

デルタ翼における前縁回転・後縁ジェットを
用いた高揚力装置に関する研究

2006

東 大輔

名古屋大学図書



11564195

目次

| | |
|-----------------------|----------|
| 第1章 序論 | 1 |
| 1.1 本研究の背景 | 1 |
| 1.2 本研究の目的 | 5 |
| 1.3 本論文の構成 | 5 |
| | |
| 第2章 翼模型および計算手法 | 7 |
| 2.1 翼模型 | 7 |
| 2.2 計算方法 | 8 |
| 2.2.1 支配方程式 | 8 |
| 2.2.2 数値計算法 | 9 |
| 2.3 実験装置 | 14 |
| 2.3.1 自由傾斜風洞 | 14 |
| 2.3.2 デルタ翼模型 | 16 |
| 2.3.3 ジェットノズル | 17 |
| 2.4 実験条件および実験方法 | 18 |
| 2.4.1 実験条件 | 18 |
| 2.4.2 ジェット吹出し強さ | 19 |
| 2.4.3 圧力計測 | 20 |

| | |
|-------------------------------|-----------|
| 第3章 基準流れ | 21 |
| 3.1 失速状態における流れ場 | 21 |
| 第4章 回転前縁装置 | 27 |
| 4.1 背景 | 27 |
| 4.2 回転前縁装置 | 27 |
| 4.3 計算結果 | 29 |
| 4.3.1 翼前縁を定常回転した場合 | 29 |
| 4.3.2 回転速度を周期変化させた場合 | 42 |
| 4.4 本章のまとめ | 50 |
| 第5章 後縁ジェット装置 | 51 |
| 5.1 背景 | 51 |
| 5.2 翼模型および後縁ジェット吹出し | 53 |
| 5.3 結果と考察 | 55 |
| 5.3.1 基準流れ | 55 |
| 5.3.2 後縁ジェット吹出し向きの検討 | 55 |
| 5.3.3 垂直ジェット吹出し強さの影響 | 65 |
| 5.4 実験データとの比較 | 70 |
| 5.5 本章のまとめ | 72 |
| 第6章 前縁回転/後縁ジェットハイブリッド法 | 73 |
| 6.1 背景 | 73 |
| 6.2 翼模型および前縁回転/後縁ジェットハイブリッド装置 | 74 |
| 6.2.1 高揚力装置 1 (前縁回転装置) | 74 |
| 6.2.2 高揚力装置 2 (後縁ジェット) | 75 |

| | | |
|-------------|-----------|------------|
| 6.3 | 結果と考察 | 77 |
| 6.4 | 本章のまとめ | 86 |
| 第7章 | 結章 | 87 |
| 参考文献 | | 91 |
| 謝辞 | | 100 |
| 研究業績 | | 101 |

第 1 章

序論

1.1 本研究の背景

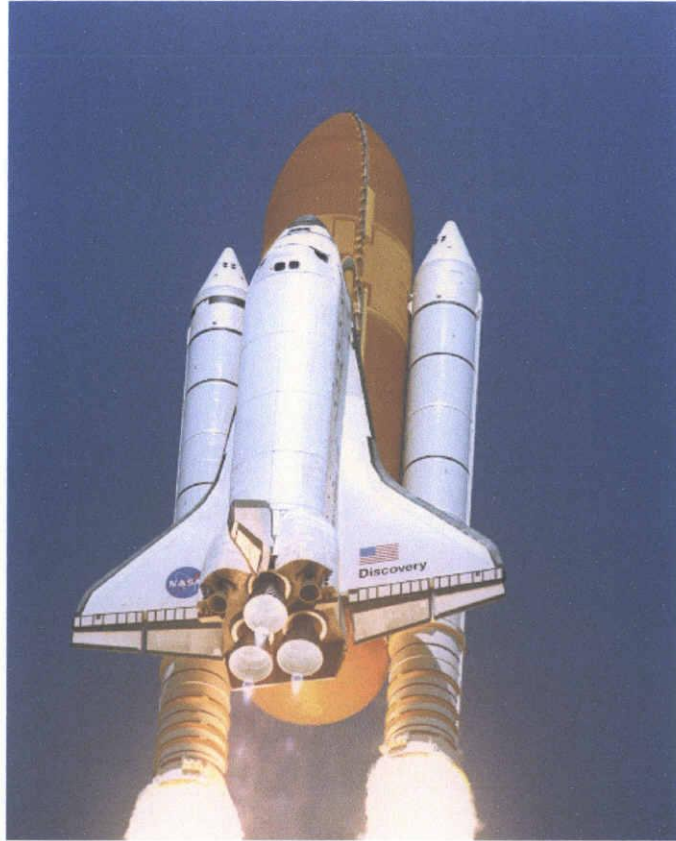
2005 年は 7 月に NASA がテンペル第 1 彗星へ探査機を衝突させるディープ・インパクト計画を成功させ[1], 同月 26 日には日本人宇宙飛行士野口聡一氏を乗せた米国スペースシャトル「ディスカバリー号 (STS-114/国際宇宙ステーション組立再開ミッション)」の打ち上げも成功させた[2]. また日本でも 11 月に宇宙航空研究開発機構の探査機「はやぶさ」が地球と火星の間にある小惑星「イトカワ」への着陸を成功させ[3,4], 惑星間航行の可能性を示すなど国内外で宇宙開発が活気を取り戻しつつある[5-7].

1969 年 7 月 20 日アポロ 11 号による月面着陸を果たした人類は, 1981 年 4 月 12 日に有人宇宙往還機スペースシャトル「コロンビア号」初飛行を成功させ, その後, チャレンジャー, ディスカバリー, アトランティスと計 4 機のオービター打ち上げ, 有人宇宙輸送システムを手に入れた[2]. スペースシャトルは 1990 年に直径 2.4 メートルの反射鏡を持つハッブル宇宙望遠鏡を軌道上に運び, 1998 年からは国際宇宙ステーションの建設にも貢献した. しかし, 非常に残念なことに, 1986 年にチャレンジャーの爆発事故, 2003 年にはコロンビアが大気圏再突入時に左翼前縁部のクラックが原因で空中分

解．乗員 7 名が死亡するという惨事に見舞われ，NASA は機体の安全性を見直すため 2005 年 7 月までミッションの再開を見合わせた．

スペースシャトルの安全性を語る上で重要な案件の一つに帰還時における着陸安全性が挙げられる．スペースシャトルは主翼に厚み比が大きく，後退角が小さい，丸い前縁を有するデルタ翼を採用している．このデルタ翼は一般的な航空機に用いられる矩形翼に比べて高迎角まで失速しにくいことや空力弾性的に剛性が確保しやすいなどの特徴があり，スペースシャトルに限らず超音速で飛行するコンコルドや，高機動性が求められる F-18 や F-22 のような戦闘機の主翼にも用いられている（図 1.1(a)）[8,9]．2001 年まで開発競争されていた J S F (Joint Strike Fighter) でもボーイング社 X-32(図 1.1(b))，ロッキードマーチン社 X-35(図 1.1(c))の双方の機体の主翼にデルタ翼が採用されていた[10]．最終的にはロッキードマーチン社の X-35(現 F-35)が J S F として正式採用される事になったがボーイング社 X-32 もユニークな形状をしていた．さらに，近年ではテロ対策や人間が進入できない空間を調査する用途で期待される M A V (Micro Air Vehicle) [11-14]の主翼としても用いられている．

デルタ翼では高迎角飛行時に，前縁から剥離した流れが翼上面に巻き込まれ，前縁剥離渦が形成される．これにより渦揚力と呼ばれる付加的な非線形揚力が生じる[15]．この前縁剥離渦に関する基礎的な研究が実験，CFD(Computational Fluid Dynamics)の両面から多くの研究者によりなされている[16-30]．Earnshaw らは丸い前縁を有するデルタ翼では 5 度より大きい迎角でないと前縁剥離渦が形成されないことを示し，鋭い前縁を有するデルタ翼に対して Ericsson らはより低い迎角から前縁剥離渦が生じることを示した．また，



(a)



(b)



(c)

図 1.2 デルタ翼を用いた機体の例

Fink らは翼表面圧力分布から負圧のピークの真上に前縁剥離渦渦中心が位置することを調査し、前縁剥離渦と渦揚力の関係を明らかにした。

この前縁剥離渦は迎角の増加とともにその強さを増大する。しかし、翼がある迎角に達すると、翼後縁を通過して下面側から上面側に回り込む流れによる逆圧力勾配により、前縁剥離渦は翼上面で崩壊する。そして、さらに迎角を増すと流れは全面剥離流となり失速状態になる。このとき、翼はもはや十分な揚力を発生できなくなる。

このような高迎角状態での失速は航空機の離着陸時等に起こる可能性があり、航空機の安全性のためにも考慮すべき重要な課題である。これまで、失速迎角付近における空力特性を改善する目的で、前縁剥離渦の位置や強さを制御する研究が数多く行われている。それらの方法は主に以下の 3 つに分類される。第 1 は従来から広く利用されているフラップ等の機械的な装置[31-33]、第 2 は流れ場に直接運動量を付加する吸い込みや吹き出し[34-54]、第 3 は MEMS (Micro- Electro- Mechanical- Systems) と呼ばれるマイクロメカニズムを利用した微小装置である[55,56]、第 1 の機械的な装置に関しては、李家らによって Vortex flap の研究が行われており、広範な揚力係数の範囲において揚抗比が向上することが示されている。第 2 の吸い込み・吹き出しに関しては、Wood らは TLEB (Tangential Leading Edge Blowing) を用いて前縁剥離渦を制御し、有効なローリングモーメントを得ている。また、これは高揚力装置として使用される可能性もある。第 3 の MEMS については、Lee らは MEMS の一つであるマイクロフラップを丸い前縁部に取り付け、剥離せん断層の剥離点を制御している。それにより前縁剥離渦の位置を制御し、wing rock を押さえるのに有効なローリングモーメントを発生し

ている。しかし、これらのいずれの方法においても、揚力増加量は
まだ不十分で、そのメカニズムも不明瞭なため、更なる基礎的な研
究が必要である。

1.2 本研究の目的

以上述べた研究は主に実験的なアプローチによって行われたもの
であるが、近年 CFD (Computational Fluid Dynamics) 技術の進歩
に伴い、CFD からのアプローチも活発化している [57-69]。

本研究の目的は、失速迎角後のデルタ翼の空力特性を改善するこ
とであり、それに対する方法を提案する。具体的には丸い前縁を持
つ後退角 45 度、厚み比 9.1% の比較的厚いデルタ翼の前縁を回転さ
せる前縁回転装置、翼下面後縁からジェットを吹出す後縁ジェット
装置、それら二つを組み合わせたハイブリッド法について、その揚
力増加への効果を CFD により調べる。

1.3 本論文の構成

本論文は以下のような構成になっている。

第 2 章は、本研究で用いた翼模型、計算手法および実験装置につ
いて述べる。

第 3 章は、本研究で用いた翼模型の基本的な流れ場について計算
結果および実験結果を基に述べる。

第 4 章は，揚力制御方法の一つとして提案する回転前縁装置について述べる．これは，翼の前縁部を回転可能な円柱として，回転軸を前縁に沿うように設置したもので，前縁から剥離するせん断層内に渦度を供給することを狙いとした装置である．ここでは，前縁を定常に回転した場合と，回転速度を周期的に変化させた場合について述べる．

第 5 章は，揚力制御装置の一つとして後縁ジェット装置について述べる．これは，翼下面後縁近傍からジェットを吹出し，機体軸 y 軸周りの循環を強めて揚力を増加させる狙いのものである．ここでは，後縁ジェットの吹出し方向，吹出し強さについて述べる．

第 6 章は，上述の回転前縁装置と後縁ジェット装置を組み合わせたハイブリッド装置について述べる．回転前縁装置と後縁ジェット装置では揚力増加のメカニズムが異なるため，それらを同時に利用することで更なる揚力増加を期待するものである．

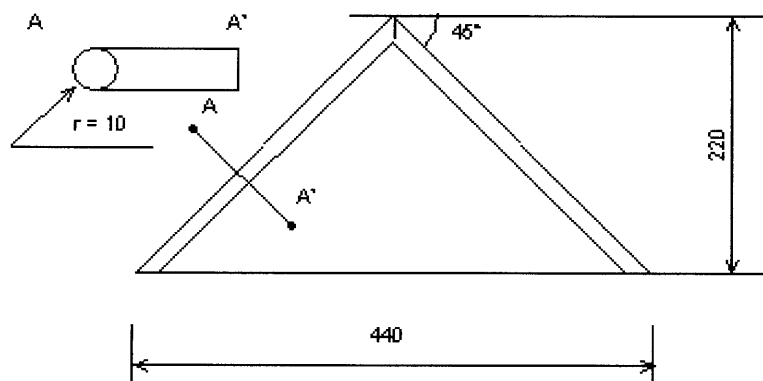
第 7 章は，本博士論文研究をまとめ，結論を述べる．

第 2 章

翼模型および計算手法

2.1 翼模型

本研究で用いた翼模型の概要を第 2.1 図に示す。翼模型は米国スペースシャトルの主翼を模擬し、後退角 45 度、厚み比 9.1% のデルタ翼である。最大翼弦長は 220mm, 最大翼幅は 440mm である [70]。このデルタ翼の前縁は半径 10mm の半円形状である。



(a) 翼模型

図 2.1 デルタ翼模型

2.2 計算方法

2.2.1 支配方程式

本研究で用いた支配方程式は，無次元化された連続の方程式と非圧縮性ナビエ・ストークス方程式である．デカルト座標系(x_k ; $k=1,2,3$)で表されたこれらの方程式を一般座標系(ξ_i ; $i=1,2,3$)に変換して以下の支配方程式を得る．

$$\frac{\partial}{\partial \xi_i}(J^{-1}U_i)=0 \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(J^{-1}u_k)+\frac{\partial}{\partial \xi_i}\left[J^{-1}\left(U_i u_k + \frac{\partial \xi_i}{\partial x_k} p\right)\right]=\frac{1}{\text{Re}} \frac{\partial}{\partial \xi_i}\left(J^{-1} \frac{\partial \xi_i}{\partial x_k} \frac{\partial \xi_j}{\partial x_k} \frac{\partial u_k}{\partial \xi_j}\right) \quad (2.2)$$

ここで， u_k ($k=1,2,3$)と p はそれぞれデカルト座標系での速度成分と圧力， Re はレイノルズ数， U_i は以下の式で表される一般座標系の反変速度成分である．また， J はヤコビアンである．

$$U_i = \frac{\partial \xi_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial \xi_i}{\partial x_j} \quad (2.3)$$

2.2.2 数値計算法

これらの方程式を以下の手順で数値計算する．まず，時間積分は 2 段階法で行う．第 1 段階では慣性項と粘性項を考慮し，速度の第 1 予測値をオイラー陽解法で求める．第 2 段階は圧力勾配を考慮し，新しい時間ステップでの速度を陽的に求める．圧力は，この 2 つの段階の間でポアソン方程式を SOR 法により求める．

第 1 段階

$$\frac{(J^{-1}u_k)^* - (J^{-1}u_k)^n}{\Delta t} = -\frac{\partial}{\partial \xi_i} (J^{-1}U_i u_k)^n + \frac{1}{\text{Re}} \frac{\partial}{\partial \xi_i} \left(J^{-1} \frac{\partial \xi_i}{\partial x_k} \frac{\partial \xi_j}{\partial x_k} \frac{\partial u_k}{\partial \xi_j} \right)^n \quad (2.4)$$

圧力の計算

$$\frac{\partial}{\partial \xi_i} \left(J^{-1} \frac{\partial \xi_i}{\partial x_k} \frac{\partial \xi_j}{\partial x_k} \frac{\partial p}{\partial \xi_j} \right)^n = \frac{\partial}{\partial \xi_i} (J^{-1}U_i)^* \quad (2.5)$$

第 2 段階

$$\frac{(J^{-1}u_k)^{n+1} - (J^{-1}u_k)^*}{\Delta t} = -\frac{\partial}{\partial \xi_i} \left(J^{-1} \frac{\partial \xi_i}{\partial x_k} p \right)^n \quad (2.6)$$

ここで，上付き添え字は時間レベルを表す．

この方法は時間に対して 1 次精度である．しかし，本研究では非定常流れを取り扱うため，時間精度に不安が残る．そこで，上述の方法を変形して，2 段階 Runge-Kutta 法として，時間 2 次精度のス

キームを用いて検証を行った。計算条件は翼根部の翼弦長を基準長としたレイノルズ数を $Re=2.0 \times 10^4$ ，迎角は $\alpha = 20$ 度，横滑り角およびロール角はそれぞれ 0 度とした。その結果，1 次精度の計算結果と 2 次精度の計算結果の間に大きな差異は認められず (2.2 図)，時間刻み幅を十分に小さく取れば時間 1 次精度のスキームでも流れの非定常性は捕らえられると判断した。以上の考察と計算コストの削減を加味して，本計算では，上述した時間積分法を用いた。

空間に関する離散化においては，慣性項を一般座標に拡張した QUICK 法で，粘性項および圧力勾配項は 2 次精度中心差分で近似した [71,72]。

計算条件として，翼根部の翼弦長を基準長としたレイノルズ数を $Re=2.0 \times 10^4$ ，迎角は $\alpha = 20$ 度，横滑り角およびロール角はそれぞれ 0 度とした。この条件では，前縁を回転しない場合には翼は失速状態になる。

高レイノルズ数流れを解析する場合には通常乱流モデルを導入するが，今回の計算条件ではレイノルズ数が比較的小さいことや，どの乱流モデルも厳密に剥離点を求めることは困難で，結果が不正確になる可能性もあるので，本研究では乱流モデルなしの層流計算としている。また，提案した剥離流制御法による流れ場の変化について，層流計算でもその本質を十分捕らえることができると判断した。

計算格子の概要を第 2.3 図に示す。格子は，主流方向に 86 点，翼表面から垂直方向に 51 点，翼を横断する方向に 123 点設けている。第 2 図は翼の左半分（左翼）だけが示されているが，実際の計算は右半分も含めた全翼で行い，流れの非対称性も調べている。計算空間は翼から外側に翼弦長の 10 倍の長さとした。また，境界層の影響を捉えるために，翼表面近傍に格子を集中させ，翼表面から垂直方

向の最小格子幅は 1.0×10^{-3} とした.

計算格子の境界条件は次式のように与えた.

外側境界 :

$$u_1 = 1, \quad u_2 = 0, \quad u_3 = 0, \quad p = 0 \quad (2.7)$$

翼面上 :

$$u_1 = 0, \quad u_2 = 0, \quad u_3 = 0, \quad \frac{\partial p}{\partial \xi_2} = 0 \quad (2.8)$$

速度の境界条件は翼表面ですべりなし, 翼から遠く離れた外側境界で一樣流の条件とした. 圧力の境界条件は境界で法線方向の運動方程式を適用して得られた条件を用いるべきであるが, 本計算は高レイノルズ数の計算であり, 境界層近似との類推から物体表面で垂直勾配 0 の条件を, 外側で一定値 (=0) の条件を用いた.

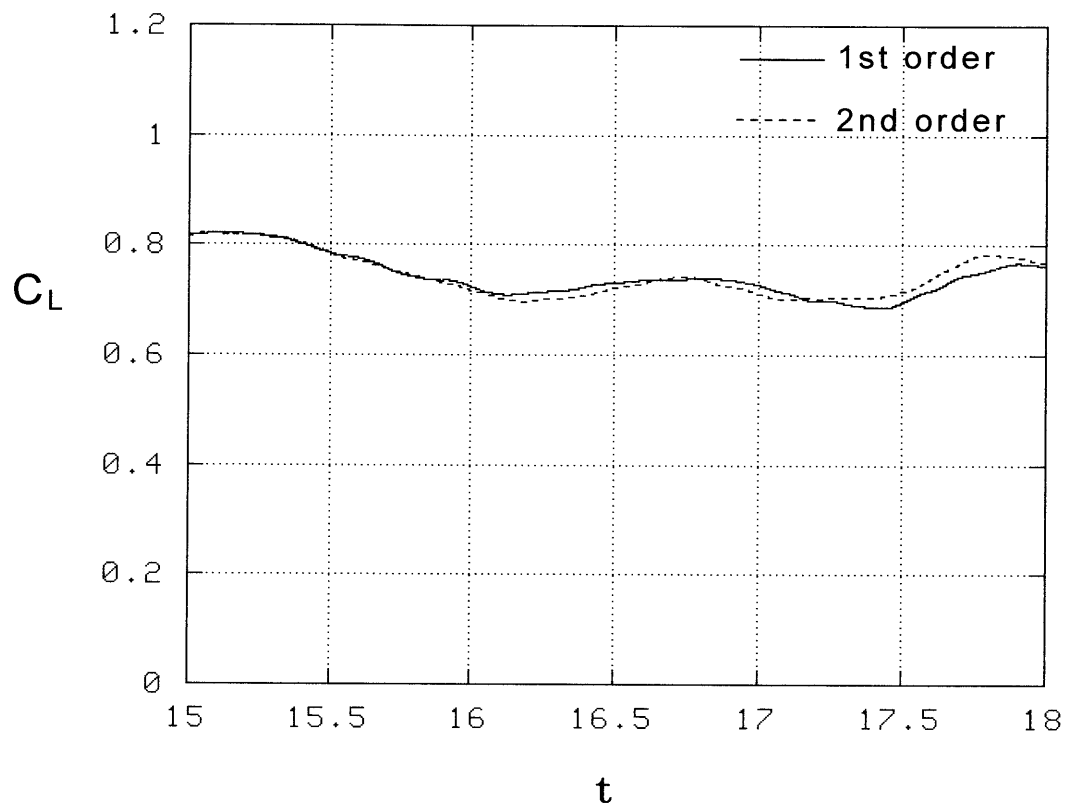


圖 2.2 揚力係數時間履歷 (時間精度比較)

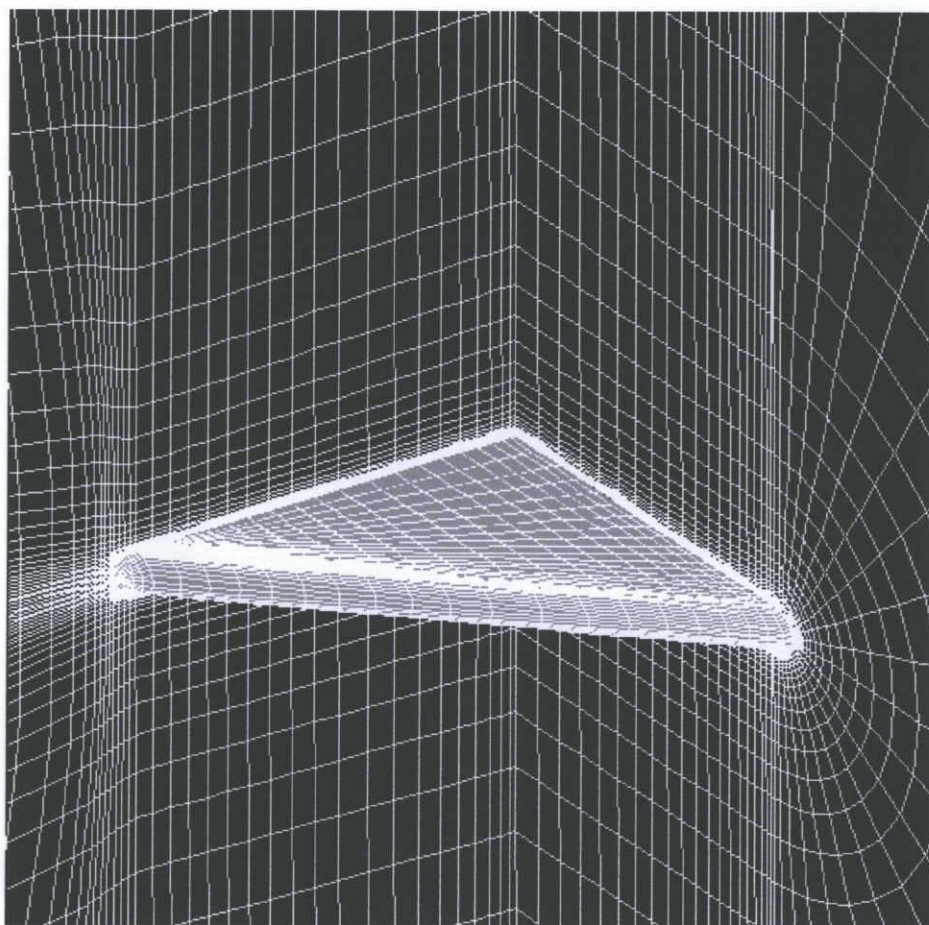


图 2.3 计算格子（左翼）

2.3 実験装置

風洞は名古屋大学航空宇宙工学専攻の自由傾斜風洞(2.4 図)を用いた。翼面の圧力は、翼上面に設けた圧力孔からシリコンチューブを通して圧力変換機(COSMO DIGITAL MANOMETER DM-3500:2.5 図)に導き、この圧力変換機の出力を A/D 変換ボード(AD12-16AT)を介して、パーソナルコンピュータ(PC9821-Xs)に取り込むことで取得している。

2.3.1 自由傾斜風洞

本実験で使用した自由傾斜風洞の各仕様ならびにその全体図を以下に示す。

| | |
|--------|---|
| 吹出し口寸法 | : 対辺 1940mm (正八角形) |
| 風速 | : 0.5 ~ 15m/s (補助電動機使用) 5 ~ 35m/s (主電動機使用) |
| 風向変更角度 | : -15° ~ 95° |
| 電動機出力 | : 30kW (補助電動機) : 220kW (主電動機) |



图 2.4 自由傾斜風洞



图 2.5 压力变换機

2.3.2 デルタ翼模型

本実験で用いた翼模型の概略図を図 2.6 に示す. CFD に用いる翼模型と形状を合わせてある. デルタ翼面上の圧力孔総数は 33 点である.

