

オイラー方程式による翼ナセル干渉解析

沢田 恵 介* 高 梨 進**

A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences

by

Keisuke SAWADA

Kawasaki Heavy Industries, Ltd., Kagamihara

Susumu TAKANASHI

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

A numerical investigation of wing/nacelle interferences of USB configuration was carried out. A grid system about the realistic configuration of wing/nacelle combination was generated by the multi-block grid generation technique. The Euler equations were solved by the second order accurate upwind scheme.

Results were obtained for $M_\infty = 0.7$, $\alpha = 2.0$. The existence of channel flows accompanied by strong shocks between two engine nacelles were confirmed. Power effects of two engines were examined by modeling both the plane of intake and that of jet exhaust appropriately.

1. ま え が き

複雑な形状の3次元物体周りの流れを差分法で解こうとするときに問題となるのは、どのような座標系を用いるかである。取扱う物体形状の複雑さが増すにつれて、異なる構造の座標系を組み合わせる手法が注目を集めているが、単一の座標系で済むならば現時点ではその方がより現実的であろう。

単一の座標系で複雑な形状を扱う場合に、物体の全表面を計算空間における領域の境界面上だけに写すのは困難である。一方、マルチブロック法と呼ばれる画像法では物体を単純な形状に分割して各々に対応するブロックを計算空間の内部にとり、それら

の表面に写す画像を考える^{1,2)}。従って、マルチブロック法では物体の形状が複雑になっても適当なブロックに分割できる限り座標生成が可能となる。

しかしながら、マルチブロック法では幾つかの新しい座標特異性が現われる。Fictitious cornerと呼ばれる座標特異性では物体を表わす計算空間内の面が突然入れ替わる。基本的には積分形で考える有限体積法を用いることで困難を避けることができるが、物理量の勾配を各方向に分離して別々に考える場合には、勾配をとる方向が突然変化するために、大きな誤差を生じ得るので注意が必要である。

筆者らは、現実的な形状周りの流れ場の解析のために、このマルチブロック法による座標生成コードと風上差分を用いた有限体積法による3次元遷音速流解析コードの開発を進めている。ここでは初等的な応用例として『飛鳥』の翼ナセル系の計算を行っ

* 川崎重工業株式会社

** 航空宇宙技術研究所

た。以下では具体的な座標系の例、及び計算結果を示して複雑な形状に対するポテンシャルを示す。

2. 座 標 系

図 1 に物理空間と計算空間との対応を、図 2 に生成された座標の例を示す。翼ナセル系は 8 個のブロックに分割されており、計算空間内では対応する 8 個の矩形が定義される。物体表面の形状はこれらの矩形の表面に写される。格子点の数は $64 \times 51 \times 37$ 点であり、この中には物体内部のダミー点も含まれている。

マルチブロック法は基本的に H 型の座標と考えるのもよい。従って座標線は各軸方向に延びており計算空間との直接的な対応関係が明らかである。しかし H 型の欠点である C 型、O 型の座標に比べてより多くの格子点を必要とする性質もそのまま受け継いでおり、ダミー点を必要とすることもあって多量のメモリーが使えることが必須の条件となる。ただ、複雑な形状を容易に扱えるという長所は多量のメモリーを必要とする欠点を十分に補うものであり、またスーパーコンピュータにおいてはメモリーも飛躍的に大きくなってきており、将来的にはあまり問題にならないと思われる。

3. 計 算 法

ここでは圧縮性非粘性流を考えることにするので解くべき式はオイラー方程式である。最初に述べたように、有限体積法を用いて流れ場の支配方程式を積分する。有限体積法ではセルの境界を通る流束の総和とセル内の平均物理量の変化を関係づけるが、ここでは表面における流束を風上差分法で決める。

用いた風上差分法は ROE の近似リーマン解法と呼ばれるもので、セルの境界を挟む二つの状態の時間発展の相似解を、線形化したリーマン問題を解くことによって求め、その解から流束を構成する³⁾

線形化されているので、扇状の膨張領域を挟む状態量の変化も一つの単純波を挟む跳びで表わされる。このため膨張衝撃波に対しても、それを崩すメカニズムが働かず、安定な解として捕らえられてしまう。これを避けるために、音速点を挟む膨張の場合にだけ数値的な粘性効果が入るようになっている⁴⁾

