

航空機高揚力装置周りの三次元流れ場解析の精度検証

村山光宏、山本一臣

宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部

小林邦彦

菱友システムズ

Validation Study of CFD Analysis on Three-dimensional High-lift Configuration

by

Mitsuhiro Murayama and Kazuomi Yamamoto

Institute of Space Technology and Aeronautics, Japan Aerospace Exploration Agency

Kunihiko Kobayashi

Ryoyu Systems Co., Ltd.

ABSTRACT

In this study, flow computations are performed around three-dimensional high-lift configurations on multi-block structured and hybrid unstructured meshes. The objective is to assess and improve the reliability in simulating the flow around such devices. Three-dimensional computations on three-element trapezoidal wings with fuselage are performed. Two configurations with full-span flap and part-span flap are used. Ways to improve the reliability of structured and unstructured meshes are discussed by comparing the results. It is shown that the prediction of aerodynamic forces is quite reasonable even on the unstructured mesh at both configurations. Mesh sensitivity to the flow separation in the corner flow near the junction of wing and fuselage, which largely affects the prediction of aerodynamic forces, is also investigated. Coarse mesh resolution at the corner on the structured mesh on which stretched mesh elements are generally used in the spanwise direction results in overestimation of the flow separation. Quantitative prediction of the flow separation in the corner flow near the junction is one of the important problems for more accurate prediction of aerodynamic forces.

1. 緒言

旅客機の高揚力装置の空力特性は運行費に直接大きな影響を与えるため、その空力特性の正確な予測と向上は非常に重要な課題である。一般的な双発ジェットエンジン旅客機においては、着陸時の最大揚力を1.5%改善させると6,600lbものペイロードを増加できると報告されている⁽¹⁾。これまで主に実験・経験的手法に基づいて設計が行われてきたが、近年のCFD解析技術や空力最適化アルゴリズムの発達により、CFD空力最適化による大幅な性能改善が期待されている。

高揚力装置は一般的にスラット・母翼・フラップ等の多翼素翼の形態となり、更に各翼素間で狭い隙間が生じるため、CFD解析用計算格子の作成が難しい。また、形状の複雑さに加え、境界層遷移や剥離、再付着を伴う非常に複雑な流れ場となる。CFDによる高揚力装置の空力最適化を行う上では、複雑形状物体周りに対する効率の良い計算格子生成法開発に加え、その複雑な流れ場に対するCFDの信頼性や精度を明確化し、その向上を図る必要がある。

マルチブロック構造格子法は複雑形状物体周りの解析にも対応でき計算精度や計算効率で有利である。しかしながら、形状が複雑になるにつれ格子生成に多大な作業時間を要する。非構造格子法は形状融通性に優れ、高揚力装置周りのような複雑形状に対する格子生成が比較的容易である。また、流れ場の重要な領域において局所的に格子細分化し精度向上を図ることや形状変化に伴う計算格子修正も比較的容易である。そこで、予測精度や計算効率の改良を進め、高揚力装置周り流れ解析における非構造格子法の信頼性向上に期待がかけられている。

近年、欧米では盛んにCFDによる設計高度化のための研究が行われており、例えば欧州EUROLIFTプロジェクトでは高揚力装置流れ解析法の実用化のため、各機関の協力の下、複雑な三

次元実機形態に関して風洞試験と共に研究を進めている⁽²⁾。しかしながら、特に、三次元高揚力装置周りの流れ場解析では、その複雑さのため計算規模が非常に大きくなるため、国際的にも計算例が多くなく、CFD解析技術の精度や信頼性に関して未だ十分な知見が得られていない。

CFDの信頼性や精度を議論する際には風洞試験結果との比較が重要となる。しかしながら、一般的に高揚力装置の風洞試験では高揚力装置周りの循環が非常に大きいため風洞壁干渉も大きくなる⁽³⁾。また、風洞内の風洞壁境界層などの影響により流れ場全体に影響を及ぼすこともある⁽⁴⁾。そこで、実験結果との比較に加え、複数の計算コードや手法で詳細な比較を行うことにより、計算結果の問題点、改善法がより明確になる。

これまで、著者らは構造格子法と非構造格子法の両手法を用いて二次元高揚力装置周りのCFD解析を行い、実験結果と計算結果同士の比較により、計算格子密度や計算法などのパラメータが揚力と抗力予測にどの程度影響を与えるか等を詳細に調べてきた⁽⁵⁾。また、CFD検証用データの存在する単純化された全スパンスラット・フラップ三翼素翼胴形態基礎模型に関して解析を行い、解析技術の信頼性と改善点の検討を行ってきた⁽⁶⁾。

