

空カシミュレーションにおける後流積分空力抵抗計算の精度検討

Examination of drag calculation accuracy by wake integration for aerodynamic simulation results

高橋 良尚, 富山大 (院), 〒930-8555 富山市五福 3190, m1871217@ems.u-toyama.ac.jp
 水上 祥, 富山大 (院), 〒930-8555 富山市五福 3190, m1971238@ems.u-toyama.ac.jp
 松島 紀佐, 富山大学, 〒930-8555 富山市五福 3190, kisasam@ems.u-toyama.ac.jp
 鹿田 侑右, 金沢工大(院), 〒921-8501 野々市市扇が丘 7-1, b6901648@planet.kanazawa-it.ac.jp
 佐々木 大輔, 金沢工大, 〒921-8501 野々市市扇が丘 7-1, dsasaki@neptune.kanazawa-it.ac.jp
 Yoshinao Takahashi, University of Toyama, Gofuku 3190, Toyama-city, Toyama
 Sho Mizukami, University of Toyama, Gofuku 3190, Toyama-city, Toyama
 Kisa Matsushima, University of Toyama, Gofuku 3190, Toyama-city, Toyama
 Yusuke Shikada, Kanazawa Institute of Technology, Ohgigaoka 7-1, Nonouchi-city, Ishikawa
 Daisuke Sasaki, Kanazawa Institute of Technology, Ohgigaoka 7-1, Nonouchi-city, Ishikawa

This article performed drag calculations for CFD results of the flow around a 30P30N airfoil using a wake integration method. Two computational results were prepared for aerodynamic drag calculations. The first one was obtained by JAXA's HexaGrid and FaSTAR. The second one was by BCM. We compared the drag values of the wake integration with those calculated by the near-field method to examine the reliability of those drag values. At the present, the near-field drag calculation was reliable for FaSTAR results, but not for the BCM results. The BCM flow calculations were found to generate spurious entropy in overall flow fields, while the FaSTAR generated it near far-field boundaries. The wake integration could exclude such nonphysical entropy to obtain reliable drag values.

1. はじめに

航空機の開発や性能向上において、機体の空力係数を精度良く得ることは、CFD 計算において重要な課題である。空力係数の中でも抵抗係数は揚力係数と比較しても絶対量が小さいため、格子分布、計算手法などの誤差の影響を受けやすい。そのため、現在も抵抗算出法の基礎的研究は継続的に行われている。一般に、CFD 計算での抵抗値算出は、物体表面の圧力と粘性力を面積分して抵抗を得る表面積分(Near-Field)法が用いられる。一方で、遠方場(Far-Field)法または後流積分法と呼ばれる物体の後流現象に着目した手法も考案されている。後流積分法を用いる利点として物体表面の格子の影響を受けないことや、抵抗分解が可能であることが挙げられる。抵抗分解により航空機設計において抵抗要素ごとの抵抗値の増減と形状変化の因果関係を直接的に把握することが可能となる。また、CFD 計算で格子間隔の適切でない粗密変化などによって生じる数値粘性を原因とする擬似抵抗を取り除くことができる。後流積分による抵抗値算出の正当性・信頼性について一定程度の確認は既に行われている[1-4]。

本稿では、30P30N 翼型周りの CFD 計算結果について、後流積分法による抵抗計算を適用する。対象の流れ場は、2 種類の数値計算法で同じ流体物理条件の流れを計算した結果である。数値計算法としては、「BCM」と「FaSTAR」を用いた。前者では物体表面や流れ場空間をボクセル(正方形)格子のみで表現していることに起因すると思われる、数値計算で生じる粘性誤差が大きく、Near-Field 法から得られる抵抗値は精度が良いとは言えない。後者の Near-Field 法での抵抗計算値は風洞実験に十分近い値を示す。一方、後流積分法を用いることで、数値粘性を取り除くことが出来、前者・後者の両方において信頼性のある抵抗値が得られる可能性が高いと思われる。本研究では、非物理的な原因で流れ場に生成されたエントロピー分布を調査し、抵抗計算に大きく影響を与える数値誤差の原因を究明しその低減策を考案する事と、後流積分精度向上に必要な数値粘性誤差の認識手法の改良を考案することを目的とする。

2. 抵抗算出法

2. 1 Near-Field 法 (表面積分法)

圧力と物体表面のせん断力を積分することによって抵抗値を得る方法である。基礎式を式(2.1)に示す。

$$D_{N-F} = \iint_{S_0} [P \cdot n_x - \vec{\tau}_x \cdot \vec{n}] ds \quad (2.1)$$

ここで、 S_0 は物体の表面、 P は物体表面の圧力、 $\vec{\tau}_x$ は x 方向成分の粘性応力テンソル、 \vec{n} は翼表面 S_0 から翼の内部へ向かうとする方向の単位法線ベクトルである。粘性応力テンソル、 \vec{n} は翼表面 S_0 から翼の内部へ向かう方向の単位法線ベクトルである。

2. 2 Far-Field 法 と Wake-Integration (後流積分法) [5]

Fig. 1 に翼とそれを囲む検査体積領域を考える。一様流の速度と圧力を其々、 U_∞, P_∞ とする。検査体積を覆う表面全体 (Fig. 1 では直方体表面の 6 つの面) を S_{all} とすると、ガウスの発散定理を用いて検査体積内における運動量保存則を変形すると、式 (2.1) と等号で結ばれるべき抵抗計算のための後流積分法の基本式が導出される。その式が式(2.2)である。ここで、 ρ, u, P は積分領域の各座標における密度、主流方向速度、圧力である。添え字の ∞ は一様流物理量であることを示している。厳密には (2.2) 式が Far-Field 法と呼ばれる。

$$D = \iint_{S_{all}} [\rho u (U_\infty - u) + (P_\infty - P)] dS \quad (2.2)$$

Far-Field 法において、検査体積が十分大きければ、 S_2 面を除く面では、被積分関数をゼロとすることが出来、(2.2) 式の積分領域を S_2 のみに限定出来る。 S_2 面を後流面と呼ぶ。 S_2 は翼の下流であればどの位置にでも設定できる。

$$D = \iint_{S_2} [\rho u (U_\infty - u) + (P_\infty - P)] dS \quad (2.3)$$

ところで後流の定義は「物体(翼)の存在によって流れが一様流の状況から変化した領域」であり、Fig.1 の検査体積の図では、翼の下流の S_2 面の色つきの部分 W_A のことである。本稿では、後流を

