.425	-.391
.750	-.375		-.001
.800	-.315	-.314	.043
.850	-.200		.067
.901	-.101	-.108	.059
.950	.002		.061
1.000	.083	.083	.075

ALPHA= -.03 [deg] TEST No. 480
MACH# = .6471 RE# = 11.791x10**6
VN/VI(S) = .0042 PSB(S) = 2.790 [kg/cm2]
VN/VI(N) = .0032 PSB(N) = 2.835 [kg/cm2]
G(S) = .457 [kg/s] CL1 = .272 CL2 = .273
G(N) = .314 [kg/s] CL3 = .260

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0 -0.2 +0.2 +0.35	0.0 +0.2 +0.35	
0.000	1.041		
.001	.927	.877	-.236
.005	.613		-.221
.010	.431	.356	-.503
.018	.235		-.540
.025	.106	.065	-.465
.038	-.023		-.461
.050	-.111	-.122	-.361
.075	-.231		-.337
.100	-.307	-.325	-.283
.150	-.428	-.433	-.263
.200	-.505	-.506	-.262
.250	-.573	-.570	-.247
.300	-.621	-.614	-.240
.325	-.643		-.230
.350	-.667		-.237
.375	-.687		
.401	-.700	-.692	-.658
.425	-.690		-.225
.450	-.678		-.203
.475	-.658		
.500	-.638	-.647	-.608
.525	-.619		-.159
.550	-.595		-.115
.575	-.572		
.600	-.538	-.548	-.522
.625	-.522		-.073
.650	-.488		-.033
.701	-.441	-.435	-.407
.750	-.367		.012
.800	-.309	-.309	.055
.850	-.193		.078
.901	-.087	-.099	.070
.950	.015		.074
1.000	.097	.097	.085

表 A-3 (B)

ALPHA = -.03 [deg] TEST No. 482 ALPHA = -.04 [deg] TEST No. 483
 MACH# = .6492 RE# = 11.845x10**6 MACH# = .6509 RE# = 11.030x10**6
 VN/VI(S) = .0056 PSB(S) = 2.695 [kg/cm2] VN/VI(S) = .0079 PSB(S) = 2.505 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0055 PSB(N) = 2.668 [kg/cm2] VN/VI(N) = .0069 PSB(N) = 2.553 [kg/cm2]
 G(S) = .608 [kg/s] CL1 = .285 CL2 = .282 G(S) = .863 [kg/s] CL1 = .296 CL2 = .294
 G(N) = .605 [kg/s] CL3 = .275 G(N) = .750 [kg/s]

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	1.044			0.000	1.050		
.001	.943	-.211	.889	.001	.929	.920	.878
.005	.602		.343	.005	.598		
.010	.407	.389	.389	.010	.412	.382	.355
.018	.208		.079	.018	.216		
.025	.102	.079	.039	.025	.097	.075	.031
.038	-.031		-.119	.038	-.040		
.050	-.114	-.119	-.140	.050	-.118	-.132	-.137
.075	-.235		-.331	.075	-.242		
.100	-.316	-.331	-.321	.100	-.337	-.338	-.338
.150	-.434	-.439	-.427	.150	-.446	-.458	-.435
.200	-.518	-.521	-.507	.200	-.532	-.532	-.517
.250	-.583	-.581	-.553	.250	-.598	-.595	-.566
.300	-.631	-.626	-.594	.300	-.647	-.642	-.610
.325	-.652			.325	-.671		
.350	-.676	-.231		.350	-.693		-.227
.375	-.692			.375	-.712		
.401	-.705	-.704	-.678	.401	-.729	-.720	-.693
.425	-.698			.425	-.716		
.450	-.691	-.198		.450	-.701		-.196
.475	-.671			.475	-.680		
.500	-.652	-.651	-.631	.500	-.658	-.666	-.650
.525	-.637			.525	-.640		
.550	-.611	-.108		.550	-.615		-.104
.575	-.585			.575	-.588		
.600	-.550	-.552	-.533	.600	-.552	-.566	-.550
.625	-.532			.625	-.534		
.650	-.494	-.027		.650	-.498		-.021
.701	-.447	-.440	-.416	.701	-.448	-.443	-.429
.750	-.373	.060		.750	-.373		.070
.800	-.310	-.310	-.296	.800	-.310	-.308	-.300
.850	-.192	.076	.071	.850	-.189		.084
.901	-.090	-.095	-.102	.901	-.093	-.087	-.090
.950	.015	.098	.098	.950	.019	.086	.096
1.000	.098	.098	.098	1.000	.104	.104	.104

表 A-4 (A)

ALPHA= 3.97 [deg]		TEST No. 480	
MACH# = .6436		RE# = 11.848x10**6	
VN/VI(S) = .0042		PSB(S) = 2.778 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0031		PSB(N) = 2.815 [kg/cm2]	
G(S) = .455 [kg/s]		CL1 = .699	
G(N) = .343 [kg/s]		CL2 = .688	
		CL3 = .669	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0 : -0.2 : -0.35	0.0 : +0.2 : +0.35	
0.000	.798		
.001	-.134	-.267	.964
.005	-.497		.952
.010	-.643	-.750	.520
.018	-.726		.503
.025	-.794	-.813	.327
.038	-.845		.320
.050	-.845	-.838	.216
.075	-.881		.214
.100	-.907	-.913	.120
.150	-.924	-.881	.062
.200	-.936	-.934	.008
.250	-.946	-.942	.028
.300	-.949	-.938	-.003
.325	-.952		-.027
.350	-.954		-.055
.375	-.951		
.401	-.949	-.931	-.063
.425	-.921		-.058
.450	-.892		
.475	-.850		-.066
.500	-.807	-.790	-.046
.525	-.776		-.045
.550	-.731		
.575	-.697		-.019
.600	-.655	-.641	.005
.625	-.629		.000
.650	-.585		.031
.701	-.519	-.501	-.431
.750	-.440		.091
.800	-.361	-.363	-.374
.850	-.236		.107
.901	-.125	-.152	-.298
.950	-.023		.074
1.000	.050	.050	.065
			.050

ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 478	
MACH# = .6456		RE# = 11.652x10**6	
VN/VI(S) = .0004		PSB(S) = 3.003 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0004		PSB(N) = 2.994 [kg/cm2]	
G(S) = .045 [kg/s]		CL1 = .664	
G(N) = .041 [kg/s]		CL2 = .648	
		CL3 = .625	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0 : -0.2 : -0.35	0.0 : +0.2 : +0.35	
0.000	.829		
.001	-.117	-.193	.929
.005	-.448		.929
.010	-.547	-.618	.476
.018	-.689		.475
.025	-.729	-.802	.294
.038	-.795		.302
.050	-.813	-.810	.193
.075	-.837		.195
.100	-.853	-.831	.096
.150	-.878	-.823	.048
.200	-.898	-.849	.013
.250	-.909	-.838	-.011
.300	-.914	-.828	-.040
.325	-.914		-.032
.350	-.912		-.071
.375	-.917		
.401	-.915	-.886	-.077
.425	-.893		-.068
.450	-.860		
.475	-.820		-.080
.500	-.782	-.755	-.058
.525	-.754		-.058
.550	-.714		-.035
.575	-.683		
.600	-.643	-.616	-.012
.625	-.610		-.009
.650	-.571		.014
.701	-.517	-.494	-.423
.750	-.439		.049
.800	-.362	-.369	.078
.850	-.246		.093
.901	-.136	-.165	-.372
.950	-.035		.072
1.000	.036	.036	.061
			.055
			.036

表 A-4 (B)

ALPHA= 3.97 [deg] TEST No. 482 ALPHA= 3.97 [deg] TEST No. 483
 MACH# = .6458 RE# = 11.894x10**6 MACH# = .6473 RE# = 11.900x10**6
 VN/VI(S) = .0056 PSB(S) = 2.679 [kg/cm2] VN/VI(S) = .0079 PSB(S) = 2.494 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0055 PSB(N) = 2.648 [kg/cm2] VN/VI(N) = .0068 PSB(N) = 2.535 [kg/cm2]
 G(S) = .608 [kg/s] CL1 = .725 CL2 = .713 G(S) = .861 [kg/s] CL1 = .758 CL2 = .747
 G(N) = .602 [kg/s] CL3 = .696 G(N) = .744 [kg/s] CL3 = .736

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	0.0	-0.2	+0.35	0.000	0.0	-0.2	+0.35
.001	.780	-.197	-.296	.001	.768	-.212	-.394
.005	-.170	-.530	.978	.005	-.230	-.619	.981
.010	-.651	-.701	.541	.010	-.700	-.759	.562
.018	-.780	-.863	.313	.018	-.850	-.925	.345
.025	-.816	-.892	.220	.025	-.873	-.964	.233
.038	-.873	-.914	.126	.038	-.918	-.968	.142
.050	-.896	-.919	.064	.050	-.933	-.968	.136
.075	-.920	-.913	.017	.075	-.965	-.967	.082
.100	-.934	-.948	.004	.100	-.987	-.977	.040
.150	-.963	-.926	-.029	.150	-.1007	-.979	.015
.200	-.975	-.926	-.050	.200	-1.013	-.973	-.010
.250	-.990	-.926	-.050	.250	-1.022	-.973	-.038
.300	-.984	-.926	-.050	.300	-1.022	-.973	-.038
.325	-.989	-.926	-.050	.325	-1.032	-.958	-.044
.350	-.987	-.926	-.050	.350	-1.030	-.048	-.048
.375	-.996	-.926	-.050	.375	-1.025	-.029	-.031
.401	-.985	-.943	-.899	.401	-1.032	-.004	-.018
.425	-.949	-.807	-.728	.425	-.976	.020	.046
.450	-.907	-.647	-.572	.450	-.946	.076	.113
.475	-.868	-.512	-.445	.475	-.897	.123	.101
.500	-.820	-.362	-.373	.500	-.840	.101	.093
.525	-.783	-.272	-.272	.525	-.810	.062	.086
.550	-.744	-.146	-.146	.550	-.760	.062	.062
.575	-.708	-.053	-.053	.575	-.725	.062	.062
.600	-.660	.036	.036	.600	-.673	.062	.062
.625	-.635	.068	.068	.625	-.644	.062	.062
.650	-.586	.100	.100	.650	-.599	.062	.062
.701	-.523	.114	.114	.701	-.528	.062	.062
.750	-.442	.092	.092	.750	-.437	.062	.062
.800	-.359	.081	.081	.800	-.354	.062	.062
.850	-.232	.072	.072	.850	-.230	.062	.062
.901	-.123	.053	.053	.901	-.116	.062	.062
.950	-.019	.053	.053	.950	-.011	.062	.062
1.000	.053	.053	.053	1.000	.062	.062	.062

表 A-5 (A)

ALPHA= -.03 (deg) TEST No. 485

ALPHA= -.03 (deg) TEST No. 486

MACH# = .7230 RE# = 12.897x10**6

MACH# = .7267 RE# = 12.987x10**6

VN/VI(S) = .0025 PSB(S) = 2.667 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0026 PSB(N) = 2.646 [kg/cm2]

VN/VI(S) = .0043 PSB(S) = 2.538 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0040 PSB(N) = 2.534 [kg/cm2]

C(S) = .288 [kg/s] CL1 = .277 CL2 = .272
 G(N) = .302 [kg/s] CL3 = .259

C(S) = .491 [kg/s] CL1 = .292 CL2 = .287
 G(N) = .454 [kg/s] CL3 = .276

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL

X/C	UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
	0.0	-0.2	0.0	+0.2
0.000	1.069			
.001	.992	.992	-.232	-.024
.005	.694			
.010	.498	.460	-.571	-.617
.018	.296			
.025	.188	.152	-.560	-.492
.038	.040			
.050	-.048	-.056	-.415	-.359
.075	-.181			
.100	-.278	-.296	-.324	-.296
.150	-.412	-.424	-.305	-.284
.200	-.512	-.517	-.299	-.285
.250	-.597	-.594	-.282	-.271
.300	-.665	-.658	-.278	-.265
.325	-.702			
.350	-.738		-.272	
.375	-.782			
.401	-.820	-.807	-.262	-.255
.425	-.815			
.450	-.801		-.240	
.475	-.762			
.500	-.728	-.722	-.186	-.189
.525	-.701			
.550	-.666		-.137	
.575	-.635			
.600	-.597	-.586	-.090	-.094
.625	-.571			
.650	-.530		-.045	
.701	-.477	-.463	-.003	-.018
.750	-.400		.045	
.800	-.328	-.327	.074	.056
.850	-.203		.066	
.901	-.093	-.107	-.152	
.950	.013		.079	
1.000	.089	.089	.089	

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL

X/C	UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
	0.0	-0.2	0.0	+0.2
0.000	1.061			
.001	.991	.988	-.234	-.205
.005	.674			
.010	.500	.465	-.609	-.546
.018	.289			
.025	.169	.160	-.542	-.498
.038	.025			
.050	-.062	-.063	-.415	-.376
.075	-.187			
.100	-.290	-.295	-.320	-.284
.150	-.424	-.434	-.302	-.289
.200	-.530	-.528	-.293	-.276
.250	-.616	-.609	-.274	-.267
.300	-.683	-.677	-.271	-.264
.325	-.725			
.350	-.757		-.268	
.375	-.809			
.401	-.861	-.835	-.256	-.250
.425	-.868			
.450	-.855		-.232	
.475	-.795			
.500	-.728	-.750	-.181	-.182
.525	-.705			
.550	-.673		-.135	
.575	-.645			
.600	-.599	-.600	-.084	-.089
.625	-.576			
.650	-.539		-.039	
.701	-.477	-.469	-.007	-.011
.750	-.397		.054	
.800	-.324	-.329	.081	.062
.850	-.198		.071	
.901	-.087	-.100	-.073	
.950	.018		.086	
1.000	.097	.097	.097	

表 A-5(B)

ALPHA = -.03 [deg]		TEST No. 487		ALPHA = -.03 [deg]		TEST No. 488	
MACH# = .7290		RE# = 13.038x10**6		MACH# = .7314		RE# = 13.074x10**6	
VN/VI(S) = .0060		PSB(S) = 2.395 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0084		PSB(S) = 2.161 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0053		PSB(N) = 2.421 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0073		PSB(N) = 2.218 [kg/cm2]	
G(S) = .692 [kg/s]		CL1 = .308		G(S) = .962 [kg/s]		CL1 = .328	
G(N) = .613 [kg/s]		CL2 = .294		G(N) = .839 [kg/s]		CL2 = .330	
		CL3 = .294		CL3 = .316			
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	1.075		0.000	1.077		0.000	1.077
.001	.982	-.172	.001	.983	.974	.001	.983
.005	.676		.005	.660		.005	.660
.010	.469	-.579	.010	.477	.438	.010	.477
.018	.268		.018	.278		.018	.278
.025	.154	-.544	.025	.152	.120	.025	.152
.038	.015		.038	.003		.038	.003
.050	-.080	-.392	.050	-.086	-.105	.050	-.086
.075	-.211		.075	-.211		.075	-.211
.100	-.297	-.315	.100	-.308	-.327	.100	-.308
.150	-.436	-.443	.150	-.446	-.451	.150	-.446
.200	-.542	-.541	.200	-.553	-.550	.200	-.553
.250	-.633	-.623	.250	-.648	-.639	.250	-.648
.300	-.700	-.663	.300	-.719	-.673	.300	-.719
.325	-.738		.325	-.760		.325	-.760
.350	-.777	-.261	.350	-.795		.350	-.795
.375	-.825		.375	-.847		.375	-.847
.401	-.877	-.860	.401	-.909	-.889	.401	-.909
.425	-.906		.425	-.938		.425	-.938
.450	-.913	-.232	.450	-.973		.450	-.973
.475	-.813		.475	-.954		.475	-.954
.500	-.740	-.746	.500	-.822	-.904	.500	-.822
.525	-.710		.525	-.700		.525	-.700
.550	-.680	-.127	.550	-.687		.550	-.687
.575	-.650		.575	-.659		.575	-.659
.600	-.608	-.614	.600	-.613	-.623	.600	-.613
.625	-.588		.625	-.584		.625	-.584
.650	-.542	-.035	.650	-.547		.650	-.547
.701	-.478	-.472	.701	-.483	-.477	.701	-.483
.750	-.398		.750	-.398		.750	-.398
.800	-.324	-.314	.800	-.322	-.311	.800	-.322
.850	-.200	-.075	.850	-.193		.850	-.193
.901	-.086	-.096	.901	-.078	-.090	.901	-.078
.950	.018		.950	.027		.950	.027
1.000	.099	.099	1.000	.106	.106	1.000	.106

表 A-6(A)

ALPHA= 3.99 [deg]		TEST No. 485		ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 486	
MACH# = .7173		RE# = 13.060x10**6		MACH# = .7210		RE# = 13.096x10**6	
VN/VI(S) = .0025		PSB(S) = 2.654 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0043		PSB(S) = 2.526 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0026		PSB(N) = 2.627 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0040		PSB(N) = 2.514 [kg/cm2]	
G(S) = .289 [kg/s]		CL1 = .702		CL1 = .493 [kg/s]		CL1 = .718	
G(N) = .302 [kg/s]		CL2 = .676		G(N) = .461 [kg/s]		CL2 = .687	
		CL3 = .660		CL3 = .678			
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
X/C	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	X/C
0.000	.960	.171	.083	.890	.880	.903	0.000
.001	.164	.171	.083	.890	.880	.903	.001
.005	-.247	.364	-.407	.444	.427	.438	.005
.010	-.330	.364	-.407	.444	.427	.438	.010
.018	-.513	.612	-.654	.257	.251	.255	.018
.025	-.576	.612	-.654	.257	.251	.255	.025
.038	-.684	.710	-.724	.151	.161	.165	.038
.050	-.721	.710	-.724	.151	.161	.165	.050
.075	-.786	.853	-.829	.080	.083	.086	.075
.100	-.845	.900	-.865	.016	.022	.022	.100
.150	-.902	.974	-.936	-.027	-.013	-.000	.150
.200	-.987	1.020	-.959	-.050	-.037	-.054	.200
.250	-1.037	1.048	-.982	-.073	-.065	-.054	.250
.300	-1.062	1.048	-.982	-.073	-.065	-.054	.300
.325	-1.090						.325
.350	-1.099						.350
.375	-1.113						.375
.401	-1.164	-1.086	-.943	-.109	-.099	-.093	.401
.425	-1.160						.425
.450	-1.158						.450
.475	-1.109						.475
.500	-.826	-.782	-.712	-.081	-.083		.500
.525	-.737						.525
.550	-.720						.550
.575	-.700						.575
.600	-.662	-.640	-.551	-.027	-.026		.600
.625	-.639						.625
.650	-.608						.650
.701	-.542	-.518	-.469	.031		.023	.701
.750	-.464			.075			.750
.800	-.387	-.398	-.442	.084			.800
.850	-.260			.059	.049		.850
.901	-.152	-.198	-.385	.049			.901
.950	-.046			.042			.950
1.000	.024	.024	.024	.024			1.000

