

[共同研究成果]

空気抵抗分解法を用いた 高精度抵抗値予測と抵抗要因可視化

山崎 渉、 松島 紀佐、 中橋 和博
東北大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻

本研究では SX-7 上で計算して得られた流体解析結果から、より精度良く空気抵抗を算出する手法として空気抵抗分解法を開発した。開発した手法を用いる事により、高精度抵抗値予測や抵抗要因の空間的可視化が可能となった。

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 (C_L , C_D) 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数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics; CFD) は著しい進歩を遂げた。しかしながらアメリカ航空宇宙学会 (AIAA) において Drag Prediction Workshop[1,2] が 2001~2006 年に 3 度開催されている事からもわかるように、航空機の揚・抗力値の高精度予測は、未だ注目の高い研究課題と言える。

上記の Drag Prediction Workshop では、計算対象・条件等が事前に公開され、各参加者が各々の流体解析コードを用い計算する。その結果を持ち寄り比較・検証する中で、現状の流体解析コードの精度や問題点を明らかにしていく事がその目的である。2003 年に開催された 2 回目の Workshop においては、Fig.1 に示した翼胴・翼胴+エンジンナセル形状が計算対象であり、マッハ数 0.75 における Drag Polar 計算が課題として与えられた。Fig.2 に全参加者の計算結果を示した ([1]より引用)。黒色のプロットが翼胴形状の結果であり、赤色が翼胴+エンジンナセル形状の結果を示している。また、それぞれの風洞実験値も加えて示されている。Fig.2 からは、全計算結果で傾向は実験値のそれと合致しているものの、抵抗の絶対値としては実験値を挟んで 40cts 程度の誤差がある事が確認できる。ここで 1ct とは 1×10^{-4} で定義される航空分野固有の単位である。航空機空力設計の分野では、遷音速航空機の空気抵抗 1ct の削減が太平洋横断路線で二人分の乗客追加に値するという議論がある事を踏まえると、CFD は未だ抗力値を十分な精度で予測するには至っていない事が理解できる。

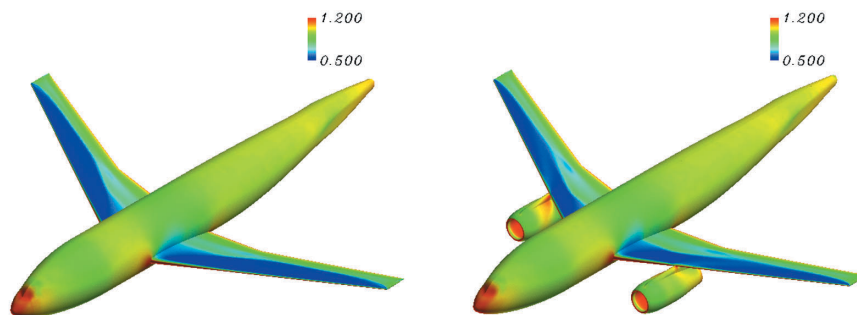


Fig.1 DLR-F6 Wing-Body / Wing-Body-Nacelle-Pylon Configuration

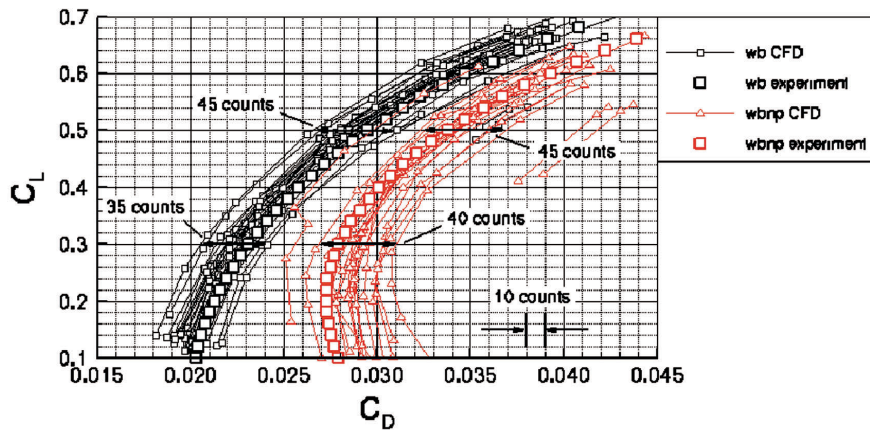


Fig.2 The Results of 2nd Drag Prediction Workshop [1]

Drag Prediction Workshop での議論によれば、この抵抗値のずれの主要因として計算格子依存性があげられている。近年の計算機性能の発達により、1000 万点を越える格子での大規模計算も現実的になっているものの、多数回のパラメトリックスタディーを要求される空力設計では未だその計算コストは現実的では無い。こういった現状を踏まえ、その格子依存性を post-process により除去し、比較的粗い格子においても正確な抗力値予測を実現する手法として空気抵抗分解法が近年注目されている。

