

令和元年6月21日現在

機関番号：13201

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16K06884

研究課題名(和文) 航空機後流現象活用のための数値計算とPIV計測による後流解析法の確立

研究課題名(英文) Study to built up numerical wake flow analysis methodology using CFD and PIV measurement for utilizing airplane wake phenomena

研究代表者

松島 紀佐 (Matsushima, Kisa)

富山大学・大学院理工学研究部(工学)・教授

研究者番号：40332514

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)：航空機や自動車の後流における流体现象の重要性に着目し、物体後流の活用法を提案し、活用のために必要な数値計算手法の開発・検証を行った。第1に後流面でのPIV測定実験結果から圧力を精度よく推定する非接触な圧力測定のための数値計算手法を確立した。第2に効率的かつ高精度に後流現象を再現するための流体計算の機体下流域における格子生成の指針を提案した。第3に後流情報から移動機体の抵抗を算出するための手法について、基礎となる流体法則や定式化のための仮定や近似等の妥当性検証を行った上で、抵抗計算コードを開発しその適用性を確認した。また、どの流体物理諸量がどのように抵抗の発生に関与しているかが解明された。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究のユニークな点は、移動物体の後流や下流の物理現象に注目したことである。航空機の後引き渦や空港での離発着時管制や高速道路を走行時の自動車安全確保の観点からは、高速で移動する物体の後方では複雑な現象が広範囲にわたって起きていることが認識されていた。しかし、空力解析や設計の面では、物体近傍の現象解析が議論されており、後流の重要性に対する認識は低いと思われる。今後、自動運転や空の都市交通の整備においては、後流や下流の高精度現象解析や後流の物理現象に関する情報の活用が課題となることは必須であり、本研究がその課題解決に貢献できる可能性がある。

研究成果の概要(英文)：The project proposed effective utilization of wakes behind airplanes or automobiles and then developed several computational tools, aiming to let the importance of wake physics widely recognized. First, a numerical method was established to estimate pressure values using the PIV measurement velocity data on wake planes. This was one of the noninvasive measurement tools for pressure. Secondly, the guidelines to generate grid distribution downstream from the trailing edge of a body for high-resolitional simulation of wake phenomena. Thirdly, a wake integration computer code for accurate and robust drag prediction was developed. During the development we validated based physical theories, mathematical equations and their assumptions as well as approximation theories. After those studies, the developed code has been further improved to obtain more reliability. As the by-product, it was found that which fluid properties closely connected with the causes of drag.

研究分野：数値流体力学

キーワード：流体シミュレーション 航空機 後流 空力抵抗 抵抗分解 擬似抵抗 非接触力計測 格子解像度

1. 研究開始当初の背景

(1) 後流現象の高精度解析

大型航空機の後方を飛行する小型機が操縦困難になるといった事故は後流現象に起因するといわれる。また、後流は航空機の飛行の痕跡であるから、その発生原因である航空機の空力的特徴を反映しているはずである。つまり、後流がどのように挙動・拡散するのか等のメカニズムの解明が安全航行に必要なため、後流の物理現象を解析することで飛行時の航空機の空力特性が推定できると考えられる。このように、後流現象は幅広い分野に応用できる有用な情報をふんだんに持っているが、後流現象解析の重要性はあまり認識されていないのが現状である。

(2) PIV 計測の活用

JAXA では世界に先駆けて 10 年程前から、図 1 に示すような主流に垂直な飛行物体の(後流領域を含む)下流面後流面の PIV 計測研究が遂行されており、CFD 結果と比較・融合させる研究が行われている。最近、ヨーロッパ最大の低温風洞 (ETW)でも同様な PIV 計測が行われ CFD 結果と比較され、後流解析が注目され始めている。報告者は JAXA の PIV 計測研究に参画し PIV 計測データ利用の圧力推定数値計算の研究を共同で進め、'PIVPOST'と名付けた圧力推定数値計算コードの開発や手法の洗練、境界条件の検討などを行ってきた。この研究によって主流に垂直な面の後流の現象は 2 次元ではなく、3 次元性を考慮しないと圧力の推算が不可能であることが分かり、圧力推算 2.5 次元モデルを構築した。また、その有用性を示した。後流面など主流と直交する面に関しては、広く行われている 2 次元アプローチでは、剥離や境界層由来の粘性現象による圧力変化を全くとらえることが出来ないという知見を得た。今後この知見をさらに生かし、また PIVPOST コードの適用範囲拡大することで航空機や自動車の空力設計に寄与できると考えた。

