

# 単純三翼素高揚力装置展開形態を用いた CFD 解析の精度比較検証について

## CFD Comparison Study for Three-element Simplified High-Lift Wing Configurations

- 田中 健太郎, 菱友システムズ, 東京都港区高輪 2-19-13, kentaro@chofu.jaxa.jp  
 村山 光宏, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, murayama.mitsuhiro@jaxa.jp  
 山本 一臣, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, yamamoto.kazuomi@jaxa.jp  
 Kentaro TANAKA, Ryoyu Systems, 2-19-13 Takanawa, Minato-ku, Tokyo 108-0074  
 Mitsuhiro MURAYAMA, JAXA, 7-44-1 Jindaiji-higashi, Chofu, Tokyo 182-8522  
 Kazuomi YAMAMOTO, JAXA, 7-44-1 Jindaiji-higashi, Chofu, Tokyo 182-8522

Comparison study of CFD high-lift prediction is performed on three-element simplified high-lift wing configurations using the multi-block structured grid solver UPACS and the hybrid unstructured grid solver TAS-code. The objective of this study is to assess the numerical prediction capability of current-generation RANS CFD codes in the current computing environments for conventional swept subsonic aircraft wing in landing/take-off high-lift configurations. In this paper, the sensitivities of grid density, gridding, and turbulence modeling are shown for the simplified high-lift wing configurations. The difference of aerodynamic forces between the grid-converged results and results by typically-used mesh density is clarified by the grid convergence study. It is shown that the flow separation at the trailing edge of the flap with high deflection angle at a wind-tunnel relatively low Reynolds number condition is largely influenced by grid resolution on the blunt-trailing edge and turbulence models, and the quantitative prediction is one of the most important requirements for the reliable force and moment prediction. It is also shown that the prediction of vortex break-down of the wing-tip vortices and interaction over the wings is also important for the accurate evaluation of the aerodynamic characteristics at the present high-lift wing conditions.

### 1. はじめに

旅客機の離着陸時における空力性能はペイロード等の運行費に直接影響を及ぼすため、離着陸時に展開される高揚力装置の空力特性の正確な予測と性能向上は重要な課題である。そのため CFD 解析技術や空力最適化アルゴリズムの発達、そして計算機の能力向上に伴い、CFD 空力最適化による大幅な性能改善が期待されている。

しかしながら、高揚力装置は一般的にスラット・母翼・フラップ等の多翼素形態となり、各翼素間で狭い隙間が生じるため CFD 解析に用いる計算格子の生成に困難が伴う。また形状の複雑さに加え、境界層遷移、流れの剥離や再付着、各翼素後流の干渉等を伴う非常に複雑な流れ場となる。2001 年から 2009 年にわたり AIAA により開催されている CFD Drag Prediction Workshop (DPW) シリーズ<sup>(1-3)</sup>に示される様に、CFD は剥離のほとんど無い航空機巡航状態に対しては抵抗予測精度が明確になってきているが、離着陸時の高揚力装置周りの流れ場解析に関しては、依然として、複雑形状物体周りに対する効率的な計算格子生成法の開発に加え、その複雑な流れ場に対する CFD の信頼性や精度を明確化し、その向上を図っていく必要がある。

例えば欧州 EUROLIFT プロジェクト<sup>(4,5)</sup>では高揚力装置の流れ場解析法の実用化のため、各機関の協力の下、複雑な三次元実機形態に関して風洞試験と共に研究を進めている。国内では JAXA が複雑な三次元実機形態にて実施した風洞試験データ<sup>(6)</sup>を公開し、2006 年 10 月に第 1 回高揚力装置 CFD ワークショップ<sup>(7)</sup>を開催して実機着陸形態に対する国内 CFD 解析技術の現状と課題が議論された。格子依存性や数値計算法、乱流モデルや遷移予測法等の違いが空力予測にどの程度の感度があるか定性的に示されたが、定量的に風洞試験と一致する結果を得るにはフラップ上の剥離予測等まだ多くの課題を残した<sup>(8)</sup>。

国際的な取り組みとしては、NASA が公開している単純化された三次元後退翼形態 NASA Trapezoidal Wing による風洞試験データを用いた第 1 回 CFD High Lift Prediction Workshop (HiLiftPW-

1)<sup>(9)</sup>が 2010 年 6 月に AIAA により開催された。そこでは高揚力装置形態に対する CFD 解析精度の実用的な指針の構築を目指し、格子依存性や数値計算法、乱流モデルや必要な計算機への要求等が議論された。著者らは 2006 年にこの Trapezoidal Wing に対して高レイノルズ数条件下での解析を行い比較的良い結果を得てきている<sup>(10)</sup>が、2010 年に開催された HiLiftPW-1 ではレイノルズ数が低い、遷移の影響が比較的大きな条件下での解析が行われた。また要求される格子点規模も増大している。

航空機の空力設計において航空機周りの空力解析を行う際には、問題や状況により計算格子の種類や乱流モデル等の解析手法を使い分ける事がある。例えば計算格子に関しては、マルチブロック構造格子法は複雑形状物体周りの解析にも対応でき計算精度や計算効率で有利である。しかしながら、形状が複雑になるにつれ格子生成に多大な労力と作業時間を要する。一方、非構造格子法は形状融通性に優れ、複雑形状に対する格子生成や形状変化に対する格子修正が比較的容易である。流れ場の重要な領域に対して局所的に格子細分化をして精度向上を図る事も比較的容易であるが、構造格子法と比較すると予測精度や計算効率に不利がある。また、乱流モデルに関しては、例えば巡航時の剥離の少ない流れ場を解く場合や剥離の大きい離着陸時、非設計点の流れ場を解く場合等で適切に使い分ける事も行われる。

そこで、本発表では HiLiftPW-1 に用いられた Trapezoidal Wing の解析条件下に対してマルチブロック構造格子法とハイブリッド非構造格子法の両手法による解析を行い、現在の計算機性能で解析可能な規模において格子依存性や乱流モデル等の影響を調べ、高揚力装置展開形態に対する予測精度の現状と問題点、今後の課題について議論する。

### 2. 解析対象

図 1 に解析対象として用いられた単純化された三翼素高揚力装置展開形態である NASA Trapezoidal Wing (“Trap Wing”)を示す。風洞模型の寸法は、空力平均翼弦長(MAC)は 39.634[inch]、半ス



Fig. 1 NASA Trapezoidal Wing (Config.1)

パン長( $b/2$ )は 85.054[inch], アスペクト比( $AR$ )は 4.561 である. 基本形態はスラット舵角  $30^\circ$ , 全スパンフラップ舵角  $25^\circ$  の Config.1 である. スラットとフラップ配置に関しては, 設計/風洞試験前と風洞試験後における模型の三次元計測で若干位置の変化が見られたため, HiLiftPW-1 では風洞試験後の三次元計測による位置が採用されている. 風洞試験データとしては, NASA Langley の 14x22ft 風洞における半裁風洞試験データが提示されている. またフラップ舵角効果に対する予測精度を調べるため, 全スパンフラップ舵角  $20^\circ$  の Config.8 についても解析を行った.

なお, 本報告には主翼-スラットと主翼-フラップの支持金具を含めずに計算を行った結果を示す.

### 3. 計算格子

格子生成の指針として, HiLiftPW-1 における格子生成ガイドライン<sup>(1)</sup>に沿った生成を行った. マルチブロック構造格子の格子生成には商用ソフト Gridgen を用いた. 図 2 に構造格子の図を示す. 機体表面近傍では境界層内での直交性を保つために表面からの押し出し法による O-O 型トポロジー, 翼洞接合部では双方の直交性を保つため O-H 型トポロジーとし, 遠方領域では C-O 型トポロジーを用いた. 格子収束性を見るため, 内挿を用いた格子密度変更プログラムを Medium 格子に適用し, 空間格子の解像度を一様に変化させた Coarse, Fine 格子をそれぞれ作成した. 図 3-4 に各格子密度における表面格子図と 50% スパン位置における翼断面格子図を示す.

