

デルタ翼周り流れにおける渦崩壊へのマッハ数効果

Mach Number Effects on Vortex Breakdown in Subsonic Flow over a Delta Wing

- 福本 浩章, 東大院, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, fukumoto@flab.isas.jaxa.jp
 石川 義泰, 東大院*, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, ishikawa@flab.isas.jaxa.jp
 野々村 拓, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, nonomura@flab.isas.jaxa.jp
 藤井 孝藏, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, fujii@flab.isas.jaxa.jp
 Hiroaki FUKUMOTO, University of Tokyo, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa
 Yoshinori ISHIKAWA, University of Tokyo, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa
 Taku NONOMURA, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa
 Kozo FUJII, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa
 ※現トヨタ自動車株式会社所属

Numerical simulations of vortical flows over a sharp-leading-edged delta wing are conducted to clarify the Mach number effects on vortex breakdown in subsonic regime. Reynolds number is set to a constant of 1.56×10^6 , varying angles of attack and Mach number. Mach number exhibits peculiar behaviors on vortex breakdown location which cannot be explained by potential theories, showing different vortex breakdown modes. Mach number effect works so surface pressure distribution as to show non-monotonic mach number tendency.

1. 序論

近年, 研究が進められている超音速旅客機など超音速航空機の主翼の形状には, 薄く, 大きな前縁後退角を持つデルタ翼が用いられることが多い。これはデルタ翼が, 構造上無理なく大きな後退角効果を得られることや前面投影面積が小さいことなどから, 遷・超音速飛行時に圧力抵抗を削減できるという長所を持つためである。一方でデルタ翼はアスペクト比が小さいため, 低速飛行時には空力特性が悪いことが知られている。そのため離着陸時などには十分な揚力を得るために高迎角をとる必要がある。

一般的な高迎角・低速飛行時のデルタ翼周りの流れ場は, Fig. 1 に示す前縁から剥離した左右 2 つの渦(前縁剥離渦)に特徴づけられる。高迎角時のデルタ翼は, この前縁剥離渦の負圧によって, 揚力などの空気力の多くを得ている。しかし過度に大きな迎角をとる場合, 翼上面の逆圧力勾配に対し前縁剥離渦が抗せなくなると「渦崩壊」と呼ばれる現象を引き起こす。

この渦崩壊は, 文字通り翼面上で前縁剥離渦が崩壊する現象であり, 翼が前縁剥離渦によって担っていた負圧を失い, 揚力の低下につながる。また渦崩壊は前後に振動することが知られており, この渦崩壊の振動, パフエッティングにより垂直尾翼に圧力変動が加わり尾翼の破壊につながる。さらに, 渦崩壊には大別して二つのモード, バブルモードとスパイラルモードがあり, モードの違いにより崩壊した渦内部の流れも大きく変わり, 非定常性を左右する一つの要因である⁽¹⁾。実際の航空機設計の現場においてもこれらの渦崩壊の悪影響は重要視されており, 特に尾翼のパフエット現象を予測するために渦崩壊現象の振動周波数を精度よく計算できることが求められている。

このような理由から, デルタ翼面上の前縁剥離渦崩壊現象の解明は重要であり, 過去にも数多くの研究がなされてきた。実験では, Mitchell^(2,3)らが渦崩壊の制御を最終的な目的として, 渦崩壊の非定常性及び, 迎角に対する渦崩壊位置の傾向を調べている。一方数値計算では, Morton ら^(4,5)が様々な乱流モデルを用いて計算を行い, LES と RANS を組み合わせた Detached-Eddy Simulation⁽⁶⁾を用いることにより, 高精度な渦崩壊現象の計算を行っている。ただしこれらの研究は一つの条件下での研究であり, 様々な飛行条件での前縁剥離渦, もしくは渦崩壊の挙動については触れられていない。それより過去の研究^(7,8)では水槽での非圧縮の条件下で

の実験が多く行われ, 対して近年のデルタ翼に関する研究^(9,10)は超音速機への適用を視野に据え, 衝撃波を伴う超音速領域で盛んに行われている。

しかしながら, デルタ翼が SSTO や SST に適用された場合には再突入や帰還などの様々な飛行条件を一度に経験することになるため, 様々な領域のレイノルズ数およびマッハ数がデルタ翼周り流れに与える影響の理解は超音速機のさらなる性能改善に不可欠である。近年のデルタ翼に関する世界的な研究グループとして VFE-2(Vortex Flow Experiment 2)が結成されており, そこではレイノルズ数効果, マッハ数効果, さらに迎角の影響, 前縁の丸みの影響が実験, 数値計算の両面から研究されている⁽¹¹⁻¹⁵⁾。しかし, レイノルズ数効果に重点を置いた論文は数多く出されているにもかかわらず, マッハ数効果についてはわずかに触れられる程度である。過去の水槽実験ではマッハ数効果, つまり圧縮性の効果が出ないことを考えると, 渦崩壊に対してのマッハ数効果については十分な知見が得られていないと言える。

本研究ではデルタ翼周り流れに及ぼすマッハ数の影響を明らかにすることを目的とし, 高解像度計算スキームを用いて様々なマッハ数, 迎角に対する前縁剥離渦もしくは渦崩壊現象の挙動を調べ, 考察を行う。

