

高迎角剥離流の非定常解析に向けて

橋本 敦, 石田 崇, 石向 桂一, 青山 剛史
宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

Toward Unsteady Analysis of High Attack Angle Separated Flow

by

Atsushi Hashimoto, Takashi Ishida, Keiichi Ishiko, Takashi Aoyama (JAXA)

ABSTRACT

We show a research plan toward unsteady analysis of high-attack-angle separated flow. Although the separated flow is still a challenging problem for CFD, prediction technology of separation is necessary to improve CFD capability and expand applications in the flight envelope. Our research plan consists of (1) parallel automatic grid generation and (2) highly-accurate unsteady flow analysis with unstructured grid. In this paper, we also review buffet analyses using URANS or RANS/LES hybrid methods and show the current problems to be solved. In addition, the NASA-CRM with high attack angle is computed with steady RANS analysis to know the overall flow field and RANS limitations.

1. はじめに

これまで、筆者らは CFD ユーザに対するハードルを下げ、効率的に解析できるツールを目指して、自動格子生成ツール HexaGrid¹ 及び高速流体解析ソルバ FaSTAR² の開発を行ってきた。AIAA の抵抗予測ワークショップ (DPW: Drag Prediction Workshop) 等で空力特性の予測精度を検証しており、巡航状態に限れば信頼性の高い結果が容易に得られるようになった。しかし、バフエットや剥離などの非定常現象が発生する巡航以外の飛行条件では状況が全く異なり、CFD の信頼性が大幅に下がる。第 5 回の抵抗予測ワークショップ (DPW5)³ では、高迎角の条件で各国・各機関の計算結果が比較されたが、巡航状態と比べ、結果に非常に大きなばらつきがあることが明らかとなった。

これまでの CFD は主に巡航状態に使われてきたが、今後はフライトエンベロープ内のより大きな範囲を解析できるようにすべきである。しかし、エンベロープやバフエット境界の近くでは必然的に剥離を含む流れとなり⁴、そのような流れを解析できる技術が必要である。剥離を含む解析は、依然 CFD にとって大きな課題となっており、信頼性向上に向けた研究が必要である。

また、大局的に CFD の課題を考えると、主にデータ生産性 (効率) と信頼性 (精度) の 2 つだと思われる。現在、風洞試験では、一日に約 200 ケースの空力データが取得できるが、CFD では一日に約 20 ケース (定常計算, 約 1 時間/ケースを想定) に限られる。しかし、ムーアの法則によれば 5 年で計算速度が 10 倍になるので、近いうちにデータ生産性に関しては風洞と同程度になるとと思われる。しかし、信頼性 (主に剥離を含む流れ) については、大きな課題となっており、剥離流に有効な DES や LES 等非定常解析の実用化が高く望まれている。

DPW5 に関連して、NASA-CRM 模型を用いた高迎角非定常データの計測がいくつか実施されている。遷音速の高迎角流では衝撃波が振動しバフエットが生じる。NTF と NASA Ames の風洞試験⁵ では、翼根の歪ゲージと主翼スパン方向約 70% の位置につけられた非定常圧力センサのデータからバフエットについて考察されている。JAXA でも試験を実施し⁶、NTF の結果に近い結果が得られている。さらに、ETW では後流の PIV 計測が予定されている⁷。世界的に高迎角の流れに注目が移っており、非定常解析の検証に必要な実験データも揃いつつある。

そこで、本研究では、高迎角剥離流の非定常解析の実用化を目指す。汎用的に様々な形状の解析に使える非構造格子のメリットを活かしつつ、非定常解析に必要な解像度を向上するための技術を構築する。本研究で取り組む課題は大きく分けて 2 つあり、1) 並列計算による大規模自動格

子生成と 2) 非構造格子を用いた高精度非定常解析である。本稿では、バフエット解析の現状を述べて、非定常解析に向けた今後の研究計画について述べる。さらに、定常解析で高迎角時の流れ場を予備解析し課題を把握する。

2. バフエット解析の現状

高迎角時に発生するバフエットの予測は、静的風洞試験あるいは定常解析の特性から onset となる迎角を予測する手法⁸に始まり、最近では URANS 解析⁹⁻¹⁴、LES 解析^{15,16}へと発展している。

2 次元翼型バフエットの代表的な実験として、McDevitt¹⁷ が行った NACA0012 翼型の試験と Benoit¹⁸ が行った RA16SC1 翼型の試験がある。NACA0012 に対する URANS 解析⁹⁻¹³ では、Buffet onset となる迎角を実験と比較した場合、どの解析結果も良く一致している。乱流モデルに関しては、SA を使っている例が多いが、モデルの優劣に関しては評価が分かれている。一方、RA16SC1 に対する URANS 解析^{12,14} では、実験と振動周波数及び振幅を比較しているが、高迎角での一致はあまり良くない。SST モデルに対する評価は、文献 12 と 14 で異なっており、こちらの解析に対しても統一的な見解を導くことが難しい。

