

JAXA 高揚力装置風洞模型の CFD 解析

中山亮、黒田将史、山崎渉、松島紀佐、中橋和博
東北大学大学院 航空宇宙工学専攻

CFD Analysis of JAXA High-Lift Configuration Model

by

Ryo Nakayama, Masafumi Kuroda, Wataru Yamazaki, Kisa Matsushima and Kazuhiro Nakahashi

ABSTRACT

In this study, CFD analysis is performed on a JAXA 3D High-lift Configuration. The main object is to assess and improve the reliability in simulating the flow around High-Lift configuration. The lift prediction shows qualitatively good agreement with the experiment, but the accuracy of lift prediction has the matter on account of prediction around maximum lift and lift slope. Drag is estimated larger than the experiment consistently. Applying UMUSCL, computational results show improvement in lift and drag predictions as result of spurious drag decrease. Increasing the mesh density, the large separation on flap and both lift and drag decrease are computed. The scale of separation of flap is sensitive to (especially surface) mesh resolution around flap, and affects wing circulation. Consequently, the pressure distribution is changed and predicted pitching moment is improved. Using SST turbulence model, all aerodynamic coefficients come to the experimental data compared to the case of SA turbulence model. These results are also caused by the large separation on flap. The prediction of the separation on flap is important to accurate prediction of aerodynamic forces.

1. はじめに

旅客機の高揚力装置の空力特性はペイロード、騒音特性、運行費に大きな影響を与えるので機体要素の中でも極めて重要な要素である。その設計は設計変数が多いことから時間、コストが多く費やされるため、近年 CFD を用いた設計手法が提案されてきた。

CFD の観点から高揚力装置周りの流れ場を考えると、精度よく流れ場を計算するためには多くの問題がある。まず形状の複雑さに起因した格子生成の難しさが挙げられる。高揚力装置は多要素から成る翼なので小さな隙間が生じ、格子生成を難しくする。また遷移や剥離、再層流化といった非定常性の強い流れ場を形成することも高精度予測を難しくする要因である。

CFD の精度検証には風洞試験結果との比較が必要不可欠である。そこで世界各国の研究機関により CFD 検証用データ取得のための風洞試験が実施されてきた⁽¹⁻²⁾。日本では JAXA が実機形態での風洞試験を行い⁽³⁾、平成 18 年にそれをテーマとしたワークショップも設けられた⁽⁴⁾。

本稿ではワークショップを通じ明らかにされた問題点や検討事項の中から、数値計算手法、格子依存性、乱流モデルについて検証した結果を報告する。

2. 数値解析手法

2.1 流体解析手法

流体解析には非構造格子ソルバー(TAS-code⁽⁵⁾)を用いる。このコードは 3次元 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式をセル接点有限体積によって離散化している。物理量勾配評価に Green-Gauss 法を使用し、対流項の流束評価には HLLW リーマン解法⁽⁶⁾を用いる。時間積分には非構造格子のために拡張された LU-SGS 陰解法⁽⁷⁾を用いる。

今回は物理量評価法の調査として式(1)で表現される UMUSCL⁽⁸⁾と呼ばれる物理量構築法の検討を行う。

$$q_{i+1/2}^L = q_i + \frac{k}{2}(q_{i+1} - q_i) + (1-k) \cdot \nabla q \cdot \hat{r} \quad (1)$$

ここで q 、 ∇q 、 \hat{r} 、 k はそれぞれ物理量、物理量勾配、接点間ベクトル、定数を指す。 $k=0.0$ で通常の空間 2 時精度、 $k=0.5$ で UMUSCL が組み込まれる。

また乱流モデルの影響の調査として Spalart-Allmaras(SA) 1 程式モデル⁽⁹⁾、及び SST k- ω 2 方程式モデル⁽¹⁰⁾をそれぞ

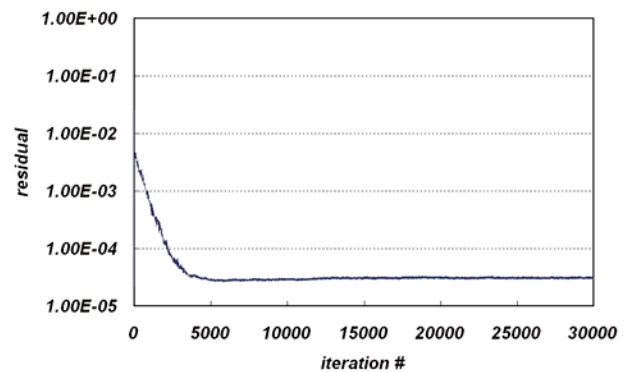
れ全面乱流を仮定して使用した。尚 SST モデルの生成項は式(2)のように近似している。

$$\tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \cong \mu_T \Omega^2 \quad (2)$$

