

ボルテックス・フラップ付きデルタ翼周りの流れの数値シミュレーション

Vortical Flow Simulations of a Delta wing with Vortex Flaps

堀江俊行, 東理大院 宇宙研特別共同利用研究員, 千葉県野田市山崎 2641, horie@flab.eng.isas.ac.jp
 藤井孝藏, 宇宙科学研究所, 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, fujii@flab.eng.isas.ac.jp
 服部直三, 東京理科大学, 千葉県野田市山崎 2641, hattori@rs.noda.sut.ac.jp
 Toshiyuki HORIE, Science University of Tokyo, 2641 Yamasaki Noda-shi Chiba
 Kozo FUJII, The Institute of Space and Astronautical Science, 3-1-1 Yoshinodai Sagami-hara-shi Kanagawa
 Naozo HATTORI, Science University of Tokyo, 2641 Yamasaki Noda-shi Chiba

Vortical flows over a delta wing with vortex flaps are numerically simulated. The computed results of laminar and turbulent flows show the discrepancy in the location and the strength of the secondary vortex, which in turn influences the location and the strength of the primary vortex. The grid resolution also has large influence on the characteristics of the primary vortex. These discrepancies lead to inaccurate prediction of vortex flaps' effect on the L/D ratios. Computed results also show that the vortex flap improves the L/D ratio and the maximum L/D ratio is attained when the spanwise length of the separated region formed on the vortex flap surface almost coincides with the flap span.

1. はじめに

超音速航空機に用いられるデルタ翼上の流れは、離着陸などの大迎角飛行時に前縁剥離渦が支配的となる。Fig. 1 にデルタ翼上に生じる前縁剥離渦の模式図を示す。この渦は迎角をとった翼に垂直な吸引力(Fig. 1 の F)を発生させるため、揚力(Fig. 1 の L)が増大する。しかし吸引力は後ろ向きの成分(Fig. 1 の D)も持つため、同時に抗力も増大してしまう。このためデルタ翼の揚抗比は低い値となる。

ボルテックス・フラップはデルタ翼前縁に取り付けられた揚抗比改善を目的としたフラップである。Fig. 2 にボルテックス・フラップの原理図を示す。この装置では、フラップを適切な角度だけ下方に折り曲げることで、フラップ面上に渦を形成する。フラップ面上に生じた渦はフラップ面に垂直な吸引力(Fig. 2 の F)を発生させるため、前向きの力(Fig. 2 の T)が発生し揚抗比が改善する。

実用問題としては、次世代超音速旅客機(SST)の開発においてボルテックス・フラップの使用が検討されており^{(1),(2)}、その正確な性能評価や最適な条件の検証が必要となっている。ボルテックス・フラップの効果の検証を行う際重要となるのは、形成される渦が翼面上に生じるのか、あるいはフラップ面上に生じるのかといった渦の位置や、その生じる渦の強さを正確に予測することである。単純なデルタ翼上の前縁剥離渦に関する数値的な研究は多数報告されており、比較的精度良い空力特性の予測が可能であると言われている⁽³⁾⁻⁽⁵⁾。一方、ボルテックス・フラップが取り付けられたデルタ翼については、その計算例はほとんど報告されておらず、第一に計算の信頼性の確立が必要である。

そこで本研究では、ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の前縁剥離渦の数値シミュレーションにおいて計算の信頼性を確立することを目的とし、渦の位置や強さに影響を及ぼすと考えられる乱流計算・層流計算の違いと格子解像度の違いによる影響を調べる計算を行った。また、ボルテックス・フラップによる揚抗比改善の効果の検証も合わせて行った。

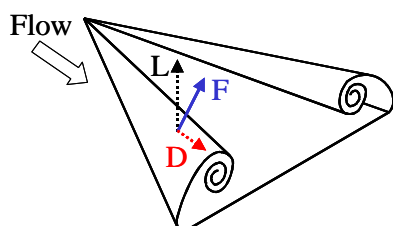


Fig. 1 Leading-edge separation vortices over a delta wing^{(11),(12)}.

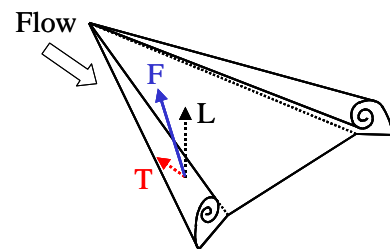


Fig. 2 Leading-edge vortex flap^{(11),(12)}.

