

航空機の後流積分による抵抗計算の考察

清水亮介, 松島紀佐, 五島健太郎
富山大学

Investigation on numerical drag prediction for airplanes by wake integration

by
Ryosuke Shimizu, Kisa Matsushima, Kentaro Goshima

ABSTRACT

This article discusses a wake integration technique for accurate drag prediction applied to results by RANS CFD flow simulation. At first, the concept of wake integration is reviewed and the process of a momentum balance approach to lead a primitive wake integration formula is investigated. The formula is applied to several configurations, including a wing in subsonic flow, a wing in transonic flow and NASA-CRM wing-fuselage in transonic flow. Drag values are obtained by using two techniques, one is the wake integration and the other is the near field method which has been commonly used standard one for CFD drag calculation. At the present, the latter method is thought to be more reliable, so the accuracy of drag coefficient by the wake integration is evaluated by comparing them with the one calculated by the near field method. We have found the accuracy of drag calculated by wake integration is related to various aspects, including an axial position of downstream wake plane, a grid type, a grid density, a flow regime, and boundary locations.

1. はじめに

航空機の開発や性能向上において、飛行機体の空力係数を精度良く求めることは実験計測においても CFD シミュレーション計算においても重要な課題である。特に抵抗値は揚力値に比べ絶対値が小さく、実験では風洞環境や計測機器、CFD 計算では機体表面形状、格子分布、計算精度などに起因する誤差の影響も受け易く、その算出法に対しての基礎的研究が継続的に行われている。一般的に抵抗は、実験では風洞天秤やひずみゲージ測定、計算では計算結果から抽出した機体表面にかかる力を座標軸方向の成分に分解して積分する手法で求められている。これらは対象となる機体にかかる力から揚力や抵抗を得る方法であり、近接場 (Near-Field) 法と呼ばれている。一方、機体そのものではなく、飛行機体を通り過ぎる際の流体場へ残した痕跡から、空力的力を求める手法も考案されており、遠方場 (Far-Field) 法や後流積分 (Wake Integration) 法と呼ばれている。これらの手法の始まりは、20 世紀前半に、Betz らにより発案された実験における後流面ピトートラバースを用いた抵抗計算であると思われるが、近年は ONERA (仏航空宇宙研究所) で、風洞実験応用・CFD 応用の両面での活発な研究がおこなわれている [1]。Far-Field 法からの派生的手法として、CFD シミュレーションによる数値誤差の影響解析に強い手法に、Mid-Field 法がある [2,3]。

本稿では、CFD 応用の観点から後流積分法について検討する。抵抗計算対象の流れ場を CFD (Navier-Stokes Simulation) により準備する。その計算結果から、後流を含む航空機下流の面の物理量を抽出し、後流積分を実施し、抵抗値や抵抗係数を求める。後流積分法の基本は、運動量保存則であり、検査体積を囲むすべての面上での積分である。検査体積を広くとることで、遠方境界表面上の積分のうち、後流断面以外の積分が無視できる程度であるという仮定に基づいている。そのことを踏まえて、翼単体および主翼と胴体から構成される NASA-CRM 翼胴形状の数値解析結果を対象として、後流積分法を適用する。後流積分公式もいくつかの式変形を施すことで、違った表現の方程式が存在する [1] が、ここでは原点である方程式に立ち戻り、後流積分法で精度良く抵抗値を得るための考察を行う。

本稿では実験応用には触れないが、後流積分法を筆者らは、別の研究である「後流面の PIV 計測と数値計算による圧力算出」と組み合わせることで、非接触抵抗測定実験法

として利用できる可能性を視野に入れて本課題に取り組んでいる。

2. 運動量理論に基づく抵抗計算手法の導出過程

2. 1. 運動量保存則による基礎式

以下に、運動量保存式 (Navier-Stokes 方程式) を示す。

$$\frac{d(\rho \vec{u})}{dt} = \text{div} \vec{f} \quad (1)$$

ここで ρ は密度を表し、 \vec{u} は速度ベクトルを表す。また \vec{f} は以下の式を表す。

$$\vec{f} = -\rho \vec{u} \otimes \vec{u} + (-P)\vec{I} + \vec{\tau} \quad (2)$$

ここで P は圧力を表し、 $\vec{\tau}$ は粘性応力テンソルを表す。ここで定常流を仮定すると、式(1)の時間微分項が消去される。また物体を囲む任意の閉曲面内の 3 次元領域で式(1)の両辺を体積分し、その右辺に Gauss の発散定理を適用すると

$$\int \int \int_V \text{div} \vec{f} dv = \int \int_S \vec{f} \cdot \vec{n} ds = 0 \quad (3)$$

