

# 低速における超音速機形態の RANS シミュレーション

雷 忠

宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 超音速機チーム

## RANS Simulation of Supersonic Transport Configuration at Low Speed

by

Zhong Lei

Supersonic Transport Team, Aviation Program Group, Japan Aerospace Exploration Agency

### ABSTRACT

In order to meet economic viability and environmental compatibility, the next generation supersonic transport (SST) is required to have sufficient low speed performance in take-off and landing situations. A high-lift system is desirable to enhance the lift as well as the lift-to-drag ratio. Wind tunnel test plays an important role in the design process of an aircraft. On the other hand, numerical simulation of high lift flows by solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations is now often used in analysis and design of high lift devices. It can provide details of flow structure and help designer to understand the physics of high lift flow. Accurate predictions of aerodynamic characteristics are required for the design of the high lift system. The objective of this study is to develop numerical simulation technology to predict aerodynamic performance of an SST configuration with high-lift devices, and give insight into details of flow field at low speed and high angles of attack.

### 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が小さいこと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は、翼上面に前縁から発生する剥離渦が形成され、それによって翼に働く揚力は増加するが、同時に抵抗増加の割合が大きいため、高い揚抗比(L/D)が得にくい。図1に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には高揚力装置の適用が必要となる。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、滑走路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には離着陸時に十分な低速性能を持つことを要求される。

宇宙航空研究開発機構で進められている次世代超音速機プロジェクト[1]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、高揚力装置の研究を行っている。本研究では比較的簡単、且つ有効な前縁フラップと後縁フラップを対象とする。風洞試験では高揚力装置流れ場の物理現象を解明し、パラメトリック・スタディーによって設計に役立つデータベースを構築することを目的とする。CFD 研究では、高揚力装置を設計するために、複雑な流れ場の解析技術を確認することと最適化設計法を構築することを目的とする。

超音速機の高揚力装置の開発には、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。離着陸の低速領域において、形状の複雑さに加えて、高い迎え角では、内外翼の前縁から剥離渦が発生し、境界層の剥離や再付着や剥離渦の挙動など複雑な現象となる。このような流れ場に対してCFDの信頼性や精度を明確化し、解析技術を確認する必要がある。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た。しかしながらまだに、国際的にも十分な知見が得られなっていない。著者ら[4][5]はこれまでCFD解析コードを開発し、基本形態と高揚力形態流れの解析を行ってきた。数値計算を実施し、試験結果との比較によりCFD

D解析コードの検証を行った。風洞試験と良好に一致する計算結果が得られた。またその検証されたCFD解析コードにより空力性能への前後縁フラップの影響の検討を行なった。高揚力装置による空力性能の改善を理解するために、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なった。ここでは、これまでの研究成果の代表例と将来の展望について述べる。

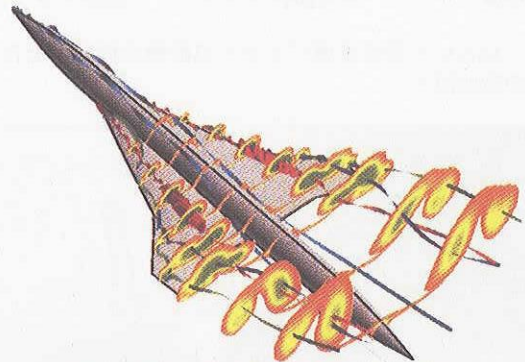


図1. 低速大迎角超音速機形態の流れ

### 2. 風洞試験と模型

図2にジェット実験機01次形状の高揚力形態の翼洞風洞試験模型を示す。主翼はクランクド・アロー翼であり、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。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 $c=0.459\text{m}$ 。主翼の平面形については、超音速理論に基づいてArrow型を採用し、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。機体軸から翼端方向にsemi-spanの55%位置に内翼と外翼のkinkを持つ。また、揚力依存力を低減させるため、8種類の関数で表せる基本荷重分布形を設定し、それらの組み合わせ係数を変分法で、超音速揚力面理論により捻り角とキャンバー・ライン分布を最適化し、初期形状のWarp設計を行った。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へいくに従って少しずつ傾きを小さくするように捻じっており(ねじり下げ)、翼端部の迎え角を減らして翼端失速を防ぐよ

