

NAL TR-1456

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.013
629.7.018.7
629.78

NAL TR-1456

航空宇宙技術研究所報告

TR-1456

独立行政法人

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1456

超音速航空機 (SST) 形態の高揚力装置に関する実験的研究
第2報 丸い前縁形状の効果

宮田勝弘・李家賢一・郭東潤・野口正芳

2003年5月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

超音速航空機 (SST) 形態の高揚力装置に関する実験的研究 *

第2報 丸い前縁形状の効果

宮田 勝弘*¹ 李家 賢一*² 郭 東潤*³ 野口 正芳*³

Experimental Investigations on High Lift Devices for an SST Part. 2 Effects of Rounded Leading-Edges

Katsuhiko MIYATA*¹, Kenichi RINOIE*², Dong-Youn KWAK*³ and Masayoshi NOGUCHI*³

ABSTRACT

The effects of rounded leading-edge vortex flaps were investigated on a cranked arrow wing SST configuration, using wind tunnel measurements. Differences in aerodynamic characteristics were discussed for the “non-rounded” leading-edge flap-an original design, and for the rounded leading-edge flap. The question of how differences in Reynolds number affects the flow around the rounded leading-edge vortex flaps and the flap performance was also discussed. Some benefit from the lift/drag ratio for the wing with the rounded leading-edge vortex flaps was obtained, as compared with those of the “non-rounded” vortex flaps at a lift coefficient greater than 0.3. Flow patterns over the rounded leading-edge vortex flaps were observed changing as the Reynolds number increased. The spanwise length of the separated region is reduced as the Reynolds number is increased.

Keywords: SST, Leading-edge Flap, Vortex Flap, Rounded Leading-edge

概 要

超音速航空機 (SST: Supersonic Transport) 機体に内翼前縁ボルテックス・フラップ, 外翼前縁フラップ, 後縁フラップを適用したときの低速空力特性に対する効果を明らかにするために, クランクトアロー翼を有する SST 模型を用いた風洞試験を行い, 各種フラップの有効性を検討している. 本報では, 内翼前縁ボルテックス・フラップの前縁形状を丸くした場合の効果, およびレイノルズ数の違いが丸い前縁ボルテックス・フラップの性能に及ぼす影響について調べた. その結果, 前縁を丸くすることにより, 揚抗比が最大値をとる揚力係数 C_L よりも大きい C_L の範囲 ($C_L > 0.3$) において揚抗比 L/D はわずかに増加することが確認された. また, レイノルズ数が変化した場合の流れ場への影響を調べたところ, オリジナルの前縁形状ではほとんど影響が見られないのに対して, 前縁を丸くした形状ではレイノルズ数が増大するにつれてフラップ上に生ずる前縁剥離渦のスパン方向長さが短くなる場合があることが示された.

* 平成 14 年 10 月 9 日受付 (received 9 October, 2002)

* 1 技術研修生, 東京大学大学院 (University of Tokyo)

* 2 東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻 (Dept. Aeronautics&Astronautics, University of Tokyo)

* 3 次世代超音速機プロジェクトセンター (Next Generation SST Project Center)

記号表

AR	: 主翼アスペクト比
b	: 全スパン長 [m]
c	: 平均空力翼弦長 [m]
C_D	: 抵抗係数 ($= D/(qSW)$)
C_L	: 揚力係数 ($= L/(qSW)$)
C_m	: ピッチングモーメント係数: 基準点は平均空力翼弦の 25% 位置 ($= M_y/(qcSW)$)
C_p	: 圧力係数 ($= (P - P_\infty)/q$)
C_r	: 翼根部での翼弦長 [m]
D	: 抵抗 [N]
L	: 揚力 [N]
M_∞	: 一様流マッハ数
M_y	: ピッチングモーメント [Nm]
P	: 翼表面圧力 [Pa]
P_0	: 一様流総圧 [Pa]
P_∞	: 一様流静圧 [Pa]
q	: 一様流動圧 ($q = 0.5\rho U_\infty^2$) [Pa]
R	: フラップ前縁半径 [m]
Re	: 平均空力翼弦長に基づくレイノルズ数 ($= U_\infty c/\nu$)
S_w	: 翼面積 [m ²]
U_∞	: 一様流速 [m/s]
X	: 翼頂点から機軸方向への距離 [m]
y	: 模型機軸からスパン方向への距離 [m]
α	: 迎角 [deg]
δ_{fLEin}	: 内翼前縁ボルテックス・フラップ舵角 [deg]
δ_{fLEout}	: 外翼前縁ボルテックス・フラップ舵角 [deg]
δ_{fTE}	: 後縁フラップ舵角 [deg]
Λ	: 後退角 [deg]
ρ	: 空気密度 [kg/m ³]

模型形状の定義

模型形状を以下のように簡略化して表記する。

例) S 301210

1 文字目: 内翼前縁形状を表す

S (オリジナル前縁形状), R (丸い前縁形状)

2, 3 文字目: 内翼前縁ボルテックス・フラップの舵角 δ_{fLEin} を示す。

00(0°), 15(15°), 30(30°)

4, 5 文字目: 外翼前縁フラップの舵角 δ_{fLEout} を示す。

00(0°), 05(5°), 12(12.2°)

6, 7 文字目: 後縁フラップの舵角 δ_{fTE} を示す。

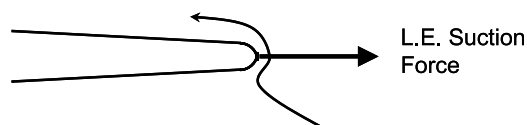
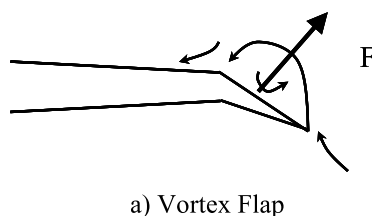
00(0°)

1. 序 論

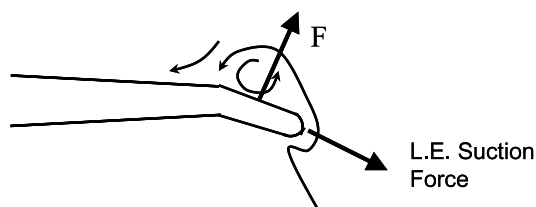
超音速航空機は、超音速飛行時における衝撃波の発生に伴う抵抗の増大を避けるために、克蘭クトアロー翼のような後退角の大きな低アスペクト比の主翼平面形が一般的に用いられる。しかし、このような翼平面形では低速飛行時に望ましい空力特性が得られず、特に離着陸性能が良くないことが知られている。後退角の大きい低アスペクト比翼はその揚力傾斜が小さいことから、離着陸の際などの低速飛行時には高迎角で飛行しなければならない。このとき、翼面上には前縁剥離渦が形成され、渦吸引力が翼面に働く。この渦吸引力により揚力も増大するが、抵抗も増大してしまい、結果的に低速空力特性の指標の一つである揚抗比 L/D が小さい値しか示さない。

このような後退角の大きい低アスペクト比翼の L/D を改善するために考案された前縁デバイスの一つにボルテックス・フラップがある¹⁾。ボルテックス・フラップとは翼前縁に取り付けられた下方に折り曲げることでできるフラップであり、前縁剥離渦をフラップ上に位置させることにより、翼の抵抗成分を低減し L/D を向上させることができる (図 1 a)。

克蘭クトアロー翼のように内翼・外翼を有する形態では、内翼前縁ボルテックス・フラップと外翼前縁フラ



b) Rounded Leading-Edge



c) Rounded Leading-Edge Vortex Flap

図 1. ボルテックス・フラップと前縁吸引力の説明図

ップを組み合わせる使用することになる(翼前縁形状によって異なるが、翼上に前縁剥離渦が明確に形成される後退角は、一般には 50° 程度以上である。本報告の外翼の後退角はこの角度よりも小さいためにボルテックス・フラップとしてではなく、一般的な前縁フラップとして働くと考えられる)。翼の L/D が最大となる C_L の値ならびにボルテックス・フラップによる L/D 向上の効果が強く見られる C_L の範囲は、離着陸時に達成すべき C_L の値よりも一般に小さい¹⁾。一方、後縁フラップを使用すると、迎角を固定のまま機体の C_L を増大させることが可能である。そこで、もし後縁フラップの併用によって、ボルテックス・フラップの効果が強く得られる C_L の範囲を、離着陸時に必要な C_L の値に近づけることができれば、超音速航空機の離着陸性能の向上を達成することができると考えられる。更には、内翼・外翼前縁フラップと後縁フラップを組み合わせるときの、各フラップの複合的効果による L/D の向上も期待できる。以上の点を調べるために前報²⁾において風洞実験を行ってきた。

一方、低速における空力特性を改善する他の方法として丸い前縁(Rounded Leading-Edge)を活用する方法がある。丸い前縁を有するデルタ翼には付着流による大きな前縁吸引力が働き、抵抗が減少する(図1b))³⁾。ただし、レイノルズ数の変化が丸い前縁を有する低アスペクト比翼の性能に大きな影響を与えるため、注意が必要である³⁾。更にボルテックス・フラップの前縁を丸い前縁形状にすることにより、ボルテックス・フラップと前縁吸引力の両方の効果を得られることが期待される(図1c))。この

丸い前縁を有したボルテックス・フラップに関しては実験的研究が行われており、その効果が確認されている⁴⁾。ただし、これまでは固定されたレイノルズ数において実験が行われてきたため、レイノルズ数が変化したときの丸い前縁を有したボルテックス・フラップの効果に関しては不明な点が多い。

本報告では、SST機体に丸い前縁を有するボルテックス・フラップを適用したときの空力特性変化を明らかにすることを目的とする。更には、丸い前縁形状のボルテックス・フラップに関して、レイノルズ数が変化した場合の影響について調べることも目的とする。そのために、胴体とクランクトアロー翼で構成されるSST模型を用いて風洞実験を行い、フラップを使用した場合の空力特性について調べた。

2. 実験装置および実験方法

本研究では、実験模型として前報で使用されたSST形態模型を用い、航空宇宙技術研究所(NAL)の $2\text{m} \times 2\text{m}$ 低速風洞と $2\text{m} \times 2\text{m}$ 遷音速風洞において実験を行った。

2.1 SST 模型

実験に使用したSST模型は胴体、主翼本体、各種フラップ(内翼前縁ボルテックス・フラップ、外翼前縁フラップ、後縁フラップ)から構成されている。概略図を図2に示す。主翼はクランクトアロー翼で、超音速揚力面理論によるワープ設計がなされている。機体軸から翼端方

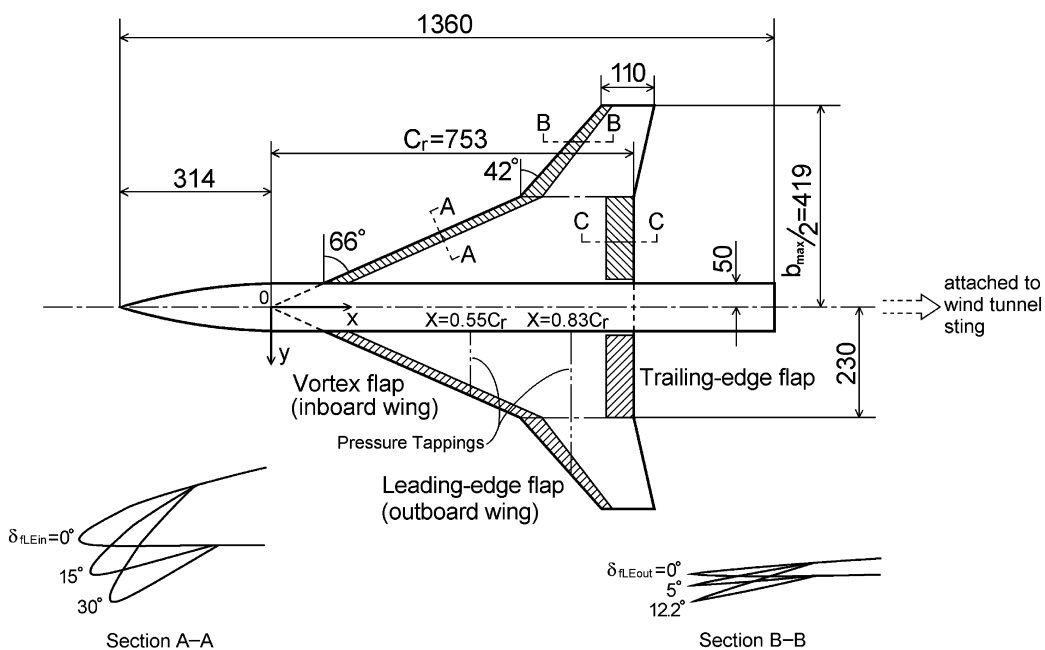


図2. SST 模型の概略図 (単位: mm)

