

有翼式宇宙往還機の安定性を考慮した亜音速飛行時の空力設計

Aerodynamic Design in Subsonic of Winged Vehicle with Aerodynamic Balance

- 倉田優太, 首都大学東京, 東京都日野市旭が丘 6-6, kurata-yuuta@ed.tmu.ac.jp
金崎雅博, 首都大学東京, 東京都日野市旭が丘 6-6,
千葉一永, 電気通信大学, 東京都調布市調布ヶ丘 1-5-1
渡邊慎也, 室蘭工業大学, 北海道室蘭市永元町 27-1
棟朝雅晴, 北海道大学, 北海道札幌市北区北 8 条西 5 丁目
Yuuta Kurata, Tokyo Metropolitan University, 6-6 Asahigaoka, Hino-shi, Tokyo, Japan 191-0065
Masahiro Kanazaki, Tokyo Metropolitan University, 6-6 Asahigaoka, Hino-shi, Tokyo, Japan 191-0065
Chiba Kazuhisa, The University of Electro-Communications, 1-5-1 Chofugaoka Chofu, Tokyo, Japan 182-8585
Sinya Watanabe, Muroran Institute of Technology, 27-1 Mizumoto-cho, Muroran, Hokkaido, Japan 050-8585
Masaharu Munetomo, Hokkaido University, Kita 8, Nisi 5, Kita-ku, Sapporo, Hokkaido, Japan 060-0808

In the development next generation space transport, there are several kinds of requirements, such as the improvement of the efficiency, the reduction of the operational cost and the reduction of the environmental impact. The winged spaceship is one of candidates, due to its re-usability. To design the winged spaceship, it is very important to consider the wide range, multi-point aerodynamics, from the ultra-sonic to the sub-sonic. Especially, it is required to improve low-speed performance, because it will land in same way as the aircraft. In this paper, the computational fluid dynamics (CFD) is applied to investigate the vehicle performance at the low-speed and consider the dependency of the trim performance with changing the nose geometry of the vehicle. To carry out the parametric study for the nose shape of the vehicle, NASA's Open vehicle sketch pad (VSP) is applied. It can provide the model data with the extensible markup language (XML) which is an open data. Through the parametric study, the aerodynamic knowledge regarding the trim could be extracted.

1. 緒言

宇宙輸送分野においても、経済性や環境適合性が求められるようになり、再使用型宇宙往還機 (Reusable Launch Vehicle: RLV) の研究が盛んにおこなわれている。2011 年にスペースシャトルが退役し、将来型 RLV として様々な形状の検討がされているが、その中でも有人機としての適合性の高さが見込まれる有翼式宇宙往還機は有望な検討の一つである。有翼式宇宙往還機はシステムがその形状のまま地上へ帰還することによる再利用性や、ダウンレンジ能力に優れていることが、利点として挙げられる。これらの利点より、有翼式宇宙往還機は地上と低軌道間を高頻度で往復する必要のある物資や人員の輸送ミッションにおいて有用性が特に期待できる。

有翼式宇宙往還機にはリフティングボディ形状が用いられることが多い。リフティングボディ形状とは胴体が揚力を発生させるように設計された胴体形状のことであり、応力や空力加熱に対して不利となる薄い構造の翼を最小化することができる。そのため翼胴機と比べ、内部容積を保ちつつ強度面や空力加熱への対応が容易となる。ダウンレンジ能力、減速度、低速飛行性能ではカプセル型の往還機と比べ有利であり、定点着陸もできることから有人機としての利便性も高い。しかし、一般的にリフティングボディ形状は揚力面に対して、胴体が厚くなる傾向にあることや、小アスペクト比による誘導抵抗の増加により、着陸などの低速時での揚抗比が小さくなる。その結果、低速時の安定性をとることが難しく、機体の安定性の確保が旅客機などよりも難しい。したがってリフティングボディ形状を有する宇宙往還機の低速領域における空力性能や流れ場の把握を有する必要がある。

そこで、本研究の目的は、リフティングボディ形状を持つ宇宙往還機形状の低速時の安定性や揚力の向上を、よどみ点付近となるノーズの形状設計により行い、空力性能を評価することにより、リフティングボディ形状の最適化への指針を得ることである。

