Lateral Blowing による宇宙往還機基本形状の

亜音速領域における空力特性向上の研究^{*1}

Improvement of Aerodynamic Characteristics of Basic Configuration for Winged Vehicles with Lateral Blowing in Subsonic Flow

只 熊 憲 治^{*2}・麻 生 茂^{*3}・谷 泰 寛^{*2,*4}

Kenji TADAKUMA, Shigeru ASO and Yasuhiro TANI

Key Words: Aerodynamic Characteristics, Lateral Blowing, Flow Control, Subsonic Flow

Abstract: An experimental study on the improvement of aerodynamic characteristics of basic configuration for winged vehicles with lateral blowing in subsonic flow has been conducted. Wing planform is $75^\circ/45^\circ$ double delta wing whose cross section is modified NACA0010. Lateral blowing is realized by injecting a pair of sonic jets parallel to the trailing edge of the wing. The experiments have been conducted in the transonic wind tunnel of JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) under the testing condition of free-stream Mach number $M_\infty = 0.3$, Reynolds number $Re = 2.14 \times 10^6$, angle of attack $\alpha = -15^\circ$ – 40° and jet momentum coefficient $C_{\mu} = 0.0166, 0.0295$ and 0.0398 . The results show that the lift coefficient C_L and lift-to-drag ratio L/D are increased by lateral blowing over the wide range of angle of attack. The results suggest that lateral blowing can be useful for the improvement of aerodynamic characteristics of basic configuration for winged vehicles in subsonic flow.

1. 序 論

宇宙輸送システムは、宇宙活動における最も基本的な基盤の一つである。現在、完全再使用型宇宙往還機 (Reusable Launch Vehicle, RLV) の開発が進められているが、さらなるコスト削減、信頼性・安全性の向上が求められている。

宇宙輸送システムにおいて、コスト削減、信頼性・安全性を向上するためには、高い空力性能を得ることが重要課題の一つである。特に、低速時の揚力向上は、着陸速度を遅くし、着陸滑走距離を短くすることができ、帰還候補地が増えることにつながる。また、揚抗比向上は、滑走路へのアプローチを容易にすることにつながる。

そこで、著者らは、宇宙往還機基本形状に対し、高い空力性能を得るための検討を行った。本研究における宇宙往還機基本形状は、空力加熱及び高迎角特性を考慮した機体底面がフラットでダブルデルタ翼を有する翼胴結合体とした。高い空力性能を得るためには、機体の幾何学形状を工夫すればよいが、亜音速から極超音速に至るまで高い空力性能を備えた機体形状実現は、現段階で非常に困難であり、機体形状に直接依存しない方法で空力性能向上を図ることも必要であると考えられる。

機体形状に直接依存せず、空力性能を向上させる方法として、噴射を利用した方法が挙げられる。噴射を利用した

方法は、主に、前縁剥離渦の強化及び制御を目的として、前縁剥離渦のコア方向に沿って噴射する方法¹⁾、前縁からスパン方向へ噴射する方法²⁾、前縁の接線方向へ噴射する方法³⁾等があり、揚力の増加やロール特性制御効果を示す。

このような噴射を利用する方法について、新たに Lateral Blowing が辛島⁴⁾ や神下ら⁵⁾ によって提案されている。Lateral Blowing とは、噴射孔が翼後縁真下に位置しており、主流に対して垂直方向に小規模な音速ジェットを吹き出す噴射方法である。辛島⁴⁾ は、デルタ翼に対して、神下ら⁵⁾ は、次世代 SST の主翼 (改良アロー翼) に対して Lateral Blowing を適用し、空力性能向上及び揚力発生メカニズムについて報告している。Lateral Blowing の揚力発生メカニズムの概略図⁵⁾ を第 1 図に示す。Lateral Blowing は、翼上面の流れを加速し、負圧を増加させる。また、翼下面では、主流を阻塞し、圧力を上昇させる。辛島は、それらに加えて、高迎角では、前縁剥離渦が強化されることを報告している。つまり、Lateral Blowing は、前縁剥離渦が存在しなくても空力特性を改善するため、直接的に前縁剥離渦の強化を目的とした噴射方法と比較して、揚力が増加する範囲は広い。実用化されれば、現在、利用されているフラップにとって代わる可能性もある。従来の高揚力装置であるフラップと比べ、空力加熱、空力荷重及び空力弾性を考慮しないですむため機体構造設計が容易になる利点がある。