2. 数値計算法および計算条件

基礎方程式には 3 次元 Thin-Layer Navier-Stokes 方程式を用いた。対流項の離散化には Roe スキーム⁽⁶⁾を用い、MUSCL 法⁽⁷⁾により高精度化した。時間積分には FF-SGS 陰解法⁽⁸⁾または LU-ADI 陰解法⁽⁹⁾を用いた。

Figure 3 に計算に用いた翼形状を示す。実験結果との比較を行うため、Rinoie ら⁽¹⁰⁾の実験形状と同じものを用いた。75% スパン位置にフラップのヒンジ線を持つ後退角 70° のデルタ翼である。流れ条件も実験⁽¹⁰⁾に合わせ、主流マッハ数を 0.3(実験値は約 0.1)、最大翼弦長に基づくレイノルズ数を 1.0×10^6 とした。

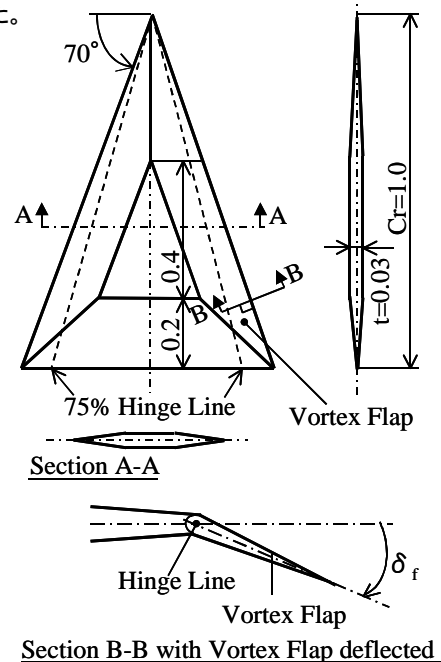
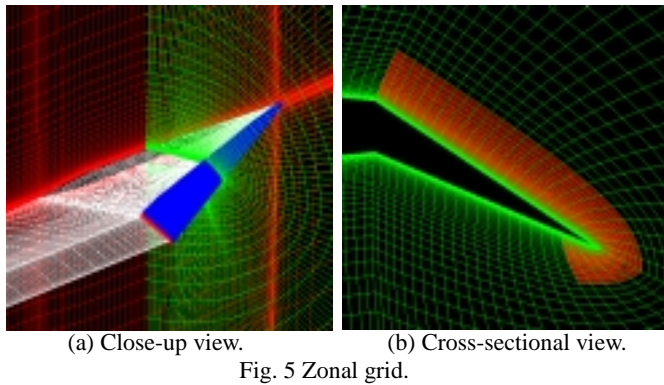
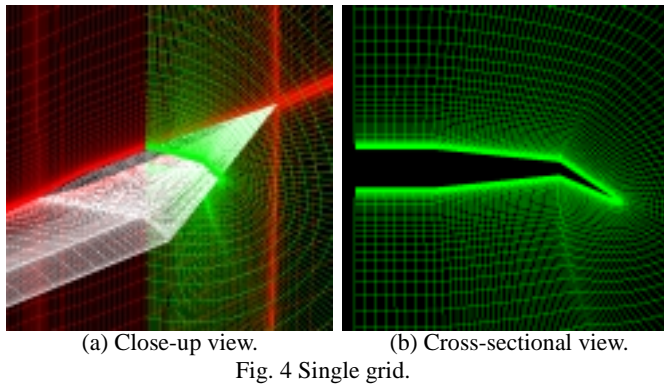


Fig. 3 Body geometry of a delta wing with vortex flaps⁽¹⁰⁾.

