

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1196

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

佐藤 衛 ・ 神田 宏
須谷 記和 ・ 松野 謙一

1993年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. はじめに	2
2. 実験装置および方法	2
2.1 風洞	2
2.2 実験方法	2
2.3 模型	4
2.4 オイル	5
3. 結果および考察	5
3.1 オイルフローパターンの分類	5
3.2 迎角効果	7
3.3 マッハ数効果	7
3.4 アスペクト比効果	7
3.5 レイノルズ数効果	15
3.6 側壁境界層吸い取り効果	15
4. まとめ	15

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*

佐藤 衛^{*1} 神田 宏^{*1}
須谷 記和^{*1} 松野 謙一^{*1}

Oil flow Visualization Studies of Sidewall Effects in Transonic Airfoil Testing*

Mamoru SATO^{*1} Hiroshi KANDA^{*1}
Norikazu SUDANI^{*1} Kenichi MATSUNO^{*1}

ABSTRACT

Oil flow visualization tests were conducted in the NAL Two-Dimensional Transonic Wind Tunnel to investigate the sidewall boundary-layer effects in transonic airfoil testing. Flow patterns on an airfoil surface at transonic speeds, which change dramatically with the free-stream Mach number, the angle of attack, or the chord Reynolds number, fall into four categories: A) attached flow with no shock, B) attached flow with shock, C) separated, but unreversed flow, D) separated flow downstream of the shock. Above the airfoil design Mach number and/or at a high angle of attack, the flow around airfoil models is strongly affected by the test section sidewall boundary-layers: A pair of vortices appear behind a strong shock-wave, and thus the two-dimensional flow cannot be maintained. Tests using three different chord models were conducted to examine the effects of the aspect ratio. Preparatory tests conducted with sidewall boundary-layer suction reveal the significance of the sidewall boundary-layer effects on the airfoil flow field. Especially, the spatial region affected by the sidewalls is clearly defined. The sidewall affects the spanwise width of the shock-induced local separation region at the midspan of the airfoil. Greater understanding of these confounding factors will undoubtedly lead to greater accuracy and reliability of data obtained in two-dimensional wind tunnel airfoil testing.

Keywords: transonic airfoil testing, two-dimensional wind tunnel, oil flow visualization, sidewall boundary-layer effects

概 要

二次元遷音速翼型試験における風洞側壁の影響を調べるため、航空宇宙技術研究所・二次元遷音速風洞においてB G K No. 1翼を対象にオイルフロー試験により翼表面の流れの可視化を行った。遷音速域においては翼表面の流れは、マッハ数、迎角、レイノルズ数に強く依存し、大きく四つのパターンに分類できることが判明した。特にマッハ数および迎角が翼の設計点を越えた場合には側壁境界層の影響を強く受け、衝撃波下流に一对の大規模な渦が形成され、翼近傍の流れは二次元性を保つことが困難となる。ここでは翼弦長の異なる模型を使用しアスペクト比効果を調べるとともに、模型近傍での側壁境界層の吸い取りも実施し、その影響の排除のための実験を行った。側壁境界層の翼面上の流れに与える効果および影響領域（空間的領域）が明らかとなり、より精度の高い二次元風洞試験法の確立のための資料を得ることができた。

*平成5年1月25日受付 (received 25 January 1993)

^{*1}空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

記号

R	: アスペクト比 (b^2/S)
C_l	: 揚力係数
H	: 測定部高さ1.0m
M_{pl}	: プリナム室圧力から算出したマッハ数
M	: 設定マッハ数
M_0	: 一様流マッハ数 (壁干渉補正無し)
M_c	: 測定部中心プローブの静圧から算出したマッハ数
P_a	: 大気圧
P_s	: 一様流静圧
P_0	: 集合胴淀み点圧力
R_e	: 試験レイノルズ数 (模型コード長基準)
S	: 翼平面積
V_n	: 境界層吸い取り速度
V_∞	: 一様流速度
W	: 測定部幅0.3m
b	: 翼幅
c	: 模型コード長
d_s	: 側壁が影響をおよぼす距離
α_g	: 設定迎角
α_c	: 修正迎角
δ^*	: 境界層排除厚さ
ΔM	: $M_{pl} - M_c$

1. はじめに

翼型の設計, 開発は航空機の開発において最も重要な部分であり航空機自体の性能を左右する。翼の空力設計において, 風洞試験は最も重要な試験である。風洞試験は風洞測定部に模型を入れて大気中の飛行状態を模擬することであり, 必然的に限られた空間に模型を設置しなければならない。したがって四方を壁に囲まれることによる様々な壁干渉を受けることになる。風洞試験においては, この干渉に対して補正を施し信頼性の高い高精度の風洞試験を行わなければならない。航空宇宙技術研究所 (航技研) 二次元遷音速風洞は世界的にも数少ない実機レイノルズ数 $R_e = 40 \times 10^6$ で試験可能な二次元模型試験設備である。風洞測定部の上下壁は遷音速風洞特有の通気性のある多溝壁であり, 側壁は固体壁となっている。風洞測定部の大きさは幅 0.3m 縦 1.0m を有しており, 模型スパン 300mm, 模型コード長は通常 250mm あり, スパン長に比べて比較的大きなコード長となっている。本風洞の特徴の一つでもある高レイノルズ数 40×10^6 を実現するため, 現在, アスペクト比 (R) 1.2 の二次元翼模型を標準として翼型試験を行っている。しかし, この様なアスペクト比の小さい翼は, 測定部上流から発達する側壁境界層の干渉を大きく受けること

が近年明らかになってきた¹⁾。そこで, 二次元遷音速翼型試験において風洞側壁境界層の影響がどの程度翼の流れ場に及んでいるか詳細に知るため, アスペクト比が異なる 3 体の模型を使用し, 側壁境界層が模型に及ぼす物理的な影響を流れの可視化 (油膜法) により調べた。風試模型は代表的な遷音速翼型である B G K No. 1 とし, 試験マッハ数は設計マッハ数である 0.750 付近, レイノルズ数は 21×10^6 (模型コード長基準) を中心に行った。航技研・二次元遷音速風洞における B G K No. 1 模型の圧力試験は既に行われており²⁾ その結果は本実験でも参考データとして利用した。

2. 実験装置および方法

2.1 風洞

航技研・二次元遷音速風洞は間欠吹出式風洞で高亜音速から遷音速領域で高レイノルズ数の試験を行う目的で作られた二次元翼型試験用風洞で, 縦 1.0m 幅 0.3m の測定部断面をもっており, 現在までに様々な翼型の試験が行われてきている。図 1 に風洞全体図を示す。風洞の特性および性能については文献 3 ~ 7 を参照されたい。また表 1 に各国における二次元風洞の性能および測定部側壁境界層の厚さ⁸⁻¹³⁾ を示す。表 1 より航技研・二次元風洞の側壁境界層は $(2\delta^*/b) = 0.03$ と最も厚い部類に属しており, 諸外国の二次元風洞 $(2\delta^*/b) \approx 0.01$ に比べて厚いことがわかる。通常の航技研・二次元遷音速風洞における試験法では側壁は固体壁で行われている。最近の諸外国の試験設備 (例えば IAR, NASA・TCT, 表 1) においては側壁境界層, 影響を弱める目的で境界層の吸い取りが行われている。航技研・二次元遷音速風洞においてもこの側壁境界層を模型周りの側壁 (レジメッシュ) から吸い取る装置がオプションとして装備されている。このレジメッシュは金網を数十枚圧縮したもので, 抵抗係数が 24,000 あり 485φ の円盤で模型を挟んで取り付けられる。本風洞は高圧風洞であるため測定部静圧 P_s が大気圧 P_a より高く, この差圧を利用して側壁境界層を吸い取る方式をとっている。図 2 に境界層吸い取り装置の一部分であるレジメッシュ, および境界層吸い取り装置の概略図を示す。

2.2 実験方法

本風洞は吹き出し式間欠風洞であるため通風時間は数十秒と比較的短い。流れの可視化 (油膜法) 試験¹⁴⁾ はこの時間内に迎角, マッハ数, P_s それぞれを制御し一定にした後, 模型後方上壁から超小型 CCD カメラ (東芝 EC-202 II, レンズ 7.5mm) で通風中のオイルの軌跡をビデオに撮影することにより行われた。必要に応じてビデオ録画したものをビデオプリンターに出力した。通常の試験法は側壁境界層を吸い取らない固体壁で行っている。本論文では, まず固体壁の場合について模型上のフローパターンを調べた。

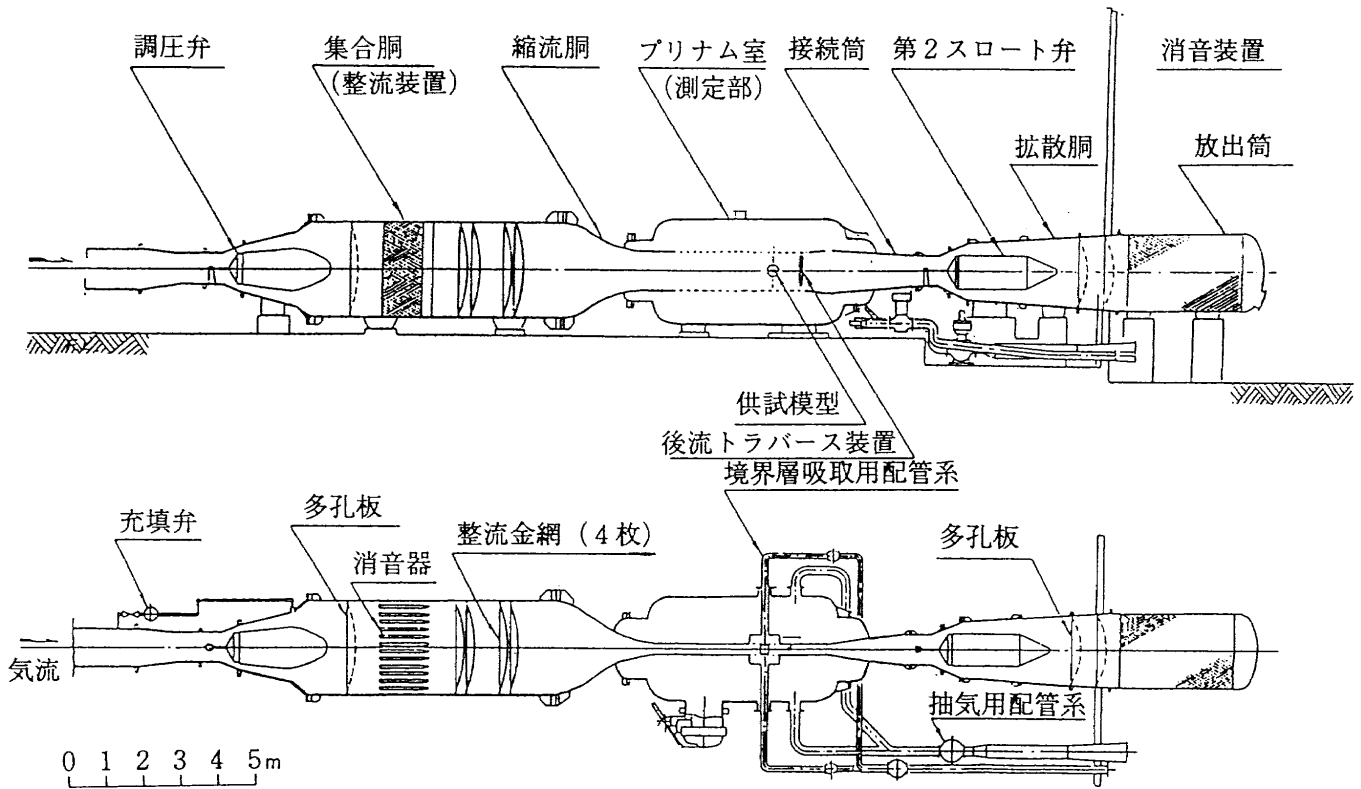


図1 風洞全体図

表1 各国二次元風洞諸元

	NAL	NAE	ONERA	INDIA	AMES	LaRC	LaRC
Model							
Chord	0.25m	0.30m	0.21m	0.1m	0.203m	0.635m	0.1523m
Span	0.30m	0.381m	0.56m	0.305m	0.406m	2.178m	0.2m
Aspect Ratio	1.2	1.27	2.67	3.0	2.0	3.43	1.31
Wind Tunnel Designation	NAL 2D	NAE 5ft*5ft with 2D	S3 MA (S3 Modane)	NAL I 0.3m	Ames High Re Facility	Langley 8ft Transonic press. tunnel	0.3m TCT
Test Section	H=1.0m W=0.3m	H=1.52m W=0.38m	H=0.78m W=0.56m	H=0.457m W=0.3048m	H=0.61m W=0.406m	H=2.178m W=2.178m	H=0.6m W=0.2m
Height/Chord	4.0	5.0	3.71	4.6	3.0	3.43	3.9
Width/Chord	1.2	1.27	2.67	3.0	2.0	3.43	1.31
Boundary Layer δ^*	4.7mm	2.5mm					1.4mm
$2\delta^*/\text{Width}$	0.03	0.013		0.02		0.0084	0.014
References	JSASS 28th Aircraft Symposium	AGARD-AR 138	AGARD-AR 138	NAL TM AE 8703	NASA TP 2485	NASA TM 81927	NASA TP 2096

