

# 様々な迎角・マッハ数におけるデルタ翼周りの流れ場特性 コード方向の流れ場変化

今井源太\* 藤井孝藏\*\*

\*東京大・院 \*\*宇宙航空研究開発機構

## Characteristics of Flow Field around the Delta Wing at Various Angles of Attack and Mach Numbers Chordwise Transitions of Flow Field

by

Genta Imai and Kozo Fujii

### ABSTRACT

Flows over a 65-degree sweep delta wing with a sharp leading edge at various angles of attack and various Mach numbers are computationally studied. Computational simulations show that there are some conditions where the flow fields transit in chordwise direction. There appear three kinds of chordwise transitions of flow fields; (I) vortex breakdown above the delta wing at high angles of attack and subsonic flow conditions, (II) shock wave normal to the chordwise direction at center of the delta wing at high angles of attack and transonic flow conditions, which often accompanies vortex breakdown, and (III) intermediate flow fields that include two different types of flow in chordwise direction in the border area between two different flow types. Computational simulations also show that there is close correlation between breakdown and normal shock wave at the center of the wing at high angles of attack and transonic flow conditions. The results also show that vortex structure and two types of shock wave are related closely each other in the intermediate flow fields in chordwise direction.

### 1. はじめに

デルタ翼は超音速飛行時の抵抗が小さいため、超音速旅客機や宇宙往還機に用いられる。しかし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という特性がある。そのため離着陸時などには高迎角をとる必要がある。低速、高迎角時のデルタ翼周りの流れ場は前縁から剥離した左右 2 つの逆回転の渦に特徴されるが、さらに遷・超音速、高迎角時には前縁剥離渦の他にも衝撃波や剥離といった現象を含む複雑な流れ場となり、流体力学的に非常に興味深い。また将来の宇宙往還機が帰還時に超音速・高迎角をとる可能性もあり、工学的な重要性もある。

様々な条件下における遷・超音速デルタ翼周り流れに関する研究は Stanbrook と Squire<sup>(1)</sup>によって 1970 年代に初めて行われた。彼らは前縁に垂直なマッハ数成分  $M_N$  と、前縁に垂直な迎角成分  $\alpha_N$  を用いて(図 1)、流れ場を前縁から剥離するものと付着するものの 2 種類に分類した。その後 Miller と Wood<sup>(2)</sup>はより詳細な実験により、流れ場を  $M_N$ ,  $\alpha_N$  を用いて、(I)classical vortex, (II)vortex with shock, (III)separation bubble with shock, (IV)shock-induced separation, (V)shock with no separation, (VI)separation bubble with no shock の 6 つの基本的なタイプに分類した(図 2)。また、その後も可視化技術の進歩によってより詳細な流れ場構造まで観測できるようになったため、多くの研究者<sup>(3-5)</sup>がさらに子細な流れ場分類を提案している。しかしながら、これらの流れ場分類に共通して欠如している点として、コード方向の考察が挙げられる。デルタ翼周りの流れ場は基本的に主流方向に相似でコニカルなものと考えられるため、これまでの研究ではコード方向に垂直な 1 断面内の渦形状及び衝撃波構造を見て分類を行ってきた。しかし気流条件によってはコード方向に流れ場が変化する場合も存在している。例えば低速、高迎角時には breakdown と呼ばれる翼上面で渦が崩壊する現象が起きることは広く知られている。またコード方向の流れ場変化はピッチングモーメントなどの空力特性に大きく影響すると考えられる。

