

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

超音速機高揚力装置に関する数値解析及び考察

雷 忠

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

超音速機高揚力装置に関する数値解析及び考察

Numerical Investigation of Supersonic Transport High-Lift Devices

雷 忠^{*1}
Zhong LEI^{*1}

* 1 航空プログラムグループ 超音速機チーム
Supersonic Transport Team, Aviation Program Group

2008年2月

February 2008

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

超音速機高揚力装置に関する数値解析及び考察*

雷 忠^{*1}

Numerical Investigation of Supersonic Transport High-Lift Devices*

Zhong LEI^{*1}

Abstract

Flow field around a configuration of supersonic transport with high-lift devices at low speed and high angle of attack was investigated by solving Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The configuration was consisted of a fuselage and a cranked arrow wing, with leading-edge and trailing-edge flaps. Numerical simulations were conducted and validated at conditions of the wind-tunnel test. Details of flow field at the design condition were analyzed using computational results. Effect of the high-lift devices on aerodynamic performance was discussed. The leading-edge vortices were reduced both in size and in strength by deflecting the leading-edge flap and the drag was reduced. A typical leading-edge vortex flap was confirmed. The trailing-edge flap increased the effective camber of the wing and improved the lift force. Furthermore, it was shown that the aerodynamic performance was improved by combination of the leading-edge and trailing-edge flaps.

Keywords: supersonic transport, high lift device, vortical flow, aerodynamic performance

概 要

本研究では、低速と高迎角における超音速機形態のまわりの流れ場に関してCFD解析を行い、風洞試験と比較し、CFD解析精度を検証した。数種類の高揚力形態の解析により、流れの詳細を調査し、翼前・後縁高揚力装置の有効性を考察した。前縁フラップが、剥離を抑制しボルテックス・フラップとして機能することによって、抵抗を低減する効果を確認した。また、後縁フラップが、キャンバー効果により揚力を増加させ、揚抗比を向上させる効果を確認した。前後縁フラップを組み合わせた複合効果のメカニズムを考察し、前縁付近の吹き上げと後縁付近の吹き下ろしが増加することによって機体の空力性能がさらに改善されることが分かった。最後に、高揚力装置設計について展望を述べる。

記号表

\bar{c}	=	翼平均空力弦長 (MAC), m
c	=	翼局所弦長, m
c_l	=	翼断面揚力係数
c_d	=	翼断面抵抗係数
C_L	=	揚力係数
C_D	=	抵抗係数
C_m	=	ピッチング・モーメント
C_p	=	圧力係数, $(p - p_\infty)/(0.5U_\infty^2)$
Cr	=	翼根部の弦長, m
L/D	=	揚抗比
p	=	静圧
p_0	=	総圧

p_∞	=	一様流圧力
Re	=	レイノルズ数
U_∞	=	一様流速, m/sec
X	=	翼頂点から機体軸方向の距離, m
x	=	胴体ノーズから機体軸方向の距離, m
y	=	機体軸から翼スパン方向の距離, m
z	=	機体軸から上向き機体垂直の距離, m
α	=	機体迎角, degree ($^\circ$)

1. はじめに

超音速巡航時の揚抗比 (L/D) を向上させ、高い空力性能を実現するために、低アスペクト比と大後退角を有するデルタ翼が主翼としてよく用いられる。一方、従来の亜音速機に比べ、デルタ翼の揚力傾斜は小さいこと

* 平成19年12月10日受付 (received 10 December 2007)

*1 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)

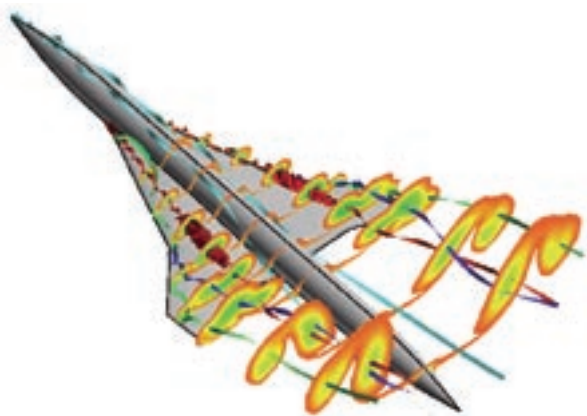


図1 低速大迎角超音速機形態の流れ

がよく知られている。離着陸時に低速で大きな迎角をとる場合、翼上面に前縁から剥離渦が形成され、それによって翼に働く揚力は増加するが、同時に抵抗も増加し、その割合が大きいため、高い揚抗比 (L/D) が得るのが困難である。図1に低速大迎角における超音速機の前縁から剥離した流れの様子を示す。離着陸時の揚抗比を改善することは航空機設計において大きな空力課題として古くから取り組まれてきた。高い揚抗比を実現する手段としては高揚力装置を適用することが考えられる。離着陸時の空力性能の改善はエンジン推力の低減、燃費の削減、滑走距離の短縮などにつながる。経済性と環境適応性にも優れた次世代超音速旅客機は、離着陸時に十分な低速性能を持つことが要求される。

次世代超音速旅客機 (the next generation Supersonic Transport) の国際開発に向けて、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は旧航空宇宙技術研究所の時代から1997～2006の間に小型超音速実験機プロジェクトを進めた^[1]。この計画では、風洞試験に頼らざるを得なかった第一世代超音速旅客機 Concorde の開発手法とは異なり、近年急速に発達した数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics) を用いた設計技術と高性能の計算機を駆使した超音速機体形状設計を行った。次世代超音速機プロジェクトの要素研究の一環として、空力設計において離着陸空力性能の改善を盛り込むため、風洞試験と数値解析を用いて、高揚力装置の研究が行われた。

超音速機に特徴的な低アスペクト比と大後退角は、通常の翼とは異なり、大迎角時に前縁剥離渦を伴う非線形揚力と呼ばれる付加揚力を生み出すと同時に、大きな抵抗を発生してしまう。離着陸の空力性能を改善するには高揚力装置が不可欠である。超音速旅客機の高揚力装置に関して、米国 NASA の High Speed Research Program (HSRP)^[2] と欧州の European Project for Improvement of Supersonic Transport Low Speed Efficiency (EPISTLE)^[3]

プロジェクトで研究開発が行なわれてきた。しかしながらいまだに、超音速機の高揚力装置による物理現象および空力性能の改善方法については国際的にも十分な知見が得られていない。一つの方法として、比較的簡単、且つ有効な前縁ボルテックス・フラップ (Leading Edge Vortex Flap)^[4,5] があげられる。前縁ボルテックス・フラップとは、翼前縁の一部を下方へ折り曲げることによって、前縁剥離の形成を大きく抑制しながら、剥離渦をフラップ上面に再付着させる装置である。フラップ上に生じた剥離渦が翼前縁の斜め前方に吸引力を生み出して、翼に働く抵抗力を低減させる。その結果、抵抗が減少し、揚抗比が改善される。

離着陸時の低速大迎角においては、形状の複雑さに加えて、翼の前縁から剥離渦が形成されるため、境界層の剥離や再付着、剥離渦の挙動など複雑な現象が生じる。このような複雑な物理現象を解明するには、風洞実験だけでは十分ではない。CFD解析は風洞試験に比べて、より詳細な流れ場を提供できるため、流れの物理現象の解明や航空機の性能予測や設計などに現在、有効な手段として不可欠である。また、様々な条件に対して、風洞で容易に実験できない流れをCFDで予測することも可能である。超音速機の高揚力装置の開発にも、CFDによる低速性能の予測と設計技術が大きく期待されている。このような流れに対してCFDの信頼性や精度を明確化し、解析技術を確立する必要がある。

著者はこれまでCFD解析コードを開発し、超音速実験機の基本形態と高揚力形態流れの解析を実施し、試験結果との比較によりCFD解析コードの検証を行った^[6]。その結果、CFD解析結果は風洞試験と良好に一致し、妥当性が確認された。さらに、高揚力装置による空力性能改善の物理原因を解明するために、低速設計条件における流れ場の詳細について、計算結果を使って分析を行った。本報告書は、これらの研究成果をまとめたものである。本研究では、前縁ボルテックス・フラップと後縁フラップを利用する小型超音速ジェット実験機の翼胴模型を対象とする。

本研究の目的は、次の通りである。

1. 低速、大迎角における超音速旅客機形態まわりの流れを解析するCFD技術を開発し、解析精度を検証する。
2. 数値解析により離着陸時の空力性能を改善するメカニズムを解明し、高揚力装置設計のための知見を得る。

これらによって離着陸時における超音速旅客機機体まわりの流れを解析する技術を確立し、高揚力装置設計のための解析ツールを備える。

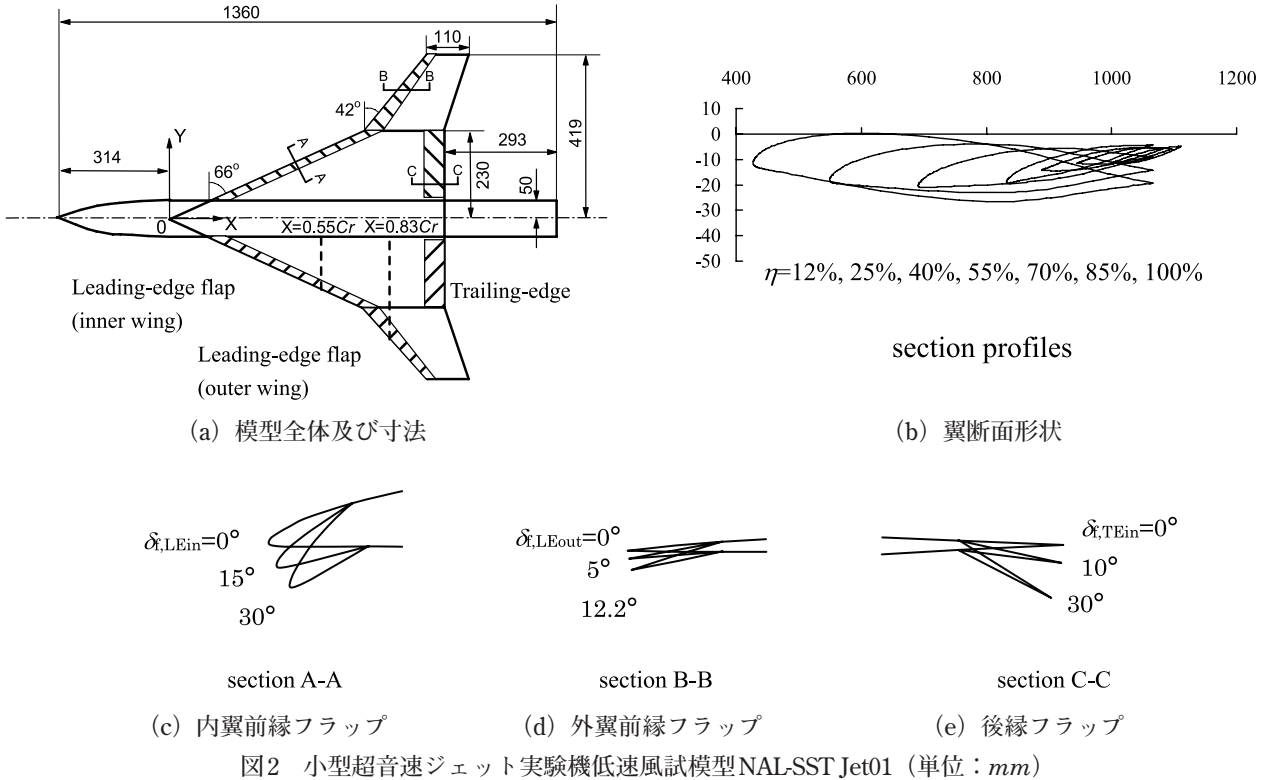


図2 小型超音速ジェット実験機低速風試模型NAL-SST Jet01 (単位: mm)

2. 模型と風洞試験

本研究で用いた超音速機形状の基本形態は、当機構で研究開発された小型超音速ジェット実験機の第01次形状として採用された機体の翼胴模型を8%に縮小したものである。図2にジェット実験機01次形状^[7]の高揚力形態の翼胴風洞試験模型を示す。模型緒元は、模型全長1.36m、翼幅 $b = 0.419\text{m} \times 2$ 、翼面積 $S_w = 0.292\text{m}^2$ 、主翼のアスペクト比 (AR) = 2.42、平均空力コード長 $\bar{c} = 0.459\text{m}$ である。基本形態の主翼はクランクド・アロー翼であり、高揚力装置として内翼前縁、外翼前縁及び後縁にそれぞれに舵角が異なるフラップを取り付ける。主翼の平面形が、超音速巡航時 ($M = 2$) で設計した結果として、Arrow型を採用され、内翼が後退角 $\lambda = 66^\circ$ を持つ亜音速前縁であり、低速と遷音速性能の改善を考慮して外翼が後退角 $\lambda = 42^\circ$ を持つ形状である。機体軸から翼端方向にsemi-spanの55%キック位置に内翼と外翼が繋がる。また、超音速理論Carlson法^[8]を用いて初期形状のWarp設計を行った。8種類の関数で表せる基

本荷重分布形を設定し、超音速巡航時での揚力依存抵抗最小になるように変分法によりそれらの組み合わせ係数を求めて、捻り角とキャンバー・ライン分布を決めた。内翼の翼断面はNACA66シリーズの翼厚分布を有し、外翼は最大厚み比3%を持つbiconvex翼である。主翼は翼根から翼端に向かって少しずつ傾きを小さくするように捻り下げる。主翼と胴体との取り付け部では機体軸に対して 1.58° の取り付け角度を持つ。胴体のノーズ部は胴体全長の25%までがogive cone形状であり、ノーズ部分を除いた部分が直径0.1mの円柱である。

通常、複雑な機構により作動する高揚力装置は、現実には薄い超音速翼に対して適用が困難なため、本研究では比較的簡単な機構により実現できる前縁ボルテックス・フラップと後縁フラップを採用した。前縁フラップを下方へ折り曲げて迎角より小さい有効角度をとることで前縁剥離を抑制する効果によって、空力性能が向上すると考えられる。後縁フラップは内翼後縁付近に翼の一部だけをヒンジ・ラインから下方へ折り曲げることで揚力を増加させ、離着陸時に必要な揚力を得る装置であ

