

## 翼胴結合部における境界層剥離への乱流モデルの影響

### Effect of Turbulence Model Variation on Prediction of Wing-Body Juncture Flow Separation

山本 一臣, JAXA/APG, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, yamamoto.kazuomi@jaxa.jp:  
村山 光宏, JAXA/APG, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, murayama.mitsuhiro@jaxa.jp:  
田中 健太郎, 菱友システムズ, 東京都港区高輪 2-19-13, kentaro@chofu.jaxa.jp:  
Kazuomi YAMAMOTO, JAXA, 7-44-1 Jindaiji-higashi, Chofu, Tokyo 182-8522  
Mitsuhiro MURAYAMA, JAXA, 7-44-1 Jindaiji-higashi, Chofu, Tokyo 182-8522  
Kentaro TANAKA, Ryoyu Systems, 2-19-13 Takanawa, Minato-ku, Tokyo 108-0074

This paper presents a discussion on numerical prediction of flow separations at wing-body juncture corner of subsonic commercial aircraft models using CFD codes based on the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, and its influence on the aircraft force and moment predictions. Numerical solutions based on an anisotropic constitutive relation for the Reynolds stress are compared with those based on the isotropic Boussinesq approximation. For high speed configurations at cruise Mach number, the results show that the size of the flow separation at wing-body juncture considerably shrinks with the anisotropy, and fairly good comparison with experimental results. Discussion on the detail flow change in boundary-layer at the corner with the anisotropy and its applicability to high-lift configurations are also shown.

#### 1. はじめに

最近の航空機開発においては Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式 (RANS) を用いた CFD 解析が空力設計に本格的に利用されるようになり、さらに精密に高性能を目指した機体設計が可能になってきている。そのため航空機に働く空気力やモーメントの予測精度の向上は計算効率の向上とともに、従来にもまして重要な課題となっている。また、これまで CFD が巡航条件での設計への適用が中心であった段階から、離着陸時の複雑な高揚力形態や、非設計点における性能評価、空力荷重の予測への適用などが進むにつれ、航空機の様々な飛行条件における解析の信頼性の向上が期待されるようになってきている。

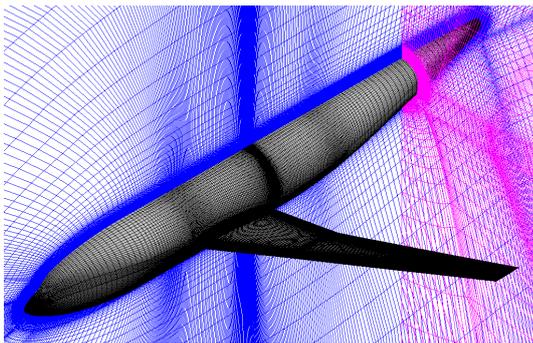
旅客機など民間航空機的设计では、典型的な航空機の巡航時の抵抗係数が 0.025 ~ 0.03 程度である事に対して、燃費を評価するためには、理想的にはその 0.5% 以下となる 1 カウント (= 0.0001) 以内であることが空力設計側から要求される。AIAA ではこのような課題に対して、2001 年より 10 年間にわたり、RANS による航空機の抵抗予測に関して 4 回のワークショップ (AIAA CFD Drag Prediction Workshops (DPW)) を開催している<sup>(1)(4)</sup>。ワークショップでは、現在の航空機開発において利用されている RANS コードを用いて、亜音速旅客機形状を対象に、機体全体の抵抗値をはじめとして、エンジンナセルによるナセル抵抗、尾翼によるトリム抵抗、高マッハ数域での抵抗発散などを計算し、多数のコードと計算格子による結果と風洞試験データとの比較、解析コードどうしの比較を通じて、技術の現状と改良に関する議論を行ってきている。DLR-F6 模型を用いた 3 回目のワークショップ (DPW-III) の結果<sup>(5)</sup>で特に示されているように、剥離がほとんど無いケースについては、数 1000 万点の格子点数を用いた場合に、多くのコードによる抵抗係数のばらつきは数カウント以内に収まるが、主翼と胴体の結合部の角に剥離を生じるケースなどでは、格子や乱流モデルにも依存して 20 カウント以上の非常に大きなばらつきを生じしめる。著者ら<sup>(6)</sup>は DPW-III とその後の研究の中で、この剥離に対する格子解像度、格子トポロジー、粘性項の近似、乱流モデルの違いなどによる影響を調べた。その結果、剥離を過大評価した解析結果の方が現在一般に航空機開発において利用されている乱流モデルを用いた結果としては正しいものであること、従来から航空機への応用で広く利用されている Thin-layer 近似がその

