

前縁回転/後縁ジェットハイブリッド法によるデルタ翼揚力増加*1

Lift Enhancement of Delta Wing with a Hybrid Method of Leading Edge Rotation and Trailing Edge Jet

東 大 輔*2・中 村 佳 朗*3
Daisuke AZUMA and Yoshiaki NAKAMURA

Key Words: Delta Wing, Aerodynamics, High Angle of Attack, Jet, Lift Enhancement

Abstract: The low-speed flow for a 45 deg-swept delta wing is numerically simulated to examine the effects of a hybrid method consisting of leading edge rotation and trailing edge jet on aerodynamic forces. Computation has been performed at an angle of attack of 20 deg and a Reynolds number of 2.0×10^4 based on the wing root chord. Under these conditions, the flow is fully separated from the wing surface, so that no suction peaks due to leading edge vortices are observed over the upper surface of the wing. By using the hybrid method, lift coefficient can become 85% higher than that of the baseline delta wing without any high lift device.

1. はじめに

宇宙往還機や近年注目を浴びている MAV (Micro Air Vehicle)¹⁾ 等の主翼に用いられるデルタ翼は、高迎角状態において前縁から剥離したせん断層がピオサバールの法則に従って翼上面で渦巻き状になり、前縁剥離渦と呼ばれる一對の縦渦を形成する。その結果、渦揚力と呼ばれる付加的な非線形揚力が発生する²⁾。しかし迎角をさらに上げると、後縁を通過して下面側から上面側に回り込む流れによって作られる逆圧力勾配が翼上面で渦崩壊を促進する³⁾。さらに迎角を増すと、前縁から剥がれた流れは翼上面で巻き込むことなく全剥離と呼ばれる失速の状態に陥る。このような失速状態にある翼の揚力を回復し増大させる高揚力装置の開発は、デルタ翼を持つ機体の離着陸性能を向上させる上で重要である。

これまでも多くの研究者によって失速迎角付近で威力を発揮する高揚力装置が提案されてきた。それらの方法は主に以下の三つに分類される。第1の方法は従来から広く利用されているフラップ等の機械的装置⁴⁾、第2の方法は流れ場に直接運動量を付加する吸い込みや吹き出しの利用⁵⁻¹³⁾、第3の方法は MEMS (Micro Electro-Mechanical Systems) と呼ばれるマイクロマシンの用いた装置である¹⁴⁾。第1の機械的装置に関しては、李家⁴⁾によって vortex flap の研究が行われており、広範な揚力係数の範囲で揚抗比を向上できることが示されている。第2の吸い込み・吹き出し法に関しては、Wood ら⁵⁾は TLEB (Tangential Leading

Edge Blowing) を用いて前縁剥離渦を制御し、有効なローリングモーメントを得ている。また、これは高揚力装置として使用される可能性もある。第3の MEMS については、Lee ら¹⁴⁾は MEMS の一つであるマイクロフラップを丸い前縁部に取り付け、剥離せん断層の剥離点を制御している。これにより前縁剥離渦の位置を制御し、wing rock を抑制するのに有効なローリングモーメントを発生している。

これらの研究の多くは比較的大きな後退角を持つデルタ翼に関するものであるが、米国スペースシャトルやロッキードマーチン YF-22 など後退角の小さいデルタ翼を主翼に持つ機体も多い。著者らは、失速状態にある後退角 45 度、厚み比 9.1% の丸い前縁部を持つデルタ翼に対して、離着陸時における機体の空力性能を高める目的で、以下の二つの高揚力装置を既に提案している¹⁵⁻¹⁷⁾。その一つである回転前縁装置による方法は、失速状態にある翼の上面に前縁剥離渦を強制的に形成することで約 46% の揚力増加を、また後縁ジェットを利用するもう一つの方法では、翼下面での圧力を上昇させることにより約 41% の揚力増加を、それぞれ得ている。興味深いことに、これら二つのシステムはそれぞれ揚力増加のメカニズムが大きく異なる。

そこで本研究では、新しいアイデアとして、これら二つのシステム (前縁回転法と後縁ジェット法) を組み合わせることを考えた。以降この方法をハイブリッド法と呼び、それぞれ単体で用いる場合に比べて更なる揚力増加が得られるかどうかについて CFD を利用して調べる。

