

## 非構造格子法を用いた航空機高揚力装置周りの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

Validation of Flow Analysis on High-Lift Configurations  
by Unstructured Mesh Method

by

Mitsuhiro Murayama\* and Kazuomi Yamamoto\*

\*Institute of Space Technology and Aeronautics, Japan Aerospace Exploration Agency

## ABSTRACT

In this paper, flow computations around a 3D high-lift configuration with three-element (slat-main-flap) wing were performed on structured and unstructured meshes. The results were used to analyze and improve the accuracy and reliability of the aerodynamic analyses for high-lift system. Computed lift and drag coefficients both on structured and unstructured meshes showed good agreement with the experimental data. In the computations, it was also shown that further mesh refinement should be used to improve the resolution for slat wake, wing tip, and trailing edge for more accurate prediction by detail comparison with wind tunnel test data and computational data.

## 1. 緒言

近年の航空機の設計において、計算流体力学(CFD)による高揚力装置形状の最適化技術の向上が求められている。しかしながら、高揚力装置周りのCFD解析においては、形状の複雑さに加え、遷移や剥離、再付着を伴う非常に複雑な流れ場となり、CFD解析技術の信頼性は未だ確立していない。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。

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も容易である<sup>(1)</sup>。最適設計時における形状変化に伴う計算格子修正にもロバストな非構造移動格子法<sup>(2)</sup>を用いることにより適用能力が大きい。そこで、予測精度や計算効率の改良を進め、高揚力装置流れ等での非構造格子法の信頼性向上に期待がかけられている。

これまで、著者らにより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<sup>(3)</sup>。一方、三次元高揚力装置周りの流れ場解析では、形状や流れ場自体が更に複雑になり、計算規模が非常に大きくなるため、計算例も多くない。

そこで本研究では、CFD検証用データの存在する三次元スラット-メイン-フラップ三翼素翼胴形態基礎模型の流れ場解析を行い、三次元高揚力装置の空力解析技術の向上を図る。具体的には、マルチブロック構造格子と非構造格子の両手法を用いた解析を行い、風洞試験結果と計算結果同士の比較を行い、解析技術の信頼性と改善点を検討する。

## 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<sup>(4,5)</sup>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<sup>(6-8)</sup>を用いる。それぞれの計算手法をTable 1にまとめる。乱流モデルには両手法でSpalart-Allmaras 1方程式モデル(original version)<sup>(9)</sup>を用い、全面乱流計算を行う。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<sup>(10)</sup>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	HLLEW 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	Spalart-Allmaras

## 3. 計算結果

## 3.1 計算モデル

本研究では図1に示される三次元三翼素翼胴形態Trapezoidal wing<sup>(11, 12)</sup>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・フラップ形状を用いた。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で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。

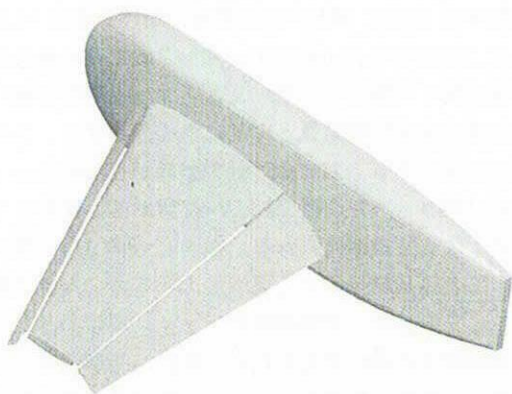
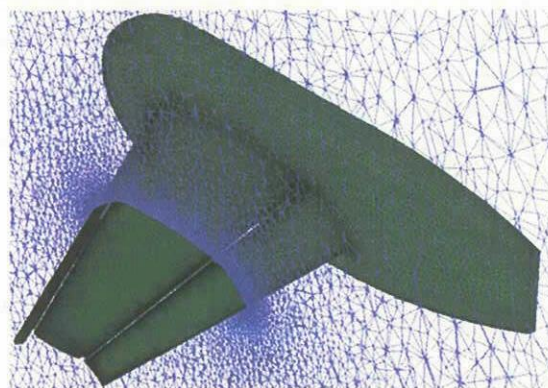
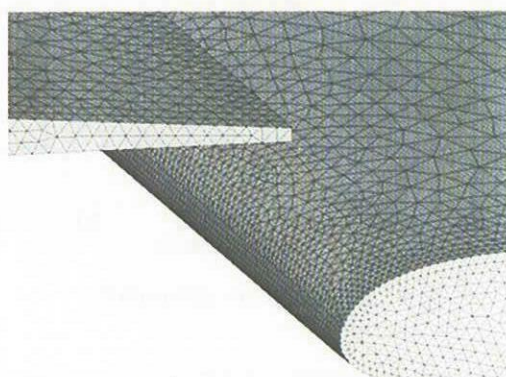


