

高迎角時の遷音速空力特性に及ぼす乱流モデルの効果

Effect of Turbulence Models on Transonic Aerodynamic Characteristics at High Incidence

- 菱田 学, 菱友システムズ, 名古屋市港区大江町 6-19, E-mail: manabu_hishida@mail.ryoyu.co.jp
- 橋本 敦, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: ahashi@chofu.jaxa.jp
- 村上 桂一, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: murakei@chofu.jaxa.jp
- Manabu HISHIDA, Ryoyu Systems, 6-19 Oye-cho, Minato-Ku, Nagoya 455-0024
- Atsushi HASHIMOTO, JAXA, 7-44-1 Jindaiji-Higashi, Chofu, Tokyo 182-8522
- Keiichi MURAKAMI, JAXA, 7-44-1 Jindaiji-Higashi, Chofu, Tokyo 182-8522

Transonic aerodynamic characteristics of the DLR-F6 wing/body with FX2B fairing are estimated and compared using various eddy-viscosity turbulence models including production-term-modified Spalart-Allmaras model, Menter's Shear Stress Transport model, and Hellsten's $k-\omega$ model based on the explicit algebraic Reynolds stress modeling. These models are extended to represent a forced boundary-layer transition. The numerical results obtained by an unstructured-grid fast flow solver "FaSTAR" show that there is less qualitative and quantitative discrepancy for a pitching moment behavior at high incidence between the result with Hellsten's model and wind tunnel test. Hellsten's model can predict shock position at high incidence well, but the Reynolds stress anisotropy tensor does not play an important role in this situation.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、CFD 解析と風洞試験を融合することで、空力特性など設計開発に資する情報の信頼性向上、効率的な取得といった航空機開発の高度化を図る「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞」開発プロジェクト⁽¹⁾を進めている。現在、JAXA の委託で株式会社菱友システムズが開発担当となり、JAXA 2m×2m 遷音速風洞に試行システムが実装され、運用テストが実施されている。

ハイブリッド風洞のデジタル風洞(CFD 解析)に対する要求機能の一つとして、アナログ風洞の試験実施前に空力特性の迎角やマッハ数などに対する依存性を予測、空力特性データベースを作成し、アナログ風洞試験計画の策定やアナログ風洞試験の健全性評価に利用するというものがある。したがって、時間的制約のある状況で多数の条件点を解析する必要があり、この要求機能を、高速六面体格子生成ソフト HexaGrid⁽²⁾と高速 CFD ソルバ FaSTAR⁽³⁾の連携システムを JAXA スーパーコンピュータシステム(JSS)で稼働させることで実現している。ただし、高速性に優れた本システムを用いても、上記機能の実行時には 1000 万セル弱の計算格子しか使えないため格子由来の誤差は無視できず、定量的評価に注意を払いつつ結果を利用することになる。しかしながら、このような遷音速飛行時の航空機空力特性を CFD 解析で予測する場合、風洞試験結果と定性的に合わせることを課題が存在する^(4,5)。

2001 年から AIAA が開催している AIAA CFD Drag Prediction Workshop⁽⁶⁾では、FX2B フェアリング付き/無し DLR-F6 翼胴模型や NASA Common Research Model といった亜音速旅客機形状の遷音速飛行時の空力特性に関して、多種多数の計算格子とソルバで予測・比較をおこなっている。それらの報告では、 C_L 、 C_D などの空力特性については定量的にばらつきがあるものの、どの格子、ソルバでもおおそ同じ定性的振る舞いを示している。一方、ピッチングモーメント特性を見ると、特に高迎角においてソルバによって正反対の振る舞いを示す結果となってしまっている。この原因については、翼胴結合部における剥離の影響が指摘され、山本ら⁽⁷⁾は、乱流モデルのレイノルズ応力テンソルに非等方性を持たせる構成モデルを導入することで、CFD 解析における剥離の過大評価が抑えられ、風洞試験と同様の振る舞いに修正できることを報告している。

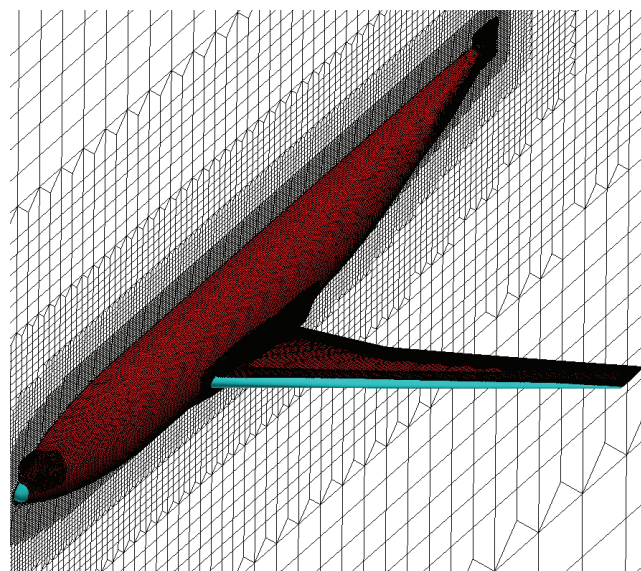


Fig. 1 DLR-F6 wing/body with FX2B fairing model and unstructured grid used in the present computation.

ところが、本システムの検証を進める中で、FX2B フェアリング付き DLR-F6 翼胴模型のように翼胴結合部の剥離が生じないよう対策された形状であっても、特に高迎角時のピッチングモーメント特性において CFD 解析結果と風洞試験結果に定性的な食い違いが生じることがわかった。システムの用途を考えると、空力特性の定性的な不一致は深刻な問題である。

そこで本稿では、他の条件を出来る限り風洞試験と合わせた上で乱流モデルのみを変えた解析を実施し、解析結果の相互比較および風洞試験結果との比較をおこなった結果を示す。そして、乱流表現の差が空力特性にどのような効果をもたらすのかを調べ、風洞試験と定性的な不一致を生じさせる要因を探る。

2. 解析モデル

解析は、JAXA 2m×2m 遷音速風洞で実施された風洞試験の中の、一つの run を対象とした。この試験に使用された模型は JAXA

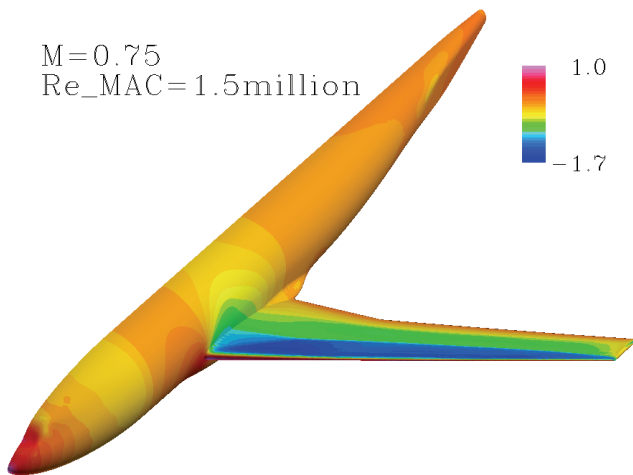


Fig. 2 Distribution of pressure-coefficient C_p obtained by the present computation ($\alpha = 1$ deg. SAmold).