含んだ S_2 面全体を後流面と呼ぶ。

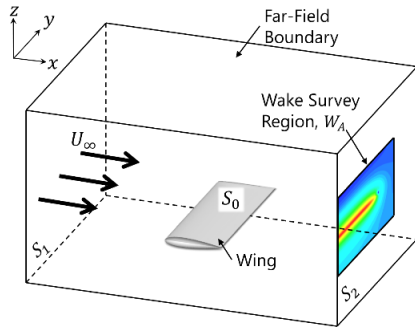


Fig. 1 Control Volume of Flow around a Wing

2. 3 後流積分法における抵抗分解手法 [5]

後流積分法の基礎式である式(2.3)をエントロピー抵抗 D_p と誘導抵抗 D_i に分解する。この抵抗分解は Kusunose の定式化[4]に拠っている。

2. 3. 1 エントロピー抵抗 (形状抵抗+造波抵抗)

エントロピー抵抗は以下の式で表すことができる。

$$D_p = \iint_{S_2} P_\infty \frac{\Delta s}{R} dS - \iint_{S_2} \frac{P_\infty}{2} \left(\frac{\Delta s}{R} \right)^2 dS \quad (2.4)$$

ここで R は理想気体における気体定数であり、 Δs は一様流のエントロピーとの差である。式(2.4)中のエントロピー変化 $\Delta s/R$ は理想気体を仮定すると式(2.5)のように求められる。

$$\frac{\Delta s}{R} = \frac{1}{1-\gamma} \ln \left(\frac{P}{P_\infty} \right) + \frac{\gamma}{\gamma-1} \ln \left(\frac{\rho_\infty}{\rho} \right) \quad (2.5)$$

式(2.5)の γ は比熱比を表す。

2. 3. 2 誘導抵抗

流れ場が 3 次元の場合は、翼端付近で誘導抵抗 D_i が発生する。誘導抵抗は揚力発生に関わる循環生成の渦現象に起因する抵抗成分である。

$$D_i = \iint_{S_2} \frac{\rho_\infty}{2} (v^2 + w^2) dydz - \iint_{S_2} \frac{\rho_\infty}{2} (1 - M_\infty^2) (u - U_\infty)^2 dydz \quad (2.6)$$

ここで、 u, v, w は x (主流方向), y, z 方向の各速度成分であり、 M はマッハ数である。

2. 3. 3 全抵抗と各抵抗の関係

全抵抗 D_t は、3 次元の場合は誘導抵抗とエントロピー抵抗を足し合わせた抵抗を、2 次元の場合は翼端が存在しないことからエントロピー抵抗のみである。したがって式(2.7)の関係が得られる。

$$\begin{aligned} \text{2次元:} & \quad D_t = D_p \\ \text{3次元:} & \quad D_t = D_p + D_i \end{aligned} \quad (2.7)$$

また、数値計算などの誤差を考慮せず、純粋に物理的に考えると式(2.1)の Near-Field 法から得られる抵抗値と後流積分法から得られる全抵抗との関係は以下の式ようになる。

$$D_{N-F} = D_t = D_p + D_i \quad (2.8)$$

2 次元の場合、 $D_i = 0$ となる。なお、抵抗係数は式(2.9)に示すように、抵抗値を一様流の動圧、代表面積 S_w で無次元化した値である。以後、本稿においては係数値で議論していく。

$$CD_t = \frac{D_t}{(1/2)\rho_\infty U_\infty^2 S_w} \quad (2.9)$$

3. 2次元 30P30N 翼型周りの流れ場シミュレーション

3. 1 CFD 解析手法

本稿では、APC-IV, V[6,7]の課題となった 30P30N 多要素の翼型周りの流れの CFD シミュレーション結果に対し後流積分法を適用する。30P30N は高揚力装置(slat, flap)を含んだ 3 つの要素から成る翼型である。其の翼型まわりの流れ場のレイノルズ平均 Navier-Stokes シミュレーションを BCM (Building Cube Method) と FaSTAR の 2 つの CFD ソルバーを用いて行った。BCM は Nakahashi によって次世代の大規模計算のために提案された大規模並列計算における格子生成や計算効率性を大きく意識した手法である[8]。すでに大規模計算実績もあり、見込みのある手法として、空力性能値の精度や適用性の向上を目指しての洗練や改良が現在進行中である[4, 9-11]。BCM 手法の比較対照として FaSTAR を用いての同じ流れ場の CFD 計算を行った。FaSTAR は JAXA で開発された、既に多くの問題で信頼性が確認された実績のある高速 CFD ツールである[12]。BCM は構造格子、FaSTAR は非構造格子ソルバーである。BCM の格子生成の特徴としては、計算領域を Cube と呼ばれる正方形の領域に分割し、その領域内を等間隔に縦横同数の Cell を配置し生成する。そのため、Cube 内の Cell 数はすべて同じであることから並列化が容易であり、計算の高精度化も可能である。流れ場の方程式は、Cube ごとに計算されるので、Cube 境界での物理量の値の整合性を取るため補間計算が必要となる。Cube 境界では hanging 状態の格子点も存在する。FaSTAR の格子は JAXA から提供された(L2_medium という名称のもの)であるが[6] 物体表面形状を再現する格子生成コードで曲線座標も用い作成されたものと思われ、非構造格子によって空間離散化が行われている。hanging 状態の格子点が存在しないため、全領域で方程式を連立させて同時に解くことができる。

