

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

村山光宏, 山本一臣

宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ

Summary of CFD Workshop using JAXA High-Lift Device Wind Tunnel Model

by

Mitsuhiro Murayama and Kazuomi Yamamoto

ABSTRACT

A CFD workshop was held in the 44th Aircraft Symposium, Oct. 2006, in order to evaluate domestic CFD technology for civil transport aircrafts in high-lift configurations. JAXA provided an experimental data for comparison obtained in the JAXA large low-speed wind tunnel using a half model equipped with high-lift devices, fuselage, nacelle-pylon, slat tracks and Flap Track Fairings (FTF). This paper briefly presents the experimental model, objectives and test cases of the CFD workshop, summary of comparison, and obtained knowledge and issues on CFD and wind tunnel testing for high-lift configuration.

1. はじめに

CFD と計算機装置の発達に伴い、最近では機体の設計フェーズにおいても 3 次元 CFD を用いた空力解析が特に巡航形態の空力設計に積極的に利用されている。一方、離着陸時に利用される高揚力装置の設計に関しては、最大揚力や、風洞試験では把握が難しい Re 数効果など、Navier-Stokes 方程式を用いた CFD に期待がかけられているものの、その信頼性の確立が不十分なために CFD に依存した設計はいまだに困難な状況にある⁽¹⁾。

高揚力装置の空力解析の難しさは、その複雑な形状と、剥離やせん断層を伴う複雑な流れが生じることによる。非常に複雑な形状に対して、乱流境界層、剥離せん断層、さらに乱流遷移位置などを正しく予測する必要があり、さらに実機形態になるとエンジンナセルとの干渉も現れ、流れは 3 次元で複雑なものになってしまう。

これに対し、JAXA では、CFD による高揚力装置の空力解析技術の現状と課題を明らかにする検証データを取得するために、実機形態を模擬した風洞試験模型を製作し、詳細な風洞試験を実施した⁽²⁾。さらに、この模型とデータを用い、航空機メーカー、大学に参加を呼びかけ、昨年 10 月に開催された第 44 回飛行機シンポジウムにおいて、CFD ワークショップを行った⁽³⁾。現状の国内の CFD コードと風洞試験結果を比較し、現状コードの予測能力や課題、解析方法の違いによる差異を明らかにし、高揚力装置 CFD 解析の信頼性向上のために、今後、研究開発を進めるべき方向を議論した。

本報告では、風洞試験の概略、このワークショップの課題、参加者、比較で得られた知見と今後の課題について概要を紹介する。

2. JAXA 高揚力装置模型と風洞試験

高揚力装置の 3 次元 CFD のための検証データとして、NASA では後退翼にスラットとフラップを取り付けた 3 翼素模型による風洞試験データが公開されている⁽⁴⁾。JAXA でもこれまでこのデータを用いた解析を行い、比較的良好な結果を得ている⁽⁵⁾。

しかし実機では、主翼にマウントされたエンジンとの空力干渉、フラップやスラット駆動装置の影響など、より複雑な要素が含まれており、特に最近の高バイパス比エンジンを取り付けた機体の最大揚力の予測を議論するには、エンジンナセルやパイロン、そしてパイロンのためのスラットの隙間などの影響を無視することができない。これに対し例えば、欧州では、EUROLIFT プロジェクト^(6,7)では実機形態の風洞試験データも用いて系統的な CFD 検証を実施しているが、残念ながらデータは公開されていない。そこで、JAXA では、公開可能な実機形態の風洞試験データの取得

を目的に、乗客 100 人程度、最大離陸重量約 100,000lb、航続距離 2300 mile、巡航マッハ数 0.8 の小型旅客機を想定し、図 1 のように、その 1/6 スケールになるハーフスパン 2.3m の半裁模型を製作し、2005 年 11 月より 2006 年 2 月にわたり JAXA 6.5m x 5.5m 低速風洞を用いて試験を実施した。

主翼平面形はアスペクト比 9.42、前縁後退角 33 度。主翼の高速線図は想定巡航マッハ数 0.8 での揚抗比の最大化を 3 断面のキャンパーと翼厚をパラメータにして作成した。高揚力装置の空力設計では、必要な揚力を設定し、主翼のキック位置断面を代表断面として、母翼前縁およびフラップ前縁の圧力分布が平坦になるような最適化を行なって設計した後、スパン方向に展開している。外舷側はシングル・スロットド・フラップ、内舷側はダブル・スロットド・フラップになっている。エンジンナセルは簡単化のためにロンダナセルとしたが、結果的にスラットとの干渉が大きなものになり、最大揚力に大きな影響を与えることが試験結果と CFD 解析結果からわかっている⁽⁸⁾。また、胴体の機首と尾部の形状は単純なものにした。さらに、風洞床面境界層を避けるために 15cm の境界層排除板を取り付け、胴体は床面から持ち上げている。