所有のFX2B フェアリング付き DLR-F6 翼胴模型（オリジナルの90%スケール）で、強制遷移を起こすために機首と翼前縁にラフネスを設置したものである。また、気流条件は、マッハ数 $M=0.75$ 、平均空力翼弦長を基準としたレイノルズ数 $Re_{MAC} = 1.5 \times 10^6$ の α -sweep 試験条件である。ただし、模型支持方法と風洞壁面が空力特性へ及ぼす定性的影響は小さいと判断し、解析では支持の無い開放空間中に置かれた状況を想定している。

解析モデルを、HexaGrid により生成された計算格子と共に Fig. 1 に示す。横滑り角が 0 であるため左右対称の流れ場を仮定し、半裁形状の模型となっている。図に示されるように、模型表面はラフネスより上流の水色部と下流の赤色部に分割されている。そして、解析では水色部から模型表面垂直方向へ測って次の無次元距離

$$d = 2 \times \left(5.48 \sqrt{\frac{0.25}{Re_{MAC}}} \right)$$

の範囲内にある空間セルを層流領域、それ以外を乱流領域と定義することで、強制遷移を表現している。

模型の薄い翼は変形し易く、通風時の空力荷重による変形が空力特性に与える影響は大きい。したがって、解析では風洞試験で迎角毎に計測された変形量を形状に反映させた。このとき、変形した模型形状それぞれに格子を生成すると格子トポロジーが変わり、解析結果に影響をおよぼす可能性がある。そこで、まずは 1G 形状に対して格子を生成し、デジタル風洞用に開発された計算格子変形プログラム(Z44 モデル⁽⁸⁾および Surface Influence 法⁽⁹⁾)を用いて、迎角毎の変形量に合わせて格子を変形、解析に使用した。ここで、変形計測はラフネスを設置していない自然遷移条件でおこなわれているため、結果の評価にラフネスの有無による変形量の差が含まれることになる。

この計算格子は約 850 万セルで構成され、ハイブリッド風洞で常用される規模を想定している。また、格子依存性解析では medium に分類されるもので、FaSTAR で解析した場合 10 カウント程度の格子由来 C_D 評価誤差を持つと概算されている⁽¹⁰⁾。

本解析で用いる高速 CFD ソルバ FaSTAR は、非構造格子を用いた有限体積法を基本としたものであり、様々な計算手法が実装されている。ここでは、以下の手法を選択した。

- 有限体積表現：cell-centered
- 非粘性流束計算：HLEW^(11,12)
- 勾配計算：GLSQ⁽¹³⁾
- 勾配制限関数：Hishida (van Leer type)⁽¹⁴⁾

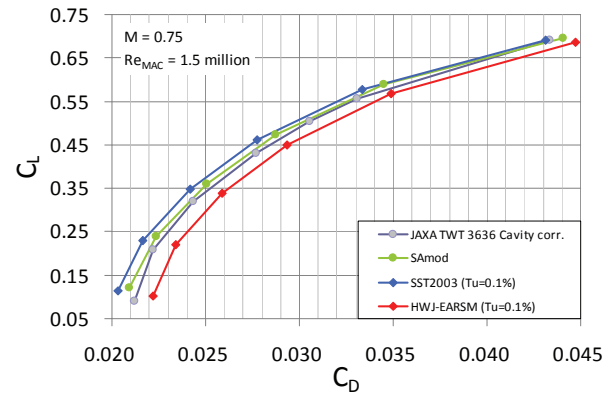


Fig. 3 Drag polar of each turbulence model result and the experiment.

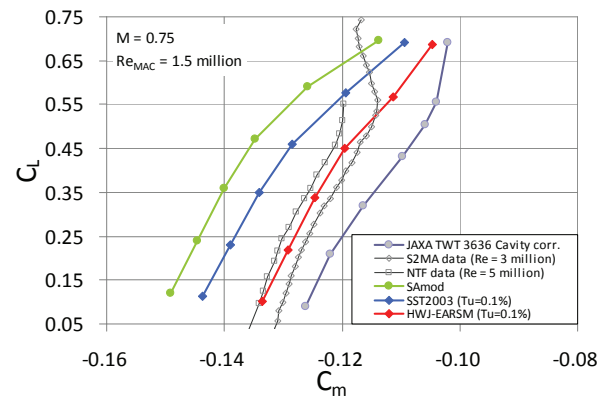
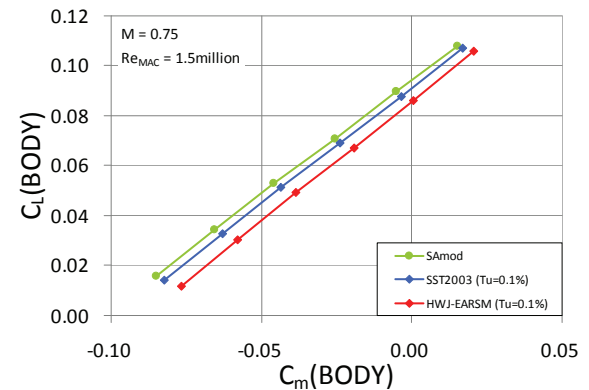
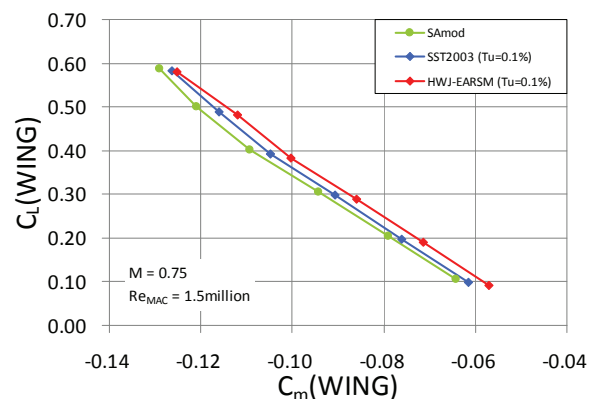


Fig. 4 C_L - C_m curves of each turbulence model result and the experiment.



