

独立行政法人  
**航空宇宙技術研究所報告**

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1459

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3報 遷音速領域での外翼前縁フラップによる揚抗比改善について

郭 東 潤 ・ 宮 田 勝 弘 ・ 野 口 正 芳  
吉 田 憲 司 ・ 李 家 賢 一

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3報 遷音速領域での外翼前縁フラップによる揚抗比改善について

郭 東潤\*<sup>1</sup>, 宮田 勝弘\*<sup>2</sup>, 野口 正芳\*<sup>1</sup>  
吉田 憲司\*<sup>1</sup>, 李家賢 一\*<sup>3</sup>

### Experimental Investigations on High Lift Devices for an SST \* Part 3 Lift to Drag Ratio Improvement by Leading-edge Flap at Transonic Regions

Dong-Youn KWAK \*<sup>1</sup>, Katsuhiko MIYATA \*<sup>2</sup>, Masayoshi NOGUCHI \*<sup>1</sup>  
Kenji YOSHIDA \*<sup>1</sup> and Kenichi RINOIE \*<sup>3</sup>

#### ABSTRACT

Wind tunnel tests were conducted to investigate lift to drag ratio improvement by the leading-edge flap of the outer wing on an SST model at transonic regions. Force measurements and surface pressure measurements were performed for the SST model with and without outer leading-edge flaps of 5 and 12.2 degree deflection angles. The lift to drag ratio was improved due to a reduction in the drag component, because the flow was attached to the leading edge surface of the wing. The optimum flap deflection angles to attain the maximum lift to drag ratio at a fixed lift coefficient were estimated using experimental results.

**Keywords :** SST, Leading-edge Flap, Separation, Lift to Drag Ratio

#### 概 要

クランクト・アロー翼を有する超音速航空機 (SST: Supersonic Transport) 形態では外翼側の後退角を浅くしアスペクト比をより大きくすることで低速空力性能が向上される。そのため後退角の浅い外翼前縁では、設計マッハ数において超音速前縁となり、鋭い前縁形状を有する。しかし、外翼前縁部が亜音速前縁となる遷音速領域では、外翼の鋭い前縁で流れが剥離しやすく、これにより空力性能の低下が懸念される。本研究では超音速前縁形状を有するSST形態の外翼前縁部をフラップ化し、操舵することにより遷音速領域での外翼前縁フラップによる揚抗比の向上に対する有効性を風洞実験により明らかにした。外翼前縁フラップを操舵してない基本形態とフラップ舵角を5°, 12.2°に操舵させた場合で空気力、翼表面静圧の比較を行った。本実験範囲内では比較的に高い揚力の範囲では外翼フラップ操舵により抵抗が低減され、揚抗比が向上されることを確認した。このような抵抗の低減はフラップ操舵により前縁で流れの剥離を抑え、剥離渦の発生を抑制させることが主要因であった。今回の実験結果をもとにして揚力係数を一定値に保ったときに揚抗比を最大にする最適フラップ舵角を求め、これらの特性について考察を行った。本研究で得られた知見により、今後、遷音速領域における最適フラップ形状の設計に研究を進める。

\* 平成 15 年 4 月 15 日 受付 (received 15 April, 2003)

\*<sup>1</sup> 次世代超音速機プロジェクトセンター (Next Generation SST Project Center)

\*<sup>2</sup> 技術研修生, 東京大学大学院 (University of Tokyo), (現) 日本航空株式会社

\*<sup>3</sup> 東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻 (Dept. Aeronautics & Astronautics, University of Tokyo)

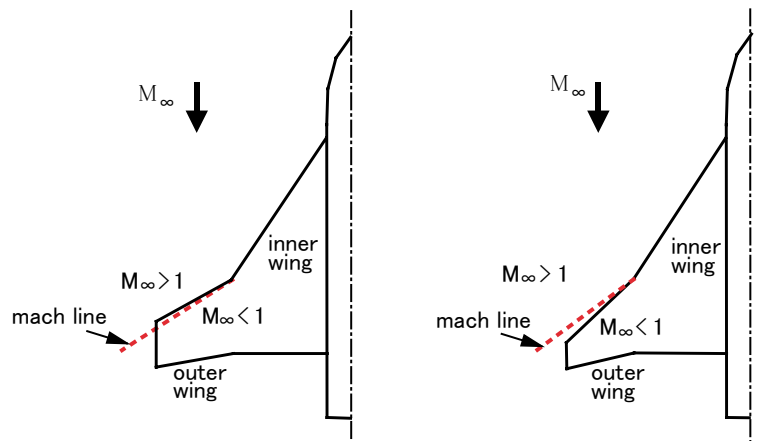
## 記号表

$b$  : 全スパン長 [m]  
 $\bar{c}$  : 平均空力翼弦長 [m]  
 $C_D$  : 抗力係数 ( $= D / (q S_w)$ )  
 $C_{D\text{opti}}$  : 最適フラップ操舵時の抗力係数  
 $C_L$  : 揚力係数 ( $= L / (q S_w)$ )  
 $C_{\text{local}}$  : 局所翼弦長  
 $C_m$  : ピッチングモーメント係数: 平均空力翼弦の25%位置 ( $= M_y / (q \cdot S_w \cdot \bar{c})$ )  
 $C_p$  : 圧力係数 ( $= (P - P_\infty) / q$ )  
 $C_r$  : 翼根部での翼弦長 [m]  
 $D$  : 抗力 [N]  
 $L$  : 揚力 [N]  
 $M_y$  : ピッチングモーメント [Nm]  
 $M_\infty$  : 一様流マッハ数  
 $P$  : 翼表面静圧 [Pa]  
 $P_0$  : 一様流総圧 [Pa]  
 $P_\infty$  : 一様流静圧 [Pa]  
 $q$  : 一様流動圧 ( $= (0.7 M_\infty^2 P_0) / (1 + 0.2 M_\infty^2)^{7/2}$ ) [Pa]  
 $Re$  数 : 平均空力翼弦長に基づくレイノルズ数  
 $S_w$  : 翼面積 [m<sup>2</sup>]  
 $U_\infty$  : 一様流速 [m/s]  
 $X$  : 翼頂点から機軸方向への距離  
 $Y$  : 模型機軸からスパン方向への距離  
 $\alpha$  : 迎角 [deg]  
 $\beta$  : 横すべり角 [deg]  
 $\delta_{fLE\text{-out}}$  : 外翼前縁フラップ舵角 [deg]  
 $\delta_{fLE\text{-out opti}}$  : 外翼前縁最適フラップ舵角 [deg]  
 $\Lambda$  : 後退角 [deg]

## 1. 序 論

超音速航空機 (SST) の主翼にはデルタ翼に代表されるような大きな後退角を持つ低アスペクト比翼が採用され、このような SST 形態翼の一つにクランクト・アロー翼がある。一般的に内翼側に比べ外翼側の後退角を浅くしアスペクト比を向上させ、低速性能を改善させることがクランクト・アロー翼の特徴の一つに挙げられる<sup>(1)</sup>。現在、航空宇宙技術研究所 (NAL) で研究・開発が行われている小型超音速実験機<sup>(2)</sup>はその主翼にクランクト・アロー翼を採用している。既に設計が終了している小型超音速ロケット実験機に比べ、現在設計が進められている小型超音速ジェット実験機では外翼側の後退角をより浅くし、翼幅を増大させてアスペクト比を大きくすることで低速領域での空力性能を向上させる設計がなされている。そのため設計マッハ数  $M_\infty=1.7$  において外翼が超音速前縁となり、鋭い前縁形状を有する翼断面形状が採用されている (図1)。しかし、遷音速領域では外翼の鋭い前縁では流れが剥離しやすく、これによる空力性能の低下が懸念される。そこで、外翼前縁部をフラップ化し、適正な操舵をすることにより剥離を抑え、空力性能の改善をはかるといふ前縁フラップの適用が想定されている。

Rennie<sup>(3)</sup>らは2次元翼を用いて風洞実験を行い、前縁フラップ効果を検討した。前縁フラップを適正に操舵することにより前縁での剥離を抑制し、これにより失速角が増加すると報告している。これらは2次元流れにおけるフラップ操舵の有効性を調べたものであり、大きな後退角を持つ SST 形態翼の場合は3次元的な流れが支配的であるため、フラップ効果は不明である。一方、3次元渦流れが顕著なデルタ翼では、離着陸のような低速高迎角飛行時の揚抗比を改善するための前縁デバイスに前縁



