遷音速領域での超音速航空機の前縁フラップによる揚抗比の改善について^{*1}Lift-to-Drag Ratio Improvement on a Supersonic Transport
by Leading-Edge Flap at Transonic Regions郭 東 潤^{*2}・宮 田 勝 弘^{*3,*4}・野 口 正 芳^{*2}・吉 田 憲 司^{*2}・李 家 賢^{—*5}

Dong-Youn KWAK, Katsuhiko MIYATA, Masayoshi NOGUCHI, Kenji YOSHIDA and Kenichi RINOIE

Key Words: SST, Leading-Edge Flap, Lift-to-Drag Ratio

Abstract: Wind tunnel tests were conducted to investigate lift to drag ratio improvement by the leading-edge flap the outboard wing on an SST model at transonic regions. Force measurements and surface pressure measurements were performed for the SST model with and without outboard leading-edge flaps of 5 and 12.2 degrees deflection angles. The lift to drag ratio was improved due to a reduction in the drag component when flaps deflected, 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.

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・アロー翼がある。一般的に内翼側に比べて外翼側の後退角を浅くすることによって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・アロー翼の特徴の一つに挙げられる¹⁾。航空宇宙技術研究所 (以降 NAL と略記) で研究・開発が行われている小型超音速ロケット実験機²⁾はその主翼にクランク・アロー翼が採用されており、また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、造波抵抗低減の観点から鋭い前縁形状を有する翼断面形状が採用されている。しかし、遷音速領域でこの機体が飛行する際に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う前縁フラップの適用が想定されている。

Rennie ら³⁾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。この文献 3) 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ポルテックス・フラップ⁴⁾がある。これは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、渦吸引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。このような前縁ポルテックス・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させて剥離による抵抗の増加を抑制することが主眼となる。

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

本実験に用いた SST 形態模型の概略図を第 1 図に示す。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⁵⁾の 01 形態と同一のものである。主翼はクランク・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 $66^\circ/42^\circ$ 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

*1 © 2004 日本航空宇宙学会

平成 13 年 10 月 31 日, 第 39 回飛行機シンポジウムにおいて講演。平成 15 年 6 月 3 日原稿受理

*2 航空宇宙技術研究所次世代超音速機プロジェクトセンター

*3 東京大学大学院

*4 現 日本航空 (株)

*5 東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻

第3図 各マッハ数における翼表面圧力分布 ($X = 0.83C_r$, $\delta_{LE-out} = 0^\circ$) 第4図 外翼前縁フラップ操舵時の翼表面圧力分布 ($M_\infty = 0.8$, $X = 0.83C_r$)

C_p 分布の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。これらの流れを把握するために、同一模型を用いた低速風洞実験結果⁶⁾と比較すると、文献6)ではオイル・フロー法による翼上面の流れパターンより $\alpha \geq 5^\circ$ の場合に翼上面で前縁剥離渦が形成されることが確認されている。また、そのときの翼上面の C_p 分布は今回の $M_\infty = 0.8$ での C_p 分布 (第2図(b))と同様な傾向を示していた。このことから、 $M_\infty = 0.8$ 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。

第3図には $X = 0.83C_r$ 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。どのマッハ数の結果でも外翼前縁付近で C_p の負のピークが $\alpha \geq 3 \sim 4^\circ$ 付近で見られ始めることから、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。今回実験を行った M_∞ の範囲では、外翼前縁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、 $\alpha \geq 3 \sim 4^\circ$ においてフラップ操舵によって前縁での剥離を抑制することが期待される。

ので、次節でこれについて検討する。

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、フラップ操舵による空力特性への影響について考察する。外翼前縁フラップを操舵していない $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ の場合に対して、 $\delta_{LE-out} = 5^\circ, 12.2^\circ$ に操舵した場合を比較する。

第4図には $X = 0.83C_r$ 位置での C_p 分布を示す。 $\alpha = 4.3^\circ$ の場合 (第4図(c)), $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ ではフラップ上で C_p の負のピークが大きい。が、 $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ では平坦な C_p 分布を示す。これは $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ の場合、前縁で剥離して渦流れを形成しているのに対して、 $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ の場合には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 $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ の場合 (第4図(d)) ではフラップ上 (図の右端付近) に C_p の負のピークが見られる。これは迎角が $\alpha = 4.3^\circ$ から 6.5° に増加する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いたためと考えられる。この場合フラップは下方に操舵していることから、フ