ボルテックス・フラップによる揚抗比改善の効果の検証を行うため、フラップ折り曲げ角 β_f が 0° と 30° のときについて、それぞれ迎角を $0^\circ \sim 18^\circ$ の範囲で 3° ずつ変化させて計算を行った。計算は境界層が層流と乱流の二通り行い、両者の流れ場の違いを比較した。乱流モデルには Degani-Schiff らによる修正を加えた Baldwin-Lomax モデル⁽¹³⁾ を用いた。また、格子解像度の違いによる流れ場の影響を調べるため、格子点数が約 81 万点の格子 ($95 \times 127 \times 67$, 以下 Single と呼ぶ) を用いたときの結果と解強制置換法⁽¹⁴⁾ (以下 Zonal と呼ぶ) を用いて渦の存在する空間の解像度を局所的に上げた (スパン方向に 2 倍~8 倍、法線方向に 2 倍~4 倍) ときの結果との比較を行った。なお 81 万点の格子においてフラップ上面にはおおよそ 1,600 点 (62×25) の格子が配置されている。Fig. 4 に Single のグリッドを、また Fig. 5 に Zonal のグリッドの一例を示す。



3. 計算結果および考察

まず始めに Single グリッドを用いて計算を行ったときの結果を示す。

層流計算と乱流計算の違いによる影響

Figure 6 は層流計算と乱流計算の結果の比較で、一例としてフラップ角 $\beta_f = 30^\circ$ 、迎角 $\alpha = 9^\circ$ の 55%コード位置における全圧分布を示したものである。Fig. 6 (a) の層流のときの結果では、前縁から生じる剥離渦がフラップのヒンジ線を越えて翼面上に生じている。また、フラップのヒンジ線付近には翼面上の流れが前縁剥離渦に誘起されるようにして剥離することによって生じる二次剥離渦の存在も確認できる。それに対して Fig. 6 (b) の乱流のときの結果では、前縁剥離渦はフラップ面上に生じている。この結果の違いを与える要因として、乱流遷移によって二次剥離渦の位置に違いが生じることが考えられる。乱流のときには層流のときに比べて、二次剥離渦がより前縁に近い位置に生じており、それに伴って前縁剥離渦も前縁に近い位置に生じる。

Figure 7 は Fig. 6 に示した結果の翼表面圧力分布を示したものである。分布に見られるピークは前縁剥離渦によって生じる負圧のピークである。乱流と層流の結果を比較するとピーク値の大きさはほとんど同じであるが、その位置は大きく異なる。Fig. 6 に示した全圧分布に対応して、層流のときの負圧のピークは翼面上に生じているのに対して、乱流のときの負圧のピークはフラップ面上に生じている。

このような渦の位置の違いはボルテックス・フラップの揚抗比改善の効果を検証する上で非常に重要である。Fig. 8 は Fig. 6 に示した結果における揚抗比とフラップ角 $\beta_f = 0^\circ$ のとき (すなわち単純なデルタ翼) の揚抗比を比較して示したものである。 $\beta_f = 0^\circ$ のときには乱流と層流の結果に大きな違いは見られない。それに対して $\beta_f = 30^\circ$ のときには、表面圧力分布の負圧のピーク値は乱流と層流で大きな違いが見られないが、揚抗比で比較するとその違いが大きく現れることが分かる。このようにボルテックス・フラップ付きデルタ翼の計算においては単純なデルタ翼に比べて、渦の位置を正確に予測することが特に重要となる。そのため渦の位置の違いを与える要因となる乱流遷移の影響は計算を行う際、注意しなければならない点である。

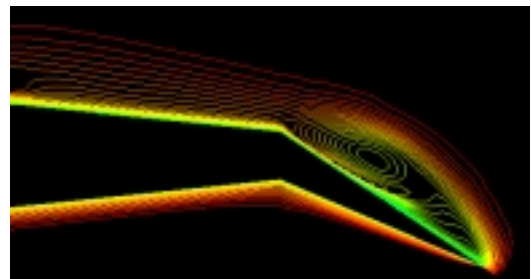
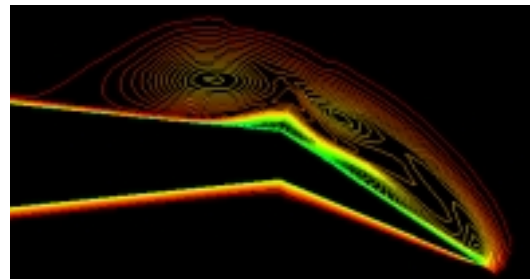
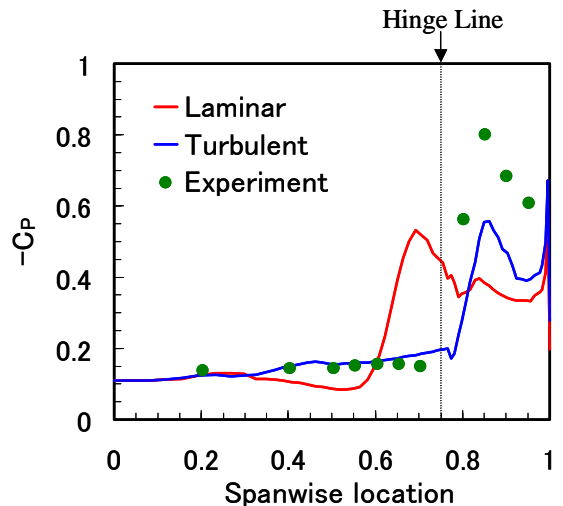


