

二次元高揚力装置周りの流れ場解析とその検証

竹中 啓三 (三菱重工業株式会社)、山本 一臣 (ISTA, JAXA)

CFD analysis and validation study of the 2-D high lift devices

by

Keizo Takenaka (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), Kazuomi Yamamoto (ISTA, JAXA)

ABSTRACT

This paper presents numerical study on the 2-D high lift devices (HLD). We conducted CFD analyses of 2 element (NLR-7301) and 4 element (Boeing Model C) airfoils, using 2 different CFD codes (JAXA UPACS and MHI in-house codes). MHI in-house code adopts overset grid method. We developed a new method of overset pattern optimization, which reduces grid dependency due to interpolation process. We describe the detail process of the method. Through the validation study, both CFD results agree well with WTT results. However, through the careful investigation of the CFD results, we found turbulence transition treatment of CFD highly affected the estimation of HLD aerodynamic characteristics. Finally, we reached the conclusion accurate prediction of the transition location is necessary for that of aerodynamic characteristics of HLD.

1. はじめに

民間航空機における高揚力装置は、重量・機体価格において大きな割合を占めており、その性能向上は機体性能、商品価値に大きく直結する。一方高揚力装置周りの流れは剥離や遷移を含む複雑な流れ場であり、空力設計ツールとなる CFD の適用性・信頼性・精度に関しては Euro Lift Project¹⁾等、近年欧米を中心に盛んに研究が行われているものの国際的にも十分な知見が得られていない。

そこで、本研究では二次元高揚力装置を対象とした CFD 解析を実施し、公開文献結果や CFD コード間の比較を通じ解析精度・信頼性の検証を実施した。

2. 解析手法

解析にはマルチブロック構造格子ソルバーである UPACS²⁾ (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) 及び、MHI 開発の構造格子 overset ソルバーを用いた。それぞれの解析手法概要を表1に示す。

現在高揚力装置の解析手法の選択肢としては、上記のマルチブロック法、Overset 法に加え非構造格子法が主流と考えられる。表2に高揚力装置の設計解析という観点での各手法の一般的な特徴を示す。

格子生成の容易さに関しては、2次元であれば大差はないが、単一翼型格子の組み合わせで自動格子生成が可能な Overset 法が若干有利と考えられる。しかし、極端に狭いギャップや Cove 形状 (母翼後縁部の凹み部) の複雑化等への対応は非構造格子が優れる。

また、設計作業への適応性という観点では Overset 法が非常に有利である。高揚力装置設計の場合、形状そのものは巡航翼型に拘束されており、Rigging パラメータ (ギャップ、オーバーラップ、舵角) 設計が主である為、パラメータ変更による格子の修正が格子の並行・回転移動のみで実現可能である点は容易で効率的である。

解析精度の面では複雑形状でも格子品質の劣化等が少ないマルチブロック法が有利であり、解析効率でも優れる。Overset 法の場合解析精度に関しては、補間に伴う拡散等強い格子依存性を有する。

これらを考慮し、Overset ソルバーに関しては長所である設計適応性を生かしつつ実用的な解析精度を確保した設計ツールとすべく Overset パターンの最適化手法を開発した。

一般的に Overset のパターンには任意性があり、図1のダブルスロテッドフラップを用いた概要図において、赤格子と青格子の関係の様に階層構造を用い、赤格子の存在領域では赤格子が流れ場を解き青格子に与える場合や、極端な例としては青格子と黒格子の関係の様に、領域の大部

分をお互いが独立に解き、解析が成立する必要最小限の補間のみを実施する等が考えられる。いずれにしても用いる格子の出来次第で解析精度が影響を受けやすい。

図2に Overset パターンの最適化手法の流れを図示する。図2(a)に示すダブルスロテッドフラップのメインフラップ格子に着目すると、まず、

- 図2(b)の黒色領域に示すように、他の翼素の物体内に入る格子点を計算から除外する (除外された点を Hole と称する)
- 図2(b)の赤色領域に示すように、Hole の周辺及び格子の最外領域に解析精度に応じて初期非補間点を形成する (MUSCL3 次精度の場合 2 層。非補間点を Receptor と称し、物理量を Receptor に与える側を Donor と称する)
- 図2(b)の矢印のように初期 Receptor より Hole 法線方向に向かって自分の格子セル面積とその部分の Donor 候補の格子セル面積を比較していき、Donor 候補のセル面積が小さい場合、自分の格子を Receptor に更新し、相手側を Donor に更新するという作業を繰り返す。
- メインフラップ格子は図2(c)のような補間パターンとなり、赤色領域は母翼格子より物理量を受け取り、緑色領域はアフトラップ格子より物理量を受け取る事となる。青色領域は自らが物理量を解析する領域となる。
- 上記作業を各格子に関して実行し、最終的に各格子が解析を受け持つパターンが図2(d)ようになる。

