HOPE-X 新形状周りの CFD 解析 CFD Analysis of the New HOPE-X Configuration

竹宮哲士,宇宙研(東大院・航空宇宙)〒229-851 神奈川県相模原市, E-mail: takemiya@flab.eng.isas.ac.jp 藤井孝藏,宇宙科学研究所,〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail: fujii@flab.eng.isas.ac.jp Tetsushi TAKEMIYA, Dept. of Aeronautics and Astronautics, University of Tokyo, Sagamihara, Kanagawa, JAPAN Kozo FUJII, The Institute of Space and Astronautical Science, Sagamihara, Kanagawa, JAPAN

Transonic flow computing over the HOPE-X configuration are carried out under various flight conditions for the justification of the CFD simulations. The unified zonal method based on the fortified Navier-Stokes concept is used to handle a complex body configuration of the HOPE-X, which included the fuselage, wings, body flap, and vertical tails. The solutions agree reasonably well with the experiment, but the expansion at the leading edge near the tip is not well captured. The disagreement at the leading edge near the tip causes the discrepancy of the pitching moment coefficients between the computed results and experiments.

1. 緒言

様々な流体解析において,今日 CFD 解析が用いられてお り,その信頼性は日々向上している.しかし,宇宙往還機の ような複雑形状の実機形態を対象とした場合,CFD 解析の 信頼性が十分確立されているとは言い切れない.

本研究では、CFD 解析の信頼性を確認することを目的として、宇宙開発事業団と航空宇宙技術研究所が共同で進めてきた再使用型の有翼宇宙往還技術試験機 HOPE-X(H-II Orbiting Plane)に関し、数値計算による流れ場解析を行った.本機に関しては、すでにいくつかの実験が宇宙開発事業団や航空宇宙技術研究所を中心として実施されており、CFD 結果と実験との比較なども行われている.しかしながら、広い意味での宇宙輸送機に対する CFD の検証は不十分で十分な信頼性が確立していないこと、また、実験結果に負けない精度でシミュレーション結果を出すにはどのような点に注意を払うべきかなど、議論すべき点は多く残されている

本稿では,遷音速領域における CFD 解析結果(翼面圧力, 縦3分力)を,川崎重工業と宇宙開発事業団が共同で行った 風洞試験結果と比較することで,CFD 解析の信頼性を議論 し,その課題を浮き彫りにしたい.

2.数值解析手法

2.1 計算格子

解析モデルには胴体後端にスティングを取り付けた風洞模型に近い形態を用いた.横滑り角 = 0[deg]の場合の計算を行うので,半裁形状の格子を用いている.形状を忠実に再現するため,CADデータをもとにして,市販の格子生成ソフトGRIDGENを利用して格子生成を行った.また,複雑形状を容易に扱うことができ,新たに加わる要素や既存の要素の変形や移動が容易であることから,重合格子法を用いた.Fig. 1,Fig. 2 に計算格子を示す.領域は7つに分割されており, 各領域の格子点数はTable.1 に示す通りである.この際,領域間での物理変数の受け渡しには解強制置換法⁽¹⁾を用いた.

2.2 流れ場解析

支配方程式には 3 次元 Thin-Layer Navier-Stokes 方程式を用 い,対流項の離散化には AUSM 系のスキームの一種である SHUS⁽²⁾を 3 次精度の MUSCL 法で高次精度化したものを 用いた.時間積分法には LU-ADI 陰解法を用い,乱流モデル には Baldwin-Lomax モデル⁽³⁾を用いた.また,定常問題の みを扱うこととし,収束加速のために局所時間刻み幅法を使 用した.

2.3 境界条件

胴体周りの領域では,流入境界に一様流条件を課した.ま た流出境界には,一様流マッハ数が超音速の場合には,全て の物理量を0次外挿により求め,一様流マッハ数が亜音速の 場合には,圧力が一様流の圧力に回復する条件を課し,その 他の物理量は0次外挿より求めた.その他の各領域では,外 部領域から物理変数を内挿することで境界条件を定めた.ま た,胴体周り,胴体後流部,ボディーフラップ部の領域では, 周方向に対称境界条件を与えた.すべての領域において物体 表面となるところにおいては,断熱滑り無しの条件を与えた.