さらに側壁境界層の吸い取りを行った場合について試験を行った。側壁境界層の吸い取りに関しては、レジメッシュ全面で吸い取った場合、測定部のマッハ数分布に影響を与えることが考えられる。ここでは、薄い粘着テープ（スリ

オンテックNo.6260, 厚さ0.05mm)を貼りつけることによって、吸い取り面積を変え、吸い取り量を制御した。図3に、側壁境界層の吸い取り領域を変えた場合の測定部中心におけるマッハ数分布の測定結果を示す。側壁境界層吸い

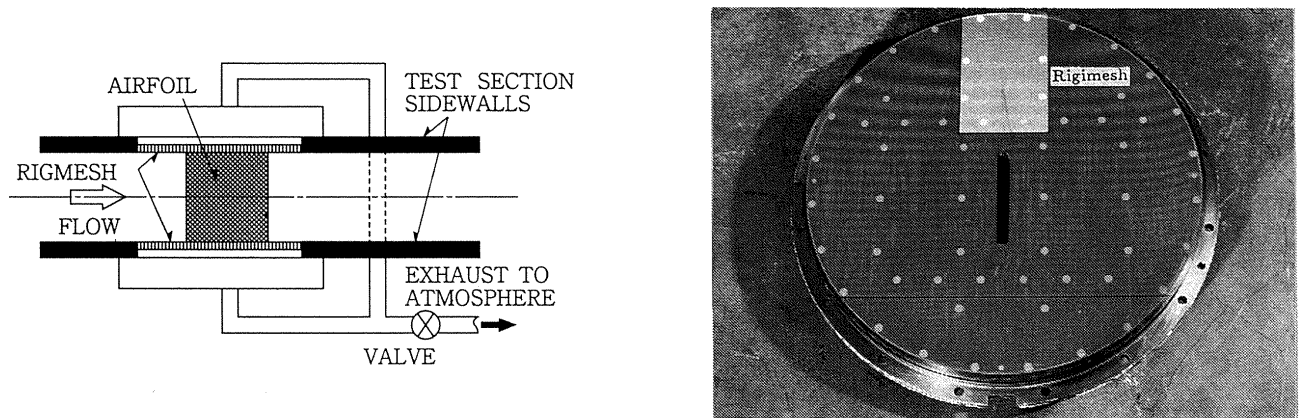


図2 側壁境界層吸い取り装置

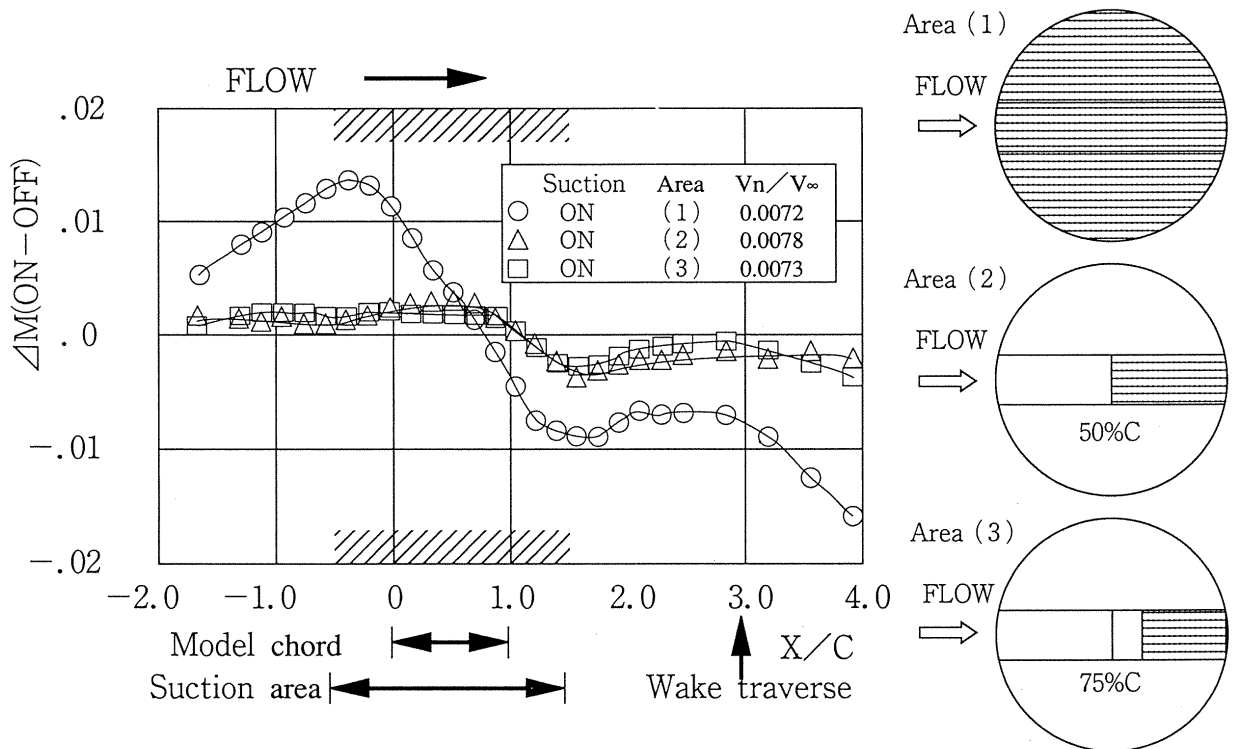


図3 側壁境界層吸い取り時におけるマッハ数分布

取り領域が全面 ($\phi 485$ の全領域 (○印)) の場合, 模型取付部分でのマッハ数分布に最大 ± 0.015 の大きなマッハ数のずれが生じる¹⁵⁾。したがって側壁境界層吸い取り試験においてはマッハ数分布に影響の少ない模型コード長の 50% (△印) および 75% (□印) から後方の部分的な境界層吸い取りが適当と考えられる。本試験では衝撃波に比較的影響が少ないと思われる 75% を基本とした。また翼前方で側壁境界層の厚さを予め小さくする目的で翼前方にも境界層吸い取り領域を設けた。側壁境界層吸い取り範囲を図 4 に示す。

2.3 模型

図 5 に B G K No. 1 (Bauer-Garabedian-Korn No. 1) 模型の概略図を示す。翼型は Garabedian-Korn のホドグラフ法を用いて Bauer によって設計されたスーパークリティカル翼型で厚み比 11.8%, $M=0.75$, $C_l=0.63$ の条件で衝撃波無しの流れが存在し, 翼面の 60% が超音速域とされている¹⁶⁾。アスペクト比の小さい翼模型では側壁の影響が極めて大きい事が近年報告¹²⁾¹⁷⁾¹⁸⁾されている。本風洞試験における最大アスペクト比は, 試験レイノルズ数を $R_c=21 \times 10^6$ (c 基準) とした場合, 通風可能な淀み点圧力 P によって決まり, 模型コード長 $c=120\text{mm}$ となる。したがって本試験においてアスペクト比 2.5 が最大となる。本試

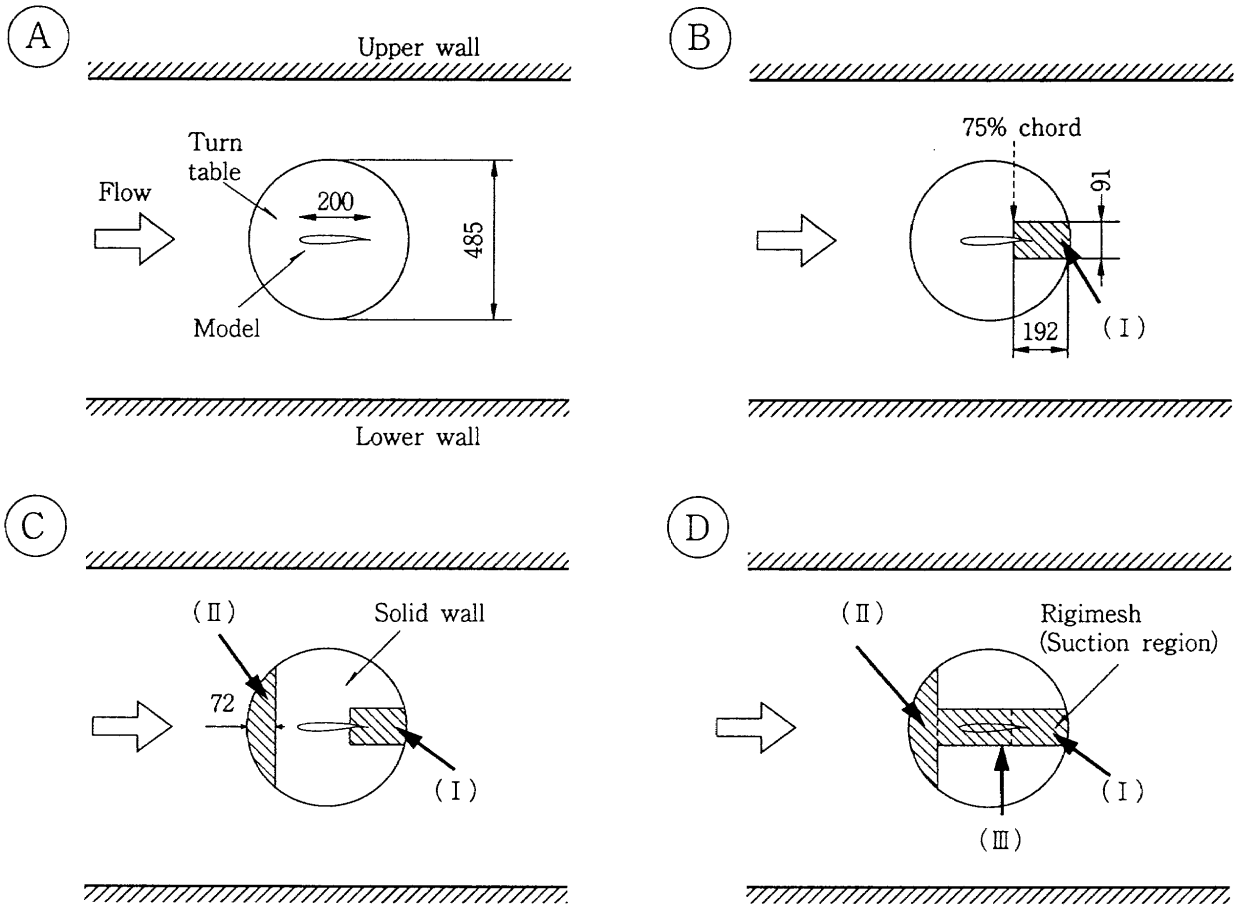
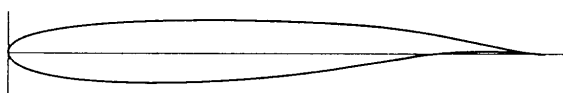


図4 側壁境界層吸い取り領域



設計マッハ数 : 0.75
 設計揚力係数 : 0.63
 設計マッハ数 : 11.8%

図5 模型概略図

験では側壁境界層のおよぼす影響を $AR = 1.2$ ($c = 250\text{mm}$), $AR = 1.5$ ($c = 200\text{mm}$), $AR = 2.5$ ($c = 120\text{mm}$) と、それぞれコード長の異なる三体のBGK No. 1翼を用いて調べた。