(A) 超音速外翼前縁の場合

(B) 亜音速外翼前縁の場合

図1. 外翼前縁後退角の違いによる超音速外翼前縁と亜音速外翼前縁の概念図

ボルテックス・フラップ<sup>(4)</sup>がある。前縁フラップを下方に操舵することにより、前縁から剥離した渦をフラップ上に位置させ、渦吸力を前方に傾けることにより抵抗を低減させ、揚抗比を向上させるメカニズムである。このような前縁ボルテックス・フラップは離着陸のような低速高迎角飛行領域での適用が想定される。これに対して、離着陸飛行時に比べ低い迎角領域での飛行が考えられる遷音速領域では前縁フラップの適正な操舵により翼上面で付着流を形成することがより有効的と考えられる。

本研究では外翼前縁部をフラップ化したSST形態模型を用いて遷音速風洞実験を行った。遷音速領域での外翼前縁フラップ操舵時の空力特性を調べ、揚抗比特性における外翼前縁フラップ操舵の有効性を検討することを目的とする。

## 2. 実験装置及び方法

### 2-1 SST 形態模型

本実験に用いた SST 形態模型の概略図を図2に示す。模型は胴体と主翼で構成され、主翼には内翼前縁、外翼前縁、後縁に舵角が異なるフラップが取り付けられるようになっている。フラップを操舵していない形態（基本形態）はNALで研究・開発が進められている小型超音速ジェット実験機<sup>(5)</sup>の01形態と同一のものである。主翼はクラנקト・アロー翼であり、機体軸から翼端方向にセミ・スパン長の55%位置に内翼と外翼のキंकを持つ。内翼/外翼前縁後退角は66°/42°であり、外翼側の後退

角を浅くし翼幅を増大させてアスペクト比を向上させることにより低速空力特性の改善を図った設計になっている。また、主翼には揚力依存抗力を低減させるべく超音速揚力面理論（Carlson法）により捻りとキャンパー分布を与えたワープ設計<sup>(2)</sup>がなされている。内翼の翼断面はNACA66シリーズであり、外翼側は厚み比3%の円弧翼型 (biconvex) 断面を有する<sup>(6)</sup>。外翼前縁フラップは局所翼弦長の20%位置をヒンジ・ラインとし、下方に折り曲げる形状である（図2のA-A断面を参照）。外翼前縁フラップ舵角はフラップを操舵していない0°に対して5°、12.2°の舵角を有する。この舵角は内翼前縁フラップを15°、30°に操舵した場合、内翼・外翼前縁のキंक位置で滑らかにつながる舵角である。本実験では外翼前縁フラップの有効性に着目しているため、外翼前縁フラップのみ操舵した。内翼・外翼のキंक位置での不連続面については不連続による影響を低減させ、フラップ効果のみを評価するためなめらかに両曲面がつながるように整形を行った。また、左翼上面には最大翼弦長の55%、83% ( $X=0.55C_r$ ,  $0.83C_r$ ) 位置スパン方向に各10点ずつ計20点の静圧孔が設けてあり、前縁付近での前縁剥離渦による圧力変化を捕らえるため翼中心から翼端（前縁）に行くにつれ密に配置した（図3）。

### 2-2 実験装置

本実験はNALの2m×2m遷音速風洞<sup>(7)</sup>において行った。2m×2mの測定部を持つ回流型風洞であり、本実験では一様流総圧を $P_0=80\text{kPa}$ に固定して、マッハ数 $M_\infty$ を

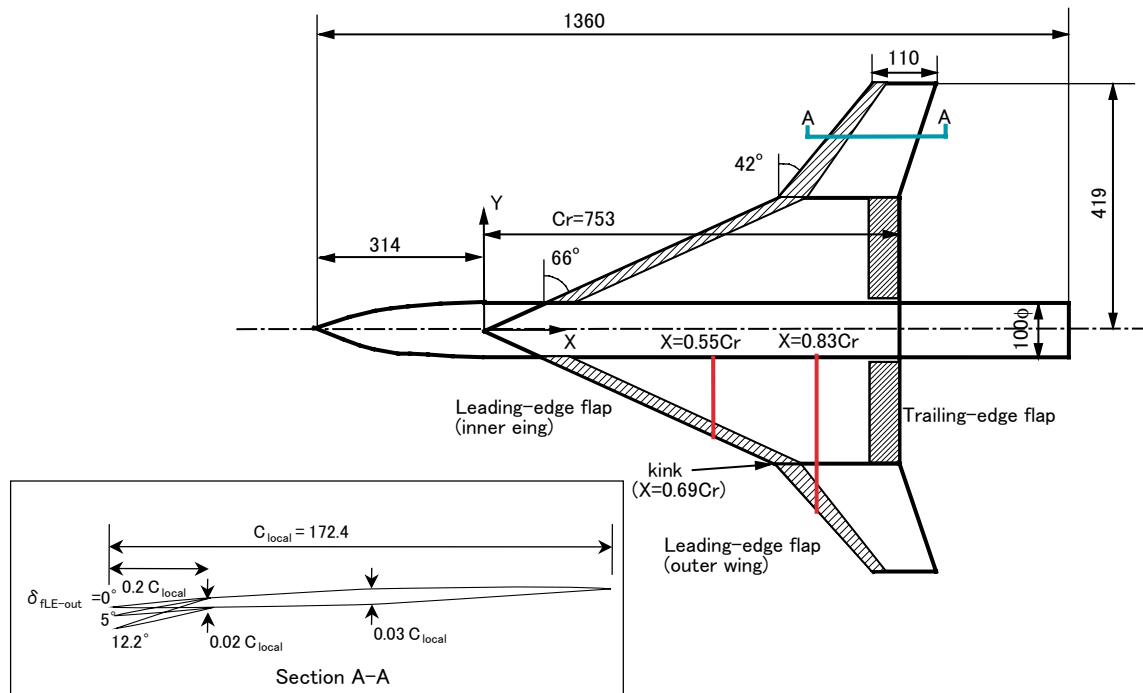


図2. SST模型概略図（小型超音速ジェット実験機01形状） unit : mm

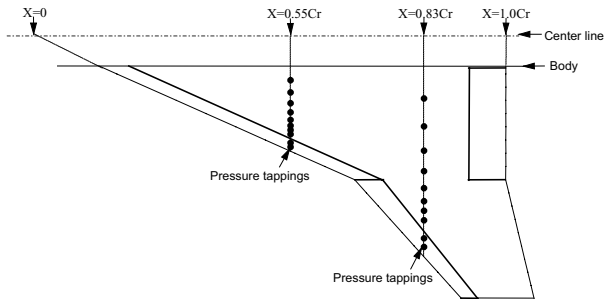


図3. 翼表面圧力孔位置

変化させた。風洞実験時の風洞測定部における模型の様子を図4に示す。模型はスティングによる後方支持である。実験では横滑り角を $\beta=0^\circ$ にして迎角 $\alpha$ を変化させ、内挿天秤による空気力測定と表面静圧測定を行った。空気力測定にはB-660H型六分力天秤を使用し、表面静圧測定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15psi)を使用した。模型内部に設置した圧力センサーからの配線や配管は天秤に干渉しないように模型胴体内を通し、模型後胴部でスティングにつなげた。これらの配線類が力測定に及ぼす干渉量はショート・キャリブレーションによりその量が測定される空気力に比べ微小であることを確認し、空気力計測と表面静圧測定は同時に行った。空気力測定結果はベース圧、キャビティー圧の補正やスティングや天秤のたわみ補正を行った。計測の詳細については前報<sup>⑧</sup>に記述してある。