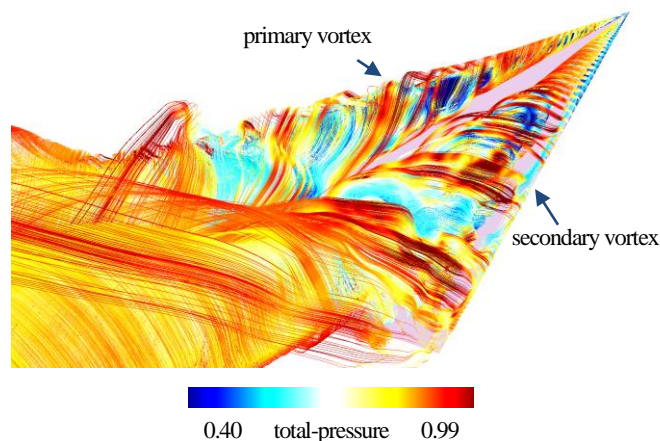


Fig.1 Typical flow field around a delta wing in subsonic regime

2. 数値解析手法

(1) 数値計算法

数値計算には ISAS/JAXA で開発された流体解析ソルバー LANS3D^(16,17)を用いた。支配方程式は 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式であり、長さ、速度の無次元化にはそれぞれデルタ翼のコード長 c と主流の音速を用いている。対流項及び粘性項の離散化には従来の圧縮性スキームに比べて解像度が高い 6 次精度のコンパクト差分法⁽¹⁸⁾を用いた。6 次精度のコンパクト差分法では通常用いられる 2 次精度の計算スキームに比べて実質 50~100 倍程度の空間解像度を有しており、細かい渦スケールを捉えることが重要となる非定常現象の解析に適した計算スキームである。また、数値振動を抑えるために 6 次精度の 3 重対角フィルターを使用した^(19,20)。フィルター係数は $a_f=0.40$ としている。時間積分法には 2 次精度 3 点後退差分に内部反復を 3 回入れた ADI-SGS 陰解法⁽²¹⁾を用いている。無次元時間刻み幅は予備計算における周波数解析を参考に、前縁剥離渦の挙動が解像できるように 0.005 とした。

(2) 解析対象

解析対象は Fig. 2 の通り Mitchell らの実験形状⁽²²⁾と同じ後退角 70°のデルタ翼とした。前縁形状は鋭角であり、上面は平らな薄翼(翼厚 2%)である。前縁が鋭角であることにより前縁剥離渦の発生位置は翼先端に固定されるため、前縁剥離渦の挙動を発生位置にとらわれずに議論することができる。

(3) 計算格子

計算に用いた格子は H-O トポロジーの構造格子であり、デルタ翼形状を全裁定義した。格子生成のアルゴリズムには双曲線方程式を組み込み⁽²³⁾、各主流方向断面内では直行性が維持されるようにしている。予備計算における格子解像度の影響調査の結果、424 万点程度で翼上面圧力と渦崩壊位置が収束し実験結果との良い一致を示したため、今回の計算では格子点数を $146 \times 246 \times 118$ の計 424 万点とした(Fig. 3, Fig. 4)。

(4) 乱流モデル

本研究では乱流モデルに RANS/ILES Hybrid を使用している^(24,25)。これは乱流境界層の内側は RANS で計算を行い、外側では LES で計算を行うハイブリッド計算手法である。今回、RANS 計算における乱流モデルには Baldwin Lomax モデルを用いた。

ILES 計算はサブグリッドスケールモデルを用いる通常の LES 計算とは異なり、サブグリッドスケールの効果を前述したフィルターが担うと考え、陽的なモデルを用いない LES 計算である。今回の計算では格子点数が不足しているため、壁面近傍の乱流構造を解像出来ないことから、RANS とのハイブリッドが有効となる。

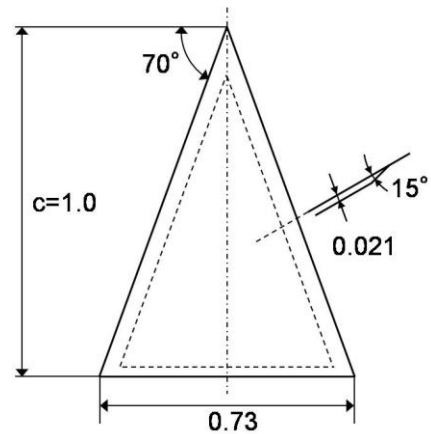


Fig.2 Delta wing configuration

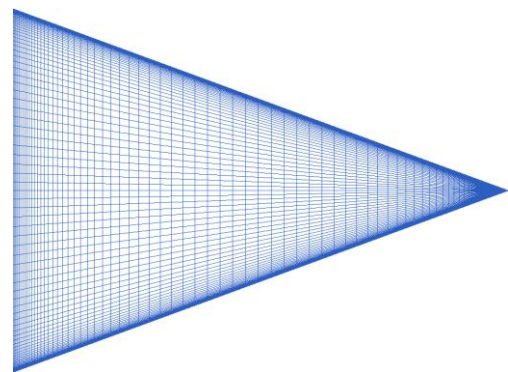


Fig. 3 Surface grid distribution

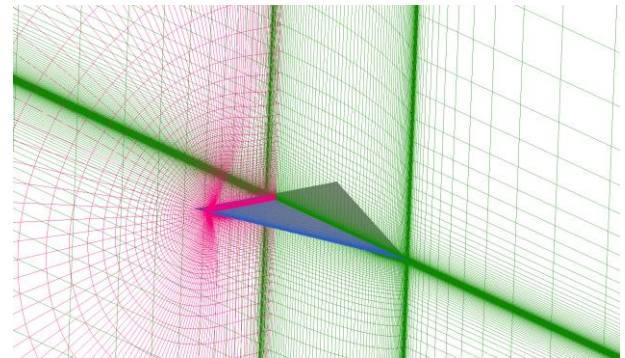


Fig.4 Perspective view of grid distribution

3. 問題設定

計算条件を表 1 に示す。Mitchell らの実験において主に解析されているマッハ数 0.067, 迎角 27° の条件を中心に、ケースごとに迎角 α とマッハ数を変えた計算を行った。レイノルズ数はマッハ数効果との分離を図るために全ケース 1.5×10^6 と一定としている。