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’ (表面積分法) 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ある。そこで近年、新たな抵抗予測手法として ‘Far-Field Method’ (後流積分法) [3-5]や ‘Mid-Field Method’ (体積積分法) [6-8]が開発されている。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ている。

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信頼性を高める上で重要である。Fig.3 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抵抗分解するべきであり、空気抵抗を形状 (Profile Drag; 粘性効果による)・造波 (Wave Drag; 衝撃波の発生による)・誘導 (Induced Drag; 揚力発生に伴う翼端渦効果による) 抵抗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も可能であるという利点があり、その空力解析や空力最適化への応用も期待できる。

そこで本稿では航空機周りの流れをスーパーコンピュータ SX-7 上で計算して得られた流体解析結果に空気抵抗分解法を適用し、より高精度かつ有用に計算結果を解析した事例を紹介する。

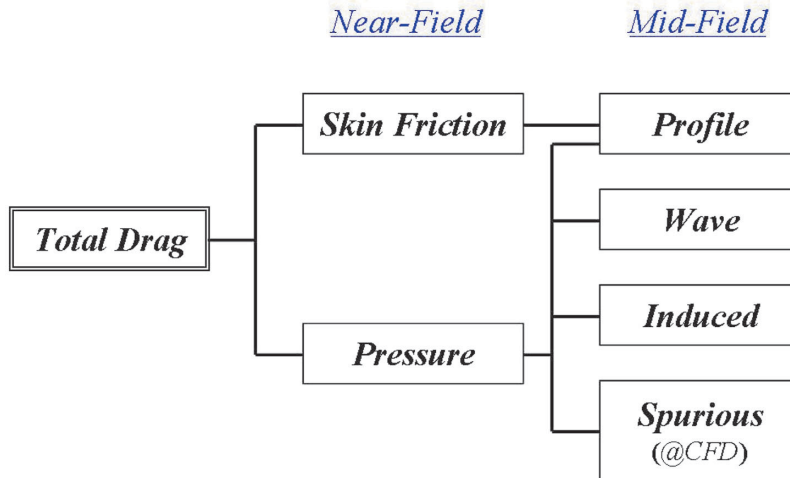


Fig.3 Drag Components and the Classification

2. 空気抵抗分解法

本章では空気抵抗分解法について概説する。

2.1. Near-Field Method

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

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

ここで $P, \vec{\tau}, \vec{n}$ 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’ [9] 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。[3,8]

$$D \cong \iint_{WA} \vec{F}_{(\Delta s)} \cdot \vec{n} ds + \iint_{WA} \vec{F}_{(\xi)} \cdot \vec{n} ds + O(\Delta^2) \quad (2)$$

ここで $\Delta s, \xi$ はそれぞれ Entropy 変化、渦度の x 速度成分であり、 Δ は微小擾乱項を示す。 $\vec{F}_{(\Delta s)}, \vec{F}_{(\xi)}$ はそれぞれ $\Delta s, \xi$ を含む項であり、詳細は[3,8]を参照して頂きたい。また積分領域 ‘WA’ は Fig.4 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、Induced Drag に相当する。

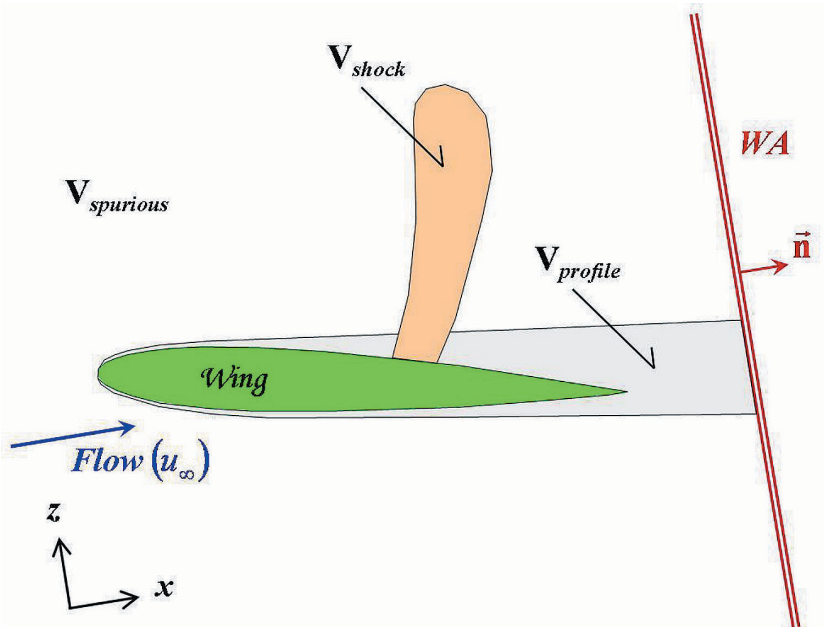


Fig.4 Schematic Sketch for Far- & Mid-Field Method

2. 3. Mid-Field Method

Mid-Field Method は Far-Field Method の後流面積分形式を、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。この際、物体上流側の無限遠方にも積分面があるものと仮定し、後流面 *WA* と併せて閉曲面 *S_∞* を定義する。(2)式の Entropy 項に関して示すと、

$$D_{entropy} = \iint_{WA} \vec{F}_{(\Delta s)} \cdot \vec{n} ds \cong \iint_{S_{\infty}} \vec{F}_{(\Delta s)} \cdot \vec{n} ds = \iiint_V \nabla \cdot \vec{F}_{(\Delta s)} dv \quad (3)$$