2.4 計算条件

まず最も流れが複雑となる遷音速領域を対象として,本研究では主流マッハ数が 0.9 と 1.1 の 2 ケースに関して,迎角を = -5[deg]から = 25[deg]の範囲で 5[deg]毎に変化させて定常計算を行った.高迎角は飛行範囲にはないが,実験データベースが存在するので,検証の意味で計算対象としている.なおレイノルズ数 Re は風洞実験と一致させ,主流マッハ数が 0.9 の場合は Re = $3.2 \times 10^{\circ}$ (平均空力翼弦長基準)主流マッハ数が 1.1 の場合は Re = $3.8 \times 10^{\circ}$ (平均空力翼弦長基準)とした.

3.計算結果と考察

3.1 表面圧力分布と縦3分力

Figure. 3 に一様流マッハ数 M = 0.9, 迎角 = 0.0[deg]での 機体表面圧力分布及び対称面での空間圧力を示す. 胴体上面 に局所衝撃波が生じている.また,機首で圧力が高くなって いることが確認できる.

Figures. 4 (a) ~ (d) に一様流マッハ数 M = 0.9, 迎角 = 0.0[deg]で, 胴体中央断面から測った翼幅位置 0, 47, 65, 83% の断面圧力分布に関して,計算結果を風洞試験結果と比較し て示す.Fig. 4 (a) より翼幅位置 0% (対称断面) での断面圧 力分布は,計算結果と実験結果が極めてよく一致している. 一方, Figs. 4 (b) ~ (d)より,計算結果は翼端に近い翼上面 前縁付近における膨張を,十分に捉えられていない.

ー様流マッ八数 M = 0.9 の場合について,ベース圧補正を施した結果得られた揚力特性曲線,抗力特性曲線を Fig.5 に,縦揺れモーメント特性曲線を Fig.6 に,風洞試験結果と比較して示す.揚力特性曲線では,迎角 = 10[deg]近傍でわずかに計算結果と実験結果に相違が認められるが,他の迎角範囲では概ね揚力係数は一致している.但し,詳細に観察すると,実験データにある弱い非線形性が計算結果では十分捉えられていない.また,迎角 =20[deg]以下では,計算結果の方が抗力を過大評価している.Fig.7 に示すように,抵抗の構成

要素としては圧力抗力が剪断抗力に比べて圧倒的なので,正確な表面圧力分布の予測が,より正確な抗力特性予想につながるものと推測できる.Fig.6の縦揺れモーメント特性曲線をみると,実験結果に比べて頭上げモーメントを過大評価している.また,Fig.5 揚力特性曲線,Fig.6縦揺れモーメント特性曲線において,実験結果では迎角 =20[deg]近傍で傾向の変化が認められるが,これは翼上の渦崩壊によるものと推測される.一方,計算結果はその傾向の変化を捉えられていないが,これは空間内に十分な格子点がないためであると推測される⁽⁴⁾.

Figure. 8 に一様流マッ八数 M = 1.1, 迎角 = 0.0[deg]での 機体表面圧力分布及び対称面での空間圧力を示す.機体前方 に弓形衝撃波が形成されており,機首で圧力が高くなってい ることが確認できる.

Figures. 9(a) ~ (d) に一様流マッハ数 M = 1.1, 迎角 = 0.0[deg]で, 胴体中央断面から測った翼幅位置 0, 47, 65, 83% の断面圧力分布に関して,計算結果を風洞試験結果と比較し て示す.計算結果は一様流マッハ数 M = 0.9 のときと同様の 傾向を示している.

ー様流マッハ数 M = 1.1 の場合について,ベース圧補正を施した結果得られた揚力特性曲線,抗力特性曲線を Fig. 10 に,縦揺れモーメント特性曲線を Fig. 11 に,風洞試験結果と比較して示す.Fig.10 の揚力特性曲線,抗力特性曲線では, 計算結果は実験結果と極めてよく一致している.Fig.11 の縦揺れモーメント特性曲線をみると,計算結果は実験結果に比べて頭上げモーメントを過大評価している.

3.2 縦揺れモーメント特性相違の原因推測

3.1では,計算結果と実験結果の縦揺れモーメント特性 曲線に相違があることが分かった.翼端に近い翼上面前縁付 近での膨張が計算では十分に捉えられていないことに原因が あると推測されるが.ここでその妥当性を議論する.