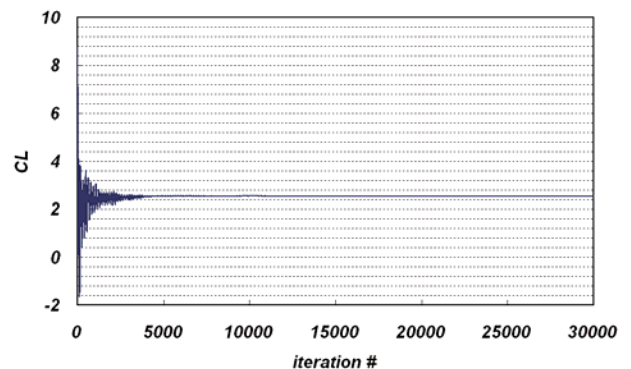
ここで Ω は渦度絶対値を指す。本研究では収束性、安定性を考慮し、特に言及が無い限り SA モデルを使用する。

計算は NEC SX-7 を使用し 32 並列で行った。残差と C_L の収束履歴の例を図 1 に示す。収束までに要する時間は約 3 日程度であった。

計算条件は実験に合わせ主流 Mach 数 $M_\infty=0.175$ 、Reynolds 数は MAC 基準で $R_e=2.1 \times 10^6$ とした。



(a)residual



(b) C_L

Fig.1 History of residual and C_L

2. 2 計算格子

解析対象は図2に示す JAXA 高揚力装置風洞模型で、FTF(Frap Track Fairing)やスラット金具などの有無により2種類の形状がある。計算格子は JAXA より提供された2種類の格子密度のハイブリッド格子に加え、格子細分化法を用いて作成した2種類の格子を使用する。細分化格子の一つは図3のように内弦側フラップ付近を細分化した格子(refinementA)、もう一方は空間格子についてエントロピー変化量を指標として四面体要素のみを細分化した格子(refinementB)である。両格子とも FTF 無しの場合の coarse 格子を元に細分化した。表1に計算格子の情報を、図5にセミスパン24.5%位置の計算格子の断面図をそれぞれ示す。



Fig.2 JAXA High-Lift configuration model (left: with clasps right: without clasps)

Table1 Information of computational grid

格子	格子点数	表面格子点数	スラット、フラップ金具の有無
coarse	5.8M	0.17M	無し
medium	13.0M	0.40M	無し
refinementA	8.6M	0.25M	無し
refinementB	7.7M	0.17M	無し
coarse	7.6M	0.22M	有り

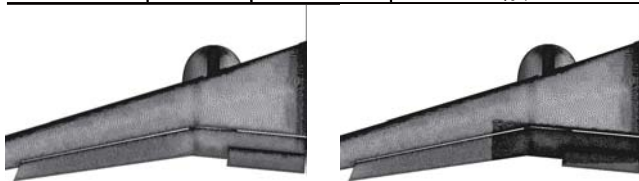


Fig.3 Refinement region(left:coarse right:refinementA)

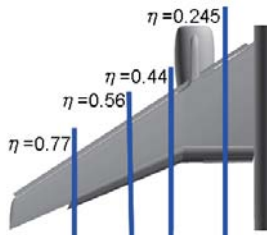


Fig.4 Cross section

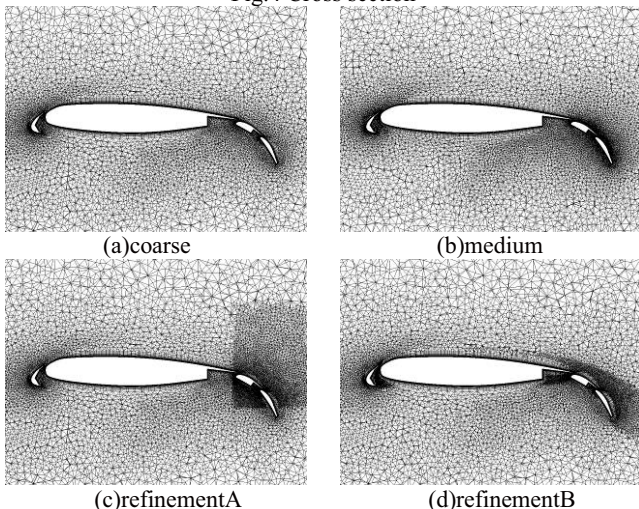


Fig.5 Section view of computational grid($\eta=0.245$)

3. 解析結果

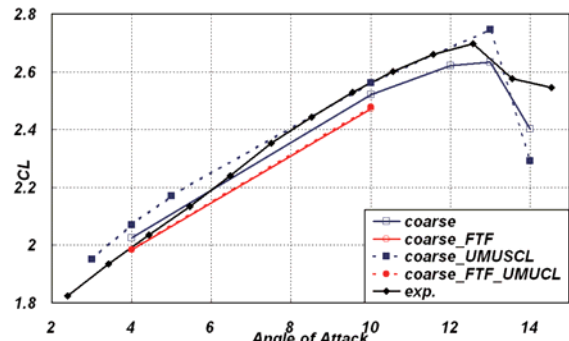
3. 1 機体形状および勾配計算法の検証

coarse 格子の2つの機体形状において物理量評価法を変化させた場合の空力係数を図6に示す。 C_L に関しては定性的な傾向は一致するが、低迎角での揚力傾斜や最大揚力、失速後の予測に関しては実験との差が大きい。これはCFDが全面乱流を仮定して計算し、層流領域を無視したことが原因の一つであると考えられる。実験値との誤差は失速以前で最大4%前後ある。またCFDは C_D を一貫して400ct(1ct=0.0001)前後大きく予測し、これは C_D 全体の10%以上に相当する。 C_M は C_L が低いほど実験値に近づく傾向が見られる。

