

# RANS による航空機の抵抗予測の現状と課題

山本一臣, 村山光宏 (JAXA/ISTA)

## Current status and issues of drag prediction for aircrafts using RANS

K. Yamamoto and M. Murayama

Institute of Space Technology and Aeronautics  
Japan Aerospace Exploration Agency

### ABSTRACT

This paper presents current status and issues of aircraft drag prediction using numerical methods based on Reynolds-averaged Navier-Stokes equations (RANS) in JAXA. Several results on an airfoil and aircrafts show the prediction of aerodynamic drag is very sensitive to grid density and numerical schemes as well as transition in boundary-layer. Although state-of-the-art RANS CFD can not satisfy the requirement for aerodynamic design of aircrafts enough, it already provides almost the same reliability as wind tunnel tests in some cases. To overcome the issues in the prediction reliability, tighter cooperation between numerical and experimental methods is important besides efforts to improve numerical schemes and turbulence models.

Key Words: CFD, Drag prediction, Reynolds-averaged Navier-Stokes equations

## 1. 序論

航空機の空力抵抗の予測精度向上は、例えば大型機になれば全抵抗の 0.4%あるいは抵抗係数 1 カウント (=0.0001)の予測誤差が 450Kg のペイロードの違いに現れるりというように、空力設計において重要な課題である。しかし、現状の CFD 技術においては 1 カウントの予測精度は得られておらず、最近では AIAA の Drag Prediction Workshop<sup>2)</sup>が開催されるなど、航空機の抵抗値予測の信頼性向上についての議論が行われている。これまで JAXA 総研本部では、超音速実験機や遷音速旅客機形状を対象として、Reynolds-averaged Navier-Stokes 方程式(RANS)による CFD 解析の検証を目的として、風洞試験結果と CFD の比較を実施してきたが、ここでは現状の計算法について概説し、代表例としてフラップ翼型、超音速実験機 NEXST-1、遷音速風洞標準模型 ONERA M5、民間輸送機形態 DLR-F6 についての抵抗の比較結果をもとに、それぞれにおける予測精度の現状と問題点、そして今後の課題について述べる。

## 2. 航空機の空力解析における RANS 計算法の現状

Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式(RANS)による航空機の空力解析は、計算機能力の向上に従い、空力設計に積極的に利用されるようになってきている。方程式の離散化は、巡航速度が遷音速域となるため、衝撃波を含む流れの計算が扱いやすい有限体積法 (あるいは有限体

積法的な差分法) が広く使われている。80 年代に研究された空間 2 次精度 TVD スキームと 90 年代に研究された 1 方程式および 2 方程式乱流モデルを基礎にした計算法は成熟してある一定のレベルに達している。

全機体形状のまわりの流れを計算するために計算格子は、図 1 のような、マルチブロック構造格子や非構造格子が使われる。計算の精度や計算効率の面ではマルチブロック構造格子法が有利であるが、形状が複雑になるにつれ、格子の作成に多大な作業時間を必要とするため現実的ではなくなる。非構造格子法は、予測精度、計算効率の面で改良が進められており、その結果、形状、流れ場ともに非常に複雑になる高揚力装置流れなどでの信頼性向上に期待がかけられている<sup>3)</sup>。計算の格子点数は、形状の複雑さに依存しているが、数 100 万点から数 1000 万点程度が利用されている。昨年行われた AIAA の第 2 回抵抗予測ワークショップ<sup>2)</sup>では、10%以内の曖昧さで抵抗値を予測するためには、翼胴形態で約 500 万点、翼胴にエンジンナセルとパイロンがついた形態で約 750 万点以上が必要になっている。

また、高レイノルズ数流れで、巡航状態ではほとんど剥離の無い流れを実現する設計になるため、応力方程式モデルのような高次のモデルはあまり利用されず、最近では、複雑形状に対応でき、少々の境界層剥離があっても良い結果を出せる、1 方程式の Spalart-Allmaras モデル<sup>4)</sup>(以下 S-A モデル)か、2 方程式の Menter の SST モデル<sup>5)</sup>などが広く利用されている。

計算に用いられる計算機は、ベクトル並列計算機やスカラー並列計算機が用いられているが、いずれにせよ並列

計算が広く行われるようになってきている。PC クラスタが低価格で構築できるようになってきたため、以前は大型計算機に頼らなければならなかった規模の大きな計算を手元で行うことも可能となっている。

