

# 重合格子を用いた JAXA 高揚力装置風洞模型の CFD 解析

永田卓, 越智章生 (川崎重工業株式会社)

嶋 英志 (現; 宇宙航空研究開発機構)

## CFD Analysis of JAXA High-Lift Configuration Model Using Overset Mesh

by

Taku Nagata, Akio Ochi (Kawasaki Heavy Industries, Ltd)

Eiji Shima (currently; JAXA)

### ABSTRACT

Flow around JAXA HLD (High Lift Devices) wind tunnel model is analyzed by RANS CFD method and compared with the experimental data obtained by JAXA. Unstructured mesh with overset technique is used for mesh generation around realistic configuration with small parts such as slat clip. It was shown that the slat clip made a difference in the flowfield especially around the edge of the slat. Baldwin-Barth and Spalart-Allmaras one equation models are used for turbulence model and the former gives better agreement with the experiment

### 1. はじめに

近年、航空機の開発において CFD(Computational Fluid Dynamics)は空力設計のツールとして広く用いられるようになっている。巡航形態の CFD 解析については、風洞試験結果と CFD 結果との比較や精度検証などが行われており、航空機の開発において、巡航形態の CFD 解析は風洞試験と並んで、重要な役割を担っている。しかしながら、航空機の離着陸性能に大きく影響する高揚力装置の空力設計においては、3 次元 NS(Navier-Stokes)解析は未だ風洞試験と並ぶ設計ツールにはなっていない。高揚力形態の流れには、乱流への遷移、剥離、後流・境界層干渉などの複雑な現象が含まれており流体力学的に取り扱いが難しいことから、3 次元 NS 解析の精度や信頼性が確立されていないためである。3 次元 NS 解析を高揚力装置の空力設計のツールとして用いるためには、CFD 解析結果同士の比較や、風洞試験結果との比較を行い、CFD 解析の精度や信頼性を向上させる必要がある。しかしながら、これまでに高揚力形態に関して公開された形状・試験結果は少なく、特に現実的な複雑形状に関しては皆無であった。

そこで、JAXA(宇宙航空研究開発機構)は HLD に関する検証データの取得を目的の一つとする実機形態に近い高揚力装置標準模型を設計・製作し、2005 年度に詳細な風洞試験データを取得した<sup>1), 2)</sup>(図 1)。また、本模型を対象とした第一回の CFD ワークショップが開催された<sup>3)</sup>。

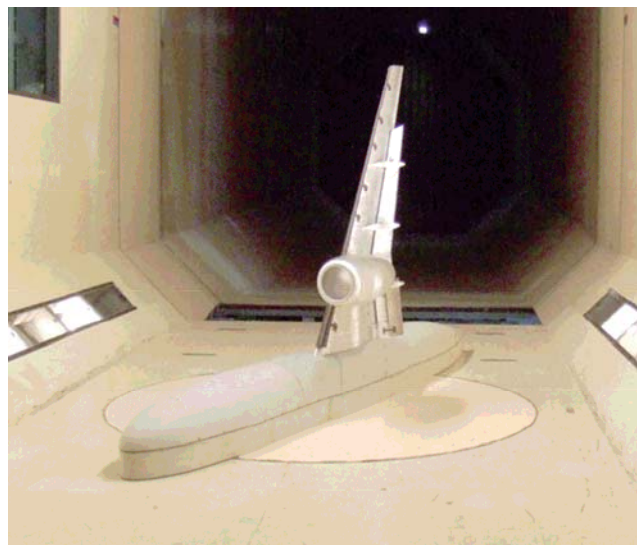


図 1 JAXA-HLD 風洞試験模型の写真

筆者らも、高揚力形態の CFD 解析の精度や信頼性を向上させることを目的としてワークショップに参加し、この JAXA 高揚力装置標準模型形状を対象に RANS (Reynolds Averaged NS) 解析を行い、風洞試験結果との比較を行った。

高揚力形態の解析には、上記の乱流などの流体力学的なものに加えて、格子生成や低マッハ数流れの取り扱いなど、CFD 計算手法の観点においてもいくつもの課題がある。

本研究では、これらの課題のうち、特に、格子解像度の影響、形状忠実さ(スラット支持金具の有無)の影響、乱流モデルの影響について調査を行った。また、低マッハ数流れに対する数値スキームの改良を行った。また、それらを用いた CFD 解析と風洞試験結果との比較を行った<sup>3), 4)</sup>。