表1 フラップの諸元

	内翼前縁フラップ	外翼前縁フラップ	後縁フラップ
舵角	$0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$	$0^\circ, 5^\circ, 12.2^\circ$	$0^\circ, 10^\circ, 30^\circ$
フラップ面積/主翼面積	2.9%	2.2%	3.5%
フラップ幅 (翼弦長方向)	10% 平均空力コード長	20% 局所翼弦長	12.5% 平均空力コード長

*フラップ舵角の定義：内翼前縁、後縁フラップはヒンジラインに垂直方向、外翼前縁フラップは機体座標系のx-z面



図3 JAXAの2m×2m低速風洞試験の様子

る。図2 (a) に斜線で塗りつぶした部分は前、後縁フラップを表す。各種フラップの諸元を表1に示す。

本模型の風洞試験は郭ら^[9]によりJAXA総合技術研究本部の第二低速風洞 (LWT2) で実施された。風洞は2m×2mの測定部を持つ回流型である。実験の様子を図3に示す。模型はスティングを介してロボット・アーム支持装置に取り付けられた。ロボット・アームの閉塞率は9%である。ロボット・アームは3軸方向に移動、回転するとともに、常に模型の空力中心を風洞測定部中心位置に固定している。6分力空気力は内挿天秤により測定された。ピッチング・モーメントの中心は平均空力弦長25%位置 ($x = 721.7\text{mm}$) の空力中心に置かれ、機首上げを正とする。翼表面圧力は左翼上面の機体軸方向に翼頂点からの距離 $X = 0.55Cr$ 、及び $0.83Cr$ の各断面に設けた10点ずつ設けられた計20点の静圧孔により計測された。また、翼面上の流れ特性を把握するため、表面オイル・フローによる可視化を行った。これらの風洞試験データに基づいて高揚力装置による空力性能改善のメカニズムを調査した。さらに、粒子画像流速測定法 (PIV) による空間速度分布を測定し、翼前縁剥離渦の挙動を詳細に調査した^[10]。試験条件としては、迎角 $\alpha = -4^\circ \sim 40^\circ$ の範囲で、風速は30m/s、翼平均空力コード長に基づいたレイノルズ数 Re は 0.945×10^6 である。本稿では、簡略化のため、文献 [9] と同様に表2のように S_{xxyyzz} で模型形態を表記する。Sは模型形状を

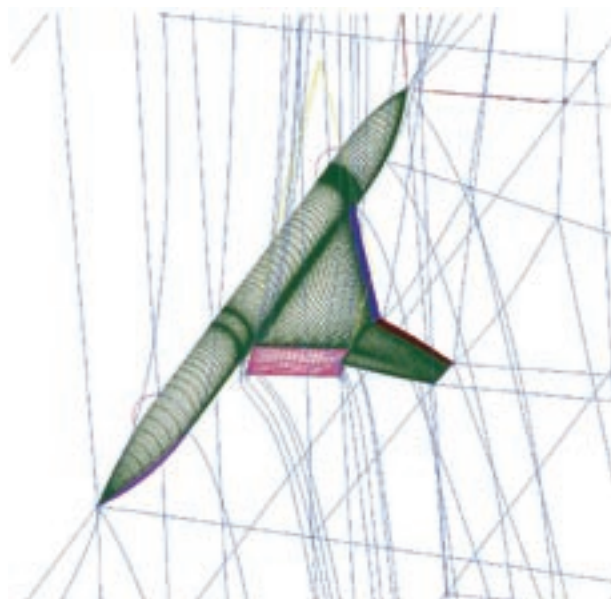


図4 前・後縁フラップ操舵した形態の計算格子

意味する。“xx”は内翼前縁フラップ舵角，“yy”は外翼前縁フラップ舵角，“zz”は後縁フラップ舵角を表す。すべてのフラップは、下方に折り曲げる舵角を正とする。本研究で、考察した高揚力装置形態のパラメータを表2に示す。

3. 数値解析

流れ場の支配方程式としてレイノルズ平均ナビエー・ストクス方程式を解析した。乱流モデルには Spalart-Allmaras (SA) モデル^[11] と改良した Spalart-Allmaras (SARC) モデル^[12] と、Menter の SST $k-\omega$ モデル^[13]、Launder-Sharma $k-\epsilon$ (LS) モデル^[14] を用いて渦粘性を求めた。空間離散化には差分法を適用した。複雑な形状に対応したマルチブロック構造格子ソルバー Aerodynamic Computational System (ADCS) により数値解析を行った。非粘性流束の評価には内挿により3次精度で求める Chakravarthy-Osher スキームを適用した。粘性項の評価には2次精度の中心差分を用いた。時間積分には対流項と粘性項とソース項を含めてLU-ADI陰解法を適用した。さらに、収束を加速するために粘性と非粘性を考慮した局所時間刻み法を併用した。物体表面

表2 高揚力装置形態の定義

模型名前	内翼前縁 フラップ舵角	外翼前縁 フラップ舵角	後縁 フラップ舵角	高揚力装置形態
S000000	0°	0°	0°	基本形態
S000010	0°	0°	10°	後縁フラップ形態
S301200	30°	12.2°	0°	前縁フラップ形態
S301210	30°	12.2°	10°	複合形態

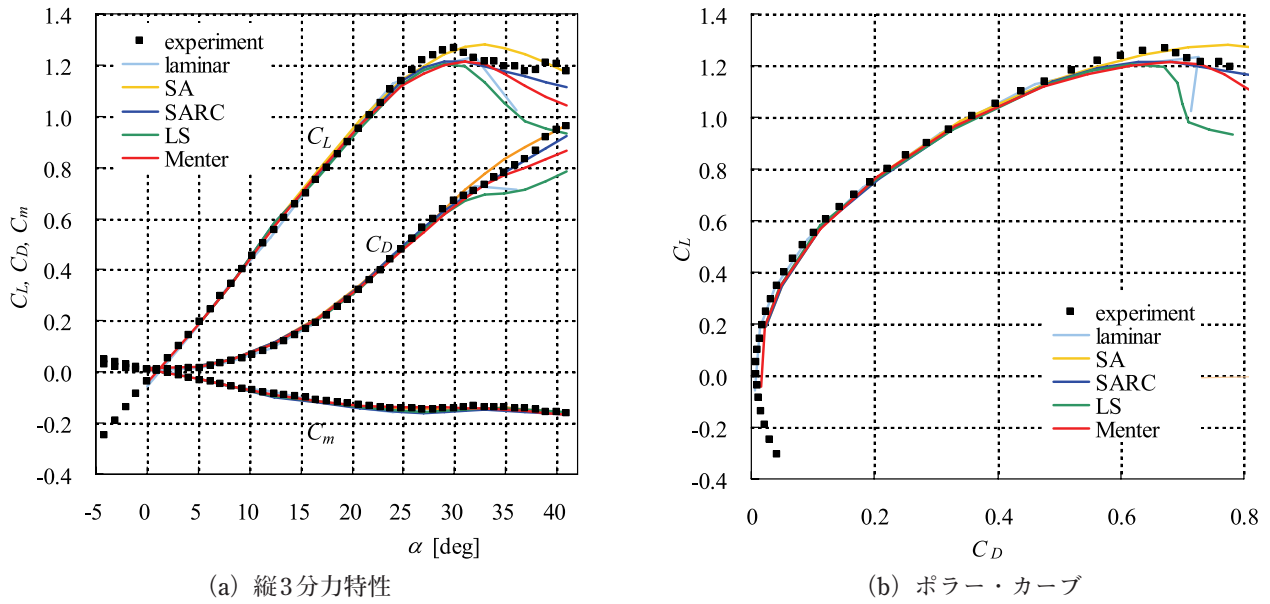


図5 基本形態の空力特性：乱流モデルの比較

に滑りなし条件，中心面に対称条件，遠方に無反射条件を適用した。計算条件は風洞試験に合わせて，マッハ数0.088とし，定常，乱流モデルを適用する場合は全域乱流を仮定した計算を行った。

CFD解析では半裁模型を対象として計算を行った。前，後縁フラップを操舵した高揚力形態の格子を図4に示す。物体近傍の乱流境界層と物体表面から剥離した渦を捉えるためには，物体から離れる方向に十分な格子点を分布させることが必要である。模型形態によって総格子点数が異なるが，物体表面から離れる方向に100点を分布した。さらに，乱流境界層の層流低層や，流れが急激に変化する剥離や再付着などを考慮すれば，物体近傍で格子幅を小さくしなければならない。本研究では，最小格子幅 $\Delta s_{\min} = 0.01 / \sqrt{Re} = 1.0 \times 10^{-5}$ ($y^+ = 0.9$) とした。また，物体近傍では表面から離れる格子線が表面に垂直になるように格子を生成した。計算領域は模型前後に約20倍，上下と横方向に15倍平均空力コード長とした。図4に例として，ジェット実験機1次形状の高揚力形態に対して生成したマルチ・ブロック計算格子（総格子点数660万）を示す。

4. 数値解析の検証

CFD解析の検証として乱流モデル及び全面層流で基本形態まわりの流れを解析し，風洞実験計測と比較して，解析精度の評価を実施した。

風洞試験で計測した空気力データとCFD解析で予測した揚力係数 C_L と抵抗係数 C_D とピッチング・モーメント C_m をまとめて図5 (a) に，揚力係数 C_L と抵抗係数 C_D のポラー・カーブを図5 (b) に示す。CFDでは4つの乱流モデル及び全面層流で計算を行った。迎角25°ま

ですべての乱流計算結果と実験値が良好に一致している。全面層流とした場合でも，積分値である力には大きな差が見られない。しかし，さらに迎角が大きくなると，失速角と最大揚力値 $C_{L,max}$ は乱流モデルに依存していることが分かる。SAモデルが実験より失速角を過大に評価したことに對して，改良SARCモデルとLS $k-\epsilon$ モデル，Menter's $k-\omega$ は低い失速角と小さい $C_{L,max}$ を予測した。一方，乱流モデルによるピッチング・モーメントへの影響は失速付近でも少ないと見られる。

迎角5°，12°，20°における揚力と抵抗それぞれの圧力と摩擦成分を図6に示す。実験と比較すると揚力の差は殆ど見られない。全揚力に占める表面摩擦力の成分が圧力成分に比べて非常に小さい。一方，抵抗値は迎角が大きくなると，圧力抵抗成分が大きく増加することに対して，剥離が大きくなったため摩擦抵抗成分が若干小さくなった。迎角が大きくなるほど，圧力抵抗成分が全抵抗に占める割合は大きくなる。表面摩擦抵抗を比較しても乱流モデル同士にも差が見られる。改良SARCモデルとLS $k-\epsilon$ モデル，Menter' $k-\omega$ モデルに比べ，SAモデルは抵抗値を過大評価した。乱流計算に比べ，層流計算では摩擦抵抗が小さかった。

図7に迎角12°，図2に示した $X = 0.55Cr$ と $X = 0.83Cr$ 断面における速度大きさの分布を示す。各乱流モデルで予測された剥離線と剥離領域の大きさと前縁剥離から形成された縦渦の崩壊点の違いが見られる。PIV試験では $X = 0.55Cr$ 断面に比べて， $X = 0.83Cr$ 断面において内翼の剥離渦中心付近で速度の絶対値が小さくなっており，剥離渦が崩壊に近い状態である。それに比べて，SAモデルの解析では過大評価した渦粘性により渦中心付近の拡散が強いため，内外翼渦コアの大きさ及び翼表

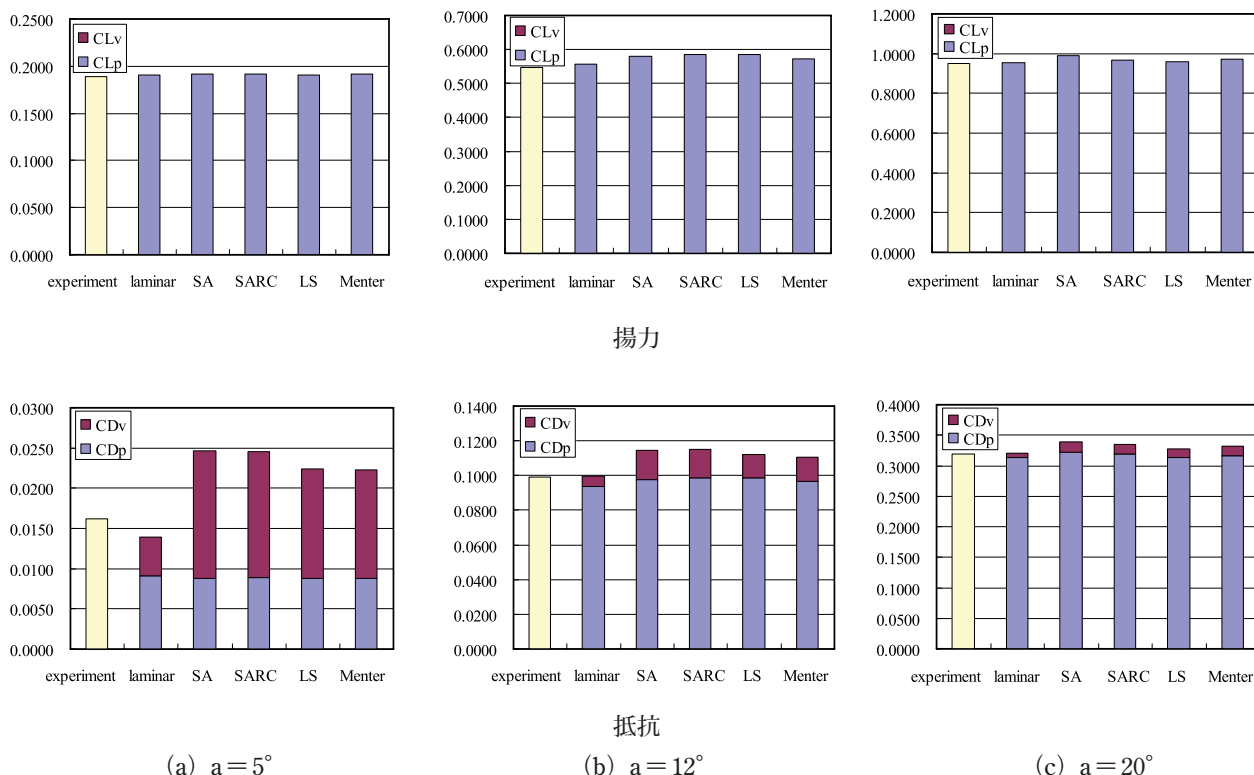


図6 力成分の比較

面からの距離を過大に予測し、渦コア中心の速度が大きくなり、渦崩壊が遅れていることが分かる。一方、渦の旋回効果を考慮したSARCモデルでは渦粘性が小さく、渦コアを小さく予測した。Menter's $k-\omega$ モデルの解析結果は $X=0.83C_r$ 断面においてPIV試験に比べて、渦がはやめに崩壊しており、渦粘性を過小に評価したと考えられる。LS $k-\epsilon$ モデルは内翼2次渦が早めに外翼渦に巻き込まれたため、予測できなかった。いずれの乱流モデルも前縁剥離渦の崩壊を予測できなかった。

