



ISSN 1349-1121
JAXA-RM-10-006

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

二次元翼型試験における側壁境界層吸取り効果について

佐藤 衛, 神田 宏, 永井 伸治

2010年6月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

二次元翼型試験における側壁境界層吸取り効果について*

佐藤 衛^{*1}, 神田 宏^{*1}, 永井 伸治^{*1}

Effects of Sidewall Boundary Layer Suction in Two dimensional Airfoil Testing*

Mamoru SATO^{*1}, Hiroshi KANDA^{*1} and Shinji NAGAI^{*1}

Abstract

It is well known that the two-dimensionality of the flow field is not maintained in the downstream of the shock waves due to the strong side wall boundary layer effects in 2-D airfoil wind tunnel tests. In the JAXA 0.8mx0.45m High Reynolds Number Wind Tunnel, this side wall effects can be reduced by boundary layer suction through two suction plates located on the both side walls upstream of the airfoil model. The improvement of the two-dimensionality by the sidewall boundary layer suction is well demonstrated for low Mach number and high angle of attack flow, through the pressure distribution measurement, the span-wise pressure distribution measurement at 90% cord, the oil flow visualization, and the pressure distribution measurement of the wakes (four sections between the side walls). Experimental results obtained would be useful for achieving highly accurate measurement in 2-D wind tunnel tests is in transonic flow.

Key Words : Sidewall Boundary Layer, Airfoil Testing, Transonic

概要

二次元翼型風洞試験では、側壁境界層の影響を強く受ける。これより翼上面衝撃波下流の二次元性が、保てなくなることが知られている。JAXA 0.8 m × 0.45 m 高レイノルズ数遷音速風洞では、模型位置前方の側壁左右2箇所境界層吸取りを行い、その影響を減らすことが可能である。本実験では、模型上面の二次元性に対する境界層吸取り効果を調べるため、圧力分布測定、コード長90%スパン方向の圧力分布、オイルフロー、及び模型後流圧力分布（側壁から4断面）測定を行った。その結果、低マッハ数、高迎角については二次元性が改善され、精度の高い二次元風洞試験法のための知見を得ることができた。

記号

Po : 集合胴圧力

P : 測定部静圧

α : 設定迎角

M : 試験マッハ数

Mi : 設定マッハ数

U : 一様流速度

Ue : 局所速度

c : 模型コード長

Re : レイノルズ数

θ_w : 壁傾斜角

θ_{FL} : 壁フラップ（壁終点と拡散胴部との接続部）

δ : 側壁境界層厚さ

δ^* : 境界層排除厚さ

δ_{400} : 集合胴圧力 400 kPa 時の境界層厚さ

δ_{600} : 集合胴圧力 600 kPa 時の境界層厚さ

δ_{800} : 集合胴圧力 800 kPa 時の境界層厚さ

Cp : 圧力分布

Cl : 揚力係数

Cd : 抵抗係数

B.Lv1 : 上流側壁境界層吸取り弁開度 [%]

B.Lv2 : 下流側壁境界層吸取り弁開度 [%]

MFR1 : 上流側境界層吸取り流量 [kg/s]

MFR2 : 下流側境界層吸取り流量 [kg/s]

WT1 : ウェーク 1（側壁から 200 mm の位置）

WT2 : ウェーク 2（側壁から 150 mm の位置）

WT2 : ウェーク 3（側壁から 100 mm の位置）

WT2 : ウェーク 4（側壁から 50 mm の位置）

PL : プリナム室圧力

PL1-4 : 測定部上壁圧力（上流側より）

b : 模型翼幅

c : 模型翼弦長

x : 衝撃波の位置

y : 翼幅方向の座標

* 平成 22 年 4 月 28 日受付 (received 28 April 2010)

*1 研究開発本部 風洞技術開発センター(Wind Tunnel Technology Center, Aerospace Research and Development Directorate)

1. はじめに

JAXA 0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞は、加圧環境下で高レイノルズ数の二次元翼型試験を行ってきた。翼型試験用二次元風洞は、通常高さが幅に比べて大きな長方形断面の測定部を有している。翼型試験では、模型の発生する揚力場が上下壁で抑えられる上下壁干渉が問題になる。本風洞でも上下壁の壁干渉補正法¹⁾は、すでに確立されている。しかしながら、側壁からの干渉である側壁境界層による影響²⁾も大きいことが明らかとなっていた。本風洞では、H 10年の測定部改修前は、側壁境界層の吸取りを模型位置³⁾で行っていた。しかし、この位置で境界層を吸取ると、模型位置におけるマッハ数分布に勾配²⁾⁴⁾が確認された。そのため、風洞改修⁵⁾時に模型位置から上流1290 mm、725 mm 位置の左右2箇所、境界層吸取り面を設けた。これより、模型位置でのマッハ数勾配を低減させる側壁境界層吸取り試験法について検討した。

2. 使用した風洞及び模型

2.1 風洞と計測項目

吹出し式の JAXA 0.8 m×0.45 m 高レイノルズ数遷音速風洞は、1995年から1998年にかけて測定部の大改修が行われた。改修の内容、改修後の気流特性については、参考文献⁶⁾に詳細があるので参照されたい。図1に、測定部詳細を示す。模型位置及び側壁境界層吸取り面、境界層厚さ測定位置、流れ方向

マッハ数測定用静圧パイプ、上下壁静圧レールの位置関係を示す。側壁境界層の吸取り（吸取り面積 $0.16\text{m}^2/1$ 箇所につき）には、図5に示す抵抗係数 12000, 24000 の焼結金網（レジメッシュ）と、図6に示す開口比 60% の多孔板との2種類の吸取り板を設置し、吸取り量の違いの効果も調べた。

側壁境界層厚さは、模型前縁位置で測定した。測定に用いたピトー管形状を、図3、図7に示す。外形 0.8×0.3 mm、内形 0.1×0.6 mmであり、側壁から3 mm/s でトラバースして測定を行った。流れ方向のマッハ数分布は、静圧測定用パイプ（外径 $\phi 34$ 、静圧孔 $\phi 0.5 \times 74$ 個）を取り付け測定した。図1、図5に示すように、静圧パイプ前部を4本のワイヤで、中間部もたわみを抑えるために4本のワイヤで支持し、後部はストラット支持とした。マッハ数は、静圧パイプ上の流れ方向位置が同じ上下左右4個の圧力孔の、平均圧力値から算出した。また、上下壁静圧は、図4に示す静圧測定レールで行った。高さ $70 \times$ 幅 $4 \times$ 長さ 1965 mmであり、 $\phi 0.5$ の47個の静圧孔が、レール左右側面に設けられている。この左右両側面の圧力孔2個の圧力の平均値を測定した。このデータより、上下壁干渉補正量を算出するが、本報告でのデータは上下壁干渉補正は行っていない。さらに、二次元性を確認するため、模型の後流圧力を測定した。この後流測定は、模型後縁から $2c$ 後方位置で、側壁から50, 100, 150, 200 mm 間隔で4箇所を測定を行った。流れ方向の静圧パイプ圧力測定と、境

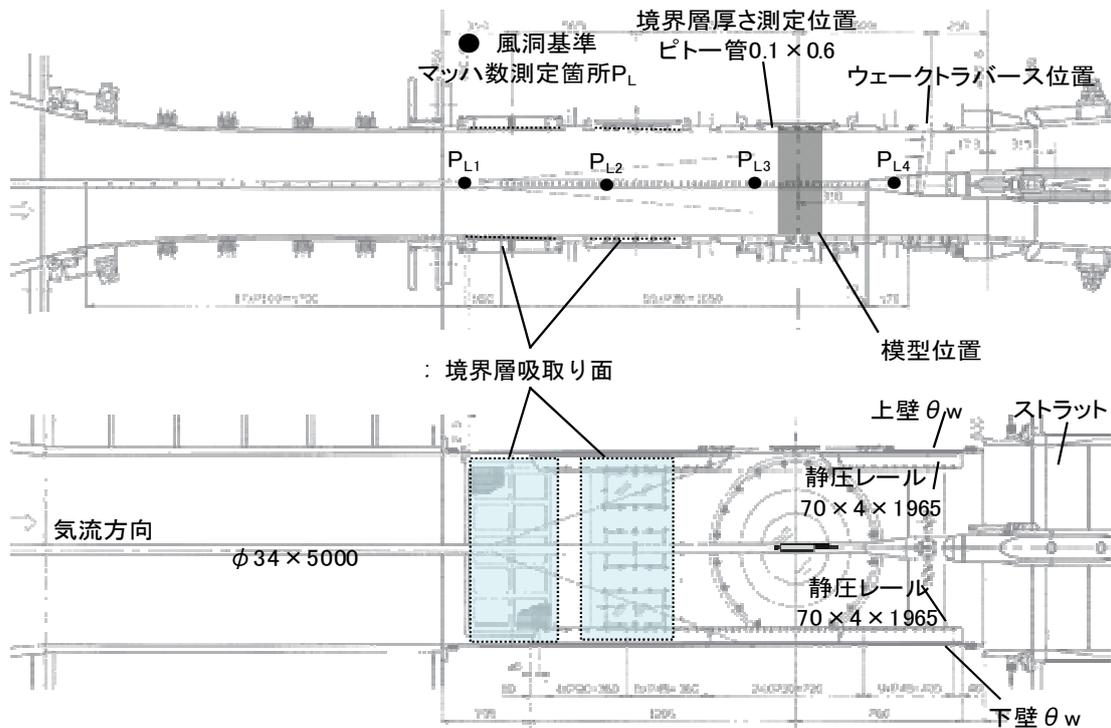


図1 測定部詳細図 [単位:mm]