となる。ここで \vec{n} は積分面における外向き単位法線ベクトルを表す。簡単のために 2 次元図で考えると、Fig.1 に示した閉曲面において、表面積分経路 S は $S = S_0 + S_{cut} - S_{cut} + S_C$ に分割できる。 S_{cut} は物体表面 S_0 と閉曲面外面 S_C をつないでいる。 S_{cut} と $-S_{cut}$ は積分方向の向きが逆となるので互いに打ち消し合い、 $S = S_0 + S_C$ となる。よって、式(3)は積分面 S_0 と S_C を足し合わせた次式に変形できる。

$$\int \int_{S_0} \vec{f} \cdot \vec{n} ds + \int \int_{S_C} \vec{f} \cdot \vec{n} ds = 0 \quad (4)$$

式(4)の左辺第一項の被積分関数は、物体表面上で速度はゼロとなるので、 $\vec{f} = (-P)\vec{I} + \vec{\tau}$ となり、以下の式となる。

$$\int \int_{S_0} \vec{f} \cdot \vec{n} ds = \int \int_{S_0} ((-P)\vec{I} + \vec{\tau}) \cdot \vec{n} ds \quad (5)$$

式(5)において、 \vec{n} の法線ベクトルを $(-\vec{n})$ 、つまり翼表面外向きにすると、翼に働く力ベクトル \vec{F} の計算式となる (Fig.1 参照)。即ち、式(4)は

$$-\vec{F} + \int \int_{S_c} \vec{f} \cdot \vec{n} ds = 0 \quad (6)$$

から

$$\begin{aligned} \vec{F} &= \int \int_{S_c} \vec{f} \cdot \vec{n} ds \\ &= \int \int_{S_c} [-\rho \vec{u}(\vec{u} \cdot \vec{n}) + (-P)\vec{n} + \vec{\tau} \cdot \vec{n}] ds \end{aligned} \quad (7)$$

となり、物体に働く力を検査体積外側境界の周回表面積分で表現できることになる。

抵抗は、Fig.1の座標系において x 方向に働く力である。

$$\begin{aligned} D &= \vec{F} \cdot \vec{i}_x \\ &= \int \int_{S_c} [-\rho u(\vec{u} \cdot \vec{n}) + (-P)n_x + \vec{\tau}_x \cdot \vec{n}] ds \end{aligned} \quad (8)$$

\vec{i}_x は x 方向単位ベクトル、 u は \vec{u} ベクトルの x 方向速度成分である。 n_x は \vec{n} ベクトルの x 方向成分、 $\vec{\tau}_x$ は $(\tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{zx})$ である。ここで後の抵抗計算の簡単化のために、次の式(9)を式(8)の両辺に加える。なお式(9)は定数の周回積分であるため、積分路に依らずゼロとなる。

$$0 = \int \int_{S_c} P_\infty ds \quad (P_\infty \text{は定数}) \quad (9)$$

したがって、抵抗値 D は以下の式で表せる。

$$D = \int \int_{S_c} [-\rho u(\vec{u} \cdot \vec{n}) + (P_\infty - P)n_x + \vec{\tau}_x \cdot \vec{n}] ds \quad (10)$$

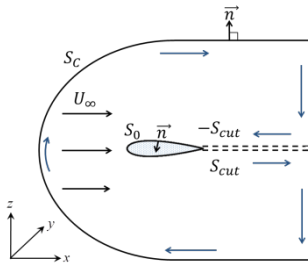


Fig.1 Closed surface S

2. 2. 物体表面における Near-Field 法 (近接場法)

式(5)より、力の方向を外側に向かって正とすると、

$$\vec{F} = \int \int_{S_0} [-P(-\vec{n}) + \vec{\tau} \cdot (-\vec{n})] ds \quad (11)$$

なので

$$D = \vec{F} \cdot \vec{i}_x = \int \int_{S_0} [P \cdot n_x - \vec{\tau}_x \cdot \vec{n}] ds \quad (12)$$

式(12)を用いて、抵抗計算する手法を Near-Field 法 (近接場法) という。この手法は、物体表面にかかる力である圧力及び粘性によるせん断応力を表面積分することで抵抗計算を行っており、CFD で一般的に使用されている。この手法の利点としては直接的なため、抵抗計算の理解が容易であることである。一方で、欠点としては格子分布の影響を受

けやすいことが挙げられる。特に、ボクセル格子で数値解析を行った場合など物体表面が滑らかな曲線や曲面で定義できないと、積分計算が精度良く行えず、正確な抵抗値を求めることが難しい。

2. 3. 検査体積を囲む表面積分における Far-Field 法

式(10)を用いて、抵抗計算する手法を Far-Field 法という。ここで、遠方境界を粘性応力が無視できるほど十分遠方に設定する。また、 S_1 面の流れは一様流とし、 S_1 以外の面を S_2 面とする。そのため、 S_1 面では圧力が P_∞ で、速度は $(U_\infty, 0, 0)$ となる。よって、式(10)から次式が得られる。

$$D = \int \int_{S_1} \rho U_\infty^2 dydz + \int \int_{S_2} [-\rho u(\vec{u} \cdot \vec{n}) + (P_\infty - P)n_x] dydz \quad (13)$$