第 5 図 各マッハ数におけるポーラー曲線

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て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（第 1 章で述べたボルテックス・フラップ的な効果）が推察される．第 4 図の $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$ ではどの図もヒンジ・ラインの内側で C_p の負のピークが見られる．外翼前縁フラップを $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$ に操舵すると，フラップ面と主翼面がヒンジ・ライン位置で角度を持ってつながる（第 1 図の A-A 断面参照）．これにより流れはヒンジ・ラインから剥離し，ヒンジ・ラインの内側で渦流れを形成する．そのため負のサクションピークが見られたと考えられる．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有する．なお， $X = 0.55C_r$ では外翼前縁フラップを操舵した場合（ $\delta_{LE-out} = 5^\circ, 12.2^\circ$ ）の C_p 分布が $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ の場合の C_p 分布と良く一致していた．このことから $X = 0.55C_r$ では外翼前縁フラップの操舵による影響が非常に小さいことが確認された．

第 5 図には各 M_∞ で外翼前縁フラップ操舵有無でのポーラー曲線を示す．各 M_∞ 共に $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ の場合，低い C_L 範囲ではフラップを操舵した場合の方が，操舵していない場合より C_D が大きい，高い C_L の範囲（ C_L の約 0.15 以上）ではフラップを操舵した場合の方がより小さい C_D を示す傾向が見られる，このことは L/D において外翼前縁フラップ操舵が有効であることを示している．しかし， $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$ の場合， $M_\infty = 1.05$ （第 5 図 (c)）と 1.2（第 5 図 (d)）では今回実験を行った C_L のすべての範囲で $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ の場合に比べて C_D が低減されていない．

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考察する．まず実験で得られたポーラー曲線（第 5 図）を最小自乗法を用いて下記の 2 次曲線で近似した．この場合，同一の C_L での近似誤差（実験値と近似により求めた値の差分）は $\Delta C_D \leq \pm 0.0004$ であった．

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

一般に式 (1) の係数 K はアスペクト比に反比例し， C_{L0} は翼のワープ効果を示す．また， C_{D0} は摩擦抵抗とワープに伴う圧力抵抗の和である．第 6 図には各外翼前縁フラップ舵角における式 (1) の 2 次曲線近似の各係数の M_∞ 変化を示す．第 6 図 (a) より， δ_{LE-out} の変化による K の変化は小さいことが分かる．これは外翼前縁フラップ操舵による効果は翼のアスペクト比を変化させた場合に生じる効果と同種のものではないことを示している． C_{L0} （第 6 図 (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} （第 6 図 (c)）は $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ と 5° の場合に比べ， $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$ の場合が大きく増加している．第 7 図には $M_\infty = 0.8$ において各フラップ舵角に操舵した場合について， C_D 特性から C_{D0} を示す迎角をそれぞれ読み取り，その迎角における $X = 0.83C_r$ 位置での C_p 分布を示す．図より， $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ と 5° の場合とは異なり， $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$ 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分かる．このことが原因で第 6 図 (c) に示されたように $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$ の場合 C_{D0} が大きく増加したことが考えられる．

各 M_∞ 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 (例えば $C_L = 0.2$ あるいは 0.3) のときの C_D の値を第 8 図に示す. $C_L = 0.2$ (第 8 図 (a)) の場合, $M_\infty \leq 0.95$ では $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ の方が $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ より小さい C_D を示しており, 外翼前縁フラップを 5° に操舵した方が L/D が向上することを意味する. $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$ の場合には $M_\infty = 0.8$ を除いたすべての M_∞ の領域で $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ に比べ C_D が大きく, L/D の向上においてこの舵角は有効でないことが分かる. 同様な傾向

は $C_L = 0.3$ (第 8 図 (b)) の場合でも見られる. ただし $C_L = 0.3$ の場合には $C_L = 0.2$ の場合に比べ, より広い M_∞ の領域で $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ の場合が $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ の場合より C_D の低減が見られており L/D における外翼前縁フラップ操舵による有効性が確認できる. $M_\infty = 0.8$ の場合の $C_L = 0.2$ では $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ で $L/D = 12.7$, $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ で $L/D = 13.4$ と約 6% 増大する. また $C_L = 0.3$ では $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ で $L/D = 10.6$, $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ で $L/D = 11.7$ と約 10% の L/D の向上があった.