強い格子依存性によって、剥離流を過小評価する場合があること、などが明らかになっている。

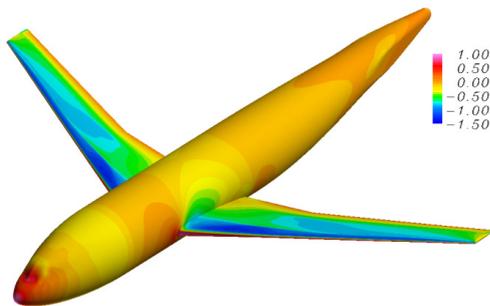
DLR-F6 模型は、主翼と胴体の結合部に実機では取り付けられるフェアリングが無いことが原因で翼胴結合部の剥離が出やすく、問題を難しくしている。そこで、2009 年に開催された 4 回目のワークショップ (DPW-IV)<sup>(4)</sup>では、新たに最新の設計法に基づいた空力設計により、より実機に近い形状を持つ Common Research Model (CRM)<sup>(7)</sup>を計算の対象とした。しかし、巡航条件ではコード間のばらつきは小さくなったが、迎角を増やして失速が始まる条件では、コードや計算格子による翼胴結合部の剥離の結果の違いにより、再び予測された空気力は非常にばらつきの大きなものになることが明らかになった。剥離の大きさの違いにより、特にピッチングモーメントの特性が全く逆の傾向を示しており、今後、非設計条件での解析の必要性を考えると深刻な問題と言える。

一方、乱流モデルに関しての DPW での議論は、Spalart-Allmaras 1 方程式 (S-A) モデルのバージョンの違いや Menter の SST モデルとの比較<sup>(6)</sup>など、陽的代数レイノルズ応力モデル (EARS) との比較<sup>(8)</sup>が行われているが、翼胴結合部の剥離に対する影響については、乱流モデルによる大きな違いは格子依存性ほどには示されていない。EARS 以外はいずれも Boussinesq の渦粘性近似を用いてレイノルズ応力テンソルの等方性を仮定しており、翼胴結合部の角の流れの物理を考えれば、それが適切ではない可能性は十分にある。レイノルズ応力テンソルの非等方性によって翼胴結合部の角の境界層が影響を受けて剥離に違いが出てくると考えられる。

レイノルズ応力テンソルの非等方性を考慮するための最もストレートな対応策としては渦粘性近似を用いない応力方程式モデルを導入することが考えられるが、モデルの複雑さから、その導入のためのコストや計算ノウハウの確立の時間を考慮すると、著者らにとっては良いアプローチとは言えない。そこで、より簡易な方法として、乱流モデルそのものは Boussinesq 近似のものを利用するが、レイノルズ応力テンソルに非等方性を持たせる構成関係 (あるいは非線形構成関係)<sup>(9)(11)</sup>を用いる方法を適用を検討した。1 方程式や 2 方程式モデルにおいていくつかの構成関係モデルが提案されているが、レイノルズ応力の非等方性によって生じる矩形ダクトの 2 次流れを再現できることが知られている。



(a) Multi-block structured grid



(a) Cp distribution on the surface

Fig. 1 Grid for DLR-F6 wing-body configuration and surface Cp distribution.

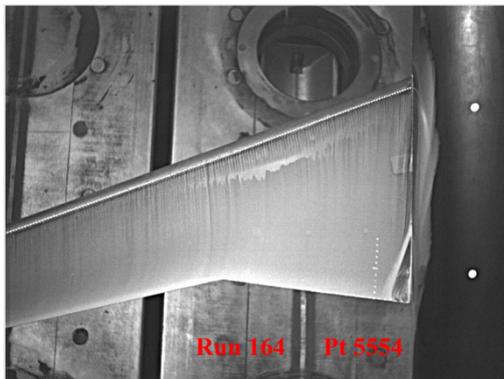
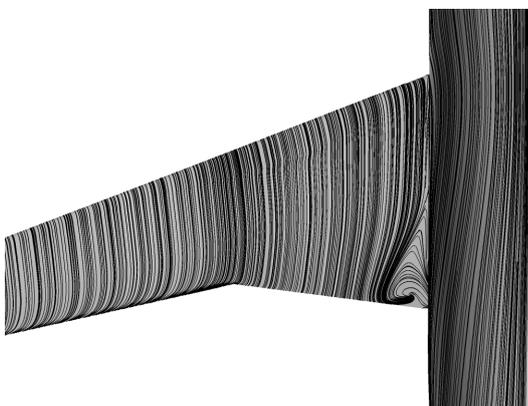


Figure 11. Side-of-Body Separation Bubble of the Baseline DLR-F6 in the NTF.

(a) Oilflow visualization of wing-body juncture flow separation of DLR-F6 model at NASA NTF<sup>(14)</sup>.



(b) Surface restricted streamlines on DLR-F6.

Fig. 2 Comparison of surface flow between wind tunnel test and RANS solution with Spalart-Allmaras model ( $M_\infty = 0.75$ ,  $Re = 5 \times 10^6$ ,  $C_f = 0.5$ ).