3. 2 流れ場条件とそれぞれの計算格子

流れ場の条件は、一様流マッハ数 $M_\infty = 0.17$ 、レイノルズ数 $Re = 1.71 \times 10^6$ とした。迎角は $\alpha = 0.0, 5.5, 9.5, 14.0, 16.0, 20.0, 22.0$ [deg] の計 7 ケースである。

BCM 計算格子について、Fig. 2 に遠方境界を含む全領域、翼型格子近傍、翼型の最後縁近傍における Cube と呼ばれる計算ブロックの分布を右から左にそれぞれ示す。翼型のフラップ後縁位置は $X=1.130$ である。Fig. 3 に BCM 計算最小単位の Cell の配置を、遠方境界を含む全領域と翼型近傍領域において示す。総 Cube 数は 15,645 であり、Cube 中に 32×32 の Cell を配置している。総 Cell 数は 16,020,480 である。

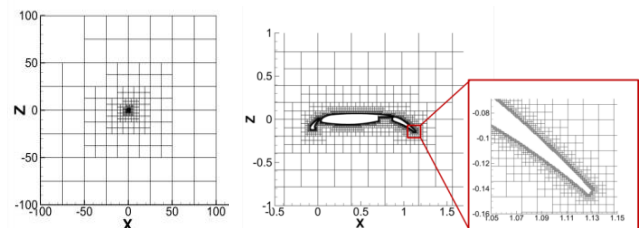


Fig. 2 BCM Cube Distribution around a 30P30N Airfoil.

Right: Whole Computational Domain.

Middle: Close View near a 30P30N Airfoil.

Left: Closer View in the Vicinity of a Flap Trailing Edge

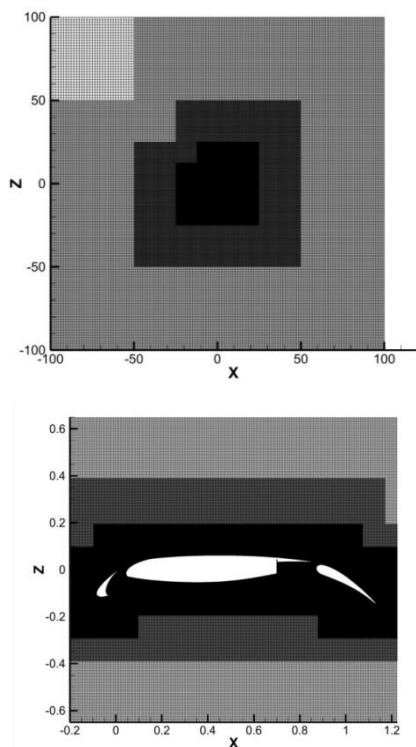


Fig. 3 BCM Cell Distribution.

Upper: Whole Domain, Lower : Close View near a 30P30N Airfoil.

FaSTAR 計算格子 (Cell 配置) を Fig. 4 に示す。遠方境界を含む全計算領域と翼型の近傍領域の様子を示している。遠方境界は円形である。遠方境界付近での Cell では半径方向の辺の長さが非常に大きく、そのためアスペクト比も望ましい値とされる 1.0 からは大きく外れている。総 Cell 数は 120,292 である。遠方境界位置は BCM 同様、物体(翼)から 100 コード長離れた位置に設定されている。

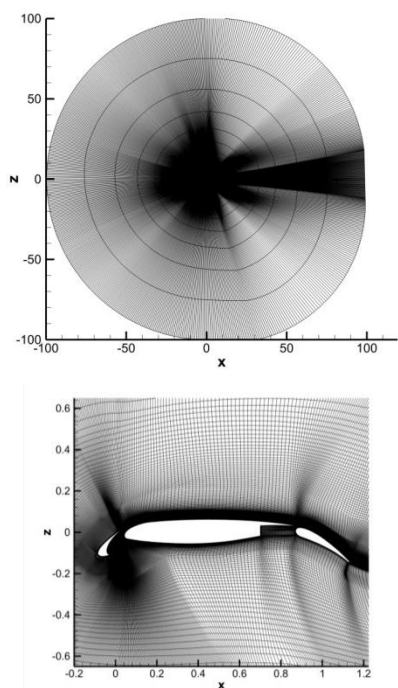


Fig. 4 FaSTAR Computational Cell Distribution.

Upper: Whole Domain, Lower : Close View near a 30P30N Airfoil..

3. 3 表面積分法による空力係数

2 章で述べた 30P30N 翼型の空力性能シミュレーションの結果を示す。結果の空力性能値は $Cl-\alpha$ のグラフと $Cl-Cd$ 曲線のグラフに纏めている。BCM の結果を Fig. 5 にオレンジ色の○と直線で、FaSTAR の結果を Fig. 6 にオレンジ色の○($Cl-\alpha$)と直線または臙脂色の○と直線($Cl-Cd$)で示す。これらのグラフの揚力係数や抗力係数値は各 CFD ソルバーに標準的に備わっている表面積分計算で求めた値である。各グラフには、参考値として 2018 年 7 月に開催された APC-IV[6]に参加した 10 グループの CFD 計算による結果も複数、塗りつぶしのシンボルと直線のグラフとしてプロットしてある。

Fig. 5 から以下のことが分かる。BCM 計算に対する Near-Field 法計算の空力係数について Cl は他の多数のケースと迎角 15° 辺りまで一致しており、一定の精度が確保されている。一方、 Cd はかなり大きな値を示している。 Cd は Cl と比較してその数値が 1, 2 桁小さいので積分する物理量に含まれる数値誤差の影響を受けやすいためであると考えられる。後流積分法では、抵抗分解や領域選択機能を適用することが出来るので、数値計算の誤差を除き、物理的に適切な抵抗値計算が可能となると考えられる。