しかしながら、Lateral Blowing は、デルタ翼や改良アロー翼について実験^{4), 5)} や数値計算⁶⁾ がなされているが、機体底面がフラットでダブルデルタ翼を有する宇宙往還機基本形状に対し、どのように空力特性を変化させるかについ

^{*1} © 2005 日本航空宇宙学会

平成 16 年 2 月 16 日原稿受理

^{*2} 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

^{*3} 九州大学大学院工学府航空宇宙工学部門

^{*4} 現 富士重工業 (株)

第 1 図 揚力発生メカニズムの概略図

ては、まだ明らかになっていない。

そこで、著者らは、そのような宇宙往還機基本形状に対し、Lateral Blowing がどのように空力性能向上に有効であるかを調べることに及びそのメカニズムを議論することを目的とし、実験を行った。先に述べたように、低速時の空力性能向上は、帰還候補地が増えることや滑走路へのアプローチを容易にすることにつながる。そのため、本論文では、まず、低速性能の改善を示すために、マッハ数 0.3 における実験結果について報告する。

2. 実験装置と方法

2.1 風洞 本実験では、宇宙科学研究本部所有の 600 mm × 600 mm の測定部を持つ吹きおろし式の遷音速風洞を用いた。

2.2 模型 実験に使用した模型を第 2 図に示す。全長 239.5 mm、全スパン長 140 mm の翼胴結合体である。その主翼平面形状は、ルートコード長 126 mm、セミスパン長 49 mm のダブルデルタ翼（後退角は、内翼で 75°、外翼で 45°）である。翼断面は NACA0010 で、機体底面をフラットにするために若干の修正を加えている。胴体形状は円筒形を基本としているが、現実的な形状を模擬するため胴体の下半分を円から方形へと変形している。垂直尾翼は、NACA0006 の断面形状であり、前縁 45°、後縁 66.5° の後退角を有する。天秤中心は、模型先端から 144 mm の位置である。

機体底面がフラットな形状に対し、翼根後縁真下からの噴射を可能にするために、胴体下面後縁付近に噴射用部品を取り付けている。噴射孔直径は 2 mm であり、翼根後縁真下に位置している。噴射孔の向きは、機体主軸に垂直かつ翼後縁に平行である。なお、噴射用部品は、実機への適用の際、噴射時以外は、胴体へ格納することで飛行時の有害抗力及び空力加熱は避けられると考えられる。

2.3 実験条件 実験は、空気力測定及び流れの可視化を行った。空気力測定の実験条件を第 1 表に示す。測定した迎角範囲は、-15° から 40° までである。ここで、 M_∞ は主流マッハ数、 $p_{0\infty}$ は主流全圧、 p_{0j} は噴射孔での噴射全圧、 Re はレイノルズ数であり、無次元化に用いた代表長は、模型全長 L ($= 0.2395$ m) である。 C_μ は噴射運動量係数であり、噴射量の影響を考慮する際、用いられるパラメータである。噴射運動量係数は、(1) 式で表される。

第 2 図 実験模型

第 1 表 実験条件

Case	M_∞	$p_{0\infty}$ (MPa)	p_{0j} (MPa)	C_μ	Re
1	0.3	0.148	0.445	0.0166	2.14×10^6
2	0.3	0.148	0.794	0.0295	2.13×10^6
3	0.3	0.148	1.07	0.0398	2.14×10^6