Fig. 6 Total pressure contour plots ($\beta_f = 30^\circ$, $\alpha = 9^\circ$, 55% chordwise section).



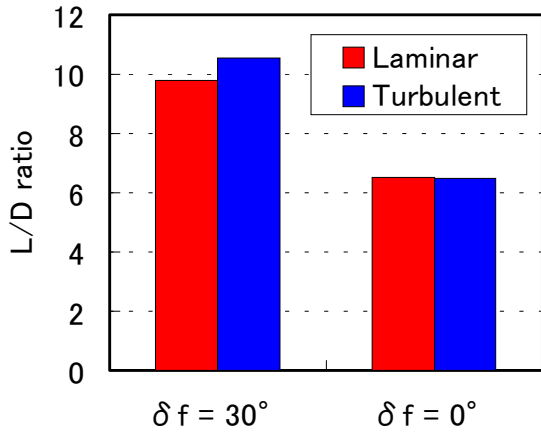


Fig. 8 L/D ratio.

Figure 7 に示した表面圧力分布には、乱流と層流の計算結果と共に実験結果も合わせて示されている。計算結果と実験結果の比較を行うと、乱流計算の結果は負圧のピーク値を小さく捉えているものの、その位置については実験結果と良い一致を示している。また、実験でもおそらく乱流状態であったことが報告されている(Rinoie 私信)ので、以下の計算は境界層を乱流と仮定して行った。

格子解像度の違いによる影響

ボルテックス・フラップによる揚抗比改善の効果を検証するために、フラップ角 α_f が 0° と 30° のときについてそれぞれ迎角を $0^\circ \sim 18^\circ$ の範囲で 3° ずつ変化させて計算を行った。得られた揚抗比-揚力曲線を Fig. 9 に示す。図には計算結果と共に実験結果も合わせて示されている。計算結果と実験結果を比較すると、 C_L が小さいとき、すなわち迎角が小さいときに結果に大きな相違が見られ、計算結果は揚抗比を正しく予測できていないことが分かる。この不一致を与える要因として格子解像度という点に着目した。迎角が小さいときには迎角が大きいときに比べて小さな剥離渦が形成される。そのためこの小さな渦を捉えるには、迎角が小さければ小さいほどより高い格子解像度の必要性が予想される。そこで、実験値と計算値が大きな相違を示した迎角 $\alpha = 3^\circ, 6^\circ$ のときにおいて、解強制置換法(Zonal)により空間の解像度を局所的に上げた計算を行い、単一格子(Single)の結果と比較を行った。

Figure 10 は格子解像度の違いによる結果の比較の一例で、フラップ角 $\alpha_f = 30^\circ$ 、迎角 $\alpha = 6^\circ$ の 55% コード位置における全圧分布である。Zonal グリッドでは Single グリッドに比べてフラップ面上の空間の解像度がスパン方向に 8 倍、法線方向に 4 倍となっている。Fig. 10 (a) に示した Single グリッドの結果では流れは剥離することなしにフラップに付着するように流れている。それに対して Fig. 10 (b) の Zonal グリッドの結果ではフラップ面上に小さな剥離渦が生じている。Single グリッドでは生じる小さな渦に対して格子解像度が十分ではないため、このような違いが生じたと考えられる。