そこで本研究では、従来の流れ場分類に対してコード方向の流れ場変化に関する考察を加えると共に、そのような流れ場の 3 次元構造の理解を深めることを目的として、

様々な迎角・マッハ数に対して数値解析を行い、流れ場の考察を行なう。

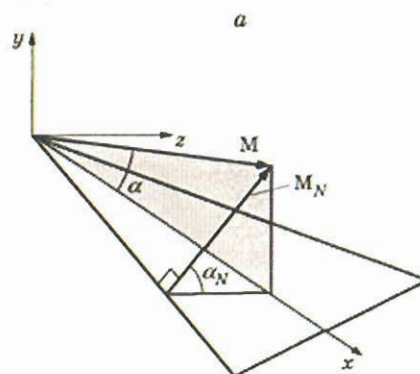


図 1  $\alpha_N$ ,  $M_N$  の定義

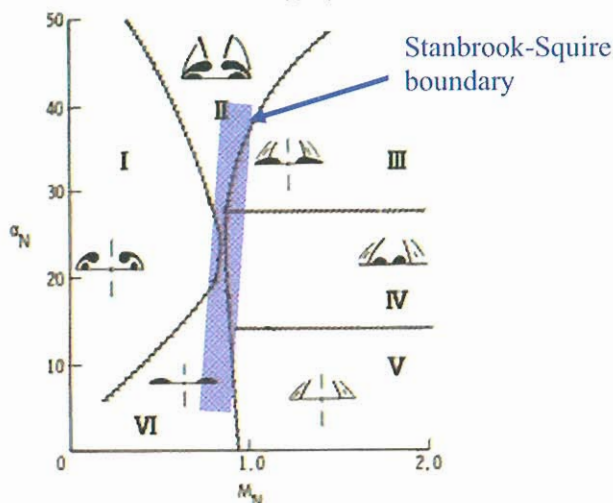


図 2 Miller と Wood による流れ場分類図

2. 計算手法

数値計算を行うにあたり用いた支配方程式は 3 次元圧縮性レイノルズ平均 Navier-Stokes 方程式である。対流項の離散化には高マッハ数でロバストな AUSM 系のスキームである AUSMDV<sup>(6)</sup>を用い、MUSCL 法<sup>(7)</sup>によって高次精度化を行った。粘性項の離散化には 2 次精度中心差分を用いた。また、流れ場の全域で乱流であると仮定して、乱流モデルには Degani-Schiff の修正を加えた Baldwin-Lomax モデル<sup>(8)</sup>を用いた。時間積分には LU-ADI-SGS 陰解法を用いて、計算時間を短縮するため、計算の初めには局所時刻法を用いてある程度解を収束させた後、物理時刻法により定常解に収束させた。“結果および考察”に示す流れ場の図は全て時間平均値を基にしている。

3. 計算対象と計算条件

計算対象は後退角 65°のデルタ翼とし、翼の形状や厚みの影響を少なくするために、前縁形状が鋭角で上面が平らな薄翼(翼厚 2%)とした。その形状を図 3 に示す。計算格子は、H-O トポロジーの構造格子であり、デルタ翼形状を半裁定義した。格子点数は 153×143×99 の合計約 216 万点である。計算格子を図 4 に示す。

計算条件は Miller らの分類図の全体をカバーできるように一様流マッハ数を 0.4 刻みで 0.4 から 3.2 まで、さらに各マッハ数に対して迎角を 4°刻みで 4°から 24°まで変化させて計算を行った。レイノルズ数は Miller らの実験に合わせ、どのケースも 1.3×10<sup>6</sup> とした。今回の計算条件を Miller らの分類図上にプロットしたものを図 5 に示す。

