

抵抗要素分解を用いた遷音速流れ空力解析

山崎 渉, 松島 紀佐, 中橋 和博
東北大学大学院 航空宇宙工学専攻

Analysis of Transonic Flow Using Drag Decomposition Method

by
Wataru YAMAZAKI, Kisa MATSUSHIMA, Kazuhiro NAKAHASHI

ABSTRACT

In this paper, advanced drag prediction method based on the momentum conservation theorem was applied to CFD computational results of transonic flows. This method can decompose total drag into drag components such as wave, profile, induced and spurious drag which is due to the effect of the numerical diffusion and error. In this method, drag components are computed by the volume integration of entropy production or vorticity terms in the flow field around the aircraft. Therefore, wave / profile drag can be computed by the partial volume integration of the entropy terms around the shock waves / boundary layer and wake, respectively. Then, spurious drag can be computed by the volume integration of the entropy terms at the remaining flow field. It is because the entropy production in the flow field should occurred within shock, wake and boundary layer regions from the viewpoint of physics. Induced drag can be computed by the integration of the vorticity terms related to the wingtip vortex. This drag decomposition method was applied to structured / unstructured mesh computational results. The computational results showed that the drag decomposition method had good capability of the drag prediction and meaningful drag decomposition. Moreover, the more accurate drag prediction was realized by the elimination of the spurious drag component from the total drag.

1. はじめに

航空機の空力性能を決定する最も重要なパラメータとして巡航状態、一般には遷音速域での揚・抗力値があげられる。近年、計算機性能の目覚ましい発達と計算手法の成熟により CFD は著しい進歩を遂げた。しかしながら AIAA Drag Prediction Workshop の開催等からもわかるように、格子依存性等の諸問題により、未だ抗力値を十分な精度で予測するには至っていないのが現状である¹⁾。

従来、CFD 計算結果から抗力値を算出する際には、物体表面での圧力と粘性応力テンソルの面積分による 'Near-Field Method' (Surface Integration) が用いられてきた。この手法は適用が容易であるものの、格子の粗さや質に付随した数値拡散効果が与える抗力値への誤差影響を除去できないという欠点が指摘されている。そこで近年、新たな抵抗予測手法として 'Far-Field Method' (Wake Integration)^{2,4)} や 'Mid-Field Method' (Flow Field Integration)⁵⁻⁸⁾ が注目されている。前者は物体後流に検査面を取りその面における面積分から抵抗値を算出する手法であり、後者は前者を物体周囲の空間積分の形に変換したものである。Mid-Field Method においては、数値拡散効果が生み出す非物理的な Entropy 生成による Spurious Drag を除去できるという長所から、CFD への適用がより有用であると考えられる。

また、近年 CFD を用いた空力最適設計が盛んに行なわれているが、その空気抵抗低減効果の詳細な検証が設計者にとって非常に重要視されている。Fig.1 に示したように、従来の Near-Field Method においては、抵抗値は圧力抵抗 (Pressure Drag) と摩擦抵抗 (Skin Friction Drag) とに分かれて算出される。しかし抵抗低減効果の検証においては更に詳細な要素に分解する必要がある、空気抵抗を形状 (Profile Drag) ・造波 (Wave Drag) ・誘導抵抗 (Induced Drag) の各成分に分解する事は設計者にとって有用であると考えられる。Mid-Field Method には各抵抗成分への分解が可能であるという利点もあり、その空力解析や空力最適化への応用も期待できる。

そこで本研究では、遷音速域での CFD 計算結果に対して Mid-Field Method を適用し、抵抗要素分解手法の有用性について検証を行った。

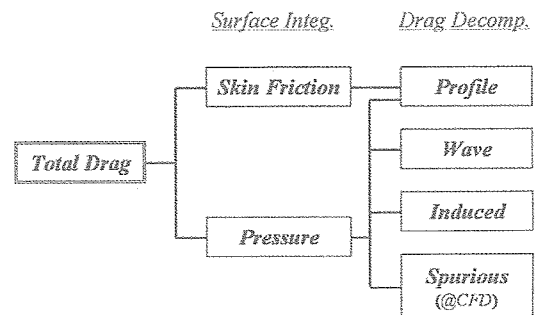


Fig.1 Drag Components & the Classification

2. 抵抗予測手法

本章では各抵抗予測手法について概説する。

2.1 Near-Field Method

Near-Field Method において、抵抗値は以下の式で導出される。

$$D = \iint_{Body} [-(P - P_{\infty})n_x + \bar{\tau}_x \cdot \bar{n}] ds \quad (1)$$