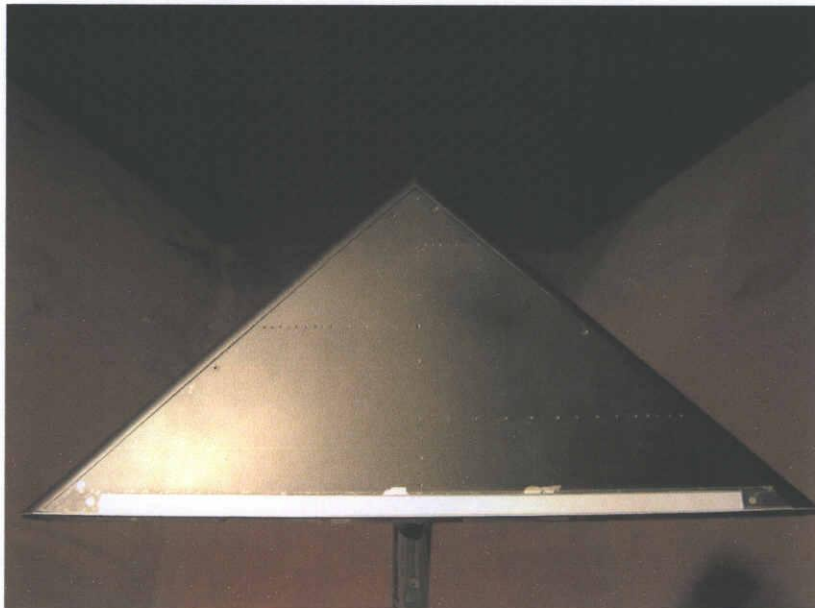


図 2.6 デルタ翼模型

2.3.3 ジェットノズル

ジェットノズルは翼下面側の後縁近傍に設置され，翼弦に対して垂直下向きにジェットを吹き出す．ジェット吹出し口の寸法は翼幅方向に 300 [mm]，翼弦方向に 1 [mm]である（図 2.7）．



図 2.7 ジェットノズル

2.4 実験条件および実験方法

2.4.1 実験条件

本実験は CFD との比較を行うため，デルタ翼模型の幾何学的形状（後退角 45 度，厚み比 9.1%，前縁は半径 10 [mm]の半円形状，最大翼弦長は 220 [mm]，最大翼幅は 440 [mm]）および，一様流速 V_{∞} ，レイノルズ数 Re ，後縁ジェットの出出し強さを表す無次元吹出し係数 C_{μ} の各値を CFD と合わせている．それぞれの値は次に示すとおりである．

1. 一様流速 V_{∞} : 2.0 [m/s]
2. レイノルズ数 Re : 3.1×10^4
3. 無次元吹出し係数 C_{μ} : 0.045

ただし，ジェットノズルの翼幅方向長さとは翼弦方向長さは翼模型の内部構造の制約上からその値が異なる．CFD では翼幅方向に 380 [mm]，翼弦方向に 10 [mm]である．

2.4.2 ジェット吹出し強さ

後縁ジェットの吹出し強さは、単位時間あたりにジェットノズルから吹出される運動量を一様動圧に翼面積を乗じた値で無次元化した無次元吹出し係数で評価する。以下にその定義式を示す。なお、本実験では無次元吹出し係数は上述のように CFD と合わせており $C_{\mu} = 0.045$ である。

$$C_{\mu} = \frac{\int_{slit} \rho V_{jet} \vec{V}_{jet} \cdot d\vec{A}}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S_{wing}} \quad (2.9)$$

V_{∞} 一様流速度

V_{jet} ジェット出口速度

S_{wing} 翼面積

ρ 密度

2.4.3 圧力計測

デルタ翼面上には図 2.8 に示すような圧力孔が開けられている。この圧力孔はシリコンチューブを通して外部の圧力変換機(COSMO DIGITAL MANOMETER DM-3500)に導かれる。そして、この圧力変換機の出力は A/D 変換ボード(AD12-16AT)を介して、パーソナルコンピュータにデータを取り込まれる。得られるデータは十分大きな時間で平均化を行っている。



図 2.8 圧力孔配置

第 3 章

基準流れ

3.1 失速状態における流れ場

本研究の目的は失速状態（全剥離）にあるデルタ翼の揚力を回復させることである。そこで、基準となる失速状態の流れ場を得るために、前縁を回転させないデルタ翼周りの流れ場をレイノルズ数 $Re = 2.0 \times 10^4$ 、迎角 $\alpha = 20$ 度の条件で計算した。また、失速前の流れ場と比較するために迎角 10 度での計算も行った。なお迎角 20 度に対しては、計算精度の検証のために名古屋大学航空宇宙工学専攻の自由傾斜風洞を用いて翼表面圧力分布データを取得した。風洞試験には計算と同形状の翼模型を用い、最大翼弦長 220mm を基準長としたレイノルズ数を $Re = 3.2 \times 10^4$ とした。

第 3.1 図(a)は $x/C = 0.5$ の断面における無次元化した渦度の分布である（ただし、この図は翼の後縁側から見ている）。図中赤い部分は正の渦度（後縁から見て時計方向）を、青い部分は負の渦度を示している。失速前の迎角 10 度では、前縁から伸びる剥離せん断層が翼上面で巻き込むことで一対の前縁剥離渦を形成している。

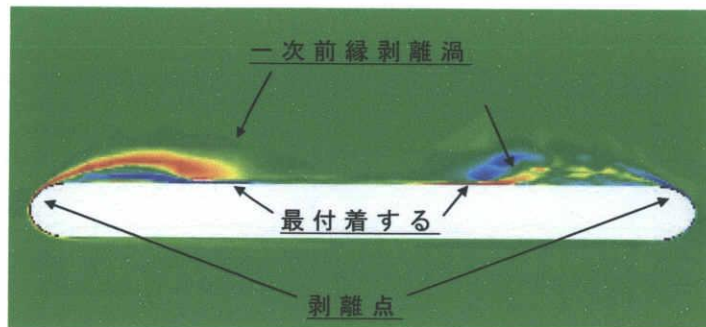
一方、失速後の迎角 20 度（第 3.1 図(b)）では前縁付近の剥離せん断層が翼表面から遠ざかる方向に伸びている。これにより、形成される縦渦の断面スケールが増大し、渦が拡散している。このよう

に，低迎角時に翼上面に存在した前縁剥離渦は，高迎角時の後縁からの強い流れの回り込みにより，翼上面で縦渦が崩壊し，剥離せん断層の巻き込みが起こらない。

第 3.2 図(a),(b)は $x/C=0.5$ 断面の翼表面圧力分布である．迎角 10 度では $y/B = -0.3$ (y はスパン方向の座標で， $y=0$ は対称線上， $y>0$ は右翼である) および $y/B = 0.3$ 付近の上面に前縁剥離渦の渦揚力による負圧のピークが現われる．迎角 20 度では明確な負圧のピークは存在しない．また，CFD 結果は風洞試験結果と比較すると良い一致を示している。

第 3.3 図(a),(b)の翼表面圧力分布でも失速前と失速後では様子が大きく異なる．図中の青い部分が圧力の低い領域を表している．迎角 10 度では翼中央に流れの再付着に伴う圧力の高い領域（比較的緑の三角形の部分）があるのに対し，迎角 20 度では翼表面の圧力分布はほぼ一様で，流れは全剥離して翼は失速状態にある。

第 3.4 図(a),(b)の翼表面速度ベクトル分布から，失速前の迎角 10 度では翼中央に流れが再付着して下流方向に速い流れの存在する領域がはっきりと見られる．一方，失速後の迎角 20 度では頂点付近に流れの回り込みによる後縁側への流れがみられるもののほぼ全域で逆流が見られ，全剥離の状態である。



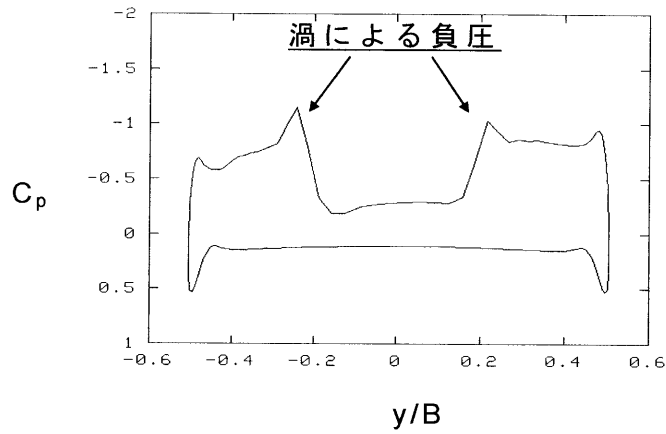
(a) 失速前 (迎角 10 度)



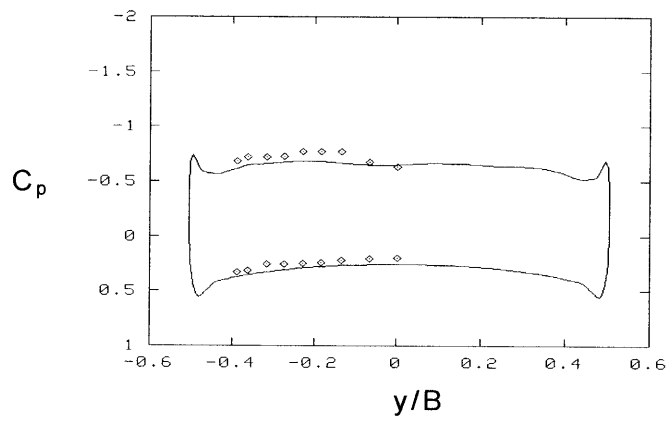
(b) 失速後 (迎角 20 度)



図 3.1 渦度分布 ($x/C=0.5$)



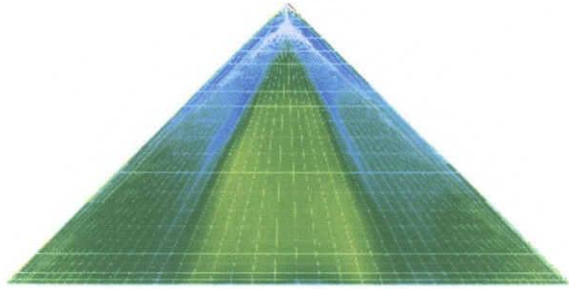
(a) 失速前 (迎角 10 度)



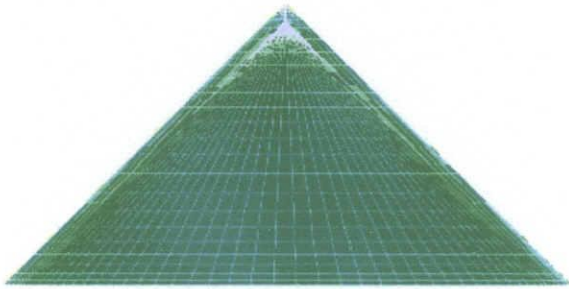
(b) 失速後 (迎角 20 度)

図 3.2 翼表面圧力分布図

— : CFD 結果, \diamond : 実験結果



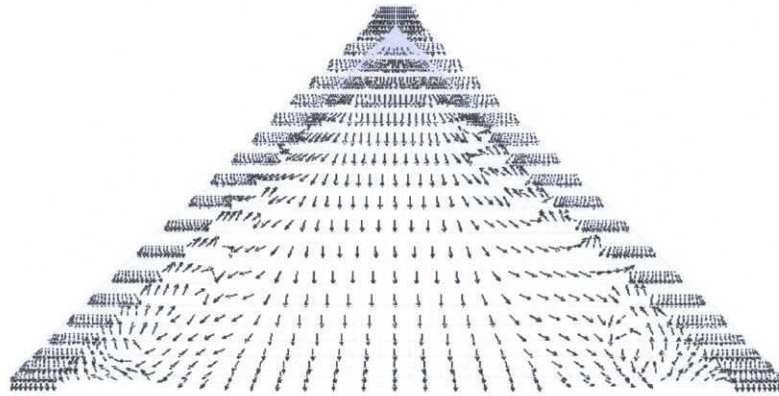
(a) 失速前 (迎角 20 度)



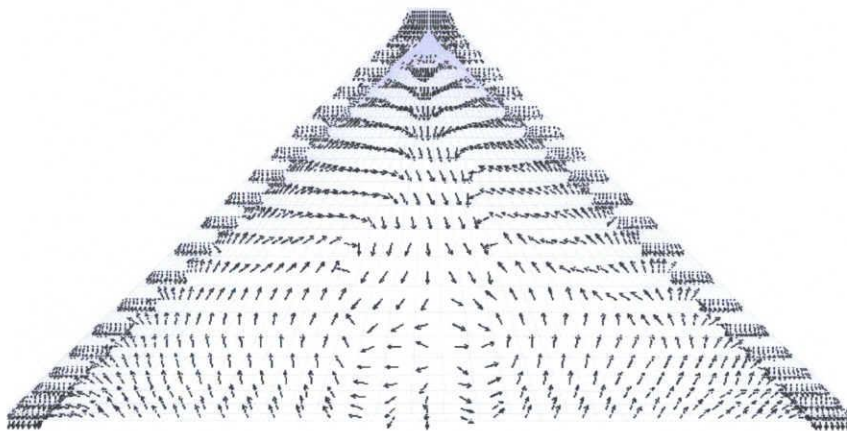
(b) 失速後 (迎角 20 度)



图 3.3 翼表面压力分布



(a) 失速前 (迎角 10 度)



(b) 失速後 (迎角 20 度)

図 3.4 翼表面速度ベクトル分布

第 4 章

回転前縁装置

4.1 背景

高迎角状態での失速は航空機の離着陸時等に起こる可能性があり、航空機の安全性のためにも考慮すべき重要な課題である。本研究の目的は、失速迎角後のデルタ翼の空力特性を改善することであり、それに対するひとつの方法を提案する。具体的には丸い前縁を持つ後退角 45 度、厚み比 9.1% の比較的厚いデルタ翼の前縁を回転させ、その揚力増加への効果を CFD により調べる。

4.2 回転前縁装置

本研究で用いた翼模型および回転前縁の概要を 4.1 図に示す。翼模型は米国スペースシャトルの主翼を模擬し、後退角 45 度、厚み比 9.1% のデルタ翼である。最大翼弦長は 220mm、最大翼幅は 440mm である¹⁰⁾。このデルタ翼の前縁は半径 10mm の半円形状であり、本研究ではその前縁部を回転させることにより剥離流れの制御を試みる。具体的には、翼の前縁部を回転可能な円柱として、回転軸を前縁に沿うように設置する。その回転軸上の $x/C = 0.25$ から $x/C = 0.9$ までの範囲で前縁を回転させる。ただし、 x は翼の対称軸

に沿う座標系で、 $x/C=0$ は頂点、 $x/C=1$ は後縁である。また、円柱表面は流体との滑り無しの条件としている。

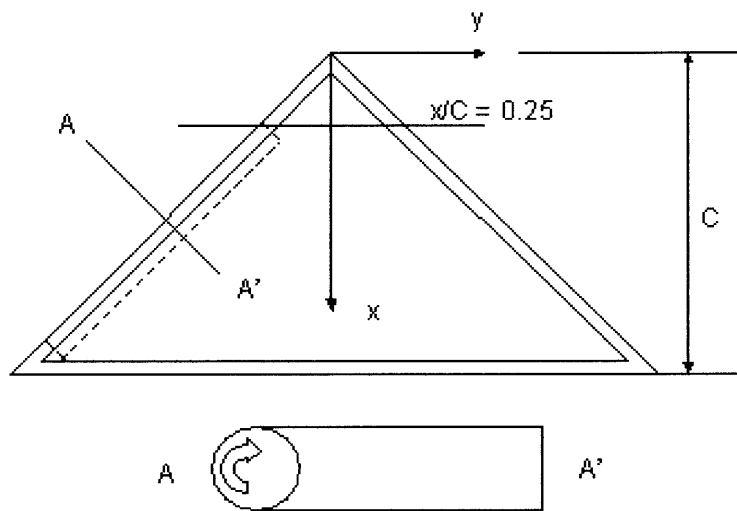


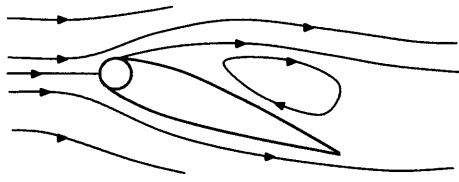
図 4.1 回転前縁装置

4.3 計算結果

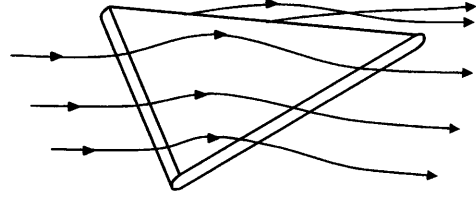
4.3.1 翼前縁を定常回転した場合

剥離流れを制御する方法は多数報告されている[73-86]. Modi[87]は失速状態にある2次元翼の前縁部に取り付けた円筒を翼下面側から上面側へ回転させることで、前縁から剥離するせん断層を翼上面に引き付けている(4.2図(a)). また、その円筒を一様流の4倍のスピードで回転させることで翼上面の剥離を完全に無くし、失速直後の翼に対して約60%の揚力増加を得ている。これに伴って失速迎角が増大し、最大揚力においては約130%の揚力増加が得られている。

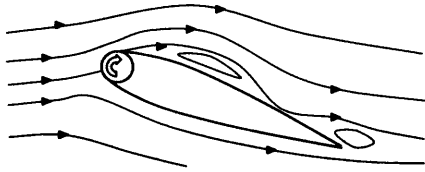
そこで、本研究では、3次元翼であるデルタ翼の前縁を翼下面側から上面側へ向かって回転させ、前縁から剥れる流れを翼上面に引き付けて翼上面の流れを迎角の低い状態にする効果をねらう。デルタ翼上面の流れ場は4.2図(b)のように3つに分類できるので、(i)全剥離の状態から高揚力を得るためには、翼上面の流れを(ii)前縁剥離渦の存在する状態か(iii)全付着の状態にすればよい。しかし、(iii)の全付着の状態にするには、Modiらのように前縁を一様流の4倍で回転させる必要があるかもしれない。これは、実機において非現実的な値であるため、ここでは(ii)前縁剥離渦のある状態をねらいとして、回転速度 V_r を一様流と同じ速度 $V_r = U_\infty$ として一定回転させた。また、回転速度は三角関数を用いて滑らかに加速し、 $t=0.5$ で定常速度に至る。



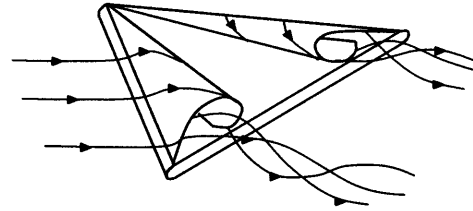
(i) $V_0/U_\infty = 0$



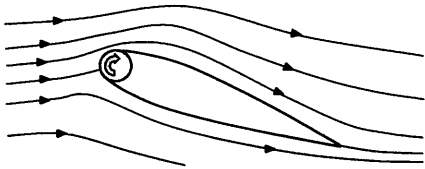
(i) 全剥離



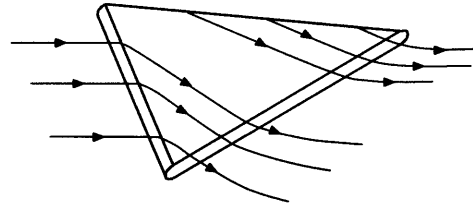
(ii) $V_0/U_\infty = 1$



(ii) 前縁剥離渦のある状態



(iii) $V_0/U_\infty = 4$



(iii) 全付着

(a) Modi らによる剥離流制御

(b) デルタ翼上面の流れ

図 4.2 回転前縁装置のねらい

そのときの揚力の時間履歴を第 4.3 図に示す。縦軸は揚力係数，横軸は一様流速度と翼弦長を用いて無次元化した無次元時間である（基準流れ場を発達させるために，計算は $t=-15.0$ から行い，回転開始時刻を $t=0$ とした）。揚力係数は以下の式により計算された。

$$C_L = \int_0^1 \oint C_p \vec{n} \cdot \vec{l} ds dx \frac{1}{\int_0^1 b(x) dx} \quad (4.1)$$

ここで， \vec{n} は翼表面局所単位垂直ベクトル， \vec{l} は揚力方向単位ベクトルである。また， s および $b(x)$ は， x 断面における翼表面周囲長さおよびその断面での翼幅を表す。図中の実線は前縁を回転しない基準流れ場における揚力係数の時間履歴，点線は前縁を定常回転させた場合のものである。回転初期 ($0 < t < 4$) では，回転したことにより大幅な揚力増加，具体的には，回転させない場合の揚力の平均値 $C_L = 0.74$ ($0 \leq t \leq 10$ の平均値) に対して $C_L = 0.97$ ($2 \leq t \leq 4$ の平均値) と，約 30% 増加した。