四面体, プリズム, ピラミッドからなるハイブリッド非構造格子の格子生成には東北大の TAS-Mesh 及び MEGG3D<sup>(12-15)</sup>を用いた. 図 5 に非構造格子の図を示す. 表面格子には Direct Advancing Front 法による等方的な三角形を用い, 空間格子には Delaunay 法による等方的な四面体を作成後に表面付近にプリズムを挿入する方法を用いた. なお, 等方的な三角形を用いて後縁厚みに多くのセルを配置させると格子点数が膨大になってしまうため, 後縁に 1 セルのみの格子を作成した後に後縁付近にて局所格子細分化を 2 段階実施して解像度を高める工夫をしている. 図 6-7 に各格子密度における表面格子図と 50% スパン位置における翼断面格子図を示す.

図 8 に翼洞接合部にて機体軸に垂直な断面での両格子の図を示す. 非構造格子では格子生成の自動化の観点から, 翼と胴体のそれぞれ表面から垂直方向に押し出して平均を取る手法を用いている. これまでの経験<sup>(2-3,10)</sup>により, 翼洞接合部におけるスパン方向の格子解像度が翼根の剥離に影響を及ぼすため, 構造格子・非構造格子共に予めスパン方向に十分な格子解像度を持つ様に注意して作成した.

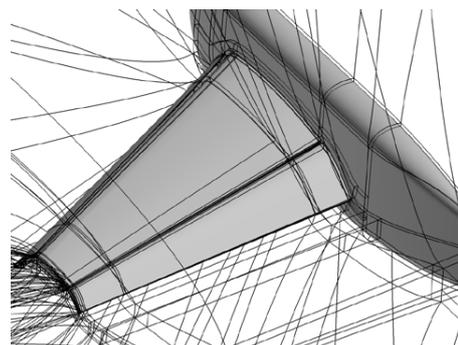
解析に用いた計算格子について表 1-2 にまとめる.

Table 1 Summary of structured grids

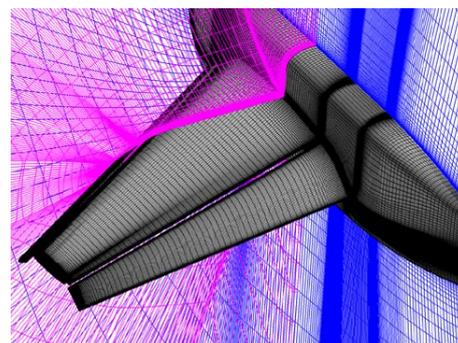
	Cells	Surf.Faces	BL 1stCellSize	GrowthRate	TE Cells
Coarse	11M	0.14M	0.00020[inch]	1.31	11
Medium	37M	0.31M	0.00013[inch]	1.20	16
Fine	124M	0.70M	0.00009[inch]	1.13	24

Table 2 Summary of unstructured grids

	Nodes	Surf.Nodes	BL 1stCellSize	GrowthRate	TE Cells
Coarse	12M	0.43M	0.00020[inch]	1.31	4
Medium	28M	0.72M	0.00013[inch]	1.20	4
Fine	72M	1.27M	0.00009[inch]	1.13	4

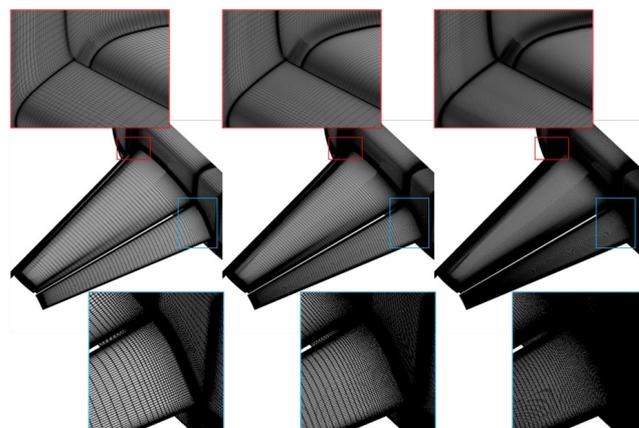


(a) Wireframe



(b) Generated structured grid

Fig. 2 Structured grid for config.1 (Coarse grid)



(a) Coarse grid (b) Medium grid (c) Fine grid

Fig. 3 Surface meshes of structured grid (Config.1)

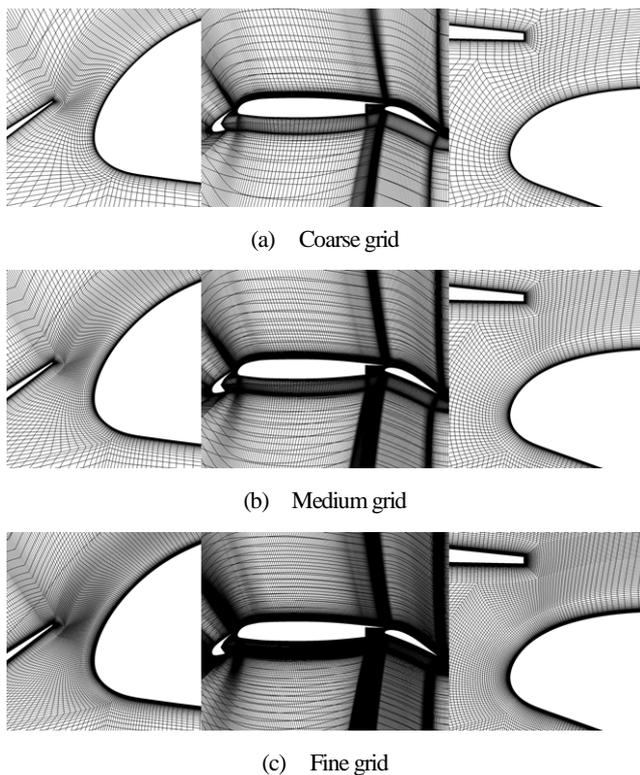


Fig. 4 Cross-sectional views at 50% semi-span of structured grid

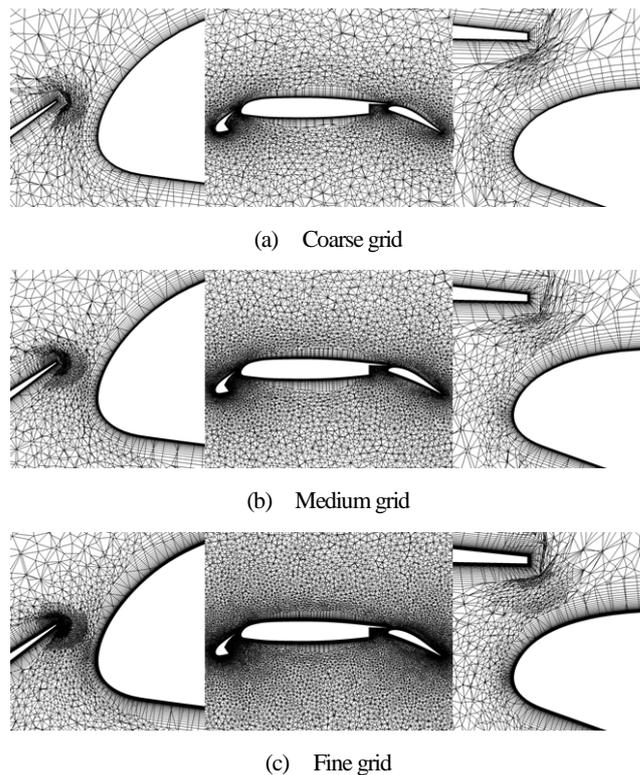


Fig. 7 Cross-sectional views at 50% semi-span of unstructured grid

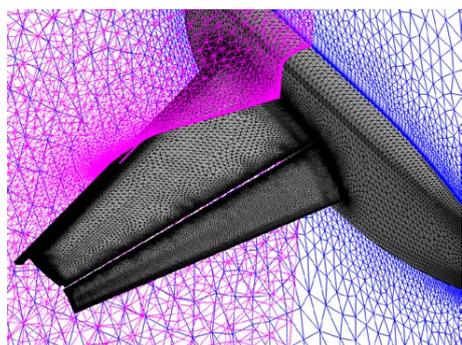


Fig. 5 Unstructured grid for config.1 (Coarse grid)