### 3. 抵抗予測の例

次にいくつかの具体的例で、実際の計算における抵抗予測の現状と課題について簡単に紹介する。共通して問題になっているのは、乱流モデルの以外に、数値粘性による偽の抵抗 (Spurious Drag) の存在である。さらに、自然遷移を含む場合は、3次元の一般的な形状で遷移位置の予測ができないことが大きな課題となっている。なお、断らない限り、ここではしている結果はS-Aモデルを用いている。

#### (1) NLR7301 フラップ翼 ( $M=0.185$ )

非構造格子法は複雑形状への適合性に優れているが構造格子に比較して、抵抗予測の信頼性は劣っている。そこで、適切な格子解像度やスキームを知るために、NLR7301 翼型をつかって比較計算を行った例<sup>6</sup>では、外部境界の大きさ、格子点数、格子細分化の領域、勾配の評価法などのパラメータが、揚力と抗力にどの程度の影響を与えるかを調査した。図2は迎角による揚力係数の変化  $C_L$  と揚力-抗力特性での非構造格子の格子依存性を細密な構造格子による結果とともに示している。揚力では失速付近にわずかな違いを示しているだけだが、抵抗については25%もの違いが出ている。格子の細分化は翼面境界層付近ではなく、翼から離れた領域で行っており、数値粘性によるエントロピ生成が圧力抵抗の増加を招いていることが明らかになっている。

#### (2) 超音速実験機 NEXST-1 ( $M=2$ )

航技研の超音速実験機 NEXST-1(図3)について、マッハ数 2.0 における揚力-抗力特性の解析結果を航技研の1mx1m 超音速風洞による試験結果と比較して図4に示す<sup>7</sup>。機体全体にわたって境界層の剥離も無く、比較的抵抗推算精度の高い例であり、多数の計算結果を比較したワークショップの結果<sup>8</sup>でもばらつきが少ない。S-Aモデルを用いた解析では1999年に実施した試験結果と良く一致したが、風洞の改修が行われ2002年に再試験が行われた結果、1999年のものに比べ10カウント高いことが示され、実際にはCFDの予測値が低いことが分かった(図4(b))。差異が現れる様々な要因を調査した結果<sup>7</sup>、模型の主翼形状における工作精度内のわずかな違いや主翼後縁の厚みなどの影響で6カウントの抵抗増加がでることが計算から示された。このように機体形状のわずかな差や、風洞の気流の質で、5カウントから10カウントの誤差が生まれることから、計算ばかりでなく、風洞試験においても模型や計測の精度に十分な検討が必要となることが示された。

#### (3) ONERA M5 風洞標準模型 ( $M=0.84$ , 自然遷移)

主翼で乱流へ自然遷移するケースとして、ONERA-M5 風洞標準模型(図5)についての結果を図6から8に示す。全域乱流を仮定した計算と、風洞試験でのオイルフローによる可視化結果<sup>9</sup>を参考にして遷移位

置を指定したケースで比較した。図7は主翼上面の圧力係数  $C_p$  の等高線と限界流線を示しており、衝撃波の足元の剥離の大きさが影響を受けることがわかる。その結果、30カウント(約12%)の違いが現れ、図8のように摩擦抵抗ばかりでなく、圧力抵抗も10カウント程度下がることがわかった。このケースについては、風洞試験結果よりもまだ20カウント程度の高めに予測されており、より詳細な比較検討が必要となっている。

#### (4) DLR F6 旅客機形態 ( $M=0.75$ , 強制遷移)

より実際の旅客機に近い形態の比較の例として、第2回AIAAの抵抗予測ワークショップ<sup>2</sup>の課題であるDLR-F6形状(図9)についての結果を図10から12に示す。試験はONERAで実施されたものであり、各種の風洞補正をした結果と模型の弾性変形も考慮された形状が提供されている。翼胴形態(WB)と主翼の下にナセルとパイロンを含む形態(WBNP)での比較を行った。WB形態で800万点、WBNP形態で1350万点の細密格子とその1/8サイズの粗い格子によって計算を実施した。細密格子を用い、試験で確認された境界層遷移を考慮した結果(図10)は、WB形態では試験結果よりも10カウント減、WBNP形態では高迎角はよく一致しているが低迎角で反対に試験結果より15カウント増となっている。WBNP形態で抵抗が高めに予測されるのは、パイロンの付け根において、試験結果よりも大きな剥離があらわれており<sup>10</sup>、これが圧力抵抗の増加につながっているためである。図11(a)はWB形態の抵抗値の格子依存性である。800万点の格子と100万点の格子では摩擦抵抗は1カウントの差に留まっているが、圧力抵抗は粗い格子では10カウント高い結果になっている。また、van Albadaの制限関数<sup>11</sup>は、バイアスを与えることで衝撃波以外では制限関数による精度低下を防ぐことができるが、図11(b)はその影響を示している。バイアス値が小さく、わずかな変化についても制限関数が作用するようにした場合は、図11(a)同様に10カウントの圧力抵抗の増加を示している。図12のバイアス値による胴体まわりのエントロピ生成の違いから、数値粘性による圧力抵抗の増加であることがわかる。