ここで積分形の質量保存則を検査体積に適用すると、

$$\int \int_{S_1} \rho U_\infty ds = \int \int_{S_2} \rho u ds \quad (14)$$

が得られる。式(14)より、式(13)から次式が得られる。

$$D = \int \int_{S_2} [\rho (U_\infty - u)(\vec{u} \cdot \vec{n}) + (P_\infty - P)n_x] dydz \quad (15)$$

式(15)は更なる変形が可能[1,3,4]であるが、本稿では式(15)を検討する。

式(15)は検査体積の運動量保存則から導出された式である。つまり抵抗は元来、検査体積を囲む全ての面での積分計算から得られる。ここでは、更にFar-Field法の原点に立ち戻って、以下の式を検討する。

$$\begin{aligned} D &= \iint_{S_{Front}} [\rho (U_\infty - u)\vec{u} \cdot \vec{n}_{Front} + (P_\infty - P)n_{x,Front}] ds \\ &+ \iint_{S_{Wake}} [\rho (U_\infty - u)\vec{u} \cdot \vec{n}_{Wake} + (P_\infty - P)n_{x,Wake}] ds \\ &+ \iint_{S_{Side}} [\rho (U_\infty - u)\vec{u} \cdot \vec{n}_{Side} + (P_\infty - P)n_{x,Side}] ds \\ &+ \iint_{S_{Top}} [\rho (U_\infty - u)\vec{u} \cdot \vec{n}_{Top} + (P_\infty - P)n_{x,Top}] ds \\ &+ \iint_{S_{Bottom}} [\rho (U_\infty - u)\vec{u} \cdot \vec{n}_{Bottom} + (P_\infty - P)n_{x,Bottom}] ds \end{aligned} \quad (16)$$

S_{Front} は流入面、 S_{Wake} は後流面、 S_{Side} は上下面以外の遠方境界面、 S_{Top} は上面、 S_{Bottom} は下面の遠方境界面をそれぞれ示している。Fig.2に、検査体積の概略図を示す。

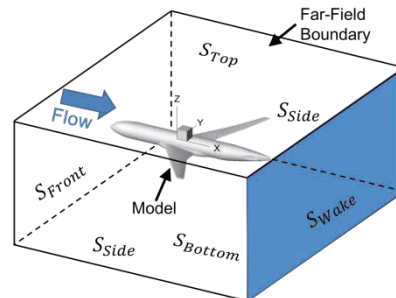


Fig.2 検査体積の概略図

S_{Side} に関しては、法線ベクトルが $\vec{n}_{Side} = (0, 1, 0)$ であるため、速度ベクトルと内積をとると、項が消去されてほぼ無

視することができる。また、CFDにおいては S_{Front} 、 S_{Top} 、 S_{Bottom} の外側境界面を表面積分の面として選ぶと、遠方境界条件として一様流の値が与えられているため、式(16)は結果的に後流面の積分しか残らないことになる。したがって、式(16)は以下の式に変形することができる。

$$D = \iint_{S_{Wake}} [\rho(U_\infty - u)\vec{u} \cdot \vec{n}_{Wake} + (P_\infty - P)n_{x,Wake}] ds \quad (17)$$

これが後流面のみで、抵抗計算ができる後流積分法（Wake Integration）の根拠となる。

3. 3次元翼単体周りの流れ場シミュレーション

対象とするデータは、NACA0012の断面を持つ矩形翼周りの流れ場である。また流れ場を準備するために、3次元圧縮性Navier-Stokes方程式を基礎式とする有限体積法でRANSシミュレーションを行った。流れ場の物理量は、翼コード長（ C と表記する）を基準長さとして無次元化し、速度は一様流の音速で無次元化した。スパン長は $5C$ で、翼端は半スパン長の5%を直径とする半円形状とした。翼前縁の x 座標を0とし、後流面から翼に向かって左手の面を翼の対象面とする半裁モデルで解析を行った。計算条件は、マッハ数 $M_\infty=0.82$ 、迎角 $\alpha=4.86^\circ$ 、レイノルズ数 $Re=3.0 \times 10^6$ である。なお解析で使用した計算格子は、遠方境界条件による影響を緩和するために遠方境界付近で格子間隔を狭くしており、総格子点数が1,160,082点の構造格子である。また計算領域は、 y 方向に0～15.0、 z 方向に-10.0～10.0の位置で遠方境界を設定した。計算格子の概要をFig.3に示す。