本発表では、その基礎模型形態の詳細な解析に加え、より実形状に近い、部分スパンフラップを有する三翼素翼胴形態基礎模型の解析を行った結果を報告する。解析にはマルチブロック構造格子法と非構造格子法を用いる。境界層遷移は計算結果に大きく影響を及ぼすが、今回は遷移の影響は考慮せずに、全域乱流を仮定した計算を行う。公開風洞試験結果、及び計算結果同士の比較を通じて、三次元高揚力装置周りの解析技術の信頼性と改善点の検討を行う。

2. 解析手法

構造格子ソルバーとして JAXA 総合技術研究本部で開発を進めている CFD 共通基盤プログラム UPACS⁽⁷⁻⁸⁾を用いる。非構造格子の格子生成・ソルバーとして TAS (Tohoku University Aerodynamic Simulation) code⁽⁹⁻¹¹⁾を用いる。それぞれの計算手法を Table 1 にまとめる。乱流モデルには、渦中心領域の過大な渦粘性を減らす修正を加えた Spalart-Allmaras 1 方程式モデル (SA)⁽¹²⁻¹³⁾を用い、全域乱流計算を行う。計算は JAXA 総合技術研究本部の数値シミュレータシステム NSIII⁽¹⁴⁾の中央 NS システム CeNSS (Fujitsu PRIMEPOWER HPC2500)を用いて行った。

表 1 数値計算法

	TAS Code	UPACS
格子	非構造格子	マルチブロック構造格子
離散化	セル節点有限体積法	セル中心有限体積法
流束評価	HLEW 二次精度	Roe 三次精度
時間積分	LU-SGS陰解法	MFGS陰解法
乱流モデル	Spalart-Allmaras model(SA)	Spalart-Allmaras model(SA) Menter's Shear Stress Transport model (SST)

3. 計算モデル

本研究では計算モデルとして NASA Langley にて CFD 検証用にデータを公開している図 1 に示される三次元三翼素翼胴形態 Trapezoidal wing⁽¹⁵⁻¹⁶⁾のスラット舵角 30 度、フラップ舵角 25 度の全スパンスラット・フラップ形状 (Full-span flap モデル) 及び全スパンスラット・部分フラップ形状 (Part-span flap モデル)を用いた。各モデルの半スパン $b/2$ 、空力平均翼弦長 c 、胴体の長さ L はそれぞれ、85.1 インチ、39.6 インチ、118.72 インチである。スラットギャップ、スラット高さはそれぞれ $0.015c$ (c : 空力平均翼弦長)、フラップギャップとフラップオーバーラップはそれぞれ $0.015c$ と $0.005c$ である。この形状を用いた実験は、三次元高揚力装置周りの CFD 技術向上のための検証データを提供するために NASA Langley 及び NASA Ames の風洞にて風洞試験が実施され、そのデータは Web 上で公開されている⁽¹⁶⁾。



(a) Full-span flap モデル (b) Part-span flap モデル

図 1 三翼素翼胴形態 Trapezoidal wing

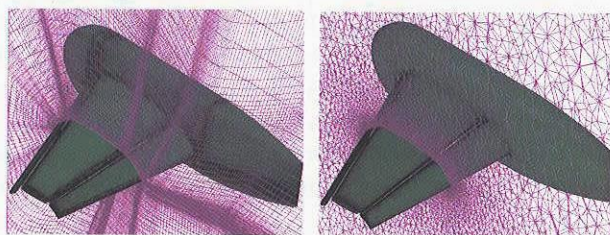
4. 計算格子

図 2~4 に用いた計算格子を示す。マルチブロック構造格子は商用格子生成ソフトウェア Gridgen を用いて作成した。Full-span flap モデルでは、格子ブロック数は 586 ブロック、総格子点数は約 750 万点である。Part-span flap モデルでは、格子ブロック数は 848 ブロック、総格子点数は約 980 万点である。遠方外部境界は主翼コード長の約 60 倍離れた位置にある。最小格子幅は $0.02/\sqrt{Re}$ である (Baseline 構造格子)。また、それぞれの構造格子に対して i, j, k 方向に 1 点ずつ格子を増やした 8 倍の

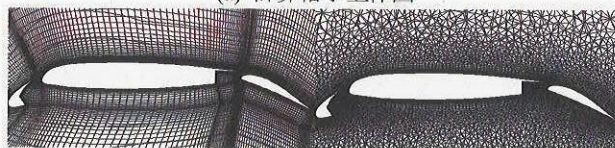
格子点数を持つ細かい格子 (Fine 構造格子) も使用する。表面格子及び空間格子作成に要した期間は約一ヶ月である。