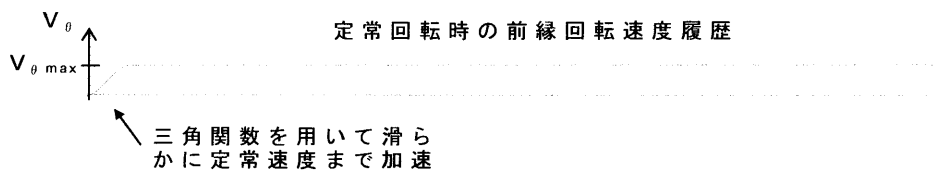
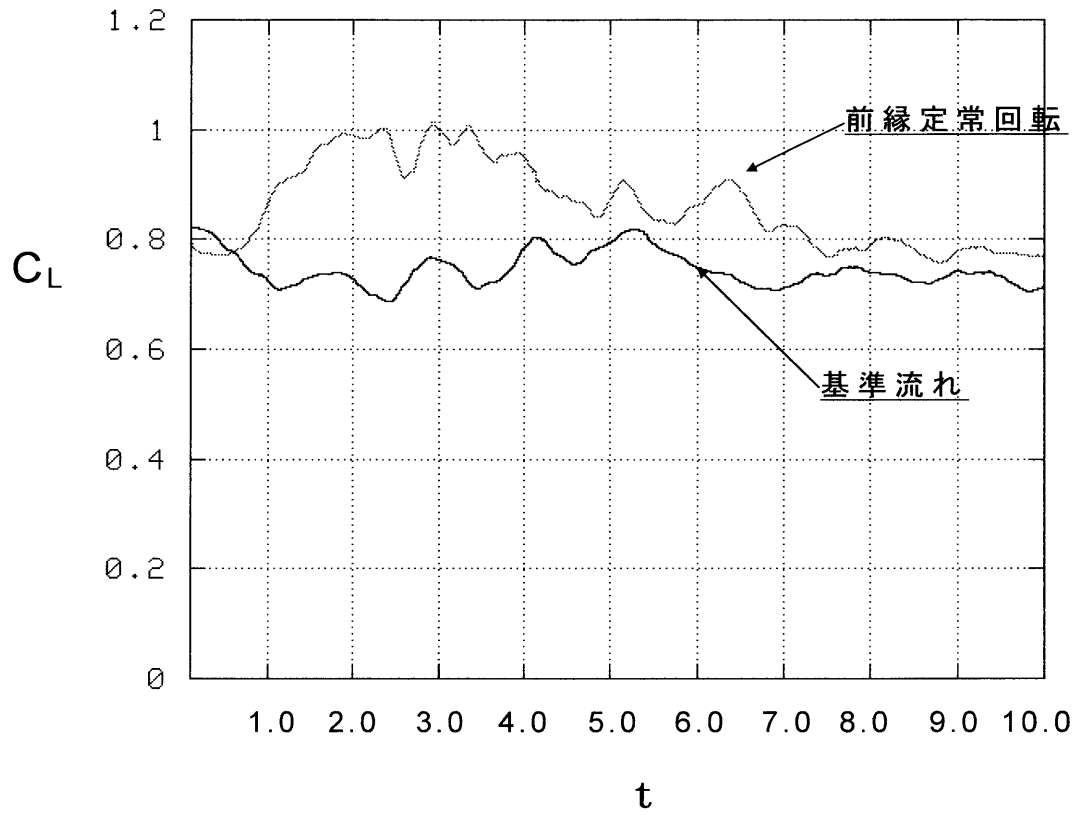


図 4.3 揚力係数時間履歴（定常回転）

揚力増加に関係する流れのメカニズムを詳しく調べるために、時間を追って流れ場を見ていく。4.4 図は回転を与えた直後の $x/C=0.5$ の断面における渦度分布、4.5 図は翼表面 C_p 分布、4.6 図は翼上面圧力分布の時間変化である。 $t=0.5$ の渦度分布を見ると、前縁から剥離した直後の剥離せん断層が翼上面に強く引き付けられ、迎角を下げる効果が得られているのがわかる。これにより、形成される前縁剥離渦の断面スケールが減少し、せん断層の巻き込みが起こり易くなる。さらに時間が経つと、引き付けられた剥離せん断層が翼上面で巻き込みながら一対の前縁剥離渦を形成し、その強さを増しながら翼中央部へ移動していく。 $t=1.5$ では、この一次渦に誘起された二次の剥離渦が一次渦の下方やや前縁よりに発生している。また、二次剥離渦よりもさらに前縁側に一次剥離渦と同じ方向の渦度をもった別の渦が現われている。

4.6 図の翼上面圧力分布の時間変化では色が青い部分は圧力が低い領域である。 $t=0.5, 0.8, 1.0$ と時間が経つにつれて、剥離せん断層が翼上面に引き付けられ、その結果生じた前縁剥離渦が翼後縁側へ流れとともに移流する。 $t=1.5$ では、圧力の高い三角形形状の領域が後縁の中心付近に閉じ込められたように生じている。 $t=2.0$ では、翼頂点付近から新たに青い負圧領域が広がっている。これは、先に形成された前縁剥離渦が後縁側へ流されることで、後縁から逆流する流れを阻止し、頂点付近から新たな前縁剥離渦が形成されたためである。

このように、前縁を回転すると迎角を下げる効果が得られて翼上面に前縁剥離渦を形成でき、その渦揚力により高揚力を得ることができた。しかし、残念なことに回転をそのまま続けると、流れ場の様子が一変する。4.3 図でさらに長く時間を追ってみると ($4 < t < 10$)、

回転開始直後 ($0 < t < 4$) に一度大幅に増加した揚力は、時間とともに次第に減少し、前縁を回転しない場合と同程度の値に近付いていく。

4.7-9 図に示した諸量の分布からも、時間とともに前縁剥離渦が弱まる様子が分かる。この理由は、4.10 図に示したように、前縁を回り込む流れと同じ方向に前縁の回転を与えたために、前縁壁面と流れの間の相対速度が減少し、前縁近傍および剥離せん断層内の渦度が弱くなったためである。この断面における前縁の頂点から垂直に 4.4mm 離れた点（同断面の境界層厚さの約 3 倍）を点 R とし、そこでの前縁を回り込む流れの速度を V_R とすると（下面側から上面側へ回り込む流れを正とする）、 V_R と前縁回転速度（壁面速度） V_θ の相対速度 RV は以下の式で表される。

$$RV = V_R - V_\theta \quad (4.2)$$

この RV は、回転なしの場合 $RV_{NR} = 1.125 [m/s]$ であるが、定常回転の場合は $RV_{SR} = -0.330 [m/s]$ であり、剥離渦を生成する向きの渦度は生じない。このように前縁近傍からの渦度の供給がない弱い剥離せん断層は、翼上面で巻き込むことなく後流方向へ流れ去り、翼は全面剥離した状態となる。

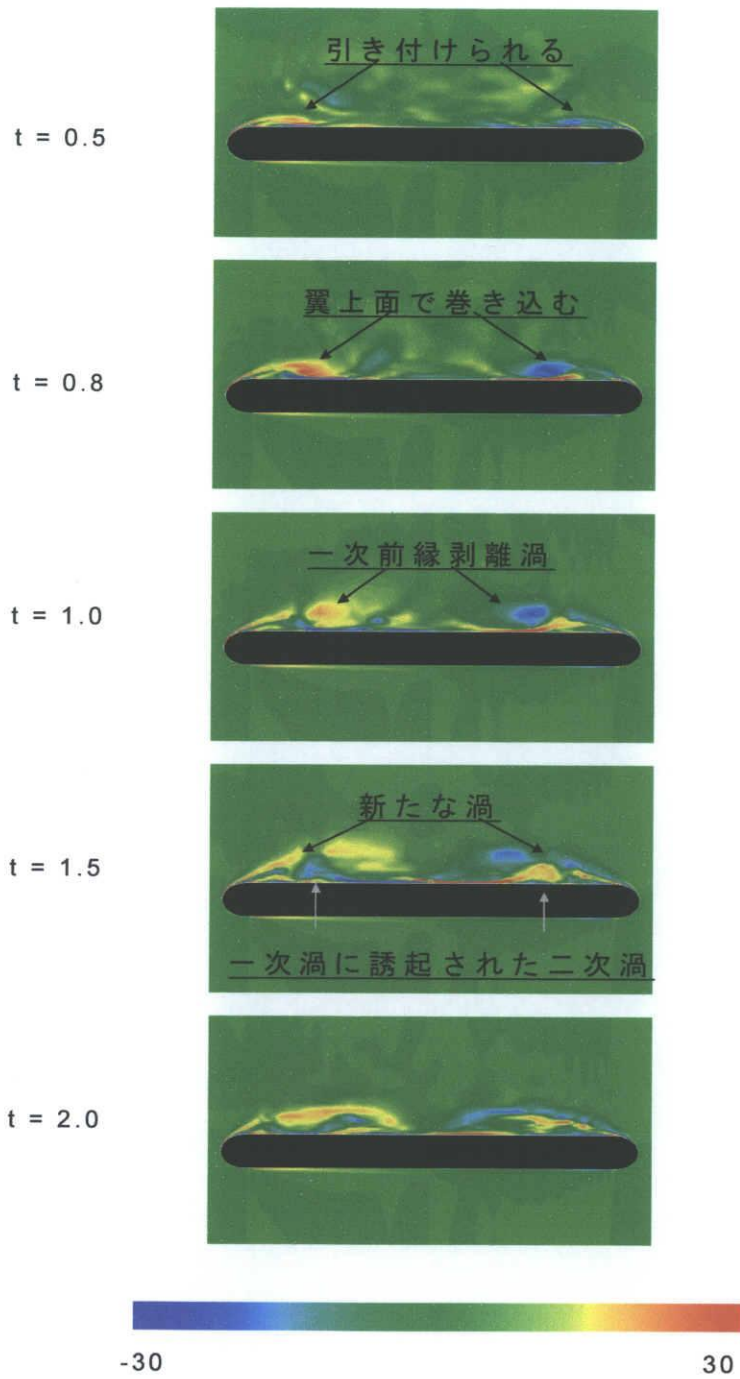


図 4.4 渦度分布 ($x/C=0.5$)

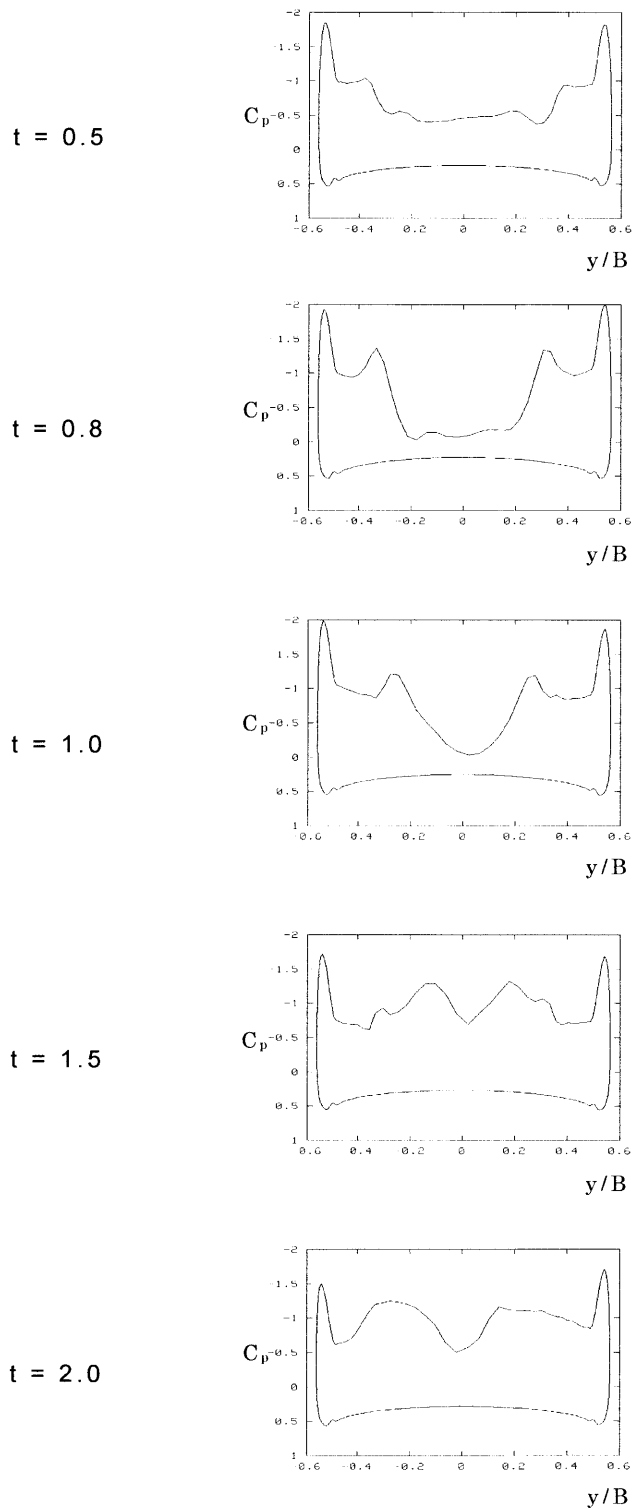


图 4.5 翼表面压力分布 ($x/C=0.5$)

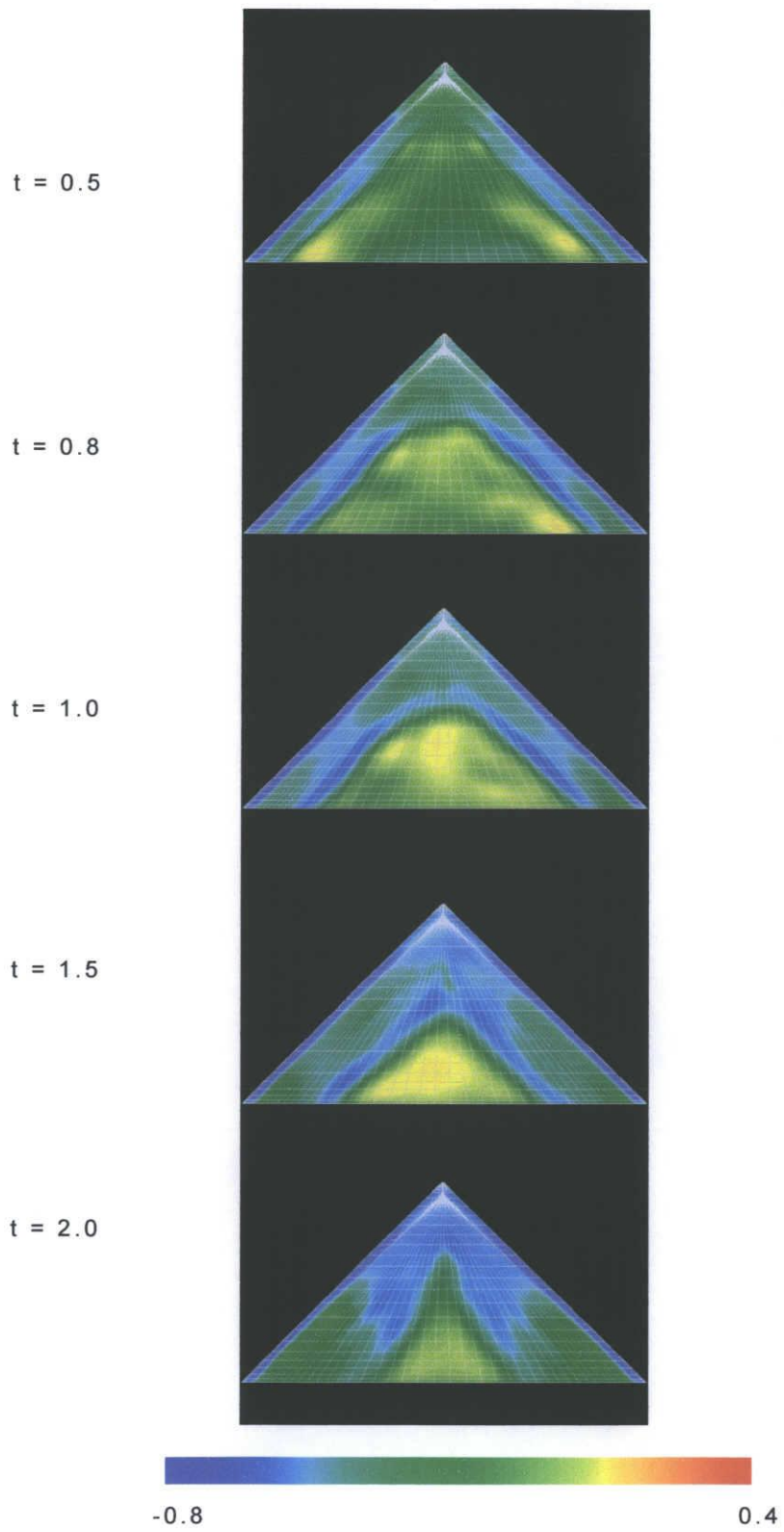


图 4.6 翼表面压力分布

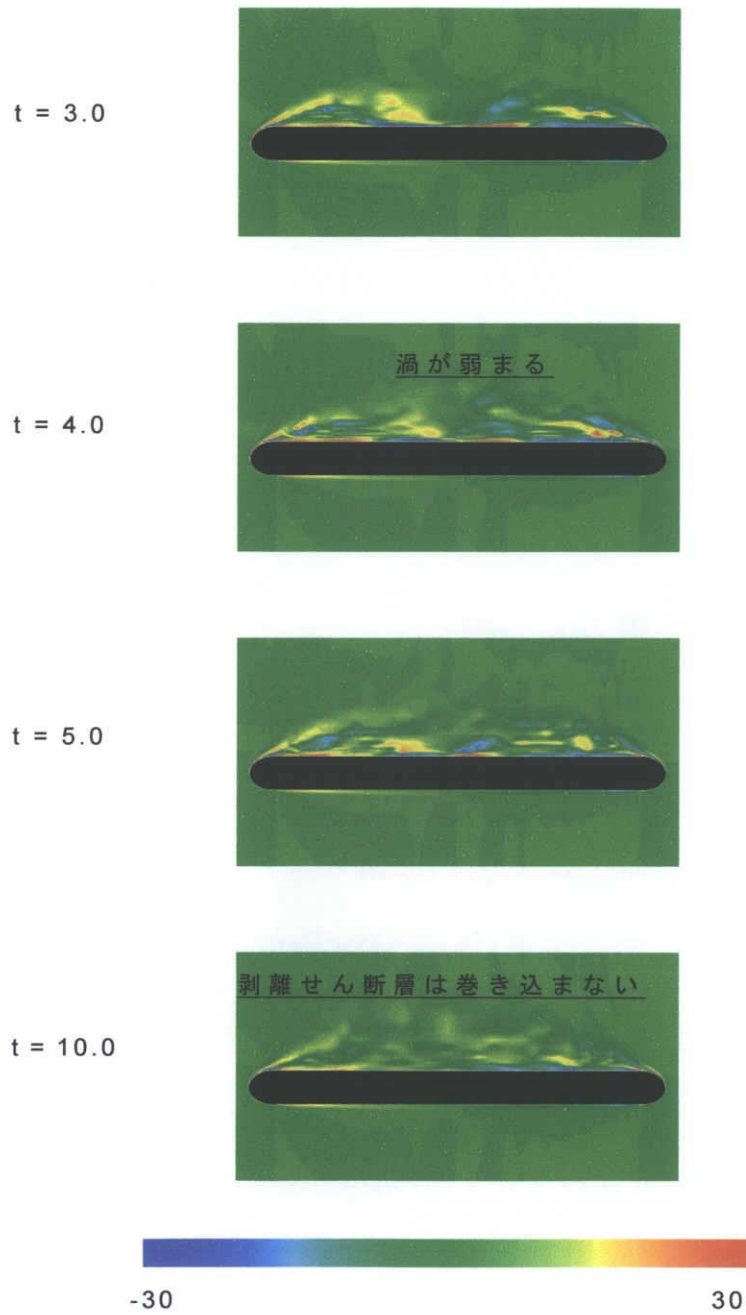


図 4.7 渦度分布 ($x/C=0.5$)

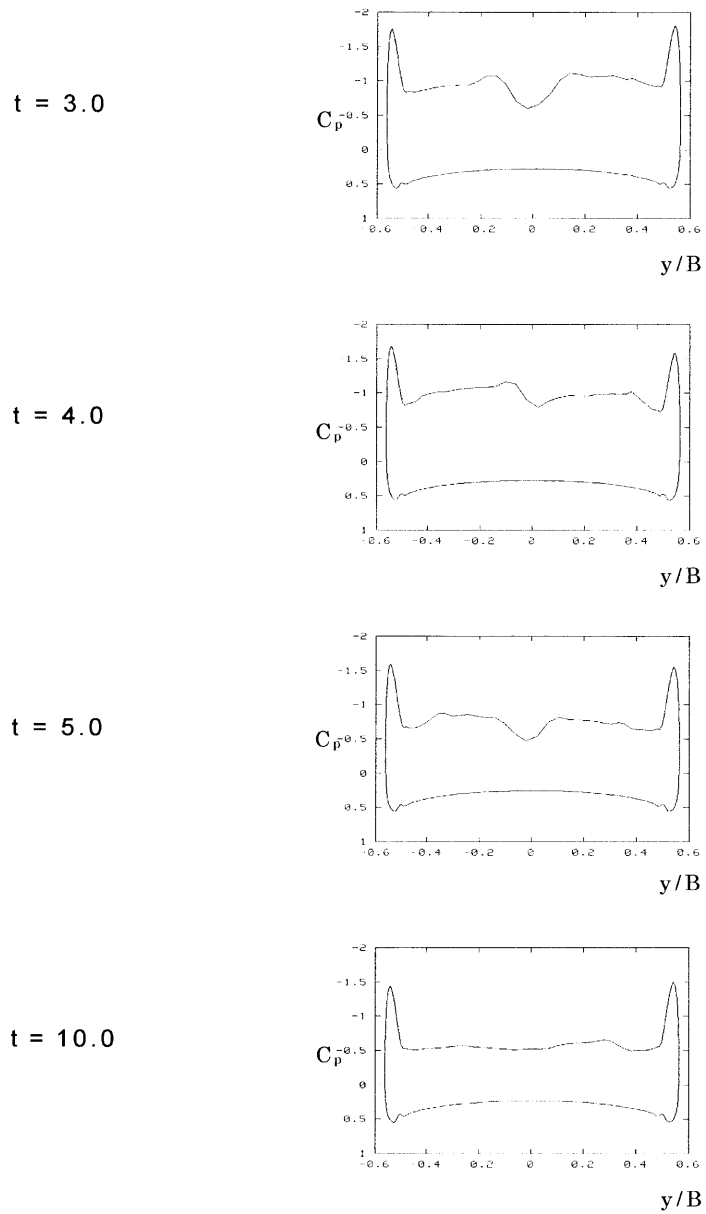


图 4.8 翼表面压力分布 ($x/C=0.5$)