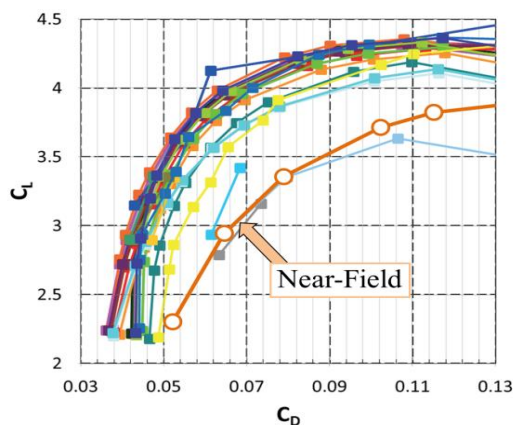
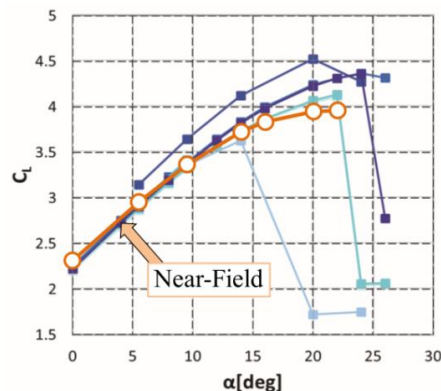


Fig. 5 BCM Computational Results: $Cl-\alpha$ and $Cl-Cd$ (Near-Field)

Fig. 5 から FaSTAR 計算における Near-Field 法計算の空力係数については、すでの実用計算に供されている実績が示すように、他の大多数ケースとほぼ一致した Cl や Cd 値を示している。多数決がいつも正しいとは言えないが、妥当な値が計算出来ていると思われる。とはいえ、参加者毎に異なった計算法による揺らぎ(個々のケースで異なるずれ)が Cd 値に確認される、このずれの原因やその除去について検討すべきである。

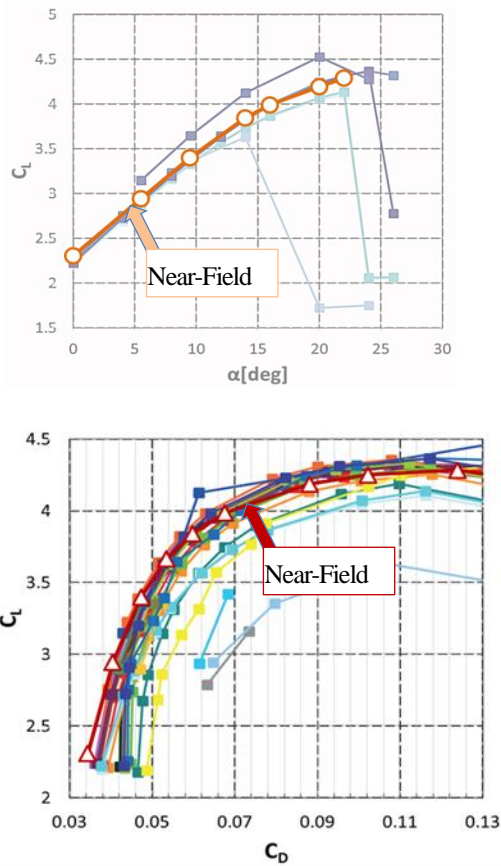


Fig. 6 FaSTAR Computational Results: C_l - α and C_l - C_d (Near-Field)

4. 後流積分の被積分関数(エントロピー変化)分布の可視化

後流積分式(2.4)に拠れば、物体が存在することで流れ場現象が一樣流状態から変化し、その変化の中のエントロピー変化が抵抗と強く関連する要素であることが分かる。また、数値粘性誤差は擬似エントロピーの生成につながり、実際には存在しない抵抗となり、CFD 計算において抵抗値が過大評価される原因となるといわれている。そこで、迎角 5.5° の計算結果の流れ場について、式(2.5)のエントロピー変化 $\Delta s/R$ の分布を可視化した。

Fig.7はBCMによるCFD計算結果に対し 全計算領域と30P30Nの翼型周りのクローズアップ領域におけるエントロピー変化 $\Delta s/R$ を可視化したものである。FaSTAR の結果に対する同様な $\Delta s/R$ 可視化図は、Fig. 8に示す。可視化図は、 $\Delta s/R$ の値の絶対値が 10^{-4} 以下の微小な値の変化を示している。 $\Delta s/R$ の絶対値の幅を 10^{-3} に広げると $-100 \sim +100$ の範囲の全領域の可視化図では、翼型周りとその後流に変化が確認されるだけで遠方境界付近の変化が隠れてしまった。絶対値 10^{-4} から 10^{-3} 程度の変化は小さく無視できるのではないと思われるかもしれないが、これまでの経験から、抵抗計算に実質的影響を及ぼすことが分かっている。

BCMの可視化であるFig. 7には、Cube境界あたりに正のエントロピー変化があることが確認できる。これは隣接する異なるサイズのCube間で、境界の整合性を保つために平均化処理が行われる事で生じる数値誤差が原因であると考えられる。また、BCMとFaSTARの遠方境界を含む全領域の可視化図において、本来は一樣流との差がないはずの、物体から離れた遠方境界付近において、エントロピー変化が確認できる。特にFaSTARの結果の可視化に顕著である。原因として、境界条件設定の適切性不足と数値計算手法が関係していると考えられる。