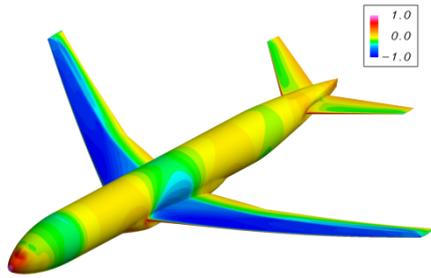
EARSM は非等方構成関係をレイノルズ応力方程式からの推論によってモデル化したものであり、この種のモデルの中では汎用性が最も高い。DPW では Eliasson ら<sup>(8)</sup> が  $k-\omega$  モデルを基礎にした EARSM を用いて、S-A モデルおよび SST モデルと比較しているが、残念ながら、彼らの結果ではいずれのモデルでも翼胴結合部の剥離が生じておらず、著者ら<sup>(6),(12)</sup>をはじめとした剥離の過大評価とは異なる傾向を示している。著者らは、まず DPW-IV の CRM 形状に対する最初の試みとして、最も単純な Spalart の非等方性構成関係<sup>(11)</sup>を用いることで、これまで過大評価していた翼胴結合部の剥離が大きく変化し、得られるピッチングモーメントが風洞試験と同様の特性を示すことを確認した<sup>(12)</sup>。

本稿では、まず DPW における著者らの結果を用いて、剥離の過大評価の状況やそれが空気力へ与えている影響を示す。次いで、Spalart の非等方性構成関係を CRM 形状に加えて DLR-F6 形状にも適用した結果について示し、その改善の状況と予測される航空機の空気力への影響や、翼胴結合部の剥離が小さくなる理由について述べる。さらに、高揚力形態の簡易形状である Trap-wing<sup>(13)</sup> にも適用して影響を確認した結果について報告する。

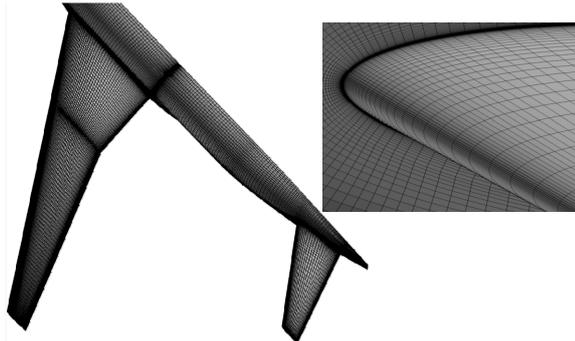
## 2. 翼胴結合部の剥離の過大評価について

本稿で示す CFD 解析は JAXA のマルチブロック構造格子 CFD コード UPACS を用いて得ている。UPACS は、セルセンター型の有限体積法を基礎とし、対流項は Roe の Flux Difference Splitting による風上法に、空間 2 次精度の MUSCL 法と van Albada の制限関数を用いて計算している。粘性項は空間 2 次精度、時間方向には Gauss-Seidel タイプの陰解法を用いて計算を行っている。乱流モデルは Spalart-Allmaras モデルの生成項を若干修正して利用している。DPW-III と IV では、同様に JAXA において良く利用されている東北大学の非構造格子 CFD コード TAS と相互に比較を行った<sup>(6),(12)</sup>。TAS コードと UPACS は、ソルバーの細かい点に違いはあるものの、用いている計算格子が大きく違う点を除けば、計算手法としては同様の方法を用いている。両者ともに DPW の課題において、格子点数に対する抵抗値の良好な漸近収束が得られていること、格子点数無限大に外挿した両者の抵抗係数は DPW-III の結果ではほぼ一致し、DPW-IV では差は 2 カウント以内に収まること、などを確認している。著者らは、この二つのコードによる結果を比較することで一般的な結論を導きだそうとしてきたが、翼胴結合部の剥離の過大評価も様々な格子のパラメトリックスタディから得られた知見の一つである。

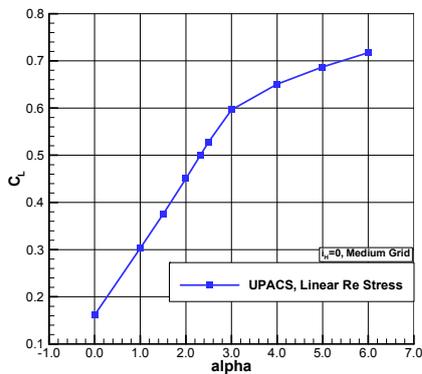
DPW-III で用いられた DLR-F6 の翼胴形状と表面圧力分布、計算格子を Fig. 1 に示す。本稿で示す解析結果は 980 万点のマルチブロック格子を用いて計算を行っている。解析条件は DPW-III の基準条件である、マッハ数 0.75、レイノルズ数  $5 \times 10^6$ 、揚力係数  $CL=0.5$  である。Fig. 2 に翼胴結合部の剥離の様子を、NASA の高レイノルズ数遷音速風洞 NTF による風洞試験<sup>(14)</sup> のオイルフローの写真と、画角を合わせた表面流線の解析結果を並べて示す。DLR-F6 は翼と胴体の結合部にフェアリングが無いために巡航条件においても翼胴結合部に剥離が発生する。計算結果では、翼胴結合部の衝撃波が結合部の角の境界層と干渉することで大きな剥離が発生し、それとともに Fig. 1 に示す圧力分布のように胴体側で衝撃波が前縁の方に押し出されている。しかし、実際の境界層は発生している衝撃波の逆圧力勾配の程度では剥離しにくく、計算結果のように大きな剥離流れとならないことが風洞試験結果で示されている。格子収束を調べる際に、一様に解像度を変化させた 300 万点の粗格子と 3000 万点の細密格子を用いて計算を行っているが、Fig. 1 の構造格子を用いる場合、粗格子でも翼胴結合部に十分な解像度を有するために、この剥離の大きさは格子点数に依らずほとんど変化しない<sup>(6)</sup>。