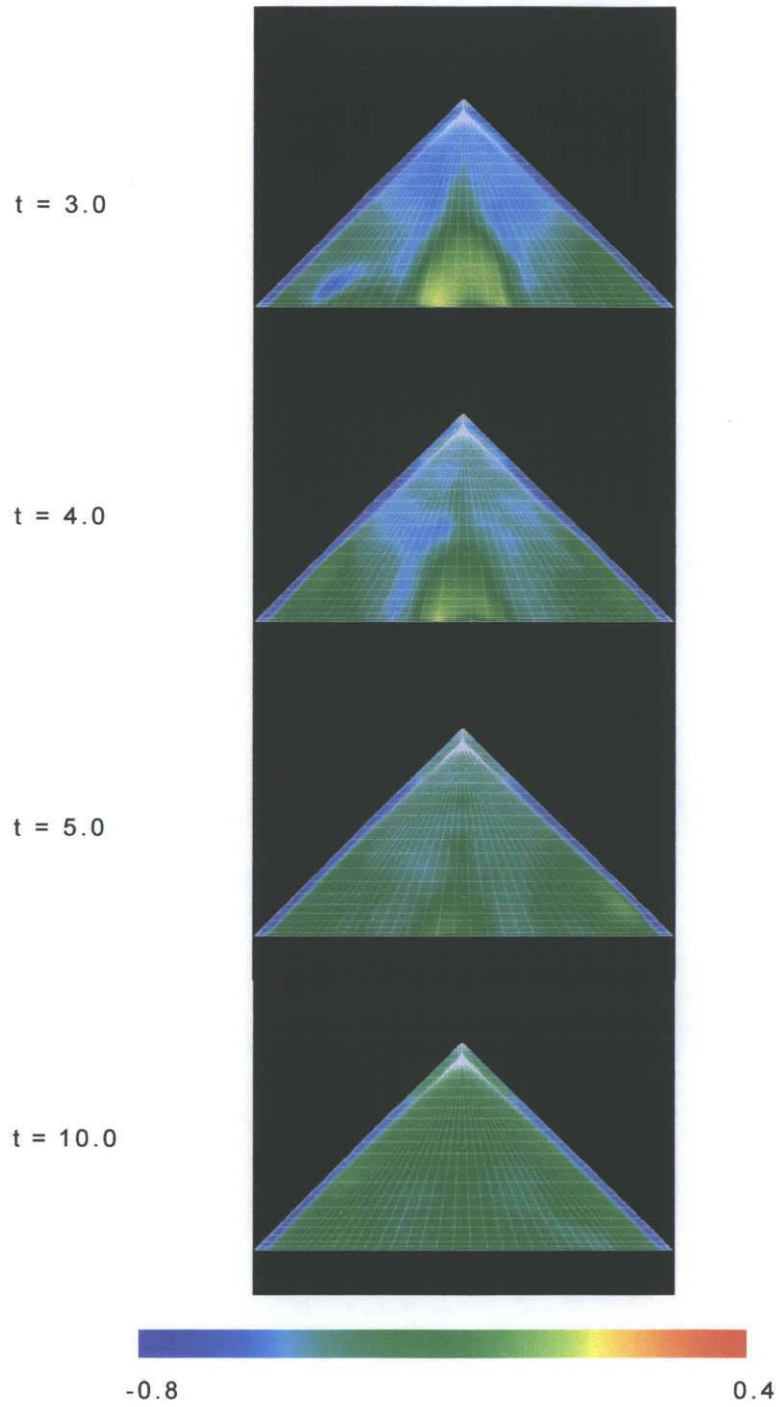


图 4.9 翼表面压力分布

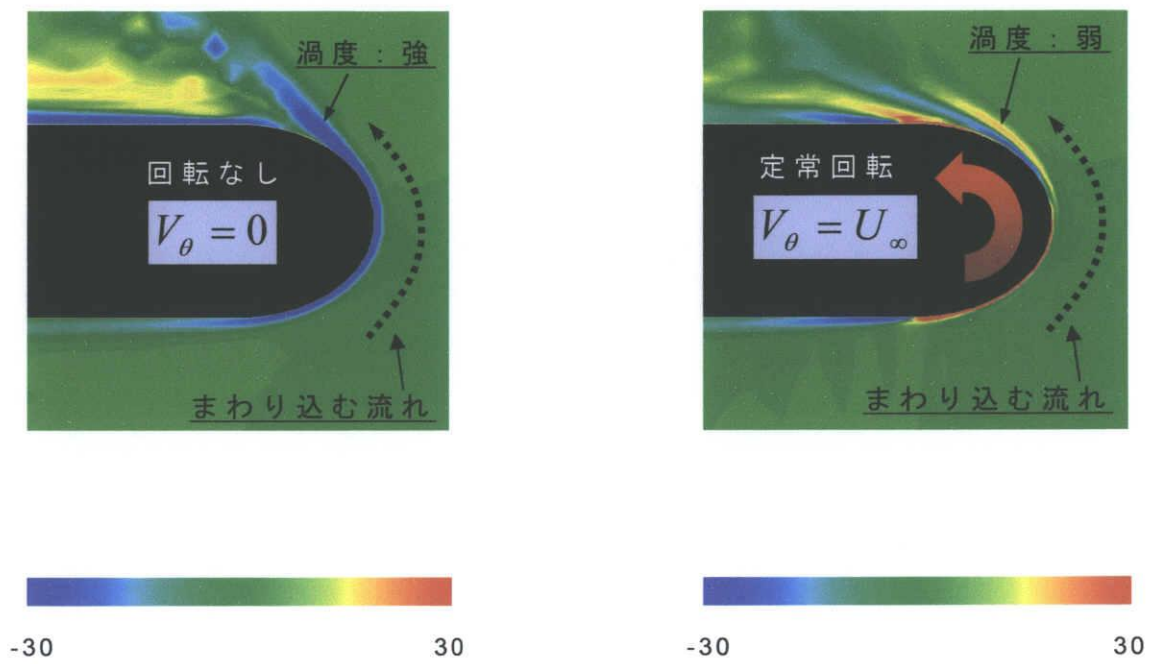


図 4.10 前縁近傍渦度分布 ($x/C=0.5$)

4.3.2 回転速度を周期変化させた場合

以上の考察から，前縁剥離渦の形成には，前縁から剥離するせん断層を翼上面に近づけること（低迎角効果）だけでなく，前縁境界層内の渦度の強さも重要な要素であることが明らかになった．そこで，ストークス第二問題[88]のように，前縁近傍の流れ場に加減速を与え，前縁境界層内に周期的に渦度を生成することを考えた．つまり，前縁の回転速度は一定ではなく，以下に示す周期関数で与えた．

$$V_{\theta}(t') = 0.5 V_{\theta_{\max}} \cdot \cos\left(2\pi \frac{U_{\infty}}{C} t' + \pi\right) + 0.5 V_{\theta_{\max}} \quad (4.2)$$

ここでは，回転方向は一定とし，その回転速度を 0 から一様流速度まで周期的に変化させた．本研究では，その周期は，流れの特性時間を基準とした無次元回転周波数 $\eta_r = C/U_{\infty} t'$ が 1 になるように設定した．おおよその目安として，一様流が翼頂点から後縁まで到達する間に，前縁の回転速度は一周分の変化を行う．

4.11 図に， $x/C=0.5$ 断面における前縁近傍渦度分布の時間変化を無次元時間 $t=10.0$ から前縁回転速度変化の一周分示す（前縁回転速度変化の様子を右下に併せて示す）．前縁回転速度が増加するに従い，前縁境界層内および剥離せん断層内の渦度が弱くなる．前縁回転速度が最大値である一様流速度に達すると（4.11 図(c)），前縁近傍で負の渦度の領域が極端に減少している（前縁付近で青い領域が減少）．これは，定常回転の場合と同様に，前縁の回転方向と前縁を回り込む流れの向きが同方向であるためで，前縁壁面と流れ場の速

度差が減少するためである。その後、前縁の回転速度が減少すると、次第に前縁近傍で負の渦度の領域が増大し、それに伴って剥離せん断層内でも負の渦度の領域が拡大する。以上のパターンが周期的に繰り返され、前縁近傍に前縁はく離渦を形成する向きの渦度が周期的に生成される。負の渦度を持った剥離せん断層は、ビオサバールの法則に従って翼上面方向へ巻き込まれ、かつ、ケルビン・ヘルムホルツの不安定による渦の **roll-up** を伴いながら、周期的に前縁剥離渦を形成する。

4.12 図は $x/C=0.5$ 断面における渦度分布、4.13 図は翼表面圧力分布、4.14 図は翼上面圧力分布である。4.12 図を見ると、 $t=10.0$ で翼上面に存在する強い剥離渦が $t=10.3$ では、その強さを多少強めながら翼中央に移動する。 $t=10.5$ では、強い一次剥離渦に誘起された翼表面の逆向きの渦度が巻き上がり、二次の剥離渦が一次渦の下方に形成される。 $t=10.8$ では、一次の剥離渦はその強さを弱めるが、このとき前縁側に一次渦と同じ向きの新しい渦が発生する。 $t=11.0$ では、この新しい渦が成長しながら翼中央へ移動し、強い一次の剥離渦となり、前縁の静止した $t=10.0$ の流れ場と良く似た状態に戻る。

この新しい渦がどのように形成されるのかを第 4.14 図の翼上面圧力分布から考察する。 $t=10.0$ で存在する翼頂点から前縁に沿って伸びる剥離渦による負圧領域が、前縁回転の増大とともに翼中央部後縁側へ移動する。これにより、翼前縁部から見ると、翼後縁側に負圧領域が増大するため、後縁での逆圧力勾配の影響を阻止する。この状態から前縁は回転が減少するので、前縁近傍には強い剥離せん断層が形成される(第 4.11 図(d),(e))。後縁からの逆圧力勾配の影響を受けない剥離せん断層は翼上面で渦巻き、新しい一次の剥離渦を形成する(第 4.14 図)。

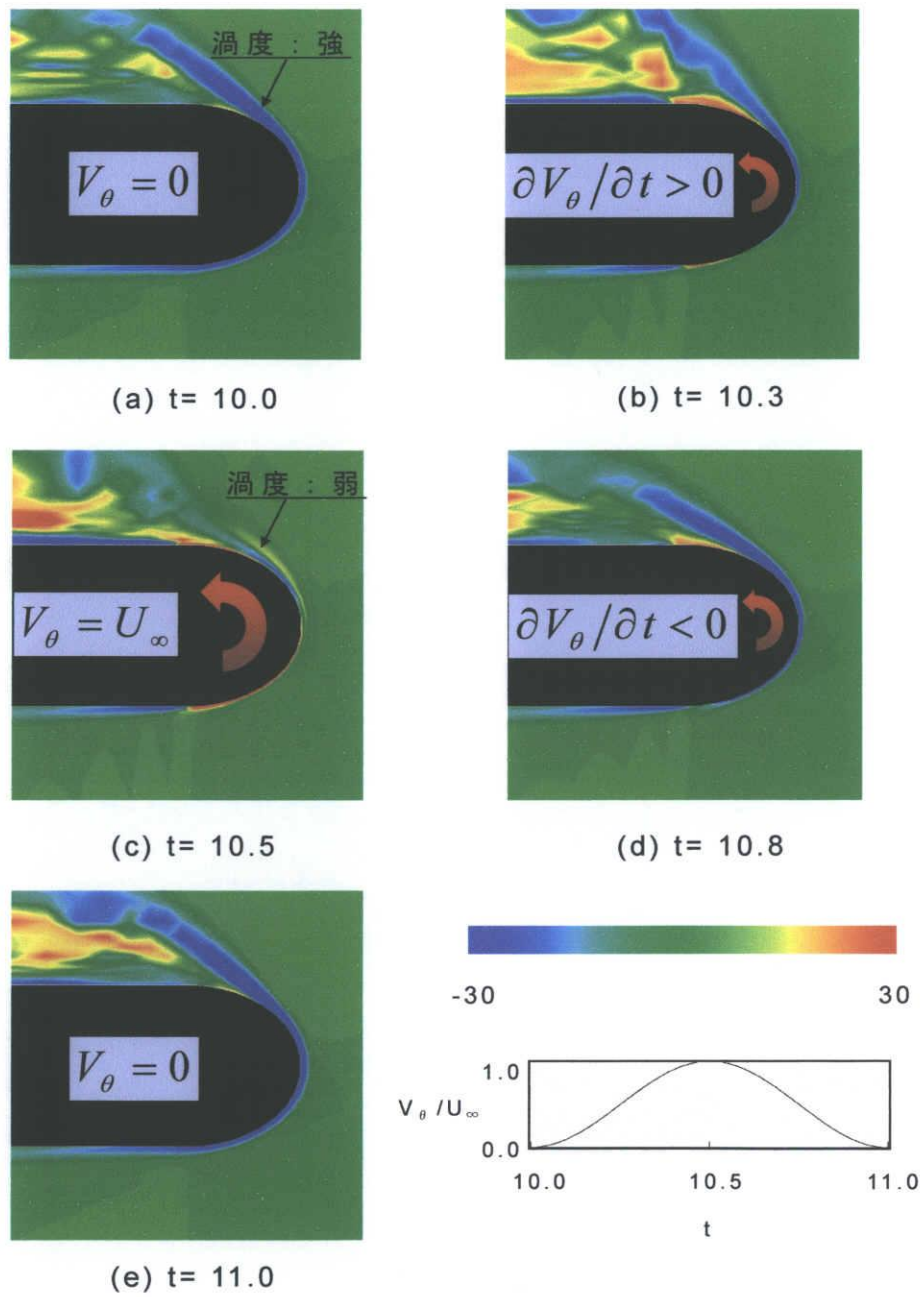


圖 4.11 前緣近傍渦度分布 ($x/C=0.5$)

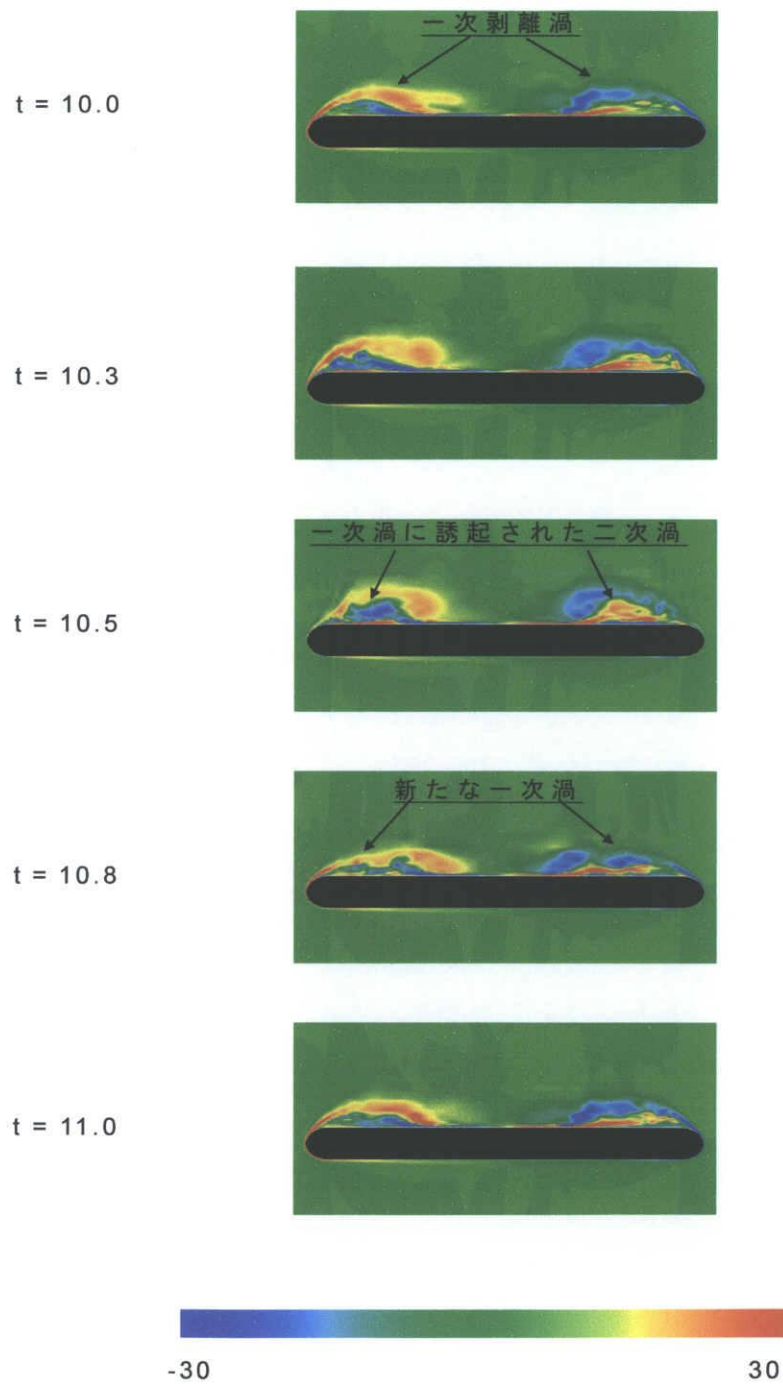


図 4.12 渦度分布 ($x/C=0.5$)

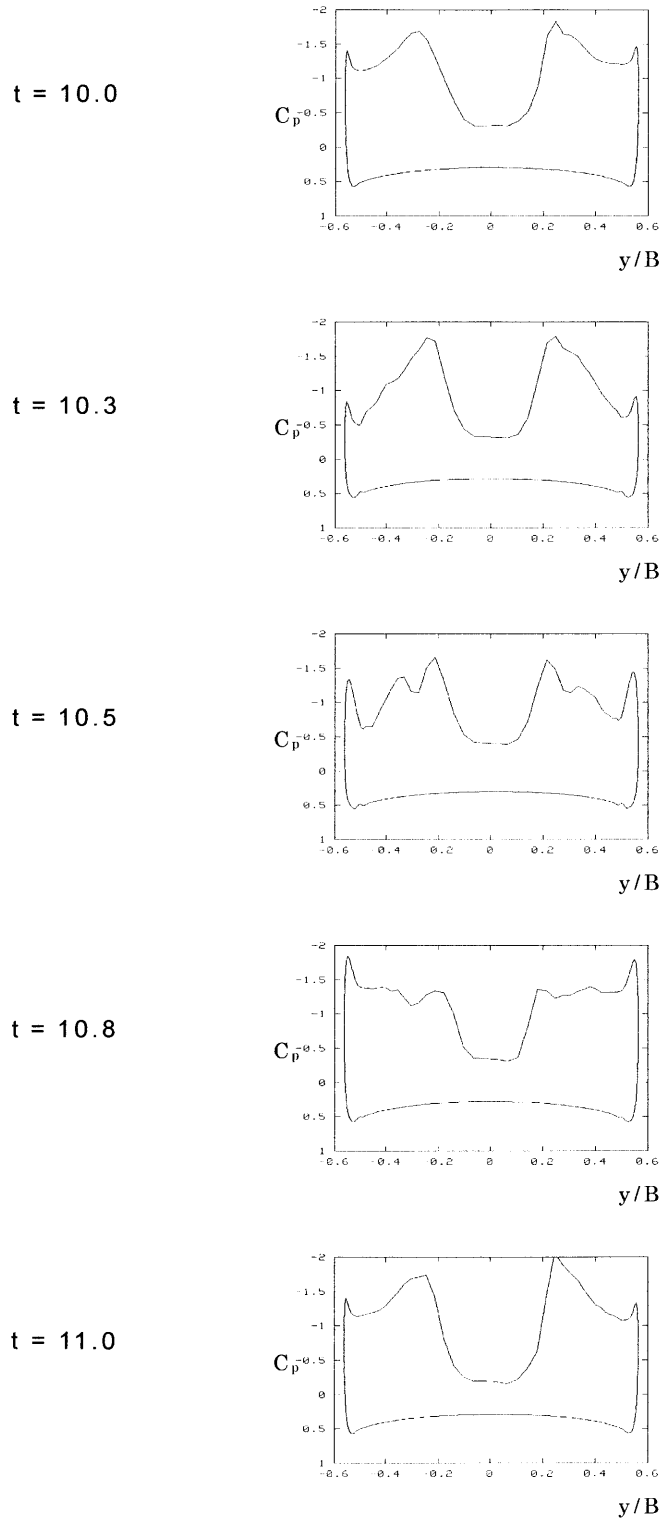


图 4.13 翼表面压力分布 ($x/C=0.5$)

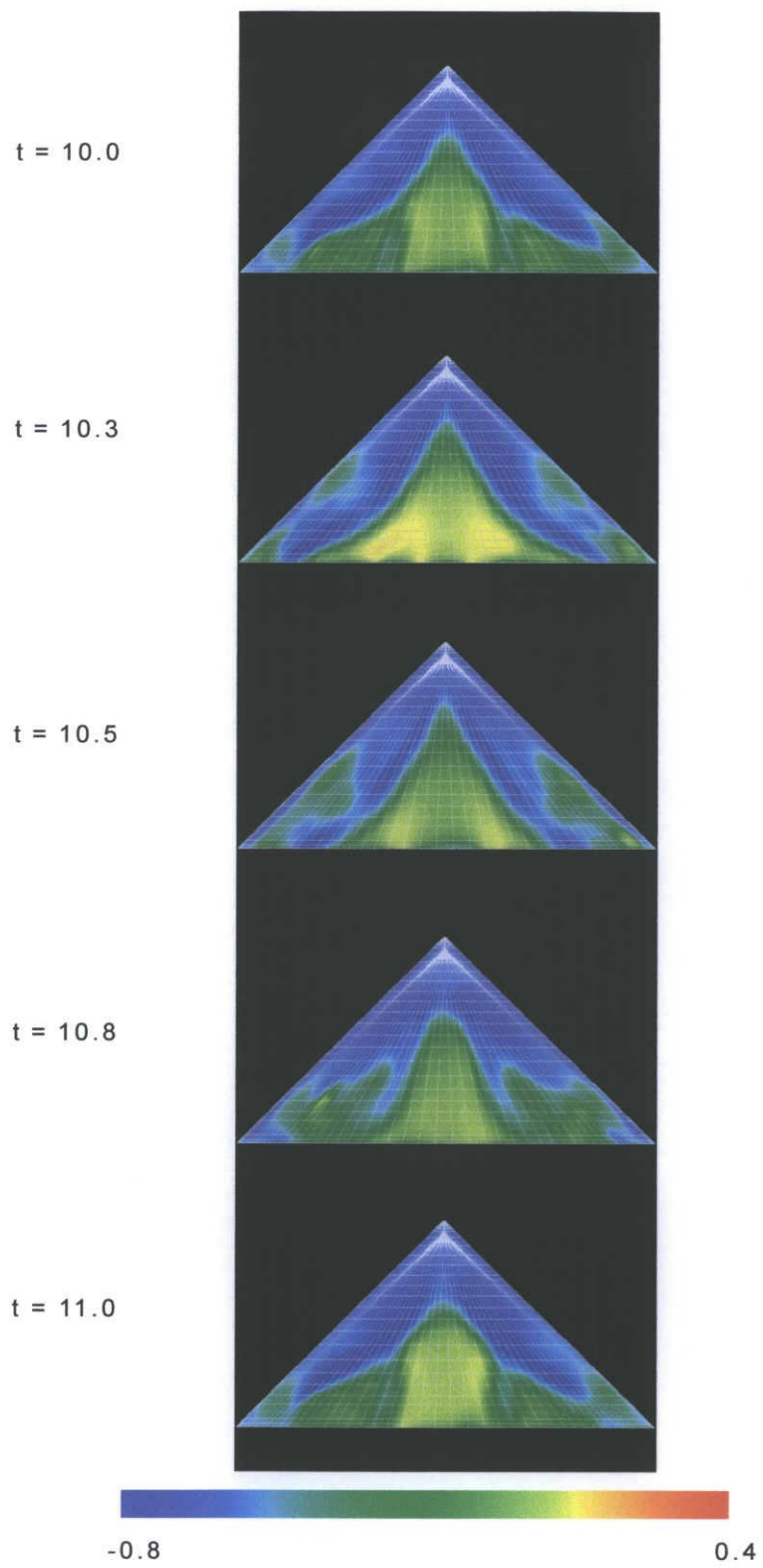


图 4.14 翼表面压力分布

このように、前縁の回転速度が周期的に変化することで、前縁から剥離せん断層内に強い渦度が周期的に供給され、前縁回転周期に合わせて翼上面に強い前縁剥離渦が形成される。第 4.15 図に揚力係数の時間履歴を示す（回転開始時刻は $t=0$ である）。定常回転の場合と違い、翼上面に周期的に強い縦渦が生成されるため、一度増加した揚力は減少することなく高い値を維持する。増加した後の揚力係数の時間平均値は $C_L=1.08$ ($3 \leq t \leq 10$ の平均値)、基準流れの $C_L=0.74$ と比して約 46%揚力が増加した。

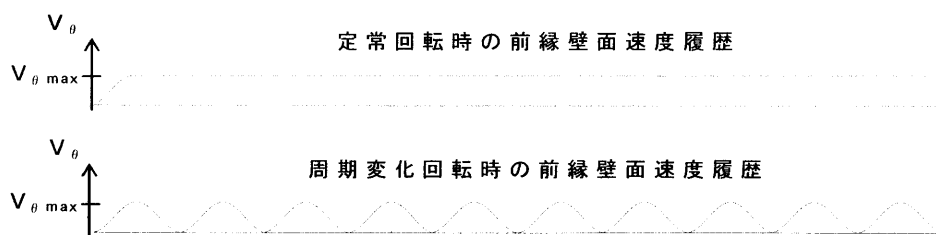
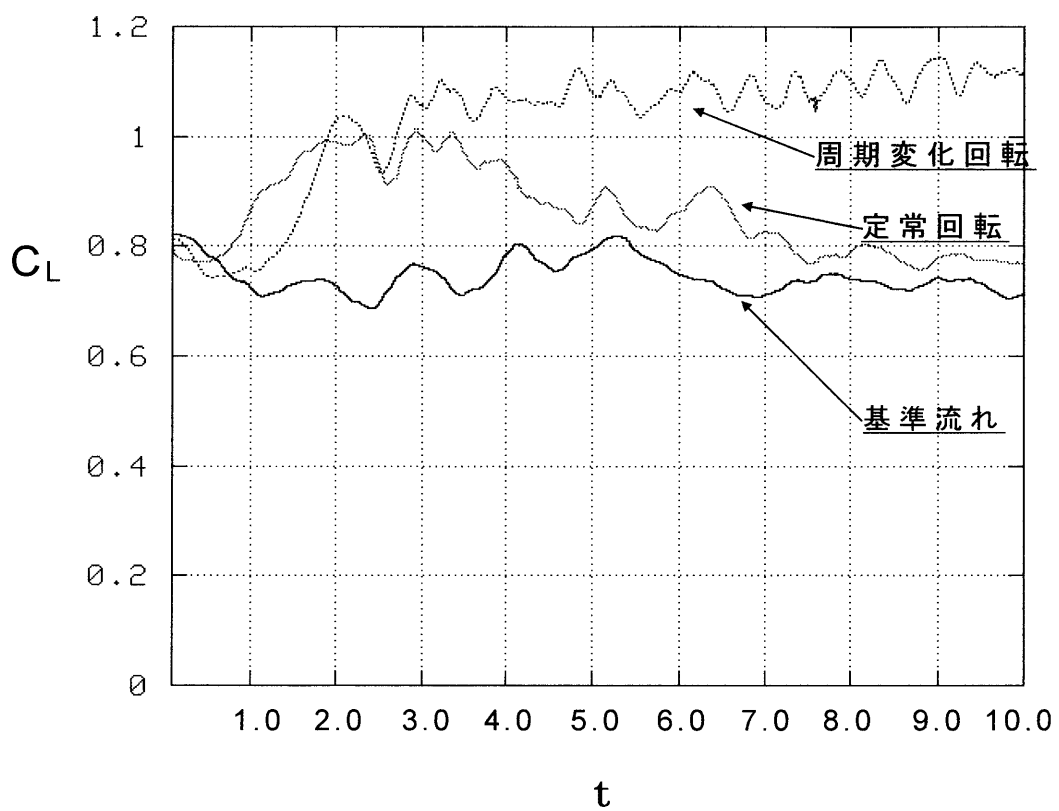