この試験では、スラット、フラップ、Aft フラップそれぞれの舵角が、25 度、35 度、20 度になる、着陸形態の試験のみについて、特に 30m/s と 60m/s に注目して詳細な計測を行なった。風速 60m/s のときに MAC 基準の Re 数は 2.1×10^6 である。

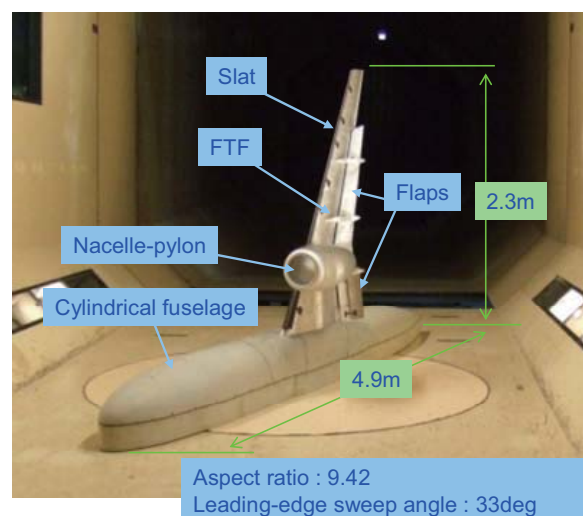


図 1. 風洞に設置された JAXA 高揚力装置風洞模型

表 1. 解析条件と優先度

解析条件	風速60m/s	風速30m/s
迎え角4度(設計迎え角)	優先度A	優先度C
迎え角10度(高迎え角)	優先度B	優先度C
α -sweep(失速予測合)	優先度B	優先度C

※今回のワークショップでは風速 30m/s の計算結果はなし

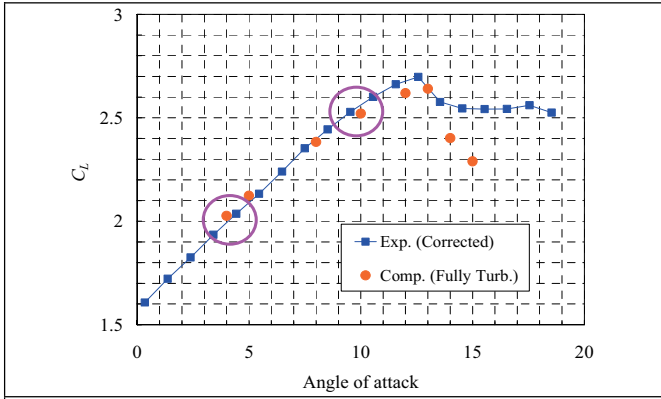
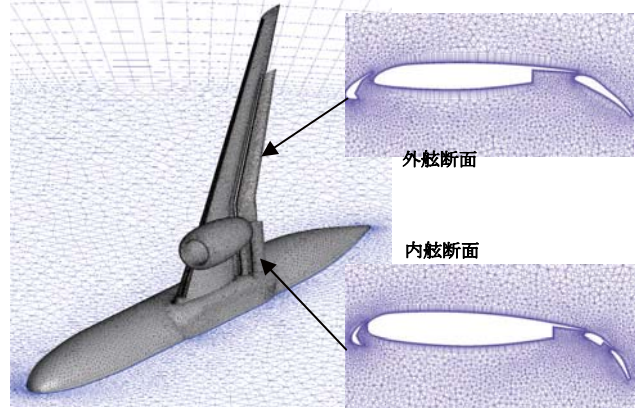


図 2. 揚力-迎え角と解析条件 (風洞試験結果と初期の CFD 結果)