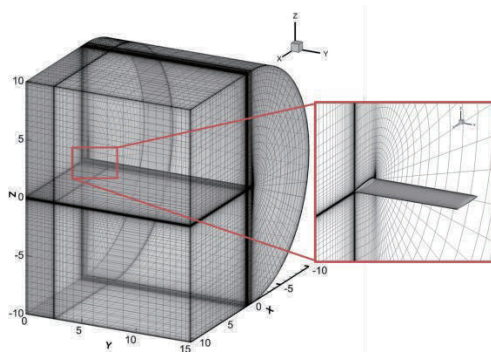


Fig.3 計算格子（構造格子）

4. 翼単体の後流断面

後流積分法は後流断面で計算するため、対象とする後流データは1面だけでも可能である。しかし、その対象面における最適位置を検討するためにも、本稿では複数面での結果を比較する。翼周りデータにおける後流積分の対象とする面は、主流方向に不等間隔で翼コード長を基準長さとして、 $x=1.10 \sim 6.46$ の全30断面を対象とした。Fig.4に翼と後流断面との位置関係を示す。

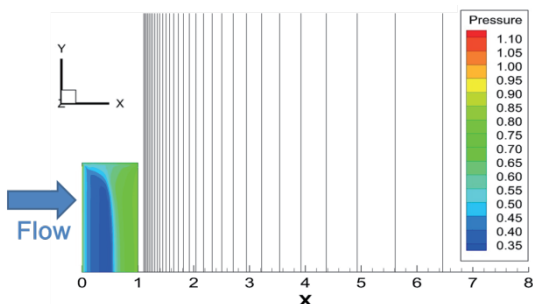


Fig.4 後流断面位置（翼単体）

5. 翼単体の抵抗計算結果

翼単体の流れ場を準備する際に、Near-Field 法によって得られた抵抗係数は、 $C_D=0.0588$ であった。

5. 1. 翼単体で式(17)を用いた結果

以下、流れ場準備のシミュレーションから得られた抵抗係数（Near-Field）と式(17)から得られた抵抗係数（Wake Integration）を比較する。

Fig.5に、後流位置で yz 平面にスライスした計算格子を示す。なお、赤色で示した範囲が積分範囲である。

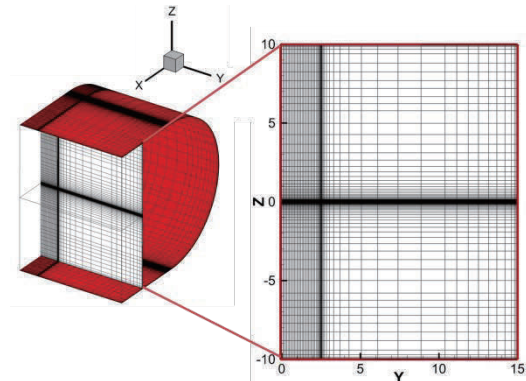


Fig.5 積分領域（遠方境界を含む）

後流断面位置に対するそれぞれの抵抗係数を Fig.6 に示す。なお翼後端の位置は、 $x=1.00$ である。

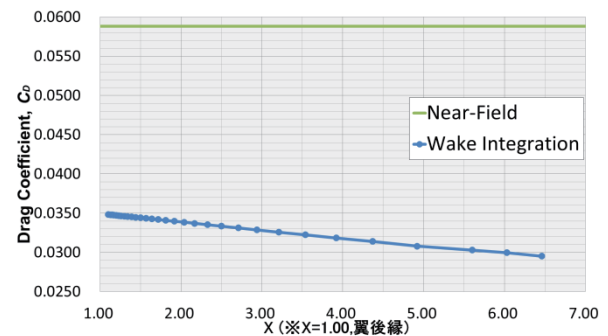


Fig.6 後流位置における後流積分結果

Fig.6より、Near-Fieldの値と比較すると、Wake Integrationの値が約240ctも小さくなっている。これは抵抗要素を捉えきれていないためであると考えられる。また、その値は翼後縁から離れるほど小さくなっていることがわかる。これは計算領域が十分に確保されていないために、CFD計算において、実際は一様流になっていない所を遠方（一様流）境界としており、遠方境界付近の流れ場が現実の物理現象とは違っているためだと考えられる。

5. 2. 翼単体の検査体積を囲む表面積分による結果

以下、流れ場準備のシミュレーションから得られた抵抗係数（Near-Field）と検査体積を囲む表面積分から得られた抵抗係数（Far-Field Total）を比較する。

Fig.7に後流位置における計算格子を yz 平面でスライスした際の格子を示す。なお積分する際に、遠方境界で強制的に一様流の値が設定されていることの影響を考慮して、Fig.7の赤線で囲まれた範囲を積分範囲としている。

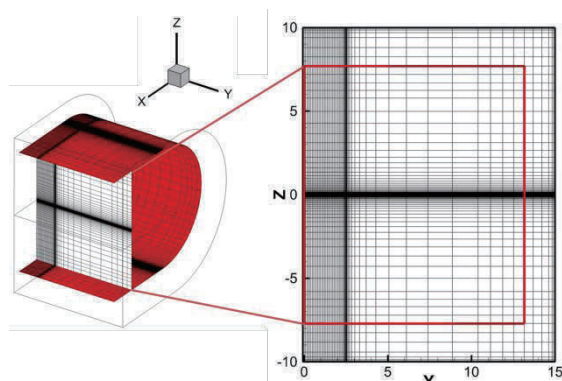


Fig.7 積分領域 (遠方境界を含まない)