2.4 オイル

使用オイルは側壁が固体壁の場合は二酸化チタン (TiO_2), 流動パラフィン, オレイン酸 ($\text{CH}_3(\text{CH}_2)_7\text{CH}$) を、それぞれ集合胴圧力によって二酸化チタンの量を変えてよく混ぜ合わせたものを使用した。また側壁境界層吸い取り試験に

においては、境界層吸い取り板のレジメッシュが二酸化チタンの粉で詰まらないようにA680UVP (蛍光オイル) にギヤオイルを混ぜたものを使用した。

3. 結果および考察

試験は、通常の条件である固体側壁 (側壁境界層吸い取り無し) の場合について詳しく行われ、迎角、マッハ数の効果等が調べられた。以下第3.1～3.5節にその結果を示す。最後に側壁境界層吸い取り効果について、第3.6節において議論する。

3.1 オイルフローパターンの分類

まず図6に本試験を通じて得られたオイルフローパターンの分類を示す。縦軸は設定迎角を横軸はマッハ数を表している。図中の白抜き記号はアスペクト比1.2, 黒塗りつぶし記号はアスペクト比1.5, および斜線記号はアスペクト比2.5である。それぞれのアスペクト比の違う模型についておおまかに次の4つの流れのタイプが確認できた。

タイプA (▽) …… 衝撃波の無い付着した流れであるが側壁境界層の剥離した領域 (Sidewall boundary-layer separation) が翼後縁側壁近傍にできている。この剥離領

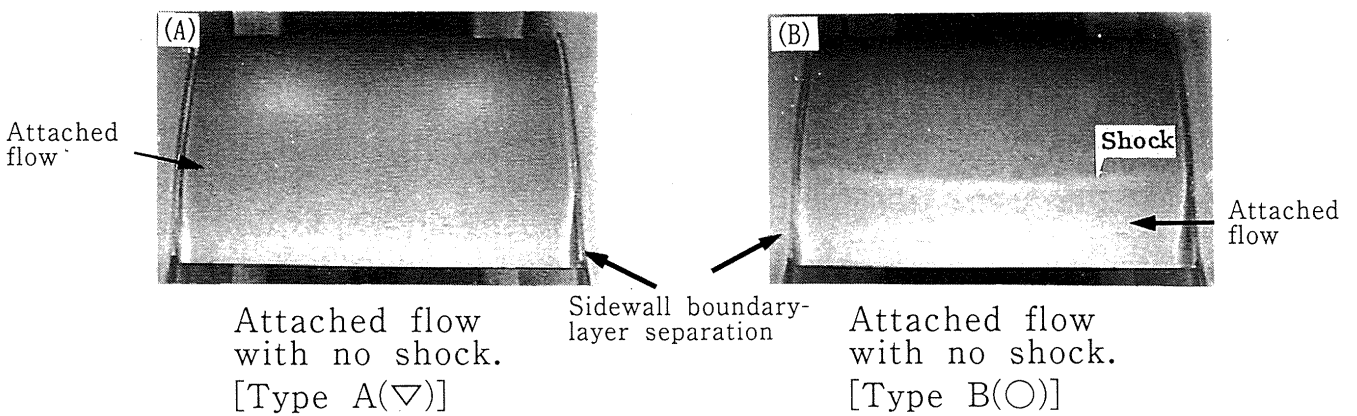
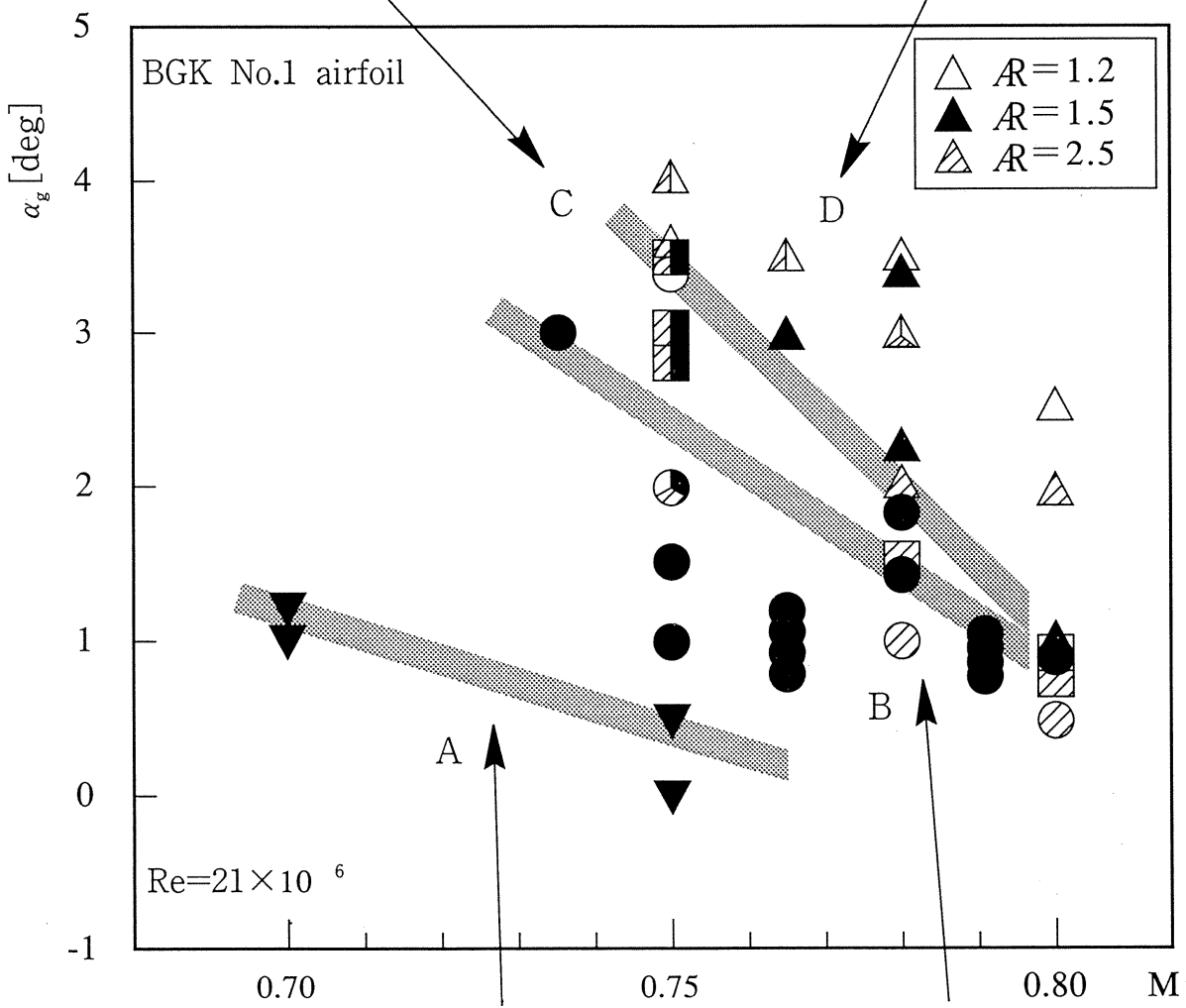
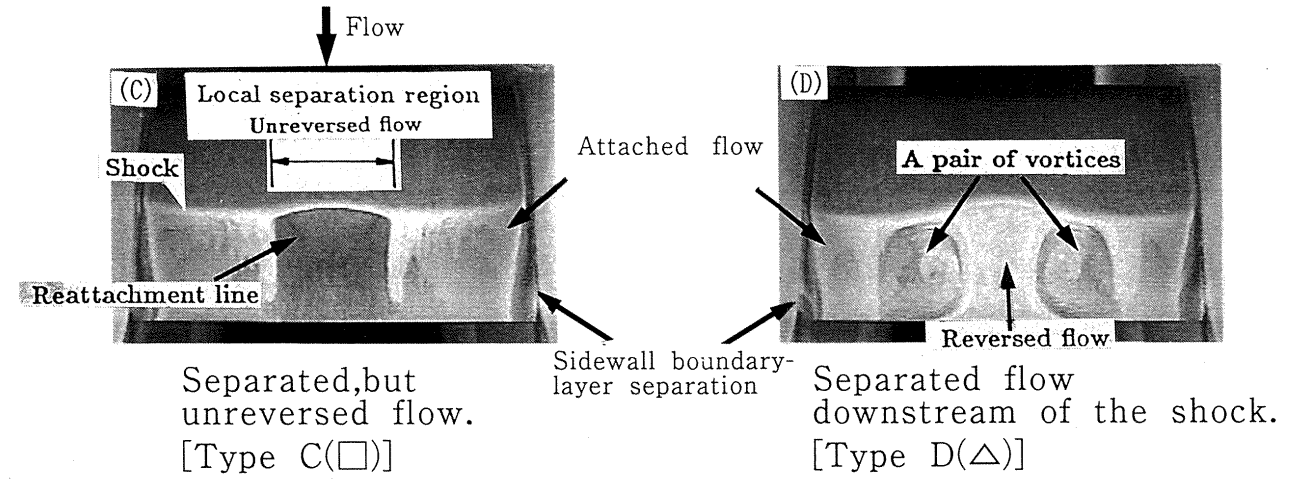


図6 オイルフローパターン

域は本試験においてはどのタイプにおいても観測された。

タイプB (○) …… 翼面上に衝撃波が存在するが流れは上流から衝撃波下流まで付着している (Attached flow)。側壁境界層の剥離領域は、衝撃波下流の圧力上昇の影響も加わりこの領域はタイプAよりやや広くなる。また衝撃波 (Shock) の翼面上の位置は直線的でほぼ二次元性は保たれている。

タイプC (□) …… 翼面上に衝撃波が存在するのはタイプBと同じであるが、衝撃波下流の流れに特徴がある。翼中央部分の衝撃波付近に部分的な剥離領域 (剥離泡) が出来るが、その下流は付着流 (Local separation region, Unreversed flow) である。図 (C) では、スパン中央付近に白い横線として剥離泡が観察される。中央部と側壁近傍とを除く両側の白い領域の流れは側壁の排除効果¹⁹⁾により衝撃波領域でも付着している (Attached flow)。翼面上の衝撃波下流の流れをスパン方向に眺めると完全に付着してオイルが下流まで流れて白くなっている領域と中央付近の剥離泡を伴う付着流の領域との明確な不連続な流れ場が形成される。さらに迎角を大きくすると衝撃波足もとの剥離領域V字形の再付着線 (Reattachment line) が確認される。本実験においてこのV字形の再付着線はアスペクト比1.2のモデルについては確認されなかった。

タイプD (△) …… 流れの特徴として翼後縁中央部分からの後縁剥離が始まる。両側壁から中央に向かって約1/4の領域にある流れはタイプCと同様に側壁境界層の排除効果で付着している。また翼後縁剥離した領域では流れは逆流 (Reversed flow) し完全に側壁近傍の流れ (Attached flow) と相対する速度場が存在する。この翼後縁剥離した流れは衝撃波まで達して、衝撃波をやや上流側に押しやり、その後左右側壁方向に流れ、側壁近傍の付着流領域に引きずり込まれ、一対の対称な渦 (A pair of vortices) が形成される。衝撃波は渦の影響により二次元性を保てなくなる。さらに側壁と翼との結合部分の側壁境界層の剥離領域は広くなる。

3.2 迎角効果

図7-1に $M=0.750$, $R_c=21 \times 10^6$, $R=2.5$, 迎角を変化させた ($\alpha_g=2.8^\circ$ (A), 3.0° (B), 3.5° (C), 4.0° (D)) 場合の結果を示す。図 (A), (B) に示すように、 $\alpha_g=3.0^\circ$ までは衝撃波 (Shock) は二次元性を保っているが、翼面上には側壁境界層の排除効果で付着した d_s 領域 (Attached flow) と衝撃波の足もとの、部分剥離領域 (Local separation region) が観察される。図 (C) ($\alpha_g=3.5^\circ$) においては衝撃波下流に、中央部に剥離が後縁まで達する領域 (Reversed flow), その横の衝撃波足もとの部分剥離をもつ領域、および側壁近傍の付着流 (d_s) の領域とが存在する流れ場が観察される。 $\alpha_g=4.0^\circ$ (D) になると後縁剥離がさらに強くなり、後縁剥離領域の部分

