

# JAXA 高揚力装置風洞模型を用いた CFD 検証解析について

村山光宏、横川謙、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  
田中健太郎  
菱友システムズ  
上田良穂  
東京ビジネスサービス株式会社

## CFD Validation Study on JAXA High-Lift Configuration Model

by

Mitsuhiro Murayama, Yuzuru Yokokawa, Kazuomi Yamamoto, Kentaro Tanaka, and Yoshine Ueda

### ABSTRACT

In this study, three-dimensional flow computations around a realistic landing configuration deploying high-lift devices with a nacelle-pylon tested at JAXA are performed for the JAXA High-Lift Device CFD Workshop. Influence on the aerodynamic forces by the turbulent transition of boundary layer is discussed. Importance to consider the transition is shown for better prediction of the aerodynamic forces at high angles of attack. A prediction method for the turbulent transition of boundary layer is also evaluated. The capability is discussed comparing with experimental data. A wind tunnel interference derived from the half-span testing model is also discussed.

### 1. はじめに

旅客機離着陸時の高揚力装置の空力性能は運航費に大きく影響を与えるため、そ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。3次元 CFD 解析技術に期待がかけられているが、前縁スラットや後縁フラップのような多翼素高揚力装置形態の流れ場は、形状の複雑さに加え、境界層遷移、剥離、各翼素の後流の干渉など現象自体も複雑となる。CFD を用いた設計高度化を行う上では、その複雑な流れ場に対する CFD 解析技術の信頼性向上が必要である。

CFD による高揚力装置設計高度化の研究として、例えば欧州 EUROLIFT プロジェクト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、2次元形態、単純3次元形態及び実機形態に対して風洞試験との相互検証を進めている<sup>(1-2)</sup>。JAXA 航空プログラムグループ国産旅客機チームでは、実機高揚力装置展開形態で生じる複雑な物理現象の把握や CFD による空力特性予測技術構築を目指し、ナセル・パイロンを含めた3次元高揚力装置展開形態に関する第一回目の風洞試験を2005年10月から2006年2月にかけて行った<sup>(3-4)</sup>。半裁5分力や表面静圧などの基本的なデータに加え、空間速度分布や表面流線、境界層乱流遷移点位置、非定常圧力、騒音源分布など、CFD 検証及び実機空力現象把握や性能向上に資する詳細な風洞試験データが得られた。2006年10月には、その詳細な風洞試験データを用いた第一回高揚力装置 CFD ワークショップを開催し、実機着陸形態に対する国内 CFD 解析技術の現状と課題を議論した<sup>(5-6)</sup>。

本稿では下記の内容について、第一回ワークショップにおける JAXA の解析結果のうち、乱流遷移の影響についてまとめるとともに、ワークショップで議論された遷移予測と風洞壁干渉の把握に関する課題に対して検討した結果を報告する。

#### (1) 境界層乱流遷移の影響

- I. 境界層乱流遷移が空力特性へ及ぼす影響
- II.  $e^N$ 法を用いた遷移予測手法と前縁付着線汚染・再層流化の検討

#### (2) 風洞壁干渉の影響

- I. 境界層排除板の影響

### 2. 計算条件

図1に示されている JAXA 高揚力装置風洞模型着陸形態<sup>(3-4)</sup>の解析を行った。前縁スラット、外舷にシングルロッテッドフラップ、内舷にダブルロッテッドフラップ、ロングカウルタイプのフロースルーナセル、パイロン、Flap Track Fairing

(FTF)、および円筒形胴体を供えている。着陸形態ではスラット舵角は25度、フラップ舵角は35度、アフトラップ舵角は20度である。レイノルズ数  $Re$  をできる限り大きく設定できるように半裁形態が用いられている。半スパン長は2.3m、胴体長は4.9m、平均空力翼弦長  $MAC$  は0.5292mである。風洞壁境界層と模型本体との干渉を避けるために、胴体対称面を延長した断面形状の高さ150mmの境界層排除板が胴体と風洞床面の間に設置されている。天秤に力がかからないよう模型と境界層排除板の間に10mmの隙間があり、その隙間に流れが入り込むのを防ぐために、柔毛材によりシールされている。

計算格子には Workshop 用に公開されている非構造ハイブリッド Coarse 格子を用いた。格子点数は約580万点で、最小格子幅は  $MAC$  基準で  $1.25 \times 10^{-6}$  ( $\approx 0.02/\sqrt{Re}$  程度)である。遠方外部境界は  $MAC$  の約100倍離れた位置にある。図2に計算格子を示す。FTF等の支持金具等は省かれている。

計算条件は主流マッハ数0.175( $\approx$ 風速60m/s)、 $MAC$  基準レイノルズ数  $2.1 \times 10^6$  で、迎え角を振った解析を行った。

### 3. 解析手法

非構造格子ソルバーとして TAS (Tohoku University Aerodynamic Simulation) code<sup>(7-9)</sup>を用いる。支配方程式としてレイノルズ平均 Navier-Stokes 方程式を用い、セル節点有限体積法で離散化する。対流項における流束評価には HLEW 法を用い、U-MUSCL 法を用い高次精度化する。時間積分には LU-SGS 陰解法を用いる。

