

# 小型高速実験機におけるCFD解析

高木亮治\*、岩宮敏幸\*、橋本桂子†

## CFD Analysis Applied to the Supersonic Research Airplane

by

Ryoji Takaki, Toshiyuki Iwamiya

National Aerospace Laboratory

and

Yoshiko Hashimoto

Sanko Software Ltd.

### ABSTRACT

National Aerospace Laboratory (NAL) conducts the research program in which the un-manned supersonic research airplane will be developed to establish the design technology composed by Computational Fluid Dynamics (CFD). CFD analysis is necessary to develop next generation High Speed Commercial Transport(HSCT) which has high performances such as high lift-to-drag ratio. This paper describes the overview of a CFD code applied to the designing of the NAL's supersonic research airplane. It is also presented the recent problems for aerodynamic design with CFD.

#### 1. はじめに

次世代の航空機として現在の遷音速旅客機に代わり超音速で巡行する高速航空機の研究・開発が欧米をはじめ我が国においても開始されている。これに関連して航空宇宙技術研究所では今年度より次世代高速航空機開発に向けた小型高速実験機プロジェクトが本格的に開始された<sup>1)</sup>。この実験機プロジェクトは次世代高速航空機の国際共同開発への主体的参加に必要な中核的な技術開発を行なう事を目的としている。そのためには我が国独自の先端的かつ実用的な航空機技術および航空機設計技術の実証・開発を行なう必要がある。そういった技術の中で特にCFDによる空力設計技術の確立が重要なテーマとして設定されている。

小型高速実験機におけるCFD空力設計法の技術実証はおおまかには以下の2種類に分類される。

- 順問題CFD設計法
- 逆問題・最適化CFD設計法

最近の計算機の性能向上に伴い、全機まわりのCFD解析がある程度の計算時間で行なえるようになってきた。そのため従来は線形理論もしくは風洞試験でしか性能評価ができなかった機体特性がCFDによる性能評価も可能になってきた。順問題CFD設計法は空力設計にお

いて、与えられた機体形状の性能評価を風洞試験に代わってCFDを用いて行なう設計手法である。

線形理論は比較的簡易で設計の初期段階での性能評価では非常に役に立つツールであるが、その適用範囲はかなり限定され、次世代の高性能航空機の開発においては線形理論だけでは不十分であり非線形現象を的確に捕らえる必要がある。風洞試験は過去のデータ、技術の蓄積により信頼性のある性能評価が可能であるが、風洞試験の模型製作に要するコストが高いこと、また実現できる飛行条件が限られている事など設計ツールとして考えれば線形理論とは別のような問題を抱えている。特に模型製作に要するコストが高いため設計におけるパラメトリックスタディーに対しては効果的に対応できない。CFDは機体形状、飛行条件の変更が比較的容易であり、より実機の飛行条件に近い状態を解析することができる。小型高速実験機ではロケット実験機に続き、ジェット実験機も想定されており機体・エンジン統合空力設計が重要な課題である。こういった統合形態に対する設計は線形理論だけによる解析は困難と考えられ、CFDによる解析が有望視されている。

しかしながらCFD解析は現状多くの問題点を抱えている。特に問題となるのが乱流現象に関してである。乱流現象に関しては物理的にも未だ十分解明されておらず、まして数値解析で正確に乱流を解析することは

現状非常に難しい状況である。また層流から乱流への遷移位置の予測および乱流のモデル化に関しては現状ではまだまだ不十分である。乱流現象をはじめとして実際の設計ツールとして CFD を活用するためには計算精度の向上、信頼性の確立、高効率化等克服すべき課題は多い。しかしながら次世代の航空機開発においては従来の設計手法では実現できない高性能を達成する必要がある CFD による設計手法の確立が急務である。

CFD を用いた設計手法として最適化設計手法がある。最適化設計手法自体は古くから存在していたが空力設計に使える程ロバストで効率の良いものはなかった。近年遺伝的アルゴリズムといった新しい手法が提唱され、また計算機パワーの向上もあり CFD と組み合わせることで実際の空力形状の最適化に適用される様になった<sup>2)</sup>。本プロジェクトにおいてはこういった逆問題を適用した空力設計も行なわれている。従来ある形状の性能を把握しその性能を改善するための形状修正の手法は簡単な線形理論と最後は設計者の経験に負うところが大きかったが、逆問題を解くことで形状変更を自動的に行なうことが可能である。