図8に迎角 5° 、図9に迎角 12° 、図10に迎角 20° で $X=0.55C_r$ と $X=0.83C_r$ 断面の模型上面圧力分布を示す。各図の右端が翼端、左端が胴体中央部に対応する。圧力のピークが前縁剥離渦を表す。CFD解析結果と風洞試験計測データの違いが見られる。風洞試験の表面オイルフロー可視化^[9]では内外翼ともに前縁剥離による2次渦が確認された。しかし、風洞試験の圧力計測点が少ないため、図10(a)にしか2次渦が確認できない。それに対して、全面層流の場合、境界層が剥離し易いと考えられ、図9(a)に翼端付近で計算結果に2次渦が大きく予測され、実験では観察されなかった3次渦(図9(a)の前縁付近)も予測された。他の乱流モデルの結果に比べて、外翼前縁の圧力分布に大きな差も見られた。全面層流を仮定したCFD解析は定性的にも、定量的にも風洞実験の流れを再現できなかった。渦粘性を過大評価し

たSAモデルでは、例えば、図9(a)と図10(a)に、2次渦を再現できなかった。また、図8(a)、(b)と図10(a)に全面層流とSAモデルの計算結果では渦の位置が実験とずれている。それに比べ、図9(a)と図10(a)に示すように、改良したSARCモデルは元のSAモデルより、解析結果がよく改善されたことが分かる。LS $k-\epsilon$ モデルでは予測した1次渦は実験と一致しているが、2次渦が小さすぎる。つまり、壁近傍ではLS $k-\epsilon$ モデルが渦粘性を過大評価したことが分かる。他のモデルに比べて、Menter's $k-\omega$ モデルでは1次渦と2次渦を定量的にもよく再現し、渦の位置、圧力ピークが実験値とよく一致している。しかし、迎角 12° で $X=0.83C_r$ 断面の付近で内翼前縁剥離渦が崩壊したため、図9(b)に示すように、いずれの乱流モデルも実験と一致していない。

全体的に、いずれの乱流モデルも、空気力をよく予測できた。しかし、詳細な流れ場に関しては、差異が見られる。総合的に、Menter's $k-\omega$ モデルが実験に最も近い結果を得られた。

大きな前縁後退角を持つ超音速翼の場合は、高い迎角で前縁から剥離した縦渦が崩壊し、渦揚力を失う。CFD解析では、渦崩壊を正確に捉えられていない。また、風洞試験に比べて抵抗値を過大に評価したことが分かる。その原因について次のように考えられる。(1) 模型の違い。風洞試験で模型がスティングを介してロボッ

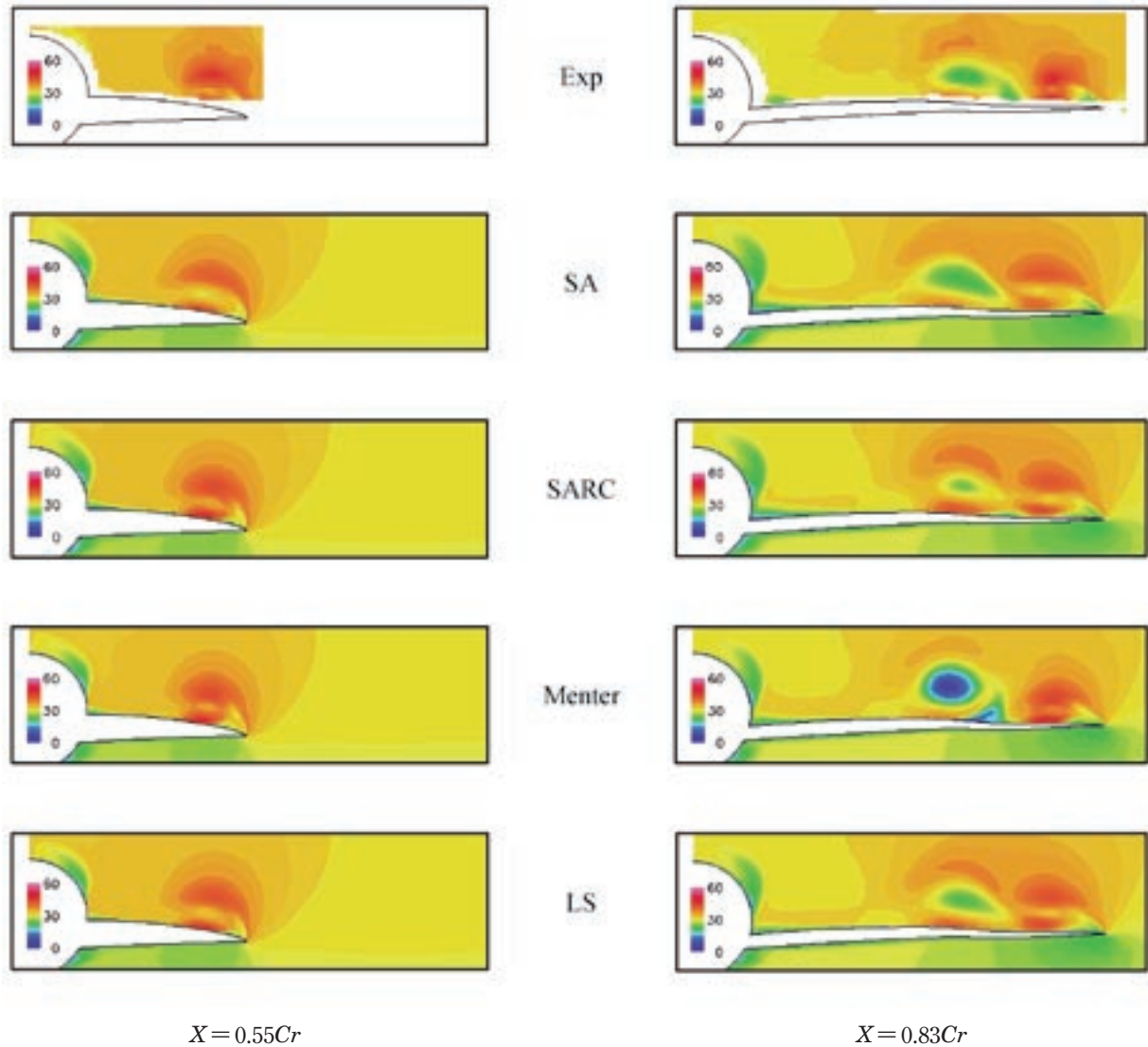


図7 基本形態の前縁剥離渦：平均速度絶対値分布のPIV試験とCFD結果比較 ($\alpha = 12^\circ$)

ト・アーム支持装置に取り付けられて、CFD解析では支持装置の代わりに後部胴体が閉じるように形状を修正した。(2) 層流域の存在。CFD解析で全面乱流を仮定したことに対して、風洞試験では実際に一部の領域において層流が存在すると思われる。しかし、大きな剥離流れの場合は現在、遷移を予測する有効な手法がない。(3) 乱流モデル。本研究で調査した4つの乱流モデルがいずれも失速迎角の付近において高い精度を持っていない。複雑な物理現象、特に渦崩壊を再現するのが課題として残されている。(4) 数値計算の誤差。離散化精度や格子依存性、収束程度などにより、元の流れ支配方程式と乱流モデル輸送方程式が厳密に満たされていない。また、失速後に、計算結果と風洞試験結果に大きな差が見られるが、これは風洞試験では強い非定常性と左右非対称性が観測されたためである。失速後の予測精度を改善するには、全裁模型の非定常計算が必要であると考え

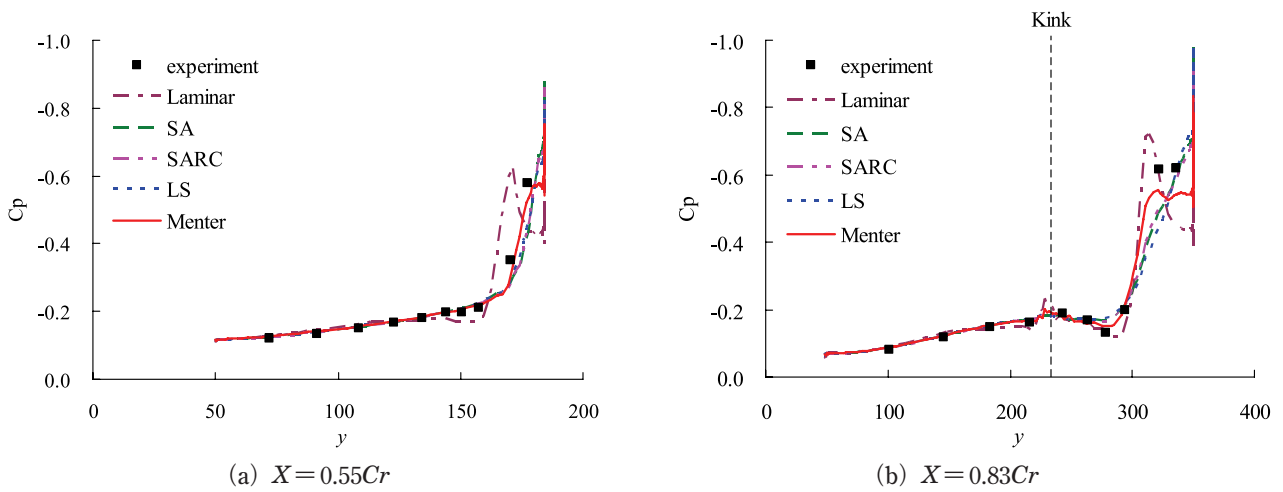
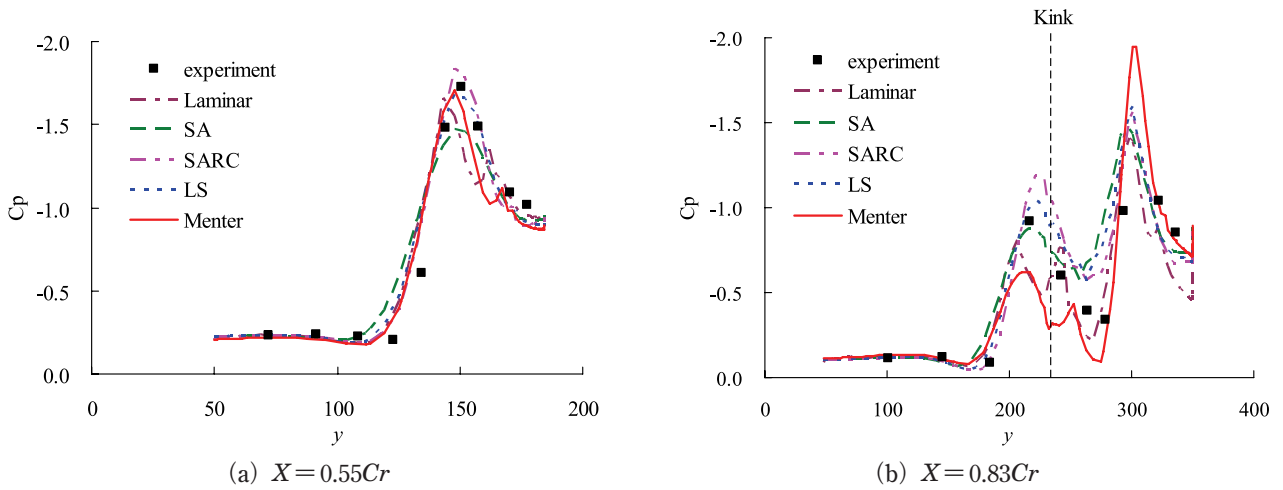
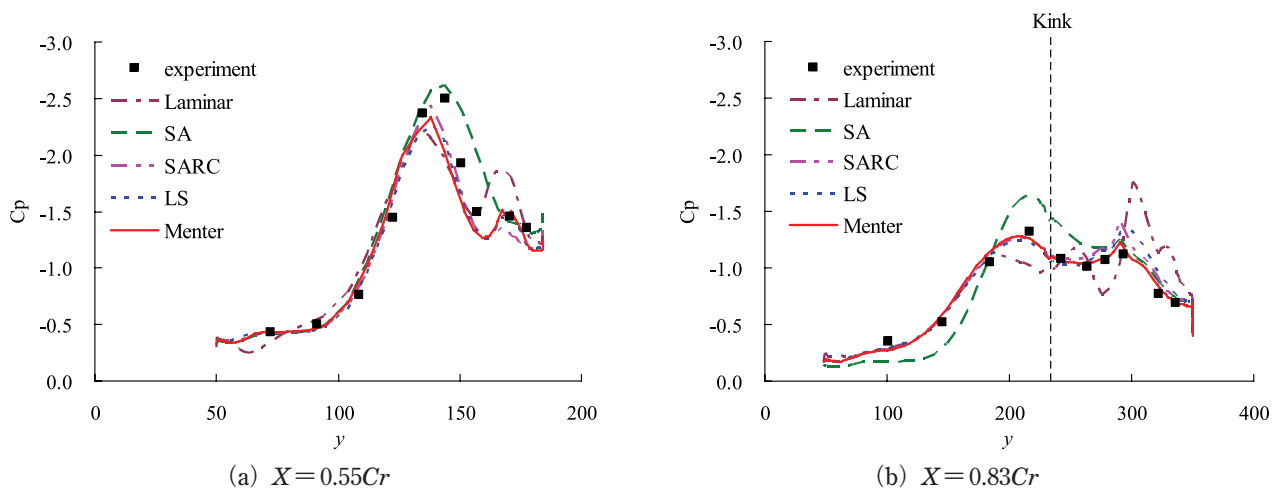
られる。