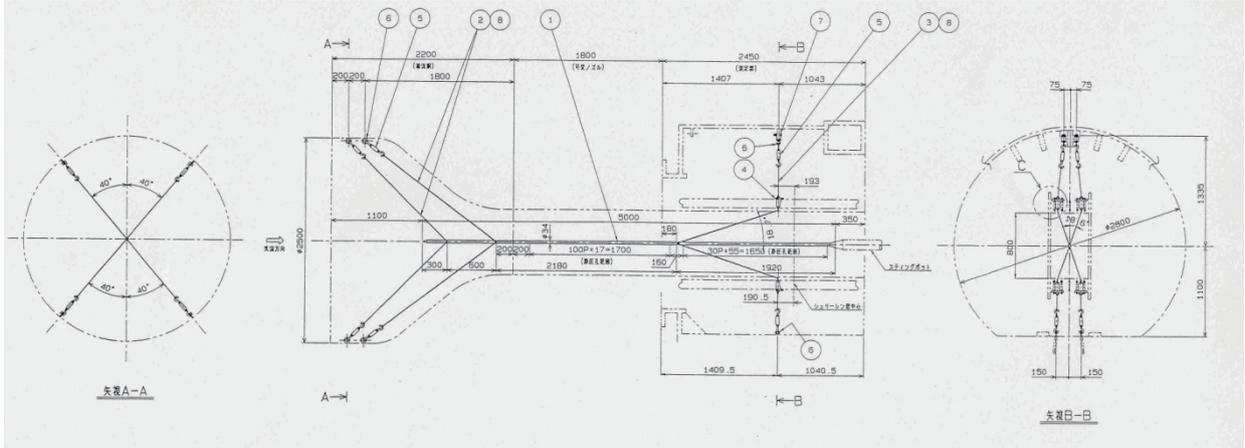


図2 静圧パイプ [単位mm]

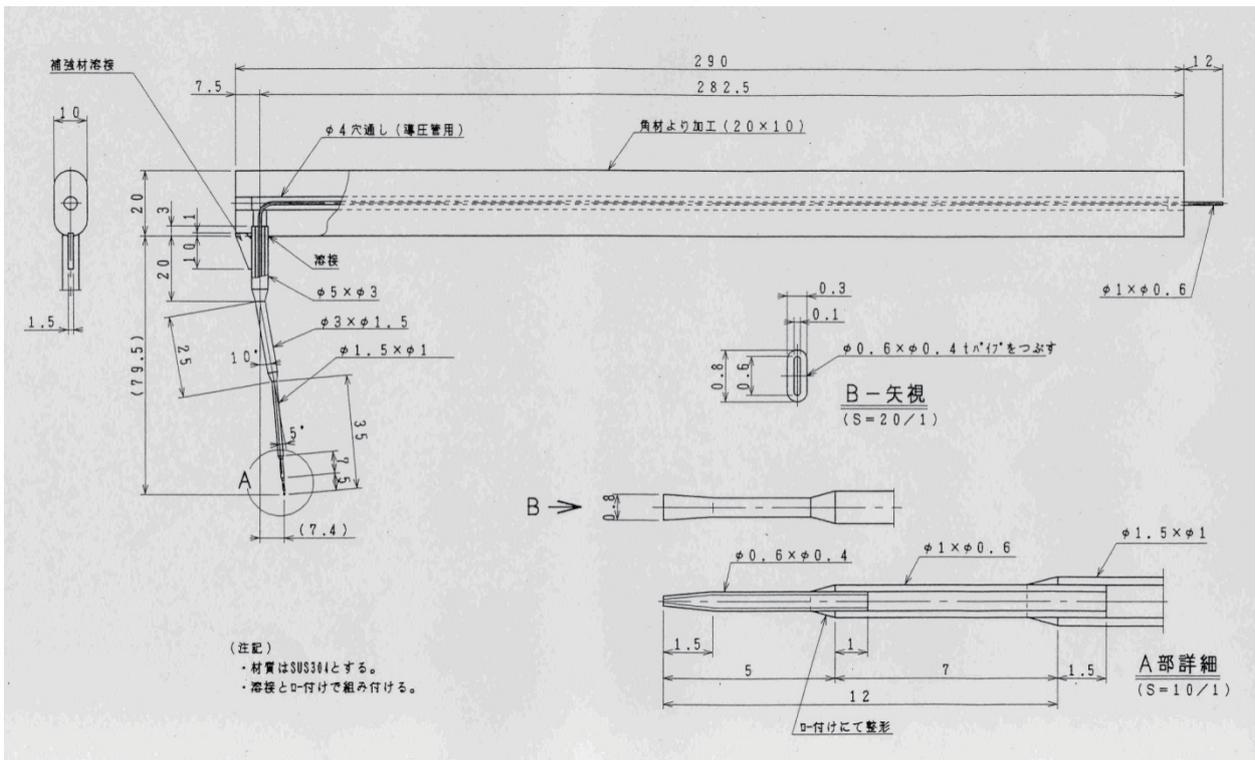


図3 側壁境界層測定プローブ [単位mm]

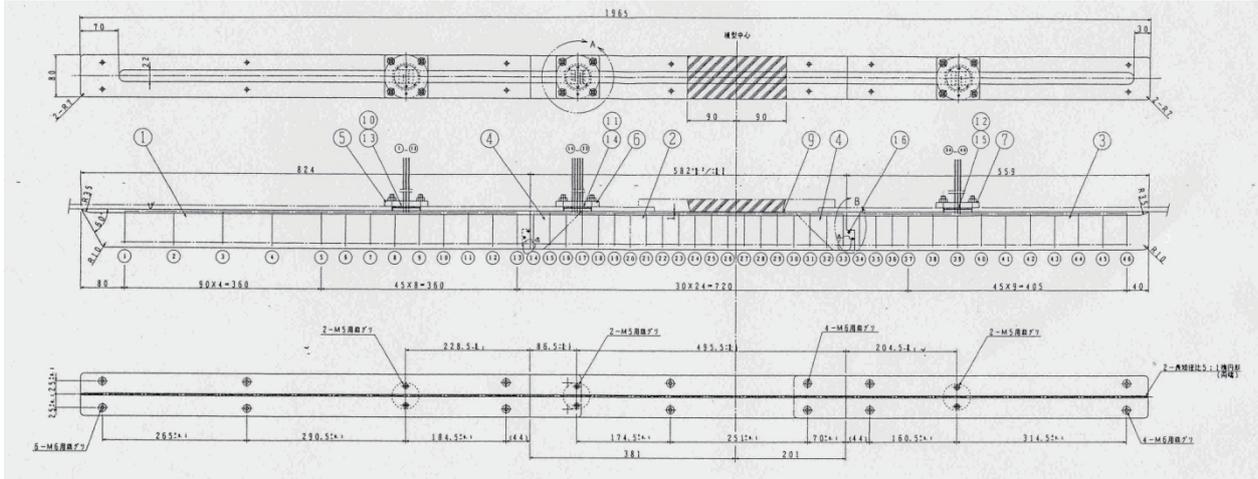


図4 上下壁静圧レール [単位mm]

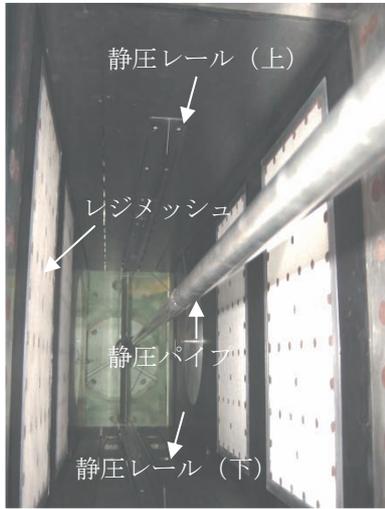


図5 静圧パイプ取付
&境界層吸取り板レジメッシュ



図6 静圧パイプ取付
&境界層吸取り板多孔板



図7 境界層測定用ピトー管

界層厚さ測定は同時に測定した. 流れ方向の静圧に, 側壁境界層測定用ピトー管の影響がないことは確認している. 翼型模型は静圧測定パイプと, 同時に取付け出来ないで別々に試験を行っている. さらに, 衝撃波の二次元性の確認をするために, オイルフロー試験も行った.

2.2 供試模型の概要

図8 に, BGK 1模型の概略図を示す. アスペクト比は2.25, 模型コード長 200 mm, 圧力計測点数は合計 101点(静圧孔 $\phi 0.5$), コード方向上面 71 点, 下面 20点, 90% コードスパン方向 10点である. BGK1 はスーパークリテカル翼型で, 厚み比 11.8%, $M=0.75$, $Cl=0.63$ の条件で衝撃波無しの流れが存在し, 流れ方向の 60% が超音速域とされている⁷⁾.