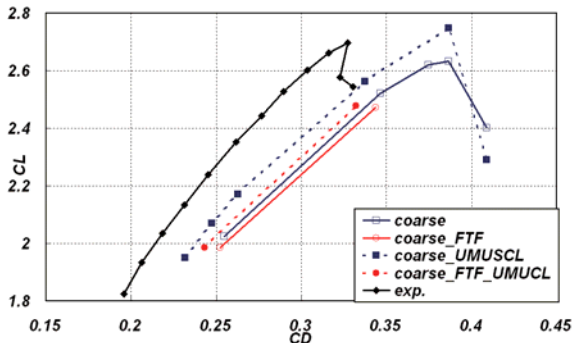
UMUSCL が組み込まれると C_L は約 2% 上昇する。 C_D は約 3% 減少し実験値に近づく。図7に金具を持たない形状の迎角10度における表面流線と逆流領域の比較図を示す。青で示す部分が逆流領域に相当する。UMUSCL の場合、逆流領域はそれほど変化しないが外弦側フラップに剥離線が生じる。また図8に金具を持たない形状の迎角10度、セミスパン56%の C_p 分布を示す。UMUSCL を考慮すると各要素のサクシオンピークが大きくなり実験値に近づく。

UMUSCL の効果の考察として、mid-field method⁽¹¹⁾による抵抗分解を適用した結果を図9に示す。点線はGreen-Gauss法、実線はUMUSCLを組み込んだ結果を示す。失速後の結果は信頼性が得られずここでは示していない。ここでpure dragは全体の抵抗(total drag)から非物理的な抵抗であるspurious dragを除いた抵抗を指す。UMUSCLを使用した場合のspurious dragは使用しない場合と比較して約250ct減少する。これは物理量評価の際に数値拡散が減少したことを示す。pure dragを以って実験値と比較すると実験値と誤差約3%で一致する。図10にエントロピー生成に基づく抵抗の分布を示すが、UMUSCL 使用時には翼前縁でのspurious dragと思われる抵抗が減少していることがわかる。図8の C_p 分布のサクシオンピークの上昇もこの効果によるものと考えられる。今回計算したケースではspurious dragは400ct前後算出されており、これは高揚力装置の複雑な形状に起因した格子の質と密度、及びソルバーの空間精度不足より生じたと考えられる。

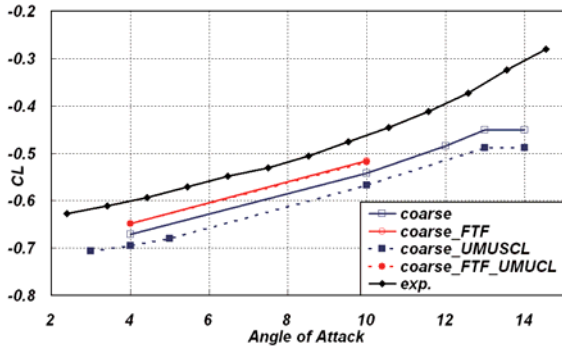
スラット金具の有無に着目すると、各空力係数にその影響が見られる。スラット金具があると C_L は約2%、 C_D は約1%減少する。 C_M は約3%上昇し実験値に近づく。UMUSCLを考慮し、金具の有無について迎角10度の場合の表面流線と逆流領域を比較したものを図11に示す。金具の影響による母翼やフラップ上の剥離の拡大が認められ、実験と似た傾向を示す。図12に金具の有無について迎角10度、セミスパン56%の C_p 分布を比較した図を示す。翼上面の圧力が全体的に上昇し、特に各要素のサクシオン付近でピークの下降が大きい。これら C_p 分布の変化や剥離の変化により C_M は実験値に近づいたと考えられる。CFDは支持金具の影響について定性的な傾向は捉えていると言える。