非構造格子は TAS-Mesh⁽¹⁰⁻¹¹⁾を用いて作成した。総格子点数は両モデルとも約 1300 万点である。遠方外部境界は構造格子とほぼ同じで主翼コード長の約 60 倍離れた位置にある。最小格子幅は $0.01/\sqrt{Re}$ である。表面格子及び空間格子作成に要した期間は数日であり、表面格子に関しては半自動的に、空間格子に関しては完全に自動的に作成できる。

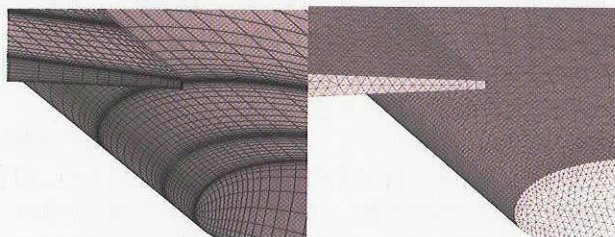
今回用いた形状では図 2(c) に示されるように各翼素の後縁には微小な厚みがある。構造格子ではその後縁厚みに約 7 点程度の格子点を配置している。今回用いた非構造三角形表面格子生成法⁽¹⁰⁾は物体表面を等方的な三角形を用いて表現するため半自動化され、表面格子作成に要する時間は数時間ですむ。しかしながら、後縁の微小な厚みに等方的な三角形を用いて十分な格子点数を入れると、膨大な総格子点数になる。そこで、今回の非構造格子では後縁の厚みには 1 格子点程度しか配置していない。



(a) 計算格子全体図



(b) 50%スパン位置における計算格子

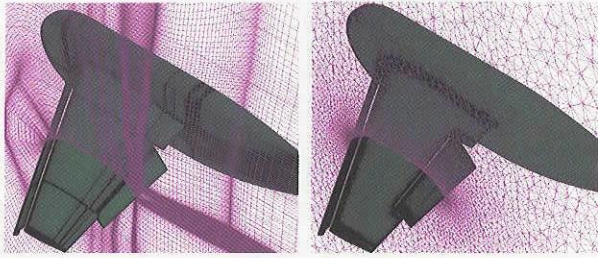


(c) 主翼後縁翼端近傍の表面格子拡大図

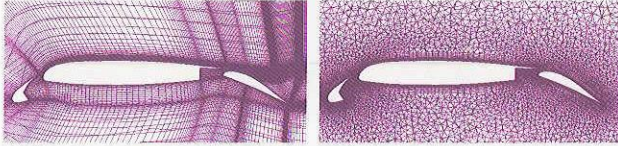
図 2 Full-span flap モデル周りの計算格子 (左: Baseline マルチブロック構造格子、右: ハイブリッド非構造格子)



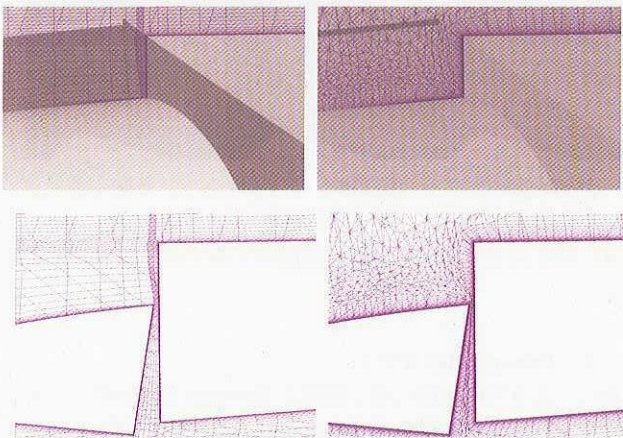
図 3 Full-span flap モデル周りの Fine マルチブロック構造格子の 50%スパン位置における計算格子



(a) 計算格子全体図



(b) 50%スパン位置における計算格子



(c) 母翼とフラップの隙間近くの計算格子断面図

図4 Part-span flap モデル周りの計算格子 (左: Baseline マルチブロック構造格子, 右: ハイブリッド非構造格子)

5. 計算結果

5. 1 Full-span flap モデル

主流マッハ数 0.15、レイノルズ数 15×10^6 にて全域乱流を仮定した計算を行った。

図5と図6にそれぞれ揚力係数(C_L)—迎角(α)特性図、揚力係数(C_L)—抗力係数(C_D)特性図を示す。 C_L - α に関して、実験結果と比較して計算結果は全体的に C_L が 1%程度大きい、実験結果と良く一致している。また、非構造格子と構造格子の計算結果の差は Fine 構造格子の結果と比較しても、失速前までは最大でも 1%程度で良く一致している。また、計算結果同士の比較において、失速迎角はほぼ同じで最大揚力係数値の差は約 1.4%と小さい。