乱流モデルには、生成項において渦度とひずみ度の最小値をとる修正を加え渦中心領域の過大な渦粘性を減らす、修正 Spalart-Allmaras モデル<sup>(10-11)</sup>を用いた。遷移を指定した解析を行う際には層流指定領域での渦粘性の生成を零にしている。

計算は JAXA 数値シミュレータ NSIII CeNSS (Fujitsu PRIMEPOWER HPC2500)<sup>(12)</sup>を用いて行った。

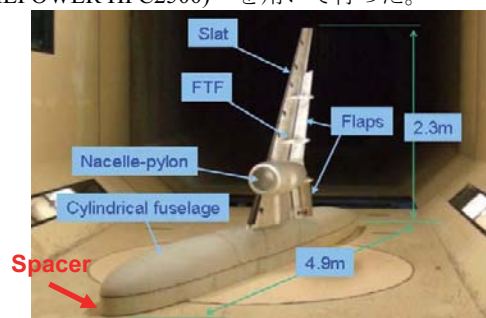


図1 JAXA 高揚力装置風洞模型

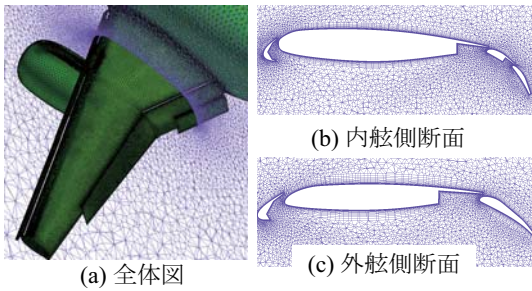


図2 非構造計算格子

4. 遷移予測解析手法

高揚力装置周りの境界層乱流遷移には複数の遷移メカニズムが存在し、非常に複雑である。Tollmien-Schlichting (TS) instability と cross flow (CF) instability に基づく境界層乱流遷移や層流剥離泡による遷移に加え、胴体境界層の影響による前縁付着線汚染に伴う乱流遷移やスラット及び母翼前縁近傍の流れの急速な加速に伴う再層流化が起こりうる。また、多翼素形態に伴い各翼素の後流の影響によるバイパス遷移なども起こりうる。これらの様々な遷移メカニズムが高揚力装置展開形態の遷移予測を非常に難しくしている。遷移予測手法としてこれまで様々な手法が提案されているが、本研究では高密度格子や厳密な格子直交性等を必要としない比較的単純なアプローチを用い、工学的に有用な遷移予測ができるか調査を行う。

層流剥離泡による乱流遷移と、TS 及び CF 不安定性に基づく乱流遷移の予測には JAXA 小型超音速実験機プロジェクトの技術研究において開発された  $e^N$  法を用いた LSTAB コード<sup>(13-15)</sup>を使用する。付着線汚染と再層流化の判定には経験式に基づく手法<sup>(16-17)</sup>を適用する。後流の影響によるバイパス遷移に関しては今回考慮しない。

$e^N$  法に基づく遷移判定法では、線形安定解析による微小擾乱の振幅が中立安定点における値  $A_0$  の  $e^N$  倍に増幅された点を境界層の乱流遷移位置と予測する。LSTAB コードは圧縮性線形安定理論に基づいており、局所平行流近似を採用している。擾乱の空間増幅率  $N$  は各周波数の擾乱の増幅率を流れ方向に積分した値で、局所的に最大の増幅率を連ねる Envelope 法を用いて求める。遷移点はこの  $N$  の遷移対応値における位置として推定される。

今回用いた LSTAB コードの解析手順を図3に示す。解析断面は図3に示される各スパン一定断面にて解析を行った。今回の解析では全域乱流を仮定した計算により表面圧力係数  $C_p$  分布を算出し、得られた  $C_p$  分布を元に Kaups&Cebeci 法により層流境界層計算を行う。次に境界層安定性解析を行い、Envelope 法に基づく増幅率積分を行い、 $N$  値マップを描く。遷移判定閾値  $N$  に基づき遷移点予測を行う。今回の解析では過去のデータに基づき  $N=4$  を用いている。層流剥離泡による遷移に関しては次のように取り扱う。層流境界層計算中に形状関数  $H$  に基づき層流剥離が起きる位置を同定する。TS 及び CF 不安定性に基づく乱流遷移が層流剥離同定位置より前方で起こらない場合、層流剥離泡による遷移として、層流剥離同定位置直前で乱流遷移すると仮定する。