(a) $C_L-\alpha$

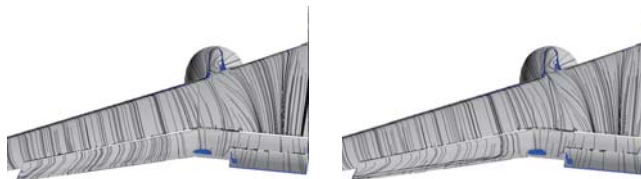


(b) $C_L - C_D$



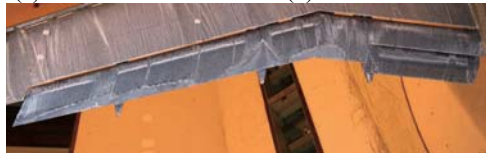
(c) $C_M - \alpha$

Fig.6 Comparison of results about the computational scheme



(a)Green-Gauss

(b)Green-Gauss+UMUSCL



(c) experiment

Fig.7 Comparison of surface stream line and inverse region at 10degree

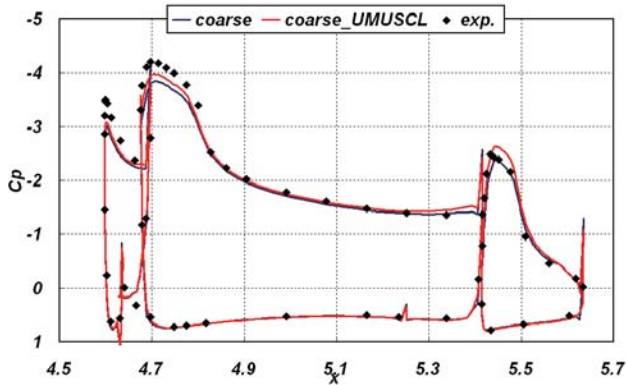


Fig.8 Comparison of C_p distribution ($\eta=0.56$, A.o.A = 10.0)

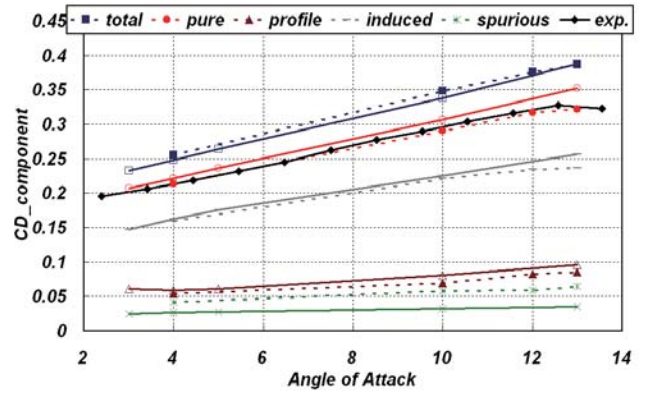
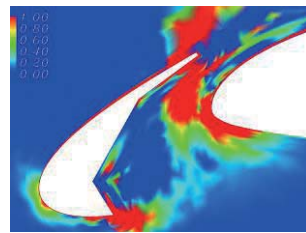
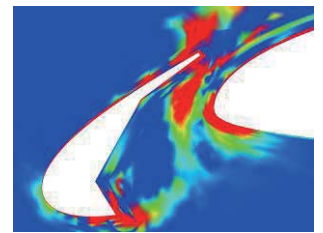


Fig.9 Results of drag-decomposition (solid line:Green-Gauss dashed line: Green-Gauss+UMUSCL)

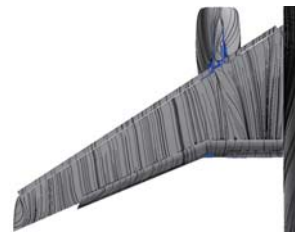


(a)Green-Gauss



(b)Green-Gauss+UMUSCL

Fig.10 Comparison of distribution of entropy based drag



(a) without claps



(b)with claps



(c) experiment

Fig.11 Comparison of surface stream line and inverse region at 10degree

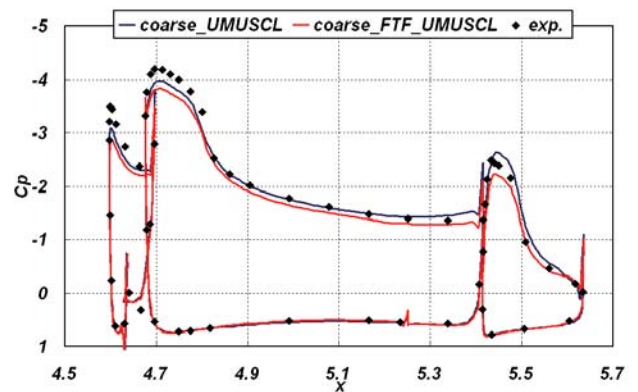


Fig.12 Comparison of C_p distribution ($\eta=0.56$, A.o.A = 10.0)

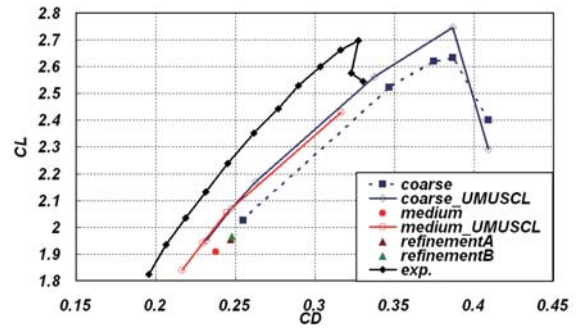
3. 2 格子依存性の検証

この節では金具無しの形状における格子依存性について検証を行う。各格子の空力係数を図 13 に示す。 C_L は格子密度が上昇するほど揚力が低下する。UMUSCL を考慮しない CFD 同士の結果を比較すると最大 6% 低下し、実験値とは 4% 程度の誤差が生じる。 C_D も同様に減少し UMUSCL 無しの CFD の結果同士では 6% 程度、実験値とは 10% の差が生じる。 C_M は前節の結果と同様に揚力が低いほど実験値に近づく。図 14 は C_D から理論誘導抵抗係数 $C_L^2/\pi AR(AR: 主翼アスペクト比)$ を差し引いた抵抗、つまり理論上の形状抵抗と揚力の関係を示す。迎角 4 度の場合について比較すると、同じ CFD 同士では最大 1.5%、実験値と比較すると最大 5% の差が生じる。理論形状抵抗係数の誤差が C_D の誤差よりも小さいことから誘導抵抗の予測、言い換えれば C_L の予測精度が重要であることがわかる。