Table. 1 Calculation conditions

$\alpha \backslash M$	0.067	0.2	0.6
27°	Case 1	Case 2	Case 3
30°	Case 4	Case 5	Case 6
33°	Case 7	Case 8	Case 9

なお、主流マッハ数が 0.2 を超えたケースでは前縁剥離渦内外にて流れ場に超音速領域を生じているが、明瞭な衝撃波は発生しない。衝撃波と渦崩壊の相互作用についてはよく研究されているため⁹⁾、今回の解析では衝撃波の存在しない状況下でのマッハ数効果について議論する。

4. 解析手法の検証

まず解析手法の検証を行うためにマッハ数が 0.067 の case1 と、Mitchell らの実験結果との比較を行う。Fig. 5 に時間平均場(右舷)および瞬間場(左舷)における圧力係数 C_p と主流方向速度がゼロの等値面を示す。この速度ゼロの等値面の先端は一般的に渦崩壊位置として定義されており、この条件下では実験同様翼面上で渦崩壊を起こしている。

次に Fig. 6 に主流方向各断面内における翼面上の圧力係数を示す。全体的に計算結果は実験結果に比べて低い値を示しているが、1次および2次剥離渦の位置については良好な結果となっている。下面に見られる振動はデルタ翼下面の角に当たる部分でありであり翼上面の流れ場には影響を及ぼさないものと考えられる。

Fig. 7 に渦崩壊位置-迎角/マッハ数依存を示す。Mitchell らはマッハ数 0.067、迎角を $20^\circ \sim 40^\circ$ に変化させたときの渦崩壊位置を計測しており、これを同時に示している。この図においてはマッハ数 0.067 において実験結果と数値計算結果とで良好な一致を示している。

以上より本解析手法では全体的に実験結果と定性的な一致を示しており、マッハ数の定性的な効果を見ることが目的の本研究においては本解析手法で十分であると言える。

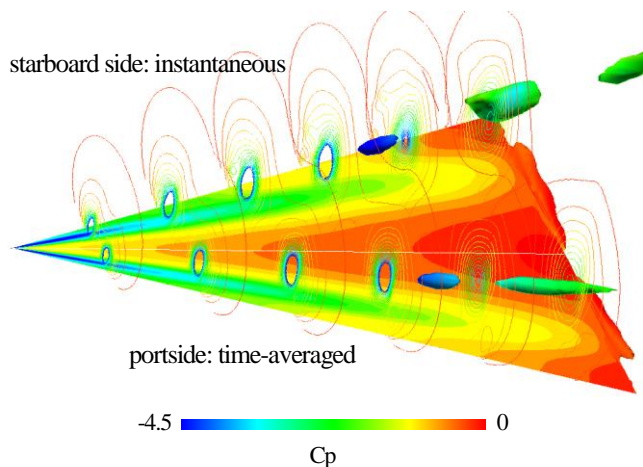
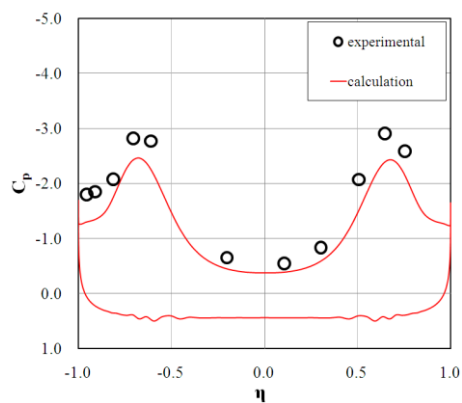
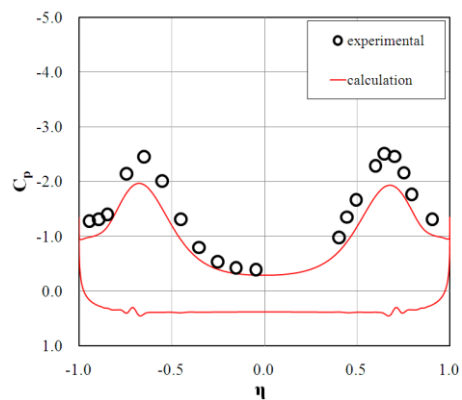


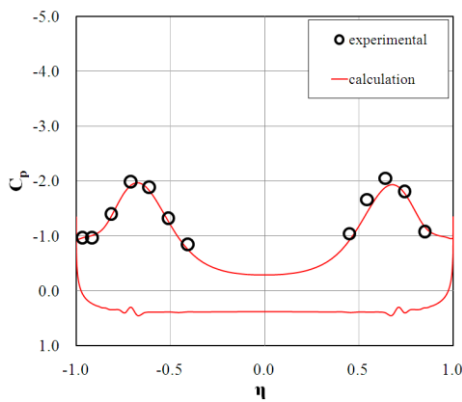
Fig. 5 Flowfield of Case 1
(isosurface of zero streamwise velocity colored by C_p)