第 3 図 模型装着と圧力導入方法の概略図

$$C_\mu = \frac{\dot{m}_j V_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_{\text{ref}}} = \frac{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} p_{0j} S_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_{\text{ref}}} \quad (1)$$

ここで、 $\dot{m}_j$ はノズルから噴射される気体の質量流量、 V_j は噴射孔での噴射速度、 S_j は噴射孔面積、 S_{ref} は模型の投影面積 ($= 0.0154 \text{ m}^2$) である。下添え字の ∞ は主流状態を表す。第 1 表に示すように、噴射全圧を変化させることにより、噴射運動量係数 (C_μ) を変化させた。

なお、流れの可視化は、オイルフロー法を用いた。

2.4 模型装着、圧力導入方法及び噴射孔全圧測定方法 模型の装着方法と圧力導入方法の概略図を第 3 図に示す。模型は、内装型スティング天秤を介して設置した。噴射に使用する空気は風洞外部のコンプレッサを供給源とし、模

第4図 $M_{\infty} = 0.3$ の空力特性

型後部まで配管したビニルチューブを介して送った。

噴射孔全圧は、使用した模型で直接測定することは困難であるため、予備実験として模型の噴射孔を模擬した二つの孔の開いた貯気容器（直径 60 mm、長さ 60 mm の円筒容器）を置き、六分力測定の実験と同じ状況で、噴射したときの貯気容器内の圧力を測定し、噴射孔の噴射全圧を得た。

2.5 空気力の評価法 次に、チューブ内圧を考慮した Lateral Blowing による空気力の評価法について述べる。今回の実験において、噴射のための圧縮空気を模型の後部に供給しているため、噴射時の空気力測定には、チューブの内圧により模型が押され、その力が天秤の出力に加わることになる。したがって、チューブ内圧の影響を除去するために、噴射を行った状態での空気力 F_b と模型内部で空気を遮断し、チューブ内には圧力はかかっているが、噴射しない状態での空気力 F_p との差により、噴射効果分の空気力 ΔF を

$$\Delta F = F_b - F_p \quad (2)$$

で評価した。

なお、本論文では、Base 圧による補正は実施していない。

3. 実験結果と考察

3.1 空力特性に関する結果と考察 Lateral Blowing の効果を調べるために、まず空力特性について考察する。Lateral Blowing による空力特性の変化を表す揚力特性、抗力特性、揚抗比特性及び縦揺れモーメント特性を第4図に示す。それぞれの空力特性は、動圧及び模型の投影面積

($= 0.0154 \text{ m}^2$) で無次元化している。グラフ上では、配管せず、噴射用部品を取り外した状態での空力特性⁷⁾を“Wing body only”，噴射用部品を付け、配管せず噴射しない状態での空力特性を“No Blowing”，それぞれの C_{μ} における空力特性を“Blowing $C_{\mu} = \bigcirc\bigcirc$ ” ($\bigcirc\bigcirc$ はそれぞれの C_{μ} 値) と表している。それぞれの C_{μ} における空気力は、No Blowing の空気力と噴射効果分の空気力の和で評価している。つまり、

$$F_{C_{\mu}} = F_{nb} + \Delta F \quad (3)$$

で評価した。ここで、 $F_{C_{\mu}}$ はそれぞれの C_{μ} における空気力、 F_{nb} は No Blowing の空気力、 ΔF は、(2) 式と同様に噴射効果分の空気力である。

第4図(a)の揚力特性から、噴射により、 $\alpha \leq 12.5^\circ$ 付近まで、一様に揚力が増加していることが分かる。また、その増加量は、 C_{μ} の増加に伴い、増加していることが分かる。 $\alpha \geq 12.5^\circ$ では、 $\alpha \leq 12.5^\circ$ と比較して同じ C_{μ} であっても顕著な揚力の増加が見られた。特に、 $20^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ 付近において顕著な揚力の増加を示すことが分かる。このような揚力増加のメカニズムについては、次節以降、可視化結果や噴射効率による考察を含め議論する。