表 A-6(B)

ALPHA= 3:98 [deg]		TEST No. 487		ALPHA= 3:98 [deg]		TEST No. 488	
MACH#= .7226		RE#=13.142x10**6		MACH#= .7246		RE#=13.156x10**6	
VN/VI(S)= .0060		PSB(S)= 2.383 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0083		PSB(S)= 2.157 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0053		PSB(N)= 2.401 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0072		PSB(N)= 2.205 [kg/cm2]	
G(S)= .692 [kg/s]		CL1= .732 CL2= .710		G(S)= .960 [kg/s]		CL1= .759 CL2= .740	
G(N)= .610 [kg/s]		CL3= .696		G(N)= .835 [kg/s]		CL3= .730	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	.952	.900	0.0	-0.2	+0.2	+0.35	
.001	.177	.180	.083	.901	.910	.924	
.005	-.222						
.010	-.339	-.365	-.422	.442	.442	.427	
.018	-.500						
.025	-.598	-.612	-.661	.262	.268	.261	
.038	-.669						
.050	-.718	-.723	-.749	.159	.163	.170	
.075	-.789						
.100	-.865	-.864	-.853	.074	.084	.091	
.150	-.931	-.927	-.887	.026	.027	.031	
.200	-1.003	-.990	-.964	-.023	-.011	.002	
.250	-1.061	-1.048	-1.000	-.038	-.033	-.029	
.300	-1.110	-1.097	-1.042	-.064	-.055	-.051	
.325	-1.137						
.350	-1.161						
.375	-1.183						
.401	-1.218	-1.200	-1.070	-.097	-.089	-.080	
.425	-1.242						
.450	-1.266						
.475	-1.264						
.500	-1.082	-.867	-.733	-.075	-.074	-.070	
.525	-.802						
.550	-.682						
.575	-.655						
.600	-.624	-.633	-.576	-.018	-.023	-.018	
.625	-.621						
.650	-.592						
.701	-.537	-.527	-.489	.044	.023	.028	
.750	-.464						
.800	-.382	-.404	-.455	.094	.058	.065	
.850	-.258						
.901	-.145	-.195	-.391	.058	.048	.058	
.950	-.043						
1.000	.036	.036	.036	.040	.040	.040	

表 A-7(A)

ALPHA= -.02 [deg]		TEST No. 494		ALPHA= -.03 [deg]		TEST No. 499	
MACH#=.4889		RE# = 9.668x10**6		MACH#=.4933		RE# = 9.722x10**6	
VN/VI(S)= .0006		PSB(S)= 3.326 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0053		PSB(S)= 3.102 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0008		PSB(N)= 3.336 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0055		PSB(N)= 3.109 [kg/cm2]	
G(S)= .028 [kg/s]		CL1= .278 CL2= .276		G(S)= .249 [kg/s]		CL1= .313 CL2= .315	
G(N)= .036 [kg/s]		CL3= .027		G(N)= .260 [kg/s]		CL3= .316	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)			
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	.973						
.001	.789	.786	.725	-.156	-.175	.000	
.005	.437						
.010	.250	.215	.206	-.436	-.438	-.392	
.018	.054						
.025	-.045	-.042	-.067	-.388	-.379	-.353	
.038	-.162						
.050	-.226	-.230	-.235	-.307	-.300	-.272	
.075	-.307						
.100	-.386	-.392	-.380	-.261	-.260	-.246	
.150	-.465	-.473	-.449	-.255	-.244	-.224	
.200	-.531	-.528	-.515	-.254	-.242	-.224	
.250	-.576	-.576	-.543	-.245	-.236	-.219	
.300	-.610	-.607	-.565	-.245	-.238	-.219	
.325	-.628						
.350	-.638			-.242			
.375	-.649						
.401	-.659	-.654	-.619	-.237	-.230	-.222	
.425	-.646						
.450	-.641			-.220			
.475	-.624						
.500	-.608	-.614	-.588	-.180	-.182		
.525	-.595						
.550	-.578			-.143			
.575	-.562						
.600	-.535	-.536	-.513	-.102	-.104		
.625	-.521						
.650	-.489			-.069			
.701	-.455	-.447	-.417	-.033		-.038	
.750	-.398			.007			
.800	-.344	-.345	-.328	.028	.017		
.850	-.243			.023			
.901	-.149	-.153	-.164	.022			
.950	-.047	.035	.035	.029			
1.000	.035	.035	.035	.029			
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)			
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	.993						
.001	.740	.745	.682	-.014	-.040	.068	
.005	.402						
.010	.181	.169	.123	-.358	-.367	-.331	
.018	.021						
.025	-.093	-.119	-.125	-.363	-.329	-.288	
.038	-.200						
.050	-.266	-.278	-.281	-.277	-.256	-.238	
.075	-.352						
.100	-.412	-.429	-.418	-.247	-.231	-.210	
.150	-.498	-.507	-.489	-.235	-.226	-.205	
.200	-.559	-.564	-.544	-.239	-.222	-.205	
.250	-.603	-.606	-.573	-.221	-.214	-.190	
.300	-.635	-.633	-.601	-.216	-.217	-.190	
.325	-.647						
.350	-.664			-.214			
.375	-.679						
.401	-.686	-.676	-.652	-.212	-.212	-.205	
.425	-.671						
.450	-.665			-.196			
.475	-.648						
.500	-.627	-.633	-.612	-.160	-.162		
.525	-.614						
.550	-.594			-.122			
.575	-.577						
.600	-.550	-.555	-.546	-.090	-.092		
.625	-.531						
.650	-.500			-.052			
.701	-.452	-.463	-.455	-.018		-.024	
.750	-.398			.020			
.800	-.345	-.350	-.351	.039	.029		
.850	-.240			.031			
.901	-.141	-.149	-.162	.031			
.950	-.040	.047	.047	.037			
1.000	.047	.047	.047	.047			

表 A-7(B)

ALPHA= -.04 [deg] TEST No. 500

MACH#=.4928

RE#=: 9:789x10**6

VN/VI(S)= .0076 PSB(S)= 2.986 [kg/cm2]
 VN/VI(N)= .0055 PSB(N)= 3.114 [kg/cm2]
 G(S)= .361 [kg/s] CL1= .319 CL2= .321
 G(N)= .262 [kg/s] CL3= .318

ALPHA= -.03 [deg] TEST No. 562

MACH#=.4944

RE#=: 9:997x10**6

VN/VI(S)= .0099 PSB(S)= 2.763 [kg/cm2]
 VN/VI(N)= .0092 PSB(N)= 2.913 [kg/cm2]
 G(S)= .474 [kg/s] CL1= .328 CL2= .336
 G(N)= .441 [kg/s] CL3= .334

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL

(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)
0.000	0.0	0.0
.001	.733	-.016
.005	.376	.661
.010	.176	.123
.018	-.010	.156
.025	-.089	-.122
.038	-.216	-.155
.050	-.265	-.337
.075	-.362	-.267
.100	-.429	-.289
.150	-.500	-.435
.200	-.562	-.518
.250	-.608	-.567
.300	-.636	-.607
.325	-.653	-.638
.350	-.665	-.597
.375	-.675	-.213
.401	-.686	-.211
.425	-.673	-.659
.450	-.666	-.193
.475	-.647	-.679
.500	-.627	-.639
.525	-.617	-.158
.550	-.595	-.121
.575	-.574	-.619
.600	-.549	-.545
.625	-.533	-.088
.650	-.498	-.053
.701	-.459	-.441
.750	-.399	-.017
.800	-.344	.025
.850	-.237	.041
.901	-.142	.034
.950	-.040	.033
1.000	.048	.042
	.048	.048

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL

(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)
0.000	0.0	0.0
.001	.982	-.035
.005	.686	.048
.010	.364	.595
.018	.155	.077
.025	-.020	.115
.038	-.114	.162
.050	-.223	-.168
.075	-.282	-.297
.100	-.368	-.297
.150	-.435	-.461
.200	-.512	-.437
.250	-.572	-.506
.300	-.613	-.573
.325	-.640	-.591
.350	-.655	-.622
.375	-.673	-.205
.401	-.683	-.684
.425	-.676	-.673
.450	-.670	-.192
.475	-.649	-.630
.500	-.625	-.638
.525	-.617	-.155
.550	-.598	-.117
.575	-.579	-.543
.600	-.549	-.566
.625	-.532	-.085
.650	-.500	-.052
.701	-.457	-.450
.750	-.397	.025
.800	-.339	.043
.850	-.238	.031
.901	-.136	.033
.950	-.037	.040
1.000	.046	.046

表 A-8(A)

ALPHA= 3.97 [deg]		TEST No. 494		TEST No. 496	
MACH# = .4883		RE# = 9.740x10**6		RE# = 9.790x10**6	
VN/VI(S) = .0007		PSB(S) = 3.271 [kg/cm2]		PSB(S) = 3.114 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0007		PSB(N) = 3.288 [kg/cm2]		PSB(N) = 3.198 [kg/cm2]	
G(S) = .032 [kg/s]		CL1 = .702		CL1 = .747	
G(N) = .035 [kg/s]		CL2 = .695		CL2 = .738	
		CL3 = .674		CL3 = .727	
		MAC# = .4894			
		VN/VI(S) = .0039			
		VN/VI(N) = .0023			
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL					
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	.415	0.0	0.0	0.0	+0.2
.001	-.799	-.751	-.901	.945	.947
.005	-1.008			.940	.953
.010	-1.040	-1.031	-1.088	.586	.616
.018	-1.046			.564	.610
.025	-1.042	-1.043	-1.081	.338	.384
.038	-1.019			.363	.415
.050	-.984	-.969	-.978	.230	.255
.075	-.964			.241	.259
.100	-.953	-.947	-.928	.121	.142
.150	-.930	-.924	-.901	.057	.084
.200	-.929	-.914	-.893	.008	.035
.250	-.924	-.908	-.861	-.019	.004
.300	-.918	-.898	-.853	-.041	-.020
.325	-.906			-.031	-.020
.350	-.900			-.060	-.043
.375	-.903			-.078	-.062
.401	-.897	-.879	-.840	-.074	-.058
.425	-.868				
.450	-.854			-.080	-.063
.475	-.815				
.500	-.783	-.773	-.729	-.061	-.046
.525	-.757			-.057	-.049
.550	-.729			-.042	-.029
.575	-.701				
.600	-.661	-.651	-.602	-.025	-.009
.625	-.635			-.022	-.009
.650	-.597			-.002	
.701	-.538	-.531	-.472	.021	.012
.750	-.466			.052	.034
.800	-.391	-.400	-.360	.061	.054
.850	-.277			.044	.049
.901	-.169	-.191	-.274	.031	.050
.950	-.059			.025	.041
1.000	.011	.011	.011	.016	.016

表 A-8(B)

ALPHA= 3.90 [deg] TEST No. 499
 MACH# = .4907 RE# = 9.833x10**6

VN/VI(S) = .0052 PSB(S) = 3.046 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0054 PSB(N) = 3.062 [kg/cm2]
 G(S) = .248 [kg/s] CL1 = .762 CL2 = .763
 G(N) = .255 [kg/s] CL3 = .748

ALPHA= 3.98 [deg] TEST No. 562
 MACH# = .4935 RE# = 10.053x10**6

VN/VI(S) = .0098 PSB(S) = 2.709 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0090 PSB(N) = 2.858 [kg/cm2]
 G(S) = .470 [kg/s] CL1 = .791 CL2 = .794
 G(N) = .432 [kg/s] CL3 = .791

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)
0.000	.269	0.0	+0.2	+0.35
.001	-.958	-.993	-1.037	.924
.005	-1.192	-1.212	-1.232	.627
.010	-1.171	-1.192	-1.189	.396
.018	-1.130	-1.078	-1.084	.261
.025	-1.120	-1.032	-.990	.162
.038	-1.045	-0.985	-.964	.044
.075	-1.028	-.987	-.928	.008
.100	-.998	-.958	-.927	-.037
.150	-.985	-.930	-.908	-.043
.200	-.977	-.930	-.903	-.055
.250	-.959	-.833	-.803	-.040
.300	-.964	-.694	-.667	-.020
.325	-.953	-.656	-.625	-.003
.350	-.951	-.616	-.557	.019
.401	-.942	-.554	-.528	.043
.425	-.912	-.468	-.473	.062
.450	-.888	-.398	-.385	.066
.475	-.856	-.275	-.275	.053
.500	-.821	-.165	-.174	.042
.525	-.792	-.024	.024	.024
.550	-.757			
.575	-.727			
.600	-.684			
.625	-.656			
.650	-.616			
.701	-.554			
.750	-.468			
.800	-.398			
.850	-.275			
.901	-.165			
.950	-.056			
1.000	.024			

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)
0.000	.175	0.0	-0.2	+0.35
.001	-1.138	-1.175	-1.241	.955
.005	-1.328	-1.321	-1.379	.671
.010	-1.276	-1.274	-1.290	.447
.018	-1.236	-1.145	-1.148	.290
.025	-1.175	-1.065	-1.055	.164
.038	-1.135	-1.034	-.999	.097
.075	-1.081	-1.012	-.998	.048
.100	-1.065	-1.000	-.971	.023
.150	-1.034	-.987	-.957	.004
.200	-1.012	-.986	-.922	-.002
.250	-1.000	-.972	-.831	-.022
.300	-.987	-.962	-.722	-.044
.325	-.983	-.928	-.625	-.050
.350	-.978	-.907	-.525	-.032
.375	-.972	-.873	-.425	-.015
.401	-.962	-.807	-.325	.008
.425	-.928	-.737	-.225	.027
.450	-.907	-.693	-.125	.054
.475	-.873	-.666	-.025	.069
.500	-.831	-.625	.024	.029
.525	-.807	-.561	.054	.004
.550	-.768	-.511	.081	.159
.575	-.737	-.474	.081	.104
.600	-.693	-.405	.091	.069
.625	-.666	-.396	.071	.054
.650	-.625	-.336	.058	.029
.701	-.561	-.273	.047	.004
.750	-.474	-.210	.024	.027
.800	-.396	-.140	.024	.159
.850	-.273	-.071	.024	.104
.901	-.160	.010	.024	.069
.950	-.054	.024	.024	.054
1.000	.024	.024	.024	.027

表 A-9(A)

ALPHA= 5.99 [deg]		TEST No. 548		ALPHA= 5.99 [deg]		TEST No. 559	
MACH#= .4864		RE#= 9.826x10**6		MACH#= .4905		RE#= 10.015x10**6	
VN/VI(S)= .0009	PSB(S)= 3.252 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0039	PSB(S)= 3.075 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0039	PSB(S)= 3.075 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0039	PSB(S)= 3.075 [kg/cm2]
VN/VI(N)= .0009	PSB(N)= 3.264 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0033	PSB(N)= 3.117 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0033	PSB(N)= 3.117 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0033	PSB(N)= 3.117 [kg/cm2]
G(S)= .040 [kg/s]	CLJ= .898	CL2= .894	G(S)= .187 [kg/s]	CLJ= .863	CL2= .861	G(S)= .187 [kg/s]	CLJ= .863
G(N)= .041 [kg/s]	CL3= .873	CL3= .873	G(N)= .157 [kg/s]	CL3= .950	CL3= .950	G(N)= .157 [kg/s]	CL3= .950
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	(X/C)
0.000	-.591						0.000
.001	-2.108	-2.229	-2.214	.915	.936	.934	.001
.005	-2.205						.005
.010	-1.973	-1.989	-2.033	.816	.803	.795	.010
.018	-1.772						.018
.025	-1.669	-1.657	-1.668	.583	.586	.587	.025
.038	-1.523						.038
.050	-1.429	-1.428	-1.425	.424	.417	.425	.050
.075	-1.322						.075
.100	-1.251	-1.256	-1.220	.274	.266	.267	.100
.150	-1.167	-1.161	-1.123	.179	.184	.184	.150
.200	-1.123	-1.118	-1.089	.115	.122	.139	.200
.250	-1.087	-1.083	-1.037	.082	.087	.087	.250
.300	-1.049	-1.048	-.986	.050	.047	.070	.300
.325	-1.042						.325
.350	-1.026			.016			.350
.375	-1.013						.375
.401	-.996	-.983	-.942	-.008	-.005	.004	.401
.425	-.964						.425
.450	-.932			-.018			.450
.475	-.896						.475
.500	-.851	-.857	-.807	-.006	-.005		.500
.525	-.820						.525
.550	-.785			.003			.550
.575	-.751						.575
.600	-.710	-.713	-.652	.019	.013		.600
.625	-.678						.625
.650	-.634			.033			.650
.701	-.569	-.565	-.503	.053		.045	.701
.750	-.483			.074			.750
.800	-.404	-.412	-.378	.083			.800
.850	-.280			.056	.051		.850
.901	-.171	-.198	-.271	.041			.901
.950	-.068			.025			.950
1.000	-.000	-.000	-.000				1.000

表 A-9 (B)

ALPHA= 5.98 [deg] TEST No. 499 TEST No. 562
 MACH# = .4898 REN# = 9.889x10**6 REN# = 10.062x10**6
 VN/VI(S) = .0052 PSB(S) = 3.014 [kg/cm2] PSB(S) = 2.679 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0053 PSB(N) = 3.035 [kg/cm2] PSB(N) = 2.829 [kg/cm2]
 C(S) = .247 [kg/s] CL1 = .986 CL2 = .981 CL1 = 1.022 CL2 = 1.024
 C(N) = .252 [kg/s] CL3 = .968 CL3 = 1.018