図1 三次元スラット-メイン-フラップ  
三翼素翼胴形態 Trapezoidal wing



(a) 計算格子全体図



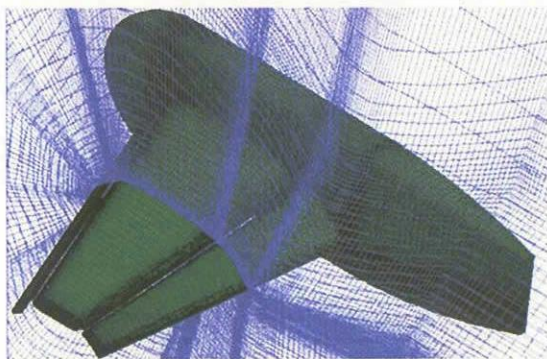
(b) 主翼後縁翼端近傍の表面格子拡大図

図3 Trapezoidal wing 周りの非構造格子

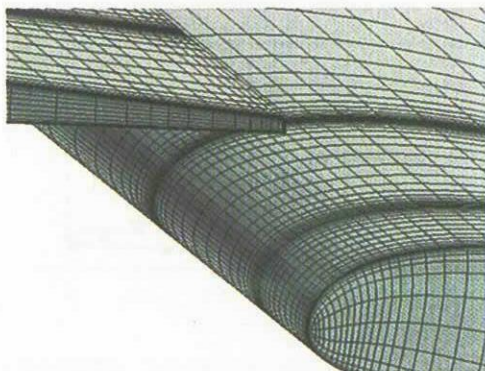
### 3.2 計算格子

図2と図3に用いた格子を示す。図2に示されている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。ブロック数は 586 ブロック、総格子点数は約 750 万点である。遠方外部境界は胴体長の約 20 倍である。最小格子幅は  $0.02/\sqrt{Re}$  である。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。

図3に示されている非構造格子は TAS-Mesh<sup>(6,7)</sup>を用いて作成した。総格子点数は約 1320 万点である。遠方外部境界は構造格子とほぼ同じで胴体長の約 20 倍離れている。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。



(a) 計算格子全体図



(b) 主翼後縁翼端近傍の表面格子拡大図

図2 Trapezoidal wing 周りのマルチブロック構造格子

今回用いた形状では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<sup>(6)</sup>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済む。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。

### 3.3 計算結果

主流マッハ数 0.15、レイノルズ数  $15 \times 10^6$  にて全面乱流を仮定した計算を行った。

図4と図5にそれぞれ揚力係数( $C_L$ )–迎角( $\alpha$ )特性図、揚力係数( $C_L$ )–抗力係数( $C_D$ )特性図を示す。 $C_L$ – $\alpha$ に関しては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、両計算結果の差は失速前までは最大でも 1%程度で良く一致している。両計算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%である。