また、ONERA ではスーパークリティカル翼の OAT15A 翼型とそれを 3 次元化した CAT3D モデルの風洞試験を実施している^{19,20}。Deck¹⁵ は OAT15A に対する URANS 解析と Zonal-DES 解析を行った。両者ともに周期的な振動を再現することができるが、URANS の方は迎角を大きくする必要があると述べている。Brunet¹⁶ は CAT3D の解析を Zonal-DES 解析し、RANS 解析よりもより良く剥離領域を再現できている。また、一連の試験及び解析の結果を基に、2 次元翼型ではある特定の周波数で振動するが、3 次元翼ではブロードバンドになると主張している。JAXA の NASA-CRM の風洞試験⁶ では、3 次元翼でも特定の周波数での振動が計測されており、主張が異なる。さらなる調査が必要である。

また、乱流モデルに関して、巡航状態の付着している迎角に対しては RANS、大剥離している迎角に対しては DES あるいは LES が適しているが、その中間の迎角ではどちらのモデル化も困難な領域が存在する²¹。DES などの RANS/LES のハイブリッド手法が有望であるが、課題は多い。この領域では、衝撃波背後で薄い剥離が生じており、それが解析を難しくしている。ハイブリッド手法を用いると、一般的に境界層を RANS と LES で解くことになる。しかし、上流側の付着している乱流境界層を LES を含めて解くのは困難なので、RANS で十分な渦粘性を生成することが必要である²²。しかし、剥離したら、そこで LES に切り

替えて渦粘性を抑制し、擾乱を発達させる必要がある。さらに、衝撃波と境界層が干渉する領域の取り扱いも課題である²³。これらの RANS と LES の切り替えに関する問題に対して、いくつかの対策が提案されている。手動で RANS と LES の領域を切り替える Zonal-DES 法^{15,16}や、衝撃波の上流で rescaling を用いて乱れを発達させる方法²⁴や、shape factor を用いて切り替える方法²⁵などが提案されている。この分野はまだ発展途上なので、今後も調査検討を継続し、適した手法を採用する予定である。

上記で述べたように、URANS 解析ではモデルの依存性が大きく、翼型等の計算条件によっても挙動が異なり、信頼性に課題がある。一方、RANS/LES ハイブリッド法も完璧ではないが、現在発展途上であり、いくつか RANS を上回る成果が出ている。そこで、本研究では、RANS/LES ハイブリッド法を採用し、パフエット解析の予測精度向上を狙う予定である。さらに、3次元翼パフエット現象に関しては、実験・計算ともに実例が少ないため、理解が乏しい。現象理解という面でも、今後さらなる発展が期待される。

3. 今後の研究計画

3-1. 並列自動格子生成

図1に DPW³で用いられた格子規模の推移を示すが、ムーアの法則と同じように増加しており、既に1億点を超える規模の計算格子が用いられている。今後も増え続ける傾向にあり、特に非構造格子の生成は大きな課題となっている。本研究で目指す高迎角剥離流の非定常解析の実現にあたって、大規模な計算格子が必要とされている。従ってデータ生産性の観点からすると、流体解析ソルバだけでなく、格子生成の効率化も求められる。そのため格子生成においても並列化・自動化が重要なテーマになる。格子生成の並列化に関しては、直交格子法の一つとして提案されている Building-Cube Method(BCM)^{26,27}に着目している。

これまで開発を行ってきた HexaGrid¹は、直交格子から物体に格子点を投影しボトムダウン的に非構造格子生成する手法であるため、BCMの並列化フレームワークに乗りやすい手法であると言える。今後はBCMの並列化フレームワークをベースに、特徴線捕獲精度向上やロバスト性の高い並列自動格子生成ツールの構築を行っていく予定である(図2)。