図 1 に CFD を用いた空力設計サイクルを示す。設計要求に対して線形理論等で初期形状が提起されるとその形状に対して順問題 CFD を用いて空力性能の解析を行ない性能を評価する。その評価を基に逆問題 CFD 等を用いて形状を修正する。以下形状の修正と性能評価を繰り返し設計を収束させることになる。また本サイクルにおいては CFD の信頼性を確認するため風洞試験を行ない、CFD コードの検証を行なう。

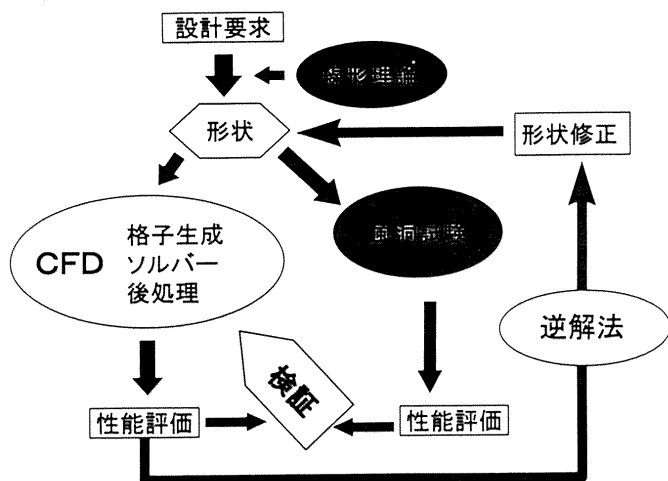


図 1 : CFD を用いた空力設計サイクル

本発表では小型高速実験機において現在行なわれている CFD 設計手法の内順解法における CFD 解析手法について報告するとともに、CFD 設計における問題点を指摘しその対処法に関して議論を行なう。

## 2. 数値解析手法

支配方程式としては 3 次元完全 Navier-Stokes 方程式を用い、有限体積法を用いて離散化を行なっている。有限体積法による離散化は空間を有限の大きさのセルで分割し、物理量としてそのセル内の平均値を用いる。有限体積法で離散化を行なうと支配方程式は、各セル内の保存量の増減がそのセルのセルフェイス (セル表

面) を通って出入りする流束の和として表現される。一般曲線座標系での離散化においては幾何学的にセル体積、表面ベクトルを計算することができ、メトリックの計算時の誤差が小さいのが特徴である。また計算領域内の特異点の処理も比較的簡単となる。セルフェイスでの数値流速の評価には AUSMDV スキーム<sup>3)</sup>を用い MUSCL 法を用いて高精度化を行なっている。その際 primitive variables ( $\rho, u, p$ ) の外挿を行なっている。粘性項に関しては一般に良く用いられる中心差分スキームを用いて離散化を行なった。そのため空間の離散化精度は 2 次精度である。時間積分は陽解法を用い、局所時間刻法を併用して収束を加速している。また乱流モデルとしては Baldwin-Lomax の代数モデルを用いており全域層流、全域乱流の計算が可能となっているが、本解析では基本的に全域乱流として性能計算を行なっている。

計算格子としては計算領域をブロック毎に分割可能なマルチブロック型構造格子を採用した。これにより比較的複雑な形状に対する格子生成の柔軟性を高め格子生成の効率を高めた。またマルチブロック格子にすることで物体形状の再現性が向上し、単一格子では問題になった翼胴結合部、主翼キック部等の格子の質を向上させることができた。また現在翼胴形態の解析ではあるが次の段階として尾翼付、エンジンナセル付といったフルコンフィギュレーション形態の解析を予定しており、そういった形状に対して有効であると考えられる。計算格子は表面格子を CATIA を用いて生成した<sup>4)</sup>後、空間格子を高梨の手法 (EGG3D)<sup>5)</sup>により生成した。本計算では計算領域は 14 ブロックに分割している。まず計算領域を上下に分割しそれぞれに対して、胴体を、前胴、中胴、後胴の 3 ブロック、翼を外翼、内翼の 2 ブロック、それに続くウェーク領域を外、内の 2 ブロック、計 14 ブロックである。現在計算を行なっている格子の規模は全部で 140 万点程である。図 2 に機体表面格子を示す。また図 3 に外方境界の格子面を図 4 に途中空間の格子面を示す。EGG3D は電気力線を用いて格子を生成しており、通常外方境界は 3 次元では球となる様に設定されている。本計算では流場が超音速であることを考慮し外方境界を半球に設定した。