本稿においては、筆者らがこれまでに行った上述の内容、および、得られた知見についてまとめる。

### 2. 計算手法等

#### 2. 1 数値解析コード

流れ場の解析コードには当社開発の UG3<sup>5)</sup>を用いた。基礎方程式は 3 方向薄層近似 RANS 方程式であり、非構造格子のセルセンター有限体積法をベースに、空間の離散化は MUSCL と SHUS、時間積分については、MFGS 陰解法を用いている。また、低速流れ用の修正を施した近似リーマン流束 LSHUS の適用を試みた<sup>4)</sup>。

乱流モデルは、Spalart-Allmaras (SA)1 方程式モデル<sup>6)</sup>および Baldwin-Barth(BB)1 方程式モデル<sup>7)</sup>を用いた。

複雑形状を詳細に解析するために必然的に解析は大規模になる。本研究では、PC クラスタによる並列計算を用いることで計算時間の短縮を計った。後述の 1200 万セルの Fine 格子を用いた場合、解析にかかった時間は、PC クラスタ(16CPU; 32core)で約 4 日であった。

#### 2. 2 計算格子

高揚力形態は巡航時に比べて極めて複雑な形状であり、それに対する格子生成には工夫が必要である。本研究では、複雑な形状に対して簡便に計算格子を作成するために、主翼、フラップ、スラット、スラット支持金具等の各部品毎に非構造格子を生成し、重合格子手法でそれらを組み合わせて全体の格子を生成した。

表面格子には、四角形と三角形が混在したものをを用いた。空間格子は 4 面体、5 面体(ピラミッド、プリズム)、6 面体が混在した非構造格子であり、当社開発の空間格子自動生成ソフト PUFFG (Pile-Up Forming Grid Generator)<sup>8)</sup>を用いて作成した。



この手法は構造格子と同様の細長い四辺形格子を表面格子として利用できるので翼のような表面曲率の異方性の強い形状に対して比較的少ない格子点で高い精度を維持できる。また物体近傍では層状に積まれた6面体あるいはブリズム格子が、ほぼ流れに沿った方向に生成されるので境界層やHLDに特有の、前翼の後流の解像度の点で有利である。

図2に翼下面からみた翼の表面格子を示す。風洞試験モデルを模擬するために、FTF、フラップ支持金具、スラット支持金具もモデリングされている。なお、スラット支持金具無し形態は、スラット支持金具のみを取り除いた形態となっている。

図3に表面および対称面の格子を示す。また、図4にスラット支持金具ありの場合の内舷( $\eta=0.245$ )、および、外舷( $\eta=0.560$ )での空間格子の断面図を示す。

本研究では、格子解像度の影響を調べるために、Medium格子とFine格子の2種類の格子を作成した。図5に内舷( $\eta=0.245$ )におけるMedium格子とFine格子の比較を示す。Fine格子では、主翼、スラット、フラップの表面および空間格子を重点的に細かくした。

表1に今回の解析に用いた計算格子の情報を示す。格子生成に要した時間は、IGESデータから表面格子を作成するのに、5日を要した。また、空間格子を自動生成するPUFGGの実行にかかる時間は、PCを用いて90分程度であった。

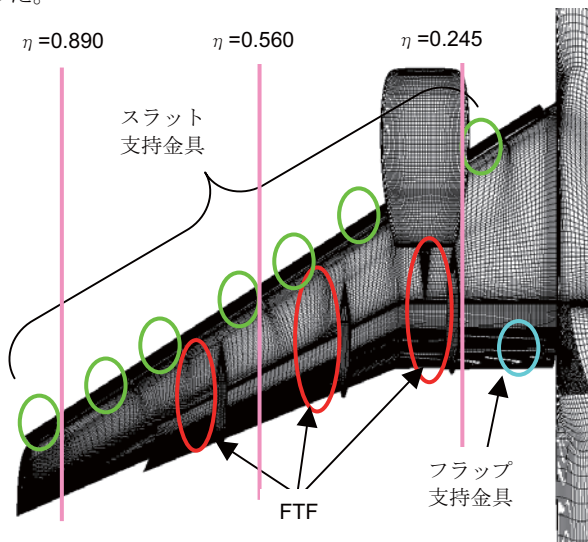
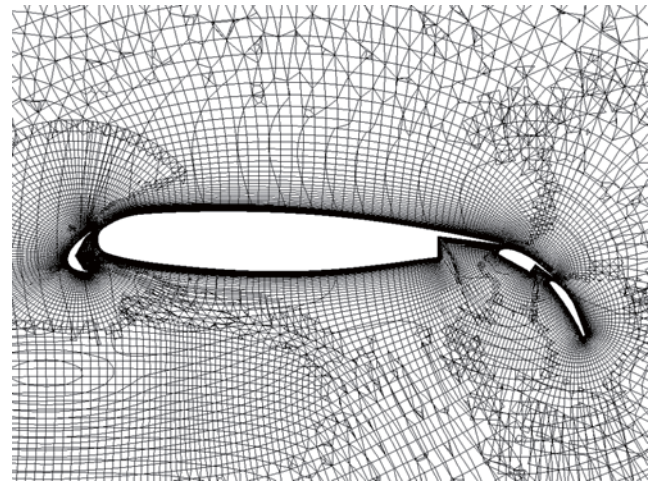