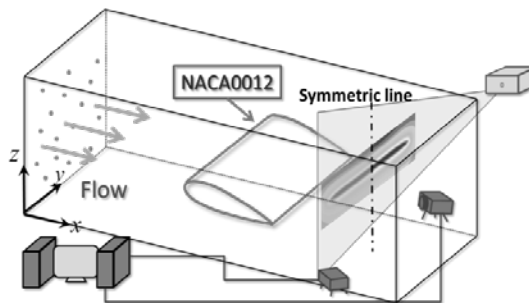


図 1 翼周り流体場の主流に垂直な面(後流面)における PIV 計測の概略

(3) 後流積分法理論および手法の検証と普及

後流現象活用が航空機の設計や性能解析に有用であるという更なる理由として、後流積分と呼ばれる抵抗算出法の有用性が挙げられる。後流積分とは、飛行物体下流の後流面(2次元平面)上の物理量を積分することでその前方の航空機など 3 次元物体の移動中の抵抗を求めるという手法で、その根拠は運動量保存則とガウスの発散定理である。後流積分抵抗計算法は Far-field (FF)法と分類される抵抗計算法の一つである。この抵抗計算法は、実験と数値計算(CFD)両方において、ユニークな有用性を持つ。CFD において抵抗値は航空機表面にかかる力を積分して求める Near-field(NF)が主流である。しかし、ボクセル格子で計算を行うと航空機表面が滑らかな曲線や曲面で定義できない。この場合、NF 積分計算では正確な抵抗値を求めることが困難である。一方、後流積分法であれば、下流断面の一平面上の積分であるので、精度良い抵抗計算が出来ると予想される。また、風洞試験では、対象の計測物体より下流のある一断面を計測し後流積分すれば抵抗が求まるので、測定機器設置が難しい場合に有用である。例えば、先に述べた、PIV 計測と'PIVPOST'を組み合わせれば、後流積分が可能となり、非接触計測による力試験が可能になる。更に、抵抗の原因となる個々の物理現象別に抵抗値を分解することも後流積分法の優れた点である。報告者は、後流積分法とは以前に別の手法 Mid-field(MF)法による抵抗分解の研究を行っており、ウイングレット設計などに応用した。MF 法では、物体表面形状を用いる必要があり、抵抗計算は 3 次元的な積分計算となる。MF 法で得た成果を生かしてより計算が簡単な後流積分での精度良い抵抗算出や抵抗分解の研究を推進し、後流積分抵抗計算を広く普及させるための基盤を確立したいと考えた。

2. 研究の目的

後流とは、物体(例えば航空機)が通過するとその周辺の空気に影響を与えるため、物体下流に生じる空気の流れの変化した領域のことである。図 2 では影付きの領域 WA が後流である。図 3 にマッハ 0.85 で飛行する翼胴機体の下流面内に生じた主流(X)方向の速度変化の CFD 結果を示す。WA に相当する流速変化領域が明確にわかる。このように、後流は航空機の下流面の一部で、空気力学においては、後流と下流の 2 つの単語を明確に分けて用いる。本稿では、後流を含む下流面全体を対象とし、その平面を後流面と呼ぶことにする。本研究では CFD を用いた物体周りの流体解析を、特に後流面に着目しつつ行い、