### 2-3 実験条件

以下に実験の測定条件をまとめる。

マッハ数： $M_\infty = 0.8, 0.9, 0.95, 1.05, 1.1, 1.2$

迎角： $\alpha = -1^\circ \sim 6^\circ$

横滑り角： $\beta = 0^\circ$

一様流総圧： $P_0 = 80\text{kPa}$

レイノルズ数(平均空力翼弦長 $\bar{c}=0.459\text{m}$ を基準)：

$$Re = 4.8 \times 10^6 \sim 5.3 \times 10^6$$

## 3. 結果及び考察

### 3-1 基本形態の空力特性

この節では外翼前縁フラップを操舵していない基本形態の空力特性についてまとめる。

図5には $M_\infty=0.8$ の場合、 $X=0.55C_r$ と $0.83C_r$ での表面静圧分布を示す。横軸は局所半翼幅の無次元数を示し、0%が翼中心線、100%が前縁を示す(図2参照)。また、 $X=0.83C_r$ の場合、図中にはフラップのヒンジ位置や内翼・外翼のキंक位置を点線で示してある(ただし図5は外翼前縁フラップ操舵無しの場合である)。 $X=0.83C_r$ では $\alpha \leq 0^\circ$ の場合、翼端近くの静圧2点が正の値( $C_p > 0$ )を示している。迎角が増加すると翼端近くの $C_p$ が減少(グラフ縦軸の上方向へ移動)し、 $\alpha > 5^\circ$ では圧力のピークが見られる。これは前縁付近で流れが剥離し、翼上面で前縁剥離渦を形成しているためと推測される。また $X=0.83C_r$ では $\alpha=6.5^\circ$ の場合キंक付近で圧力の小さい負のピークが観察されるが、これは同じ迎角で $X=0.55C_r$ の場合の $C_p$ 分布ピークから推測されるように内翼前縁で形成された剥離渦による影響と考えられる。このような高い $\alpha$ における流れ場を把握するため、参考として低速風洞実験<sup>⑨</sup>でのオイル・フローによる翼上面

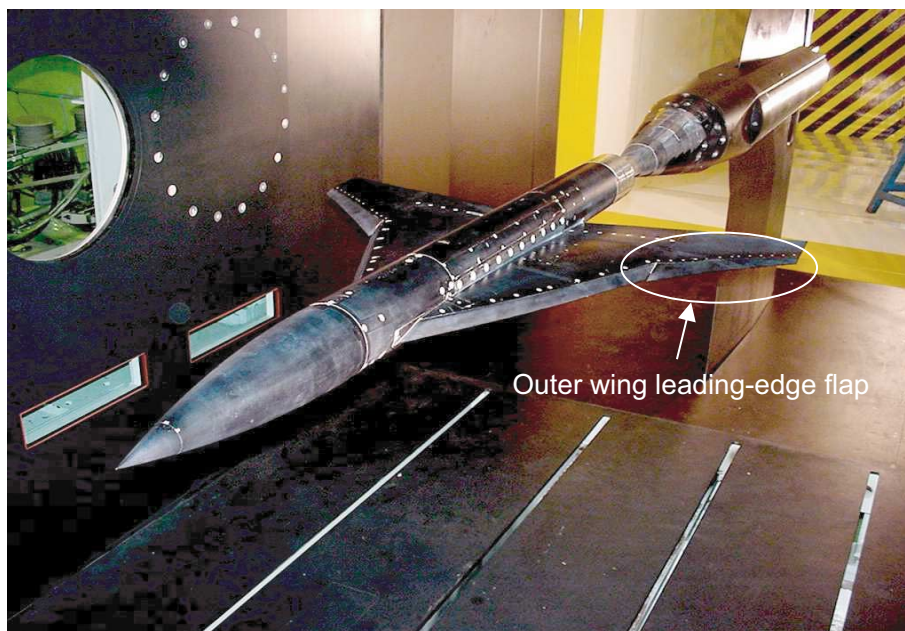


図4. NAL2m×2m遷音速風洞測定部内のSST模型の様子



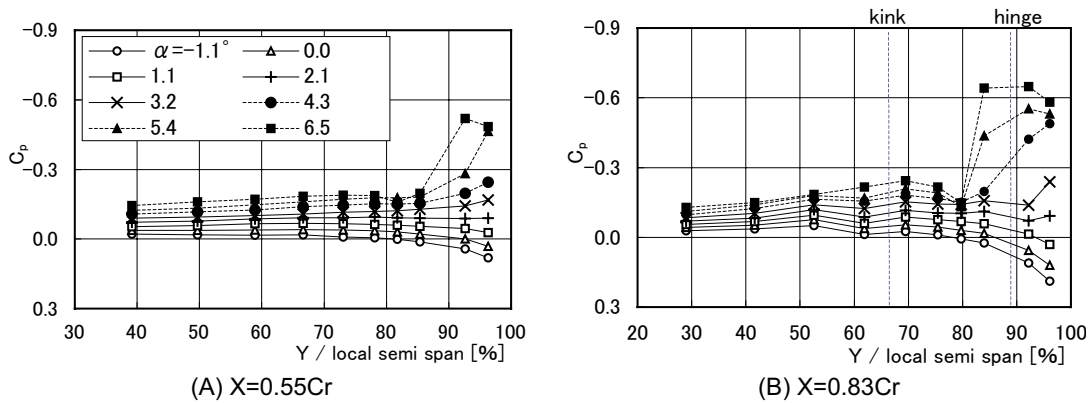


図5. 基本形態の翼表面圧力分布  
( $M_\infty=0.8, \delta_{fLE out}=0^\circ$ )

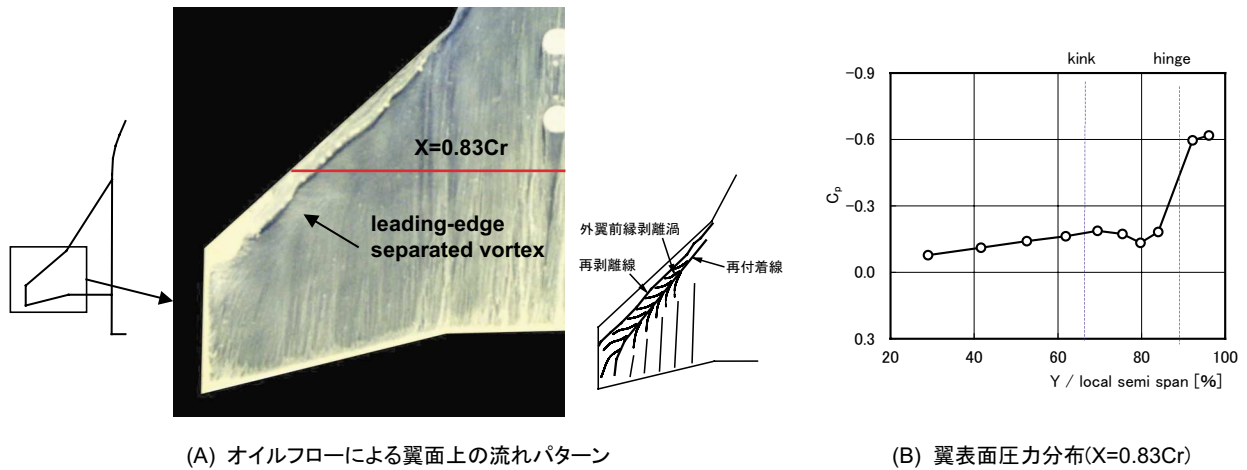


図6. 低速における外翼前縁剥離渦の形成  
(基本形態,  $U_\infty=30\text{m/s}, \alpha=5^\circ$ )

の流れパターンと表面静圧分布を図6に示す。オイル・フロー結果 (図6(A)) より外翼前縁付近での渦による流れパターンが確認でき、 $X=0.83C_r$ での表面静圧分布 (図6(B)) は前縁付近で $C_p$ の負のピークが見られる。すなわち、 $C_p$ の負のピークは外翼前縁で形成された剥離渦による渦吸引力が働いたためである。 $M_\infty=0.8$ での $C_p$ 分布 (図5(B)) は低速での $C_p$ 分布 (図6(B)) と同様であることから、 $M_\infty=0.8$ の $\alpha > 5^\circ$ で見られる前縁付近の $C_p$ のピークは前縁剥離渦の形成によるものと推測される。

図7には $\alpha$ 変化時の縦3分力結果を示す。揚力係数 $C_L$ を見ると、 $\alpha=0.5^\circ \sim 3^\circ$ の間では $\alpha$ の増加にともない、ほぼ線形的に $C_L$ が増加する。 $\alpha \geq 4^\circ$ になると $\alpha$ の増加にともない $C_L$ の非線形的な増加が見られ、これは $C_p$ 分布からも推測されるように翼の上面で前縁剥離渦が形成され、これにより翼上面に非線形的な渦吸引力が働いたためと考えられる。また、同様な理由によりピッチングモーメント係数 $C_m$ も $\alpha \geq 4^\circ$ で非線形的に機首下げモーメントが働く。