$C_L$ – $C_D$  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= $10^{-4}$ )程度で 3~6%程度の違いが見られる。図6に迎角 11.02 度の抵抗係数を各翼素ごとに圧力抵抗係数  $C_{Dp}$ 、摩

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。両計算同士の差は圧力抵抗係数については約 200 カウント程度、摩擦抵抗係数については 10 カウント程度の違いが見られる。

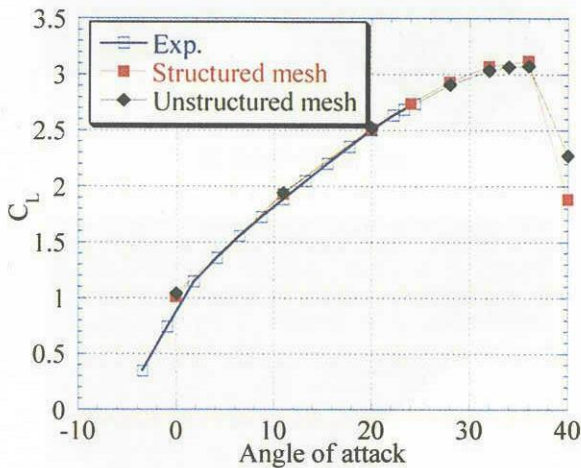


図4 揚力係数( $C_L$ )—迎角( $\alpha$ )特性

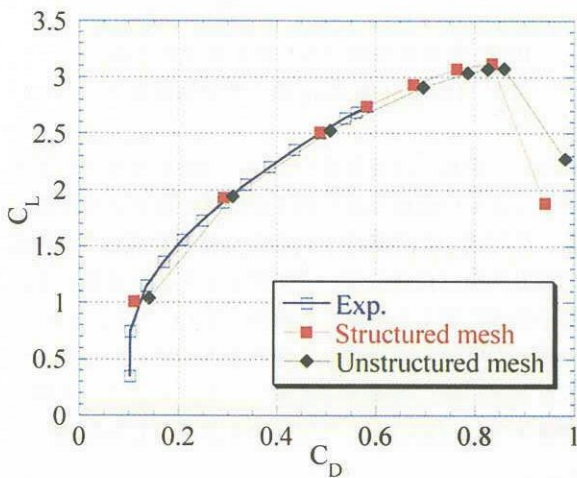
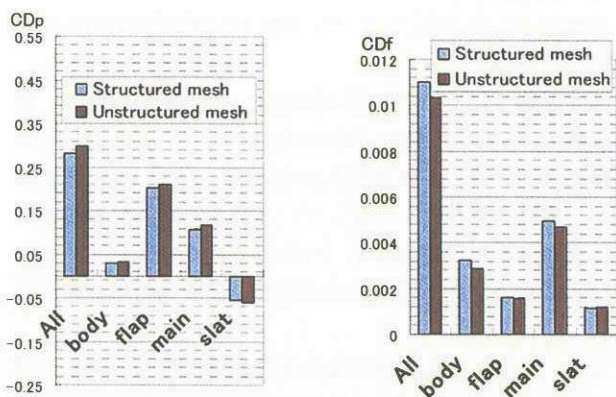


図5 揚力係数( $C_L$ )—抗力係数( $C_D$ )特性



(a) 圧力抵抗成分 (b) 摩擦抵抗成分

図6 抵抗成分の比較(迎角 11.02 度)

図7と図8に 50%と 98%スパン断面における迎角 11.02 度の表面圧力係数分布( $C_p$ )を示す。50%位置では計算結果同士は非常に良く一致している。またスラット部分を除いて両計算結果は風洞試験結果と非常に良く一致する。スラットに関してはスラットのの前縁付近で差異が見られる。