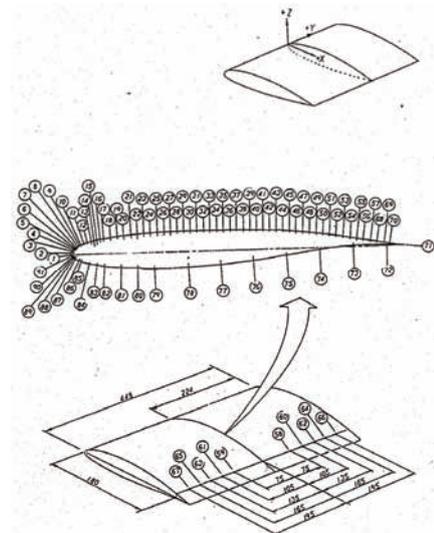


図8 BGK 1 模型 [単位mm]

3. 可視化の方法

可視化の方法としては、オイルフローを用いた。カメラ位置は、上方から通風中の流跡を撮影した。オイルフローオイルは、一般的によく使われる二酸化チタンと流動パラフィン、オレイン酸を混合したものである。オイルフロー用模型として可視化専用模型（静圧孔無し）を用いた。また、二酸化チタンの流跡がよく見えるように、模型下地は黒塗装した。

4. 計測結果

4.1 境界層厚さ測定

側壁境界層の厚さ分布を、図9に示す。横軸に厚さ(mm)、縦軸に一様流に対する速度比を示す。境界層厚さ δ は、 $U/U_e = 0.995$ となる厚さとした。 $M = 0.787$, $P_o = 400, 600, 800$ kPaにおいて、レジメッシュによる側壁境界層吸取りを行ったときの境界層厚さを示す。

境界層吸取り有り(B.Lv1 = B.Lv2 = 75%)、無し(B.Lv1 = B.Lv2 = 0%)での比較結果をそれぞれ示す。吸取り無しの場合、側壁境界層の厚さはそれぞれ $\delta_{400} = 30.68$ mm, $\delta_{600} = 29.6$ mm, $\delta_{800} = 28.43$ mm であり、レイノルズ数が大きくなるにしたがって境界層厚さは薄くなる。境界層吸取りは、加圧型風洞の特徴を生かし、測定部側壁から流量調整弁を介した大気放出により行なう。境界層の吸取り量は、上流側と下流側の調整開度B.Lv1, B.Lv2の開度で調整した。ここでの集合胴圧力が $P_o = 400, 600, 800$ kPaの時の吸取り量は、それぞれ 2.1 kg/s(主流の0.6%), 3.5kg/s(主流の0.7%), 4.8kg/s(主流の0.8%)である。レジメッシュでは、抵抗係数の関係から、高亜音速では1%の吸取りが上限である。吸取り時の

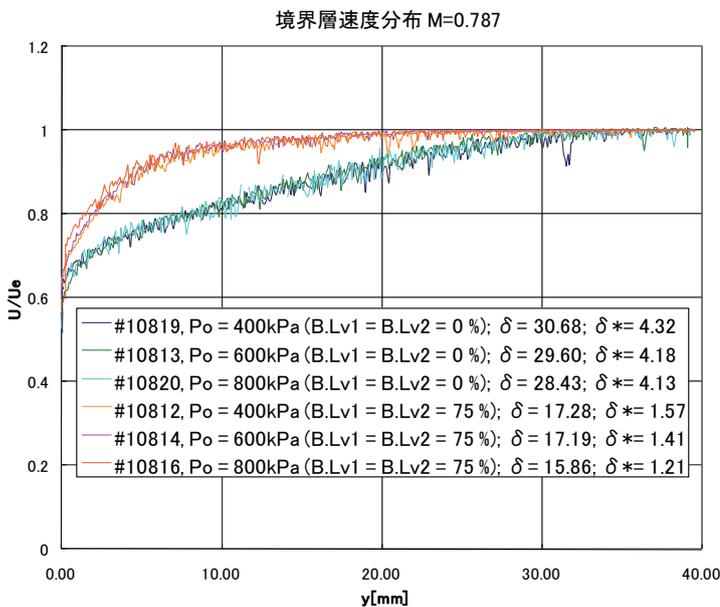


図9 レジメッシュ板における側壁境界層厚さ

境界層速度分布 $P_o=400$ kPa, $M=0.787$

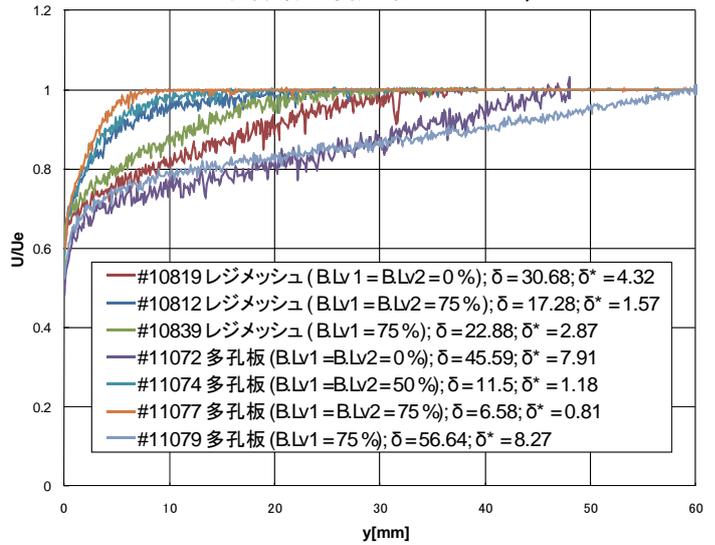


図10 レジメッシュ & 多孔板における側壁境界層厚さ

境界層厚さ δ は、それぞれ $\delta_{400} = 17.28$ mm, $\delta_{600} = 17.19$ mm, $\delta_{800} = 15.86$ mm となり、境界層厚さ δ は58%~56%の厚さに減少する。さらにレジメッシュを多孔板に替えて、境界層吸取りを行なった(その経緯は、次項4.2 オイルフロー結果を参照)。

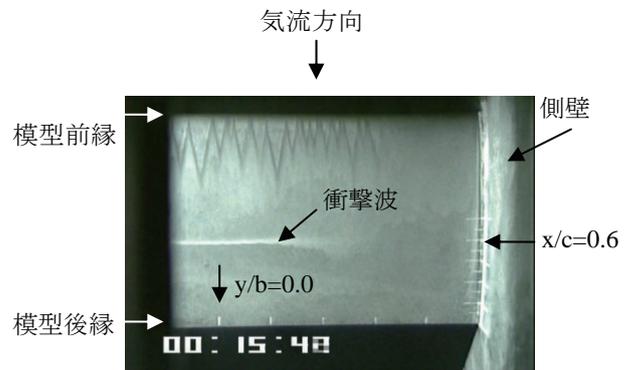


図11 $P_o = 400$ kPa, $M = 0.787$, $\alpha = 1.8^\circ$
B.Lv1 = B.Lv2 = 0%, MFR1 = MFR2 = 0 kg/s (0%)

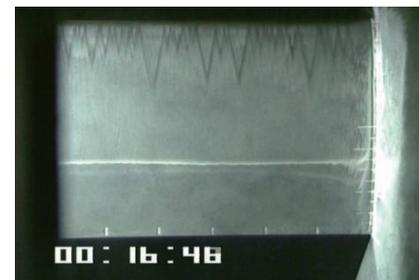


図12 $P_o = 400$ kPa, $M = 0.787$, $\alpha = 1.8^\circ$
B.Lv1 = B.Lv2 = 50%, MFR1 = 11.5 kg/s (2%)
MFR2 = 7 kg/s (1.2%)

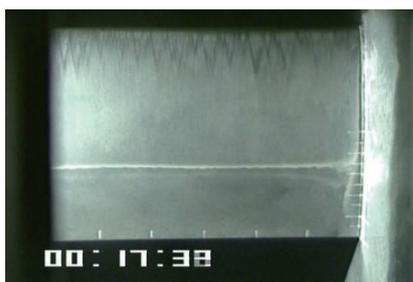


図13 $P_o = 400 \text{ kPa}$, $M = 0.787$, $\alpha = 1.8^\circ$
 $B.Lv1 = B.Lv2 = 75 \%$, $MFR1 = 16.5 \text{ kg/s}$ (2.8%)
 $MFR2 = 7 \text{ kg/s}$ (1.2%)



図14 $P_o = 400 \text{ kPa}$, $M = 0.787$, $\alpha = 4.0^\circ$
 $B.Lv1 = B.Lv2 = 0 \%$, $MFR1 = MFR2 = 0 \text{ kg/s}$ (0%)

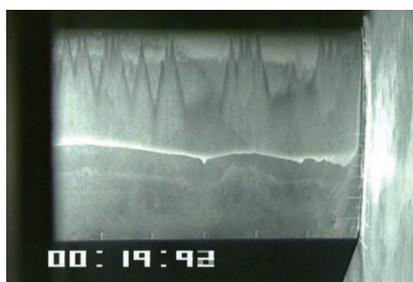


図15 $P_o = 400 \text{ kPa}$, $M = 0.787$, $\alpha = 4.0^\circ$
 $B.Lv1 = B.Lv2 = 50 \%$, $MFR1 = 6 \text{ kg/s}$ (2%)
 $MFR2 = 7 \text{ kg/s}$ (2.4%)