ここで空間積分領域 ‘*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 (*V_{shock}*) と境界層・後流領域 (*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 (*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。すなわち、

$$\begin{aligned} D_{entropy} &= \iiint_{V_{shock}} \nabla \cdot \vec{F}_{(\Delta s)} dv + \iiint_{V_{profile}} \nabla \cdot \vec{F}_{(\Delta s)} dv + \iiint_{V_{spurious}} \nabla \cdot \vec{F}_{(\Delta s)} dv \\ &= D_{wave} + D_{profile} + D_{spurious} \end{aligned} \quad (4)$$

この領域分割の概要は Fig.4 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 *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。この手法の特長をまと

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 $\nabla \cdot \vec{\mathbf{F}}_{(\Delta s)}$ が単位体積当たりの Entropy 抵抗発生率であるため、その抵抗要因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以下の関数を基に決定している。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。

$$f_{shock} = (\vec{V} \cdot \nabla P) / (a|\nabla P|) \quad (5)$$

ここで \vec{V} , P , a はそれぞれ速度、圧力、音速である。 $f_{shock} \geq 1$ 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。

$$f_{profile} = (\mu_l + \mu_t) / (\mu_l) \quad (6)$$

ここで μ_l , μ_t 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 $f_{profile} \geq 1.1 \times f_{profile_{\infty}}$ 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。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。

実際の計算プログラム内では、各領域毎に再度面積分形式に変更した上で抵抗値を算出している。例えば造波抵抗に関しては、領域 \mathbf{V}_{shock} の境界面 \mathbf{S}_{shock} 上で

$$D_{wave} = \iiint_{\mathbf{V}_{shock}} \nabla \cdot \vec{\mathbf{F}}_{(\Delta s)} dV = \iint_{\mathbf{S}_{shock}} \vec{\mathbf{F}}_{(\Delta s)} \cdot \vec{n} ds \quad (7)$$

と、いわゆる数値流束を計算するのと同様の形式により算出する事ができる。誘導抵抗項も同様に上記(7)式のように算出できる。

$$D_{induced} = \iint_{WA} \vec{\mathbf{F}}_{(\xi)} \cdot \vec{n} ds \cong \iint_{\mathbf{S}_{\infty}} \vec{\mathbf{F}}_{(\xi)} \cdot \vec{n} ds \quad (8)$$

3. 数値計算法

本稿では上記の空気抵抗分解法を構造・非構造格子の計算結果に適用した事例を紹介する。その流体解析手法の概要を以下に示す。

構造格子計算においては翼型周りの2次元計算を行った。格子トポロジーはC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 法で高次精度化した TVD 差分を用いる。また時間積分に LU-SGS 陰解法[10]を用い、乱流モデルには Baldwin-Lomax の代数モデル[11]を適用する。

非構造格子計算においては TAS(Tohoku Univ. Aerodynamics Simulation)-code[12]を用い、機体形状周りの3次元計算を行った。支配方程式には Reynolds-Averaged Navier-Stokes 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 HLEW 法[10]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[13]を適用する。乱流モデルには Spalart-Allmaras の1方程式モデル[14]を適用する。過去に報告されている[15]ように、TAS-code では領域分割法(Fig.5)に基づく並列化並びにベクトル化が十分な性能で達成されている。

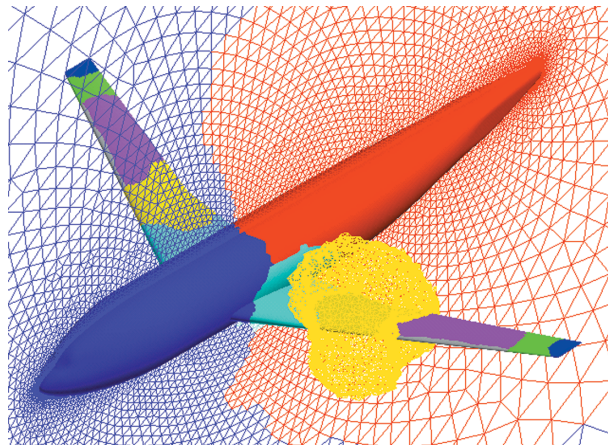


Fig.5 Partitioned Unstructured Mesh of DLR-F6 Configuration

4. 2次元構造格子計算での格子依存性に関する検証

本章では2次元 NACA0012 翼型周りの流れで格子依存性効果を検証する。外部境界長・最小格子幅は固定した上で、143(40)x81 (Level-1) から 703(600)x131 (Level-6) まで6種類の異なる格子点密度を持つ計算格子で翼型周りの計算を行った。計算条件はマッハ数 0.7、迎角 2.5°、レイノルズ数 9×10^6 である。計算結果を Fig.6 に、また上記の Level-1, -6 の格子での空間可視化図を Fig.7 に示す。なお2次元計算であるため、誘導抵抗成分は存在しないものと仮定できる。