後流断面位置に対するそれぞれの抵抗係数を Fig.8 に示す。また Far-Field_Total は、式(16)における全ての表面積分を足し合わせた値である。

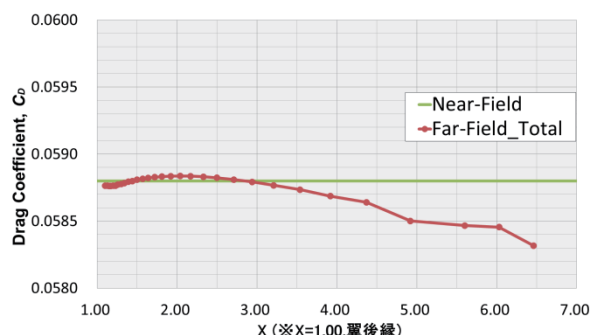


Fig.8 後流位置における表面積分結果

Fig.8より、翼後縁付近におけるFar-Field_Totalの抵抗係数は増加傾向にあることがわかる。また翼後縁から翼コード長2倍の位置 ($x = 3.00$) までは、Near-FieldとFar-Field_Totalの値がほぼ一致していることがわかる。一方で $x = 3.00$ 以降は、翼後縁から離れるほど、Far-Field_Totalの値が小さくなっていく。これは、遠方境界条件や数値拡散の影響を受けているためであると考えられる。

次に、本節での検査体積における後流面でのみの積分から得られた抵抗係数 (Far-Field_Wake) を Fig.9 に示す。

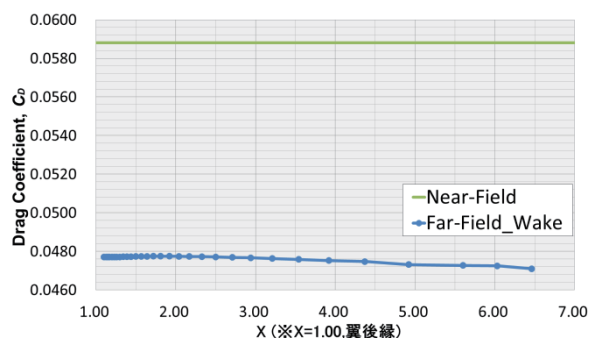


Fig.9 後流位置における後流面積分の寄与

Fig.9より、Near-Fieldの値と比較すると、Far-Field_Wakeの値が約110%も小さくなっていることがわかる。これは、後流面以外からの抵抗の寄与が与えられていないためだと考えられる。なお Fig.8-9より、この流れ場においてはFrontとTopおよびBottom面における抵抗の寄与が約20%、後流面における抵抗の寄与が約80%であった。また Fig.6と Fig.9を比較すると、Fig.6の方がNear-Fieldの値との差が大

きくなっており、CFDにおける遠方境界位置が十分遠くない事の影響が大きく出ていることが分かる。

5. 3. 翼単体における抵抗要素の可視化

本稿では、式(17)における被積分関数の値を抵抗要素 (Drag Source Element) と定義する。そして、翼にかかる抵抗の影響が後流面でどのように現れているかを可視化して確認した。 $x=1.10C$, $3.92C$ 位置での抵抗要素を可視化した図を Fig.10-11 にそれぞれ示す。

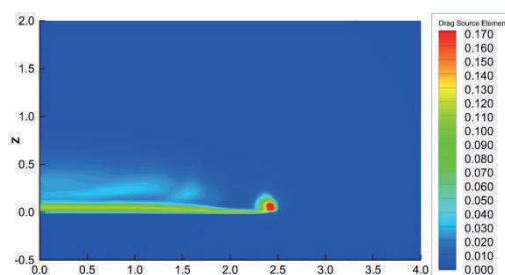
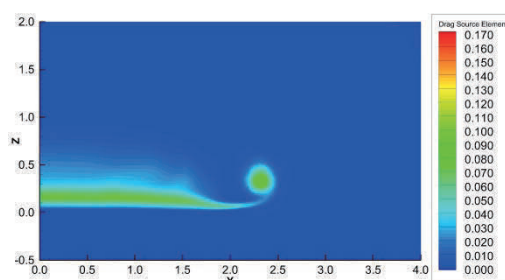
Fig.10 抵抗要素 (翼単体) [$x=1.10C$]Fig.11 抵抗要素 (翼単体) [$x=3.92C$]

Fig.10-11より、前方で翼がある位置では、翼表面付近の境界層による速度欠損の影響を捉えている。翼端部の後流では大きな値を示しており、翼端渦を捉えていると考えられる。また翼後縁から離れるほど、全体的な抵抗要素の拡散がみられる。それから翼上方の後流において、抵抗要素の分布が現れていることが確認できる。これは、衝撃波に起因する抵抗を捉えているのではないかと考えられる。そこで衝撃波の状況を確認するために、翼面上の C_p 分布を Fig.12 に示す。