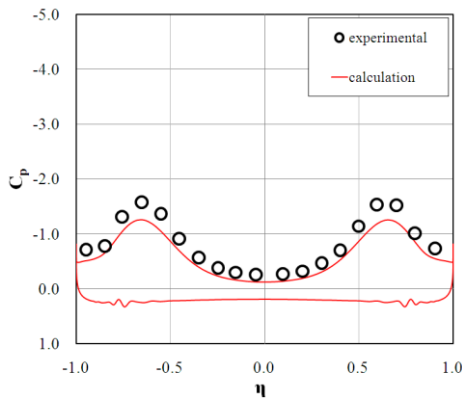
a) $x/c = 0.53$



b) $x/c = 0.63$



c) $x/c = 0.74$



d) $x/c = 0.84$

Fig. 6 Cross-plane C_p distribution of Case 1 with experimental result²¹

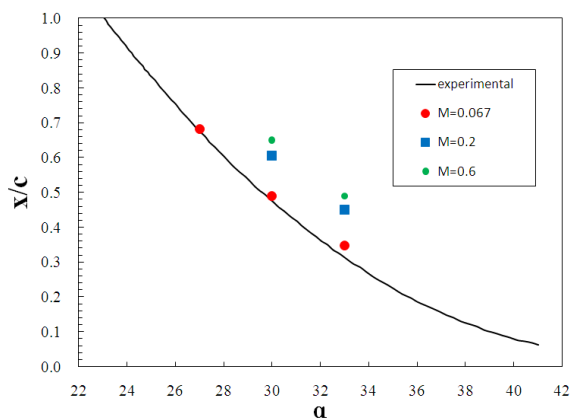


Fig. 7 Vortex Breakdown location vs. angles of attack at various Mach numbers

4. 計算結果及び考察

まず本稿末の Fig. 8 に全ケースにおける表面流線と主流方向速度がゼロの等値面を示す。なお、ケース間の比較を行うために総圧係数で色づけしている。この図から一定のマッハ数において迎角を大きくしていくと渦崩壊位置は上流側に移流し、一定の迎角の下でマッハ数を高くすると渦崩壊位置は下流側に移流する様子が分かる。マッハ数効果として渦崩壊位置が上流側に移流するのは前出の Fig. 7 でも確認できるが、渦崩壊位置のマッハ数 0.2-0.6 の間での変化量は 0.067-0.2 の間での変化量と比べてマッハ数の上昇量に対して僅かであり、渦崩壊位置のマッハ数に対する応答性は非線形性を示している。

渦崩壊位置のマッハ数依存性に関して、Fig. 9 にマッハ数 0.6、迎角 30° のケースでの瞬間場における主流方向速度がゼロの等値面と渦度の大きさが一定の等値面を翼前上方から見た図を示す。Fig. 9 a) の瞬間においては右舷の渦崩壊位置が左舷の崩壊位置よりも上流側に存在しており、1 次剥離渦の渦軸に関する軸対称性については右舷の方が軸対称性を持った構造をしている。b) では渦度の絶対値の等値面を描いており、左舷では速度ゼロの等値面にまとわりつくように渦度の等値面が存在するが、右舷においては渦崩壊の直前で渦度も急激に消散している。

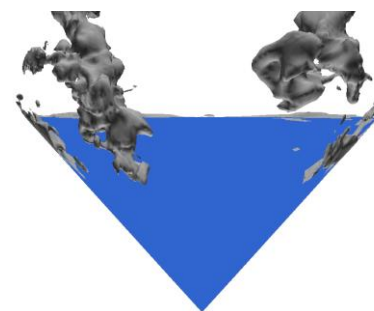
本解析においては渦崩壊位置を主流方向速度がゼロになる点としているが、バブルモードでは 3 次元的に速度がゼロである淀み点が存在し Fig. 9 b) で示した渦度の絶対値の等値面は急速に消散する。一方スパイラルモードでは 3 次元的な淀み点が存在せず、渦度の等値面は速度ゼロの等値面にまとわりつくように存続する。この二つのモードは同一条件下においても時間とともに相互に遷移することが分かっており⁽²⁶⁾、Fig. 9 においては渦度の等値面により右舷でバブルモード、左舷でスパイラルモードが起きていると判断できる。過去の研究においてバブルモードは渦崩壊の循環領域が翼上面に近づいて上流に移流する過程で起き、スパイラルモードはその逆の過程で起きるとされ⁽²⁷⁾、さらにバブルモードの時の渦崩壊位置はスパイラルモードの時に比べて常に上流側にあるとされている⁽²⁷⁾。つまりバブルモードからスパイラルモードへの遷移は渦崩壊の位置が変化し、最も上流側になったときに起きると言える。しかし添付のムービー1(Fig. 10 a)に見られるように本解析のマッハ数マッハ数 0.6、迎角 30° の Case5 においては渦崩壊の移流に関わらずバブルモード、スパイラルモード間の遷移が観測され、バブルモードへの遷移が、渦崩壊位置が最も下流側になった時においても観測されている。

渦崩壊のモードに関して、過去の研究⁽²⁸⁾から前縁剥離渦のスワールが高くなるとスパイラルモードはバブルモードに遷移することがわかっている。また、別の研究⁽²⁹⁾ではスパイラルモードはバ

ブルモードが不安定になった結果に起きるとされている。本解析においてマッハ数が上昇するとスワールは弱まる傾向にあるが、添付のムービー2(Fig. 10 b)で示すスワールの比較的強いマッハ数 0.2、迎角 30° のケースではムービー中を通してスパイラルモードしか観測されておらず、スワールに関して言えば過去の研究と逆の結果を示している。もう一つマッハ数効果として挙げられるのが、後述する前縁剥離渦周辺における圧力勾配の低下であり、これはせん断層の不安定性を弱める効果がある。本解析の結果はマッハ数の上昇によりスワールが弱まる一方で渦崩壊の不安定性が弱まり、支配的であったスパイラルモードがより安定側のバブルモードに遷移したものと考えられ、マッハ数効果は渦崩壊のモード遷移に大きな影響を与えていると言える。

さらに、バブルモードからスパイラルモードへの遷移は渦崩壊の位置が変化し、最も上流側になったときに起きると認識されており、翼上面境界層と渦崩壊領域との干渉によりモードの遷移が起きるものと捉えられている⁽³⁰⁾。しかし本解析において十分下流側においてモードの遷移が見られたことから、マッハ数の上昇により渦崩壊位置が極度に下流側に行くことによって翼後流の影響を受け渦崩壊のモード遷移を起こしたものと考えられる。