このように Overset パターンを最適化することにより、格子の質や重なり具合による精度悪化を最小限に留める事が可能である。また、複数格子で同じ位置の物理量を独立に解析することにより物理量が多価となり、その周辺での解析収束性が悪化するといった点も改善される。今回は構造格子の滑らかな格子分布から、セル面積の小さいセルが良い解析精度を有するという仮定の下、セル面積を評価値としたが、評価値を例えば格子の Skewness 等にしたり、格子間の評価に何らかの重み付けを施したりと、容易に自由度を持たせる事ができる。

図3に Overset 最適化手法の効果として密度・圧力等と比較し、変化量が大きく拡散しやすい乱流渦粘性分布の比較図を示す。従来手法としているのは、図2(b)の様に最低限 Overset が成立するパターンとしたものである。図3より、従来手法では格子接合部で渦粘性が拡散しており、メインフラップ後流部では拡散が顕著である。一方、本手法では格子間の渦粘性が非常に滑らかに接続されている。

3. 解析対象

解析対象としては、2翼素 (Single-slotted flap) の NLR-7301³⁾、4翼素 (Slat, Double-slotted flap) の Boeing Model C⁴⁾を用いた。それぞれの解析条件を表3、4に示す。さらに、図4に NLR-7301 の UPACS 解析格子、図5に Model C の MHI 解析格子を示す。また表5に解析格子点数を示す。MHI 格子に関しては、各翼素はC型格子で形成されている。

4. 結果及び考察

4.1 NLR-7301

NLR-7301 に関しては、今回解析条件では風洞試験において母翼上面前縁部に層流剥離泡の存在が確認されており、UPACS では、層流剥離泡を再現する為に乱流モデルに Spallart-Allmaras(SA)⁵⁾モデルを用い、風洞試験計測により既知である遷移位置に指定遷移を課している。一方 MHI 解析では、同じく SA モデルを用いているが、低レイノルズ数域 (1~10million) での遷移予測特性を向上していると言われる version“FV3”⁶⁾を用い自然遷移予測を試みた。また解析遠方境界領域の大きさに関しては、UPACS では2次元高揚力装置解析の標準的な大きさである翼弦長の100倍とし、MHI 解析では ECARP³⁾標準解析格子と同等の翼弦長の11倍とし、遠方境界条件に循環補正境界条件を用いた。

図6に空間マッハ数分布の比較図を示す。図より両解析が定性的に良く一致している事が分かる。

次に図7に表面圧力分布の比較図を示す。図より両解析・風洞試験結果が良く一致している事が分かるが、図8に示す前縁部拡大図において詳細に比較すると、UPACS では前縁部に層流剥離に伴うフラットな圧力部が確認されるのに対して、MHI 解析ではそれが見られない。本解析により、層流剥離泡のような遷移位置に非常に敏感な現象は、やはり乱流モデルの渦粘性生成項のチューニング等では再現が難しい事が分かった。遷移位置が今回のように既知の場合は強制遷移を課す事で現象を再現できるものの、設計段階においては、遷移位置は当然未知であり、高揚力装置の空力特性を設計段階において正確に予測するには、高揚力装置の遷移予測手法が必要である事が分かる。

4.2 Boeing Model C

Model C 解析に関しては、UPACS では、乱流モデルに SA オリジナルバージョン⁵⁾を用いており、MHI 解析では、SA version“FV3”を用いている。

図9に迎角0度における表面圧力分布比較図を示す。図より両解析・風洞試験結果が良く一致している事が分かるが、図10に示す後縁フラップ部拡大図において詳細に比較すると、MHI 解析結果の方が UPACS 解析結果と比べ負圧が強く、より風洞試験結果に近い事が分かる。これは両解析の遷移の取り扱いによるものと考えられる。UPACS の用いた SA オリジナルバージョンでは全場乱流に近い流れ場となる為、境界層が全体的に厚めに予測され、排除厚を含めた翼型の有効キャンバの減少による循環の減少を生じていると考えられる。本解析においては MHI 解析で用いた“FV3”バージョンの渦粘性生成項のチューニングが有効に機能している事が分かる。