ここで P , τ , \bar{n} はそれぞれ圧力、粘性応力テンソル、積分面での単位法線ベクトルを表し、添字の ∞ , x は一様流条件と各ベクトルの一様流方向成分を示す。また積分領域 'Body' は物体表面である。(1)式の右辺第一項が圧力抵抗、第二項が摩擦抵抗に相当している。

2.2 Far-Field Method

物体を取り囲むように任意の閉曲面を定義し、その面上での運動量保存則から抵抗を算出する手法を 'Control Volume Method' と呼ぶ。この抵抗予測手法を基礎式とし微小擾乱近似を用いて変換する事により、以下のような抵抗算出式が得られる事が知られている⁹⁾。

$$D = \iint_{WA} P_{\infty} \frac{\Delta s}{R} ds + \iint_{WA} \frac{\rho_{\infty}}{2} (v^2 + w^2) ds + O(\Delta^2) \quad (2)$$

ここで Δs , R , ρ_{∞} , (u, v, w) はそれぞれ Entropy 変化、気体定数、密度、各速度成分であり、 Δ は微小擾乱項を示す。また積

分領域 'WA' は Fig.2 に示すように、物体背後に一様流と垂直方向に取った後流面を示す。ここで右辺第一項は Entropy 変化に基づく抵抗成分 (Entropy Drag) であり、Profile, Wave, Spurious Drag を含む。一方、第二項は渦に起因する項であり、誘導抵抗項に相当する。

2.3 Mid-Field Method

Mid-Field Method は Far-Field Method の後流面積形式を、Gauss の発散定理を用い空間積分形式に変換する事により導出される。Entropy 項に関して示すと、

$$D_{Entropy} = \iint_{WA} \mathbf{F}(\Delta_s) \cdot \mathbf{n} ds = \iiint_V \nabla \cdot \mathbf{F}(\Delta_s) dv \quad (3)$$

ここで $\mathbf{F}(\Delta_s)$ は Entropy Drag 成分ベクトルであり、空間積分領域 'V' は物体周囲の空間を示す。この手法の利点として、Entropy 抵抗を造波・形状・数値拡散効果の各要素に分解できる事があげられる。抵抗値が流れ場における空間積分によって算出される事から、流れ場内から衝撃波領域 (\mathbf{V}_{shock}) と境界層・後流領域 ($\mathbf{V}_{profile}$) を選定し、その領域でそれぞれ部分的に空間積分を行なう事により、造波抵抗と形状抵抗を算出する事が可能である。更に物理的に、流れ場において Entropy が生成するのは衝撃波または境界層・後流領域を流れが通過した場合のみである。よって、それ以外の領域 ($\mathbf{V}_{spurious}$) における Entropy 生成は数値拡散効果による非物理的な抵抗成分に相当すると考えることができる。この領域分割の概要は Fig.2 に加えて示した。本手法においては衝撃波領域や境界層・後流領域においても存在するであろう数値拡散効果まで除去する事はできない。しかしながら一般に、Spurious Drag は前縁周囲の $\mathbf{V}_{profile}$ 外側の領域に主に発生する事が知られており、その影響を除去できる事は十分有用である。この有用性に関する議論は 4.2 節で行なっている。この手法の特徴をまとめると、Entropy Drag を更に詳細な要素に分解できる事、また(3)式における空間積分形式の被積分関数 $\nabla \cdot \mathbf{F}(\Delta_s)$ が単位体積当たりの Entropy 抵抗発生率であるため、Entropy 抵抗成分を空間に可視化できる事があげられる。

流れ場の領域分割は文献 7) に示されている関数を基に決定した。衝撃波領域の同定においては以下の衝撃波関数を基に決定する。

$$f_{shock} = (\bar{\mathbf{v}} \cdot \nabla P) / (a |\nabla P|) \quad (4)$$

ここで $\bar{\mathbf{v}}$, a , P はそれぞれ速度、音速、圧力である。 $f_{shock} > 1$ の領域が衝撃波上流領域に相当する。また境界層・後流領域の同定には以下の関数を用いる。

$$f_{profile} = (\mu_t + \mu_l) / (\mu_l) \quad (5)$$

ここで μ_t , μ_l はそれぞれ層流粘性係数、渦粘性係数である。境界層・後流領域は $f_{profile} > 1.1$ の領域として選定する。衝撃波と境界層の重なる領域においては、衝撃波領域を優先的に決定している。(Fig.2 参照) 領域の選定パラメータを変更する事により各抵抗成分の値も順次変化する訳であるが、文献 7) にも示されているように、この領域選定パラメータに対する各抵抗成分値の依存性は十分弱い事がわかっている。