うにした。主翼と胴体との取り付け部で機体軸に対して  $1.58^\circ$  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 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。

2 m×2 m の測定部を持つ JAXA 低速風洞で試験の様子を図 3 に示す。内挿天秤による 6 分力測定や表面圧力計測や粒子画像流速測定法 (PIV) による空間速度分布測定を行なった[6][7]。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、平均空力コード長に基づいたレイノルズ数  $Re$  は  $0.945 \times 10^6$  である。

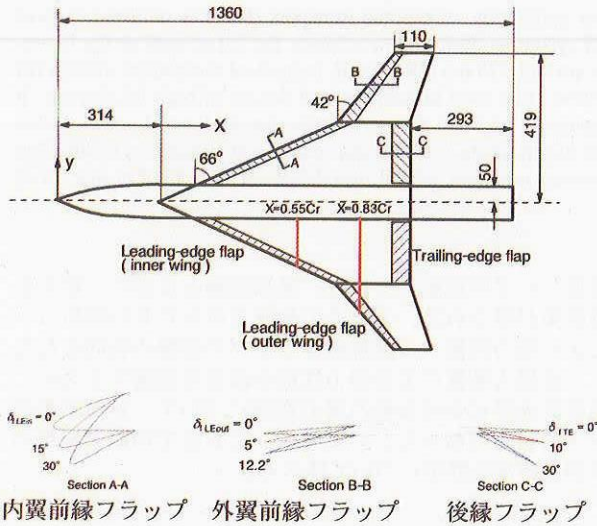


図 2. JAXA 小型超音速ジェット実験機の概略図と各フラップの断面図<sup>2)</sup>。



図 3. JAXA の 2 m×2 m 低速風洞試験の様子

### 3. 解法

流れ場の支配方程式としてレイノルズ平均ナビエー・ストークス方程式を解析した。乱流モデルに Spalart-Allmaras (SA)モデル[8]と改良した Spalart-Allmaras(SARC)モデル[9]、Menter の SST  $k-\omega$ モデル[10]、Launder-Sharma  $k-\epsilon$ モデル[11]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 Chakravarthy-Osher スキームを用いて風上化し、その高次精度化には 3 次精度の MUSCL 補間法を適用した。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。計算条件は風洞試験に合わせて、マッハ数 0.088 にして、定常、全域乱流を仮定した計算を行なった。

CFD 計算では半裁模型のみを対象として行なった。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られるには、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。形状によって総格子数が異なるが、物体表面から離れる方向に 100 点を入れた。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附着などを考慮すれば、最小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  $\Delta s_{min} = 0.01/\sqrt{Re} = 1.0 \times 10^{-5}$  とした。また、物体表面から離れる格子線を表面に垂直するように格子を生成した。