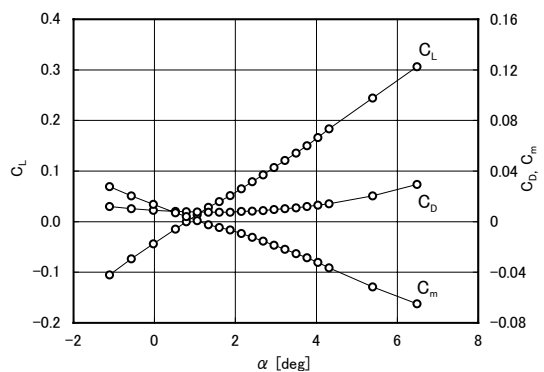


図7. 基本形態の縦3分力結果  
( $M_\infty=0.8, \delta_{fLE out}=0^\circ$ )

図8には $X=0.83C_r$ での各マッハ数 ( $M_\infty=0.9, 1.05, 1.2$ ) における $C_p$ 分布を示す。外翼前縁付近で $C_p$ のピークが見られるが $\alpha \geq 3 \sim 4^\circ$ 付近であることから、この迎角付近で外翼前縁から流れが剥離していると考えられる。このことから今回実験を行った $M_\infty$ の範囲では、外翼前縁

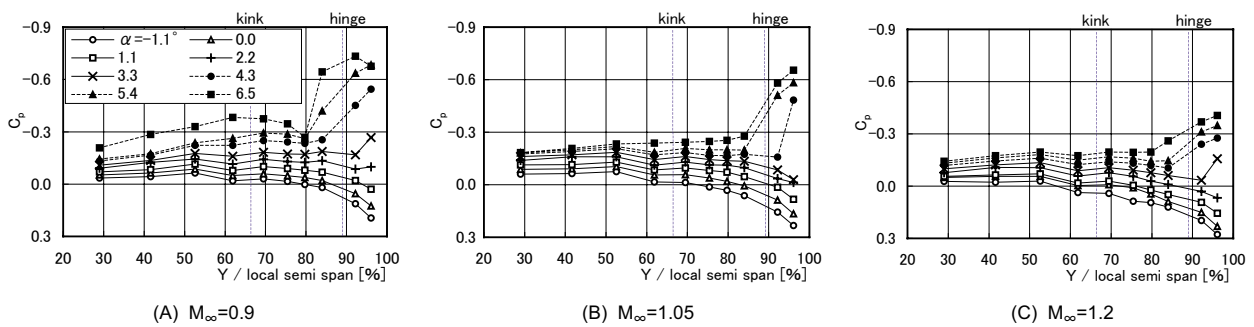


図8. 各マッハ数における翼表面圧力分布  
( $X=0.83C_r$ ,  $\delta_{fLE-out}=0^\circ$ )

の剥離流れは概ね同様な傾向を示していることが分かる。すなわち、前縁での剥離を抑制するフラップ操舵が  $\alpha \geq 3 \sim 4^\circ$  で有効性を見出すことが期待されるので、次節でこれを検討することにする。

### 3-2 外翼前縁フラップ効果

この節では外翼前縁フラップを操舵し、フラップ操舵を行った場合の空力特性について調べる。外翼前縁フラップを操舵してない  $\delta_{fLE-out}=0^\circ$  に対して、 $\delta_{fLE-out}=5^\circ$ 、 $12.2^\circ$  に操舵した場合を比較する。

図9には  $M_\infty=0.8$  において  $X=0.55C_r$  での翼表面静圧測

定結果 ( $C_p$  分布) を示す。 $X=0.55C_r$  位置は内翼・外翼のキंक位置 ( $X=0.69C_r$ ) より機体軸  $X$  方向において上流側に位置しているため (図2参照), 内翼のみの断面形状を有する。外翼前縁フラップを操舵した場合 ( $\delta_{fLE-out}=5^\circ$ ,  $12.2^\circ$ ) の  $C_p$  分布が  $\delta_{fLE-out}=0^\circ$  の場合の  $C_p$  分布と良く一致している。すなわち、 $X=0.55C_r$  では外翼前縁フラップの操舵による影響がとても小さいことが読み取れる。図10には図9と同様な形態について  $X=0.83C_r$  位置での  $C_p$  分布を示す。 $\alpha=4.3^\circ$  の場合 (図10(C)),  $\delta_{fLE-out}=0^\circ$  ではフラップ上で  $C_p$  の負のピークが大きい,  $\delta_{fLE-out}=5^\circ$  では平坦な  $C_p$  分布を示す。これは  $\delta_{fLE-out}=0^\circ$  の場合,

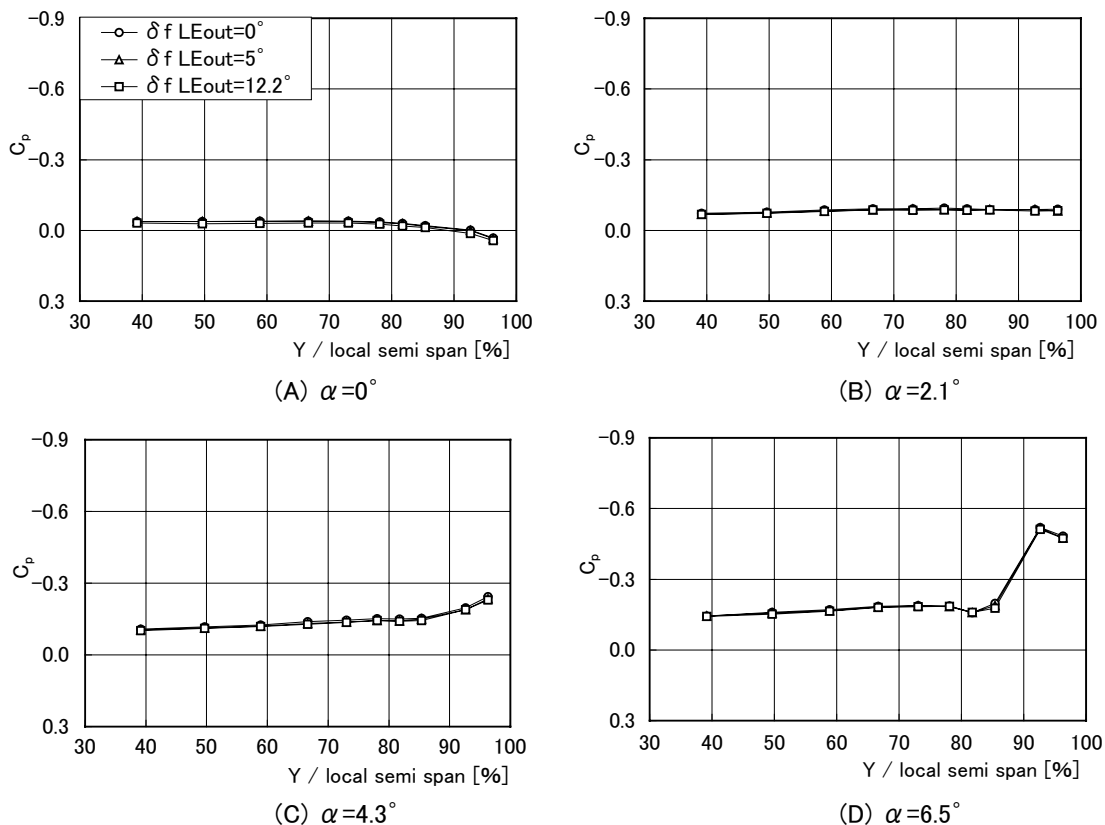


図9. 外翼前縁フラップ操舵時の翼表面圧力分布  
( $M_\infty=0.8$ ,  $X=0.55C_r$ )