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	-.801		
.001	-2.522	-2.573	-.896
.005	-2.589		.914
.010	-2.276	-2.264	.864
.018	-2.007		.858
.025	-1.860	-1.891	.630
.038	-1.702		.641
.050	-1.579	-1.572	.474
.075	-1.441		.464
.100	-1.362	-1.368	.309
.150	-1.262	-1.258	.216
.200	-1.206	-1.201	.149
.250	-1.162	-1.156	.111
.300	-1.123	-1.115	.079
.325	-1.109		.078
.350	-1.099		.052
.375	-1.084		
.401	-1.062	-1.045	.026
.425	-1.026		.029
.450	-.996		.014
.475	-.952		
.500	-.903	-.910	.025
.525	-.871		.023
.550	-.836		.033
.575	-.788		
.600	-.742	-.749	.046
.625	-.710		.049
.650	-.667		.059
.701	-.590	-.585	.082
.750	-.498		.082
.800	-.413	-.413	.106
.850	-.284		.105
.901	-.169	-.183	.077
.950	-.068		.061
1.000	.005	.005	.043

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	-.923		
.001	-2.701	-2.831	-.869
.005	-3.075		.890
.010	-2.377	-2.575	.879
.018	-2.133		.862
.025	-1.963	-1.982	.657
.038	-1.773		.650
.050	-1.645	-1.664	.488
.075	-1.507		.483
.100	-1.422	-1.428	.328
.150	-1.309	-1.314	.231
.200	-1.244	-1.248	.173
.250	-1.199	-1.202	.134
.300	-1.156	-1.159	.097
.325	-1.138		.095
.350	-1.125		.066
.375	-1.113		
.401	-1.091	-1.079	.034
.425	-1.045		.039
.450	-1.014		.024
.475	-.967		
.500	-.922	-.928	.029
.525	-.888		.032
.550	-.841		.046
.575	-.807		
.600	-.757	-.769	.053
.625	-.717		.059
.650	-.667		
.701	-.593	-.601	.069
.750	-.498		.087
.800	-.409	-.419	.108
.850	-.280		.115
.901	-.165	-.175	.087
.950	-.062		.071
1.000	.007	.007	.050

表 A-10 (A)

ALPHA= 8.05 [deg]		TEST No. 494		ALPHA= 7.97 [deg]		TEST No. 496	
MACH# = .4870		RE# = 9.766x10**6		MACH# = .4881		RE# = 9.800x10**6	
VN/VI(S) = .0008		PSB(S) = 3.221 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0038		PSB(S) = 3.059 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0007		PSB(N) = 3.243 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0023		PSB(N) = 3.151 [kg/cm2]	
C(S) = .040 [kg/s]		CL1 = 1.095		C(S) = .178 [kg/s]		CL1 = 1.129	
C(N) = .031 [kg/s]		CL2 = 1.068		C(N) = .108 [kg/s]		CL2 = 1.107	
		CL3 = 1.049		CL3 = 1.090			
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	-1.548	.699	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35
.001	-3.732	-3.604	-3.869	-3.674	-3.827	-3.666	-3.732
.005	-4.019			-4.083			
.010	-3.954	-3.939	-3.816	-4.114	-4.102	.937	.932
.018	-3.031			-3.835			
.025	-2.226	-2.162	-2.122	-2.389	-2.325	.768	.761
.038	-2.003			-1.980			
.050	-1.867	-1.837	-1.825	-1.875	-1.865	.595	.592
.075	-1.688			-1.727			
.100	-1.563	-1.553	-1.507	-1.605	-1.579	.414	.413
.150	-1.403	-1.388	-1.346	-1.446	-1.406	.307	.307
.200	-1.310	-1.288	-1.246	-1.341	-1.302	.229	.243
.250	-1.235	-1.220	-1.157	-1.273	-1.219	.180	.189
.300	-1.179	-1.152	-1.098	-1.215	-1.148	.140	.142
.325	-1.164			-1.191			
.350	-1.137		.091	-1.166		.100	
.375	-1.111			-1.138			
.401	-1.097	-1.046	-0.968	-1.114	-1.092	.069	.076
.425	-1.052			-1.066			
.450	-1.011		.037	-1.029		.051	
.475	-.964			-.979			
.500	-.920	-.893	-.798	-.934	-.961	.055	.056
.525	-.880			-.896			
.550	-.835		.049	-.850		.060	
.575	-.792			-.805			
.600	-.743	-.711	-.634	-.754	-.668	.067	.066
.625	-.716			-.718			
.650	-.663		.062	-.668		.071	
.701	-.584	-.529	-.535	-.580	-.518	.034	.085
.750	-.499			-.485		.103	
.800	-.411	-.389	-.452	-.394	-.416	.099	
.850	-.294		.061	-.293		.070	.064
.901	-.194	-.259	-.401	-.186	-.327	.041	
.950	-.115		.002	-.113		.007	
1.000	-.064	-.064	-.064	-.069	-.068		

表 A-10(B)

ALPHA= 7.95 [deg]		TEST No. 499		ALPHA= 7.97 [deg]		TEST No. 500	
MACH#= .4892		RE#= 9.936x10**6		MACH#= .4905		RE#= 9.935x10**6	
VN/VI(S)= .0051		PSB(S)= 2.994 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0073		PSB(S)= 2.873 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0053		PSB(N)= 3.019 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0053		PSB(N)= 3.012 [kg/cm2]	
G(S)= .245 [kg/s]		CL1= 1.140 CL2= 1.126		G(S)= .349 [kg/s]		CL1= 1.149 CL2= 1.143	
G(N)= .250 [kg/s]		CL3= 1.106		G(N)= .253 [kg/s]		CL3= 1.121	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
UPPER SURFACE (Y/B)				LOWER SURFACE (Y/B)			
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	-1.674	-3.665	-3.842	.666	.740	.737	
.001	-3.834	-4.122	-4.026	.945	.937	.938	
.005	-4.084	-3.850	-2.813	.771	.770	.771	
.010	-4.034	-1.957	-1.894	.598	.591	.597	
.018	-3.850	-1.741	-1.624	.417	.425	.420	
.025	-2.813	-1.457	-1.330	.317	.313	.313	
.038	-1.957	-1.358	-1.280	.242	.242	.254	
.050	-1.894	-1.214	-1.173	.192	.191	.191	
.075	-1.741	-1.205	-1.205	.145	.148	.171	
.100	-1.624	-1.178	-1.178	.103	.103	.103	
.150	-1.450	-1.159	-1.159	.072	.081	.085	
.200	-1.361	-1.079	-1.079	.055	.055	.055	
.250	-1.297	-0.941	-0.941	.058	.062	.062	
.300	-1.226	-0.895	-0.895	.061	.066	.068	
.325	-1.205	-0.850	-0.850	.066	.066	.066	
.350	-1.178	-0.755	-0.755	.077	.077	.077	
.375	-1.159	-0.712	-0.712	.087	.087	.090	
.401	-1.128	-0.664	-0.664	.104	.104	.104	
.425	-1.079	-0.578	-0.578	.105	.105	.105	
.450	-1.031	-0.481	-0.481	.069	.069	.073	
.475	-0.991	-0.384	-0.384	.043	.043	.043	
.500	-0.941	-0.269	-0.269	.007	.007	.007	
.525	-0.895	-0.180	-0.180				
.550	-0.850	-0.116	-0.116				
.575	-0.805	-0.067	-0.067				
.600	-0.755						
.625	-0.712						
.650	-0.664						
.701	-0.578						
.750	-0.481						
.800	-0.384						
.850	-0.269						
.901	-0.180						
.950	-0.116						
1.000	-0.067						
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
UPPER SURFACE (Y/B)				LOWER SURFACE (Y/B)			
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	-1.703	-3.692	-3.833	.653	.712	.715	
.001	-3.848	-4.142	-4.195	.946	.941	.935	
.005	-4.170	-3.974	-2.947	.782	.782	.771	
.010	-4.177	-1.985	-1.891	.611	.602	.589	
.018	-3.974	-1.755	-1.638	.427	.431	.411	
.025	-2.947	-1.477	-1.381	.318	.321	.321	
.038	-1.985	-1.374	-1.302	.243	.243	.249	
.050	-1.891	-1.233	-1.226	.193	.193	.201	
.075	-1.755	-1.210	-1.210	.152	.152	.166	
.100	-1.638	-1.186	-1.186	.108	.108	.108	
.150	-1.477	-1.161	-1.161	.078	.078	.086	
.200	-1.381	-1.126	-1.126	.057	.057	.057	
.250	-1.302	-1.080	-1.080	.059	.059	.067	
.300	-1.233	-0.987	-0.987	.064	.064	.064	
.325	-1.210	-0.941	-0.941	.070	.070	.075	
.350	-1.186	-0.895	-0.895	.076	.076	.076	
.375	-1.161	-0.849	-0.849	.090	.090	.091	
.401	-1.126	-0.808	-0.808	.105	.105	.105	
.425	-1.080	-0.755	-0.755	.071	.071	.071	
.450	-1.039	-0.707	-0.707	.041	.041	.041	
.475	-0.987	-0.660	-0.660	.007	.007	.007	
.500	-0.941	-0.574	-0.574				
.525	-0.895	-0.474	-0.474				
.550	-0.849	-0.371	-0.371				
.575	-0.808	-0.266	-0.266				
.600	-0.755	-0.174	-0.174				
.625	-0.707	-0.112	-0.112				
.650	-0.660	-0.074	-0.074				
.701	-0.574						
.750	-0.474						
.800	-0.371						
.850	-0.266						
.901	-0.174						
.950	-0.112						
1.000	-0.074						

表 A-11(A)

ALPHA= -.02 [deg]		TEST No. 508		ALPHA= -.03 [deg]		TEST No. 509	
MACH#=.6372		RE#=.11.927X10**6		MACH#=.6386		RE#=.11.966X10**6	
VN/VI(S)=.0007		PSB(S)= 2.931 [kg/cm2]		VN/VI(S)=.0022		PSB(S)= 2.792 [kg/cm2]	
VN/VI(N)=.0005		PSB(N)= 2.941 [kg/cm2]		VN/VI(N)=.0024		PSB(N)= 2.821 [kg/cm2]	
G(S)=.037 [kg/s]		CL1=.295 CL2=.302		G(S)=.120 [kg/s]		CL1=.321 CL2=.325	
G(N)=.028 [kg/s]		CL3=.292		G(N)=.131 [kg/s]		CL3=.321	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
UPPER SURFACE (Y/B)				LOWER SURFACE (Y/B)			
X/C	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	.935	.851	.797	-.239	-.183	-.034	
.001	.867	.851	.797	-.239	-.183	-.034	
.005	.535	.334	.264	-.531	-.446		
.010	.334	.282	.264	-.531	-.446		
.018	.149						
.025	.031	-.012	-.033	-.480	-.436		
.038	-.093						
.050	-.176	-.214	-.244	-.374	-.357		
.075	-.295						
.100	-.378	-.406	-.411	-.316	-.304	-.290	
.150	-.489	-.516	-.483	-.297	-.288		
.200	-.571	-.588	-.567	-.295	-.281	-.266	
.250	-.635	-.646	-.610	-.282	-.271		
.300	-.686	-.691	-.648	-.281	-.269	-.256	
.325	-.709						
.350	-.730			-.277			
.375	-.746						
.401	-.764	-.765	-.731	-.270	-.261	-.260	
.425	-.751						
.450	-.740			-.250			
.475	-.723						
.500	-.700	-.717	-.680	-.206	-.207		
.525	-.683						
.550	-.658			-.164			
.575	-.637						
.600	-.606	-.616	-.590	-.123	-.123		
.625	-.589						
.650	-.553			-.084			
.701	-.510	-.506	-.472	-.041	-.051		
.750	-.444			.001			
.800	-.383	-.382	-.366	.028			
.850	-.264			.020	.009		
.901	-.154	-.163	-.183	.018			
.950	-.051			.027			
1.000	.037	.037	.037	.037	.037		
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
UPPER SURFACE (Y/B)				LOWER SURFACE (Y/B)			
X/C	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	1.001						
.001	.842	.827	.764	-.178	-.130	.012	
.005	.498						
.010	.307	.278	.235	-.497	-.497	-.405	
.018	.105						
.025	-.002	-.029	-.054	-.445	-.433	-.378	
.038	-.121						
.050	-.214	-.234	-.240	-.354	-.349	-.311	
.075	-.325						
.100	-.408	-.429	-.410	-.298	-.284	-.264	
.150	-.520	-.532	-.500	-.288	-.277		
.200	-.600	-.606	-.590	-.286	-.270	-.251	
.250	-.662	-.668	-.627	-.268	-.262		
.300	-.714	-.710	-.672	-.265	-.259	-.235	
.325	-.736						
.350	-.755			-.261			
.375	-.775						
.401	-.788	-.786	-.751	-.259	-.251	-.249	
.425	-.778						
.450	-.766			-.239			
.475	-.744						
.500	-.723	-.733	-.710	-.195	-.194		
.525	-.703						
.550	-.675			-.154			
.575	-.657						
.600	-.619	-.632	-.609	-.114	-.114		
.625	-.599						
.650	-.563			-.074			
.701	-.510	-.514	-.494	-.033		-.043	
.750	-.442			.009			
.800	-.375	-.384	-.376	.032			
.850	-.258			.021	.012		
.901	-.147	-.161	-.173	.020			
.950	-.044			.031			
1.000	.040	.040	.040	.040	.040		

表 A-11 (B)

ALPHA= -.03 [deg] TEST No. 513 ALPHA= -.03 [deg] TEST No. 506
 MACH# = .6403 RE# = 11.869x10**6 MACH# = .6409 RE# = 11.901x10**6
 VN/VIC(S) = .0039 PSB(S) = 2.697 [kg/cm2] VN/VIC(S) = .0075 PSB(S) = 2.431 [kg/cm2]
 VN/VIC(N) = .0039 PSB(N) = 2.723 [kg/cm2] VN/VIC(N) = .0072 PSB(N) = 2.490 [kg/cm2]
 G(S) = .215 [kg/s] CL1 = .335 CL2 = .340 G(S) = .410 [kg/s] CL1 = .363 CL2 = .368
 G(N) = .214 [kg/s] CL3 = .337 G(N) = .396 [kg/s] CL3 = .367

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	1.009			0.000	1.019		
0.001	.832	.771	-.093	0.001	.824	.790	.726
0.005	.491			0.005	.461		
0.010	.278	.189	-.461	0.010	.259	.206	.198
0.018	.100			0.018	.077		
0.025	-.009	-.049	-.430	0.025	-.043	-.076	-.115
0.038	-.144			0.038	-.170		
0.050	-.222	-.243	-.333	0.050	-.259	-.263	-.293
0.075	-.339			0.075	-.367		
0.100	-.420	-.434	-.286	0.100	-.448	-.474	-.457
0.150	-.534	-.541	-.279	0.150	-.553	-.574	-.543
0.200	-.611	-.621	-.276	0.200	-.636	-.647	-.630
0.250	-.676	-.680	-.262	0.250	-.701	-.702	-.674
0.300	-.722	-.723	-.260	0.300	-.749	-.753	-.718
0.325	-.749			0.325	-.770		
0.350	-.771		-.256	0.350	-.790		-.244
0.375	-.790			0.375	-.815		
0.401	-.807	-.793	-.251	0.401	-.824	-.817	-.796
0.425	-.790			0.425	-.811		
0.450	-.777		-.232	0.450	-.799		-.222
0.475	-.759			0.475	-.776		
0.500	-.728	-.739	-.191	0.500	-.746	-.755	-.743
0.525	-.711			0.525	-.725		
0.550	-.685		-.150	0.550	-.703		-.138
0.575	-.663			0.575	-.673		
0.600	-.627	-.642	-.112	0.600	-.634	-.650	-.629
0.625	-.604			0.625	-.617		
0.650	-.569		-.074	0.650	-.576		-.060
0.701	-.512	-.520	-.031	0.701	-.519	-.527	-.512
0.750	-.441		.012	0.750	-.443		.022
0.800	-.379	-.384	.034	0.800	-.379	-.387	.043
0.850	-.258		.023	0.850	-.257		.034
0.901	-.148	-.159	.023	0.901	-.144	-.158	.035
0.950	-.041		.036	0.950	-.040		.042
1.000	.046	.046	.046	1.000	.048	.048	.048

表 A-12(A)

ALPHA= 1.98 [deg]		TEST No. 542		ALPHA= 1.97 [deg]		TEST No. 545	
MACH#= .6372		RE#= 11.980x10**6		MACH#= .6384		RE#= 11.979x10**6	
VN/VI(S)= .0007		PSB(S)= 2.888 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0061		PSB(S)= 2.506 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0007		PSB(N)= 2.897 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0034		PSB(N)= 2.710 [kg/cm2]	
G(S)= .037 [kg/s]		CL1= .508		G(S)= .333 [kg/s]		CL1= .579	
G(N)= .036 [kg/s]		CL2= .490		G(N)= .187 [kg/s]		CL2= .580	
		CL3= .490		CL3= .577			
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	(Y/B)
0.000	.997						
.001	.424	.414	.310	.527	.561	.598	
.005	.036						.651
.010	-.132	-.156	-.229	.078	.053	.090	.177
.018	-.275						
.025	-.390	-.420	-.440	-.052	-.042	-.007	.035
.038	-.483						
.050	-.533	-.530	-.551	-.068	-.078	-.053	
.075	-.606						-.002
.100	-.664	-.677	-.662	-.113	-.095	-.087	
.150	-.737	-.746	-.706	-.136	-.130	-.130	-.054
.200	-.789	-.793	-.766	-.157	-.145	-.128	
.250	-.830	-.824	-.777	-.159	-.154	-.139	-.110
.300	-.850	-.851	-.803	-.171	-.170	-.139	
.325	-.869						-.116
.350	-.874			-.182			
.375	-.889						-.155
.401	-.890	-.874	-.844	-.192	-.186	-.181	
.425	-.870						-.168
.450	-.857			-.187			-.160
.475	-.825						
.500	-.788	-.790	-.748	-.151	-.151		-.129
.525	-.771						-.127
.550	-.730			-.118			
.575	-.706						-.096
.600	-.666	-.664	-.610	-.085	-.089		-.054
.625	-.637						
.650	-.602			-.057			-.037
.701	-.545	-.532	-.482	-.019		-.031	-.001
.750	-.467			.016			.041
.800	-.400	-.402	-.367	.036			.054
.850	-.275			.021	.010		.040
.901	-.165	-.182	-.227	.017			.031
.950	-.059			.017			.034
1.000	.023	.023	.023				.029

表 A-12(B)