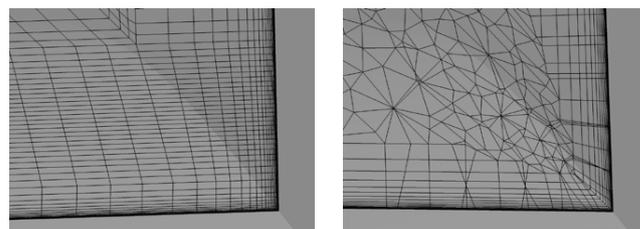


Fig. 8 Grid at the corner of the wing-body junction (Coarse grid)

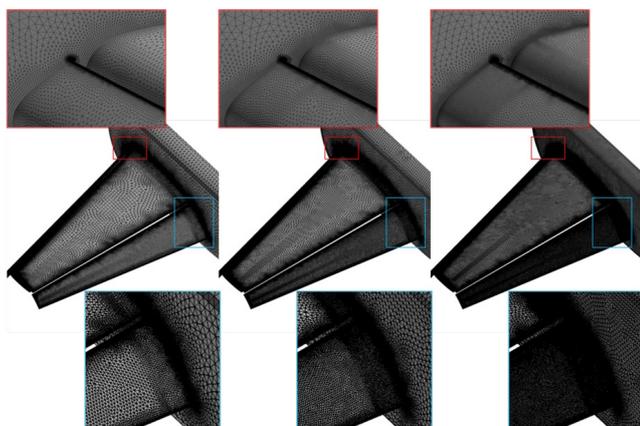


Fig. 6 Surface meshes of unstructured grid (Config.1)

#### 4. 解析手法

マルチブロック構造格子ソルバーとして JAXA の UPACS<sup>(16-17)</sup>を用いた. 非構造格子ソルバーとして東北大の TAS-Code<sup>(12)</sup>を用いた. 物理量の勾配評価法に Green-Gauss 法を用いた Unstructured MUSCL 法 (U-MUSCL)<sup>(18)</sup>による空間 2 次精度スキームを用いた. U-MUSCL の外挿パラメータ  $\kappa$  には 0.5 を用いた. また Venkatakrishnan リミター<sup>(19)</sup>の係数  $K$  には 1 を用いた. 今回用いた両ソルバーの計算手法について表 3 にまとめる. 乱流モデルには生成項において過度とひずみ速度の最小値をとる修正を加えて渦粘性の過大な生成を抑制する, 修正 Spalart-Allmaras(SA) 1 方程式モデル<sup>(20,21)</sup>を用いた.

Table 3 Computational methods

	UPACS	TAS
Mesh Type	Multi-block Structured	Hybrid Unstructured
Discretization	Cell-centered finite volume	Cell-vertex finite volume
Governing Eq.	Full NS	Full NS
Flux comp.	Roe 3rd-order	HLLW 2nd-order
Limiter	(not used)	Venkatakrishnan
Time integration	MFGS	LU-SGS
Turbulence model	SA, modified SA	modified SA, SST

乱流モデルの比較に関しては UPACS では修正のない SA モデルとの比較, TAS では Menter の SST モデルとの比較を行った。

計算条件は主流マッハ数( $M_\infty$ )0.2, MAC 基準レイノルズ数 ( $Re$ ) $4.3 \times 10^6$ , 全域乱流条件で行う。

計算は JAXA の JSS M システム (Fujitsu FX1) を用いて行った。

## 5. 解析結果

### 5-1. 格子収束性の比較

UPACS と TAS における格子収束性について比較を行う。図 9 に揚力( $C_L$ )の格子収束性を表すグラフを示す。横軸  $N^{(2/3)}$  ( $N$ :格子点数)において 0 は格子点数が無限大である事を意味している。空間二次精度のスキームを用いて三次元の流れ場を計算する場合、様に格子を細かくして行くと理想的には直線的に収束して行き、格子収束性を議論する際にしばしば用いられる比較方法である<sup>(1)</sup>。本報告では Coarse 格子の結果は直線的な傾向からやや外れているため、解の格子収束値には Medium 格子と Fine 格子の結果を線形外挿して見積もりを行った。

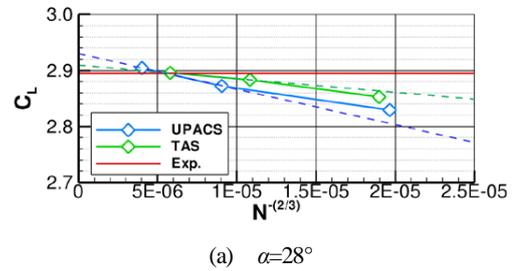
図 9(a)に示す迎角( $\alpha$ ) $=28^\circ$ では格子解像度に対する揚力の変化が大きく、Coarse 格子と Fine 格子の差が最大で約 0.08 ( $C_L$  に対して約 3%)であった。格子収束時の両ソルバー間の差分( $\Delta C_{L(N \rightarrow \infty)}$ )は約 0.02 (同約 0.7%)で、TAS の結果は実験値に約 0.015 (同約 0.5%)の差とほぼ近く、UPACS の結果は実験値より約 0.03 (同約 1.2%)高い結果となった。図 9(b)に示す  $\alpha=13^\circ$ では格子解像度に対する揚力の変化は小さい傾向にあり、Coarse 格子と Fine 格子の差が最大で約 0.03 (同約 1.5%)であった。 $\Delta C_{L(N \rightarrow \infty)}$ は約 0.002 (同 0.1%)であり良く一致する結果となったが、実験値より約 0.03 (同約 1.5%)低い結果となった。これは後述する通り CFD ではフラップ後縁の剥離が風洞試験と比較して大きく見積もられたためと考えられる。またどちらの迎角においても TAS より UPACS の方が格子解像度に対する揚力の変化がやや大きい結果となった。

図 10 には抵抗( $C_D$ )の格子収束性を表すグラフを示す。同一の揚力の下においては、抵抗は一般的には格子解像度が低くなるほど数値誤差により過大評価される傾向にあり、図 10(b)の TAS の結果に示される様に、格子点数の増加に伴い減少する傾向を示す。一方、図 10 では、格子解像度が高くなるほど抵抗が増大する傾向が見られる。これは、ここでの比較は迎角一定の条件であり図 9 に示される様に格子解像度が高くなるほど揚力が増大しており、揚力に伴う誘導抵抗が加味されている事によるものである。図 10(a)の  $\alpha=28^\circ$ では格子収束時の両ソルバー間の差分( $\Delta C_{D(N \rightarrow \infty)}$ )は約 8 カウント ( $C_D$  に対して約 0.1%) ( $C_D$  1 カウント=0.0001)、格子収束値と実験値との差は約 25 カウント (同約 0.3%)と小さい。図 10(b)の  $\alpha=13^\circ$ では  $\Delta C_{D(N \rightarrow \infty)}$ は約 6 カウント (同約 0.2%)と小さいが、実験値との差は約 120 カウント (同約 4%)とやや大きい結果となった。図 11 には理想的な形状抵抗 ( $C_D$  から理想的に計算された誘導抵抗( $C_L^2/\pi AR$ )を引いた抵抗)の格子収束性のグラフを示す。揚力の違いによる抵抗成分が差し引かれた事により、格子解像度が高くなるほど抵抗値が減少する一般的な傾向が見られる様になった。図 11(b)に示す  $\alpha=13^\circ$ では UPACS の結果が TAS の結果より格子解像度に対する変化が小さくなり、両ソルバー間の格子収束時の差分は約 12 カウント (理想的な形状抵抗に対して約 3%)、実験値との差分は約 17~30 カウント (同約 4%~7%)と誘導抵抗成分を取り除くと実験値と良く一致する傾向が見られた。一方、図 11(a)に示す  $\alpha=28^\circ$ では UPACS の結果が TAS の結果より格子解像度に対する変化が大きく、両ソルバー間の格子収束時の差分は約 90 カウント (同約 10%)、実験値との差分は 30~120 カウント (同 3%~13%)と差が大きくなる結果となった。これは Trap Wing のアスペクト比が小さく、揚力の