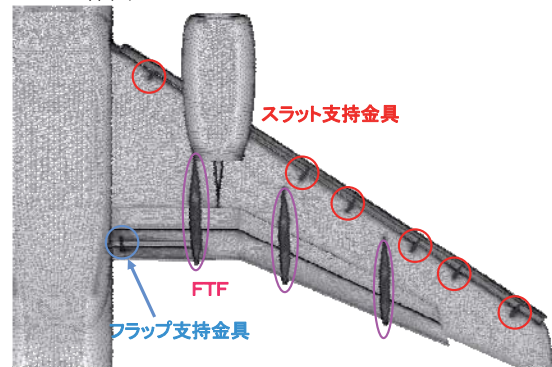
計測内容は、5 分力の力計測および 465 点の静圧孔計測以外に、空力関連では、オイルフローによる境界層剥離の可視化、チャイナクレーによる乱流遷移線の可視化、感圧塗料による圧力分布計測、PIV による 3 次元速度分布の計測を行なっている。また、機体騒音の研究のために、並行して音源探査計測と騒音源付近の非定常静圧計測も行った。これらの結果については、他の論文^{(2),(9),(10)}を参照されたい。

3. ワークショップの課題、参加チーム

非構造格子法による RANS ソルバー TAS (Tohoku university Aerodynamic Simulation) コードとハイブリッド格子生成ソフトウェアである TAS Mesh を用いて風洞試験にあわせて初期の CFD 解析の結果⁽⁸⁾をもとに課題の設定を行



(a) Config.1(支持装置無し形態) Coarse 格子(581 万点) の全体図



(b) Config.5(支持装置付き形態), Coarse 格子(737 万点)

図 3. JAXA から提供された比較用ベースライン格子の例 (ハイブリッド非構造格子)

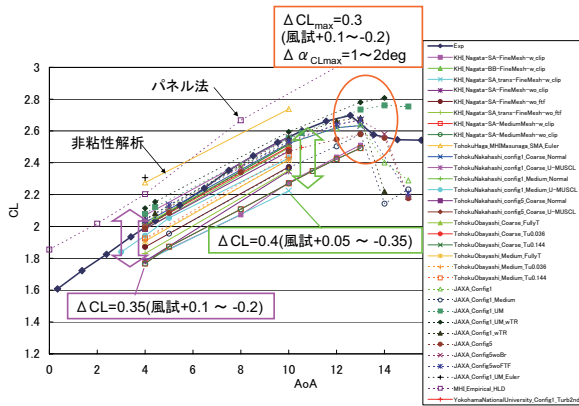
表 2. ワークショップ参加チームと解析項目

解析項目		MHI (杉浦)	JAXA (村山)	東北大 (中山)	東北大 (豊田)	横国大 (梁木)	KHI (永田)	MHI・東北大 (増永)
ソルバー名		VSAERO	TAS/UPACS	TAS	TAS	YNU	UG3	SMA/TAS
ソルバー比較・格子依存性	JAXA提供標準非構造格子		◎	◎	◎	◎		
	JAXA提供標準マルチブロック構造格子		◎					
	独自格子(オーバーセット格子、解適合格子等)						非構造+重合	Euler用非構造格子
	部分的な必要格子解像度の調査							
計算法比較	スキーム、前処理、乱流モデルなど		SA乱流モデル 勾配評価法の違いによる差	SA乱流モデル	前処理有 SST乱流モデル	SST乱流モデル	SA乱流モデル BB乱流モデル	スキーム比較(SV法、TASとの比較)
遷移	遷移指定計算		風試遷移位置指定					
	遷移判定法比較		e^{-N} 法による予測		$\gamma-\theta$ 遷移モデル			Δ 遷移予測
形状忠実さ	支持金具等の影響調査		金具全てあり/金具なし	金具全てあり/金具なし		金具全てあり	金具全てあり/スラット金具なし	
簡易的推算法		汎用パネル法解析ツール						
その他	従来解析ツールの比較			抵抗分解法による抵抗予測精度改善				

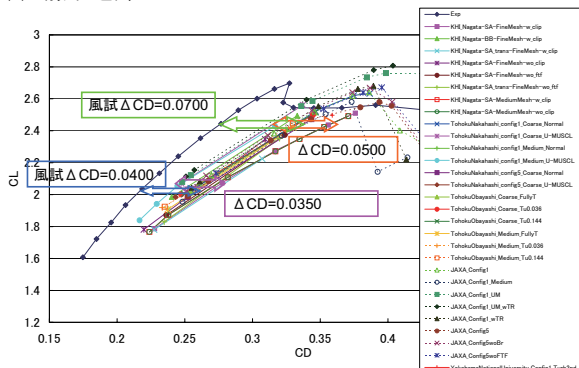
った。本風洞模型の場合、上記のようにナセルと翼との干渉が失速特性を支配しているために、逆に実機よりも失速現象を複雑にしてしまっている。また、このように複雑な高揚力形態の解析を経験していない参加チームもあることから、最大揚力の比較を今回は諦めることとし、表1および図2のように揚力の特性が比較的線形の領域の2迎角(4度と10度)において、風洞試験においてももっとも詳しくデータを取得した風速60m/sを解析条件とし、可能であれば迎角スweepや風速30m/sの解析を実施することとした