第4図(b)に抗力特性を示す。丸で囲まれた部分は $\alpha = 0^\circ, 2.5^\circ$ の拡大図である。これらより、迎角が大きくなると、 C_{μ} の増加に伴い、抵抗が増加していることが分かる。しかしながら、低迎角では、拡大図より、No Blowing と比較して噴射により $C_{\mu} = 0.0295$ 及び $C_{\mu} = 0.0398$ において抗力が減少していることが分かる ($C_{\mu} = 0.0166$ における抗力減少量は誤差と同程度であり、判断できない)。こ

第 5 図 $M_\infty = 0.3$, $\alpha = 22.5^\circ$, $C_\mu = 0.0398$ における可視化結果 (上面)

のような抵抗減少について、神下らの改良アロー翼⁵⁾では、負の迎角で見られ、辛島のデルタ翼⁴⁾では、翼胴結合体模型において、低迎角でわずかに見られる。ただし、辛島は、低迎角において、天秤の測定精度低下の懸念もあるため、再検証が必要であると述べている。このような抗力減少のメカニズムについては、次節以降、可視化結果による考察を含め議論する。

第 4 図 (c) の揚抗比特性より、 $C_\mu = 0.0166$ を除き、Wing body only と比較して明らかに噴射が大幅な揚抗比特性改善をもたらしていることが分かる。これは、揚力特性及び抗力特性の結果からも容易に予測し得る。すなわち揚抗比が低迎角で顕著に増加する理由は、揚力の増加とともに、 $C_\mu = 0.0295$ 及び $C_\mu = 0.0398$ において、抗力が減少しているためである。全ての C_μ の中で、最も揚抗比特性改善が顕著なものは、 $C_\mu = 0.0295$ で、 $\alpha = 2.5^\circ$ のときに最大値をとる。この理由は、揚力の増加量は、 $C_\mu = 0.0295$ と $C_\mu = 0.0398$ において、揚抗比に顕著な影響を与えるほどの大きな差は見られなかったが、抵抗値そのものが小さい低迎角において $C_\mu = 0.0295$ の抵抗の減少量が、わずかながら大きかったためである。

第 4 図 (d) の縦揺れモーメント特性は、頭上げモーメント正で、機体全長の 50% 位置周りのモーメントを表している。グラフより、噴射用部品によって若干頭下げモーメントが強められていることが分かる。また、噴射による揚力の増加と縦揺れモーメント特性の変化は相関があり、 C_μ が大きくなるにつれて、頭下げモーメントの増加量が大きくなることが分かる。

3.2 可視化実験結果と考察 Lateral Blowing により、どのようなメカニズムで空力特性が改善されたかを考察するために、高迎角と低迎角においてオイルフロー法による流れの可視化を行った。前節の Lateral Blowing による空力特性の変化で顕著であったのが、高迎角時における顕著な揚力増加と低迎角時における揚抗比特性の大幅な改善である。そこで、高迎角時の流れ場として、噴射による揚力

増加が顕著であった $\alpha = 22.5^\circ$, $C_\mu = 0.0398$ の可視化結果 (第 5~7 図) を、低迎角時の流れ場として、噴射によって揚抗比特性が大幅に改善された $\alpha = 2.5^\circ$, $C_\mu = 0.0295$ の可視化結果 (第 8 図) を示す。それぞれの拡大図は、破線の枠で囲っている部分の拡大図であり、左側に拡大写真 (Photograph)、右側に描写図 (Illustration) を示す。描写図は、オイルフロー法による流れのパターンを忠実に描き、流れ場の理解を助けるために作成した。

第 5 図より、No Blowing 時には、デルタ翼特有の前縁剥離渦が発生し、その 2 次剥離線が内翼前縁中央付近より発生し、kink 部下流付近で外翼の方へ膨らんでいることが分かる。このオイルフローパターンより内翼側の前縁剥離渦は kink 部下流付近より渦崩壊していると考えられる⁸⁾。また、外翼中央付近で逆流域をなしていることが分かる。