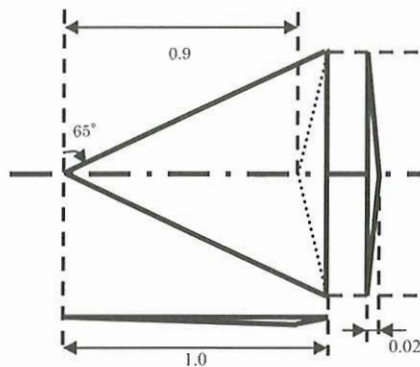


図 3 計算形状

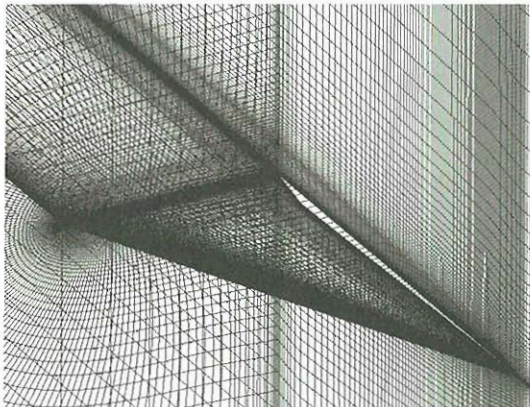


図 4 計算格子

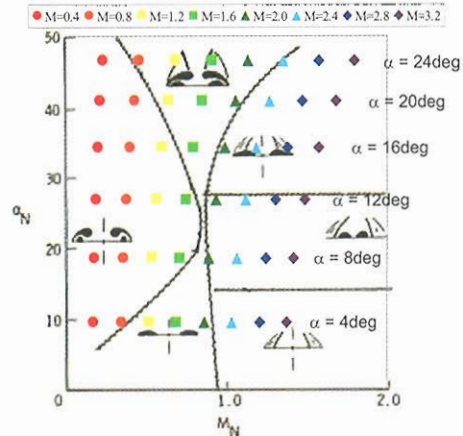


図 5 計算条件

4. 結果および考察

4. 1 流れ場の分類

今回の計算結果を Miller らの分類法に沿って分類し、Miller らの分類図上にプロットしたものを図 6 に示す。Miller らは翼後縁付近におけるコード方向に垂直な断面で渦や衝撃波の構造を見て分類を行っているが、今回の計算では条件によっては breakdown が生じるケース(領域①)もあったため、今回は 30%コード位置におけるコード方向に垂直な断面内の流れ場を見て分類を行った。分類に用いた基準は、流れが前縁から剥離しているかどうか、二次剥離しているかどうか、渦上部に衝撃波が見られるかどうか、shock-induced separationが見られるかどうかの 4 つである。

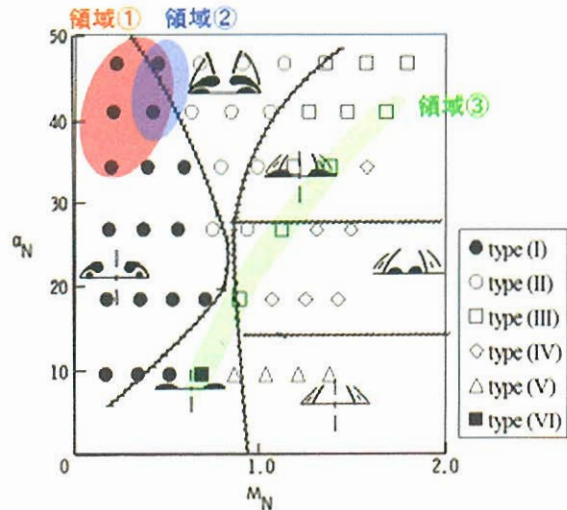


図 6 流れ場の分類図

図 6 から今回の計算結果が、各タイプ間の境界線にやや違いは見られるものの、Miller らの分類とほぼ同様の傾向で分類できることが確認できる。さらに 30%位置以外の断面の結果から、領域①～③で示した領域では流れ場はコード方向に相似なコニカルな流れではなくなっていることが明らかになっている。流れ場の詳細についてはそれぞれ後述するが、領域①は前縁剥離渦の breakdown が見られるケース、領域②は翼の対称面付近で主流方向の垂直衝撃波が見られるケース、領域③は 2 つのタイプ間の境界付近で遷移的にコード方向に 2 つのタイプが混在しているケースである。

4. 2 breakdownが生じているケース

領域①に示した breakdownが生じているケースの中から例として、図7に  $M=0.4$ ,  $\alpha=20\text{deg}$  ( $M_N=0.21$ ,  $\alpha_N=40.7\text{deg}$ ) における流れ場を示す。翼上面及び翼の対称面における圧力分布を示し、また圧力分布で色付けた総圧  $P_0=0.8$  の等値面で渦形状を示した。これを見ると70%コード位置付近で前縁剥離渦が breakdown を起こしており、コード方向に相似な流れ場になっていないことがわかる。また対称面の圧力分布を見ると翼上面に主流に対して逆向きの圧力勾配が生じており、前縁剥離渦はこの逆圧力勾配によって breakdown を起こしていると考えられる。亜音速における breakdown に関してはすでに多くの研究<sup>(9-10)</sup>が行われているので、ここではさらに詳細な議論は行わないことにする。