2. 翼模型 (ハイブリッド高揚力装置)

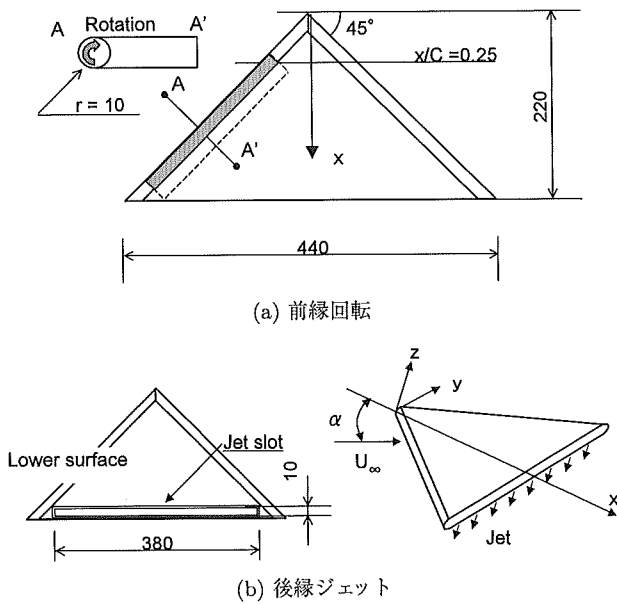
本研究で用いた翼模型の概要を第1図 (a) に示す。翼模型は米国スペースシャトルの主翼を模擬したデルタ翼で、後退角は 45 度、厚み比は $\tau = 9.1\%$ 、前縁は半径 $R = 10 \text{ mm}$

*1 © 2006 日本航空宇宙学会

平成 17 年 7 月 22 日原稿受理

*2 三菱自動車工業(株)パッケージング技術部エアロダイナミクスエンジニアリンググループ

*3 名古屋大学航空宇宙工学専攻



第1図 ハイブリッド高揚力装置 (前縁回転+後縁ジェット)

の半円形状である。翼根翼弦長は $C = 220 \text{ mm}$ 、最大翼幅は $B = 440 \text{ mm}$ である¹⁸⁾。この翼の $x/C = 0.25 \sim 0.9$ の範囲にある前縁部を回転可能な前縁とする。また、翼下面側の後縁近傍に翼下面に対して垂直下向きにジェットを吹き出す (第1図 (b))。このジェット吹き出し口は、翼幅方向に 380 mm 、翼弦方向に 10 mm の長方形である。

ハイブリッド高揚力装置の構成エレメントを以下に記す。

2.1 基準流れ 前縁の丸いデルタ翼上面の流れは、迎角に応じて大きく以下の三つの状態に分類できる。i) 低迎角：前縁での剥離が無い (全附着)。ii) 失速までの迎角：前縁で剥離したせん断層が翼上面で巻き込み一對の縦渦 (前縁剥離渦) を形成。翼の中央付近で流れが再附着。iii) 失速迎角以上の迎角：前縁で剥離した流れが翼上面に再附着しない (全剥離)。

本研究では3番目の全剥離の状態にあるデルタ翼の揚力増加を議論し、以下では迎角 20 度で高揚力装置を付けていない状態を基準流れとする^{15, 16)}。

2.2 高揚力装置1 (前縁回転装置) 全剥離の状態にあるデルタ翼の上面に縦渦を形成させる目的で翼の前縁に回転可能な円柱を設置する (ただし、将来的には MEMS などを用いて前縁表面部だけを回転させる)。これまでの研究で、この円柱を一定回転させた場合には効果は得られないが、回転速度を周期的に変化させると、回転速度が減少する際に前縁近傍に強い渦が発生し、剥離せん断層内の渦度が増加し、その結果、翼上面で縦渦が周期的に形成されることが明らかになっている^{15, 16)}。前縁回転装置の回転方向は前縁を回り込む流れと同方向の下面から上面方向である。

回転速度の変化として、停止状態から加速して前縁表面速度が一樣流と同速度に達したところで減速に転じ、再び停止するまでを一周期とする。周期 T は、流れの特性時間 $T_f = C/U_\infty$ に一致させている。おおよその見積りとして、