だけ衝撃波が前に押し出され、衝撃波の二次元性も悪くなる。図7-2に $M=0.800$, $R_c=21 \times 10^6$, $R=2.5$, $\alpha_g=0.5^\circ$ (A), 0.8° (B), 1.0° (C), 2.0° (D) における場合の結果を示す。 $\alpha_g=0.5^\circ$ (A) において衝撃波はほぼ直線を保ち二次元性は良い。しかし $\alpha_g=0.8^\circ$ (B) になると衝撃波は直線を保ってはいるが側壁の影響が及びはじめていると思われ、翼中央にわずかであるがスパン方向にオイルのたまりがで始める。さらに $\alpha_g=1.0^\circ$ (C) にするとこの境界は、明確になり後縁剥離領域 (Reversed flow) を形成し小さい渦 (A pair of vortices) を発生させる。さらに迎角を大きくすると (D) 後縁剥離領域がいちだんと広くなり、渦はさらに大きく発達し側壁に近づき衝撃波を前縁方向に押し上げる。衝撃波の二次元性は保てなくなり翼前縁方向に衝撃波が凸形状になる。

3.3 マッハ数効果

図8に、 $\alpha_g=3.0^\circ$ でマッハ数 $M=0.750$, $M=0.765$, $M=0.780$, $R_c=21 \times 10^6$ の試験結果を示す。ここでは迎角が流れ場に影響を及ぼす場合と類似の結果が得られる。マッハ数を高くするにしたがって側壁からの影響が強くなる。 $M=0.750$ (A) で側壁からの影響が中央部にわずかながら現れはじめ、 $M=0.765$ (B) では、はっきりとスパン方向の流れに境界ができ、弱い後縁剥離領域 (Reversed flow) があらわれる。さらにマッハ数が $M=0.780$ (C) になると強い後縁剥離領域が現れ、衝撃波を前縁方向に押し上げる。このことは3.2節で、迎角を大きくしたときと同様の結果となることを示している。

3.4 アスペクト比効果

図9-1にアスペクト比 ($R=1.2, 1.5, 2.5$) の効果についてマッハ数 $M=0.750$, $\alpha_g=3.5^\circ$, $R_c=21 \times 10^6$ の試験結果を示す。側壁の影響を定量的に示す量として3.1節で示したフローパターンタイプCに現れるオイルフローの不連続線までの壁からの距離 d_s (Attached flow) を定義する (図7-1参照) アスペクト比1.5 (B), 2.5 (C) において、側壁から付着した流れの部分 d_s をコード長で割った値がともに約 $0.6c$ となる。側壁からその影響が側壁から $0.6c$ 分及んでいることを示している。さらにアスペクト比1.2 (A) において、 $0.6c$ 分とすれば模型の中央まで及ぶことになり中央部の剥離領域はないことになる。この側壁が影響をおよぼす距離 d_s はマッハ数、および迎角によって違う。たとえば図9-2に示すように $M=0.750$, $\alpha_g=3.0^\circ$, $R_c=21 \times 10^6$, $R=1.5$ (A), 2.5 (B) ではそれぞれ約 $0.7c$ となる。上下壁干渉補正法²⁰⁾による α_c (修正迎角) を一定にして比較した結果を図9-3, 図9-4に示す。図9-3は、 $\alpha_c=2.4^\circ$ と一定にしたパターンCの完全付着流領域を比較した結果を示すが、アスペクト比1.2においては全域付着流 (Attached flow) である。 d_s/c の値はアスペクト比2.5およびアスペクト比1.5より d_s/c は

$$M = 0.750 \quad R_e = 21 \times 10^6 \quad \mathcal{R} = 2.5$$

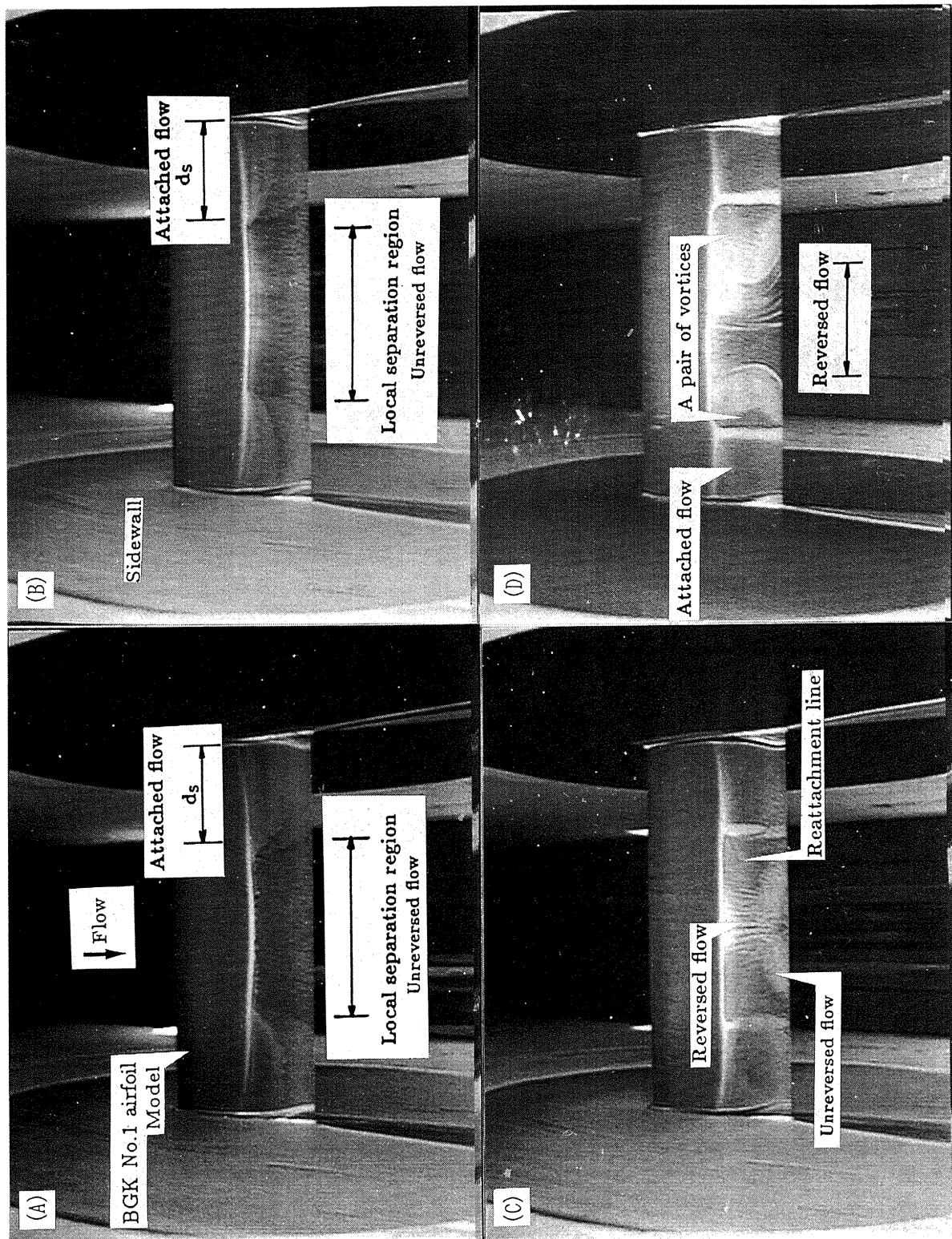


图7-1 迎角效果 [(A); $\alpha_g = 2.8^\circ$ (B); $\alpha_g = 3.0^\circ$ (C); $\alpha_g = 3.5^\circ$ (D); $\alpha_g = 4.0^\circ$]

$M=0.800 \quad R_e=21 \times 10^6 \quad A=2.5$

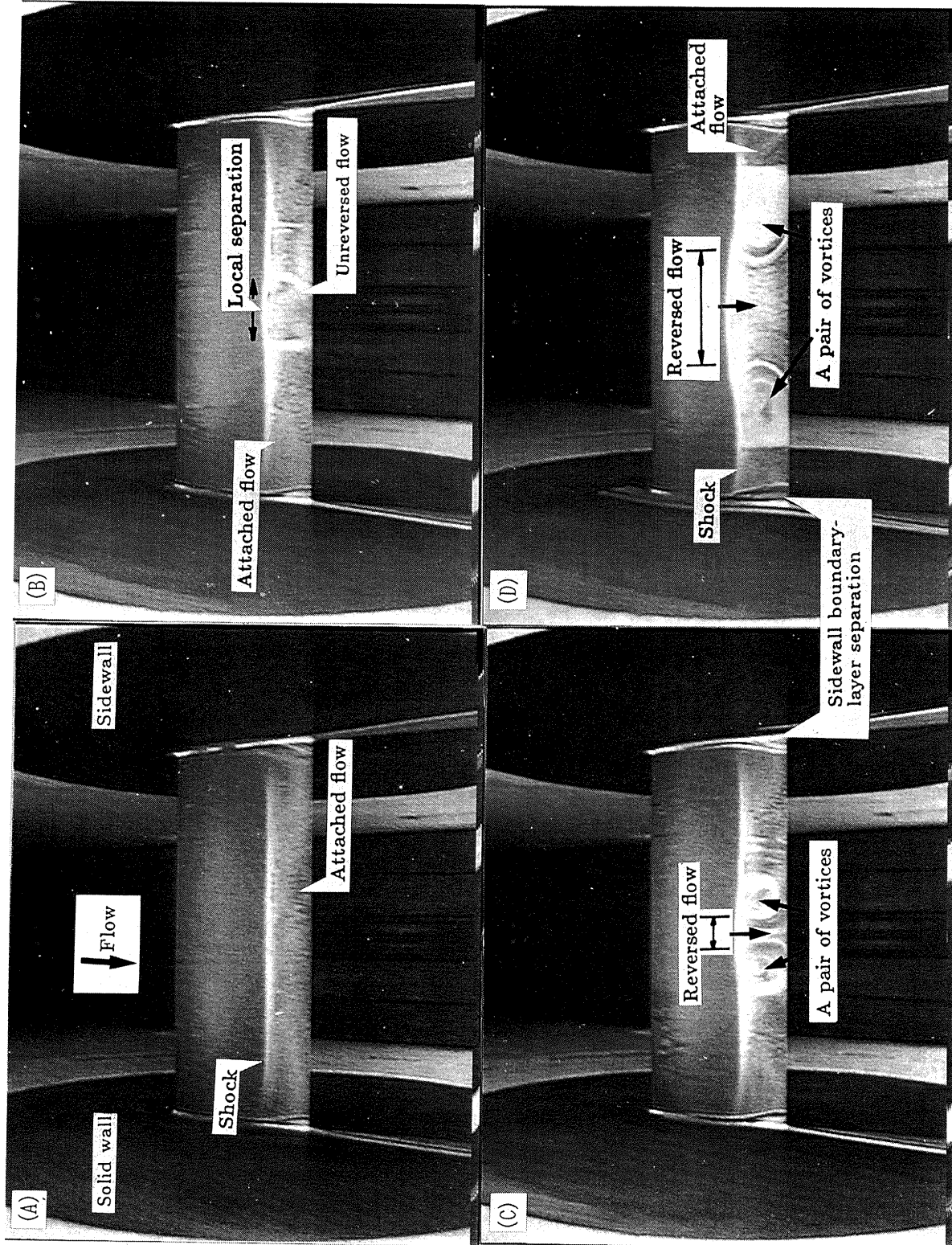


図7-2 迎角効果 [(A); $\alpha_g=0.5^\circ$ (B); $\alpha_g=0.8^\circ$ (C); $\alpha_g=1.0^\circ$ (D) $\alpha_g=2.0^\circ$]