C_L - C_D についても風洞試験結果と非常に良く一致した傾向を示す。しかし、揚力係数値に比べると計算結果同士の差が大きくなり、抵抗係数値の差は約 200 カウント(1カウント= 10^{-4})あり、3~6%の違いが見られる。図7に迎え角 11.02 度の抵抗係数を圧力抵抗係数 C_{Dp} 、摩擦抵抗係数 C_{Df} に分けて比較したグラフを示す。全抵抗(約 3000 カウント)に占める圧力抵抗の割合が 95%以上である。構造格子の格子依存性は C_{Dp} と C_{Df} の差はそれぞれ 20 カウント、2 カウントと小さい。Fine 構造格子と非構造格子の計算結果の差は圧力抵抗係数については約 150 カウント程度($\approx 4\%$)、摩擦抵抗係数については 5 カウント程度($\approx 5\%$)の違いが見られる。

図8~10に計算により得られた表面オイルフロー図を示す。オイルフロー図を比較すると全体的には両計算で同じ傾向を示しているが、翼と胴体の接合部での剥離領域の大きさに違いが見られる。この形状には翼胴接合部にフェアリングがなく、その角部に剥離が見られる。特に迎え角 20.18 度(図8)では構造格子と非構造格子の差が大きい。構造格子では Fine 構造格子における結果にもフラップ翼根部に大きな剥離領域が見られる。一方、非構造格子ではこの領域における剥離は見られない。迎え角 36 度(図9)のような高い迎え角では、構造格子、非構造格子共に、この領域の剥離領域がなく、両計算結果で同じ傾向のオイルフローを示し、剥離領域の差が小さくなる。失速後 42 度(図10)におけるオイルフローを比較すると、構造格子と非構造格子共にスラットから剥離し、同様の失速形態を予測できていることが分かる。

図11に迎え角 20.18 度のフラップ翼根付近のオイルフローの拡大図と表面格子の図を示す。図11(a)と11(b)(i)を比較すると、翼根付近で非構造格子と比較し構造格子の方がスパン方向の計算格子が粗くなっている様子がわかる。構造格子では一般的にスパン方向にストレッチした格子が用いられ、非構造格子と比較しスパン方向に粗くなる傾向がある。図11(b)(ii)に示されるように i, j, k 各方向に2倍の細かさに細分化された Fine 構造格子格子においてもこのフラップ翼根における剥離領域に変化が見られない。一方、図11(b)(iii)に示されるようにスパン方向にのみ4倍の細かさに細分化された構造格子においては、この剥離領域が小さくなり、非構造格子と同様のオイルフローとなることが分かった。この部分の影響により、 C_L 及び C_D に約 1%の変化が見られた。このような角部における剥離は格子解像度に大きく依存し、この剥離領域の大きさは揚力や抗力に大きく影響を及ぼすため、この角部の剥離の定量的予測も今後の重要な課題の一つであることが分かった。

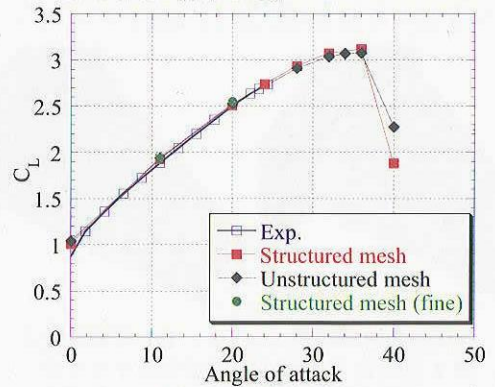


図5 揚力係数(C_L)-迎角(α)特性 (Full-span flap モデル)

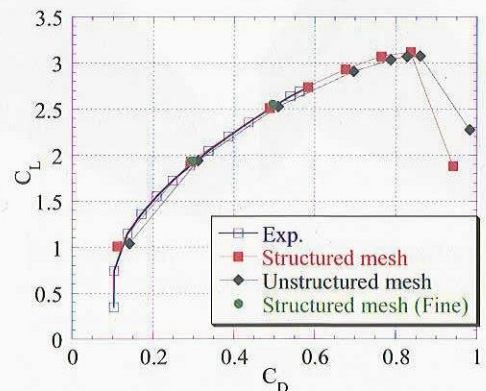


図6 揚力係数(C_L)-抗力係数(C_D)特性 (Full-span flap モデル)