2. 計算対象の設計

有翼式宇宙往還機の設計にあたり、本研究の参考形状を図 1 に示す、Sierra Nevada Corporation: SNC が開発している Dream Chaser とする。この機体はアメリカ航空宇宙局(National Aeronautics and Space Administration: NASA)が有翼式宇宙往還機の試験データを収集するために設計した実験機、HL-20 の成果を多く取り入れている。Dream Chaser は 2 人から最大 7 人までの乗員や物資を低軌道へ運び、地球へ帰還させるミッションに利用することが考えられている。

この機体を NASA による三次元モデリングソフトの Open Vehicle Sketch Pad: OpenVSP を用いて再現し、目的の設計の元形状とする。OpenVSP は航空機の設計における一般的な設計変数を定義することにより、航空機の 3D モデル形状を作成することができる。OpenVSP は視覚的にパラメータを操作し形状の変更を行うことができる他、オーブンデータであるモデルファイル「.vsp」の、対応する部分のパラメータを変更することによって機体形状を変更することもできる。

VSP ファイルは図 2 に示すような Extensible Markup Language: XML というデータ構造を有している。なお、図 2 は翼を示す XML データの一部である。XML はデータを階層に分けて記述し、各パラメータの名称と、その内容に分けて記述する。これによりデータ自体の理解が容易になり、その後の編集や設計の大きな助力となる。さらに、プログラムからデータを直接扱うことが容易になるため、最適設計等への利用も期待できる。このソフトを用いて作成した形状を基準形状(Baseline)とし、図 3 に示す。

- ノーズ再定義形状

OpenVSP では機軸方向に垂直に交わる任意の数の断面と、直線や曲線の補間によって胴体を設計する。OpenVSP による胴体設計の模式図を図 4 に示す。

ノーズ形状の設計にあたって、ノーズを胴体先端位置

から胴体長の 10%の位置にある断面までと定義し、ノーズ部分の先端の上下方向の位置を操作することにより、形状を変更する。

ノーズ先端部の位置は胴体最大高さを 100%として、Baseline を 50%，ノーズ再定義形状を高さ 10%と 70%と設定した。図 5 に Baseline のノーズ形状、図 6 にノーズの高さが 10%の形状、図 7 にノーズの高さが 70%の形状をそれぞれ示す。