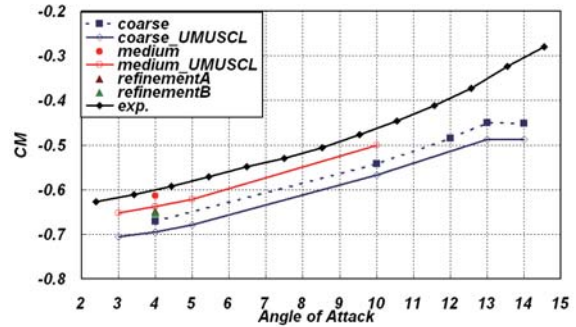
流れ場の定性的比較のために迎角 4 度における UMUSCL を組み込まない結果の表面流線と逆流領域を図 15 に示す。フラップ表面の格子点数が増加した格子 refinementA の流線では medium 格子と同様にフラップ・キंक部の剥離が増大している。空間格子密度のみが増加した格子 refinementB の結果でも coarse 格子より剥離が増大する。refinementA 格子の剥離が refinementB 格子の剥離より大きいことから、低迎角については特にフラップの表面格子密度が剥離に大きく関係していることがわかる。この剥離の拡大が C_L の予測に影響したと考えられる。

図 16、図 17 に迎角 4 度におけるセミスパン 44% と 77% 位置の断面 C_p 分布を比較したものを示す。セミスパン 44% 位置の C_p 分布はフラップ・キंक部の剥離の影響を受け medium 格子, refinement 格子共にフラップ上面の圧力上昇が認められる。剥離領域が大きい refinementA 格子ではフラップに加え、母翼上面の圧力上昇も大きい。これは大きなフラップ舵角に起因する循環の影響によるものと思われる。フラップの舵角が大きくなると発生される揚力が大きくなり、結果として強い循環が生じる。そのため上流の流れ場に対する影響が大きくなると考えられる。セミスパン 77% 位置の C_p 分布を比較すると、どちらの refinement 格子の分布も coarse 格子に近づいており、外弦側では剥離の影響が小さいと言える。

最後に図 18 に格子解像度の変化に伴う流れ場の変化の考察として、機体後流の全圧分布を示す。refinementA 格子ではフラップの大規模剥離による渦が認められる。また refinementB 格子は後流の空間格子解像度が向上しているため、後流の渦の崩壊が遅れる。図には示さないが、この強い渦はフラップ上面の横流れを強め境界層を発達させる。その結果、剥離の拡大が生じたと思われる。このように今回の解析についてはフラップの剥離が強い格子依存性を持つことがわかった。しかし実験値より大きく剥離するケースもあり、より詳細な考察が必要である。



(b) $C_L - C_D$



(c) $C_M - \alpha$

Fig.13 Comparison of results about the mesh dependency

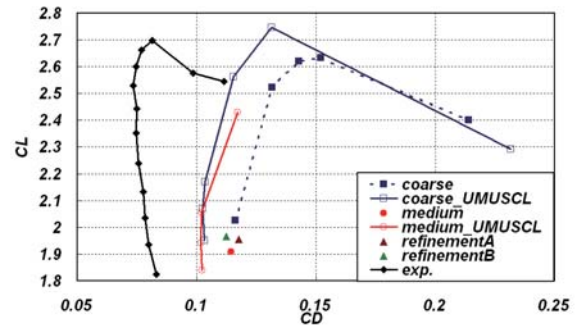
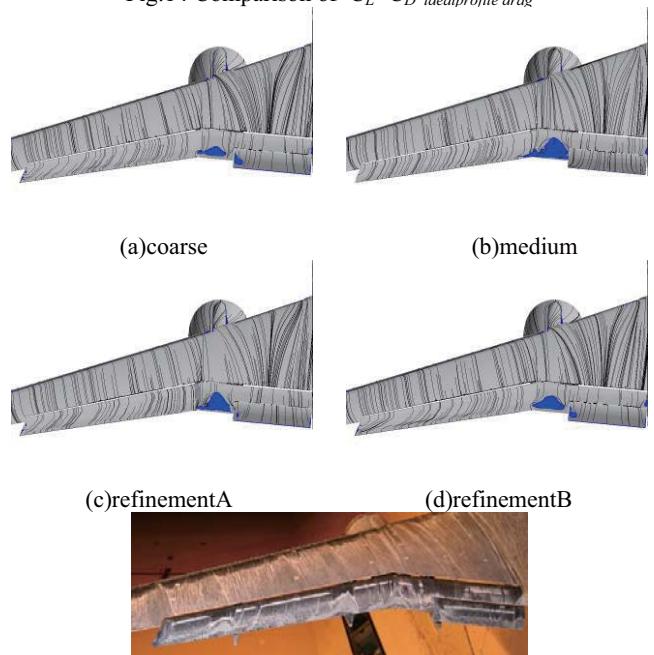
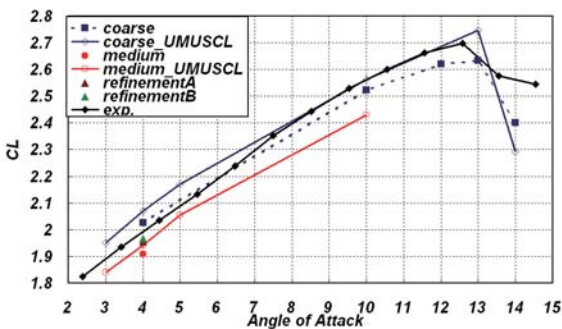