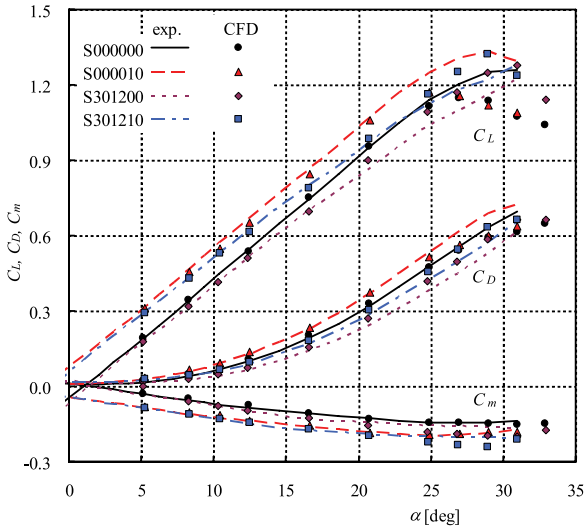
5. 解析結果及び考察

前節により、本研究で調査した4つの乱流モデルの中でMenter's $k-\omega$ モデルが全体的に最も高い予測精度を得たことが分かった。この結論に基づいて、乱流を模擬するのにMenter's $k-\omega$ モデルを用いた高揚力装置の流れの解析を行った。基本形態S000000以外に、後縁フラップを単独に操舵した形態S000010と、前縁フラップを単独に操舵した形態S301200、前縁・後縁フラップを同時に操舵した複合形態S301210をそれぞれ解析して、フラップによる空力的な効果および詳細な流れ場を考察した。

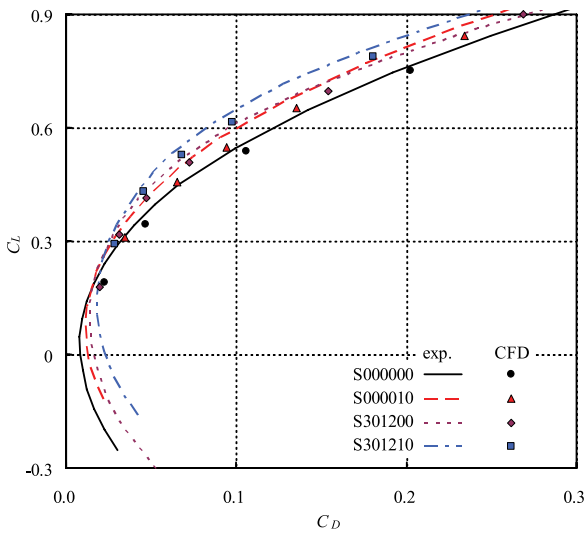
5.1 空力特性

CFD解析で予測した空気力データと風洞試験での計測結果を図11に示す。前後縁フラップを操舵した形態

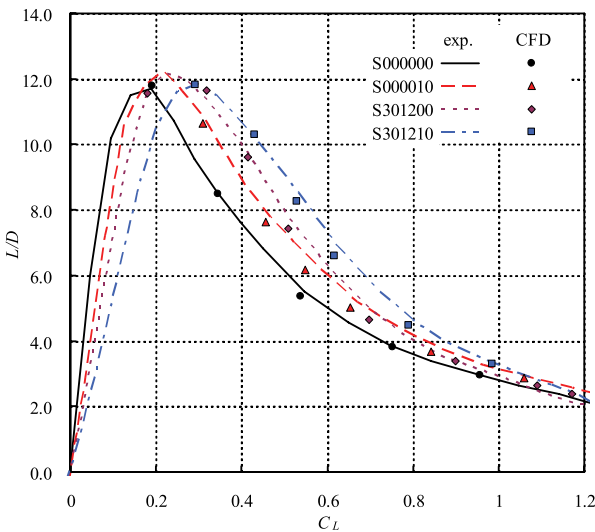
図8 基本形態の表面圧力分布, 迎角 5° 図9 基本形態の表面圧力分布, 迎角 12° 図10 基本形態の表面圧力分布, 迎角 20°



(a) 縦三分力特性



(b) polar曲線



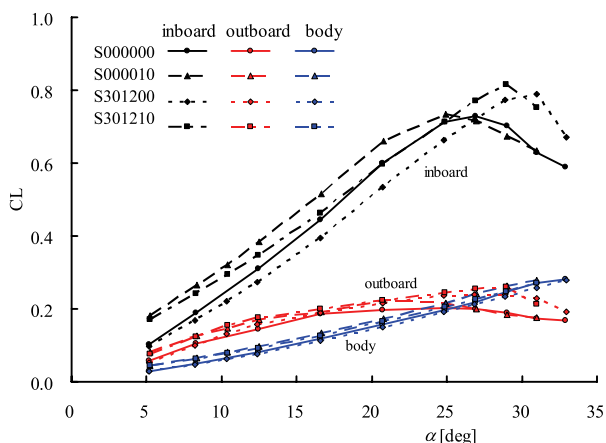
(c) 揚抗比対揚力係数

図11 空力特性へのフラップ効果

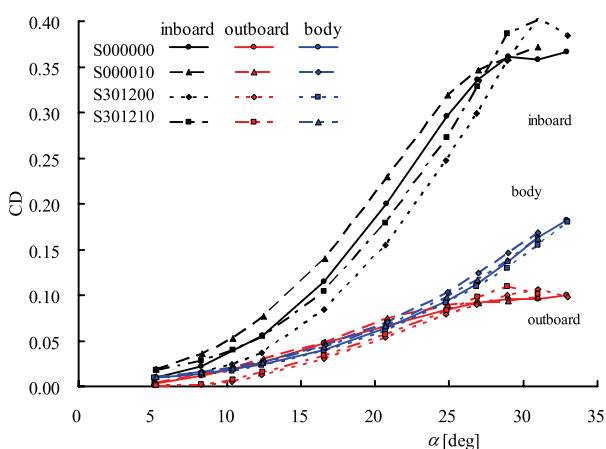
の場合は基本形態と同様に計算結果と実験値が全体的に良好に一致していることが分かる。図11 (a) に示すように、すべての形態に関して、大きな差が現われた失速付近（迎角 $25^{\circ} \sim 30^{\circ}$ ）以外では、揚力係数 C_L は迎角 20° 以下で計算と実験が一致している。また、前縁フラップが失速を遅らせる効果も風洞試験と同じ傾向をCFD解析で示された。風洞試験ではCFD計算結果と実験に空気力の差が見られるが、前・後縁フラップの効果に比べ、十分に小さい。前後縁フラップを操舵したことによる空気力の変化量に関して、CFD解析が風洞試験と同じ傾向を予測しており、前・後縁フラップの効果を定量的にもよく再現できることが分かる。

同じ迎角において、内翼前縁フラップを 30° 、外翼前縁フラップを 12° に操舵した場合（S301200）は、揚力係数 C_L と抵抗係数 C_D が両方とも減少する傾向が見られる。抵抗減少の割合が揚力の減少より大きかったため、結果的に揚抗比（ L/D ）が改善された。さらに、後縁フラップを 10° に操舵する（S301210）と、揚力が基本形態（S000000）より大きくなった。S301210の抵抗は前縁フラップのみを操舵した場合（S301200）に比べ、増加したが、基本形態（S000000）よりは減少した。前縁フラップの操舵（S301200とS301210）によって、前縁剥離渦が抑えられたため、渦揚力が減少し、揚力傾斜が前縁フラップを操舵しない形態（S000000とS000010）に比べて小さくなったことが分かる。後縁フラップを操舵した場合は、すべての迎角において揚力がほぼ均等に増加したことが見られる。図11 (b) に揚力-抵抗（ポラークーブ）、図11 (c) に揚抗比 L/D -揚力係数を示す。離着陸状態に近い $C_L = 0.5 \sim 0.6$ 間では、同じ揚力において、S000000, S000010, S301200, S301210の順に、抵抗係数 C_D が減少、揚抗比 L/D が増加することが分かる。基本形態に比べて、前・後縁フラップとも、空力性能の改善効果がある。揚力係数 $C_L = 0.5$ において、前・後縁フラップを同時に操舵した形態（S301210）が基本形態（S000000）より、全抵抗が約33%を低減し、揚抗比（ L/D ）を6.15から9.1に増加した。また、同じ揚力係数では、後縁フラップ（S000010とS301210）による揚抗比の増加が前縁フラップ（S301200とS301200）より大きく、後縁フラップが効果的に主翼の空力特性を改善した。S301200のように前縁と後縁フラップを同時に操舵すると、二つの効果を組み合わせることによって空力性能をさらに向上させることが分かった。

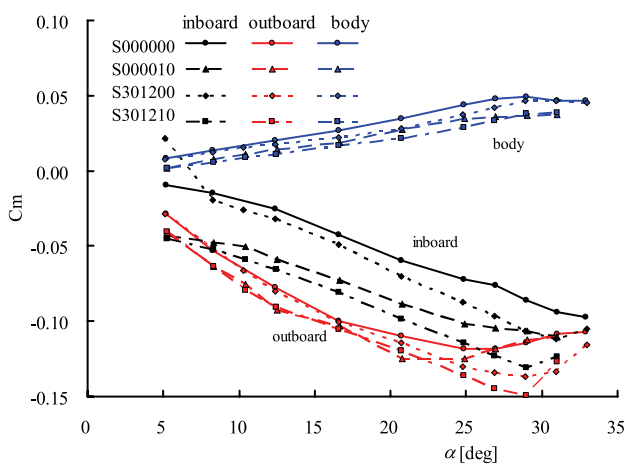
図11 (a) に迎角 10° 付近から前縁フラップを操舵した形態S301200とS301210が前縁フラップを操舵しない形態（S000000とS000010）に比べると、前縁フラップによってピッチング・モーメント C_m の非線形性が改善されたことが分かる。後縁フラップを操舵することによ



(a) 揚力係数



(b) 抵抗係数



(c) ピッチング・モーメント係数

図12 空力係数の分解

って、翼後部のキャンバー効果が大きくなり、後で示すように上面側の負圧力が減少したため、機首下げの力を増大した。前縁フラップと比較し、後縁フラップの方が空力中心に遠く、揚力の変化が大きいため、ピッチング・モーメントへの影響が大きいと考える。

大後退角を持つデルタ翼の場合は、揚力が前縁から剥

離した渦によって非線形的に変化することがよく知られている。しかし、図11(a)に示すように揚力の特徴から非線形的な変化があまり見られない。そこで、数値解析の結果に基づいて胴体と内翼と外翼のそれぞれの力成分を求めて、前縁から剥離した渦による渦揚力の効果を考察した。図12(a)に揚力係数、(b)に抵抗係数、(c)にピッチング・モーメント係数を成分毎に示す。図12(a)より前縁フラップを操舵した形態(S301200とS301210)が操舵しない形態(S000000とS000010)に比べ、迎角に対する揚力の傾きが小さくなり、揚力の増加が減少したことが分かる。内翼前縁から形成された渦によって、後で図17に示すように翼上面圧力が低下し、上向きの吸引力が引き起こされる。同じ迎角で、前縁フラップを操舵すると、前縁剥離渦の形成が抑制され、渦揚力が小さくなったため、揚力の増加が減少したと考えられる。内翼前縁フラップを操舵した際には、揚力(図12(a))も抵抗(図12(b))も減少した。内翼に比べて、外翼の場合は前縁から剥離渦が形成されたが、後退角が小さいため、はやく渦崩壊を起こし、揚力を損失したため、図12(a)に示すように、いずれの形態でも迎角8°付近から迎角に対する揚力係数の増加が減少した。さらに、前縁フラップを操舵しない形態(S000000とS000010)の外翼は前縁剥離渦と翼端から形成された渦によって、翼端から失速し始めて、迎角20°付近で揚力最大となり、その後、揚力係数が徐々に減少する。外翼前縁フラップを操舵した場合(S301200とS301210)は、外翼の揚力が増加したと同時に抵抗が低減した。外翼では局所弦長が比較的に短いため、フラップを操舵するとき大きなキャンバー効果が得られて、外翼の失速角を大きく遅らせる効果があると考えられる。内翼による渦揚力の増加と外翼の渦崩壊により渦揚力の損失を足し合わせた結果として、渦揚力を部分的に失い、全揚力係数は図11(a)に示したように非線形的な変化が減少したと考えられる。胴体から形成された揚力係数は迎角に対して増加していることがわかる。前縁フラップを操舵した場合には、前縁剥離渦が大きく抑えられたことにも関わらず、翼揚力の変化が小さかったため、胴体に与える影響が少ない。一方、内翼にある後縁フラップを操舵する場合は、内翼力成分のみならず外翼と胴体の力成分も大きく変化して、変化量の絶対値が内翼、外翼、胴体の順に小さくなるが、それぞれの増加率はほぼ同程度である。後縁フラップによる吹き下ろしが大きいいため、内翼表面に沿って大きく曲げられた流線が外翼と胴体にも大きな影響を与えたと考えられる。