Figure 11 は Fig. 10 に示した結果の翼表面圧力分布を示したものである。図には Single グリッドと Zonal グリッドの結果と共に、実験結果も合わせて示されている。Single グリッドの結果では、流れは剥離することなしにフラップに付着するように流れるために、剥離渦によって生じる負圧のピークは見られない。それに対して Zonal グリッドの結果では、

Single グリッドのときには見られない剥離渦による負圧のピークが捉えられており、実験結果により近い分布を示している。このような分布の違いは得られる揚抗比に大きな違いを与える。

Figure 12 は Zonal グリッドを用いて計算を行ったときに得られる揚抗比-揚力曲線を示したものである。Fig. 9 に示した Single グリッドのときの結果と比較して分布は大きく改善され、若干の違いはあるものの実験結果と良い一致を示している。このことから、生じる渦の大きさに応じて十分な解像度の格子を用いることが、信頼性のある計算を行うために重要であることが分かる。

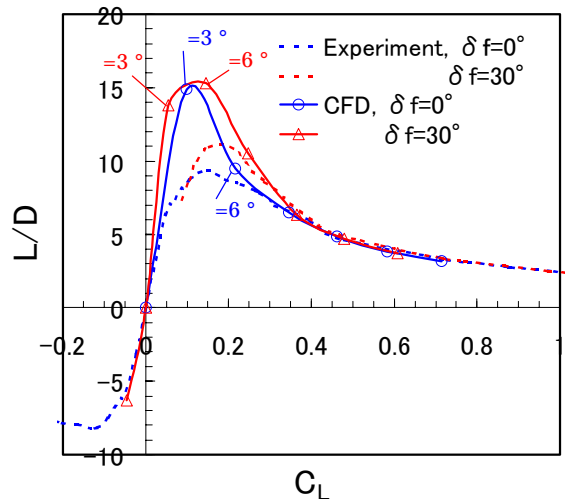
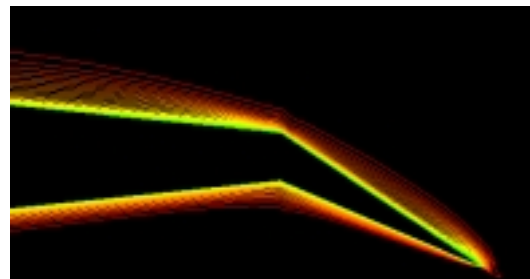
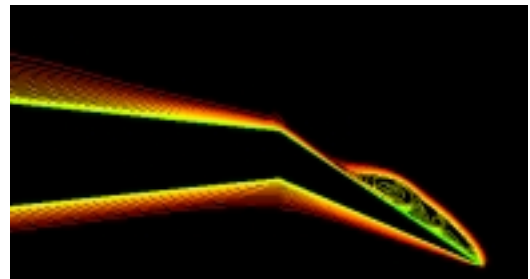


Fig. 9 L/D - C_L curve (single grid).



(a) Single grid.



(b) Zonal grid.

Fig. 10 Total pressure contour plots ($\alpha_f = 30^\circ$, $\alpha = 6^\circ$, 55% chordwise section).

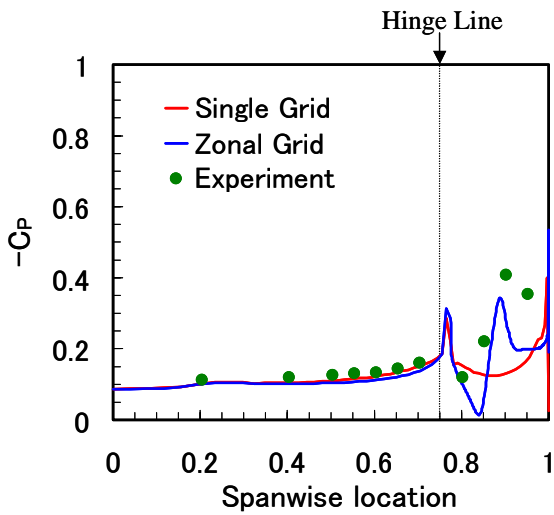


Fig. 11 Pressure coefficient distributions.