Fig.14 Comparison of $C_L - C_D$ ideal profile drag

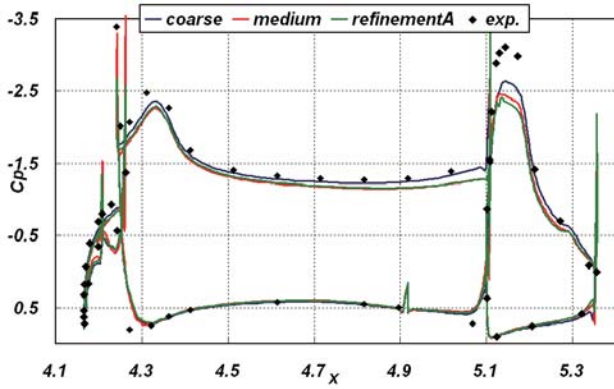


(e) experiment

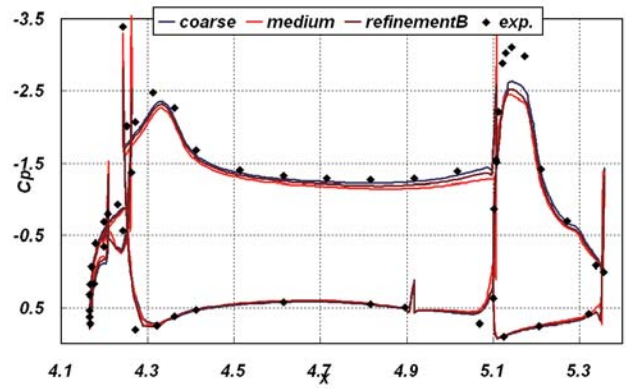
Fig.15 Comparison of surface stream line and inverse region at 4degree



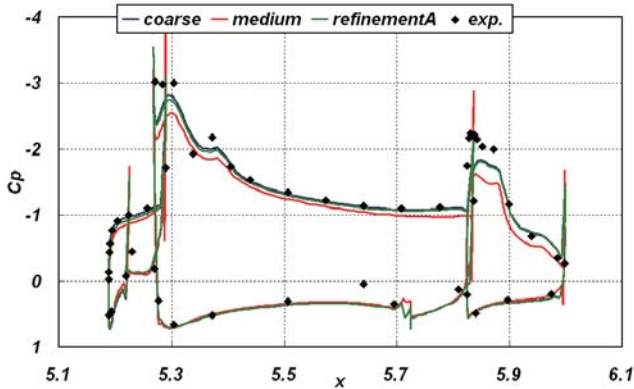
(a) $C_L - \alpha$



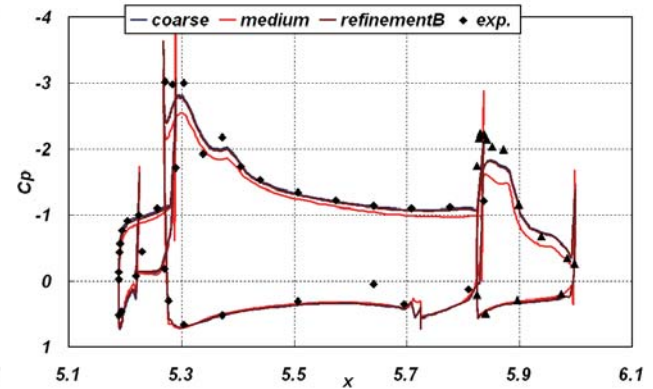
(a) $\eta=0.44$



(a) $\eta=0.44$



(b) $\eta=0.77$



(b) $\eta=0.77$

Fig.16 Comparison of C_p distribution among coarse, medium and refinementA(A.o.A = 4.0)

Fig.17 Comparison of C_p distribution among coarse, medium and refinementB(A.o.A = 4.0)