Fig. 1 SNC Dream Chaser⁽²⁾

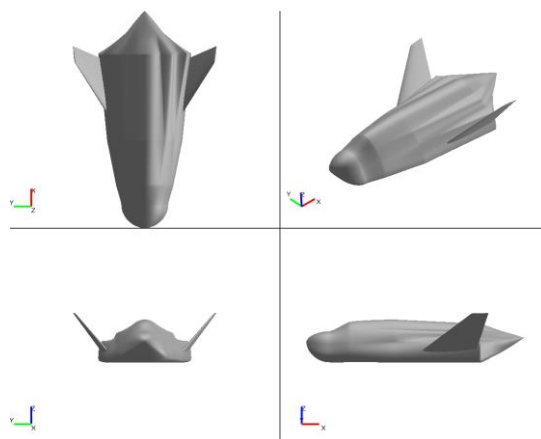


Fig. 3 Shape of Baseline

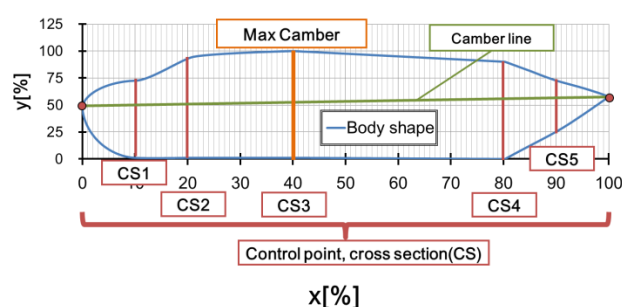


Fig. 4 Shape definition of OpenVSP

```

<Airfoil_List>
<Airfoil>
  <Type>1</Type>
  <Inverted_Flag>0</Inverted_Flag>
  <Camber>0.000000</Camber>
  <Camber_Loc>0.535000</Camber_Loc>
  <Thickness>0.072286</Thickness>
  <Thickness_Loc>0.300000</Thickness_Loc>
  <Radius_Le>0.005758</Radius_Le>
  <Radius_Te>0.000000</Radius_Te>
  <Six_Series>63</Six_Series>
  <Ideal_Cl>0.000000</Ideal_Cl>
  <Slat_Flag>0</Slat_Flag>
  <Slat_Shear_Flag>0</Slat_Shear_Flag>
  <Slat_Chord>0.452381</Slat_Chord>
  <Slat_Angle>0.331596</Slat_Angle>
  <Flap_Flag>0</Flap_Flag>
  <Flap_Shear_Flag>0</Flap_Shear_Flag>
  <Flap_Chord>0.343325</Flap_Chord>
  <Flap_Angle>25.127535</Flap_Angle>
  
```

Fig. 2 Wing data format of XML

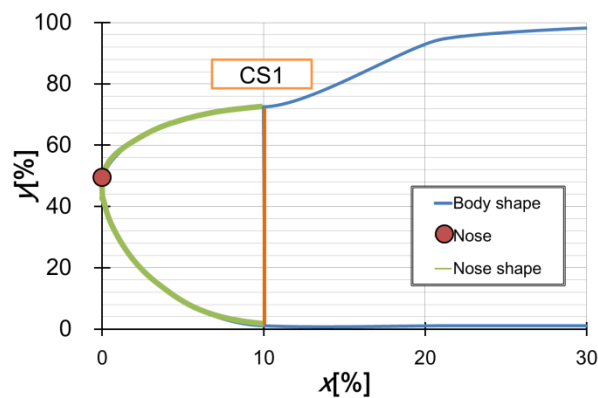


Fig. 5 Nose shape of Baseline

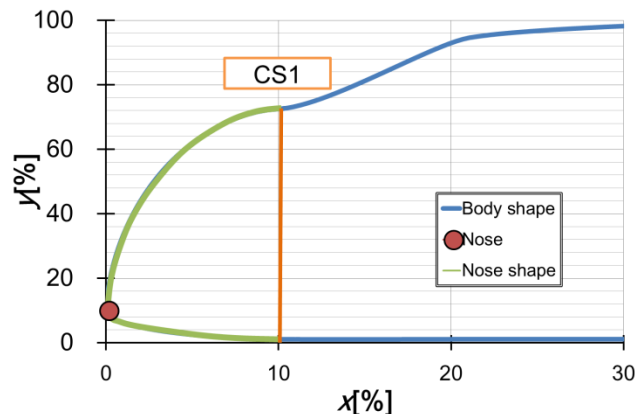


Fig. 6 Nose shape (10% position)

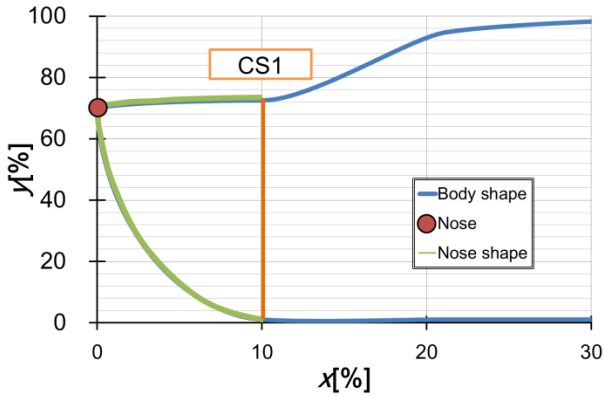


Fig. 7 Nose shape (70% position)

3. 数値計算手法

(1) 支配方程式

本研究では、数値計算に TAS code (Tohoku-university Aerodynamic Simulation code) ^{(3),(4)}を用い、理想気体を考え圧縮性 Euler 方程式を解いた。Euler 方程式は積分表示で次のように表される。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{q} dV + \int_S \mathbf{H} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

\mathbf{q} は保存ベクトル、 \mathbf{H} は非粘性流束ベクトル、 \mathbf{n} は検査体積 V の境界面から外向きの法線ベクトルである。