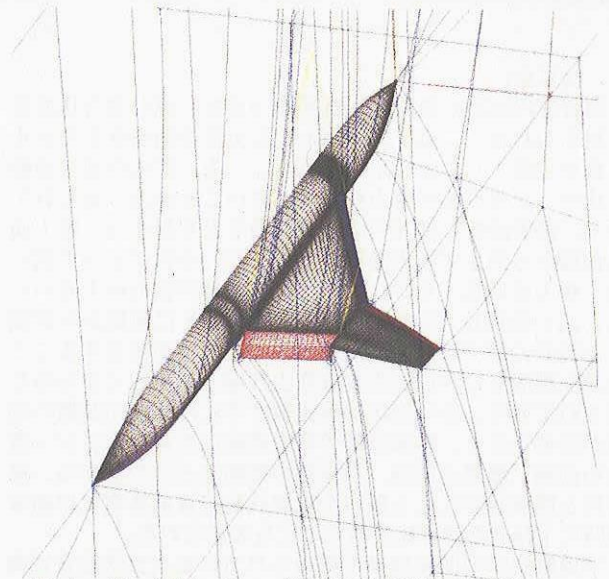


図 4. 前・後縁フラップ操舵した形態の計算格子。

### 4. 解析結果

#### 4. 1 基本形態

風洞試験で計測した力データと CFD 計算で予測した力データをまとめて図 5 に示す。CFD では 4 つの乱流モデルおよび全面層流で計算を行なった。迎角  $6^\circ$  付近から揚力の非線形的な増加が見られる。これは前縁から剥離した渦による渦揚力の効果だと考えられる。迎角  $25^\circ$  まですべての計算結果と実験値が良好に一致していることが分かる。全面層流とした場合でも、積分値である力には差があまり見られない。大きな後退角を持つ翼胴形状は低速大迎角で、流れが剥離渦による非粘性効果に支配されていると考えられる。さらに、迎角が大きくなると、失速角と最大揚力値  $CL_{max}$  が乱流モデルに依存していることが分かる。一方、乱流モデルによるピッチング・モメントへの影響は少ない。失速後の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。失速後の予測を改善するには、全裁模型の非定常計算が必要である。

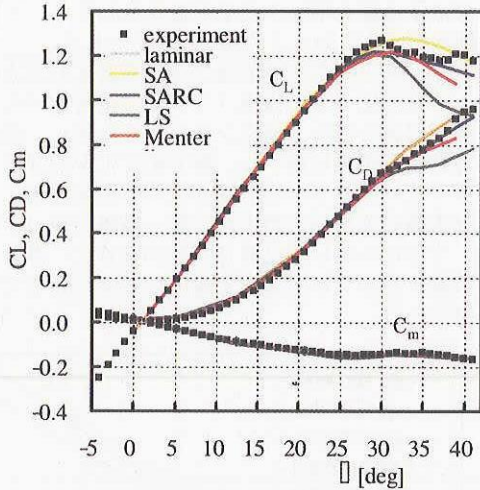
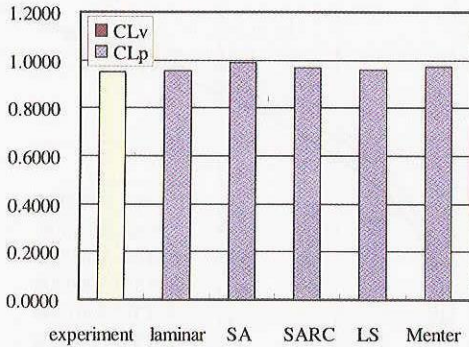
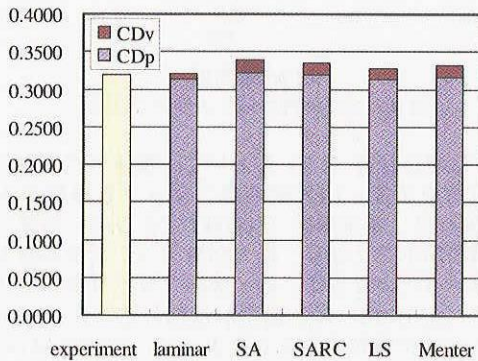


図5. 基本形態の空力特性：乱流モデルの影響

迎角 20°における揚力係数と抵抗係数を図 6 に示す。実験と比較すると揚力の差が殆ど見られない。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、抵抗値には約 100 カウント(1 カウント=0.0001)、全体の 4%の差が見られる。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。SA モデルは改良した SARC モデルと LS  $k-\epsilon$ 、Menter'  $k-\omega$  モデルに比べ、抵抗値を過大評価した。乱流計算に比べ、層流計算による摩擦抵抗が小さい。摩擦抵抗の差は最大 25 カウントであり、表面圧力抵抗の差に比べて小さい。迎角が大きいくほど、圧力抵抗が大きい、同時に、剥離領域が大きくなるため摩擦抵抗が小さくなる。



(a) 揚力



(b) 抵抗

図 6. 力成分の比較、迎角 20°。

図 7 に迎角 20°、 $X=0.83Cr$  における平均速度絶対値の分布を示す。乱流モデルにより、剥離点/線と剥離領域の大きさ及び前縁剥離から形成された縦渦の崩壊点が違うことが分かる。PIV 試験から、内翼の剥離渦は中心付近で速度の絶対値がほぼ 0 となっており、完全に渦崩壊の状態であることが分かる。CFD 計算では、SA モデルが渦粘性を過大評価したため、渦崩壊が予測できなかった。一方、旋回効果を考慮した SARC モデルと LS  $k-\epsilon$  と Menter's  $k-\omega$  モデルは渦の大きさ、形、渦崩壊をよく再現するができた。縦渦を適切に模擬するためには乱流モデルが重要であることが分かる。