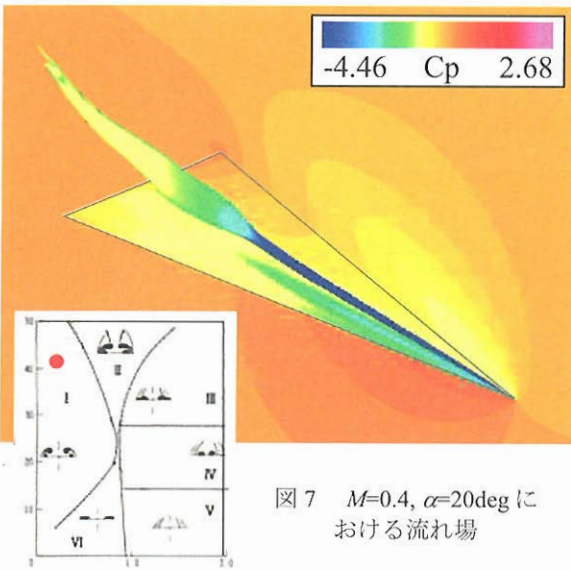


図7  $M=0.4$ ,  $\alpha=20\text{deg}$  における流れ場

4. 3 コード方向の垂直衝撃波が生じているケース

領域②に示した対称面付近で主流方向の垂直衝撃波が見られるケースの中から例として、図8(a)に  $M=0.8$ ,  $\alpha=24\text{deg}$  ( $M_N=0.45$ ,  $\alpha_N=46.8\text{deg}$ ) における流れ場を示す。翼上面及び翼の対称面における圧力分布を示し、また圧力分布で色付けた総圧  $P_0=0.4$  の等値面で渦形状を示した。図8(b)は図8(a)をスパン方向から、図8(c)は図8(a)を翼上面に垂直な方向から見たものである。

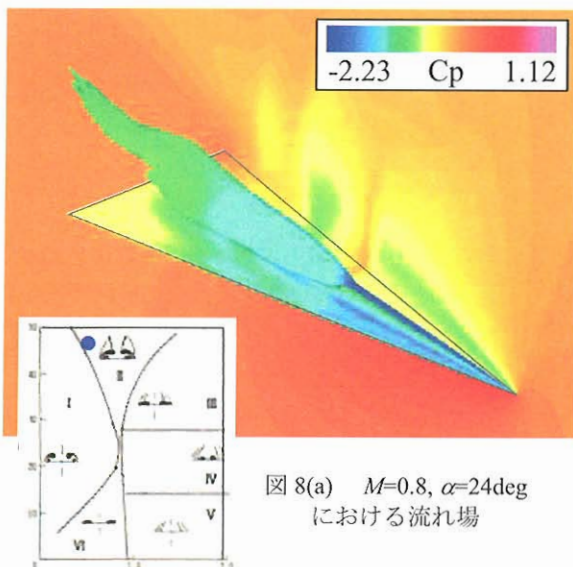


図8(a)  $M=0.8$ ,  $\alpha=24\text{deg}$  における流れ場

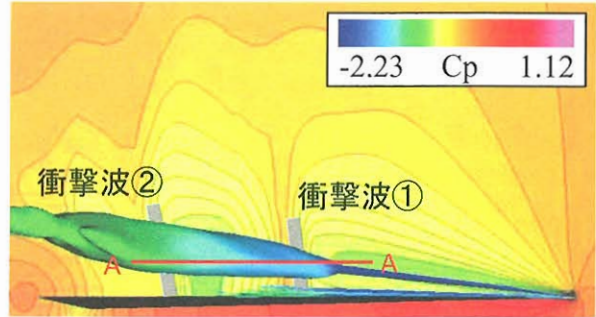


図8(b) 翼対称面における圧力分布

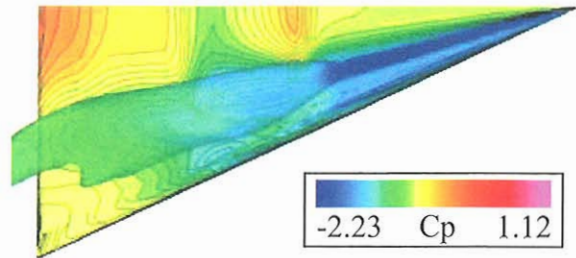


図8(c) 表面圧力分布

45%コード位置付近で前縁剥離渦が breakdown を起こしており、コード方向に相似な流れ場になっていない。図7の場合と異なるのは、翼の対称面付近で50%及び75%コード位置付近に2つの垂直衝撃波が見られることである。