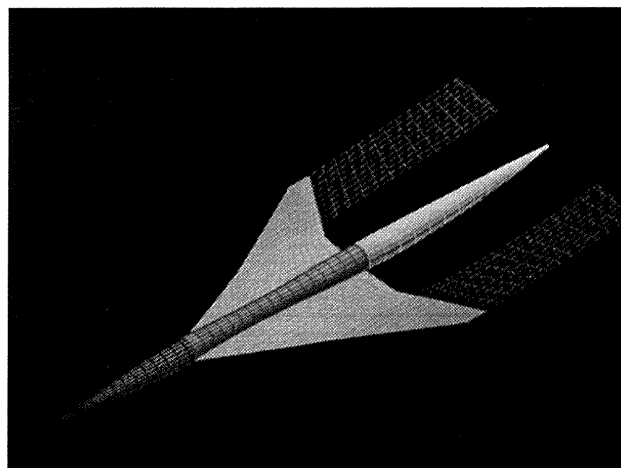


図 2 : 機体表面格子

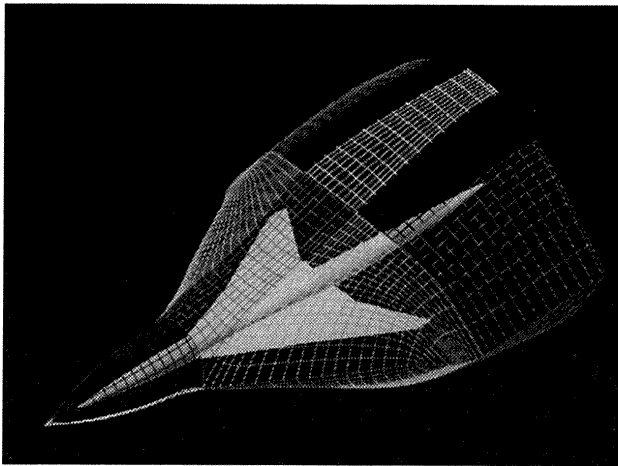


図 3：空間格子

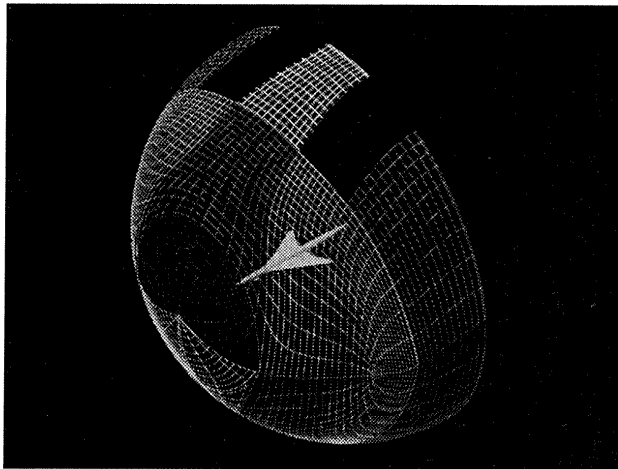


図 4：外方格子

大規模計算に対応させるため領域分割法とメッセージパッシングライブラリーを用いて並列化を行なった。計算領域の分割は格子の各ブロックに対応させ、各ブロックそれぞれに PE を割り当てた。メッセージパッ

シングライブラリーとしては PVM と MPI を用いたが本発表では主に PVM を用いて航技研の NWT 上で計算を行なっている。

機体表面の境界条件は滑り無し、断熱壁の条件である。機体表面と対象な位置に仮想点を設定し対象条件を課すことで壁の計算を行なっている。また流入境界に関しては一様流の値で固定、流出境界に関しては 0 次の外挿を行なっている。これらの各種境界条件、及び領域分割による物理量の交換に関する情報(どのブロックのどの面にこういった繋がりを方をしているか)はそれぞれのブロックの各面に境界条件を表すフラグとして設定されており、各領域のプログラムはそれぞれその設定してあるフラグを読むことで自動的に境界の計算を行なうことになっている。