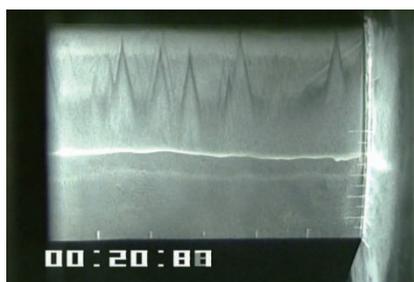


図16 $P_o = 400 \text{ kPa}$, $M = 0.787$, $\alpha = 4.0^\circ$
 $B.Lv1 = B.Lv2 = 75 \%$, $MFR1 = 8 \text{ kg/s}$ (2.7%)
 $MFR2 = 8.5 \text{ kg/s}$ (2.9%)

多孔板からの吸取り結果 ($P_o = 400 \text{ kPa}$, $M = 0.787$) を、図10 に示す。流量弁調整開度を上、下流それぞれ $B.Lv1 = B.Lv2 = 50 \%$, $B.Lv1 = B.Lv2 = 75 \%$ とした時の、側壁境界層厚さ $\delta = 11.5 \sim 6.5 \text{ mm}$ 程度となる。

4.2 オイルフロー結果

オイルフロー結果を、図11～16 に示す。 $P_o = 400 \text{ kPa}$, $M = 0.787$, $\alpha = 1.8^\circ$ と $P_o = 400 \text{ kPa}$, $M = 0.787$, $\alpha = 4.0^\circ$ において、吸取り量を変化させた結果である。吸取り量及び主流に対する吸取り量を()内に示す。気流の方向は、紙面上側から下側となる。また、写真左端が模型中央部、右端が側壁端となる。これらのオイルフロー写真は、通風中に上方カメラにて撮影している。図11 に示す吸取り無しでは、衝撃波は側壁に近づくにつれ弱められており、側壁境界層の影響が顕著となる。レジメッシュによる吸取りを行っても、同じ結果²⁾ が得られている。図14 に示すように、さらに迎角をとり揚力が増大すると $y/b = 0.2$ より側壁側で衝撃波は弱められ、側壁側の剥離領域と後縁中央部では逆流がみられる。翼型の形状にもよると思われるが、一対の大きな渦が確認される。この結果、翼中央部では衝撃波が前方に押し上げられている。側壁の影響については、揚力の増加とともに側壁境界層に大きな剥離領域が発生し、二次元性が失われることが報告⁸⁾ されている。吸取り無しでは、衝撃波が側壁まで形成されない。図12, 13 に示す吸取り有りでは、衝撃波が側壁まで達していることが確認でき、 $B.Lv1 = B.Lv2 = 50 \%$ で二次元性が確保できる。図12, 13, 15, 16 に示すオイルフローの結果から、側壁干渉の範囲が明確に示された。これより、二次元性が確保できる吸込み量は、上流側 2% と下流側 2% との合計で、主流の 4% 以上であることを確認した。吸込み量 1% 程度のレジメッシュによる吸取りでは、翼中央の双子渦は解消されなかったことを追記しておく。

4.3 流れ方向マッハ数分布と条件設定

多孔板による側壁境界層の吸取りは、流れ方向のマッハ数分布に無視できない影響を及ぼす。測定部中央に取付けた静圧パイプ及び、上下壁に取付けた静圧レーンから求めた流れ方向のマッハ数分布を、図17 に示す。 $B.Lv1 = B.Lv2 = 50 \%$, $\theta_{FL} = 0.8^\circ$ とした。

吸取り領域の上流部で流れは加速され、下流部では減速される。模型位置での急激な変化は、ステーキング&ストラット支持部の影響と考えられる。しかしながら、静圧パイプによる測定部中央マッハ数は、風洞の設定マッハ数 (M_i) より 0.007 低い値となっている。また、測定部中央のマッハ数と上下壁静圧レーンのマッハ数は 0.005 ずれていることがわかる。

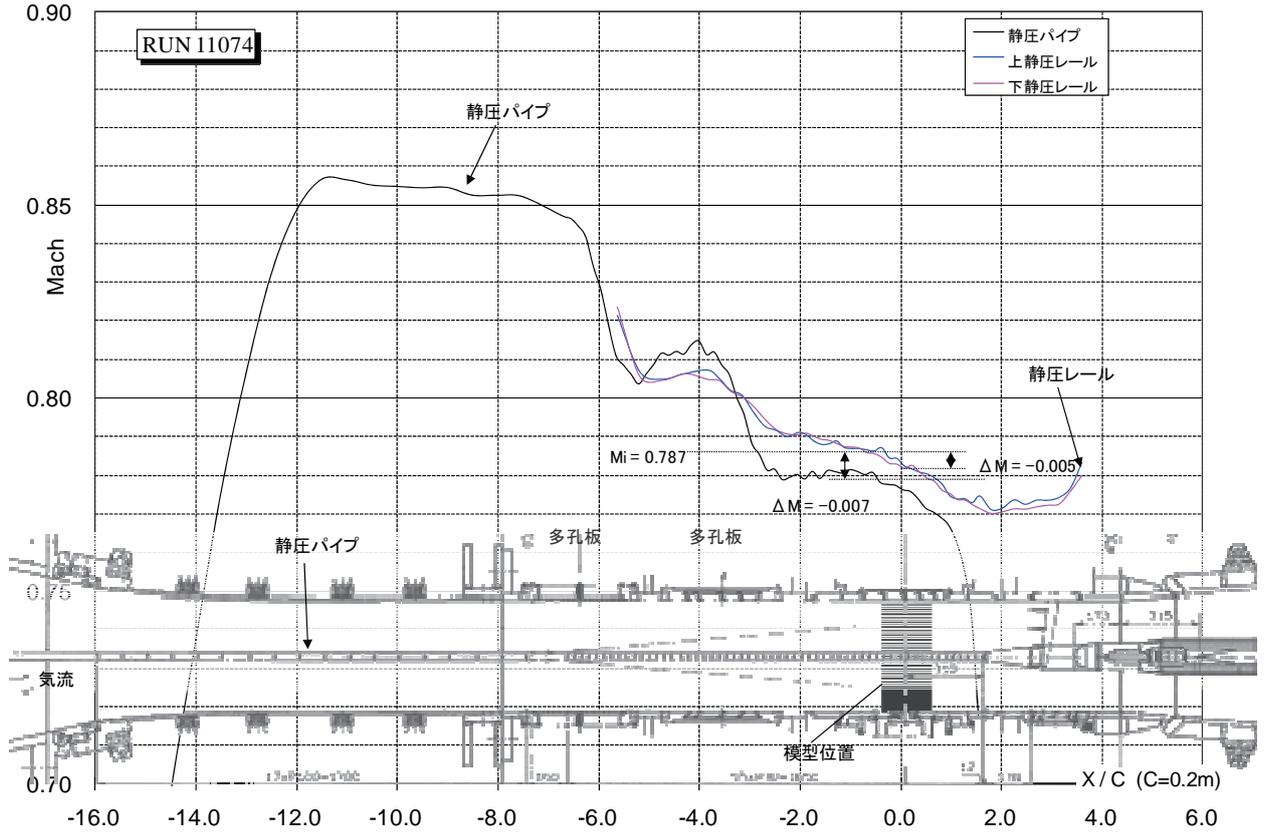


図17 軸方向マッハ数分布 ($P_o = 400 \text{ kPa}$, $M_i = 0.787$, $\theta_w = 0.5^\circ$)