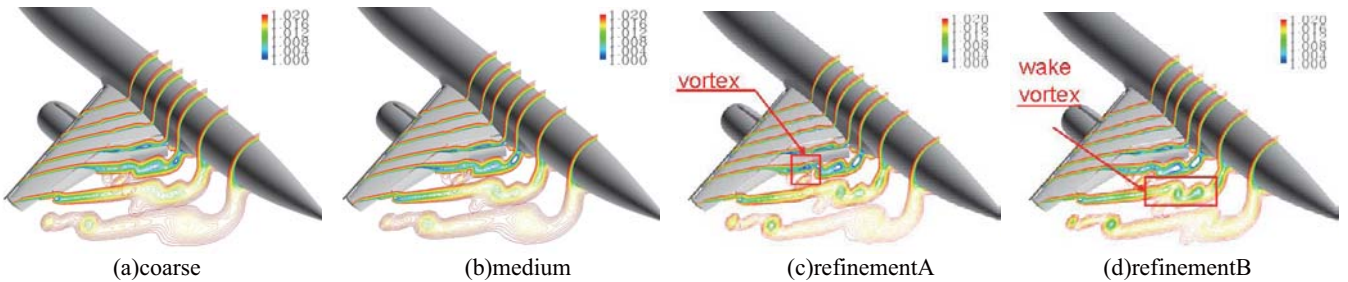


Fig.18 Comparison of total pressure in wake among CFD results

3. 3 乱流モデルの検証

この節では Spalart-Allmaras 1 方程式モデルと SST k- ω 2 方程式モデルの検証結果を述べる。計算格子は支持金具無しの coarse 格子を使用する。ソルバーに UMUSCL を組み込み、迎角 4 度で計算を行った。空力係数を表 2 に示す。 C_L は約 2% 低下し、 C_D は約 40ct、1.5% 程度低下した。理論誘導抵抗と理論形状抵抗の比較図を図 19 に示す。SST モデルの結果は SA モデルより誘導抵抗係数は減少しているが形状抵抗係数は増加する。

図 20 に表面流線を比較したものを示す。SST モデルは SA モデルと比較してフラップ・キンク部の剥離が増大する。フラップ・キンク部の剥離は実験の流線と比較すると過大に予測されたと言える。加えてフラップ端部の流線にも変化が見られ、この部分にも若干の剥離領域増加が生じている。SST モデルの形状抵抗増加や C_M の変化はこの剥離に起因するものと考えられる。

図 21 にセミスパン 77% 位置の C_p 分布と C_f の絶対値分布を比較したものを示す。この断面は乱流モデルによって流線が異なったフラップ端部に相当する。 C_p 分布に着目すると SST モデルではサクシオンピークは低下するが、僅かに翼上面の圧力が上昇し母翼コード長中盤以降では SA モデ

ルよりも実験値に近づく。またフラップには剥離による圧力上昇が生じ、実験値に近づく分布を示す。一方 C_f 分布を比較すると翼上面では一様に SST モデルの値が SA モデルよりも低下しており、特にサクシオン部や剥離が生じた部分で大きく低下する。以上より乱流モデルの差異に対する流れ場の変化が確認された。特に剥離に関してその影響が大きい。しかし実験の剥離は層流剥離などを含む複雑な傾向を示しており、今後高迎角のケースや層流遷移を考慮した更なる議論が必要となる。

Table 2 Comparison of computational results between SA and SST turbulent model(A.o.A = 4.0)

	CL	CD	CM	CDp	Cdf
exp.	1.9931	0.2133	-0.5929		
SA	2.0705	0.2473	-0.6954	0.2271	0.0202
SST	2.0229	0.2429	-0.6696	0.2235	0.0194

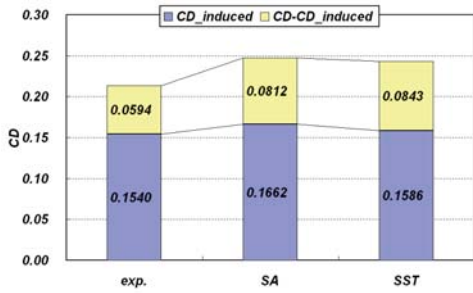
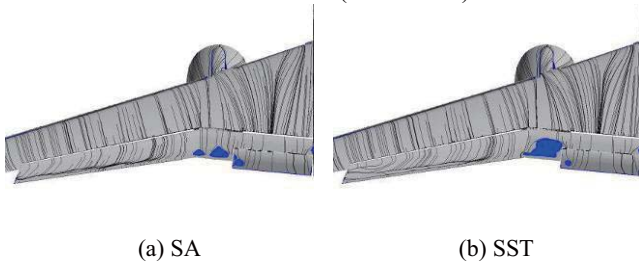


Fig.19 Comparison of drag components between SA and SST turbulent models(A.o.A = 4.0)



(a) SA (b) SST
Fig.20 Comparison of stream line and inverse region between SA and SST turbulent model(A.o.A = 4.0)