向に向かって、セミ・スパン長の55%位置に内翼と外翼の境目となるキックを持つ。内翼の翼断面はNACA 66シリーズであり、外翼側は3%の両凸型 (biconvex) 断面を有する。後退角 Λ は内翼側で $\Lambda = 66^\circ$ 、外翼側で $\Lambda = 42^\circ$ である。文献2で示されたように内翼は後退角が大きいことから、その前縁フラップはボルテックス・フラップとしての効果を示す。このため、本稿では内翼側前縁フラップを内翼前縁ボルテックス・フラップと称している。主翼のアスペクト比は $AR = 2.24$ で、平均空力翼弦長 c は 0.459 m である。模型および翼型断面の詳細は、前報に示されている。なお、本稿で行った丸い前縁形状の実験では後縁フラップを使用していない。

フラップ舵角は、内翼前縁ボルテックス・フラップと後縁フラップについてはヒンジラインに垂直方向、外翼前縁フラップは模型の機体軸方向に平行な面内で定義した。計測を行った各種フラップの舵角を以下に示す。

内翼前縁ボルテックス・フラップ

(オリジナル前縁形状) : $\delta_{fLEin} = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$

内翼前縁ボルテックス・フラップ

(丸い前縁形状) : $\delta_{fLEin} = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$

外翼前縁フラップ : $\delta_{fLEout} = 0^\circ, 5^\circ, 12.2^\circ$

後縁フラップ : $\delta_{fTE} = 0^\circ$

内翼前縁ボルテックス・フラップの舵角 $\delta_{fLEin} = 30^\circ$ と外翼前縁フラップの舵角 $\delta_{fLEout} = 12.2^\circ$ の場合、キック位置で前縁が内翼から外翼へと滑らかにつながる。 $\delta_{fLEin} = 15^\circ$ と $\delta_{fLEout} = 5^\circ$ の場合も同様である。

内翼前縁ではフラップ前縁形状の変化による効果を調べるために、2種類の前縁形状 (オリジナル前縁形状と丸い前縁形状) を用意した (図3)。丸い前縁形状はオリジナル前縁形状の上面側形状を保ったまま、下面側をふくらますことによって前縁半径 $R = 5\text{ mm}$ の丸い前縁を有するようにしたフラップ形状である。内翼前縁ボルテックス・フラップのスパン長 (180 mm) の中央部60%のみ $R = 5\text{ mm}$ の前縁半径が一定であり、その両側 (各20%ずつ) は両端でオリジナル前縁形状と一致するように直線的に前縁半径は減少している。なお、丸い前縁形状では図3

に示したように $\delta_{fLEin} = 0^\circ$ の状態でも見かけ上約 12° のフラップ折り曲げ角度がある。 $R = 5\text{ mm}$ の前縁半径は、フラップヒンジラインにおける翼厚のスパン方向平均値の1/2にほぼ相当する値として選定した。

左翼上面には翼頂点 (機体中心線上) から機体軸方向へ距離 $X = 0.55Cr$ 、 $0.83Cr$ 位置に各10点の合計20点の静圧孔が設けてある。更に、丸い前縁形状の場合には、前縁に働く前縁吸引力を測定するために丸い前縁の最前部位置 (図3参照) に21番目の静圧孔が設けられている。

2.2 2m × 2m 低速風洞

航空宇宙技術研究所調布飛行場支所 2m × 2m 低速風洞 (旧突風風洞) は、測定部断面が 2m × 2m (矩形) の回流型低速風洞であり、本研究では一様流速 30 m/s にて実験を行った。SST 模型はロボットアームによるスティング支持が行われた。ロボットアームは3軸方向に移動・回転が可能であり、模型を常に風洞測定部中心位置に保つことができる。

空力測定試験には6分力内挿天秤を使用した。模型と天秤をスティングを介してロボットアームに取り付けた。本試験は模型ロール角と横滑り角を 0° に固定した状態で迎角 α を変化させながら計測を行った。 $\alpha = -4^\circ \sim 10^\circ$ では 1° 間隔、 $\alpha = 12^\circ \sim 30^\circ$ では 2° 間隔で計測を行った。各迎角の設定後、気流の安定を確認したのち 2 msec 間隔で 500 点計測し、それを平均して空気を求めた。計測されたデータは閉塞効果による修正、境界壁修正を行った。また、ベース圧やキャビティ圧の修正も行った。

圧力測定試験では、模型表面圧力孔からの圧力配管を風洞外へ延長し、2m × 2m 低速風洞に設置されている電子走査式多点圧力センサー (差動型: 定格 0.7 psi) を用いて圧力計測を行った。翼面上の静圧孔の圧力を 5 msec 間隔で 100 点測定し、それを平均した。圧力測定は圧力配管による力測定への干渉を避けるため、力測定とは別々に行った。

オイルフローによる流れの可視化試験には二酸化チタンと軽油を使用した。

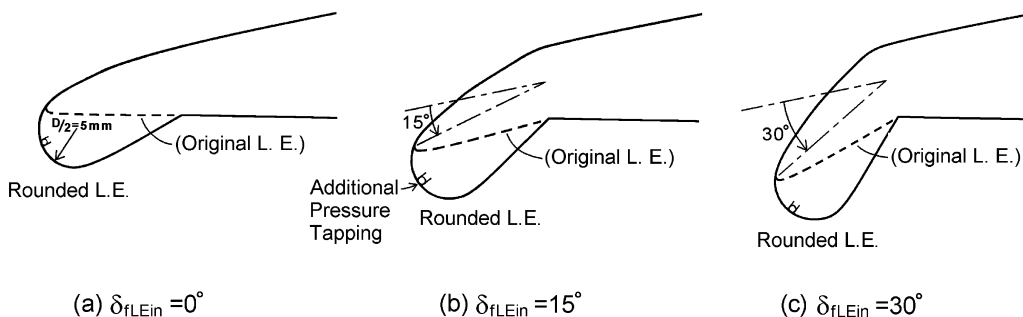


図3. 内翼前縁ボルテックス・フラップ断面形状 (ヒンジラインに直交断面, 図2 Section A-A)

2.3 2m × 2m 遷音速風洞

航空宇宙技術研究所の2m × 2m 遷音速風洞は、測定部断面が2m × 2m (矩形) の回流型遷音速風洞であり、本研究では一様流マッハ数0.3で試験を行った。一様流総圧を変化させることにより、測定レイノルズ数を変化させる実験を行った (2.4 実験条件を参照)。空気力測定試験には6分力内挿天秤 (B-660 H 型) を使用した。模型と天秤をスティングを介してスティングポッドに取り付けた。本試験は模型ロール角と横滑り角を0°に固定した状態で迎角 α を変化させながら計測を行った。 $\alpha = -3^\circ \sim 3^\circ$ では1°間隔、 $\alpha = 3.5^\circ \sim 7^\circ$ では0.5°間隔、 $\alpha = 8^\circ \sim 16^\circ$ では2°間隔で計測を行った。200 msecのアナログデータを平均し、これを5点 (約0.8 secのサンプルレート) 計測し、さらに平均処理した。自重補正やベース圧、キャビティ圧の修正を行った。圧力測定試験は圧力センサーに機械式圧力センサーと差動型圧力変換器 (定格10 psi) を使用した。データ処理には、2m × 2m 遷音速風洞オンラインデータ取得システムを使用した。200 μ secのサンプルレートで20点平均した。なお、圧力変換器は模型内に収納して計測を行ったため、力測定の際に圧力配管による干渉は考えられず、本風洞では力試験と圧力試験を同時に実施した。

2.4 実験条件

以下に実験の測定条件をまとめる。

(1) 2m × 2m 低速風洞

一様流速 : $U_\infty = 30 \text{ m/s}$
 レイノルズ数 : $Re = 0.92 \times 10^6$
 (ただし、主翼平均空力翼弦長 $c = 0.459 \text{ m}$ を基準とする)
 迎角 : $\alpha = -4^\circ \sim 30^\circ$

(2) 2m × 2m 遷音速風洞

一様流マッハ数 : $M_\infty = 0.3$
 レイノルズ数¹ : $Re = 1.4 \times 10^6$
 (一様流総圧 $P_0 = 50 \text{ kPa}$)
 $Re = 2.4 \times 10^6$
 (一様流総圧 $P_0 = 85 \text{ kPa}$)
 $Re = 2.8 \times 10^6$
 (一様流総圧 $P_0 = 100 \text{ kPa}$)
 $Re = 3.4 \times 10^6$
 (一様流総圧 $P_0 = 120 \text{ kPa}$)
 $Re = 3.8 \times 10^6$
 (一様流総圧 $P_0 = 135 \text{ kPa}$)
 (ただし、主翼平均空力翼弦長 $c = 0.459 \text{ m}$ を基準

とする)

迎角 : $\alpha = -3^\circ \sim 16^\circ$

3. 結果及び考察

3.1 オリジナル前縁形状の空力特性について

本節では、文献2で計測したオリジナル前縁形状に関する代表的な4つの形態 ($Re = 9.2 \times 10^5$) について、フラップの効果を簡単にまとめる。空気力測定結果 (C_L , C_D , C_m , および L/D 分布) のまとめを図4に、翼表面圧力分布のまとめを図5に示す。図5の圧力分布は、迎角5°, 12°, 20°に関して翼弦長位置 $X = 0.55Cr$ と $0.83Cr$ における C_p のスパン方向分布を示す。横軸0%が機体中心軸を、100%が各翼弦位置での前縁を意味する。フラップのヒンジライン位置、胴体位置および図下段の $X = 0.83Cr$ ではキंक位置も一点鎖線で示してある。なお主流方向 (翼弦方向) にプロットした圧力分布によって流れの剥離を評価することが一般に行われるが、前縁剥離渦の場合は主流に直交する方向へ流れが大きく曲げられて渦状流れが形成されているため、翼スパン方向に圧力分布をプロットすることによって、剥離渦の形成を評価することができる。

図5, aの $\alpha = 5^\circ$, $X = 0.55Cr$ 位置 (図上段) においては、オリジナル形態 (S 000000, フラップ操舵なし) では、翼端付近で圧力の減少 (図の表示では縦軸の上へ向かう方向) が見られ、この付近で小さな剥離が生じていることがわかる。このとき内翼前縁ボルテックス・フラップのみを操舵した形態 (S 300000) では、この圧力の減少が見られず、フラップの操舵によって剥離が抑制されていることがわかる。 $\alpha = 12^\circ$ においては (図5, b: $X = 0.55Cr$), S 000000では比較的大きな前縁剥離渦の形成が翼端からスパン方向位置70%にかけて見られるのに対して、S 300000では、ほぼボルテックス・フラップ上でのみ剥離渦が形成されている。この迎角は $C_L = 0.5$ にほぼ相当し (図4, a参照), このときS 300000の L/D はS 000000よりもわずかではあるが大きな値を示している (図4, d参照)。このようにS 300000 ($\alpha = 12^\circ$) では、前縁剥離渦の成長を抑制し、剥離渦をフラップ上に位置させボルテックス・フラップとして機能することにより、 L/D を向上させる効果が得られていることがわかる。

外翼前縁フラップを操舵した場合 (S 001200), 低迎角 ($\alpha = 5^\circ$, $C_L = 0.2$ にほぼ相当) においては外翼側 (翼端付近) の剥離を抑制している (図5, a: $X = 0.83Cr$ 位置, 図下段)。また $\alpha = 12^\circ$, 20° ではフラップ上に剥離域が形成されている (図5, bとc: $X = 0.83Cr$ 位置)。このため低 C_L においては翼面上に付着して流れるために、また比較的高い C_L においては剥離渦の存在によって発生する吸引力

¹レイノルズ数は総圧が同じであっても、試験を行った風洞内温度の状況によって多少変化する。ここには、各総圧に対する代表的なレイノルズ数の値を示してある。

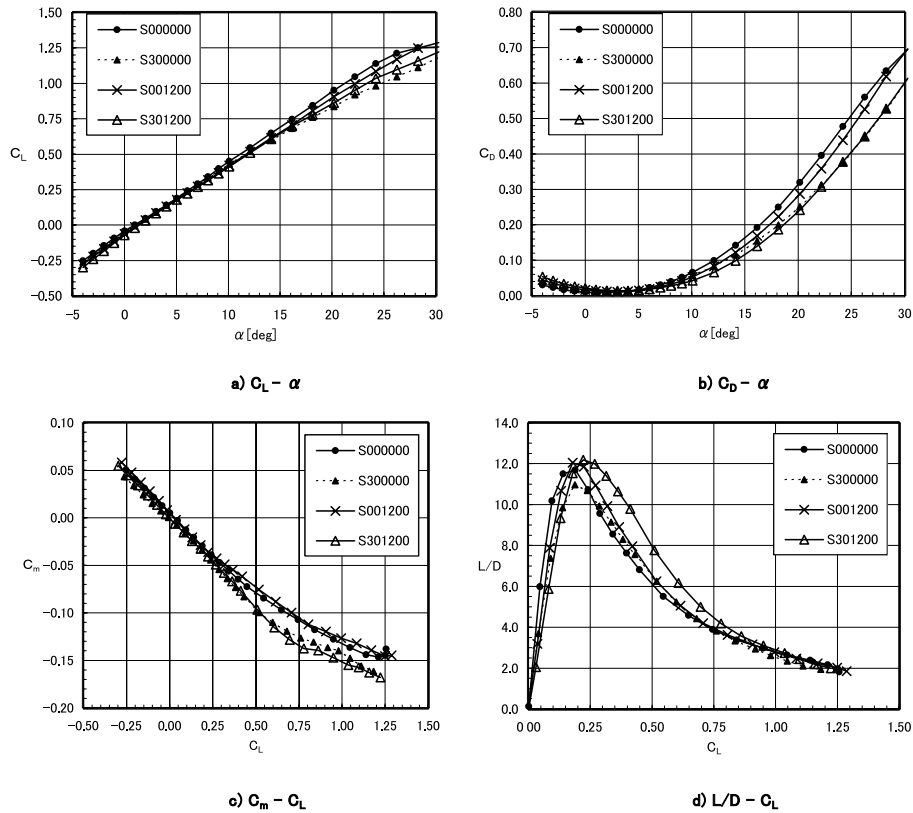


図4. 各種フラップ効果まとめ (空気力)