胴体側からの乱れの影響により起こる付着線汚染に関しては次の Poll の判定式を用いる<sup>(16)</sup>。簡略化のため、本解析では非圧縮性を仮定し、よどみ点近傍では円柱流れで近似を行っている。

$$\bar{R}^* \equiv \frac{V_e \eta^*}{v^*} = \frac{(V_e)_{s_w=0}}{\sqrt{v^* \left( \frac{dQ_e}{ds_w} \right)_{s_w=0}}} \quad \left( \frac{dQ_e}{ds_w} \right)_{s_w=0} = \frac{2(U_\infty \cos \Lambda)}{r}$$

$$(V_e)_{s_w=0} = U_\infty \sin \Lambda$$

$$\bar{R}^* \geq 245 \pm 20 : \text{付着線汚染}$$

$\Lambda$  は後退角、 $r$  はよどみ点における曲率半径である。

また、乱流の再層流化に関しては次の加速パラメータ法<sup>(17)</sup>により判定する。

$$\bar{K} = \frac{v^* \frac{dQ_e}{ds_w}}{Q_e^2}$$

$$\bar{K} > 10^{-6} : \text{再層流化開始}$$

$$> 5 \cdot 10^{-6} : \text{完全再層流化}$$

3次元流の場合、外部流線に沿って考える必要があるが、本解析では前縁垂直断面にて判定を行った。図4に付着線汚染と再層流化の判定を行った断面を示す。

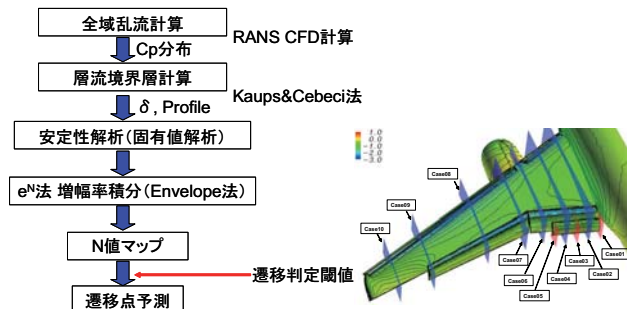


図3 LSTAB を用いた遷移予測解析の解析手順と遷移解析断面位置

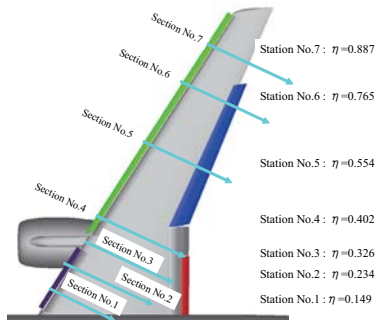


図4 前縁付着線汚染及び再層流化解析断面位置

5. 計算結果

5.1 境界層乱流遷移の空力特性への影響

遷移可視化風試結果を元に遷移位置を指定した計算と全域乱流計算の比較を行う。図5に迎角4度と10度における遷移指定位置を示す。図中の青色領域が層流領域である。迎角により外翼側のスラットと母翼の遷移に大きな違いが現れている。迎角10度では外舷スラット上面側の一部で乱流に遷移し、また、外舷側母翼前縁付近に層流領域が現れている。フラップ上面に関しては迎角4度とほぼ同じ位置で乱流遷移している。母翼下面側は風試結果では支持金具の影響により局所的な乱流遷移が見られるが、計算中では図5に示すように直線的に設定し、迎角によらず一定としている。

まず図6に迎角4度及び10度の全域乱流計算結果の残差と空力係数の収束履歴を示す。残差は5,000~10,000反復回数で約3桁程度落ちてその後振動を続けるが、空力係数に関しては15,000~20,000反復回数で十分に収束している様子が示されている。

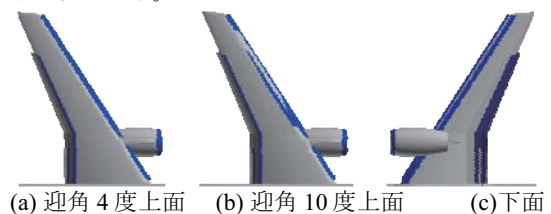
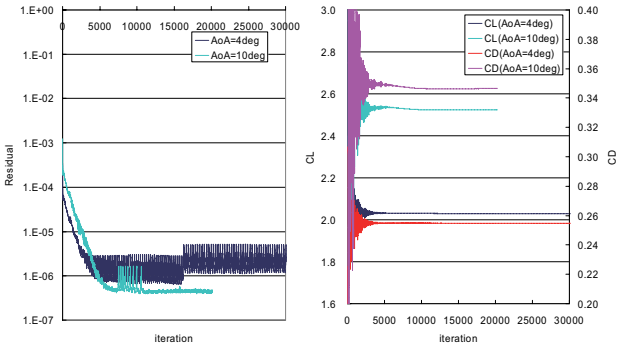


図5 計算における層流指定領域 (青色)



(a) 残差 (b) 空力係数  
図 6 収束履歴 (迎角 4 度及び 10 度)

図 7 に空力係数に関する計算結果と風試結果の比較を示す。揚力に関する比較を行うと、迎角増加に伴い全域乱流の計算結果は揚力傾斜が緩やかになっているが、遷移の影響を考慮することにより、高迎角側で揚力増加量が大きく、揚力傾斜が風試結果に近い結果が得られている事がわかる。一方、抵抗係数に関しての比較では、全域乱流を仮定した計算結果は風試結果と比較して同一揚力で比較して低迎角側で約 200 カウント (1 カウント=0.0001)、高迎角側で約 400 カウントほど高く予測されている事がわかる。遷移を考慮する事により、20~40 カウントの抵抗減少が見られるが、風試結果との差は依然として大きい。抵抗予測に関しては、今回用いた約 600 万点の格子解像度ではこの複雑な形状に対する抵抗予測格子解像度が不足している可能性がある。モーメント係数に関しても全域乱流及び遷移考慮計算で大きな差はない。