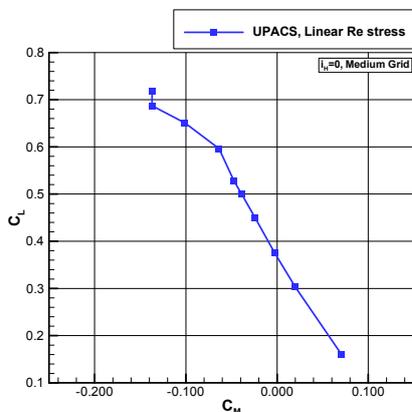
(a) Surface static pressure distribution.



(b) Surface grid and close view of wing-body juncture at leading edge.  
Fig. 3 Medium grid for Common Research Model (CRM) and surface Cp distribution obtained by UPACS.



(a)  $C_L$ - $\alpha$



(b)  $C_L$ - $C_M$

Fig. 4  $C_L$ - $\alpha$  and  $C_L$ - $C_M$  ( $M_\infty = 0.85$ ,  $Re = 5 \times 10^6$ ,  $i_H = 0^\circ$ , Medium grid)

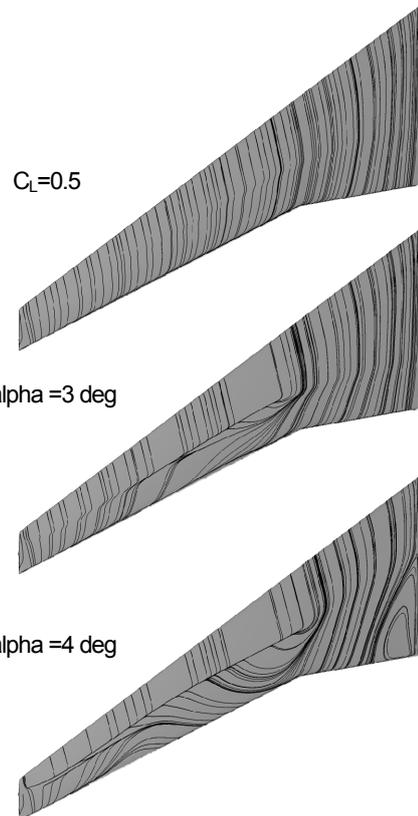


Fig. 5 Surface restricted streamlines on suction side of wing for  $C_L = 0.5$  (upper),  $\alpha = 3^\circ$  (middle) and  $\alpha = 4^\circ$  (lower) ( $M_\infty = 0.85$ ,  $Re = 5 \times 10^6$ ,  $i_H = 0^\circ$ , Medium grid).

次に、DPW-IV で用いられた CRM 形状の表面圧力分布、計算格子を Fig. 3 に示す。DLR-F6 同様に 900 万点の格子による結果である。こちらは直接に比較ができる風洞試験データがまだ提示されていないため解析結果のみを示す。解析条件は、巡航条件のマッハ数 0.85、レイノルズ数  $5 \times 10^6$  である。Fig. 4 に迎角による空気力の変化、Fig. 5 に表面流線を示す。Fig. 4 の中で  $i_H$  は水平尾翼の取り付け角を示しており、ピッチングモーメントは 3 種類の取り付け角と尾翼無し形態の結果を示している。両方の図から分かるように、迎角 4 度になると、翼胴結合部の剥離に伴い揚力の傾斜が変わり、ピッチングモーメントは急激に頭下げの傾向を示す。翼胴結合部の剥離による後流が水平尾翼に影響し、吹き下ろしを大きく変化させたことが、ピッチングモーメントの急変をもたらしていることがわかっている<sup>(12)</sup>。この結果が DLR-F6 の場合と同様に剥離を過大評価しているとする、実際には剥離は小さく吹き下ろしには影響せず、ピッチングモーメントの特性は全く異なる結果になる。実際、2010 年 7 月に開催された AIAA Applied Aerodynamics Conference の DPW-IV のセッションで報告された NASA NTF の試験結果の速報では、この解析結果とは逆の傾向を示しており、やはり計算による剥離の過大評価を示唆している。