Fig.6 のグラフにおいて、NF_と MF_はそれぞれ Near-/Mid-Field Method による抵抗予測値を示している。格子点密度の増加と共に両者の全抵抗値 (NF_Total, MF_Total) が減少し、最終的に格子収束している事が確認できる。Mid-Field Method による各抵抗成分を見ると、数値拡散効果に基づく Spurious Drag が格子点密度の増加と共に減少し、最終的に 0 に収束している事が確認できる。これに対し、造波・形状抵抗は全ての格子においてほぼ一定値となっている。図中の MF_Pure (Pure Drag) は物理的要因に基づく抵抗項として定義している。すなわち、全抵抗値-Spurious Drag、もしくは造波抵抗+形状抵抗 (+誘導抵抗) で定義される。Pure Drag は格子に依らずほぼ一定に得られており、最も粗い Level-1 の結果であっててもかなりの精度で最終的な格子収束値と一致している事がわかる。具体的に数値をあげると、NF_Total が格子点密度の増加と共に 35cts 抵抗値が変化しているのに対し、MF_Pure の変化は 4cts 程度である。この結果は空気抵抗分解法を用いることにより、格子依存性の影響を除去した抵抗値予測が可能である事を示している。

Fig.7 の空間可視化図からは格子点密度の増加に伴い衝撃波がより鮮明に捕らえられている事が確認できる。下端の図は上述の Entropy 抵抗発生率 $\nabla \cdot \bar{\mathbf{F}}_{(\Delta s)}$ を空間的に可視化したものである。Level-1 の粗い格子においては非物理的な Entropy Drag が前縁周囲に発生している様子が見て取れる。これは前縁周囲での数値拡散効果が生み出した非物理的な Entropy 生成によるものと考えられる。前縁周りで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がその原因であると推測される。3章で述べた通り、本空気抵抗分解法においては衝撃波領域や境界層・後流領域における数値拡散効果まで完全に除去する事はできないのであるが、主要な Spurious Drag が主に前縁周囲に発生しているという事がこの結果から確認できる。