(結局、風速30m/sの解析は行われなかった)。また、国内で開発され航空機を対象に利用されているCFDコードの数も参加チーム数も限られているため、表2のように、今回の参加者で利用の多いTASコードを比較のベースラインとして、7チームの参加者が解析手法の違い、格子の違い、形状の精密さの違いなどをそれぞれの課題を分担して解析を行った。

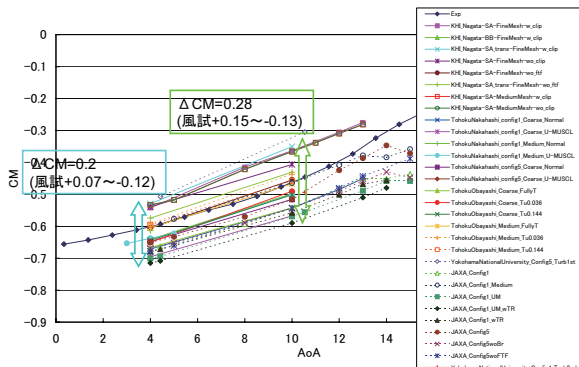
JAXA側からは、CADデータ、風洞試験の空気力データおよび圧力計測データ等とともに、図3(a)のように、支持



(a) 揚力-迎角



(b) 揚力-抵抗



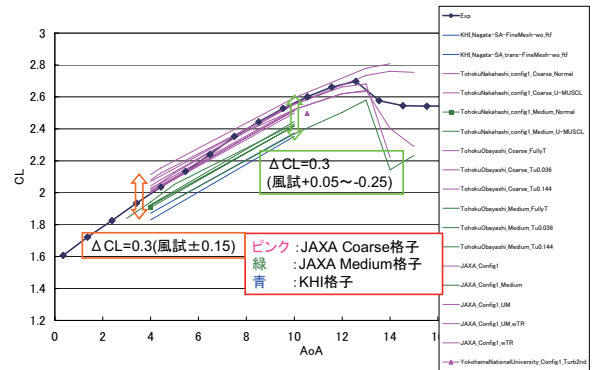
(c) ピッチングモーメント-迎角

図4. 全データの力の比較
((a) 以外はパネル法と非粘性解析を除く)

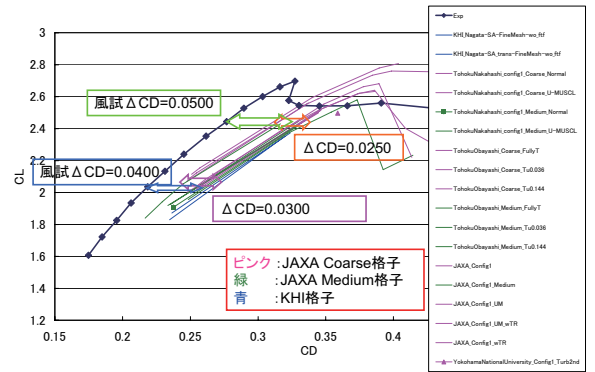
装置が付いていない形態(以下Config.1)や図3(b)のように支持装置がついている形態(以下Config.5)などの標準格子を提供し、参加者からは、解析結果(力、圧力、可視化)とともに、計算法、計算機装置等に関する情報を提出してもらい、全データを横並びで比較した。