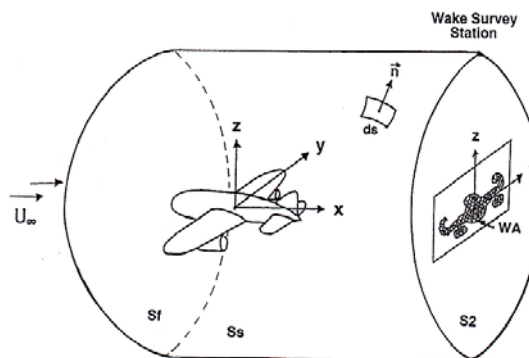


図 2 航空機周り流体現象解析空間

これまで重要視されてこなかった後流の物理現象が有用であることを明確に示し、航空機設計に役立てることを究極の目標としている。そのための段階的目的が以下の通りである。

(1) 後流現象の CFD を用いた高精度解析を現実的な計算コストで行うための数値計算の指針を得る。ワークステーション1台で収まる程度の(つまり計算機環境格差にかかわらず実行可能な)計算規模でできるだけ正確な解を得るための格子分布・CFD 手法選択基準を獲得する。

(2) PIVPOST コードの改良・高度化・適用性拡張を行い汎用性のあるツールとする。また、PIVPOST の圧力推定精度を向上させるため、実験測定データに混入してしまう計測誤差の影響についての数値実験解析を行う。

(3) 抵抗算出のための後流積分と抵抗分解の定式化のチェックと既存の手法の調査と検証を行う。その検証を基に、空力設計に適したものを選出し、CFD および実験の後処理として設計者が利用できる後流積分および抵抗分解ツールを開発する。

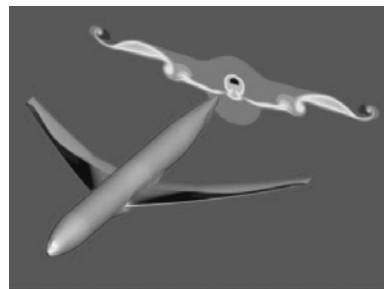


図3 翼胴機体の後流現象
Mach0.85, 迎角 4.84°

3. 研究の方法

(1) 後流現象の高精度解析は CFD シミュレーションを用いて実施した。対象の流れ場は、NACA0012 翼型を断面形状とする翼単体と NASA CRM の翼胴機体(図3参照)まわりの遷音速流れ場である。CFD シミュレーションの計算ソフトウェアは、研究室自作の構造格子ベースの RANS 解析コードと非構造直交格子 RANS 解析コード「FaSTAR (JAXA 提供)」である。計算機としては100万円以下で購入できる2CPUのパソコンクラスのワークステーション6台を用いた。それらの計算機に可視化ソフト「Tecplot360」をインストールして可視化を行った。それぞれの格子状況と計算例を図4, 5に示す。