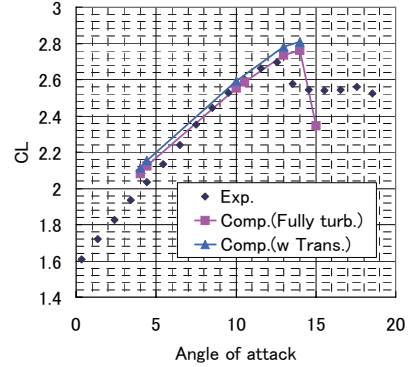
次に Cp 分布の比較を示す。図 8 に風試における表面静圧測定位置を示す。図 9 と図 10 に迎角 4 度及び 10 度の計算結果と風試結果の比較を示す。迎角 4 度では全域乱流と遷移考慮計算の差は小さく、風試結果と両計算結果が良く一致している。迎角 10 度では遷移考慮による差が見られ、遷移考慮計算の方が母翼及びフラップのサクシオンピークが高く、風試結果に近い結果を示す。サクシオンピークの増加により遷移考慮計算の揚力が増え、揚力傾斜に関して風試結果と良い一致を示している。

図 11 に迎角 10 度におけるオイルフローによる表面流可視化結果比較を示す。風試結果は補正後迎角 10.55 度である。全域乱流及び遷移考慮計算結果を比較すると、表面オイルフローには遷移考慮による大きな変化は見られない。風試結果と計算結果を比較すると良い一致を示している。風試結果においてナセル上面外舷側に剥離があり、またナセル・パイロンによりナセル後方主翼上面の流れが影響を受けている様子が見られるが、計算結果でもその剥離の様子やナセル・パイロンの影響範囲も良く一致している。一方、風試結果ではスラット支持金具や FTF の影響が母翼及びフラップの上面に見られる。FTF の存在により、フラップ上面では局所的に剥離している。また風試結果においては、フラップがない外翼側の後縁でスラット支持金具の影響を受けている剥離が存在していることが分る。FTF 等の支持金具による影響見積りも、性能予測のための課題の一つである。

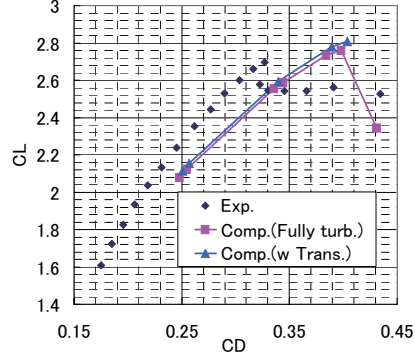
5. 2 遷移予測手法の検討

図 12 と図 13 にそれぞれ迎角 5 度及び 10 度の全域乱流計算結果の Cp 分布を元に遷移位置予測解析を行った上面側遷移位置予測結果を示す。比較のため、風洞試験で測定された Cp 分布を元に遷移解析を行った結果も合わせて示す。遷移判定の N 値に関しては JAXA 大型低速風洞の過去のデ

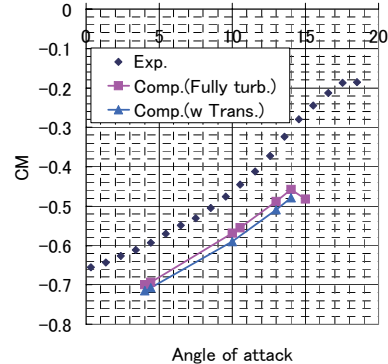
ータに基づく 4~6 程度であると推定されており、今回の計算において N 値は 4 であると仮定している。また、TS 及び CF 不安定性に基づく乱流遷移が層流剥離同定位置より前方で起こらない場合、層流剥離泡による遷移として、層流剥離同定位置直前で乱流遷移すると仮定している。風試遷移位置はチャイナクレーによる可視化結果の写真より読み取り、数値化したデータである。風試結果と CFD 結果の比較を行う迎角に関して壁干渉等による風試迎角補正により約 0.5 度程度の違いがあるが、その迎角の違いで遷移位置は大きく変化していない。