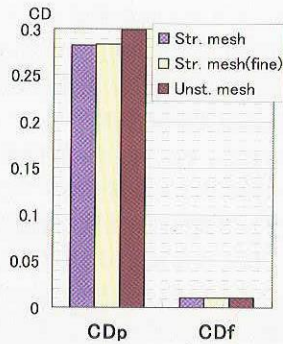


図7 迎え角 11.02 度における圧力抵抗(C_{Dp})と摩擦抵抗(C_{Df})の比較 (Full-span flap モデル)

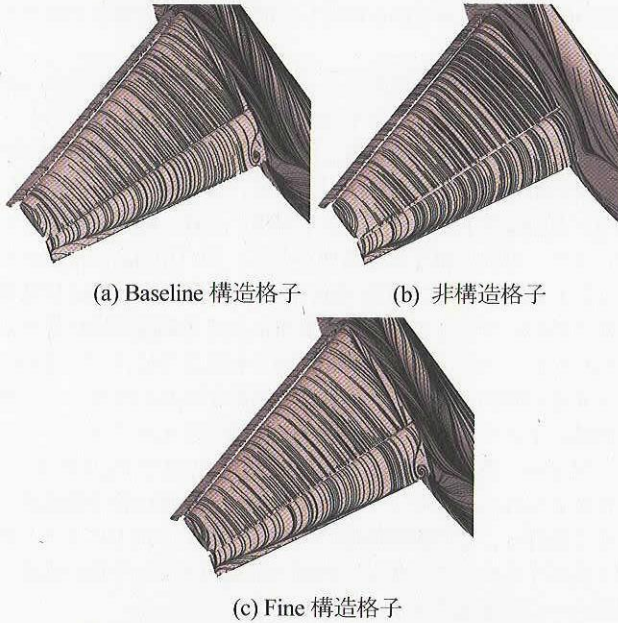


図8 迎え角 20.18 度における表面オイルフロー

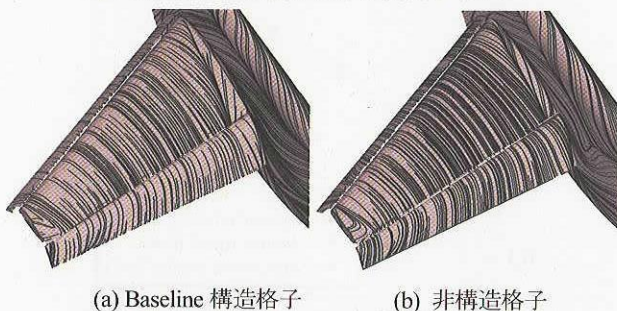


図9 迎え角 36 度における表面オイルフロー

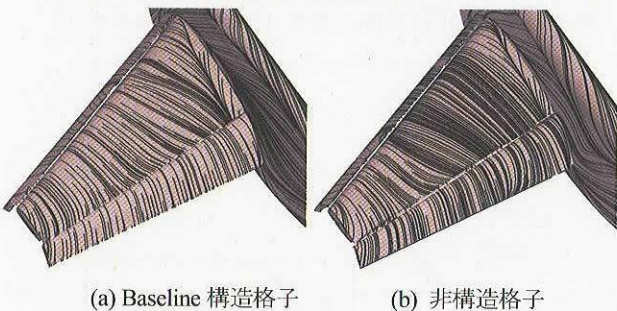
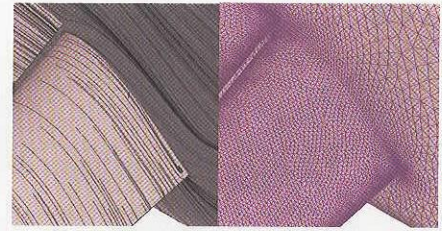
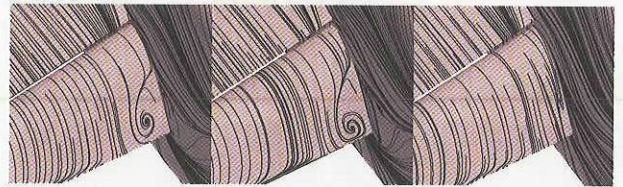


図10 迎え角 40 度における表面オイルフロー



(a) 非構造格子



(i) Baseline

(ii) Fine

(iii) スパン方向 4 倍

(b) 構造格子

図11 迎え角 20.18 度における表面オイルフロー拡大図と表面格子

5. 2 Part-span flap モデル

次に、より実機形態に近く複雑な Part-span flap モデルに対して解析を行った。計算条件は Full-span flap モデルと同じく、主流マッハ数 0.15、レイノルズ数 15×10^6 にて全域乱流を仮定した計算を行った。