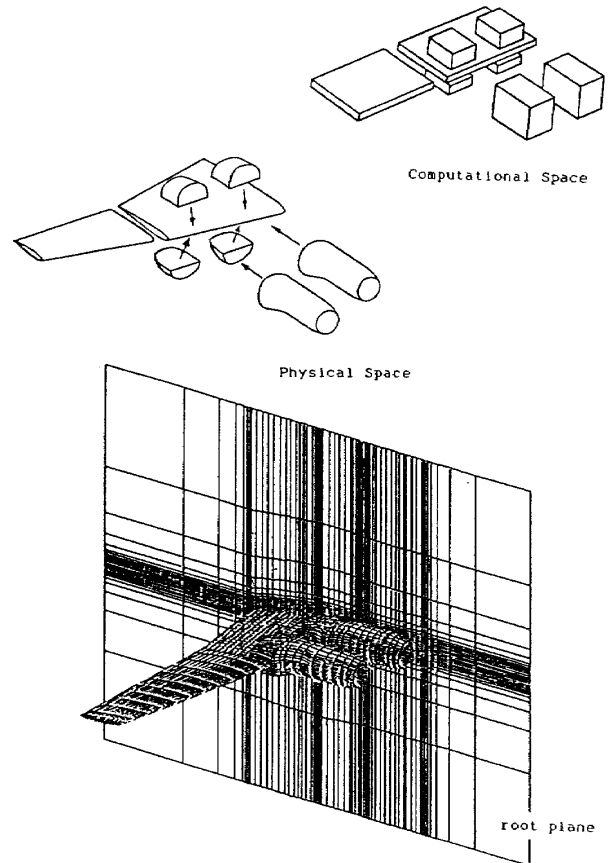


図 1 物理空間と計算空間の対応

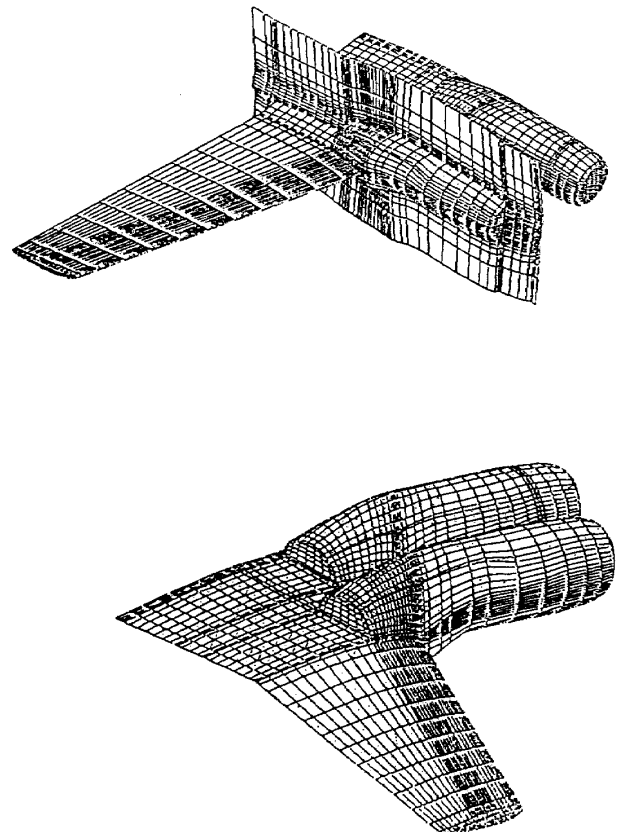


図 2 『飛鳥』の翼・ナセル系の座標例

風上差分法で決まる流束は、セルの境界の両側の物理量による流束の平均と物理量の差分の一次の項に分解できるが、積分した時に前者は中心差分に対応し後者は粘性項に対応する。一次精度のスキームでは物理量の跳びがセルの境界で $O(\Delta x)$ であり、積分の結果として現われる粘性項の大きさは $O(\Delta x^2)$ となる。このため、一次精度のままでは非常に粘性の効いた解しか求まらない。

二次精度スキームではセル内部に物理量の線形分布を仮定するので跳びが $O(\Delta x^3)$ であり、粘性項の大きさは $O(\Delta x^4)$ となる。但し中心差分に対応する項から $O(\Delta x^3)$ の誤差項が出て来るので精度は二次にとどまる(三次の誤差項を付加して同じ点数で三次精度のスキームにすることも可能である)。

セル内における物理量の線形分布の傾きは次のように決めた。最初に連続する三個のセルを考え、そこでの保存変数の分布を二次曲線で近似する。二次曲線の三個の係数は各セルで

$$q_k = \frac{1}{\Delta \xi_k} \int_{\xi_{k-\frac{1}{2}}}^{\xi_{k+\frac{1}{2}}} f(\xi) d\xi$$