3-2. 高精度非定常解析

非定常流解析に関しては、汎用性を維持するため非構造格子コードの FaSTAR²を非定常に拡張し、さらに高精度化する。

パフエット解析では、衝撃波背後の剥離領域の非定常現象を解像する必要がある。そのため解像度を向上する必要がある。非構造格子では、多くのステンシルを使用するような高精度スキームは相性が悪いので、Roeスキームなどの散逸項に係数をつけ、散逸項を減らせる所では減らして、2次中心差分に近づけるスキームを使用する^{28,29}。

$$F = \frac{1}{2}(F_R + F_L) - \frac{1}{2}\gamma|A|(Q_R - Q_L) \quad (1)$$

上式で $\gamma=1$ であれば通常の Roeスキームであるが、 $\gamma=0$ であれば2次中心差分スキームとなり、解像度が向上する。 γ は衝撃波センサ、格子品質、wiggleセンサなどで決定する方法が提案されている^{28,29}。また、パフエットで衝撃波が振動する時間スケールは、剥離領域の変動の時間スケールよりもずっと大きいので、精度を保ちつつ時間刻みを大きくとれる手法が期待されている。これには、収束加速法の Multigrid法と組み合わせた高次精度陰的 Runge-Kutta法³⁰を採用することを検討している。これまでに、6段4次

陰的 Runge-Kutta法を用いることで、効率良く計算できることが示されている³⁰。

また、乱流モデルに関しては、すでに SA の DES, DDES, IDDES が FaSTAR に導入されているので³¹、これをベースに、2節で述べたパフエット特有の修正を加える予定である。

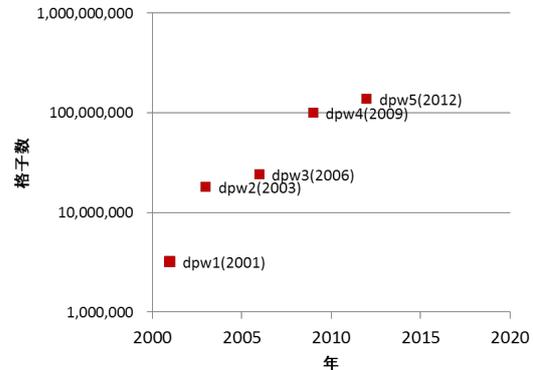


図1 DPWで使用された格子数

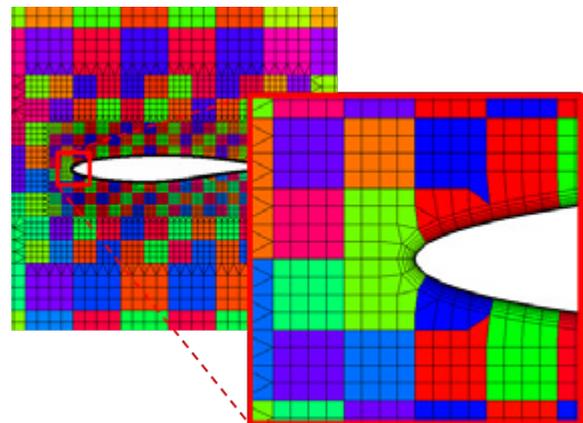


図2 BCMフレームを用いた非構造格子生成例

4. 予備解析による課題把握

最後に、今後検証に使用する予定である NASA-CRM に対して、高迎角における定常解析を実施し、課題を把握する。

計算条件は、DPW5^{3,33}の Buffet study と同様にマッハ数 $M=0.85$ 、レイノルズ数 $Re=5.0 \times 10^6$ である。迎角は $\alpha=3^\circ \sim 6^\circ$ を 1° 刻みで計算した。

用いた格子は、DPW5用に HexaGridで作成した medium格子 (L3) で約 680万セルである³²。FaSTARの計算では、セル中心法を用いる。非粘性流束を HLLW で解き、GLSQ法により勾配を計算し、Hishidaの勾配制限関数を用いた。時間発展は、LU-SGSで local time stepping法を用いて計算した。乱流モデルは SA(具体的には、SA-noft2-R)を使用した。基本的には、係数 0.5を用いた U-MUSCL法で高次精度化するが、迎角 6° の場合だけ不安定になったため、通常の MUSCL法で計算を行った。この原因は明らかではないが、質の悪い格子がある場所に衝撃波が移動したためだと思われる。

図3~図5に CL-alpha, CL-CD, CL-Cmを示す。定常解析 CFDと NASA-Ames及び NTFの風洞試験³⁴と比較する。NTFの試験の場合は、模型変形と支持干渉の補正データ³⁵も示す。CL-CDのポーラ曲線では、一般的に変形の影響が小さいので、補正なしのデータと計算値が良く合っている。また、CLに関しては補正した NTFデータと良く合ってい

る。Cm に関しては、補正しても実験との差が見られるが、実験とほぼ同様の傾向を示している。今回の計算では、実験と合いやすい比較的粗い格子を用いたが、格子依存性は大きく、格子を細かくすると実験では現れない剥離泡が翼根で発生し問題となる³²。