図9は図8(b)のA-A断面の局所マッハ数分布及び流速ベクトルを翼上面に垂直な方向から見たものである。 $M=1.0$ の等高線を赤い線で示した。これを見ると、渦上部をスパイラル状に回りこんできた流れが breakdown による淀み点から前縁方向と翼根方向の2つの流れに分けられている。この内、翼根側に分けられた流れが翼の対称面付近に流れ込むことによって衝撃波①が生じ、減速・圧力上昇されている。さらに衝撃波①を通過した流れは1度亜音速まで減速されるが再び強い膨張によって加速され、衝撃波②によって再び亜音速まで減速されている。

このように領域②では breakdown の発生と翼の対称面付近に生じる垂直衝撃波が密接に関連していることがわかった。

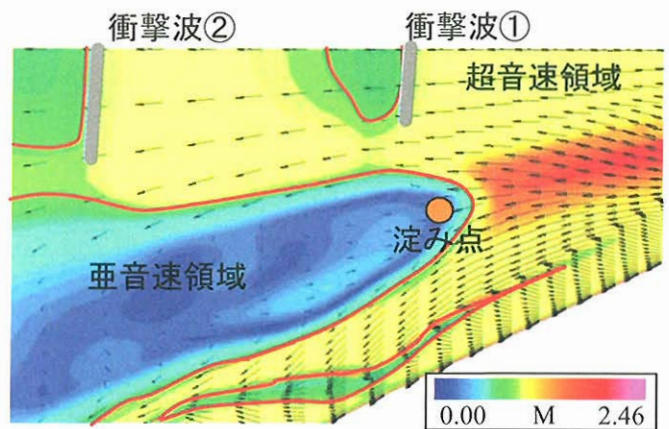


図9 breakdownと垂直衝撃波

4. 4 コード方向に 2 つのタイプの流れ場が混在しているケース

領域③に示したタイプ間の境界付近でコード方向に2つのタイプの流れ場が混在しているケースの中から例として、図10(a)に  $M=2.8$ ,  $\alpha=16\text{deg}$  ( $M_N=1.37$ ,  $\alpha_N=34.2\text{deg}$ )における流れ場の概観図を示す。総圧  $P_0=0.7$  の等値面を翼上面からの距離で色付けし、渦形状を示した。この条件は、type III と type IV の境界である。比較のため、 $M=2.4$ ,  $\alpha=16\text{deg}$  ( $M_N=1.18$ ,  $\alpha_N=34.2\text{deg}$ )における流れ場の概観図を図10(b)に、 $M=3.2$ ,  $\alpha=16\text{deg}$  ( $M_N=1.57$ ,  $\alpha_N=34.2\text{deg}$ )における流れ場を図10(c)に示す。