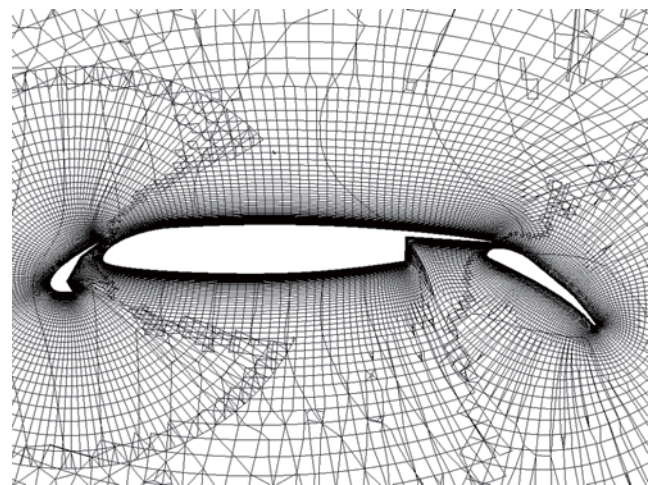
図2 スラット支持金具ありの表面格子  
(翼下面からみた図)



図3 表面および対称面の格子



(a) 内舷  $\eta=0.245$



(b) 外舷  $\eta=0.560$

図4 空間格子の断面図 (Fine格子)

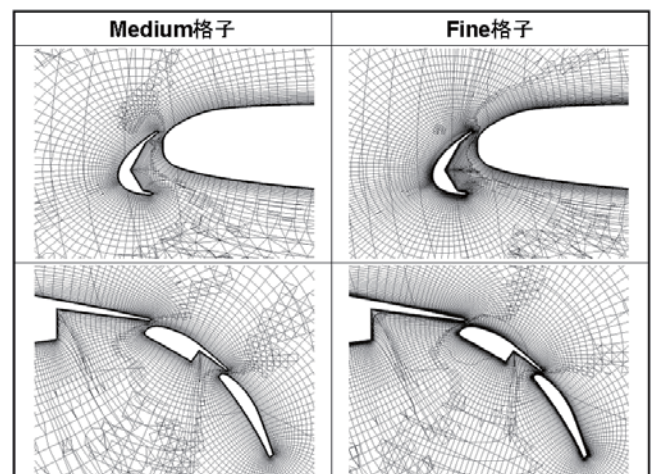


図5 Medium格子とFine格子の比較 (内舷  $\eta=0.245$ )

表1 解析に用いた格子のセル数

		Medium格子	Fine格子
スラット支持金具有り	表面	182,108セル	217,844セル
	空間	8,442,845セル	12,322,603セル
スラット支持金具無し	表面	176,268セル	212,004セル
	空間	8,295,866セル	12,214,224セル

### 2. 3 解析条件

解析条件を表2に示す。スラット支持金具有り・無しの2種類の形態について、風速 60m/s (マッハ数 0.175)、迎角は4、10、13度について計算を行った。

試みた解析手法や計算格子の組み合わせのうち、表3に示す6通りのケースについて示す。また乱流への遷移に関しては全場乱流条件で実施した。

表2 解析条件

条件	値
レイノルズ数	$2.1 \times 10^6$
主流の流速	60 m/s
迎角	4.0, 10.0, 13.0 度
横滑り角	0 度
基準面積 (半裁)	$1.12332 \text{ m}^2$
基準長 (MAC)	0.5292 m