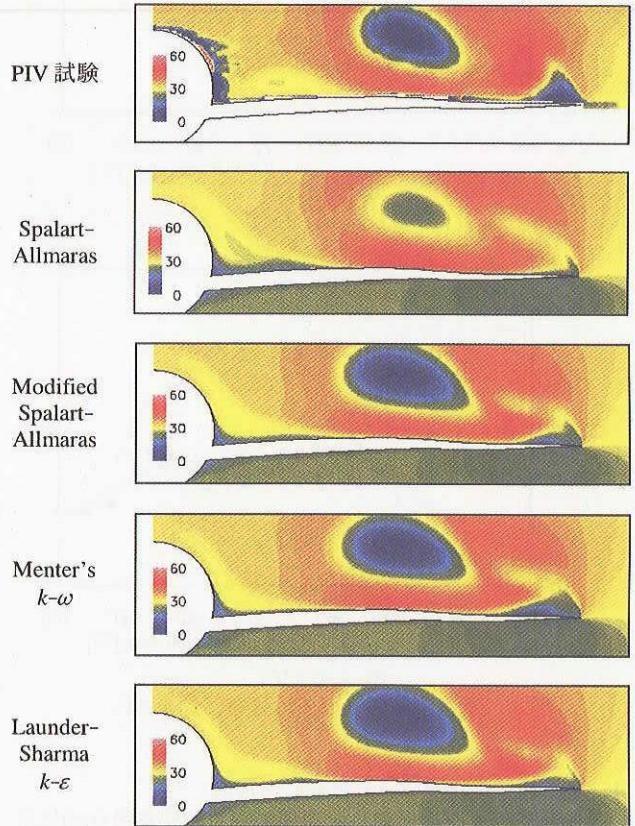
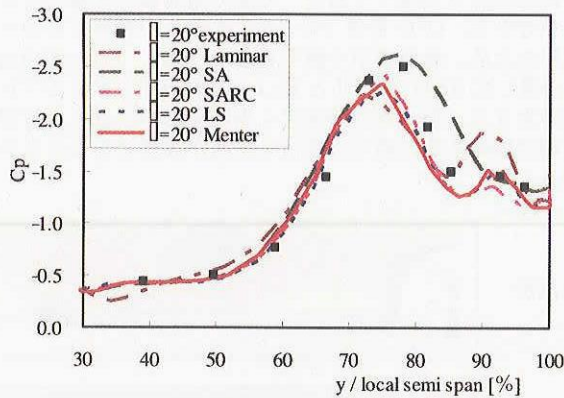


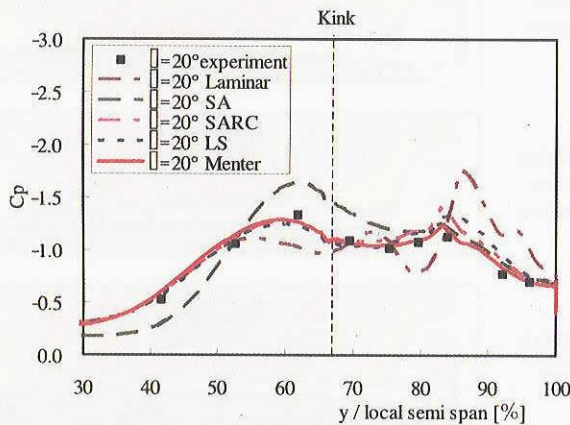
図 7. 基本形態の前縁剥離渦：平均速度絶対値分布の PIV 試験と CFD 結果比較 ( $\alpha=20^\circ$ ,  $X/Cr=0.83$ )