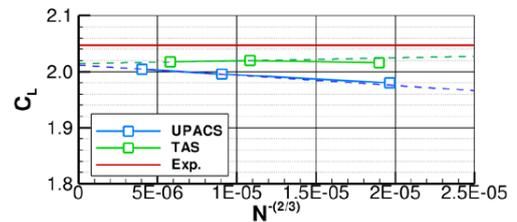
大きな離着陸条件下では誘導抵抗が  $C_D$  の約 90%を占める状態であり、揚力の予測の変動が大きく効いている事に加えて、求めた誘導抵抗があくまで理想的条件を仮定している事に因ると考えられる。

図 12 には表面摩擦による抵抗( $C_{D,SF}$ )の格子収束性を表すグラフを示す。UPACS と TAS 共に格子解像度により約 5 カウント ( $C_{D,SF}$  に対して約 4%)の変化が見られるが、両ソルバー間の差分は格子解像度に依らず約 2 カウント (同約 1.6%)と概ね良く一致した結果となった。

図 13 にはピッチングモーメント( $C_M$ )の格子収束性を表すグラフを示す。どちらの迎角においても格子収束時の UPACS と TAS の差分( $\Delta C_{M(N \rightarrow \infty)}$ )は約 0.003 ( $C_M$  に対して約 0.6%)で、良く一致した結果が得られた。 $\alpha=13^\circ$ では CFD の格子収束時の値と実験値との差分が約 0.02 (約 4%)と大きい。これは CFD がフラップ後縁の剥離領域の大きさを実験結果と比べて過大に予測している事に因ると考えられる。フラップ後縁の剥離については 5-3 項でも考察する。

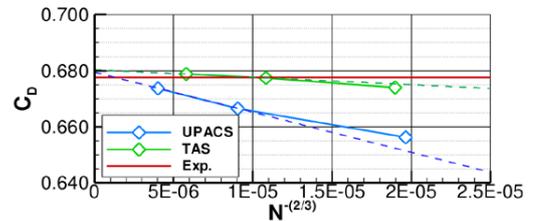


(a)  $\alpha=28^\circ$

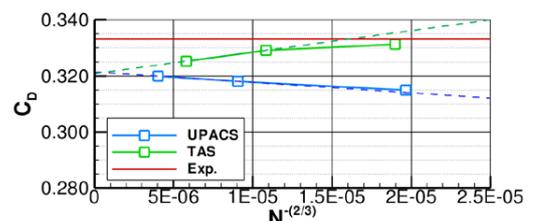


(b)  $\alpha=13^\circ$

Fig. 9 Grid convergence of total lift (Config.1)

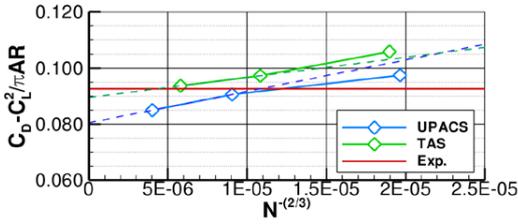


(a)  $\alpha=28^\circ$

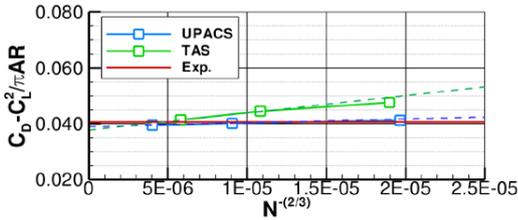


(b)  $\alpha=13^\circ$

Fig. 10 Grid convergence of total drag (Config.1)



(a)  $\alpha=28^\circ$



(b)  $\alpha=13^\circ$

Fig. 11 Grid convergence of idealized profile drag (Config.1)

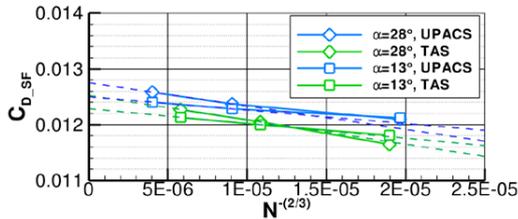


Fig. 12 Grid convergence of skin friction drag (Config.1)

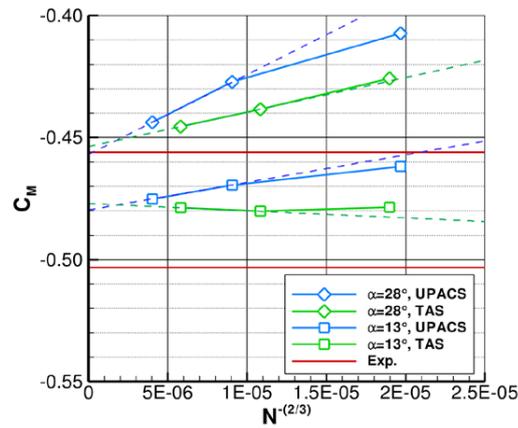
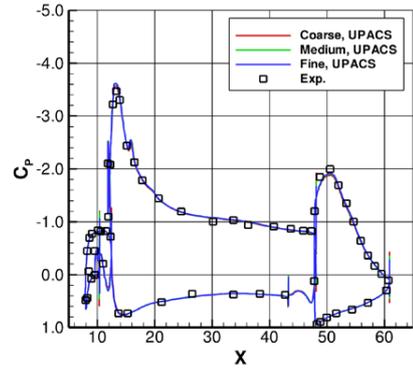


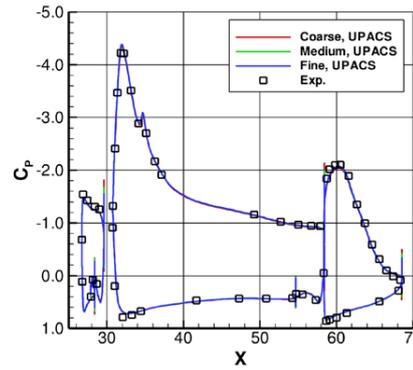
Fig. 13 Grid convergence of pitching moment (Config.1)

図 14 と図 15 にはそれぞれ UPACS と TAS の各翼断面位置における表面圧力係数( $C_p$ )分布を  $\alpha=13^\circ$  について示す。17%, 50% スパン位置では両ソルバーともに格子解像度による差は小さく、実験値に近い値を示している。しかし 98% スパン位置では両ソルバーともに母翼後方とフラップ前縁で格子解像度による差が大きく、特に UPACS では母翼前縁からフラップ後縁まで広範囲に差が生じている。図 16 には UPACS の  $\alpha=28^\circ$  にて各断面の表面  $C_p$  分布を積分して得られた局所揚力( $C_l$  or  $MAC$ )のスパン方向分布図を示す。特に翼端付近において格子解像度が低くなるほど断面揚力が低下している事が判る。図 17 には翼端付近における空間全圧分布( $P_T/P_{T0}$ )と、速度の等値面( $-0.01\%U_\infty$ )による渦崩壊の領域

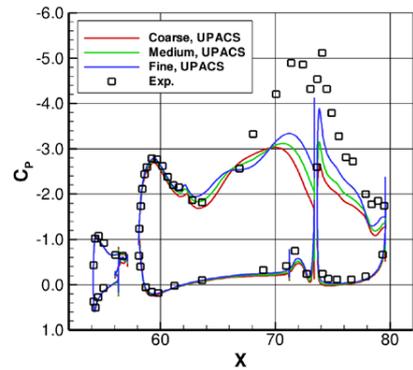
を示す。構造格子の方が翼端渦の領域で格子幅の拡大比が大きくなってしまっているため、特に格子が粗くなるにつれて翼端渦による全圧損失の領域が拡散されていると共に、渦崩壊の領域を過大に予測する結果となった。このために格子解像度が低くなるほど翼端付近で揚力が大きく低下したと考えられる。離着陸形態など揚力が大きい場合には翼端渦が強くなるため、翼端渦の予測精度が計算結果に大きく影響を及ぼす事から、翼端における必要格子密度の規格化が必要であるという知見を得た。