### 3. 計算例

現在設計が行なわれているロケット実験機、第 1 次形状の計算結果について紹介する。実験機は実機の 11% スケールであり、全長 10.01m である。また実験は高度 15,000m、マッハ数  $M_\infty = 2$  と設定されており、機体全長を代表長さとした場合のレイノルズ数は  $8.8 \times 10^7$  程度である。機体の特性を推算するためには迎角を振った計算が必要である。そのためそれぞれの機体形状に対して迎角として 0 度、2 度、5 度の計算を行ない、揚力傾斜、ポラーカーブ等を推算している。これらの値より、設計ポイントである  $C_L = 0.1$  での  $C_D$  の値を評価している。また必要に応じて  $C_L = 0.1$  の迎角を算出しその迎角での計算を行ない  $C_D$  の値を評価している。実際の機体形状の修正手法等、空力特性の解析／設計に関しては文献<sup>6)</sup>で報告されている。図 5 に 1 次形状の圧力分布を示す。また図 6 に胴体対称面での  $C_p$  分布を示す。

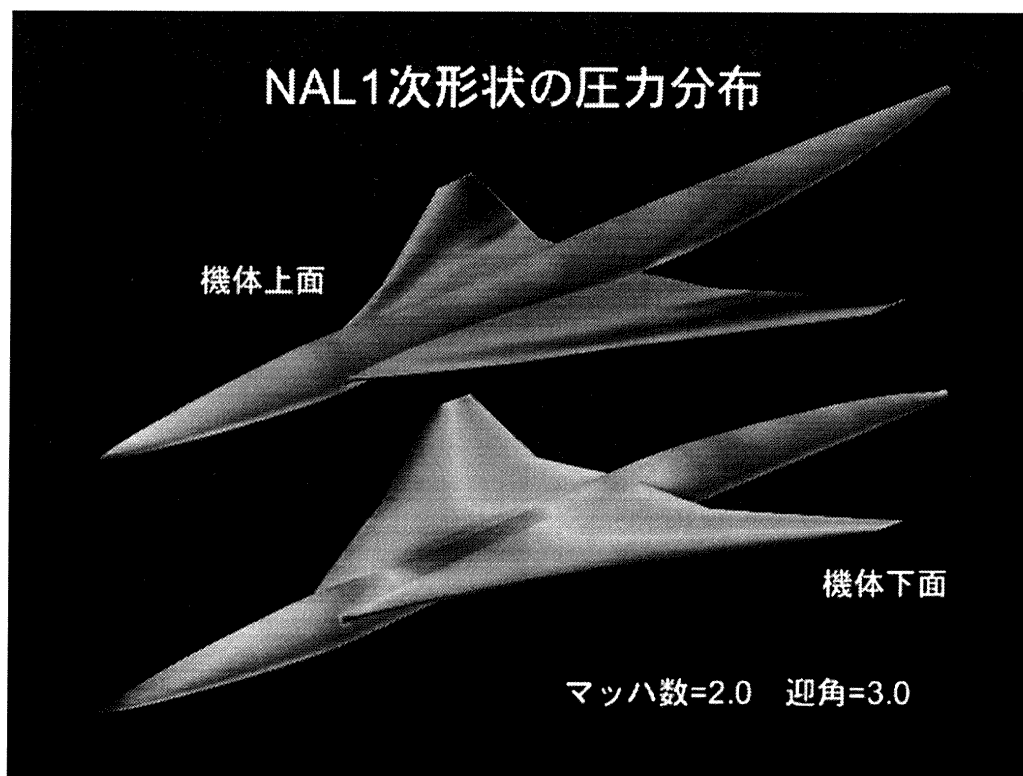


図 5：1 次形状の圧力分布

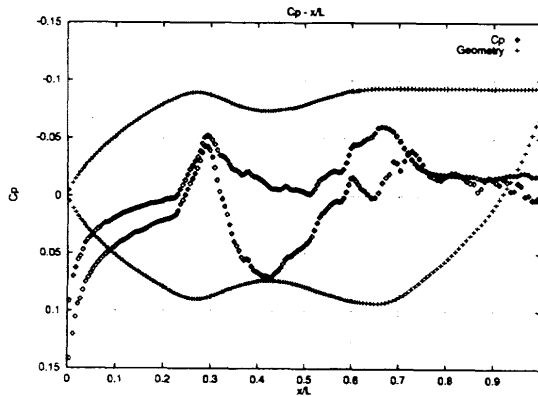


図 6 : 1 次形状胴体対称面での  $C_p$  分布

これらの図から翼上面の低圧領域の分布が観測できるとともに、胴体下面中央部で圧力が高くなっており、揚力が発生している事がわかる。これは主翼と胴体の接合部の形状によるもので、エリアルールを用いた胴体設計により主翼取り付け位置で胴体がくびれており、丁度その部分に主翼の翼厚の大きな部分が存在したかもスロート状になっているためと考えられる。