翼端に近い98%スパン位置では50%位置断面と比較して計算結果同士にも差異が見られる。図9に迎角 11.02 度の翼端近傍の圧力等高線を示す。翼端付近で非常に大きな翼端渦が発生しているが、主翼翼端とフラップ翼端から発生する翼端渦の強さに違いが見られる。また、非構造格子では渦が後流にて急速に拡散している。これは翼端付近の角部の格子解像度、後流領域の解像度の違いにより生じる。非構造格子ではこの翼端付近と渦後流領域の解像度が十分ではないことがわかる。この翼端での渦の違いにより 98% スパン位置での計算結果同士の差が見られると考えられる。

また、各翼素の後縁の  $C_p$  分布を比較すると、非構造格子では  $C_p$  の跳びが大きい。微小な厚みがある後縁での格子解像度の違いによるものと考えられ、この微小厚みによる圧力の跳びが、全体の循環、物体に働く空気力に及ぼす影響の検討というのも今後必要である。

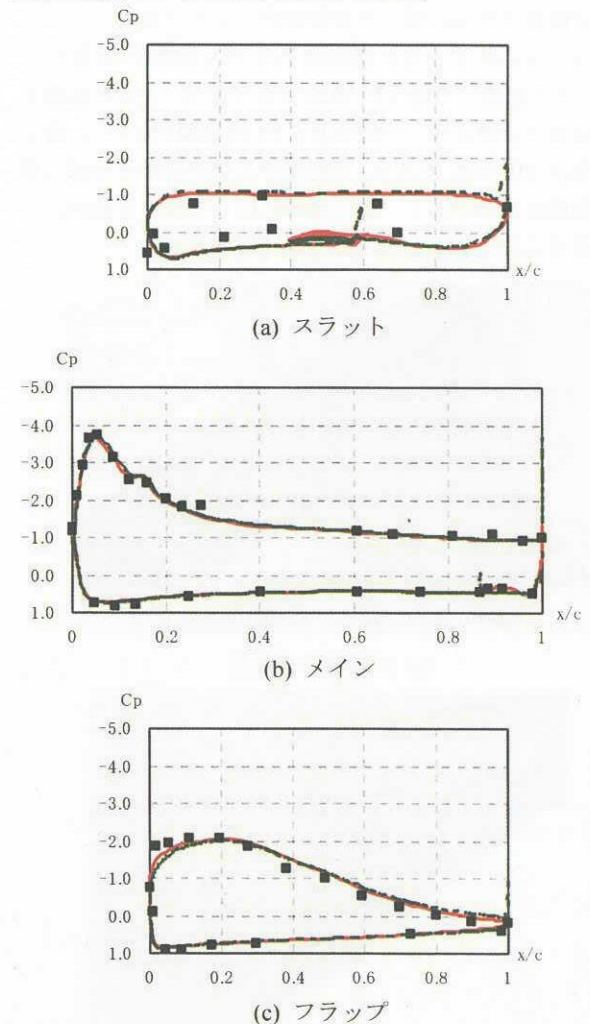


図7 迎え角 11.02 度における 50%スパン断面位置の表面圧力係数( $C_p$ )分布 (黒点: 風洞試験、赤線: 構造格子、緑線: 非構造格子)