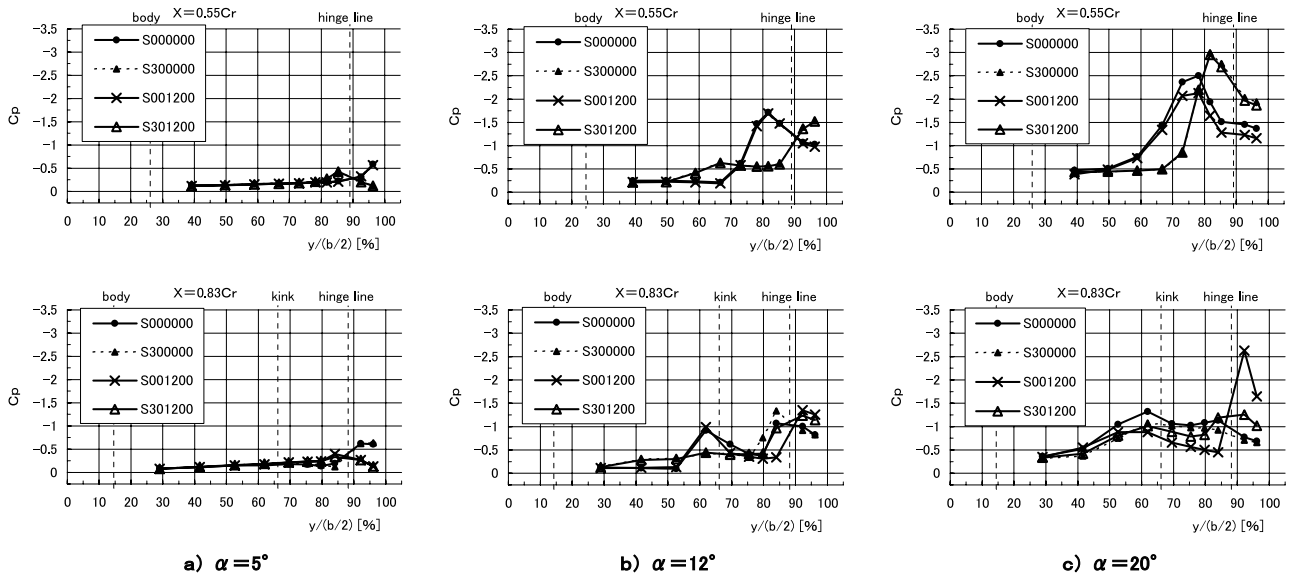


図5. 各種フラップ効果まとめ (翼表面圧力分布)

(ボルテックスフラップ的な効果) のために, S 000000 の場合よりも S 001200 の方が広い C_L 範囲で L/D がわずかに向上していると考えられる (図4, d 参照)。

なお, 図5, b, c の下段 ($X = 0.83C_r$) において, フラップ・ヒンジラインの内側に, もう一つの圧力のピークが観察される形態 (例えば S 000000, S 001200) がある。こ

れは外翼での剥離とは別に上流側の内翼上で生じた剥離渦 ($X = 0.55C_r$ 位置において観察された渦) が下流の $X = 0.83C_r$ にまで伸びてきているためである。

複数のフラップを組み合わせて操舵する (S 301200) ことにより, L/D 特性は大幅に改善される (図4, d)。 L/D は広い C_L の範囲 ($0.25 < C_L < 0.75$) で S 000000 に比べ

て約 30 % 程度改善されている (図 4, d). この L/D が大きく向上した一つの理由としては, 上述した前縁および後縁それぞれのフラップの効果が加算されたことがあげられる. 更に, キンク位置で内翼および外翼のフラップが滑らかにつながるにより, キンク部での段差に伴う不必要な流れの剥離が抑制されたためと考えられる. また, 内翼と外翼のフラップを同時に折り曲げるにより主翼としてのキャンバー効果が大きくなったことも理由の一つと考えられる²⁾.

3.2 前縁形状の違いの影響について

本節では, $Re = 9.2 \times 10^5$ と $Re = 3.4 \times 10^6$ の 2 つの異なるレイノルズ数における丸い前縁形状の影響についてまとめる.

3.2.1 $Re = 9.2 \times 10^5$ の場合

内翼前縁ボルテックス・フラップの前縁形状を丸く変化した場合の力測定結果を, R 000000, R 150500, R 301200 に関して, それぞれ同じフラップ舵角でのオリジナル前縁形状 (S 000000 等) と比較して図 6 に示す. 図 6 によると, これら 3 種の形態共に前縁を丸くすることにより, 迎角 α が 10° を超えたあたりからオリジナル前縁形状よりも C_L , C_D ともにわずかに減少している. 下段の $L/D - C_L$ 曲線を見ると R 000000 では $0.3 < C_L < 0.8$ ($7^\circ < \alpha < 18^\circ$) でわずかに L/D の改善がみられ ($C_L=0.4$ において L/D の改善は 0.3 程度), R 150500 でも $0.3 < C_L < 0.6$ ($7^\circ < \alpha < 14^\circ$) において同程度の改善 ($C_L=0.4$ において 0.3 程度) がみられている. これに対して R 301200 では L/D に変化が全くみられない. 他のレイノ

ルズ数における R 301200 の結果においても L/D の改善が全く見られなかった. 図 3 から予測できるように, 内翼を 30° 折り曲げた場合, 下面側の角度が非常に大きくなり, 流れが下面で剥離する可能性がある. このために R 301200 翼では期待された L/D の向上が全く見られなかったのではないかと考えられる. そこで本稿では, 以降, 内翼前縁ボルテックス・フラップ舵角 0° と 15° の結果についてのみ議論していくことにした. なお L/D が最大になる C_L の領域付近での C_D のわずかな変化によって L/D が大きく変化するため, 図 6 中で L/D が最大値となる C_L 付近での L/D の値に関しては, その解釈に十分に注意を払う必要がある.

R 000000 と R 150500 の圧力測定結果を図 7 に示す. 図 7, a ($\alpha = 8^\circ$: $C_L = 0.34$, $X = 0.55Cr$ 位置, 図上段) の R 000000 と S 000000 を比較すると, 前縁を丸くすることにより, 前縁剥離渦による圧力の負のピーク値 (サクシオン) は小さくなる (縦軸の下の方向へ向かう) ことがわかる. すなわち剥離渦の強度が弱まることにより, 剥離渦に起因して発生していた抵抗が低下し, それが L/D の若干の向上につながったのではないかと考えられる. なおフラップ舵角 0° においては前縁形状を丸くすると前縁吸引力が上昇すると考えられたが (第 1 章), 本節での結果は, この前縁吸引力の増大を特に明示はしていない. 迎角 $\alpha = 12^\circ, 14^\circ$ ($C_L = 0.54, 0.64$: 図 7, b, c) においても R 000000 は S 000000 よりわずかに圧力のピークが低下している.

図 7, a ($\alpha = 8^\circ$: $C_L = 0.33$, $X = 0.55Cr$ 位置, 図上段) の R 150500 と S 150500 を比較すると, 前縁を丸くすること

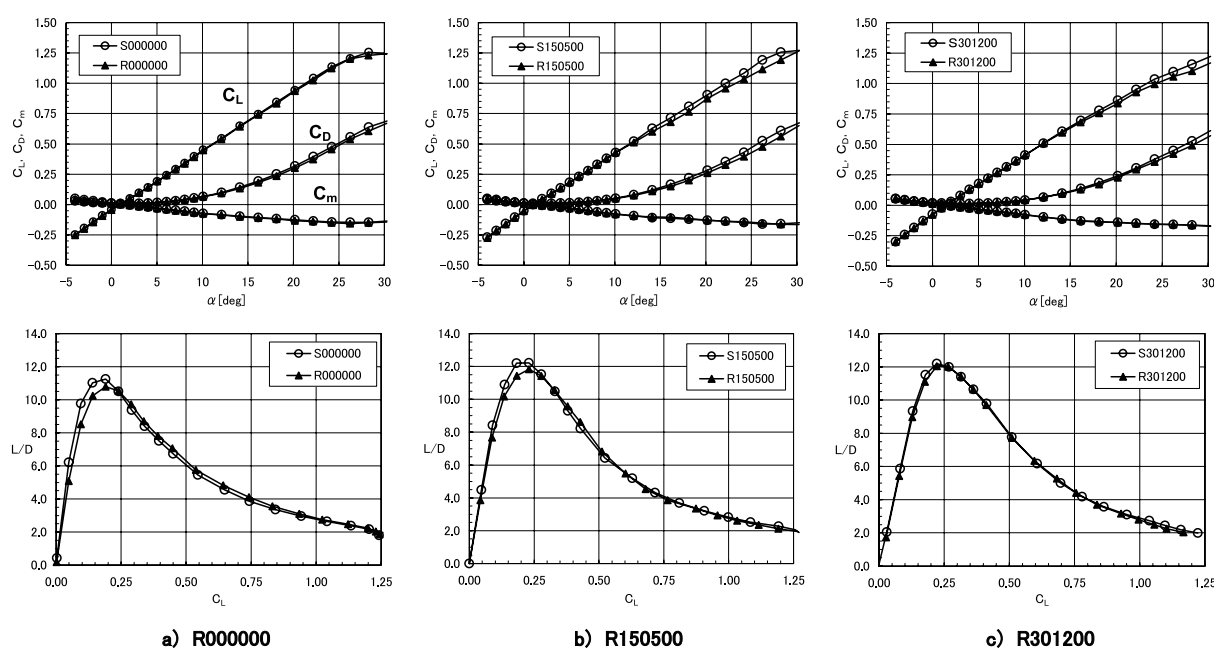


図 6. 内翼前縁ボルテックス・フラップの前縁形状変化の影響 (空気力: $Re=9.2 \times 10^5$)

により翼端付近の微小な剥離が抑えられていることがわかる。図7,b ($\alpha=12^\circ$: $C_L=0.51$, $X=0.55Cr$ 位置)では, S150500上に生じる剥離渦がヒンジライン ($y/(b/2) = 89\%$)を超えて内翼側に位置しているのに対し, R150500ではより外翼側(フラップ面上)に位置しており, 前縁を丸くすることにより同じ迎角では剥離渦のスパン方向長さが縮められる(剥離渦の形成が抑制される)ことがわかる。

図7下段の $X=0.83Cr$ 位置の結果では, $\alpha=8^\circ$ では, ほ

とんど違いが見られない。これは, オリジナル前縁形状, 丸い前縁形状共に外翼部分では同じ翼断面を有するためである。ただし, $\alpha=12^\circ, 14^\circ$ では外翼部でも大きく違いが見られる。上流側の内翼部で生じた前縁剥離渦が, この迎角の $X=0.83Cr$ 付近では外翼部の流れと干渉して複雑な剥離流れを形成しているためではないかと考えられる。

3.2.2 $Re = 3.4 \times 10^6$ の場合

図8に丸い前縁形状を持つ内翼前縁ボルテックス・フラップを取り付けた場合の $Re = 3.4 \times 10^6$ における L/D -

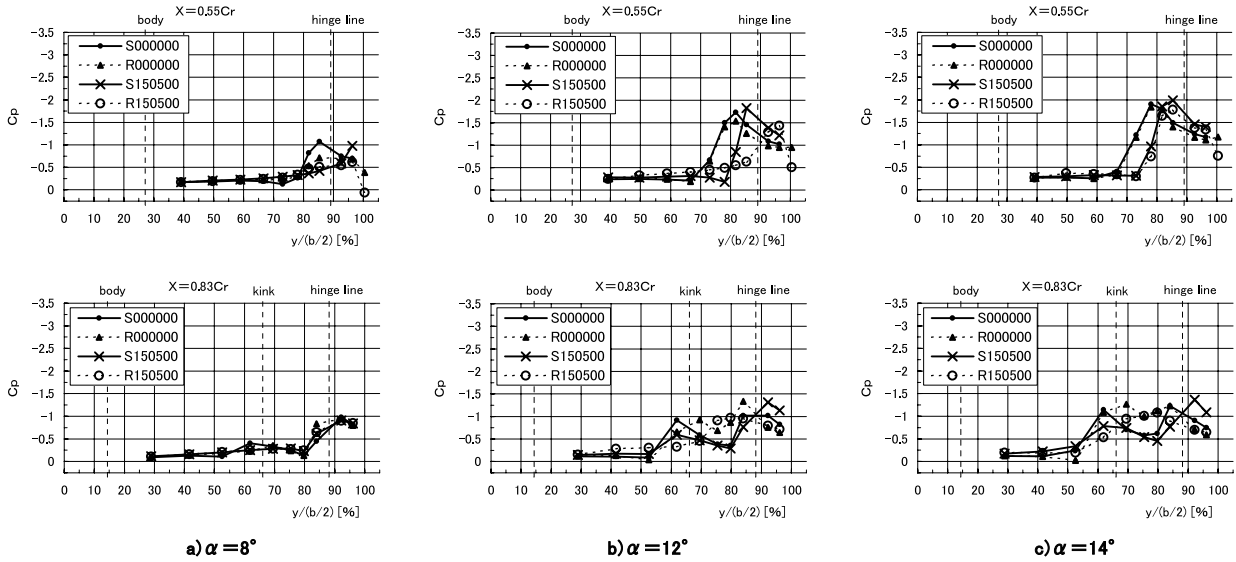


図7. 内翼前縁ボルテックス・フラップの前縁形状変化の影響 (翼表面圧力分布: $Re = 9.2 \times 10^5$: R000000とR150500)