誘導抵抗項に関しても同様に(2)式右辺第二項を基にして空間積分形式に変換し以下のように算出する。

$$D_{Induced} = \iint_{WA} \mathbf{F}_{ind} \cdot \mathbf{n} ds = \iiint_V \nabla \cdot \mathbf{F}_{ind} dv \quad (6)$$

ここで \mathbf{F}_{ind} は誘導抵抗成分ベクトルを示している。また翼端渦は後流領域において拡散し、等価に Entropy Drag に変換されるため、3次元計算においては後流領域での Entropy Drag 生成を誘導抵抗の付加的な項として取り扱う必要がある。

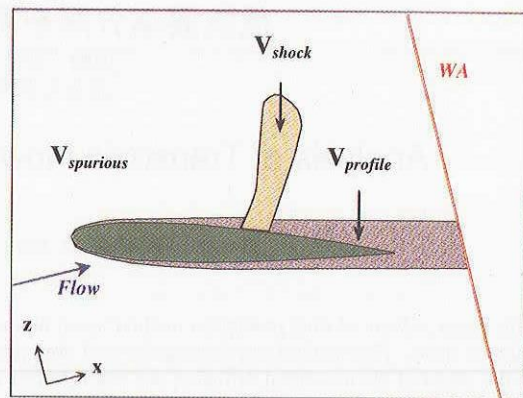


Fig.2 Schematic Sketch of Mid-/Far-Field Method

3. 数値計算手法

本研究では上記の抵抗予測手法を構造・非構造格子計算結果両者に適用した。構造格子計算においては翼周りの3次元粘性計算を行った。支配方程式に薄層近似 Navier-Stokes(NS)方程式を用い、格子トポロジーは C-H 型格子である。粘性項に2次精度中心差分を、対流項には3次精度 MUSCL 法で高精度化した TVD 差分を用いる。また時間積分に LU-SGS 陰解法⁹⁾を用い、乱流モデルには Baldwin-Lomax の代数モデル¹⁰⁾を適用する。

非構造格子計算においては翼・翼胴周りの3次元非粘性計算を行った。支配方程式には Euler 方程式を用い、非構造格子上でセル節点有限体積法を用いて離散化する。対流項の流束評価には HLLW 法⁹⁾を用い、時間積分には非構造格子用に拡張された LU-SGS 陰解法¹¹⁾を適用する。非構造表面格子生成には advancing front 法¹²⁾を、空間格子生成においては Delaunay 法¹³⁾を用いている。

4. 結果および考察

4.1 後退角効果に関する検証

本節では後退角効果に関する検証結果を示す。Fig.3 に示したように、アスペクト比、セミスパン長、テーパー比をそれぞれ 5.0, 2.5, 1.0 に固定した翼平面形状において、その後退角 Λ を $0 \sim 40^\circ$ まで順次変化させて構造格子 NS 計算を行った。翼断面形状は主流方向に NACA0012 を配し、計算格子点は $251 \times 70 \times 81$ に固定した。計算条件はマッハ数 0.825、レイノルズ数 8×10^6 、迎角は揚力係数が 0.25 となるように調整している。これらの計算対象・条件に関しては文献 14) を参考にした。

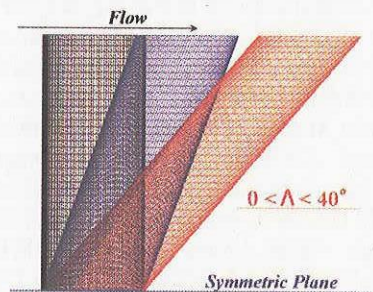


Fig.3 Swept Wing Analysis

Fig.4 に Near-Field Method による抵抗値予測結果を示した。Fig.5 には 20% セミスパン位置における C_p 分布の変化を示した。Fig.4 からは後退角の増加に伴い摩擦抵抗を一定に保ったまま全抵抗値が減少、すなわち圧力抵抗が減少していることが理解でき、かつ Fig.5 から衝撃波圧力勾配の減衰