表3 計算手法・格子の組み合わせ

ケース	格子	乱流モデル	数値流束	スラット支持金具
1	Medium	SA	SHUS	無し
2	Medium	SA	SHUS	有り
3	Fine	SA	SHUS	無し
4	Fine	SA	SHUS	有り
5	Fine	BB	SHUS	有り
6	Fine	BB	LSHUS	有り

## 3. 結果および考察

### 3. 1 計算の収束性

図6に代表的な計算ケースにおける収束履歴を示す。ここでは、表3に示すケース4、5について、迎角10度のときの揚力係数( $C_L$ )および抗力係数( $C_D$ )の履歴について示している。図6より、ケース4 (SA乱流モデル) では10,000ステップ、ケース5 (BB乱流モデル) では5,000ステップ程度で空力係数がほぼ一定となっていることから、計算は収束したと判断した。

### 3. 2 格子解像度の影響

図7に揚力係数( $C_L$ )、抗力係数( $C_D$ )、ピッチングモーメント係数( $C_M$ )の縦3分力、図8に $C_L$ - $C_D$ 特性、図9、10に各断面での表面圧力係数( $C_p$ )分布を試験結果と共に示す。3分力特性、 $C_p$ 分布とも、格子解像度によっては顕著な差は見られなかった。

### 3. 3 スラット支持金具有無の影響

図7より、 $C_L$ に関しては、迎角4度ではほとんど変わらないが、迎角10度のとき、金具有りのほうが3%程度小さくなる。 $C_D$ に関しては、迎角4度、10度ともに、金具有りの方が3%程度大きい。

図9、10より、内舷と外舷においては $C_p$ 分布には大きな差は見られない。一方、翼端部では、金具の有無によって $C_p$ 分布に大きな差が見られる。

図11に迎角10度における翼端部のオイルフロー可視化結果を示す。図11より、金具無しの場合、剥離せずにきれいに流れているが、金具有りの場合には翼端部で試験結果に比べて大きく剥離している。このことから、翼端部では $C_p$ 分布に顕著な差が表れている。

また、図13に迎角10度における後流の総圧比分布を示す。翼端部での金具の影響が主翼後方の後流にまで残っていることがわかる。

風洞試験模型において、フラップやスラットの支持金具は強度的な要求からあまり小さくは出来ず、また、非流線型のブロック形状にせざるを得ない。風洞試験において支持金具が流れ場へ与える影響度合いについては、これまで明らかでなかったが、今回、特に翼端部でスラット支持金具が流れ場に大きな影響を与えていることがわかった。

### 3. 4 乱流モデルの影響

文献9)ではSAモデル、BBモデルを含むいくつかの乱流モデルについて、その、2次元翼型の低速最大揚力係数の予測精度にして調査し、SAモデルが、比較的良い精度を与えること、一方、BBモデルには高迎角でも明確な失速が得られない欠点があることが報告されている。そこで、本研究においても、SAモデルを標準的に用いた。

しかし、SAモデルの結果の3分力(図7)、 $C_L$ - $C_D$ 特性(図8)各断面での $C_p$ 分布(図9、10)は、格子解像度やスラット支持金具の有無に関わらず、風洞試験結果とは大きく異なっている。図12に後方よりみた風洞試験結果とCFDのオイルフローの比較(迎角4度)を示す。SAモデルの結果では、風洞試験結果に比べてフラップ上面や外翼での剥離が大きくなっており、これが揚力や頭下げモーメントの低下の原因となっている。

一方、BBモデルを用いた場合では、外翼部はフラップ上面での剥離が小さくなり、オイルフローの様子は風洞試験結果とかなり近いものになっている。これは、BBモデルはSAモデルに比べて乱流粘性係数が大きくなるという特徴があり、その結果、剥離が小さく算出されたためと考えられる。図14に外舷断面での空間渦粘性分布の比較を示す。SA乱流モデルの場合、剥離によって渦粘性が大きくなっているが、BB乱流モデルの場合は、乱流モデルの性質で渦粘性が大きくなっていると考えられる。

さらに、外舷および翼端部での $C_p$ 分布も風洞試験結果にかなり近い値となり、揚力・モーメントも風洞試験結果に近づいている。抗力も増大しているが、これは、揚力の増大にともなう誘導抗力が増加したためで、 $C_L$ - $C_D$ 特性(図8)でみると同じ $C_L$ での抗力は減少していることがわかる。

本研究の範囲内で13度までの迎角においては、揚力・モーメントは試験値に近い結果となつてはいるが、抗力値には大きな差が見られる。また、風洞試験結果とは異なり、迎角13度まで直線的に揚力が増加しており、失速が予測できない傾向を暗示していることから、BBモデルが最良の選択と断言することは出来ない。