次に、図11に揚力特性比較図を示す。両解析とも概ね風洞試験結果と一致し、最大揚力係数においても、風洞試験結果と0.1程度の差であった。しかし遷移の取り扱いの違いにより、MHI 解析の方が UPACS 解析結果よりも若干揚力を大きめに見積もっている。

さらに、高揚力装置周りの流れ場における強い遷移依存性の例として MHI 解析で見られた、流れ場の SA モデルのバージョンによる違いを紹介する。解析は同一格子・ソルバーを用い、SA モデルにおいて標準的な version “Ia”⁵⁾⁶⁾

と“FV3”の比較を実施した。両者の違いは生成項に関する減衰関数の違いのみで、渦粘性が小さな値においての生成の挙動が異なる為、両モデルの物理的な差異は遷移の位置の違いとして現れる。“FV3”の方が減衰が強く遷移が遅れる傾向となる。図12に揚力特性図を示すが、迎角8.16度において、“Ia”では揚力を極端に過小評価している事が分かる。これは、図13の流線に示すように“Ia”を用いたケースではメインフラップが剥離している為である。

その原因を渦粘性係数比較図14、15で考察すると、まず両モデルの流れ場の違いとして母翼下面の遷移位置が異なっており、“FV3”の方が下流側に予測されている。さらに Cove 部 (母翼下面の凹み部) の渦粘性の大きさにも違いが現れており、“Ia”の方が強くなっている。これは母翼下面遷移位置が“FV3”よりも上流側に予測されている為、境界層が発達し厚くなった境界層が剥れて渦を形成している為と考えられる。さらに図15において、“Ia”においては Cove の発達した渦にメインフラップ前縁部が入り込んだ状態となっており、これがメインフラップ前縁の遷移を促進し、メインフラップ部で境界層が厚くなり、剥離を生じていると考えられる。

このように母翼の僅かな遷移位置の違いでフラップの流れ場が一変し、結果的に空力特性を劇的に変化させてしまう可能性が解析において確認された。

本現象はほぼ全場乱流解析である UPACS においては確認されず、ソルバー間の剥離の挙動の違い、格子依存性等も関係していると思われるが、実現象でも十分起こりうるものであると考える。

5. 結論

2次元高揚力装置周りの流れの検証を通じ、実験値や解析同士の比較として概ね良好な結果が得られた。しかし、乱流モデルにおける遷移の取り扱いによっては、高揚力装置の空力性能が大きく異なる可能性が解析により確認された。更なる高揚力装置周りの流れ場の高精度予測に関しては、遷移の高精度予測手法の確立が必要である事が明らかとなった。

今後は得られた課題に関し検討を継続する予定である。

参考文献

- 1) Hansen, H., et al., “Overview about the European High Lift Research Programme EUROLIFT,” AIAAPaper 2004-0767, 2004.
- 2) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S. and Mukai, J., “The Development of the UPACS CFD Environment,” High Performance Computing, Proceedings of ISHPC 2003, Springer, pp307-319, 2003.
- 3) “Notes on Numerical Fluid Mechanics Volume58 ECARP-European Computational Aerodynamics Research Project Validation of CFD Codes and Assessment of Turbulence Models,”vieweg
- 4) Omar et al., “Two-Dimensional Wind-Tunnel Tests of a NASA Supercritical Airfoil with Various High-Lift Systems Vol.2-Test Data,” NASA CR-2215, 1979.
- 5) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows”, AIAA-92-0439, Jan. 1992
- 6) Rumsey, C. L. et al., “Computation of Flow Over a Drag Prediction Workshop Wing/Body Transport Configuration Using CFL3D,” NASA-TM-2001-211262, 2001

表1 解析手法概要

	UPACS ver.1.4	MHI in-house code
格子	マルチブロック構造格子	Overset構造格子
支配方程式	Reynolds Averaged Navier-Stokes	
離散化手法	セル中心有限体積法	セル節点有限差分法
対流項	Roe+MUSCL (3次精度)	
時間積分	Matrix-Free Gauss Seidel	LU-ADI
乱流モデル	Spalart-Allmaras (original, ver.1a)	Spalart-Allmaras (original, ver.1a, ver.FV3)