$$\alpha_g = 3.0^\circ \quad R_e = 21 \times 10^6 \quad \mathcal{R} = 2.5$$

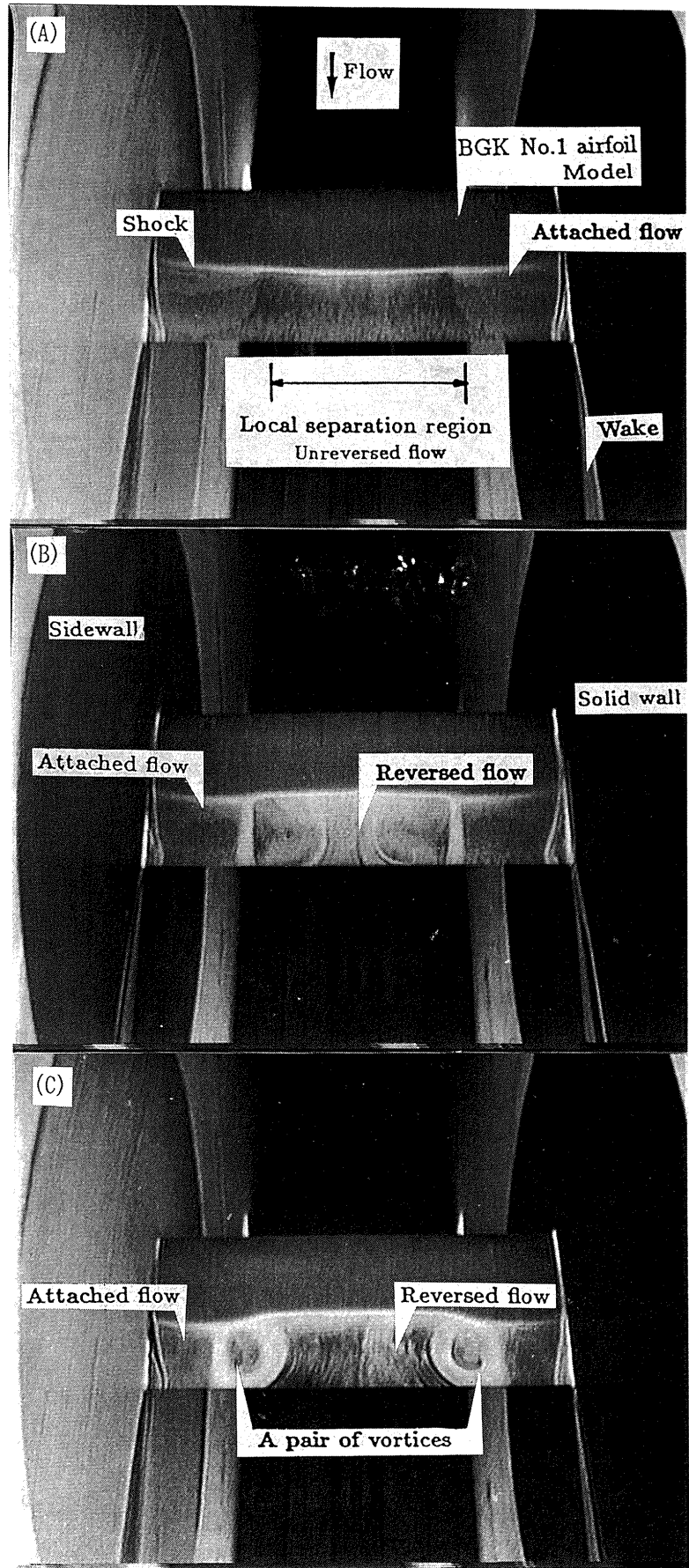


図8 マッハ数効果 [(A); $M=0.750$, (B); $M=0.765$, (C); $M=0.780$]

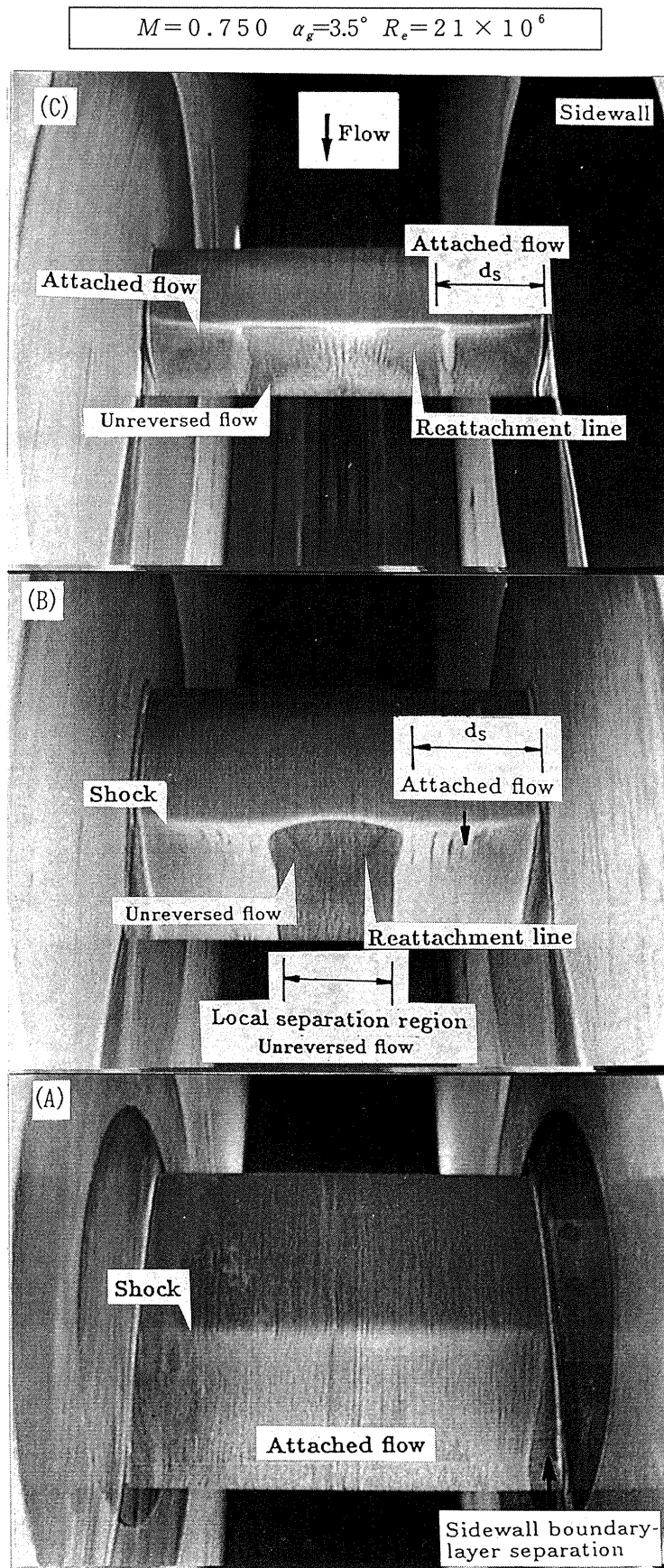


図9-1 アスペクト比効果(1) [(A); $R=1.2$, (B); $R=1.5$, (C); $R=2.5$]

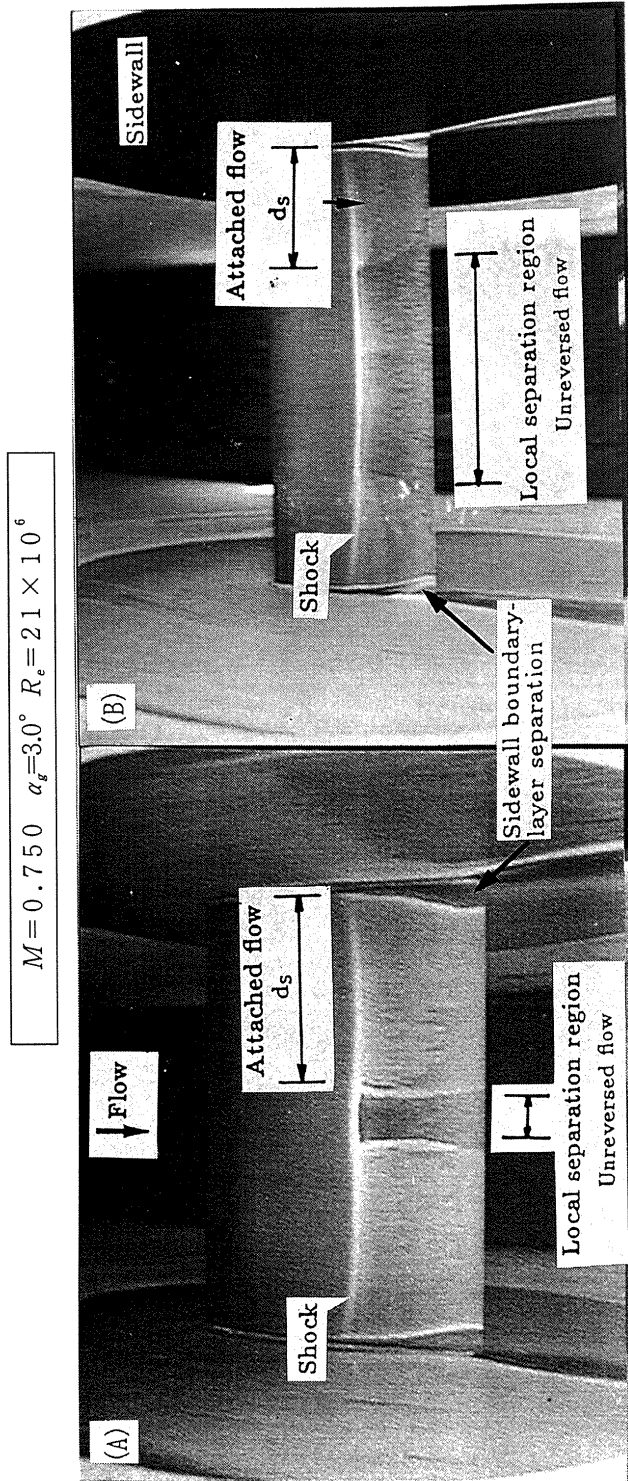


図9-2 アスペクト比効果(2) [(A); $R=1.5$, (B); $R=2.5$]

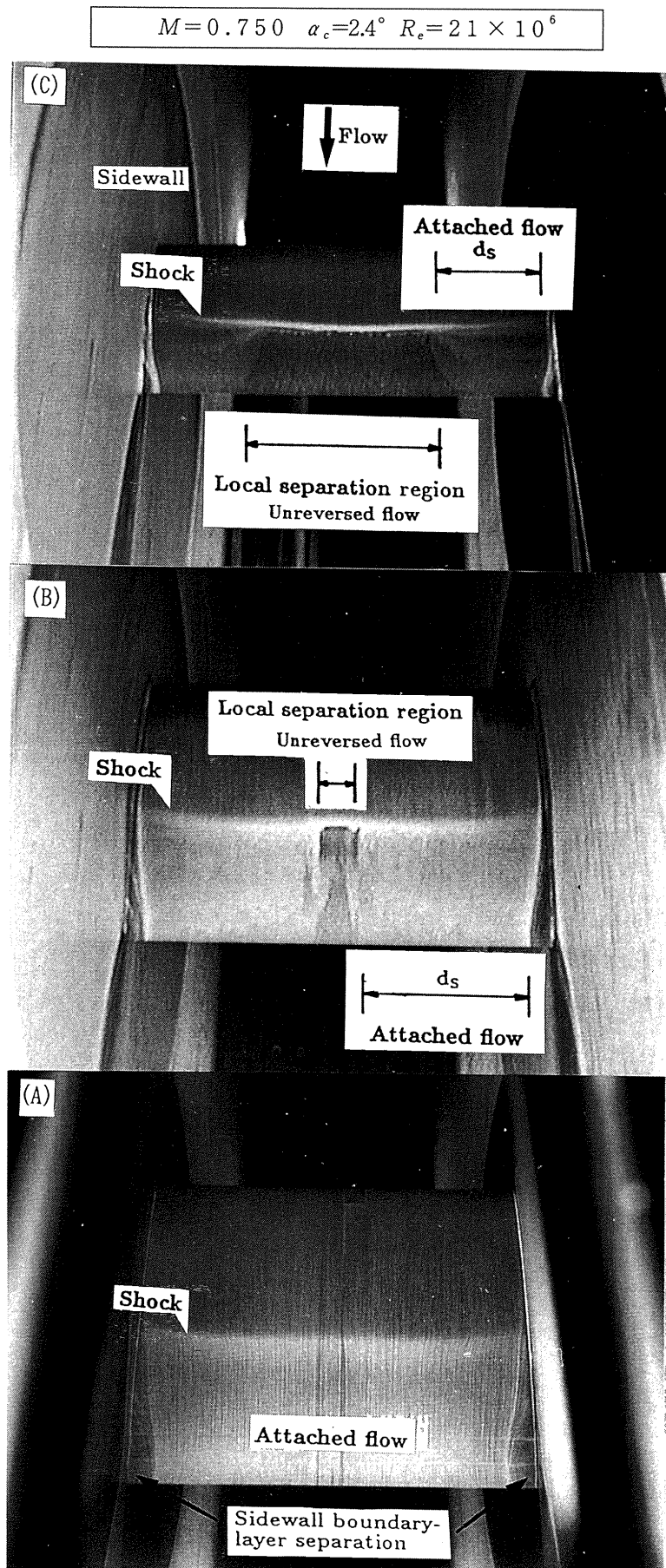


図9-3 アスペクト比効果(3) [(A); $R=1.2$, (B); $R=1.5$, (C); $R=2.5$]