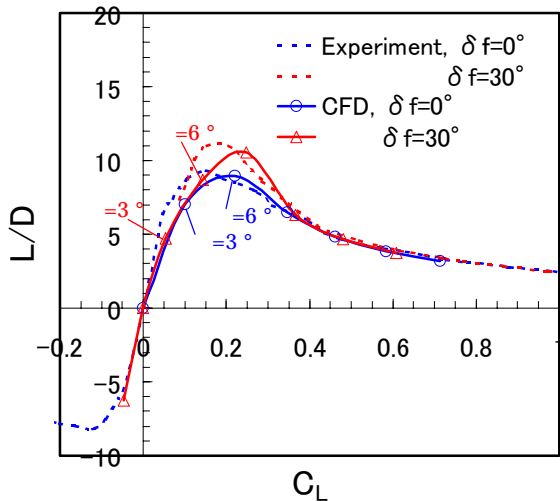


Fig. 12 L/D - C_L curve (zonal grid).

以上述べたように、ボルテックス・フラップによる揚抗比改善の効果を正確に予測するためには、渦の位置や強さを正確に捉えることが重要で、それらに影響を及ぼす乱流遷移の影響や格子解像度の影響には十分注意して計算を行う必要がある。次に、得られた揚抗比-揚力曲線より、ボルテックス・フラップによる揚抗比改善の効果について議論を進める。

ボルテックス・フラップによる揚抗比改善の効果

Figure 12 に示した揚抗比-揚力曲線において、フラップ角 $\alpha_f=30^\circ$ のときには $\alpha_f=0^\circ$ と比較して C_L が 0.10 ~ 0.35 の範囲で揚抗比が増加しており、ボルテックス・フラップによる揚抗比改善の効果が確認できる。次にフラップ角 $\alpha_f=30^\circ$ と 0° のそれぞれのときについて、各迎角の流れ場を詳細に吟味することにする。

Figure 13 にフラップ角 $\alpha_f=0^\circ$ のときの 55%コード位置における全圧分布を各迎角で比較して示す。迎角 $\alpha=0^\circ$ のときには、剥離渦は形成されず単純な流れ場となっている。翼が迎角をとると翼面上に剥離渦が形成され、迎角 α が $3^\circ, 6^\circ$ と大きくなるにしたがって、その渦は強く大きくなる。それともなって揚抗比は次第に増加し、迎角 $\alpha=6^\circ$ のときに極

大値を示す。さらに迎角が大きくなると、より強く大きな渦が形成されるが、揚抗比は逆に減少するようになる。

Figure 14 にフラップ角 $\alpha_f=30^\circ$ のときの 55%コード位置における全圧分布を各迎角で比較して示す。迎角 $\alpha=0^\circ$ のときには、フラップを折り曲げたことによって見かけの迎角が負となり、フラップの下面に剥離渦が形成されている。そのため、得られる揚抗比は負の値となる。迎角が大きくなると、 $\alpha=6^\circ$ ではフラップの上面に小さな剥離渦が見られるようになり、揚抗比もそれともなって増加する。さらに迎角を大きくした $\alpha=9^\circ$ のときには、フラップ面上にフラップ幅にほぼ等しい大きさの剥離渦が生じており、このとき揚抗比は最大値を示す。さらに迎角が大きくなると、剥離渦はフラップのヒンジ線を越えて翼面上に生じるようになり、それともなって揚抗比は次第に減少する。

以上示した翼面上の流れ場と揚抗比の関係において重要なことは、フラップを折り曲げたとき、フラップ面上にフラップ幅にほぼ等しい大きさの剥離渦が生じたときに、最大の揚抗比が得られたことである。これは、実験によって確認されているボルテックス・フラップ最適条件と呼ばれるもので、この最適な条件が計算によっても確認された。