次に各迎角での表面 Cp 分布を比較する。図 7～図 10 に各断面(図 6)での Cp 分布を示す。全体的に、翼根付近では良く合っているが、翼端に向けておよそ 60% 辺りから実験との差が目立つ。これには、変形を考慮していないこと、翼端付近の前縁の格子が粗いこと、RANS モデルの予測精度などが考えられ、今後検討を進める予定である。また、機体上面の表面 Cp 分布を図 11 に示す。およそスパコン位置 60%～70%あたりで衝撃波が他のスパン位置に比べて上流側にある。実験との比較では、この衝撃波位置の予測ができていないので、その予測精度の向上が今後の課題である。

加えて、まだ計算時間が不十分であるが、迎角 4° で SA-DES で計算した結果を図 12 に示す。DES では LES の領域で渦粘性の生成が抑制されるので、衝撃波が上流側に移動し、衝撃波背後の剥離している領域も大きくなる。背後で多少変動が見られるが、まだ不十分である。今後は、衝撃波干渉位置での渦粘性の評価や、衝撃波背後の非定常な変動の解像度など検討を進める予定である。

5. まとめ

高迎角剥離流の非定常解析の実用化に向けた研究計画について述べた。非構造格子を用いて汎用性を維持しつつ、非定常解析に必要な解像度を向上するための技術を構築する。本研究で取り組む課題は大きく分けて 2 つあり、1) 並列計算による大規模自動格子生成と 2) 非構造格子を用いた高精度非定常解析である。

さらに、パフエット解析の現状を述べて、URANS 解析及び RANS/LES ハイブリッド解析の課題について述べた。一方、定常解析で高迎角時の流れ場の把握及び RANS の限界等の課題について調べた