第 9 図にはフラップ操舵時 ($\delta_{LE-out} = 5^\circ, 12.2^\circ$) と $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ の場合で同一の C_D を持つ C_L の境界線を示す. これは第 5 図で $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ 及び 12.2° のポラー曲線が $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ 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_∞ で求め図中に示した. この第 9 図中の境界線より高い C_L では外翼前縁フラップを操舵 ($\delta_{LE-out} = 5^\circ$, あるいは $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$) した方が操舵していない ($\delta_{LE-out} = 0^\circ$) 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. $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ の場合にはこの境界線が $0.1 \leq C_L \leq 0.2$ 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いない場合より L/D の向上において有効であることが分かる. $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$ 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, $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ に比べより高い C_L においてはじめてフラップ操舵が L/D の向上において有効になることが分かる. また, 第 9 図の各 M_∞ における境界線の変化に注目すると, $\delta_{LE-out} = 5^\circ, 12.2^\circ$ とともに $M_\infty = 1.0$ を境に異なる傾向を示すことが分かる. $M_\infty < 1.0$ では M_∞ の増加により C_L 値も増加する傾向が見られるが, $M_\infty > 1.0$

第 6 図 ポラー曲線近似による各係数の変化

第 7 図 最小抵抗時の C_p 分布 ($X = 0.83 C_r, M_\infty = 0.8$) 第 8 図 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 第 9 図 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

第 10 図 風洞実験結果による最適フラップ舵角 ($M_\infty = 0.8$, $C_L = 0.2$ の場合)

では M_∞ を増加させてもほぼ同一の C_L 値を示している。

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。一つの例として第 10 図には各フラップ舵角 ($\delta_{LE-out} = 0^\circ, 5^\circ, 12.2^\circ$) で $C_L = 0.2$ における C_D 値を示す (図中の $\circ$ 印)。図より、実験結果からはフラップ舵角を $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ から 5° に変化させると C_D が減少し、さらにフラップ舵角を増大させて $\delta_{LE-out} = 12.2^\circ$ にすると逆に C_D が増加する非線形的な傾向が見られた。そこで各フラップ舵角での実験結果 (3 点) から C_D の特性を次式のようなフラップ舵角 δ_{LE-out} の多項式で近似することを試みた (図中の実線)。

$$C_D = K_1(\delta_{LE-out} - \delta_{LE-out, opt})^2 + C_{D, opt} \quad (2)$$

式 (2) 中の $\delta_{LE-out} = \delta_{LE-out, opt}$ 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 $\delta_{LE-out, opt}$ 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 $C_{D, opt}$ と表記する。このような処理を $C_L = 0.15, 0.2, 0.25, 0.3$ の場合について今回実験を行ったすべての M_∞ 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 ($\delta_{LE-out} = 0^\circ, 5^\circ, 12.2^\circ$) 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、精度の高い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は十分可能と考えられる。上記の方法で求めた最適フラップ舵角 $\delta_{LE-out, opt}$ を各 M_∞ に関して第 11 図 (a) に示す。第 11 図 (b) には最適フラップ舵角に操舵した際の抵抗 $C_{D, opt}$ と $\delta_{LE-out} = 0^\circ$ での抵抗 $C_{D, clean}$ の差分 ($\Delta C_{D, opt} = C_{D, opt} - C_{D, clean}$) 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 $C_{D, opt}$ がフラップを操舵していない場合の抵抗 $C_{D, clean}$ より低減されていることを意味する。また第 12 図には最適フラップ舵角操舵時の $X = 0.83C_r$ 位置での C_p 分布を示す。第 11 図 (a) に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その C_p 分布を $\delta_{LE-out} = 5^\circ$ の場合についてプロットしたものである。第 12 図によると

(a) 最適外翼前縁フラップ舵角: $\delta_{LE-out, opt}$

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

第 11 図 最適外翼前縁フラップ舵角と C_D の低減

第 12 図 最適フラップ舵角操舵時の C_p 分布 ($\delta_{LE-out} = 5^\circ$)

$C_L = 0.2, 0.3$ 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、全体的に前縁で流れの剥離を抑制し滑らかな流れが形成されていることが読み取れる。この結果を含めて第 11 図に示された結果を考察する。