($k=i-1, i, i+1$)

を満たすことから決まる。但し、 f は仮定した二次曲線を表わし、 $\Delta \xi_k = \xi_{k+\frac{1}{2}} - \xi_{k-\frac{1}{2}}$ である。このとき中央のセルにおける傾きを二次曲線の平均勾配で定める⁵⁾

演算量は単純に差分を取るのと比べてかなり増えるが、この方法だと格子間隔が不連続的に変化しても適切な勾配が求まり、特に fictitious corner での誤差の低減に効果がある。なお、解が不連続の近くで振動ないようにリミッターを付加してある。

次に境界条件の取扱いについて触れよう。計算領域内にはいくつかの境界があるが、基本的には固体壁境界と流入/流出境界の二つに分けられる。固体壁境界では質量及びエネルギー流束が零になり圧力による運動量流束だけが残る。それゆえ壁面での圧力が分かればよいが、ここでは壁面に垂直な方向の運動量の式から圧力を決めた。

一方、流入/流出境界は統一的に次のように取扱った。有限体積法では境界で必要なのは境界上での従属変数の値ではなくそこでの流束である。ここで

はこの流束をリーマン問題を解くことによって与えた。具体的には境界のすぐ外側に仮想的なセルを仮定してそこに境界条件に対応する物理量を与え、境界の内側のセル内の物理量との間のリーマン問題を解くことによって境界での流束を求める。風上差分法では実際にリーマン問題を常に解いているので特別な取扱いを必要としない。

自由境界では仮想的なセル内に一様流状態を与え、またエンジンセルの空気取入口及びジェット排気口では模型エンジンの単体試験で得られた実験値を与えている⁶⁾

この境界の取扱い方の特徴は単に簡単であるだけでなく、ほぼ無反射であること及び強い渦が流れ出る場合やショックが突き抜ける場合にも極めて安定であることである。これは風上差分や導入する数値粘性が効果的に振動を押さえることや境界での対流速度が二つの物理量の相互作用の結果決まることによる。特に後者については渦の流出時に重要である^{5,7)}。

4. 計算結果

計算は主流マッハ数が0.7、迎角が2.0度の場合を行った。初期条件として最初に全てのセル内に一

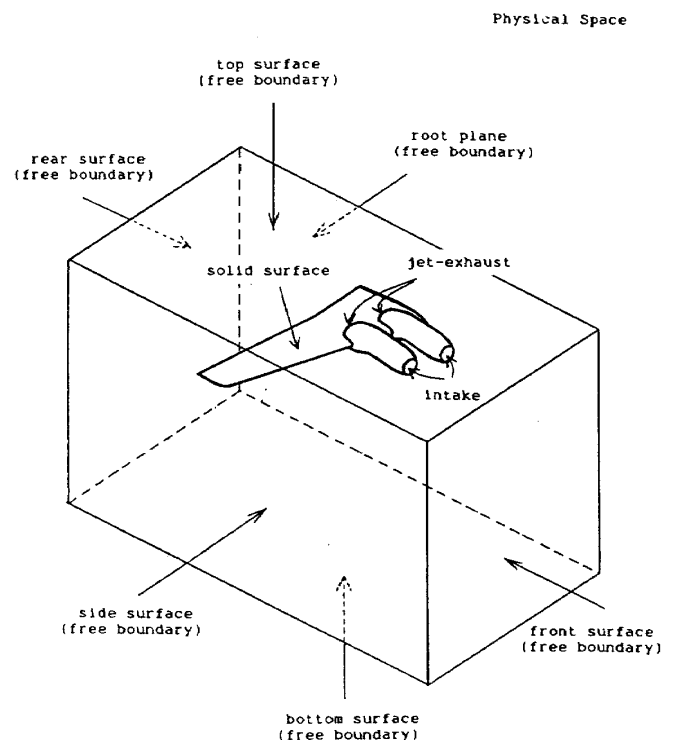


図3 各種境界条件の適用

様流条件を与え、計算開始直後から全ての境界条件を課した。与えた境界条件を図3に示す。

計算は航空宇宙技術研究所のM 380で行った。計算時間は収束解を求めるまでにおよそ20時間必要とした。時間積分は現在陽解法で行っているが、陰解法化するとかその他の収束加速法を用いることで計算時間の短縮は可能である。しかし、これ以上の巨大な計算に対してはスカラー計算機ではそろそろ限界でありベクトル計算機等が必要となる。