図 4.15 揚力係数時間履歴(周期変化回転)

4.4 本章のまとめ

丸い前縁を持つ後退角 45 度，厚み比 9.1% の比較的厚いデルタ翼に関して，失速迎角後の揚力特性を改善する目的で，デルタ翼の半円状前縁部を回転させ，流れ場の変化との対応を調べ，以下の知見を得た．

- ・前縁を翼上面方向に定常回転させると，回転直後は剥離せん断層が翼上面に引き付けられ，それが巻き込むことで前縁剥離渦が形成され，大きな揚力増加が得られた．
- ・しかし，その後前縁近傍から剥離せん断層への渦度の供給が無くなり，前縁剥離渦は消滅して高揚力を維持できなかった．
- ・この渦度供給不足の問題を解消するために，前縁回転速度を周期的に変化させた．その結果，前縁剥離渦が周期的に生成され，高揚力が維持された．
- ・これにより，渦揚力のない基準流れに対し，約 46% の揚力増加が達成され，本研究で提案された剥離流制御法は，少なくとも低レイノルズ数流れにおける失速後のデルタ翼の揚力特性を改善できる可能性を示している．

第 5 章

後縁ジェット装置

5.1 背景

前章では失速状態にある丸い前縁を持つ厚いデルタ翼の前縁を回転し、前縁から剥離したせん断層を翼上面に引き付けて巻き込ませ、高揚力を得る回転前縁装置について述べた。これにより揚力は、失速状態に対して約 45% 増加させることができる、しかし、実機に採用する場合、前縁を回転させることは技術的に困難なため、表面だけが局所的に移動する新技術の開発が期待される。

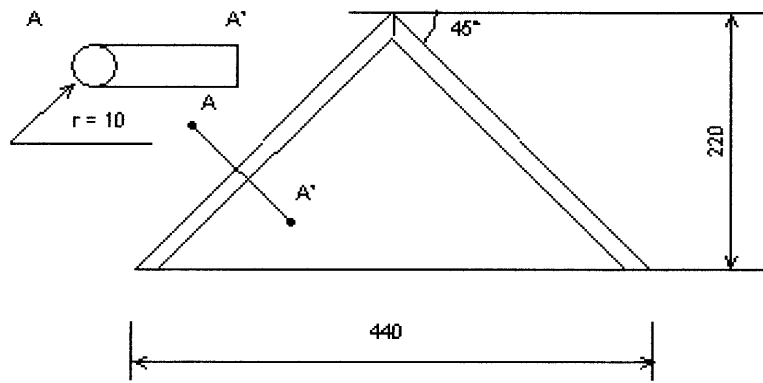
その一方で、比較的簡便で実現可能性の高い高揚力システムとして翼からジェットを吹き出す方法が多くの研究者から提案されている [34-54]、Helin らと Shih らは後退角 60 度のデルタ翼の後縁にスロットを設けて翼弦と平行に一様流の 1~8 倍の速度を持つジェットを吹き出し、失速迎角付近にあるデルタ翼上面の前縁剥離渦の崩壊位置を後縁側へ移動することに成功している。しかし揚力増加に対する具体的な量は示されておらず、主眼は失速後の翼上面における流れの不安定性を抑えることに置かれている。また、神下ら [89] はデルタ翼航空機の翼根部後縁付近に翼後縁と平行にジェットを吹き出し、失速迎角付近にある翼に対して、30% の揚力増加を達成している。

本章では，失速状態にあるデルタ翼の揚力を増加させることを目的とし，翼後縁近傍で翼下面に垂直にジェットを吹き出す方法を提案する．それにより得られる揚力増加と流れ場について CFD と実験から調べる．また，比較のため，翼後縁から翼弦に平行にジェットを吹き出す場合も数値解析する．

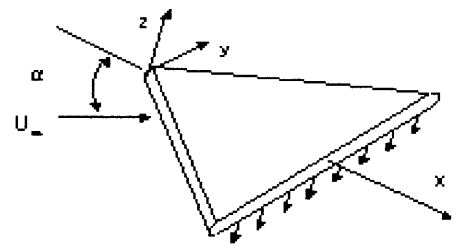
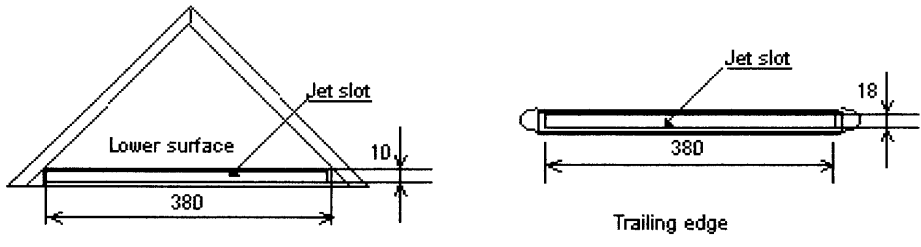
5.2 翼模型および後縁ジェット吹き出し口

本研究で用いた翼模型の概要を図 5.1(a)に示す。翼模型は米国スペースシャトルの主翼を模擬したデルタ翼で、後退角は 45 度、厚み比は $\tau = 9.1\%$ 、前縁は半径 $R = 10\text{mm}$ の半円形状である。翼根翼弦長は $C = 220\text{mm}$ 、最大翼幅は $B = 440\text{mm}$ である。この翼の後縁付近に 2 種類の細長いジェット吹き出し口を設ける。一つは翼下面側後縁近傍で、翼下面に対して垂直下向きにジェットを吹き出す(図 5.1(b))。ジェット吹き出し口は、翼幅方向に 380mm 、翼弦方向に 10mm の長方形である。もう一つは翼後縁ベース部から、翼弦に平行にジェットを吹き出す(図 5.1(c))。吹き出し口寸法は翼幅方向に 380mm 、翼厚方向に 18mm である。

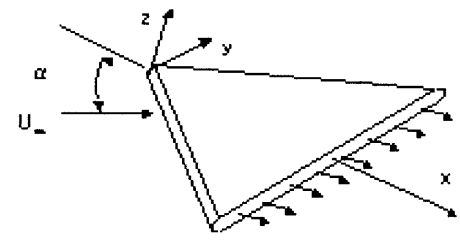
なお、ジェット速度はジェット吹き出し口で矩形分布として与え、圧力はジェット方向の変化が 0 とした。



(a) 翼模型



(b) 垂直ジェット



(c) 平行ジェット

図 5.1 翼模型およびジェット吹出し口

5.3 結果と考察

5.3.1 基準流れ

第 3 章で示したように，後縁ジェットを用いないデルタ翼周りの流れ場をレイノルズ数 $Re = 2.0 \times 10^4$ の条件で計算すると，迎角 10 度では，前縁から伸びる剥離せん断層が翼上面で巻き込み前縁剥離渦を形成するのに対し，迎角 20 度では前縁付近の剥離せん断層が翼表面から遠ざかる方向に延び，渦が拡散する．後者の場合，翼表面の圧力分布がほぼ一定となる全剥離の状態を呈し，翼は失速状態になる¹¹⁾．以下の議論では，迎角 20 度で後縁ジェットを用いない場合を基準流れ（ケース A）とする．

5.3.2 後縁ジェット吹出し向きの検討

失速迎角を超え，翼上面の流れが全剥離の状態になると，翼下面の流れは後縁を回り込んで翼上面に流れ込む．この主流に対して逆向きの流れは，翼上面の逆圧力勾配を強めるため，前縁剥離渦の崩壊を促進する．そこで，この後縁を回り込む流れを抑制するために，翼後縁でジェットを吹き出す．

本研究で提案する，ジェットを下面に対して垂直に吹き出す方式をケース B とし，比較のために考える翼弦に平行に吹き出す方式をケース C とする．

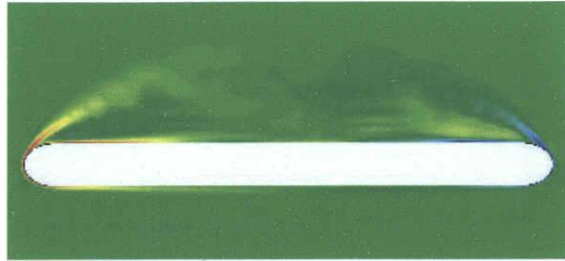
ジェットの高さを表すために、無次元吹き出し係数 C_μ を以下のように定義し、ここでは $C_\mu = 0.045$ の場合について考える。

$$C_\mu = \frac{\int_{slot} \rho V_{jet}^2 dA}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S_{wing}} \quad (5.1)$$

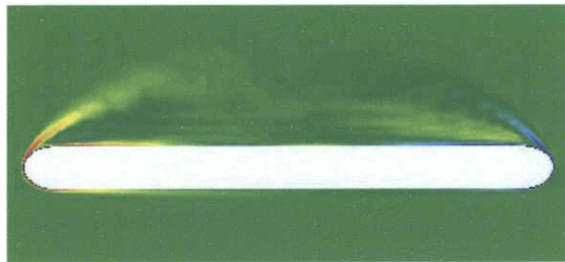
ここで、 V_{jet} はジェット吹き出し速度、 V_∞ は一様流速度、 S_{wing} は翼面積、 dA はジェット吹き出し口の微小面積である。

計算は無次元時間 $t = -15.0$ から開始し、流れ場がある程度発達したと見られる $t = 0$ から後縁ジェットを吹き出した。

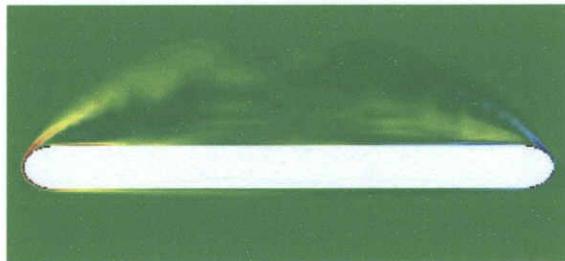
5.2 図に各ケースの場合の $x/C = 0.5$ の断面における渦度 (ω_x) 分布を示す。赤い部分は正の渦度（後縁から見て時計方向回転）で、青い部分は負の渦度である。デルタ翼上の流れでは前縁剥離渦の挙動が揚力に密接に関係しており、ジェット吹き出しによる渦の形成が期待されたが、ケース B もケース C もこの断面では翼上面に前縁剥離渦は形成されていない（第 5.2 図 (b), (c)）。



(a) Plain wing (ケース A)



(b) Normal jet (ケース B)



(c) Parallel jet(ケース C)



図 5.2 $x/C = 0.5$ の断面における渦度分布

しかし、5.3 図に示した同じ断面におけるスパン方向の翼表面圧力分布には、大きな差が見られる (y はスパン方向の座標で、 $y=0$ は対称線上、 $y>0$ は右翼)。実線はケース A、点線はケース B、破線はケース C である。ケース B の場合、翼上面ではほぼ全域で圧力係数が約 0.1 減少し、翼下面では約 0.15 増大している。その結果、この断面での揚力が増加している。一方、ケース C の場合、翼上面で圧力係数が 0.2~0.3 程度増え、その結果、揚力が減少している。

この現象を違う角度から見るために、第 5.4 図に翼の対称面におけるコード方向の翼表面圧力分布を示す。実線、点線、破線の意味は第 5.3 図と同じである。ケース B の場合、翼上面では、後縁付近を除くほぼ全域で負圧が 0.1 程度増加している。翼下面側では、ジェット吹き出し口の前方で流れが塞ぎ止められるため、最大 0.6 程度、正圧が増加する。この増加は上流に行くにつれて減少する。このような翼下面後縁付近での大きな圧力上昇は、翼に対して頭下げモーメントを生ずるが、失速迎角付近での頭下げモーメントは好都合と考えられる。

一方、ケース C の場合、翼上面では全域で負圧が 0.2~0.3 程度減少してほぼフラットな圧力分布となり、揚力が減少する方向に作用している。一方、翼下面ではケース A とほとんど変わらない。

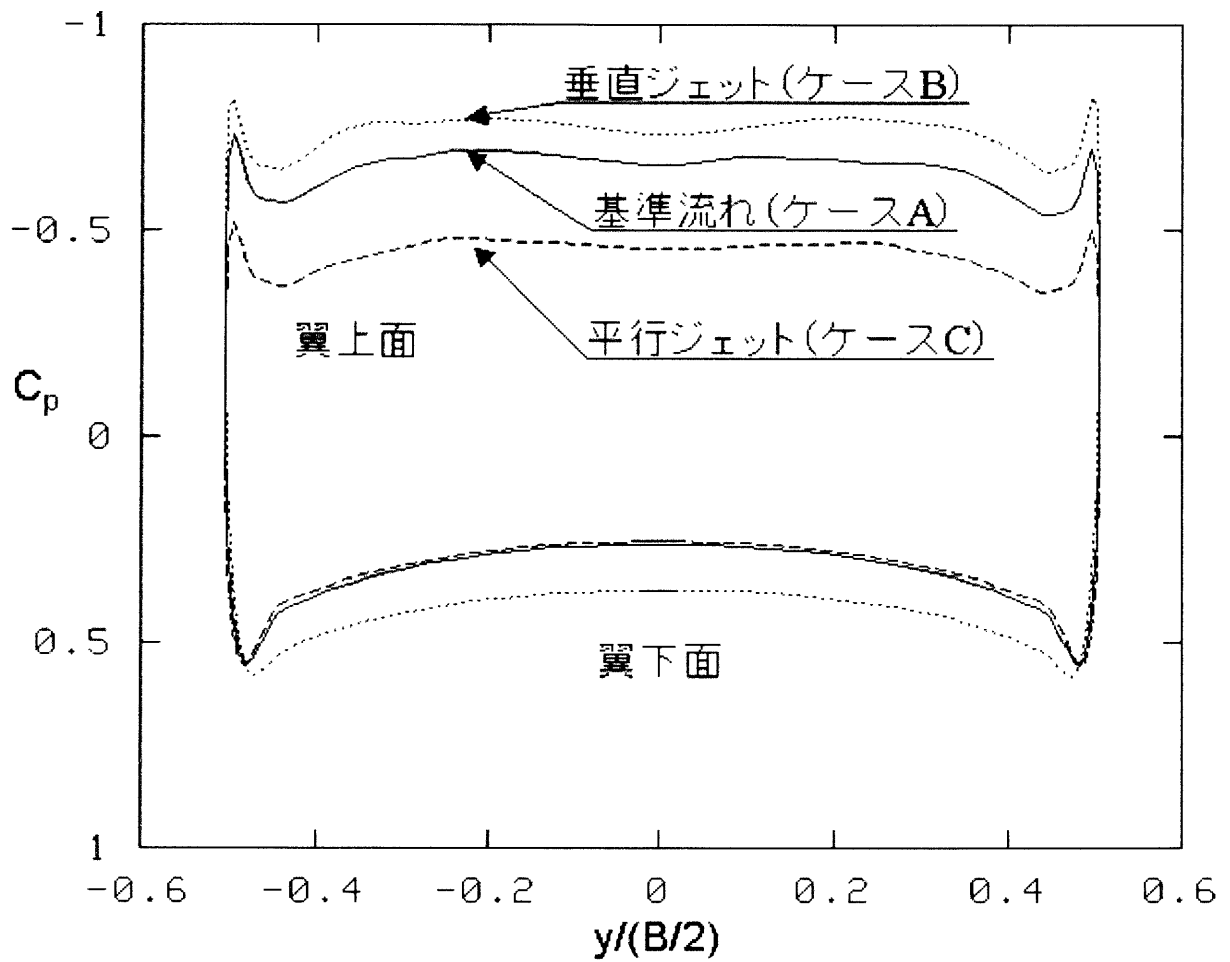


図 5.3 $x/C = 0.5$ 断面における翼表面圧力分布
(ケース A, B, C)

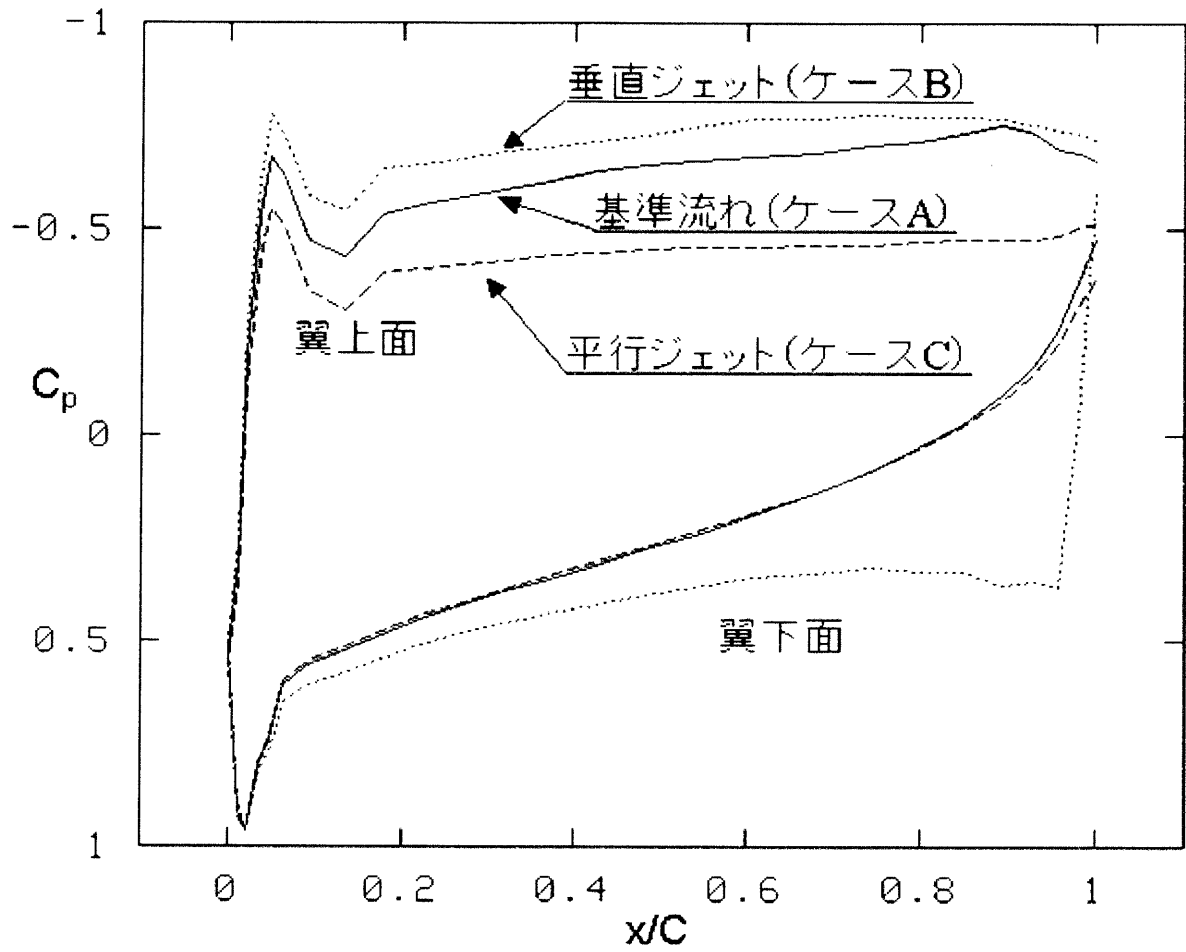
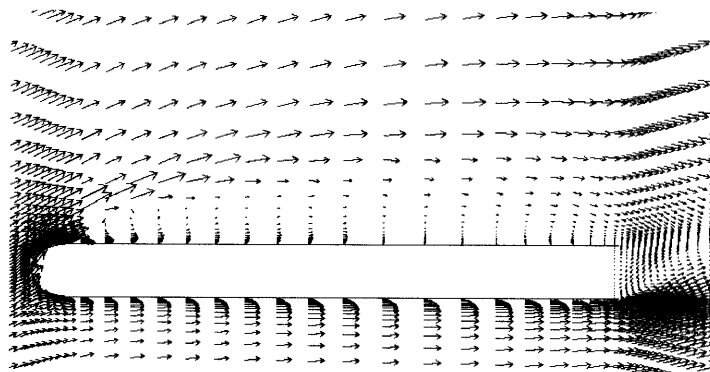


図 5.4 $y=0$ の断面における翼表面圧力分布
(ケース A, B, C)

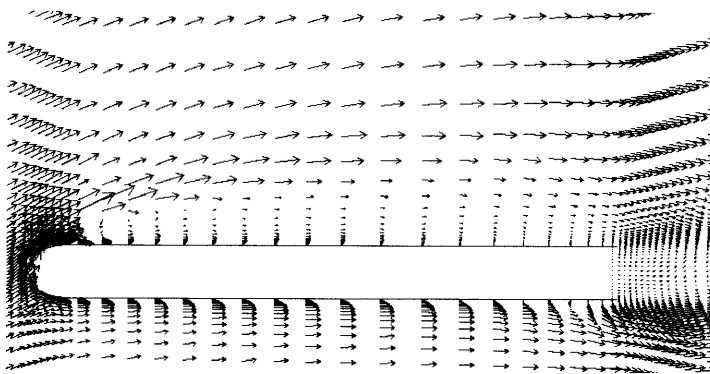
この圧力変化の原因を調べるために、5.5 図に 5.4 図と同じ断面における時間平均速度ベクトル分布を示す。いずれの場合でも翼上面に前縁剥離渦は存在しないため、対称面の翼上面では剥離せん断層は翼面に再付着していない。

ケース A では、翼上面の後縁付近で多少の逆流が見られる(5.5 図(a))。翼下面では境界層の剥離は無く、後縁方向に流れは加速されている。

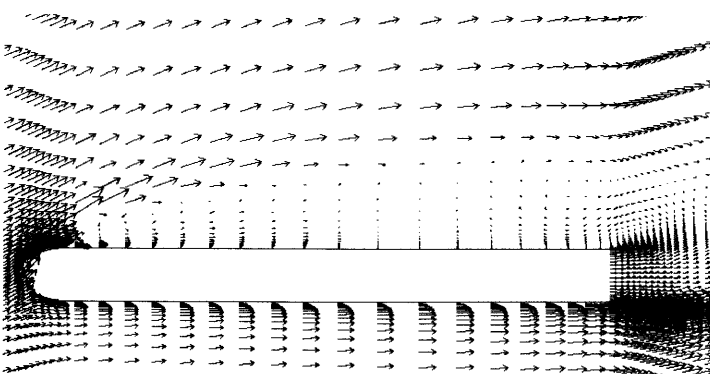
一方、ケース B の場合(5.5 図(b))、翼下面では、ジェット吹き出し口前方での圧力上昇による影響で、 $x/C = 0.8$ 付近で境界層が剥離している。また、下面での速度の増加が抑えられたことにより循環が増加し、その結果、翼上面の流れは加速して、剥離せん断層内の渦度は強められ、剥離せん断層は翼上面に若干近づいている。これが 5.4 図で見られた負圧増加の原因である。また、ケース A で見られた翼上面後縁付近の逆流成分が抑制されている。