表2 高揚力装置設計解析における解析手法の特徴

	格子生成	複雑形状 適応性	設計適応性	解析精度	解析効率
Overset	◎	△	◎	○	○
Multi Block	△	○	○	◎	◎
Unstructured	○	◎	○	○	△

表3 NLR-7301 解析条件

フラップ舵角	20°
ギャップ	2.6%C
オーバーラップ	5.3%C
マッハ数	0.185
コード長基準レイノルズ数	2.51×10^6
迎角	13.1° ($\alpha @ Cl_{max} - 1^\circ$)

表4 Boeing Model C 解析条件

スラット	舵角	45°
	ギャップ	2.5%C
メインフラップ	舵角	30°
	ギャップ	0.8%C
アフトフラップ	舵角	57°
	ギャップ	2.3%C
マッハ数		0.201
コード長基準レイノルズ数		2.83×10^6
迎角		0° ~ 18°

表5 解析格子点数

	UPACS	MHI
NLR7301	159,601	140,173
MODEL C	133,160	220,460

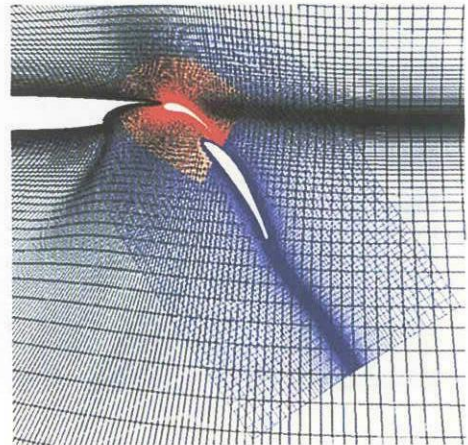
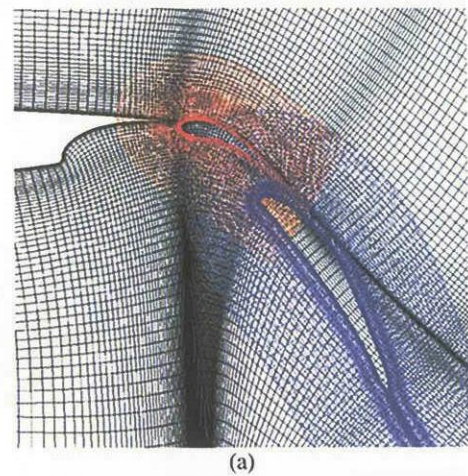
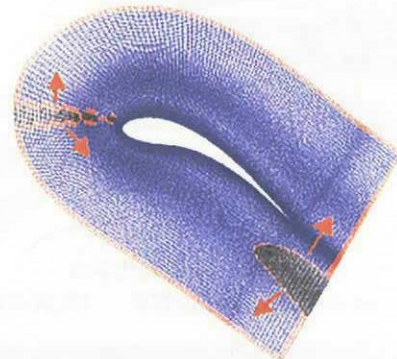


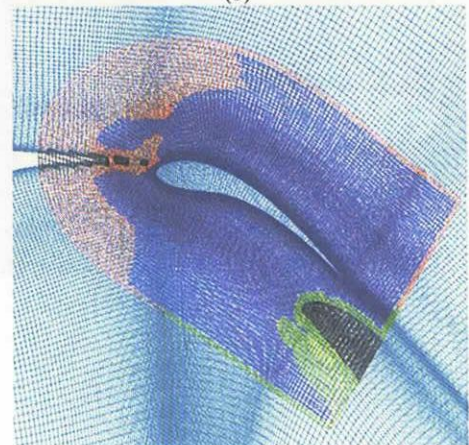
図1 Oversetパターン概要図



(a)



(b)



(c)