2 次剥離渦についてもマッハ数効果が表れている。Fig. 8 において、迎角一定でマッハ数を上げた Case 1-3 間、Case 4-6 間ではマッハ数が高くなるにつれ 2 次剥離渦があるべき位置に存在する後端側の循環領域が大きくなり、上流側に推移している。さらに、総圧係数の色塗りからマッハ数が高いほどこの循環領域における総圧損失が大きい様子が分かる。これはいわば 2 次剥離渦の崩壊であり、文献⁽³¹⁾でも 2 次剥離渦の崩壊について触れられている。この文献の実験計算条件はマッハ数 0.1、レイノルズ数は約 4×10^4 と本解析とは大きく異なるが、2 次剥離渦の崩壊位置は 1 次剥離渦の前方に位置しているため 2 次剥離渦の崩壊が 1 次剥離渦の崩壊に影響しているかもしれないと示唆している。また、この循環領域における翼面上圧力は比較的低い周波数で振動しており、機体の運動の周波数と重なる部分もあり、翼端で発生する現象のためローリングモーメントに影響を与えやすいため、これが数値計算特有の現象なのかも含めさらなる調査が必要である。



a) Isosurface of zero streamwise velocity



b) Isosurface of vorticity magnitude

Fig. 9 Instantaneous flowfield of Case 6

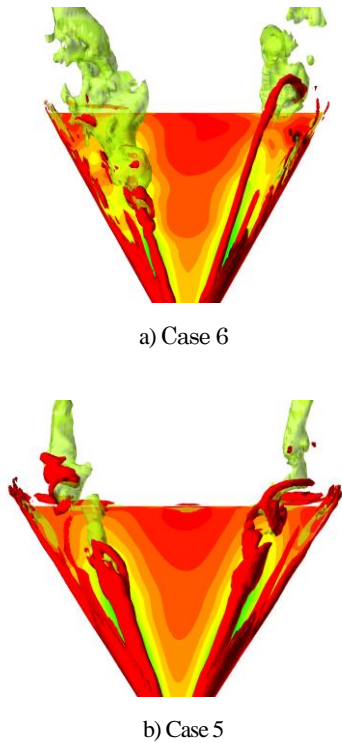
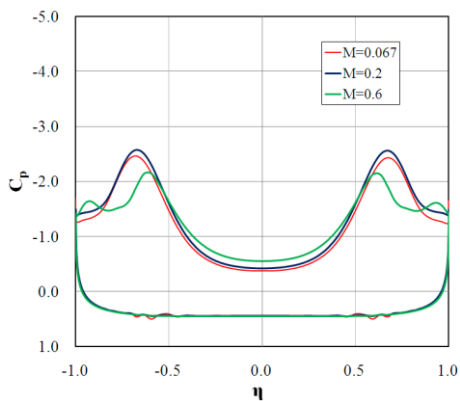


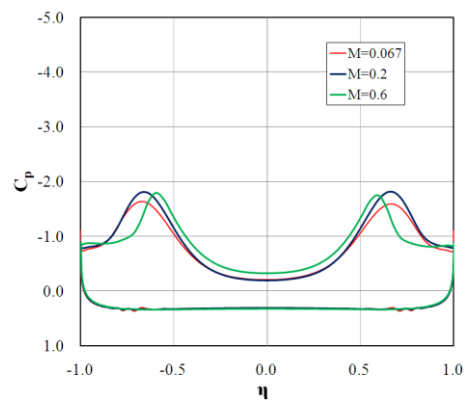
Fig. 10 Snapshot of Movies

Fig. 11 は迎角 30° でマッハ数を変えた場合の主流方向断面内での翼面上の圧力係数 C_p をプロットしたものである。まず 2 次剥離渦付近の圧力係数の挙動に関して、マッハ数 0.6 のケースにおいて 2 次剥離渦による翼面上の負圧が翼上流側にて観測されるが、下流側では先ほど触れた 2 次剥離渦の崩壊により翼外側にてフラットな圧力分布となっている。なお、マッハ数が 0.6 以外のケースでは 2 次剥離渦によるピークが明確には観測されないが、2 次剥離渦が翼外側近くに位置するために翼面上圧力分布には表れないためである。次に 1 次剥離渦の位置の圧力分布に着目すると、負圧のピークの強さはマッハ数 0.2 のときコード方向位置にかかわらず最大値を示しており、マッハ数に関して単調な傾向を示さないことがわかる。ここでは載せていないが揚力係数についても同じ傾向を示している。この傾向の理解のために Fig. 12 に迎角が 27° の各ケースにおける $x/c=0.53$ における a) 1 次剥離渦に対する周方向速度、b) 密度、そして c) 圧力係数の勾配を示す。なお、速度と密度はそれぞれの主流での値で無次元化しており、このコード方向位置では渦崩壊をどのケースでも起こしていない。

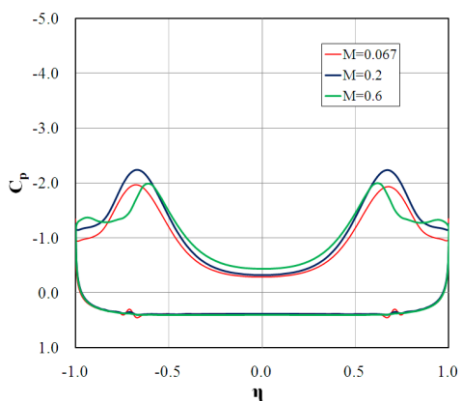
Fig. 12 a) ではマッハ数 0.067 と 0.2 の間には大きな差は見られないが、マッハ数 0.6 では 1 次剥離渦の渦中心もしくは周辺での速度が比較的低い。b) からはマッハ数が高くなっていくにつれ渦中心近くでの密度が低下する傾向が見られるが、これは解析的にマッハ数の上昇により密度変化が起きやすくなるという結果から得られる。一般的に渦中心での負圧は渦の求心力と渦内外の圧力差からの力が釣り合う要請から生じるものであり、その求心力は周