4. 解析結果の比較

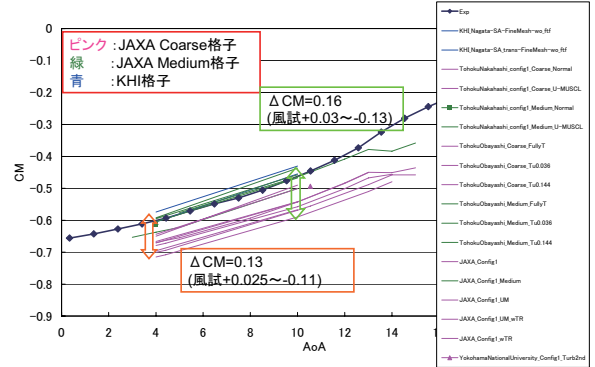
【空気力の予測】 全7チームにより計算した総計算ケース数は120にもなった。揚力に関して、すべての空気力データを重ねて表示したものを図4に示す。図4(a)の揚力-迎角の比較では、当初の予想以上にばらつきが大きなものであった。線形域では、パネル法をベースにした手法による推算と非粘性解析の結果は風洞試験結果より揚力係数は0.3程度高めに出現しているが、RANSの結果は試験結果と同等レベルから0.3程度低い範囲にばらついている。迎角スweepを行った解析結果では、ばらつきは最大揚力で0.3程度、失速角では1~2度程度の範囲となっている。また抵抗値も同様にばらつきが大きい。図4(b)の揚力-抗力特性の比較から、ほぼすべての解析結果が風試結果より抵抗値を400カウントから700カウント程度、過大に予測してい



(a) 揚力-迎角



(b) 揚力-抵抗



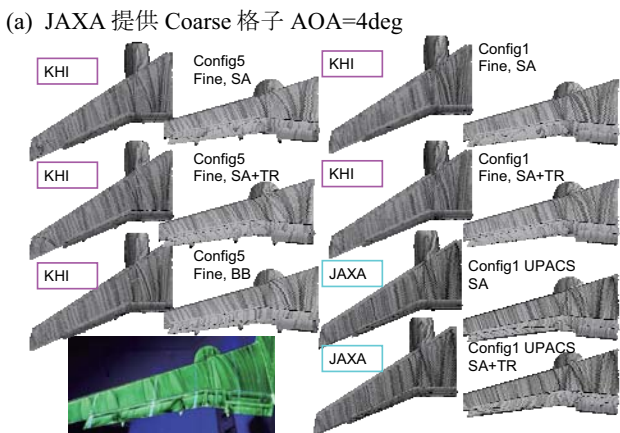
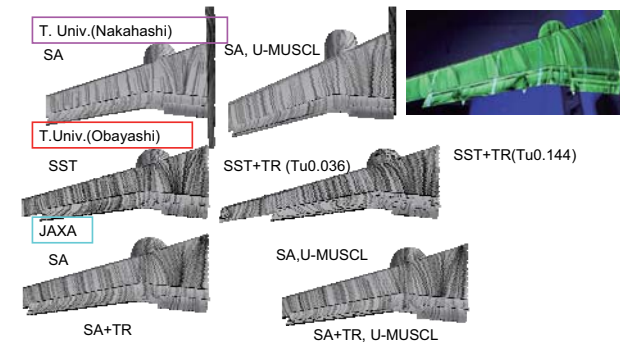
(c) ピッチングモーメント-迎角

図5. 格子解像度で分類した力の比較(支持装置無し)

ることがわかる。ピッチングモーメントに関しては、図4(c)のように風洞結果を挟んで0.2から0.3のばらつきを示していた。

【格子解像度の影響】さらに、格子の解像度、乱流モデル、遷移モデルについて、同類のもので整理していくと、それなりの傾向が見えてくる。特に計算格子の影響はわかりやすい。図5はConfig.1について、空気力の結果を格子解像度によって分類したものであるが、格子が細かくなると0.2程度揚力が低下して試験結果から離れ、ピッチングモーメントは頭下げが強すぎる傾向から、反対に試験結果と合うようになる。乱流モデルはSpalart-Allmarasモデル(以下SAモデル)とMenterのShear Stress Transportモデル(以下SSTモデル)が使われているが、傾向は同様である。また、多くの計算結果が2迎角しか計算をしていないので正確には言えないが、揚力のレベルは変わっても揚力傾斜はほぼ同じで、風洞試験結果より勾配が緩やかになっている。

【オイルフローの比較】この揚力の大きな低下とピッチングモーメントの変化は、フラップ上面の剥離の発生が主な原因である。フラップ上面の剥離により、フラップが特に揚力を失い、主翼全体の揚力が低下、ピッチングモーメントの頭下げ傾向が弱くなる。図6のオイルフローの比較を見ると、母翼上面のパターンはすべてのケースでほとんど変わらないが、フラップ上面では様々な剥離パターンを示している。剥離パターンの変化は格子解像度、乱流モデル、遷移の考慮に依存して変わっている。図6(b)は特に格子解像度の高い、KHIのFine格子とJAXAの構造格子の結果を示しているが、SAモデルを用いた結果はいずれも剥離が大きく出てしまっている。すべての支持装置を含んだConfig.5のケースでSAモデルを用いたKHIの計算では、翼端においてスラット支持装置によって誘起される剥離が現れている。また、風洞試験のオイルフローでわかるように、フラップ支持装置のフェアリング(FTF)の存在のために、その下流にあるフラップ上面で3次元的な剥離が現