(a) 17% semi-span

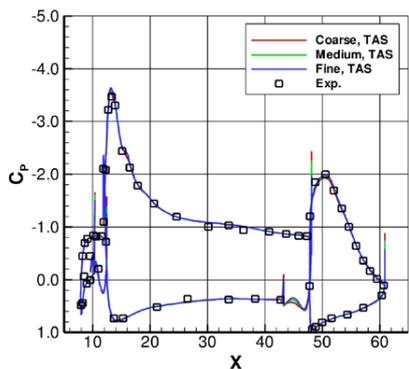


(b) 50% semi-span

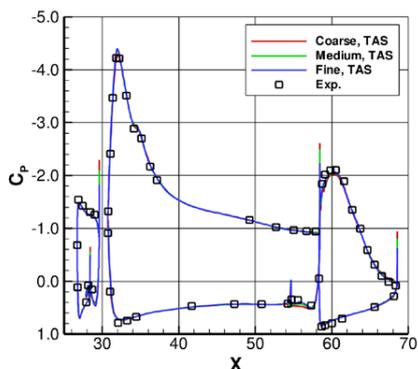


(c) 98% semi-span

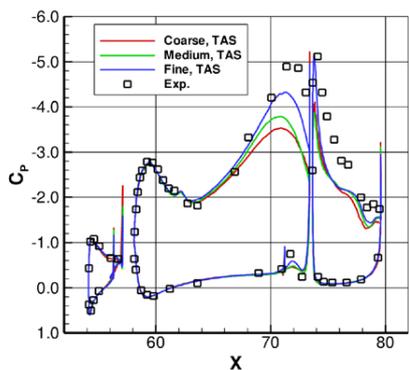
Fig. 14  $C_p$  distribution on cross sections (UPACS,  $\alpha=13^\circ$ , Config.1)



(a) 17% semi-span



(b) 50% semi-span



(c) 98% semi-span

Fig. 15 Cp distribution on cross sections (TAS,  $\alpha=13^\circ$ , Config.1)

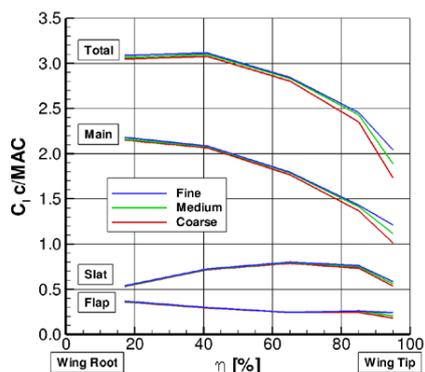


Fig. 16 Load distribution (UPACS,  $\alpha=28^\circ$ , Config.1)

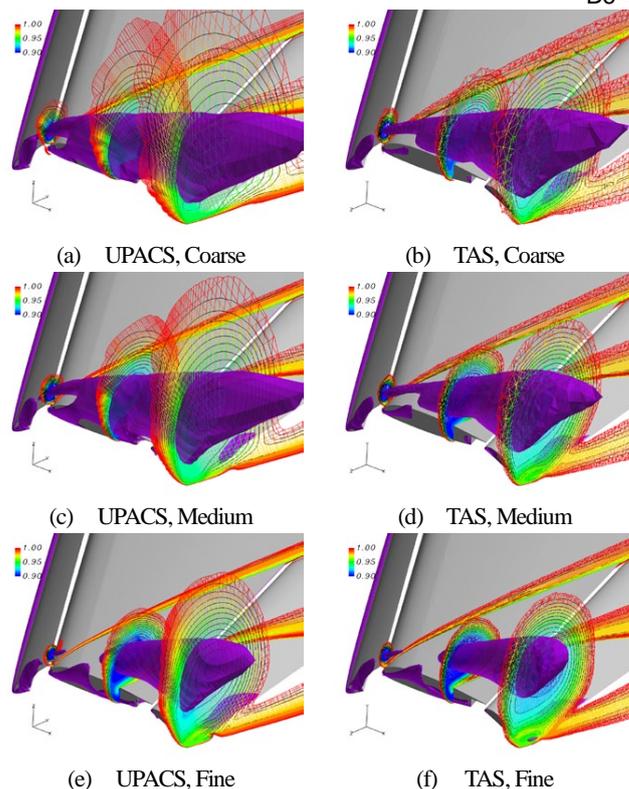


Fig. 17 Total pressure distribution and region of vortex breakdown at the wing tip ( $\alpha=28^\circ$ , Config.1)

図 18 に翼上面の表面流線図を示す。5-3 項にて後述する通り  $\alpha=13^\circ$  ではフラップ後縁での剥離が  $\alpha=28^\circ$  と比較して大きくなる傾向にある。また図 18(a)に示す様に  $\alpha=13^\circ$  の UPACS の結果では胴体とフラップとの接合角部で大きな剥離が生じる結果となった。この剥離は Coarse, Medium, Fine のいずれの格子においても剥離の大きさに変化は見られなかった。角部の剥離に関しては乱流モデルで考慮されておらず、数値解法や格子解像度、用いる乱流モデル等により予測に大きな差を生じる<sup>(3,22)</sup>。

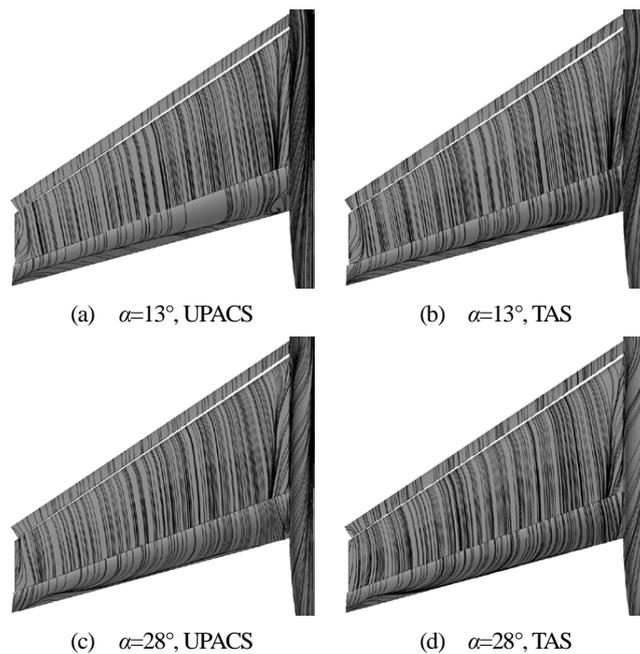


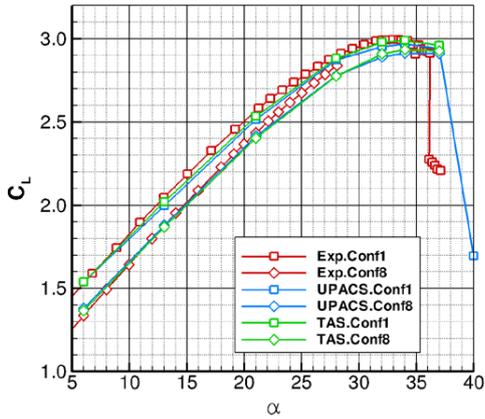
Fig. 18 Surface restricted streamlines on upper surfaces (Medium grid, Config.1)