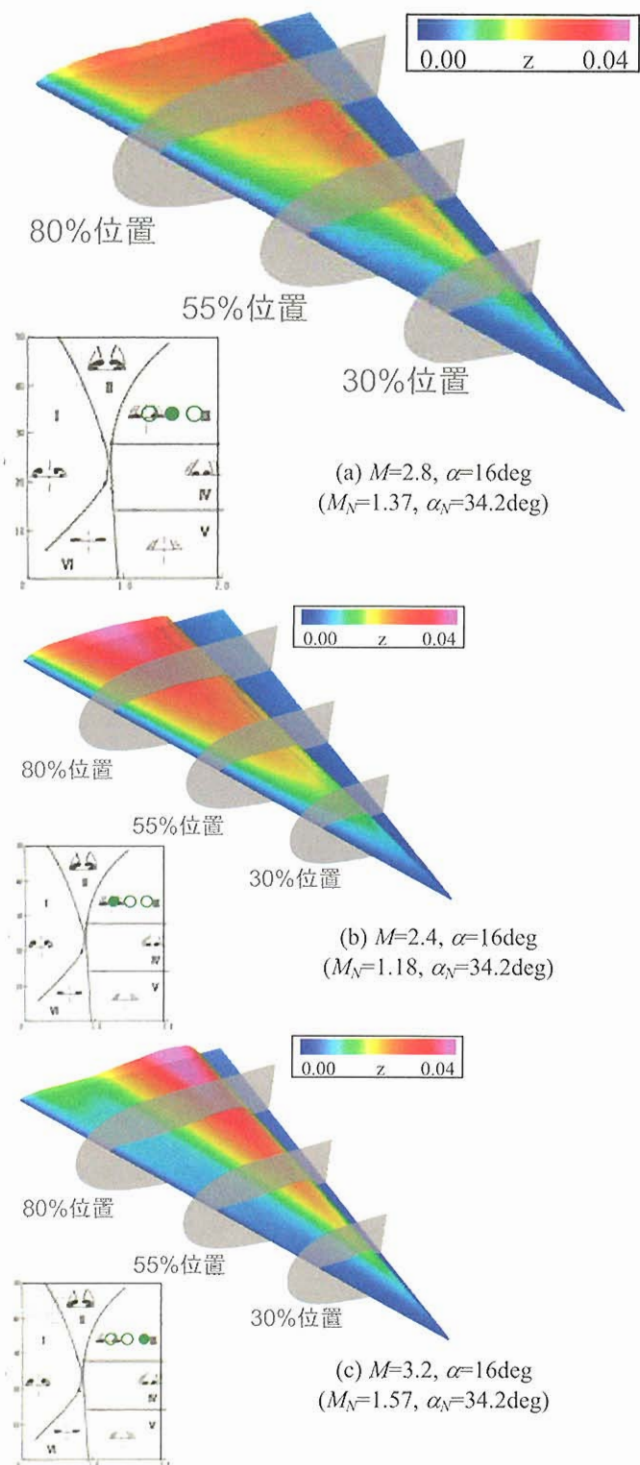


図10 流れ場の概観図

$M=2.4$ (図10(b)),  $M=3.2$ (図10(c))では流れ場はコード方向に相似なコニカルな流れとなっているのに対し、 $M=2.8$ (図10(a))ではコード方向に垂直な各断面で渦形状が異なっており、コード方向に相似な流れとなっていないことがわかる。渦形状を見る限りでは、 $M=2.8$  の流れ場は、30%コード位置では  $M=3.2$  の流れ場に近いが、80%コード位置では  $M=2.4$  の流れ場に近いことがわかる。領域③の他のケースについても同様の傾向が見られ、コード方向に前側ではマッハ数の早い方のタイプが見られ、徐々に後ろに行くに連れてマッハ数の遅い方のタイプが見られた。

次に各断面内の渦・衝撃波の詳細構造を見るため、図11(a), (b)に  $M=2.8$ ,  $\alpha=16\text{deg}$  ( $M_N=1.37$ ,  $\alpha_N=34.2\text{deg}$ )における各断面内の流れ場を示す。色つきの面塗りで局所マッハ数の分布を、黒の等高線で総圧の分布を示す。また比較のため、 $M=2.4$ ,  $\alpha=16\text{deg}$  ( $M_N=1.18$ ,  $\alpha_N=34.2\text{deg}$ )における流れ場を図12に、 $M=3.2$ ,  $\alpha=16\text{deg}$  ( $M_N=1.57$ ,  $\alpha_N=34.2\text{deg}$ )における流れ場を図13に示す。