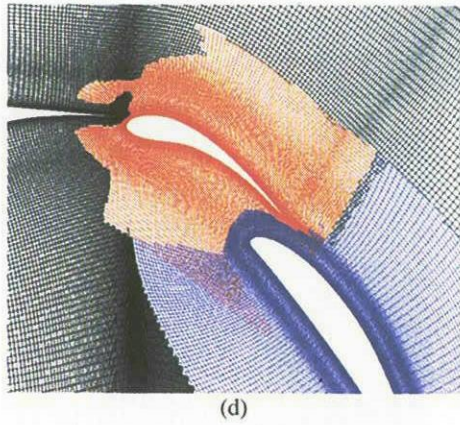


図2 Overset最適化の流れ

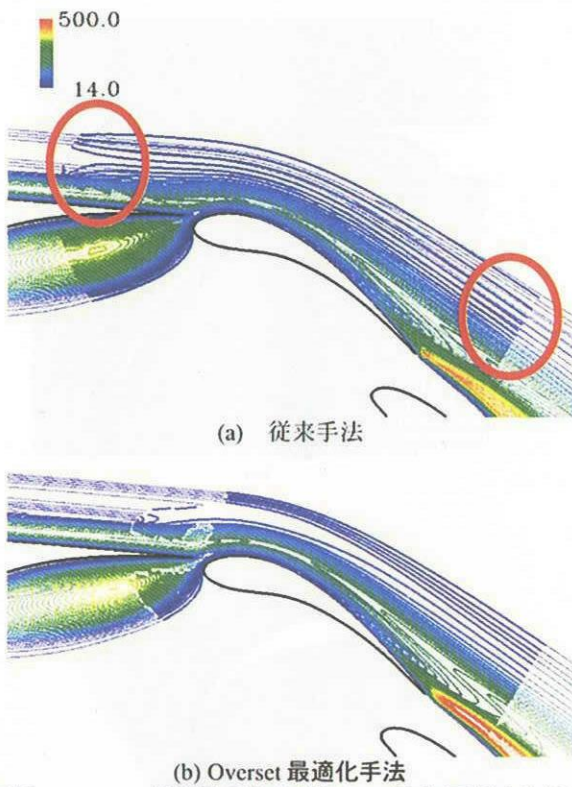


図3 Overset最適化手法の効果 (乱流渦粘性分布)

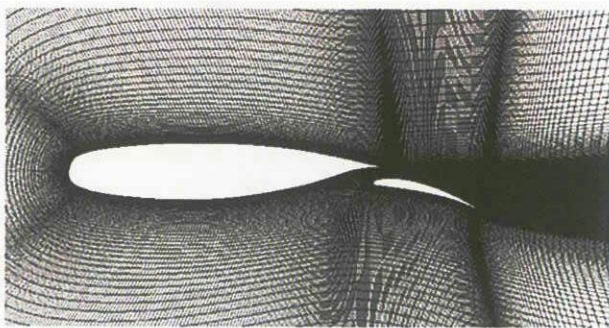


図4 NLR-7301 UPACS解析格子

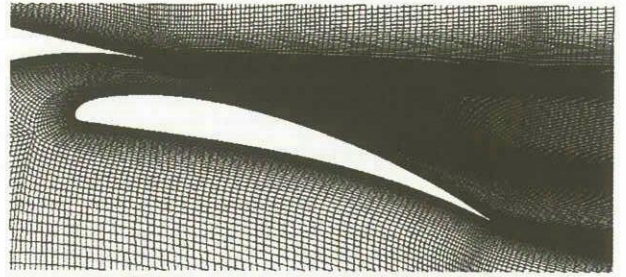
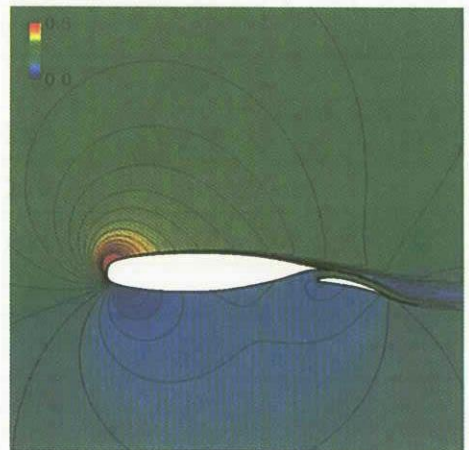
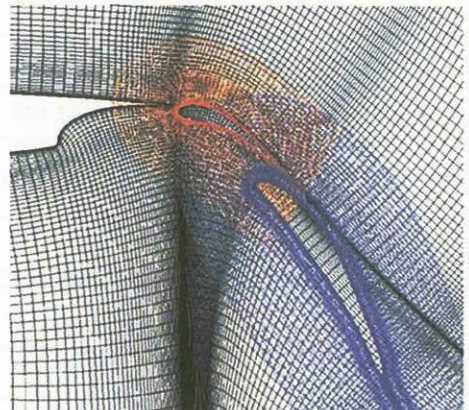
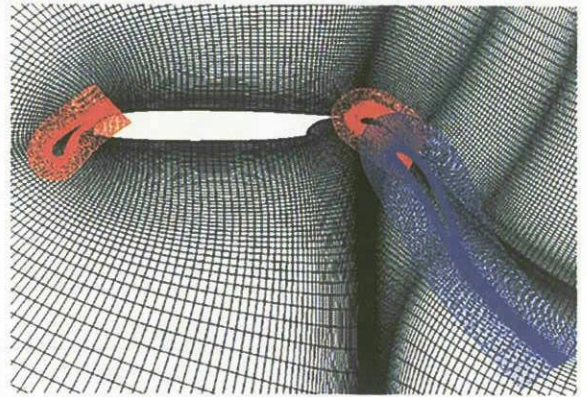
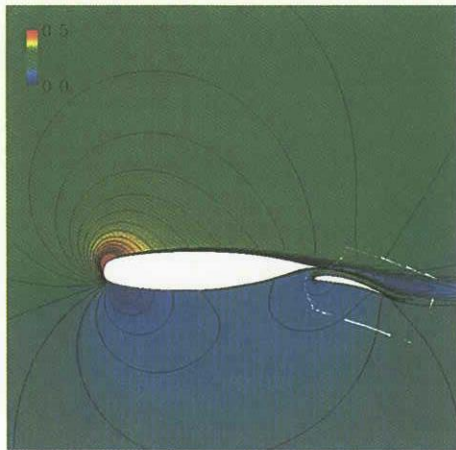