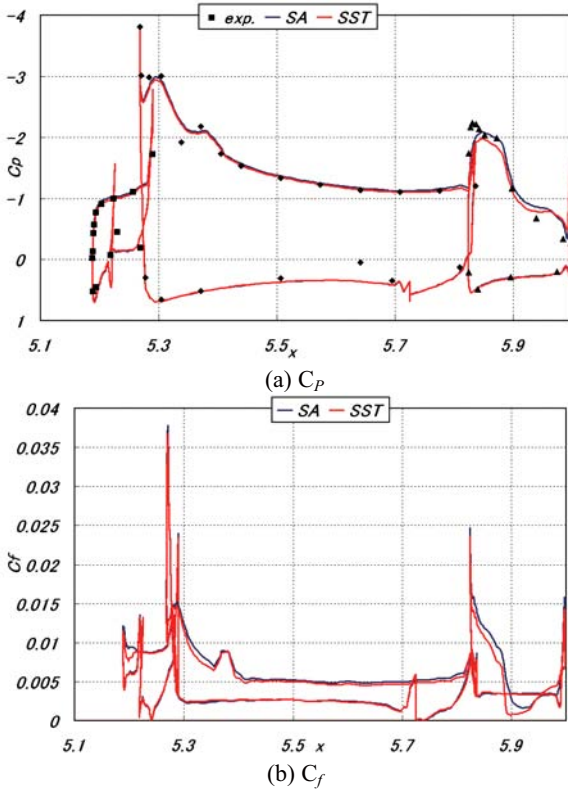


Fig.21 Comparison of C_p and C_f distribution between SA and SST turbulent model ($\eta = 0.77$, A.o.A = 4.0)

4. 結言

三次元実機形状高揚力装置周りにおける CFD の精度検証を目的とし、JAXA 高揚力装置風洞模型の風洞試験結果を比較対象として解析を行った。

まず物理量評価法の検証を行い、UMUSCL による空力係数の改善を確認した。抵抗分解の結果、UMUSCL 使用時には数値拡散を意味する spurious drag の減少が認められた。これはサクシオンピークの上昇やフラップの剥離として現れる。

次に格子依存性の検証を行った。その結果、格子密度が向上すると C_L 、 C_D 共に低下し、実験値に必ずしも近づか

ないことがわかった。原因としてはフラップの剥離の再現性にあると考えられる。これは特にフラップの表面格子の解像度に対して格子依存性が強い。

最後に SA モデルと SST k- ω モデルの二つの乱流モデルの検証を行った。空力係数を比較すると SST モデルはすべての係数で SA モデルより実験値に近い値を予測した。SST モデルは SA モデルより剥離を過大評価し、それに起因する翼上面の圧力分布の変化が見られた。空力係数は実験値に近づく一方で、サクシオンピークや剥離の評価は実験値との差が大きくなっており、一概に予測精度が向上したとは言えない。

検証を通じて高揚力装置を持つ流れ場ではフラップ周りの流れ場、特に剥離の再現性が格子密度や乱流モデルに対して大きく依存することがわかった。今後は剥離が大規模化する高迎角における調査が必要だと思われる。

謝辞

実験データ、計算格子は JAXA より提供していただきました。また計算には東北大学シナジーセンターの NEC SX-7 を使用しました。この場を借りて御礼申し上げます。

参考文献

- 1) Jonson, P., Jones, K. M., and Madson, M., "Experimental Investigation of a Simplified 3D High Lift Configuration in Support of CFD Validation," AIAA Paper 2000-4217, 2000.
- 2) Rudnik, R., H. Frhr. v. Geyr, "The European High Lift project EUROLIFT II -Objectives, Approach and Structure," AIAA Paper 2007-4296, 2007.
- 3) Ito, T., Ura, H., Yokokawa, Y., Kato, H., Mitsuo, M., Yamamoto, K. "High-Lift Device Testing in JAXA 6.5m x 5.5m Low-speed Wind Tunnel" AIAA Paper, 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conf.2006-3643, 2006.
- 4) 企画講演 SS4 「JAXA 高揚力装置風洞模型を用いた CFD ワークショップ」, 第 44 回飛行機シンポジウム論文集, 2006.
- 5) Nakahashi, K., Ito, Y., and Togashi, F., "Some Challenges of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," *Int. J. for Numerical Methods in Fluids*, Vol.43, Issue 6-7, pp.769-783, 2003.
- 6) Obayashi, S., and Guruswamy, G.P., "Convergence Acceleration of a Aeroelastic Navier-Stokes Solver for Efficient Static Aeroelastic Computations," *AIAA Journal* Vol.33, No.6, pp1134-1141, 1995.
- 7) Sharov, D., and Nakahashi, K., "Reordering of 3-D Hybrid Unstructured Grid for Lower-Upper Gauss-Seidel Computations," *AIAA Journal*, Vol.36, No.3, pp.484-486 1998.
- 8) Burg, C., "Higher order Variable Extrapolation For Unstructured Finite Volume RANS Flow Solvers," AIAA Paper 2005-4999, 2005.
- 9) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamics Flows," AIAA Paper 92-0439, January 1992.
- 10) Menter, F. R., "Zonal Two Equation k- ω Turbulence Models for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 93-2906, 1993.
- 11) Yamazaki, W., Matsushima, K., and Nakahashi, K., "Unstructured Mesh Drag Prediction Based on Drag Decomposition" *ECCOMAS CFD 2006*, 2006.