5-2. フラップ舵角効果予測の比較

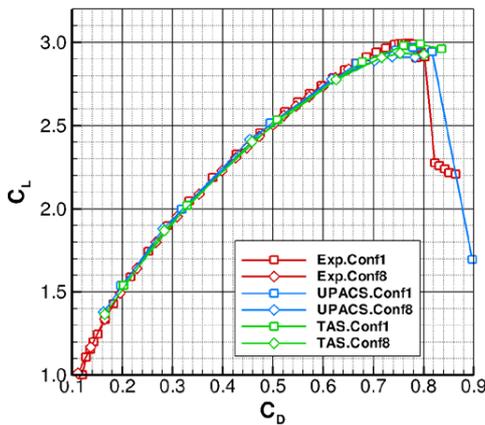
UPACS と TAS の Medium 格子を用いてフラップ舵角 25°の Config.1 と 20°の Config.8 にて迎角( $\alpha$ )を振った解析を行い、舵角効果予測の比較を行った。図 19 に揚力( $C_L$ ), 抵抗( $C_D$ ), ピッチングモーメント( $C_M$ )の特性図をそれぞれ示す。両ソルバー間の比較では最大揚力の近くで多少の差が見られる。低迎角側では Config.8 は Config.1 より両格子間の差が小さい。これは図 20 に

示す様にフラップ舵角が小さいためフラップ後縁の剥離が小さく、ソルバーや格子による差が生じにくいためであると考えられる。

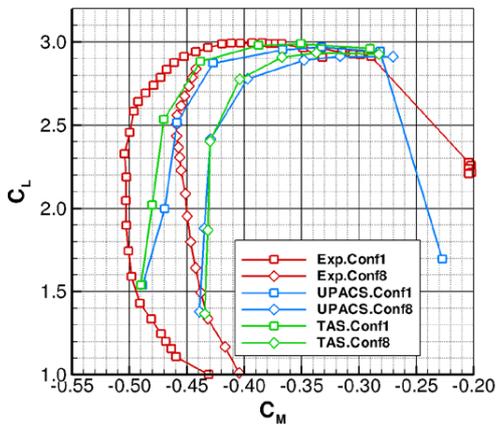
図 19(a)に示す  $C_L-\alpha$  線図では、CFD と実験値で傾きがわずかに異なる。図 19(c)に示す  $C_L-C_M$  線図においてもこの領域では実験値との差が大きい。これは高迎角時では翼端における流れを予測出来ていない事と、Config.1 の低迎角時で大きくなるフラップ後縁剥離の予測の違いが要因と考えられる。図 19(b)に示す  $C_L-C_D$  線図においては最大揚力の近くを除いて良く一致した結果が得られた。図 21 にフラップ舵角に対する揚力( $C_L$ )とピッチングモーメント( $C_M$ )の差分を示す。両ソルバー間および CFD と実験値の間でも、舵角効果は最大揚力付近を除き概ね良く一致した結果が得られた。フラップ舵角効果の予測精度は、フラップ後縁の剥離が大きい Config.1 の予測精度に依存していると言える。



(a)  $C_L-\alpha$

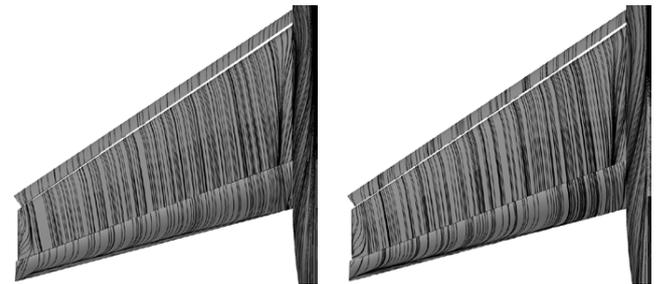


(b)  $C_L-C_D$



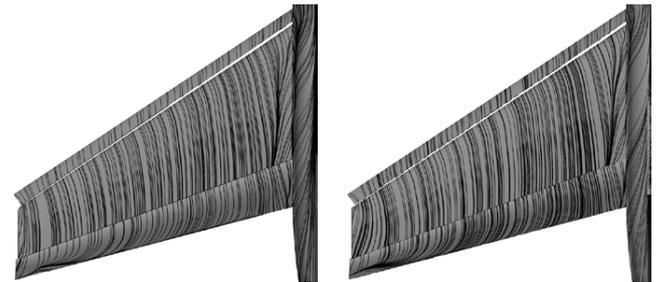
(c)  $C_L-C_M$

Fig. 19 Comparison of aerodynamic forces and moment for flap deflection angle (Medium grid)



(a)  $\alpha=13^\circ$ , UPACS

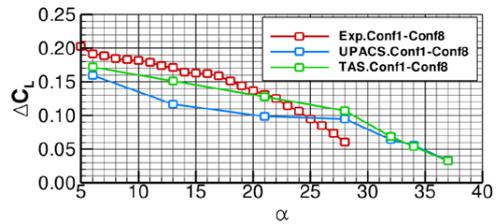
(b)  $\alpha=13^\circ$ , TAS



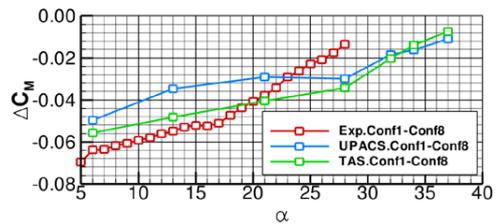
(c)  $\alpha=28^\circ$ , UPACS

(d)  $\alpha=28^\circ$ , TAS

Fig. 20 Surface restricted streamlines on upper surfaces (Medium grid, Config.8)



(a)  $\Delta C_L-\alpha$



(b)  $\Delta C_M-\alpha$

Fig. 21 Effect of flap deflection angle on  $C_L$  and  $C_M$  (Medium grid)

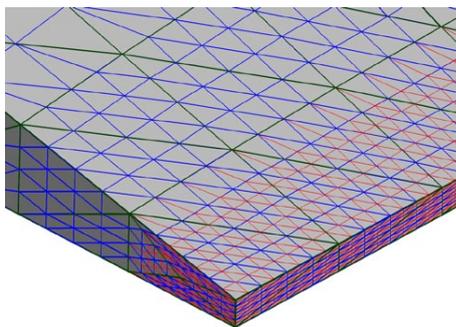
5-3. フラップ後縁の剥離の予測について

フラップ舵角が 25° と深い Config.1 の  $\alpha=13^\circ$  では、両ソルバー共にフラップ後縁に風洞試験<sup>9)</sup>と比較して大きな剥離を生じており、揚力やピッチングモーメントにおいて実験値と差が出る結果となった。これは実験では境界層の遷移位置を固定しない自由遷移条件であるのに対し CFD では全域乱流条件を用いているため、特にフラップ後縁で境界層が厚くなり剥離が起きていると考えられる。 $Re=15 \times 10^6$  の高レイノルズ数条件におけるこれまでの解析ではこの様な差は確認されていない<sup>(10)</sup>が、今回の  $Re=4.3 \times 10^6$  までレイノルズ数が下がると境界層遷移の影響が大きくなっていく。HiLiftPW-1 においても境界層遷移を考慮した CFD の結果は実験値に良く合い、全域乱流条件を用いた CFD はフラップ後縁の剥離が大きくなり揚力が低下した、との報告もある<sup>(23,24)</sup>。実際の航空機の設計において遷移予測は重要な要素であると言える。

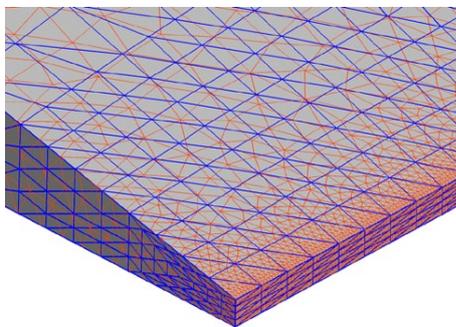
Table 4 TE refinement of unstructured grids

TE Refinement scheme	Nodes	Surf.Nodes	TE Cells
No (Before refinement)	6.4M	0.23M	1/1/1
2-stage for each elements (Baseline)	12M	0.43M	4/4/4
2-stage for slat/main, 3-stage for flap	14M	0.51M	4/4/8
No for slat/main, Isotropic tris for flap	15M	0.60M	1/1/6

TE Cells : Slat / Main / Flap



Green : Before mesh refinement  
Blue : Adopted 2-stage mesh refinement (Baseline)  
Red : Adopted 3-stage mesh refinement  
(a) Approach with mesh refinement



Blue : Adopted 2-stage mesh refinement (Baseline)  
Orange : Insertion of Isotropic triangles  
(b) Straightforward approach