(a) Fuselage surface



(b) Wing surface

Figs. 5 C_L - C_m curves calculated from the partitioned surface.

- ・ 高次精度化: cell-centered 用にチューニングした U-MUSCL⁽¹⁵⁾
- ・ 時間積分: LU-SGS local time step

解析で比較をおこなった乱流モデルは、次の 3 種類であり、それぞれ強制遷移解析に対応できるようにオリジナルから拡張されている。

1. SAmod :

production 項で渦度を用いるところを、渦度とひずみ速度のどちらか小さい方を用いるよう変更された Spalart-Allmaras 乱流モデル⁽¹⁶⁾。強制遷移については、層流領域で production 項を 0 と置くことで対応した。

2. SST2003 :

モデル提案者である Menter により 2003 年に改良された SST 乱流モデル⁽¹⁷⁾。強制遷移については、Langtry と Menter の

γ - Re_{θ} 遷移モデル⁽¹⁸⁾を応用した。すなわち、 γ 方程式と \tilde{Re}_{θ} 方程式を解かず、層流領域で intermittency $\gamma=0$ 、乱流領域で $\gamma=1$ の固定値とし、さらに次の式

$$\tilde{Re}_{\theta_t} = Re_{\theta_c} = 803.73 \times (Tu_{\infty,le} + 0.6067)^{-1.027}$$

を仮定する⁽¹⁹⁾。そして、これらの値を γ - Re_{θ} 遷移モデル向けに変更された k 方程式の production 項と destruction 項に適用する。また blending function F_1 についても、 γ - Re_{θ} 遷移モデル向けに変更されたものを用いる。

3. HWJ-EARSM :

高揚力飛行時の空力特性評価を改善させるために、Hellsten により提案された、非等方性を考慮した Wallin と Johansson の構成モデル(EARSM)⁽²⁰⁾を組み込み、パラメータチューニングを施された $k-\omega$ 乱流モデル⁽²¹⁾。ただし、FaSTAR への実装では、圧縮性効果は考慮されているものの流線の曲率効果は組み込まれていない。強制遷移については、上記の SST2003 と同じ手法を適用したが、この乱流モデルの blending function f_{mix} については、オリジナル式をそのまま用いている。

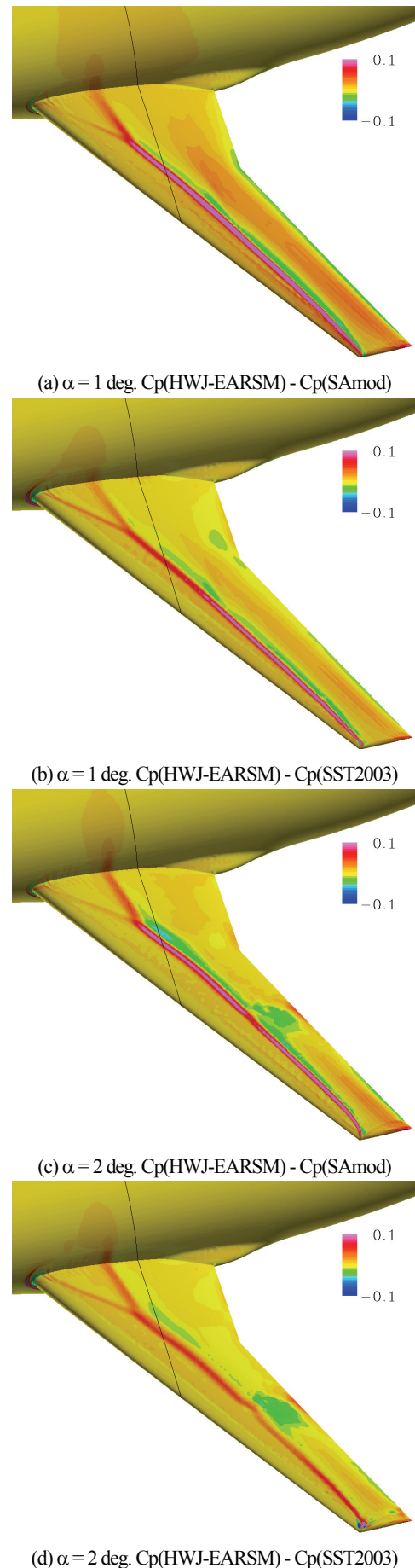
なお、HWJ-EARSM の強制遷移対応は試行的なものであり、今後、検証や改良を進めていく必要がある。