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u u + p i_x \\ \rho v u + p i_y \\ \rho w u + p i_z \\ (e + p) \mathbf{u} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{n} = \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

ρ は密度、 u , v , w はデカルト座標系 x , y , z 方向の速度成分、 e は全エネルギーを表す。また、 \mathbf{u} は速度ベクトルで、 i_x , i_y , i_z を x , y , z 方向の単位ベクトルとしたとき $\mathbf{u} = u i_x + v i_y + w i_z$ である。また、 p は静圧であり、理想気体と仮定して完全気体の状態方程式により次式のように示される。

$$p = \rho R T = (\gamma - 1) \left\{ e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \right\} \quad (5)$$

γ は比熱比 ($\gamma = c_p/c_v$)、 c_p は定圧比熱、 c_v は定積比熱、 R はガス定数である。TAScode では時間積分には Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 陰解法⁶⁾、流束の評価には近似リーマン解法の Harten-Lax-Van Leer-Einfeldt-Wada (HLLEW) 法⁴⁾を用いる。

(2) 格子生成

本研究では空間離散化には非構造格子法を用い、表面格子は Advancing-Front 法^{6),(7)}、空間格子は Delaunay 三角形分割法⁸⁾によって作成した。外部境界の形状は主流速度が音速より遅く、影響領域が実質無限大であることから計算領域

を十分大きくとれる半球型の外部境界とした。本研究では球の半径を機体の 13 倍とし計算を行った。なお、表面格子生成にはアラバマ大学で開発された MEGG3D^{9),(10)}を使用した。本研究で使用した計算格子の外部境界を図 8 に、また機体周辺の様子を図 9 に示す。

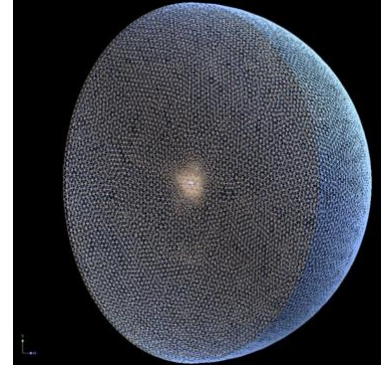


Fig. 8 Outer boundary(Half sphere)

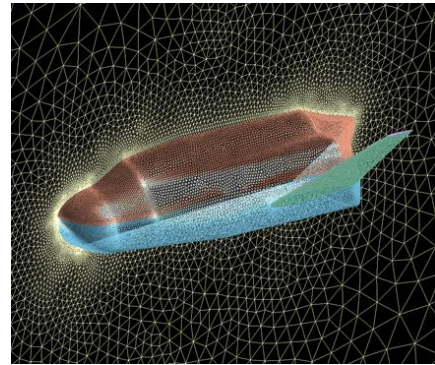


Fig. 9 Calculation grid of around body

(3) 計算条件

本研究では往還機の着陸時を想定し、迎角は 0, 5, 10, 15, 主流速度は Mach = 0.3 を想定した。格子点数は全機の半裁モデルにおいて表面格子約 4 万点、空間も含めた総格子点数は約 25 万点である。

4. 計算結果・考察

図 10 に Baseline の各迎角のコンポーネントごとの揚力係数 (C_L) を示す。ここで翼を除いた胴体形状を fuse とする。図 10 よりリフティングボディ形状の航空宇宙機は、主に fuse で揚力を発生させていることがわかる。図 11 に Baseline 形状とノーズを再定義した形状それぞれのピッチングモーメント係数 (C_M) を示す。 C_M は頭上げ方向を正とする。図 11 よりノーズの位置が 10% の形状は頭下げモーメントが強くなり、ノーズの位置が 70% の形状では頭下げのモーメントが小さくなるということが分かる。