一樣流が翼頂点から後縁まで移動する間に、前縁の回転速度は一周期分変化することになる。回転速度 V_θ は次元量時間 \tilde{t} を用いて以下のように書ける。

$$V_\theta(\tilde{t}) = 0.5V_{\theta \max} \cdot \cos\left(2\pi \frac{U_\infty}{C} \tilde{t} + \pi\right) + 0.5V_{\theta \max} \quad (1)$$

この縦渦の発生により翼上面には強い負圧が生じ、揚力係数は $C_L = 1.08$ となり、基準流れの場合の $C_L = 0.74$ に対して約 46% 増加する¹⁹⁾。

2.3 高揚力装置2 (後縁ジェット) 翼上面の流れが全剥離の状態になると、翼下面の流れは後縁を回り込んで翼上面に流れ込む。この上面での主流に逆らう流れは、翼上面の逆圧力勾配を増加し、前縁剥離渦の崩壊を促進する。これを抑制するために、翼後縁で下面に対して垂直下向きにジェットを吹き出す。

ジェットの強さは、式 (2) で表される無次元ジェット運動量係数の値として、 $C_\mu = 0.045$ を与える。

$$C_\mu = \frac{\int_{\text{slot}} \rho V_{\text{jet}}^2 dA}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S_{\text{wing}}} \quad (2)$$

ここで、 V_{jet} はジェット吹き出し速度、 V_∞ は一樣流速度、 S_{wing} は翼面積、 dA はジェット吹き出し口の面積要素である。

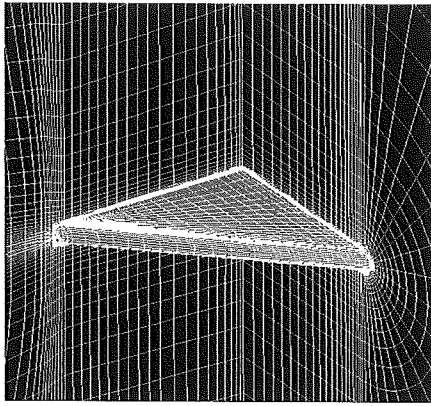
後縁ジェットを用いると、翼上面側では剥離せん断層が多少翼上面に近付き、後縁付近を除く上面全域で負圧が 0.1 程度増加する。翼下面側ではジェット吹き出し口の前方で流れが塞き止められ、最大 0.6 程度正圧が増加する。この増加は上流に行くにつれて減少する。この現象は実験でも検証され、後縁ジェットを用いた場合の揚力係数は $C_L = 1.04$ となり、基準流れの約 41% 増加する¹⁷⁾。

3. 計算手法

本研究で用いた支配方程式は、無次元化された非圧縮性ナビエ・ストークス方程式と連続の方程式である。対流項は安定化のために上流差分が施され、セル境界面での数値流速は QUICK スキームで計算する。粘性項は2次精度中心差分で計算し、また、圧力のポアソン方程式はSOR法で求める。この計算コードは本研究室で開発され、これまで、2次元翼周りや3次元球周りの計算で検証されている^{19, 20)}。

計算条件は、翼根翼弦長を基準長としたレイノルズ数を $Re = 2.0 \times 10^4$ 、迎角は $\alpha = 20$ 度、横滑り角およびロール角はそれぞれ 0 度とした。この条件では、前縁を回転しない場合には翼は失速状態となる。

高レイノルズ数流れを解析する場合には通常乱流モデルを導入するが、本研究での計算条件ではレイノルズ数が比較的小さいことや、どの乱流モデルも厳密に剥離点を再現することは困難で、その結果正しい解が得られなくなる可能性があるため、本研究では乱流モデルなしの層流計算と