3. 空力特性の乱流モデル依存性

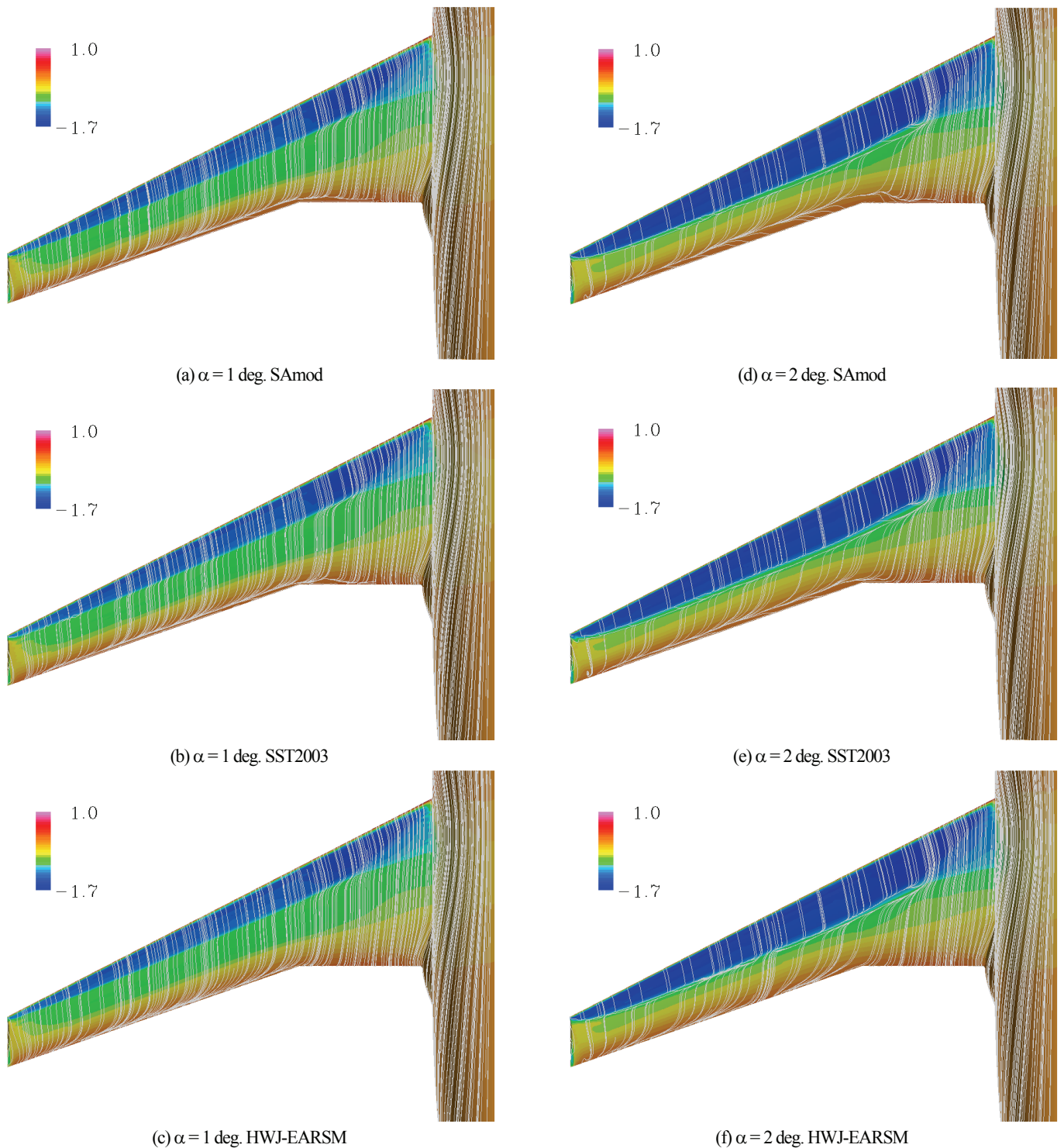
計算で得られた代表的な表面 Cp 分布を Fig. 2 に示す。これは、乱流モデルに SAmod を用いた迎角 $\alpha = 1 \text{ deg}$ の結果である。翼面上に衝撃波が形成されている典型的な様相が見られる。

それぞれの乱流モデルを用いて、 α を -3 deg から 2 deg まで 1 deg 毎に変えて計算したときの空力特性を比較する。Fig. 3 の Drag polar を見ると、どの乱流モデルも定性的に実験結果と同じ振る舞いを示している。定量的には、曲線としては SAmod の結果が実験結果に近いが、迎角毎で見ると、 C_D については SST2003 が、 C_L については HWJ-EARSM が一番実験値に近い値となっており、優劣の評価は難しい。

次にピッチングモーメント C_m 特性を Fig. 4 に示す。図には、气流条件が異なるものの、比較のために ONERA-S2MA および NASA-NTF で実施された風洞試験結果もプロットされている⁽¹⁰⁾。風洞試験では、どの結果についても C_L が大きくなる、つまり、 α が大きくなると C_m の増加が頭打ちになり、逆に減少傾向を示す場合もあることがわかる。ところが CFD 解析結果を見ると、HWJ-EARSM を用いた場合は弱いながらも風洞試験と同様の振る舞いが捉えられているが、SAmod、SST2003 では単調な増加傾向しか見られず、食い違いが生じている。乱流モデルによるこの差は、どこから生じたものであろうか。それを探るため、模型部位別の C_m 特性を Figs. 5 に示す。胴体部は α が大きくなると頭上げ



Figs. 6 Discrepancy between the pressure-coefficient distributions calculated from three turbulence models.



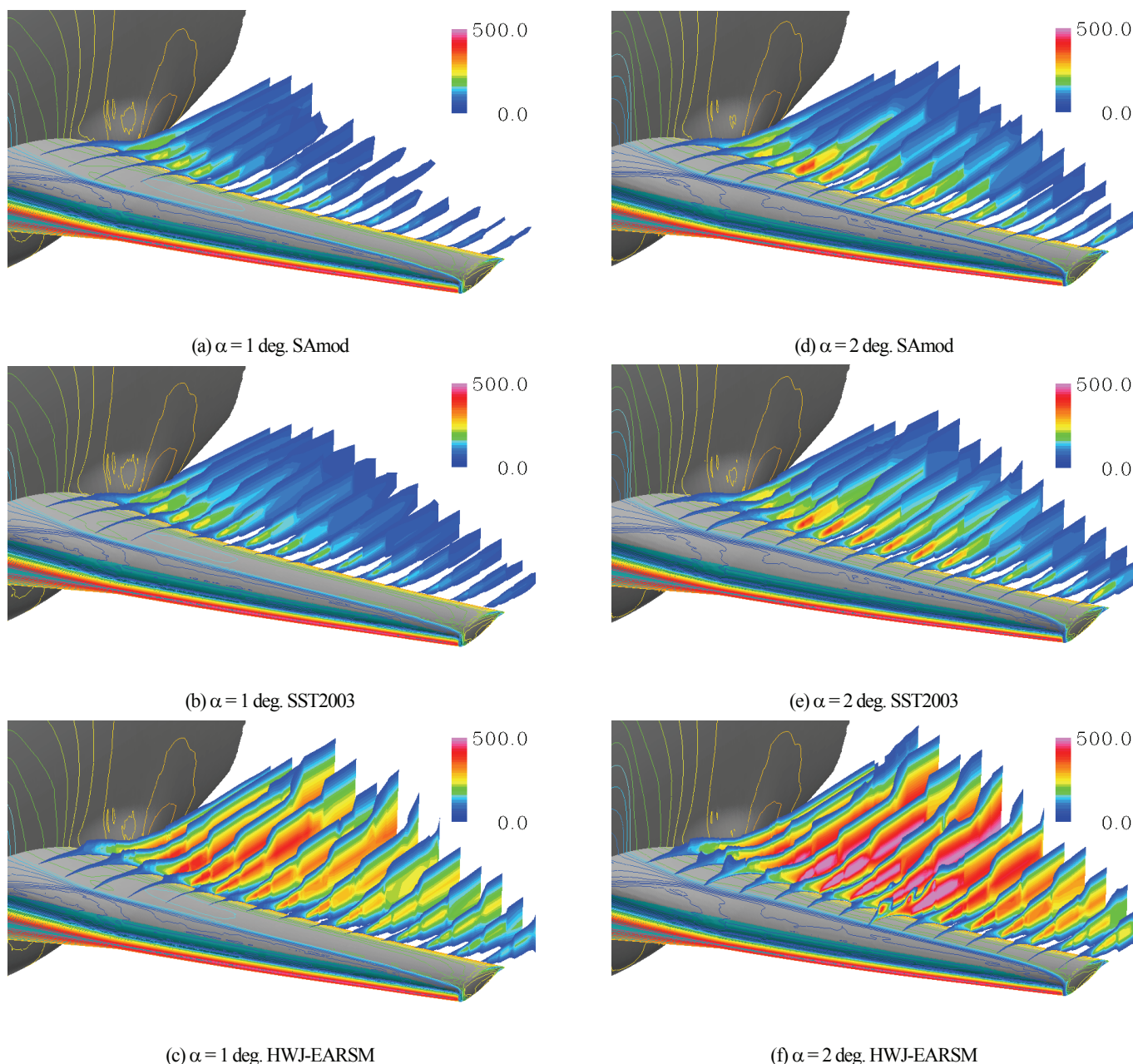
Figs. 7 Pressure-coefficient distribution and surface restricted streamlines.