### 3. Spalart の非等方性構成関係の適用

前節の翼胴結合部の剥離を過大に評価する原因が Boussinesq 近似である可能性を確認するために、レイノルズ応力テンソルの非等方性構成関係式として比較的単純でコードの改修が容易な Spalart のモデル<sup>(11)</sup>を適用した。Spalart は予備的で経験的なモデルであると断っているが、航空機の空力解析において最も重要になる現象だけに絞ってできるだけ単純化することと、使用する乱流モデルに依存しない形式にすることを目的として、次式を提案し

ている。

$$\tau_{ij} = \bar{\tau}_{ij} - c_{nl1} [O_{ik} \bar{\tau}_{jk} + O_{jk} \bar{\tau}_{ik}], \quad (1)$$

ここで、

$$O_{ik} \equiv \frac{\partial_k U_i - \partial_i U_k}{\sqrt{\partial_n U_m \partial_n U_m}},$$

$\bar{\tau}_{ij}$  は Spalart-Allmaras の 1 方程式モデルに限らず Boussinesq の渦粘性近似を想定した k-εモデル、k-ωモデルなどから求められるレイノルズ応力である。また、経験的な係数として  $c_{nl1} = 0.3$  としている。

Fig. 6 はこのレイノルズ応力を用いて計算を行った DLR-F6 の結果である。Fig. 2 と比べ、翼胴結合部の剥離が小さくなり、その大きさは風洞試験と非常に良く一致していることがわかる。この剥離の減少により、同じ揚力係数  $CL=0.5$  の条件で、抵抗値は 7 カウント減少する。また、Fig. 7 は CRM に適用したときの空気力、Fig. 8 は表面流線を示している。Fig. 4, 5 と比べ、迎角 4 度でも剥離が発生しなくなり、ピッチングモーメントの特性が逆に頭上げの（不安定になる）傾向を示すようになることがわかる。一方、迎角 4 度以下の空力特性はほぼ一致している。 $CL=0.5$  のときの抵抗値の変化は 1.6 カウントの増加であり、内訳は圧力抵抗が 2.2 カウント増、摩擦抵抗が 0.6 カウント減となっている。

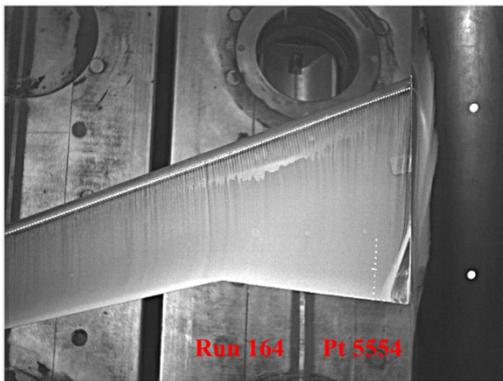
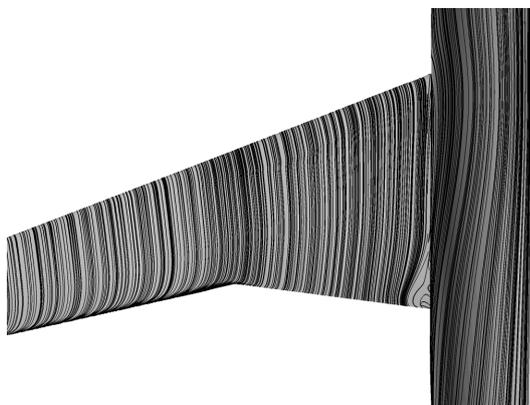


Figure 11. Side-of-Body Separation Bubble of the Baseline DLR-F6 in the NTF.

(c) Oilflow visualization of wing-body juncture flow separation of DLR-F6 model at NASA NTF<sup>(14)</sup>.



(b) Surface restricted streamlines on DLR-F6.

Fig. 6 Comparison of surface flow between NTF wind tunnel test and RANS solution with anisotropic constitutive relation for Reynolds stress ( $M_\infty = 0.75, Re = 5 \times 10^6, C_l = 0.5$ ).

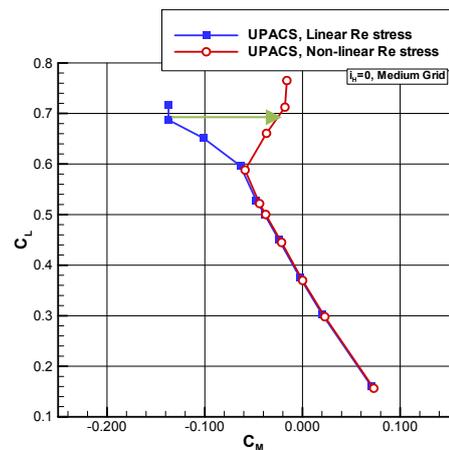
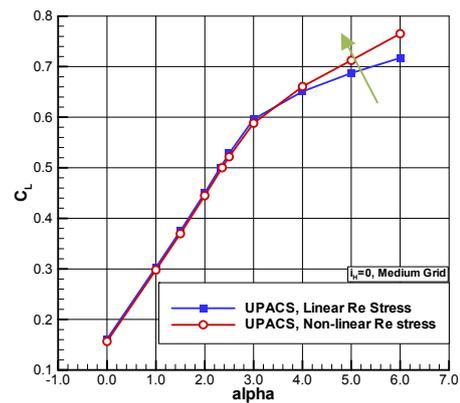