$$M=0.780 \quad \alpha_c=2.8^\circ \quad R_e=21 \times 10^6$$

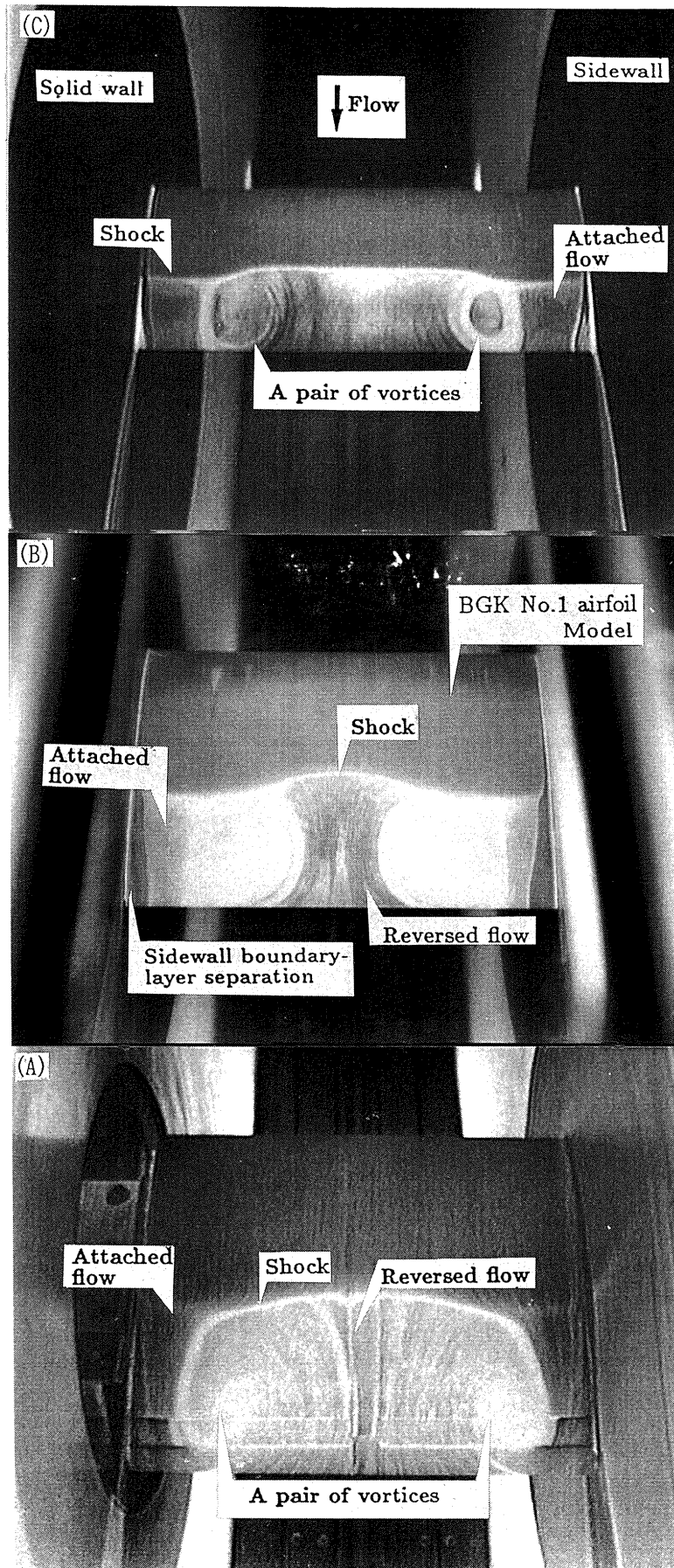


図9-4 アスペクト比効果(4) [(A); $R=1.2$, (B); $R=1.5$, (C); $R=2.5$]

0.7となる。アスペクト比1.2に適用すると側壁から翼中央以上まで付着域が及んでいることになり、図9-3(A)にみられるとおりである。図9-4に渦の存在する(パターンD)の結果を示す。アスペクト比が小さくなるにしたがって側壁近傍での衝撃波はオイルの溜まりを見てわかるように側壁の影響で付着した流れにより側壁近傍(d_s 内)での衝撃波はやや弱くなっている。また渦の大きさも翼面上全体に及んでいる。図9-5に横軸にマッハ数、縦軸に側壁からの影響(d_s)の結果をまとめたものを示す。

3.5 レイノルズ数効果

図10-1に $R = 1.2$, $M = 0.750$, $\alpha_g = 3.5^\circ$, 図10-2に $R = 1.5$, $M = 0.750$, $\alpha_g = 3.0^\circ$ の場合のレイノルズ数の効果に関する試験の結果を示す。オイルフロー試験結果によるとレイノルズ数が低い場合、衝撃波より下流での部分的な剥離領域は広く、またレイノルズ数を高くしていくに従ってこの剥離領域はなくなることがわかる。このことはレイノルズ数が高くなるに従い、翼面上の境界層が乱流になりより剥離しにくくなるからである。図10-3に $R = 2.5$, $M = 0.750$, $\alpha_g = 3.0^\circ$ の場合について示す。レイノルズ数が低い場合には、乱流楔が衝撃波まで達して衝撃波との干渉領域をつくっている。レイノルズ数を 21×10^6 まで高くしていくとこの乱流楔は見えなくなり、全域乱流となる。

3.6 側壁境界層吸い取り効果

一様流静圧 P_s はマッハ数によって異なる。 $R_e = 21 \times 10^6$ とした場合、本試験ケースにおいては $P_s = 540 \text{ kPa}$ となる。従って、ここでは大気圧 ($P_a = 100 \text{ kPa}$) との差圧 ($P_s - P_a$) を利用して境界層の吸い込みを行っている。側壁からの側壁境界層の吸い込み範囲として、次の4方法を採用した。(図4参照)

- A領域 …… 側壁は全面固体壁で吸い込み無し。
- B領域 …… 境界層吸い取りは衝撃波下流側模型コード長75%以降(I)からの吸い込み。
- C領域 …… 領域(I) + 模型前縁部分(II)からの吸い込み。
- D領域 …… 領域(I) + 領域(II) + 模型回りの領域(III)からの吸い込み。

図11-1に、アスペクト比1.5の模型で、 $M = 0.750$, $\alpha_g = 2.8^\circ$, $R_e = 21 \times 10^6$ の場合の境界層吸い取り試験結果を示す。模型後縁で側壁境界層剥離領域(Sidewall boundary-layer separation)は少なくなっている。図11-2に部分的な剥離領域(Local separation)のあるケースについての吸い取り効果の結果を示す。この結果より側壁境界層を吸い取る(C領域)ことによって側壁の影響領域 d_s が狭くなっており側壁境界層吸い取りの効果が見られる。図11-3に $M = 0.780$, $\alpha_g = 3.0^\circ$, $R_e = 21 \times 10^6$ の場合を示す。後縁からの剥離(Reversed flow)が強く

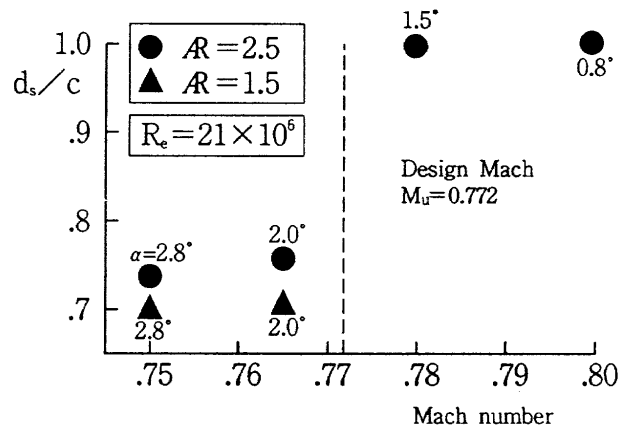
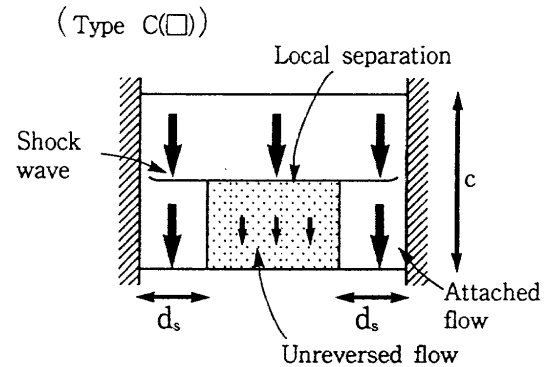


図9-5 側壁からの影響がおよぼす範囲

なると渦ができ側壁境界層の吸い込み範囲を広くしても吸い取りの効果は期待できない。このことは測定部前方においてより強い側壁境界層吸い取りを行い、模型付近での側壁境界層を予め薄くしてやる必要があることを示している。

4. まとめ

流れの可視化(油膜法)試験の結果、次のことが結論として得られた。

- (1) アスペクト比1.2において衝撃波ができた場合、側壁境界層の影響は、翼の中央にまで及んでいると考えられる。したがって、側壁の影響の受けない領域があるアスペクト比の大きい模型での試験が望ましい。
- (2) B G K No. 1 翼において設計点を越えると後縁部からの剥離が始まる。また側壁の影響から側壁近傍の付着した領域と剥離した領域とで一對の渦を構成し衝撃波は二次元性を保つことが困難となる。
- (3) レイノルズ数の低い試験においては衝撃波による剥離領域ができる。また部分的な剥離領域自体も広いことがわかる。
- (4) 現在の側壁境界層吸い取り(模型周辺)装置においては渦ができた場合側壁境界層吸い取り効果は期待できない。側壁境界層を測定部上流で十分に吸い取りを行い、側

$M = 0.750 \quad \alpha_g = 3.5^\circ \quad R = 1.2$

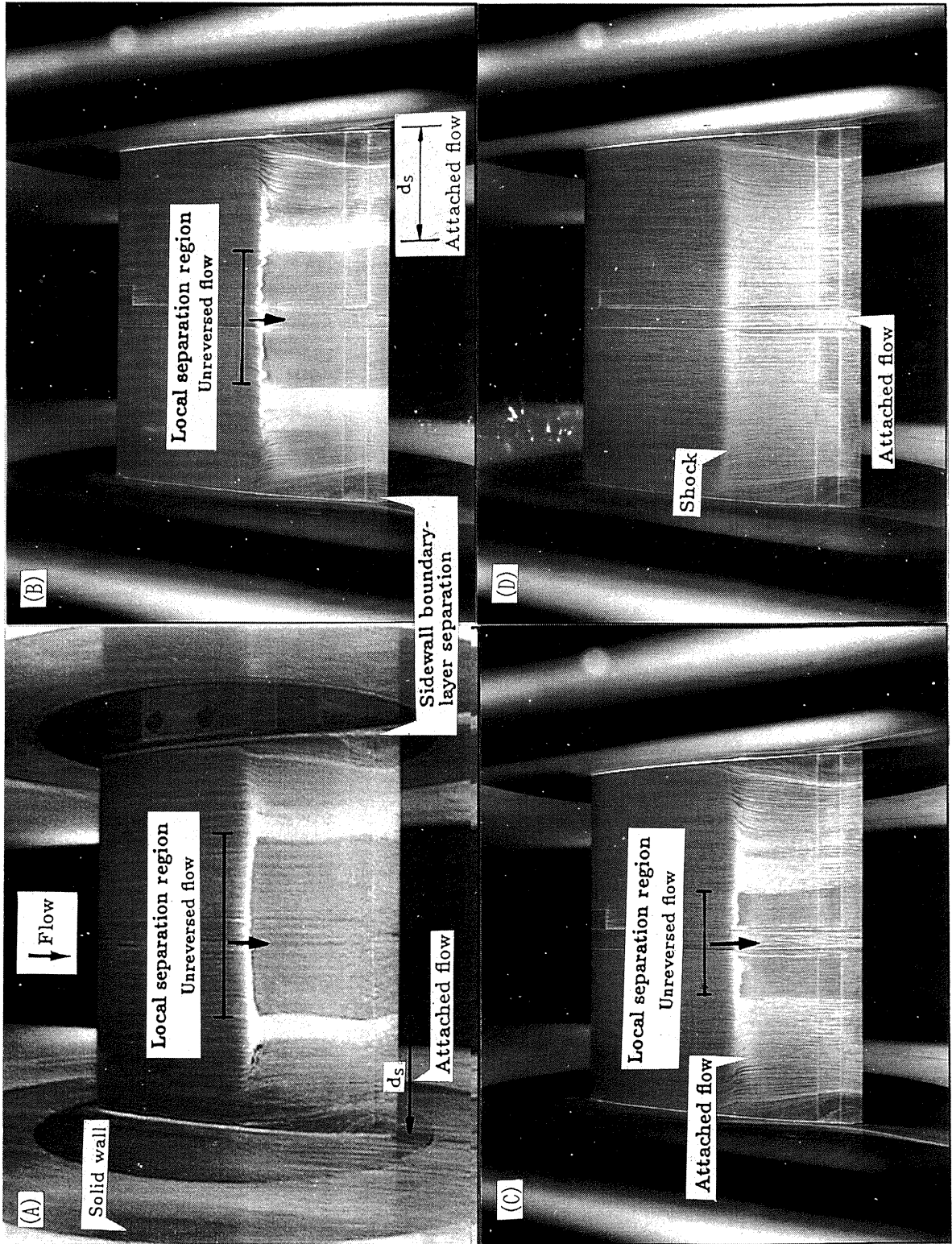


図10-1 レイノルズ数効果(1) [(A); $R_e = 6.5 \times 10^6$, (B); $R_e = 10 \times 10^6$, (C); $R_e = 15 \times 10^6$, (D); $R_e = 21 \times 10^6$]