傾向が強くなり、翼面は逆に頭下げ傾向が強くなる特性を持っており、これらの合算として Fig. 4 の特性が現れる。そして、胴体部は3つの乱流モデルいずれも C_L と C_m はほぼ線形関係になっている一方で、翼面では α の小さいところでは線形関係が見られるものの、HWJ-EARSM のみ $0 \text{ deg.} \sim 1 \text{ deg.}$ の範囲で他の乱流モデルと同様に落ちかけた C_L 増加に伴う C_m 減少率が、 $1 \text{ deg.} \sim 2 \text{ deg.}$ の範囲で回復する曲線形状(図中で立ちかけた曲線が再び寝る)を示している。したがって、風洞試験結果のような C_m の増加が頭打ちになる要因は、翼面上の流れ場にあると考えられる。

そこで、 $\alpha = 1 \text{ deg.}$ および 2 deg. における翼面上の流れ場を詳しく見てみよう。まず、乱流モデルによる流れ場の差を抽出するた

めに、それぞれのモデルを用いて得られた模型表面上 C_p 分布の減算を可視化したものを Figs. 6 に示す。図中の黒線は、モーメント中心を通る機体 x 軸に垂直な面と模型表面の交線を表している。これらの図と Fig. 5(b) を照合すると、衝撃波位置が上流側にあるほど C_m の値が大きいという相関が見られ、モーメント中心との位置関係から見てもこの傾向は妥当である。つまり、 α の変化量に対する衝撃波位置の移動量が SAmoD, SST2003 と HWJ-EARSM で異なることで、 C_m 特性に差が生じると言える。

次に、模型表面上 C_p 分布に表面流線を重ね描きしたものを Figs. 7 に示す。まず $\alpha = 1 \text{ deg.}$ のとき、他の CFD 解析⁽²²⁾ においても見られるように、3つの乱流モデル共に後縁剥離が発生しており、大



Figs. 8 Distributions of non-dimensional eddy viscosity coefficient on each cross section.

きさは SAMod、SST2003、HWJ-EARSM の順になっている。そして、 $\alpha = 2 \text{ deg.}$ になると、 $\alpha = 1 \text{ deg.}$ のときに若干発生していた shock-induced separation が增大している様子が見られる。また、後縁剥離も同様に増大している。ただし、成長の度合いを比較すると、HWJ-EARSM を用いた結果は他の 2 つの乱流モデルを用いた結果より弱く、 $\alpha = 2 \text{ deg.}$ でもスパン中間付近で一部剥離が抑えられていることがわかる。

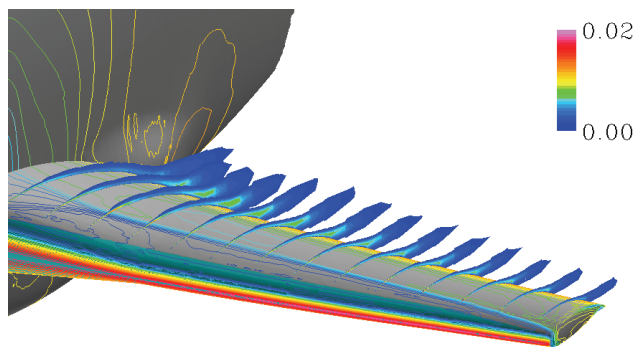
以上の結果から、迎角 α が増加すると基本的に衝撃波は後退するものの、 $\alpha > 1 \text{ deg.}$ では shock-induced separation が発生し、それが迎角の増加と共に成長するため、衝撃波の後退が抑えられることで、Fig. 5(b) のような C_m 曲線が形成される。ところが、HWJ-EARSM については剥離の成長が弱いので衝撃波の後退が継続し、翼胴全体の空力特性として C_L 増加に伴う C_m 増加が頭打ちになって現れることが明らかとなった。