### 3. 5 近似リーマン流束の影響

文献4)に示されるように、圧縮性流れのためのゴドノフ型スキームに用いられる近似リーマン流束は低マッハ数では過大な数値流束を持ち、大きな誤差を生む。この数値粘性を低減する近似リーマン流束LSHUSを、高揚力形態の解析(BB乱流モデル)に適用した。図7に示されるように、LSHUSの適用で、 $C_L$ 、 $C_D$ 共に増大しているが、 $C_D$ の増加は誘導抗力によるものであり、図8に示されるように同じ $C_L$ では $C_D$ は減少している。抗力減少は、単独翼の場合と同様であるが、揚力の増大は、高揚力形態独特の効果である。また、圧力分布でも、フラップ上面の負圧がより強くなって、位置によっては風洞試験結果と、かなり近い値になっており、数値粘性減少の影響が認められた。



#### 4. まとめ

- 3次元高揚力装置の空力解析技術の精度や信頼性の向上を図るために、JAXA高揚力装置風洞模型形状に対して、RANSによるCFD解析を実施した。
- 計算格子は各部品毎に生成した非構造格子を重合格子手法で組み合わせ、高揚力装置の解析で重要となる、境界層や後流の解析に適した格子を作成した。
- Medium格子/Fine格子による格子解像度の比較を行った結果、解析結果に大きな差は見られなかった。
- スラット支持金具の有無の比較を行った結果、特に翼端部で金具が流れ場に与える影響が大きいことが確認された。
- 2種類の乱流モデルについて比較を行った結果、SAモデルでは剥離が大きくなり、揚力・頭下げモーメントが小さくなったのに対し、BBモデルでは剥離が風洞試験結果と同程度に捉えられ、3分力、 $C_p$ 分布、オイルフローパターンとも風洞試験結果に近づくことが示された。
- 低マッハ数流れに適した近似リーマン流束の適用により、数値粘性が減少し、試験値に近づく結果が得られることが示された。
- 現時点では、BB 乱流モデル、LSHUS を用いたケースが風洞試験結果に最も近いが、なお抗力値にかなり大きな差が見られる。また、BB 乱流モデルには剥離が過小で、大迎角での失速を予測できないという欠点があるため、今回の結果だけで BB 乱流モデルが最良の選択と断言することは出来ない。

#### 5. 今後の課題

- 計算手法の選択に関するガイドラインの設定  
高揚力形態の設計において、最大揚力の推定のみが重要な訳ではなく、HLD の形態による性能差が算出できれば良いという側面もあり、現手法でも対応できる可能性はある。設計適用のこのような観点からも最適な計算手法の選択を行う必要がある。
- 風洞試験データを用いた検証の継続  
ワークショップ<sup>3)</sup>で示された CFD 結果同士の揚力傾斜は、かなり一致するが、風洞試験結果とは異なっており、全 CFD 結果が一致して間違っているのではなく風洞試験側に何らかの問題のある可能性もある。CFD 解析は広い自由空間で実施されているが、風洞試験では風洞壁や壁面境界層の影響がある。これらの影響をできる限り小さくするように工夫されているとはいえ、風洞試験やそのデータ処理で、これらの影響を完全に排除することは出来ない。風洞試験とより条件を近づけた解析を実施して、これらの効果も明確にする必要がある。

#### 謝辞

JAXA殿の高揚力装置標準模型の形状データおよび風洞試験データを使用させていただきました。ここに感謝の意を表します。

#### 参考文献

- 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
- Y. Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., Yamamoto, K., "Experiment and CFD of a High-lift Configuration Civil Transport Aircraft Model", AIAA Paper, 25th AIAA

Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conf. 2006-3643, 2006

- 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
- 嶋英志、永田卓、越智章生、「非構造重合格子法と改良型 SHUS を用いた高揚力形態の解析」、第 20 回数値流体力学シンポジウム、2006
- Shima, E., Ochi, A., Nakamura, T., Saito, S., and Iwamiya, T. "Unstructured Grid CFD on Numerical Wind Tunnel, in Parallel Computational Fluid Dynamics," pp.475-482, North Holland, 1999.
- Spalart, P. R. and Allmaras, S. R. "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows", AIAA-92-0439, 1992
- Baldwin, B. and Barth, T., "A One-Equation Turbulent Transport Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," NASA TM 102847, 1990
- Ochi, A., Shima, E., "A Hybrid Unstructured Grid System for Viscous and Inviscid Aerodynamic Analysis," Proceedings of the 23rd ICAS Congress, Paper No. 1.7.2, Sep. 2002.
- 嶋英志、齊藤茂、「動的失速の数値解析」、日本航空宇宙学会誌 [561] 巻, pp.560-566, 2000

