

後縁ジェットによるデルタ翼高揚力装置の数値計算 Lift Enhancement of a Delta Wing with Trailing Edge Jet

○東 大輔, 名古屋大学大学院, 〒464-8603 名古屋市千種区不老町, E-mail: azuma@fluid.nuae.nagoya-u.ac.jp
中村 佳朗, 名古屋大学工学研究科, 〒464-8603 名古屋市千種区不老町 E-mail:nakamura@nuae.nagoya-u.ac.jp
Daisuke AZUMA, Graduate School of Eng., Nagoya Univ., Furo-cho, Chikusa-ku, Nagoya 464-8603, JAPAN
Yoshiaki NAKAMURA, Dept. of Aerospace Eng., Nagoya Univ., Furo-cho, Chikusa-ku, Nagoya 464-8603, JAPAN

The subsonic flow around a 45° sweep delta wing is numerically simulated to see the effect of trailing edge jet on aerodynamic forces. Computation is performed at an angle of attack of 20° and a Reynolds number of 2.0×10^4 based on the wing root chord. In the case of no jet, the flow is fully separated from the wing surface, and no suction peak due to leading edge vortices are observed. By emitting a trailing edge jet with a non-dimensional momentum coefficient of 0.05, the lift was confirmed to be increased.

1. 緒言

宇宙往還機や戦闘機等の主翼に用いられるデルタ翼は、高迎角飛行時に、前縁から剥離した流れが翼上面に巻き込むことにより前縁剥離渦が生じる。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。しかし翼がある迎角に達すると、前縁剥離渦は後縁を通過して下面側から上面側にまわり込む流れによって作られる逆圧力勾配の影響により、翼上面で渦崩壊を起こす。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。本研究ではこのような失速迎角付近での空力性能を改善するために、丸い前縁部を持つ後退角 45 度、厚み比 0.9 のデルタ翼の後縁部において、機体軸のひとつである z 軸の正の方向へジェットを噴き出し、それによる流れ場への影響を数値計算で調べる。

2. 数値計算法

数値計算コードは、本研究室で開発され、QUICK 法をベースにした非圧縮性流れ解析プログラムである。空間積分の対流項に QUICK 法を、粘性項と圧力勾配項に 2 次精度中心差分を用い、時間積分は 2 段階法で行う。第 1 段階は対流項全部と粘性項を考慮し、速度の予測値を陽的に求め、第 2 段階では、圧力のポアソン方程式から得られた圧力値を用いて、 $n+1$ ステップでの速度を修正する。

3. 翼模型および計算条件

本計算に用いたデルタ翼は後退角 45 度で厚み比 9.1 の前縁の丸いデルタ翼である(図 1)。後縁ジェットのノズルを翼下面の後縁部に取り付け、翼面に対して垂直下方に噴き出す。ジェットの強さを表す無次元噴出し運動量係数 $C_{\mu}=0.05$ とした。

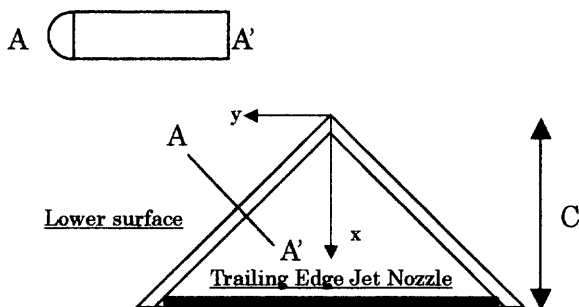


Fig. 1 Delta wing with trailing edge jet

格子は構造格子で作成し、格子点数は、 x 軸方向に 86 点、翼面上に沿い x 軸を囲む方向に 123 点、翼表面から垂直方向に 41 点で、後流部分も含めると全体で $81 \times 51 \times 123$ 点である。また、主流方向に H 型格子、スパン方向には O 型格子となっている。時間刻み幅 Δt は 1×10^{-4} である。

計算条件は、翼弦長を基準長としたレイノルズ数が $Re=2.0 \times 10^4$ 、迎角が 20 度、横滑り角とロール角は 0 度である。これは、翼が失速状態になる条件で、この状態を基準流れとし、高揚力装置の議論を進める。

4. 計算結果

図 2 に基準流れおよび後縁ジェットを吹いた場合の翼表面に沿う、翼弦方向の圧力分布を示す。後縁ジェット有りの場合には、翼上面の翼頂点付近および後縁付近で特に圧力が低くなっている。これは y 軸周りの循環が増大し、翼上面の流れ速度が加速されたためである。特に後縁付近では流れの変化が大きく、基準流れでは翼下面から後縁を通過して翼上面へ回り込んでいた流れが、後縁ジェットを用いることで、翼上面への流れの回り込みが抑えられている。一方、翼下面では、ジェットの上流側の部分で圧力が増大している。ジェットにより流れがせき止められ、フラップ効果が得られている。

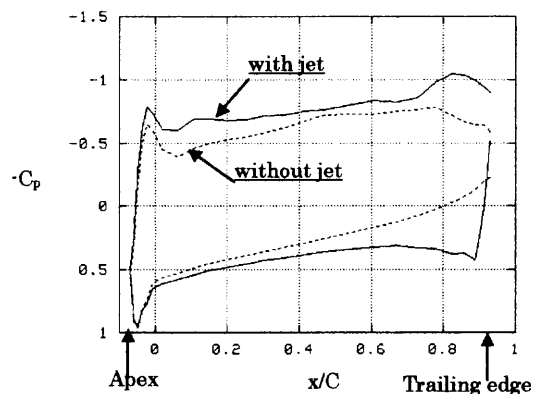


Fig. 2 Surface pressure distribution on the chord line

5. 結言

失速後のデルタ翼の後縁近傍で、翼下面の垂直下方にジェットを噴き出した場合、ジェット無しの場合と比べて、約 45 パーセントの揚力増加を達成できた。