図5 Boeing MODEL C MHI解析格子 (格子線を2本おきに表示)



(a) UPACS



(b)MHI

図6 NLR-7301 マッハ数分布 ($M=0.185, \alpha=13.1^\circ$)

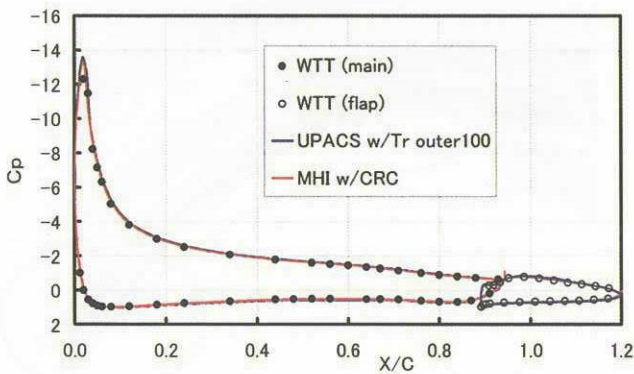


図7 NLR-7301 表面圧力分布 ($M=0.185, \alpha=13.1^\circ$)

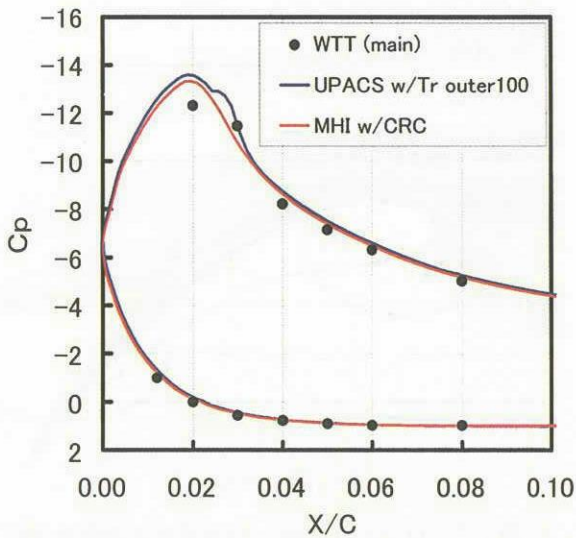


図8 NLR-7301 前縁近傍表面圧力分布 ($M=0.185, \alpha=13.1^\circ$)

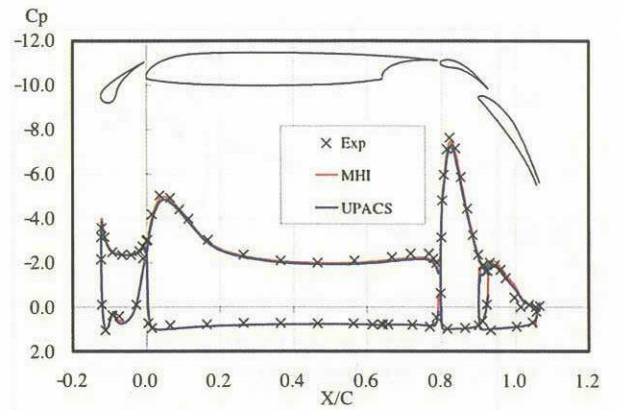


図9 Model C 表面圧力分布 ($M=0.201, \alpha=0.0^\circ$)