図12(c)に示すように、各形態のピッチング・モーメントは迎角に対して非線形的になっている。内翼前縁フラップを操舵すると、前縁剥離が抑制され、渦によ

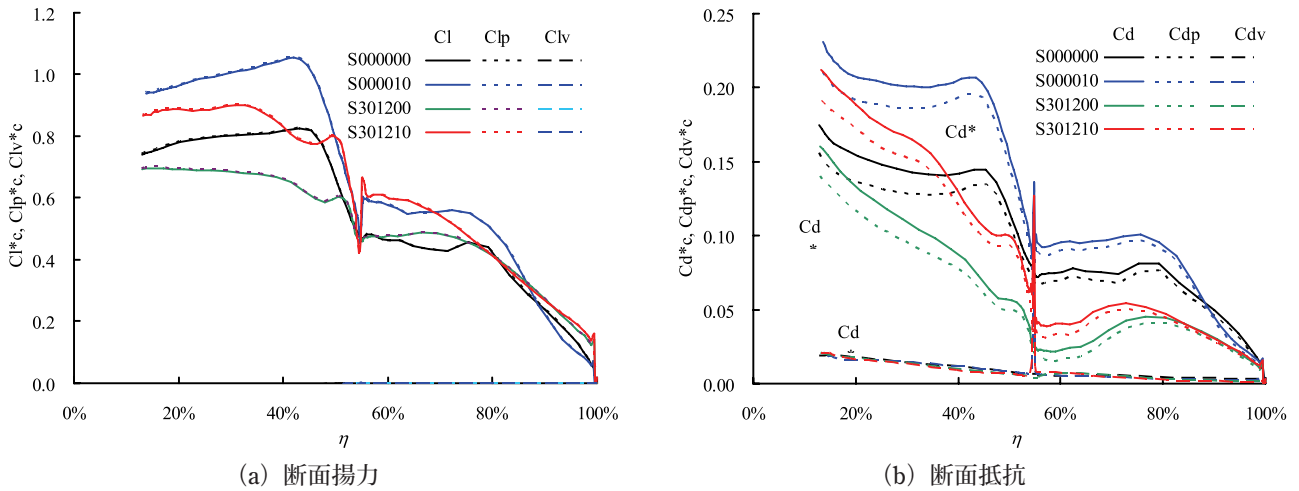


図13 スパン方向の荷重分布，迎角12°

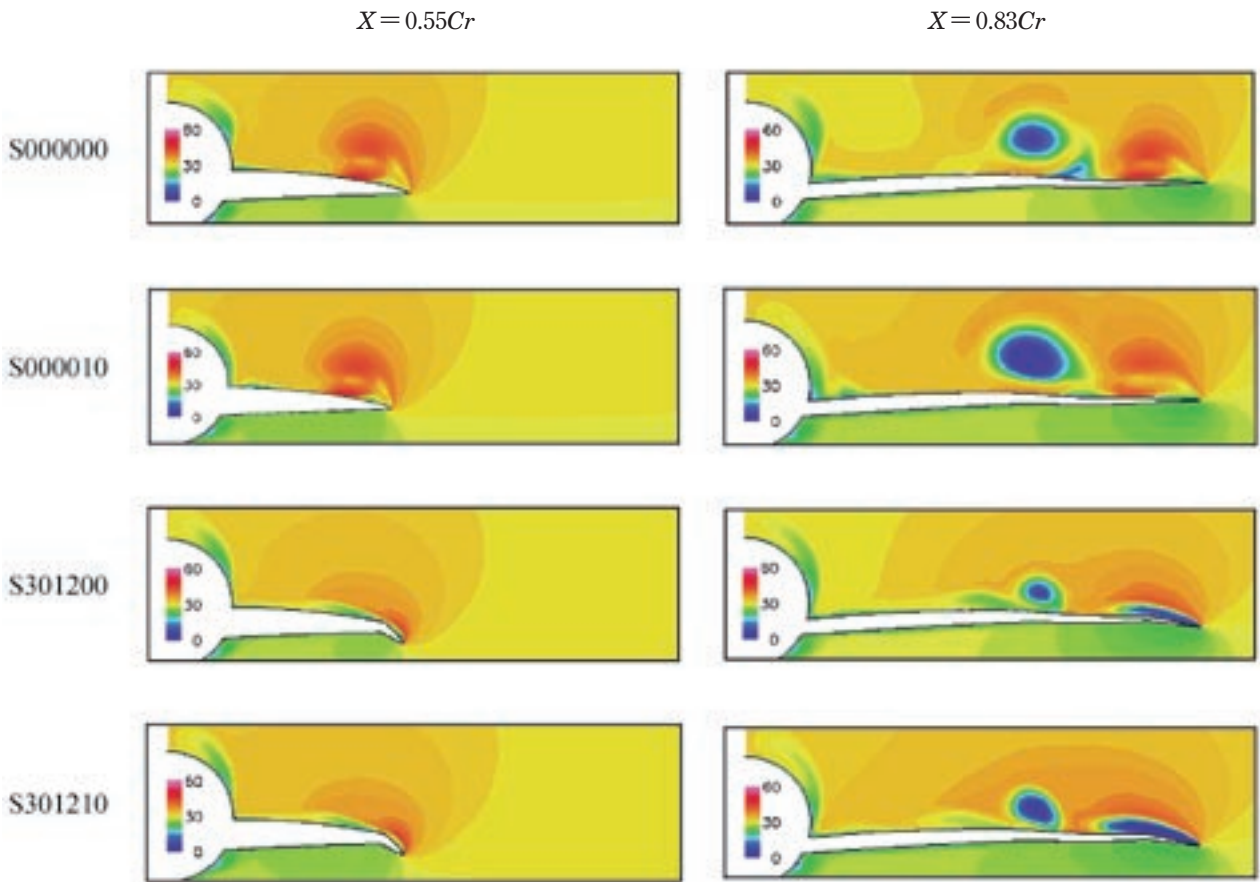


図14 断面速度分布：迎角12°

る上向きの吸引力が小さくなるため、 C_m が減少し、機首下げが強くなる。模型の空力中心より気流方向の下流側にある外翼が内翼よりピッチング・モーメントが大きい。前縁フラップによって剥離渦の崩壊を遅らせて、高い迎角（15°以上）で外翼における揚力が増加し、機首下げモーメント（ $C_m < 0$ ）が大きくなった。内翼側にある後縁フラップを操舵すると、内翼の機首下げモ

ーメントは顕著に増加した。揚力係数の変化と同様に、内翼成分のみならず外翼と胴体にも影響を与えた。前胴部から剥離した渦が胴体まわりの流れを支配するため、前胴部の剥離渦の吸引力によって、胴体が機首上げモーメント（ $C_m > 0$ ）に寄与した。

図13に同じ迎角12°において、機体スパン方向に沿う荷重分布を示す。いずれの形態でも内翼が外翼より大き

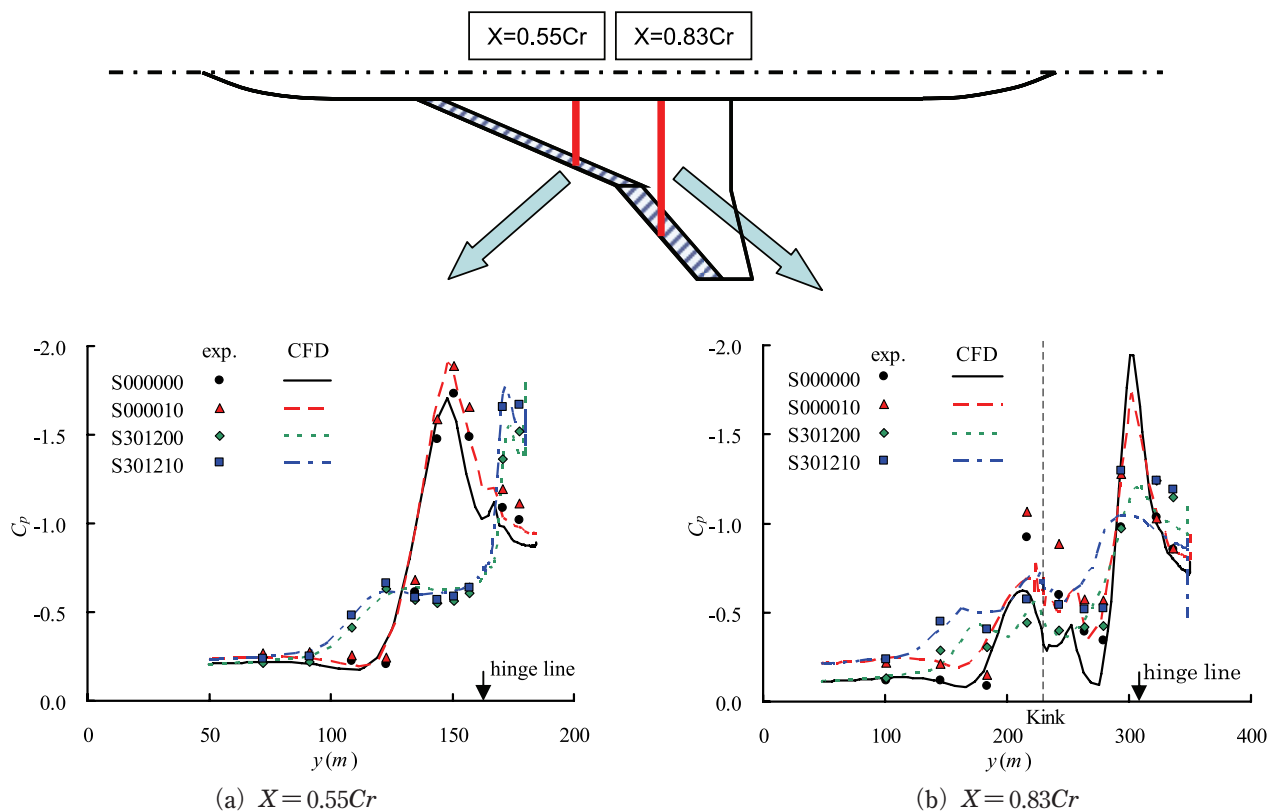


図15 翼断面圧力分布：スパン方向 $X=0.55Cr$ と $X=0.83Cr$ ，迎角 12°

い揚力と抵抗を占めることが分かる。後で示す断面速度分布（図14）によると、内外翼前縁フラップを操舵する場合（S301200）は、基本形態（S000000）より内外翼ともに前縁剥離渦が小さくなり、翼上面に上向きの吸引力が小さくなるため内翼の揚力が減少し、外翼の渦崩壊を遅らせて外翼の揚力が増加した。また、後で示すように前縁フラップを操舵した場合（S301200とS301210）は、前縁剥離渦がフラップ上面に位置して、内外翼とも抵抗成分が減少した。後縁フラップを操舵する場合（S000010とS301210）と、翼キャンバーの増加により吹き下ろしが大きくなったため、内外翼ともに揚力と抵抗が増加したと考える。さらに、前・後縁フラップを同時に操舵する場合（S301210）は基本形態より内外翼の揚力が増加、抵抗が低減した。前縁フラップを操舵した場合は、内翼におけるスパン方向に沿う荷重はほぼ均等に増加し、外翼において内翼後縁フラップの影響を受けたため、キंक付近で揚力、抵抗ともに増加した。圧力揚力成分が全体の殆どを占めており、摩擦揚力成分は無視できる。全抵抗に占める圧力抵抗が支配的であり、流れに触れる物体表面の濡れ面積があまり変わらないため、フラップの操舵は摩擦抵抗に殆ど影響を与えなかった。

5.2 速度分布

迎角 12° で、機体軸の垂直方向における断面での速度

分布を図14に示す。図の左列は図2（a）に示したように翼頂点から距離 $X=0.55Cr$ 内翼、右列は $X=0.83Cr$ 内外翼の断面である。後縁フラップのみを操舵する（S000010）と、基本形態に比べ、前縁剥離渦が大きくなり、翼表面からさらに離れて、渦崩壊を促進することが分かる。これは後で述べるように後縁フラップの揚力増加によって、前縁付近での吹き上げを増加させて、有効迎角が大きくなったことが原因と考えられる。一方、前縁フラップを操舵する場合（S301200）は、フラップ前縁に対する有効迎角が小さくなり、剥離が顕著に抑制された。内翼において、剥離渦が前縁に近づき、フラップ上面に位置して、弱く小さくなり、翼表面からの距離も短くなったことが分かる。外翼では前縁剥離渦がフラップのヒンジ・ラインより内側に再付着したため、この迎角（ 12° ）に対して渦をフラップ上面に位置させるためにはさらに大きな舵角をとる必要があると考えられる。また、前縁フラップを操舵した場合は、 $X=0.55Cr$ で内翼フラップのヒンジ・ラインから境界層が剥離している様子が見える。この剥離は前縁フラップを大きく操舵したことによって、ヒンジ・ラインあたりに現われた急激な形状変化により生じたものと考えられる。前・後縁フラップを同時に操舵した場合（S301210）は、内、外翼前縁渦が大きく抑制されて、前縁フラップのみを操舵したS301200より前述の原因で若干大きくなった。

5.3 表面圧力分布

迎角 12° で、 $X=0.55Cr$ 、 $0.83Cr$ の2つ断面において翼スパン方向に沿う模型の上面圧力係数の分布を図15に示す。図の右端が翼端、左端が胴体中央部に対応する。剥離渦による負圧力ピークが見られる。高い負圧力ピークは翼前縁から剥離した1次渦の中心、小さい負圧力ピークは1次渦に誘導された境界層が再剥離して形成された2次渦の中心を現わす。

$X=0.55Cr$ の断面(図15(a))において、CFD解析結果が風洞試験データと良好に一致しており、前後縁フラップの効果も定量的に再現された。フラップを操舵しない基本形態S000000は2次渦を含め、翼前縁から大きな剥離領域を占める。後縁フラップを操舵する(S000010)と、内翼上面及び内翼渦が占める外翼上面の一部で圧力が減少し、内翼前縁剥離渦の大きさと負圧力ピークが増加した。これは、後の5.6節で述べるように、後縁フラップの干渉によって、前縁付近で有効迎角が増加したためである。同様に、前縁フラップのみを操舵した場合(S301200)も前・後縁フラップを同時に操舵した形態S301210に比べ、圧力分布に同じ傾向を示している。前縁フラップを操舵すると、圧力分布が劇的に変化し、渦中心を現わす負圧力中心が大きく前縁に移動して、渦の占める領域が狭くなり、内翼渦が前縁フラップ上面に位置することになる。また、1次渦のサイズが小さくなり、2次渦が消えた。前縁フラップのヒンジ・ラインより内側にある平台の圧力分布がヒンジ・ライン剥離を表す。この断面では、内翼前縁フラップがボルテックス・フラップとして機能していることが分かる。

$X=0.83Cr$ の断面(図15(b))において、いずれの形態にも、CFD解析結果は風洞試験データと大きな差があった。内翼1次渦の負圧力ピークが $X=0.55Cr$ の圧力に比べ、約半分に落ちており、この付近で渦が崩壊していると考えられる。CFD解析した負圧力ピークは実験より小さく、早い渦崩壊を予測したが、圧力の波形が定性的に実験と一致しており、前・後縁フラップ効果が定性的に一致していることが分かった。後縁フラップを操舵すると、内翼側の負圧力が大きくなり、外翼側の負圧力ピークがこの断面で小さくなる。前縁フラップを操舵すると、外翼渦が抑えられて、負圧力ピークが小さくなるが、渦の中心はヒンジ・ライン付近にあり、あまり変わっていない。そのため、外翼前縁フラップがまだボルテックス・フラップになっていないことが分かる。