Fig. 7 Comparison of lift and pitching moment of CRM on the effect of anisotropic (non-linear) constitutive model for Reynolds stress ( $M_\infty = 0.85, Re = 5 \times 10^6, i_H = 0^\circ$ , Medium grid)

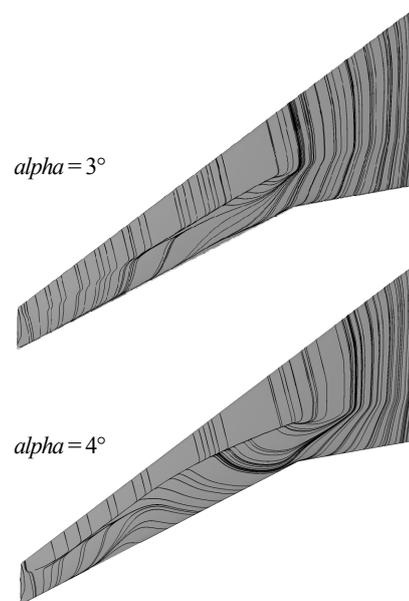
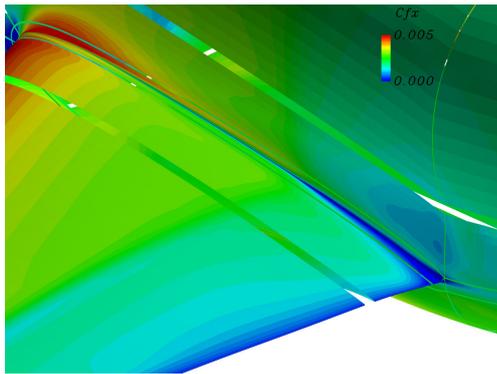
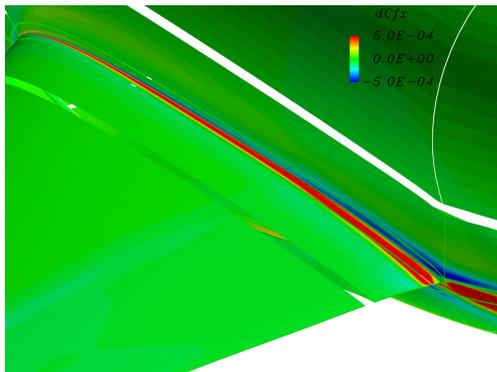


Fig. 8 Surface restricted streamlines on the wing suction side of CRM at  $\alpha = 3^\circ$  (upper) and  $\alpha = 4^\circ$  (lower) on the effect of anisotropy of Reynolds stress ( $M_\infty = 0.85, Re = 5 \times 10^6, i_H = 0^\circ$ , Medium grid).



(a) Surface friction coefficient (aircraft axis component) with isotropic constitutive model for Reynolds stress.



(b) Difference of friction coefficient between anisotropic and isotropic constitutive models for Reynolds stress.

Fig. 9 Friction coefficient and its difference of CRM at  $C_l = 0.5$  with respect to anisotropy of Reynolds stress ( $M_\infty = 0.85$ ,  $Re = 5 \times 10^6$ ,  $i_H = 0^\circ$ , Medium grid).

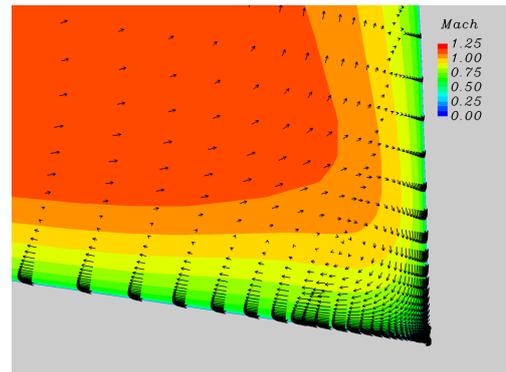
剥離が小さくなる原因を調べるために、空気力の変化が小さい CRM 形状の  $CL=0.5$  の条件について、基軸方向の摩擦係数とその差分を取って可視化した結果を Fig. 9 に示す。有限体積セルの表面データを表示しているが、格子ブロックの境目にデータが存在しないために隙間が空いてしまっている。あくまでも可視化の都合によるものである。図から、主翼外舷の衝撃波の足元と翼胴結合部に差が出ていることがわかる。さらに翼胴結合部の拡大図からは、結合部の角では、胴体表面側で一部減少している部分があるが、翼面側から角部において、前縁から後縁にわたって摩擦係数が増加していることがわかる。この角の摩擦係数の変化は CRM の迎角 4 度の条件や、Fig. 7, 8 の DLR-F6 の結果でも全く同様である。