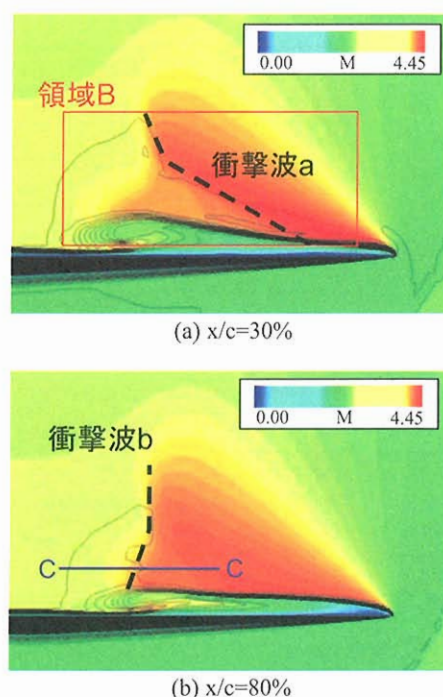


図11  $M=2.8$ ,  $\alpha=16\text{deg}$  における流れ場の概観図

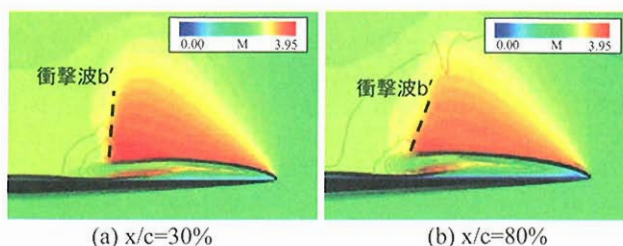


図12  $M=2.4$ ,  $\alpha=16\text{deg}$  における流れ場の概観図

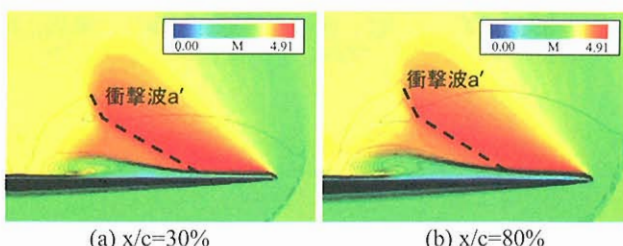


図13  $M=3.2$ ,  $\alpha=16\text{deg}$  における流れ場の概観図

$M=2.4, 3.2$  では 30%, 80%コード位置で大きな流れ場の違いは無いが、 $M=2.8$  では 30%, 80%コード位置で大きく流れ場が変わっている。図 11(a)では、30%コード位置では翼前縁から膨張した流れが渦上面で加速され、衝撃波 a で減速されると共に、衝撃波 a による逆圧力勾配によって剥離が誘起され、渦が膨らんでいる。一方図 11(b)では、80%コード位置では翼前縁から加速された流れが衝撃波 b によって一気に減速されている。

衝撃波 a についてさらに詳しく見るため、図 11(a)の領域 B を拡大し、流速ベクトルを加えたものを図 14 に示す。これを見ると、衝撃波 a によって渦の上面に沿うように流れていた流れが翼上面から離れる方向に曲げられていることがわかる。一方、衝撃波 b について詳しく見るため、図 11(b)の C-C 断面内の局所マッハ数分布及び流速ベクトルを翼上面に垂直な方向から見たものを図 15 に示す。渦の上面を回り込んできた流れが衝撃波 b によって主流方向に曲げられていることがわかる。これらから衝撃波 a, b は全く方向性の違う衝撃波であることがわかる。

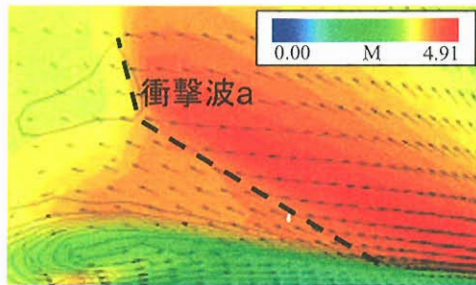


図 14 衝撃波 a

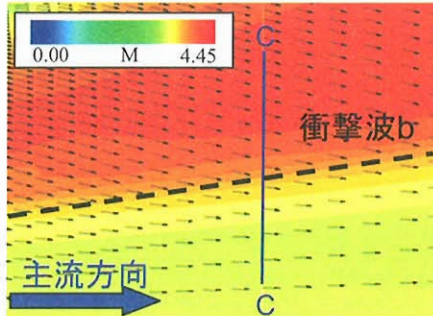


図 15 衝撃波 b

衝撃波 a, b がコード方向にどのように変化しているかを見るため、図 10 に示した総圧の等値面上(渦の上面)の圧力分布及び翼上面の表面圧力分布を、翼上面に垂直な方向から見たものを図 16 に示す。これを見ると、衝撃波 a が翼後方に行くに連れて徐々に弱くなり、それに伴い衝撃波 b が強くなっていく様子がわかる。また渦上部の衝撃波構造がコード方向に変化することによって、衝撃波後部、渦構造が影響を受けるため、表面圧力分布にもコード方向の変化が生じている。