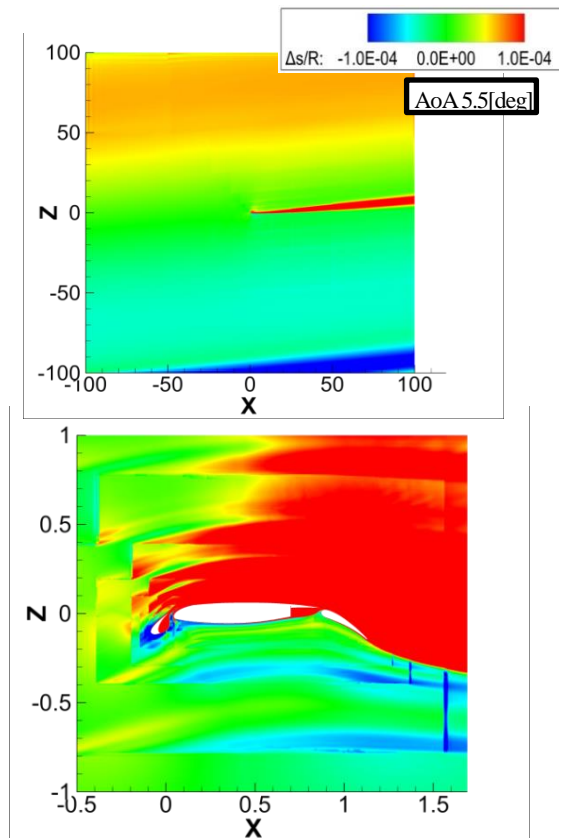


Fig. 7 Entropy Variation from the Uniform flow (BCM)

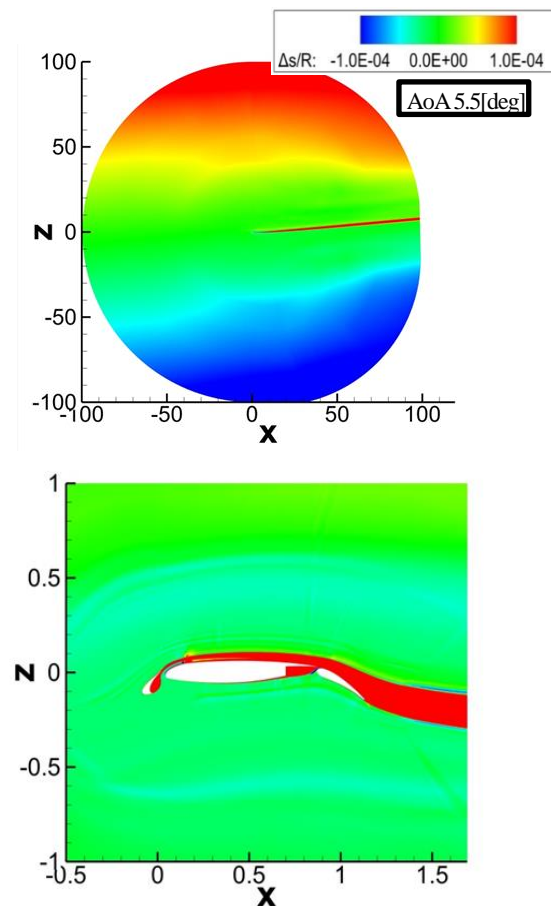


Fig. 8 Entropy Variation from the Uniform flow (FaSTAR)

5 後流積分法を用いた抵抗計算結果

後流積分法により抵抗を算出する際、Fig. 7 や 8 の全領域エントロピー変化分布図で明らかにされた遠方境界付近に生じている擬似エントロピー変化などの数値誤差を取り除き、妥当な抵抗値を得ることができるように、以下に述べる2つの判定を組み合わせる積分領域選定法を議論する。判定のためのパラメータの閾値の最適値を検討する。

5.1 可視化図を基にした後流積分領域限定

遠方境界付近に生じている擬似エントロピー変化を取り込まないように、エントロピー変化の可視化図から目視で後流積分領域を限定した。2次元CFD結果に対しての後流積分領域は、翼型下流のたった一本の直線となる。Fig. 9は迎角 5.5° の流れ場に対し、限定した積分領域の直線を黒の実線で示している。直線は主流に垂直に置かれる。2次元計算の抵抗計算はこの直線上の線積分である。後流積分領域は後縁から1コード離れた $X=2.13\sim 20.13$ 間の計19個の直線であり、 $\Delta X=0.1$ で等間隔に抽出した。積分経路は一か所選べばよいはずであるが、翼型後縁からの距離(X座標)の影響をみるために複数の積分経路での抵抗値を計算した。Fig. 9に示した後流積分領域は $Z=\pm 10$ に積分領域を限定した経路群である。限定しない場合は $Z=\pm 100$ となる。さらに積分領域を狭めた $Z=\pm 5$ の場合の後流積分抵抗計算も行った。

Fig. 10にBCMでの迎角 5.5° のCFD計算結果に対する後流積分抵抗係数値を示す。 $Z=\pm 100, \pm 10, \pm 5$ の3種の積分経路による値をそれぞれ黒、赤、紫で示している。また、Fig. 5の $Cl-Cd$ 曲線に加えて、後流積分で求めた抵抗係数を用いた $Cl-Cd$ 曲線をプロットしたグラフをFig. 11に示す。後流積分経路のX座標は11.13の抵抗係数値を用いた。Fig. 10に対応するFaSTARの後流積分結果はFig. 12に示されている。また、Fig. 6にFaSTARでの後流積分抵抗係数値を用いた $Cl-Cd$ 曲線を加えたグラフがFig. 13である。