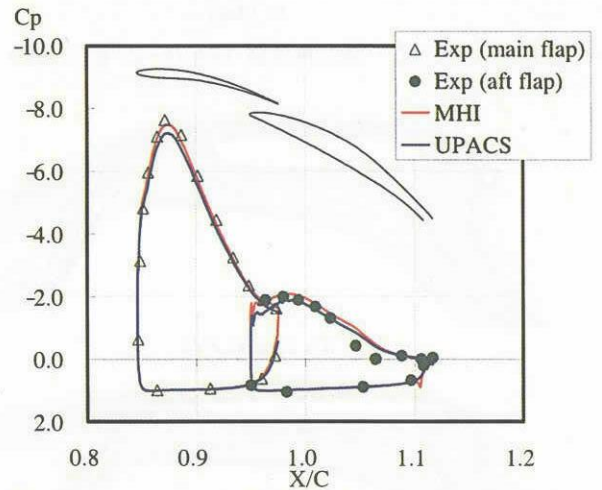


図10 Model C 表面圧力分布 ($M=0.201, \alpha=0.0^\circ$)

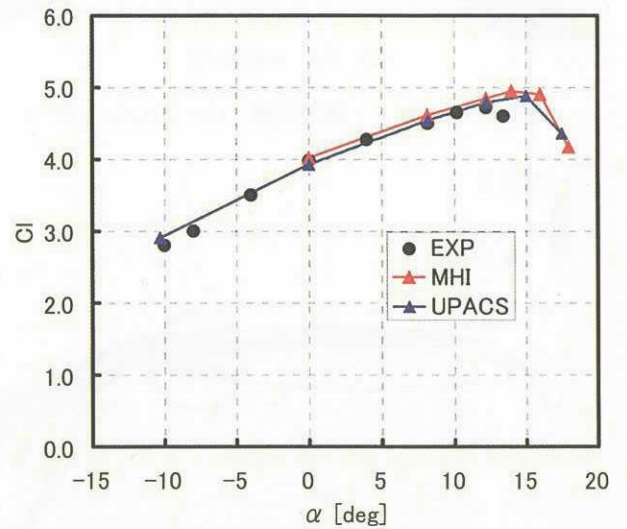


図11 Model C 揚力特性図

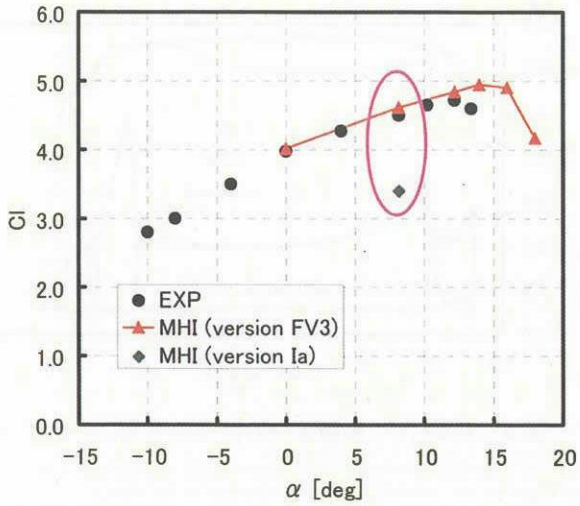


図12 Model C 揚力特性図 (SAバージョン効果)

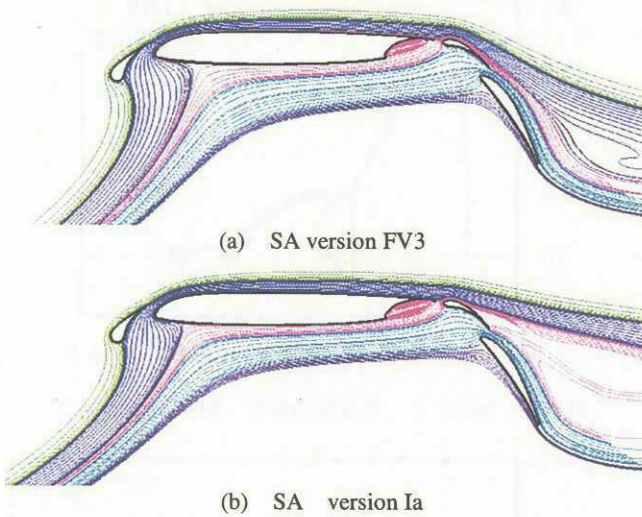


図13 Model C 空間流線 (M=.201, alpha=8.16°)