謝辞

NASA-CRM の定常解析では、(株)菱友システムズの林謙司氏にご支援いただいた。ここに感謝の意を表する。

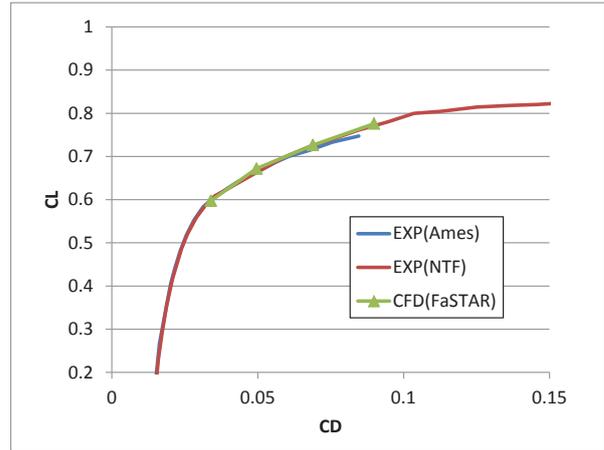


図 4 CL-CD

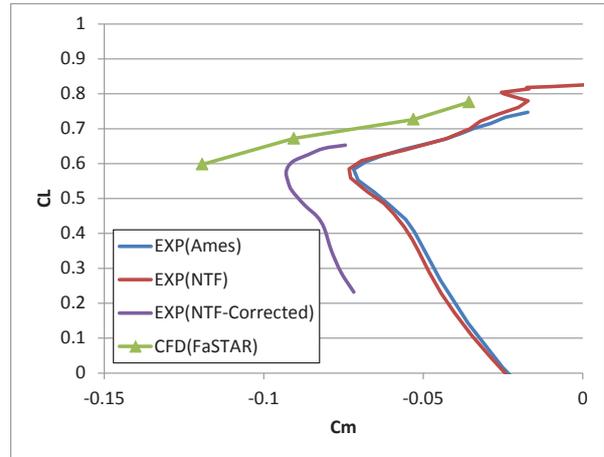


図 5 CL-Cm

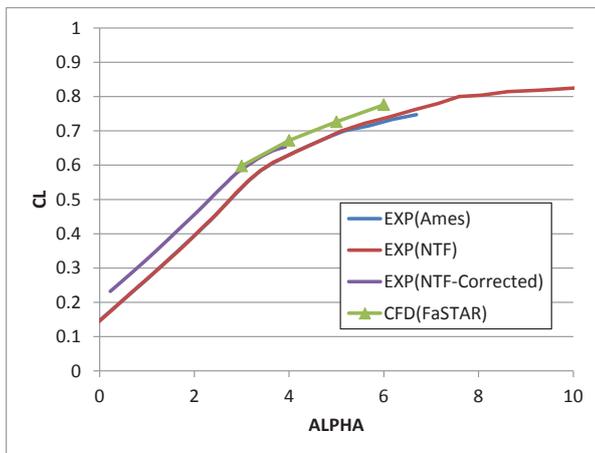


図 3 CL-alpha

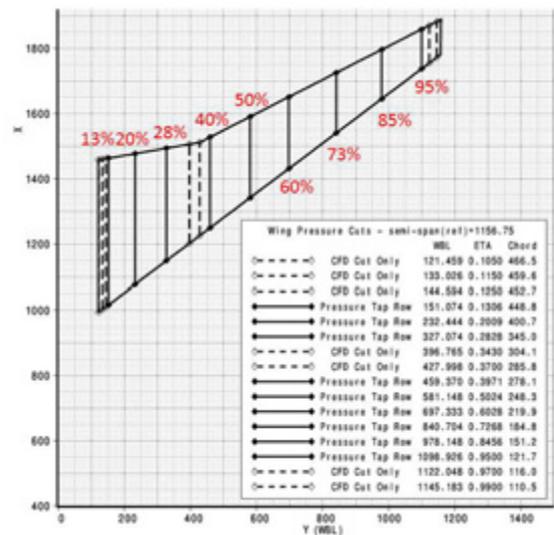


図 6 試験で圧力計測されたスパン方向位置

参考文献

[1] Hashimoto A., et al., "Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method," AIAA paper 2009-1365, 2009.
 [2] Hashimoto et al., "Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR'," AIAA paper 2012-1075, 2012.
 [3] Levy D. W., et al., "Summary of Data from the fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA paper 2013-0046, 2013.

- [4] Abbas-Bayoumi A., et al., “An Industrial View on Numerical Simulation for Aircraft Aerodynamic Design,” Journal of Mathematics in Industry, 1, 2011.
- [5] Balakrishna S., et al., “Analysis of NASA Common Research Model Dynamic Data,” AIAA paper 2011-1127, 2011.
- [6] Koga S., et al., “Analysis of NASA Common Research Model Dynamic Data in JAXA Wind Tunnel Tests,” AIAA paper 2013-0495, 2013.
- [7] Lutz T., et al., “Going for Experimental and Numerical Unsteady Wake Analyses Combined with Wall Interference Assessment by Using the NASA CM Model in ETW,” AIAA paper 2013-0871, 2013.
- [8] Chung I., et al., “Prediction of Transonic Buffet Onset for an Airfoil with Shock Induced Separation Bubble Using Steady Navier-Stokes Solver,” AIAA paper 2002-2934, 2002.
- [9] Barakos G., “Numerical Simulation of Transonic Buffet Flows Using Various Turbulence closures,” International Journal of Heat and Fluid Flow, 21, 2000, pp. 620-626.
- [10] Lee B. H. K., “Self-sustained Shock Oscillations on Airfoils at Transonic Speeds,” Progress in Aerospace Sciences, 37, 2001, pp. 147-196.
- [11] Crouch J. D., et al., “Origin and Structure of Transonic Buffet on Airfoils,” AIAA paper 2008-4233, 2008.
- [12] Iovnovich M., “Reynolds-Averaged Navier-Stokes Study of the Shock-Buffet Instability Mechanism,” AIAA Journal, 50(4), 2012, pp.880-890.
- [13] 前田ら, “2次元翼周りの遷音速バフェット現象の数値解析,” 第26回数値流体シンポジウム, 2012.
- [14] Goncalves, E., et al., “Turbulence Model and Numerical Scheme Assessment for Buffet Computations,” International Journal for Numerical Methods in Fluids, 46, 2004, pp. 1127-1152.
- [15] Deck S., “Numerical Simulation of Transonic Buffet over a Supercritical Airfoil,” AIAA Journal, 43(7), 2005, pp. 1556-1566.
- [16] Brunet V., et al., “Zonal-Detached Eddy Simulation of Transonic Buffeting on a Civil Aircraft Type Configuration,” AIAA paper 2008-4152, 2008.
- [17] McDevitt, J. B., et al., “Static and Dynamic Pressure Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames high Reynolds Number Facility,” NASA Technical Paper 2485, 1985.
- [18] Benoit B., et al., “Buffeting Prediction for Transport Aircraft Applications Based on Unsteady Pressure Measurements,” AIAA paper 87-49073, 1987.
- [19] Caruana D., et al., “Buffeting Active Control in Transonic Flow,” AIAA paper 2003-3667, 2003.
- [20] Molton P., et al., “Control of Buffet Phenomenon on a Transonic Swept Wing,” AIAA Journal, 51(4), 2013, pp. 761-772.
- [21] Kroll N., et al., “Digital-X: DLR’s Way Towards the Virtual Aircraft,” NIA CFD Research, 2012.
- [22] Rupesh B. K.-A., et al., “Prediction of the Flow over an Airfoil at Maximum Lift,” AIAA paper 2004-259, 2004.
- [23] Fan T. C., et al., “Hybrid LES/RANS Simulation of a Shock Wave/ Boundary Layer Interaction,” AIAA paper 2002-0431, 2002.
- [24] Tsutsumi S., et al., “Hybrid LES/RANS Simulations of Transonic Flowfield around a Rocket Fairing,” AIAA paper 2012-2900, 2012.
- [25] Probst, A, et al., “Detached-Eddy Simulation of Aerodynamic Flows Using a Reynolds-Stress Background Model and Algebraic RANS/LES Sensors,” AIAA paper 2011-3206, 2011.
- [26] Nakahashi, K., “Building-Cube Method for Flow Problems with Broadband Characteristic Length,” Proceedings of ICCFD2, Computational Fluid Dynamics 2002, Springer, pp. 77-81, 2003.
- [27] Nakahashi, K., “High-Density Mesh Flow Computations with Pre-/Post-Data Compressions,” AIAA paper 2005-4876, 2005.
- [28] Khalighi Y., et al., “Unstructured Large Eddy Simulation for Prediction of Noise Issued from Turbulent Jets in Various Configurations,” AIAA paper 2011-2886, 2011.
- [29] Winkler C. M. et al., “A Reduced Dissipation Approach for Unsteady Flow on Unstructured Grids,” AIAA 2012-0570, 2012.
- [30] Yang Z., et al., “Higher-order Time-Integration Schemes for Aeroelastic Applications on Unstructured Meshes,” AIAA Journal, 45(1), 2007, pp. 138-150.
- [31] 瀧井ら, “亜音速領域における再突入カプセルの非定常流解析,” 第26回数値流体力学シンポジウム, 2013.
- [32] Murayama M., et al., “Summary of JAXA Studies for the Fifth AIAA CFD Drag Prediction workshop Using UPACS and FaSTAR,” AIAA 2013-0049, 2013.
- [33] <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>
- [34] <http://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/>
- [35] Rivers M., et al., “Further Investigation of the Support System Effects and Wing Twist on the NASA Common Research Model,” AIAA paper 2012-3209