が確認できる。よって従来知られているように、後退角効果によって造波抵抗が減少しているだろう事が推測される。

Fig.6には Mid-Field Method による抵抗値予測結果を示した。Near-Field Method による全抵抗値(NF_Total)と Mid-Field Method による全抵抗値(MF_Total)との良い一致が確認できる。その上で各抵抗成分について考察すると、造波抵抗の急激な低下と形状抵抗の緩やかな低下が確認できる。形状抵抗値の低減に関しては検証の結果、後退角効果により衝撃波が減衰する事の 2 次的な効果によるものである事が確認された。すなわち衝撃波の減衰に伴い、衝撃波位置における剥離の影響も次第に小さくなり、その事が形状抵抗値の低減に寄与していた。誘導抵抗に関してはほぼ一定であり、得られた誘導抵抗値を揚力線理論の値と比較した所、Oswald efficiency factor は 0.8~0.9 程度の値を取っていた。また本計算においては十分な格子点密度のため、Spurious Drag の影響は小さく、全てのケースで数 ct (1ct = 1×10^{-4}) 程度であった。

Fig.7 には $\Lambda = 0, 10, 20, 30, 40^\circ$ における(4)式を用いた衝撃波可視化図と、Entropy 抵抗を空間に可視化したものを示した。図右側が翼根部に相当している。Entropy 抵抗が衝撃波・境界層・後流位置において発生している様子が見られ、かつ後退角効果によって衝撃波位置における Entropy 抵抗が減衰している様子も確認できる。更に Fig.8, 9 には造波抵抗と形状抵抗のスパン方向の分布を示した。造波抵抗の強い領域が外翼側に移動し、かつ大幅に減少している事や、剥離の影響が緩和される事により全域にわたって形状抵抗が低減している事が確認できる。本計算は C-H 型の格子を用いたため翼端付近における抵抗分布の信頼性に問題はあるが、本手法によってより詳細に抵抗低減効果を検証できる事は確認できる。