Fig. 22 Close-up view of surface grid near flap TE (Unstructured coarse grid)

フラップ後縁の格子解像度が剥離の予測に及ぼす影響について TAS を用いて調べた。非構造格子の生成過程における各翼素の後縁厚みに 1 セルのみの局所細分化適用前の格子、各翼素後縁に 2 段階細分化を適用したベースライン格子、スラットと母翼の後縁に 2 段階細分化かつフラップ後縁に 3 段階細分化を適用した格子、スラットと母翼の後縁は 1 セルのままでフラップ後縁のみ細密な等方的三角形格子を用いた格子、の 4 種類の格子を用いて比較を行った。比較に用いた格子について表 4 にまとめる。格子点数はそれぞれ、640 万点、1200 万点、1400 万点、等方的三角形を用いた格子ではスラットと母翼の後縁は 1 セルのままであるにも関わらず 1500 万点を要している。図 22 にはフラップ端後縁の表面格子拡大図を示す。図 23 に揚力( $C_L$ )—迎角( $\alpha$ )特性図を示す。後縁解像度の高い格子を用いた結果同士は良い一致を見せたが、細分化前の格子を用いた結果は揚力が増大した。これは図 24(a)に示す様にフラップ後縁の剥離領域を小さく予測したためと考えられる。図 24(b)~(d)に示す様に後縁解像度の高い格子を用いた結果同士はいずれも後縁の剥離が大きく、良く一致した結果となった。フラップ後縁の格子密度が不足すると剥離を正しく解像できず、計算結果に大きく影響を及ぼす事が知見として得られた。また非構造格子において、後縁部に効率的に格子を挿入する格子生成法が必要と言える。

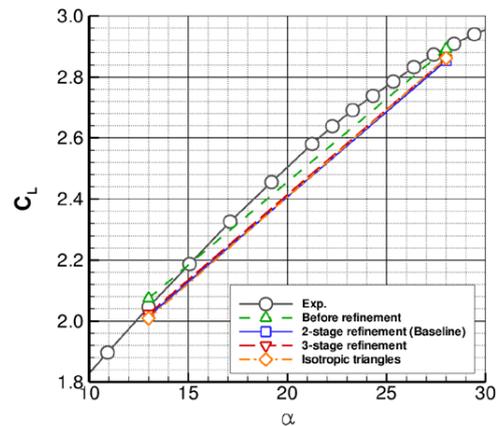


Fig. 23 Mesh refinement effect on  $C_L$ - $\alpha$  by TAS (Coarse grid, Config.1)

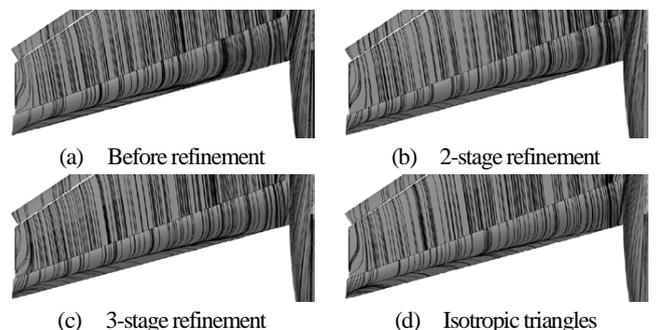


Fig. 24 Surface restricted streamlines on upper surfaces (TAS, Coarse grid, Config.1,  $\alpha=13^\circ$ )

5-4. 乱流モデルの比較

UPACS と TAS それぞれを用いて乱流モデルの違いによる比較を行う。図 25 には生成項に渦度を用いた SA モデルと、渦度とひずみ速度の最小値を生成項に用いた修正 SA モデルとの比較を、 $\alpha=13^\circ$ での表面流線図にて示す。比較には UPACS を用いた。修正を加えない SA モデルを用いた場合にはフラップ後縁の剥離領域が小さくなる結果となった。これは図 26 に示す様に、修正の無い SA モデルではスラットのコーブや母翼のコーブで渦粘性が大きく、翼素の後流の拡がりも大きい事がフラップ後縁の剥離の差に影響していると考えられる。図 27 には  $\alpha=28^\circ$ での翼端付近における空間全圧分布( $P/P_{Tc}$ )と、速度の等値面( $-0.01\%U_\infty$ )による渦崩壊の領域を示す。修正の無い SA モデルと比較して修正 SA モデルの方がスラット端で翼端渦が大きく、渦崩壊が早まる結果を示した。

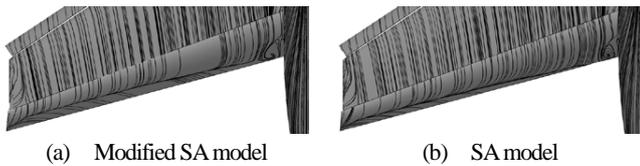


Fig. 25 Surface restricted streamlines on upper surfaces (UPACS, Medium grid, Config.1,  $\alpha=13^\circ$ )

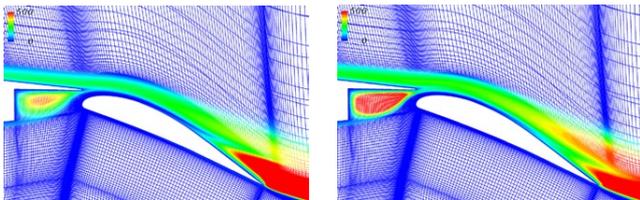


Fig. 26 Eddy viscosity distribution at 85% semi-span section (UPACS, Medium grid, Config.1,  $\alpha=13^\circ$ )

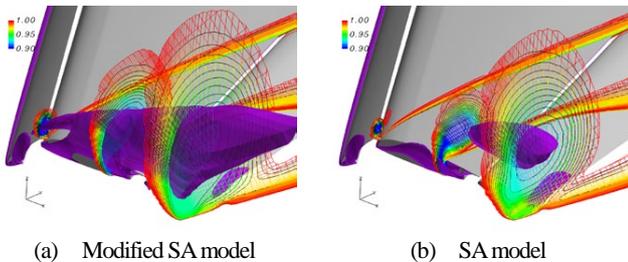


Fig. 27 Total pressure distribution and region of vortex breakdown at the wing tip (UPACS, Medium grid, Config.1,  $\alpha=28^\circ$ )

図 28 には修正 SA モデルと Menter の SST モデルとの比較を、 $\alpha=13^\circ$ での表面流線図にて示す。比較には TAS を用いた。SST モデルを用いた場合にはフラップ後縁の剥離領域が大きくなる結果となり、修正 SA モデルよりも更に後縁剥離が大きくなる傾向が示された。

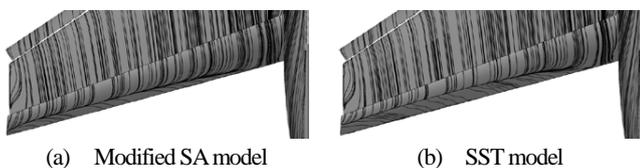


Fig. 28 Surface restricted streamlines on upper surfaces (TAS, Coarse grid, Config.1,  $\alpha=13^\circ$ )

図 29 に乱流モデルの違いによる揚力( $C_L$ )—迎角( $\alpha$ )特性図を示す。SA モデルと修正 SA モデルの差は  $\alpha=13^\circ$ と  $\alpha=28^\circ$ 共に約 0.01 ( $C_L$ に対して約 0.5%)であり、図 9 に示す格子解像度による変化と比較して差が小さい結果であったが、修正 SA モデルと SST モデルの差は  $\alpha=13^\circ$ で約 0.08 (同約 4%)と、格子解像度による変化と比較して大きい結果となった。乱流モデルの違いによりこの程度の変化が起こる得るため、それぞれの特徴を踏まえて実用上では使い分けていく事が必要と言える。