ALPHA= 1.97 [deg]		TEST No. 546		ALPHA= 1.98 [deg]		TEST No. 547	
MACH# = .6392		RE# = 11.984x10**6		MACH# = .6395		RE# = 11.984x10**6	
VN/VI(S) = .0077		PSB(S) = 2.371 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0097		PSB(S) = 2.196 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0052		PSB(N) = 2.598 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0077		PSB(N) = 2.413 [kg/cm2]	
G(S) = .424 [kg/s]		CL1 = .601 CL2 = .600		G(S) = .533 [kg/s]		CL1 = .627 CL2 = .628	
G(N) = .285 [kg/s]		CL3 = .601		G(N) = .420 [kg/s]		CL3 = .631	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	.959		0.000	.957		0.000	.957
.001	.294	.134	.001	.236	.221	.001	.236
.005	-.117		.005	-.151		.005	-.151
.010	-.259	-.309	.010	-.320	-.358	.010	-.320
.018	-.421		.018	-.471		.018	-.471
.025	-.487	-.528	.025	-.547	-.575	.025	-.547
.038	-.583		.038	-.617		.038	-.617
.050	-.635	-.659	.050	-.665	-.665	.050	-.665
.075	-.704		.075	-.747		.075	-.747
.100	-.761	-.782	.100	-.792	-.815	.100	-.792
.150	-.827	-.839	.150	-.854	-.861	.150	-.854
.200	-.877	-.885	.200	-.911	-.907	.200	-.911
.250	-.917	-.922	.250	-.947	-.946	.250	-.947
.300	-.941	-.945	.300	-.970	-.967	.300	-.970
.325	-.953		.325	-.983		.325	-.983
.350	-.965	-.144	.350	-.998		.350	-.998
.375	-.982		.375	-1.013		.375	-1.013
.401	-.980	-.975	.401	-1.020	-.999	.401	-1.020
.425	-.956		.425	-.981		.425	-.981
.450	-.938	-.149	.450	-.958		.450	-.958
.475	-.911		.475	-.917		.475	-.917
.500	-.868	-.869	.500	-.871	-.881	.500	-.871
.525	-.832		.525	-.846		.525	-.846
.550	-.796	-.086	.550	-.807		.550	-.807
.575	-.760		.575	-.769		.575	-.769
.600	-.711	-.724	.600	-.724	-.735	.600	-.724
.625	-.685		.625	-.691		.625	-.691
.650	-.636	-.026	.650	-.646		.650	-.646
.701	-.567	-.573	.701	-.574	-.579	.701	-.574
.750	-.482	.043	.750	-.486	.047	.750	-.486
.800	-.405	-.063	.800	-.405	-.411	.800	-.405
.850	-.274	.045	.850	-.273	.051	.850	-.273
.901	-.161	-.173	.901	-.156	-.173	.901	-.156
.950	-.049	.035	.950	-.045	.043	.950	-.045
1.000	.030	.030	1.000	.039	.039	1.000	.039

表 A-13 (A)

ALPHA= 3.96 [deg]		TEST No. 508		ALPHA= 3.93 [deg]		TEST No. 509	
MACH#= .6341		RE#= 12.027x10**6		MACH#= .6361		RE#= 12.056x10**6	
VN/VI(S)= .0006	PSB(S)= 2.840 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0022	PSB(S)= 2.690 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0024	PSB(S)= 2.690 [kg/cm2]	CL1= .797	CL2= .790
VH/VI(N)= .0006	PSB(N)= 2.858 [kg/cm2]	VH/VI(N)= .0024	PSB(N)= 2.727 [kg/cm2]		PSB(N)= 2.727 [kg/cm2]	CL3= .768	
G(S)= .031 [kg/s]	CL1= .757	G(S)= .119 [kg/s]	CL1= .797	G(S)= .119 [kg/s]	CL1= .797	CL2= .790	
G(N)= .035 [kg/s]	CL3= .731	G(N)= .130 [kg/s]	CL3= .768	G(N)= .130 [kg/s]	CL3= .768		
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	(X/C)
0.000	.644	.949	.614	.961	0.0	0.0	+0.2
.001	-.398	-.558	-.471	-.592	.961	.943	.946
.005	-.759	-.918	-.835	-.991	.568	.524	.531
.010	-.826	-.927	-.896	-.986	.335	.323	.359
.018	-.942	-.942	-.916	-.990	.213	.203	.205
.025	-.968	-.935	-.936	-.977	.113	.105	.114
.038	-.919	-.926	-.906	-.982	.039	.046	.046
.050	-.813	-.926	-.882	-.984	-.005	-.002	.009
.075	-.630	-.946	-.806	-.992	-.030	-.027	-.027
.100	-.448	-.962	-.673	-.993	-.055	-.055	-.037
.150	-.1054	-.962	-.471	-.991	-.074		
.200	-.1071	-.962	-.266	-.987	-.095	-.091	-.091
.250	-.1066	-.961	-.062	-.982	-.095		
.300	-.1062	-.955	-.072	-.977			
.325	-.1063		-.090				
.350	-.1068		-.090				
.375	-.1069		-.090				
.401	-.1058	-.1031	-.974	-.102	-.095	-.091	-.091
.425	-.1029						
.450	-.979	-.108					
.475	-.941						
.500	-.900	-.883	-.825	-.886			
.525	-.859						
.550	-.814	-.064					
.575	-.777						
.600	-.733	-.728	-.644	-.643			
.625	-.697						
.650	-.657	-.018					
.701	-.587	-.582	-.510	-.532	-.009		.009
.750	-.505	.042	.003	.048			
.800	-.421	-.431	-.413	-.408			
.850	-.297	.029	.024	.039			.031
.901	-.181	-.209	-.322	-.300			
.950	-.077	.010		.029			
1.000	-.006	-.006	-.006	.001			

表 A-13(B)

ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 513		ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 514	
MACH#= .6370		RE#= 11.929x10**6		MACH#= .6369		RE#= 11.745x10**6	
VN/VI(S)= .0038		PSB(S)= 2.594 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0052		PSB(S)= 2.492 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0038		PSB(N)= 2.630 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0044		PSB(N)= 2.585 [kg/cm2]	
G(S)= .210 [kg/s]		CL1= .817 CL2= .815		G(S)= .284 [kg/s]		CL1= .841 CL2= .838	
G(N)= .206 [kg/s]		CL3= .801		G(N)= .240 [kg/s]		CL3= .828	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	0.0	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	0.0	+0.2
.001	.611	-.537	.957	.958	.964	.563	-.748
.005	-.468	-.638	.563	.543	.568	-.543	.968
.010	-.884	-.983	.350	.353	.348	-.979	.590
.018	-.946	-.983	.225	.233	.230	-1.096	.576
.025	-1.076	-.983	.122	.125	.129	-1.120	.363
.038	-1.087	-.983	.053	.057	.019	-1.145	.243
.050	-1.098	-.983	-.002	-.016	-.018	-1.140	.127
.075	-1.114	-.983	-.027	-.018	-.030	-1.149	.058
.100	-1.122	-.983	-.049	-.047	-.030	-1.153	.011
.150	-1.130	-.983	-.071	-.071	-.079	-1.166	-.016
.200	-1.138	-.983	-.089	-.082	-.079	-1.162	-.040
.250	-1.139	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.039
.300	-1.137	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.325	-1.140	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.350	-1.134	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.375	-1.143	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.401	-1.128	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.425	-1.081	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.450	-1.040	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.475	-.990	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.500	-.942	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.525	-.905	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.550	-.850	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.575	-.813	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.600	-.765	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.625	-.729	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.650	-.677	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.701	-.600	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.750	-.505	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.800	-.421	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.850	-.286	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.901	-.174	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
.950	-.068	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060
1.000	.006	-.983	-.090	-.090	-.079	-1.162	-.060

表 A-13(C)

ALPHA= 3.97 [deg]		TEST No. 506		ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 507	
MACH#= .6371		RE# = 11,901x10**6		MACH#= .6380		RE# = 11,885x10**6	
VN/VI(S)= .0072		PSB(S)= 2.324 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0091		PSB(S)= 2.129 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0070		PSB(N)= 2.390 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0084		PSB(N)= 2.259 [kg/cm2]	
G(S)= .392 [kg/s]		CL1= .885		G(S)= .495 [kg/s]		CL1= .916	
G(N)= .380 [kg/s]		CL3= .877		G(N)= .457 [kg/s]		CL3= .906	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
		UPPER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	.524			.982	.977	.978	
.001	-.598	-.652	-.809				.992
.005	-1.019			.614	.601	.602	.979
.010	-1.047	-1.081	-1.195				.626
.018	-1.156			.392	.391	.428	.638
.025	-1.181	-1.262	-1.286				.406
.038	-1.192			.262	.258	.278	.420
.050	-1.191	-1.211	-1.209				.277
.075	-1.205						.268
.100	-1.213	-1.227	-1.196	.146	.147	.160	.275
.150	-1.213	-1.218	-1.167	.077	.080	.088	.162
.200	-1.220	-1.222	-1.191	.027	.036	.051	.099
.250	-1.225	-1.220	-1.180	-.000	.006	.012	.043
.300	-1.220	-1.210	-1.175	-.024	-.023	-.003	.014
.325	-1.213						-.016
.350	-1.217			-.046			-.038
.375	-1.219						
.401	-1.206	-1.187	-1.164	-.054	-.061	-.055	-.056
.425	-1.145						-.053
.450	-1.097			-.067			-.060
.475	-1.030						
.500	-.976	-.993	-.968	-.046	-.050		-.038
.525	-.937			-.027			-.042
.550	-.890						-.021
.575	-.838						
.600	-.783	-.800	-.770	-.006	-.006		.001
.625	-.750						.002
.650	-.698			.017			.024
.701	-.613	-.616	-.595	.045		.039	.050
.750	-.515			.076			.090
.800	-.420	-.431	-.424	.087			.092
.850	-.286			.068	.062		.067
.901	-.167	-.178	-.196	.050			.051
.950	-.058			.038			.041
1.000	.015	.015	.015				.017

表 A-14 (A)

ALPHA= 5.98 [deg] TEST No. 508 ALPHA= 5.95 [deg] TEST No. 509
 MACH# = .6323 RE# = 12.075x10**6 MACH# = .6342 RE# = 12.094x10**6
 VN/VI(S) = .0008 PSB(S) = 2.793 [kg/cm2] VN/VI(S) = .0022 PSB(S) = 2.642 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0006 PSB(N) = 2.817 [kg/cm2] VN/VI(N) = .0023 PSB(N) = 2.685 [kg/cm2]
 G(S) = .044 [kg/s] CL1 = .981 CL2 = .974 G(S) = .124 [kg/s] CL1 = 1.016 CL2 = .999
 G(N) = .035 [kg/s] CL3 = .946 G(N) = .125 [kg/s] CL3 = .981

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	.111			0.000	0.0	-0.2	+0.35
.001	-1.197	-1.275	-1.434	.001	-1.220	-1.308	-1.536
.005	-1.709		.988	.005	-1.707		.993
.010	-1.749	-1.741	.774	.010	-1.774	-1.768	-1.891
.018	-1.756		.756	.018	-1.789		.769
.025	-1.697	-1.759	.539	.025	-1.763	-1.826	-1.951
.038	-1.704		.539	.038	-1.759		.555
.050	-1.694	-1.745	.390	.050	-1.730	-1.792	-1.937
.075	-1.645		.379	.075	-1.695		.400
.100	-1.554	-1.567	.248	.100	-1.664	-1.672	-1.343
.150	-1.295	-1.333	.154	.150	-1.510	-1.248	-1.326
.200	-1.316	-1.303	.097	.200	-1.301	-1.336	-1.313
.250	-1.269	-1.260	.053	.250	-1.323	-1.312	-1.258
.300	-1.232	-1.206	.019	.300	-1.268	-1.253	-1.193
.325	-1.222		.013	.325	-1.259		.028
.350	-1.201		-.013	.350	-1.248		-.003
.375	-1.192		-.036	.375	-1.232		-.033
.401	-1.171	-1.126	-.032	.401	-1.209	-1.171	-1.105
.425	-1.118		-.049	.425	-1.146		-.041
.450	-1.076		-.049	.450	-1.097		-.028
.475	-1.017	-.934	-.843	.475	-1.033		-.017
.500	-.957	-.934	-.843	.500	-.978	-.961	-.889
.525	-.914		-.020	.525	-.926		-.002
.550	-.868		-.020	.550	-.879		-.018
.575	-.828	-.765	-.666	.575	-.843		-.040
.600	-.778	-.765	-.666	.600	-.791	-.777	-.679
.625	-.744		.010	.625	-.751		.018
.650	-.691	-.608	.033	.650	-.702	-.612	-.530
.701	-.623	-.608	.055	.701	-.619	-.612	-.530
.750	-.532	-.456	.066	.750	-.526	-.450	.066
.800	-.445	-.456	.038	.800	-.437	-.450	.073
.850	-.318	-.247	.019	.850	-.310	-.233	.045
.901	-.203	-.041	.000	.901	-.195	-.397	.021
.950	-.100			.950	-.098		.003
1.000	-.041	-.041		1.000	-.034	-.034	

表 A-14 (B)

ALPHA= 5.97 [deg] TEST No. 513 ALPHA= 5.97 [deg] TEST No. 514
 MACH# = .6351 RE# = 11.960x10**6 MACH# = .6355 RE# = 11.959x10**6
 VN/VI(S) = .0038 PSB(S) = 2.543 [kg/cm2] VN/VI(S) = .0050 PSB(S) = 2.438 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0037 PSB(N) = 2.582 [kg/cm2] VN/VI(N) = .0043 PSB(N) = 2.536 [kg/cm2]
 G(S) = .206 [kg/s] CL1 = 1.047 CL2 = 1.044 G(S) = .276 [kg/s] CL1 = 1.032 CL2 = 1.069
 G(N) = .201 [kg/s] CL3 = 1.018 CL3 = 1.018 G(N) = .235 [kg/s] CL3 = 1.054

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	0.0	-0.2	+0.35	0.000	0.0	-0.2	+0.35
.029	-1.309	-1.545	.983	.034	-1.354	-1.621	.981
.272	-1.772		.793	.303	-1.800		.993
.809	-1.850	-1.906	.780	.873	-1.931	-1.968	.801
.844	-1.847	-1.968	.563	1.887	-1.929	-2.007	.794
.813	-1.812		.410	1.855	-1.849	-2.003	.572
.789	-1.789	-1.973	.260	1.815	-1.812	-1.992	.414
.747	-1.747		.173	1.808	-1.768	-1.936	.272
.598	-1.728	-1.598	.114	1.716	-1.768	-1.936	.197
.567	-1.667	-1.322	.080	1.677	-1.677	-1.373	.117
.535	-1.255	-1.351	.044	1.291	-1.291	-1.127	.127
.513	-1.288	-1.303	.007	1.213	-1.315	-1.325	.081
.493	-1.315	-1.303		1.325	-1.325	-1.283	.046
.475	-1.321	-1.249		1.322	-1.283		
.454	-1.294			1.332			
.428	-1.283	.007		1.318			
.407	-1.265			1.301			
.385	-1.235	-1.154	-0.015	1.267	-1.238	-1.200	-0.014
.363	-1.209		-0.031	1.203			-0.025
.341	-1.175			1.143			
.319	-1.123			1.065			
.297	-1.061			1.015	-1.005	-0.954	-0.013
.275	-1.000	-0.927	-0.014	.964			
.253	-0.948		-0.007	.907			.002
.231	-0.893			.862			
.209	-0.847			.810	-0.806	-0.748	.014
.187	-0.800	-0.711	.011	.765			
.165	-0.757		.028	.712			.030
.143	-0.704		.049	.650	-0.627	-0.547	.053
.121	-0.623	-0.611	.075	.597			.091
.099	-0.529		.079	.545			.081
.077	-0.431	-0.446	.048	.493	-0.435	-0.433	.055
.055	-0.304		.007	.441	-0.303		.036
.033	-0.192	-0.357		.389	-0.221	-0.346	.015
.011	-0.093			.337	-0.090		
	-0.033	-0.033		.285	-0.029	-0.029	
				.233			
				.181			
				.129			
				.077			
				.025			
				.000			

表 A-14 (C)

ALPHA= 5:98 [deg]		TEST No. 506		ALPHA= 5:97 [deg]		TEST No. 507	
MACH# = .6353		REN= 11.911x10**6		MACH# = .6355		REN= 11.891x10**5	
VN/VI(S)= .0070		PSB(S)= 2.267 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0088		PSB(S)= 2.073 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0068		PSB(N)= 2.338 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0092		PSB(N)= 2.207 [kg/cm2]	
G(S)= .384 [kg/s]		CL1= 1.142 CL2= 1.134		G(S)= .482 [kg/s]		CL1= 1.185 CL2= 1.201	
G(N)= .372 [kg/s]		CL3= 1.119		G(N)= .446 [kg/s]		CL3= 1.181	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
X/C	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	-.034	-1.425	-1.655	.986	.987	.989	
.001	-1.348	-1.425	-1.655	.986	.987	.989	.983
.005	-1.861	-1.425	-1.655	.986	.987	.989	.983
.010	-1.925	-1.921	-1.996	.819	.815	.834	.832
.018	-1.935	-1.921	-1.996	.819	.815	.834	.832
.025	-1.953	-1.953	-2.069	.596	.603	.609	.625
.038	-1.916	-1.924	-2.073	.439	.444	.442	.468
.050	-1.870	-1.924	-2.073	.439	.444	.442	.468
.075	-1.861	-1.877	-2.039	.290	.292	.292	.319
.100	-1.832	-1.877	-2.039	.290	.292	.292	.319
.150	-1.811	-1.859	-1.607	.198	.209	.215	.217
.200	-1.811	-1.850	-1.557	.138	.144	.148	.167
.250	-1.806	-1.439	-1.323	.098	.106	.106	.115
.300	-1.151	-1.249	-1.306	.065	.070	.076	.076
.325	-1.200			.031		.039	
.350	-1.260			.004		.015	
.375	-1.309			.004	.016	.020	.027
.401	-1.315	-1.287	-1.249	.004	.016	.020	.027
.425	-1.236			-.007		.000	
.450	-1.155					.000	
.475	-1.108					.000	
.500	-1.035	-1.031	-1.006	.004	.003	.014	.017
.525	-.982			.016		.028	
.550	-.922			.031	.032	.040	.044
.575	-.874			.045		.057	
.600	-.811	-.822	-.774	.068	.067	.075	.075
.625	-.773			.094		.100	
.650	-.720			.099		.105	
.701	-.630	-.624	-.585	.073	.065	.077	.071
.750	-.527	-.439	-.412	.049	.049	.059	.059
.800	-.427	-.439	-.412	.027	.027	.035	.035
.850	-.293	-.197	-.271				
.901	-.179	-.197	-.271				
.950	-.082	-.019	-.019				
1.000	-.019	-.019	-.019				