(a) 揚力-迎角特性  $C_L-\alpha$



(b) 揚力-抗力特性  $C_L-C_D$



(c) ピッチングモーメント-迎角特性  $C_M-\alpha$

図 7 境界層乱流遷移の影響：空力係数

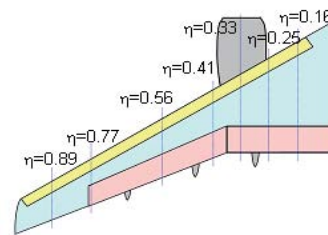


図 8 風試表面静圧計測位置

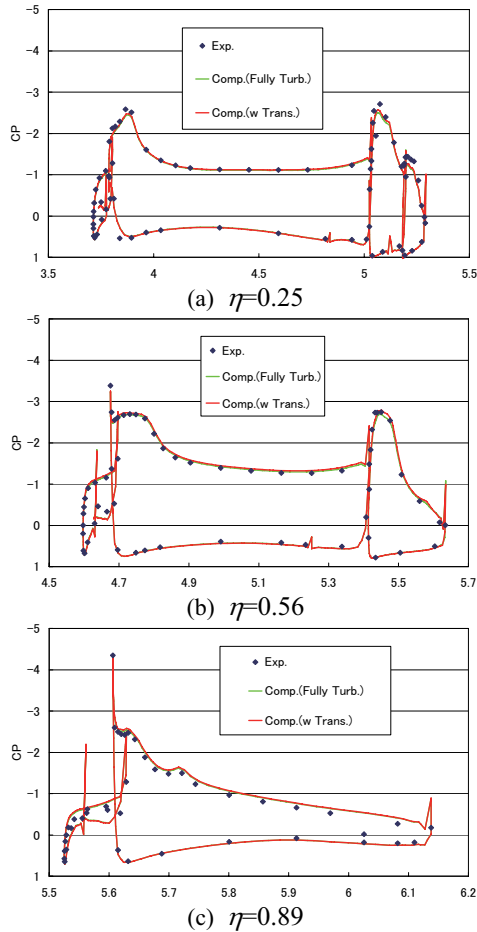


図9 境界層乱流遷移の影響：表面圧力係数（迎角4度）

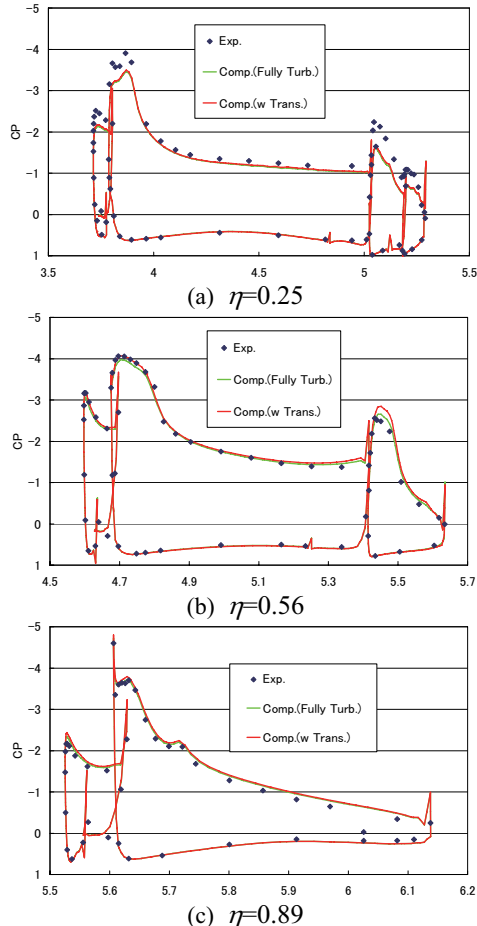
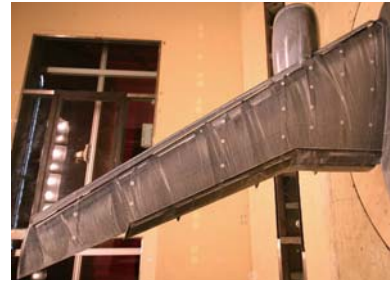
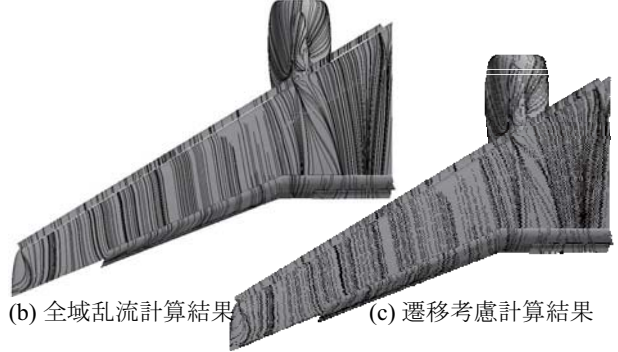


図10 境界層乱流遷移の影響：表面圧力係数（迎角10度）



(a) 風試結果



(b) 全域乱流計算結果

(c) 遷移考慮計算結果

図11 オイルフローによる表面流の比較（CFD：迎角10度、風試：補正後迎角10.55度）

図12に示されている迎角5度において、内外舷スラット上面では風試結果と解析結果共にほぼ後縁まで遷移は起こっていないため遷移線は描かれていない。また、風試結果の母翼内舷側では、ほぼ前縁から乱流状態になっているため遷移線は描かれていない。

図12に示されるように、この迎角5度では、CFDにより得られたCp及び風試により得られたCp分布を用いた遷移位置予測結果はほぼ同じである。スラット及びフラップ、そして母翼外翼側前縁の遷移位置に関して良い予測が示されている。しかしながら、母翼内翼側では風試結果と計算結果に違いが見られる。実験結果ではほぼ前縁から乱流になっているが、予測結果では層流域が見られる。

図13に示されている迎角10度において、内舷スラット上面では迎角5度と同様に風試結果と解析結果共にほぼ後縁まで遷移は起こっていないため、遷移線は描かれていない。また、風試結果の母翼内舷側では、ほぼ前縁から乱流状態になっているため遷移線は描かれていない。