では、剥離の差は何によってもたらされるのであろうか。各スパン断面における無次元渦粘性係数分布を Figs. 8 に示す。また、

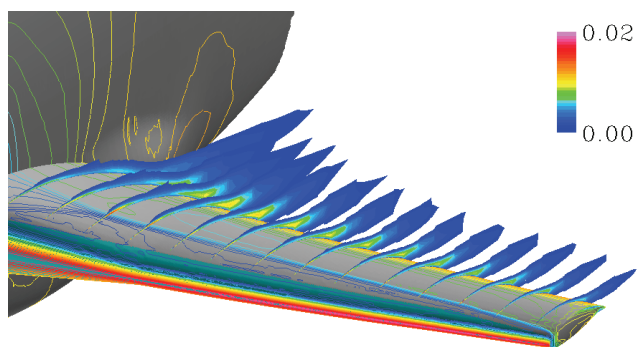
SST2003 と HWJ-EARSM における無次元乱流運動エネルギー k の Figs. 8 と同位置の分布を Figs. 9 に示す。なお、これらの図では分布を見やすくするために機体 z 軸方向だけ縮尺を 5 倍に拡大している。図から明らかなように、HWJ-EARSM、SST2003、SAMod の順で渦粘性係数が大きく、それは乱流生成が衝撃波後方で強く誘起されるためであることがわかる。これが、特に HWJ-EARSM における剥離の抑制につながっている。このことから、衝撃波一境界層干渉に起因する乱流生成の表現の差が、風洞試験結果のような空力特性を再現できるかどうかの差の原因となっていると考えられる。

4. 非等方性構成モデルの空力特性に対する効果

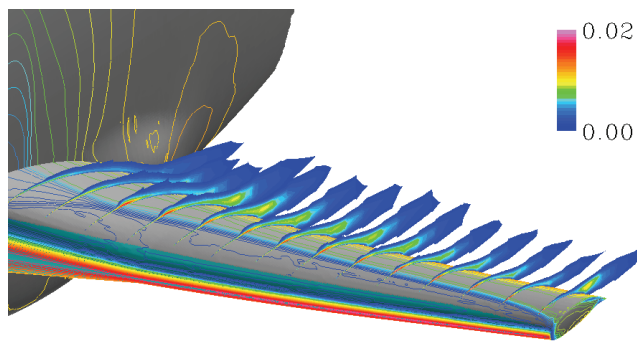
今回比較をおこなった 3 つの乱流モデルのうち、HWJ-EARSM だけが風洞試験結果と定性的に合う空力特性を示した。その原因と考えられる衝撃波一境界層干渉による乱流生成を見ると、 $\alpha = 2 \text{ deg.}$ で一部剥離の抑えられている箇所、乱流運動エネルギーが



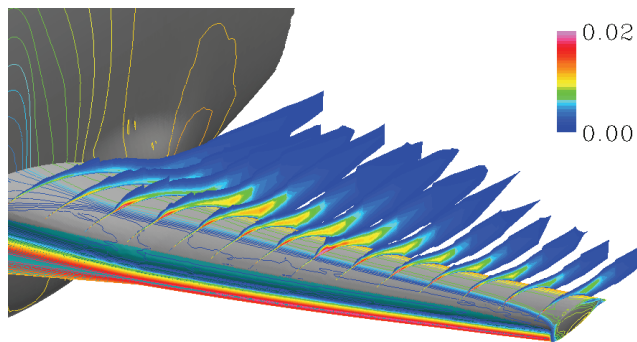
(a) $\alpha = 1$ deg. SST2003



(b) $\alpha = 1$ deg. HWJ-EARSM



(c) $\alpha = 2$ deg. SST2003



(d) $\alpha = 2$ deg. HWJ-EARSM

Figs. 9 Distributions of non-dimensional turbulence kinetic energy on each cross section.

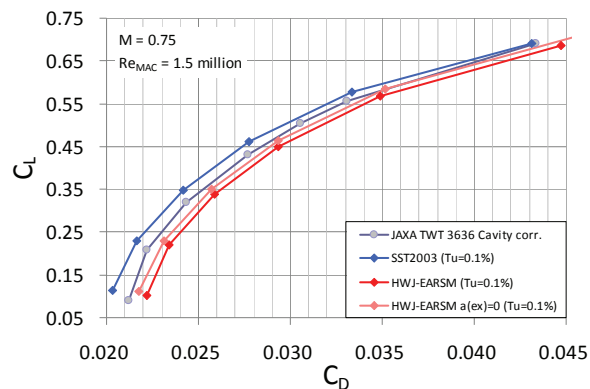


Fig. 10 Drag polar of each turbulence model result and the experiment.

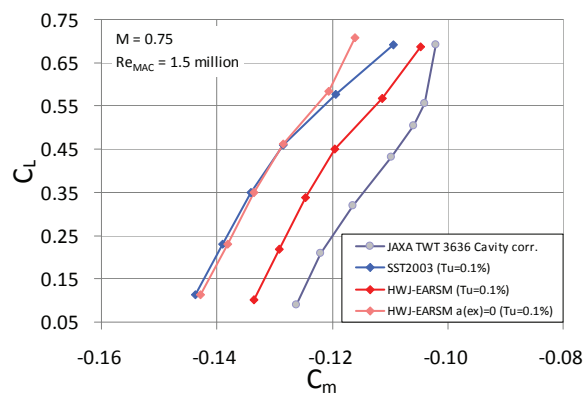
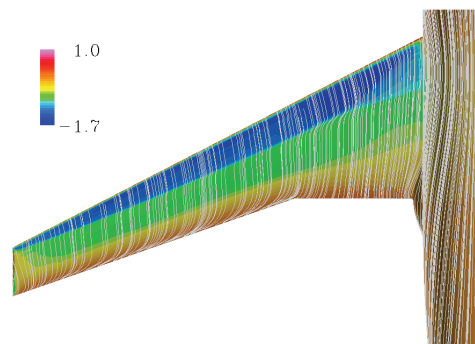
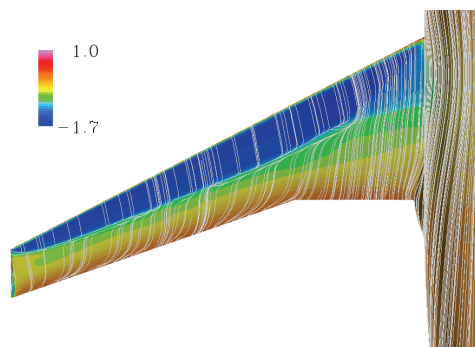


Fig. 11 C_L - C_m curves of each turbulence model result and the experiment.