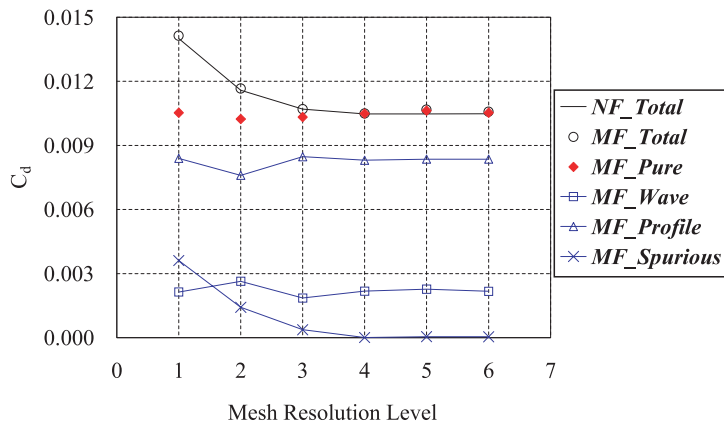


Fig.6 Effect of 2D Structured Mesh Resolution

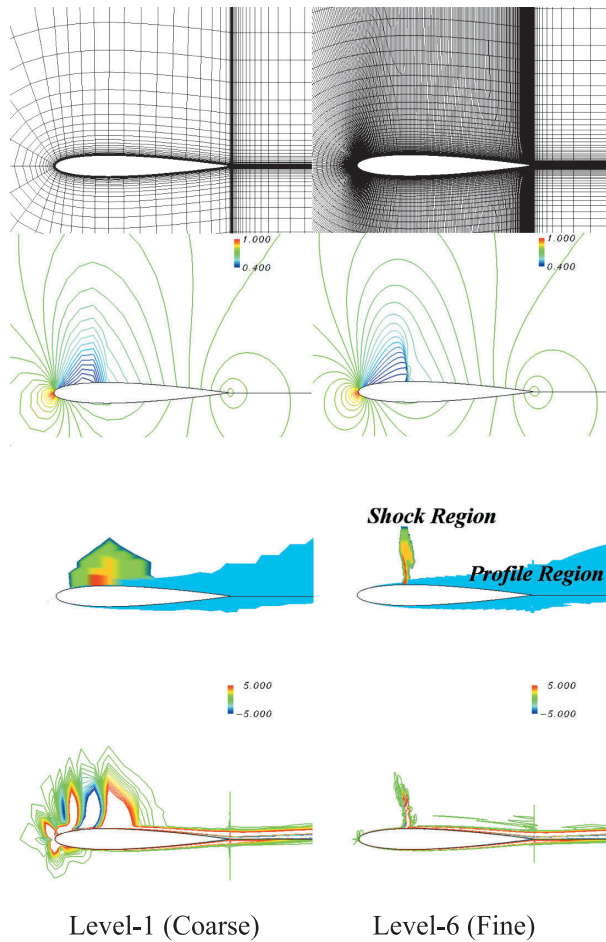


Fig.7 Flow Field Visualization,
From Upper to Lower: Mesh, Pressure Distribution,
Domain Decomposition, and Entropy Drag Amount

5. 3次元非構造格子計算での格子依存性に関する検証

4章のNACA0012の2次元計算においては計算コストが大きくないため、完全に格子収束させた結果を得る事が比較的容易であった。対してDLR-F6翼胴モデルのような複雑形状周りの流体計算で完全に格子収束させるためには、数千万～数億点の計算格子による大規模計算が要求される。そこで、本章ではDLR-F6翼胴モデルの比較的粗い非構造格子での計算結果に対し空気抵抗分解法を適用し、その精度検証を行う。

計算条件は2003年に開催された2nd Drag Prediction Workshopと同一とした。マッハ数0.75、レイノルズ数 3×10^6 の時、迎角を $-4 \sim 1^\circ$ まで変化させたDrag Polar計算を行った。計算格子には、Workshop時にofficial unstructured meshとして提供された100万・300万点程度の2つの格子を使用した。格子生成法の詳細は[16]に記載されている。以下、この100万・300万点の格子をそれぞれ“Coarse”・“Medium”と記述する事とする。格子可視化図をFig.8に示す。

Fig.9・Fig.10にNear-Field MethodによるDrag Polarとセミスパン33%、迎角 0.49° における翼表面 C_p 分布を示した。Fig.9には風洞実験値[1]とONERAの構造格子ソルバーによる計算結果[6]も加えて示した。Coarse Meshによる計算結果はMedium Meshの結果より20%程度過大に抵抗値を予測している事がわかる。一方、両者の摩擦抵抗値は良い一致を見せている事から、Coarse Meshの圧力抵抗の中にSpurious Dragが存在している事が示唆される。

Fig.11にはセミスパン33%、迎角 0.49° における空間可視化図を示した。格子点密度の増加と共に、前縁付近でのSpuriousなEntropy生成・Entropy Dragが減少、また後流拡散の減少が確認できる。Fig.12に示したのはEntropy Dragの生成量をx-y平面上に射影した図である。この図はFig.13に示したように、別途x-y平面上に用意した直交格子に対し、3次元非構造格子の各点におけるEntropy Dragの生成量をそれぞれ対応する2次元直交格子セルに積分していった結果の可視化図である。図左側の赤/青入り乱れた分布は翼端渦・後流の拡散現象を示している。この図からも、主翼前縁・後縁、また胴体noseにおけるEntropy Dragが格子点密度の増加と共に減少している様子が確認できる。

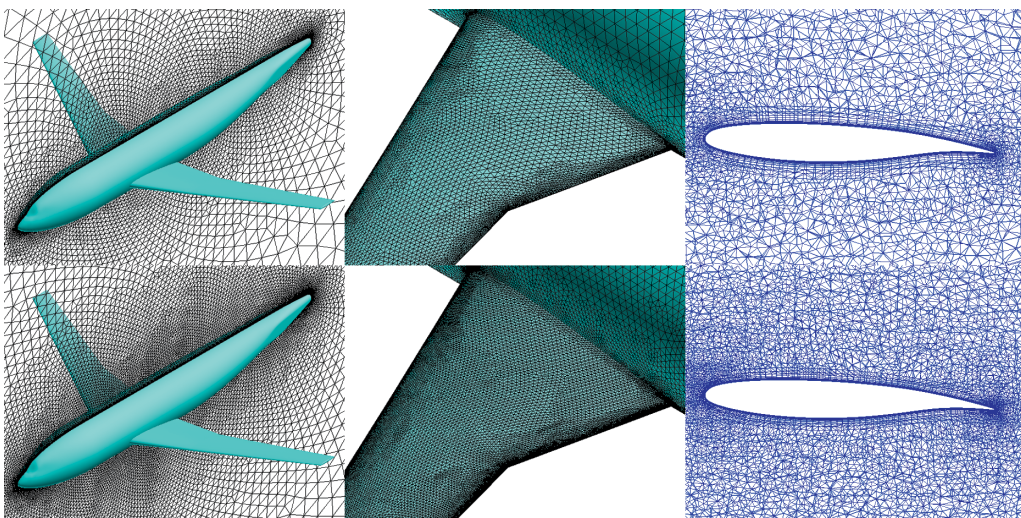


Fig.8 Computation Meshes of DLR-F6 Configuration;
Upper: Coarse Mesh, Lower: Medium Mesh