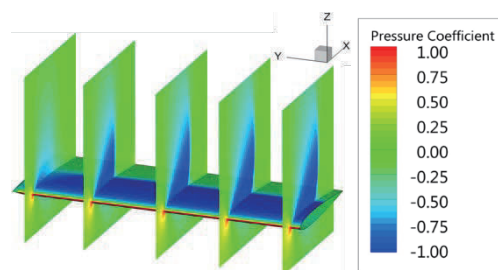
Fig.12 翼面上の C_p 分布

Fig.12より、マッハ数 0.82 の C_p 分布で翼面上に衝撃波が発生していることが確認できる。このことから、翼面上で現れている抵抗要素の分布は、衝撃波に起因する造波抵抗を捉えていると考えられる。

6. 3次元翼胴体周りの流れ場シミュレーション

対象とする機体形状には、NASA-CRMを用いている。計算格子は、JAXAから提供されたデータを使用した[5]。

基礎方程式は 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式で、CFD ソルバーは JAXA により提供されている圧縮性流体解析ソルバー FaSTAR[6] を用いて、RANS シミュレーションを行った。長さスケールは MAC 長(=7.00532[m])で無次元化しており、速度は一様流速で無次元化している。計算条件は、基準面積 $S_{ref}=3.90926$ 、基準縦長さ $C=1.0000$ 、 $Re=2.26 \times 10^6$ 、マッハ数 $M_\infty=0.85$ 、迎角 $\alpha=4.84^\circ$ であり、解析は半裁モデルで行った。なお解析で使用した計算格子は、総格子点数 26,091,251 点の非構造格子である。また計算領域は十分物体から離れた、 y 方向に $0 \sim 184.0$ 、 z 方向に $-92.0 \sim 92.0$ の位置で遠方境界を設定した。計算格子の概要図を Fig.13 に示す。

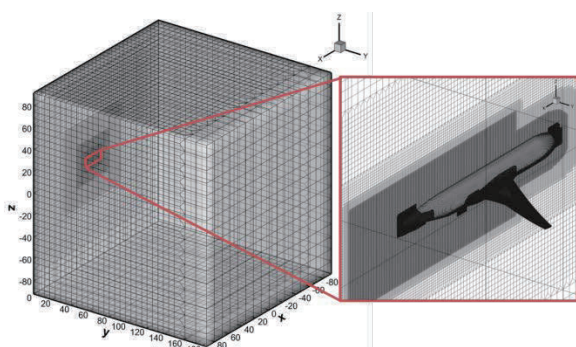


Fig.13 計算格子（非構造格子）

7. 翼胴体の後流断面

7. 1. 翼胴体の積分範囲

翼胴体データにおける後流積分の対象とする面は、 $x=9.40C \sim 12.20C$ 間の 8 断面であり、 $0.4C$ 刻みで取っている。Fig.14 に翼胴体と後流断面との位置関係を示す。

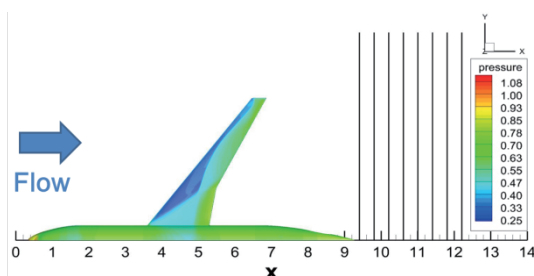


Fig.14 後流断面位置（翼胴体）

Fig.15 に後流位置で計算格子を yz 平面でスライスした際の格子を示す。また翼単体の場合と同様に、遠方境界からの影響を考慮するとともに、後々の格子変換でデータ量が増えることを考慮して積分範囲を限定した。なお Fig.15 の赤線で囲まれた範囲が、積分範囲を示している。

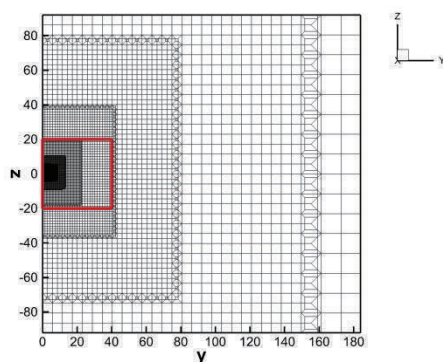


Fig.15 後流断面の格子（翼胴体）

ここで、後流位置 $x=9.4$ における計算格子全領域の C_p コンター図を Fig.16 に示す。また Fig.16 において、赤線で示した積分範囲まで拡大した C_p コンター図を Fig.17 に示す。