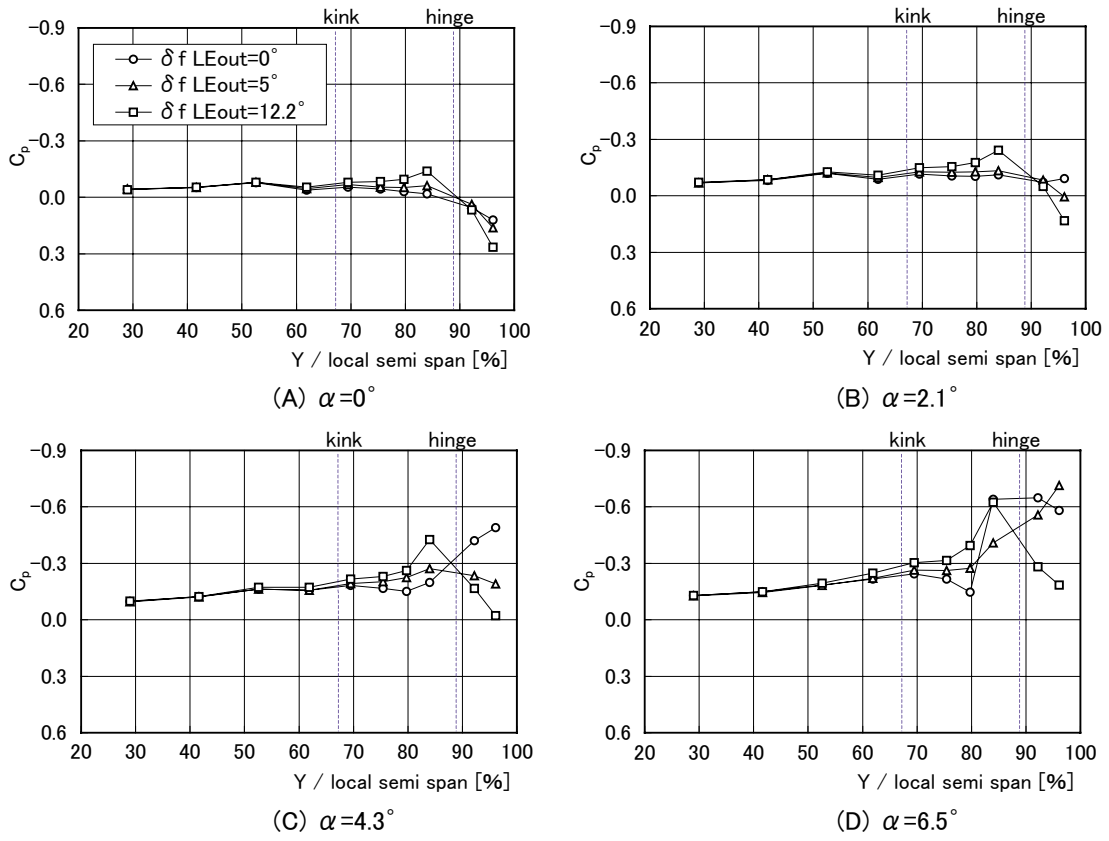


図10. 外翼前縁フラップ操舵時の翼表面圧力分布  
( $M_\infty=0.8, X=0.83C_T$ )

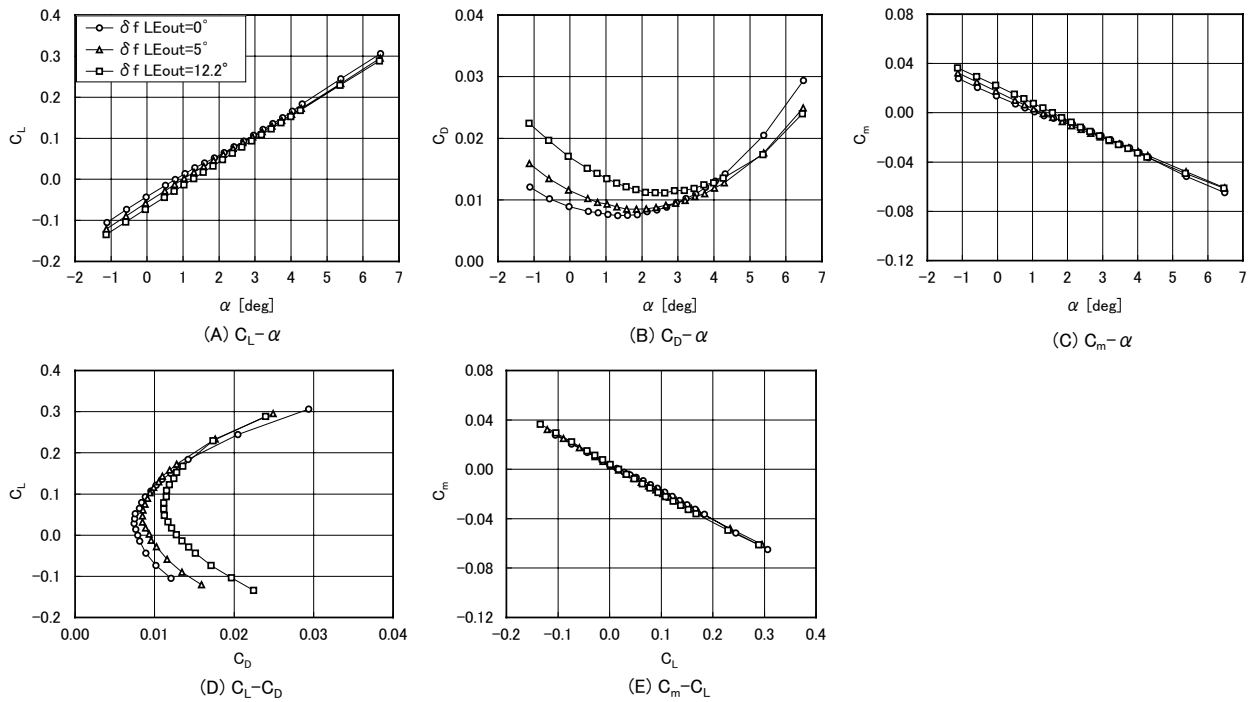


図11. 外翼前縁フラップ操舵時の空気力特性 ( $M_\infty=0.8$ )



前縁で剥離渦流れを形成しているのに対して、 $\delta_{fLE-out}=5^\circ$  の場合フラップの操舵により翼面に付着した流れが形成されているためと考えられる。また、 $\alpha=6.5^\circ$  の  $\delta_{fLE-out}=5^\circ$  の場合 (図 10(D))、フラップ上に  $C_p$  の負のピークが見られる。これは  $\alpha=4.3^\circ$  から  $6.5^\circ$  に増加したことによってフラップ上で前縁剥離渦が形成され、これにより渦吸引力が働くためと考えられる。この場合フラップは下方に操舵していることから、フラップ面に垂直方向に働く圧力は機体軸に対して前方に傾いていることを意味する。そのためフラップを操舵していない場合に比べフラップを操舵した場合は抵抗が低減され、揚抗比  $L/D$  を向上させる方向に働くことが考えられる。図 10 の  $\delta_{fLE-out}=12.2^\circ$  ではヒンジ・ラインの内側で  $C_p$  の負のピークが見られる。これは  $\delta_{fLE-out}=12.2^\circ$  に操舵した場合、ヒンジ・ライン位置で表面が不連続に大きく曲がっていることから剥離した渦流れを形成し、これにより負のサクションピークが見られると考えられる。このようなヒンジ・ラインより内側での負圧のピークは  $C_L$  を増加させる働きをするが、その反面  $C_D$  も増大させる働きをする。

図 11 には  $M_\infty=0.8$  で外翼前縁フラップ操舵有無での縦3分力、ポーラー曲線、 $C_m-C_L$  曲線を示す。 $C_L$  (図 11(A)) は  $\delta_{fLE-out}=0^\circ$  に比べ  $\delta_{fLE-out}=5^\circ, 12.2^\circ$  の場合では全体的に若干減少している。 $\alpha \geq 3^\circ$  でフラップ操舵した場合の  $C_L$  の減少は、前縁剥離渦の発生を抑制したため渦吸引力が減少したことが主な理由として考えられる。 $C_D$  (図 11(B)) は低迎角ではフラップを操舵した場合が操舵していない場合に比べ抵抗が大きい。ポーラー曲線 (図 11(D)) でも  $C_L$  が低い範囲では同様な傾向を示す。反面、 $C_L$  が大きい範囲では外翼前縁フラップを操舵した場合が操舵していない場合より抵抗が小さく、 $L/D$  において外翼前縁フラップ操舵が有効であることが読み取れる。 $C_m-C_L$  曲線 (図 11(E)) はフラップ操舵の影響が小さい。

図 12 には図 11(D) と同様に各  $M_\infty$  でのポーラー曲線を示す。 $\delta_{fLE-out}=5^\circ$  の場合、 $M_\infty=0.8$  と同様に低い  $C_L$  範囲ではフラップを操舵した場合が、操舵していない場合よ