(a) JAXA 提供 Coarse 格子 AOA=4deg
(b) KHI 格子と JAXA 構造格子の比較 AOA=4deg
図6. オイルフローの比較の例

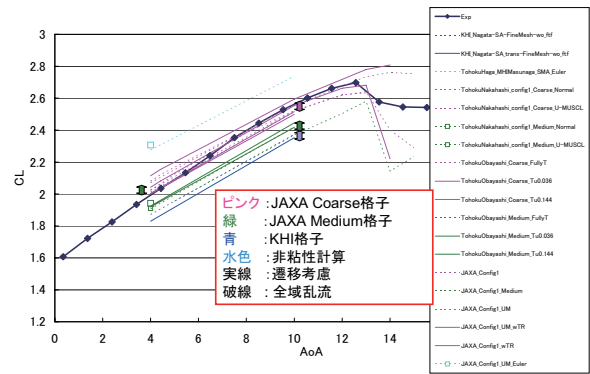
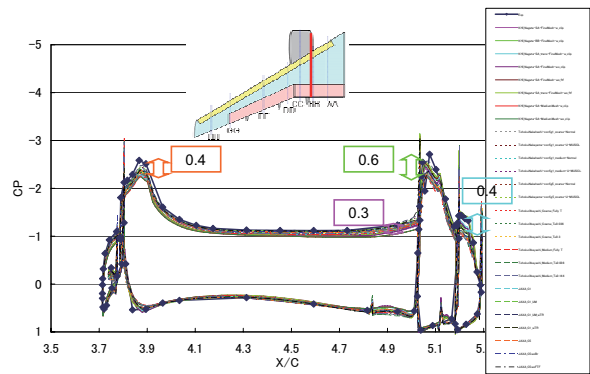
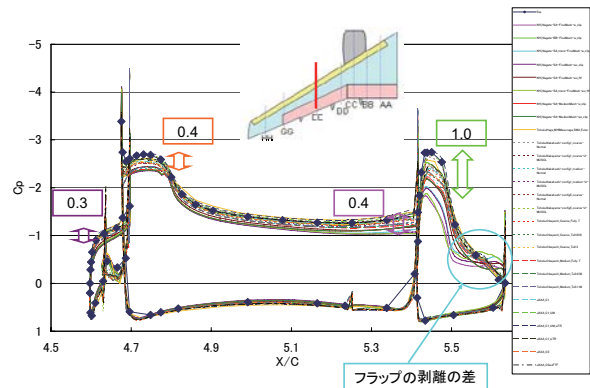


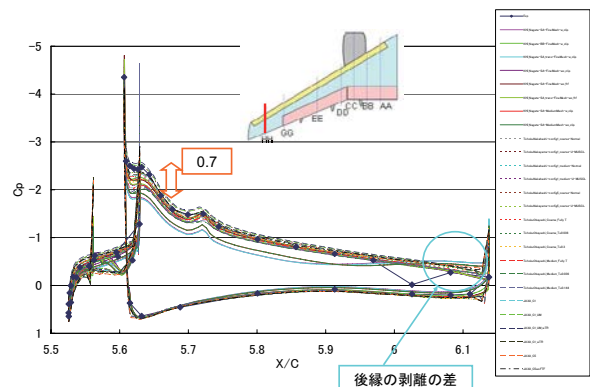
図7. 境界層遷移の効果 (Config.1)



(a) 内舷側断面 (BB)



(b) 外舷側断面 (EE)



(c) 翼端近傍断面 (HH)

図8. 翼面圧力分布の比較 (迎角4度)

われるが、KHI の Fine 格子で Baldwin-Birth モデル（以下 BB モデル）を用いた Config.5 の結果が、この試験結果との良い一致を示している。

【遷移の影響】 さらに、境界層遷移を考慮した計算結果の揚力への影響を図7に示す。遷移の与え方は、風洞試験結果から得られた遷移位置で与えるもの（JAXA）、複数の乱流モデルから遷移位置を与える方法（KHI）、Menterの遷移モデルを用いる方法（東北大（豊田））が用いられたが、揚力係数の変化はいずれも 0.1 未満であった。一般に遷移を考慮することで境界層厚さが減るために、揚力は若干増加する傾向があるが、本課題では増減の傾向はまちまちであり、遷移の考慮により上記のフラップの剥離を増加させるケースでは揚力が減少してしまっている。