## 4. 結論

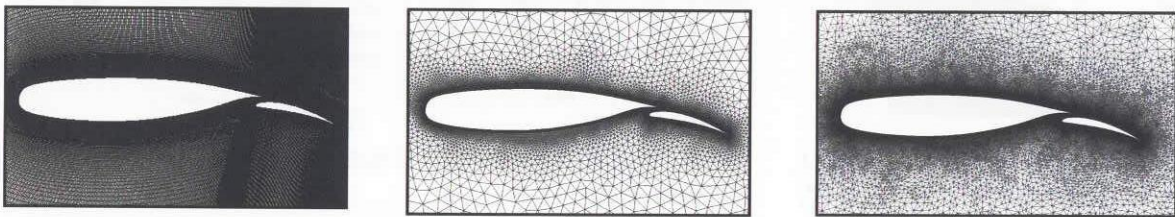
民間航空機の抵抗予測について、いくつかの計算例をもとに、その信頼性や問題を示した。模型形状を丁寧に再現した格子を用いた解析では、遷移位置がわかっており、特に大きな剥離を生じていなければ、現状の1方程式乱流モデルでも風洞試験との差はほぼ5%程度(10カウント程度)になることがわかった。また、この差は乱流モデルの影響よりも、格子依存性やスキーム依存性などの影響が大きいことも示した。しかし、この予測精度は空力設計で理想とされる1カウントには程遠く、スキームの精度向上とともに遠方場解析による抵抗値の分解・抽出による分析法<sup>12</sup>の開発や遷移予測法の取りこみを進めていく必要がある。一方、10カウントは、すでに現状のJAXAの遷音速風洞試験における抵抗値計測の信頼性と同程度のレベルであり、抵抗値予測の

信頼性向上のためには風洞試験技術も改善していくことが必要である。したがって、風洞壁や支持装置を含めた計算により、風洞試験の問題点や課題の明確化、風洞壁干渉補正法確立を進めていくことも重要な課題と考えられる。

参考文献

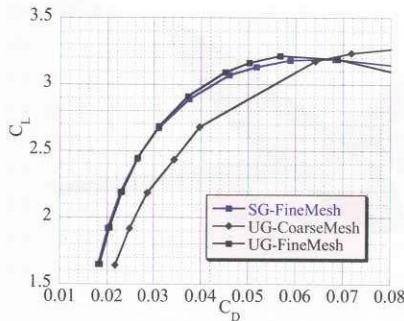
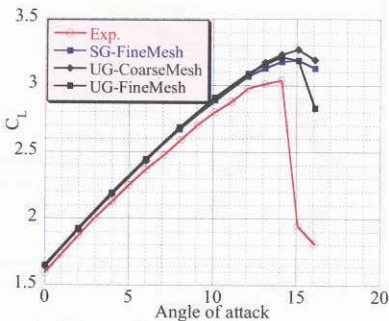
1) C. P. van Dam, VKI Lecture Series 2003-02, (2003).  
 2) K. R. Laffin, et al., AIAA Paper 2004-0555, (2004).  
 3) 村山, 山本: 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2004 論文集, (2005.3 刊行予定)  
 4) P. R. Spalart and S. R. Allmaras, La Recherche Aerospatiale, (1994), No.1.  
 5) F. R. Menter, AIAA J., Vol. 40, No.2, (2002), pp. 254-266.

6) 村山, 山本: 第 17 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, (2003), C1-4.  
 7) 高木, 鈴木: 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2003 論文集, JAXA-SP-03-002, (2004. 3), pp.81-88.  
 8) 高木, 山本, 吉田: 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2002 論文集, NAL SP-57, (2003.3) pp.244-249.  
 9) Staff of the 2<sup>nd</sup> Aerodynamics Div., NAL TR-774T, (1983).  
 10) K. Yamamoto, et al., AIAA Paper 2004-0398, (2004)  
 11) G. D. van Albada, et al., Astronomy and Astrophysics, vol. 108, (1982), pp. 76-84.  
 12) D. Destarac, VKI Lecture Series 2003-02, (2003).