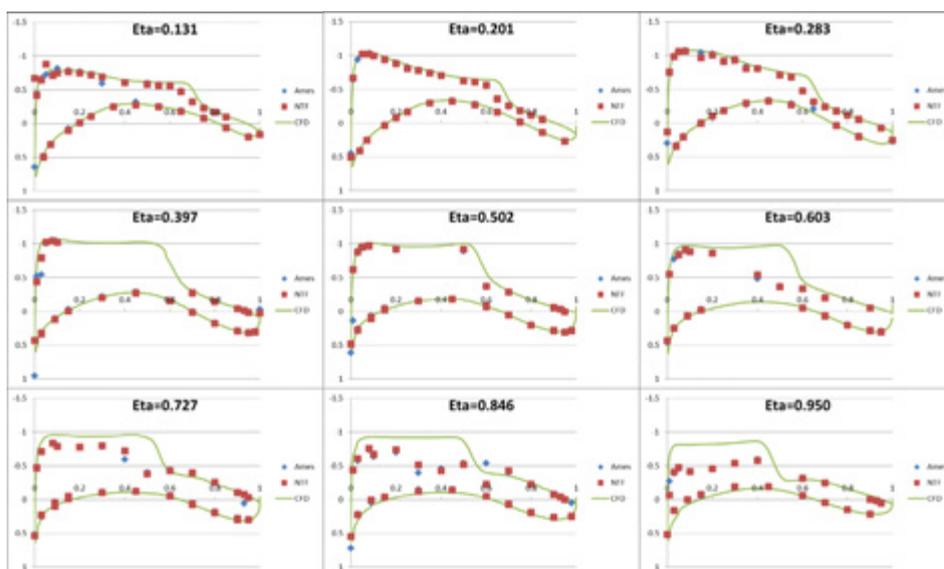


図7 圧力分布の比較 ($\alpha = 3^\circ$)