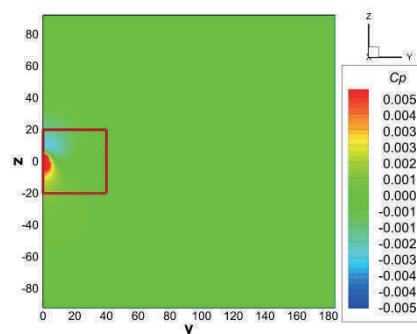
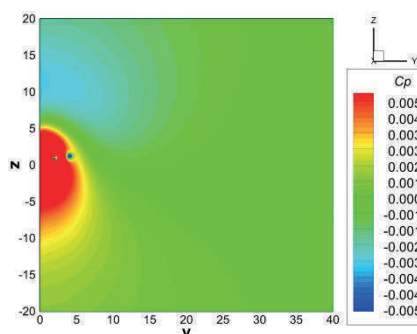
Fig.16 後流断面の C_p [$y = 0 \sim 184.0, z = -92.0 \sim 92.0$]Fig.17 後流断面の C_p [$y = 0 \sim 40.0, z = -20.0 \sim 20.0$]

Fig.16-17 より、積分範囲よりも広い範囲では C_p が一様に近い値をとっていることが確認できる。つまり、設定した積分範囲に後流領域が完全に含まれていると考えられる。

7. 2. 格子変換

翼胴体の格子に関しては非構造格子であるため、後流面を取り出す際に等間隔格子を貼り直している。なお等間隔格子の格子幅は、MAC 長を基準長さとして、 y 方向と z 方向にそれぞれ 0.045 とした。

8. 翼胴体の抵抗計算結果

8. 1. 翼胴体の後流面積分による結果

マッハ 0.85 で飛行する翼胴体における Near-Field 法で算出した抵抗係数は、 $C_D=0.0659$ であった。

流れ場準備のシミュレーションから得られた抵抗係数 (Near-Field) と後流面積分から得られた抵抗係数 (Far-Field) を比較する。そこで、後流断面位置変化に対する Far-Field 法で算出した抵抗係数値変化を Fig.18 に示す。なお胴体後端の位置は、 $x=9.293$ である。

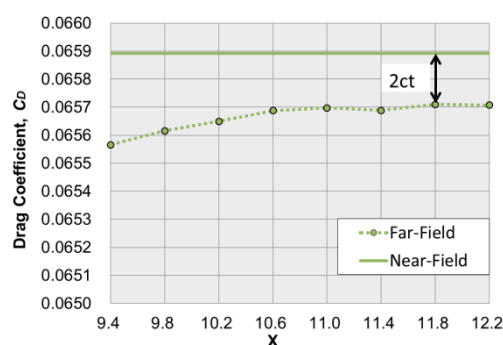


Fig.18 後流位置における積分結果

Fig.18 で Far-Field としてプロットした値は、全表面の積分を行ったものではないので、厳密な意味での Far-Field ではなく、前節で Far-Field_Wake と呼んだ値と対応している。Fig.18 より、胴体に近い後流断面から離れるほど、次第に値が大きくなっていることがわかる。胴体付近の後流断面で抵抗値を小さく評価しているのは、格子変換によって、元々の胴体付近の密な格子よりも大きくなってしまったためであることも考えられる。Near-Field 法での算出値と比較すると約 2ct 小さく評価しており、誤差は約 0.3%程度生じている。

8. 2. 翼胴体における抵抗要素の可視化

翼単体と同様に、式(17)における被積分関数の値を抵抗要素 (Drag Source Element) と定義し、可視化を行った。

Fig.19-20 に $x=9.40C$, $12.20C$ 位置での抵抗要素を可視化した図をそれぞれ示す。

Fig.19-20 より、前方で翼胴体の位置する部分では翼胴体表面の抵抗による影響を捉えている。翼端部の後流では、揚力起因の渦が顕著に認められ、翼端渦を捉えていると考えられる。また翼後流よりも胴体後流における影響の方が拡散は少ないので、より限定された領域に複雑な変化をする現象が認められる。

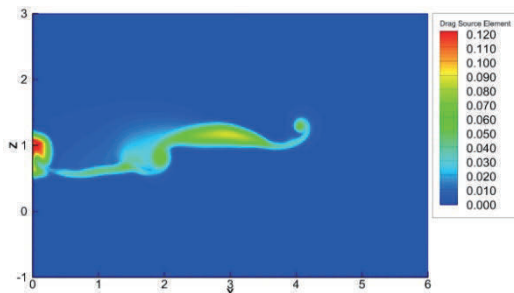


Fig.19 抵抗要素 (翼胴体) [$x=9.40C$]

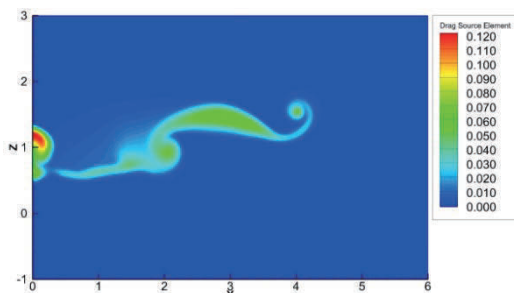


Fig.20 抵抗要素 (翼胴体) [$x=12.20C$]