(a)マルチブロック構造格子 (b) 非構造格子 (Coarse) (c) 非構造格子 (Fine)

図 1. NLR7301 翼型まわりの格子の比較



(a)揚力-迎角 (b) 揚力-抗力

図 2. NLR7301 翼型の空力特性(M=0.185, Re=2.51x10<sup>6</sup>)

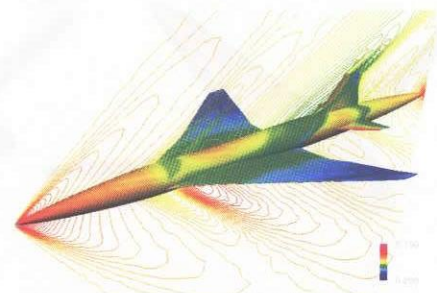
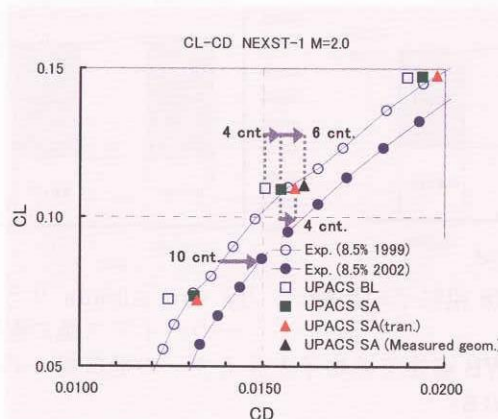
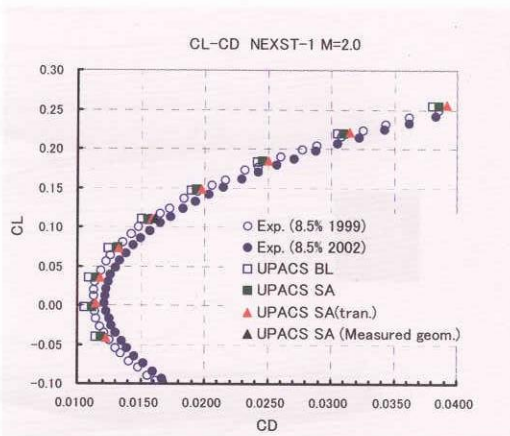


図 3. NEXST-1 超音速実験機 (機体表面および対称面の Cp 分布)



(a)揚力-抗力特性の比較

(b) 迎角 2 度付近での乱流モデル、遷移、形状差の影響

図 4. NEXST-1 (M=2) の揚力-抗力特性の比較

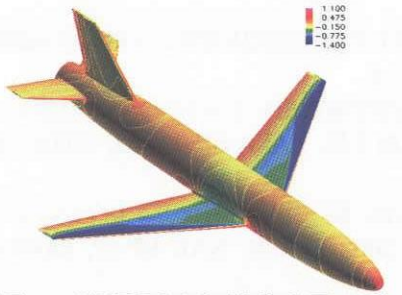
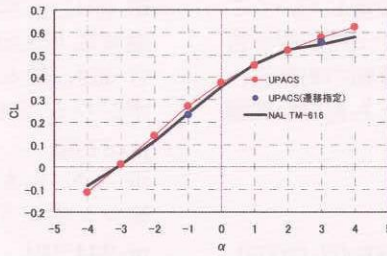
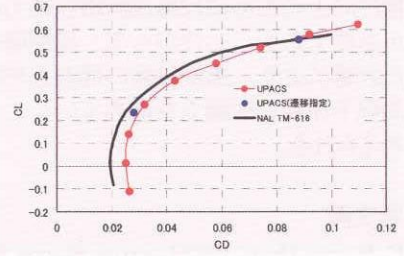


図5. ONERA M5機体表面のCp分布 (迎角=-1度)



(a) 揚力-迎角



(b) 揚力-抗力

図6. ONERA M5の空力特性 (M=0.84, Re=1x10<sup>6</sup>)

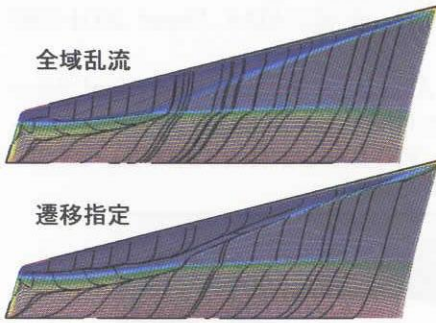
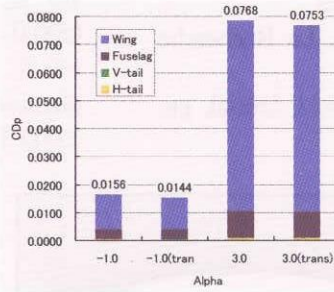
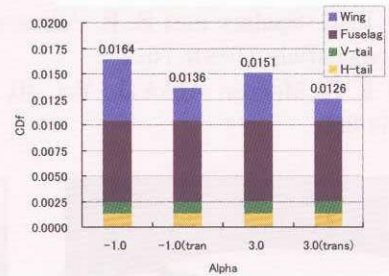