第 5 図の翼上面の拡大図において、Lateral Blowing による流れ場の変化は、翼後縁胴体近傍、kink 部及び翼端付近において確認できる。第 5 図の a 付近において、No Blowing と比較して、Jet により発生する低圧領域により、翼後縁胴体近傍の流れが胴体側に引き寄せられていることが分かる。これより、翼上面の流れが加速され、負圧が増加し、揚力増加に寄与していると推測される。また、第 5 図の b 付近において、No Blowing 時には、外翼の中央付近で逆流域が発生しているのに対して、Lateral Blowing 時には、翼端の後縁付近へ、その逆流域が移動している。この移動により逆流域が減少し、揚力増加につながったと考えられる。これは第 5 図の a で確認されるように、Jet により発生する低圧領域により、翼上面の流れが翼後縁胴体近傍に引き寄せられ、翼端へ向かう流れに主流方向速度成分が加わり、逆流域が翼端後縁方向へ移動したと考えられる。さらに、第 5 図の c 付近において、No Blowing と比較して、内翼側の 2 次剥離線が下流方向へわずかに移動していることが分かる。これより、Jet により発生する低圧領域によって、主流方向流れを誘起し、前縁剥離渦を翼後縁方向へ引き寄せ、前縁剥離渦の崩壊を遅らせる効果により、

第6図 $M_\infty = 0.3$, $\alpha = 22.5^\circ$, $C_\mu = 0.0398$ における可視化結果 (側面) 第7図 $M_\infty = 0.3$, $\alpha = 22.5^\circ$, $C_\mu = 0.0398$ における可視化結果 (下面)

翼面上の負圧域が広がり、揚力が増加すると考えられる。

第6図の側面からの可視化結果を比較すると、噴射の有無による違いは翼後縁の上方 (図の矢印部分) で観察することができる。Lateral Blowing により翼後縁の上方付近の流れが、翼後下方向きへ転向していることが分かる。これより、循環が強化され、揚力増加につながっていると考えられる。

第7図の下面からの可視化結果から、Jet の存在により、流れが堰き止められて、流れが回り込む様子が確認できる。これより、翼下面の圧力が上昇し、揚力増加に寄与していると考えられる。また、高迎角時の下面側の流れは、後縁を回り込んで翼上面に流れ込み、翼上面の逆圧力勾配を強めると考えられる⁹⁾。Lateral Blowing により下面側の流れが堰き止められることを鑑みれば、Lateral Blowing は下面から上面へ回り込む流れを抑制し、翼上面の逆圧力勾配を弱める働きがあると推測することができる。したがって、この抑制による効果も、翼上面の可視化結果 (第5図) の考察による前縁剥離渦崩壊の遅延、逆流域の減少及び負圧の増加に寄与していると推測することができる。

次に、揚抗比特性の大幅な改善が見られた $\alpha = 2.5^\circ$,

$C_\mu = 0.0295$ の流れ場を考察する。今回は、 $\alpha = 22.5^\circ$, $C_\mu = 0.0398$ の可視化結果の考察をふまえ、同様な部分の拡大図のみ示す。まず、揚力増加について考察する。第8図 (a) の白線部分より、翼後縁胴体近傍の流れが胴体側に引き寄せられていることが分かる。第8図 (b) では、 $\alpha = 22.5^\circ$, $C_\mu = 0.0398$ の可視化結果で見られた翼後縁の上方付近の流れが、翼後下方向きへ転向している様子が確認されなかった。第8図 (c) の白線部分より、 $\alpha = 22.5^\circ$, $C_\mu = 0.0398$ の可視化結果と同様に、Jet の存在により流れが堰き止められていることが分かる。つまり、 $\alpha = 2.5^\circ$, $C_\mu = 0.0295$ における揚力増加は、翼上面流れの加速による負圧の増加及び翼下面流れの堰き止めによる圧力上昇によると考えられる。