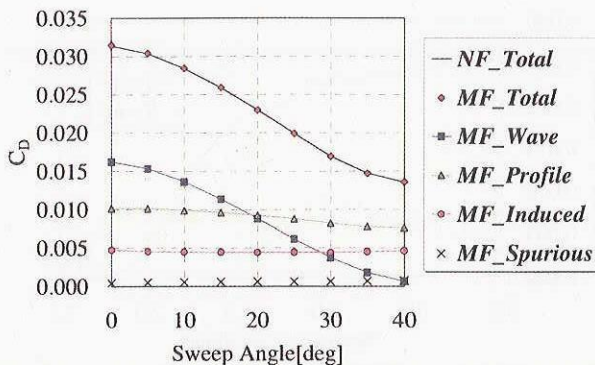


Fig.6 Mid-Field Analysis

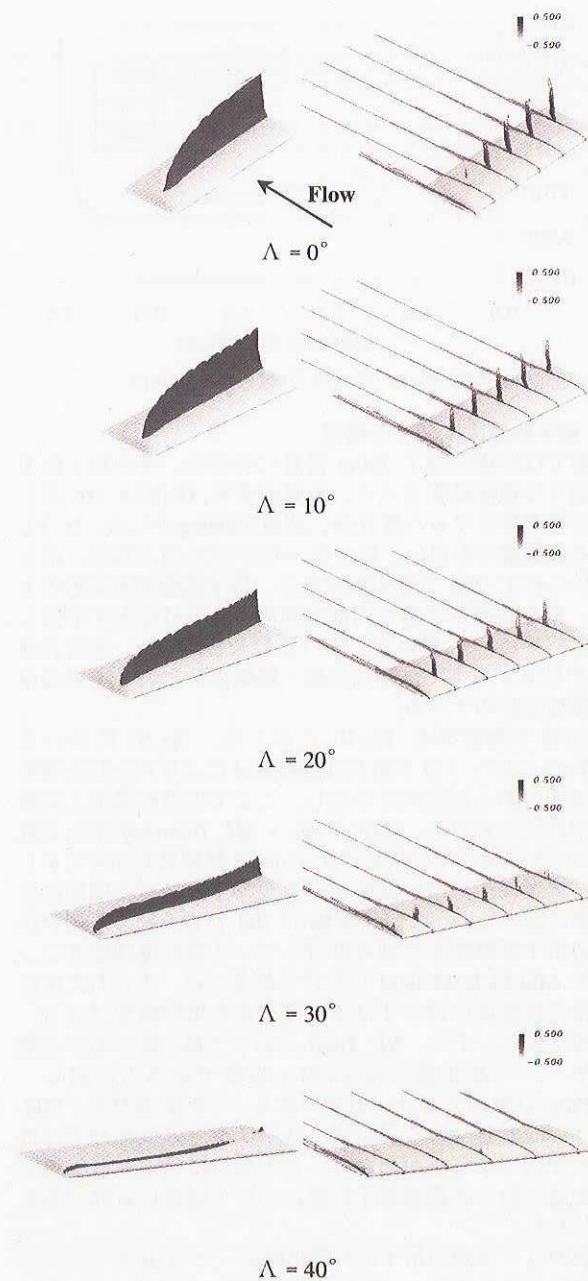


Fig.7 Shock & Entropy Drag Visualization

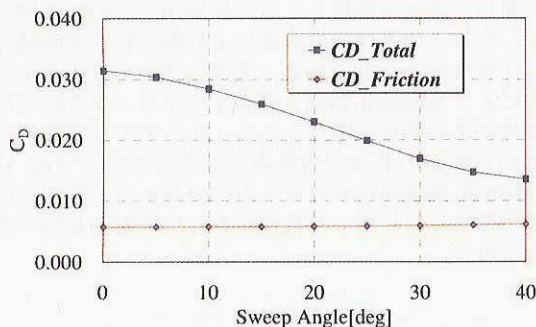


Fig.4 Near-Field Analysis

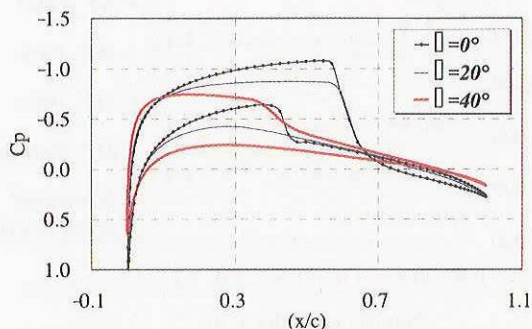


Fig.5 Comparison of Cp Distributions

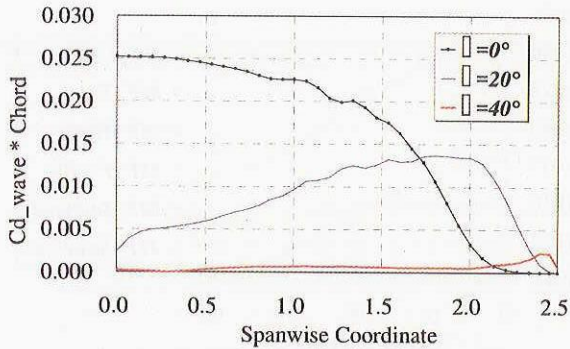


Fig.8 Spanwise Wave Drag Distributions

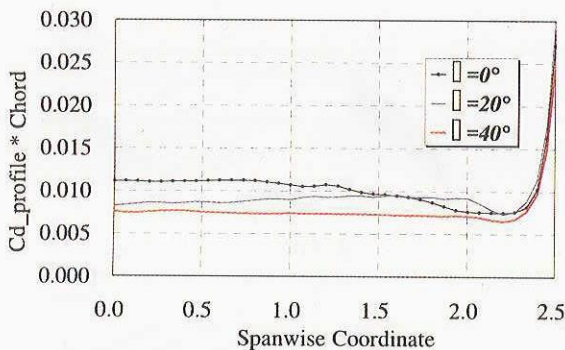


Fig.9 Spanwise Profile Drag Distributions

4.2 格子解像度に関する検証

本節では非構造格子 Euler 計算における、その格子解像度に関する検証結果を示す。計算対象を ONERA M6 翼とし、計算条件をマッハ数 0.84、迎角 3.06deg とした。9つの異なる計算格子を用い、最も粗いもので 23 万点程度、最も細かいもので 250 万点程度である。格子解像度を高める上では、密な表面格子から再度空間格子を張りなおす手法と、解適合格子法¹⁵⁾を用いる手法の 2 種類を用いた。密な表面格子を生成する上では特に前縁・後縁周りにおいて表面格子解像度を高めている。