図12と図13にそれぞれ $C_L-\alpha$ 特性図、 C_L-C_D 特性図を示す。Full-span フラップモデルの結果と比較して、計算結果と実験結果の差がやや大きい。実験結果と比較して計算結果は Full-span フラップモデルの解析と同様に全体的に C_L が大きく、実験結果との差は約 1.5~3% である。適度な迎え角では計算同士の差は 1% 程度と小さいが、Full-span フラップモデルの解析時と比較し、失速付近における差が大きくなる。Baseline 構造格子の結果は非構造格子の結果より失速付近で C_L が低く評価されている。一方、細分化された Fine 構造格子では非構造格子に近い結果を示している。

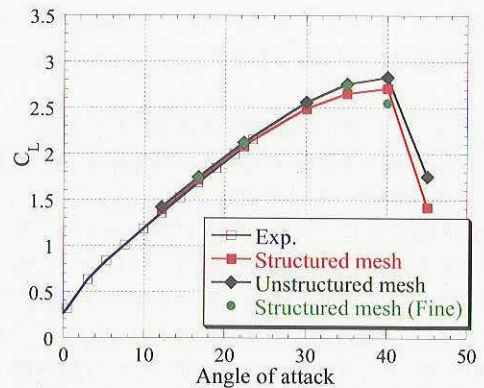


図12 $C_L-\alpha$ 特性 (Part-span flap モデル)

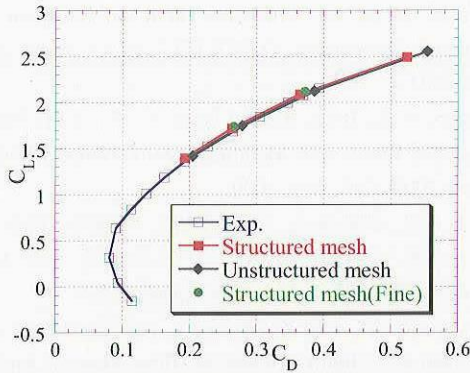
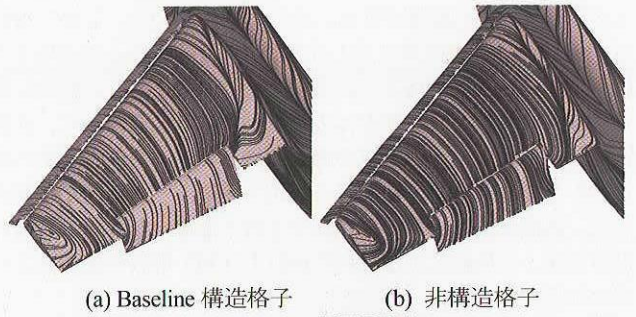
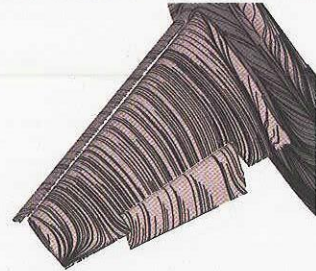


図 13 C_L - C_D 特性 (Part-span flap モデル)

図 14~17 に計算により得られた表面オイルフロー図を示す。オイルフロー図を比較すると、迎え角 22.33 度 (図 14) では翼と胴体の接合部での剥離領域の大きさに多少の違いが見られるが、全体的には同じ傾向を示している。Baseline 構造格子の C_L が他の計算結果と比較して小さい迎え角 35 度 (図 15) では、翼と胴体接合部近傍の剥離領域が大きくなり、特に Baseline 構造格子では他の二つの計算結果と比較し、この剥離領域が過大評価されているため、 C_L が他の計算結果と比較し、下がっていることが分かる。更に大きな迎え角 40 度 (図 16) では、Baseline 構造格子の結果では、翼胴接合部近傍の剥離領域が更に大きくなり、非構造格子と比較して揚力を失っている様子が分かる。迎え角 40 度において、非構造格子や Baseline 構造格子でも外翼側でスラットの流れに乱れが見られるが、Fine 構造格子では既に外翼側の失速が始まっているため、 C_L が低くなっている。失速後の迎え角 45 度 (図 17) では、定常解に至らずに剥離領域の大きさが変動しているが、構造格子と非構造格子において同様の失速パターンが確認され、同程度の予測ができていることがわかる。Full-span フラップ形態と同様に、この角部の剥離の定量的予測が精度向上のため重要な課題の一つであるが、現状では、定性的にはある程度の解を得られている事が分かった。