図7. 遷移指定の有無による主翼面上Cp分布と表面流線の変化 (迎角-1度)



(a) 圧力抵抗



(b) 摩擦抵抗

図8. 遷移指定の有無による抵抗成分の変化 (迎角-1度と+3度)

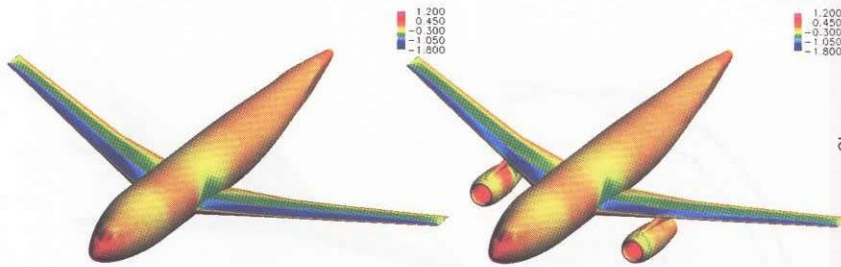


図9. DLR-F6 翼洞形態(WB)および翼洞ナセルパイロン形態(WBNP)での機体表面Cp分布(M=0.75, Re=3x10<sup>6</sup>, CL=0.5)

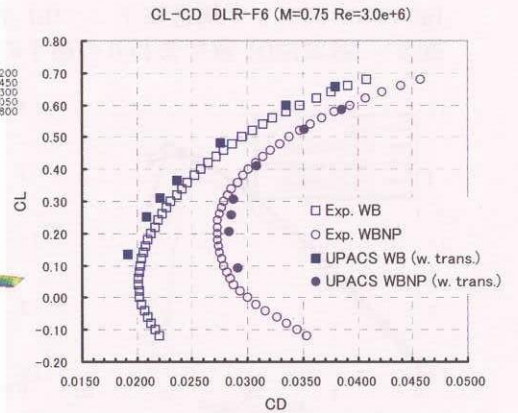
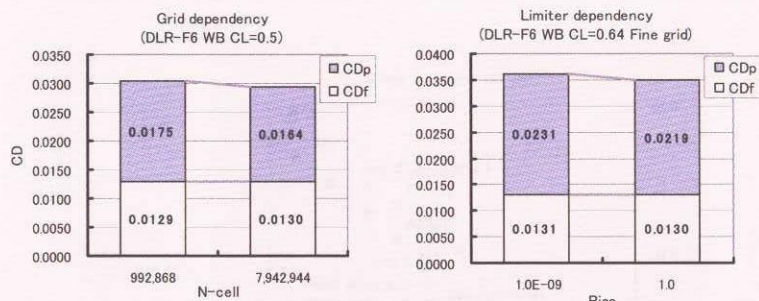


図10. DLR-F6 (M=0.75) WBおよびWBNP形態のCL-CD特性の比較



(a) 細密格子と1/8粗格子の比較

(b) van Albadaリミターのバイアス値の影響

図11. DLR-F6 WB形態での格子とリミターの抵抗値への影響 (M=0.75, CL=0.5)

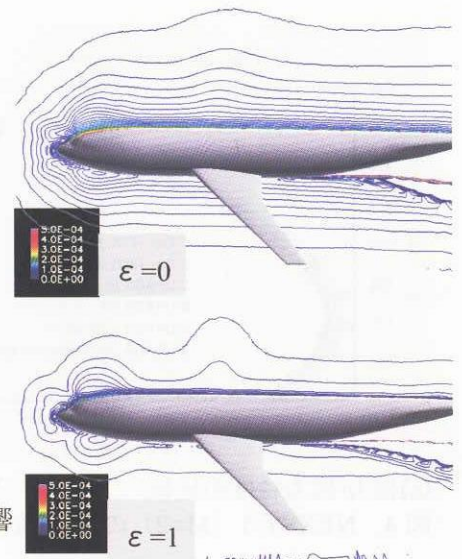


図12. van Albadaリミターのバイアス値εによる機体まわりのエントロピー生成への影響