第2図 計算格子

している。また、ここで提案している剥離流制御に関する流れ場の変化については、層流計算でもその本質を十分に捕らえることができると判断した。

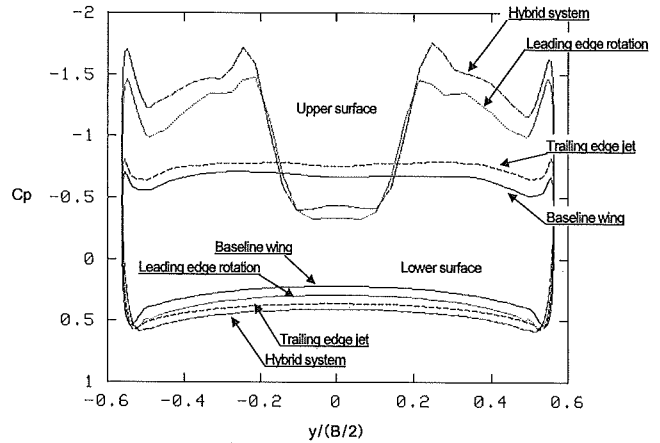
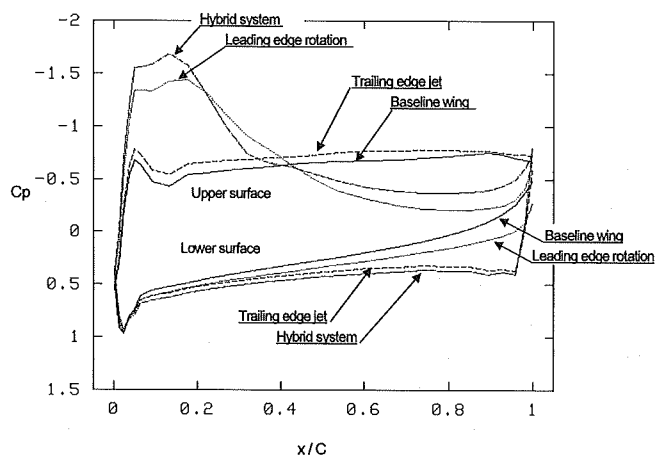
計算格子の概要を第2図に示す。主流方向に86本、翼表面から垂直方向に51本、翼を横断する方向に123本の格子座標線を使用している。この図では翼の左半分(左翼)だけを示しているが、実際の計算は右半分も含めた全翼で行っている。計算領域は翼から外側に翼弦長の10倍の長さとし、また、境界層の影響を捕らえるために、翼表面近傍に格子を集中させ、翼表面から垂直方向の最小格子幅は無次元長さで 1.0×10^{-3} である。

4. 結果と考察

計算は基準翼に対して無次元時間 $t = -15$ から開始し、流れ場が安定した $t = 0$ からハイブリッドシステムを作動させた。第3図に $x/C = 0.5$ の断面における翼表面圧力のスパン方向分布を示す。流れが落ち着いてから十分に時間を取った平均値である。

翼上面圧力分布を見ると、ハイブリッド法でも前縁回転法と同様に縦渦による負圧のピークが明確に現れ、また、その負圧のピークは前縁回転法の場合よりも約30%増大している。翼中央部の圧力が前縁回転法の場合よりも低くなり、翼上面には比較的速い流れが存在することを窺わせる。ハイブリッド法の一つの構成要素である後縁ジェット法は、翼下面の流れが後縁で剥れた後に上面側へ回り込むのを抑える効果があり、これにより翼上面の逆圧力勾配が減少し、翼上面の流れが加速されている可能性がある。また、前縁付近の負圧の増大や、前縁剥離渦ピーク位置の $y/(B/2) = \pm 0.2$ 付近から ± 0.24 付近への移動は、前縁剥離渦の強さの増大を示唆している。