迎角10度では外翼側のスラットと母翼で層流域が現れている。この迎角の変化に伴う遷移位置の変化は、解析で良く予測されている。アフトラップ上のCFD Cp分布を用いた遷移予測結果では、遷移が風試結果よりもずっと前方で起こっている。一方、風試 Cp 分布を用いた場合には、実験結果と良い一致を示している。図10(a)に示される内翼側のCp分布を見ると、内翼側フラップの圧力分布に関して風試結果との差が大きい。また、格子解像度の影響もあり圧力分布に多少不連続な変化が見られる。この圧力分布の差により遷移予測結果の差が生じていると考えられる。

母翼内翼側の遷移に関しては迎角5度のケースと同様な不一致が見られる。図10(a)に示されている内翼側Cp分布の差による違いも考えられるが、特に母翼内翼側では胴体の影響による付着線汚染に伴う乱流遷移が起こる可能性もあり、その検討が必要である。

付着線汚染と再層流化の予測を行った結果を図14に示す。解析は図4に示す7断面で行った。図14は迎角10度におけるスラットと母翼における $\bar{R}^*$ と $\bar{K}$ の計算値を示す。スラットでは全スパンにわたって $\bar{R}^*$ は閾値以下であり、付着線汚染は起こらない。再層流化を判定する $\bar{K}$ は閾値を超

えているが、付着線汚染も起こっておらず再層流化は物理的にも起こらないと考えられる。母翼に関しては全スパン位置で  $R^*$  が閾値を超えており付着線汚染が起こりうる。同時に、 $\bar{K}$  も閾値を越えており、再層流化も起こりうる。再層流化が起こる場合、母翼内翼側前縁付近で層流域が現れる可能性があるが、しかしながら風試結果では再層流域が見られていない。

図 15 に迎角 10 度における内翼側スラットコーブの総圧分布を示す。コーブ内の三次元的な渦が母翼前縁の遷移に影響を及ぼす可能性もあり得る。今回の遷移予測では翼素後流の影響に伴うバイパス遷移が考慮されていない。今後、バイパス遷移の可能性や再層流化に対するパラメータに関し、解析・近似手法の妥当性も含め今後更なる検討が必要である。また、遷移に対する風試側からのより詳細な評価も必要である。

	風試可視化結果	CFD Cp分布を用いた予測	風試Cp分布を用いた予測
内舷スラット	後縁まで層流	後縁まで層流	後縁まで層流
外舷スラット	後縁まで層流	後縁まで層流	後縁まで層流
内舷フラップ	遷移	遷移	遷移
外舷フラップ	遷移	遷移	遷移
アフトラップ	遷移	遷移	遷移
内舷母翼	ほぼ前縁から乱流	遷移(後方へ予測・誤差大)	遷移(後方へ予測・誤差大)
外舷母翼	ほぼ前縁から乱流	ほぼ前縁から乱流	ほぼ前縁から乱流

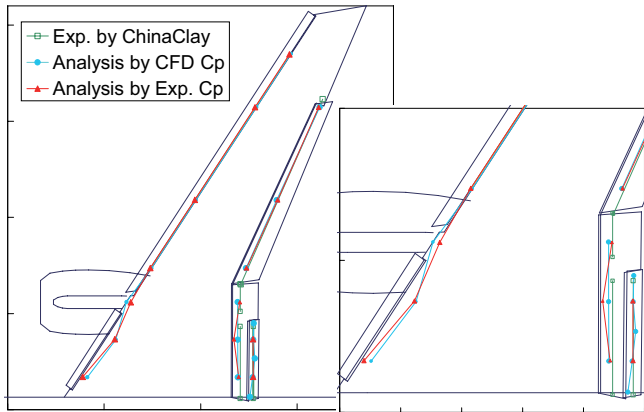


図 12 遷移解析結果(CFD:迎角 4 度, 風試:補正後迎角 4.43 度)

	風試可視化結果	CFD Cp分布を用いた予測	風試Cp分布を用いた予測
内舷スラット	後縁まで層流	後縁まで層流	後縁まで層流
外舷スラット	遷移	遷移	遷移
内舷フラップ	遷移	遷移(多少前方へ予測)	遷移(多少前方へ予測)
外舷フラップ	遷移	遷移	遷移
アフトラップ	遷移	遷移(前方へ予測・誤差大)	遷移
内舷母翼	ほぼ前縁から乱流	遷移(後方へ予測・誤差大)	前縁近くで遷移
外舷母翼	遷移	遷移	遷移

