

ロールするデルタ翼まわりの流れの数値シミュレーション

Numerical simulation of unsteady flow around a rolled delta wing

○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@fluid.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 flow around a rolled delta wing at a high angle of attack was calculated to make clear the phenomenon of the self induced oscillation. For this calculation, we employed a numerical method that can treat terms an arbitrarily moving body. As the numerical scheme, the space is discretized by the finite volume method with a regular mesh, where the convective terms are calculated by the QUICK method and the other terms are approximated by the second order symmetric discretization. The time integration is performed by the Euler explicit two step method, where the pressure Poisson equation is solved between the two sub-steps. From this calculation, we could get the interesting results where the vortex break down around the rolled delta wing leading to the generation of the rolling moment.

緒言

現在我が国においても再使用型宇宙輸送機の開発が進められている。再使用型宇宙輸送機開発において問題となるもの一つに静止軌道から大気圏内へ帰還してくる際の空力熱の問題がある。この問題を回避するため再使用型宇宙輸送機の主翼には前縁形状が丸く、比較的厚いデルタ翼を用いるのが妥当である。実際、米国のスペースシャトルでも前縁が丸く翼厚比9.1と比較的厚い後退角45°のデルタ翼が用いられている。これまで実験、数値計算の両面からデルタ翼の研究が多く行われてきた。しかし、前縁が丸く比較的厚いデルタ翼に関する研究は少なく、しかも前縁が丸く比較的厚いデルタ翼について数値的に研究されている例は少ない。そこで本研究室で発見された、前縁の丸いデルタ翼でも失速迎角付近において生じる自励振動現象を数値的に解析し、その発生原因を探る。具体的には、デルタ翼を強制ロール運動させ、低速高角時におけるその翼周りの流れ場をQUICK法をベースとした3次元移動物体計算法を用いて数値シミュレーションを行い、流れのパターンや傾向を明らかにする。

数値計算法

数値計算法は本研究室で開発され、非圧縮性粘性流れを解くことのできるQUICK法をベースにしている。空間積分の対項に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の半分を考慮し、速度の第1予測値を陽的に求め、第2段階として粘性項の残りと圧力勾配項を圧力のポアソン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得る。この方法に (x_i, t) 系、 (\dot{x}_i, t) 系、そして翼に固定した (\ddot{x}_i) 系の3つの座標系を導入することにより3次元移動物体まわりの流れを取り扱う。

計算条件

本計算に用いたデルタ翼は後退角45度で厚翼比9.1の前縁丸いデルタ翼である。格子は構造格子で作成し、機体軸におけるx軸方向に86点、翼弦に垂直な面で翼まわりに123点、表面から垂直方向に41点、後流部分も含めると全体で 81×123 点で構成されている。また、格子は主流方向にH-grid、パン方向にはO-gridである。Re数は 2×10^4 、時間刻み幅 $\Delta t = 1 \times 10^{-4}$ である。単位時間あたりのロール角変化量をあらわすロールレートは $\Phi/s=1.0(\text{deg/sec})$ である。

4. 計算結果

計算は迎角20°、ロール角 $\Phi=0^\circ \sim +2^\circ$ 、及び $0^\circ \sim -2^\circ$ で行われた。 $X/C=0.57$ の翼上面での圧力分布を図1に示す。 $X/C=0.57$ を選んだのはデルタ翼後縁付近ではもはや渦は崩壊しており、前縁剥離渦の挙動を調べるには渦が強く存在している $X/C < 0.6$ の範囲で見るべきであると判断したためである。ロール角 $\Phi=0^\circ$ では前縁から流れが剥離してできる前縁剥離渦による負圧のピークが比較的左右対称に分布している。ロール角が $+1.0^\circ, +2.0^\circ$ と増加していくと風下側(翼が上昇する側)の渦によるピークが弱まり、翼にはロール角を元に戻そうとする方向のモーメントが働く。逆にロール角 $\Phi=0^\circ$ から $-1.0^\circ, -2.0^\circ$ と逆方向に増加させていくとやはり風下側(先ほどとは逆側になる)の渦によるピークが弱まり、ロール角 $\Phi=0^\circ$ に戻そうとするローリングモーメントが働く。これらの結果から、前縁の丸い比較的厚いデルタ翼においては、 $Re=2 \times 10^4$ 、迎角20°の条件下では、何らかの外乱によりロール角がついたときもロール角 $\Phi=0^\circ$ に戻そうとする安定なローリングモーメントが働くことになる。

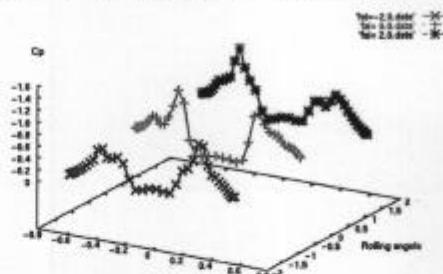


Fig. 1 Cp distribution on the delta wing

5. 結言

$Re=2 \times 10^4$ 、迎角20°の条件でロールする前縁の丸いデルタ翼まわりの流れの数値シミュレーションを行った。本計算でのロールレートは $\Phi/s=1.0(\text{deg/sec})$ であり、準静的なロール運動である。シミュレーションにより、ロール角 $\Phi=0^\circ$ 付近ではロール角変化に対してロール角 $\Phi=0^\circ$ に戻そうと復元モーメントが働くことが明らかになった。これは、正の迎角をとったデルタ翼においてロール角を変化させた場合、幾何学的には翼は横滑りをしていることになり、左右の翼で有効な後退角が非対称になるために生ずる渦揚力の非対称性によるものである。