機体特性となる揚力係数、抗力係数に関しては図 7、8 に揚力傾斜、ポラーカーブを示す。

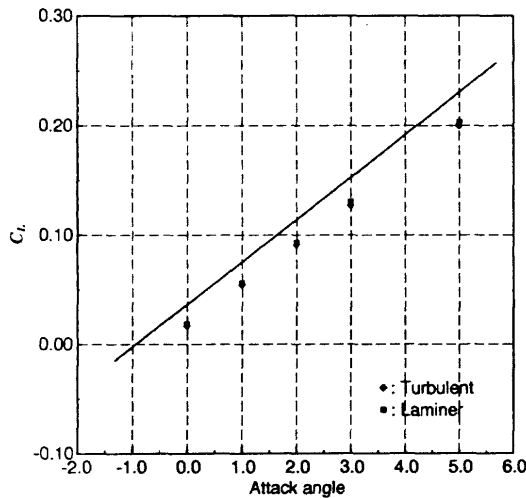


図 7 :  $C_L$  vs 迎角

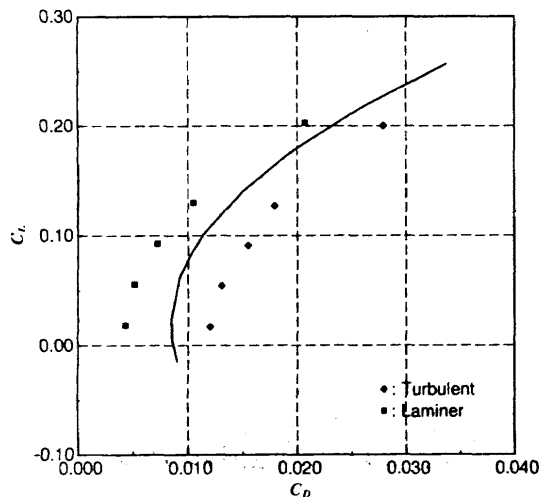


図 8 :  $C_L$  vs  $C_D$

図中で実線は線形理論による予測値を、各シンボルは全域乱流、全域層流の計算結果による値をそれぞれ表している。揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  については線形理論と同じ傾向を示していることがわかるが線形理論と CFD との形状の差 (線形理論は翼単体の計算に対し、CFD は翼胴結合体の計算のため胴体で隠れる部分の翼による揚力が減少している) により  $C_L$  の値に違いが観察できる。また揚力傾斜に関しても若干 CFD の方が小さくなっている。抗力係数  $C_D$  に関しては層流計算、線形理論、乱流計算の順に大きくなっている。ポラーカーブの開き具合はそれぞれ良い一致を示しており、傾向としては良くあっていると言える。ただ乱流計算による  $C_D$  が比較的大きな値となっている。これは最小格子幅が十分小さく設定されていないのではないかと考えられる。本計算では通常良く用いられる基準である

$$\text{最小格子幅} = \frac{0.1}{\sqrt{Re}} \quad (1)$$

を用いて最小格子幅を設定しているが、代表長さを機体全長としており、そのため翼上のローカルな場所でのレイノルズ数を考えた場合、相対的に値が小さくなり翼表面での最小格子幅が不十分なのではないかと考えられる。また高レイノルズ数流れの計算時では最小格子幅の基準が式 (1) では不十分である事も考えられる。当然計算手法、乱流モデル等の問題とも考えられるが格子への依存性、特に最小格子幅への依存性については今後詳細に確認する事が必要である。超音速機開発においては摩擦抵抗は全抵抗の半分以上を占め、どれだけ正確に見積もれるかが重要なポイントの一つである。この問題に関しては当然遷移位置予測も絡んでくるが、当面全域乱流での摩擦抵抗の見積もり精度の確認が重要と考えている。

#### 4. CFD 設計における問題点

CFD 設計における主な問題点としては計算精度とデータの生産性が考えられる。精度に関しては乱流モデルに負うところが大きい、高  $L/D$  を目指す SST では設計点での流れは剥離等のない比較的な綺麗な流れである。そのため従来良く使われる Baldwin-Lomax でも比較的良好な結果を出すと言われている。しかしながら日本においては超音速機を開発した経験が乏しく、設計データ、検証用データの蓄積がほとんど無い状態である。まして CFD 検証を行なえる様な超音速実験データは少なく、この機会に詳しい検証を行なう必要がある。そこで従来から言われていることではあるが、信頼性の高い実験データを用いた検証を通じて、格子依存性等の基礎的な所で計算手法、乱流モデルの検証を行なう事が大変重要である。SST においては全抵抗に占める摩擦抵抗の割合が大きく、境界層遷移が発生する位置により機体の抵抗は大きく影響を受ける。そのため境界層遷移位置の予測を正確に行なう必要がある。通常遷移位置予測は境界層内の物理量の分布を求め、安定解析を行ない遷移位置を予測するが、こういった手法においては境界層内の物理量分布を正確に求める必要がある。超音速流における境界層遷移に関するデータに関しては、風洞では一様流中の乱れが大きく