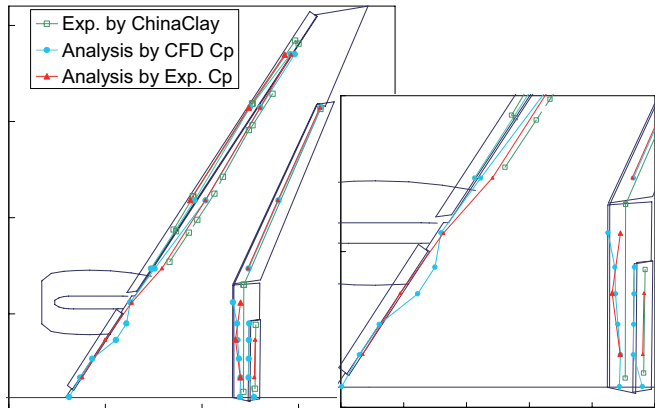
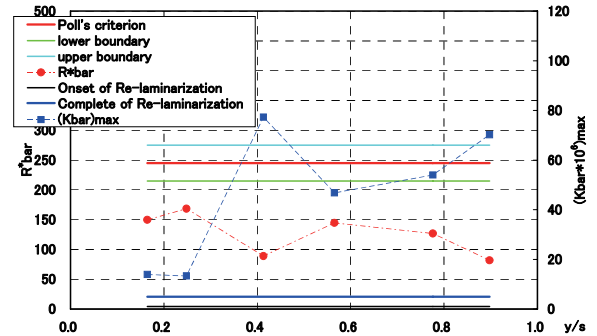
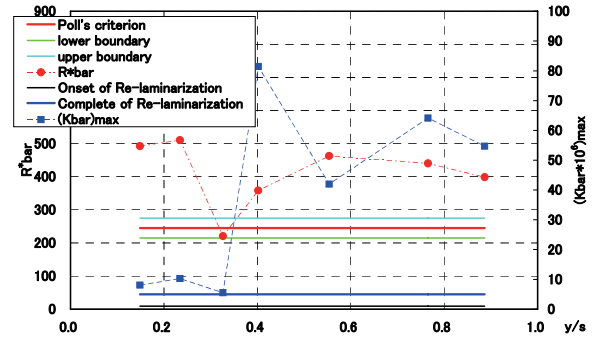


図 13 遷移解析結果(CFD:迎角 10 度, 風試:補正後迎角 10.55 度)



(a) スラット



(b) 母翼

図 14 付着線汚染と再層流化検討結果 (迎角 10 度)

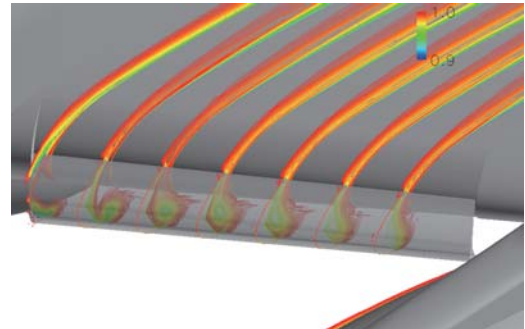


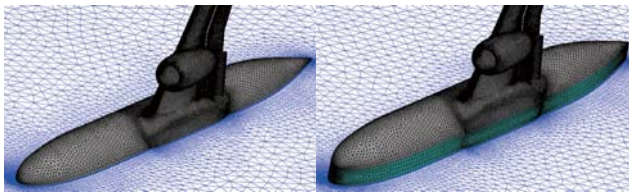
図 15 内翼側スラットコーブ内の総圧分布 (迎角 10 度)

### 5.3 境界層排除板の影響調査

図 16 に示される境界層排除板を含めた形態に対する揚力-迎角特性を図 17 に示す。今回の解析では境界層排除板の存在による影響を調べる為に、風洞壁は考慮せず、境界層排除板のみを追加した解析を行った。なお、境界層排除板を含めた計算は全域乱流を仮定した計算を行った。また、空力係数を求める際には境界層排除板は積分範囲から除外している。

揚力に関して境界層排除板を含めた解析結果は迎角 4 度では、境界層排除板無し形態との差は遷移考慮の効果よりも小さいが、高迎角側では揚力が増加して揚力傾斜が変化し、風試結果に近い傾向を示す。一方、失速角や最大揚力に関して差は見られない。

図 18 に内翼側 25%スパン位置における Cp 分布を示す。排除板の影響は迎角 4 度では差は小さいが、迎角 10 度では計算において過小評価されていたスラットと母翼のサクシオンピークの予測が改善されている。境界層排除板を考慮した解析ではサクシオンピークが増大し、風試結果と良い一致を示す方向に変化する。境界層排除板の存在により、胴体に近い内翼側でスラットと母翼に関して局所的に迎角が増加していると考えられる。風洞壁面の境界層等を考慮していないため、排除板の影響が過大に出ている恐れもあるが、排除板が内翼側の局所迎え角に影響を及ぼしている事がわかった。



(a) 境界層排除板無形態 (b) 境界層排除板有形態  
図16 境界層排除板有・無の計算格子の比較

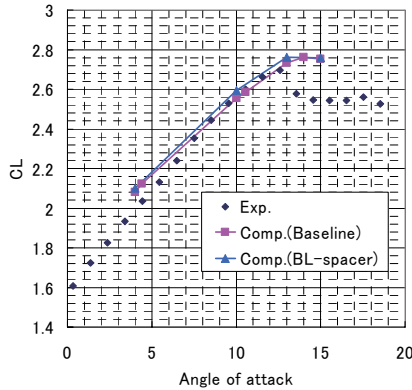
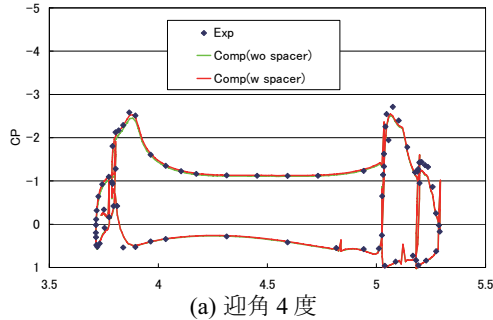
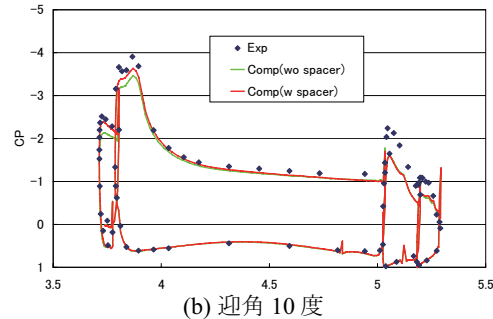