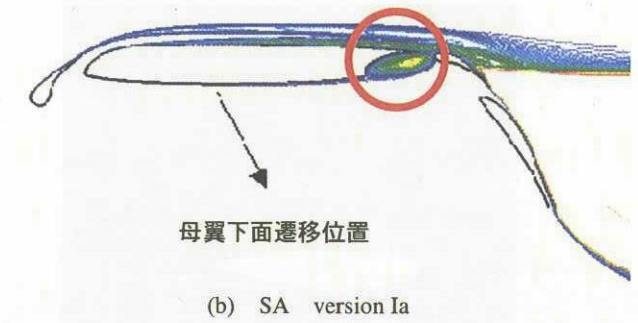
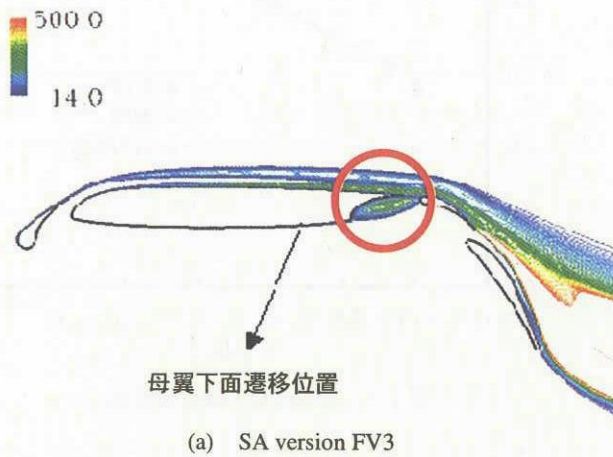


図14 Model C 乱流渦粘性分布 (M=.201, alpha=8.16°)

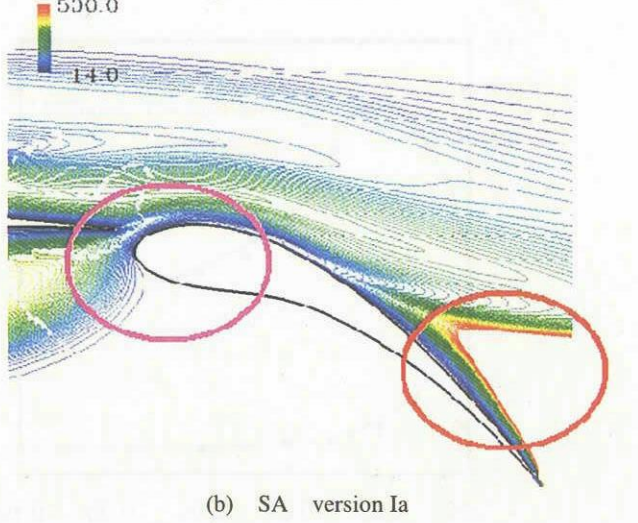
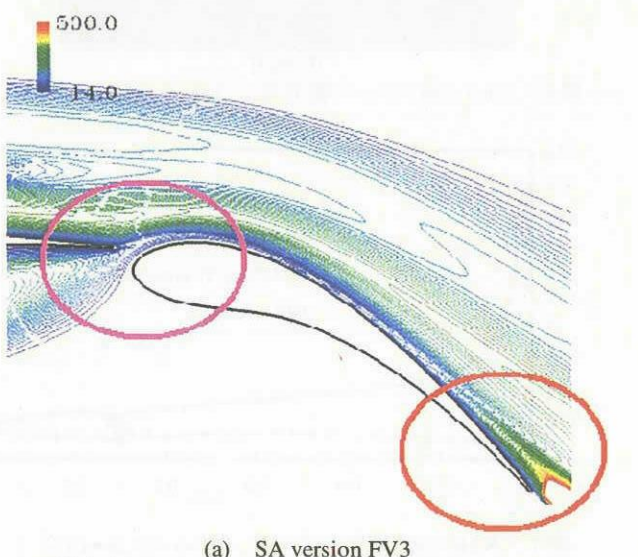


図15 Model C フラップ近傍乱流渦粘性分布 (M=.201, alpha=8.16°)