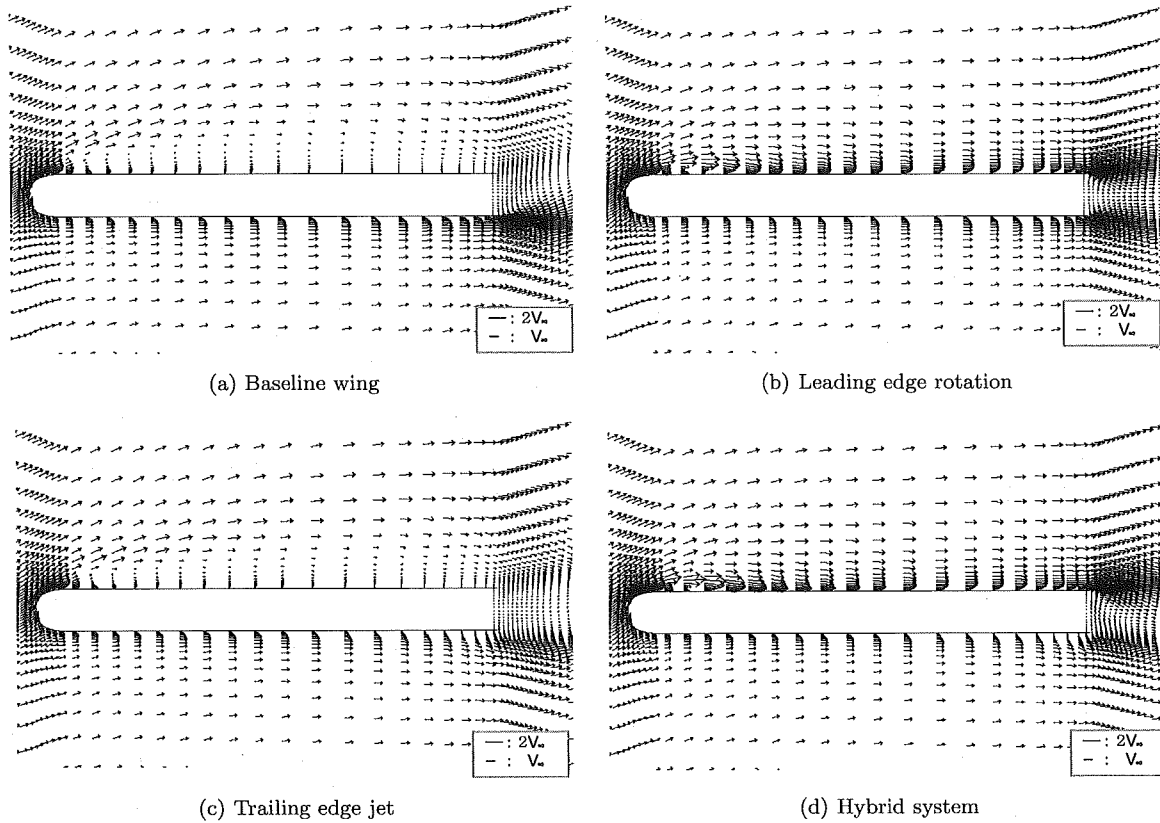
翼下面では、基準翼、前縁回転法、後縁ジェット法、ハイブリッド法の順に圧力が増加している。後縁ジェット法での圧力増大は、ジェット前方で流れが塞ぎ止められたことによる。前縁回転法でも下面で圧力が上昇するが、これは上面の流れが全剥離状態から前縁剥離渦ありの状態に移行し翼上面中央部の流れが付着することにより、下面側から後縁を通過して上面側に回り込む流れが減少し、循環が増

第3図 翼表面圧力分布 ($x/C = 0.5$ 断面)第4図 翼表面圧力分布 (翼対称面: $y = 0$)

大するためと考えられる。このように後縁ジェット法での翼下面圧力上昇と、前縁回転法による翼下面圧力上昇のメカニズムは異なり、また、それぞれの現象の発生源は、前縁回転法では翼上面前縁付近、後縁ジェット法では翼下面後縁付近と、お互いに十分離れた位置にあり、これら二つを組み合わせたハイブリッド法では、双方の効果が打ち消されることなく、加算された形で現れることが本研究で明らかになった。

上述の考察をより精査するために、異なる断面である、翼対称面($y = 0$)における表面圧力の主流方向分布(第4図)と、速度ベクトル分布(第5図)を示す。両図とも時間平均の結果である。

第4図の翼上面では、前縁回転法とハイブリッド法で翼上面頂点付近に強い負圧領域が存在する。これは、頂点付近の一对の前縁剥離渦の間の狭い隙間を、下面側から上面側に頂点を回り込む、ジェットのような速い流れが原因である。これらのケースでの翼対称面では流れが再付着するため、下流方向に行くにつれ圧力は回復する。一方、何もデバイスを用いていない基準翼の場合や後縁ジェット法では、上面が剥離領域となり(圧力がほぼ一定の死水領域となり)、両者のグラフは非常に対照的で興味深い。