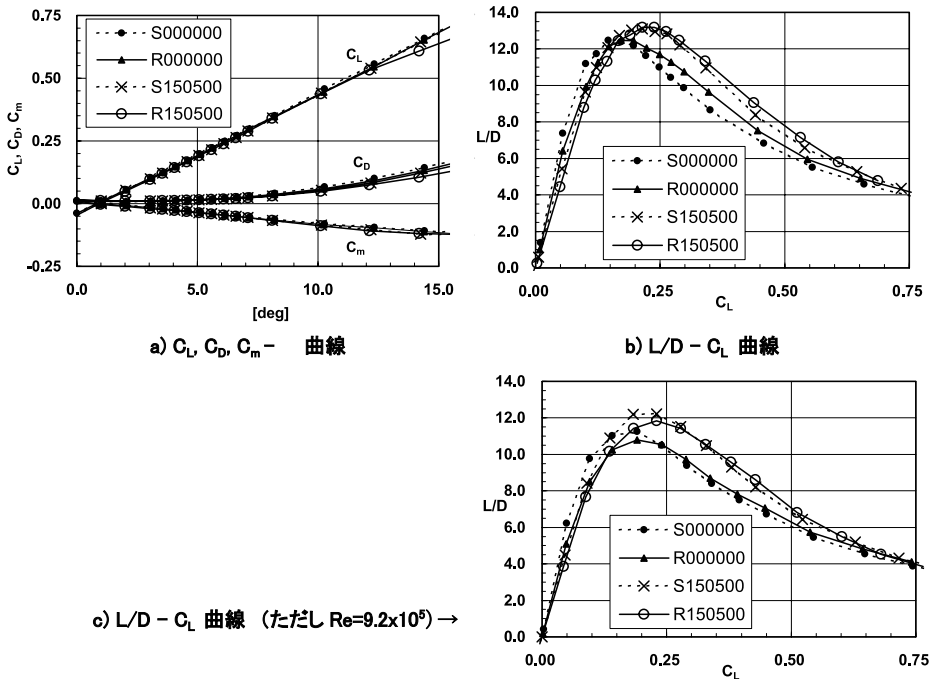


図8. 内翼前縁ボルテックス・フラップの前縁形状変化の影響 (空気力: $Re = 3.4 \times 10^6$)

C_L 曲線を示す. 同じ C_L における R 000000 の S 000000 に対する L/D の増加の幅を比較すると, $Re = 9.2 \times 10^5$ の場合 (図8右下にも示してある) よりも $Re = 3.4 \times 10^6$ の場合の方が L/D の増加の幅 (同じレイノルズ数と同じ C_L における S 000000 と R 000000 の L/D の差) は大きくなっている. R 150500 では S 150500 と比較すると $0.3 < C_L < 0.6$ において L/D の増加の幅が $Re = 9.2 \times 10^5$ の場合よりも改善されていることがわかる. なお $Re = 3.4 \times 10^6$ では $C_L = 0.4$ において S 000000 に比べて R 150500 は L/D が約 27% の向上している.

図9に $Re = 3.4 \times 10^6$ における圧力測定結果を示す. 図7の $Re = 9.2 \times 10^5$ の場合の結果と同様に R 000000 は S 000000 に比べて剥離域のサクシオン (圧力の負のピーク) の高さが低下している. また, 図7とは異なり, 前縁 (図右端) における圧力の値が R 000000 では比較的高い値を維持している (例えば図9, bの $\alpha = 12^\circ$, $X = 0.55Cr$ 位置). これはレイノルズ数が大きくなると, 丸い前縁の使用により前縁吸引力が増大することを示唆している.

R 150500 の場合も図7と同様に S 150500 に比べて剥離渦のスパン方向長さが短くなっている (例えば図9, bの $\alpha = 12^\circ$, $X = 0.55Cr$ 位置を参照). フラップ・ヒンジラインの内翼側にまで大きな剥離渦が発生しているとき (図9, dの流れ場スケッチ図を参照), その圧力の負のピークが大きいほど C_D が大きく, L/D の値が低下すると解釈できる. R 150500 では, これとは逆に, 迎角 12° 以上において,

剥離渦の形成の抑制に伴い剥離渦が短くなって (図9, e参照), 主に下方に折り曲げられたフラップ面上に剥離渦が生じるようになる. 図8において同じレイノルズ数における S 150500 の結果と比較したときに見られた L/D の増加の幅の向上は, このボルテックス・フラップ上に剥離渦が生じていることが影響していると考えられる.

ところで, 図7と図9を比較すると, $Re = 3.4 \times 10^6$ の場合, S 000000 と S 150500 の剥離域のサクシオンの高さが上昇していることがわかる (例えば図7, cと図9, cの $\alpha = 14^\circ$, $X = 0.55Cr$ 位置を参照). これに対して, R 000000 と R 150500 では, 逆にレイノルズ数の高い方のサクシオンピークが低下している (同じく図7, cと図9, cの $\alpha = 14^\circ$, $X = 0.55Cr$ 位置など). また, 図9下段の $X = 0.83Cr$ 位置の結果 (迎角 $\alpha = 12^\circ, 14^\circ$) によると, S 000000 と S 150500 では, 内翼側の剥離渦と外翼側の剥離渦による2つのピークがみられるが, R 000000 と R 150500 では, その2つの渦が融合してしまって1つの渦に変化している様子が見られる. なお, この融合は図7においても, 同様の傾向が見られる.

3.3 レイノルズ数変化の影響

前節で示されたように, 2つの異なるレイノルズ数によって前縁形状変化による影響に違いが生じた. そこで本節では, レイノルズ数の変化がオリジナル前縁形状と丸い前縁形状に及ぼす影響を詳しく調べていく. なお本節

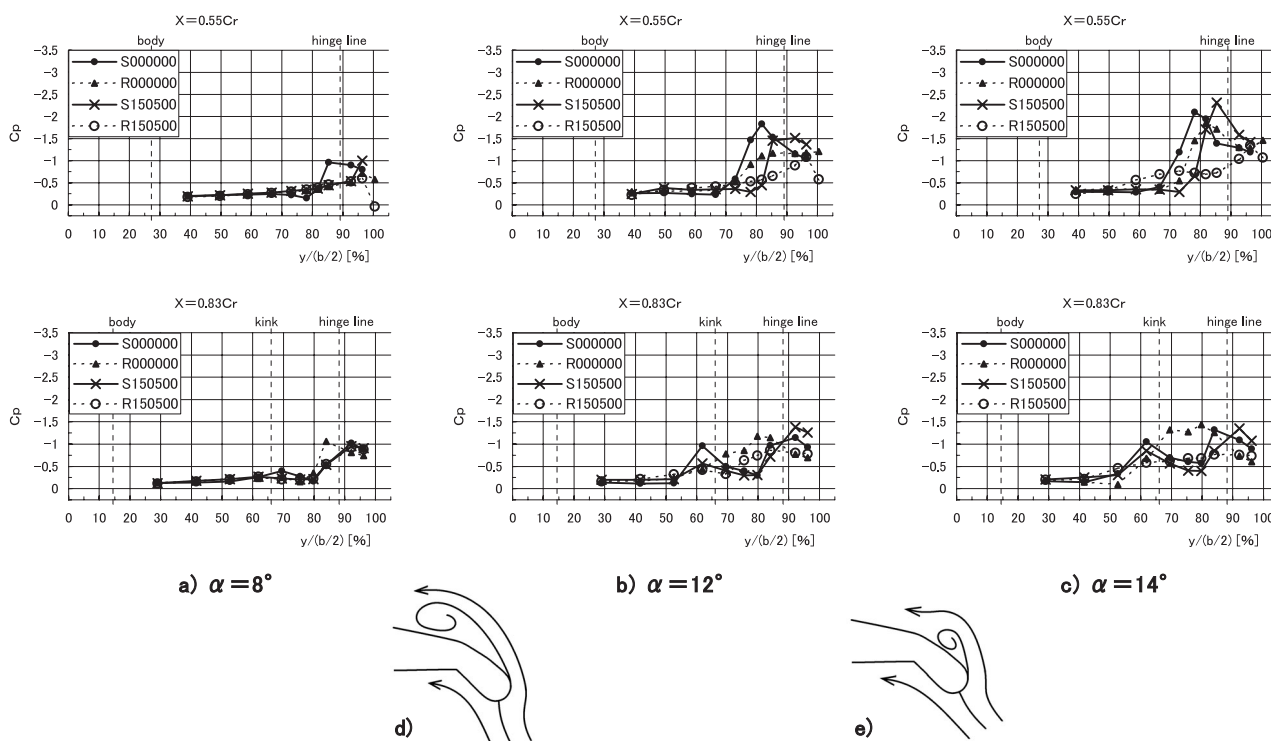


図9. 内翼前縁ボルテックス・フラップの前縁形状変化の影響 (翼表面圧力分布: $Re = 3.4 \times 10^6$; R 000000 と R 150500, ならびに説明スケッチ図)

の理解の参考のために、図10に模型各形状毎に横軸にレイノルズ数、縦軸にその形態での揚抗比 L/D の最大値をプロットした図を示す。

3.3.1 各形態でのレイノルズ数変化の影響

(1) S 000000 形態

図11にレイノルズ数を変化させた場合の S 000000 形態に関する $L/D - C_L$ 曲線を示す。レイノルズ数が大きくなっても、 $C_L > 0.25$ では L/D はほとんど変化していないように観察される。ただし異なる風洞における異なる天秤 ($Re = 9.2 \times 10^5$ の場合のみ異なる) を使用した計測であるため、 L/D の大きさを直接的に比較することには注意を要する。風洞壁の影響、使用する天秤の容量、精度の違いおよび模型支持方法の違いにより、同じ模型形態、同

じ測定条件においても計測結果に差異を生ずることが考えられる。このため、本報告では $2\text{m} \times 2\text{m}$ 遷音速風洞におけるレイノルズ数の異なる実験結果を主として用いて、レイノルズ数の違いの影響を以降で検討していく。図12に圧力測定の結果を示す。この図からオリジナル形状では、ほとんどレイノルズ数による影響はないことがわかる。

(2) R 000000 形態

図13にレイノルズ数を変化させた場合の $L/D - C_L$ 曲線を、図14に圧力測定の結果を示す。図13ではレイノルズ数を大きくするにつれて $C_L = 0.1 \sim 0.4$ の付近で L/D の値が少しずつ向上する傾向にある (ただし図11で述べたように注意が必要である)。図14の $\alpha = 5^\circ$ では、レイノル

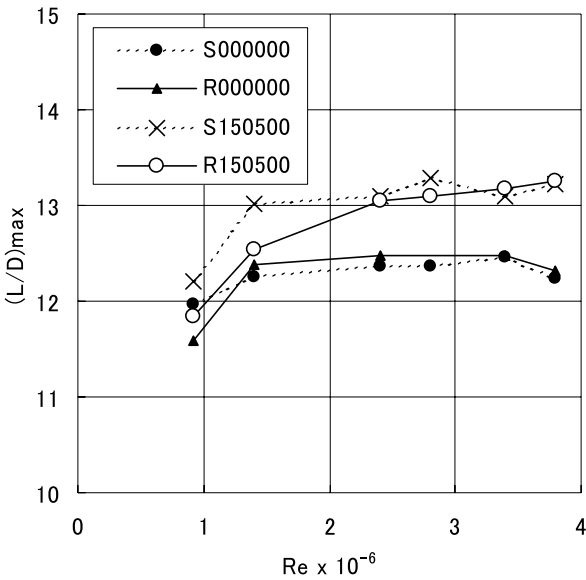


図10. 揚抗比最大値に対するレイノルズ数変化の影響

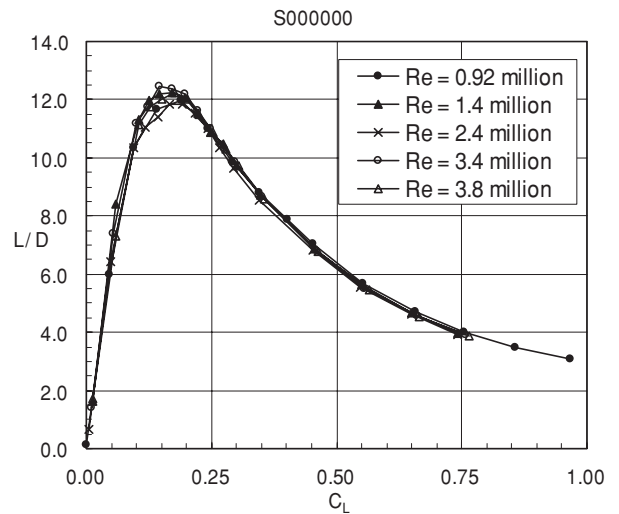


図11. レイノルズ数変化の影響 (空気力: S 000000)