【圧力分布】 図8は内舷フラップのスパン方向中央位置の BB 断面（図8(a)）と、外舷フラップのスパン方向中央位置の EE 断面の圧力分布（図8(b)）および翼端近傍の HH 断面（図8(c)）を迎角 4 度の場合について比較している（非粘性計算のデータは除いている）。内舷の BB 断面の圧力分布のばらつきは、さほど大きくないが、外舷の

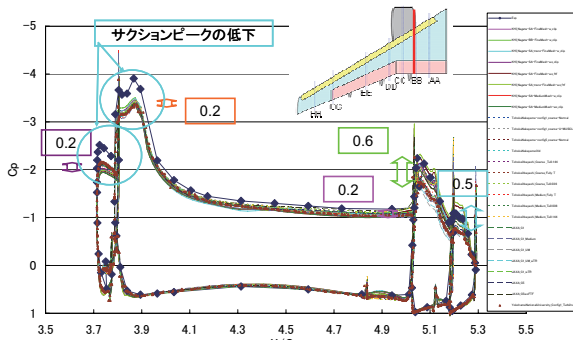
EE 断面において、問題となっているフラップの剥離の大きさに応じて、フラップ上面の圧力分布に大きな違いが現われている。フラップが揚力を失うことにより、母翼やスラットもサクシオンピークも減少していることがわかる。翼端の HH 断面では、オイルフローの比較で示したように、後縁剥離を生じる解析結果以外では圧力分布に大きな差は現れない。さらに図9のように迎角 10 度になると、外舷側 EE 断面や翼端 HH 断面の圧力分布のばらつきは 4 度と同様であるが、内舷側 BB 断面ではすべての計算結果でスラット上面負圧と母翼前縁のサクシオンピークが風洞試験結果より低く予測されていることが明らかになった。これは図4において揚力の傾斜が試験結果より緩やかになっている原因のひとつと考えられる。

【渦粘性分布】 最後に EE 断面の渦粘性分布を比較したものを図10に示す。SA モデルと SST モデルでは、格子解像度が高くなるにつれスラット後流が鮮明になっている。特に空間解像度が高い KHI の格子や JAXA UPACS の構造格子では、コーブの剥離領域や後流が鮮明に捉えられているものの、これまで述べたフラップ上面の剥離が大きくなっていることがわかる。また BB モデルと空間 1 次精度の SST モデルが明らかに違う結果を示している。特に BB モデルの結果は渦粘性値のレベルが高く、これが SA や SST モデルよりもフラップ上面の剥離を抑制している原因となっていると考えられる。

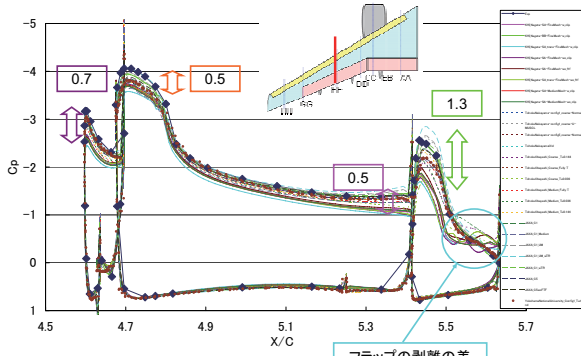
4. ワークショップから得られた知見と今後の課題

実機形態を模擬した風洞試験模型のデータと CFD との比較を通じて、格子依存性、乱流モデル、遷移予測手法、形状の忠実さ、スキーム、簡易予測手法と RANS の違いに対して、実機形態の高揚力装置の力や圧力分布の予測にどの程度の感度があるのか、定性的ではあるが示すことができた。しかし、フラップ舵角が比較的深めであることにもあり、フラップ上面の剥離の予測が難しく、定量的に一致する結果を得るにはまだ多くの課題があることが分かった。