図16に迎角 12° でのCFD解析した結果から、翼弦長方向に沿う圧力係数の分布を示す。まず、図16(a)について、内翼側($\eta=30\%$ 、 40%)では基本形態S000000に大きな前縁剥離渦による高い負圧力ピークと2次渦による小さい負圧力ピークが現われた。外側に行

くほど、渦中心が前縁から大きく離れて、キंक付近($\eta=50\%$)に近づくと1次渦のピーク値が小さくなった。後縁フラップを操舵した場合(S000010)は、後縁フラップ上面で流れが速くなって、上流側にも大きな負圧力が発生した。後縁フラップの干渉により前縁付近で有効迎角が大きくなったため、翼上面の圧力が小さくなった。後縁フラップのキャンバー効果によって増加した大きなポテンシャル揚力成分が揚抗比の増加に寄与したと考えられる。前縁フラップを操舵した場合は、負圧力ピークが前縁付近に移動し、フラップ上面に位置するようになった。同時に、渦のサイズが顕著に小さくなり、2次渦が消えた。キंक付近($\eta=50\%$)では、渦が前縁の近くになり、前縁剥離による負圧力が大きくなった。次に、外翼側では、図16(b)に示すように、3つの断面で圧力係数分布を示す。内翼後縁フラップを操舵した場合は、キंक付近($\eta=60\%$)に内翼と同様に外翼上面の負圧力ピークが大きくなったが、外側($\eta=70\%$ 、 80%)では負圧力ピークが小さくなり、渦コアのサイズが大きくなった。内翼後縁フラップは外翼にも吹き下ろしの効果を与えて、外翼上面の圧力が小さくなったと考えられる。内翼後縁フラップが外翼にも大きな影響を及ぼすことが分かった。前縁フラップを操舵した場合は、キंक付近($\eta=60\%$)では内翼キंक付近と同様に前縁剥離渦が前縁へ近づくと同時に、負圧力ピークも大きくなった。外翼の外側($\eta=70\%$ 、 80%)では、前縁剥離渦が大きく抑えられて、負圧力ピークも小さくなった。

図17に迎角 12° における翼上面の圧力等高線を示す。前縁フラップを操舵しない形態(図17(a)のS000000と図17(b)のS000010)では渦を現わす低い圧力領域が前縁から広がり、大きな範囲を占める。翼面垂直方向に大きな上向きの吸引力が発生していると考えられる。剥離渦による大きな吸引力を一樣流と垂直な方向に投影した成分は渦揚力、一樣流方向に投影した成分が渦抵抗となる。内翼前縁剥離渦が翼胴結合部apexから、外翼渦が前縁キंकから形成し始めて、前縁後退角より大きな角度で下流へ伸ばしながら、成長していく。それに比べて、前縁フラップを操舵した場合(図17(c)のS301200と図17(d)のS301210)は内翼剥離渦がフラップ上面に留まって、渦による吸引力はフラップ垂直方向となり、一樣流方向に投影した抵抗成分が低減したと考えられる。内翼前縁剥離渦がボルテックス・フラップとして機能していることが分かった。内翼前縁フラップヒンジ・ラインからの境界層剥離による低い圧力領域も確認できた。外翼前縁フラップを操舵すると、外翼前縁付近で剥離渦中心の圧力が大きくなったが、全体的に表面圧力が小さくなったため、前縁フラップを操舵すること

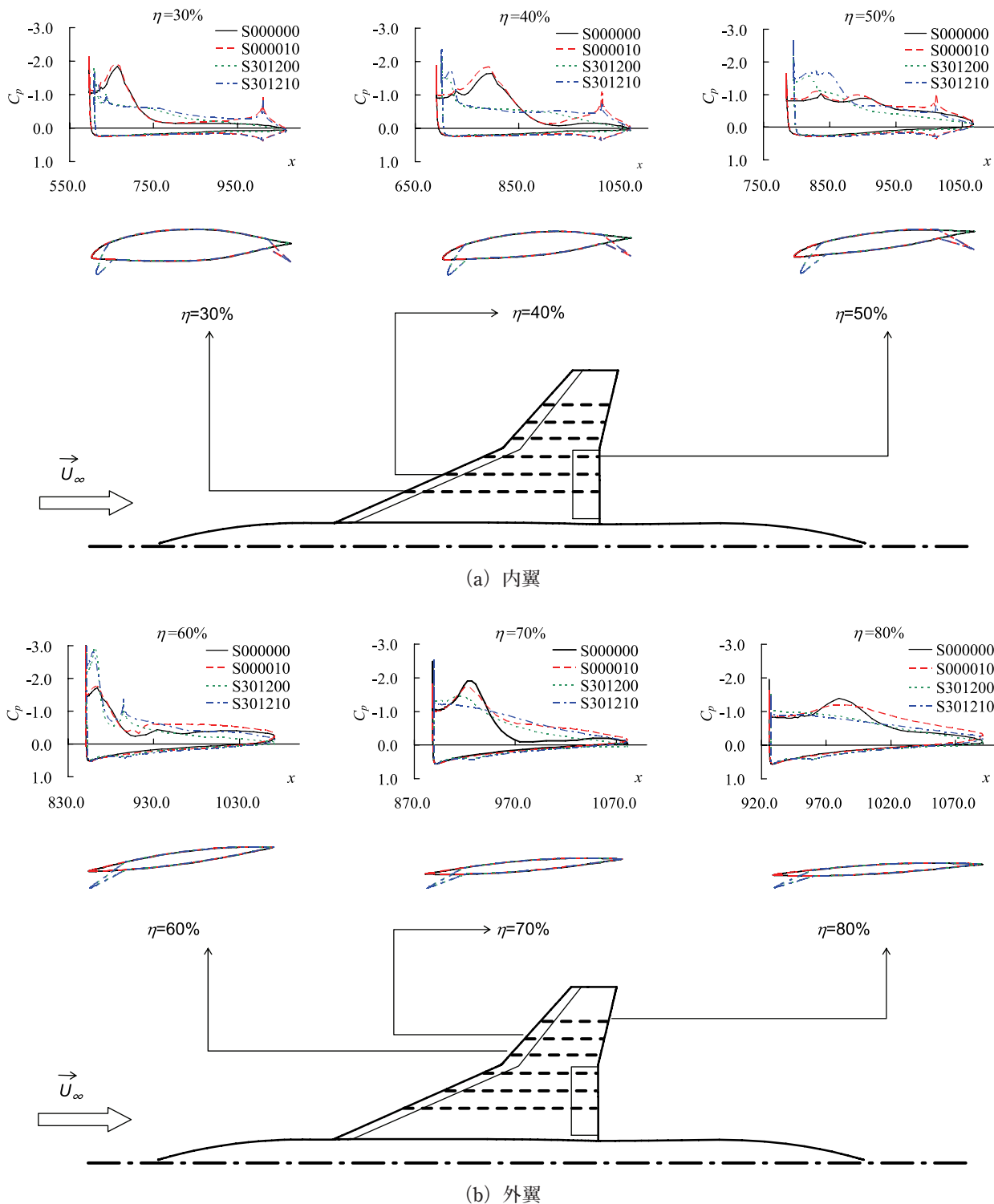


図16 翼断面圧力分布：弦長方向，迎角12°

によって外翼の揚力が増加したことが分かる。後縁フラップを操舵した場合は、後縁フラップ上面の圧力が顕著に低下しており、上流側に影響を与えて、内翼上面の圧力も小さくなった。また、渦を現わす低圧力域が広がり、翼前縁からの剥離が大きくなったことが分かる。後縁フラップが外翼にもその影響を及ぼして、外翼上面の圧力