摩擦係数の変化の原因を見るために、ミッドコード付近の角部の 2 次流れの速度ベクトルをマッハ数分布と一緒に可視化した結果を Fig. 10 に示す。等方性構成関係による結果では、単純な角をまわる旋回流が存在するだけであるが、非等方性構成関係を用いた結果では、より複雑な 2 次流れが発生している。マッハ数分布からは境界層厚さの定性的な変化がわかるが、非等方性構成関係を用いた結果では角の流れが加速されて境界層が薄くなっている事が分かる。その結果、角部の摩擦応力は大きくなり、加速された境界層は剥離しにくくなると考えられる。なお、翼胴結合部で発生する馬蹄渦は Fig. 10 の拡大図よりはさらに外側に存在している。Fig. 10 に示す 2 次流れは、その内側に発生するよりスケールの小さな流れであり、馬蹄渦とは回転方向も逆になっている。

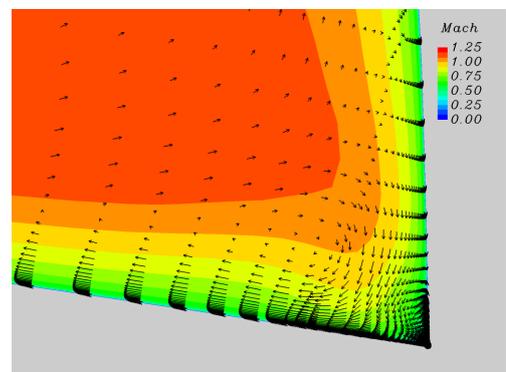
最後に、単純な高揚力形態の翼である Trap-wing の解析<sup>13)</sup>に適用した結果を示す。計算方法は、空間 3 次精度の風上法を用いて



(a) Mach number distribution at mid-chord position of wing-root section (Small square is the size of view for (b) and (c)).



(b) Close-up view of secondary flow at wing-body juncture corner with isotropic constitutive model for Reynolds stress.



(c) Close-up view of secondary flow at wing-body juncture corner with anisotropic constitutive model for Reynolds stress.

Fig. 10 Velocity vectors of secondary flow and Mach number distribution at mid-chord cross section of wing-root section ( $M_\infty = 0.85$ ,  $Re = 5 \times 10^6$ ,  $i_H = 0^\circ$ , Medium grid).

流束の制限関数を使用していない点だけが上記と異なる。等方性構成関係を用いた解析の詳細は文献<sup>13)</sup>を参照されたい。Fig. 11 (a), (b) はマッハ数 0.2、レイノルズ数  $4.3 \times 10^6$ 、迎角 13 度の条件での、摩擦係数分布と表面流線を重ねた結果を示している。高速形態の解析結果に比べ、翼胴結合部付近の流れ場が非常に複雑になっていることが表面流線からわかる。非等方性構成関係を用いた結果では、フラップと胴体との結合部に生じている剥離はむしろ大きくなり、上記の高速形状の結果とは逆の傾向を示す。Fig. 11(c) は Fig. 9 同様に摩擦係数の差分を取った結果であるが、翼胴結合部の流れの複雑さにより、レイノルズ応力テンソルの違いによる摩擦係数の差分も複雑になり、一概にどちらの結果が良いという議論ができなくなってしまっている。得られた空気力に関しても

風洞試験データからさらに差が大きくなることから、今回適用した単純な非等方構成関係式では逆に悪影響を与えてしまう局所流れが存在している可能性もある。今後、解析結果をより詳しく調べ、モデルの課題を探っていく必要がある。

#### 4. まとめ

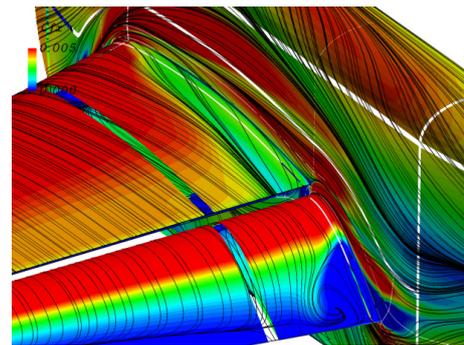
AIAA の抵抗予測ワークショップにおいて長く議論になっていた翼胴結合部の角部の剥離に関して、Boussinesq の等方性構成関係を用いた渦粘性近似による可能性を確認するために、比較的単純な Spalart の非等方性構成関係のモデルを DLR-F6 と CRM の高速形状に適用してその効果を調べた。いずれにおいても角部の剥離が小さくなる傾向が示され、風洞試験との比較において好ましい結果となった。特に DLR-F6 に関しては剥離のサイズが風洞試験のオイルフローと非常に良い一致を示した。

一方、低速の高揚力形態では、翼胴結合部に生じる非常に複雑な 2 次流れによって影響があることは示せたが、モデルの妥当性については詳細な検討と実験結果との比較による検証が必要である。今後、高速、低速ともに、同様な他のモデルも合わせて検討や検証を進めていく予定である。