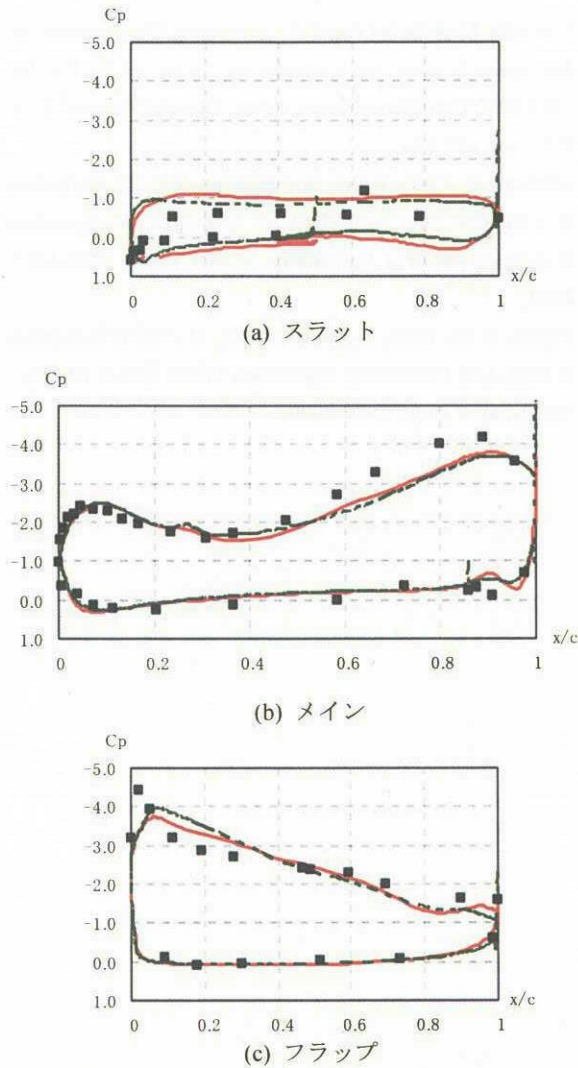


図8 迎え角 11.02 度における 98%スパン断面位置の表面圧力係数(Cp)分布 (黒点：風洞試験、赤線：構造格子、緑線：非構造格子)

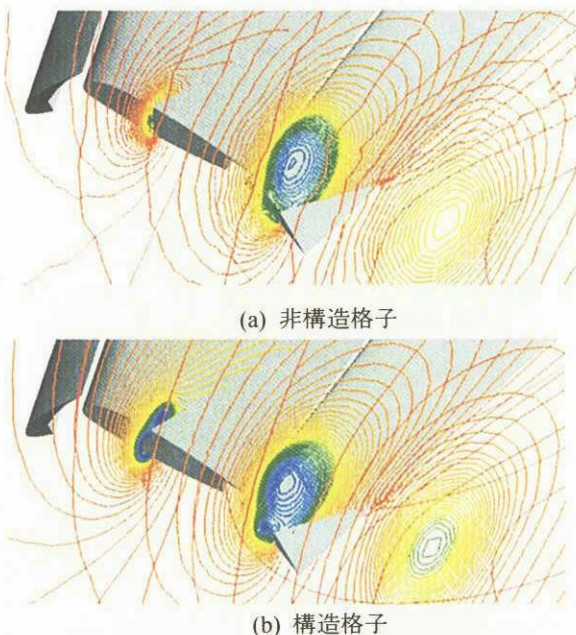


図9 翼端近傍の圧力等高線(迎え角 11.02 度)

図10に迎え角 11.02 度における 50%スパン位置での等マッハ数線図を示す。全体的な流れ場の構造は両計算結果ではほぼ同様である。しかしながら、非構造格子では構造格子の結果と比較しスラット後流がスラットの後縁から離れるに従い拡散し、フラップ上部で後流が厚くなっている。適度な迎え角ではスラット後流の効果はそれほど重要ではなく、非構造格子と構造格子による空力係数の差は小さかった。また、失速角や最大揚力係数値に関しても、大きな差は見られなかった。しかしながら、より正確な失速予測にはこの後流の解像度を十分向上させる必要があると考えられる。今回の非構造格子表面格子と空間格子を作成する際に、翼端付近とスラットの後流付近の解像度を高めてはいるが、解像度が十分ではないことが分かった。今後は、スラットの後流領域と翼端渦領域に更に格子密度を高める解適合格的アプローチが計算コストの面からも要求され、その格子依存性の調査が必要である。一方、構造格子もスラットやメインのコーブ部でせん断層を十分に捉えることのできる格子密度にはなっておらず、揚力予測に影響を及ぼしていると考えられる。非構造格子、構造格子共に更なる格子依存性も含めた比較が必要である。