表 A-15(A)

ALPHA = -.04 [deg]		TEST No. 517		ALPHA = -.03 [deg]		TEST No. 521	
MACH# = .7356		RE# = 12.941x10**6		MACH# = .7381		RE# = 13.112x10**6	
VN/VI(S) = .0004		PSB(S) = 2.638 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0024		PSB(S) = 2.457 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0005		PSB(N) = 2.652 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0024		PSB(N) = 2.497 [kg/cm2]	
G(S) = .024 [kg/s]		CL1 = .310 CL2 = .307		G(S) = .139 [kg/s]		CL1 = .348 CL2 = .350	
G(N) = .027 [kg/s]		CL3 = .298		G(N) = .141 [kg/s]		CL3 = .342	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	1.007		0.0	-0.2	0.0	+0.2	+0.35
.001	.922	.871	.915	-.251	.891	.837	-.188
.005	.608		.391	-.657	.368	.333	-.600
.010	.431	.378	.235	-.591	.207	.207	-.595
.018	.235		.084	-.591	.063	.021	-.554
.025	.111	.056	.029	-.462	-.054	-.054	-.548
.038	-.029		-.122	-.462	-.129	-.174	-.428
.050	-.105	-.136	-.244	-.378	-.271	-.271	-.417
.075	-.244		-.362	-.358	-.368	-.372	-.358
.100	-.346	-.358	-.496	-.358	-.504	-.497	-.350
.150	-.481	-.469	-.592	-.350	-.617	-.600	-.331
.200	-.590	-.574	-.680	-.331	-.705	-.669	-.322
.250	-.683	-.648	-.750	-.322	-.773	-.738	-.313
.300	-.758	-.710	-.825	-.311	-.822	-.822	-.308
.325	-.794		-.873	-.316	-.857	-.857	-.313
.350	-.833	-.826	-.925	-.316	-.907	-.907	-.306
.375	-.888		-.976	-.311	-.972	-.932	-.300
.401	-.944	-.888	-.1017	-.295	-.1006	-.1006	-.283
.425	-.976		-.1022	-.241	-.1073	-.1073	-.283
.450	-.1017		-.814	-.241	-.1094	-.1094	-.234
.475	-.1022	-.873	-.814	-.241	-.1096	-.1096	-.229
.500	-.936	-.814	-.814	-.241	-.1096	-.1096	-.229
.525	-.765		-.192	-.192	-.182	-.182	-.182
.550	-.724		-.689	-.146	-.182	-.182	-.182
.575	-.720	-.649	-.689	-.146	-.648	-.672	-.138
.600	-.678	-.649	-.689	-.146	-.648	-.672	-.138
.625	-.651		-.545	-.105	-.639	-.639	-.091
.650	-.610	-.503	-.545	-.105	-.605	-.605	-.091
.701	-.548	-.503	-.503	-.055	-.548	-.531	-.046
.750	-.467	-.388	-.401	-.008	-.469	-.469	-.001
.800	-.394	-.388	-.388	.017	-.392	-.385	.025
.850	-.265	-.005	-.401	.005	-.264	-.264	.015
.901	-.155	-.208	-.168	.008	-.148	-.148	.016
.950	-.048	.017	-.035	.017	-.043	-.043	.024
1.000	.035	.035	.035	.035	.039	.039	.039

表 A-15 (B)

ALPHA = -.02 [deg] TEST No. 519 ALPHA = -.03 [deg] TEST No. 524
 MACH# = .7380 RE# = 13.060x10**6 MACH# = .7383 RE# = 12.950x10**6
 VN/VI(S) = .0034 PSB(S) = 2.395 [kg/cm2] VN/VI(S) = .0033 PSB(S) = 1.792 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0033 PSB(N) = 2.426 [kg/cm2] VN/VI(N) = .0084 PSB(N) = 1.963 [kg/cm2]
 G(S) = .197 [kg/s] CL1 = .361 CL2 = .361 G(S) = .532 [kg/s] CL1 = .437 CL2 = .435
 G(N) = .191 [kg/s] CL3 = .354 G(N) = .481 [kg/s] CL3 = .427

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	1.022	-.162	.862	0.000	1.033	-.063	.827
.001	.904	.883	.862	.001	.867	.867	.827
.005	.583	-.575	.329	.005	.547	-.454	.255
.010	.394	-.351	.012	.010	.345	-.479	.255
.018	.194	.041	.012	.018	.147	-.467	-.439
.025	.065	-.161	-.181	.025	.037	-.236	-.036
.038	-.065	-.426	-.409	.038	-.106	-.359	-.351
.050	-.146	-.391	-.388	.050	-.194	-.312	-.303
.075	-.280	-.526	-.506	.075	-.313	-.299	-.286
.100	-.380	-.624	-.618	.100	-.397	-.287	-.279
.150	-.515	-.715	-.753	.150	-.547	-.281	-.277
.200	-.624	-.796	-.788	.200	-.658	-.279	-.262
.250	-.719	-.870	-.836	.250	-.758	-.276	-.262
.300	-.796	-.921	-.921	.300	-.834	-.252	-.252
.325	-.836	-.968	-.954	.325	-.878	-.203	-.202
.350	-.870	-.968	-.954	.350	-.917	-.158	-.158
.375	-.921	-.968	-.954	.375	-.970	-.109	-.111
.401	-.982	-.968	-.954	.401	-1.022	-.069	-.069
.425	-1.024	-.968	-.954	.425	-1.052	-.024	-.024
.450	-1.068	-.968	-.954	.450	-1.111	.024	.024
.475	-1.095	-.968	-.954	.475	-1.143	.046	.046
.500	-1.111	-.968	-.954	.500	-1.165	.038	.038
.525	-1.127	-.968	-.954	.525	-1.202	.038	.038
.550	-.899	-.968	-.954	.550	-1.225	.033	.033
.575	-.692	-.968	-.954	.575	-1.232	.045	.045
.600	-.652	-.968	-.954	.600	-.956	.051	.051
.625	-.642	-.968	-.954	.625	-.681	.051	.051
.650	-.613	-.968	-.954	.650	-.591	.051	.051
.701	-.551	-.968	-.954	.701	-.520	.051	.051
.750	-.471	-.968	-.954	.750	-.452	.051	.051
.800	-.398	-.968	-.954	.800	-.377	.051	.051
.850	-.267	-.968	-.954	.850	-.255	.051	.051
.901	-.153	-.968	-.954	.901	-.139	.051	.051
.950	-.049	-.968	-.954	.950	-.033	.051	.051
1.000	.041	-.968	-.954	1.000	.051	.051	.051

表 A-16 (A)

ALPHA= 1.99 [deg]		TEST No. 520		ALPHA= 1.96 [deg]		TEST No. 521	
MACH#= .7341		RE#=#13.211x10**6		MACH#= .7362		RE#=#13.753x10**6	
VN/VI(S)= .0007		PSB(S)= 2.572 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0024		PSB(S)= 2.393 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0005		PSB(N)= 2.593 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0023		PSB(N)= 2.435 [kg/cm2]	
G(S)= .043 [kg/s]		CL1= .543		G(S)= .140 [kg/s]		CL1= .575	
G(N)= .027 [kg/s]		CL2= .543		G(N)= .136 [kg/s]		CL2= .563	
		CL3= .515		CL3= .560			
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)			
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	1.026						
.001	.614	.576	.515	.470	.449	.517	
.005	.228						
.010	.062	.007	-.023	-.035	-.038	-.004	
.018	-.136						
.025	-.250	-.269	-.297	-.129	-.120	-.104	
.038	-.369						
.050	-.418	-.438	-.448	-.146	-.134	-.117	
.075	-.537						
.100	-.619	-.631	-.612	-.159	-.155	-.133	
.150	-.728	-.738	-.699	-.184	-.175	-.179	
.200	-.821	-.825	-.791	-.201	-.196	-.179	
.250	-.904	-.891	-.845	-.210	-.203	-.185	
.300	-.967	-.962	-.904	-.218	-.216	-.185	
.325	-.998						
.350	-1.034			-.229			
.375	-1.067						
.401	-1.116	-1.099	-1.063	-.241	-.231	-.228	
.425	-1.145						
.450	-1.186			-.229			
.475	-1.207						
.500	-1.230	-1.221	-.935	-.190	-.190		
.525	-1.236						
.550	-.872			-.149			
.575	-.696						
.600	-.651	-.672	-.646	-.113	-.119		
.625	-.634						
.650	-.616			-.081			
.701	-.566	-.570	-.524	-.041		-.055	
.750	-.497			-.000			
.800	-.423	-.437	-.431	.017			
.850	-.295			.002	-.011		
.901	-.184	-.212	-.318	-.003			
.950	-.076			.001			
1.000	.003	.003	.003	.003			
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)			
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	1.034						
.001	.598	.599	.513	.467	.492	.546	
.005	.184						
.010	.037	-.021	-.052	-.000	.017	.047	
.018	-.150						
.025	-.267	-.301	-.321	-.092	-.101	-.061	
.038	-.371						
.050	-.441	-.463	-.489	-.127	-.114	-.114	
.075	-.551						
.100	-.628	-.650	-.634	-.146	-.139	-.123	
.150	-.744	-.753	-.721	-.170	-.162	-.164	
.200	-.841	-.840	-.813	-.194	-.178	-.164	
.250	-.922	-.911	-.868	-.194	-.191	-.176	
.300	-.982	-.980	-.934	-.206	-.208	-.176	
.325	-1.020						
.350	-1.055			-.219			
.375	-1.095						
.401	-1.146	-1.125	-1.105	-.230	-.223	-.220	
.425	-1.177						
.450	-1.219			-.223			
.475	-1.238						
.500	-1.260	-1.266	-1.164	-.181	-.183		
.525	-1.290						
.550	-1.280			-.144			
.575	-.858						
.600	-.697	-.666	-.655	-.105	-.111		
.625	-.627						
.650	-.592			-.074			
.701	-.547	-.558	-.524	-.034		-.049	
.750	-.485			.004			
.800	-.416	-.427	-.435	.025			
.850	-.287			.008	-.007		
.901	-.178	-.209	-.313	.003			
.950	-.070			.003			
1.000	.005	.005	.005	.005			

表 A-16(B)

ALPHA= 1.99 [deg]		TEST No. 519		ALPHA= 1.98 [deg]		TEST No. 523	
MACH# = .7354		RE# = 13.184x10**6		MACH# = .7350		RE# = 12.913x10**5	
VN/VI(S) = .0034		PSB(S) = 2.333 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0090		PSB(S) = 1.868 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0033		PSB(N) = 2.369 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0062		PSB(N) = 2.104 [kg/cm2]	
G(S) = .195 [kg/s]		CL1 = .592		G(S) = .459 [kg/s]		CL1 = .672	
G(N) = .188 [kg/s]		CL2 = .575		G(N) = .358 [kg/s]		CL2 = .675	
		CL3 = .575		CL3 = .653			
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	(X/C)
0.000	1.028	.572	.476	.498	.506	.549	0.000
.001	.538	.572	.476	.498	.506	.549	.001
.005	.181	.005	.005	.117	.005	.117	.005
.010	-.010	-.032	-.081	.048	.015	.004	.010
.018	-.175	-.175	-.175	-.018	-.251	-.251	.018
.025	-.274	-.292	-.340	-.092	-.089	-.046	.025
.038	-.390	-.390	-.390	-.423	-.423	-.423	.038
.050	-.459	-.457	-.481	-.100	-.102	-.094	.050
.075	-.557	-.557	-.557	-.611	-.611	-.611	.075
.100	-.648	-.657	-.657	-.710	-.710	-.710	.100
.150	-.757	-.773	-.736	-.167	-.157	-.129	.150
.200	-.854	-.854	-.831	-.192	-.128	-.167	.200
.250	-.932	-.923	-.887	-.200	-.189	-.200	.250
.300	-.999	-.996	-.949	-.210	-.207	-.188	.300
.325	-.1.034						.325
.350	-.1.068			-.221			.350
.375	-.1.111						.375
.401	-.1.159	-.1.139	-.1.122	-.230	-.220	-.217	.401
.425	-.1.194						.425
.450	-.1.233			-.217			.450
.475	-.1.258						.475
.500	-.1.277	-.1.283	-.1.220	-.181	-.179		.500
.525	-.1.308						.525
.550	-.1.321			-.141			.550
.575	-.995						.575
.600	-.722	-.682	-.660	-.107	-.106		.600
.625	-.633						.625
.650	-.596			-.070			.650
.701	-.546	-.560	-.537	-.035		-.046	.701
.750	-.485			.006			.750
.800	-.411	-.428	-.438	.028			.800
.850	-.288			.012	-.002		.850
.901	-.179	-.208	-.304	.004			.901
.950	-.071			.010			.950
1.000	.008	.008	.008				1.000

表 A-17(A)

ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 517		ALPHA= 3.94 [deg]		TEST No. 518	
MACH#= .7298		RE#= 12.945x10**6		MACH#= .7312		RE#= 12.956x10**6	
VN/VI(S)= .0006	PSB(S)= 2.515 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0023	PSB(S)= 2.348 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0023	PSB(S)= 2.348 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0023	PSB(S)= 2.348 [kg/cm2]
VN/VI(N)= .0006	PSB(N)= 2.537 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0022	PSB(N)= 2.389 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0022	PSB(N)= 2.389 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0022	PSB(N)= 2.389 [kg/cm2]
G(S)= .035 [kg/s]	CL1= .761	CL2= .757	G(S)= .130 [kg/s]	CL1= .728	CL2= .785	G(S)= .130 [kg/s]	CL1= .728
G(N)= .032 [kg/s]	CL3= .720	CL3= .720	G(N)= .124 [kg/s]	CL3= .752	CL3= .752	G(N)= .124 [kg/s]	CL3= .752
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	.885		0.000	.887		0.000	.887
.001	.099	.077	.001	.079	.074	.001	.079
.005	-.281		.005	-.327		.005	-.327
.010	-.438	-.462	.010	-.447	-.494	.010	-.447
.018	-.578		.018	-.586		.018	-.586
.025	-.651	-.704	.025	-.682	-.731	.025	-.682
.038	-.732		.038	-.758		.038	-.758
.050	-.788	-.786	.050	-.796	-.799	.050	-.796
.075	-.844		.075	-.868		.075	-.868
.100	-.923	-.934	.100	-.943	-.949	.100	-.943
.150	-1.005	-1.006	.150	-1.022	-1.026	.150	-1.022
.200	-1.079	-1.067	.200	-1.101	-1.084	.200	-1.101
.250	-1.136	-1.124	.250	-1.163	-1.138	.250	-1.163
.300	-1.183	-1.185	.300	-1.210	-1.201	.300	-1.210
.325	-1.216		.325	-1.238		.325	-1.238
.350	-1.245		.350	-1.264		.350	-1.264
.375	-1.279		.375	-1.302		.375	-1.302
.401	-1.312	-1.293	.401	-1.343	-1.322	.401	-1.343
.425	-1.340		.425	-1.369		.425	-1.369
.450	-1.378		.450	-1.414		.450	-1.414
.475	-1.394		.475	-1.430		.475	-1.430
.500	-1.416	-1.330	.500	-1.452	-1.448	.500	-1.452
.525	-1.366		.525	-1.458		.525	-1.458
.550	-.921		.550	-1.105		.550	-1.105
.575	-.757		.575	-.831		.575	-.831
.600	-.682	-.692	.600	-.740	-.715	.600	-.740
.625	-.658		.625	-.694		.625	-.694
.650	-.624		.650	-.635		.650	-.635
.701	-.580	-.595	.701	-.567	-.586	.701	-.567
.750	-.520		.750	-.506		.750	-.506
.800	-.451	-.475	.800	-.439	-.480	.800	-.439
.850	-.329		.850	-.327		.850	-.327
.901	-.219	-.271	.901	-.217	-.268	.901	-.217
.950	-.116		.950	-.116		.950	-.116
1.000	-.039	-.039	1.000	-.045	-.045	1.000	-.045

表 A-17(B)

ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 519		ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 523		
MACH#=.7316		RE#=.13.233x10**6		MACH#=.7304		RE#=.12.959x10**6		
VN/VI(S)= .0033	PSB(S)= 2.275 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0078	PSB(S)= 1.828 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0078	PSB(S)= 1.828 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0078	PSB(S)= 1.828 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0031	PSB(N)= 2.316 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0061	PSB(N)= 2.061 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0061	PSB(N)= 2.061 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0061	PSB(N)= 2.061 [kg/cm2]	
G(S)= .190 [kg/s]	CL1=.799	CL2=.789	G(S)= .448 [kg/s]	CL1=.859	CL2=.844	G(S)= .448 [kg/s]	CL1=.859	CL2=.844
G(N)= .182 [kg/s]	CL3=.770	CL3=.770	G(N)= .351 [kg/s]	CL3=.845	CL3=.845	G(N)= .351 [kg/s]	CL3=.845	CL3=.845
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				
UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)		
X/C	Y/B	X/C	Y/B	X/C	Y/B	X/C	Y/B	
0.000	.885	0.0	-0.35	0.0	-0.2	0.0	+0.2	
.001	.074	.060	-.076	.853	.831	.891	.879	
.005	-.315	-.480	-.590	.406	.374	.442	.427	
.018	-.600	-.714	-.782	.208	.213	.241	.249	
.025	-.664	-.795	-.872	.120	.123	.145	.149	
.038	-.753	-.962	-.960	.030	.031	.048	.055	
.075	-.876	-1.036	-.987	-.030	-.025	-.011	-.003	
.100	-.944	-1.099	-1.066	-.077	-.061	-.055	-.044	
.150	-1.029	-1.145	-1.110	-.096	-.091	-.078	-.070	
.200	-1.108	-1.210	-1.171	-.126	-.118	-.104	-.099	
.250	-1.171	-1.245	-1.211	-.144	-1.144	-.123	-1.123	
.300	-1.217	-1.319	-1.319	-.164	-.157	-.146	-.136	
.325	-1.245	-1.379	-1.379	-.166	-1.166	-.147	-1.147	
.350	-1.271	-1.423	-1.423	-.137	-1.137	-.120	-1.120	
.375	-1.310	-1.463	-1.463	-.113	-1.113	-.096	-1.096	
.401	-1.353	-1.495	-1.495	-.088	-1.088	-.070	-1.070	
.425	-1.379	-1.517	-1.517	-.057	-1.057	-.040	-1.040	
.450	-1.423	-1.584	-1.584	-.026	-1.026	-.012	-1.012	
.475	-1.438	-.475	-.475	.011	-.011	.016	-.016	
.500	-1.463	-.435	-.435	.021	-.021	.030	-.030	
.525	-1.495	-.326	-.326	.002	-.002	.004	-.004	
.550	-1.260	-.268	-.268	-.015	-.015	-.016	-.016	
.575	-.917	-.046	-.046	-.027	-.027	-.044	-.044	
.600	-.790	-.046	-.046	-.046	-.046	-.121	-.121	
.625	-.712	-.057	-.057	-.057	-.057	-.121	-.121	
.650	-.657	-.026	-.026	-.026	-.026	-.121	-.121	
.701	-.568	-.584	-.584	-.584	-.584	-.592	-.592	
.750	-.499	-.475	-.475	-.475	-.475	-.492	-.492	
.800	-.435	-.002	-.002	-.002	-.002	-.004	-.004	
.850	-.326	-.438	-.438	-.438	-.438	-.382	-.382	
.901	-.223	-.027	-.027	-.027	-.027	-.016	-.016	
.950	-.121	-.046	-.046	-.046	-.046	-.044	-.044	
1.000	-.046	-.046	-.046	-.046	-.046	-.121	-.121	