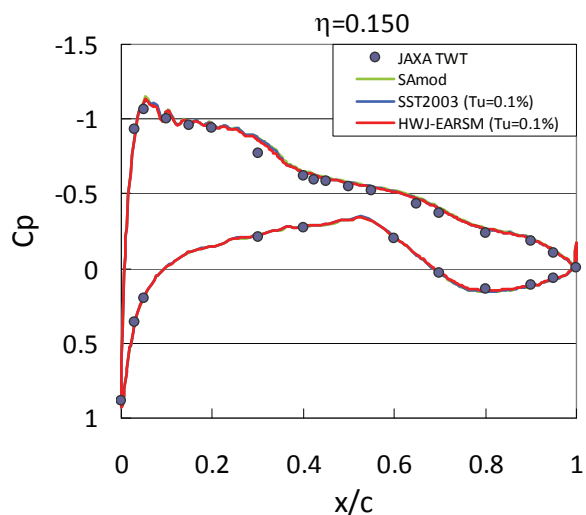


(a) $\alpha = 1$ deg. HWJ-EARSM with $a_{ij}^{(ex)} = 0$

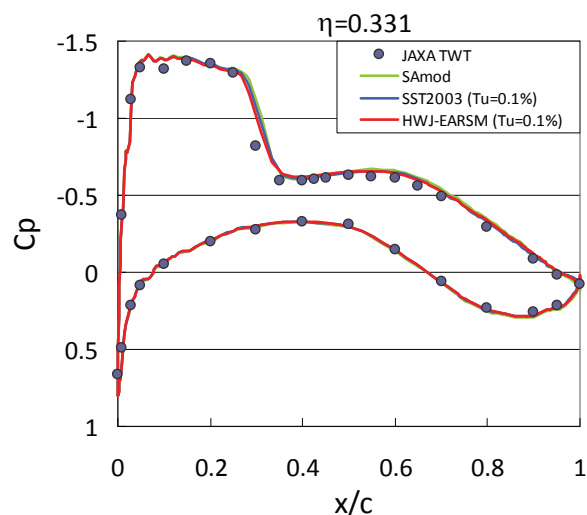


(a) $\alpha = 2$ deg. HWJ-EARSM with $a_{ij}^{(ex)} = 0$

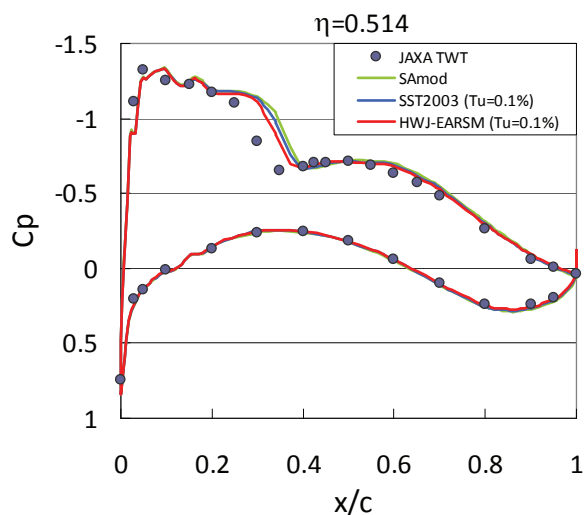
Figs. 12 Pressure-coefficient distribution and surface restricted streamlines.



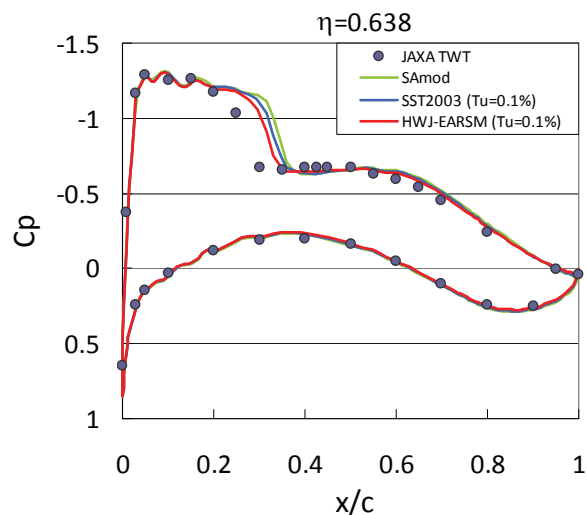
(a) $\eta = 0.150$



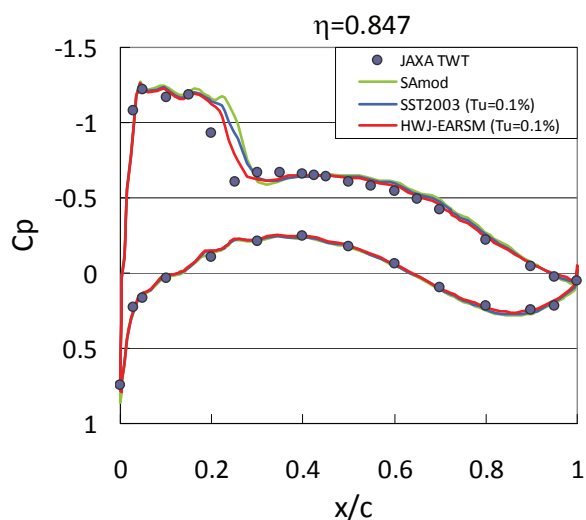
(b) $\eta = 0.331$



(c) $\eta = 0.514$



(d) $\eta = 0.638$



(e) $\eta = 0.847$

Figs. 13 Pressure-coefficient distributions of each turbulence model result and the experiment.

特に強く、渦粘性係数の分布も定常性が失われている。HWJ-EARSM と他の2つの乱流モデルとの最も大きな違いは、非等方性を考慮した構成モデルを組み込んでいるかいないかである。そこで、HWJ-EARSM の corrective extra-anisotropy tensor $a_{ij}^{(ex)}$ を 0

と置いたときに結果として得られる空力特性がどのように変化するかを調べ、非等方性を考慮することの効果の評価する。

迎角 α を -3 deg から 2 deg まで 1 deg 毎に変えて計算した結果から描いた Drag polar を Fig. 10 に、 C_m 特性を Fig. 11 に示す。また、 $\alpha = 1 \text{ deg}$ および 2 deg における模型表面上 C_p 分布に表面流線を重ね描きしたものを Figs. 12 に示す。これらの結果を見ると、元の HWJ-EARSM と定性的に同じであり、非等方性の効果は小さいと言える。ただし、定量的には非等方性成分を 0 にした分、乱流運動エネルギーの生成が減少し、同じ $k-\omega$ 系モデルである SST2003 に近い数値になっていることは興味深い。