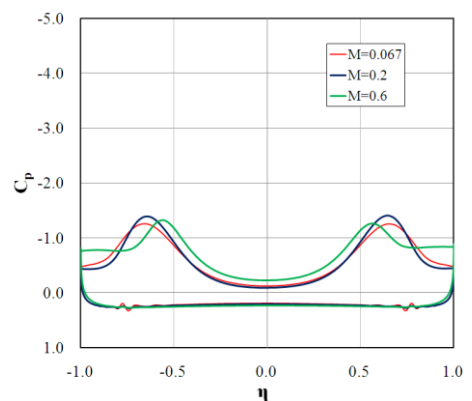
a) $x/c = 0.53$



c) $x/c = 0.74$



b) $x/c = 0.63$



d) $x/c = 0.84$

Fig. 11 Cross-plane C_p distribution between various Mach numbers for $\alpha=27^\circ$

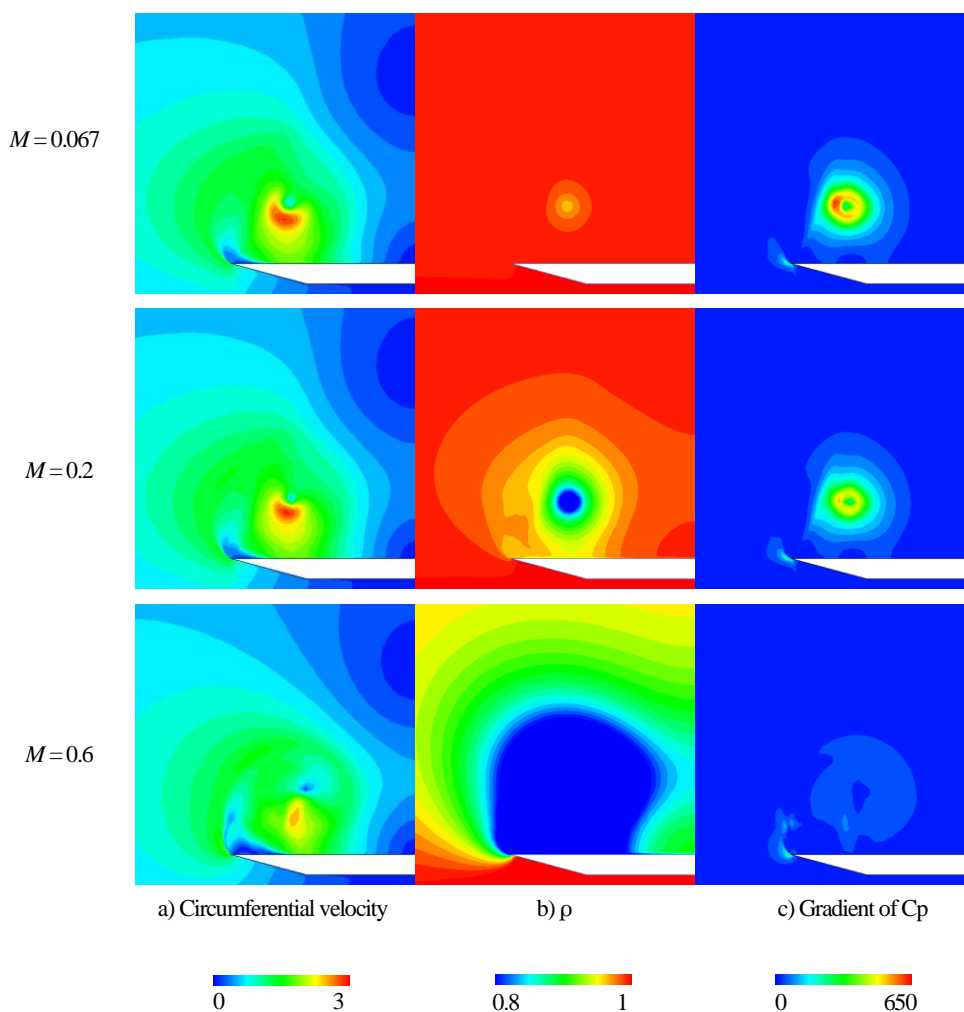


Fig. 12 Cross-flow contours for $\alpha=27$ deg at $x/c=0.53$

方向速度 a) と密度 b) より決定される. その結果 c) に示す圧力(係数)の勾配はマッハ数が高くなるに従って全体的に低下する. 渦崩壊する前の 1 次剥離渦中心での圧力係数はマッハ数が低いほど高いという計算結果が出るが, Fig. 11 のようにマッハ数に対して翼面上の圧力係数が単調な傾向を示さないのはこのためである. Fig. 7 に示される渦崩壊位置のマッハ数応答性についても基本的には同様の理由からであると言える.

本解析では主に平均流れ場を対象に解析を行ったが, デルタ翼においては非定常性も重要な関心事である. 今後は非定常解析を中心に解析を進め, 渦崩壊の特性を大きく決める渦崩壊のモードについても掘り下げていく予定である.

6. まとめ

前縁の鋭いデルタ翼周り流れに対して, 高解像度コンパクトスキームを用いた RANS/ILES Hybrid での数値計算を行い, 解析手法の検証を行った. 渦崩壊の位置と翼上面圧力係数分布において定性的に良い一致を示しており, 解析が妥当なものであることを示した.

その後, 迎角とマッハ数を変化させた時の流れ場を解析することで以下の知見を得た.