Fig. 10とFig. 12の迎角 5.5° の後流積分の結果より、抵抗計算の積分を全領域 $Z=\pm 100$ で行った場合は、4章で可視化した遠方境界付近の擬似的なエントロピー変化の影響で、抵抗係数値が大きく外れた値となっている。BCMでは大きく増加、FaSTARでは大きく減少している。一方で、 $Z=\pm 10, \pm 5$ ではBCM, FaSTARともNear-Field法よりも抵抗値は減少しており、後流面のX位置による依存性は少ないことがわかる。ただし、Fig. 10とFig. 12の縦軸の目盛間隔は、Fig. 12の方が細かいことに注意すべきである。

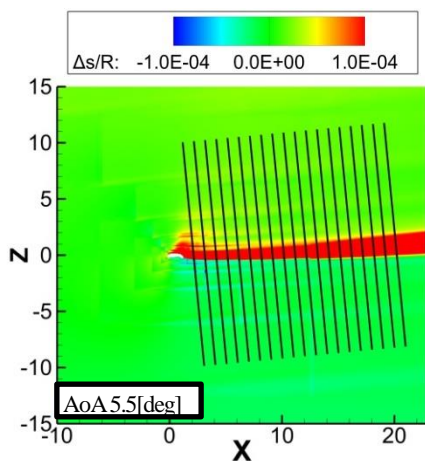


Fig. 9 Nineteen Candidates for Wake Integral Path ($Z=\pm 10$)

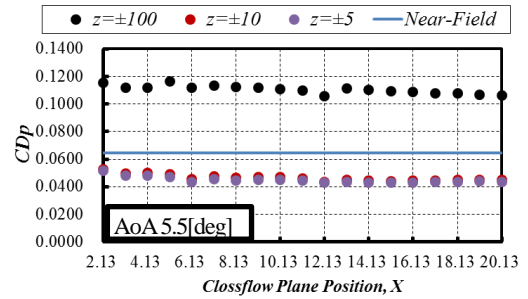


Fig. 10 Cd Values by Wake Integration with Various Integral Paths. (BCM Results of $\alpha=5.5^\circ$)

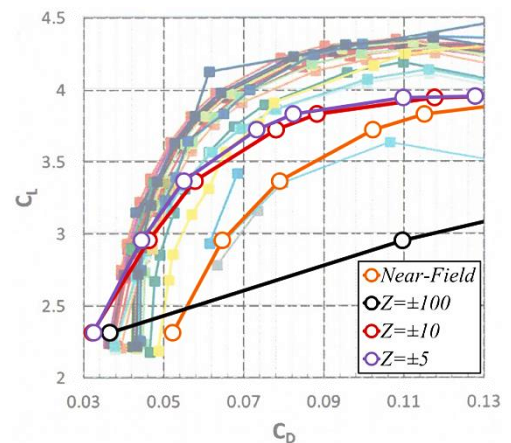


Fig. 11 BCM Computational Results: $Cl-Cd$ (Wake Integration)

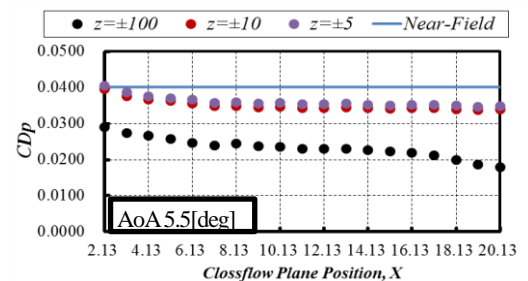


Fig. 12 Cd Values by Wake Integration with Various Integral Paths. (FaSTAR Results of $\alpha=5.5^\circ$)

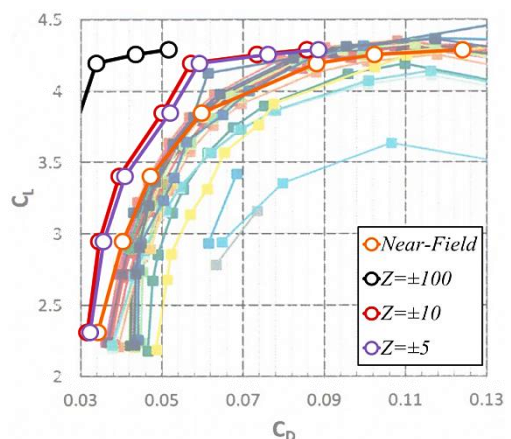


Fig. 13 FaSTAR Computational Results: $Cl-Cd$ (Wake Integration)

Fig. 11 と Fig. 13 の全迎角に対しての $Z=\pm 10, \pm 5$ の経路での後流積分抵抗係数値を用いた赤と紫の $Cl-Cd$ 曲線について、Near-Field 法よりも抵抗値は減少している事が分かる。BCM では、多数派のグラフに近づいており、非物理的な抵抗要素である擬似エントロピー変化がある程度は排除されたと考えることが出来る。FaSTAR のケースは多数派の $Cl-Cd$ 曲線より抵抗係数が減少したグラフとなっている。負のエントロピー変化が積分経路内に認められる事がその原因の一つかも知れない。また、限定した積分領域が狭すぎたのかも知れないが、この減少に関しては、今後の課題として更に考察する必要がある。

5.2 エントロピーCutoff を用いた領域選定

前節で示した積分領域の限定を行う事で、後流積分計算で良好な抵抗値を得る上で一定の効果があることがわかった。しかし、Fig. 7 での可視化図に見られるような翼型周りの Cube 間からの擬似的エントロピー生成が積分領域内に存在した場合にそれを取り除くことは不可能である。そこで、限定された領域内で抵抗要素であるべきエントロピー変化と擬似エントロピー変化で判別し、適切に積分領域を選定できるアルゴリズムを導入すべきと考え、文献[13]を参考に、各断面のエントロピー変化の最大値を判定基準として積分領域を更に選定する Cutoff を導入した。

$$s_{cell} > C_{s2} s_{max} \quad (5.1)$$

ここで、 s_{cell} は格子点のエントロピー、 C_{s2} は Cutoff 定数、 s_{max} は各後流面(限定積分領域)におけるエントロピーの最大値を表す。式(5.1)の条件を満たす Cell のみを積分領域として含み、それ以外を排除する。ここでは、積分領域を $Z=\pm 10$ に限定した場合を例にして、Cutoff 定数 C_{s2} の値を 0.00 から 0.05 ずつ増加させ 0.2 まで変化させる計 5 ケースについて後流積分抵抗計算を行う。