り  $C_D$  が大きい、高い  $C_L$  の範囲ではフラップを操舵した場合がより小さい  $C_D$  を示す傾向が見られる。しかし、 $\delta_{fLE-out}=12.2^\circ$  の場合、 $M_\infty=1.05$  (図 12(B))、 $1.2$  (図 12(C)) では今回実験を行った  $C_L$  の範囲で  $\delta_{fLE-out}=0^\circ$  に比べ  $C_D$  が低減されない。

### 3-3 外翼前縁フラップ操舵の有効性

本節では外翼前縁フラップ操舵の有効性を系統的に調べていく。実験で得られたポーラー曲線 (図 11(D), 図 12) を最小自乗法を用いて下記の 2 次曲線で近似した。

$$C_D = K (C_L - C_{L0})^2 + C_{D0} \quad (1)$$

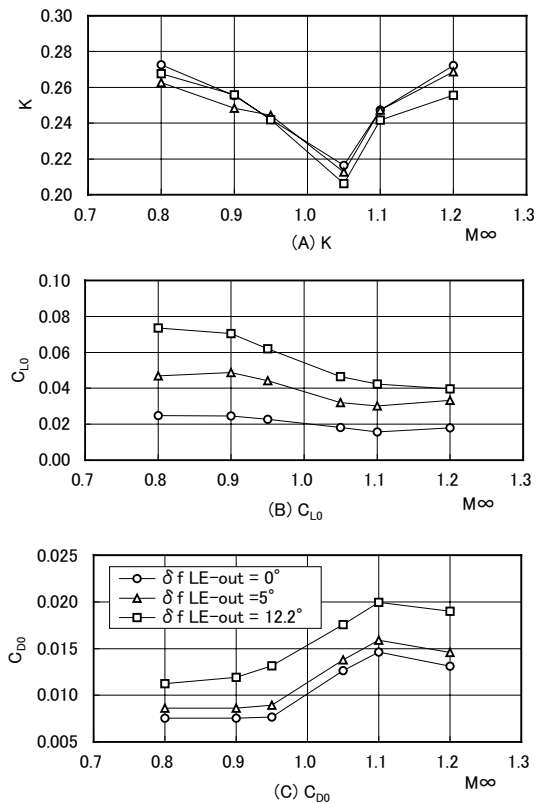


図 13. ポーラー曲線近似による各係数の変化

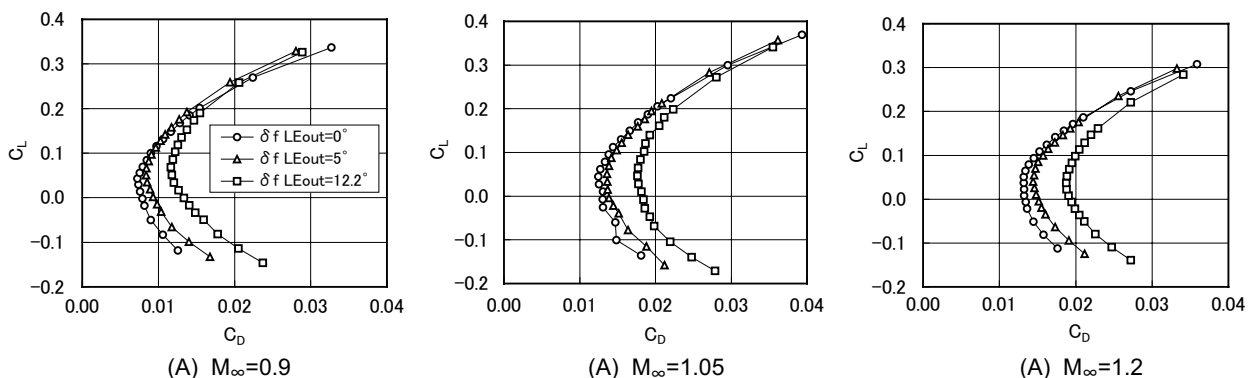


図 12. 各マッハ数におけるポーラー曲線特性

一般に (1) 式の係数  $K$  はアスペクト比に反比例する。 $C_{L0}$  は翼のキャンバー効果を示す。また、 $C_{D0}$  は摩擦抵抗とワーブに伴う最小揚力時の圧力抵抗の和である。図13には各  $M_\infty$  で各外翼前縁フラップ舵角における2次曲線近似式 (1) の各係数を示す。図13(A) より、 $\delta_{fLE-out}$  の変化による  $K$  の変化は小さい。これは外翼前縁フラップ操舵による効果が翼のアスペクト比を変化させた場合に生じる効果ではないことを示している。 $C_{L0}$  (図13(B)) はフラップ舵角により大きく変化し、フラップ舵角を増大させると  $C_{L0}$  は増加する。これはフラップを大きく操舵することにより翼のキャンバーを増加させることと同様な効果が得られることを意味する。また、 $C_{D0}$  (図13(C)) は  $\delta_{fLE-out} = 0^\circ, 5^\circ$  の場合に比べ  $\delta_{fLE-out} = 12.2^\circ$  の場合が大きく増加している。 $\delta_{fLE-out} = 12.2^\circ$  の場合  $M_\infty = 0.8$  での  $C_D$  特性 (図11(B)) を見ると、 $C_{D0}$  を示す迎角は  $\alpha = 2.5^\circ$  であるので、その  $\alpha$  における  $X = 0.83C_T$  での表面静圧分布を図14に示す。図中には比較のため  $\delta_{fLE-out} = 0^\circ, 5^\circ$  の場合に同様な  $C_{D0}$  を示す迎角での  $C_p$  分布を重ねて示す。図より  $\delta_{fLE-out} = 0^\circ, 5^\circ$  の場合に比べ、 $\delta_{fLE-out} = 12.2^\circ$  の場合は翼面上のヒンジ・ラインの内側で剥離が生じていることがわかる。このことが原因で  $\delta_{fLE-out} = 12.2^\circ$  の場合  $C_{D0}$  が増加することが考えられる。

各  $M_\infty$  における外翼前縁フラップの有効性を見るため、 $C_L$  がある一定の値 ( $C_L = 0.2, 0.3$ ) のときの  $C_D$  の値

を図15に示す。 $C_L = 0.2$  (図15(A)) の場合  $M_\infty \leq 0.95$  では  $\delta_{fLE-out} = 5^\circ$  の方が  $\delta_{fLE-out} = 0^\circ$  より小さい  $C_D$  を示しており、外翼前縁フラップを  $5^\circ$  に操舵した方が  $L/D$  を向上させていることが分かる。 $\delta_{fLE-out} = 12.2^\circ$  の場合では  $M_\infty = 0.8$  を除いた  $M_\infty$  の領域で  $\delta_{fLE-out} = 0^\circ$  に比べ  $C_D$  が大きく、 $L/D$  において有効でないことがわかる。同様な傾向は  $C_L = 0.3$  (図15(B)) の場合でも見られる。 $C_L = 0.3$  の場合では  $C_L = 0.2$  の場合に比べ、より広い  $M_\infty$  の領域で  $\delta_{fLE-out} = 5^\circ$  でのフラップ操舵による  $C_D$  の低減が見られており  $L/D$  において外翼前縁フラップ操舵による有効性が確認できる。また  $M_\infty$  が低いほど外翼前縁フラップを操舵した場合に  $C_D$  が低減する傾向が若干見られる。

図16にはフラップ操舵時 ( $\delta_{fLE-out} = 5^\circ, 12.2^\circ$ ) と  $\delta_{fLE-out} = 0^\circ$  の場合で同一の  $C_D$  を持つ  $C_L$  を示す。これは図11(D) と図12で  $\delta_{fLE-out} = 5^\circ, 12.2^\circ$  のポラー曲線が  $\delta_{fLE-out} = 0^\circ$  のポラー曲線と交差する点での  $C_L$  の値であり、この点を各  $M_\infty$  で求め図中に示した。この境界線より高い  $C_L$  では外翼前縁フラップを操舵 ( $\delta_{fLE-out} = 5^\circ$ , あるいは  $\delta_{fLE-out} = 12.2^\circ$ ) した方が操舵してない ( $\delta_{fLE-out} = 0^\circ$ ) 場合に比べ  $C_D$  が低減される領域であることを意味する。 $\delta_{fLE-out} = 5^\circ$  の場合ではこの境界線が  $0.1 \leq C_L \leq 0.2$  の範囲に位置し、比較的低い  $C_L$  からフラップを操舵した方が操舵してない場合より  $L/D$  において有効である