図 12 と図 13 にそれぞれのノーズの位置が 10% と 70% の形状の、コンポーネント別の C_M を示す。図 12 と図 13 を比較すると、すべての迎角においてノーズの位置が 70% の形状の C_M が大きいことが分かる。またコンポーネント別で比較すると、fuse のモーメント寄与がノーズ位置 10% の形状と比較して大きく、ノーズ形状の影響によるものだと考えられる。図 14 と図 15 に迎角が 15° の基軸断面の圧力係数 (C_p) 分布を示す。図 14 のノーズの位置が 10% の形状では主流からの流れが滑らかに機体に沿って偏向しているのに対して、図 15 のノーズ位置が 70% の形状では、ノーズ下面で流れの向きが急激に変化し、広い範囲で機体上面よりも高い圧力を発生していることが分かる。ノーズ部分が頭上げ方向の力を

受けやすくなったといえる。これよりノーズ形状の変化によりピッチングモーメントに影響があることがわかる。

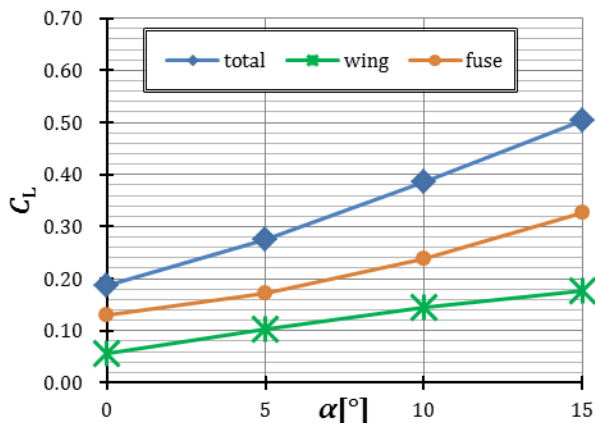


Fig. 10 Baseline C_L - α (Separated by component)

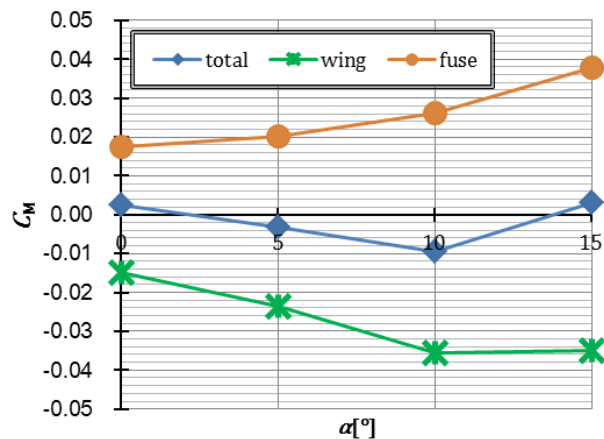


Fig. 13 C_M - α (Nose position 70%)

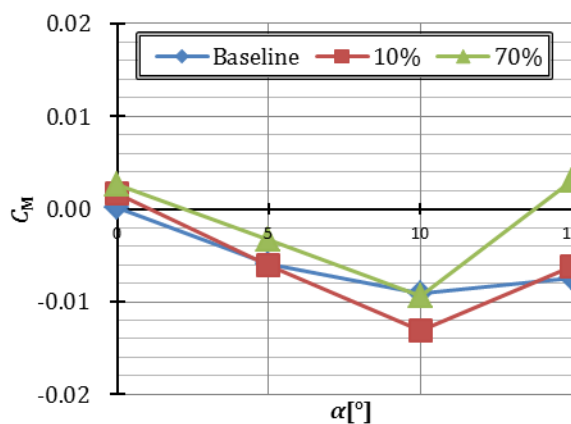


Fig. 11 C_M - α (All nose shape)

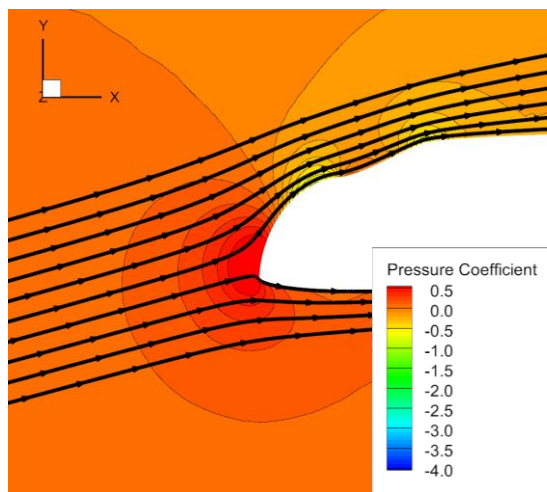


Fig. 14 C_p at AoA=15[°] (Nose position 10%)