- マッハ数の上昇により渦崩壊位置は下流側に移流する. ただしマッハ数の上昇量に対する渦崩壊位置の移流量の関係はマッハ数に対して非線形性を示す.
- マッハ数の上昇により支配的な渦崩壊のモードがスパイラルモードからバブルモードに変化する.
- マッハ数の変化による圧縮性の変化により圧力係数のピークの強さ, 揚力係数はマッハ数に関して単調な傾向を示さず, マッハ数 0.2 のケースにおいて最大値をとる.

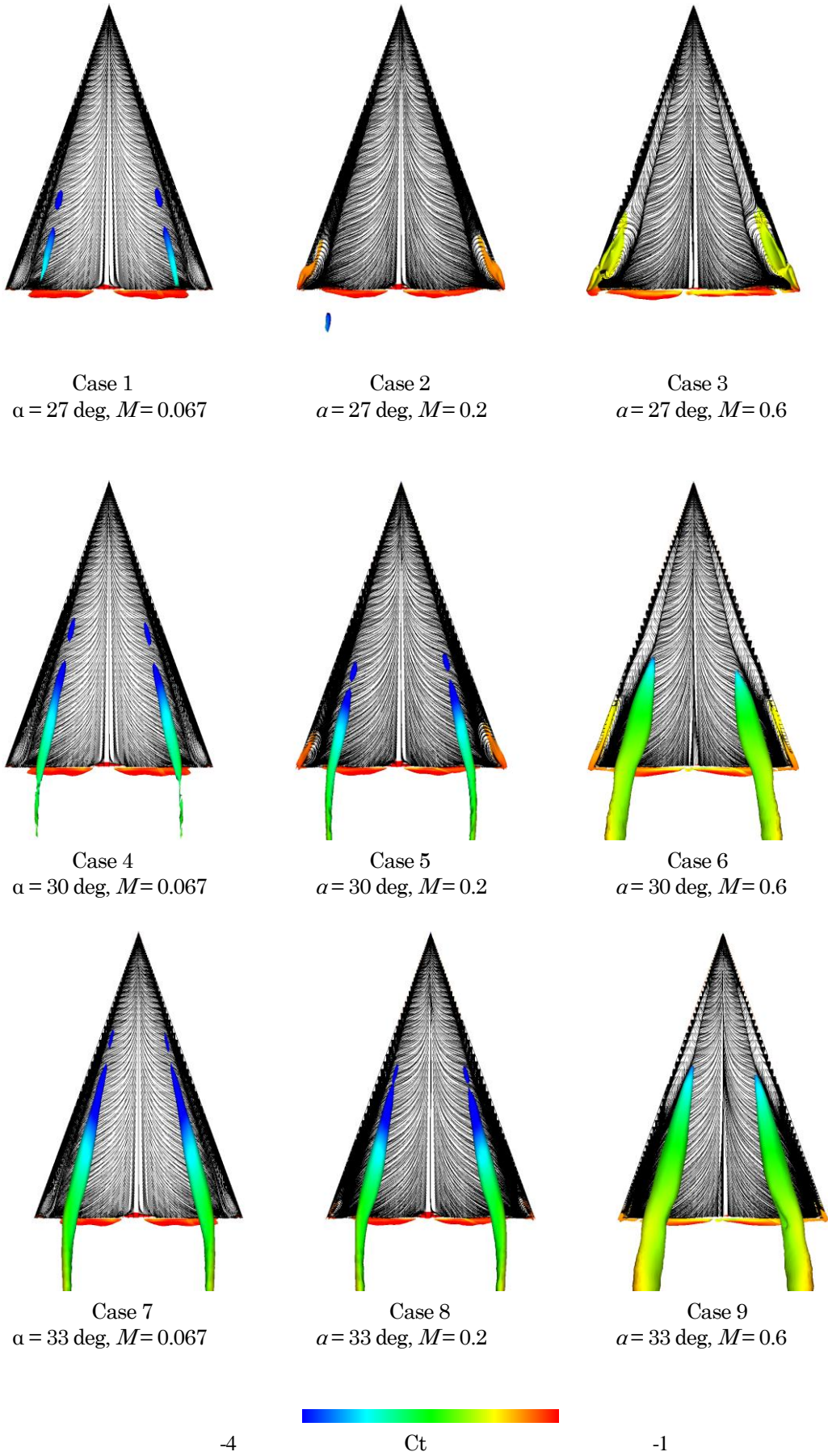


Fig. 8 Oilflow and isosurface of zero streamwise velocity colored by the total pressure coefficient