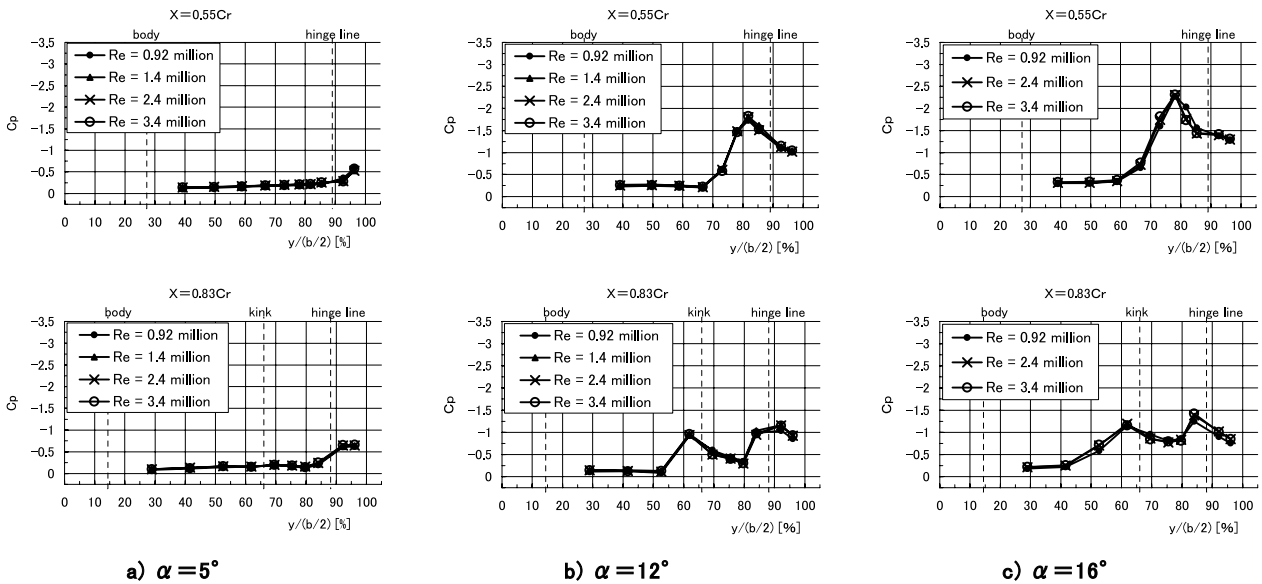


図12. レイノルズ数変化の影響 (翼表面圧力分布: S 000000)

ズ数の違いによる圧力分布の変化は見られない。 $\alpha = 12^\circ$ ($C_L = 0.5$) では、 $X = 0.55Cr$ においてレイノルズ数を大きくすることによりフラップヒンジラインの内側に見られる圧力のピークは低下しているが、翼端部においては逆に負の圧力の高さが上昇している。これは、前述のようにレイノルズ数が増大するにつれて前縁吸引力が増大することに対応していると考えられる。また、レイノルズ数が向上するにつれて、同じく $\alpha = 12^\circ$ では、剥離渦の成長が抑えられ、前縁剥離渦による圧力の負のピークが翼の内側から外側へ移動し、フラップ上に剥離渦が位置するようになることがわかる。 $\alpha = 16^\circ$ ($X = 0.55Cr$) では、 $Re = 2.8 \times 10^6$ 以外は圧力分布にはほとんど違いがみられないが、レイノルズ数を大きくするにつれての変化の傾向、すなわち $Re = 2.8 \times 10^6$ でのサクシヨンの低下と剥離

渦長さの縮小の傾向、については $\alpha = 12^\circ$ における結果と同様である。

(3) S 150500 形態

図 15 にレイノルズ数を変化させた場合の $L/D - C_L$ 曲線を示す。 L/D は $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ 低速風洞で測定を行った $Re = 0.92 \times 10^6$ における結果だけが全体的にやや小さな値を示している (この傾向は図 13 においても見られる)。これは、前述したように風洞天秤の違いも影響していると考えられる。図 16 に圧力測定の結果を示す。S 000000 と同様に全体的にはレイノルズ数による影響はほとんど見られない。

(4) R 150500 形態

図 17 にレイノルズ数を変化させた場合の $L/D - C_L$ 曲線を示す。レイノルズ数を大きくするにつれて L/D が増

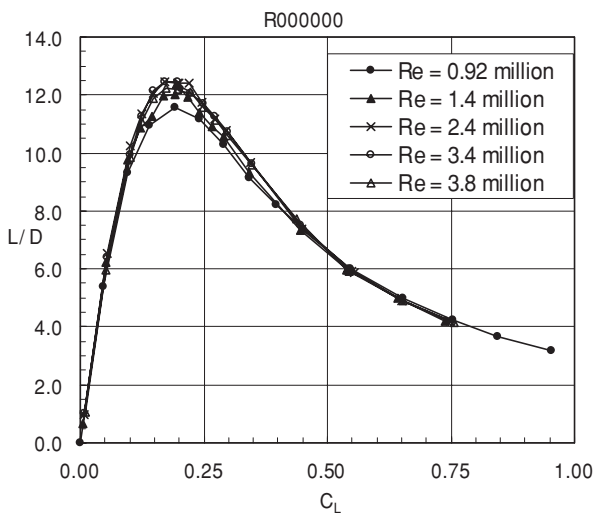


図 13. レイノルズ数変化の影響 (空気力: R 000000)

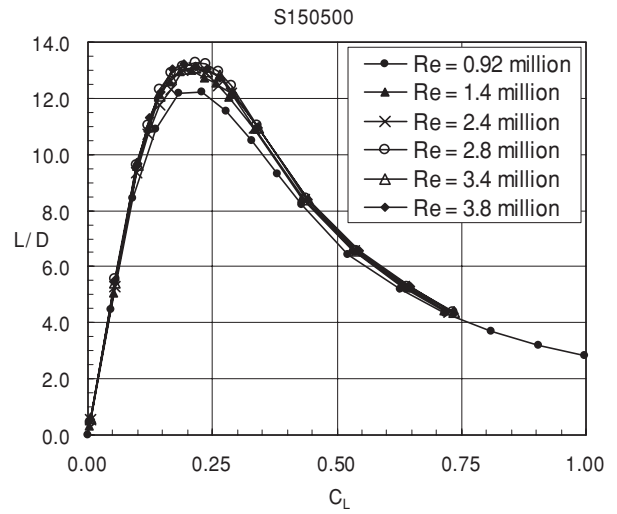


図 15. レイノルズ数変化の影響 (空気力: S 150500)

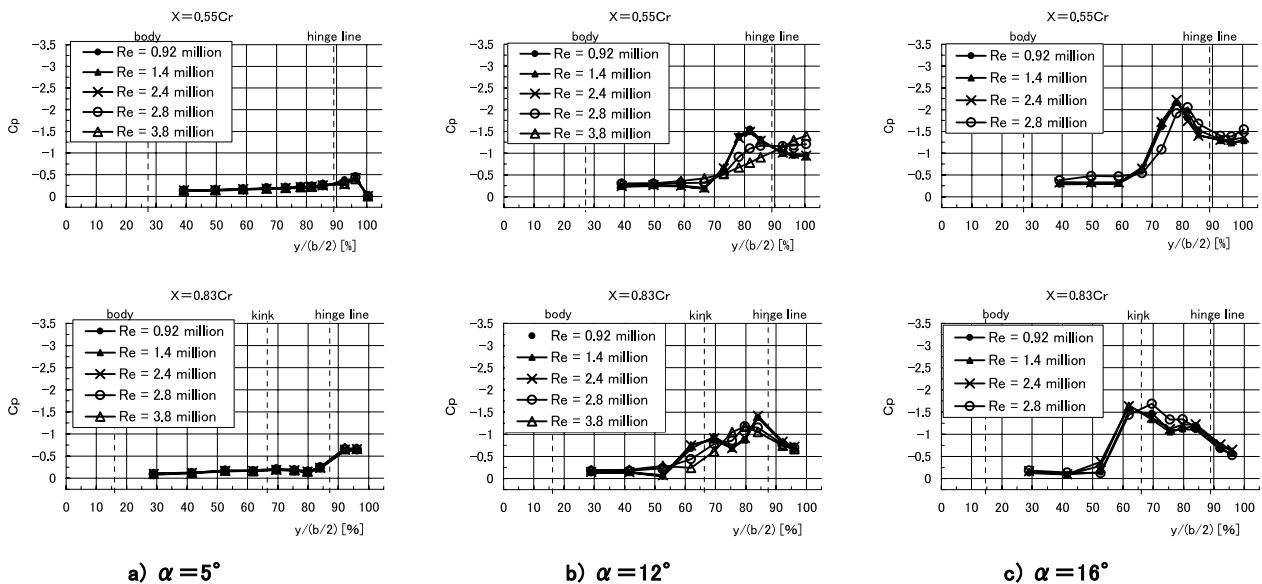


図 14. レイノルズ数変化の影響 (翼表面圧力分布: R 000000)

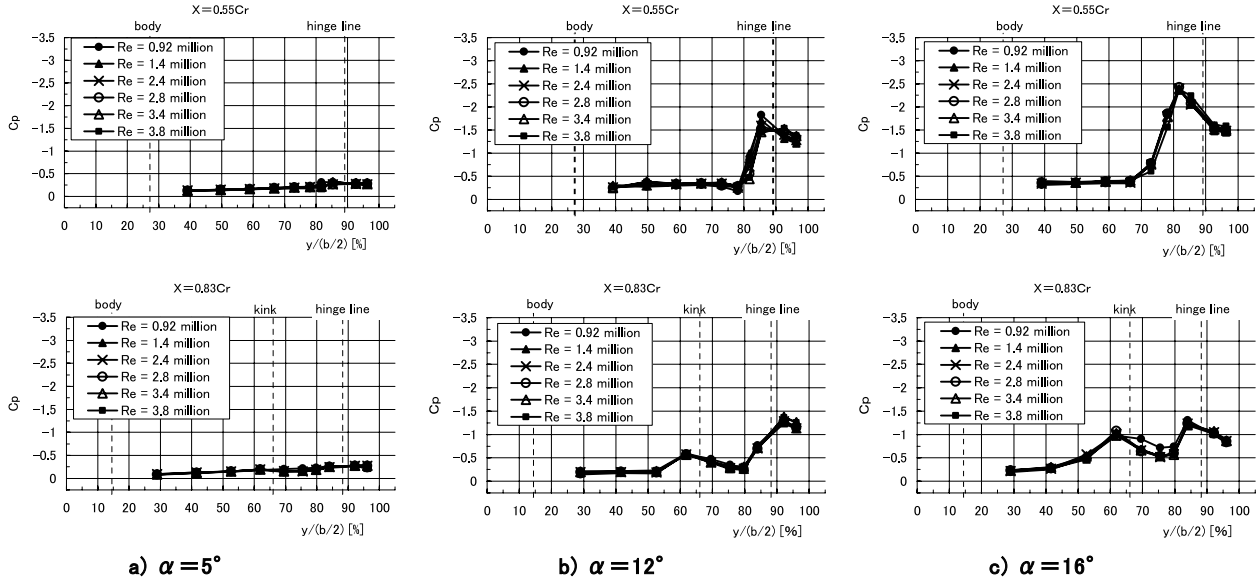


図 16. レイノルズ数変化の影響 (翼表面圧力分布：S 150500)

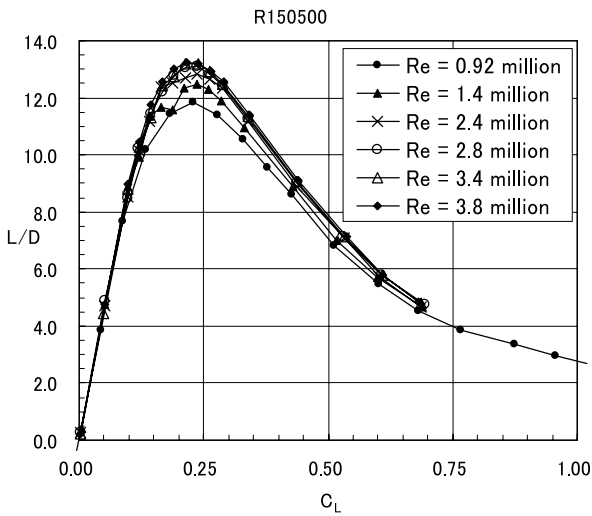


図 17. レイノルズ数変化の影響 (空気力：R 150500)