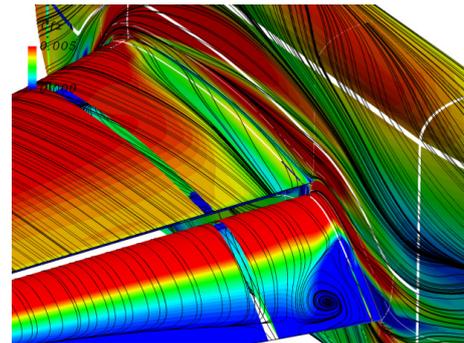
以上から、このような非等方性モデルの導入によって、航空機の空気力とモーメントの予測の精度や信頼性が常に良い結果をもたらすとまでは断言できないが、失速特性などに影響が大きい、翼胴結合部の剥離流れを捉えるためには、レイノルズ応力の非等方性を考慮した乱流モデルの適用が必要である事が明らかになった。

#### 参考文献

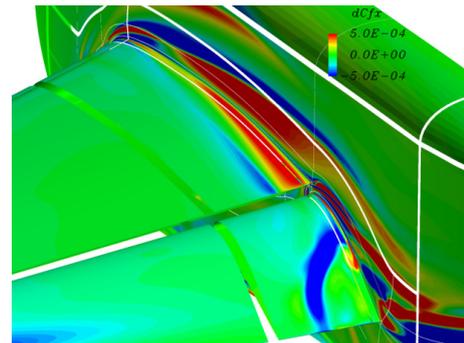
- (1) Levy, D. W., Zickuhr, T., Vassberg, J., Agrawal, S., Wahls, R. A., Pirzadeh, S., and Hensch, M. J., "Data Summary from the First AIAA Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop," *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 5, 2003, pp. 875-882.
- (2) Laflin, K. R., Klausmeyer, S. M., Zickuhr, T., Vassberg, J. C., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Brodersen, O. P., Rakowitz, M. E., Tinoco, E. N., and Godard, J-L., "Data Summary from Second AIAA Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 5, 2005, pp. 1165-1178.
- (3) Vassberg, J. C., Tinoco, E. N., Mani, M., Brodersen, O. P., Eisfeld, B., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Zickuhr, T., Laflin, K. R., and Mavriplis, D. J., "Summary of the Third AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2007-0260, January 2007.
- (4) Vassberg, J., Tinoco, E., Mani, M., Rider, B., Zickuhr, T., Levy, D., Brodersen, O., Eisfeld, B., Crippa, S., Wahls, R., Morrison, J., Mavriplis, D., Murayama, M., "Summary of the Fourth AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2010-4547, June 2010.
- (5) Vassberg, J., et al., "Comparison of NTF Experimental Data with CFD Predictions from the Third AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2008-6918, August 2008.
- (6) Murayama, M. and Yamamoto, K., "Comparison Study of Drag Prediction by Structured and Unstructured Mesh Method," *Journal of Aircraft*, vol.45 no.3, 2008 pp.799-822.
- (7) Vassberg, J., Dehaan, M., Rivers, M., Wahls, R., "Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies," AIAA Paper 2008-6919, 2008.
- (8) Eliasson, P. and Peng, S., "Influence of Turbulence Modelling and Grid Resolution in Computations of the DPW-4 CRM Configuration," AIAA Paper 2010-1416, January 2010.
- (9) Wilcox, D. C., "Turbulence Modeling for CFD," DCW Industries.
- (10) Nisizima, S. and Yoshizawa, A., "Turbulent Channel and Couette



(a) With isotropic constitutive model for Reynolds stress.



(b) With anisotropic constitutive model for Reynolds stress.



(c) Difference of friction coefficient between anisotropic and isotropic constitutive models for Reynolds stress.

Fig. 11 Friction coefficients, surface restricted streamlines and its difference with respect to anisotropy of Reynolds stress for Trap-wing (Config.1,  $Mach = 0.2$ ,  $Re = 4.3 \times 10^6$ ,  $\alpha = 13^\circ$ ).

Flows Using an Anisotropic k- $\epsilon$  Model," *AIAA Journal*, vol. 25, no. 3, 1986.

- (11) Spalart, P. R., "Strategies for turbulence modelling and simulations," *International Journal of Heat and Fluid Flow* Vol. 21 (2000) pp.252-263.
- (12) Yamamoto, K., Tanaka, K. and Murayama, M., "Comparison Study of Drag Prediction for the 4th CFD Drag Prediction Workshop using Structured and Unstructured Mesh Methods," AIAA Paper 2010-4222, June 2010.
- (13) 田中、村山、山本, "単純三翼素高揚力装置展開形態を用いた CFD 解析の精度比較検証について," 第 24 回数値流体力学シンポジウム予稿集 B6-4, 2010.
- (14) Gatlin, G. M., Rivers, M. B., Goodliff, S. L., Rudnik, R., and Sitzmann, M., "Experimental Investigation of the DLR-F6 Transport Configuration in the National Transonic Facility," AIAA Paper 2008-6917, August 2008.