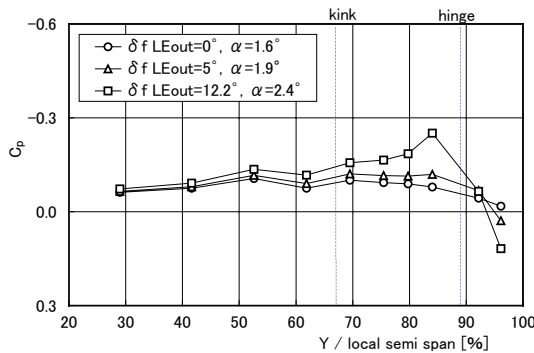


図14. 最小抵抗時の  $C_p$  分布 ( $X = 0.83C_T$ )

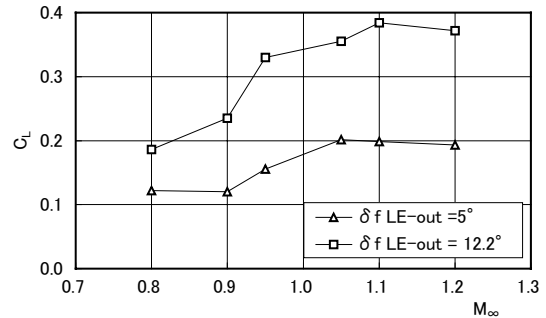
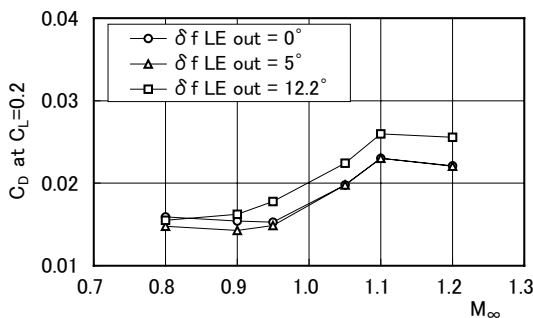
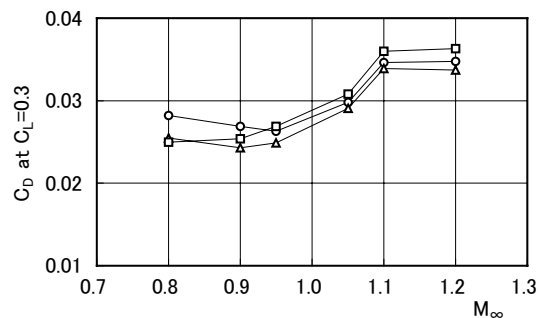


図16. フラップ操舵時と操舵なしの場合の同一の  $C_D$  を持つ  $C_L$  の境界線



(A)  $C_L = 0.2$



(B)  $C_L = 0.3$

図15. 各  $C_L$  における外翼前縁フラップ操舵による抵抗の低減

ことがわかる。 $\delta_{fLE-out}=12.2^\circ$ ではこの境界線が高い $C_L$ の方(図中の上方)に移動しており、 $\delta_{fLE-out}=5^\circ$ に比べより高い $C_L$ においてフラップ操舵が $L/D$ において有効になることが分かる。また、図16の各 $M_\infty$ における境界線の変化に注目すると、 $\delta_{fLE-out}=5^\circ, 12.2^\circ$ とも $M_\infty=1.0$ を境に異なる傾向を示す。 $M_\infty < 1.0$ では $M_\infty$ の増加により $C_L$ 値も増加する傾向が見られるが、 $M_\infty > 1.0$ では $M_\infty$ を増加させてもほぼ同一の $C_L$ 値を示している。この理由については次節で検討することにする。

3-4 最適フラップ舵角

本節では今回の実験結果をもとにして外翼前縁フラップの最適フラップ舵角について考察する。ここでの最適フラップ舵角とは、ある一定の $C_L$ において $C_D$ が最小になる外翼前縁フラップ舵角を意味する。1つの例として図17には各フラップ舵角( $\delta_{fLE-out}=0, 5, 12.2^\circ$ )で $C_L=0.2$ を示す場合の $C_D$ 値を示す(図中の○印)。 $\delta_{fLE-out}=5^\circ$ の場合では $\delta_{fLE-out}=0^\circ$ の場合に比べ $C_D$ が減少する。しかし、さらにフラップ舵角を増大させ $\delta_{fLE-out}=12.2^\circ$ の場合では $\delta_{fLE-out}=5^\circ$ の場合に比べ $C_D$ が増加する傾向が見られる。このような $C_D$ の値を $\delta_{fLE-out}$ の2次曲線で近似した(図中の実線)。

$$C_D = K_1 (\delta_{fLE-out} - \delta_{fLE-out\ opti})^2 + C_{D\ opti} \quad (2)$$

(2)式より $\delta_{fLE-out} = \delta_{fLE-out\ opti}$ で抵抗は最小になり、このフラップ舵角をその $C_L$ における最適フラップ舵角 $\delta_{LE-out\ opti}$ と呼ぶことにする。また、最適フラップ舵角に操舵した場合の抵抗値を $C_{D\ opti}$ と表記する。このような処理を $C_L=0.15, 0.2, 0.25, 0.3$ の場合と今回実験を行った全ての $M_\infty$ で施した。なお、この最適フラップ舵角は3点のフラップ舵角( $\delta_{fLE-out}=0^\circ, 5^\circ, 12.2^\circ$ )の実験結果から求めていることに注意すべきである。本来、正確な最適フラップ舵角を求めるには、より多くのフラップ舵角での実験結果が必要である。しかし、今回のよう

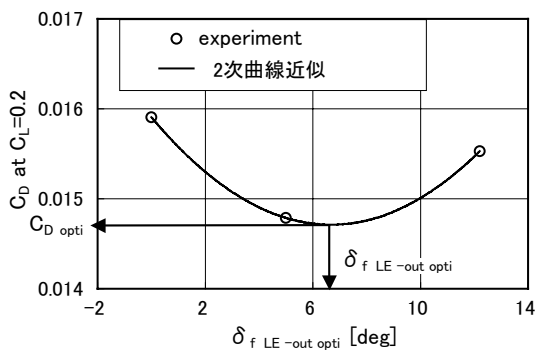
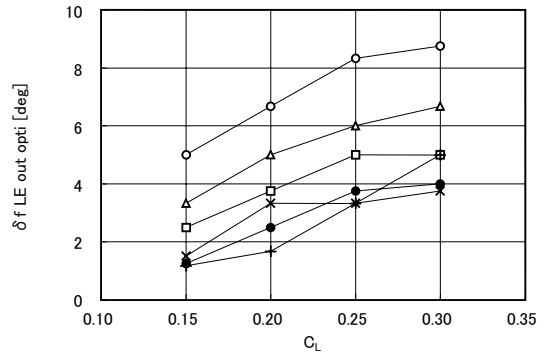
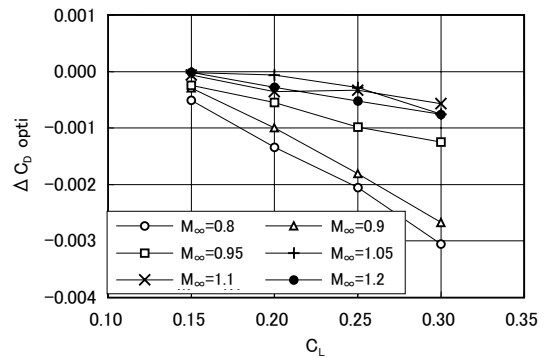


図17. 風洞実験結果による最適フラップ操舵 ( $M_\infty=0.8, C_L=0.2$ の場合)