加する傾向が読みとれる。これは図 13 の傾向と同様である。前述の理由により、測定条件の違いもこの中に含まれていることに注意を要する。ただし、同じ風洞と同じ天秤を用いて測定した $Re = 2.4 \times 10^6$ 以上のレイノルズ数範囲では L/D 分布に違いはほとんど生じていない。図 18 に圧力測定の結果を示す。迎角 $\alpha = 5^\circ$ では、レイノルズ数を変化させたことによる影響は見られない。 $\alpha = 12^\circ$ ではレイノルズ数 0.92×10^6 、 1.4×10^6 においては比較的大きなサクシオンが見られるが、これ以上のレイノルズ数ではサクシオンは低下し、異なるレイノルズ数に関してほとんど違いを生じていない。 $\alpha = 16^\circ$ ではレイノルズ数 $0.92 \times 10^6 \sim 2.8 \times 10^6$ では変化は見られないものの、 $2.8 \times 10^6 \sim 3.8 \times 10^6$ では、レイノルズ数が大きくなるにつれて圧力分布が大きく変化し ($X = 0.55Cr$ では剥離渦の

スパン方向長さが減少し、サクシオンピークも低下しており)、剥離渦の形成が抑制されていることがわかる。計測した最大レイノルズ数の $Re = 3.8 \times 10^6$ では剥離渦はフラップ上に位置している。ただしこのレイノルズ数ではヒンジラインの内側に新たにもう一つの圧力の低いピークが発生している。この第 2 のピークについては次節で改めて考察する。結局、フラップ・ヒンジラインの内側にまで達する大きな剥離渦が、レイノルズ数を増大させるにつれて、そのスパン方向長さを縮め、外縁側のフラップ上に渦が位置するようになることがわかる。

3.3.2 フラップ上の流れ分類図

レイノルズ数が増えたときのフラップ上の流れ場の変化を詳しく調べるために、内翼前縁ボルテックス・フラップ付近の流れ場を迎角 α とレイノルズ数について整理した図を図 19 (S 150500)、図 20 (R 150500) に示す。図左側は計測を行ったレイノルズ数 Re と迎角 α の組み合わせを示し、各レイノルズ数で L/D が最大となった場合、及び C_L がほぼ 0.5 に等しくなった場合の α を明記してある (なお $C_L = 0.5$ は超音速航空機の離陸時に使用される揚力係数の代表的な値である)。圧力測定結果 ($X = 0.55Cr$) から類推したフラップ上の流れ場のパターンによって、3 種類のパターン (A, B, C) に分類し、その境界を実線で図中に示した。図右側に各流れパターンのスケッチ図と代表的な圧力分布を示す。

S 150500 (図 19) の前縁付近の流れは、剥離せずに流れが前縁に沿う場合 (A)、前縁ボルテックス・フラップ上に剥離渦が形成される場合 (B) と剥離渦がヒンジラインを超えて内翼側に位置する場合 (C) の 3 通りに分類できる。また、これら 3 つの領域の範囲 (境界となる迎角の値) は、左側の図によるとレイノルズ数にほとんど依

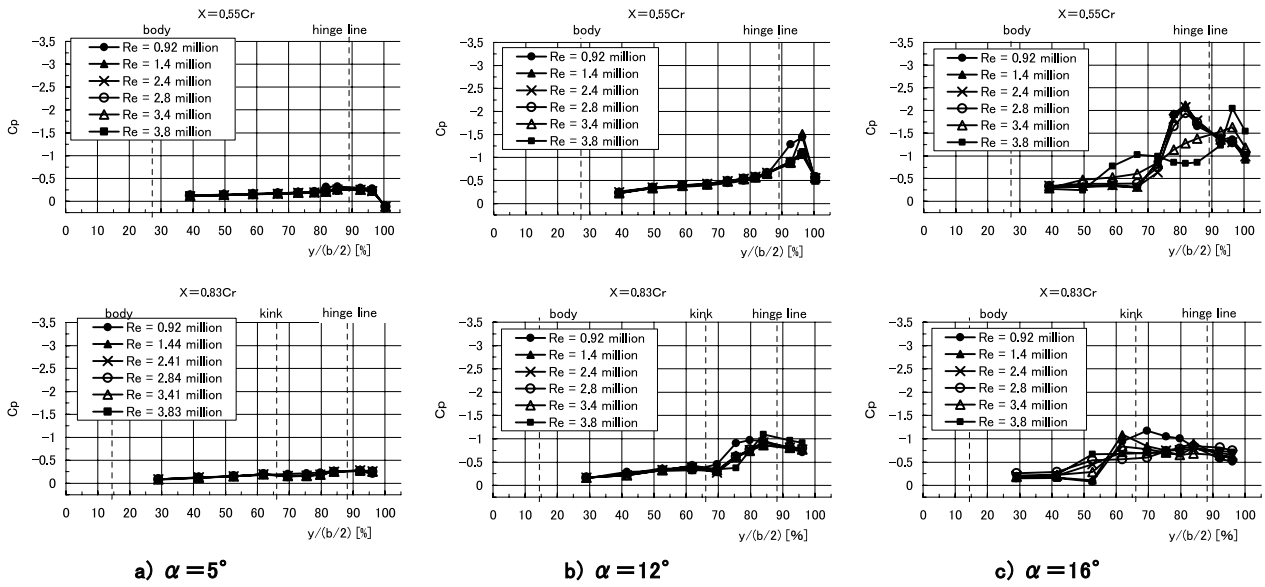


図 18. レイノルズ数変化の影響 (翼表面圧力分布: R 150500)

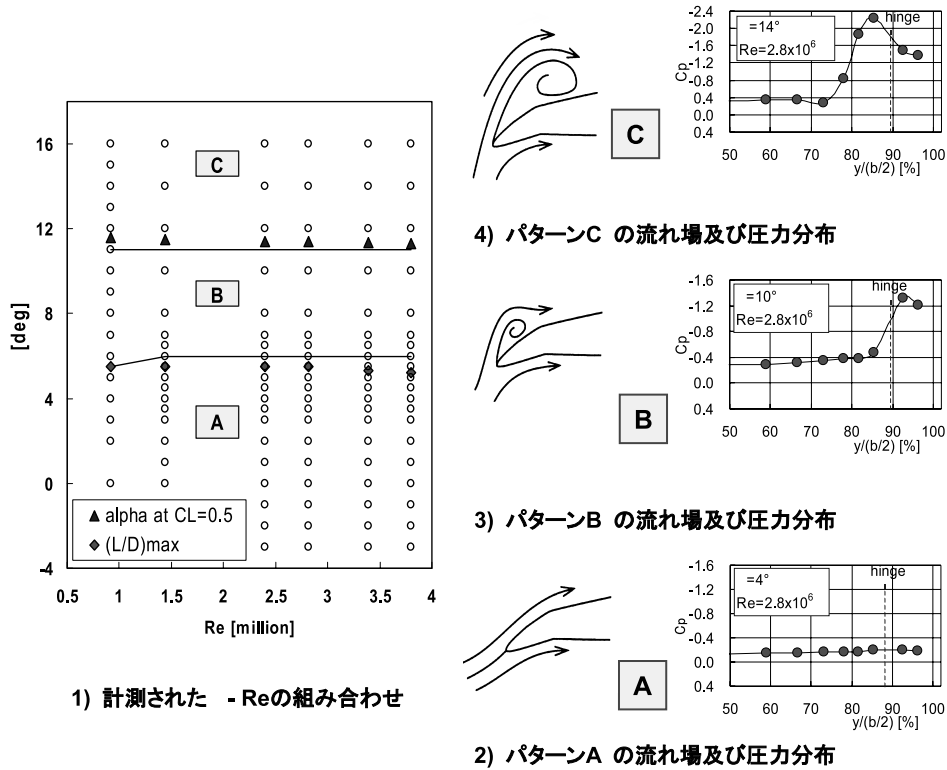


図 19. 内翼前縁ボルテックス・フラップ付近の流れの分類図 (S 150500)

存していない。これは図 16 に示された結果に一致する。

図 20 に R 150500 に関する内翼前縁ボルテックス・フラップ付近の流れの分類図を示す。R 150500 も S 150500 と同様に、迎角 α とレイノルズ数の違いによって、前縁に沿う場合 (A) と前縁ボルテックス・フラップ上に剥離渦が形成される場合 (B) および剥離渦がヒンジラインを超えて内翼側に位置する場合 (C) の 3 通りに分類できる。

フラップ上に剥離渦が形成される場合 (B) に関しては、フラップ上のみに圧力のピークがある場合 (B-1) と、フラップ上の他に $y/(b/2) = 70\%$ 付近にも別個のゆるやかな圧力のピークが見られる場合 (B-2) に更に分類できる。ただし外側の剥離域が内側のそれに比べて卓越しているため、ここでは領域 (B-2) を領域 (B) の一変種として分類した。左側の図より $Re > 2.5 \times 10^6$ において Re を増

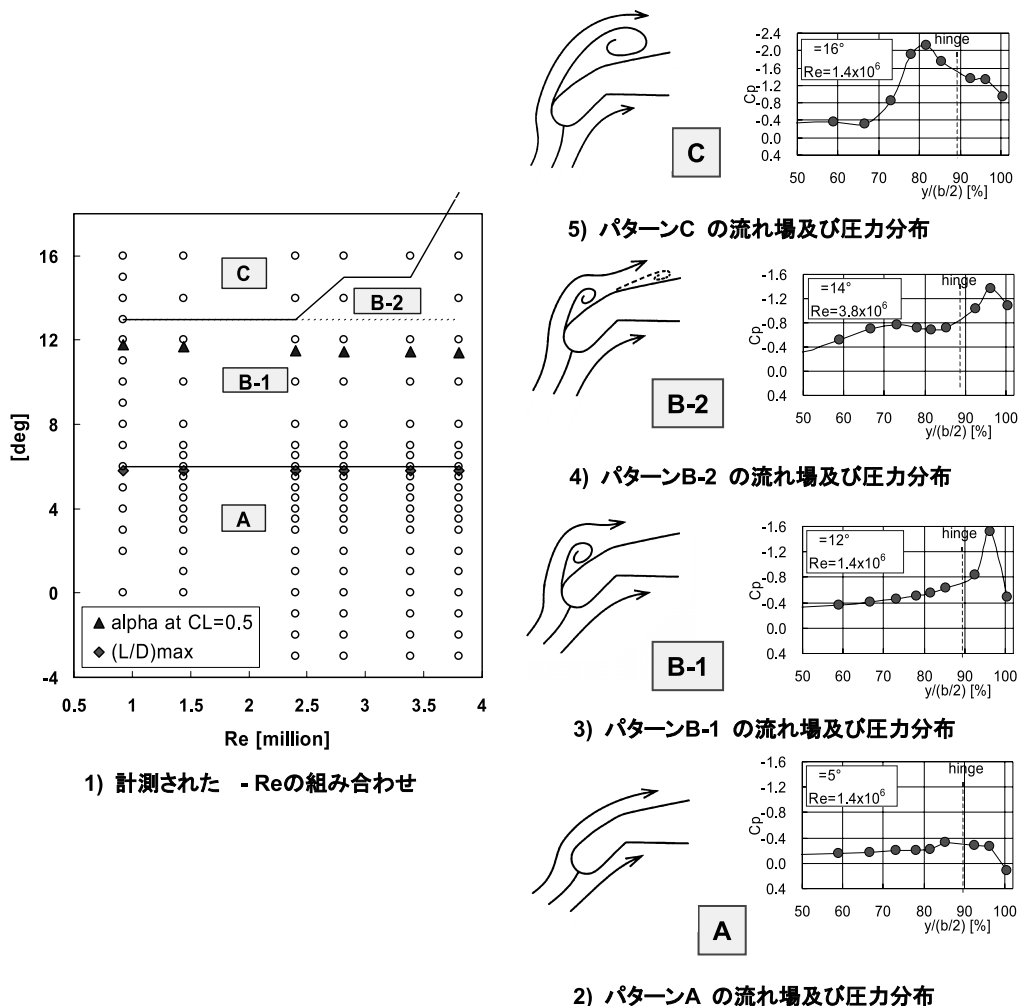


図20. 内翼前縁ボルテックス・フラップ付近の流れの分類図 (R 150500)

大きせるにつれて (C) と (B-2) の境界 (α の値) は増大していることがわかる。すなわち、たとえば迎角 $\alpha = 16^\circ$ 付近に固定してレイノルズ数を大きくしていくと、領域 (C) から領域 (B-2) へと圧力分布が変化していくことになる。結局、本実験では、レイノルズ数の影響は、レイノルズ数が高く、かつ比較的迎角が大きい場合に観察されたことがわかる。

3.4 表面ラフネスの影響

レイノルズ数を大きくすることによって圧力分布が大きく変化する場合がある原因として、翼面上における境界層の遷移の違いが考えられる。そこで本節では、レイノルズ数の一番低い条件 ($Re = 9.2 \times 10^5$) において、R 000000 と R 150500 に関してフラップ前縁付近にラフネスを付け、流れ場を強制的に乱流にしたときの影響を調べることにした。