次に、低迎角における抗力減少について考察する。抗力減少について三つの要因が考えられる。第1に、剥離位置を翼後縁へ移動させることによる圧力抗力の低減である。第2に、辛島が翼単独の場合における $M > 0.8$ で顕著に見られる抗力減少を報告している理由¹⁰⁾ (後縁の近傍の翼面圧力分布の噴射による修正が翼に働く空気力ベクトルの作用線の方向を抗力を減らす方向に僅かに回転させたため)、

第 3 に、翼上面順圧力勾配の増加によって生じる再層流化による摩擦抵抗の減少である。しかしながら、第 8 図 (a) より、剥離しているとは考えにくい。したがって、第 2 及び第 3 の要因が理由として考えられるが、今後さらに検討

(a) 翼上面 (拡大)

(b) 側面 (拡大)

(c) 下面 (拡大)

第 8 図 $M_\infty = 0.3$, $\alpha = 2.5^\circ$, $C_\mu = 0.0295$ における可視化結果

第 10 図 $M_\infty = 0.3$, $\alpha = 0.0^\circ$ におけるシュリーレン写真

する必要がある。

3.3 噴射効率 第 9 図に、揚力増加に対する噴射効率を示す。揚力増加に対する噴射効率は、 $\Delta C_L / C_\mu$ で表され、噴射運動量に対する揚力増加の割合を示す。つまり、 $\Delta C_L / C_\mu > 1$ ならば、噴射は揚力増加に対して効率的であり、 $\Delta C_L / C_\mu < 1$ ならば、効率的ではないと解釈することができる。第 9 図より、噴射効率は、 $C_\mu = 0.0398$ の $\alpha = 0^\circ$ を除き、全て 1 を超えており、Lateral Blowing は、揚力増加に対し、効率的であると判断できる。特に、 $\alpha = 20^\circ$ 以降で噴射効率は顕著に増加し、最大で 3.5 を示す。そして、 $\alpha = 32.5^\circ$ を過ぎたところで全ての噴射運動量係数において減少傾向を示す。

流れの可視化結果及び考察をふまえば、Lateral Blowing は、揚力増加に関して、高迎角における翼後縁上方付近流れを翼後下方向きへ転向する効果、翼端付近の逆流域減少及び前縁剥離渦崩壊の遅延に対して、特に効率的に機能すると考えることができる。

3.4 Lateral Blowing のメカニズムについて 空力特性の変化と可視化結果の考察をまとめると、揚力増加のメカニズムは、低迎角において、①翼上面流れの加速による負圧の増加、②翼下面流れの堰き止めによる圧力上昇によると考えられる。高迎角において、そのメカニズムに加え、③翼後縁上方付近の流れが翼後下方向きへ転向することによる循環強化、④逆流域減少、⑤前縁剥離渦の崩壊を遅らせる効果により揚力が増加したと考えることができる。したがって、高迎角時には低迎角時と比較してより大きな揚力増加が得られていたと考えることができる。

また、 C_μ を大きくすることは、第 10 図に示すように、Jet のスパン方向への到達距離を長くすることに等しく、Jet によって発生する低圧領域及び翼下面の流れの堰き止め領

第 9 図 噴射効率

域をスパン方向へ増加させると考えることができる。つまり、 C_{μ} を大きくすることは、その迎角に応じて、①～⑤のメカニズムを強め、より揚力を増加させると考えられる。

辛島のデルタ翼に対する結果⁴⁾や神下らの改良アロー翼に対する結果⁵⁾と比較すると、揚力及び揚抗比増加に関して、辛島のデルタ翼に対する結果と今回の結果は、定性的に一致する。しかしながら、改良アロー翼については、今回の結果やデルタ翼に対する結果と比較して、高迎角時の顕著な揚力増加は見られない。これは、先に述べたように、Lateral Blowing が、逆流域や前縁剥離渦の崩壊に対し、特に効率的に揚力を増加させるように作用することを考えれば、改良アロー翼に対する実験は $\alpha = 30^\circ$ までの実験であり、逆流域や前縁剥離渦の崩壊が顕著に現れる、つまり、揚力傾斜が下がる迎角域まで実験を行っていないことが理由であると推測される。