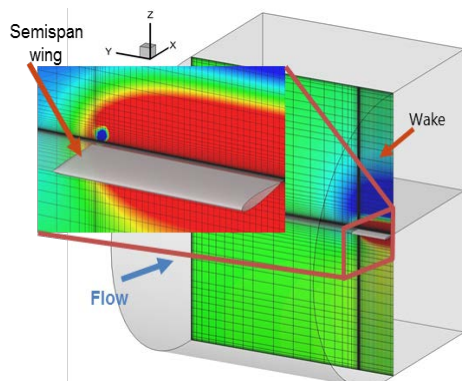


図4 翼単体周り流れ場計算領域と後流面上圧力分布と翼付近拡大図

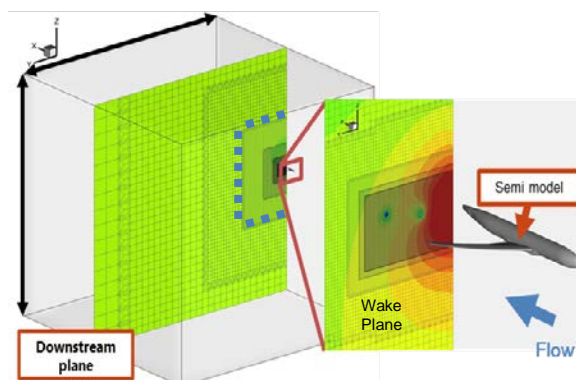


図5 CRM 翼胴周り流れ場計算領域と後流面上の圧力分布と機体付近拡大図

(2) PIV 計測の活用については、既存の研究室自作の PIVPOST 圧力推定ソフトウェアシステムの洗練を行い、圧力推定精度の向上を目指した。PIV 実験測定データは、(株)本田技術研究所から実車風洞で計測した大規模自動車後流の実験計測データを提供頂いた。また、航空機後流については、CFD シミュレーションのデータから速度データを抽出して実験データの代替とした。次に、PIV 計測における測定誤差の影響や誤差対策に関しては、CFD シミュレーションから得た PIV 計測代替データに人為的発生させた各種パターンの誤差を加え解析し、別途用意した正解値と比較しながら行った。フーリエ変換による高周波減衰フィルターのプログラムを作成し誤差低減を試みた。

(3) 後流積分による飛行物体の抵抗計算法の研究において、抵抗計算対象は、3.(1)で述べた、構造格子 RANS コードと FaSTAR を用いての矩形翼と翼胴機体周り流れ場のシミュレーション結果である。抵抗の原因となる物理現象の可視化は「Tecplot360」の機能を駆使して行った。検査体積の全表面積分を行う FF 法と後流積分法による抵抗計算コードは自作である。一部の抵抗計算対象データは、金沢工大佐々木先生からご提供頂いた。

(4) 超音速飛行する翼後流の解析は当初計画していなかったが、超音速機開発が世界レベルで活発化してきたことから、翼が音速直前から超音速に加速されるときの後流域を含めた流れ場の変化を RANS シミュレーションにより解析した。翼はアスペクト比5で、翼厚比5%のダイヤモンド翼型を断面とする矩形翼。飛行マッハ数が0.9~1.2の計算を行った。シミュレーションコードは構造格子 RANS コード、可視化は「Tecplot360」ソフトで行った。

研究組織メンバー

H28年度 総括 松島； 研究協力 (株)本田技術研究所；学生 M2 南波, M1 木村, B4 清水
H29年度 総括 松島； 研究協力 (株)本田技術研究所；学生 M2 木村, M1 清水, B4 高橋
H30年度 総括 松島； 研究協力 金沢工大；学生 M2 清水, 五島, M1 高橋, B4 水上

4. 研究成果

(1) **翼や翼洞の後流の高精度解析指針策定** 後流現象の数値解析について、主に翼後縁より下流側の格子密度が計算結果に与える影響を調査した。後流の形成には境界層が関与していることから境界層内の格子分布も調査対象とした。格子分布を段階的に細分化しながら、抵抗値や後流現象を観察した。境界層内では翼面垂直方向の最小格子間隔 ΔZ はRANS計算の場合 $0.02 \div (\text{一様流のレイノルズ数の平方根})$ 程度の細かさが必要であることが分かった。後縁より下流の格子間隔拡大率は1.2以下が、詳細解析のためには1.05が望ましい。翼端渦の領域は渦のサイズの倍の大きさの領域に対し格子解像度を高くし、渦のコア部分は翼コード長の0.1%程度まで細分化すべきである。図6と7は、格子分布の変化による翼端渦現象解像度の変化を顕著に示している。(a)改良前は格子点数600万点程度の計算であり、(b)改良後は(a)に対して下流全域の格子分布を改良したもので、格子点数は1500万点である。ただし、現象捕獲を正確に行うことが必ずしも積分量である総抵抗や揚力の値には影響しないが、誘導抵抗は格子が密になるほど増加する。格子が十分でないで抵抗分解精度が損なわれることが示唆された。

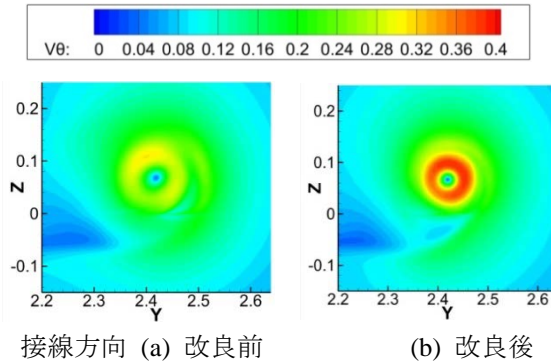


図6 改良前後の翼端渦の回転接線方向速度の比較 (ランキン渦構造の明確化)