$M = 0.750$ $\alpha_g = 3.0^\circ$ $R = 1.5$

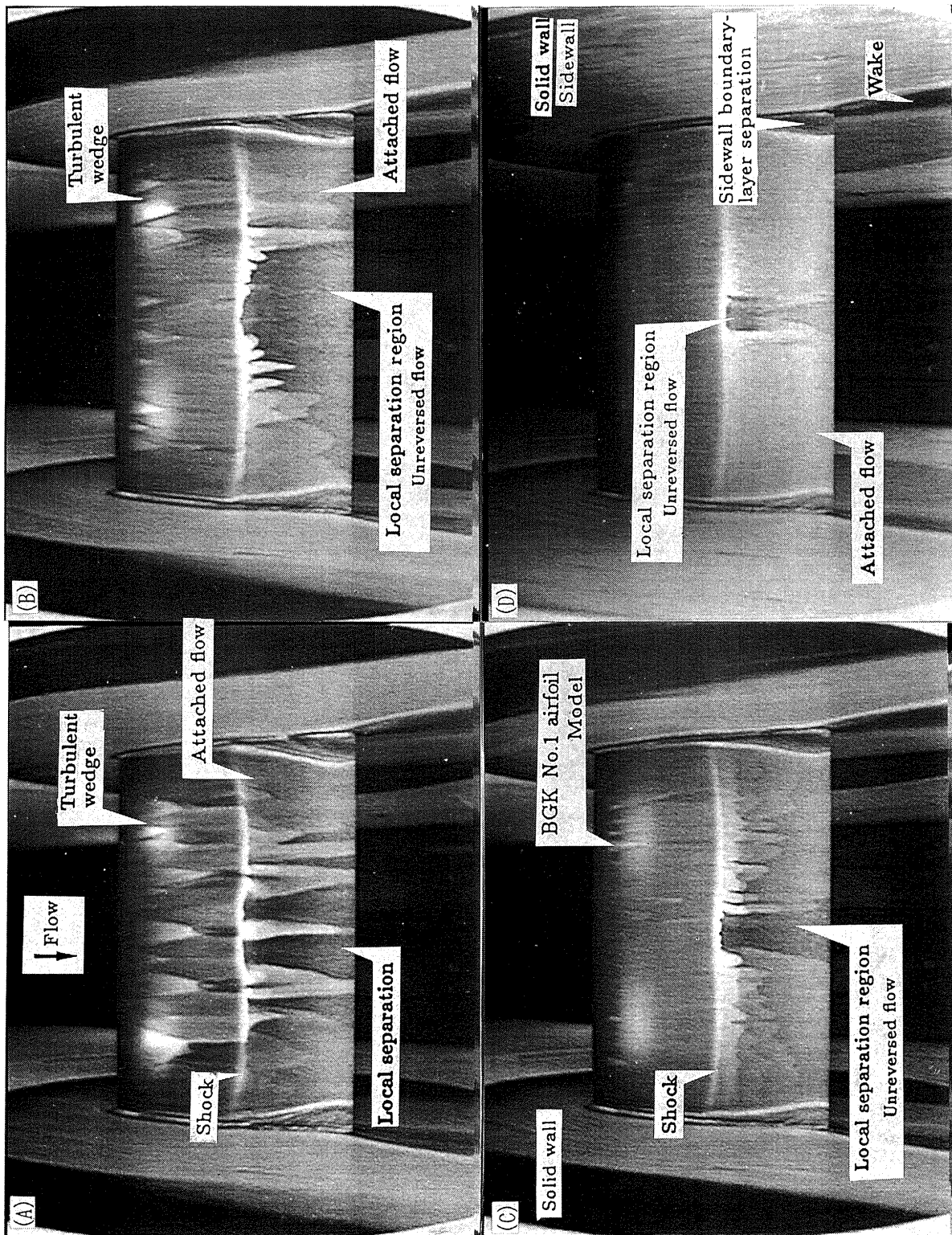


図10-2 レイノルズ数効果(2) [(A); $R_e = 6.5 \times 10^6$, (B); $R_e = 10 \times 10^6$, (C); $R_e = 15 \times 10^6$, (D); $R_e = 21 \times 10^6$]

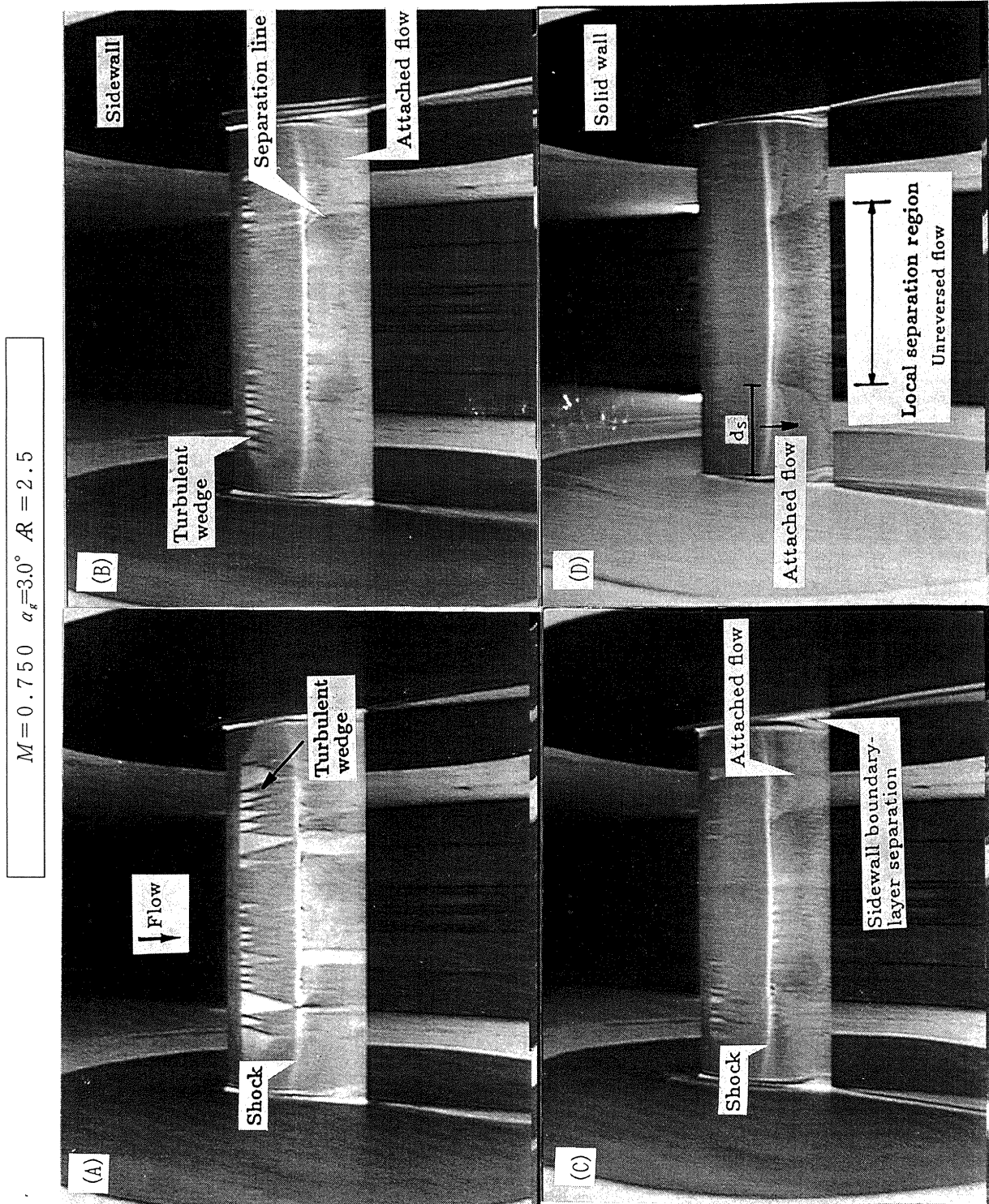


図10-3 レイノルズ数効果(3) [(A); $R_e = 6.5 \times 10^6$, (B); $R_e = 10 \times 10^6$, (C); $R_e = 15 \times 10^6$, (D); $R_e = 21 \times 10^6$]

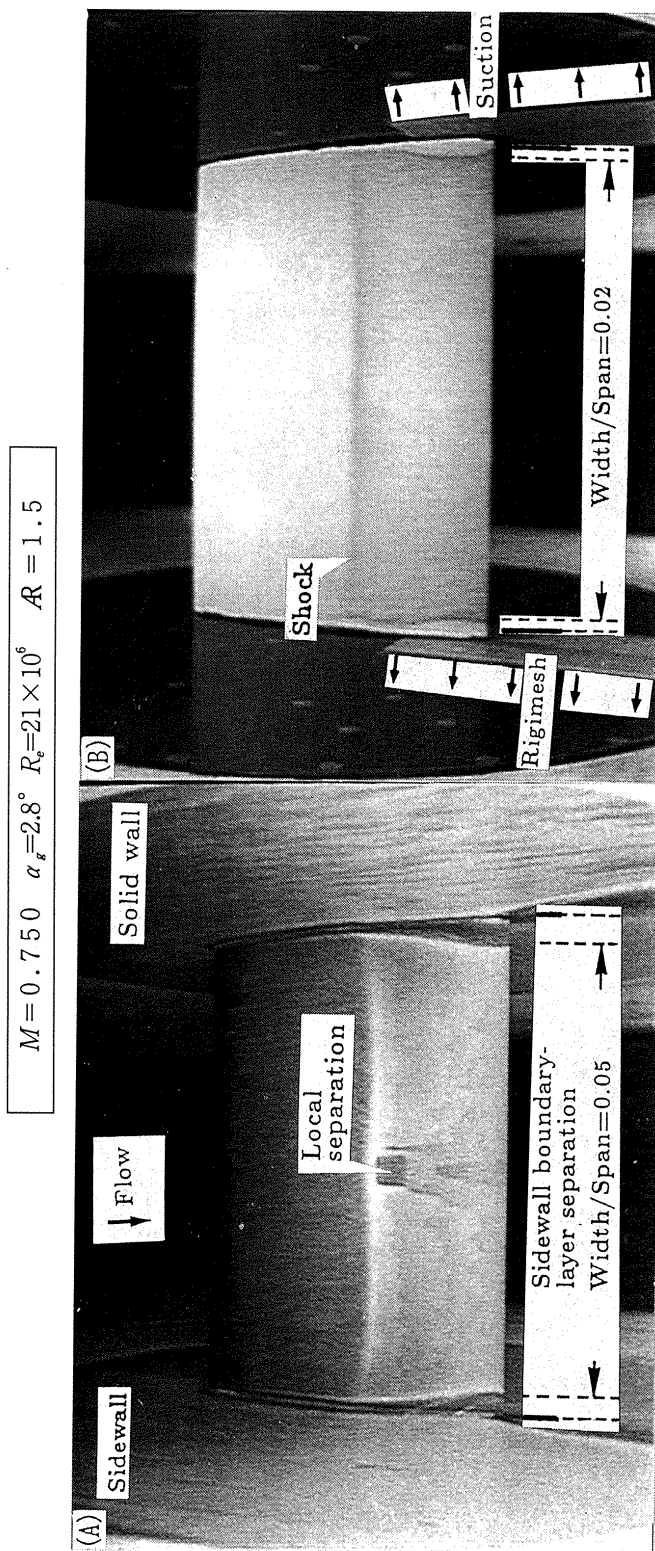


図11-1 側壁境界層吸取効果(1) [(A);吸取領域A, (B);吸取領域B]