このように領域③では、衝撃波構造と渦構造が密接に関連しあい、コード方向に変化していることがわかった。

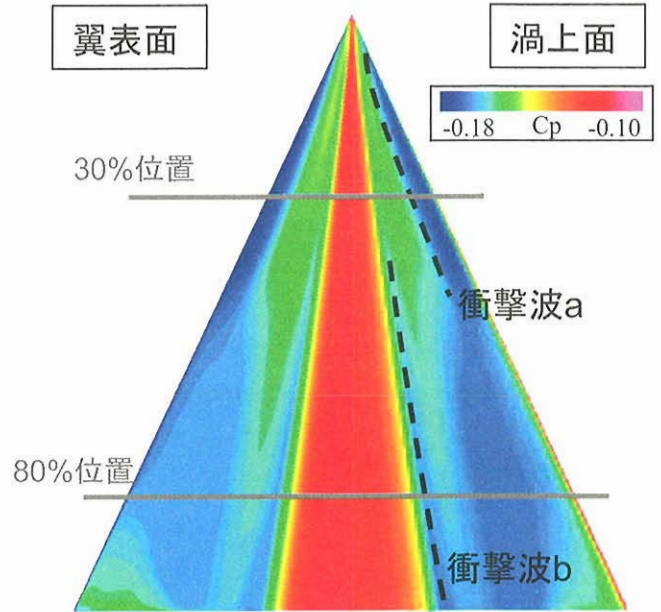


図 16 渦上面の圧力分布及び翼上面の圧力分布

## 5. 結論

コード方向の流れ場変化に着目して、様々な迎角・マッハ数におけるデルタ翼周りの流れについて数値計算により流れ場の考察を行った結果、以下の知見を得た。

- 気流条件によってコード方向に相似なコニカルな流れ場ではない流れ場が生じる領域があることが確認できた。
- コード方向に相似で無い流れ場は、breakdownが生じているもの、翼の対称面付近で主流に垂直な衝撃波が生じているもの、タイプ間の境界でコード方向に2つのタイプが混在しているものの3種類があることがわかった。
- 主流方向の垂直衝撃波が見られるケースでは、渦のbreakdownと垂直衝撃波に密接な関連があることがわかった。
- タイプ間の境界でコード方向に2つのタイプが混在しているケースでは、衝撃波構造と渦構造が密接に関連しあいながらコード方向の流れ場変化を生じていることがわかった。

## 参考文献

- 1) Stanbrook A. and Squire L. C., "Possible types of flow at swept leading edges," *Aeronautical Quarterly*, Vol.15, No. 2, pp 72-82, 1964.
- 2) Miller D. S. and Wood R. M., "Leeside Flows over delta wings at supersonic speeds," *Journal of Aircraft*, Vol. 21, No. 9, pp 680-686, 1984.
- 3) Szodruch J. G. and Peake D. J., "Leeward flow over delta wings at supersonic speeds," NASA-TM, No. 81187, 1980.
- 4) Seshadri S. N. and Narayan K. Y., "Possible types of flow on lee-surface of delta wings at supersonic speeds," *Aeronautical Journal*, No. 5, 185-199, 1988.
- 5) Brodetsky M. D., Krause E., Nikiforov S. B., Pavlov A. A., Kharitonov A. M., and Shevchenko A. M., "Evolution of vortex structures on the leeward side of a delta wing," *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, Vol. 42, No. 2, pp 242-254, 2001.
- 6) Wada Y. and Liou M. S., "A flux splitting scheme with high-resolution and robustness for discontinuities," AIAA paper, 94-0083, 1994.

- 7) Van Leer B., "Toward the ultimate conservative difference scheme. 4," *Journal of Computational Physics*, Vol. 23, pp 276-299, 1977.
- 8) Baldwin B. and Lomax H., "Thin layer Approximation and algebraic model for separated turbulent flows," AIAA paper 78-257, 1978.
- 9) Sarpkaya T., "Effect of the adverse pressure gradient on vortex breakdown," *AIAA Journal*, Vol. 12, No. 5, pp 602-607, 1974.
- 10) Pagan D. and Benay R., "Vortex breakdown induced by an adverse pressure gradient," AIAA paper, 87-2478, 1987.