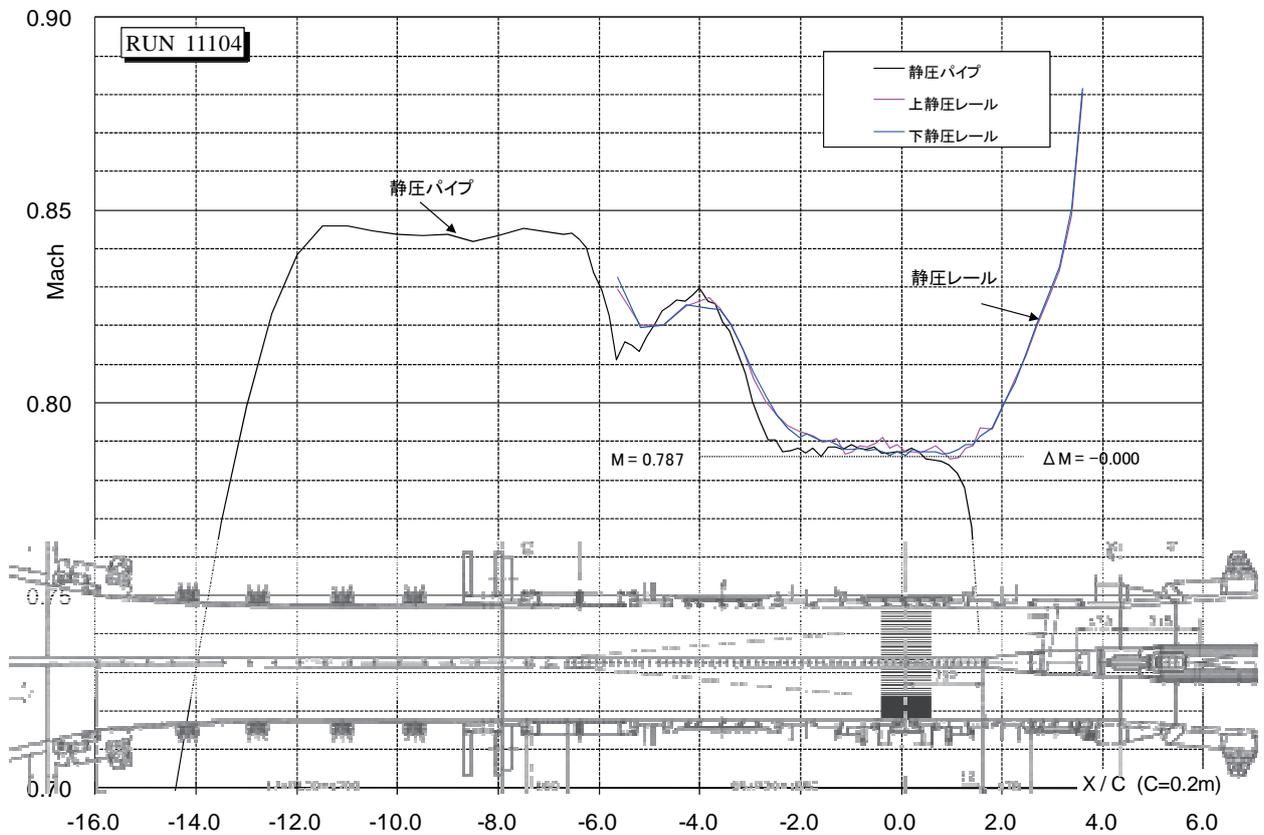


図18 軸方向マッハ数分布 ($P_o = 400 \text{ kPa}$, $M_i = 0.825$, $\theta_w = -0.5^\circ$)

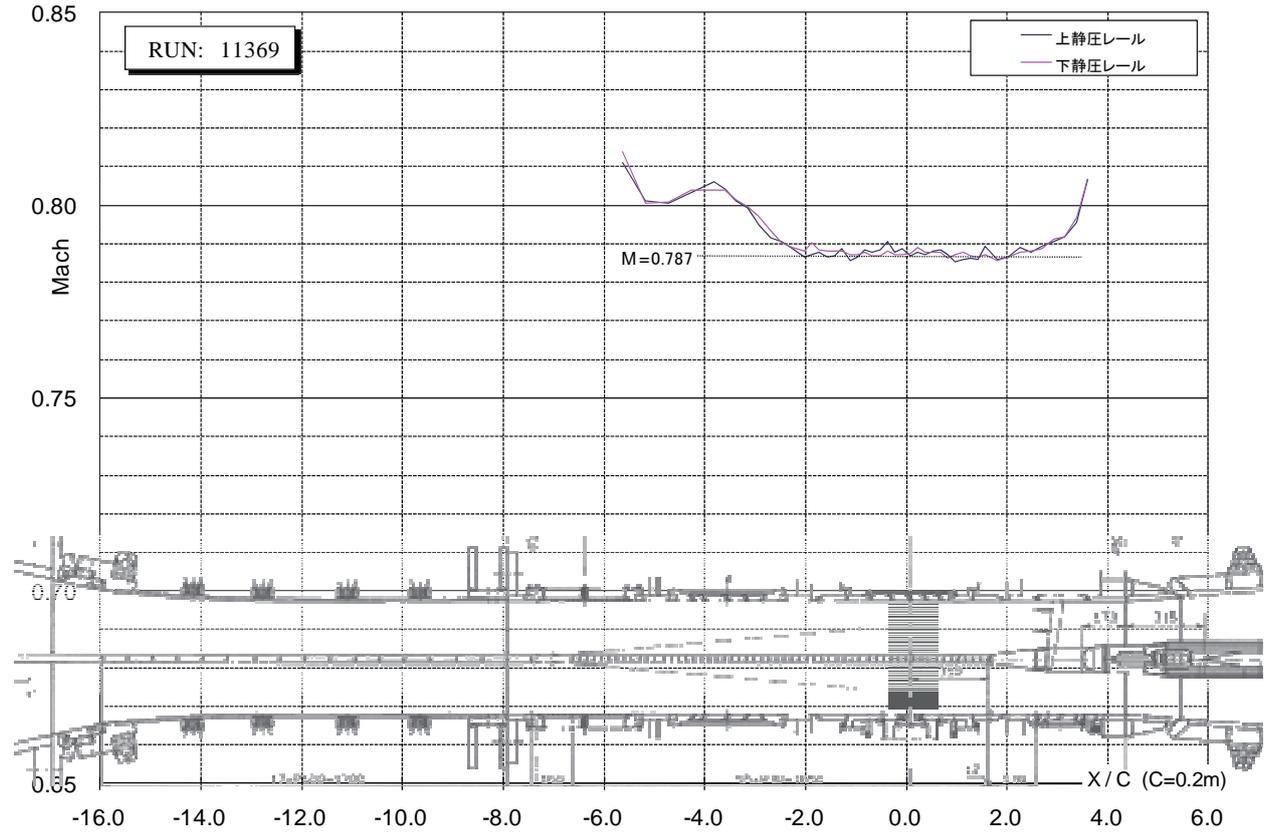


図19 軸方向マッハ数分布 ($P_o = 500\text{kPa}$, $M_m = 0.793$, $\theta_w = 0.0^\circ$)

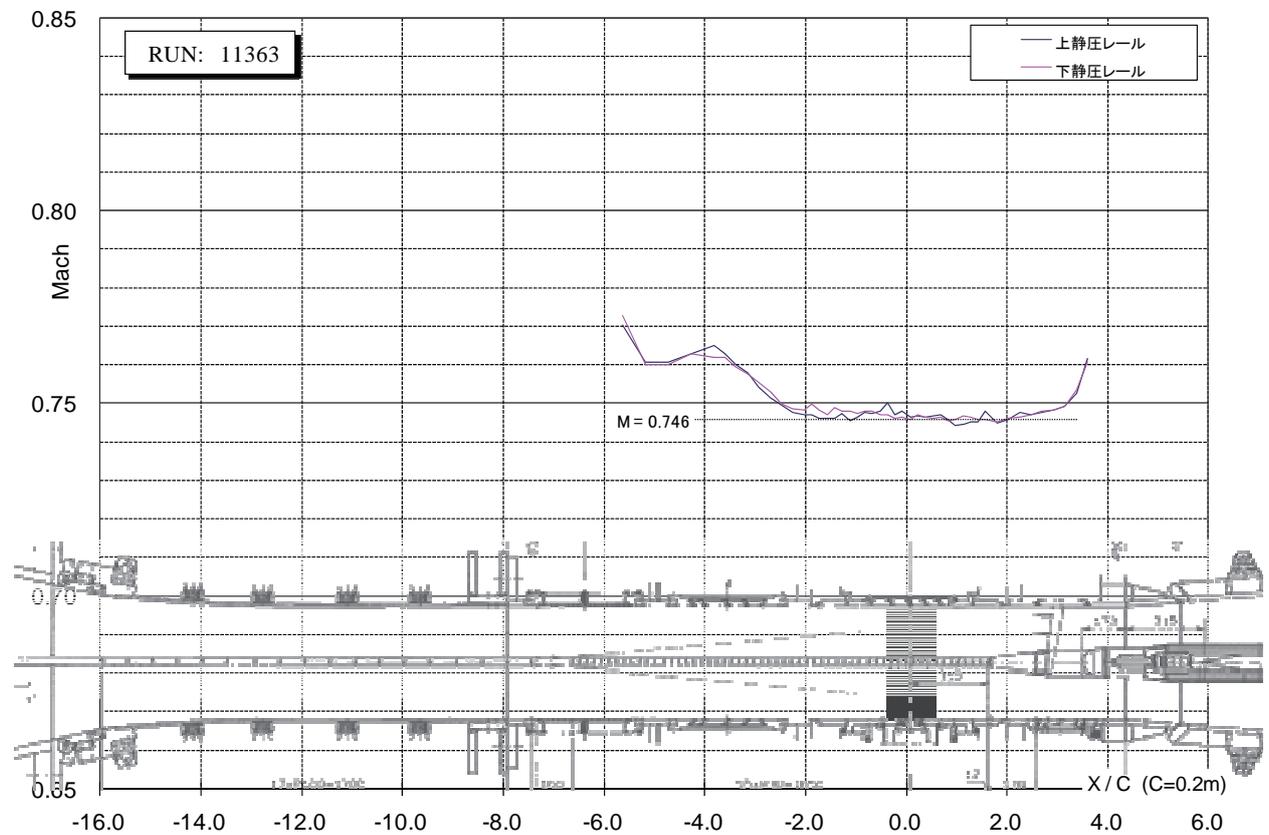
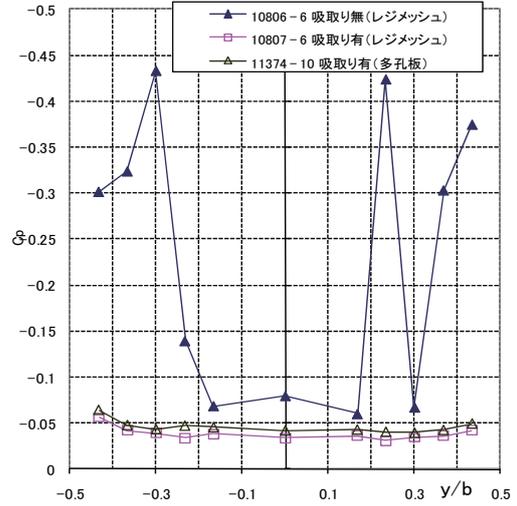
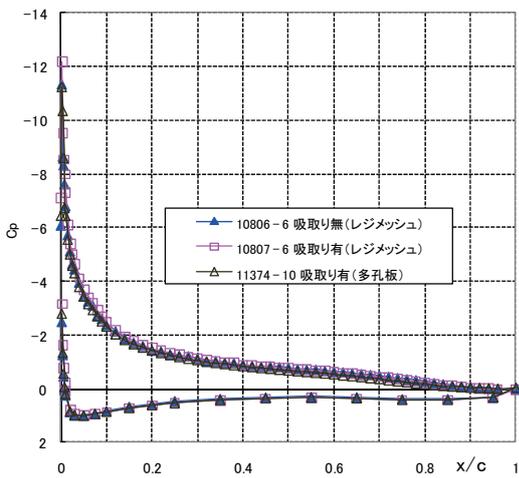