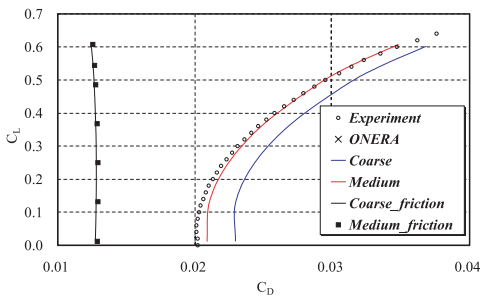


Fig.9 Near-Field Drag Prediction

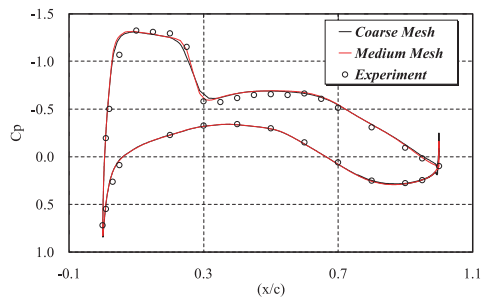


Fig.10 Cp Distribution @ 33% semi-span

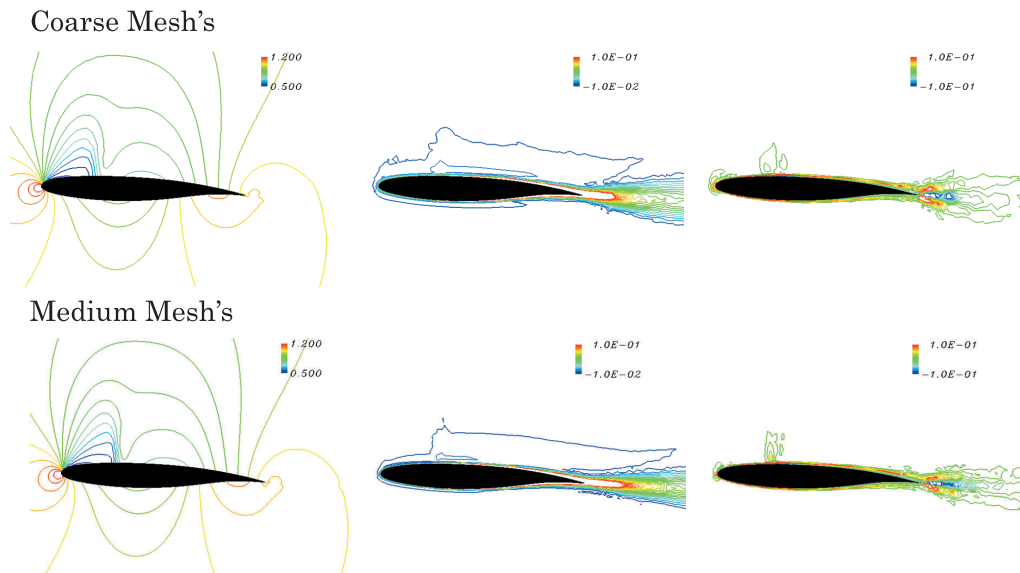


Fig.11 Flow Field Visualization @ 33% semi-span;
From Left to Right: Pressure, Entropy Variation, and Entropy Drag Amount