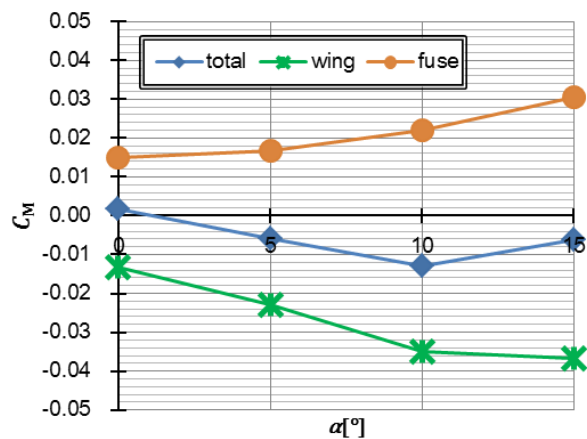


Fig. 12 C_M - α (Nose position 10%)

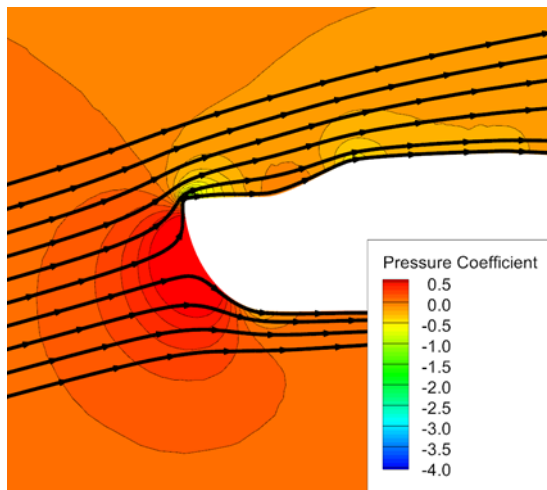


Fig. 15 C_p at AoA=15[°] (Nose position 70%)

5. まとめ

本研究では、NASAによるOpenVSPを用いた有翼式宇宙往還機の三次元モデリングを行い、機体のノーズ形状を変化させノーズ形状がどのように機体の安定性に影響を与えるかを調査した。

まずBaselineの計算結果より、リフティングボディ形状を有する航空宇宙機は、主に胴体で揚力を発生させていることがわかった。また、ノーズの位置により胴体前縁の流れが大きく変化し、

機体全体の頭上げモーメントに影響があることがわかった。今後はこれらの結果を踏まえノーズ形状による機体の安定性を考慮した上で、更なる空力性能の向上を目指した胴体の最適設計を行う。

6. 参考文献

- (1) AeroSpaceGuide.net Homepage, "Space Ship One"
<http://www.aerospaceguide.net/spaceplanes/spaceshipone.html>
(last accessed 20/10/2015)
- (2) Sierra Nevada Corporation Homepage, "About Dream Chaser,"
http://www.sncspace.com/ss_about_dreamchaser.php (last
accessed 20/10/2015)
- (3) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid
Generation for Viscous Flow Applications," AIAA J., Vol. 36, 1998,
pp.157-159.
- (4) Obayashi, S. and Guruswamy, G. P., "Convergence Acceleration of
an Aero elastic Navier-Stokes Solver", AIAA J., Vol. 33, 1995.
- (5) 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, May 2002, pp. 75-96.
- (6) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using
Stereo lithography Data, AIAA J., Vol. 40, No. 3, March 2002, pp.
490-496
- (7) 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, May 2002, pp. 75-96.
- (8) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid
Generation fore Viscous Flow Applications", AIAA J., Vol. 36,
1998, pp.157-159.
- (9) Ito Y., and Nakahashi K., "Direct Surface Triangulation Using
Stereo lithography Data." , AIAAJournal. Vol. 40, No. 3, pp.
490-496, May, 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, pp. 75-96, May, 2002.