(a) Plain wing (ケース A)



(b) Normal jet (ケース B)



(c) Parallel jet (ケース C)

第 5.5 図 $y=0$ の断面における速度ベクトル分布
(ケース A, B, C)

第 5.6 図に揚力係数の時間履歴を示す。縦軸は揚力係数 C_L ，横軸は無次元時間 t である。線の種類はこれまでの図と同じである。ケース A の場合，揚力係数の時間平均値は $C_L = 0.74$ であるのに対して，ケース B の場合， $C_L = 1.04$ ($2 \leq t \leq 10$ の平均値) と約 45% 増加している。一方，ケース C の場合には， $C_L = 0.62$ ($2 \leq t \leq 10$ の平均値) と逆に減少している。

これらのことから，揚力増加を考える場合，後縁ジェットは翼下面に垂直下向きに吹き出すのが効果的であると言える。

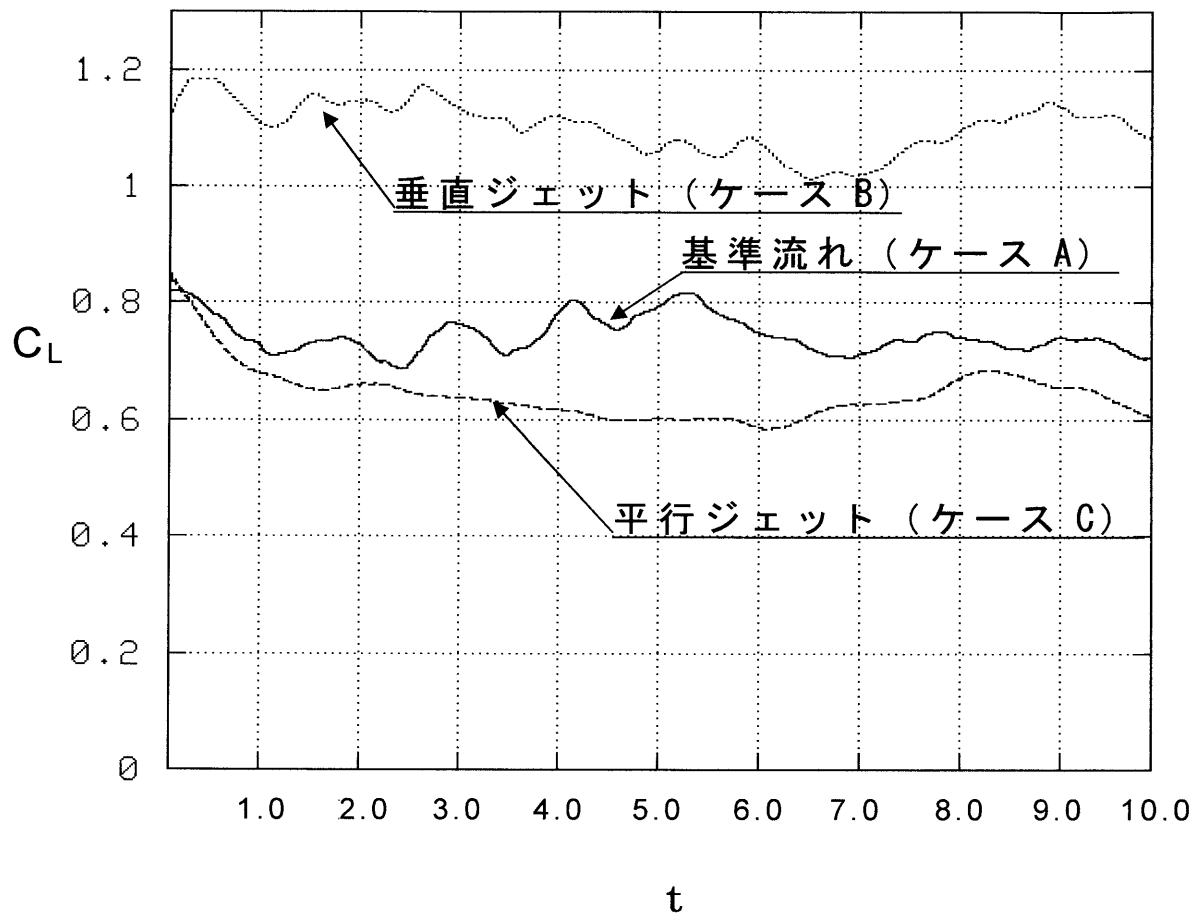


図 5.6 揚力係数時間履歴
(ケース A, B, C)

5.3.3 垂直ジェット吹き出し強さの影響

垂直ジェットの場合に対して、ジェットの吹き出し強さを変えてその効果を調べた。ジェット吹き出し強さとして、 $C_\mu = 0.045$ （ケース B）と、 $C_\mu = 0.011$ （ケース B'）を選んだ。具体的には、ケース B ではジェット速度は $V_{jet} = 0.5U_\infty$ であり、ケース B' では $V_{jet} = 0.25U_\infty$ である。

第 5.7 図に $y=0$ の断面におけるコード方向の翼表面圧力分布を示す。実線はジェット無しの場合、点線はケース B、破線はケース B' である。翼下面側ではジェットを吹いた場合にはほぼ全域にわたって圧力は増加する。吹き出し口付近での圧力上昇には倍近くの差があり、ケース B では $x/C = 0.8$ 付近から逆圧力勾配となるのに対し、ケース B' では吹き出し口直前の $x/C = 0.9$ 付近まで順圧力勾配が続く。一方翼上面では、翼頂点から $x/C = 0.9$ 付近までは両ケースとも負圧が増加するが、 $x/C = 0.9 \sim 1.0$ ではケース B' は基準流れと同様に負圧が減少する。

第 5.8 図にケース B' の $y=0$ 断面の速度ベクトルの分布を示す。翼下面後縁付近を見ると、ケース B で見られた明確な速度分布の変曲点（第 5.5 図 (b)）がケース B' では見られない。この翼下面ジェット吹き出し口手前での流れの偏向具合の差が、第 5.7 図の翼下面で見られた圧力分布の差に現われている。翼上面の速度ベクトル分布はケース B とケース B' でほぼ同じである。

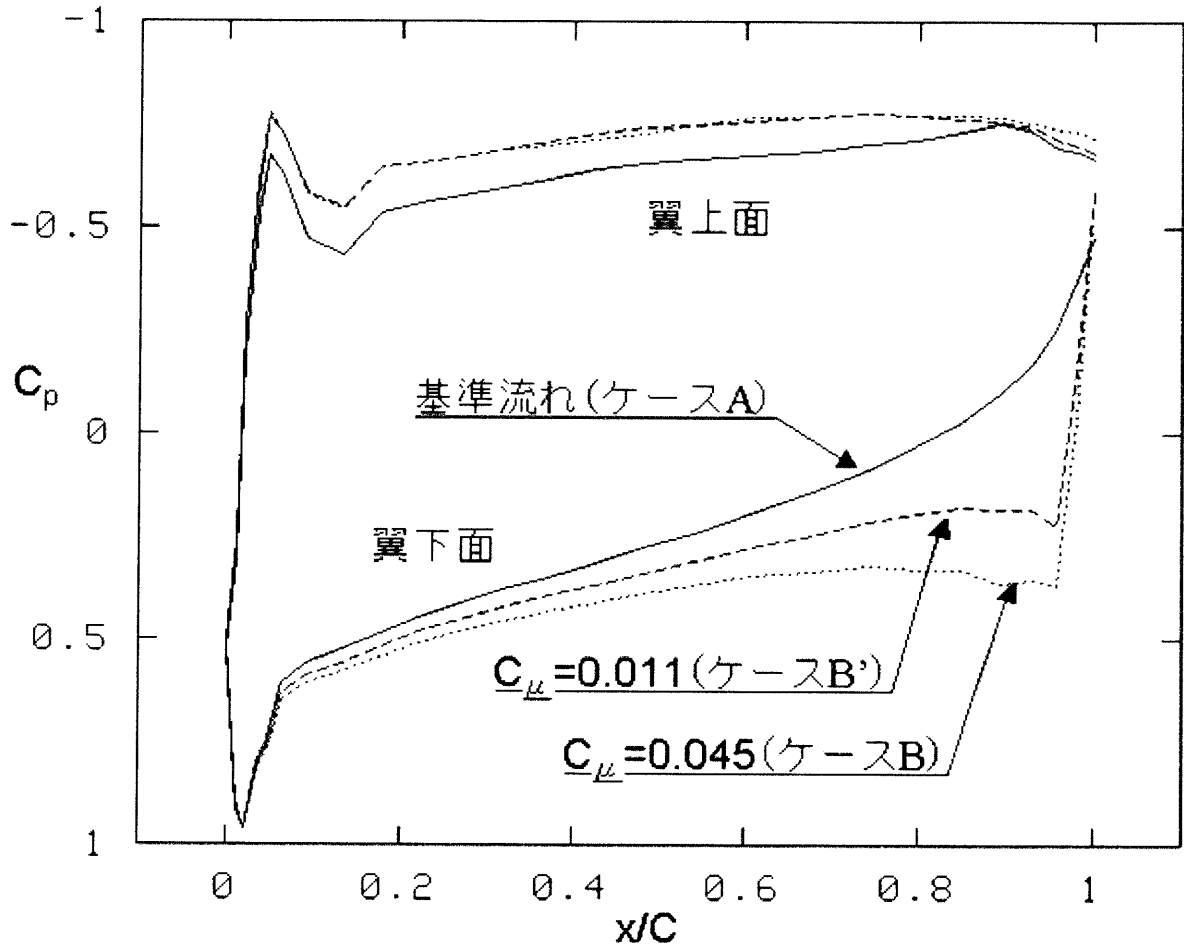
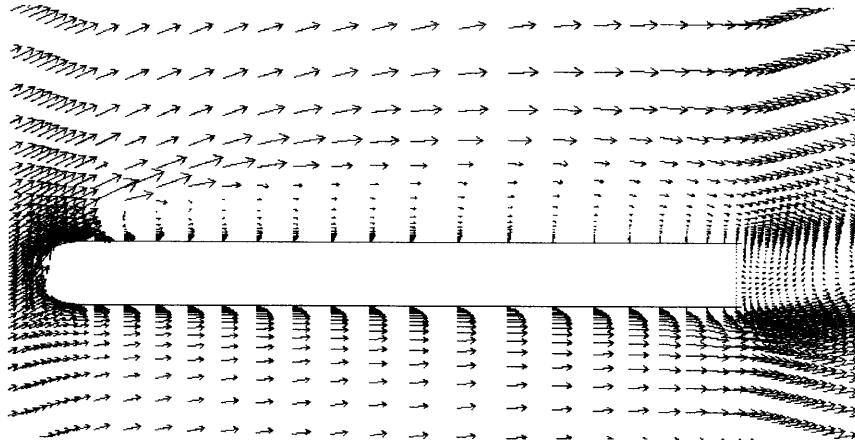


図 5.7 $y=0$ の断面における翼表面圧力分布
(ケース A, B, B')



第 5.8 図 $y = 0$ の断面における速度ベクトル分布
(ケース B')

第 5.9 図に各ケースにおける揚力係数の時間履歴を示す。縦軸は揚力係数，横軸は無次元時間である。線の種類は第 5.7 図と同じである。ケース B での揚力係数の時間平均値は $C_L = 1.04$ と基準流れの $C_L = 0.74$ に比べて約 45% 増加している。一方，ケース B' の場合，吹き出し強さ C_μ がケース B の 25% にもかかわらず， $C_L = 0.97$ ($2 \leq t \leq 10$ の平均値) と約 31% 増加している。

以上のことから，後縁ジェットを翼下面に垂直に吹き出す場合， C_μ が 0.01 以上であれば，3 割以上の揚力増加が期待できる。

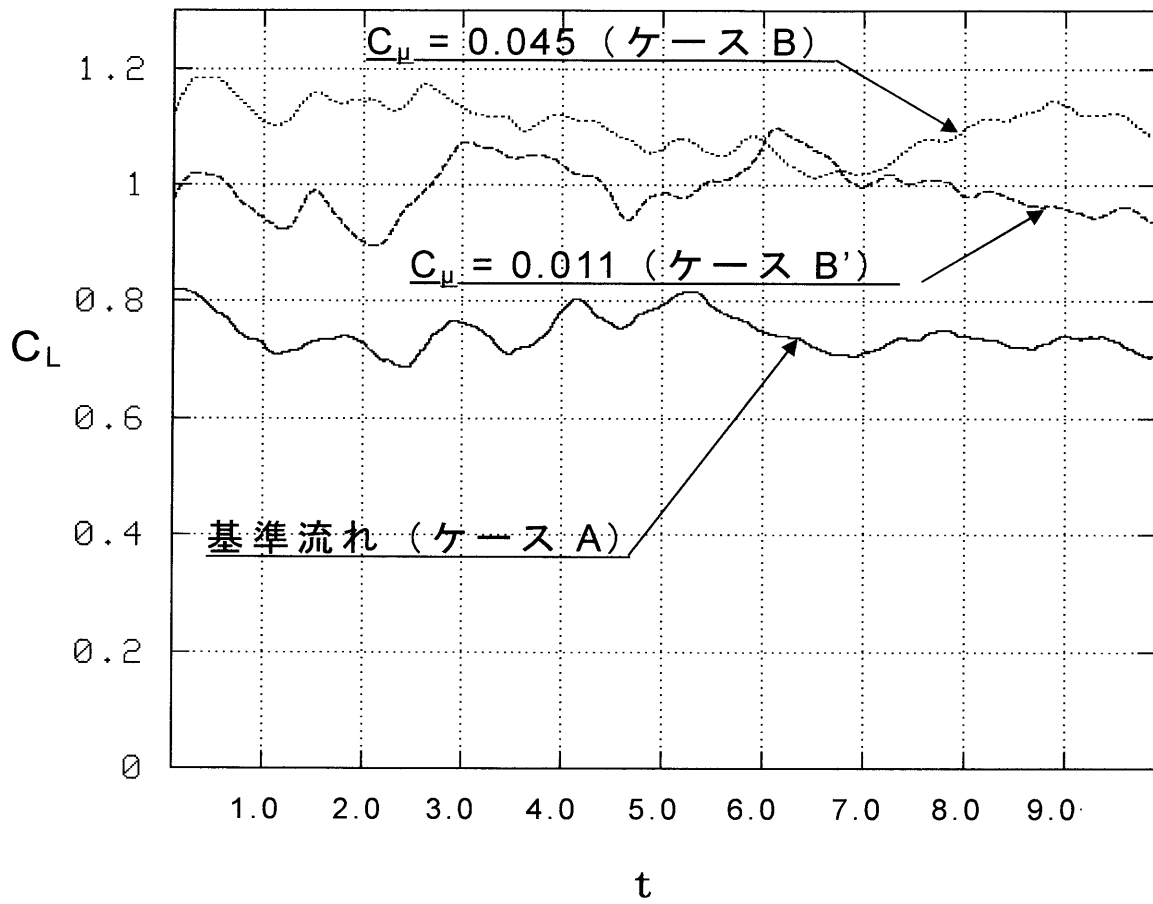


図 5.9 揚力係数時間履歴
(ケース A, B, B')

5.4 実験データとの比較

CFD から明らかとなった後縁付近で翼下面に垂直なジェットの影響増大に対する効果を検証するために、 $C_{\mu} = 0.045$ の場合（ケース B）に対して風洞試験を行った。試験に用いた風洞は名古屋大学航空宇宙工学専攻の自由傾斜風洞で、一様流速は 2.0m/s 、翼根部における翼弦長を基準長としたレイノルズ数は $Re = 2.9 \times 10^4$ である。また、このレイノルズ数で完全に全剥離状態になる迎角 25° で風洞試験を行った。さらに、より一様にジェットを吹き出すために、吹き出し口は幅を 1mm 、長さを 320mm とし、吹き出し強さは $C_{\mu} = 0.045$ とした。

第 5.10 図にジェット有り無しの場合の、 $y=0$ の対称面における翼表面圧力分布を CFD 結果とともに示す。図中のマークは実験値で、□は基準流れの場合、×は後縁ジェット有りの場合である。また、各線は CFD の結果で、実線はジェット無し（ケース A）の場合、点線はジェット有り（ケース B）の場合である。翼上面では、値そのものは一致しないが、ジェットを吹くことにより、圧力係数が 0.1 程度減少する傾向は見られる。一方、翼下面では CFD と実験データは定量的によく一致し、圧力差が後縁に向かうにつれて増大する傾向や、ジェットを吹くと $x/C = 0.75$ 付近で逆圧力勾配になる点も再現されている。

以上の風洞試験結果から、本研究で提案された後縁翼下面垂直ジェットが揚力増加に効果的であることが確認された。

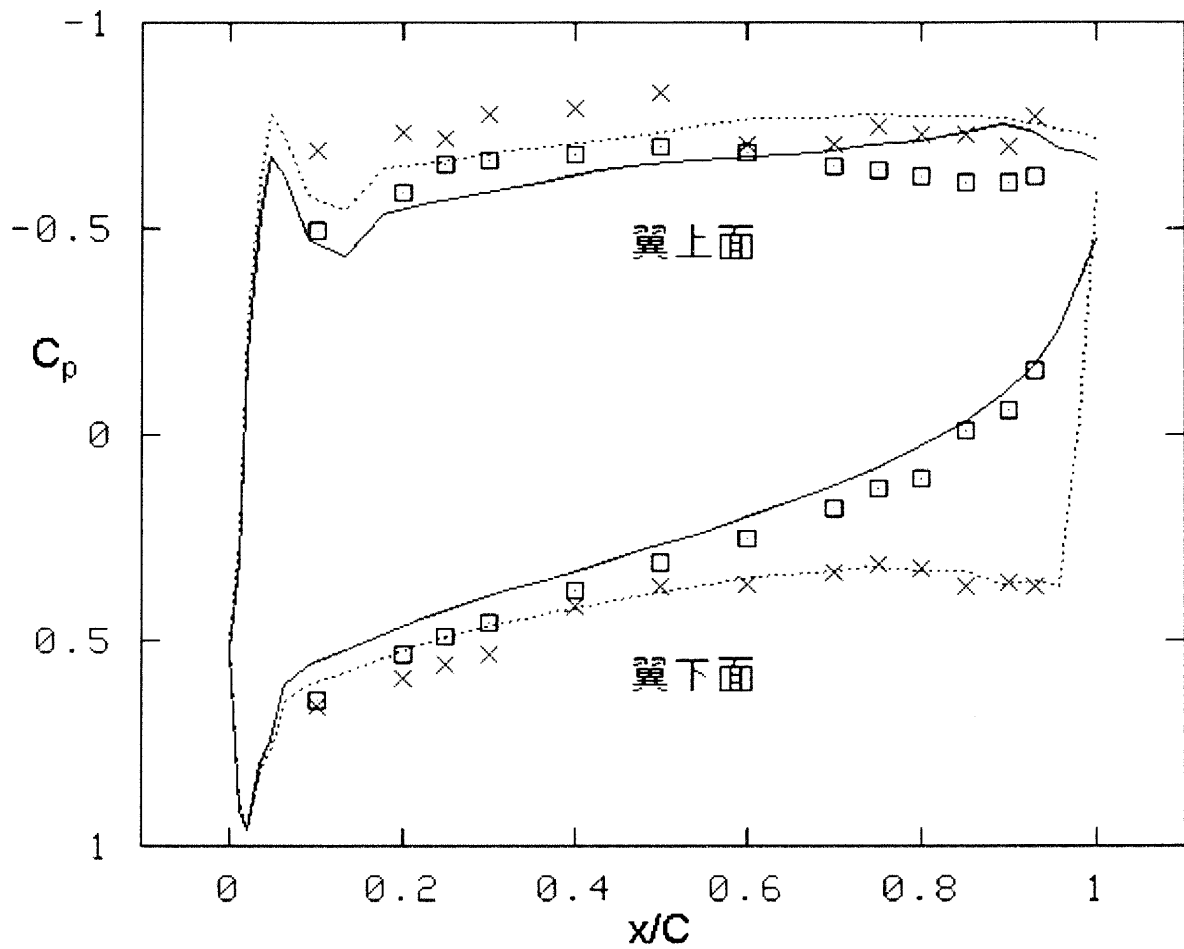


図 5.10 翼表面圧力分布における実験と CFD の比較 :

□ ; Jet off (Exp.), × ; Jet on (Exp.),

— Jet off (CFD), - - Jet on (CFD)

5.5 本章のまとめ

丸い前縁を持つ後退角 45 度，厚み比 9.1% の比較的厚いデルタ翼に関して，デルタ翼の後縁付近で翼下面に垂直にジェットを吹き出し，失速迎角付近で揚力を増加させる方法を提案し，解析した．また，比較のために，ジェットを吹かない場合，および翼ベース部から翼弦に平行にジェットを吹き出す場合も数値解析した．

- ・ ジェットを吹かない基準流れの場合には，揚力係数の時間平均値は $C_L = 0.74$ であるのに対して，翼下面垂直ジェットを $C_\mu = 0.045$ で吹くと， $C_L = 1.04$ と約 45% 揚力が増加した．
- ・ 一方，翼弦方向ジェットの場合には， $C_L = 0.62$ と逆に揚力は減少した．これらのことから，翼下面に垂直下向きにジェットを吹き出す方式が，揚力増加に効果的であることが明らかになった．
- ・ さらに，ジェット吹き出し強さを変えて， $C_\mu = 0.011$ とした場合でも $C_L = 0.97$ と基準流れに比べて約 31% もの揚力増加が得られた．このことから，後縁ジェットを翼下面に垂直下向きに吹き出す場合， C_μ が 0.01 以上であれば，30% 以上の揚力増加が期待できることが明らかになった．
- ・ これら CFD 結果のひとつのケースに対して風洞試験を行い，CFD と実験結果は良い一致を示した．

第 6 章

前縁回転/後縁ジェットハイブリッド法

6.1 背景

第 4 章および第 5 章で、失速状態にある後退角 45 度、厚み比 9.1% の丸い前縁部を持つデルタ翼に対して、離着陸時における機体の空力性能を高める目的で二つの高揚力装置を提案した。その一つである回転前縁装置による方法は、失速状態にある翼の上面に前縁剥離渦を強制的に形成することで約 46% の揚力増加を、また後縁ジェットを利用するもう一つの方法では、翼下面での圧力を上昇させることにより約 41% の揚力増加を、それぞれ得ている。興味深い事に、これら二つのシステムはそれぞれ揚力増加のメカニズムが大きく異なる。

そこで本章では、新しいアイデアとしてこれら二つのシステム（前縁回転法と後縁ジェット法）を組み合わせることを考えた。以降この方法をハイブリッド法と呼び、それぞれ単体で用いる場合に比べて更なる揚力増加が得られるかどうかについて CFD を利用して調べる。

6.2 翼模型および前縁回転/後縁ジェット ハイブリッド装置

本研究で用いた翼模型の概要を第 6.1(a)図に示す。翼模型は米国スペースシャトルの主翼を模擬したデルタ翼で、後退角は 45 度、厚み比は $\tau = 9.1\%$ 、前縁は半径 $R = 10\text{mm}$ の半円形状である。翼根翼弦長は $C = 220\text{mm}$ 、最大翼幅は $B = 440\text{mm}$ である。この翼の $x/C = 0.25 \sim 0.9$ の範囲にある前縁部を回転可能な前縁とする。また、翼下面側の後縁近傍に翼下面に対して垂直下向きにジェットを吹き出す(第 6.1(b) 図)。このジェット吹き出し口は、翼幅方向に 380mm 、翼弦方向に 10mm の長方形である。

ハイブリッド高揚力装置の構成エレメントを以下に記す。

6.2.1 高揚力装置 1 (前縁回転装置)