Fig.19-20 を比較すると、胴体から離れるほど、翼端部における渦と全体的な抵抗要素の拡散がみられる。また、構造格子よりは拡散が抑えられている。飛行物体が異なるので、単純な比較はできないが、翼胴モデルの後流部分の空間格子分布拡大率は、翼単体モデルのそれより小さいことも拡散を抑制している原因の一つと考えられる。

ここで Fig.21 に抵抗要素、圧力値と流跡線の可視化図を示す。Fig.21 の後流面では抵抗要素、翼胴体表面及びスパン方向にスライスした面では圧力値をそれぞれ示している。Fig.21 より、後縁のキンク位置から渦が発生していることがわかる。そして、キンク位置からの発生渦が後流面にも捉えられている。翼表面では衝撃波も確認でき、抵抗要素の可視化図からは造波抵抗要素も認められる。しかし、翼胴体では後退角がついており、翼から離れた後流面をとっているため、翼単体よりも造波抵抗要素の確認できる範囲が限定的であると考えられる。

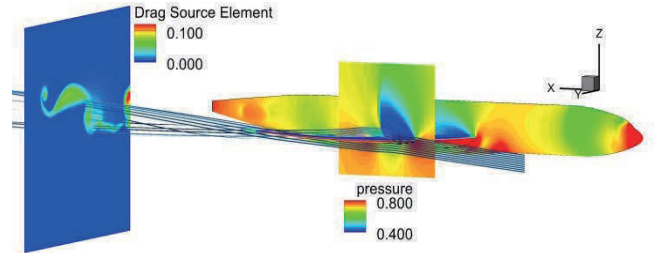


Fig.21 抵抗要素、圧力値と流跡線の可視化

9. 結言

遷音速の翼単体及び翼胴体における流れ場を CFD シミュレーションにて準備した。その後、翼単体の流れ場に対しては後流積分の原点に立ち戻り、検査体積の表面積分を行った。また、翼単体及び翼胴体の流れ場における後流断面を対象とし、後流積分法を用いて抵抗値を算出した。そして、後流断面位置による算出値の変化を考察した。抵抗要素 (被積分関数) を可視化することで、後流断面における物体の影響を確認し、各流れ場で比較、検討を行った。これらの検討から得られた知見を以下にまとめる。

- ・遠方境界と物体が近い場合には、後流面のみ積分だけでは不足しており、検査体積を囲む表面積分を行う必要がある。一方で、遠方境界と物体との距離が十分確保されている場合には、後流面のみ積分でも Near-Field 法の値に近い値を算出することができると考えられる。

- ・翼後縁付近や胴体付近の後流断面における抵抗値が他の後流断面よりも小さく評価している傾向があるのは、格子変換によって元々の密な格子よりも格子が大きくなってしまったためではないかと考えられる。そのため、現状では後流積分の対象とする後流断面は胴体付近よりも離れた位置の方がよいと考えられる。

- ・抵抗要素を可視化すると、翼単体及び翼胴体から離れるほど、値が拡散していることが確認でき、遷音速域の流れ場では、後流面で衝撃波に起因する抵抗 (造波抵抗) を捉えていると考えられる。よって、全体抵抗から造波抵抗の成分を取り出すことが可能であると考えられる。

- ・翼胴体における抵抗要素の可視化図では、後縁のキンク位置で発生している渦や翼端での渦を捉えていることが確認でき、値の拡散がみられた。

これらの発見を踏まえ、今後の課題及び展開をまとめる。

- ・翼に後退角をつけることで、後流の現象や後流積分に与える影響を確認する必要がある。

- ・後流積分法と Near-Field 法による算出値で生じた誤差の原因を考察し、より高精度に計算するための検討を行う必要がある。さらに全体抵抗を物理現象ごとに分解する、抵抗分解への応用も進めていきたいと考えている。

参考文献

- 1) Meht, M. and Bailly, D., "Drag-Breakdown Methods from Wake Measurements", AIAA JOURNAL vol.46, No.4, April 2008 and references therein.
- 2) 見澤信, 山崎渉, 松島紀佐, 中橋和博: 非定常流れ解析における空力抵抗値評価法の研究, 第21回数値流体力学シンポジウム, 2008
- 3) Yamazaki, W., Matsushima, K., and Nakahashi, K., "Application of Drag Decomposition Method to CFD Computational Results," AIAA Paper 2005-4723 (2005).
- 4) Kusunose K.: A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction, ISBN4-86163-015-0 C3353. Tohoku University Press, Mar. 2005
- 5) JAXA : APC1, <https://cfdfs.chofu.jaxa.jp/apc/apc1/>
- 6) JAXA : FaSTAR, <https://fastar.chofu.jaxa.jp/>