境界層遷移の実験は非常に困難であり、飛行実験での計測に多くの期待がかかっている。これら乱流に関する問題は克服不可能な部分もあるが現状の解析ツールの性能評価をきっちりと行なうことが必要であると考ええる。また設計においては常にトレードオフを行なう判断材料として計算データを使うためデータの絶対値が正確であるに越したことはないが、傾向を正しく把握していれば設計ツールとしては十分有益であり、こういった見極めも必要と考える。そのためこういったCFD検証を行なうためCFD検証用の風洞実験を行ない、実験データを用いて結果の比較検討を行なうとともに、他CFDコードとの比較を行ない、データの蓄積を計るためワークショップを予定している。このワークショップの目的は超音速流において設計ツールとしてのCFD検証を行なう機会を提供するとともに実験データ、様々な計算コードによる計算結果を比較し蓄積することで今後の超音速機開発に役立てることである。

データ生産性に関しては、全体を通じての計算効率を良くする必要がある。陰解法、Multi Grid 法等ソルバーの効率アップはもちろんであるが、格子生成等前後処理の生産性を高める事が重要である。実際の解析作業に占める格子生成の割合は非常に大きくこの部分の改善が一番インパクトが大きいと考えられる。格子生成に関しては、より複雑な形状となるエンジン、機体統合形態においては Multi-Block 格子、Overset 格子を用いた解析をそれぞれ適宜活用し、設計計算を効率よく行なっていく予定である。エンジン配置に関するパラメトリックスタディーは機体、エンジンの両方とも形状自体は変化せずただ両者の位置関係が変化するだけである。そのためこういった解析では Overset 格子を用いた手法が最も効率が良いと考えられ、まずは Overset 格子を用いた解析でエンジン配置に関する評価を行ない、ある程度配置が決まったらより精度の高い Multi-Block 格子を用いた本手法で最終評価を行なう予定である。さらなる発展として非構造格子を用いた解析システムの構築も検討中である。

また後処理に関しても設計者が必要となる様々なデータを供給できる計算結果加工システムの構築も重要であり、現在空力設計支援システムとして構築が行なわれている。

## 5. おわりに

CFD による空力設計技術を確立することは今後の航空機開発のためには非常に重要な事である。空力設計にCFDを適用するためにはCFDの信頼性を確立することが重要であり、現在のCFDの限界、適用範囲を十分把握する必要がある。現在設計計算を行なっている最中ではあるがそれと並行して数値計算手法のより精密な検証を行なっていく予定である。

## 謝辞

本計算に際してグラフィック画像の作成を航技研 SE の宮川女史にお願いした。ここに感謝の意を表します。

## 参考文献

- 1) K. Takasawa. : Outlook for Research Activities on Advanced Aircraft at Japan's National Aerospace Laboratory. *AIAA Paper 95-3866*, 1995.
- 2) 大山聖, 大林茂, 中橋和博, 中村孝. : 三次元翼の空力最適化. 第 14 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 NAL SP-34, pp. 107-112, 1997.
- 3) Y. Wada and M.S. Liou. : A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities. *AIAA Paper 94-0083*, 1994.
- 4) 岩宮敏幸, 吉田正廣, 山崎裕之. : CAD データに基づく計算格子の作成. 第 14 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 NAL SP-34, pp. 195-198, 1997.
- 5) 高梨進, 佐藤求. : 新しい格子生成アルゴリズムとその応用. 第 7 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 NAL SP-10, pp. 189-193, 1989.
- 6) 真保雄一, 吉田憲司, 岩宮敏幸, 高木亮治. : 線形理論及びCFDを用いた超音速旅客機形状の空力特性解析設計. 第 29 回流体力学講演会講演集 (出版予定), 1997.
- 7) 小川哲, 和田安弘, 石黒登美子, 高倉葉子. : 複合格子による数値計算. 第 9 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 NAL SP-16, 1992.