表 A-18 (A)

ALPHA= 5.98 [deg] TEST No. 517 ALPHA= 5.95 [deg] TEST No. 521
 MACH# = .7260 RE# = 12.945x10**6 MACH# = .7285 RE# = 13.247x10**6
 VN/VI(S) = .0006 PSB(S) = 2.453 [kg/cm2] VN/VI(S) = .0023 PSB(S) = 2.272 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0006 PSB(N) = 2.482 [kg/cm2] VN/VI(N) = .0022 PSB(N) = 2.328 [kg/cm2]
 G(S) = .034 [kg/s] CL1 = .950 CL2 = .921 G(S) = .133 [kg/s] CL1 = .973 CL2 = .948
 G(N) = .035 [kg/s] CL3 = .906 G(N) = .127 [kg/s] CL3 = .929

CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	(X/C)
0.000	.577			.577			0.000
.001	-.452	-.470	-.558	.981	.970	.977	.001
.005	-.844						.005
.010	-.894	-.912	-1.014	.633	.634	.637	.010
.018	-1.047						.018
.025	-1.084	-1.104	-1.192	.416	.411	.417	.025
.038	-1.150						.038
.050	-1.182	-1.188	-1.267	.287	.279	.274	.050
.075	-1.194						.075
.100	-1.235	-1.269	-1.230	.160	.157	.167	.100
.150	-1.286	-1.328	-1.232	.071	.076		.150
.200	-1.350	-1.323	-1.272	.015	.023	.030	.200
.250	-1.413	-1.357	-1.315	-.020	-.014		.250
.300	-1.463	-1.405	-1.345	-.053	-.051	-.034	.300
.325	-1.497						.325
.350	-1.509			-.085			.350
.375	-1.490						.375
.401	-1.494	-1.513	-1.269	-.115	-.100	-.098	.401
.425	-1.516						.425
.450	-1.560			-.123			.450
.475	-1.570						.475
.500	-1.289	-1.024	-.897	-.109	-.105		.500
.525	-1.006						.525
.550	-.904			-.099			.550
.575	-.830						.575
.600	-.754	-.715	-.692	-.067	-.070		.600
.625	-.722						.625
.650	-.673			-.049			.650
.701	-.604	-.624	-.635	-.030		-.033	.701
.750	-.541			-.000			.750
.800	-.495	-.535	-.613	.007	-.035		.800
.850	-.371			-.026			.850
.901	-.276	-.355	-.552	-.045			.901
.950	-.180			-.064			.950
1.000	-.114	-.114	-.114				1.000

表 A-18(B)

ALPHA= 5.99 [deg]		TEST No. 519		ALPHA= 5.99 [deg]		TEST No. 523	
MACH# = .7270		RE# = 13.249x10**6		MACH# = .7258		RE# = 12.958x10**6	
VN/VI(S) = .0032		PSB(S) = 2.219 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0077		PSB(S) = 1.798 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0031		PSB(N) = 2.262 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0060		PSB(N) = 2.028 [kg/cm2]	
G(S) = .186 [kg/s]		CL1 = .995 CL2 = .952		G(S) = .441 [kg/s]		CL1 = .959 CL2 = .952	
G(N) = .178 [kg/s]		CL3 = .941		G(N) = .347 [kg/s]		CL3 = .939	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	(Y/B)
0.000	.584	.984	.978	.556	.990	.985	.987
.001	-.440	-.455	-.640	-.429	-.482	-.676	.985
.005	-.823			-.846			.629
.010	-.885	-.928	-1.001	-.891	-.956	-1.149	.631
.018	-1.023			-1.036			.437
.025	-1.084	-1.127	-1.215	-1.096	-1.151	-1.213	.426
.038	-1.171			-1.172			.289
.050	-1.204	-1.217	-1.333	-1.221	-1.242	-1.329	.165
.075	-1.201			-1.227			.088
.100	-1.246	-1.268	-1.313	-1.255	-1.302	-1.379	.038
.150	-1.304	-1.341	-1.253	-1.322	-1.372	-1.282	-.002
.200	-1.377	-1.373	-1.298	-1.394	-1.426	-1.334	-.048
.250	-1.446	-1.379	-1.348	-1.460	-1.391	-1.383	-.076
.300	-1.500	-1.434	-1.375	-1.518	-1.459	-1.406	-.105
.325	-1.524			-1.546			-.118
.350	-1.546			-1.573			-.087
.375	-1.557			-1.575			-.072
.401	-1.539	-1.545	-1.432	-1.368	-1.419	-1.540	-.050
.425	-1.551			-1.270			-.033
.450	-1.602			-1.056			-.013
.475	-1.620			-.909			-.008
.500	-1.458	-1.201	-.950	-.933	-.896	-.936	-.054
.525	-1.069			-.895			-.107
.550	-.973			-.839			-.168
.575	-.930			-.826			-.096
.600	-.867	-.769	-.714	-.799	-.834	-.808	-.072
.625	-.822			-.784			-.050
.650	-.756			-.753			-.033
.701	-.638	-.622	-.660	-.704	-.699	-.694	-.013
.750	-.542			-.641			-.008
.800	-.464	-.527	-.624	-.581	-.610	-.565	-.051
.850	-.374			-.529			-.107
.901	-.287	-.350	-.574	-.486	-.516	-.463	-.168
.950	-.201			-.464			-.397
1.000	-.161	-.161	-.161	-.397	-.397	-.397	-.095

表 A-19

ALPHA= -.02 [deg]		TEST No. 552		ALPHA= -.01 [deg]		TEST No. 556	
MACH#= .7432		RE#= 6.688x10**6		MACH#= .7436		RE#= 6.646x10**6	
VN/VI(S)= .0028	PSB(S)= 1.133 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0046	PSB(S)= 1.029 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0046	PSB(S)= 1.029 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0049	PSB(S)= 1.035 [kg/cm2]
VN/VI(N)= .0031	PSB(N)= 1.155 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0049	PSB(N)= 1.035 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0049	PSB(N)= 1.035 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0049	PSB(N)= 1.035 [kg/cm2]
G(S)= .080 [kg/s]	CL1= .361	CL2= .359	G(N)= .091 [kg/s]	CL1= .361	CL2= .359	G(S)= .133 [kg/s]	CL1= .392
G(N)= .091 [kg/s]	CL3= .354	CL3= .354	G(N)= .141 [kg/s]	CL3= .382	CL3= .382	G(N)= .141 [kg/s]	CL3= .382
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	1.033	0.0	0.000	1.027	0.0	0.000	1.027
.001	.917	-.115	.001	.952	.890	.001	.952
.005	.606	-.576	.005	.575	.312	.005	.575
.010	.422	-.581	.010	.376	.312	.010	.376
.018	.214	-.549	.018	.190	.029	.018	.190
.025	.086	-.425	.025	.064	.031	.025	.064
.038	-.036	-.330	.038	-.067	-.189	.038	-.067
.050	-.120	-.295	.050	-.142	-.397	.050	-.142
.075	-.260	-.273	.075	-.288	-.289	.075	-.288
.100	-.352	-.297	.100	-.375	-.279	.100	-.375
.150	-.496	-.273	.150	-.516	-.263	.150	-.516
.200	-.606	-.224	.200	-.625	-.219	.200	-.625
.250	-.701	-.173	.250	-.723	-.165	.250	-.723
.300	-.775	-.128	.300	-.798	-.119	.300	-.798
.325	-.824	-.086	.325	-.837	-.077	.325	-.837
.350	-.859	-.058	.350	-.878	-.034	.350	-.878
.375	-.905	.007	.375	-.928	.012	.375	-.928
.401	-.967	.029	.401	-.986	.036	.401	-.986
.425	-1.002	.020	.425	-1.016	.027	.425	-1.016
.450	-1.054	.027	.450	-1.082	.023	.450	-1.082
.475	-1.081	.050	.475	-1.087	.029	.475	-1.087
.500	-1.109	.050	.500	-1.128	.045	.500	-1.128
.525	-1.135	.050	.525	-1.138	.045	.525	-1.138
.550	-1.150	.050	.550	-1.163	.045	.550	-1.163
.575	-.920	.050	.575	-1.049	.045	.575	-1.049
.600	-.643	.050	.600	-.804	.045	.600	-.804
.625	-.594	.050	.625	-.622	.045	.625	-.622
.650	-.568	.050	.650	-.572	.045	.650	-.572
.701	-.519	.050	.701	-.516	.045	.701	-.516
.750	-.449	.050	.750	-.447	.045	.750	-.447
.800	-.365	.050	.800	-.371	.045	.800	-.371
.850	-.244	.050	.850	-.250	.045	.850	-.250
.901	-.130	.050	.901	-.136	.045	.901	-.136
.950	-.031	.050	.950	-.039	.045	.950	-.039
1.000	.050	.050	1.000	.045	.045	1.000	.045

表 A-20 (A)

ALPHA= 1.99 [deg]		TEST No. 557		ALPHA= 1.97 [deg]		TEST No. 552	
MACH# = .7383		RE# = 6.656x10**6		MACH# = .7405		RE# = 6.714x10**6	
VN/VI(S) = .0002		PSB(S) = 1.275 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0025		PSB(S) = 1.114 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0000		PSB(N) = 1.285 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0029		PSB(N) = 1.135 [kg/cm2]	
G(S) = .006 [kg/s]		CL1 = .538 CL2 = .539		G(S) = .073 [kg/s]		CL1 = .584 CL2 = .580	
G(N) = .000 [kg/s]		CL3 = .530		G(N) = .084 [kg/s]		CL3 = .567	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)
0.000	1.045	.603	.550	.458	.451	.526	.526
.001	.625	.603	.550	.458	.451	.526	.526
.005	.235	.005	.001	-.017	-.020	.009	.009
.010	.066	.005	.001	-.017	-.020	.009	.009
.018	-.114	-.266	-.290	-.121	-.103	-.092	-.092
.025	-.208	-.337	-.447	-.133	-.119	-.103	-.103
.038	-.411	-.526	-.601	-.146	-.146	-.131	-.131
.050	-.599	-.713	-.728	-.173	-.166	-.160	-.160
.075	-.810	-.887	-.885	-.196	-.192	-.170	-.170
.100	-.948	-.953	-.905	-.207	-.207	-.170	-.170
.150	-.992	-.992	-.905	-.207	-.207	-.170	-.170
.200	-1.016	-1.016	-.905	-.207	-.207	-.170	-.170
.250	-1.061	-1.061	-.905	-.207	-.207	-.170	-.170
.300	-1.109	-1.090	-1.062	-.233	-.226	-.211	-.211
.325	-1.136	-1.136	-.905	-.233	-.226	-.211	-.211
.350	-1.177	-1.177	-.905	-.233	-.226	-.211	-.211
.401	-1.197	-1.197	-.905	-.233	-.226	-.211	-.211
.425	-1.220	-1.229	-1.104	-.183	-.182	-.182	-.182
.450	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.475	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.500	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.525	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.550	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.575	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.600	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.625	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.650	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.701	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.750	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.800	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.850	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.901	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
.950	-1.231	-1.231	-.905	-.149	-.149	-.149	-.149
1.000	-.007	.007	.007	.007	.007	.007	.007

表 A-20 (B)

ALPHA= 1.98 [deg]		TEST No. 555		ALPHA= 2.00 [deg]		TEST No. 556	
MACH#= .7418		RE#= 6.739x10**6		MACH#= .7398		RE#= 6.659x10**6	
VN/VI(S)= .0039		PSB(S)= 1.039 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0041		PSB(S)= 1.031 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0043		PSB(N)= 1.045 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0044		PSB(N)= 1.036 [kg/cm2]	
G(S)= .112 [kg/s]		CL1= .606		G(S)= .117 [kg/s]		CL1= .622	
G(N)= .125 [kg/s]		CL3= .585		G(N)= .127 [kg/s]		CL3= .604	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
		UPPER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
(X/C)	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	1.050	.585	.519	.514	.507	.571	
.001	.575	.210	.033	.045	.012	.063	.595
.005	.210	.033	-.048	-.031	-.063	-.053	.054
.010	.033	-.048	-.283	-.310	-.083	-.083	-.045
.018	-.145	-.283	-.469	-.465	-.101	-.083	-.077
.025	-.250	-.469	-.538	-.538	-.128	-.115	-.105
.038	-.362	-.538	-.621	-.621	-.157	-.141	-.149
.050	-.419	-.621	-.736	-.736	-.174	-.162	-.172
.075	-.538	-.736	-.841	-.841	-.180	-.176	-.185
.100	-.621	-.841	-.919	-.919	-.190	-.192	-.197
.150	-.736	-.919	-.989	-.989	-.203	-.201	-.201
.200	-.841	-.989	-1.057	-1.057	-.220	-.209	-.202
.250	-.920	-1.057	-1.101	-1.101	-.279	-.209	-.163
.300	-1.025	-1.101	-1.153	-1.153	-.338	-.168	-.129
.325	-1.025	-1.153	-1.183	-1.183	-.409	-.130	-.095
.350	-1.057	-1.183	-1.225	-1.225	-.475	-.101	-.057
.375	-1.101	-1.225	-1.278	-1.278	-.532	-.058	-.019
.401	-1.153	-1.278	-1.333	-1.333	-.585	-.021	-.018
.425	-1.183	-1.333	-1.375	-1.375	-.625	.019	.018
.450	-1.225	-1.375	-1.419	-1.419	-.657	.033	.038
.475	-1.253	-1.419	-1.469	-1.469	-.685	.049	.021
.500	-1.278	-1.469	-1.519	-1.519	-.701	.018	.008
.450	-1.241	-1.419	-1.469	-1.469	-.657	.011	.008
.475	-1.250	-1.469	-1.519	-1.519	-.625	.011	.003
.500	-1.288	-1.519	-1.575	-1.575	-.585	.011	.003
.525	-1.330	-1.575	-1.625	-1.625	-.532	.011	.003
.550	-1.334	-1.625	-1.675	-1.675	-.475	.011	.003
.575	-1.313	-1.675	-1.725	-1.725	-.409	.011	.003
.600	-.947	-1.725	-1.775	-1.775	-.333	.011	.003
.625	-.731	-1.775	-1.825	-1.825	-.257	.011	.003
.650	-.661	-1.825	-1.875	-1.875	-.184	.011	.003
.701	-.542	-1.875	-1.925	-1.925	-.119	.011	.003
.750	-.460	-1.925	-1.975	-1.975	-.058	.011	.003
.800	-.384	-1.975	-2.025	-2.025	-.021	.011	.003
.850	-.269	-2.025	-2.075	-2.075	.019	.011	.003
.901	-.163	-2.075	-2.125	-2.125	.033	.011	.003
.950	-.072	-2.125	-2.175	-2.175	.049	.011	.003
1.000	.003	-2.175	-2.225	-2.225	.011	.011	.003

表 A-21

ALPHA= 3.99 [deg]		TEST No. 552		ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 555	
MACH#= .7364		RE#= 6.722x10**6		MACH#= .7375		RE#= 6.733x10**6	
VN/VI(S)= .0022		PSB(S)= 1.100 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0035		PSB(S)= 1.035 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0026		PSB(N)= 1.121 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0039		PSB(N)= 1.041 [kg/cm2]	
G(S)= .065 [kg/s]		CL1= .786 CL2= .779		G(S)= .101 [kg/s]		CL1= .796 CL2= .792	
G(N)= .077 [kg/s]		CL3= .773		G(N)= .113 [kg/s]		CL3= .788	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)
0.000	.924	.840	.096	.848	0.0	-0.2	+0.2
.001	.146	.037	.005	.858	.900	.118	.023
.005	.274	.490	.010	.415	.132	.458	.850
.010	.419	.712	.018	.241	.284	.685	.395
.018	.573	.834	.025	.107	.427	.799	.216
.025	.624	.834	.038	.033	.560	.920	.040
.038	.721	.834	.050	.033	.637	.938	.042
.050	.758	.834	.075	.033	.723	.936	.082
.075	.843	.834	.100	.033	.757	.936	.103
.100	.911	.834	.150	.033	.842	.936	.131
.150	.994	.834	.200	.042	.911	.936	.146
.200	1.071	.834	.250	.084	1.004	.936	.161
.250	1.146	.834	.300	.075	1.084	.936	.127
.300	1.198	.834	.325	.075	1.147	.936	.109
.325	1.220	.834	.350	.075	1.201	.936	.075
.350	1.244	.834	.375	.075	1.229	.936	.052
.375	1.277	.834	.401	.075	1.256	.936	.019
.401	1.323	.834	.425	.075	1.292	.936	.013
.425	1.346	.834	.450	.075	1.332	.936	.025
.450	1.388	.834	.475	.075	1.361	.936	.001
.475	1.407	.834	.500	.075	1.399	.936	.024
.500	1.433	.834	.525	.075	1.421	.936	.039
.525	1.455	.834	.550	.075	1.440	.936	.068
.550	1.461	.834	.575	.075	1.465	.936	.131
.575	1.903	.834	.600	.075	1.455	.936	.151
.600	.814	.834	.625	.075	1.453	.936	.161
.625	.748	.834	.650	.075	1.453	.936	.127
.650	.702	.834	.675	.075	1.455	.936	.109
.675	.579	.834	.701	.075	1.466	.936	.109
.701	.494	.834	.725	.075	1.466	.936	.075
.725	.406	.834	.750	.075	1.466	.936	.052
.750	.306	.834	.775	.075	1.466	.936	.019
.775	.207	.834	.800	.075	1.466	.936	.013
.800	.128	.834	.825	.075	1.466	.936	.025
.825	.068	.834	.850	.075	1.466	.936	.001
.850	.024	.834	.875	.075	1.466	.936	.024
.875	.001	.834	.901	.075	1.466	.936	.045
.901	.001	.834	.925	.075	1.466	.936	.074
.925	.001	.834	.950	.075	1.466	.936	.074
.950	.001	.834	1.000	.075	1.466	.936	.074