が全体的に小さくなった。

5.4 表面流線

流れの表面流線をCFD解析から求めて、図18に迎角12°における各形態の翼上面流れのパターンを示し、これは図17に示した圧力分布と対応する。流線が集まっ

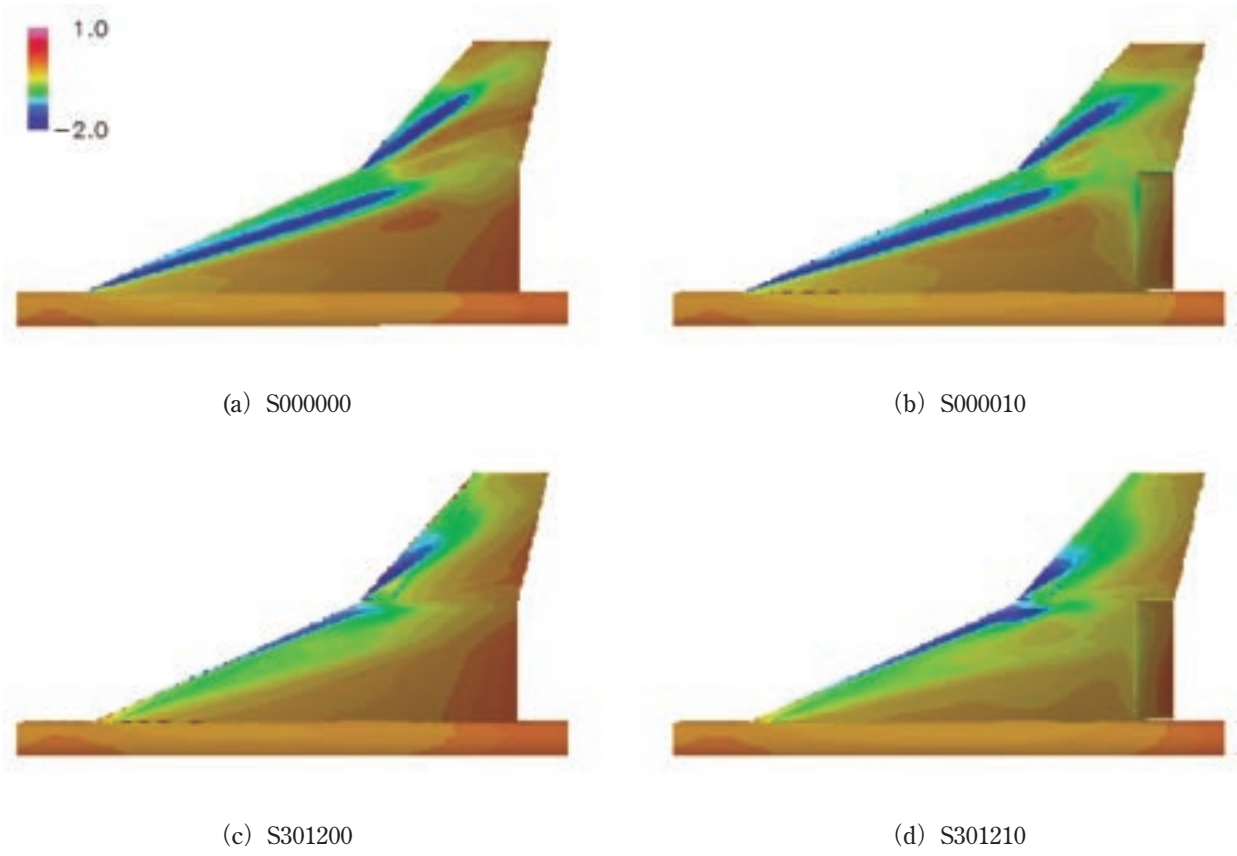


図17 上表面圧力分布：迎角 12°

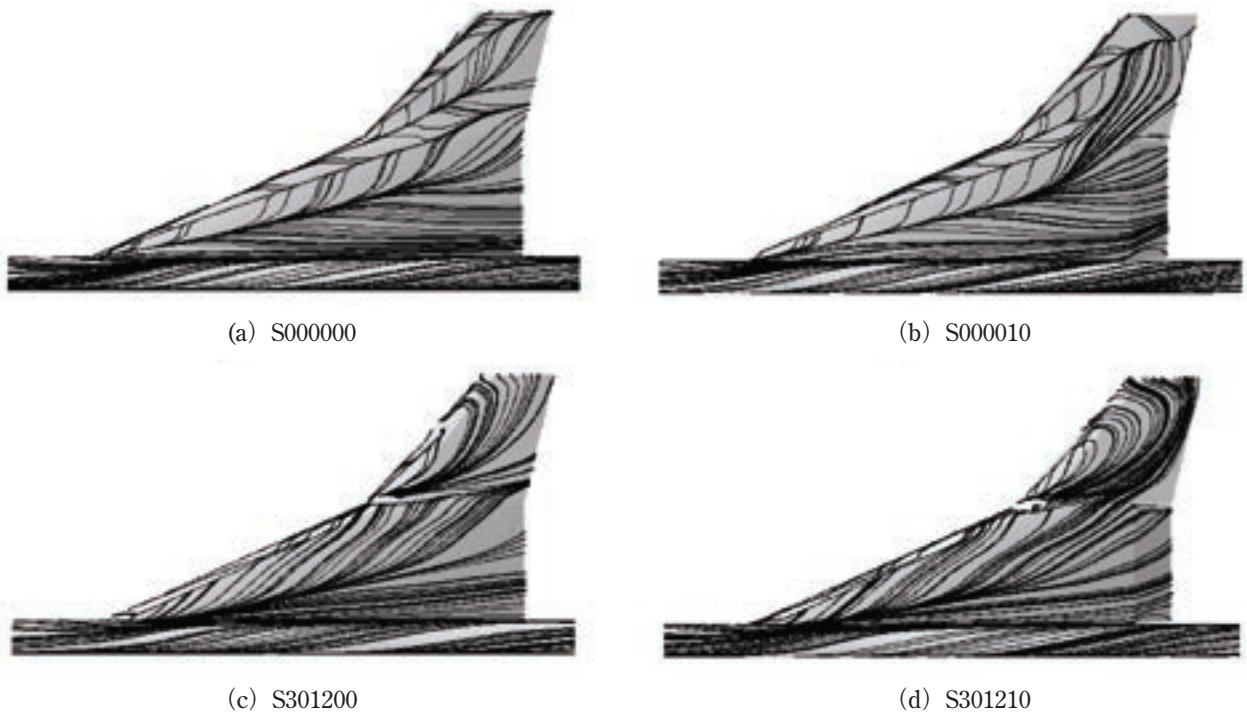
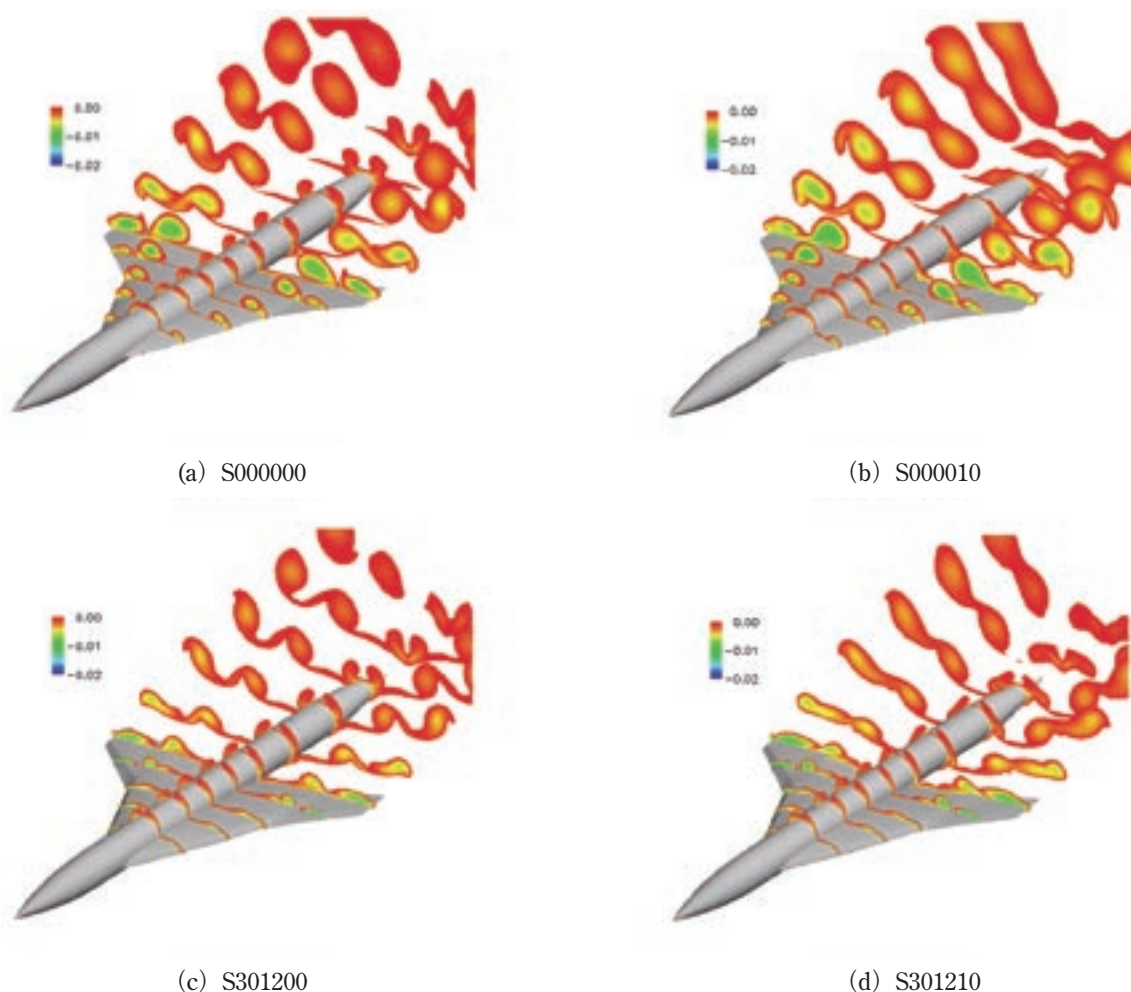


図18 表面流線：迎角 12°

図19 総圧の損失，迎角 12°

ているところは剥離線，分かれているところは剥離再付着線を表す。基本形態S000000は前縁剥離渦が内翼上面の約半分，外翼の全部を占める。また，1次渦の中に2次渦が発生していることが分かる。内翼渦の再付着線がキンクの下流側で，大きく広がり，崩壊している様子が見られる。同様に，外翼渦も翼上面で崩壊していることが分かる。後縁フラップを操舵する（S000010）と，前縁付近に小さい変化が見られて，内翼前縁剥離渦の崩壊位置が前方に進み，翼の後半部で内・外翼剥離渦が干渉し始めることになった。後縁フラップによる内翼渦と吹き下ろしの吸引力で外翼剥離2次渦の剥離線が内側に移動した。前縁フラップを操舵した場合（S301200とS301210）は内翼前縁剥離渦が大幅に抑えられ，フラップ上面に収まり，ボルテックス・フラップとして機能していることが確認できた。外翼前縁剥離域が小さくなり，翼端剥離が抑制されたが，再付着がヒンジ・ラインより下流側にある。ボルテックス・フラップにするには外翼キンク側の舵角をさらに大きくする必要がある。フラップを操舵して，前縁剥離渦を大幅に抑制すること

によって，抵抗が大きく低減し，空力性能を向上させたと考えられる。

5.5 総圧損失

図19にCFD解析から求められた迎角 12° における総圧損失の空間分布を示す。内翼前縁剥離渦が翼apexから形成し始め，下流へ流れながら，前縁からの剥離剪断層を加えて，徐々に強く，大きくなり，成長している様子が見られる。キンク付近で翼前縁から離れて，翼上面から浮び上がると同時に，一様流の方向になる。さらに，翼後縁の下流で内・外翼剥離渦がお互いに誘導し合い，干渉しながら，減衰していく様子が見られる。基本形態（S000000）の場合は，内翼と外翼前縁から剥離した2つ縦渦のコアが主翼後縁付近で大きく広がって，崩壊している様子が見える。後縁フラップを操舵する（S000010）と，内翼渦の崩壊が促進されて，基本形態より上流のほうで崩壊し始める。また，後縁フラップを操舵した場合（S000010とS301210）は後縁付近で内・外翼前縁剥離渦が干渉し始める様子から，その干渉が後縁フラップによ

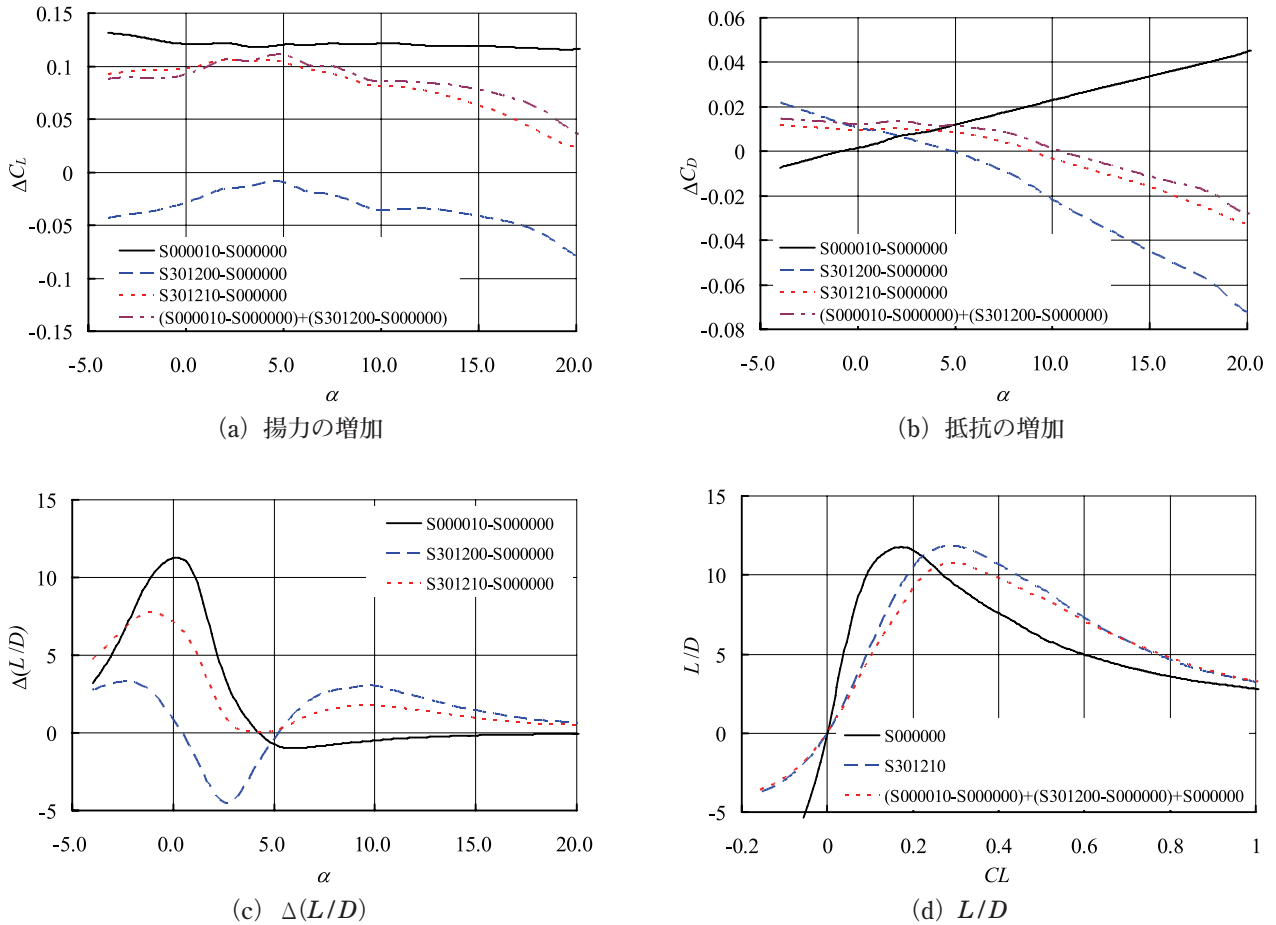


図20 前・後縁フラップ効果

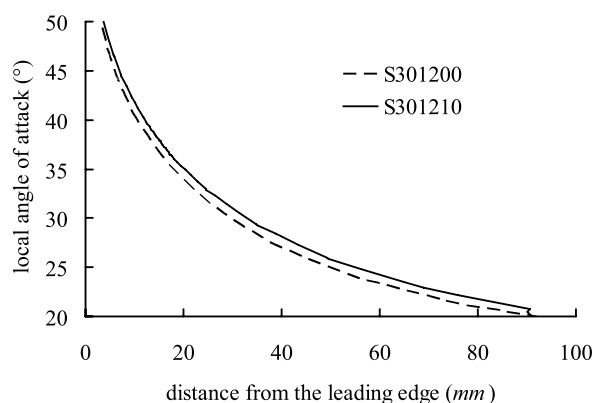
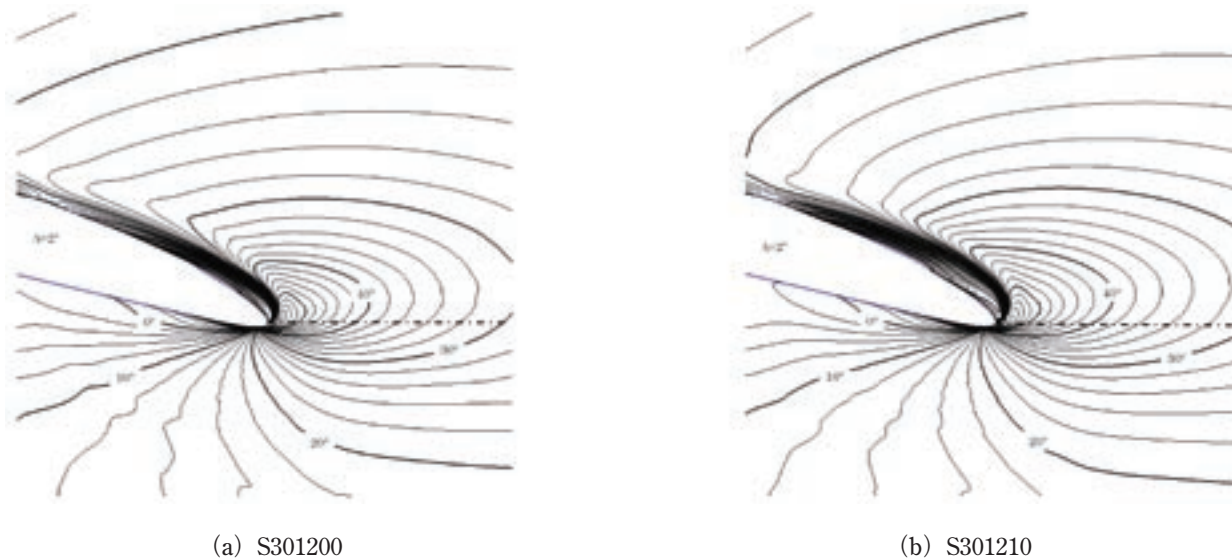
り強くなったことが分かった。一方、前縁フラップを操舵した場合は、翼前縁から剥離した渦の大きさと強さが小さくなった様子が見られる。内翼前縁フラップは翼前縁からの剥離を抑制し、大きな迎角で剥離渦を前縁フラップに位置させた。また、S301200形態の図22 (c) とS301210形態の図 (d) に前縁フラップのヒンジ・ラインの内側に薄い剥離が見られる。低速の場合は、粘性効果による乱流境界層と剥離渦が総圧損失の原因であるため、総圧損失が大きいほど、抵抗が大きいと思われる。前後縁フラップを操舵することによって、総圧損失が減少し、即ち、抵抗も減少することが分かる。内翼前縁フラップがボルテックス・フラップとして機能することが確認できた。前・後縁フラップを操舵することによって、剥離渦による渦揚力と渦抵抗が小さくなったと考えられる。

5.6 前・後縁フラップの効果

文献 [15] には、前縁・後縁フラップの複合効果について力データを分析し、考察を行って、前・後縁フラップの複合効果が単独前縁と単独後縁フラップの足し合わせよりも、同じ揚力で揚抗比が向上したことが判明

した。複合効果が単独効果より増加した原因はフラップ同士の干渉により有効迎角が増加し、より大きな迎角での単独前・後縁フラップ効果が得られたと分析した。しかし、局所有効迎角の変化を確認する風洞試験を行われなかった。ここでは、数値解析から求められた流れの局所角度を比較することにより、フラップの複合効果を再考察する。基本形態S000000、単独後縁フラップ形態S000010、単独前縁フラップ形態S301200、前・後縁フラップ複合形態S301210について空力特性と流れの詳細、特に前縁付近での吹き上げ角と後縁付近での吹き下ろしを比較する。