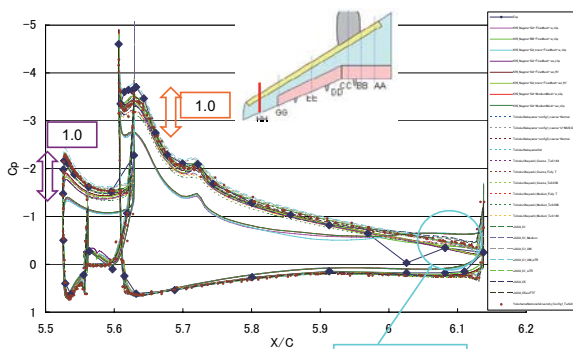
空気力の予測に関する主な課題として、揚力傾斜が風洞試験と合わないこと、格子の解像度があがるとフラップ上面の剥離を過大評価する傾向があること、モーメント係数のずれ、抵抗係数の大きな差があげられる。今回のワークショップの結果では、粗い格子や渦粘性を過大に予測する乱流モデルにより剥離が抑制される場合に、風洞試験結果と揚力が良い一致を示しているが、これは決して望ましい結果とは言えない。また、スラットや母翼の後流を解像するには、今回のいずれの計算格子も不十分であり、フラップの剥離と後流の解像度との関係の検討も今後の課題とされた。これらの結果を踏まえ、今後、フラップの剥離と、格子解像度や乱流モデルの性質との関係、遷移予測手法の



(a) 内舷側断面 (BB)



(b) 外舷側断面 (EE)



(c) 翼端近傍断面 (HH)

図9. 翼面圧力分布の比較 (迎角 10 度)

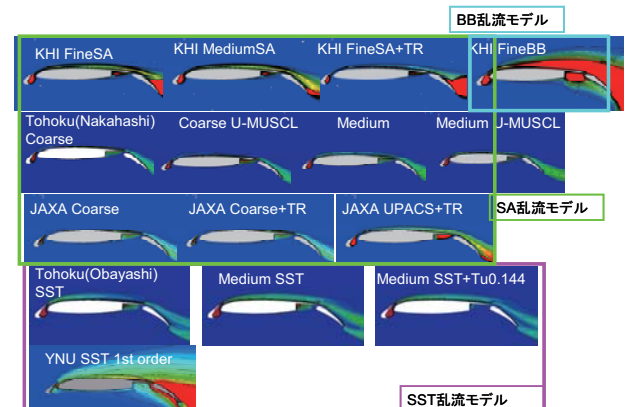


図10. 渦粘性分布の比較 (迎角 4 度, EE 断面)

改善などを進めていく必要がある。さらに、今回は揚力の特性が比較的線形の領域での比較であったが、今後は最大揚力の予測能力についても議論をしていく必要があり、そのために JAXA ではナセル干渉の少ない形態での風洞試験データの取得を行っている。

また、ワークショップでは、高迎角における内舷側の圧力分布や、抵抗係数の差など、今回のすべての CFD と、JAXA の風洞試験結果に明らかな違いが現われている点も指摘されている。低速とはいえ大きな揚力を発生する高揚力装置の風洞試験そのものも容易ではなく、このような違いは半裁風洞試験における問題点の可能性があるため、試験方法やデータの補正方法の検討も同時に進めていく必要がある。

参考文献

- 1) Johnson, F. T. et al., “Thirty Years of Development and Application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Seattle,” *Computers & Fluids* 34, 1115–1151, 2005.
- 2) Ito, T., et al., “High-Lift Device Testing in JAXA 6.5M X 5.5M Low-Speed Wind Tunnel,” *AIAA Paper* 2006-3643, 2006.
- 3) 第44回飛行機シンポジウム講演集, 講演番号 2B5 から 2B12, 2006. 10.
- 4) Johnson, P., et al., “Experimental Investigation of a Simplified 3D High Lift Configuration in Support of CFD Validation,” *AIAA Paper* 2000-4217, 2000.
- 5) Murayama, M., et al. “Comparison of RANS Simulations of Multi-Element High-Lift Configurations,” *AIAA Paper* 2006-1396, 2006.
- 6) Hansen, H., et al., “Overview about the European High Lift Research Programme EUROLIFT,” *AIAA Paper* 2004-0767, 2004.
- 7) Rudnik, R. and Geyr, H., “The European High Lift Project EUROLIFT II – Objectives, Approach, and Structure,” *AIAA Paper* 2007-4296, 2007.
- 8) Murayama, M., et al., “Numerical Simulation around a High-Lift Configuration of a Civil Aircraft Model,” *Proceedings of 5AWCFD*, Xi'an, China, Aug. 2006.
- 9) Yokokawa, Y., et al., “Experiment and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model,” *AIAA Paper* 2006-3452, 2006.
- 10) 第44回飛行機シンポジウム講演集, 講演番号 2B1 から 2B4, 2006. 10.