仮に翼前縁上面の圧力係数 Cp が Cp だけ変化したと仮定 して,縦揺れモーメント係数,揚力係数,抗力係数の大よそ の変化量を見積もってみることにする.ここで緒元を参考に し,また Cp に計算結果と実験結果の大よその相違分とし て Cp = -0.2 を代入して各3分力の変化分を計算すると, Cm = -0.01, $CL = 0.02 \cos$, $CD = 0.02 \sin 233$. Fig. 6, Fig. 11 より, 全迎角範囲において計算結果と実験結果の縦揺 れモーメント係数の相違分は大よそ-0.01 程度であり,前縁 付近の圧力の違いによる縦揺れモーメント係数の増分 Cm と一致する.従って,計算で翼端に近い翼上面前縁付近での 膨張を十分に捉えることができれば,計算結果と実験結果の 縦揺れモーメント係数の相違は解消されるものと考えられる. またこの場合,揚力係数,抗力係数の増分 CLと CDは, もとの揚力係数 CL, 抗力係数 CD と比較して, オーダー的 に微小な値である.

4 まとめ

重合格子法を用いて,遷音速飛行状態における HOPE-X 新 形状周りの CFD 解析を行った.揚力特性曲線,抵抗特性曲 線は,特に主流マッハ数 M = 1.1 のときは極めて実験結果と 一致した.また主翼断面圧力分布の比較から,翼前縁部の急 激な変化を計算では捉えていないことが判明した.これが原 因で実験で得られた縦揺れモーメント特性曲線とに相違を生 じていることが推測された.残念ながら現時点では不一致の 原因は明らかでないが,格子解像度,形状再現性などの面か ら検証を進めており,信頼される数値シミュレーションの条 件を明確に示したいと考えている.

6 謝辞

風洞試験結果は川崎重工業及び宇宙開発事業団が共同で行った実験結果を引用させて頂いた.データの提供に関して, 航空宇宙技術研究所の白水正男,宇宙開発事業団の坂元康郎 の各氏にはご援助,ご助言を頂いた.また,本研究で使用し た格子生成には,航空宇宙技術研究所の山本行光室長の格子 を参考にさせて頂いた.

参考文献

(1) Fujii, K., "Unified Zonal Method Based on the Fortified Solution Algorithm," *Journal of Computational Physics*, Vol. 118, No. 1, 1995, pp. 99 - 108

(2) 嶋英志,城之内忠正,"設計における数値解析の活用 について(その12) - 一粒子的風上法とその検証 - ,"第 12回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 p 255-260

(3) B. S. Baldwin and H. Lomax, "The Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, "AIAA Paper 78-257

(4) Fujii, K., S. Gavali, and T. L. Holst, "Evaluation of Navier-Stokes and Euler Solutions for Leading-Edge Separation Vortices," *International Journal of Numerical Methods in Fluids*, Vol. 8, 1319-1329(1988)



Fig. 1 Grid system (front view).



Fig. 2 Grid system (rear view).

Table. 1 Size of grids.

GRID	DIMENSION
1. Fuselage	149x100x81
2. Wake of the fuselage	55x67x81
3. Wake of the wing	34x34x81
4. Vertical tail	71x53x18
5. Body flap	37x55x31
6. Wake of the body flap	21x44x31
7. Sting	29x67x31



Fig. 3 Surface pressure and pressure contour on symmetry plane at M=0.9, =0.0[deg], Re= 3.2×10^{6} .





(c) 65% Semi-span



Fig. 4 Comparison of computed and experimental surface pressure coefficient distributions at M=0.9, =0.0[deg], $Re=3.2 \times 10^{6}$.











Fig. 5 Comparison of lift coefficient and drag coefficient curves between computed and experimental results at M=0.9 and Re= 3.2×10^{6} .

Fig. 6 Comparison of pitching moment coefficient curves between computed and experimental results at M=0.9 and Re= 3.2×10^6 .



Fig. 7 Components of the drag coefficient at M=0.9 and Re= 3.2×10^6 .



Fig. 8 Surface pressure and pressure contour on symmetry plane



Semi-span 83%

0%

65% 47%

Fig. 9 Comparison of computed and experimental

surface pressure coefficient distributions

0

1.0

1.0



Fig. 10 Comparison of lift coefficient and drag coefficient curves between computed and experimental results at M=1.1 and Re= 3.8×10^6 .



Fig. 11 Comparison of pitching moment coefficient curves between computed and experimental results at M=1.1 and Re= 3.8×10^6 .