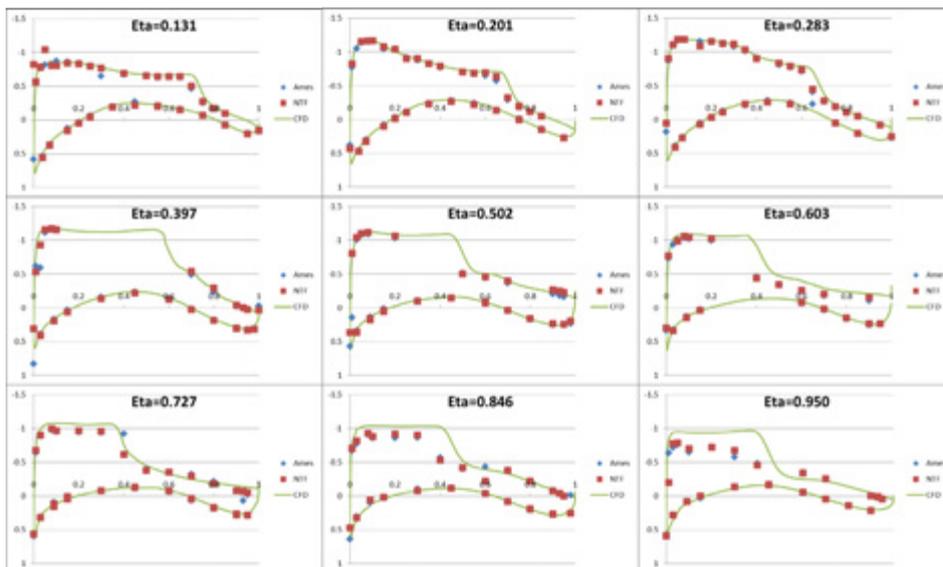


図 8 圧力分布の比較 ($\alpha = 4^\circ$)

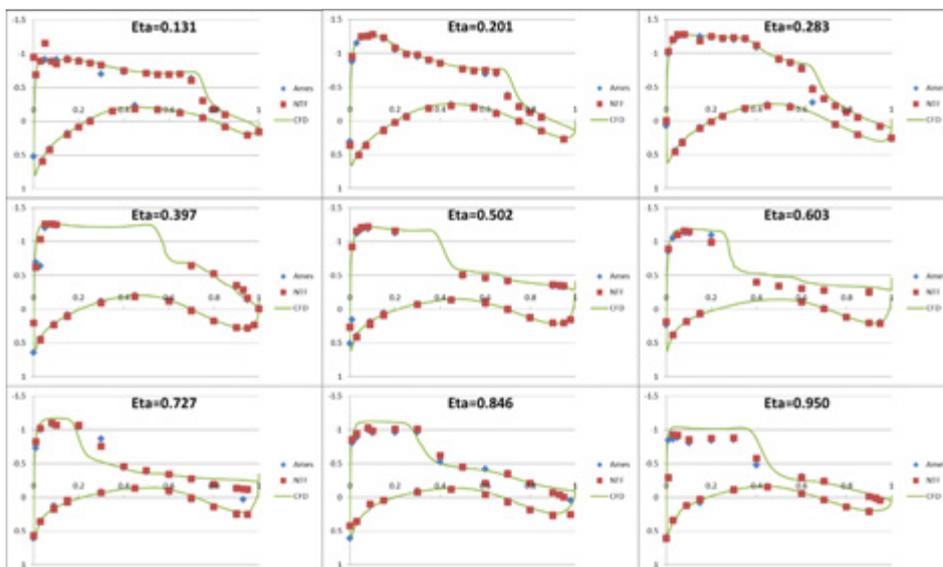


図 9 圧力分布の比較 ($\alpha = 5^\circ$)

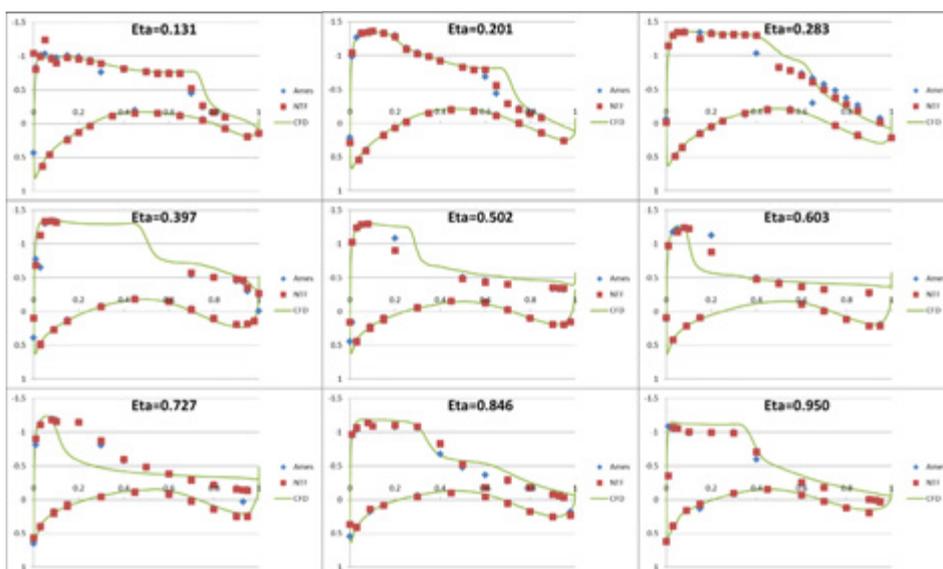


図 10 圧力分布の比較 ($\alpha = 6^\circ$)