抵抗値予測結果を Fig.10 に示した。Fig.10 において MF_Pure プロットは Mid-Field Method により得られた物理的に価値のある抵抗成分を示し、ここでは造波抵抗と誘導抵抗の和で示される。(MF_Wave + MF_Induced) また文献 4) における同条件での構造格子 Euler 計算結果も加えて示した。計算結果からは、表面積分値が格子解像度の増加に伴い次第に減少し、かつ格子点数が 100 万点を越えた辺りから構造格子計算結果にほぼ漸近している事が確認できる。対して Mid-Field Method における結果では、得られた抵抗値が格子解像度に依らずほぼ一定である事が確認できる。具体的な値としては、NF_Total において最も粗いものと細かいものとの抵抗値の差が 21ct 程度であるのに対し、MF_Pure においては 5ct 程度である。この結果から、Mid-Field Method を用いる事により格子解像度に依存せずに抵抗値を予測できる事がわかる。この特性は数値拡散効果が強いと言われる非構造格子計算においては特に有効であると思われる。

代表的な 3 種類の格子の可視化図と、その 10% セミパン位置における Entropy 抵抗可視化図を Fig.11 に示した。このスパン位置においては翼上面の $(x/c) = 0.7$ 付近に衝撃波が発生している。最も粗い格子の可視化結果から、翼の前縁・後縁周辺に Spurious Drag が発生している事が見て取れる。これはこの領域において物理量が急激に変化する事に対して格子点密度が不足している事や、格子のセル形状が

大きく歪んでいる事が強い数値拡散効果を生み出し、Spurious Drag の生成に影響しているものと思われる。解適合格子法を用いた格子での可視化結果からは、その十分な空間格子解像度により衝撃波位置における Entropy 抵抗が鮮明に可視化されている事が確認できる。しかしながらこの格子における表面格子解像度はかなり低いため、前縁・後縁周りにおける Spurious Drag の生成も顕著である。前縁・後縁周りの表面格子を十分細かくした 230 万点の格子での可視化結果からは、その領域における Spurious Drag がかなり低減されている様子が確認できる。

4.3 空力最適化結果への応用

過去に著者らにより、音速近傍で巡航する高遷音速航空機の空力最適化がなされている¹⁶⁾。非構造格子 Euler 計算を用い、主翼断面形状の最適化を遺伝的アルゴリズムにより行なった。計算条件はマッハ数 0.98、揚力係数 0.26 であり、目的関数は圧力抵抗値の最小化であった。最適化により 37ct の抵抗低減が達成されている。文献 16) においては翼断面での Cp 分布やスパン方向の揚力分布の比較から、造波抵抗が主に低減されたと考察を加えている。

本節では更なる最適化結果の検証を目指し、その初期形状 NEXST-I SST モデルと最適形状に Mid-Field Method を適用した。Fig.12 には衝撃波面上に Entropy 抵抗を可視化したもの、すなわち造波抵抗可視化図を示した。この図から最適形状においては、外翼における衝撃波の消失と内翼における造波抵抗の低減が確認される。抵抗成分を算出した所、25ct の造波抵抗低減、9ct の Spurious Drag の低減が確認され、誘導抵抗値はほとんど変化していなかった。

上記の結果は、この最適化によって達成された物理的に意味のある抵抗低減効果が 25ct である事を示している。一般に空力最適化においては、その計算コストとの兼ね合いから粗い計算格子を用いた空力評価が行なわれる場合が多い。しかしこの事は空力評価により得られた表面積分抵抗値に含まれる Spurious Drag の影響が大きいことを示し、最適化により Spurious Drag の低減がミスリードされてしまう可能性がある事を示唆している。よってより効率的かつ物理的に価値のある空力最適化を行なう上では Mid-Field Method を最適化プロセス内に組み込み、物理的に価値のある抵抗成分に絞った最適化を行なう事が有効であると考えられる。