(A) 最適外翼前縁フラップ舵角:  $\delta_{fLE-out\ opti}$



(B) 最適フラップ舵角操舵時と操舵なしの $C_D$ の変化分:  $\Delta C_{D\ opti}$

図18. 最適外翼前縁フラップ舵角と $C_D$ の低減

な3点の舵角結果から求めた最適フラップ舵角でも定性的な傾向を把握することが可能と考えた。上記の方法で求めた最適フラップ舵角 $\delta_{fLE-out\ opti}$ を図18(A)に示す。また図18(B)には最適フラップ舵角に操舵した際の抵抗 $C_{D\ opti}$ と $\delta_{fLE-out}=0^\circ$ での抵抗 $C_{D\ clean}$ の差分( $\Delta C_{D\ opti} = C_{D\ opti} - C_{D\ clean}$ )を示す。この値が負の場合は最適フラップ舵角に操舵した場合の抵抗 $C_{D\ opti}$ がフラップを操舵していない場合の抵抗 $C_{D\ clean}$ より小さく、フラップ操舵による $C_D$ の低減を意味する。また図19には最適フラップ舵角操舵時の $X=0.83C_f$ 位置での $C_p$ 分布を示す。図18(A)より示された最適フラップ舵角が今回の実験で計測したケースと一致する場合を探し出し、その $C_p$ 分布をプロッ

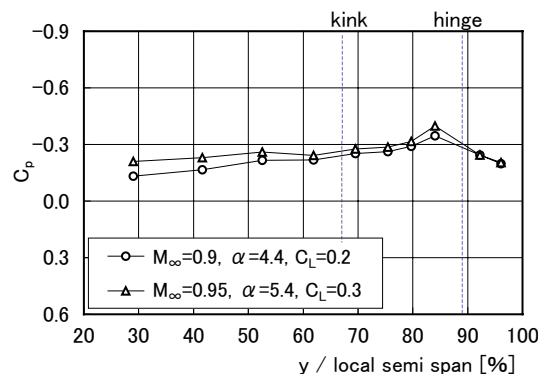


図19. 最適フラップ舵角操舵時の $C_p$ 分布 ( $\delta_{fLE-out}=5^\circ$ )

トしたものである。図19には  $\delta_{fLE-out} = 5^\circ$  の場合のみ示した。 $C_L = 0.2, 0.3$  の場合の最適フラップ舵角に操舵した場合ではヒンジ・ラインの内側に  $C_p$  の負のピークが見られ小さい剥離があると考えられるが、前縁では流れの剥離を抑制し、全体的に滑らかな流れが形成されていることが読み取れる。このような結果を含めて図18に示された結果を考察していく。

図18(A)より、 $C_L$ が増大すると  $\delta_{fLE-out\ opti}$  は増加する傾向が見られる。また、最適フラップ舵角の増加率(勾配)は  $C_L$  増加に伴いなだらかになっている。これは  $C_L$  と  $\alpha$  はほぼ比例することから、 $C_L$  の増加は  $\alpha$  の増加を意味する。そのため前縁での剥離を抑え、滑らかな付着流を形成(図19)するためのフラップ舵角は、 $\alpha$  の増加( $C_L$  の増加)にともない増大するものと考えられる。しかしフラップ舵角が増大すると図10に示されたようにフラップのヒンジ・ラインで流れが剥離し、これにより  $L/D$  が悪化するため、 $C_L$  増加による  $\delta_{fLE-out\ opti}$  の増加率はなだらかになっているものと考えられる。図18(B)より  $C_L$  の増加にともない  $C_{D\ opti}$  は減少する傾向(図中の下方に移動)が見られる。これらを説明するために、まずフラップを操舵してない場合 ( $\delta_{fLE-out} = 0^\circ$ ) を考える。 $\alpha$  の増加にともない前縁で流れが剥離し、翼面上で前縁剥離渦を形成する。この前縁剥離渦はさらに  $\alpha$  を増加させると渦は成長し、より大きな渦吸引力が翼面に垂直方向に働く<sup>9)</sup>。ここでフラップを操舵することを考える。フラップ操舵により前縁剥離渦の発生を抑制することができ、そのため渦吸引力による  $C_D$  の増加を低減させることができる。 $\alpha$  が増大して渦吸引力が増大すれば、フラップの操舵によって  $C_D$  の低減の効果は、より増大することが考えられる。そのために図18(B)で示したように  $C_L$  が増大するとフラップ操舵による抵抗の低減も増大すると考えられる。

図18(A)より  $M_\infty < 1.0$  では  $M_\infty$  が大きくなると  $\delta_{fLE-out\ opti}$  は減少する傾向が見られる。これは  $M_\infty$  が増加するにつれ圧縮性により前縁での流線の曲がり小さくなるためと考えられる。また、同様な理由から  $M_\infty > 1.0$  では  $M_\infty$  の変化による  $\delta_{fLE-out\ opti}$  の変化は小さい。図18(B)でも  $M_\infty < 1.0$  では  $M_\infty$  が大きくなると  $\Delta C_{D\ opti}$  の絶対値が減少する傾向(図中の上方に移動)が見られ、 $M_\infty > 1.0$  では  $M_\infty$  の変化による  $\Delta C_{D\ opti}$  の変化は小さい。

#### 4. 結論

設計点で超音速前縁の外翼を有する SST 形態について、遷音速領域における外翼前縁フラップの揚抗比に対する有効性を風洞実験により明らかにした。外翼前縁フラップを操舵してない基本形態と  $5^\circ, 12.2^\circ$  にフラップを操舵させた場合で翼に働く空気力と翼表面静圧測定結果

を比較した。

- ・外翼前縁フラップ舵角  $\delta_{fLE-out} = 5^\circ$  の場合ではフラップを操舵してない場合に比べ広い  $C_L$  の範囲で  $L/D$  の改善が得られた。これはフラップの操舵により外翼前縁で流れの剥離を抑えられたためである。外翼前縁フラップ舵角  $\delta_{fLE-out} = 12.2^\circ$  の場合では  $L/D$  の改善が得られる  $C_L$  の範囲が  $\delta_{fLE-out} = 5^\circ$  の場合に比べ狭いことがわかった。
- ・試験結果を最小自乗法による2次曲線近似を用いて整理し、 $C_L$  を一定値に保ったときに  $L/D$  を最大にする最適フラップ舵角を求めた。その結果、 $C_L$  の増大にともない最適フラップ舵角は増加する。また、 $M_\infty < 1$  の範囲では  $M_\infty$  が増加するにつれ最適フラップ舵角は減少する傾向が得られた。外翼前縁フラップの効果は最適フラップ舵角の大きさに比例し、フラップ舵角が大きいほどフラップ効果による  $C_D$  の低減量は増大する。
- ・ $C_L$  を 0.2 と 0.3 に固定した場合では外翼前縁フラップ操舵により流れ場の剥離を抑制し付着流を形成した場合に  $C_D$  が最小になることが分かった。

#### 謝辞

本研究を行うにあたって航空宇宙技術研究所 遷音速風洞グループの細江信幸氏、小松行夫氏、唐沢敏夫氏には遷音速風洞実験において次世代超音速機プロジェクトセンター非常勤職員(当時)の曲道友幸氏には実験準備等において多大な協力を得た。紙面を借りて深く感謝の意を表します。

#### 参考文献

- 1) 牧野光雄：航空力学の基礎，産業出版，P157.
- 2) 吉田憲司：小型超音速実験機の空力設計技術，日本流体力学会年会 2001 講演集，pp. 547-548, 2001.
- 3) Rennie, R.M., Jumper, E. J.: Dynamic Leading-edge Flap Scheduling, J. Aircraft, Vol.34, No.5, pp606-611, 1997.
- 4) Rinoie, K. : Experimental Studies of a 70 - degree Delta Wing with Vortex Flaps, J. Aircraft, Vol.34, No.5, pp600-605,1997.
- 5) 坂田公夫：次世代超音速機，第37回飛行機シンポジウム講演集，pp165-168, 1999.
- 6) 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研究，航空宇宙技術研究所報告 TR1450, 2002.
- 7) 航空技術研究所：航空技術研究所 2×2m 遷音速風洞の計画と構造，航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR25, 1962.
- 8) 宮田勝弘，李家賢一，郭東潤，野口正芳：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-,航空宇宙技術研究所報告  
TR1456, 2003.

9) Polhamus, E.C. : A Concept of the Vortex Lift of  
Sharp-Edge Delta Wings Based on a Leading-Edge  
Suction Analogy, NASA TN-3767, 1966.

---

## 独立行政法人 航空宇宙技術研究所報告 1459 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 共 進  
東京都杉並区宮前 1 - 20 - 19

---

© 2002 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ください。  
※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

航空宇宙技術研究所報告

TR-1459