図 8 に迎角 20°における  $X=0.55Cr$  と  $X=0.83Cr$  位置断面の上面圧力分布を示す。圧力のピークが前縁剥離渦を表わしている。表面圧力分布を比較すると、計算結果と風洞試験計測データの違いが見られる。風洞試験に 1 次と 2 次渦と思われる圧力のピークが見られる。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、翼端付近で計算結果に 2 次渦に加え、実験では観察されなかった 3 次渦も現れた。逆に、渦粘性を過大評価する SA モデルでは、2 次渦を再現できなかった。また、全面層流と SA モデルの計算結果では渦の位置が実験と大きくずれている。それに比べ、改良した SA モデルでは元の SA モデルより、実験をよく再現できることが分かった。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  $k-\epsilon$  が渦粘性を過大評価したことが分かる。Menter's  $k-\omega$  モデルでは 1 次渦と 2 次渦を定量、定性的にもよく再現し、渦の位置、圧力ピークが実験値とよく一致している。

いずれの乱流モデルも、空力特性はよく予測できた。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が得られた。



(a)  $X=0.55C_r$



(b)  $X=0.83C_r$

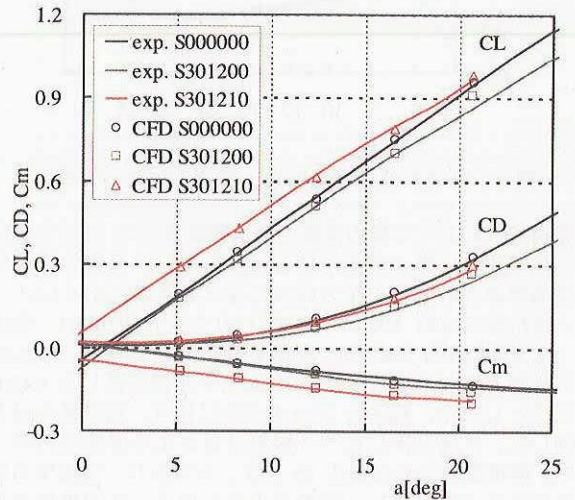
図8. 基本形態の表面圧力分布、迎角  $20^\circ$ 。

4. 2 前・後縁フラップ操舵した形態

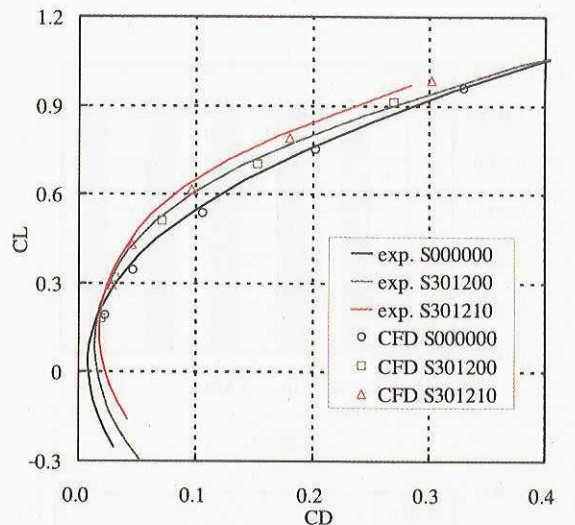
前後縁フラップを操舵した形態の空力特性を図9(a)に示す。同じ迎角において、内翼前縁フラップを  $30^\circ$ 、外翼前縁フラップを  $12^\circ$  に操舵すること (S301200) によって、揚力 CL と抵抗 CD が両方とも減少する傾向が見られる。抵抗減少の割合が揚力の減少より大きかったため、結果として揚抗比 (L/D) が改善された。さらに、後縁フラップを  $10^\circ$  に操舵する (S301210) と、揚力が基本形態より大きくなった。抵抗は前縁フラップのみを操舵した場合より、増加したが、基本形態より依然減少した。揚力  $CL=0$  付近では、前縁フラップの操舵によって揚力傾斜が増加し、後縁フラップの操舵によって揚力がすべての迎角において均等に増加したことが見られる。大きな迎角においては、前縁から剥離した渦が前縁フラップに抑えられたため、渦揚力が減少し、揚力傾斜が基本形態より小さくなったことが分かる。図9(b)に揚力-抵抗カーブを示す。離陸条件に近い  $CL=0.6$  付近では、同じ揚力において、抵抗が S000000、S000010、S301200、S301210 の順番に減少する傾向が見られる。基本形態に比べて、前・後縁フラップとも、抵抗を低減する効果がある。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、揚力  $CL=0.6$  において、全抵抗が約 30% を低減し、揚抗比 (L/D) が 5 から 7.25 に増加した。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空力性能をさらに向上させることが分かった。