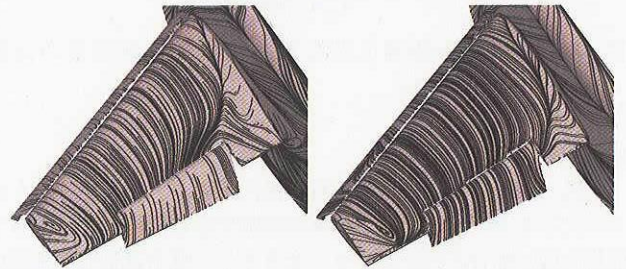


(a) Baseline 構造格子 (b) 非構造格子

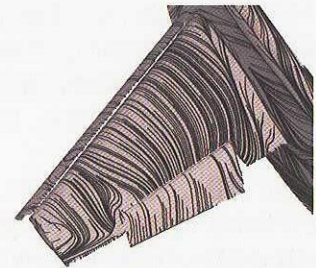


(c) Fine 構造格子

図 15 迎え角 35 度における表面オイルフロー

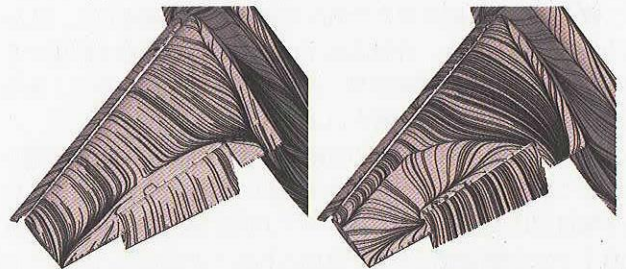


(a) Baseline 構造格子 (b) 非構造格子



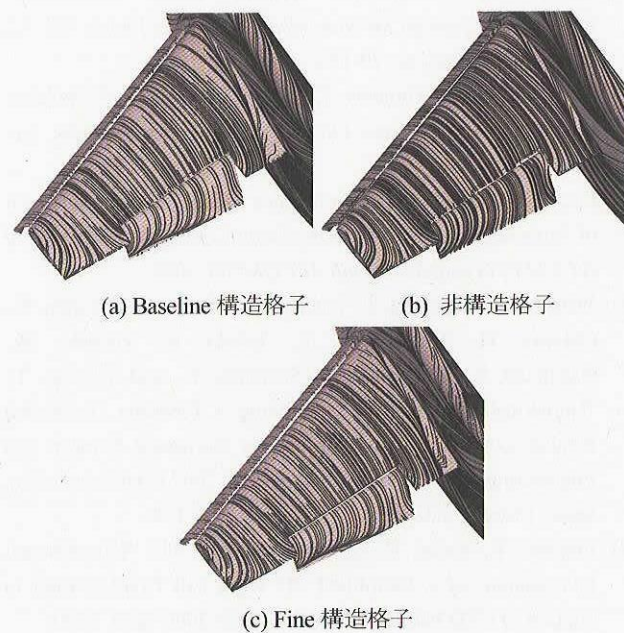
(c) Fine 構造格子

図 16 迎え角 40 度における表面オイルフロー



(a) Baseline 構造格子 (b) 非構造格子

図 17 迎え角 45 度における表面オイルフロー



(a) Baseline 構造格子 (b) 非構造格子

(c) Fine 構造格子

図 14 迎え角 22.33 度における表面オイルフロー

C_L - C_D に関しては風洞試験結果と非常に良く一致した傾向を示すが、計算結果同士における抵抗係数値の差は約 100-200 カウント (1 カウント=10⁻⁴) で約 5% の違いが見られる。また、図 18 に理想的な誘導抵抗 $C_L^2/\pi AR$ (AR : 主翼アスペクト比) を差し引いた抵抗係数と揚力係数の関係を示す。理想的な誘導抵抗は全抵抗のうち 85% 以上を占めている。風洞試験結果と比較す

ると非構造格子の結果が非常に良く一致している。しかしながら Fine 構造格子の結果と合わせて比較すると、Fine 構造格子の結果は Baseline 構造格子の結果より抵抗が小さい。一般的に格子を細かくすると数値誤差による抵抗が減る傾向があり、非構造格子の結果の方が、抵抗を過大評価している可能性がある事がわかり、非構造格子における抵抗予測に関する課題が確認された。風洞試験では風洞壁干渉や支持干渉などがあり、複数の計算結果との比較による妥当性検証も CFD 解析信頼性向上のために重要である。