表 A-22

ALPHA= 5.98 [deg]		TEST No. 552		ALPHA= 5.99 [deg]		TEST No. 556	
MACH#= .7317		RE#= 6.716x10**6		MACH#= .7307		RE#= 6.643x10**6	
VN/VI(S)= .0020		PSB(S)= 1.086 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0032		PSB(S)= 1.025 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0025		PSB(N)= 1.106 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0036		PSB(N)= 1.030 [kg/cm2]	
C(S)= .059 [kg/s]		CL1= .941 CL2= .926		C(S)= .093 [kg/s]		CL1= .967 CL2= .943	
C(N)= .071 [kg/s]		CL3= .913		C(N)= .103 [kg/s]		CL3= .925	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
X/C	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	.640			.986	.984	.983	
.001	-.362	-.361	-.503				.980
.005	-.742			.628	.612	.607	.645
.010	-.857	-.913	-.963				.618
.018	-.961			.400	.404	.414	.419
.025	-1.036	-1.076	-1.146				.415
.038	-1.115			.281	.280	.259	.285
.050	-1.126	-1.168	-1.254				.292
.075	-1.155			.152	.154	.162	.169
.100	-1.192	-1.234	-1.237	.077	.082		.159
.150	-1.266	-1.297	-1.214	.020	.024	.035	.084
.200	-1.337	-1.328	-1.246	-.007	-.015		.020
.250	-1.405	-1.346	-1.317	-.047	-.040	-.014	.008
.300	-1.460	-1.401	-1.349				-.042
.325	-1.492			-.078			-.072
.350	-1.510						
.375	-1.528			-.112	-.108	-.100	
.401	-1.519	-1.527	-1.477				-.104
.425	-1.516			-.119			-.121
.450	-1.545						
.475	-1.414			-.098	-.101		
.500	-1.174	-1.162	-.948				-.103
.525	-.975			-.091			-.100
.550	-.919			-.069	-.074		-.083
.575	-.867						
.600	-.818	-.814	-.690	-.050			-.063
.625	-.781			-.028	-.044		-.047
.650	-.716			-.001			-.029
.701	-.607	-.624	-.637	.003			-.003
.750	-.535			-.031	-.059		.000
.800	-.444	-.500	-.592	-.068			-.035
.850	-.361			-.104			-.067
.901	-.299	-.324	-.509				-.108
.950	-.233						
1.000	-.167	-.167	-.167				

表 A-23 (A)

ALPHA= -.02 (deg) TEST No. 528 ALPHA= -.02 (deg) TEST No. 530
 MACH# = .7458 RE# = 26.853x10**6 MACH# = .7466 RE# = 26.559x10**6
 VN/VI(S) = .0018 PSB(S) = 5.086 [kg/cm2] VN/VI(S) = .0034 PSB(S) = 4.943 [kg/cm2]
 VN/VI(N) = .0020 PSB(N) = 5.110 [kg/cm2] VN/VI(N) = .0031 PSB(N) = 4.987 [kg/cm2]
 G(S) = .214 [kg/s] CL1 = .309 CL2 = .312 G(S) = .391 [kg/s] CL1 = .319 CL2 = .324
 G(N) = .229 [kg/s] CL3 = .298 G(N) = .363 [kg/s] CL3 = .307

Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)		(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	
0.000	.990	-.286		0.000	.997	-.243	
.001	.916	.896	.857	.001	.903	.918	.838
.005	.616			.005	.615		
.010	.424	.396	.345	.010	.428	.396	.347
.018	.230			.018	.241		
.025	.131	.071	.053	.025	.114	.066	.033
.038	-.024			.038	-.035		
.050	-.111	-.128	-.154	.050	-.131	-.139	-.181
.075	-.245			.075	-.249		
.100	-.343	.366	.369	.100	-.355	.372	.368
.150	-.481	-.504	-.481	.150	-.486	-.504	-.478
.200	-.590	.600	.578	.200	-.596	.599	.587
.250	-.683	-.683	-.648	.250	-.691	-.691	-.653
.300	-.757	-.753	-.718	.300	-.765	-.757	-.720
.325	-.797			.325	-.809		
.350	-.832		-.340	.350	-.841		-.341
.375	-.885			.375	-.890		
.401	-.945	-.925	-.910	.401	-.955	-.939	-.911
.425	-.976			.425	-.993		
.450	-1.021		-.309	.450	-1.039		-.306
.475	-1.043			.475	-1.056		
.500	-1.049	-1.043	-.919	.500	-1.065	-1.077	-.911
.525	-.998		-.206	.525	-1.095		-.253
.550	-.736			.550	-.838		-.204
.575	-.681		-.649	.575	-.667		
.600	-.661	-.676	-.649	.600	-.654	-.676	-.661
.625	-.653			.625	-.648		-.154
.650	-.617		-.115	.650	-.610		-.113
.701	-.565	-.559	-.516	.701	-.558	-.555	-.528
.750	-.489		-.019	.750	-.483		-.017
.800	-.416	-.421	-.405	.800	-.411	-.422	-.408
.850	-.294		-.005	.850	-.280		-.003
.901	-.170	-.187	-.231	.901	-.166	-.185	-.221
.950	-.060		.011	.950	-.054		.012
1.000	.026	.026	.026	1.000	.033	.033	.033

表 A-23 (B)

ALPHA= -.02 (deg)		TEST No. 532		ALPHA= -.03 (deg)		TEST No. 534	
MACH# = .7474		RE# = 26.620x10**6		MACH# = .7491		RE# = 26.61E+10**6	
VN/VI(S) = .0050		PSB(S) = 4.728 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0072		PSB(S) = 4.369 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0047		PSB(N) = 4.823 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0070		PSB(N) = 4.515 [kg/cm2]	
G(S) = .599 [kg/s]		CL1 = .341		G(S) = .840 [kg/s]		CL1 = .377	
G(N) = .544 [kg/s]		CL2 = .335		G(N) = .811 [kg/s]		CL2 = .366	
		CL3 = .334		CL3 = .367			
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	0.000
.001	.999	.895	.823	-.250	-.230	-.111	.001
.005	.907	.895	.823	-.250	-.230	-.111	.005
.010	.399	.371	.322	-.633	-.647	-.616	.010
.018	.214	.214	.322	-.633	-.647	-.616	.018
.025	.096	.065	.013	-.595	-.565	-.548	.025
.038	-.044	.044	.013	-.595	-.565	-.548	.038
.050	-.126	-.143	-.170	-.451	-.450	-.419	.050
.075	-.262	-.262	-.170	-.451	-.450	-.419	.075
.100	-.365	-.384	-.384	-.379	-.365	-.351	.100
.150	-.501	-.516	-.494	-.363	-.351	-.325	.150
.200	-.610	-.623	-.598	-.355	-.342	-.325	.200
.250	-.706	-.704	-.663	-.337	-.327	-.300	.250
.300	-.777	-.774	-.734	-.331	-.325	-.300	.300
.325	-.821	-.821	-.734	-.331	-.325	-.300	.325
.350	-.854	-.854	-.734	-.330	-.325	-.300	.350
.375	-.906	-.906	-.734	-.330	-.325	-.300	.375
.401	-.964	-.948	-.934	-.321	-.314	-.310	.401
.425	-.998	-.998	-.934	-.321	-.314	-.310	.425
.450	-1.051	-.998	-.934	-.298	-.298	-.298	.450
.475	-1.071	-.998	-.934	-.298	-.298	-.298	.475
.500	-1.099	-1.091	-1.024	-.244	-.246	-.246	.500
.525	-1.124	-.998	-.934	-.244	-.246	-.246	.525
.550	-1.082	-.998	-.934	-.194	-.194	-.194	.550
.575	-.702	-.651	-.663	-.150	-.151	-.151	.575
.600	-.624	-.651	-.663	-.150	-.151	-.151	.600
.625	-.622	-.651	-.663	-.150	-.151	-.151	.625
.650	-.600	-.651	-.663	-.106	-.106	-.106	.650
.701	-.553	-.554	-.531	-.057	-.057	-.071	.701
.750	-.478	-.415	-.400	-.010	-.010	-.010	.750
.800	-.408	-.415	-.400	.003	-.005	.003	.800
.850	-.275	-.176	-.216	.008	.008	.008	.850
.901	-.162	-.176	-.216	.020	.020	.020	.901
.950	-.052	-.037	.037	.037	.037	.037	.950
1.000	.037	.037	.037	.037	.037	.037	1.000

表 A-24 (A)

ALPHA= 1.95 [deg]		TEST No. 528		ALPHA= 1.96 [deg]		TEST No. 530	
MACH#= .7436		RE#= 27.222x10**6		MACH#= .7438		RE#= 26.790x10**6	
VN/VI(S)= .0018		PSB(S)= 4.942 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0032		PSB(S)= 4.813 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0019		PSB(N)= 4.975 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0030		PSB(N)= 4.867 [kg/cm2]	
G(S)= .209 [kg/s]		CL1= .540		G(S)= .371 [kg/s]		CL1= .551	
G(N)= .220 [kg/s]		CL3= .510		G(N)= .351 [kg/s]		CL3= .527	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL				CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
X/C	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	0.0
0.000	1.011	.565	.525	.410	.396	.473	.414
.001	.579	.019	-.011	-.017	-.068	-.018	.497
.005	.226	.033	-.019	-.017	-.068	-.018	.005
.010	.033	.019	-.011	-.017	-.068	-.018	.043
.018	-.136	-.271	-.294	-.140	-.142	-.109	-.143
.025	-.255	-.445	-.477	-.145	-.157	-.155	-.259
.038	-.368	-.619	-.615	-.174	-.173	-.162	-.359
.050	-.419	-.735	-.702	-.195	-.187	-.182	-.429
.075	-.521	-.816	-.785	-.217	-.209	-.198	-.532
.100	-.609	-.896	-.843	-.225	-.218	-.214	-.613
.150	-.719	-.959	-.908	-.236	-.233	-.214	-.743
.200	-.816	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.822
.250	-.896	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.904
.300	-.959	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.965
.325	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.350	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.375	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.401	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.425	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.450	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.475	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.500	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.525	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.550	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.575	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.600	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.625	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.650	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.701	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.750	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.800	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.850	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.901	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
.950	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991
1.000	-.991	-.991	-.947	-.247	-.242	-.214	-.991

表 A-24(B)

ALPHA= 1.98 [deg]		TEST No. 532		ALPHA= 1.97 [deg]		TEST No. 534	
MACH# = .7444		RE# = 26.788x10**6		MACH# = .7463		RE# = 26.782x10**6	
VN/VIS) = .0049		PSB(S) = 4.605 [kg/cm2]		VN/VIS) = .0071		PSB(S) = 4.255 [kg/cm2]	
VN/VIN) = .0045		PSB(N) = 4.701 [kg/cm2]		VN/VIN) = .0067		PSB(N) = 4.391 [kg/cm2]	
G(S) = .572 [kg/s]		CL1 = .574 CL2 = .556		G(S) = .828 [kg/s]		CL1 = .605 CL2 = .598	
G(N) = .530 [kg/s]		CL3 = .553		G(N) = .788 [kg/s]		CL3 = .586	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)
0.000	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	0.0
0.001	1.014	.561	.460	.428	.444	.521	.478
0.005	.587	.015	-.076	-.015	-.025	-.040	.446
0.010	.209	-.015	-.076	-.015	-.025	-.040	.012
0.018	.033	-.015	-.076	-.015	-.025	-.040	-.017
0.018	-.152	-.315	-.348	-.122	-.106	-.107	-.095
0.025	-.250	-.315	-.348	-.122	-.106	-.107	-.115
0.038	-.365	-.459	-.499	-.139	-.127	-.127	-.119
0.050	-.444	-.459	-.499	-.139	-.127	-.127	-.125
0.075	-.549	-.654	-.632	-.159	-.148	-.142	-.149
0.100	-.634	-.762	-.719	-.198	-.172	-.184	-.178
0.150	-.737	-.844	-.808	-.209	-.198	-.184	-.169
0.200	-.840	-.909	-.874	-.213	-.205	-.198	-.192
0.250	-.915	-.977	-.933	-.223	-.221	-.198	-.202
0.300	-.981	-.977	-.933	-.223	-.221	-.198	-.213
0.325	-.1020						-.212
0.350	-.1050			-.238			-.228
0.375	-.1096						
0.401	-.1145	-1.119	-1.106	-.244	-.240	-.237	-.236
0.425	-.1169						-.226
0.450	-.1214			-.231			-.223
0.475	-.1237						
0.500	-.1253	-1.262	-1.132	-.195	-.200		-.185
0.525	-.1289						-.190
0.550	-.1303			-.155			-.149
0.575	-.1372						
0.600	-.738	-.665	-.663	-.118	-.120		-.114
0.625	-.623						-.117
0.650	-.578			-.084			-.077
0.701	-.548	-.565	-.543	-.044	-.058		-.036
0.750	-.493			-.005			-.004
0.800	-.431	-.455	-.459	-.016	-.015		-.019
0.850	-.306			-.004			-.002
0.901	-.194	-.223	-.357	-.004			-.001
0.950	-.079			-.001			-.001
1.000	.000	.000	.000	.002	.002	.002	.002

表 A-25 (A)

ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 526		ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No. 529	
MACH#= 7344		RE#= 25.668x10**6		MACH#= 7383		RE#= 26.769x10**6	
VN/VI(S)= .0010		PSB(S)= 5.030 [kg/cm2]		VN/VI(S)= .0016		PSB(S)= 4.829 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0010		PSB(N)= 5.068 [kg/cm2]		VN/VI(N)= .0019		PSB(N)= 4.863 [kg/cm2]	
G(S)= .120 [kg/s]		CL1= .731 CL2= .729		G(S)= .184 [kg/s]		CL1= .753 CL2= .748	
G(N)= .109 [kg/s]		CL3= .695		G(N)= .220 [kg/s]		CL3= .718	
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)
0.000	.885	.811	.079	.010	0.0	-0.2	+0.35
.001	.113	.079	.079	.010	.896	.073	.001
.005	-.258	.356	-.430	-.526	.135	.073	.796
.010	-.404	.341	-.430	-.526	-.262	-.420	.350
.018	-.550	.171	-.679	-.710	.010	-.389	-.492
.025	-.627	.171	-.679	-.710	.018	-.549	.174
.038	-.715	.083	-.768	-.828	.025	-.617	-.717
.050	-.752	.083	-.768	-.828	.038	-.714	-.814
.075	-.830	.003	-.920	-.907	.050	-.760	-.814
.100	-.900	.003	-.920	-.907	.075	-.837	-.911
.150	-.974	-.055	-.981	-.930	.100	-.909	-.911
.200	-1.052	-.102	-1.040	-1.013	.150	-.997	-.935
.250	-1.108	-.114	-1.100	-1.057	.200	-1.076	-1.024
.300	-1.162	-.148	-1.152	-1.095	.250	-1.135	-1.060
.325	-1.195	-.168	-1.195	-1.125	.300	-1.178	-1.113
.350	-1.215	-.183	-1.215	-1.176	.325	-1.206	-.167
.375	-1.254	-.190	-1.289	-1.160	.350	-1.234	-.184
.401	-1.289	-.190	-1.260	-1.160	.375	-1.267	-.187
.425	-1.310	-.190	-1.269	-.891	.401	-1.310	-1.228
.450	-1.352	-.162	-1.352	-.162	.425	-1.332	-.162
.475	-1.374	-.132	-1.374	-.132	.450	-1.375	-.134
.500	-1.397	-.109	-1.397	-.109	.475	-1.396	-.104
.525	-1.309	-.078	-1.309	-.078	.500	-1.420	-.332
.550	-.881	-.047	-1.309	-.047	.525	-1.447	-.075
.575	-.716	-.011	-1.309	-.011	.550	-1.480	-.007
.600	-.664	-.001	-1.309	-.001	.575	-1.518	.005
.625	-.645	-.025	-1.309	-.025	.600	-1.560	-.022
.650	-.635	-.033	-1.309	-.033	.625	-1.600	-.031
.701	-.608	-.044	-1.309	-.044	.650	-1.645	-.038
.750	-.546	-.047	-1.309	-.047	.675	-1.691	-.051
.800	-.478	-.047	-1.309	-.047	.701	-1.738	-.067
.850	-.356	-.047	-1.309	-.047	.725	-1.786	-.084
.901	-.242	-.047	-1.309	-.047	.750	-1.834	-.101
.950	-.129	-.047	-1.309	-.047	.775	-1.882	-.118
1.000	-.047	-.047	-1.309	-.047	.800	-1.930	-.135

表 A-25(B)