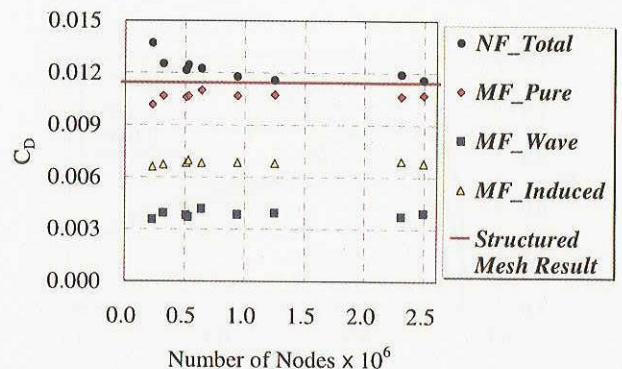


Fig.10 Mesh Resolution Effect on Unstructured Meshes

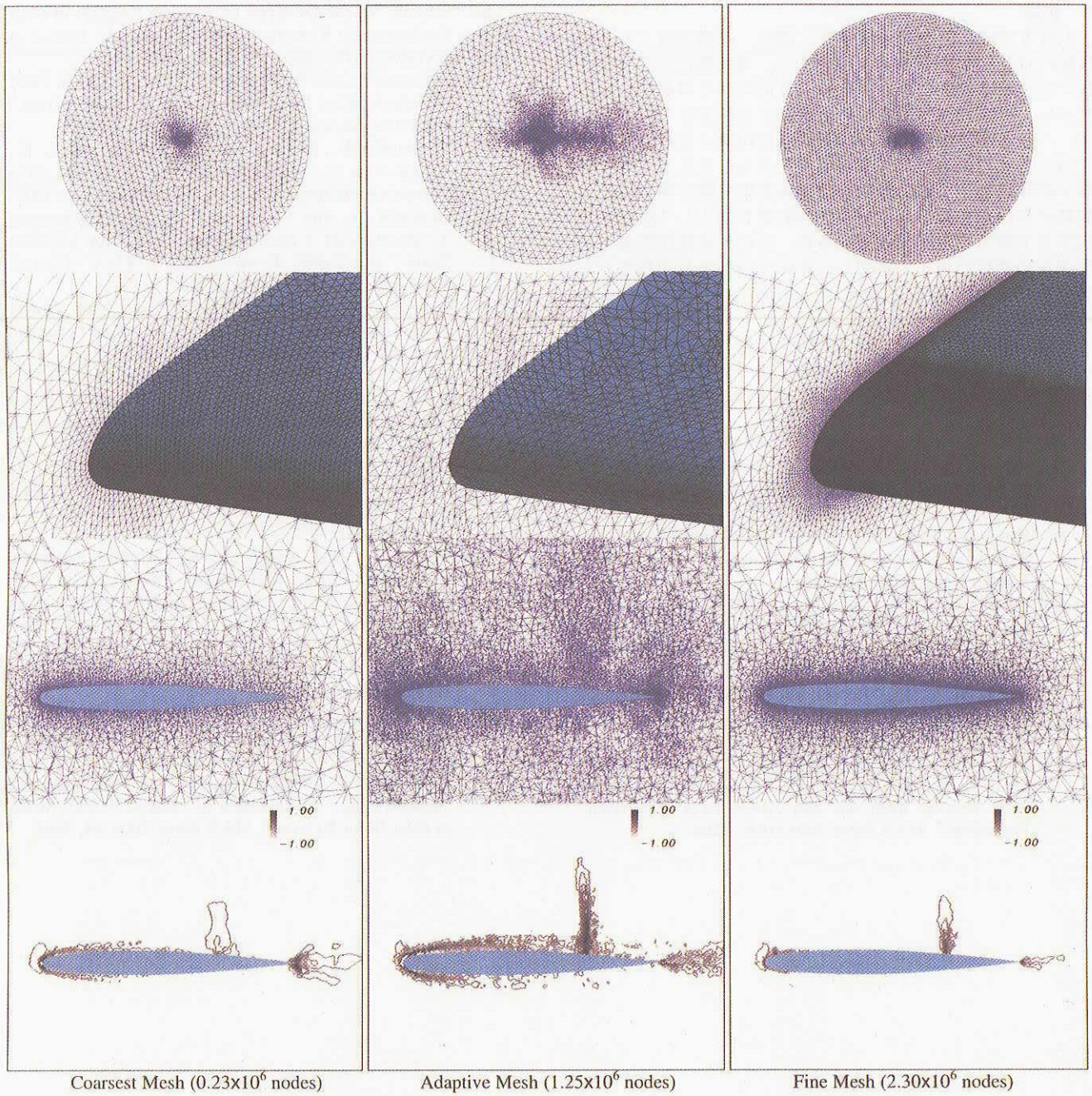


Fig.11 Unstructured Mesh & Entropy Drag Visualization of ONERA M6 Wing

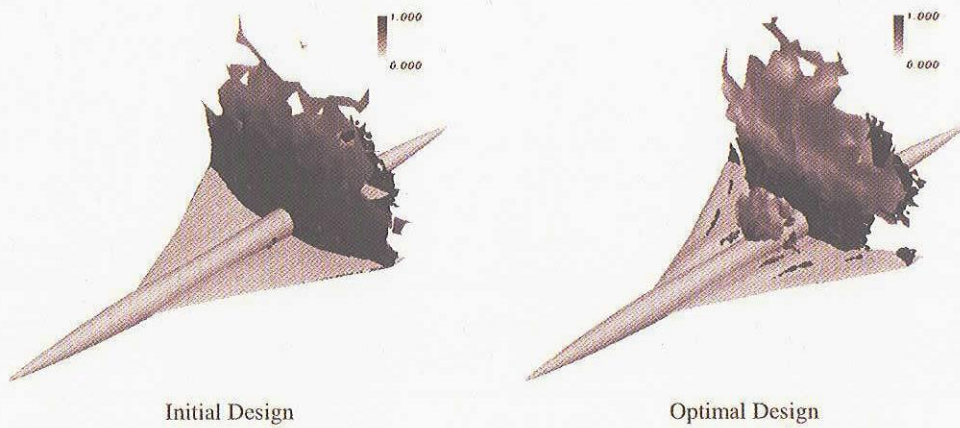


Fig.12 Wave Drag Visualization of Near-Sonic Airplanes

5. 結論

本研究では抵抗要素分解手法を構造・非構造格子の遷音速流れでの CFD 計算結果に適用した。本手法により算出された抵抗値は従来の表面積分による抵抗値と同程度の精度を示し、更に発生原因別に抵抗要素を分解できる事を示した。この要素分解により得られる各抵抗値・抵抗分布可視化図は設計者にとって重要な情報である。また特に非構造格子計算においては、数値拡散効果を取り除く事で抵抗予測精度が改善され、格子依存性の影響を除去して抵抗物理成分を予測する事が可能となった。更に、本抵抗要素分解手法を最適化結果にも応用し、その妥当性と有用性も示した。また本手法を直接用いた空力最適化が有用である事を考察した。

今後の展開としては、空力解析・最適化プロセスの中での応用や非構造格子計算における抵抗予測精度の改善、また計算格子の品質評価などへの応用が期待できる。

参考文献

- 1) Hensch, M., and Morrison, J., "Statistical Analysis of CFD Solutions from 2nd Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2004-0556, 2004.
- 2) Kusunose, K., "Advanced Wake Integration Method for Experimental Drag Prediction," von Karman Institute Lecture Series 2003-2, 2003.
- 3) Cummings, R. M., Giles, M. B., and Shrinivas, G. N., "Analysis of the Elements of Drag in Three-Dimensional Viscous and Inviscid Flows," AIAA Paper 96-2482-CP, 1996.
- 4) van Dam, C. P., "Recent Experience with Different Methods of Drag Prediction," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.35, No.8, pp.751-798, 1999.
- 5) Brodersen, O., Rakowitz, M., Amant, S., Larrieu, P., Destarac, D., and Sutcliffe, M., "Airbus, ONERA, and DLR Results from the 2nd AIAA Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2004-0391, 2004.