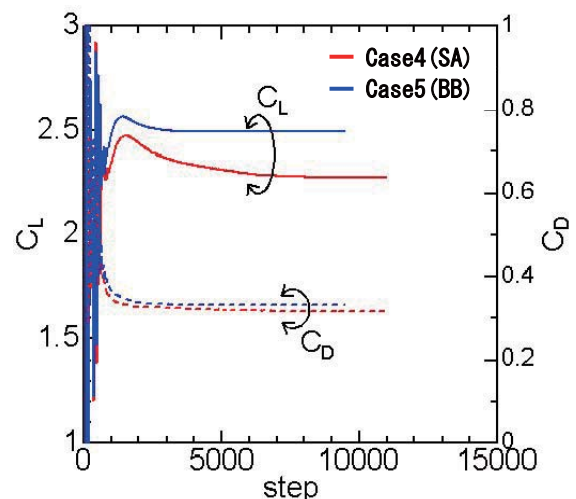


図6 収束履歴

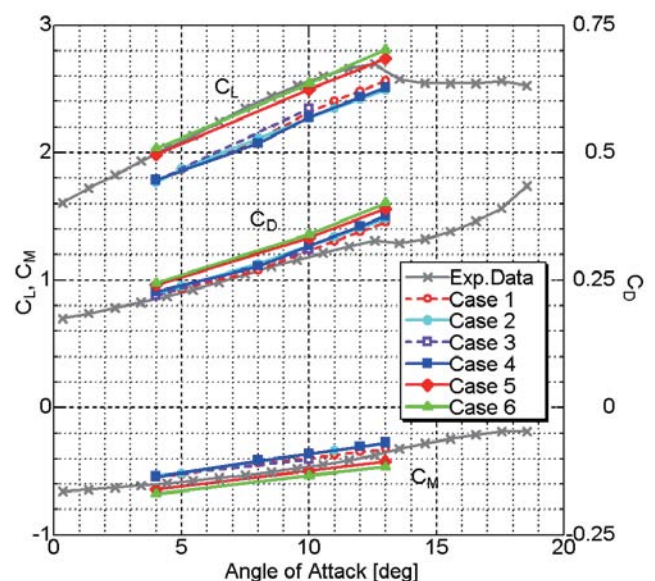


図7 揚力係数、抗力係数、モーメント係数の比較

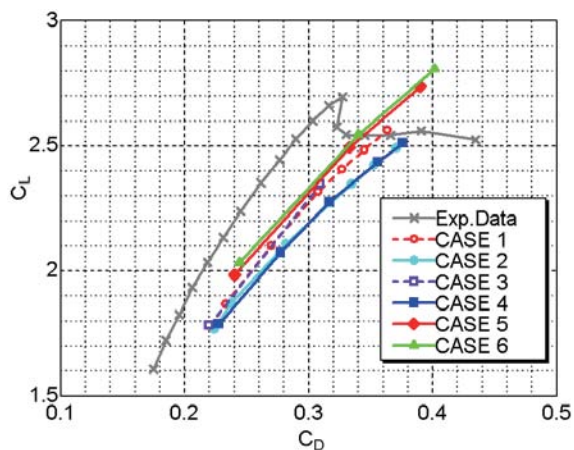


図8 揚抗特性の比較

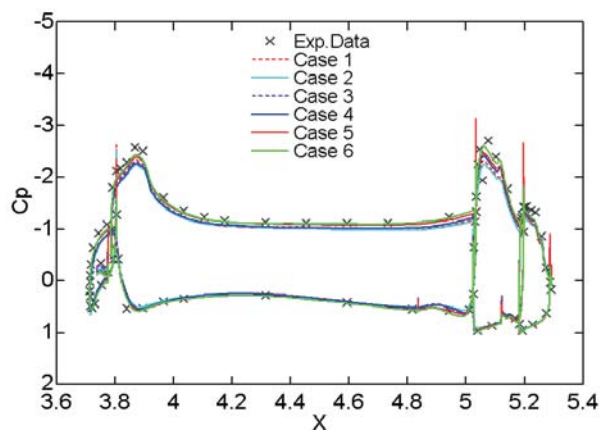
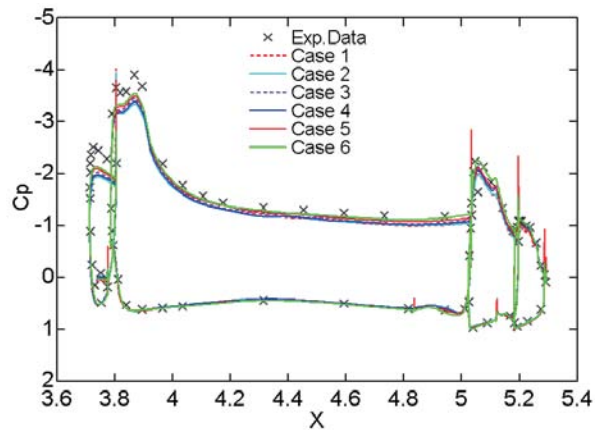
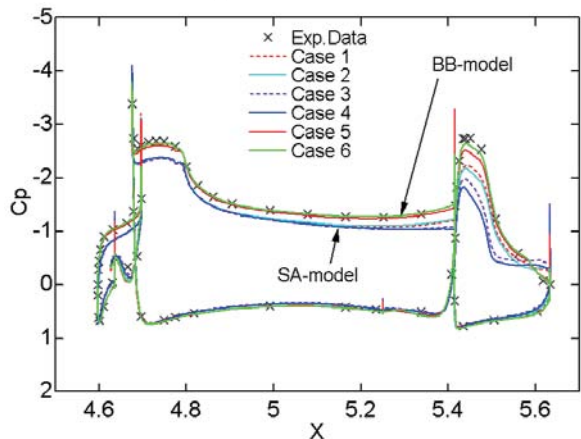