BCM に対する Cutoff 後流積分の結果を Fig. 14 と Fig. 15 に示す。迎角 5.5° の CFD 結果に $Z=\pm 10$ 領域限定に Cutoff 定数を変化させた Cutoff アルゴリズムを適用して抵抗係数 CD_p を計算した結果が Fig. 14 である。また、Fig. 5 や Fig. 11 に対応する APC-IV の $Cl-Cd$ 図に各迎角の $X=11.13$ における Cutoff 後流積分による抵抗係数値をプロットしたグラフを Fig. 15 に示す。Fig. 14 より、 $C_{s2}=0.00$ 、 $C_{s2}=0.20$ と比較して、 $C_{s2}=0.05\sim 0.15$ では抵抗係数値は一定に近い値をとっていることから擬似エントロピーを適切に取り除くことができていると考えられる。 $C_{s2}=0.10$ について定量的にみると CD_p の最大・最小値の相対差は 8.98% と各断面でのエントロピー値の差があった。その原因は、BCM の CFD 計算では翼後縁近傍では抵抗要素となるエントロピーと擬似エントロピーが混在しており、擬似エントロピーのみ排除することが困難なためであると考えられる。Fig. 15 の $Cl-Cd$ 曲線のグラフにおいて、Cutoff 後流積分法から算出した抵抗係数の比較から、Cutoff 定数は $C_{s2}=0.05\sim 0.15$ が適切であると考えられる。それらの値を用いた Cutoff 後流積分抵抗計算では、擬似抵抗成分が広く排除され、未だ精度は不足しているが、Near-Field 計算で過大評価された抵抗係数値の修正が適正になされつつある。

FaSTAR に対する Cutoff 後流積分の結果を Fig. 16 と Fig. 17 に示す。Fig. 16 は Fig. 14 に対応するグラフであり、2つの図を比較すると、FaSTAR の結果は積分経路の後流面位置(X 座標)依存性やが極めて少ないことが分かる。また、Cutoff することで、負のエントロピー変化が除外されて、抵抗係数値は前節の積分領域限定の場合よりは増加している。Fig. 17 は(後流積分対象の CFD 計算結果は別であるが) Fig. 15 と同様で、Cutoff 後流積分法から算出した抵抗係数を用いた $Cl-Cd$ 曲線のグラフである。負のエントロピー変化が除外されたため -90° 回転した放物線的なスムーズな

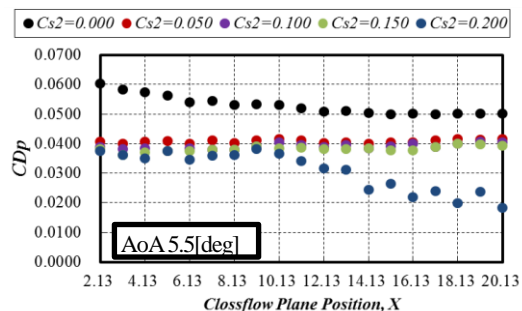


Fig. 14 BCM Cd Values by Wake Integration with Cutoff Algorithm.

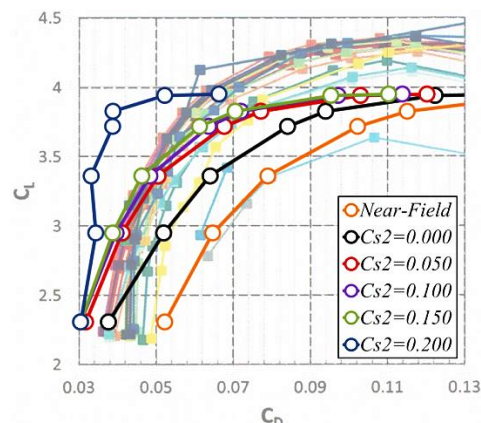


Fig. 15 BCM Computational Results: $Cl-Cd$. (Cutoff Algorithm)

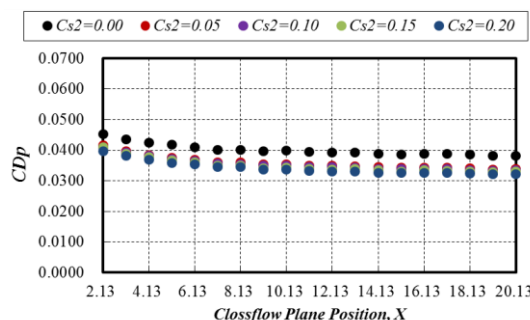


Fig. 16 FaSTAR Cd Values by Wake Integration with Cutoff Algorithm.