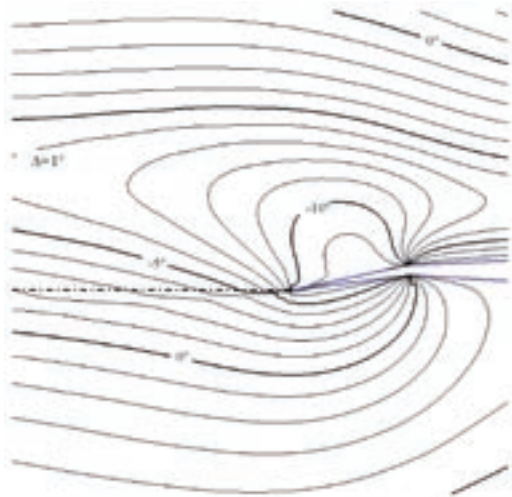
前・後縁フラップを操舵した形態と基本形態の空気力の差は、文献 [15] の実験データを用いて同じ迎角での差を求められ、図20に再プロットされた。後縁フラップを単独に操舵した場合 (S000010-S000000) は迎角に対して、基本形態との揚力差がほぼ一定 (図20 (a))、抵抗差が線形的に増加したため (図20 (b))、迎角4°から揚抗比が低減した (図20 (c)) ことが分かる。単独前縁フラップの場合 (S301200-S000000) は迎角5°以下で前縁フラップの下面で剥離して、揚力が減少 (図20 (a))、抵抗が増加した (図20 (b))。迎角に対して、揚

(c) $y = 140\text{mm}$ ($\eta = 33\%$)図21 後縁フラップによる前縁フラップへの影響：内翼前縁付近での局所角度， $\alpha = 12^\circ$ ， $y = 140\text{mm}$ ($\eta = 33\%$)

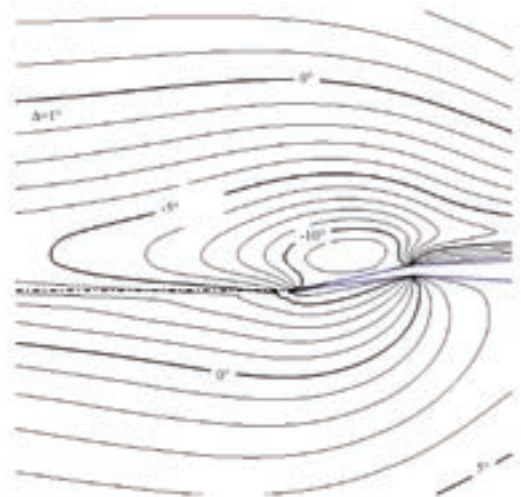
力の減少が迎角 $5^\circ \sim 10^\circ$ の間では増加し、迎角 $10 \sim 15^\circ$ の間ではほぼ一定となり、迎角 15° 以上で再び増加した。一方、迎角 5° 以上になると、迎角が大きくなるほど、抵抗の減少が大きくなる。図20 (c) に示すように、迎角 6° 以上では、分母である抵抗減少の割合が大きいため、揚抗比が増加することになった。内翼前縁フラップを 30° 、外翼前縁フラップを 12° に操舵した形態 (S301200とS301210) では迎角 9.7° で L/D の増加が最大になることが図20 (c) から分かる。前・後縁フラップを同時に操舵した複合形態 (S301210-S000000) は、それぞれを単独に操舵した前縁フラップ形態と後縁フラップ形態の足し合わせ [(S000010-S000000) + (S301200-S000000)] に比べ、揚力増加の割合 (図20 (a)) が抵抗 (図20 (b)) の増加の割合より大きいため、結果的に揚抗比が図20 (d) に示すように大きい。

複合効果が単独効果より大きかった原因は文献 [15] に説明したように前・後縁フラップの干渉だと考えら

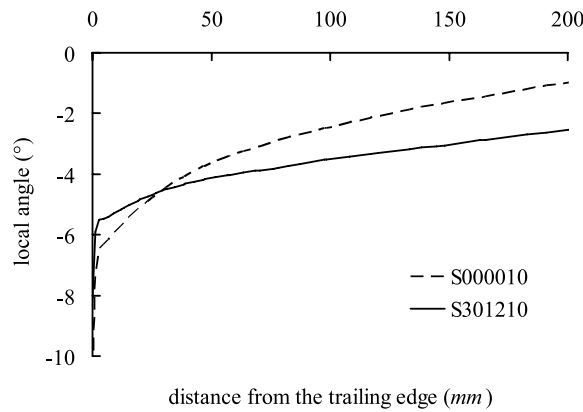
れる。同じ迎角 12° で、代表的に翼スパン方向に $\eta = 33\%$ 断面において、CFD解析から求めた前縁フラップの近傍の局所迎角を図21に示す。図21 (a) に前縁フラップのみを操舵した形態S301200、図21 (b) に前後縁フラップを同時に操舵した形態S301210の局所角度等高線を示す。図21 (c) に横軸がその断面の翼前縁からの距離、縦軸が $x-z$ 面における局所迎角、即ち $\arctg(w/u)$ を表す。局所迎角が正になるのは翼前縁付近の流れが吹き上げであるを意味する。前縁フラップのみを操舵した形態S301200と前・後縁フラップを同時に操舵した形態S301210を比較すると、後縁フラップを操舵することによって、前縁付近での局所迎角が大きくなったことが分かる。図21 (c) に示すように、内翼前縁付近における局所迎角が約 1.4° 大きくなり、即ち、局所流れに対する有効舵角は前縁フラップを操舵した幾何学的な舵角より大きいことが分かる。後縁フラップを操舵することによって、操舵しない場合に比べて前縁近傍で吹き上げが



(b) S000010



(d) S301210



(e) $y = 140\text{mm}$ ($\eta = 33\%$)

図22 前縁フラップによる後縁フラップへの影響：後縁付近での局所角度， $\alpha = 12^\circ$ ， $y = 140\text{mm}$ ($\eta = 33\%$)

大きくなり、より大きな実効的な迎角で前縁フラップの効果が得られる。

同様に、前縁フラップが後縁フラップに及ぼす影響を図22に示す。図22(c)は横軸が翼後縁からの距離、縦軸が局所角を表す。局所角が負になるのは翼後縁付近の流れが吹き下ろしであることを意味する。後縁フラップを操舵した際に、前縁フラップを操舵するか、しないかによって、吹き下ろしが大きく変わる。図22(c)に示すように、後縁フラップのみを操舵した形態S000010に比べて、前・後縁フラップを同時に操舵した形態S301210は前縁剥離渦を抑えた(図19)ため、翼下流側に渦による上向きの吸引力が小さくなり、下向きの速度成分が大きくなって、吹き下ろしが強くなった。前・後縁フラップを同時に操舵した形態S301210の局所迎角が前縁フラップを操舵しない形態S000010に比べ、約 2° 小さくなったことが分かる。後縁フラップを操舵する際に、さらに前縁フラップを操舵すると、より大き

な後縁フラップ効果が得られることが判明した。前縁・後縁フラップを同時に操舵する場合、前縁フラップと後縁フラップがお互いに干渉することによって、より大きな効果が得られる。

6. 高揚力装置の設計に向けて

超音速旅客機の実現に向けて、先進設計技術の研究開発を先行的に行なう必要がある。超音速機研究開発のコストを削減すると同時に、離着陸特性に直接関係する高性能高揚力装置の設計システムを構築することが重要である。従来、高揚力装置の開発が風洞試験の繰り返しと線形設計手法の併用より行われてきた。しかし、これらの手法はコストが高く、開発期間も長い。近年、計算機性能の飛躍的な進捗によりCFD解析と最適化手法を組み合わせることによって形状を最適設計することが実用的になりつつある。非線形性を織り込んだCFD解析によって、より高いレベルの最適化を実現できると

考えられる。この手法は従来の風洞試験を中心とする手法に対して時間、経費を大幅に短縮、削減することが可能な技術である。過去にはCFDを用いて超音速機の高揚力装置を最適設計した例は殆どない。高揚力装置の設計に対して、複雑な形状に対応可能、かつ高い精度を持つ高度なCFD解析技術が要求される。しかしながら、現状では、高揚力装置の流れを解析するには依然多くの計算時間がかかる。また、形態変更の際に形状作成、計算格子の生成などの前処理に多大な労力を要する。これらは実機設計に適用するCFD最適化設計にとって、大きな障害になっている。高揚力装置の設計期間を短縮し、コストを低減するために、より高性能な計算機と計算手法の改善が要求され、それと同時に形状作成と格子生成を自動化にすることが必要となる。さらに、設計パラメーターが多くなると、設計に必要な情報を引き出すために、設計パラメーターを組み合わせた多くの形態を解析することが必要となる。効率的な最適化設計法を導入しない限り、短期間で実機設計を行うことができない。そこで、あらかじめ目的関数を多項式などで近似することにより、近似曲面の上で最適解を探索するという応答曲面法 (Response Surface Method) を最適手法として適用することが考えられる。

本研究では、高揚力装置形態の解析技術を確立し、超音速機体の高揚力流れの特性に関する知見が得られた。今後は、超音速機の高揚力装置の設計に向けて、この解析技術を活かして、最適化手法と組み合わせた設計システムを構築し、離着陸時における高揚力装置の設計を行う予定である。

7. まとめ

低速と高迎角における超音速機形態まわりの流れ場に関して翼前・後縁高揚力装置の有効性を把握するため、CFD解析を行い、流れの詳細を調査した。前縁フラップによる抵抗低減の効果と後縁フラップによる揚力増加の効果を組み合わせることによって、機体の空力性能が改善することを確認した。また、風洞試験と比較し、大迎角時の大剥離を伴うCFD解析技術の検証を行い、信頼性の高いCFDツールを開発し、複雑な形状に対応する解析技術を確立した。

- ・CFD解析で予測された空力特性は実験と良好に一致し、乱流モデルによる大きな差が見られなかった。しかし、詳細な流れ場に関しては、差異が見られた。いずれの乱流モデルも渦崩壊の予測精度がよくなかった。総合的に、Menter's $k-\omega$ モデルが実験に最も近い結果を得られた。
- ・CFD解析が風洞試験で観察されたフラップ効果を定性的によく再現した。前縁フラップを操舵することによ

る前縁剥離渦の抑制と後縁フラップによる揚力の増加を確認できた。

- ・内翼前縁フラップを 30° 、外翼前縁を 12.2° に操舵した場合は、迎角 12° において内翼前縁剥離をフラップ上面に位置させ、内翼前縁フラップがボルテックス・フラップとして機能したことが確認できた。外翼フラップを操舵することによって、翼端失速を防いだが、ボルテックス・フラップとするにはさらに大きく操舵する必要がある。
- ・基本形態の外翼が小さい迎角から渦崩壊により失速し始め、前縁フラップを操舵した形態が外翼の失速を遅らせて、空力性能を向上させたことが分かった。
- ・前縁・後縁フラップの干渉により、空力性能が向上する複合効果を示した。前縁フラップは後縁フラップを操舵することによって、前縁付近の吹き上げが増加し、より大きな迎角での効果が得られる。後縁フラップは前縁フラップを操舵することによって、前縁剥離渦を抑制し、上向きな吸引力が小さくなり、後縁付近の吹き下ろしが強くなるため、より大きな迎角での効果が得られる。

謝辞

本研究に多大なご協力、ご支援をいただいた宇宙航空研究開発機構超音速機チームの郭東潤様、吉田憲司様、株式会社菱友システムズの黒田文武様に、この場をお借りいたしまして御礼申し上げます。また、本研究の計算は宇宙航空研究開発機構の情報・計算工学センターの計算機を利用したものであり、関係者のご支援に感謝いたします。

参考文献

- 1) 坂田, "超音速実験機について — NAL次世代超音速機技術の研究開発 —," 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998.
- 2) "1998 NASA High-Speed Research Program Aerodynamic Performance Workshop," NASA CP-1999-209704, Feb. 1999.
- 3) Herrmann, U., "Low-Speed High-Lift Performance Improvements Obtained and Validated by the EC-Project EPISTLE", the 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICASE-2004-411, August 29 - September 3, Yokohama, Japan.
- 4) Rao, D.M., "Exploratory Subsonic Investigation of Vortex Flap Concept on Arrow-Wing Configuration," Supersonic Cruise Research'79, Part I, NASA CP-2108, pp13-33, 1980.
- 5) 李家, 藤田, 岩崎, 藤枝: "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”, NAL TR-1245, 1994。
- 6) Lei, Z. "Effect of RANS turbulence models on computation of vortical flow over a wing-body configuration," Transaction of JSASS, Vol.48, No.161, 2005.
 - 7) Yoshida K and Makino Y., "Aerodynamic design of unmanned and scaled experimental airplane in Japan," ECCOMAS 2004, July 2004, Jyväskylä, Finland.
 - 8) Carlson, H.W. and Miller, D.S., "Numerical Methods for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speed," NASA TN D-7713, 1973.
 - 9) 郭, 宮田, 野口, 砂田, 李家: “超音速航空機 (SST) 形態の高揚力装置に関する実験的研究,” NAL TR-1450, 2002。
 - 10) Watanabe, S., Kato, H., Kwak, D., Shirotake, M. and Rinoie, K.,: Stereoscopic PIV Measurements of Leading Edge Separation Vortices on a Cranked Arrow Wing, Measurement Science and Technology, 15 (2004), 1-11.
 - 11) Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model Aerodynamic Flows," AIAA paper 92-0439, 1994.
 - 12) Spalart, P.R. and Shur, M.L., "On the Sensitization of Turbulence Models to Rotation and Curvature," Aerospace Science and Technology, Vol.1, pp297-302, 1997.
 - 13) Menter, F.R., "Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows," AIAA paper 93-2906.
 - 14) Launder, B.E. and Sharma, B.I., "Application of the Energy Dissipation Model of Turbulence to the Calculation of Flow Near a Spinning Disc," Letters in Heat and Mass Transfer, 1, (1974), 131-138.
 - 15) 郭 東潤, 宮田勝弘, 野口正芳, 李家賢一: “超音速機形態の前縁・後縁フラップの複合効果による揚抗比の改善について”, 日本航空宇宙学会論文集, 第51巻, 第597号, pp551-558, 2003。

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-050

発行 平成20年2月29日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

©2008 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