3.4.1 ラフネスとその取り付け位置

R 000000 及び R 150000 形態の内翼側の丸い前縁部にお

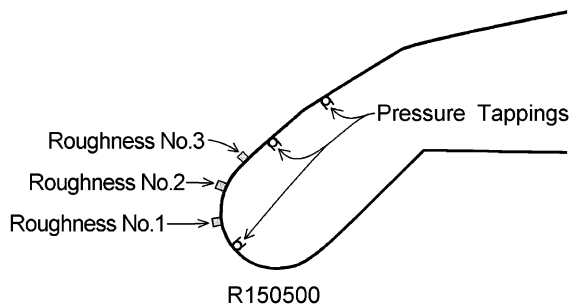


図21. ラフネスの位置 (R 150500)

いて、前縁に平行な方向に胴体側からキंक位置まで、ラフネスとしてテープを貼り付けた。テープを貼り付けた位置は前縁から数えて1番目と2番目の圧力孔の間であり、一番外側の圧力孔から4 mm おきに3カ所の位置に、それぞれ別個にテープを貼り付けた。テープの寸法は、厚さ0.15 mm、幅1 mm である (図21 参照: ラフネス1～ラフネス3)。なお、一番外側のラフネス1位置において、

フラップ上での境界層厚さの概算値 (約 0.35 mm) に比べてラフネスが充分な高さを持つように、ラフネスの位置と厚さを決定した。

3.4.2 ラフネスの効果

ラフネスをラフネス 1 位置に付けた場合の力測定結果を図 22 に示す。R 000000 では、全ての迎角でほとんど変化が見られないのに対して、R 150500 では、 $18^\circ \leq \alpha \leq 22^\circ$ で C_L , C_D がやや減少している。その他の迎角ではほとんど変化が見られない。L/D の変化もほとんど見られない。

R 150500 について、ラフネスをラフネス 1 位置に取り付けた場合の圧力測定結果を図 23 に示す。 $\alpha = 10^\circ$ (図 23, a) では圧力分布に違いは見られない。図 23, b の $\alpha = 16^\circ$ ($X = 0.55Cr$) ではラフネスを付けた場合の方が、圧力のピークが外側に位置している。すなわち、剥離渦の形成が抑制されていることがわかる。 $\alpha = 20^\circ$ (図 23, c) では圧力分布に変化が見られない。 $\alpha = 10^\circ$ で圧力分布に変化が見られなかった原因としては、この迎角では、ラフネスがよどみ点に近すぎたため効果が得られなかったと考えられる。 $\alpha = 20^\circ$ の場合では、ラフネスよりも上流側で流

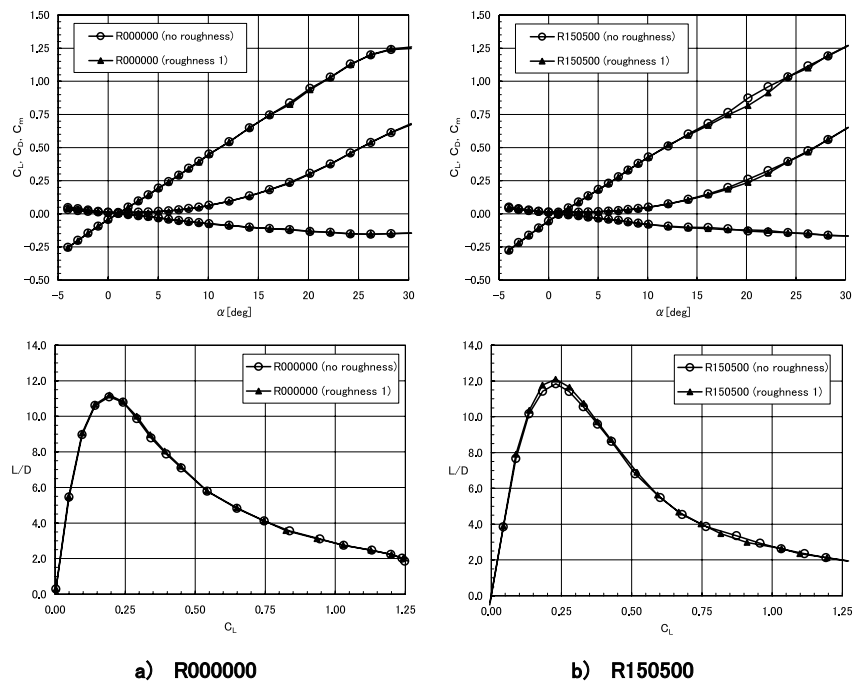


図 22. ラフネスの影響 (空気力: R 000000, R 150500)

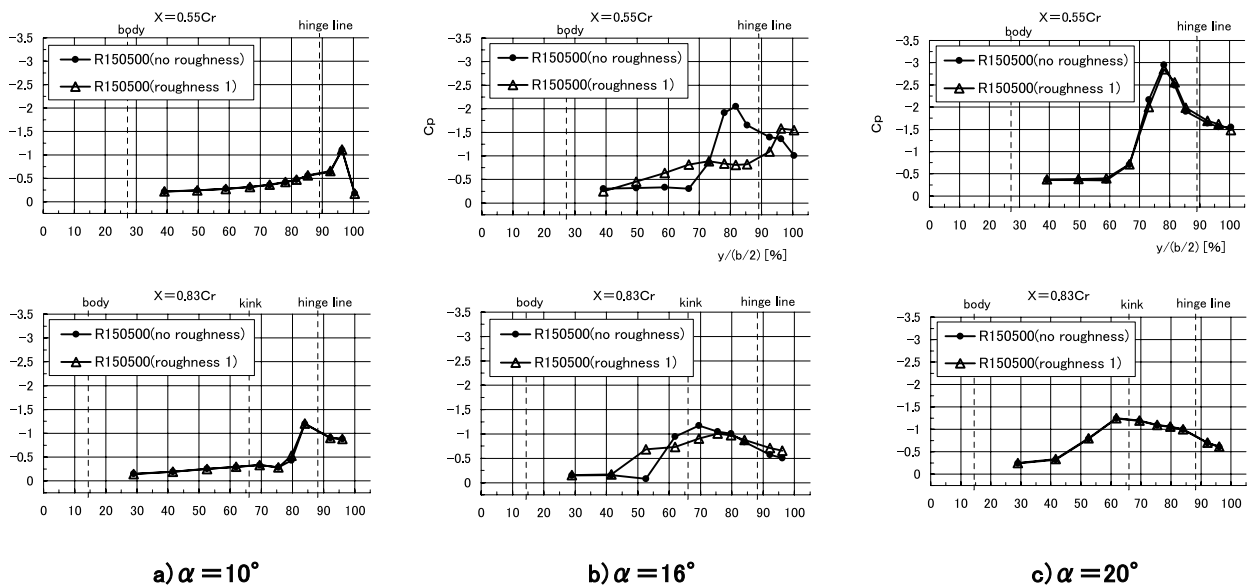


図 23. ラフネスの影響 (翼表面圧力分布: R 150500)

れの剥離が大きく生じてしまい、ラフネスの効果を得られなかったためではないかと考えられる。ところで上述のようにラフネスの設置によって図22では $\alpha = 20^\circ$ 付近で C_L , C_D に変化が見られていた。これに対して図23では $\alpha = 16^\circ$ では大きな圧力分布の変化が見られたが、 $\alpha = 20^\circ$ では変化が見られなかった。このことはラフネスによって局部的に圧力分布が影響を受けたとしても、翼全体に働く空気力としては影響をあまり受けていないことを示していると考えられる。この点について詳細に調べるためには、限られた箇所の圧力分布測定だけでなく、翼表面全体にわたる流れ場計測が必要である。

R 000000 について図23と同様な測定結果を図24に示

す。これによると、R 000000ではラフネスの影響を受ける迎角は $\alpha = 8^\circ$ と $\alpha = 10^\circ$ (図24, a, b)であり、R 150500よりも小さい α の範囲で影響を受けていることがわかる。これはフラップ舵角の違いにより、同じ迎角でもフラップ付近のローカルな流れの迎角がR 000000の方が大きくなるためである。

次にラフネスを貼り付ける位置を3通りに変えることによる圧力分布の変化を調べた。圧力測定結果をR 150500について図25の上段に示す。下段には同じ迎角における主流レイノルズ数を変化させたときの圧力分布を参考として示す。図上段の結果によると $\alpha = 10^\circ$ ではラフネスの影響は見られない。 $\alpha = 14^\circ$ ではラフネスをフラ

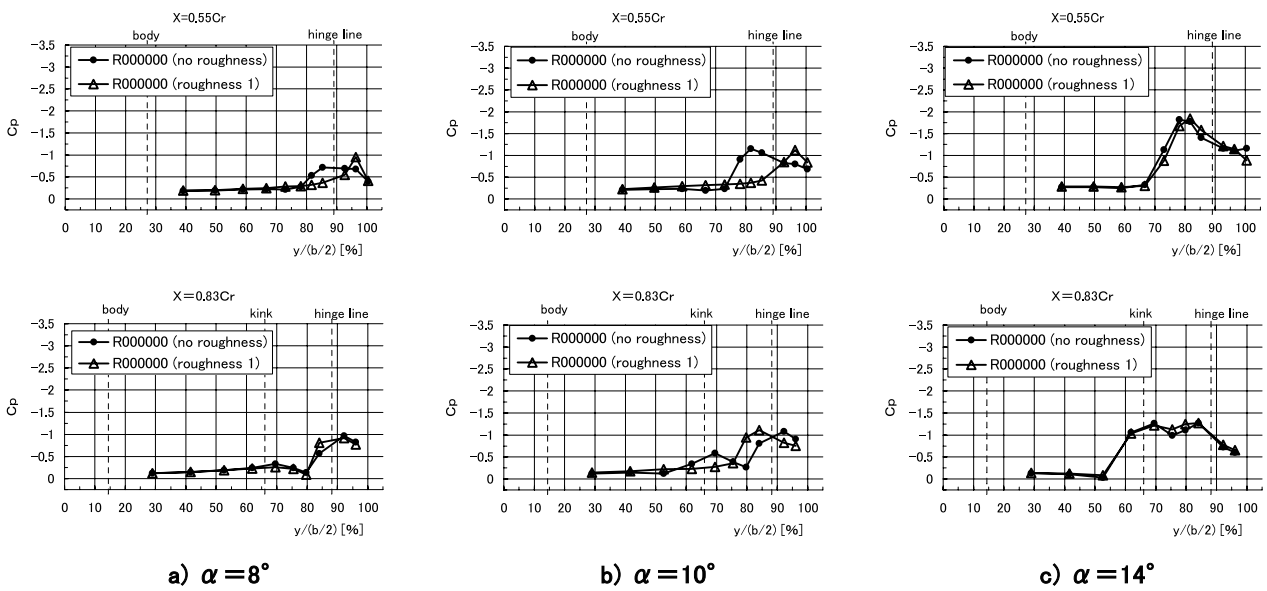


図24. ラフネスの影響 (翼表面圧力分布: R 000000)