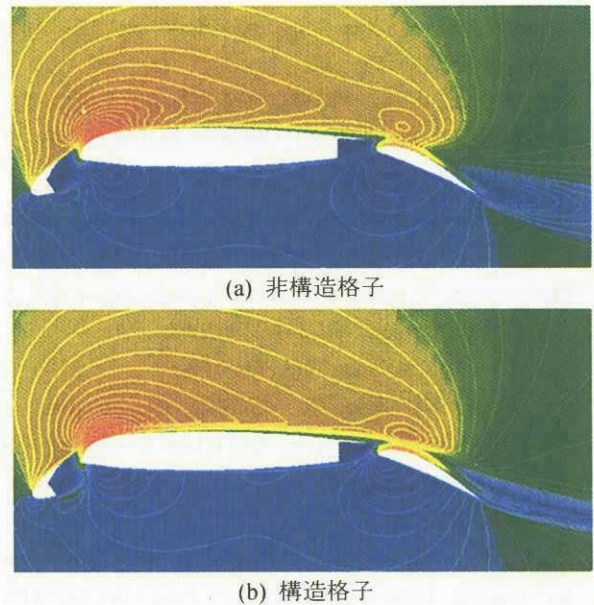


図10 50%スパン位置の等マッハ数線図(迎え角 11.02 度)

4. 結言

三次元高揚力装置周りの解析技術向上の為、三次元スラット-メイン-フラップ三翼素翼胴形態基礎模型の流れ場解析を行った。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詳細な比較を行った。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。

今回用いた三翼素翼胴形態基礎模型では、揚力予測に関して計算結果は風洞試験結果と良く一致した。両計算結果の差も最大で 1%程度と小さく、失速迎え角、最大揚力係数

値の差も小さかった。揚力-抗力特性に関しても風洞試験結果と良く一致する傾向を示し、非構造格子・構造格子共に同程度の予測精度を得られる事を確認した。

しかし、詳細な流れ場では両計算同士でスラットの後流や翼端渦に違いが見られ、計算精度を更に改善するにはスラットの後流、フラップの後流、翼端渦の格子解像度等の更なる検討が必要であるということが示された。

#### 謝辞

本研究の計算は JAXA 総合技術研究本部情報技術開発共同センターの数値シミュレータの特別利用制度を利用したものです。関係者各位のご支援に感謝いたします。

#### 参考文献

- 1) Murayama, M., Nakahashi, K., and Sawada, K., "Simulation of Vortex Breakdown Using Adaptive Grid Refinement with Vortex-Center Identification," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 7, 2001, pp. 1305-1312.
- 2) Murayama, M., Nakahashi, K., and Matsushima, K., "A Robust Method for Unstructured Volume/Surface Mesh Movement," *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 152, Aug. 2003, pp. 104-112.
- 3) 村山光宏, 山本一臣, "非構造格子法を用いた航空機高揚力装置周りの二次元流れ場解析の精度検証" 第 17 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 2003.
- 4) 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.
- 5) <http://www.ista.jaxa.jp/aet/cfd/cfd-e01.html>
- 6) 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, pp. 75-96, 2002.
- 7) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Unstructured Mesh Generation for Viscous Flow Computations," *Proc. of the 11th International Meshing Roundtable*, Ithaca, NY, Sept. 2002, pp. 367-376.
- 8) Fujita, T., Koizumi, T., Kodera, M., Nakahashi, K., Iwamiya, T., and Nakamura, T., "Evaluation of Parallelized Unstructured-Grid CFD for Aircraft Applications," *Proc. of Parallel CFD 2002*, 2002.
- 9) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *AIAA Paper 92-0439*, 1992.
- 10) 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.
- 11) 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.
- 12) Rogers, S. E., Roth, K., and Nash, S. M., "CFD Validation of High-Lift Flows with Significant Wind-Tunnel Effects," *AIAA Paper 2000-4218*, 2000.