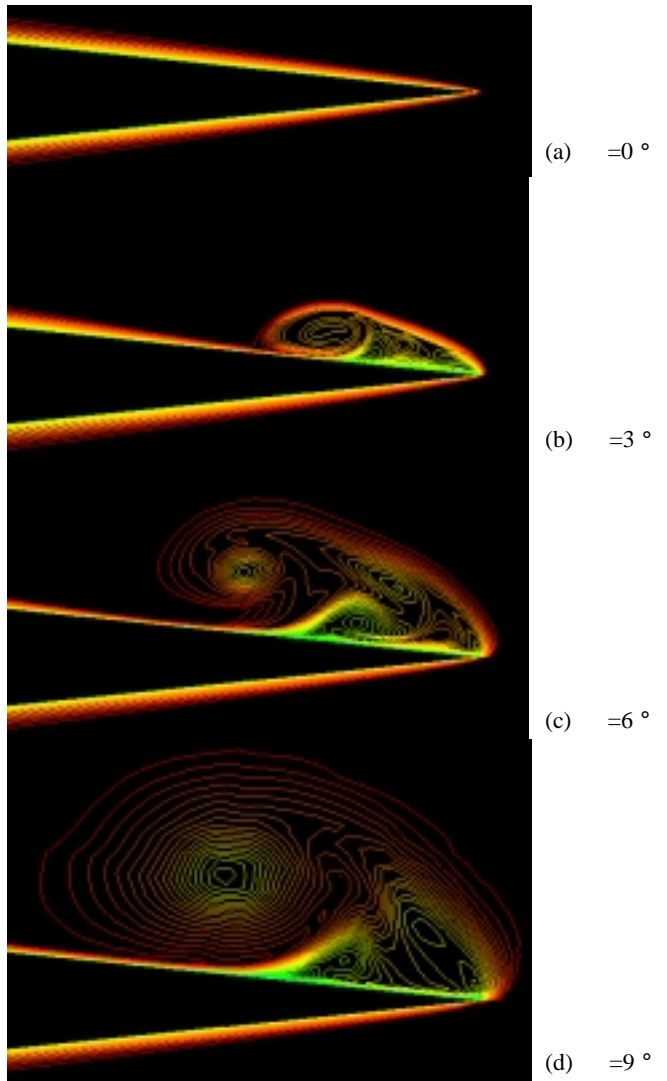


Fig. 13 Total pressure contour plots ($\alpha_f=0^\circ$, 55% chordwise section).

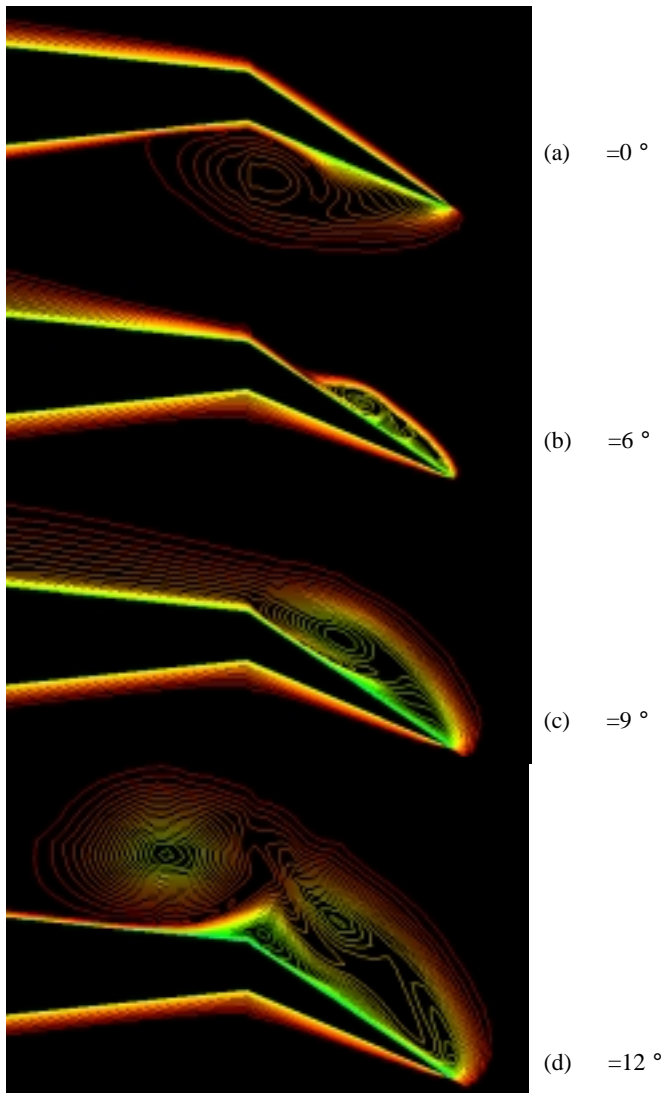


Fig. 14 Total pressure contour plots
($\alpha = 30^\circ$, 55% chordwise section).