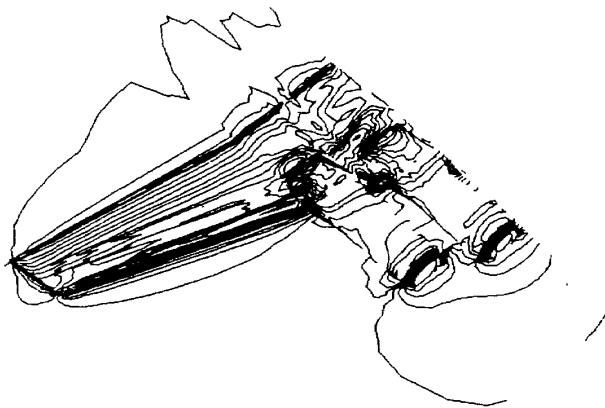


図4 主翼上面・ナセルの表面及びその周囲における圧力分布

計算結果を示そう。図4は表面での圧力分布をそこに投影したもので、翼上面に衝撃波が存在していることが分かる。衝撃波の位置はジェット排気口よりも手前にあるのでそれほど複雑な干渉は見られない。これにはジェット排気の静圧が比較的 low 周囲の大気圧と余り差がないため強い膨張が起こらないことも関係していると思われる。

二つのエンジンナセルの間にはチャンネルフローが存在しており、それゆえ翼前縁近くに強い衝撃波を生じている。ナセルの断面はほぼ真円形なので迎え角を持って入って来る空気はちょうどラバールノズルを通るように加速されることになる。

計算結果は衝撃波の直後で剥離を示している。非粘性流の計算で流れが剥離する場合に対して従来幾つかの解釈が行われているが、衝撃波に因る渦度の発生、総圧の損失と計算スキームに含まれる数値粘性との相乗効果が原因と思われる。現実の流れで本当に剥離するかどうかは何とも言えないが、剥離しやすい状況にあることは確かであろう。図5に両ナセル間の中央断面での等マッハ線図を示す。