ALPHA= 3.98 [deg]		TEST No 531		ALPHA= 3.99 [deg]		TEST No. 533		
MACH#= .7383		RE#= 26.519x10**6		MACH#= .7399		RE#= 26.452x10**6		
VN/VI(S)= .0030	PSB(S)= 4.695 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0049	PSB(S)= 4.477 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0049	PSB(S)= 4.477 [kg/cm2]	VN/VI(S)= .0049	PSB(S)= 4.477 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0029	PSB(N)= 4.748 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0044	PSB(N)= 4.569 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0044	PSB(N)= 4.569 [kg/cm2]	VN/VI(N)= .0044	PSB(N)= 4.569 [kg/cm2]	
G(S)= .350 [kg/s]	CL1= .764	CL2= .755	G(S)= .557 [kg/s]	CL1= .793	CL2= .767	G(S)= .557 [kg/s]	CL1= .793	CL2= .767
G(N)= .341 [kg/s]	CL3= .731		G(N)= .514 [kg/s]	CL3= .750		G(N)= .514 [kg/s]	CL3= .750	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL								
(X/C)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)
0.000	.887	.821	.881	.821	0.0	0.0	0.0	+0.35
.001	.103	.088	.103	.088	.110	.056	.110	.806
.005	-.269	-.065	-.293	-.065	-.293	-.068	-.293	.819
.010	-.414	-.448	-.413	-.448	-.413	-.458	-.413	.372
.018	-.557	-.516	-.585	-.516	-.585	-.541	-.585	.367
.025	-.633	-.673	-.661	-.673	-.661	-.790	-.661	.186
.038	-.727	-.727	-.745	-.727	-.745	-.790	-.745	.184
.050	-.763	-.808	-.771	-.808	-.771	-.837	-.771	.100
.075	-.851	-.808	-.856	-.808	-.856	-.837	-.856	.100
.100	-.904	-.921	-.922	-.921	-.922	-.932	-.922	.015
.150	-.994	-.943	-.994	-.943	-.994	-.974	-.994	-.048
.200	-1.074	-1.032	-1.086	-1.032	-1.086	-1.044	-1.086	-.085
.250	-1.137	-1.071	-1.153	-1.071	-1.153	-1.084	-1.153	-.108
.300	-1.182	-1.126	-1.201	-1.126	-1.201	-1.136	-1.201	-.137
.325	-1.213	-.143	-1.223	-.143	-1.223	-.160	-1.223	-.114
.350	-1.245	-.163	-1.246	-.163	-1.246	-.160	-1.246	-.160
.375	-1.279	-.184	-1.280	-.184	-1.280	-.179	-1.280	-.174
.401	-1.326	-1.249	-1.325	-1.249	-1.325	-1.280	-1.325	-.174
.425	-1.355	-.185	-1.350	-.185	-1.350	-.182	-1.350	-.182
.450	-1.398	-.185	-1.400	-.185	-1.400	-.182	-1.400	-.182
.475	-1.413	-.157	-1.421	-.157	-1.421	-.150	-1.421	-.154
.500	-1.408	-1.413	-1.439	-1.413	-1.439	-1.042	-1.439	-.154
.525	-1.446	-.129	-1.485	-.129	-1.485	-.128	-1.485	-.128
.550	-1.347	-.129	-1.493	-.129	-1.493	-.128	-1.493	-.128
.575	-.868	-.665	-.976	-.665	-.976	-.690	-.976	-.097
.600	-.743	-.696	-.808	-.696	-.808	-.731	-.808	-.097
.625	-.647	-.102	-.706	-.102	-.706	-.690	-.706	-.097
.650	-.614	-.076	-.650	-.076	-.650	-.648	-.650	-.075
.701	-.576	-.603	-.563	-.603	-.563	-.590	-.563	-.039
.750	-.522	-.006	-.508	-.006	-.508	-.565	-.508	-.008
.800	-.465	-.560	-.457	-.560	-.457	-.565	-.457	-.007
.850	-.345	-.016	-.340	-.016	-.340	-.500	-.340	-.029
.901	-.238	-.487	-.239	-.487	-.239	-.500	-.239	-.030
.950	-.126	-.038	-.128	-.038	-.128	-.039	-.128	-.039
1.000	-.051	-.051	-.056	-.051	-.056	-.056	-.056	-.056

表 A-25 (C)

ALPHA = 3.99 [deg]		TEST No. 535		ALPHA = 4.00 [deg]		TEST No. 537	
MACH# = .7359		RE# = 26.180x10**6		MACH# = .7342		RE# = 26.652x10**6	
VN/VI(S) = .0066		PSB(S) = 4.208 [kg/cm2]		VN/VI(S) = .0077		PSB(S) = 3.907 [kg/cm2]	
VN/VI(N) = .0065		PSB(N) = 4.288 [kg/cm2]		VN/VI(N) = .0077		PSB(N) = 4.024 [kg/cm2]	
G(S) = .763 [kg/s]		CL1 = .821 CL2 = .803		G(S) = .903 [kg/s]		CL1 = .841 CL2 = .823	
G(N) = .751 [kg/s]		CL3 = .795		G(N) = .902 [kg/s]		CL3 = .824	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)		UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)	
X/C	0.0 : -0.2 : -0.35 : +0.35	0.0 : +0.2 : +0.35	0.0 : +0.2 : +0.35	0.0 : -0.2 : -0.35	0.0 : +0.2 : +0.35	0.0 : +0.2 : +0.35	0.0 : +0.2 : +0.35
0.000	.872			0.000	.871		
.001	.039	.034	-.106	.001	.055	.037	-.112
.005	-.297			.005	-.323		
.010	-.430	-.478	-.570	.010	-.474	-.489	-.587
.018	-.597			.018	-.591		
.025	-.670	-.733	-.790	.025	-.688	-.740	-.802
.038	-.755			.038	-.780		
.050	-.802	-.831	-.898	.050	-.827	-.852	-.896
.075	-.867			.075	-.904		
.100	-.937	-.962	-.955	.100	-.966	-.995	-.984
.150	-1.027	-1.045	-.985	.150	-1.056	-1.065	-1.029
.200	-1.116	-1.108	-1.067	.200	-1.139	-1.139	-1.094
.250	-1.183	-1.157	-1.119	.250	-1.207	-1.176	-1.144
.300	-1.233	-1.222	-1.177	.300	-1.259	-1.242	-1.199
.325	-1.262			.325	-1.291		
.350	-1.289			.350	-1.317		
.375	-1.320			.375	-1.349		
.401	-1.361	-1.348	-1.326	.401	-1.386	-1.374	-1.347
.425	-1.380			.425	-1.404		
.450	-1.431			.450	-1.447		
.475	-1.460			.475	-1.467		
.500	-1.480	-1.476	-1.208	.500	-1.488	-1.501	-1.433
.525	-1.520			.525	-1.522		
.550	-1.544			.550	-1.532		
.575	-1.197			.575	-1.354		
.600	-.931	-.845	-.740	.600	-.937	-.903	-.764
.625	-.841			.625	-.825		
.650	-.744			.650	-.745		
.701	-.624	-.598	-.619	.701	-.618	-.603	-.613
.750	-.510			.750	-.516		
.800	-.430	-.499	-.578	.800	-.436	-.484	-.558
.850	-.338			.850	-.330		
.901	-.237	-.293	-.492	.901	-.237	-.278	-.455
.950	-.144			.950	-.138		
1.000	-.072	-.072	-.072	1.000	-.083	-.083	-.083

表 A-26(A)

ALPHA= 5.98 [deg]		TEST No. 526		ALPHA= 5.98 [deg]		TEST No. 529	
MACH#= .7315		RE#= 25.763x10**6		MACH#= .7349		RE#= 25.994x10**6	
VN/VIC(S)= .0009		PSB(S)= 4.895 [kg/cm2]		VN/VIC(S)= .0015		PSB(S)= 4.689 [kg/cm2]	
VN/VIC(N)= .0009		PSB(N)= 4.938 [kg/cm2]		VN/VIC(N)= .0017		PSB(N)= 4.735 [kg/cm2]	
G(S)= .101 [kg/s]		CL1= .923		G(S)= .177 [kg/s]		CL1= .938	
G(N)= .103 [kg/s]		CL2= .894		G(N)= .205 [kg/s]		CL2= .907	
		CL3= .867		CL3= .886			
CP DISTRIBUTION ON AIRFOIL							
UPPER SURFACE (Y/B)				LOWER SURFACE (Y/B)			
X/C	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	
0.000	.588			.962	.952	.950	
.001	-.428	-.454	-.636				.965
.005	-.773						.953
.010	-.843	-.897	-.942	.610	.582	.606	.603
.018	-.966						.588
.025	-1.065	-1.093	-1.178	.384	.394	.396	.386
.038	-1.123						.387
.050	-1.142	-1.166	-1.265	.255	.259	.255	.258
.075	-1.170						.258
.100	-1.212	-1.239	-1.210	.131	.139	.139	.130
.150	-1.280	-1.288	-1.208	.059	.060	.060	.137
.200	-1.343	-1.321	-1.243	-.003	.005	.018	.053
.250	-1.402	-1.339	-1.288	-.039	-.029	-.018	-.002
.300	-1.437	-1.373	-1.297	-.072	-.065	-.058	-.032
.325	-1.465						-.067
.350	-1.469			-.101			-.067
.375	-1.449						-.102
.401	-1.483	-1.467	-1.170	-.129	-.122	-.121	-.134
.425	-1.504						-.124
.450	-1.540			-.140			-.141
.475	-1.541						
.500	-1.350	-1.002	-.860	-.123	-.122	-.122	-.124
.525	-.990						-.129
.550	-.812			-.107			-.104
.575	-.783						-.104
.600	-.702	-.702	-.684	-.091	-.087		-.087
.625	-.680						-.087
.650	-.653			-.066			-.067
.701	-.626	-.649	-.642	-.043		-.057	-.043
.750	-.576			-.013			-.011
.800	-.516	-.563	-.624	-.007	-.056		-.010
.850	-.403			-.037			-.042
.901	-.294	-.377	-.586	-.062			-.062
.950	-.187			-.076			-.082
1.000	-.116	-.116	-.116				-.122

表 A-26 (B)

ALPHA= 5.97 [deg]		TEST No. 531		ALPHA= 5.98 [deg]		TEST No. 533						
MACH# = .7346		RE# = 26.666x10**6		MACH# = .7360		RE# = 26.582x10**6						
VN/VI(S) = .0030	PSB(S) = 4.566 [kg/cm2]	VN/VI(S) = .0046	PSB(S) = 4.362 [kg/cm2]	VN/VI(S) = .0046	PSB(S) = 4.362 [kg/cm2]	VN/VI(S) = .0046	PSB(S) = 4.362 [kg/cm2]					
VN/VI(N) = .0028	PSB(N) = 4.634 [kg/cm2]	VN/VI(N) = .0043	PSB(N) = 4.463 [kg/cm2]	VN/VI(N) = .0043	PSB(N) = 4.463 [kg/cm2]	VN/VI(N) = .0043	PSB(N) = 4.463 [kg/cm2]					
G(S) = .353 [kg/s]	CL1 = .947	CL2 = .929	G(S) = .543 [kg/s]	CL1 = .951	CL2 = .940	G(S) = .543 [kg/s]	CL1 = .951	CL2 = .940				
G(N) = .332 [kg/s]	CL3 = .896	CL3 = .896	G(N) = .501 [kg/s]	CL3 = .905	CL3 = .905	G(N) = .501 [kg/s]	CL3 = .905	CL3 = .905				
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL				Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL								
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)	X/C	UPPER SURFACE (Y/B)	LOWER SURFACE (Y/B)				
0.000	0.0	-0.2	-0.35	0.0	+0.2	+0.35	0.000	0.0	-0.2	-0.35	+0.2	+0.35
.001	.583	-.448	-.642	.965	.956	.952	.001	-.432	-.450	-.592	.964	.956
.005	-.770	-.881	-.973	.606	.602	.613	.005	-.774	-.865	-.959	.618	.603
.010	-.836	-.972	-.973	.392	.405	.379	.010	-.839	-.865	-.959	.618	.603
.025	-1.073	-1.116	-1.173	.260	.269	.263	.025	-1.052	-1.095	-1.174	.394	.388
.038	-1.137	-1.187	-1.260	.136	.141	.126	.038	-1.114	-1.182	-1.272	.264	.248
.075	-1.172	-1.268	-1.282	.057	.066	.066	.075	-1.159	-1.235	-1.255	.139	.138
.100	-1.221	-1.313	-1.227	.002	.005	.015	.100	-1.205	-1.317	-1.227	.056	.058
.150	-1.278	-1.340	-1.262	-.033	-.027	-.051	.150	-1.276	-1.356	-1.258	-.004	.010
.200	-1.348	-1.341	-1.321	-.063	-.065	-.065	.200	-1.345	-1.346	-1.314	-.032	-.028
.250	-1.414	-1.392	-1.331	-.098	-.098	-.098	.250	-1.409	-1.403	-1.339	-.068	-.073
.300	-1.466	-1.392	-1.331	-.127	-.124	-.121	.300	-1.467	-1.403	-1.339	-.068	-.073
.325	-1.494	-1.392	-1.331	-.137	-.137	-.137	.325	-1.491	-1.403	-1.339	-.068	-.073
.350	-1.508	-1.392	-1.331	-.137	-.137	-.137	.350	-1.509	-1.403	-1.339	-.068	-.073
.375	-1.516	-1.392	-1.331	-.127	-.124	-.121	.375	-1.500	-1.403	-1.339	-.068	-.073
.401	-1.486	-1.507	-1.245	-.137	-.137	-.137	.401	-1.506	-1.512	-1.287	-.132	-.122
.425	-1.501	-1.507	-1.245	-.137	-.137	-.137	.425	-1.510	-1.512	-1.287	-.132	-.122
.450	-1.536	-1.507	-1.245	-.123	-.124	-.124	.450	-1.553	-1.383	-.963	-.121	-.124
.475	-1.559	-1.236	-.936	-.105	-.105	-.105	.475	-1.569	-1.383	-.963	-.121	-.124
.500	-1.579	-1.236	-.936	-.086	-.084	-.084	.500	-1.563	-1.383	-.963	-.121	-.124
.525	-1.118	-1.236	-.936	-.068	-.068	-.068	.525	-1.288	-1.383	-.963	-.121	-.124
.550	-.951	-1.236	-.936	-.039	-.039	-.039	.550	-.961	-1.383	-.963	-.121	-.124
.575	-.854	-1.236	-.936	-.011	-.011	-.011	.575	-.867	-1.383	-.963	-.121	-.124
.600	-.764	-1.236	-.936	-.005	-.005	-.005	.600	-.794	-1.383	-.963	-.121	-.124
.625	-.719	-1.236	-.936	-.005	-.005	-.005	.625	-.759	-1.383	-.963	-.121	-.124
.650	-.672	-1.236	-.936	-.005	-.005	-.005	.650	-.688	-1.383	-.963	-.121	-.124
.701	-.613	-.642	-.666	-.039	-.039	-.039	.701	-.612	-.630	-.680	-.043	-.053
.750	-.550	-.565	-.635	-.010	-.010	-.010	.750	-.549	-.560	-.641	-.009	-.009
.800	-.504	-.565	-.635	-.044	-.044	-.044	.800	-.494	-.560	-.641	-.043	-.058
.850	-.400	-.379	-.593	-.064	-.064	-.064	.850	-.396	-.377	-.603	-.068	-.068
.901	-.296	-.379	-.593	-.083	-.083	-.083	.901	-.298	-.377	-.603	-.068	-.068
.950	-.199	-.379	-.593	-.137	-.137	-.137	.950	-.207	-.377	-.603	-.068	-.068
1.000	-.137	-.379	-.593	-.137	-.137	-.137	1.000	-.151	-.377	-.603	-.068	-.068

表 A-26 (C)

ALPHA= 5.98 [deg]		TEST No. 537	
MACH#= .7319		RE#= 26.349x10**6	
VN/VI(S)= .0064		PSB(S)= 4.106 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0063		PSB(N)= 4.196 [kg/cm2]	
G(S)= .751 [kg/s]		CL1= .986	
G(N)= .736 [kg/s]		CL2= .991	
		CL3= .946	
ALPHA= 5.98 [deg]		TEST No. 537	
MACH#= .7293		RE#= 26.816x10**6	
VN/VI(S)= .0075		PSB(S)= 3.626 [kg/cm2]	
VN/VI(N)= .0075		PSB(N)= 3.951 [kg/cm2]	
G(S)= .875 [kg/s]		CL1= .994	
G(N)= .874 [kg/s]		CL2= .987	
		CL3= .956	
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)
	0.0	-0.2	+0.2
0.000	.591		
.001	-.420	-.468	-.573
.005	-.784		.979
.010	-.828	-.902	-1.021
.018	-.989		.603
.025	-1.065	-1.120	-1.166
.038	-1.132		.408
.050	-1.168	-1.196	-1.282
.075	-1.181		.270
.100	-1.224	-1.267	-1.314
.150	-1.293	-1.337	-1.253
.200	-1.366	-1.374	-1.284
.250	-1.436	-1.375	-1.351
.300	-1.492	-1.433	-1.372
.325	-1.525		-.072
.350	-1.550		-.101
.375	-1.573		-.128
.401	-1.574	-1.549	-1.463
.425	-1.555		-.139
.450	-1.594		-.127
.475	-1.611		-.119
.500	-1.612	-1.650	-1.023
.525	-1.327		-.103
.550	-1.050		-.089
.575	-.940		-.087
.600	-.899	-.802	-.070
.625	-.851		-.045
.650	-.784	-.642	-.014
.701	-.674		-.012
.750	-.579		-.050
.800	-.486	-.559	-.061
.850	-.400		-.077
.901	-.322	-.391	-.108
.950	-.243	-.203	-.203
1.000	-.203	-.203	-.203
Cp DISTRIBUTION ON AIRFOIL			
X/C	UPPER SURFACE (Y/B)		LOWER SURFACE (Y/B)
	0.0	-0.2	+0.2
0.000	.575		
.001	-.448	-.456	-.632
.005	-.812		.981
.010	-.875	-.927	-1.088
.018	-1.027		.631
.025	-1.092	-1.144	-1.186
.038	-1.161		.414
.050	-1.214	-1.225	-1.294
.075	-1.212		.283
.100	-1.257	-1.296	-1.318
.150	-1.319	-1.365	-1.266
.200	-1.388	-1.394	-1.310
.250	-1.458	-1.396	-1.365
.300	-1.513	-1.453	-1.399
.325	-1.539		-.067
.350	-1.572		-.096
.375	-1.598		-.123
.401	-1.617	-1.569	-1.504
.425	-1.573		-.130
.450	-1.612		-.119
.475	-1.611		-.120
.500	-1.464	-1.441	-1.024
.525	-1.143		-.102
.550	-.975		-.086
.575	-.931		-.085
.600	-.888	-.860	-.064
.625	-.835		-.042
.650	-.745	-.654	-.017
.701	-.677		-.010
.750	-.576	-.555	-.046
.800	-.504		-.049
.850	-.423	-.378	-.081
.901	-.345	-.199	-.120
.950	-.264	-.199	-.199
1.000	-.199	-.199	-.199

航空宇宙技術研究所報告693号

昭和57年1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 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