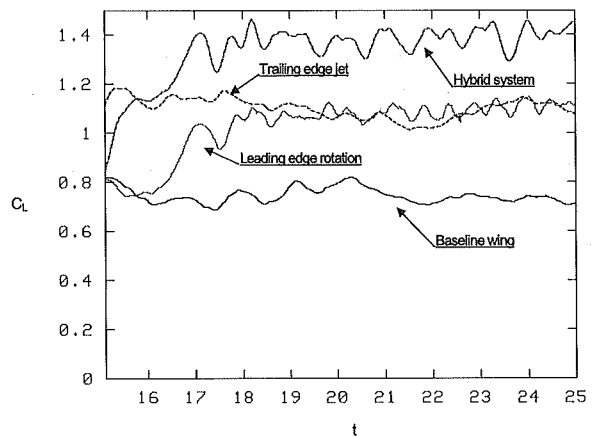


第5図 翼対称面 ($y = 0$) における速度ベクトル分布

ハイブリッド法では循環がより増大するため、前縁回転法よりも頂点付近の負圧が増大するが、 $x/C = 0.23$ から 0.45 まではハイブリッド法の方が圧力は高くなる。しかし、 $x/C > 0.45$ では再びハイブリッド法の圧力が低下する。これは後縁ジェットの効果で翼上面の逆圧力勾配が弱まり、翼中央部の流れが加速されることによる。速度ベクトル分布の第5図 (b), (d) の上面前半部に wall jet のような流れが加速された領域が存在する。ハイブリッド法では前縁回転法に比べてより加速されており、これは後縁ジェット法の循環増加効果が上乗せされているためである。また、前縁剥離渦も前縁回転により、よりよく形成されることから、ハイブリッド法では前縁回転法と後縁ジェット法の長所が同時に発揮されている。この理由は前述した通りで、それぞれの現象の発生源が十分離れていることによる。

翼下面においては、ハイブリッド法は後縁ジェット法を併用しているためジェット前方で圧力が上昇するが、後縁ジェット法の場合と比べて下面全域で $\Delta C_p = 0.05$ 程度さらに圧力が増大している。前述したように翼上面の流れがより加速されているため、循環が増加し、その結果、翼下面全域で流れが減速するためである。

第5図の (a) と (c) を比較すると、後縁ジェット法のジェット吹き出し部から前方では、基準翼の場合と比べて相対的に流れが減速されている。これにより、この部分での圧力上昇が窺われる。前縁回転法 (第5図 (b)) とハイブリッド法 (第5図 (d)) を比較すると、ハイブリッド法でも後縁ジェット法の効果が有効に機能している。また、ベース



第6図 各揚力増加法における揚力係数の時間変化

部では、後縁ジェットにより、流れがより下方に押しやられていることから、後縁ジェットによる循環増加がハイブリッド法でも発揮されている。

第6図に各揚力増加法における揚力係数の時間変化を示す。ハイブリッド法でも前縁回転法の場合と同様に前縁の回転周期に連動して揚力が増減するが、ハイブリッド法の方が前縁回転法より周期は増大している。時間平均値で比較すると、基準翼に対する揚力増加量は、前縁回転法の場合は約46%、後縁ジェット法の場合は約41%であったが^{16, 17)}、ハイブリッド法の場合は、両者を加算した程度の約84%の揚力増加が得られた。

実際に前縁を回転したり、後縁からジェットを吹き出したりするには仕事が必要になる。この正確な評価は実際には困難である。ここでは非常に簡単な解析から以下の参考量を求めてみた。回転前縁表面に生ずる摩擦力に対抗する仕事と後縁から吹き出されるジェットの運動エネルギーを加えたものを入力 (P_{in}) とし、揚力増加とそれによって単位時間当たり (最初の1秒間) に上昇する高度を掛けたものを出力 (P_{out}) として P_{out}/P_{in} を計算すると約 87 になる。これは 1 より大分大きな値であり、かなりのゲイン、つまりメリットがあるように思われる。

5. ま と め

失速状態にある、丸い前縁を持つ後退角 45 度、厚み比 9.1% の比較的厚いデルタ翼に対して、これまでの著者らの研究で揚力増加効果が確認されている前縁回転法と後縁ジェット法を組み合わせたハイブリッド法を提案し、その効果について調べた。前縁回転法では翼上面に前縁剝離渦が形成され、後縁ジェット法では下面側の圧力が上昇するなど、それぞれ揚力増加メカニズムは異なるが、それらを組み合わせたハイブリッド法ではそれぞれの揚力増加効果が打ち消し合うことなく加算されて現れることが明らかになった。