4. 結 論

熱的負荷及び高迎角特性を考慮した、機体底面がフラットな形状でダブルデルタ翼を持つような宇宙往還機基本形状に Lateral Blowing を適用し、亜音速域における空力特性に及ぼす効果とその流れ場について考察した結果、以下の結論を得た。

1) Lateral Blowing により、広い迎角範囲で揚力増加が観察され、特に、高迎角において顕著な揚力増加が確認された。

2) Lateral Blowing により、特に、低迎角において顕著な揚抗比の増加が確認された。

3) Lateral Blowing による揚力増加は、低迎角において、①翼上面流れの加速による負圧の増加、②翼下面流れの堰き止めによる圧力上昇によると考えられる。高迎角において、そのメカニズムに加え、③翼後縁上方付近の流れが翼後方下向きへ転向することによる循環強化、④逆流域減少、⑤前縁剥離渦の崩壊を遅らせる効果により揚力が増加したと考えることができる。したがって、高迎角時には低迎角

時と比較してより大きな揚力増加が得られると考えられる。また、 C_{μ} を大きくすることは Jet によって発生する低圧領域及び翼下面の流れの堰き止め領域をスパン方向へ増加させると考えることができるため、その迎角に応じて、①～⑤のメカニズムを強め、より揚力を増加させると考えられる。

4) 上記 1)～3) 項より、Lateral Blowing は、機体底面がフラットな形状でダブルデルタ翼を持つような宇宙往還機基本形状に対し、亜音速域における空力性能向上に有効であることが明らかになった。

最後に、本研究を進めるにあたり、貴重な助言を下された宇宙科学研究本部の入門朋子技官、佐藤 清さん及び九州大学大学院博士課程の土屋繁樹君に感謝致します。

参 考 文 献

- 1) Bradley, R. G. and Wray, W. O.: A Conceptual Study of Leading-Edge-Vortex Enhancement by Blowing, *J. Aircraft*, **11** (1974), pp. 33–38.
- 2) Hong, J. S., Celik, Z. Z. and Roberts, L.: Effect of Leading-Edge Lateral Blowing on Delta Wing Aerodynamics, *AIAA J.*, **34** (1996), pp. 2471–2478.
- 3) Wong, G. S., Rock, S. M., Wood, N. J. and Roberts, L.: Active Control of Wing Rock Using Tangential Leading-Edge Blowing, *J. Aircraft*, **31** (1994), pp. 659–665.
- 4) 辛島桂一：後縁噴射による低縦横比翼の空力性能の向上，第 28 回流体力学講演会講演集，1996，pp. S-17–S-26.
- 5) 神下 理，麻生 茂，辛島桂一，佐藤 清：Lateral Blowing による次世代 SST 用改良アロー翼の亜音速領域における空力特性向上の研究，日本航空宇宙学会論文集，**49** (2001)，pp. 174–180.
- 6) Miyaji, K., Fujii, K. and Karashima, K.: Enhancement of the Leading-Edge Separation Vortices by Trailing-Edge Lateral Blowing, *AIAA J.*, **34** (1996), pp. 1943–1945.
- 7) 米田智久，土屋繁樹，守田 航，辻田真則，麻生 茂，小林康徳，佐藤 清：将来宇宙輸送システム用 wing body 基本形状の空力特性について，第 34 回流体力学講演会，2002，pp. 363–366.
- 8) 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 TR-1450，2002.
- 9) 東 大輔，中村佳朗：デルタ翼後縁ジェットによる揚力増加，日本航空宇宙学会論文集，**52** (2004)，pp. 108–113.
- 10) 辛島桂一：後縁噴射による低縦横比翼の空力特性の制御，日本航空宇宙学会誌，**48** (2000)，pp. 180–184.