参考文献

- (1) M. R. Visbal, "Computational and Physical Aspects of Vortex Breakdown on Delta Wing," *AIAA Paper 95-0585*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 33rd, Reno, NV, Jan. 9-12, 1995.
- (2) A. Mitchell, P. Molton, D. Barberis, J. Delery, "Characterization of vortex breakdown by flow field and surface measurements," *AIAA Paper 2000-788*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 38th, Reno, NV, Jan. 10-13, 2000.
- (3) A. Mitchell, "Experimental Data Base Selected for RTO/AVT Numerical and Analytical Validation and Verification: ONERA 70-deg Delta Wing," *AIAA Paper 2003-3941*, 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida, June 23-26, 2003.
- (4) Morton, S., Forsythe, J., Mitchell, A., and Hajek, D., "Detached-Eddy Simulations and Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations of Delta Wing Vortical Flowfields," *Journal of Fluids Engineering*, Transactions of the ASME, Vol. 124, pp.924-932, 2002.
- (5) Anthony M. Mitchell, Scott A. Morton, James R. Forsythe, and Russell M. Cummings, "Analysis of Delta-Wing Substructures Using Detached-Eddy Simulation," *AIAA Journal*, 0001-1452 vol.44 no.5 (964-972), 2006.
- (6) Spalart, P. R., Jou W-H., Strelets M., and Allmaras, S. R., "Comments on the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach," *Advances in DNS/LES, 1st AFOSR Int. Conf. on DNS/LES*, Aug 4-8, 1997, Greyden Press, Columbus Oh.
- (7) Gary E. Erickson, "Vortex Flow Correlation," Northrop Corp., Hawthorne, CA, Aircraft Division, Jan. 1981.
- (8) Wendt, J. F., "Compressibility Effects on Flow Around Simple Components," *High Angle of Attack Aerodynamics*, AGARD LS-121, Paper7, March 1982.
- (9) Akira Oyama, Masato Ito, Genta Imai, Seiji Tsutsumi, Nobuo Amitani, Kozo Fujii, "Mach Number Effect on Flowfield Over a Delta Wing in Supersonic Region," *AIAA paper 2008-354*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 46th, Reno, NV, Jan. 7-10, 2008.
- (10) Brenda M. Kulfan, "Reynolds numbers considerations for supersonic flight," *AIAA paper 2002-2839*, AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 32nd, St. Louis, Missouri, Jan. 24-26, 2002.
- (11) James M. Luckring, "Initial Experiments and Analysis of Blunt-Edge Vortex Flows," *AIAA paper 2008-378*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 46th, Reno, NV, Jan. 7-10, 2008.
- (12) James M. Luckring and Dietrich Hummel, "What was learned from the new VFE-2 experiments?," *AIAA paper 2008-383*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 46th, Reno, NV, Jan. 7-10, 2008.
- (13) Willy Fritz and Russell M. Cummings, "What Was Learned From the Numerical Simulations for the VFE-2," *AIAA paper 2008-399*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 46th, Reno, NV, Jan. 7-10, 2008.
- (14) Dietrich Hummel, "Review of the Second International Vortex Flow Experiment (VFE-2)," *AIAA paper 2008-377*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 46th, Reno, NV, Jan. 7-10, 2008.
- (15) Robert Konrath, Christian Klein, Andreas Schroder, "PSP and PIV Investigations on the VFE-2 Configuration in Sub- and Transonic Flow," *AIAA paper 2008-379*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 46th, Reno, NV, Jan. 7-10, 2008.
- (16) Fujii, K., "Developing an Accurate and Efficient Method for Compressible Flow Simulations -Example of CFD in Aeronautics-," *The Proceedings: 5th International Conference on Numerical Ship Hydrodynamics*, 1990
- (17) Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K., Kuwahara, K., "Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using the LU-ADI Factorization Algorithm," *AIAA paper 86-0513*, 1986
- (18) Lele, S. K., "Compact Finite Difference Schemes with Spectral-like Resolution," *Journal of Computational Physics*, Vol. 103, No. 1, pp.16-42.
- (19) Visbal, Miguel R. and Gaitonde, Datta V., "Computation of Aeroacoustic Fields on General Geometries Using compact Difference and Filtering Schemes," *AIAA Paper 99-3706*, AIAA Fluid Dynamics Conference, 30th, Norfolk, VA, June 28-July 1, 1999.
- (20) Gaitonde, Datta V. and Visbal, Miguel R., "Pade-Type Higher-Order Boundary Filters for the Navier-Stokes Equations," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 11, pp.2103-2112.
- (21) Nishida, H. and Nonomura, T., "ADI-SGS Scheme on Ideal Magnetohydrodynamics," *Journal of Computational Physics*, Vol. 228, 2009, pp.3182-3188.
- (22) Mitchell, A. M., "Caractérisation et contrôle de l'éclatement tourbillonnaire sur une aile delta aux hautes incidences," Ph.D thesis, Université Paris VI, Paris, France, July 2000.
- (23) Steger, J. L. and Rizk, Y. M., "Generation of Three-Dimensional Body-Fitted Coordinates Using Hyperbolic Partial Differential Equations," NASA TM-86753, June 1985.
- (24) Visbal, M. R., Morgan, P. E., and Rizzetta, D. P., "An Implicit LES Approach Based on High-Order Compact Differencing and Filtering Schemes (Invited)," *AIAA Paper 2003-4098*, 16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Orlando, Florida, June 23-26, 2003.
- (25) Raymond Gordnier, Miguel Visbal, "High Order Simulations of Low Sweep Delta Wing Flows Using a Hybrid RANS/ILES Model," *AIAA Paper 2006-504*, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 9-12, 2006.
- (26) M. R. Visbal, "Computational and Physical Aspects of Vortex Breakdown on Delta Wing," *AIAA Paper 95-0585*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 33rd, Reno, NV, Jan. 9-12, 1995.
- (27) F. M. Payne, T. T. Ng, R. C. Nelson, L.B. Shiff, "Visualization and Wake Surveys of Vortical Flow over a Delta Wing," *AIAA Journal*, vol. 26, no. 2(137-143), 1988.
- (28) O. Lucca-Negro, T. O'Dherty, "Vortex breakdown: a review," *Progress in Energy and Combustion Science*, 27(431-481), 2001
- (29) Ismet Gursul, "REVIEW OF UNSTEADY VORTEX FLOWS OVER DELTA WINGS," *AIAA paper 2003-3942*, Applied Aerodynamics Conference, 21st, Orland, FL, Jun. 23-26, 2003.
- (30) W. ALTHAUS, E. KRAUSE, J. HOFHAUS, M. WEIMER, "Vortex Breakdown: Transition between Bubble- and Spiral-Type Breakdown," *Meccanica*, 29, 373-382, 1994
- (31) Russell M. Cummings, Scott A. Morton, Stefan G. Sigel, "Computational Simulation and PIV Measurements of the Laminar Vortical Flowfield for a Delta Wing at High Angle of Attack," *AIAA paper 2003-1102*, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 41st, Reno, NV, Jan. 6-9, 2003.