本研究でのハイブリッド法の、基準翼の揚力係数の時間平均値に対する揚力増加量は、前縁回転法や後縁ジェット法の約 2 倍の約 84% で、大きな揚力増大効果が確認できた。

参 考 文 献

- 1) Gursul, I., Taylor, G. and Wooding, C. L.: Vortex Flows over Fixed-Wing Micro Air Vehicles, AIAA Paper 2002-0698, 2002.
- 2) Polhamus, E. C.: A Concept of the Vortex Lift of Sharp-Edge Delta Wings Based on a Leading-Edge-Suction Analogy, NASA TN D-3767, 1966.
- 3) 林 良生, 中谷輝臣: Breakdown を伴う三角翼前縁剝離渦の流れ場, 航空宇宙技術研究所報告, TR-423, 1975.
- 4) 李家賢一: 丸い前縁を有するボルテックス・フラップ付きデル

- タ翼の低速空力特性について, 日本航空宇宙学会誌, **48** (2000), pp. 512-515.
- 5) Wood, N. J. and Roberts, L.: Control of Vortical Lift on Delta Wings by Tangential Leading-Edge Blowing, *J. Aircraft*, **25** (1988), pp. 236-243.
- 6) Guy, Y., Morton, S. A. and Morrow, J. A.: Numerical Investigation of the Flow Field on a Delta Wing with Periodic Blowing and Suction, AIAA Paper 2000-2321, 2000.
- 7) McCormick, M. and Gursul, I.: Effect of Shear-Layer Control on Leading-Edge Vortices, *J. Aircraft*, **33** (1996), pp. 1087-1093.
- 8) Mitchell, A., Molton, P., Barberis, D. and Gobert, J.: Control of Vortex Breakdown by Along-the-Core Blowing, AIAA Paper 2000-2608, 2000.
- 9) Helin, H. E. and Watry, C. W.: Effect of Trailing-Edge Jet Entrainment on Delta Wing Vortices, *AIAA J.*, **32** (1994), pp. 802-804.
- 10) Shih, C. and Ding, Z.: Trailing-Edge Jet Control of Leading-Edge Vortices of a Delta Wing, *AIAA J.*, **34** (1996), pp. 1447-1457.
- 11) Mitchell, A., Barberis, D., Molton, P. and Delery, J.: Control of Leading-Edge Vortex Breakdown by Trailing Edge Injection, *J. Aircraft*, **39** (2002), pp. 221-226.
- 12) 荒澤智之, 星野祥光, 宮路幸二: デルタ翼用高揚力装置の比較, 第 33 回流体力学講演会講演集, 2001, pp. 157-160.
- 13) 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, 日本航空宇宙学会誌, **49** (2001), pp. 174-180.
- 14) Lee, G. B., Shih, C., Tai, Y. C., Tsao, T., Liu, C., Huang, A. and Ho, C. M.: Robust Vortex Control of a Delta Wing by Distributed Microelectromechanical-Systems Actuators, *J. Aircraft*, **37** (2000), pp. 697-706.
- 15) Azuma, D. and Nakamura, Y.: Lift Enhancement of a Thick Delta Wing Using Rotational Leading Edges, AIAA Paper 2002-0847, 2002.
- 16) 東 大輔, 中村佳朗: 回転する前縁部によるデルタ翼の揚力増加, 日本航空宇宙学会誌, **51** (2003), pp. 52-60.
- 17) 東 大輔, 中村佳朗: デルタ翼後縁ジェットによる揚力増加, 日本航空宇宙学会誌, **52** (2004), pp. 108-113.
- 18) Matsuno, T. and Nakamura, Y.: Self-Induced Roll Oscillation of 45-Degree Delta Wings, AIAA Paper 2000-0655, 2000.
- 19) 買 為, 中村佳朗, 保原 充, 桑原広成: スラット・フラップ翼まわりの流れの計算, 日本航空宇宙学会誌, **37** (1989), pp. 430-440.
- 20) 買 為: 有限体積・差分法による非圧縮性流れの計算法に関する研究, 名古屋大学博士論文, 1991.