図20 軸方向マッハ数分布 ($P_o = 400\text{kPa}$, $M_i = 0.752$, $\theta_w = 0.0^\circ$)

10806-6 吸取り無し (レジメッシュ) $P_o = 800 \text{ kPa}$, $Re = 6.9 \times 10^6$, $Cl = 1.530$, $Cd = 0.0185$
 (B.Lv1 = B.Lv2 = 0 %, [MFR1 = MFR2 = 0 kg/s (0 %)])

10807-6 吸取り有り (レジメッシュ) $P_o = 800 \text{ kPa}$, $Re = 6.9 \times 10^6$, $Cl = 1.593$, $Cd = 0.0203$
 (B.Lv1 = B.Lv2 = 75 %, [MFR1 = 12 kg/s (5.0 %), MFR2 = 7.5 kg/s (3.3 %)])

11374-10 吸取り有り (多孔板) $P_o = 324 \text{ kPa}$, $Re = 2.9 \times 10^6$, $Cl = 1.495$, $Cd = 0.0255$
 (B.Lv1 = B.Lv2 = 50 %, [MFR1 = 9.5 kg/s (10 %), MFR2 = 9.5 kg/s (10 %)])



中央コード上下面圧力分布

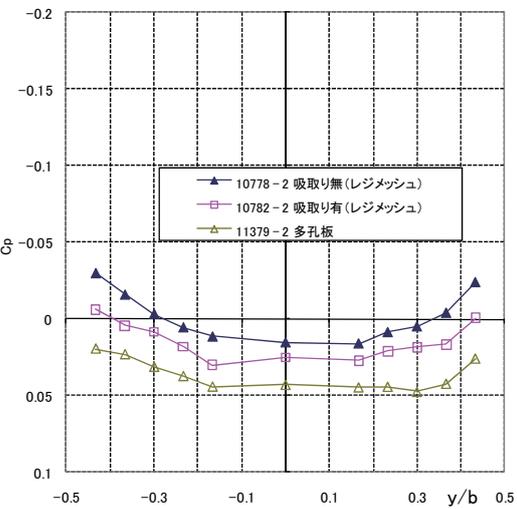
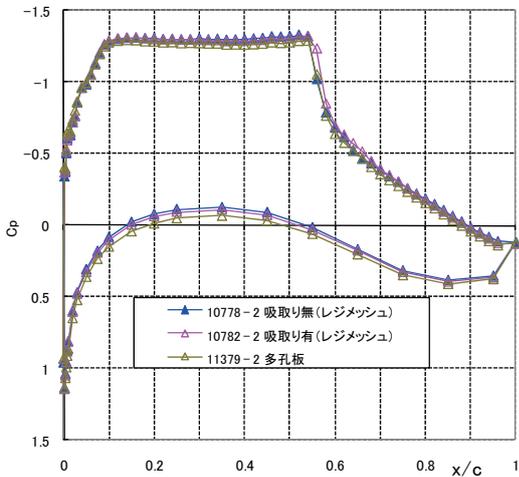
上面90%コードスパン方向圧力分布

図21 翼面静圧分布の比較 BGK1-圧力分布 ($M = 0.2$, $\alpha = 15^\circ$)

10778-2 吸取り無し (レジメッシュ) $P_o = 400 \text{ kPa}$, $Re = 10 \times 10^6$, $Cl = 0.926$, $Cd = 0.0285$
 (B.Lv1 = B.Lv2 = 0 %, [MFR1 = MFR2 = 0 kg/s (0 %)])

10782-2 吸取り有り (レジメッシュ) $P_o = 400 \text{ kPa}$, $Re = 10 \times 10^6$, $Cl = 0.945$, $Cd = 0.0262$
 (B.Lv1 = B.Lv2 = 75 %, [MFR1 = 2.5 kg/s (0.9 %), MFR2 = 2.1 kg/s (0.6 %)])

11379-2 吸取り有り (多孔板) $P_o = 400 \text{ kPa}$, $Re = 10 \times 10^6$, $Cl = 0.950$, $Cd = 0.0261$
 (B.Lv1 = B.Lv2 = 50 %, [MFR1 = 8.0 kg/s (2.5 %), MFR2 = 8.0 kg/s (2.5 %)])



中央コード上下面圧力分布

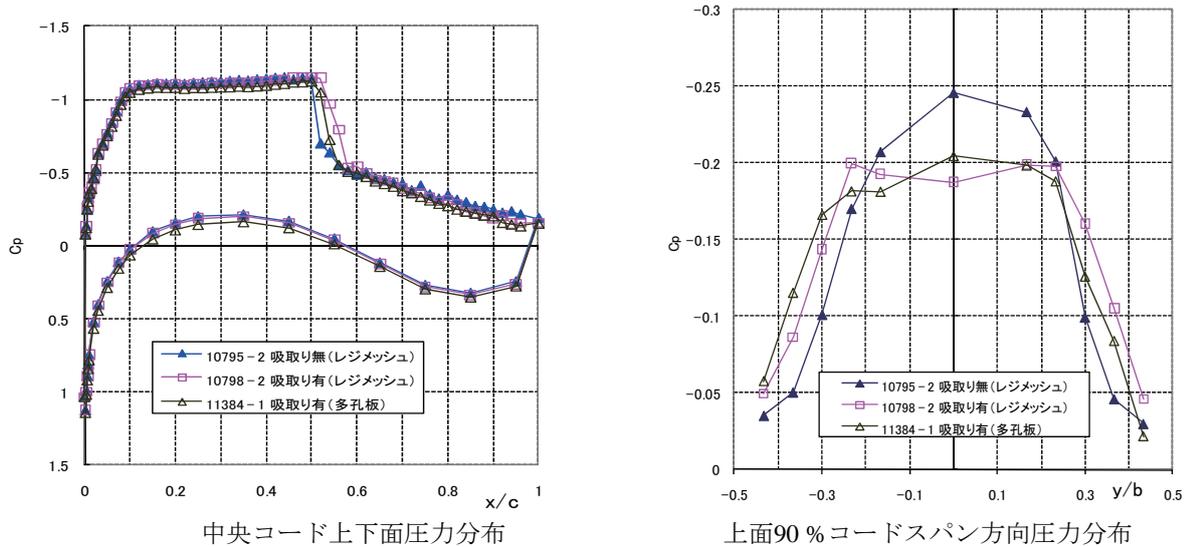
上面90%コードスパン方向圧力分布

図22 翼面静圧分布の比較 BGK1-圧力分布 ($M = 0.746$, $\alpha = 4^\circ$)

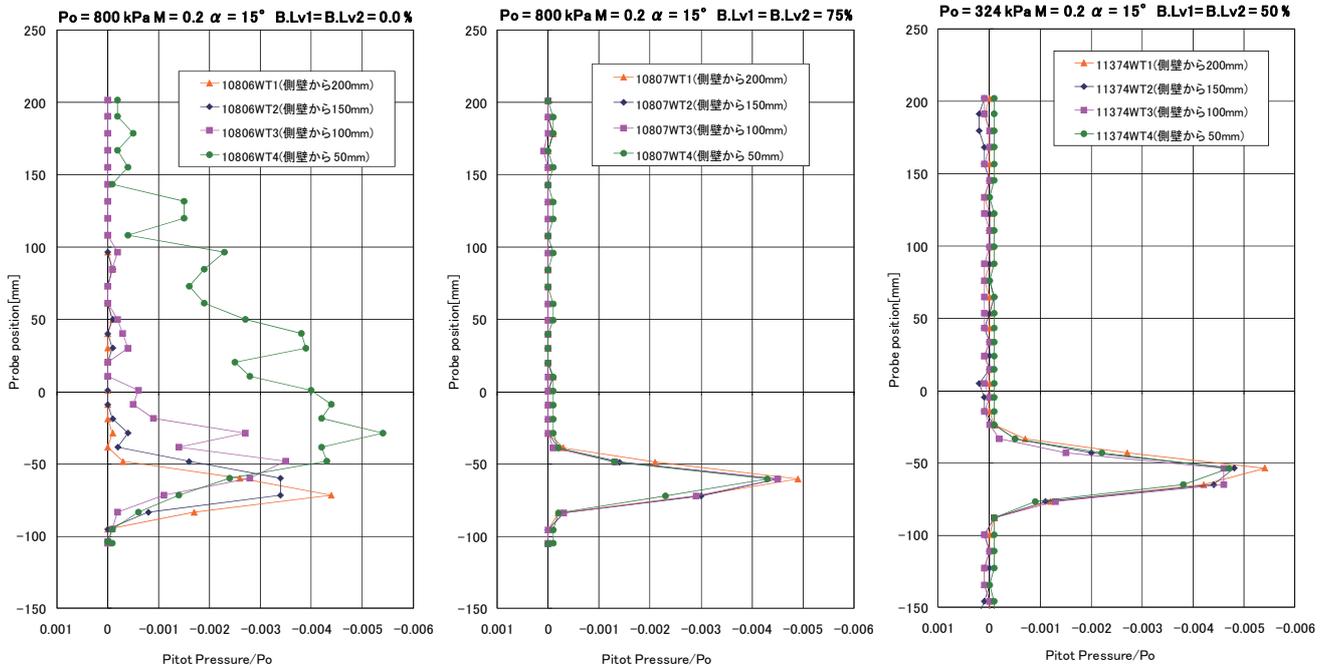
10795-2 吸取り無し (レジメッシュ) $P_o = 800 \text{ kPa}$, $Re = 21 \times 10^6$, $C_l = 0.762$, $C_d = 0.0568$
 (B.Lv1 = B.Lv2 = 0 %, [MFR1 = MFR2 = 0 kg/s (0 %)])