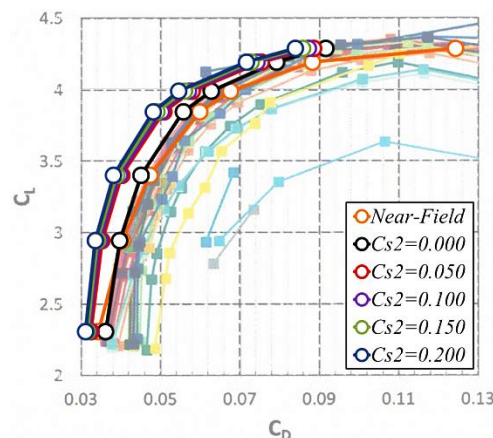


Fig. 17 FaSTAR Computational Results: $Cl-Cd$. (Cutoff Algorithm)

グラフとなった。FaSTAR の Cutoff 後流積分では、Cutoff 定数 $Cs_2=0$ の場合の $Cl-Cd$ 曲線が多数派の $Cl-Cd$ 曲線と概ね一致した。高迎角における抵抗係数値を Cutoff 後流積分法によるものと Near-Field 計算の値とで比較すると、前者の抵抗係数値の減少が顕著である。また、Fig. 16 および Fig. 17 において Cutoff 定数依存性が系統的に認められ、 Cs_2 が大きくなるほど積分から除外されるエントロピー変化が多くなり、そのため、抵抗係数値は減少している。この除外が物理的に正当なエントロピー変化も除外しているのか、数値誤差にあたる擬似エントロピー変化の除外であるかは更に考察が必要である。

6. まとめと今後の課題

30P30N 翼型周りの CFD 計算結果について、後流積分法による抵抗計算を適用し、後流積分法による空力性能予測の精度向上のための課題を探った。対象の流れ場は、2 種類の数値計算法で同じ流体物理条件の流れを計算した結果である。数値計算法としては、「BCM」と「FaSTAR」を用いた。

それぞれの CFD 計算結果に対して、後流積分の被積分関数の主要項であるエントロピー変化($\Delta s/R$)の分布を可視化し、後流積分経路の適切な選択を行う目的でエントロピー変化の状況の可視化を行った。予想に反して、遠方境界付近に微小ではあるが抵抗後流積分計算に実質的な影響を与える擬似的なエントロピー変化が確認された。

可視化結果を踏まえ、後流積分領域の Z 方向範囲を限定した後、Cutoff アルゴリズムによりさらに選定した積分経路を用いて、後流積分を行った。BCM に対しての Cutoff 後流積分は表面積分抵抗計算より大幅に改善された抵抗値を算出し良好であった。FaSTAR に対しては、APC-IV で集計された多数のソルバーの抵抗係数値よりも減少した値が算出された。

これらの考察から提起された今後の課題を以下にまとめる。

- 1) 本来なら変化がほとんどないはずの遠方境界付近になぜエントロピー変化が観察されるのか。この原因を明らかにすべきである。エントロピー変化は翼型上面側では正、下面側では負である。
- 2) CFD 計算結果は使用された CFD ソルバーの数値計算手法の特徴を持っているため、その特徴を考慮に入れて、後流積分法を適用することも精度向上に有用であると考えられる。例えば、遠方境界条件の取り扱いや保存則がどこまで成り立っているか? などである。これらの数値計算手法の特徴をどう分類するかは今後の課題である。
- 3) FaSTAR に対する Cutoff 後流積分の抵抗係数が標準的な Near-Field 抵抗係数値に比べて減少してしまった。この減少分が意味する事を検討すべきである。関連して、Cutoff の際に正当な抵抗要素と数値誤差を区別するための判別法の構築を行う必要がある。

参考文献

- [1] K. Matsushima, R. Shimizu, Y. Takahashi, Investigation Wake Integration Technique for Airplane Drag Prediction, 10th ICCFD, ICCFD10-297, Barcelona Spain, July 9-13, 2018.
- [2] 松島紀佐, 清水亮介, 高橋良尚, 佐々木 大輔, 鹿田 侑右 CFD シミュレーション結果の航空機後流における空力諸量, 第 50 回日本航空宇宙学会年会講演会, 2B04, 2019.
- [3] 高橋 良尚, 水上 祥, 松島 紀佐, 鹿田 侑右, 佐々木 大輔, 後流積分を用いた CFD 抵抗値予測の精度向上について, 第 57 回飛行機シンポジウム講演集, 1D03, 2019.
- [4] 鹿田侑右, 佐々木大輔, 高橋良尚, 松島紀佐, 直交格子を用いた翼型周りの定常解析と後流積分の適用, 第 57 回飛行機シンポジウム講演集, 1D04, 2019.
- [5] K. Kusunose, A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction, ISBN4-86163-015-0 C3353. Tohoku University Press, Mar. 2005.
- [6] 宇宙航空研究開発機構, 宇宙航空研究開発機構資料 Fourth Aerodynamics Prediction Challenge (APC-IV), JAXA-SP-18-008, pp. 158-164, 2019.
- [7] 宇宙航空研究開発機構, Fifth Aerodynamics Prediction Challenge (APC-V), <<https://cfdws.chofu.jaxa.jp/apc/>>, 2019 年 10 月 19 日アクセス.
- [8] K. Nakahashi, L. S. Kim, Building-Cube Method for Large-scale High Resolution Flow Computations, AIAA Paper, 2004-2423, 2004.
- [9] Onishi, K., Obayashi, S., Nakahashi, K., and Tsubokura M., Use of the Immersed Boundary Method within the Building Cube Method and its Application to Real Vehicle CAD Data, AIAA paper 2013-2713, 2013.
- [10] 西村 康孝, 佐々木 大輔, 中橋 和博, Building-Cube Method による圧縮性 Euler ソルバーの構築と航空機翼のフラッタ解析への応用, Vol. 62(2), pp. 39-46, 2014.
- [11] 小島貴哉, “直行格子積み上げ法を用いた高揚力翼型の 2 次元解析”, 第 56 回飛行機シンポジウム講演集, 2C05, 2018.
- [12] 宇宙航空研究開発機構, - FaSTAR - Fast Unstructured CFD Code - JAXA, <<https://fastar.chofu.jaxa.jp/>>, and articles therein, 2019 年 10 月 19 日アクセス.
- [13] Hunt L. D. and Giles B. M., Wake Integration for Three-Dimensional Flowfield Computations: Applications, JOURNAL OF AIRCRAFT Vol.36, No.2, 1999, pp.366-373, 1999.