- 6) Schmitt, V., and Destarac, D., "Recent Progress in Drag Prediction and Reduction for Civil Transport Aircraft at ONERA," AIAA Paper 98-0137, 1998.
- 7) Paparone, L., and Tognaccini, R., "Computational Fluid Dynamics-Based Drag Prediction and Decomposition," *AIAA Journal*, Vol.41, No.9, pp.1647-1657, 2003.
- 8) Yamazaki, W., Matsushima, K., and Nakahashi, K., "Application of Drag Decomposition Method to CFD Computational Results," AIAA Paper 2005-4723, 2005.
- 9) Obayashi, S., and Guruswamy, G. P., "Convergence Acceleration of a Navier-Stokes Solver for Efficient Static Aeroelastic Computations," *AIAA Journal*, Vol.33, No.6, pp.1134-1141, 1995.
- 10) Baldwin, B. S., and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, 1978.
- 11) Sharov, D., and Nakahashi, K., "Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations," *AIAA Journal*, Vol.36, No.3, pp.484-486, 1998.
- 12) Ito, Y., and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol.39, No.1, pp.75-96, 2002.
- 13) Sharov, D., and Nakahashi, K., "Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications," *AIAA Journal*, Vol.36, No.2, 1998, pp.157-162.
- 14) Tsutsui, H., and Fujii, K., "Effect of Swept Wing in Transonic Flow," 15th CFD Symposium, D05-4, 2001. (in Japanese)
- 15) Kim, H., Takano, Y., and Nakahashi, K., "Error Estimation and Grid Adaptation Using Euler Adjoint Method," AIAA Paper 2005-5336, 2005.
- 16) Yamazaki, W., Matsushima, K., and Nakahashi, K., "Aerodynamic Optimization of NEXST-I SST Model at Near-Sonic Regime," AIAA Paper 2004-34, 2004.