ピッチング・モーメントは前縁フラップによりあまり変化しない。それに比べて、後縁フラップは機首下げの力を増大する傾向が見られる。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いし、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。CFD 計算結果と実験の差が見られるが、前・後縁フラップの効果に比べ、十分に小さい。計算と実験が良好に一致しており、前・後縁フラップの効果を定量的にもよく再現できていることが分かる。



(a) 縦3分力特性



(b) polar 曲線

図9. 空力特性へのフラップ効果

図10に同じ迎角 ( $12^\circ$ ) において、機体スパン方向にその荷重分布を示す。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、揚力が減少し、抵抗も減少したことが分かった。さらに、前・後縁フラップを同時に操舵する場合 (S301210) は、揚力が増加したことが分かった。後縁フラップを操舵することによって、尾流の downwash が大きくなったため、揚力が増加したと考える。前縁フラップを操舵した場合より、内翼が占める揚力と抵抗がほぼ均等に増加した。外翼では内翼後縁フラップの影響を受け

たため、kink の近くに揚力と抵抗が増加したが、翼端付近では変化がない。全抵抗に占める圧力抵抗が支配的であり、濡れ面積があまり変わらないため、フラップを操舵しても摩擦抵抗に殆ど影響がない。

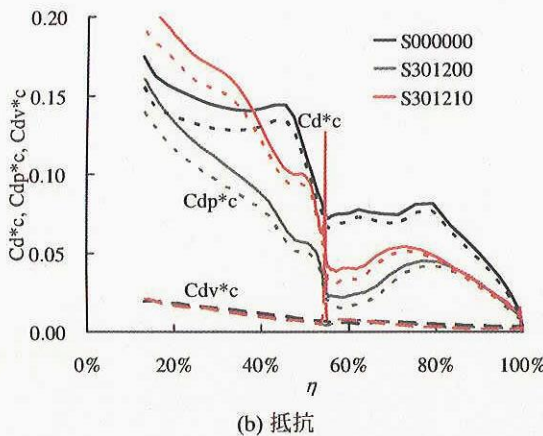
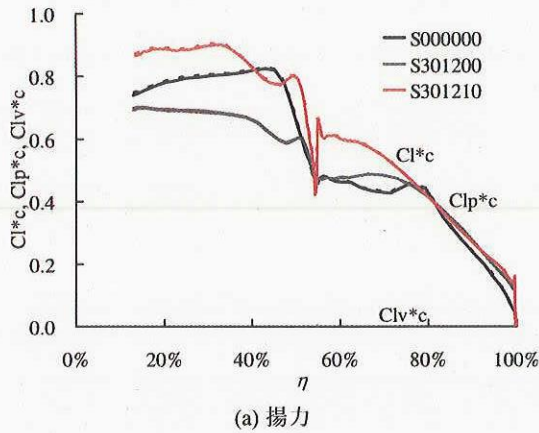


図10. スパン方向の荷重分布、迎角12°。

図11にCFDにより求められた迎角(12°)における総圧損失の空間分布を示す。内翼前縁から剥離した縦渦及び主翼上面で崩壊している様子が見える。後縁フラップと主翼の間にある隙間から発生した小さい渦も見える。前縁からの剥離渦は、フラップ舵角が増加するとともに、大きさと強さが減っていることがわかる。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を損失するため、総圧損失が大きいほど、抵抗が大きいと考える。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。さらに、前縁フラップを操舵した場合に、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。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、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。後縁フラップを操舵すると、翼前縁からの剥離渦がさらに小さく、弱くなる。後縁フラップのキャンバー効果によってポテンシャル成分が増加した揚力の割合が、渦揚力の減少より大きいいため、これが全揚力の増加に寄与したことが考えられる。