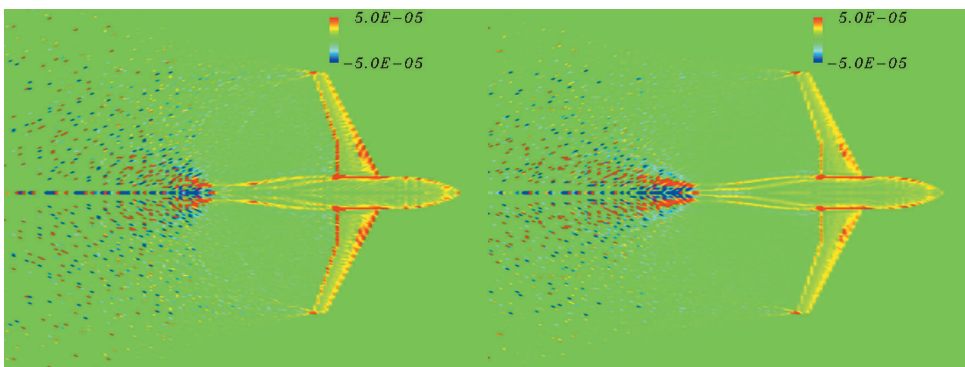


Fig.12 Entropy Drag Production Map,
Left: Coarse Mesh's, Right: Medium Mesh's

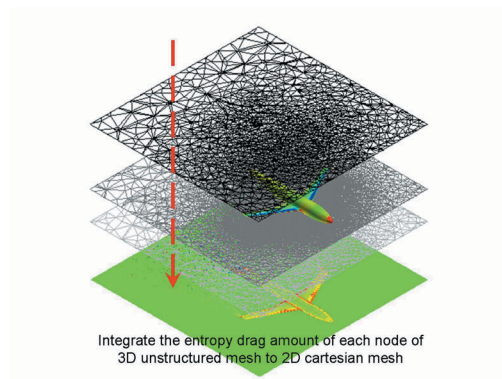


Fig.13 How to Make the Entropy Drag Production Map

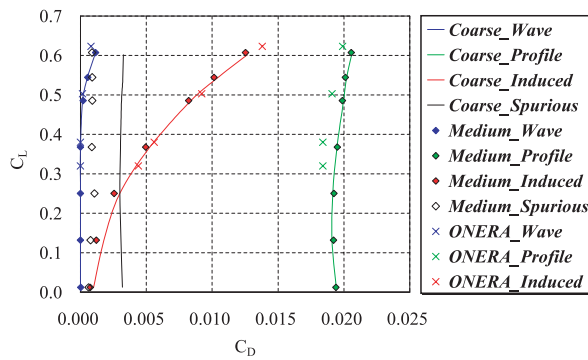


Fig.14 Mid-Field Drag Prediction

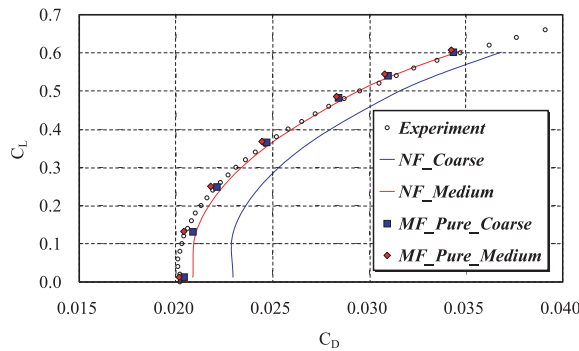


Fig.15 Pure Drag Prediction

Fig.14 には Mid-Field Method により得られた各抵抗成分の Drag Polar を示した。ONERA による抵抗分解結果[6]も加えて示した。造波・形状・誘導抵抗の物理要因に基づく抵抗成分に関しては、Coarse・Medium Mesh による結果が十分な一致を見せている事が確認できる。すなわち、空気抵抗分解法を用いる事により、物理要因に基づく抵抗成分に関しては格子点密度に依存せず予測する事が可能である。一方 Spurious Drag は迎角に関わらずほぼ一定に得られており、格子点密度の増加と共に約 30cts から 10cts へと低減されている。Fig.15 には Pure Drag の Drag Polar を示したが、Coarse・Medium Mesh で Pure Drag は良い一致を見せ、かつ Near-Field Method に比べより精度良く風洞実験値に一致している事が確認できる。

6. 空力最適設計への応用

4章・5章で示されたように、空気抵抗分解法を用いる事により、比較的粗い計算格子においても精度良く抵抗値を算出する事が可能である。この特長は、多数回のパラメトリックスタディーが要求される空力最適設計においては非常に有用である。これまでの空力最適設計においては、計算精度と計算コストとのトレードオフ関係を考慮した上で、空力評価に用いられる計算格子サイズが決定されていた。一方、空気抵抗分解法を用いた場合、低い計算コストと高い抵抗予測精度が同時に達成される。また、抵抗を物理要因毎に分類できる事や抵抗要因を空間的に可視化できる事も、その空力最適設計の結果に考察を与える上で有用であると考えられる。

こういった事を踏まえ、空気抵抗分解法の空力最適設計への応用を現在精力的に行っている[8]。Fig.16には翼平面形状の最適設計を造波抵抗・誘導抵抗低減の2目的最適化として行った結果を示している。翼面上の赤い領域は衝撃波面を示している。この最適化により、従来手法では検証できなかった造波・誘導抵抗間のトレードオフ関係を明らかにできた。また従来知られているように、造波抵抗は後退角と、誘導抵抗はセミスパン長と密接な関係がある事が確認された。Fig.17にはウィングレット（翼端形状）の最適設計を行った結果を示した。翼面上の衝撃波面と主翼背後の後流面上での誘導抵抗成分を可視化している。ウィングレットは誘導抵抗低減の目的で近年航空機に多く採用されているデバイスであるが、加えて濡れ面積の増加に伴う形状抵抗の増加、主翼との結合部近傍での衝撃波発生に伴う造波抵抗の増加、といった全抵抗要素の変動を含むため、空気抵抗分解法を用いた空力最適設計が有益である。本最適化において、十分な抵抗低減を実現したウィングレット形状を提案する事ができた。