全剥離の状態にあるデルタ翼の上面に縦渦を形成させる目的で翼の前縁に回転可能な円柱を設置する(ただし、将来的には MEMS などを用いて前縁表面部だけを回転させる)。第 4 章で示したように、この円柱を一定回転させた場合には効果は得られないが、回転速度を周期的に変化させると、回転速度が減少する際に前縁近傍に強い渦度が発生し、剥離せん断層内の渦度が増加し、その結果、翼上面で縦渦が周期的に形成されることが明らかになっている。前縁回転装置の回転方向は前縁を回り込む流れと同方向の下面から上面方向である。

回転速度の変化として、停止状態から加速して前縁表面速度が一

様流と同速度に達したところで減速に転じ、再び停止するまでを一周期とする。周期 T は、流れの特性時間 $T_f = C/U_\infty$ に一致させている。おおよその見積りとして、一様流が翼頂点から後縁まで移動する間に、前縁の回転速度は一周期分変化することになる。回転速度 V_θ は次元量時間 \tilde{t} を用いて式(4.2)のように書ける。

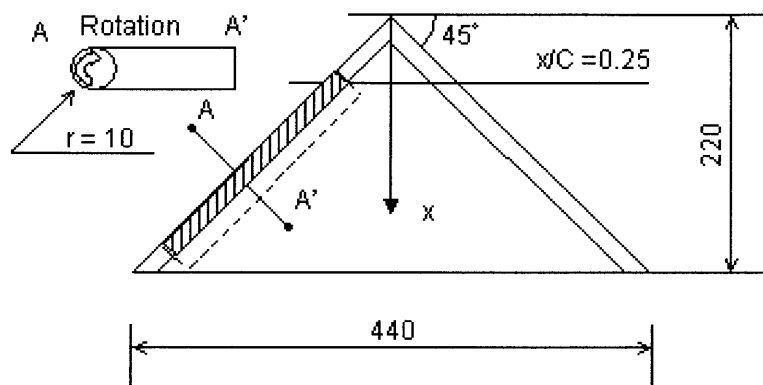
この縦渦の発生により翼上面には強い負圧が生じ、揚力係数は $CL = 1.08$ となり、基準流れの場合の $CL = 0.74$ に対して約 46% 増加する¹⁶⁾。

6.2.2 高揚力装置 2 (後縁ジェット)

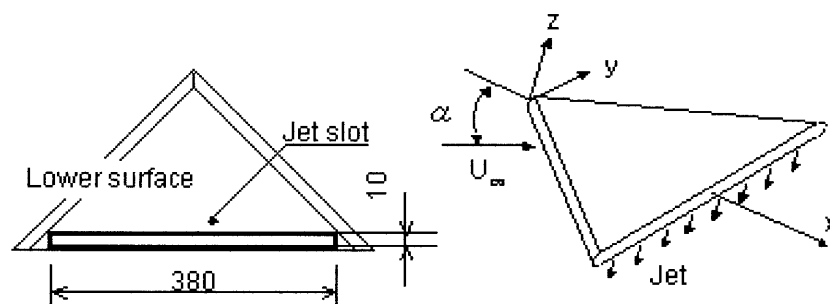
翼上面の流れが全剥離の状態になると、翼下面の流れは後縁を回り込んで翼上面に流れ込む。この上面での主流に逆らう流れは、翼上面の逆圧力勾配を増加し、前縁剥離渦の崩壊を促進する。これを抑制するために、翼後縁で下面に対して垂直下向きにジェットを吹き出す。

ジェットの強さは、式(5.1)で表される無次元ジェット運動量係数の値として、 $C_\mu = 0.045$ を与える。

後縁ジェットを用いると、翼上面側では剥離せん断層が多少翼上面に近付き、後縁付近を除く上面全域で負圧が 0.1 程度増加する。翼下面側ではジェット吹き出し口の前方で流れが塞き止められ、最大 0.6 程度正圧が増加する。この増加は上流に行くにつれて減少する。この現象は実験でも検証され、後縁ジェットを用いた場合の揚力係数は $CL = 1.04$ となり、基準流れの約 41% 増加する。



(a) 前縁回転



(b) 後縁ジェット

図 6.1 翼模型およびジェット吹出し口

6.3 結果と考察

計算は基準翼に対して無次元時間 $t = -15$ から開始し、流れ場が安定した $t = 0$ からハイブリッドシステムを作動させた。第 6.2 図に $x/C = 0.5$ の断面における翼表面圧力のスパン方向分布を示す。流れが落ち着いてから十分に時間を取った平均値である。

翼上面圧力分布を見ると、ハイブリッド法でも前縁回転法と同様に縦渦による負圧のピークが明確に現れ、また、その負圧のピークは前縁回転法の場合よりも約 30% 増大している。翼中央部の圧力が前縁回転法の場合よりも低くなり、翼上面には比較的速い流れが存在することを窺わせる。ハイブリッド法の一つの構成要素である後縁ジェット法は、翼下面の流れが後縁で剥れた後に上面側へ回り込むのを抑える効果があり、これにより翼上面の逆圧力勾配が減少し、翼上面の流れが加速されている可能性がある。また、前縁付近の負圧の増大や、前縁剥離渦ピーク位置の $y/B = \pm 0.2$ 付近から ± 0.24 付近への移動は、前縁剥離渦の強さの増大を示唆している。

翼下面では、基準翼、前縁回転法、後縁ジェット法、ハイブリッド法の順に圧力が増加している。後縁ジェット法での圧力増大は、ジェット前方で流れが塞ぎ止められたことによる。前縁回転法でも下面で圧力が上昇するが、これは上面の流れが全剥離状態から前縁剥離渦ありの状態に移行し翼上面中央部の流れが付着することにより、下面側から後縁を通過して上面側に回り込む流れが減少し、循環が増大するためと考えられる。このように後縁ジェット法での翼下面圧力上昇と、前縁回転法による翼下面圧力上昇のメカニズムは異なり、また、それぞれの現象の発生源は、前縁回転法では翼上面前

縁付近、後縁ジェット法では翼下面公園付近と、お互いに十分離れた位置にあり、これら二つを組み合わせたハイブリッド法では、双方の効果が打ち消されること無く、加算された形で現れることが本研究で明らかになった。

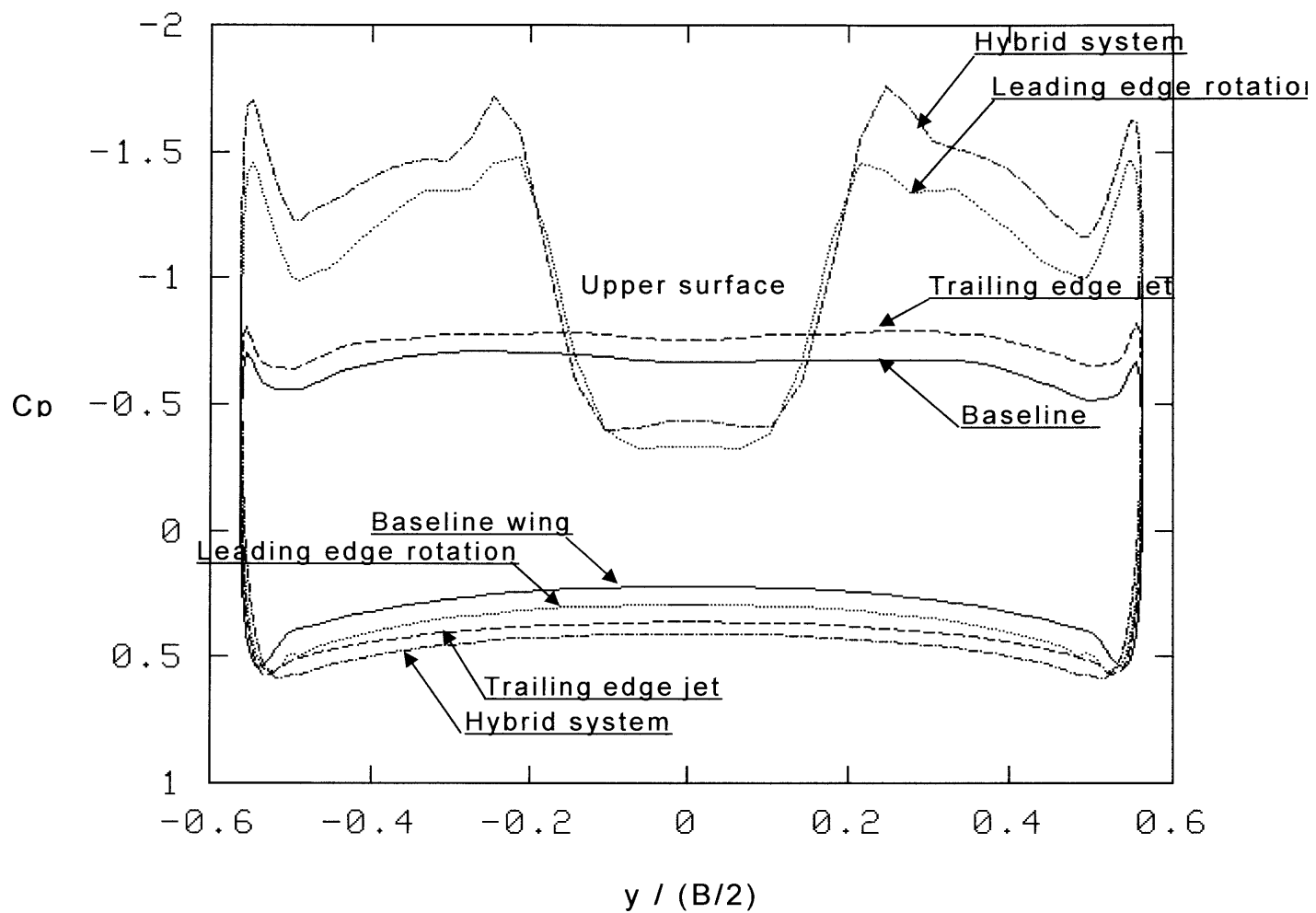


图 6.2 翼表面压力分布
($x/C=0.5$ 断面)

上述の考察をより精査するために、異なる断面である、翼対称面 ($y=0$) における表面圧力の主流方向分布 (第 6.3 図) と、速度ベクトル分布 (第 6.4 図) を示す。両図とも時間平均の結果である。

第 6.3 図の翼上面では、前縁回転法とハイブリッド法で翼上面頂点付近に強い負圧領域が存在する。これは、頂点付近の一对の前縁剥離渦の間の狭い隙間を、下面側から上面側に頂点を回り込む、ジェットのような速い流れが原因である。これらのケースでの翼対称面では流れが再付着するため、下流方向に行くにつれ圧力は回復する。一方、何もデバイスをを用いてない基準翼の場合や後縁ジェット法では、上面が剥離領域となり(圧力がほぼ一定の死水領域となり)、両者のグラフは非常に対照的で興味深い。前縁回転による翼上面頂点付近の負圧増大と後縁付近の圧力回復は、後縁ジェット法における翼下面後縁付近の圧力上昇により生ずる頭下げモーメントを低減する効果もある。

ハイブリッド法では循環がより増大するため、前縁回転法よりも頂点付近の負圧が増大するが、 $x/C=0.23$ から 0.45 まではハイブリッド法の方が圧力は高くなる。しかし、 $x/C > 0.45$ では再びハイブリッド法の圧力が低下する。これは後縁ジェットの効果で翼上面の逆圧力勾配が弱まり、翼中央部の流れが加速されることによる。速度ベクトル分布の第 6.4(b),(d)図の上面前半部に **wall jet** のような流れが加速された領域が存在する。ハイブリッド法では前縁回転法に比べてより加速されており、これは後縁ジェット法の循環増加効果が上乗せされているためである。また、前縁剥離渦も前縁回転により、よりよく形成されることから、ハイブリッド法では前縁回転法と後縁ジェット法の長所が同時に発揮されている。この理由は前述した通りで、それぞれの現象の発生源が十分離れていることによ

る。

翼下面においては、ハイブリッド法は後縁ジェット法を併用しているためジェット前方で圧力が上昇するが、後縁ジェット法の場合と比べて下面全域で $\Delta C_p=0.05$ 程度さらに圧力が増大している。前述したように翼上面の流れがより加速されているため、循環が増加し、その結果、翼下面全域で流れが減速するためである。

第 6.4 図の (a) と (c) を比較すると、後縁ジェット法のジェット吹き出し部から前方では、基準翼の場合と比べて相対的に流れが減速されている。これにより、この部分での圧力上昇が窺われる。前縁回転法（第 6.4(b) 図）とハイブリッド法（第 6.4(d) 図）を比較すると、ハイブリッド法でも後縁ジェット法の効果が有効に機能している。また、ベース部では、後縁ジェットにより、流れがより下方に押しやられていることから、後縁ジェットによる循環増加がハイブリッド法でも発揮されている。

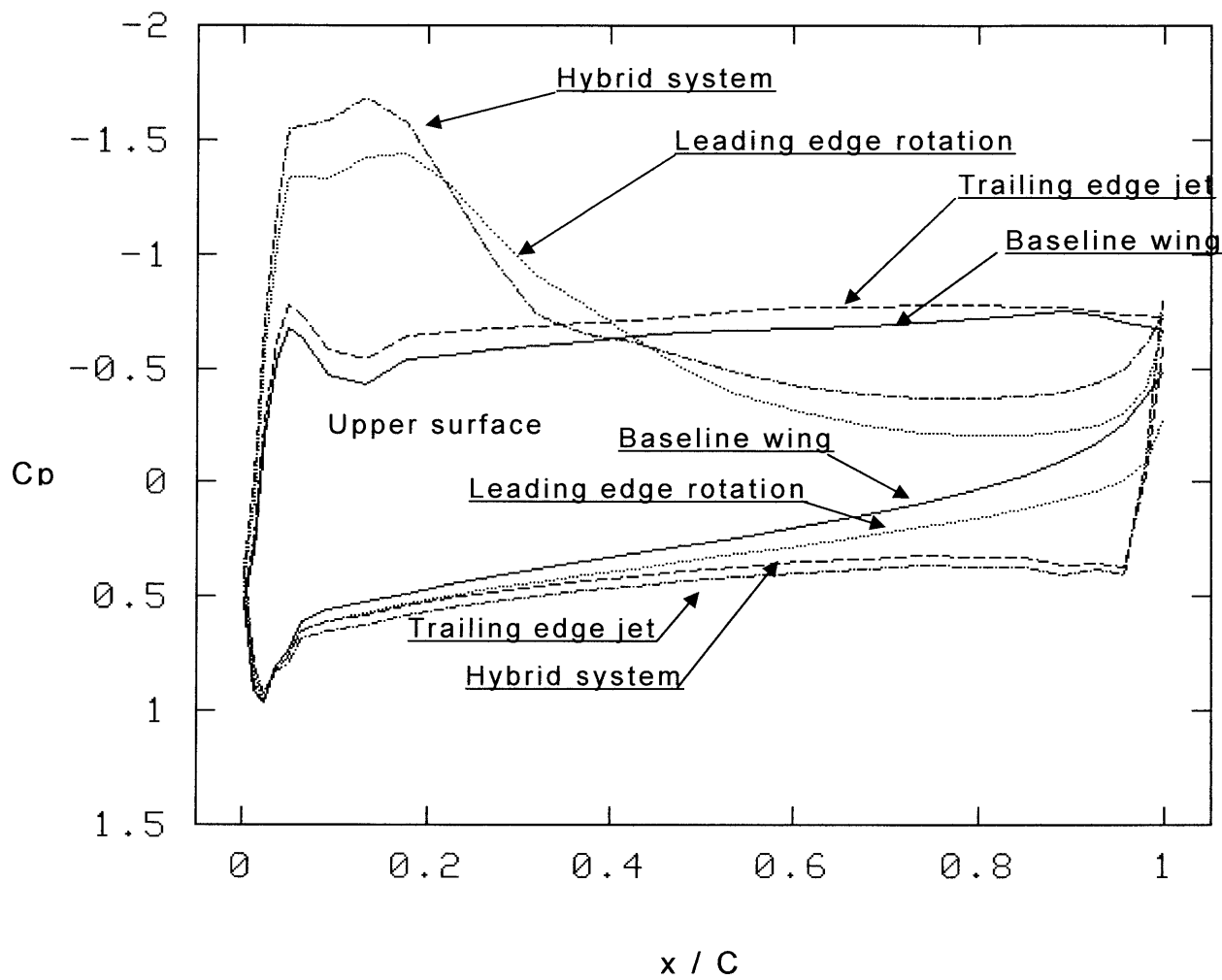
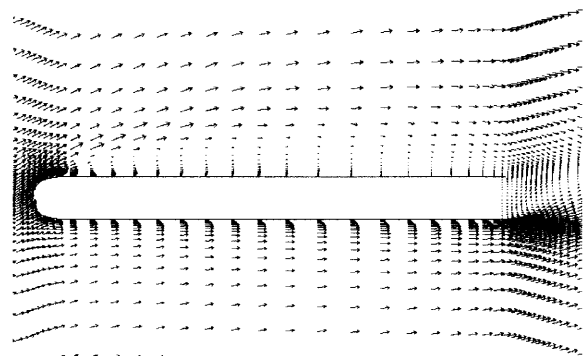
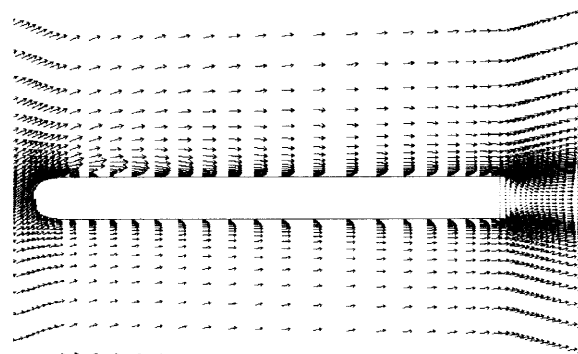


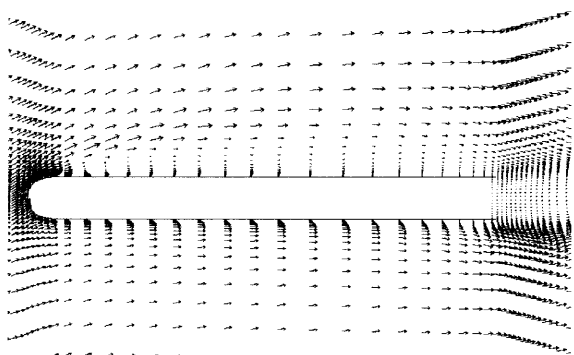
图 6.3 翼表面压力分布 (翼对称面 : $y=0$)



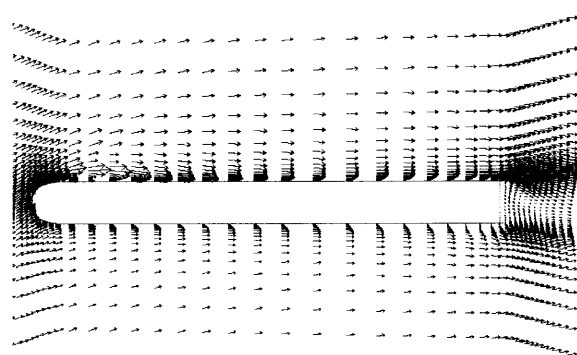
(a) Baseline wing



(b) Leading edge rotation



(c) Trailing edge jet



(d) Hybrid system

図 6.4 翼対称面 ($y=0$) における速度ベクトル分布

第 6.5 図に各揚力増加法における揚力係数の時間変化を示す。ハイブリッド法でも前縁回転法の場合と同様に前縁の回転周期に連動して揚力が増減するが、ハイブリッド法の方が前縁回転法より周期は増大している。時間平均値で比較すると、基準翼に対する揚力増加量は、前縁回転法の場合は約 46%、後縁ジェット法の場合は約 41%であったが、ハイブリッド法の場合は、両者を加算した程度の約 84%の揚力増加が得られた。

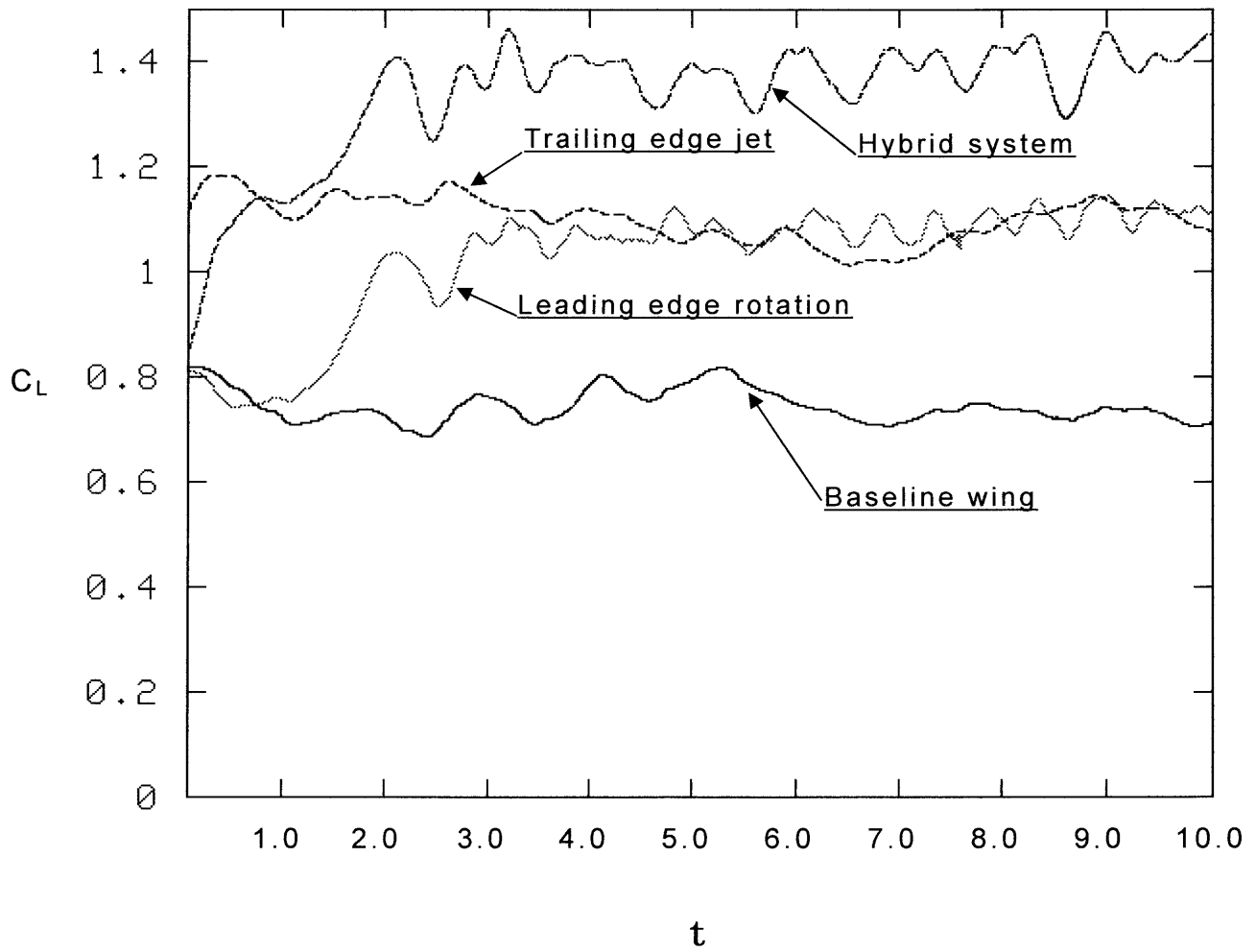


図 6.5 各揚力増加法における揚力係数の時間変化

6.4 本章のまとめ

失速状態にある，丸い前縁を持つ後退角 45 度，厚み比 9.1% の比較的厚いデルタ翼に対して，これまでの著者らの研究で揚力増加効果が確認されている前縁回転法と後縁ジェット法を組み合わせたハイブリッド法を提案し，その効果について調べた．