図17 境界層排除板を含めた揚力-迎角特性  $C_L-\alpha$



(a) 迎角4度



(b) 迎角10度

図18 境界層排除板の影響：表面圧力係数(25%span位置)

6. 結論

実機3次元離着陸形態に対するCFD解析技術向上のため、JAXA高揚力装置風試模型着陸形態の解析を行った。

境界層乱流遷移が空力特性へ与える影響調査により、低迎角では遷移の影響は小さいが、高迎角では遷移を考慮する事により各翼素前縁側のサクシオンピークが高まり揚力が増加し、全域乱流計算時における揚力傾斜の風試結果とのずれが改善される事が示された。

次に $e^N$ 法を用いた遷移予測手法を用いて、高揚力装置展開形態に対する遷移予測精度の評価を行った。母翼内翼側を除き風試結果と良い一致を示し、本手法の妥当性が示された。前縁付着線汚染と再層流化の検討により全スパンで前縁付着線汚染が生じ、かつ再層流化も発生する可能性が示されたが、依然として風試結果との違いが見られる。スラットコープの渦と母翼の干渉によるバイパス遷移の可能性や再層流化に対するパラメータに関し、解析・近似手法の妥当性も含め今後更なる検討が必要である事が示された。

また、風洞壁干渉の調査の一つとして、境界層排除板の影響を調べた。排除板の存在により、内舷側で局所的な迎角が増加し揚力に影響を与えている可能性が示された。今後、風洞壁を含めた詳細な解析を行い、風洞壁の影響を詳細に把握する予定である。

参考文献

- Hansen, H., Thiede, P., Moens, F., Rudnik, R., and Quest, J., "Overview about the European High Lift Research Programme EUROLIFT," AIAA Paper 2004-0767, 2004.
- Rudnik, R. and Geyr, H., "The European High Lift Project EUROLIFT II – Objectives, Approach, and Structure," AIAA-2007-4296, 2007.
- Ito, T., Ura, H., Yokokawa, Y., Kato, H., Mitsuo, K., and Yamamoto, K., "High-Lift Device Testing in JAXA 6.5m×5.5m Low-speed Wind Tunnel," AIAA Paper 2006-3643, 2006.
- Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., and Yamamoto, K., "Experimental and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model," AIAA Paper 2006-3452, 2006.
- 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, 2006
- 村山,山本,田中,上田, "JAXA 高揚力装置風洞模型のCFD解析" 第44回飛行機シンポジウム, 2006
- 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, 2002.
- 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, 2007.
- Ito, Y. and Nakahashi, K., "Improvements in the Reliability and Quality of Unstructured Hybrid Mesh Generation," *Inter. J. for Num. Methods in Fluids*, Vol. 45, Issue 1, May 2004, pp. 79-108.
- Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, 1992.
- Lei, Z., "Effect of RANS Turbulence Models on Computational of Separated Flows over a Wing-Body Configuration," *Trans. of JSASS*, Vol. 48, Nov. 2005, pp. 150-160.
- Matsuo, Y., Nakamura, T., Tsuchiya, M., Ishizuka, T., Fujita, N., Ohkawa, H., Hirabayashi, Y., Takaki, R., Yoshida, M., Nakamura, K., Yamamoto, K., Suematsu, K., and Iwamiya, T., "Numerical Simulator III – Building a Terascale Distributed Parallel Computing Environment for Aerospace Science and Engineering," Proc. of the Parallel CFD 2002 Conference, Elsevier Science B. V., 2003, pp. 187-194.
- Yoshida, K., Ogoshi, H., Ishida, Y., and Noguchi, M., "Numerical Study on Transition Prediction Method and Experimental Study on Effect of Supersonic Laminar Flow Control," NAL SP-31, 1996, pp. 59-79.
- Yoshida, K., Ishida, Y., Noguchi, M., Ogoshi, H., and Inagaki, K., "Experimental and Numerical Analysis of Laminar Flow Control at Mach 1.4," AIAA Paper 99-3655, 1999.
- Ueda, Y., Ishikawa, H., and Yoshida, K., "Three Dimensional Boundary Layer Transition Analysis in Supersonic Flow Using A Navier-Stokes Code," ICAS 2004-2.8.2, 2004.
- Poll, D. I. A., "Some Aspects of the Flow Near a Swept Attachment Line with Particular Reference to Boundary Layer Transition," Cranfield Inst. of Technology, CoA Rept. 7805, August 1978.
- Beasley, J. A., "Calculation of the Laminar Boundary Layer and Prediction of Transition on a Sheared Wing," Royal Aeronautical Establishment, Rept. 3787, October 1973.