10798-2 吸取り有り (レジメッシュ) $P_o = 800 \text{ kPa}$, $Re = 21 \times 10^6$, $C_l = 0.779$, $C_d = 0.0448$
 (B.Lv1 = B.Lv2 = 75 %, [MFR1 = 6.5 kg/s (1.0 %), MFR2 = 4.8 kg/s (0.8 %)])

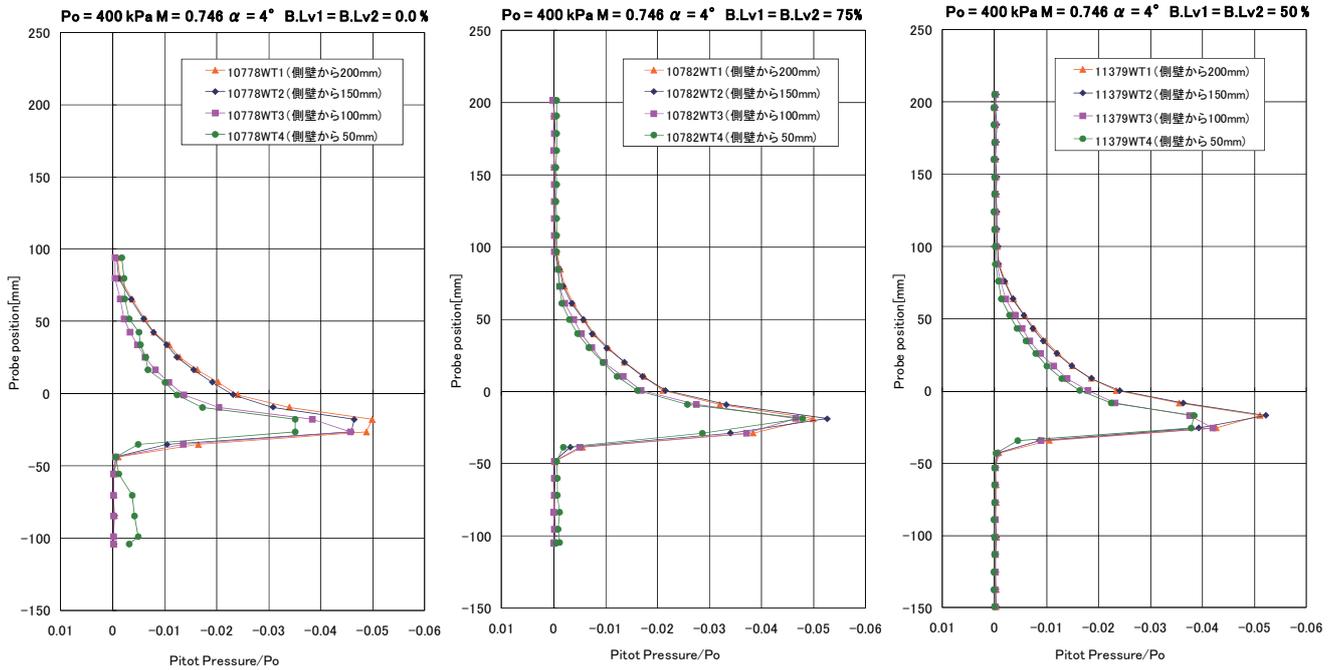
11384-1 吸取り有り (多孔板) $P_o = 496 \text{ kPa}$, $Re = 13 \times 10^6$, $C_l = 0.777$, $C_d = 0.0454$
 (B.Lv1 = B.Lv2 = 50 %, [MFR1 = 9.5 kg/s (2.4 %), MFR2 = 9.5 kg/s (2.4 %)])



中央コード上下面圧力分布
 上面90%コードスパン方向圧力分布
 図23 翼面静圧分布の比較 BGK1-圧力分布 ($M = 0.786$, $\alpha = 4^\circ$)



吸取り無し (レジメッシュ) 吸取り有り (レジメッシュ) 吸取り有り (多孔板)
 図24 後流圧力分布 ($M = 0.2$, $\alpha = 15^\circ$)

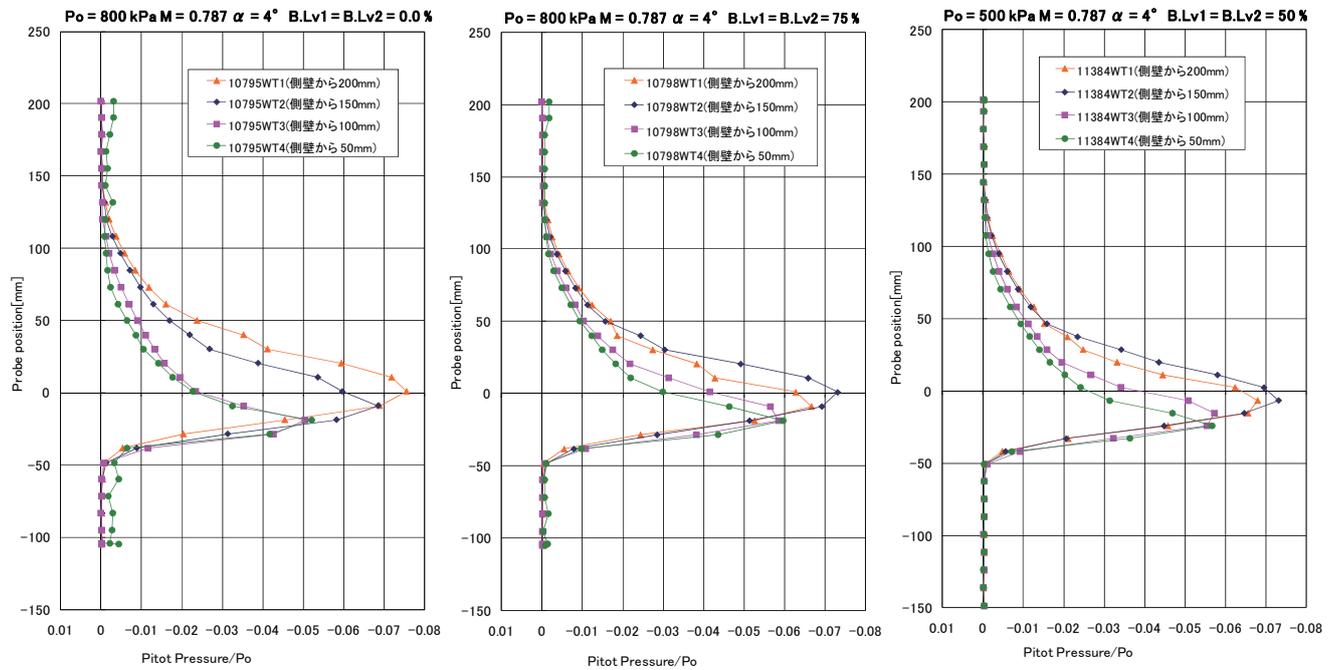


吸取り無し (レジメッシュ)

吸取り有り (レジメッシュ)

吸取り有り (多孔板)

図25 後流圧力分布 ($M = 0.746$, $\alpha = 4^\circ$)