- ・前縁回転法では翼上面に前縁剥離渦が形成され，後縁ジェット法では下面側の圧力が上昇するなど、それぞれ揚力増加メカニズムは異なるが，それらを組み合わせたハイブリッド法ではそれぞれの揚力増加効果が打ち消し合うことなく加算されて現れることが明らかになった．
- ・本研究でのハイブリッド法の、基準翼の揚力係数の時間平均値に対する揚力増加量は，前縁回転法や後縁ジェット法の約 2 倍の約 84% で、大きな揚力増大効果が確認できた．

第 7 章

結章

本研究では，失速迎角後のデルタ翼の空力特性を改善することを目的に，丸い前縁を持つ後退角 45 度，厚み比 9.1% の比較的厚いデルタ翼の前縁を回転させる前縁回転装置，翼下面後縁からジェットを吹出す後縁ジェット装置，それら二つを組み合わせたハイブリッド法を提案し，その揚力増加への効果を CFD により調べた。

各章について得られた知見をまとめる。

1) 回転前縁装置

第 4 章では，丸い前縁を持つ後退角 45 度，厚み比 9.1% の比較的厚いデルタ翼に関して，失速迎角後の揚力特性を改善する目的で，デルタ翼の半円状前縁部を回転させ，流れ場の変化との対応を調べ，以下の知見を得た。

- ・前縁を翼上面方向に定常回転させると，回転直後は剥離せん断層が翼上面に引き付けられ，それが巻き込むことで前縁剥離渦が形成され，大きな揚力増加が得られた。

- ・しかし、その後前縁近傍から剥離せん断層への渦度の供給が無くなり、前縁剥離渦は消滅して高揚力を維持できなかった。
- ・この渦度供給不足の問題を解消するために、前縁回転速度を周期的に変化させた。その結果、前縁剥離渦が周期的に生成され、高揚力が維持された。
- ・これにより、渦揚力のない基準流れに対し、約 46%の揚力増加が達成され、本研究で提案された剥離流制御法は、少なくとも低レイノルズ数流れにおける失速後のデルタ翼の揚力特性を改善できる可能性を示している。

2) 後縁ジェット装置

第 5 章では、丸い前縁を持つ後退角 45 度、厚み比 9.1%の比較的厚いデルタ翼に関して、デルタ翼の後縁付近で翼下面に垂直にジェットを吹き出し、失速迎角付近で揚力を増加させる方法を提案し、解析した。また、比較のために、ジェットを吹かない場合、および翼ベース部から翼弦に平行にジェットを吹き出す場合も数値解析した。

- ・ジェットを吹かない基準流れの場合には、揚力係数の時間平均値は $C_L = 0.74$ であるのに対して、翼下面垂直ジェットを $C_\mu = 0.045$ で吹くと、 $C_L = 1.04$ と約 45%揚力が増加した。

- ・一方，翼弦方向ジェットの場合には， $C_L = 0.62$ と逆に揚力は減少した．これらのことから，翼下面に垂直下向きにジェットを吹き出す方式が，揚力増加に効果的であることが明らかになった．
- ・さらに，ジェット吹き出し強さを変えて， $C_\mu = 0.011$ とした場合でも $C_L = 0.97$ と基準流れに比べて約 31% もの揚力増加が得られた．このことから，後縁ジェットを翼下面に垂直下向きに吹き出す場合， C_μ が 0.01 以上であれば，30%以上の揚力増加が期待できることが明らかになった．
- ・これら CFD 結果のひとつのケースに対して風洞試験を行い，CFD と実験結果は良い一致を示した．

3) 回転前縁/後縁ジェットハイブリッド法

第 6 章では，失速状態にある，丸い前縁を持つ後退角 45 度，厚み比 9.1% の比較的厚いデルタ翼に対して，これまでの著者らの研究で揚力増加効果が確認されている前縁回転法と後縁ジェット法を組み合わせたハイブリッド法を提案し，その効果について調べた．

- ・前縁回転法では翼上面に前縁剥離渦が形成され，後縁ジェット法では下面側の圧力が上昇するなど、それぞれ揚力増加メカニズムは異なるが，それらを組み合わせたハイブリッド法ではそれぞれの揚力増加効果が打ち消し合うことなく加算されて現れることが明らかになった．

- ・本研究でのハイブリッド法の、基準翼の揚力係数の時間平均値に対する揚力増加量は、前縁回転法や後縁ジェット法の約2倍の約84%で、大きな揚力増大効果が確認できた。

以上のように、丸い前縁を持つ後退角45度、厚み比9.1%の比較的厚いデルタ翼に関して、失速迎角後の揚力特性を改善する方法を提案し、その効果をCFDで確認した。

今後の課題としては、実機への適用が難しい前縁回転装置を、MEMSのような技術を用いて、前縁表面のみが動くシステムとして検討するなどの実用面での技術課題が挙げられる。さらに前縁回転装置に関してもCFDのみの検討ではなく、実験との比較も調査する必要がある。

また、本研究では比較的低いレイノルズ数での調査を行ったため、実機適用を考えた場合、より高いレイノルズ数での調査も必要と考える。

参考文献

- 1) <http://www.nasa.gov>
- 2) <http://spaceflight.nasa.gov>
- 3) 橋本樹明, 久保田孝, 卯尾匡史: 自律機能を搭載した「はやぶさ」航法誘導制御系, 日本航空宇宙学会誌, 53 (2005), pp.237-241.
- 4) <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/hayabusa>
- 5) 野村茂昭: 将来型宇宙輸送システムの研究開発の方向性, 日本航空宇宙学会誌, 49(2001), pp.89-99.
- 6) 本橋和宏, 吉田洋明, 山口雄仁, 石川芳男: 次世代型宇宙輸送機の機体設計と飛行経路の統合的最適化, 日本航空宇宙学会論文集, 51(2003), pp.512-519.
- 7) 麻生茂: 完全再使用宇宙往還機の空力加熱, 日本航空宇宙学会誌, 49(2001), pp.149-151.
- 8) D.G.Murri, G.H..Shah, and D.J.DiCarlo: Actuated Forebody Strake Controls for the F-18 High-Alpha Research Vehicle, J. Aircraft, Vol.32(1995), pp.555-562.
- 9) E.Josyula, and R.E.Gordinier, Computational Simulation of the F-22 Aircraft, J.Aircraft, Vol.36(1998), pp.614-616.
- 10) <http://www.jsf.mil>
- 11) Gursul, I., Taylor, G. and Wooding, C. L.: Vortex Flows over Fixed-Wing Micro Air Vehicles, AIAA Paper 2002-0698, 2002.

- 12) Russell M. Cummings, Scott A. Morton, Stefan G. Siegel, and Steven Bosscher, : Numerical Prediction and Wind Tunnel Experiment for a Pitching Unmanned Combat Air Vehicle, AIAA paper 2003-0417, 2003
- 13) M.Gad-el-Hak: Micro-Air-Vehicle: Can They be Controlled Better?, J.Aircraft, Vol.38(2001), pp.419-429.
- 14) 深見浩司, 東野伸一郎, 桜井晃: 小型無人機の動特性同定を目的とした風洞内係留飛行試験法, 日本航空宇宙学会論文集, 52(2004), pp.241-248.
- 15) Polhamus, E. C.: A Concept of the Vortex Lift of Sharp- Edge Delta Wings Based on a Leading- Edge- Suction Analogy, NASA TN D-3767, 1966.
- 16) 林 良生, 中谷輝臣 : Breakdown を伴う三角翼前縁剥離渦の流れ場, 航空宇宙技術研究所報告, TR-423, 1975.
- 17) M.V.Lowson, A.J.Riley, and C.Swales: Flow Structure over Delta Wings, AIAA paper 95-0586, 1995.
- 18) M.R.Visbal: Computational and Physical Aspects of Vortex Breakdown on Delta Wings, AIAA paper 95-0585, 1995.
- 19) L.E.Ericsson and P.Reding: Unsteady Aerodynamics of Slender Delta Wings at Large Angles of Attack, J.Aircraft, Vol.12(1975), pp.721-729.
- 20) I.Gursul and H.Yang: On fluctuations of vortex Breakdown Location, Phys. Fluids, 7(1995), pp-229-231.
- 21) J.M.Delery: Physics of Vortical Flows, J.Aircraft, Vol.29(1992), pp.856-876.
- 22) W.H.Wentz and D.L.Kohlman: Vortex Breakdown on Slender

- Sharped-Edged Wings, J.Aircraft, Vol.8(1971), pp.156-161.
- 23) J.M.A.Longo: Compressible Inviscid Vortex Flow of a Sharp Edge Delta Wing, AIAA Journal, Vol.33(1995), pp.680-687.
 - 24) H.Kawazoe, Y.Nakamura, T.Ono, and Y.Ushimaru: Static and Total Pressure Distributions around a Thick Delta Wing with Rounded Leading Edge, AIAA paper 94-2321, 1994.
 - 25) M.Menke and I.Gursul: Unsteady nature of leading edge vortices, Phs. Fluids, 9(1997), pp.2960-2963.
 - 26) J.Er-El: Effect of Wing/Canard Interference on the Loading of a Delta Wing, J.Aircraft, Vol.25(1998), pp.18-24.
 - 27) N.G.Verhaagen: Study on a 65-deg Delta Wing at Sideslip, AIAA paper, 2001-0691, 2001.
 - 28) L.E.Ericson: Effect of Leading Edge Cross-Sectional Shape on the High-Alpha Lateral Stability of 45 Deg Delta Wing, AIAA paper, 2001-0128, 2001.
 - 29) J.M.Lunckring: Reynolds Number and Leading-Edge Bluntness Effect on a 65° Delta Wing, AIAA paper, 2002-0419, 2002.
 - 30) P.T.Fink, and J.Taylor: Some early experiments on vortex separation, Aero Res Council, R M no 3489, 1967.
 - 31) 李家賢一: 丸い前縁を有するボルテックス・フラップ付きデルタ翼の低速空力特性について, 日本航空宇宙学会誌, 48(2000), pp. 512-515.
 - 32) D.M.Rao, and T.D.Johnson: Investigation of Delta Wing Leading-Edge Devices: J.Aircraft, Vol.18(1981), pp.161-167.
 - 33) I.Gursul, H.Yang and Q.Deng: Control of Vortex Breakdown with Leading-Edge Devices, AIAA paper, 95-0676, 1995.

- 34) D.I.Greenwell and N.J.Wood: Roll Moment Characteristics of Asymmetric Tangential Leading-Edge Blowing on a Delta Wing, J.Aircraft, Vol.31(1994), pp.161-168.
- 35) G.S.Wong, S.M.Rock, N.J.Wood and L.Roberts: Active Control of Wing Rock Using Tangential Leading-Edge Blowing, J.Aircraft, Vol.31(1994), pp.659-665.
- 36) N.J.Wood, L.Roberts, and Z.Celik: Control of Asymmetric Vortical Flows over Delta Wings at High Angles of Attack, J.Aircraft, Vol.27(1990), pp.429-435.
- 37) N.J.Wood, and L.Roberts: Control of Vortical Lift on Delta Wings by Tangential Leading-Edge Blowing, J.Aircraft, Vol.25(1988), pp.236-243.
- 38) H.E.Helin, and C.W.Watry: Effects of Trailing-Edge Jet Enhancement on Delta Wing Vortices, AIAA Journal, Vol.32(1994), pp.802-804.
- 39) C.Shih and Z.Ding: Trailing-Edge Jet Control of Leading-Edge Vortices of a Delta Wing, AIAA Journal, Vol.34(1996), pp.1447-1457.
- 40) A.M.Mitchell, D.Barberis, P.Molton, and J.Delelry: Control of Leading-Edge Vortex Breakdown by Trailing Edge Injection, J.Aircraft, Vol.39(2002), pp.221-226.
- 41) P.V.Vorobieff, and D.O.Rockwell: Vortex Breakdown on Pitching Delta Wing:Control by Intermittent Trailing-Edge Blowing, AIAA Journal, Vol.36(1998), pp.585-589.
- 42) A.M.Mitchell, D.Barberis, P.Molton, and J.Delery: Oscillation of Vortex Breakdown Location and Blowing Control of

- Time-Averaged Location, AIAA Journal, Vol.38(2000), pp.793-803.
- 43) L.W.Traub, J.L.Gilarranz and O.K.Rediniotis: Delta Wing Hingeless Control Via Synthetic Jet Actuation, AIAA paper, 2002-0415, 2002.
- 44) A.Mitchell, P. Molton, D.Barberis, and J.L.Gbert: Control of Vortex Breakdown by Along-the-Core Blowing, AIAA paper, 2000-2608, 2000.
- 45) S.McCormic and I.Gursul: Effect of Shear-Layer Control on Leading-Edge Vortices, J.Aircraft, Vol.33(1996), pp.1087-1093.
- 46) 辛島桂一：後縁噴射による低縦横比翼の空力特性の制御，日本航空宇宙学会誌，48(2000)，pp.180-183.
- 47) 只熊憲治，麻生茂，谷泰寛：Lateral Blowingによる宇宙往還機基本形状の亜音速領域における空力特性向上の研究，日本航空宇宙学会論文集，Vol.53(2005)，pp.19-25.
- 48) Y.Guy, S.A.Morton, and J.A.Morrow: Numerical Investigation of the Flow Field on a Delta Wing with Periodic Blowing and Suction, AIAA paper, 2000-2321, 2000.
- 49) R.G.Bradley, and W.O.Wray: A Conceptual Study of Leading-Edge-Vortex Enhancement by Blowing, J.Aircraft, Vol.11(1974), pp.33-38.
- 50) J.F.Campbell: Augmentation of Vortex Lift by Spanwise Blowing, J.Aircraft, Vol.13(1976), pp.727-732.
- 51) W.Gu, O.Robinson, and D.Rockwell: Control of Vortices on a Delta Wing by Leading-Edge Injection, AIAA Journal,

Vol.31(1993), pp.1177-1186.

- 52) D.B.Owens and J.N.Perkins: Vortex Suppression on Highly-Swept Wings by Suction Boundary-Layer Control, AIAA 95-0683, 1995.
- 53) H.Johari, D.J.Olinger, and K.C.Fitzpatric: Delta Wing Vortex Control via Recessed Angled Spanwise Blowing, J.Aircraft, Vol.32(1995), pp.804-810.
- 54) A.Mitchell, D.Baberis, and P.Molton: Experimental Studies of Control Techniques for Incompressible 3-D Separation and Vortex Breakdown, AIAA paper, 2000-4415, 2000.
- 55) G. B.Lee, C.Shih, Y. C.Tai, T.Tsao, C.Liu, A.Huang and C. M.Ho: Robust Vortex Control of a Delta Wing by Distributed Microelectromechanical-Systems Actuators, J. Aircraft, 37(2000), pp. 697-706.
- 56) C.Lambert and I.Gursul: Buffeting of a Flexible Fin Over a Delta Wing, AIAA paper, 2001-2426, 2001.
- 57) N.M.Chaderjian, and L.B.Schiff: Navie-Stokes Analysis of a Delta Wing, AIAA paper, 95-1868, 1995.
- 58) N.M.Chaderjian, and L.B.Schiff: Numerical Simulation of Forced and Free-to-Roll Delta-Wing Motions, J.Aircraft, Vol.33(1996), pp.93-99.
- 59) J.C.Tromp: Flowfield Simulation about a 65-Degree Delta Wing during Constant Roll-Rate Motions, J.Aircraft, Vol.36(1998), pp.486-488.
- 60) R.E.Gordnier, M.R.Visbal: Numerial Simulation of Delta Wing Roll, Aerospace Science and Technology, No.6(1998),

pp.347-357.

- 61) R.E.Gordnier: Numerical Simulation of a 65-Degree Delta-Wing Flowfield, J.Aircraft, Vol.34(1997), pp.492-499.
- 62) N.M.Chaderjian: Navie-Stokes Prediction of Large-Amplitude Delta-Wing Roll Oscillations, J.Aircraft, Vol.31(1994), pp.1333-1340.
- 63) R.E.Gordnier: Computation of Delta-Wing Roll Maneuvers, J.Aircraft, Vol.32(1995), pp.486-492.
- 64) J.A.Ekaterinaris and L.B.Schiff: Numerical Simulation of Incidence and Sweep Effects on Delta Wing Vortex Breakdown, J.Aircraft, Vol.31(1994), pp.1043-1049.
- 65) R.E.Gordnier, and M.R.Visbal: Unsteady Vortex Structure over a Delta Wing, J.Aircraft, Vol.31(1994), pp.243-248.
- 66) J.A.Ekaterinaris, R.L.Coutley, L.B.Schiff, and M.F.Platzer: Numerical Investigation of High Incidence Flow over a Double-Delta Wing, J.Aircraft, Vol.32(1995), pp.457-463.
- 67) H.S.Dol, J.C.Kok and B.Oskam: Turbulence Modelling for Leading-Edge Vortex Flows, AIAA paper, 2002-0843, 2002.
- 68) J.R.Forsythe, K.D.Squires, K.E.Wurtzler, and P.R.Spaltart: Detached-Eddy Simulation of Fighter Aircraft at High Alpha, AIAA 2002-0591, 2002.
- 69) Y.L.Moigne, A.Rizzi, and P.Johansson: CFD Simulations of a Delta Wing in High-Alpha Pitch Oscillations, AIAA paper, 2001-0862, 2001.
- 70) Matsuno, T. and Nakamura, Y.: Self-Induced Roll Oscillation of 45-Degree Delta Wings, AIAA 2000-0655, 2000.

- 71) 賈 為, 中村佳朗, 保原 充, 桑原広成: スラット・フラップ翼まわりの流れの計算, 日本航空宇宙学会誌, 37(1989), pp. 430-440.
- 72) 賈 為: 有限体積・差分法による非圧縮性流れの計算法に関する研究, 名古屋大学博士論文, 1991.
- 73) L.E.Ericsson: Moving Wall Effect in Relation to Other Dynamic Stall Flow Mechanisms, J.Aircraft, Vol.31(1994), pp.1303-1309.
- 74) F.O.Thomas, X.Liu, and R.C.Nelson: Experimental Investigation of the ConFluent Boundary Layer of a High-Lift System, AIAA paper, 97-1934, 1997.
- 75) K.Miyaji, K.Fujii, and K.Karashima: Enhancement of the Leading-Edge Separation Vortices by Trailing-Edge Lateral Blowing, AIAA Journal, Vol.34, pp.1943-1945.
- 76) D.M.Israel, and H.F.Fasel: Numerical Investigation of Compressibility Effects on Active Control of boundary Layer Separation, AIAA paper, 2001-2771, 2001.
- 77) D.Munday, J.Jacob, and G.Huang: Active Flow Control of Separation on a Wing with Separation on a Wing with Oscillatory Camber, AIAA paper, 2002-0413, 2002.
- 78) J.F.Dietiker, and K.A.Hoffmann: Boundary Layer Control in Magnetohydrodynamic Flows, AIAA paper, 2002-0130, 2002.
- 79) J.F.Slowski, J.J.Gorski, R.W.Miller, and T.A.Marino: Numerical Simulation of Circulation Control Airfoils as Affected by Different Turbulence Models, AIAA paper, 2002-0851, 2002.
- 80) A.A.Hassan, and E.A.Munts: Transverse and Near-Tangent

- Synthetic Jets for Aerodynamic Flow Control, AIAA paper, 2000-4334, 2000.
- 81) M.Amitay, M.Horvath, M.Michaux, and A.Glezer: Virtual Aerodynamic Shape Modification at Low Angles of Attack using Synthetic Jet Actuators, AIAA paper, 2001-2975, 2001.
- 82) A.A.Hassan: Applications of Zero-Net-Mass Jets for Enhanced Rotorcraft Aerodynamic Performance, J.Aircraft, Vol.38(2001), pp.478-485.
- 83) S.K.Sinha: Flow Separation Control with Microflexural Wall Vibrations, J.Aircraft, Vol.38(2001), pp.496-503.
- 84) D.Greenblatt and I.Wygnanski: Dynamic Stall Control by Periodic Excitation, Part 1:NACA 0015 Parametric Study, J.Aircraft, Vol.38(2001), pp.430-438.
- 85) D.Greenblatt, B.Nishri, A.Darabi, and I.Wygnanski: Dynamic Stall Control by Periodic Excitation, Part 2:Mechanisms, J.Aircraft, Vol.38(2001), pp.439-447.
- 86) S.Heinzen, C.Hall and N.Chokani: In-Flight Application of Active Separation Control Using Pulsed Jet Blowing, AIAA paper, 2002-0416, 2002.
- 87) V.J.Modi: On the Moving Surface Boundary-Layer Control, AIAA 2000-2238, 2000.
- 88) H.Schlichting: Boundary- Layer Theory McGRAW-HILL, 1979, pp. 93-95.
- 89) 神下理, 麻生茂, 辛島桂一, 佐藤清: Lateral Blowing による次世代 SST 用改良アロー翼の亜音速領域における空力特性向上の研究, 日本航空宇宙学会誌, 49 (2001), pp. 174-180.

謝辞

本研究をまとめるにあたり，名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻 中村佳朗教授には，終始熱心なご指導と励ましを頂きました。先生から頂いた助言の数々は今後の私の人生の糧として深く心に刻みます。また，先生には精神的な面でも支えになって頂きました。心から感謝いたします。

本論文をまとめるにあたり，名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻 上田哲彦教授，梅村章教授，同計算理工学専攻 金田行雄教授には貴重なご意見を賜りました。深く感謝いたします。

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻 Igor Menshov 助教授には，本論文をまとめるにあたり，貴重なご意見を賜りました。心から感謝いたします。

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻 金子宗嗣助手には，研究を進めるにあたり，様々なご支援を賜りました。深く感謝いたします。

風洞実験では，新明和工業株式会社 相馬司君にご協力いただきました。心より感謝いたします。

また，ノートルダム大学 P.D.松野隆博士，川崎重工業（株）中村哲也君，名古屋大学大学院工学研究科博士後期過程北村圭一君，橋本敦君をはじめ，流体力学研究室の諸兄には数々の助言・激励をしていただいたことに，深く御礼を申し上げます。

研究業績

原著論文

1. 東 大輔, 中村佳朗, “回転する前縁部によるデルタ翼の揚力増加”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 51, No. 589, 2003, pp. 52-60.
2. 東 大輔, 中村佳朗, “デルタ翼後縁ジェットによる揚力増加”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 52, No. 602, 2004, pp. 108-113.
3. 東 大輔, 中村佳朗, “前縁回転/後縁ジェットハイブリッド法によるデルタ翼揚力増加”, 日本航空宇宙学会論文集, (掲載決定)

国際学会プロシーディング

1. D. Azuma and Y. Nakamura, “Lift Enhancement of a Thick Delta Wing Using a Rotational Leading Edge”, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit : High Angle-of-Attack & High Lift Aerodynamics session , AIAA Paper 2002-0847, 2002

学会発表

1. 東 大輔, 中村佳朗 “ロール運動するデルタ翼まわりの流れの数値シミュレーション”, 日本数値流体力学学会 第 14 回 数値流体力学シンポジウム 講演論文集 CD-ROM, 2000.
2. 東 大輔, 中村佳朗 “回転運動する前縁部をもつデルタ翼の空力特性”, 航空宇宙技術研究所特別資料 航空宇宙数値シミュレーション技術, シンポジウム 2001 論文集 SP-53, 2002, pp.263-266.
3. 東 大輔, 中村佳朗 “デルタ翼回転前縁によるローリングモーメント制御”, 第 33 回 流体力学講演会講演集, 2001, pp. 145-148.
4. 東 大輔, 中村佳朗 “後縁ジェットによるデルタ翼高揚力装置の数値計算”, 日本数値流体力学学会 第 15 回 数値流体力学シンポジウム 講演論文集 CD-ROM, 2001.
5. 東 大輔, 中村佳朗 “デルタ翼の高揚力発生メカニズムに関する数値解析”, 第 33 期 日本航空宇宙学会年会講演会講演論文集.
6. 東 大輔, 中村佳朗 “回転前縁/後縁ジェットハイブリッド法によるデルタ翼揚力増加”, 航空宇宙技術研究所特別資料 航空宇宙数値シミュレーション技術 シンポジウム 2002 論文集 SP-57, 2003, pp.286-291.