4. まとめ

ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の前縁剥離渦の数値シミュレーションにおいて、計算の信頼性を確立することを目的とし、乱流計算・層流計算の違いと格子解像度の違いによる影響を調べる計算を行った。乱流計算と層流計算の違いは二次剥離渦が生じる位置に影響を及ぼし、それにもなつて前縁から生じる渦の位置にも違いが生じる。格子解像度の違いもまた、前縁剥離渦の位置や強さといった特性に大きな影響を及ぼし、迎角が小さいときには生じる小さな剥離渦を捉えるのに十分な解像度が必要となる。このような渦の位置や強さは結果として得られる揚抗比に違いを与える大きな要因となる。そのため信頼性のある結果を得るためには、渦の位置や強さを正確に捉えることが重要で、それらに影響を及ぼす乱流遷移の影響や格子解像度の影響には十分注意して計算を行う必要がある。得られた揚抗比-揚力曲線は、フラップ角 $\alpha = 30^\circ$ のときには $\alpha = 0^\circ$ と比較して C_L が 0.10 ~ 0.35 の範囲で揚抗比が増加しており、ボルテックス・フラップによる揚抗比改善の効果が確認された。またフラップを折り曲げたとき、フラップ面上にフラップ幅にほぼ等しい大きさの剥離渦が生じたときに最大の揚抗比が得られ、実験によって確認されているボルテックス・フラップ最適条件が計算によっても確認された。

参考文献

- (1) 花井敏雄, 吉田憲司, 臼杵研一郎, 玉木貞一, “超音速旅客機の研究動向,” 日本航空宇宙学会誌, 37 (1989), pp. 507-519.
- (2) Nicholls, K. P., “Flap Systems on Supersonic Transport Aircraft,” CEAS European Forum on High Lift and Separation Control, Bath, 1995, pp. 3.1-3.6.
- (3) J. L. Thomas, S. L. Taylor, and W. K. Anderson, “Navier-Stokes Computations of Vortical Flows over Low Aspect Ratio Wings,” AIAA Paper 87-0207, 1987.
- (4) J. A. Ekaterinaris and Lewis B. Schiff, “Numerical Prediction of Vortical Flow over Slender Delta Wings,” Journal of Aircraft, Vol.30, No.6, Nov.-Dec. 1993.
- (5) Horie T., Fujii K. and Hattori N., “Numerical Simulations of Leading-Edge Separation Vortices,” JSASS 15th international sessions in 39th aircraft symposium, 2001, pp. 111-114.
- (6) Roe, P.L., “Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes,” Journal of Computational Physics, 43 (1981), pp. 357-372.
- (7) Van Leer, B. “Toward the Ultimate Conservative Difference Scheme. 5, A Second-Order Sequel to Godunov’s Method,” Journal of Computational Physics, 32 (1979), pp. 101-136.
- (8) Fujii, K., “Efficiency Improvements of Unified Implicit Relaxation/Time Integration Algorithms and Their Applications,” AIAA Paper 97-2105, 1997.
- (9) Fujii, K., “Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Viscous Flows,” AIAA Paper 86-0513, 1986.
- (10) Rinoie K., Fujita T., Iwasaki A., Fujieda H., “Experimental Studies of a 70-Degree Delta Wing with Vortex Flaps,” Journal of Aircraft, Vol. 34, No.5 (1997), pp. 600-605.
- (11) Rinoie, K. and Stollery, J.L., “Experimental Studies of Vortex Flaps and Vortex Plates,” J. Aircraft, 31 (1994), pp. 322-329.
- (12) 李家賢一, “デルタ翼上に生じる前縁剥離渦の制御について ボルテックス・フラップの活用,” 日本航空宇宙学会誌, 48 (2000), pp. 161-167.
- (13) Degani, D. and Schiff, L. B., “Computation of Turbulent Supersonic Flows around Pointed Bodies Having Crossflow Separation,” Journal of Computational Physics, Vol. 66, No. 1, 1986, pp. 173-196.
- (14) Fujii, K., “Unified Zonal Method Based on the Fortified Solution Algorithm,” Journal of Computational Physics, Vol. 118, No. 1, 1995, pp. 92-108.