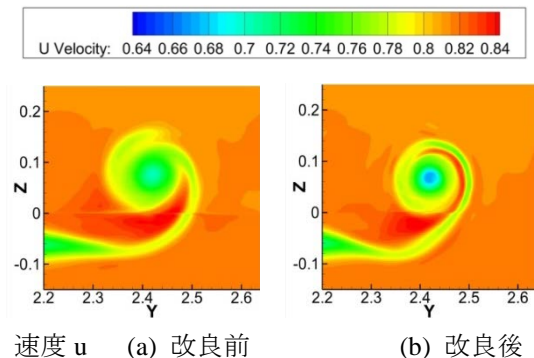


図7 改良前後の翼端渦中心速度uの比較

(2) **PIV圧力推定コード(PIVPOST)改良** 入力データである速度3成分データに含まれる誤差に対して、誤差除去や誤差の解への影響の緩和などの改良を行った。計測誤差を人為的に入力データに混入させPIVPOSTで圧力推定した。誤差は実際の物理現象よりも空間的周波数が高いと思われるので、計測データを空間周波数で分解し、フィルター処理で除去した結果、誤差の影響が極めて小さくなる事を確かめた。また、圧力推定の基礎式は楕円型であり、物理現象として、方向性がなく現象が平衡化していく本質を表している。つまり基礎方程式に忠実に数値計算すれば本質的に誤差は減衰して行く

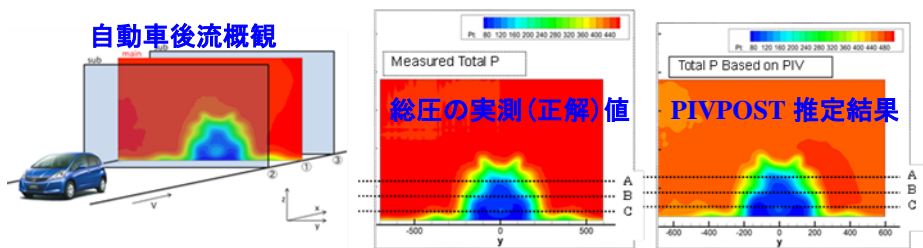


図8 自動車後流へのPIVPOST圧力推定の応用

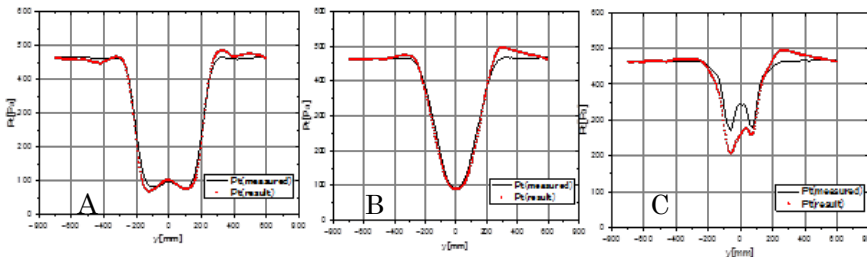


図9 図8のA,B,C線上の総圧の比較 赤(推定値), 黒(正解)

と考えられ、実際にその状況を確認した。更に改良後のPIV圧力推定コードの複雑問題への適用性検証を行った。複雑問題として実機に近い航空機翼洞形態の風洞実験用モデル。および、商用自動車の1/4モデルを用いた。航空機後流に対しては定量的にも精度の良い結果を得られた。自動車後流に対しては剥離等の速度変動が複雑で、特に地面に近い領域でPIV計測データの誤差を低減することが困難であった。定性的には良好な圧力推定は出来たが、定量的には誤差が20%を超える領域もあった。図8に自動車後流の概要とPIVPOSTによる総圧の推定結果等高線図を示す。等高線図は別途実験計測された総圧分布(真中の図)と比較したところ、巨視的現象は再現されていることが確認できた。図9に高さ(Z)が異なる3か所の線上での値を比較したグラフを示す。特に地面近くのC線上で車体と地面に挟まれたあたりでの差異が目立つ。PIVPOSTにおける地面境界に対する課題が見えてきた。