第 11 図 (a) より、 C_L が増大すると $\delta_{LE-out, opt}$ 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 の増加に伴いなだらかになっている。外翼前縁フラップ舵角を固定した場合の 6 分力試験結果によると、今回実験を行った α の範囲では α が増加すると C_L は増加する。すなわちフラップ舵角を固定した場合では C_L の増加は α の増加を意味する。そこで、第 12 図に示されたように最適フラップ舵角では前縁での剥離を抑制し滑らかな付着流の形成が実現されていることから、高い C_L になると最適フラップ舵角も増大することが考えられる。しかしフラップ舵角が増大すると第 4 図に示されたようにフラップのヒンジ・ライン位置で流れが剥離し、これにより L/D が悪化するため、第 11 図 (a) で示されたように C_L 増加による $\delta_{LE-out, opt}$ の増加率はなだらかになっているものと

考えられる．第 11 図 (b) より C_L の増加に伴い $\Delta C_{D\text{opti}}$ は減少する傾向 (図中の下方に移動) が見られる．このことを説明するために，まずフラップを操舵していない場合 ($\delta_{\text{LE-out}} = 0^\circ$) を考える．迎角が増加すると前縁で流れが剥離し，翼面上で前縁剥離渦が形成される．さらに α を増加していくとこの前縁剥離渦は成長し，より大きな渦吸引力が翼面に垂直方向に働き⁹⁾ C_D を増加させる．ここでフラップを操舵することを考える．一般に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，そのために渦吸引力による C_D の増加が低減される．迎角が大きい状態，すなわち渦吸引力がより大きい場合には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．このために第 11 図 (b) で示されたように 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ものと考えられる．

第 11 図 (a) より $M_\infty < 1.0$ では M_∞ が大きくなると $\delta_{\text{LE-out opti}}$ は減少する傾向が見られる．これは M_∞ が増加するにつれ圧縮性によって前縁での流線の曲がり角が小さくなるためであると考えられる．同様な理由から $M_\infty > 1.0$ では $\delta_{\text{LE-out opti}}$ の値が小さく，また M_∞ の変化による $\delta_{\text{LE-out opti}}$ の変化は小さい．第 11 図 (b) でも $M_\infty < 1.0$ では M_∞ が大きくなると $\Delta C_{D\text{opti}}$ 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_∞ の変化による $\Delta C_{D\text{opti}}$ の変化は小さい．

4. 結 論

設計点 $M_\infty = 1.7$ において超音速前縁の外翼を有する SST 形態について，遷音速領域 ($M_\infty = 0.8 \sim 1.2$) 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いない基本形態と 5° ， 12.2° 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 $\delta_{\text{LE-out}} = 5^\circ$ の場合では外翼前縁フラップを操舵していない基本形態に比べ高い C_L の範囲 (C_L の約 0.15 以上) でより小さい C_D を示す傾向が見られた．このことは L/D において外翼前縁フラップ操舵が有効であることを示している．しかし外翼前縁フ

ラップ舵角 $\delta_{\text{LE-out}} = 12.2^\circ$ の場合では基本形態に比べ $M_\infty \geq 1.0$ では C_D が低減されていない結果が得られた．
・実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 C_D を最小にする (すなわち 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 の増大に伴い最適フラップ舵角は増加すること，また $M_\infty < 1$ の範囲では M_∞ が増加するにつれ最適フラップ舵角は減少することが明らかになった．外翼前縁最適フラップ舵角の大きさは C_D の低減量に比例し，フラップ舵角が大きいほど C_D の低減量は増大する．
・ C_L を 0.2 あるいは 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が抑制され，フラップ面上に付着流が形成された場合に C_D が最小になる．

本研究を行うにあたって航空宇宙技術研究所風洞技術開発センターの細江信幸氏，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，東京，1989，p. 157.
- 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，2001，pp. 547-548.
- 3) Rennie, R. M. and Jumper, E. J.: Dynamic Leading-Edge Flap Scheduling, J. Aircraft, **34** (1997), pp. 606-611.
- 4) Rinoie, K.: Experimental Studies of a 70-Degree Delta Wing with Vortex Flaps, J. Aircraft, **34** (1997), pp. 600-605.
- 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，1999，pp. 165-168.
- 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実験的研究，航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR1450，2002.
- 7) 航空技術研究所：航空技術研究所 2×2 m 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 NAL-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.