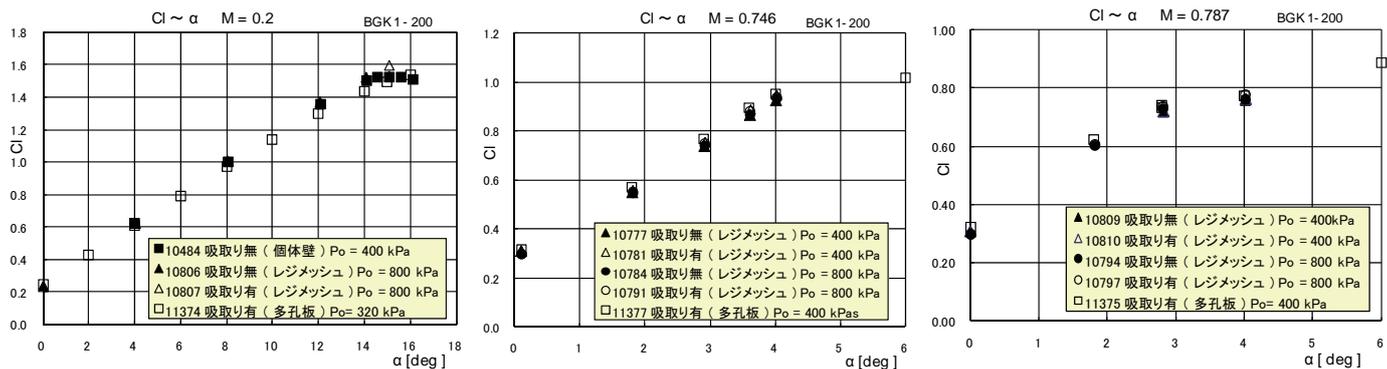
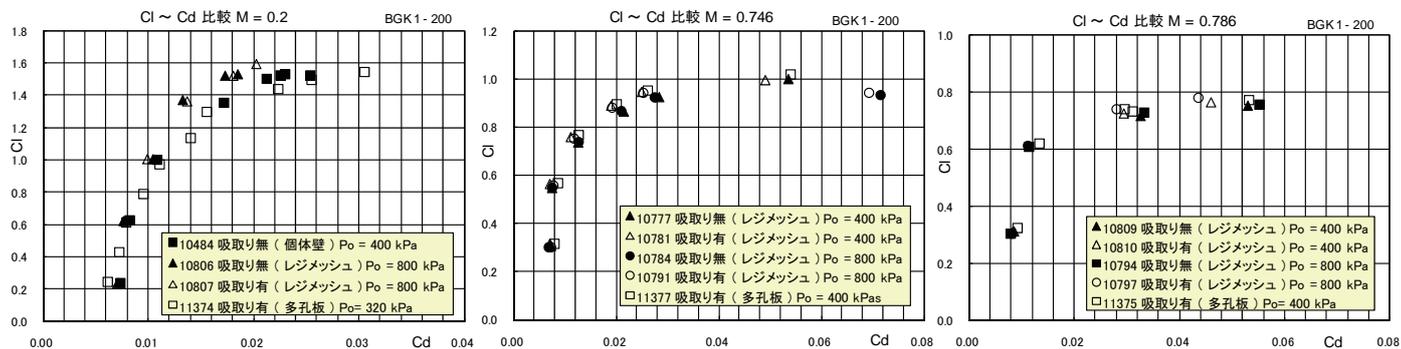


吸取り無し (レジメッシュ)

吸取り有り (レジメッシュ)

吸取り有り (多孔板)

図26 後流圧力分布 ($M = 0.787$, $\alpha = 4^\circ$)

図27 空力係数 $Cl - \alpha$ 図28 空力係数 $Cl - Cd$

さらに上下壁マッハ数において、模型位置ではマッハ数に傾斜分布が見られる。よって、測定部は一樣流ではなく精度の高い翼型試験とならない。

そこで、まず測定部気流マッハ数を、試験マッハ数と一致させるため、風洞の設定マッハ数 M_i をオフセットを持たせた値とした。次に、図1に示した上下壁傾斜角 $\theta_w = -0.5^\circ$ とした結果を、図18に示す。さらに $\theta_w = 0.0^\circ$ とした結果を、図19, 20に示す。図19, 20では、模型位置後方でのマッハ数傾斜が抑えられており、模型位置での一樣な流れ場を確認した。また、気流マッハ数が試験マッハ数に一致していることがわかる。このような各設定で、大流量の吸取り試験データを取得した。すなわち、レジメッシュによる吸取りでは $B.Lv1 = B.Lv2 = 75\%$ とし、多孔板により吸取りでは $B.Lv1 = B.Lv2 = 50\%$ とし、以降のデータを取得した。

4.4 翼型圧力分布

図21に、 $M = 0.2, \alpha = 15^\circ$ の翼面上の圧力分布を示す。レジメッシュによる吸取り有り/無しと、多孔板からの吸取り有りの結果である。スパン方向圧力分布を見ると、二次元性が境界層吸取りにより改善されていることがわかる。図22, 23に、衝撃波の

ある形態を示す。衝撃波の位置は、吸取りの有無で若干の違いが見られる。スパン方向の圧力分布を見ると、中央部では平坦な分布になっている。しかし、側壁近傍を含めた全体の分布では、二次元性が大幅に改善されたとまでいかない。

4.5 後流分布

模型後流での圧力分布を、図24, 25, 26に示す。それぞれの後流圧力分布図は、翼型圧力分布の図21, 22, 23と対応する。後流の圧力分布は、側壁から50 mm 間隔で測定した。図24に示す低速、高迎角の場合の吸取り無しの場合、側壁近傍からの側壁境界層の剥離により、二次元性が損なわれていることがわかる。しかし、側壁境界層を吸取りることによる効果は大きく、二次元性は改善されている。図25に示す高マッハ数時においても、境界層の吸取りにより、二次元性は改善される。さらに、図26に示すように、図14で後縁中央部での逆流がみられるようなケースでも、二次元性が改善されている。

4.6 空力特性

図27に揚力係数 Cl と迎角 α との関係、図28に揚力係数 Cl と抗力係数 Cd との関係を示す。 $M = 0.2$

では、境界層を吸い取ることにより $\alpha = 15^\circ$ 付近での失速が抑えられ、Cl-Cd 曲線でも、多孔壁による吸取り（□印）で大きな差異が認められる。

$M = 0.746$ 及び $M = 0.786$ の高亜音速域では、揚力係数Cl が全迎角範囲でやや増加する傾向が見られ、Cl-Cd 曲線でも吸取りによる効果が見られる。側壁干渉により、翼型模型周りの実際のマッハ数は、設定マッハ数よりも低くなるとの報告⁹⁾もあることから、境界層吸取りにより、実際のマッハ数が改善されているものと推測される。

5. まとめ

二次元翼型風洞試験の二次元性向上のため、側壁境界層吸取り試験を実施し、以下の結論を得た。

- ・境界層吸取りにより、側壁境界層の厚さは、低速、遷音速とも大幅な低減が確認された。
- ・多孔板による境界層吸取りにより、 $M = 0.78$ で $B.Lv1 = B.Lv2 = 75\%$ とすると境界層厚さ $\delta = 6.5$ mm となり、 $B.Lv1 = B.Lv2 = 50\%$ でも $\delta = 11.5$ mm となった。一方、レジメッシュによる境界層吸取りでは、 $B.Lv1 = B.Lv2 = 75\%$ としても、 $\delta = 26.5$ mm であった。多孔板によって吸い込み流量を増すと、側壁境界層を薄くすることができる。
- ・オイルフローの結果から、側壁付近の剥離がスパン中央付近の流れ場まで影響を与えることが確認された。また、主流の4%の境界層吸取りにより二次元性が改善されることが分かった。ただし、主流も大きく影響を受けるため、壁迎斜角 θ_w の調整等が必要となる。
- ・側壁境界層の吸込みにより、低速、高迎角においては、翼型後流圧力や表面圧力のスパン方向分布についても、定量的な二次元性の改善が確認された。
- ・なお、側壁境界層の影響が考えられるような条件では、翼型模型スパン中央部での二次元性を油膜法可視化等で確認の上、データを取得することを推奨する。

謝辞

今回の報告に当たり風洞技術開発センターの ISE エアロスペースエンジニアリングの木村毅氏、西島寛典氏、航空宇宙技術振興財団 板橋幸広氏の全面的な支援によるものである。須谷主幹研究員に貴重な意見を頂いた。ここに深く感謝いたします。

参考文献

- 1) 澤田秀夫、榊原盛三、佐藤衛、神田宏；航技研二次元風洞壁干渉評価：航空宇宙技術研究所報告 TR - 829 (1984)
- 2) 佐藤衛、神田宏、須谷記和、松野謙一；遷音速翼

型試験における側壁干渉効果に関する流れの可視化を用いた研究：航空宇宙技術研究所報告 TR-1196 (1993)

- 3) 空気力学第2部；航技研二次元遷音速風洞の構造と特性：航空宇宙技術研究所報告 TR - 647
- 4) Murthy, A.V., Johnson, C. B., Ray, E. K., and Stanewsky.: Investigation of Sidewall Boundary Layer Removal Effects on Two Different Chord Airfoil Model in the Langley 0.3 Meter Transonic Cryogenic Tunnel: AIAA Paper No.84 - 0598.1984
- 5) 重見仁、須谷記和、戸田亘洋、佐藤衛、神田宏；航技研二次元風洞の改修：航空宇宙技術研究所資料 TM - 744
- 6) 神田宏、佐藤衛、須谷記和、戸田亘洋；航技研二次元風洞の気流特性：航空宇宙技術研究所資料 SP-51 (2001.2)
- 7) Kacprzynski, J.J, Ohman, L. H., Garabedian, P. R., and Korn, D. G.: Analysis of the Flow Past a Shockless Lifting Airfoil in Design and Off design Conditions. NAE LR - 554, 1971
- 8) 山本一臣、伊藤良三、田中健太郎、佐藤衛、竹中啓三；二次元高揚力装置風洞試験における風洞壁干渉のCFD解析：第42回飛行機シンポジウム (2004)
- 9) Norikazu, S., Hiroshi, K., Mamoru, S., Hitoshi, M., Kenichi, M., Susumu, T. : Evaluation of NACA 0012 Airfoil Test Results in the NAL Two-Dimensional Transonic Wind Tunnel