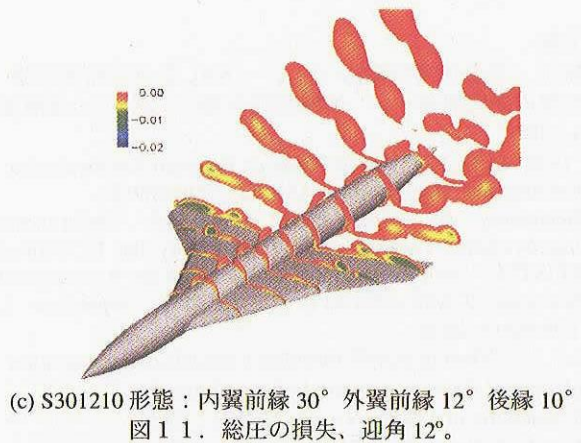
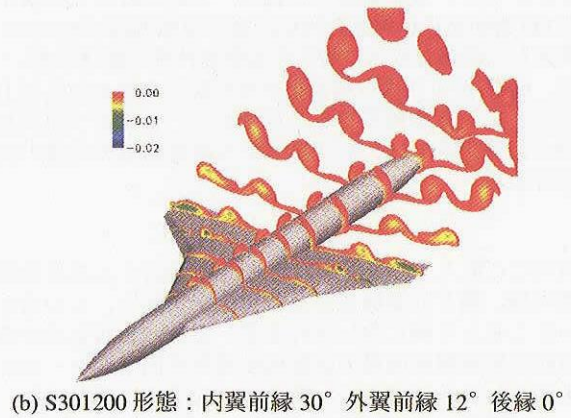
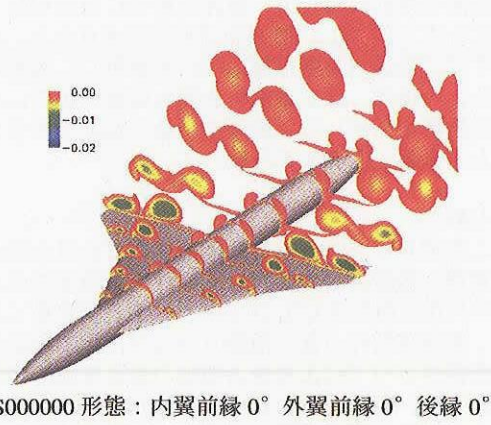


図11. 総圧の損失、迎角12°。

### 5. 高揚力装置の設計に向けて

2015年に超音速旅客機の開発着手、2025年に本格的に運営すると予測されている。先進設計技術の研究開発を先行的に行なうことにより、超音速旅客機の開発技術を向上させる必要がある。超音速機のコスト低減のためには、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も非常に重要である。従来、高揚力装置の開発が風洞試験の繰り返しより行なわれた。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で形状を最適設計することができるようになった。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。本研究では、すでに高揚力装置形態の流れを解析し、解析精度を検証した。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する予定である。

## 6. まとめ

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翼前・後縁高揚力装置の有効性を把握するため、レノルズ平均化されたナビエ-ストークス方程式を解くことによって、調査を行なった。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、基本形態より空力性能が改善できることを確認した。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、高い信頼性の 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。

今後、CFD 解析技術と最適化手法を組み合わせた高揚力装置設計システムを構築する予定である。フラップ形状及び舵角の最適化を行い、低速における超音速機の高揚力装置を設計する。

## 謝辞

本研究にご協力、ご支援をいただいた JAXA の郭東潤様、吉田憲司様、菱友計算株式会社の黒田文武様に、この場を借り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技術開発共同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-1999-209682.
- 3) Herrmann, U., “Low-Speed High-Lift Performance Improvements Obtained and Validated by the EC-Project EPISTLE,” 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICASE-2004-411, August 29 - September 3, Yokohama, Japan.
- 4) 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.
- 5) Lei, Z., & Kwak, D-Y, “Numerical Investigation of Leading Edge Flap on Cranked Wing,” AIAA paper 2005-5087.
- 6) 郭, 他, “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.
- 7) 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.
- 8) Spalart, P.R. & Allmaras, S.R., “A One-Equation Turbulence Model Aerodynamic Flows,” AIAA paper 92-0439, 1994.
- 9) Spalart, P.R. & Shur, M.L., “On the Sensitization of Turbulence Models to Rotation and Curvature,” Aerospace Science and Technology, Vol.1, pp297-302, 1997.
- 10) Menter, F.R., “Zonal Two Equation  $k-\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows,” AIAA paper 93-2906.
- 11) 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.