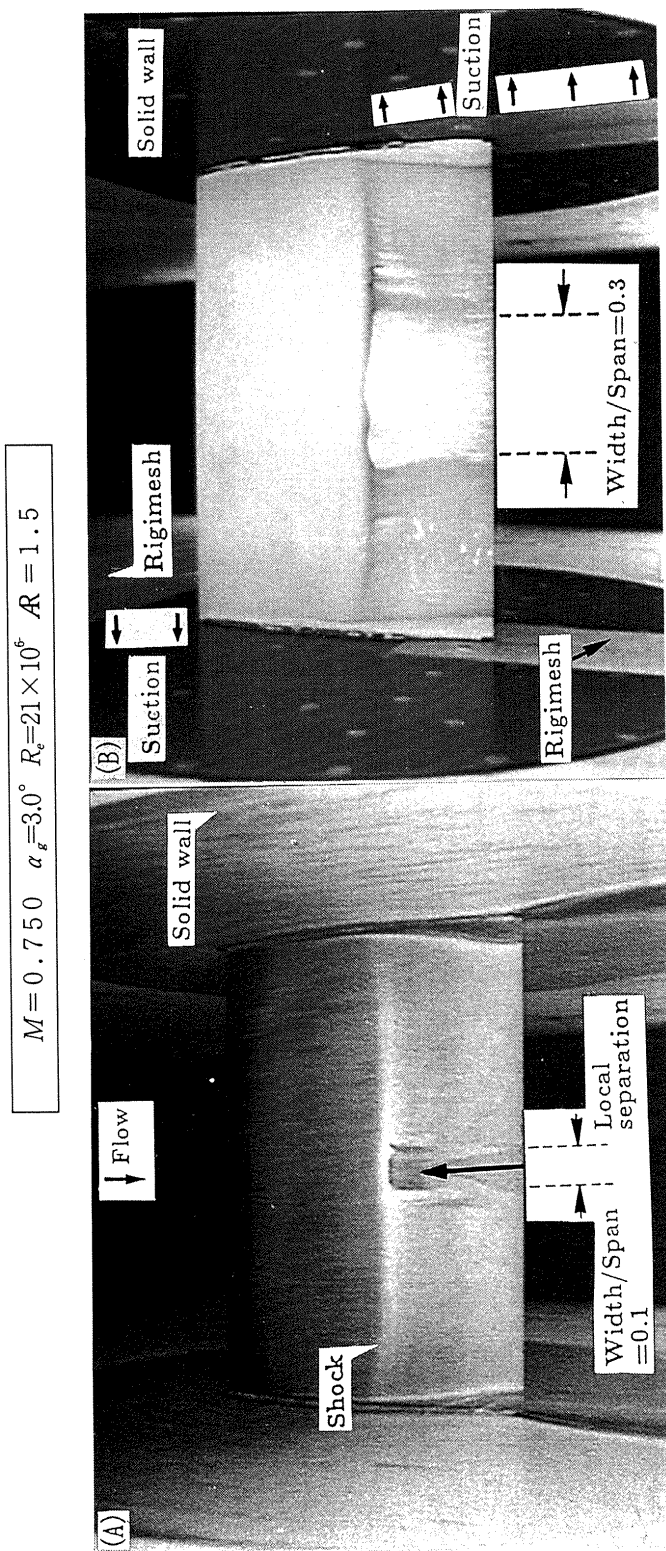


图11-2 側壁境界層吸取效果(2) [(A);吸取領域A, (B);吸取領域B]

$M = 0.780$ $\alpha_g = 3.0^\circ$ $R = 1.5$

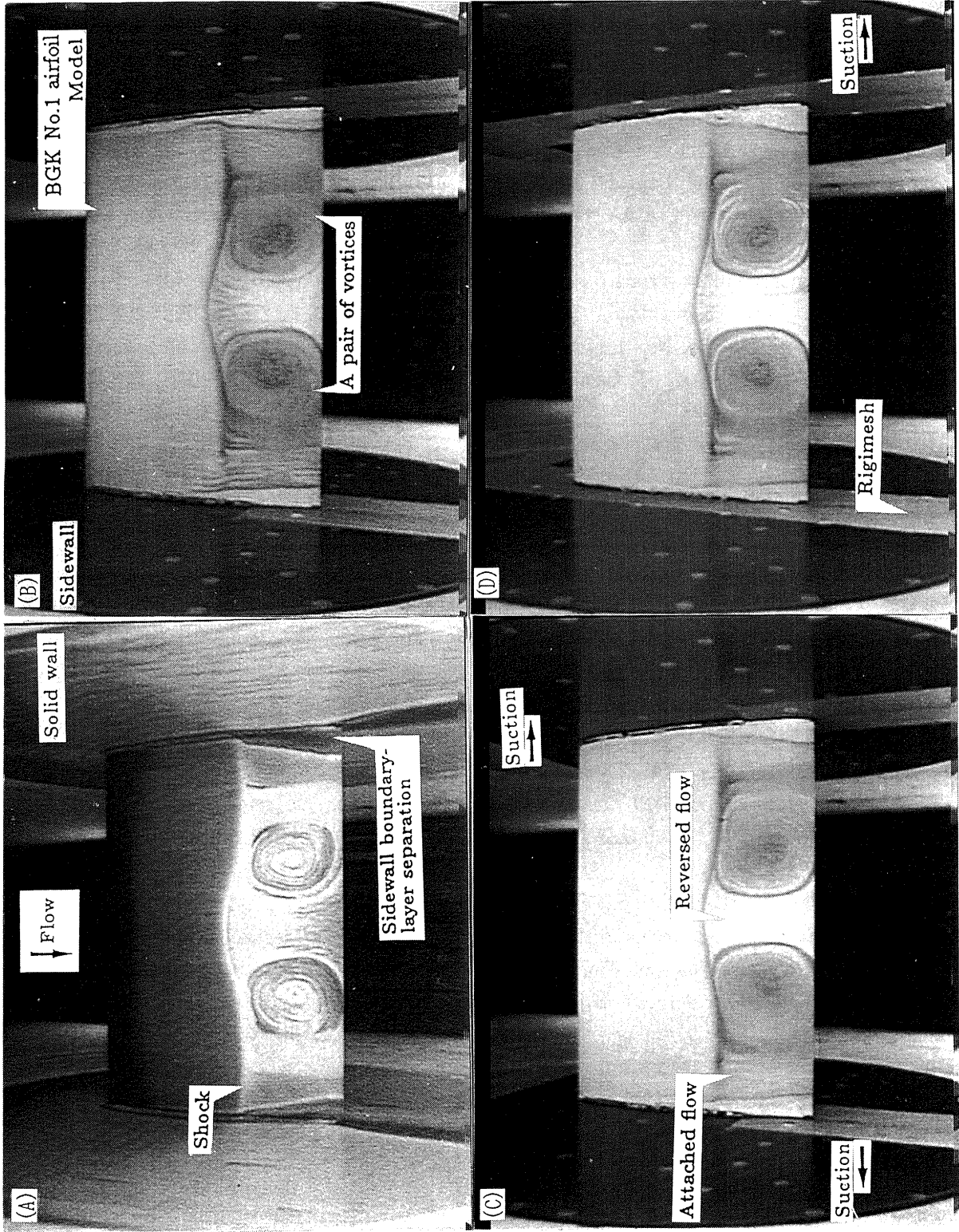


図11-3 側壁境界層吸取効果(3)
 [(A);吸取領域A, (B);吸取領域B (C);吸取領域C, (D);吸取領域D]

壁境界層自体を弱める必要がある。

謝辞

本試験のきっかけを与えて下さった前二次元風洞研究室長 河本 巖博士（現遷音速風洞計測室長）に、またご指導いただきました関係各位に感謝の意を表します。

参考文献

- 1) Murthy, A. V., Johnson, C. B., Ray, E. K., and Stanewsky, E. : Investigation of Sidewall Boundary Layer Removal Effects on Two Different Chord Airfoil Models in the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel. : AIAA Paper No. 84-0598, 1984.
- 2) Sudani, N., Matsuno, K., Kanda, H., Sato, M., Miwa, H., and Kawamoto, I. : A Comparative Study of the BGK No. 1 Airfoil Data in the High Reynolds Number Transonic Wind Tunnels. : NAL TR-1191T, 1993
- 3) 空気力学第2部：航技研二次元風洞の構造と特性, NAL TR-647, 1980.
- 4) 榊原盛三, 高島一明, 三輪 等, 小国保男, 佐藤 衛, 神田 宏：航技研二次元風洞の気流特性について（Ⅰ）：航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-693, 1982.
- 5) 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気流特性について（Ⅱ）：航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-836, 1984.
- 6) 小国保男, 佐藤 衛, 神田 宏, 榊原盛三, 三輪 等, 馬場滋夫：航技研二次元風洞の気流特性について（Ⅲ）：航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-842, 1984.
- 7) 三輪 等, 佐藤 衛, 小国保男, 神田 宏：航技研二次元風洞の気流特性について（Ⅳ）：航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-862, 1986.
- 8) Kawamoto, I., Miwa, H., Baba, S., Sato, M., Kanda, H., and Sudani, N. : Recent Airfoil Tests in NAL 2D High Reynolds Number Wind Tunnel, : Proceedings of The 30th Aircraft Symposium, 1990.
- 9) Fluid Dynamics Panel Working Group : Experimental Data Base for Computer Program Assessment. : AGARD AR-138, 1979.
- 10) Suryanarayana, G. K., and Murthy, H. S. : Experimental Investigations on NACA 0012 Airfoils of DFVLR in the NAL 0.3m Tunnel : NAL (India) TM AE-8703, 1987.
- 11) McDevitt, J. B. : Static and Dynamic Pressure Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility. : NASA TP 2485, 1985.
- 12) Harris, C. D. : Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil in the Langley 8 Foot Transonic Pressure Tunnel. : NASA TM 81927, 1981.
- 13) Murthy, A. V. : Studies of Sidewall Boundary-Layer in the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel with and without Suction. : NASA TP 2096, 1983.
- 14) 流れの可視化学会：流れの可視化ハンドブック, 1989.
- 15) 須谷記和, 神田 宏, 佐藤 衛, 馬場滋夫, 三輪 等, 河本 巖, 高橋秀明：航技研二次元風洞における側壁境界層吸取時のマッハ数分布について：日本航空宇宙学会, 第21期年会講演会講演集, 1990.
- 16) 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.
- 17) Murthy, A. V. : Effect of Aspect Ratio on Sidewall Boundary-layer Influence in Two Dimensional Airfoil Testing. : NASA CR-4008, 1986.
- 18) Sudani, N., Kanda, H., Sato, M., Miwa, H., Matsuno, K., and Takanashi, S. : Evaluation of NACA 0012 Airfoil Test Results in the NAL Two-Dimensional Transonic Wind Tunnel. : NAL TR-1109T, 1991.
- 19) Su, Y. : Mechanism of Sidewall Effect Studied with Oil flow Visualization. : AIAA Journal, Vol. 27, 1989.
- 20) 沢田秀夫, 榊原盛三, 佐藤 衛, 神田 宏：航技研二次元風洞壁干渉評価：航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-829, 1984.

航空宇宙技術研究所報告 1196号

平成5年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊎182
印刷所 株式会社 セイコー社
東京都調布市西つつじヶ丘1丁目5番地15