(3) 後流積分法理論および手法の検証と利点の提示

① 理論の検証

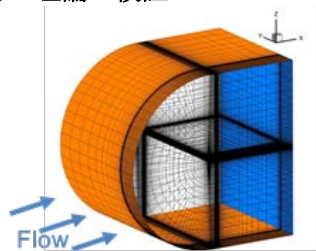


図10 検査体積と表面

後流積分法のプログラム開発を手掛けることと並行して、後流積分定式化の理論的基礎となっている運動量保存則から導出される表面積分式(FF法)について検証した。近似のないFF法での積分領域は、検査体積(図10参照)を覆う全表面となる。その表面のうち側面の寄与はないことが分かったので、残りの正面、上下面と後流面における積分値を調査した。図10においては、正面と上下面はオレンジ色に、後流面は青色に塗られている。後流積分抵抗計算では、オレンジ色部分の寄与も無視できる程微小であるとの仮定で、青色面のみでの積分計算を行っている。本研究の調査でCFD計算領域を翼のコード長の100倍(-50C~+50C)程度広くしなければオレンジ部分の寄与が微小と見せ

ないことが分かった。更なる調査で、オレンジ部分の表面積分寄与分は、青色部分上での一様流からの総エンタルピー変化を積分した量とほとんど等しくなることが分かった。

② 抵抗分解精度の検証

図4の矩形翼のCFD計算に対しての後流積分の結果を以下に示す。

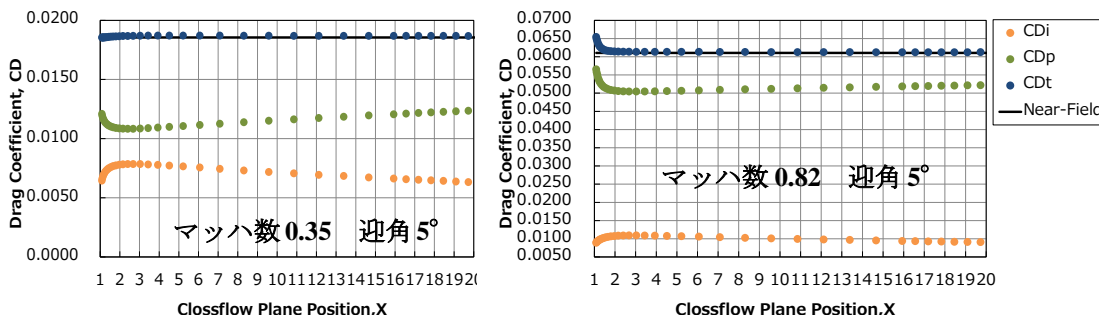


図11 抵抗分解による抵抗係数試算の結果とNF法による抵抗係数の比較

開発した後流積分抵抗計算コードにおいて、抵抗分解で得たエンタルピー抵抗係数(CDp)と誘導抵抗係数(CDi)の和(CDt)が正確な値(NF抵抗係数値)に一致していることが確認できた。また、後流面の位置は、物体後端より翼コード長の2倍程度下流が望ましい事が分かった。

③ 後流積分法の長所を生かした抵抗値算出

ボクセル格子を用いた流れ場計算では、物体表面での積分が必要なNF抵抗計算法を実施すると精度良い値が得られない事例が多数ある。そのような場合に対し、後流積分では良い値が得られることを確認した。確認した例を図12, 13および表1に示す。これらは最近の新しい手法であるBuilding Cube法(BCM)で計算されたNNACA0012翼型周りのマッハ数0.15、迎角10°の2次元流れ場である。図12に格子分布、図13に計算結果から計算した一様流状態からのエンタルピー変化分布を示す。後流積分に当たっては、エンタルピー分布の可視化図から非物理的なエンタルピー発生のある領域を除外した。NF法では、その影響を取りこんでしまい、実際の抵抗値よりも大きな値を示すと思われる。後流積分法では不適切な領域を除外して積分を行う事が可能なため、実験値や他の信頼できるコード(CFL3D)での抵抗値と同等な結果が得られた。