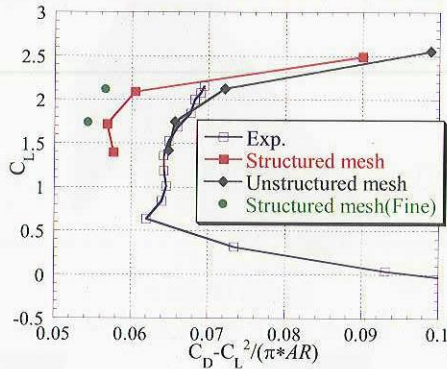


図 18 理想的な誘導抵抗を差し引いた抵抗係数の比較 (Part-span flap モデル)

6. 結言

三次元高揚力装置周りの解析技術向上の為、単純化された全スパンラット・フラップ三翼素翼胴形態基礎模型と、より実形状に近い部分スパンフラップを有する三翼素翼胴形態基礎模型の解析を行った。計算結果の問題点、改善法をより明確にするために、マルチブロック構造格子法と非構造格子法の両手法を用いて風洞試験結果及び計算結果同士の詳細な比較を行った。一形態の計算格子作成にかかる作業時間は構造格子で約一ヶ月要した。一方、非構造格子では数日で済み、圧倒的に作業時間が少なかった。

今回用いた両形態に対して、揚力予測に関して適度な迎え角では、構造格子と非構造格子の両計算結果は風洞試験結果と良く一致した。両計算結果同士の差も 1~2%程度と小さかった。一方、失速付近になると計算同士の揚力の差が大きくなるが、失速迎角、失速パターン、最大揚力係数値に関して、非構造格子、構造格子共に同程度の予測ができることを確認した。揚力・抗力特性に関しても、非構造格子の結果が抵抗を過大評価する傾向があるが、風洞試験結果と良く一致する傾向を示し、ある程度の定量的予測精度を得られる事を確認した。

また、翼胴接合部の角部の剥離の予測が結果に大きく影響を及ぼしている事が分かった。角部における剥離領域の大きさは格子解像度に大きく依存し、スパン方向に格子解像度の粗い構造格子では剥離領域が過大に評価されることが分かった。この剥離領域の大きさは揚力や抗力に大きく影響を及ぼすため、この剥離の定量的予測も今後の重要な課題の一つであることが分かった。

参考文献

1) Meredith, P. T., "Viscous Phenomena Affecting High-Lift Systems and Suggestions for Future CFD Development," *High-Lift Systems Aerodynamics*, AGARD CP 315, 1993, pp. 19-1 - 19-8.

2) Hansen, H., et al., "Overview about the European High Lift Research Programme EUROLIFT," AIAA Paper 2004-0767, Jan. 2004.

3) Rogers, S. E., Roth, K., and Nash, S. M., "CFD Validation of High-Lift Flows with Significant Wind-Tunnel Effects," AIAA Paper 2000-4218, Aug. 2000.

4) 山本一臣, 伊藤良三, 田中健太郎, 佐藤衛, 竹中啓三, "2次元高揚力装置風洞試験における風洞壁干渉のCFD解析" 第42回飛行機シンポジウム講演集, 2004.

5) Murayama, M., Lei, Z., Mukai, J., and Yamamoto, K., "CFD Validation of High Lift Devices: Three-Element Airfoil," *Proc. of 2004 KSAS-JSASS Joint Symposium on Aerospace Engineering*, Nov. 2004. (to be published in *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*)

6) 村山光宏, 小林邦彦, 田中健太郎, 向井純一, 山本一臣, 竹中啓三, "航空機高揚力装置展開時の空力解析" 第42回飛行機シンポジウム講演集, 2004.

7) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S. and Mukai, J., "The Development of the UPACS CFD Environment," *High Performance Computing, Proc. of ISHPC 2003*, Springer, pp. 307-319, 2003.

8) Yamamoto, K., Ochi, A., Shima, E., and Takaki, R., "CFD Sensitivity of Drag Prediction on DLR-F6 Configuration by Structured Method and Unstructured Method," AIAA Paper 2004-0398, Jan. 2004.

9) 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.

10) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 39, Issue 1, 2002, pp. 75-96.

11) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Improvements in the Reliability and Quality of Unstructured Hybrid Mesh Generation," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 45, Issue 1, May 2004, pp. 79-108.

12) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, Jan. 1992.

13) Lei, Z., "Effect of RANS Turbulence Models on Computational of Separated Flows over a Wing-Body Configuration," *Proc. of WCCM VI in conjunction with APCOM'04*, 2004.

14) 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*, Nara, Japan, Elsevier Science B. V., 2003, pp. 187-194.

15) Johnson, P., Jones, K. M., and Madson, M., "Experimental Investigation of a Simplified 3D High Lift Configuration in Support of CFD Validation," AIAA Paper 2000-4217, 2000.

16) <http://db-www.larc.nasa.gov/trapwing/archive/register/> [cited 09 Sep. 2005]