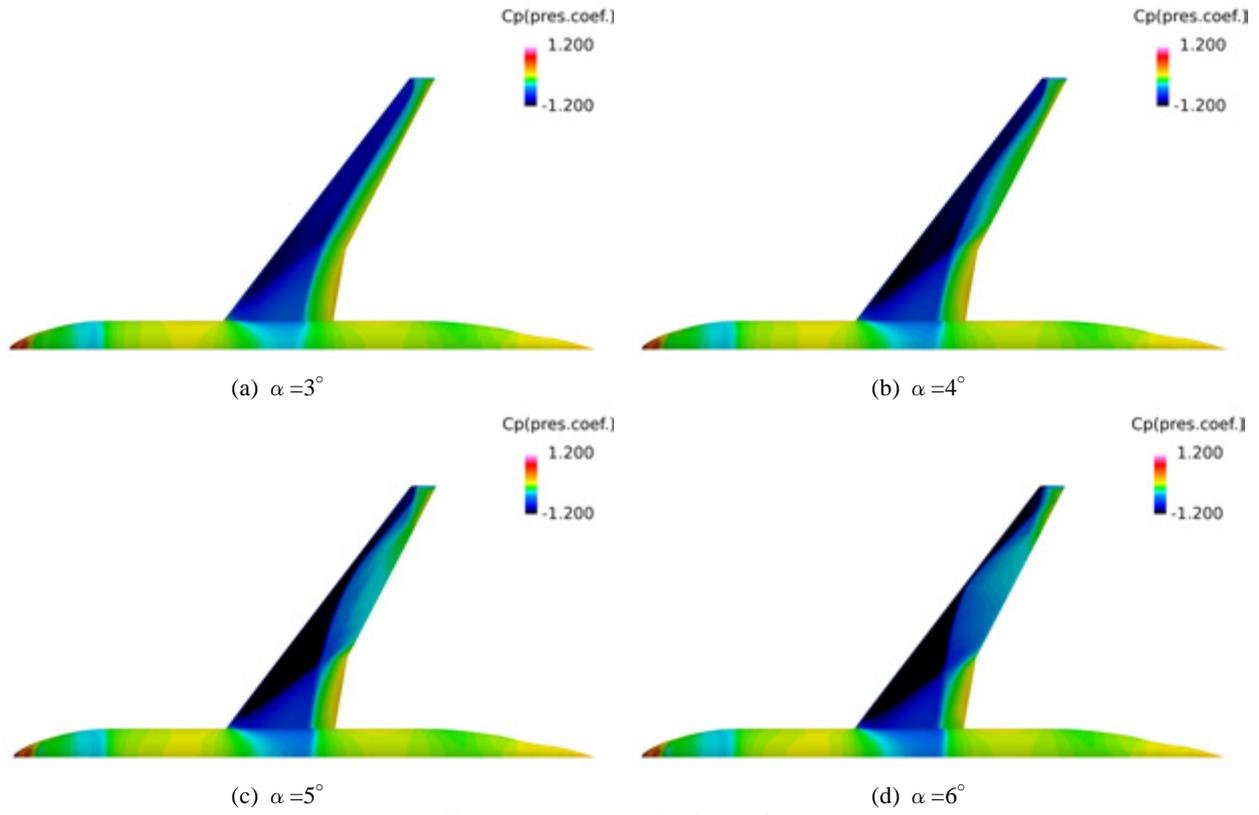
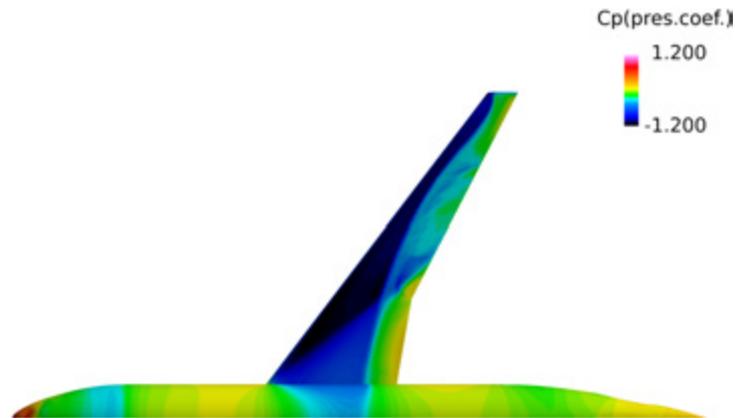


図 1.1 表面 Cp 分布 (RANS)

図 1.2 表面 Cp 分布 ($\alpha = 4^\circ$, DES)