非等方性の考慮が遷音速空力特性に与える効果については、似たような議論が Barakos と Drikakis⁽⁵⁾ の Transonic buffet flow に対する URANS 解析でなされており、翼面上の衝撃波位置に対してレイノルズ応力テンソルの非等方性を考慮する効果は小さく、 c_μ をひずみ速度等の関数として表現することが重要であると指摘している。しかしながら今回対象とした現象では、 c_μ をひずみ速度等

の関数として表現する効果が SST2003 にも含まれているにもかかわらず定性的な食い違いが生じていることから、他の要因を検討する必要があると思われる。

5. 解析結果と風洞試験結果との定量的差異

ここでは、CFD 解析と風洞試験結果それぞれから得られた空力特性の定量的差異に対する原因を調べる。今までの議論から、空力特性と衝撃波位置には密接な関係があることがわかる。そこで、 $\alpha = 1 \text{ deg.}$ における各スパン断面の模型表面上 C_p 分布を Figs. 13 に示す。風洞試験結果と比較すると、HWJ-EARSM の分布が一番近いものとなっているが、それでも $\eta = 0.514$ より翼端側では衝撃波位置が後方にずれている。翼根側では良く一致していることからすると、この衝撃波のずれについては乱流モデルの効果というよりも模型変形の反映における誤差が原因と考えられる。したがって、風洞試験結果との定量的な一致を図るためには、精度良い変形計測の反映、または流体構造連成による変形予測が必要となるであろう。

6. まとめ

FX2B フェアリング付き DLR-F6 翼洞模型を対象に、遷音速条件における空力特性を 3 つの乱流モデルを用いて計算し、それらの結果と風洞試験結果を比較、検討することで、特に高迎角時のピッチングモーメント特性に見られる CFD 解析と風洞試験結果の食い違いの原因を調べた。

結果として、非等方性を考慮した構成モデルを組み込んだ HWJ-EARSM モデルが、風洞試験結果の定性的な振る舞いを一番良く捉えることができた。これは、迎角変化に伴う衝撃波位置の移動を他のモデルより上手く表現できているためと考えられる。ところが、その性質は非等方性を考慮することによってもたらされるのでは無いこともわかった。今後は検証を進めていき、モデル中のどの表現が効いているのかを明らかにしていきたい。

謝辞

風洞試験結果は JAXA 研究開発本部の口石茂氏、保江かな子氏より提供いただいた。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- (1) 口石, 山下, 保江, 今川, 村上, 橋本, 渡辺, 齋木, 荻野, “JAXA 2m×2m 遷音速風洞におけるデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞検証試験” 第 43 回流力/ANSS2011 講演集, (2011), 2A09.
- (2) 岩宮, Lahur, “直交格子に基づく流体および構造解析用の自動格子生成法,” 日本機械学会誌, 111, 1074, (2008), p.445.
- (3) 橋本, 村上, 青山, 菱田, 大野, 坂下, ラフル, 佐藤, “高速流体ソルバ FaSTAR の開発,” JAXA-SP-10-012, (2010), pp.79-84.
- (4) Vassberg, J. C., Edward N. Tinoco., E. N., Mani, M., Levy, D., Zickuhr, T., Mavriplis, D. J., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Brodersen, O. P., Eisfeld, B., and Murayama, M., “Comparison of NTF Experimental Data with CFD Predictions from the Third AIAA CFD Drag Prediction Workshop,” AIAA-2008-6918, (2008).
- (5) Barakos, G and Drikakis, D., “Numerical Simulation of Transonic Buffet Flows using Various Turbulence Closures,” International Journal of Heat and Fluid Flow, 21, 5, (2000), pp.620-626.
- (6) <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>
- (7) 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, (2010), B7-4.

- (8) 保江, 口石, 橋本, 村上, 加藤, 中北, 渡辺, 菱田, “模型変形計測データを反映した CFD 表面格子修正法の検討,” 第 43 回流力/ANSS 2011 講演集, (2011), 2A04.
- (9) 菱田, 橋本, 保江, 村上, “高速 CFD 空間格子変形法の検討,” 第 43 回流力/ANSS 2011 講演集, (2011), 2A01.
- (10) 橋本, 村上, 菱田, 口石, 保江, “HexaGrid/FaSTAR による DLR-F6 の空力解析と風洞試験との比較,” 第 49 回飛行機シンポジウム, (2011), 3D6.
- (11) Obayashi, S., and Wada, Y., “Practical Formulation of a Positively Conservative Scheme,” AIAA J., 32, 5, (1994), pp.1093-1095.
- (12) Obayashi, S., and Guruswamy, G P., “Convergence Acceleration of a Navier-Stokes Solver for Efficient Static Aeroelastic Computations,” AIAA J., 33, 6, (1995), pp.1134-1141.
- (13) 嶋, 北村, 葛生, 藤本, “八分木格子を含む非構造有限体積法での勾配計算法について,” 第 23 回数値流体力学シンポジウム, (2009).
- (14) 菱田, 橋本, 村上, 青山, “非構造高速流体ソルバ FaSTAR における勾配制限関数,” JAXA-SP-10-012, (2010), pp.85-90.
- (15) Burg, C. O. E., “Higher Order Variable Extrapolation For Unstructured Finite Volume RANS Flow Solvers,” AIAA-2005-4999, (2005).
- (16) Yamamoto, K., Tanaka, K., and Murayama, M., “Computational Results using UPACS & TAS,” 4th AIAA CFD Drag Prediction Workshop, (2009).
- (17) Menter, F. R., Kuntz, M., and Langtry, R., “Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model,” Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, (2003).
- (18) Langtry, R. B., and Menter, F. R., “Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics,” AIAA-2005-522, (2005).
- (19) Suluksna, K., and Juntasaro, E., “Assessment of intermittency transport equations for modeling transition in boundary layers subjected to freestream turbulence,” International Journal of Heat and Fluid Flow 29, (2008), pp.48-61.
- (20) Wallin, S., and Johansson, A. V., “An explicit algebraic Reynolds stress model for incompressible and compressible turbulent flows,” Journal of Fluid Mechanics, 403, (2000), pp.89-132.
- (21) Hellsten, A., “New Advanced $k-\omega$ Turbulence Model for High-Lift Aerodynamics,” AIAA J., 43, 9, (2005), pp.1857-1869.
- (22) Mavriplis, D., “WB and WBF Results using NSU3D,” 3rd AIAA CFD Drag Prediction Workshop, (2006).