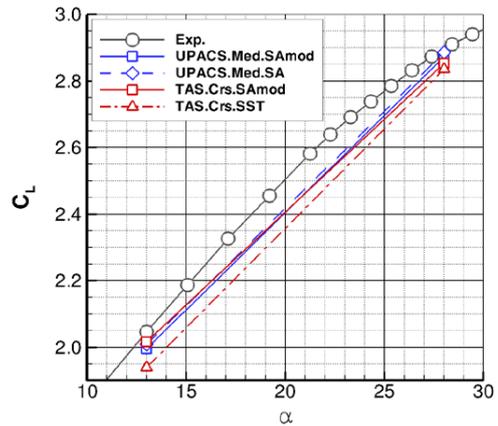


Fig. 29 Turbulence model effect on  $C_L$ - $\alpha$

6. まとめ

高揚力装置展開形態に対する予測精度の現状と問題点について明らかにするため、マルチブロック構造格子ソルバーUPACS と非構造格子ソルバーTAS の両手法を用いて CFD 解析を行い、格子依存性や乱流モデル等の影響について調べた。

格子収束性の比較について、 $\alpha=13^\circ$ では格子収束時における両手法の  $C_L$ の差は約 0.1%と良く一致する結果が得られたが、実験値との比較では両手法ともフラップ後縁剥離を過大に予測した事により約 1.5%低い結果となった。これは自由遷移条件と全域乱流条件の差によるものと考えられ、風試レイノルズ数での比較では遷移によるフラップ後縁剥離の変化の予測も重要である。 $\alpha=28^\circ$ では TAS の格子収束値と実験値の差は約 0.5%と比較的良好一致を得たが、UPACS の格子収束値は実験値より約 1.5%高い結果となった。これは翼端渦付近で構造格子の解像度が不足した事により、翼端渦による全圧損失の領域が拡散した事、翼端渦の崩壊領域を過大に予測した事に因ると考えられる。また揚力の違いによる誘導抵抗の違いを差し引いた理想的な形状抵抗で見ると、 $\alpha=28^\circ$ の UPACS では実験値と大きく差が見られたが、 $\alpha=28^\circ$ の TAS の結果と  $\alpha=13^\circ$ の両手法においては概ね良い一致を見せた。翼端部において格子解像度に対する感度が大きいという結果が得られた事から、翼端渦の予測に必要な格子解像度について定量的な指針を得る事は今後の重要な課題の一つと言える。

また現在の計算機能力から見て実用上は Medium 格子を用いると考えると、得られる  $C_L$ の値は格子収束値に対して  $\alpha=13^\circ$ では約 1%、 $\alpha=28^\circ$ では約 2%程度の差である事が示された。

フラップ舵角効果予測の比較については、両手法とも概ね実験値と良く一致する結果が得られた。フラップ舵角の浅い Config.8 では両手法間の差は比較的小さく、フラップ舵角の深い Config.1 での後縁剥離の予測精度が舵角効果の差に影響する事が判った。

フラップ後縁の剥離の予測については、今回の風試条件のレイノルズ数では境界層遷移の影響が大きく、Config.1 の  $\alpha=13^\circ$ では全域乱流条件において両手法ともフラップ後縁の剥離を過大に予

測する傾向にあった。またフラップ後縁の格子解像度が剥離領域の予測精度に影響を及ぼすことが確認された。特に非構造格子法では後縁付近の格子解像度を効率的に高める方法が必要である。

乱流モデルの比較については、修正 SA モデルを用いると修正の無い SA モデルと比較して渦粘性が小さくなる事によりフラップ後縁の剥離が大きくなる事、翼端渦の渦崩壊が早まり渦領域が大きくなる事が示された。また SST モデルを用いた結果は、修正 SA モデルを用いた結果と比較してフラップ後縁の剥離領域が更に大きくなる傾向が示された。

フラップ後縁の剥離については、境界層遷移の影響が大きく、格子解像度、乱流モデルの違いにより予測に大きな差を生じている。現状では流れ場に合わせた格子解像度、乱流モデルの使い分けが必要であり、これらの定量的な指針を得る事が今後の重要な課題の一つと言える。

#### 参考文献

- (1) Vassberg, J., et al., "Summary of the Fourth AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2010-4547, Jun. (2010).
- (2) Murayama, M. and Yamamoto, K., "Comparison Study of Drag Prediction for the 3rd CFD Drag Prediction Workshop by Structured and Unstructured Mesh Method," AIAA Paper 2007-0258, Jan. (2007).
- (3) Yamamoto, K., Tanaka, K., Murayama, M., "Comparison Study of Drag Prediction for the 4th CFD Drag Prediction Workshop using Structured and Unstructured Mesh Methods," AIAA Paper 2010-4222, Jun. (2010).
- (4) Hansen, H., et al., "Overview About the European High Lift Research Programme EUROLIFT," AIAA Paper 2004-0767, Jan. (2004).
- (5) Rudnik, R., and Geyr, H., "The European High Lift Project EUROLIFT II – Objectives, Approach, and Structure," AIAA Paper 2007-4296, Jun. (2007).
- (6) Ito, T., Yokokawa, Y., Ura, H., Kato, H., Mitsuo, K., and Yamamoto, K., "High-Lift Device Testing in JAXA 6.5m x 5.5m Low-speed Wind Tunnel," AIAA Paper 2006-3643, Jun. (2006).
- (7) 山本, 村山, 横川, 伊藤, "JAXA 高揚力装置模型の風洞試験と CFD 解析の概要," 第 44 回飛行機シンポジウム講演集, 2B5, (2006).
- (8) 村山, 山本, "JAXA 高揚力装置風洞模型を用いた CFD ワークショップのまとめ," 第 39 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2007 論文集, (2007), pp. 166-171.
- (9) <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/>
- (10) Murayama, M., Imamura, T., Yamamoto, K., and Kobayashi, K., "Comparison of Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations of Multi-Element High-Lift Configurations," *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 1, (2007), pp. 175-186.
- (11) <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop1/GriddingGuidelinesHiLiftPW1-11JUN09.pdf>
- (12) Nakahashi, K., Togashi, F., Fujita, T., and Ito, Y., "Numerical Simulations on Separation of Scaled Supersonic Experimental Airplane from Rocket Booster at Supersonic Speed," AIAA Paper 2002-2843, Jun. (2002).
- (13) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 39, Issue 1, (2002), pp. 75-96.
- (14) Sharov, D. and Nakahashi, K., "A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing," *Proceedings of 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations*, Mississippi State, Mississippi, (1996), pp. 229-238.
- (15) Ito, Y., and Nakahashi, K., "Improvements in the Reliability and Quality of Unstructured Hybrid Mesh Generation," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 45, Issue 1, May (2004), pp. 79-108.
- (16) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S., and Mukai, J., "The Development of the UPACS CFD Environment," *High Performance Computing, Proc. of ISHPC 2003*, Springer, (2003), pp. 307-319.
- (17) Yamamoto, K., Ochi, A., Shima, E., and Takaki, R., "CFD Sensitivity of Drag Prediction on DLR-F6 Configuration by Structured Method and Unstructured Method," AIAA Paper 2004-0398, Jan. (2004).
- (18) Burg, C., "Higher Order Variable Extrapolation for Unstructured Finite Volume RANS Flow Solvers," AIAA Paper 2005-4999, Jun. (2005).
- (19) Venkatakrishnan, V., "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," *Journal of Computational Physics*, Vol. 118, (1995), pp. 120-130.
- (20) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, Jan. (1992).
- (21) Lei, Z., "Effect of RANS Turbulence Models on Computational of Separated Flows over a Wing-Body Configuration," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, Nov. (2005), pp. 150-160.
- (22) 山本, 村山, 田中, "翼洞結合部における境界層剥離への乱流モデルの影響," 第 24 回数値流体力学シンポジウム予稿集, B7-4, (2010).
- (23) Noelting, S. and Fares, E., "Simulations of Trapwing Case with PowerFLOW," 1st AIAA CFD High Lift Prediction Workshop, (2010), <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop1/ParticipantTalks/noelting-exa.pdf>
- (24) Rumsey, C., "Workshop Summary," 1st AIAA CFD High Lift Prediction Workshop, (2010), <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop1/ParticipantTalks/rumsey-summary.pdf>