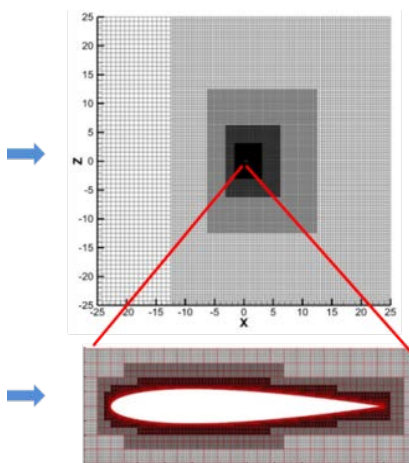


図12 BCM 2D 格子分布

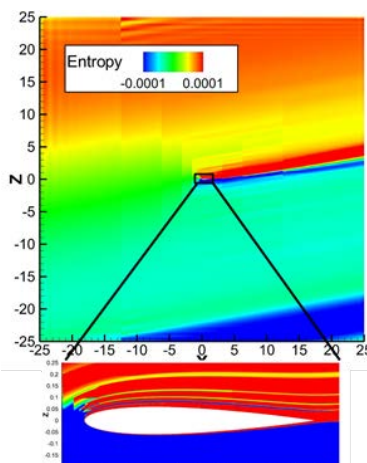


図13 エンタルピー分布

物理的なエンタルピー発生のある領域を除外した。NF法では、その影響を取りこんでしまい、実際の抵抗値よりも大きな値を示すと思われる。後流積分法では不適切な領域を除外して積分を行う事が可能なため、実験値や他の信頼できるコード(CFL3D)での抵抗値と同等な結果が得られた。

後流積分領域の選択には、閾値として乱流粘性係数と分子粘性係数の組み合わせた関数を用いた結果、妥当と思える結果を得た。つまり、抵抗原因の可視化また、閾値関数による自動判定で後流積分領域の設定を適切に選ぶことで擬似抵抗

Table 1 NACA翼型(迎角10°)空力係数

	C_l	C_d
EXP	1.0775	0.01175
CFL3D (NF)	1.0909	0.01231
BCM (NF)	1.0752	0.02701
BCM+後流積分	1.0749	0.01010 ±0.0015

の除去を行う事が出来ることが示された。積分領域設定のための閾値関数に関しては今後更なる検討が必要であるが、積分領域選択型後流積分で(NFよりも)高精度の抵抗計算が出来る可能性が高いと確認できた。

(4) 超音速機開発が活発化してきたことから、翼が音速直前から超音速に加速されるときの流れ場における後流域を含めたRANSシミュレーションによる現象解析を行った。翼はアスペクト比5で、翼厚比5%のダイヤモンド翼型を断面とする矩形翼、飛行マッハ数が0.9~1.2の計算を行った。これらの速度域に対しての従来行われていた解析は未だ十分でないと思われる。本研究での計算によって、音速近辺で後縁衝撃波やの後流に生成される衝撃波の興味深い現象が明らかになった。翼平面図と翼上面付近の流れ場の圧力係数分布、翼のCenter-line に沿った翼断面内の衝撃波の状況および翼表面付近局所マッハ数変化（前縁より0.5コード前方から後縁より0.5コード後方まで）を図14に示した。「音速以下か？以上か？」で流れ場の状況が大きく変わることが詳細にわかった。超音速の場合、翼端の影響が遠方まで及んでいる。これらの結果は、超音速機の主翼、尾翼やカナードの改良設計に役立つと考えられる。