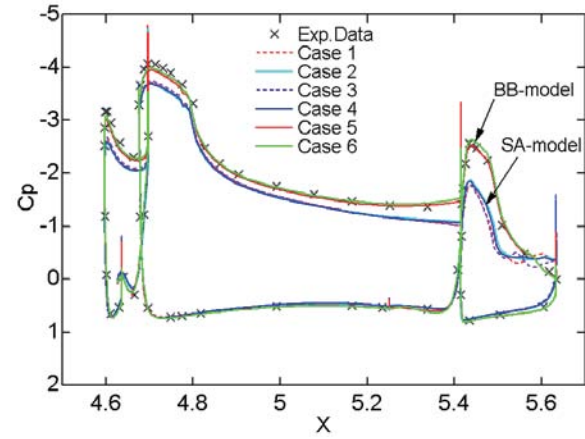
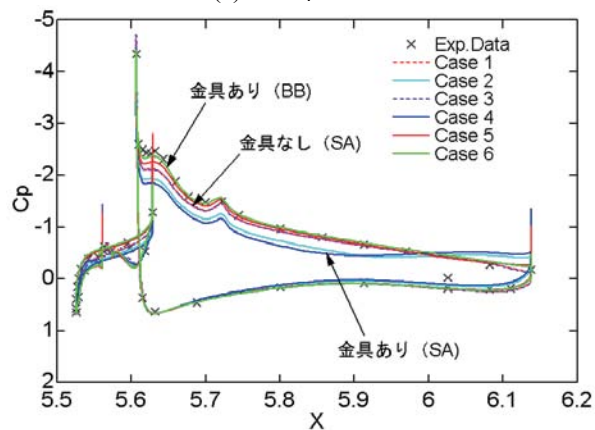
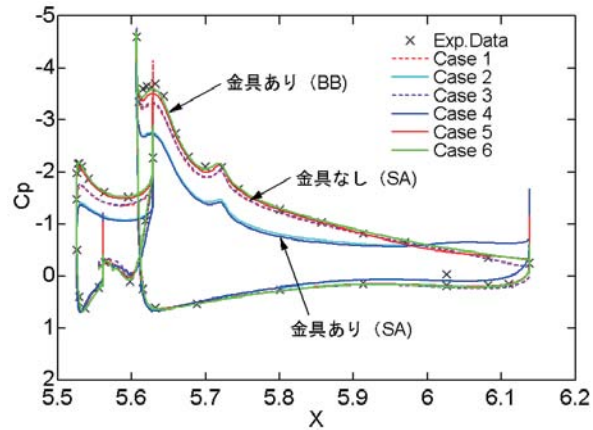
(a) 内舷  $\eta = 0.245$ (a) 内舷  $\eta = 0.245$ (b) 外舷  $\eta = 0.560$ (b) 外舷  $\eta = 0.560$ (c) 翼端  $\eta = 0.890$ (c) 翼端  $\eta = 0.890$ 