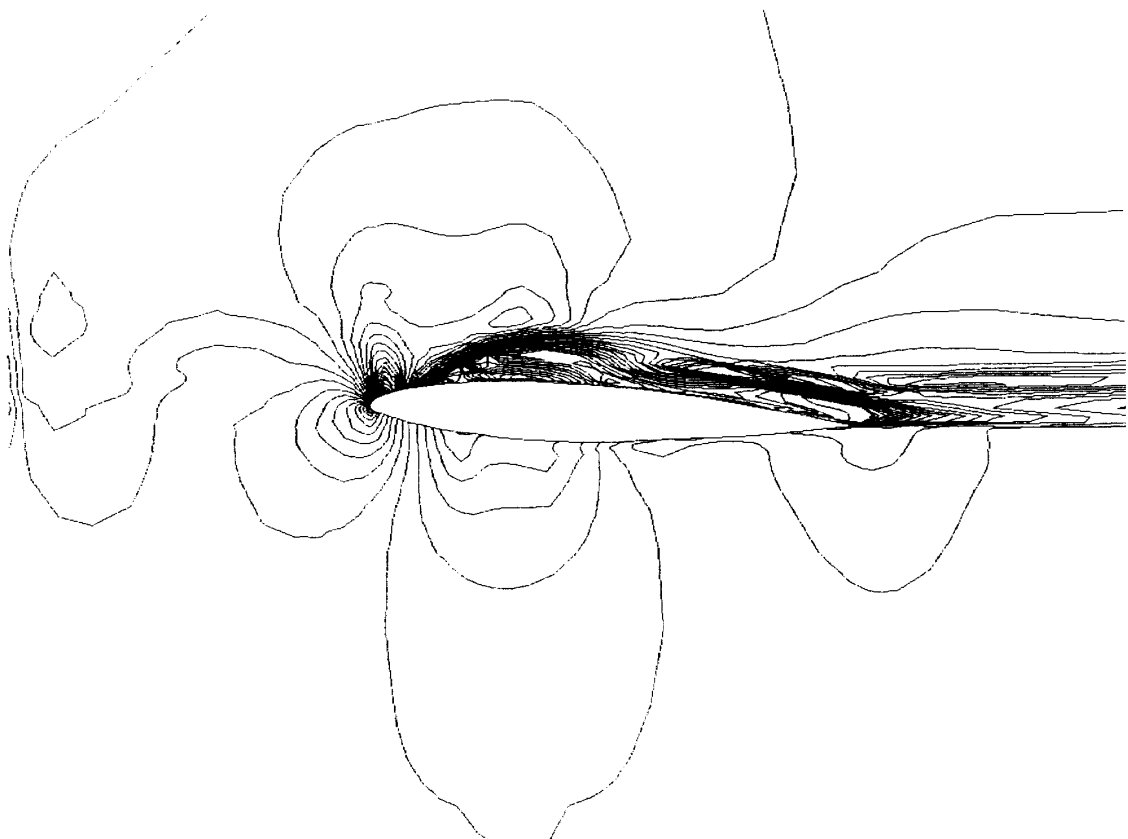


図5 両ナセル間の中央断面におけるMach分布

各々のナセルの中央断面内での圧力分布を図6に示す。排気口より出たジェットは最初膨張し次に圧縮に転じる。内側ナセルのジェット排気ではこの過程が2度繰り返され翼後縁の弱い斜めショックにつながるが外側では1度だけしか見られない。排気口