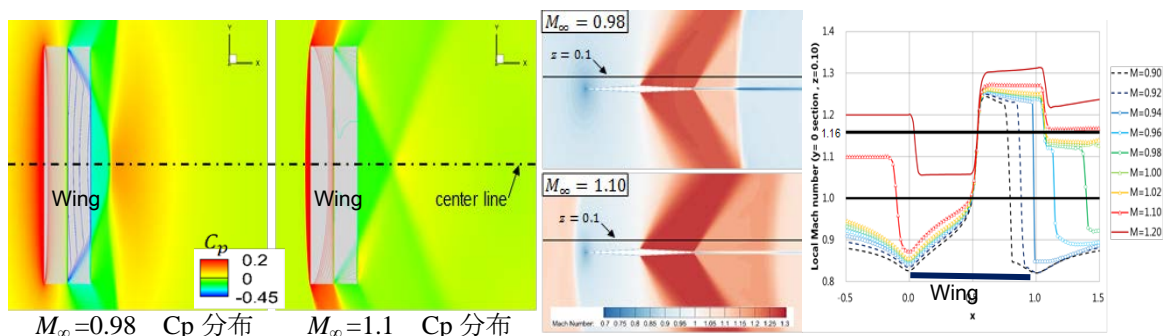


図 14 音速前後の翼面上から後流にかけての圧力係数・衝撃波やマッハ数の現象変化

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 5 件)

- (1) 高橋良尚, 松島紀佐, 清水亮介, CFD 解析における物体後流域や遠方境界のメッシュの影響, 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-18-005, pp. 151-158, 2019. (査読有)
- (2) 松島紀佐, 小林大志, 清水亮介, "CFDによる航空機翼胴形態の後流解析", 日本航空宇宙学会論文集「航空宇宙技術」<https://doi.org/10.2322/astj.JSASS-D-17-00041>, Vol. 17, pp. 209-218, 2018. (査読有)
- (3) 清水亮介, 松島紀佐, 五島健太郎, 航空機の後流積分による抵抗計算の考察, 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-17-004, pp. 127-132, 2017. (査読有)
- (4) 岸祐希, 金崎雅博, 牧野好和, 松島紀佐 "設計探索法による超音速最適翼型の平面形依存性に関する考察", 日本機械学会論文集 DOI: 10.1299/transjsme.16-00454, Vol.83, No.849, pp. 1-14, 2017. (査読有)
- (5) 松島紀佐, 数学的逆問題アプローチによる翼の空力形状設計, 計算数理工学レビュー No.2016-2, pp. 1-14, 2016. (査読無)

〔学会発表〕(計 6 件)

- (1) K. Matsushima, R. Shimizu, K. Goshima, Investigation on Pseudo Enthalpy Generation in Airplane CFD, 15th International Conference on Flow Dynamics, GS1-32, November 7-9, 2018.
- (2) K. Matsushima, R. Shimizu, Y. Takahashi, Investigation Wake Integration Technique for Airplane Drag Prediction, 10th ICCFD, ICCFD10-297, July 9-13, 2018.
- (3) E. Kimura, R. Namba, K. Matsushima, Y. Murakumo, Y. Fukuchi, Numerical Pressure Estimation Method to Enrich PIV Measurement Data for Vehicle Wakes, APISAT-2016, B-3-1, Oct. 25-26, 2016. Y.
- (4) Y. Fukuchi, Y. Murakumo, M. Yonezawa, K. Matsushima, Estimation of Pressure Profile from PIV Data for the Wake Flow behind Vehicle, 18th International Symposium On Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, July 4-7, 2016.
- (5) K. Matsushima, R. Namba, H. Kato, Pressure Analysis Based on PIV Measurement in Airplane Wakes, Proc. 30th International Congress of Aeronautical Sciences, ICAS 2016-3.8.1, pp.1-8, Sep., 2016.
- (6) K. Matsushima, H. Kato, Numerical Assessment for PIV Pressure Measurement in Airplane Wakes, Proc. AIAA 37th Applied Aero Dynamics Conference, AIAA paper 2016-3270, pp.1-13, June 2016.

6. 研究組織

(1) 研究協力者

研究協力者氏名: 1) 福地 有一, 2) 村雲 裕, 3) 佐々木 大輔, 4) 小島 貴哉

ローマ字氏名:

- 1) (Fukuchi, Yuich) 2) (Murakumo, Yutaka) 3) (Sasaki, Daisuke) 4) (Kojima, Takaya)