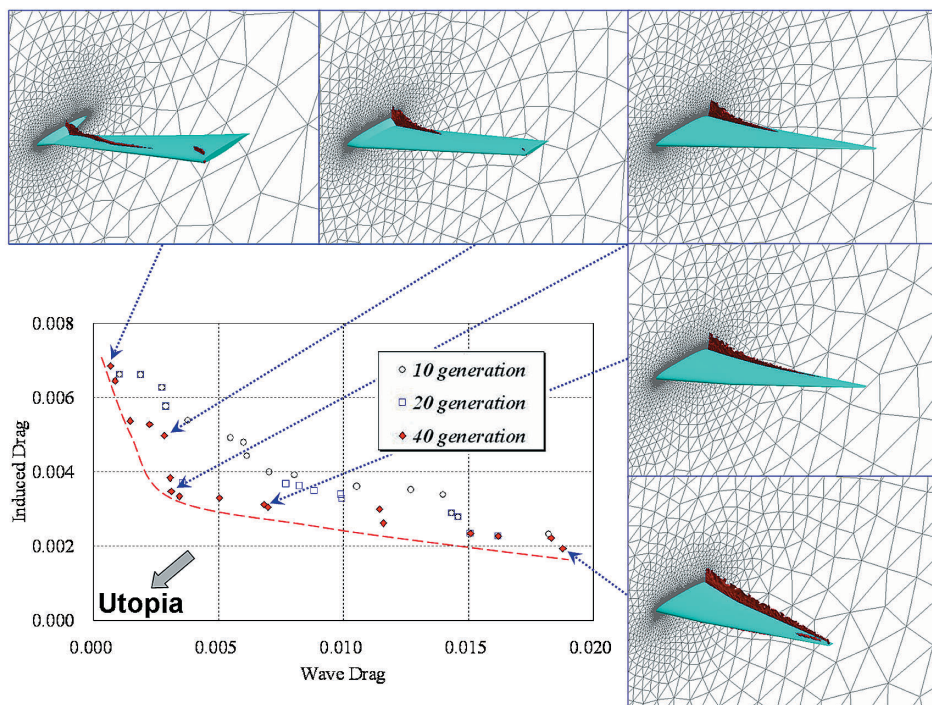


Fig.16 Pareto Front Designs of Planform Shape Optimization

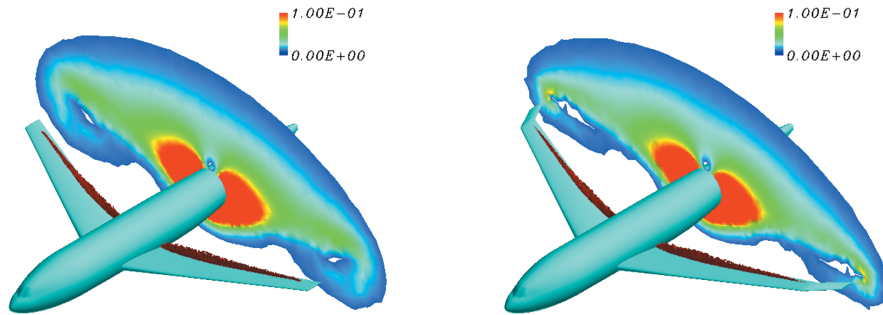


Fig.17 Design Optimization of Winglet Shape,
Left: Initial (DLR-F6), Right: Designed

7. おわりに

本研究では SX-7 上で計算して得られた非構造格子流体解析結果に、空気抵抗分解法を適用した。その適用により、数値拡散効果によって生じた Entropy 生成の影響を除去する事が可能となり、比較的粗い計算格子においても高精度な抵抗値予測が可能となった。また抵抗要因毎の分類・空間的可視化により、より詳細に計算結果を検証し、空力現象を把握できるようになった。また、こういった特長は空力最適設計において有用であり、妥当かつ信頼性の高い設計が低コストで実現できるようになった。

謝辞

本研究は、東北大学情報シナジーセンターとの共同研究として行われました。スーパーコンピュータ SX-7 上での計算コードの並列化・最適化および実行に関し、情報シナジーセンターから適切かつ有益な助言を頂いた事を感謝致します。

参考文献

- [1] Data available online at <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>
- [2] Hensch, M. J., and Morrison, J. H., “Statistical Analysis of CFD Solutions from 2nd Drag Prediction Workshop,” AIAA Paper 2004-0556, 2004.
- [3] Kusunose, K., “A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction,” The 21st Century COE Program International COE of Flow Dynamics Lecture Series, Vol.3, 2005.
- [4] 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.
- [5] Van Dam, C. P., “Recent Experience with Different Methods of Drag Prediction,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.35, No.8, pp.751-798, 1999.
- [6] 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.
- [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., “Aerodynamic Shape Optimization Based on Drag Decomposition,” AIAA Paper 2006-3332, 2006.