から翼後縁までの距離は各々のナセルで異なり何等かの共鳴関係があるのかも知れないがよくは分からない。

比較的小さな膨張/圧縮がナセルの表面で見られるが、これは残念ながら形状定義の段階で入ってし

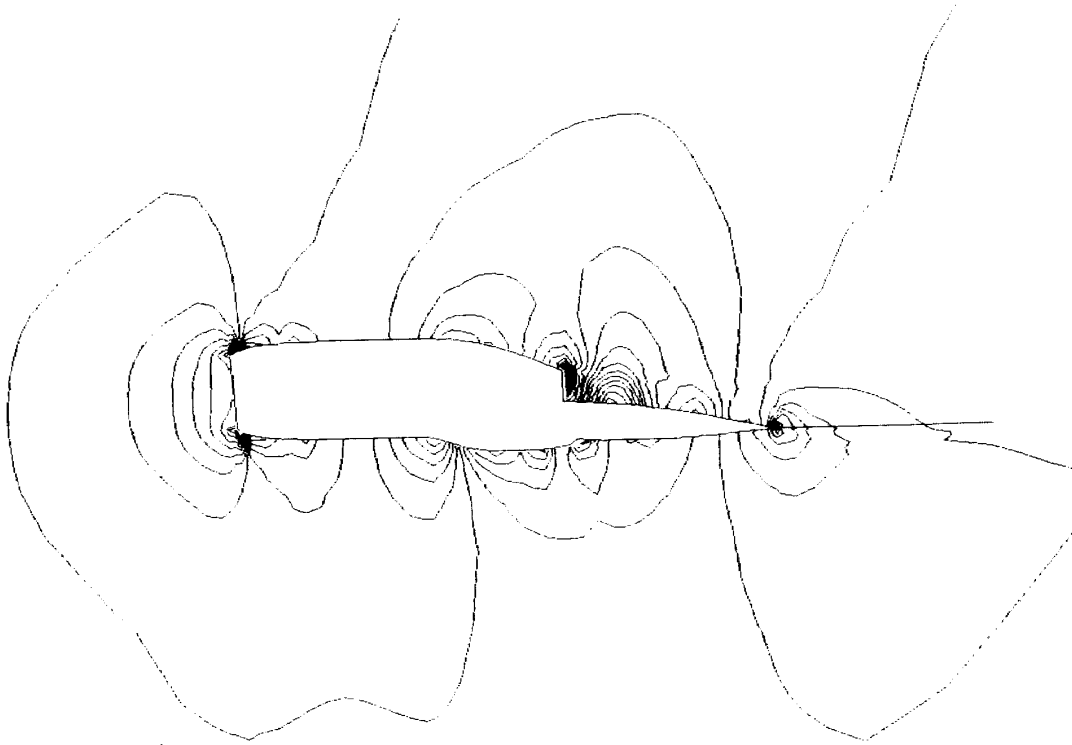


図6(a) 内側ナセル中央断面内における圧力分布

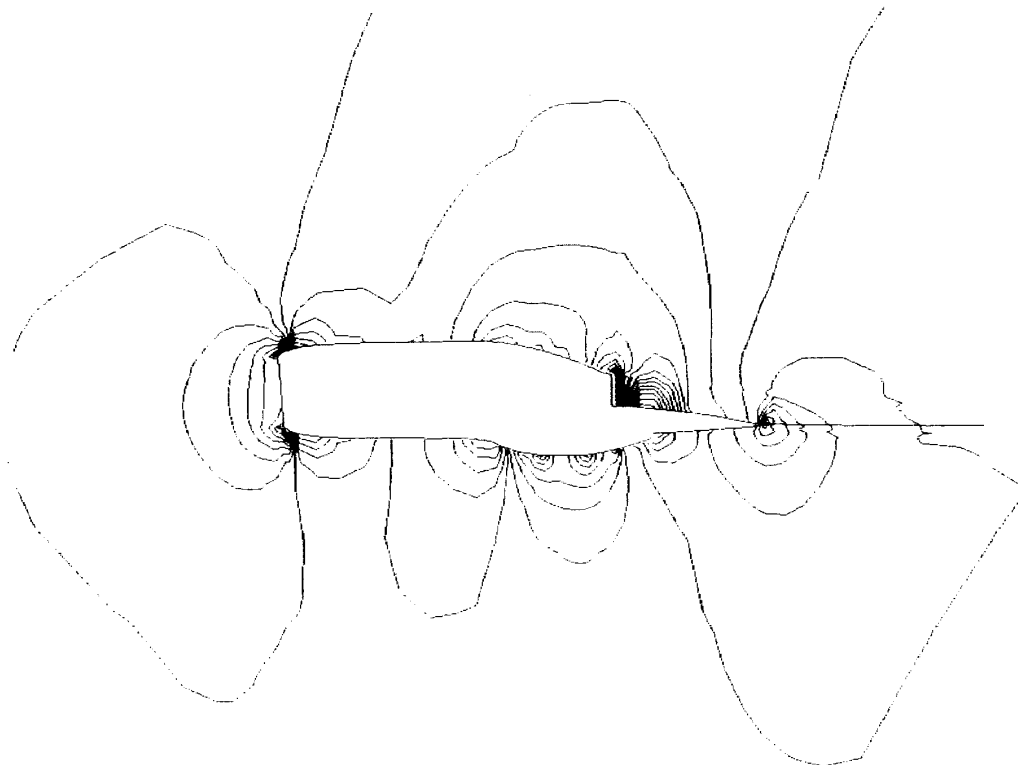


図6(b) 外側ナセル中央断面内における圧力分布

まった誤差で表面のパネルが変な方向を向いてしまったことによる。計算モデルの形状定義は風洞模型を作成することに匹敵し計算結果の質を左右するものである。将来的には実際の機体の形状を決めている形状定義システムの適切な応用等が考えられるが座標生成時の入力データにはまた特殊な要求もあり、出来れが専用のシステムが欲しい。計算機風洞というものが仮に実現したとして、その生産性を左右するものはおそらく計算コードの能力ではなく形状定義システムの能力になると思われる。

5. 最後 に

現在、航空宇宙技術研究所では『飛鳥』の遷音速風洞試験をNASAのAMES研究所との共同研究の一環として実施しているが、そこで得られた実験結果との比較をこれから行う予定である。また形状に関してもいづれ完全機体形状に、基礎方程式もナビエ-ストークス方程式に拡張する予定である。今後急速に普及するであろうスーパーコンピュータの能力を考えると、いよいよ工学的に意味のある流体解析が計算機でなされ得る時代に入りつつあると言え、我々もその実現に向けて研究を進めたいと考えている。

なお、本研究は昭和60年度より川崎重工業と航空宇宙技術研究所が実施している数値流体力学に関する共同研究の成果の一部である。

参 考 文 献

- 1) Lee, K.D.: 3-D Transonic Flow Computations using Grid System with Block Structure, AIAA Paper 81-0988.
- 2) Sawada, K. and Takahashi, S.: A Multi-Block Grid Generation Procedure and its Application to a Complete Aircraft Configuration, Proc. of 17th JSASS Annual Conference, 1986.
- 3) Roe, P.L.: Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes, J. Comp. Phys., Vol. 43, 1981, pp. 353-372.
- 4) Chakravarthy, S.R.: The Versatility and Reliability of Euler Solvers based on High-Accuracy TVD Formulations, AIAA Paper 86-0243.
- 5) Sawada, K. and Takanashi, S.: A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences of USB Configuration, Submitted for the AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting, Reno Nevada, 1987.
- 6) Asai, K., Private Communication, 1986 : also 浅井圭介, 小池 陽, 中村正剛, 他, " 遷音速におけるエンジン・ナセルまわりの圧力分布の測定 " 第24回飛行機シンポジウム講演集, 1986 Nov.
- 7) Ishii, R. and Umeda, Y.: Free-Jet Flows of Gas-Particle Mixtures, AIAA Paper 86-1317.