図9 迎角4度における各断面での Cp 分布

図10 迎角10度における各断面での Cp 分布

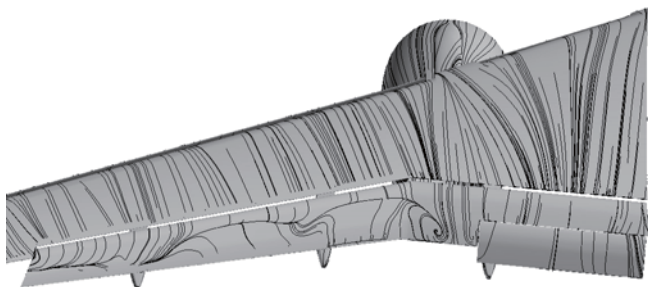




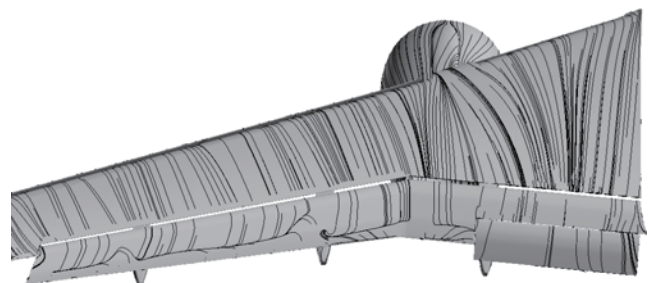
図11 迎角10度における翼端のオイルフロー可視化結果  
スラット金具有無の比較



(a) 風洞試験結果

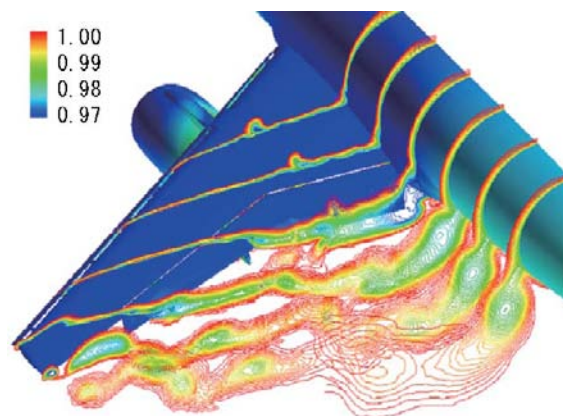


(b) SA 乱流モデル(Case4)

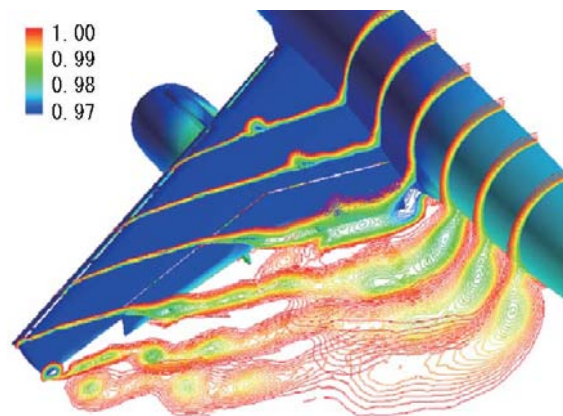


(c) BB 乱流モデル(Case5)

図 12 迎角 4 度におけるオイルフロー可視化結果  
乱流モデルの比較 (フラップ上面)



(a) SA乱流モデル (Case4)

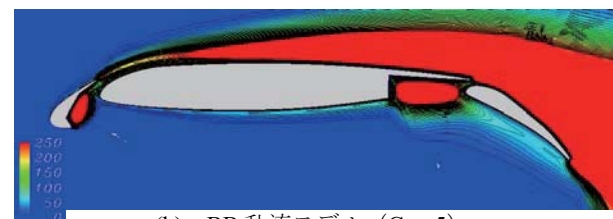


(b) BB乱流モデル (Case5)

図13 迎角10度における総圧比分布 乱流モデルの比較



(a) SA 乱流モデル (Case4)



(b) BB 乱流モデル (Case5)

図 14 空間渦粘性分布の比較 (迎角 10 度、 $\eta = 0.560$ )