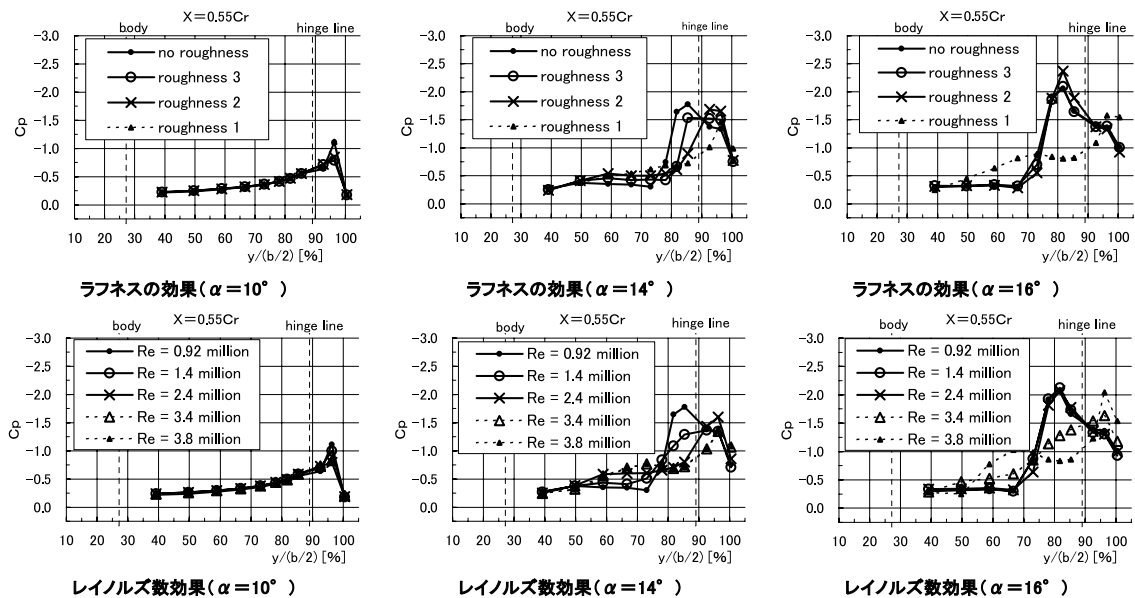


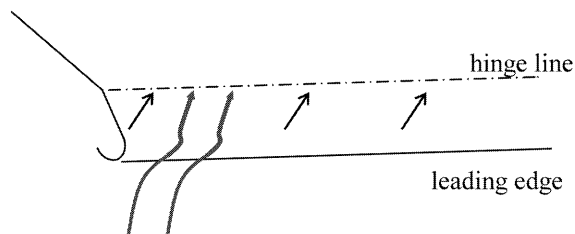
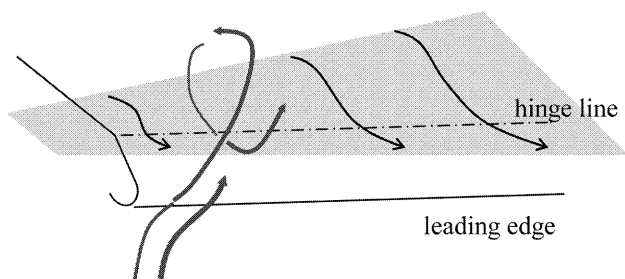
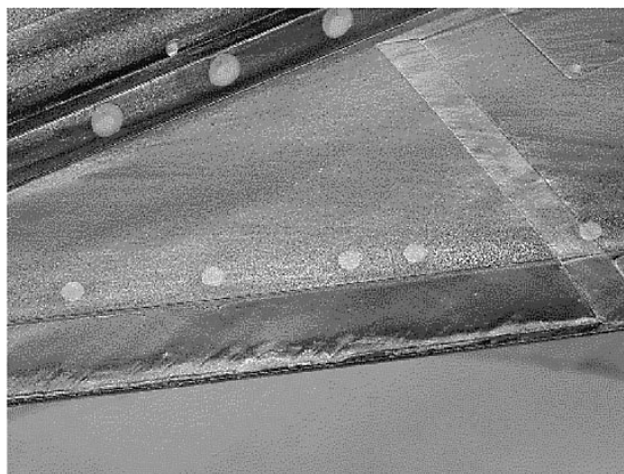
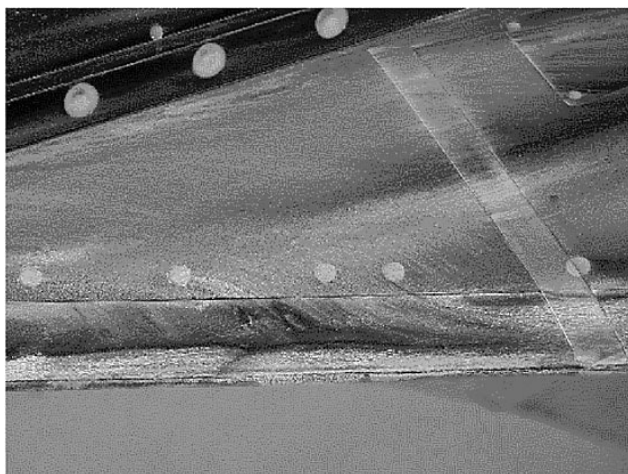
図25. ラフネス位置変化とレイノルズ数変化の影響の比較 (R 150500)

ップ前縁位置方向へ移動させるにつれて (ラフネス 3, 2, 1 の順), 剥離渦のスパン方向の長さは縮小している. $\alpha = 16^\circ$ ではラフネス 2, 3 ではほとんど効果が見られず, ラフネス 1 のみ大きく渦の形成が抑制されている. これらのことは, ラフネスの位置により圧力分布に変化が生じる迎角 α の範囲が異なることを示している. ラフネスがよどみ点位置と流れが剥離する位置の間に配置された場合に, ラフネスの影響が生じていると考えられる.

R 150500 形態でラフネスをつけた場合 (ラフネス 1) とラフネスが無い場合のオイルフローの結果 ($\alpha = 14^\circ$) を図 26 に示す. フラップのヒンジライン付近の流れを見ると, ラフネス無しでは剥離渦によって形成されたオイルの流跡 (ヒンジラインを斜めに横切って翼の内側から外側に向けて流れている線) が見られるのに対し, ラフネスを付けた方では, そのようなオイルの流跡は見られない. このことから, ラフネスにより剥離渦の形成が抑制されていることが確認出来る.

ラフネスの位置による圧力分布の変化 (図 25 上段) とレイノルズ数変化による圧力分布変化 (図 25 下段, 図 18 と同様な図である) とを比較すると, 両者で非常に良く類似した分布を示していることがわかる. すなわちレイノルズ数の変化の影響は, フラップ面上での流れの遷移

と強い相関があることが示される. ラフネスと乱流遷移点に対応すると考えると, レイノルズ数の変化で生じる圧力分布の変化 (図下段) は, よどみ点, 遷移点および剥離点の位置関係で起こると考えられ, 流れの剥離点よりも上流側に遷移点が位置すると, 流れが乱流になったために剥離点がより下流側へ移動し, 圧力分布が変化するのではないかと説明できる. また図 25 によると, レイノルズ数が大きい場合 ($Re = 3.8 \times 10^6$) がラフネス 1 と同様な圧力分布を示し, レイノルズ数の小さい場合 ($Re = 1.4 \times 10^6$) がラフネス 3 と同様な圧力分布を示していることから, レイノルズ数が大きくなるとフラップ面上での遷移がより上流側へ移動していることが確認できる. すなわち, フラップ付近の流れは, ラフネス 3 ではラフネス位置よりも上流側で剥離が生じており (図 27, a のスケッチ参照), ラフネス 1 ではラフネスにより境界層遷移が起こり剥離渦の形成が抑制されている (図 27, b) と考えられる. これらのことから, レイノルズ数による流れの変化は, 乱流境界層への遷移が剥離点より上流側で起こるか下流側で起こるかに影響され, その結果, 渦の形成に違いを生じたのではないかと説明できる (図 27, c, d). なお, ここで考えている流れは, 後退角を有する翼の丸い前縁周りの流れであり, その翼上で生じる遷移は, い



a) R150500 (ラフネス無し: $\alpha = 14^\circ$)

b) R150500 (ラフネス 1: $\alpha = 14^\circ$)

図 26. ラフネスの影響 (オイルフロー: R 150500)

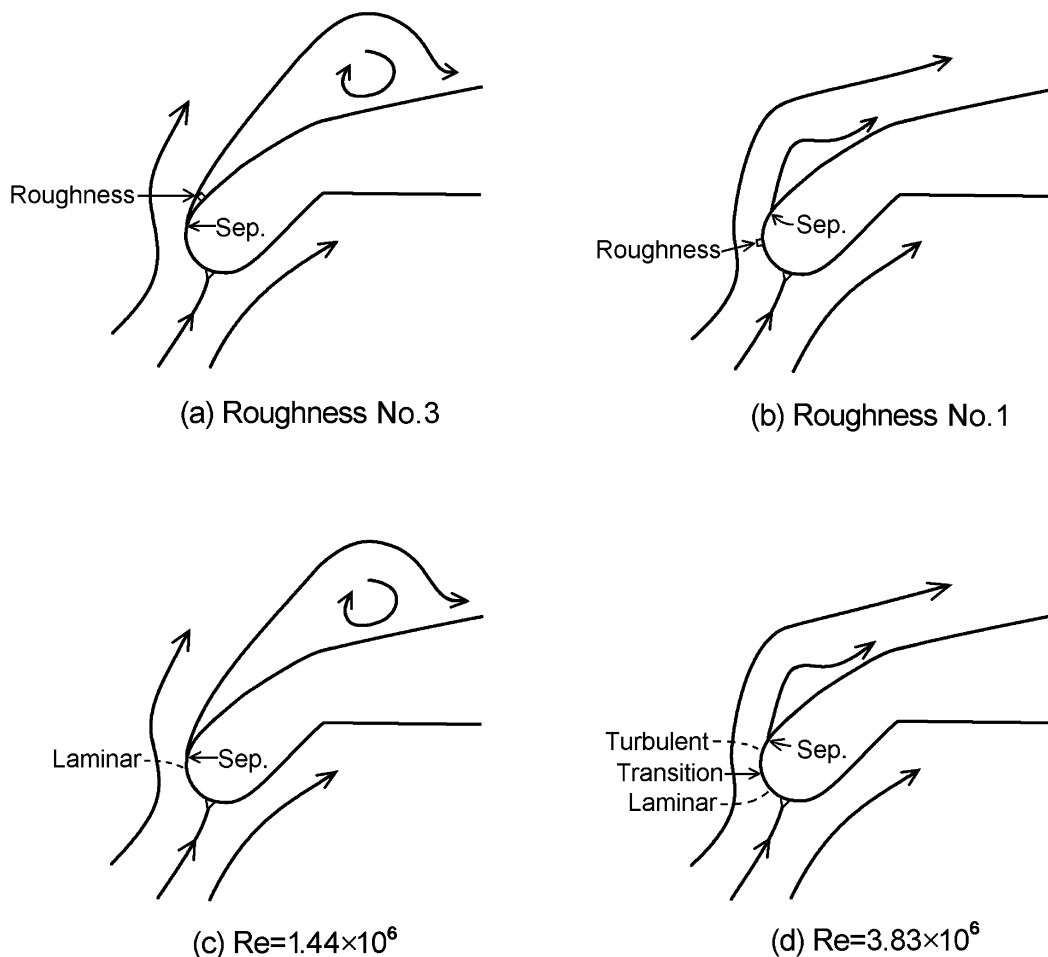


図 27. ラフネス位置変化とレイノルズ数変化のフラップ付近の流れに及ぼす影響

わゆる横流れ不安定性 (cross flow instability) と関係があると考えられるが、詳細については今後の研究が必要である。

3.5 実機への丸い前縁ボルテックス・フラップの適用について

超音速機に丸い前縁を有するボルテックス・フラップを適用する際の注意点について、簡単にコメントする。丸い前縁は、造波抵抗が増大するために超音速飛行時には一般に使用できない。このため、丸い前縁を有するボルテックス・フラップを活用するためには、前縁形状が可変な形式 (低速飛行時に前縁形状を変化させること) を検討する必要があると思われる。

4. 結 論

SST 機体にボルテックス・フラップ等の高揚力装置を適用したときの、空力特性の変化及び、機体性能の向上を明らかにするための研究を行っている。その一環として、本報告では、内翼前縁ボルテックス・フラップの前

縁をオリジナルの前縁形状 (NACA 6-series の前縁形状) から丸い形状に変更した場合に、空力特性にどのような効果が表れるかについて調べた。また、レイノルズ数を変化させた際の変化についても調べて考察を行った。

比較的大きなレイノルズ数 (例えば $Re = 3.4 \times 10^6$) において、フラップ舵角 $\delta_{fl, \text{Ein}} = 0^\circ$ のときの前縁を丸くした形状 (R 000000) は、オリジナル形状 (S 000000) に比べて、揚抗比が最大値をとる揚力係数 C_L よりも大きな C_L の範囲 ($C_L > 0.2$) において L/D の向上が見られた。この傾向は $Re = 9.2 \times 10^5$ の場合よりも $Re = 3.4 \times 10^6$ において強く見られた。フラップ舵角 $\delta_{fl, \text{Ein}} = 15^\circ$ のときの前縁を丸くした形状 (R 150500) にも、オリジナル形状 ($\delta_{fl, \text{Ein}} = 15^\circ$, S 150500) に比べて、揚抗比が最大値をとる C_L よりも大きい C_L の範囲 ($C_L > 0.3$) において L/D の向上が確認された。

丸い前縁を使うとフラップ舵角によっては L/D 改善の効果が得られるものの、レイノルズ数変化の影響が大きいと予測された。このことを調べるために、主流のレイノルズ数を変化させた場合の実験を行った。模型表面圧力測定の結果より、S 150500 ではレイノルズ数の影響が

ほとんど無いのに対し、 $R 150500$ ではレイノルズ数が大きくなるにつれて、迎角によっては、剥離渦のスパン方向長さが短くなる場合があることがわかった。前縁にラフネスをつけた場合の変化との比較より、このレイノルズ数変化の影響は、乱流への遷移が関係しているのではないかと考えられた。

謝 辞

本研究を行うにあたって航空宇宙技術研究所 低速風洞グループの藤田敏美氏、岩崎昭人氏および遷音速風洞グループの細江信幸氏、小松行夫氏、唐沢敏夫氏の多大な協力を得た。この場を借りて深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) Rinoie, K.&Stollery, J.L.: Experimental Studies of Vortex Flaps and Vortex Plates, *J. Aircraft* Vol.31, No.1, 1994, pp. 322-329.
- 2) 郭東潤, 宮田勝弘, 野口正芳, 砂田保人, 李家賢一: 超音速航空機 (SST) 形態の高揚力装置に関する実験的研究, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1450, 2002年10月.
- 3) Henderson, W. P.: Effects of Wing Leading-Edge Radius and Reynolds Number on Longitudinal Aerodynamic Characteristics of Highly Swept Wing-Body Configurations at Subsonic Speeds, NASA TN D-8361, 1976.
- 4) Rinoie, K.: Experiments on a 60-degree Delta Wing with Rounded Leading-Edge Vortex Flaps, *J. Aircraft*, Vol.37, No. 1, 2000, pp. 37-44.

独立行政法人 航空宇宙技術研究所報告1456号

平成 15 年 5 月 発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 (0422)40-3935 〒182-8522
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

© 2003 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複製、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。
※本書（誌）からの複製、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。
※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。



Printed in Japan