

# HOPE高速飛行実証CFD解析検証における現状と課題

○山本行光\*<sup>1</sup>、上野 誠\*<sup>1</sup>、柳原正明\*<sup>1</sup>、宮沢与和\*<sup>1</sup>、伊藤良三\*<sup>2</sup>

Present Status and Problems of Transonic CFD Validation for High Speed Flight Demonstrator Phase II Flight Experiment

Yukimitsu Yamamoto, Makoto Ueno, Masaaki Yanagihara, Yoshikazu Miyazawa (NAL),  
Ryozo Ito (Daiko Denshi Tsusin Ltd.)

Key Words: Transonic Flow, CFD, Flight Experiment

## Abstract

Computational analysis of High Speed Flight Demonstrator (HSFD) Phase II Vehicle are presented. HSFD Phase II is the flight experiment to reduce uncertainties in the HOPE-X transonic aerodynamics. HSFD vehicle is 25% scale model of HOPE-X. The phase II flight experiment will be scheduled at the Swedish Space Corporation's Esrange site in Sweden in 2003 and conducted in collaboration with Centre National d' Etudes Spatiales (CNES) of France. In this paper, multi-block Navier-Stokes simulations have been performed for the HSFD model and total aerodynamic performance including base regions has been investigated. Especially, study of the base flow effects is focused on for the accurate prediction of total aerodynamic characteristics. Computational results are compared with the experimental data of NAL transonic wind tunnel at  $M_\infty=0.8, 1.05$  and 1.2.

### 1. はじめに

HOPE高速飛行実証 Phase II では、2003年スウェーデンのエスレンジ実験場で、バルーンからの投下による遷音速飛行試験を行う予定である<sup>1)</sup>。形状は基本的にHOPE-Xの25%スケール(全長およそ3.4m)であり、NAL/NASDA、及びフランスCNESとの共同研究として実施される。実験機はバルーンによって高度30km付近まで上昇し、そこから自由落下によって遷音速まで加速し、機首を持ち上げて水平飛行に入り、空力特性に関する種々のデータを取得する。着陸はパラシュート及びエアバッグを使用する(図1参照)。実験の目的の一つは、一連のHOPE-X空力特性評価の過程において、最も不確定性の高いとされた遷音速領域の風洞、CFD、及び飛行実験の3つの手法による空力特性予測精度の向上である。

本研究では、高速飛行実証 Phase II の遷音速空力特性に関するCFD解析を行い、当所の遷音速風洞試験結果と詳細な比較を行った。マッハ数は予定される飛行実験のマッハ数に合わせ、 $M_\infty=0.8, 1.05, 1.2$  で、迎角は $-5^\circ$  から $15^\circ$  の範囲である。今回の解析では、機体表面の圧力分布、ベース部の圧力、及び全体としての空力係数について比較検証し、遷音速流の現象の解明について必要とされる基礎的事項について考察を行った。

さらに応用面では、スティング干渉効果、エレボン舵面効果について報告するとともに、今後の再使用有翼宇宙往還機への応用に向けたプルーム干渉等の計算についても紹介する。図2にはCFDによるHSFDまわり

\*<sup>1</sup> 航空宇宙技術研究所 National Aerospace Laboratory

\*<sup>2</sup> 大興電子通信 Daiko Denshi Tsushin Ltd

の代表的な三次元流れを示す。

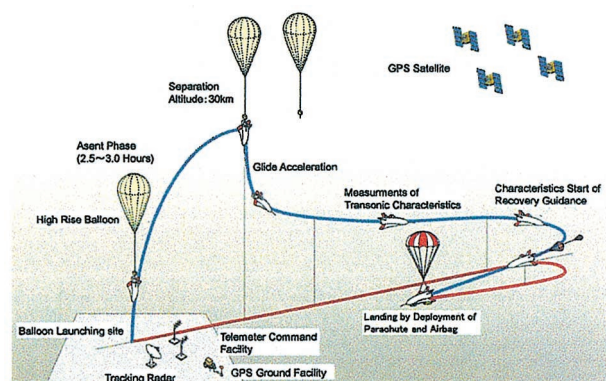


図1 Experimental Vehicle and Mission Profile

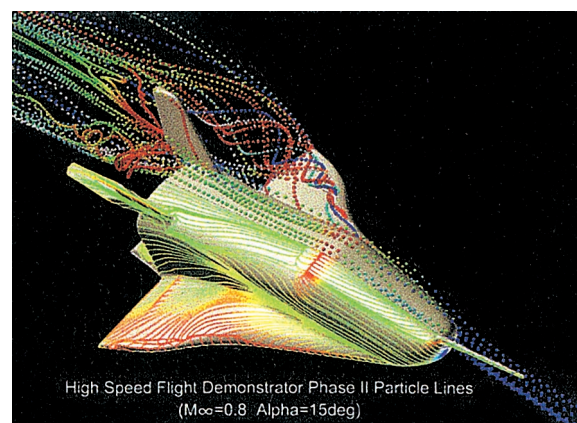


図2 HSFD PhaseII 機体まわりの遷音速流れ  
( $M_\infty=0.8, \alpha=15^\circ$ )

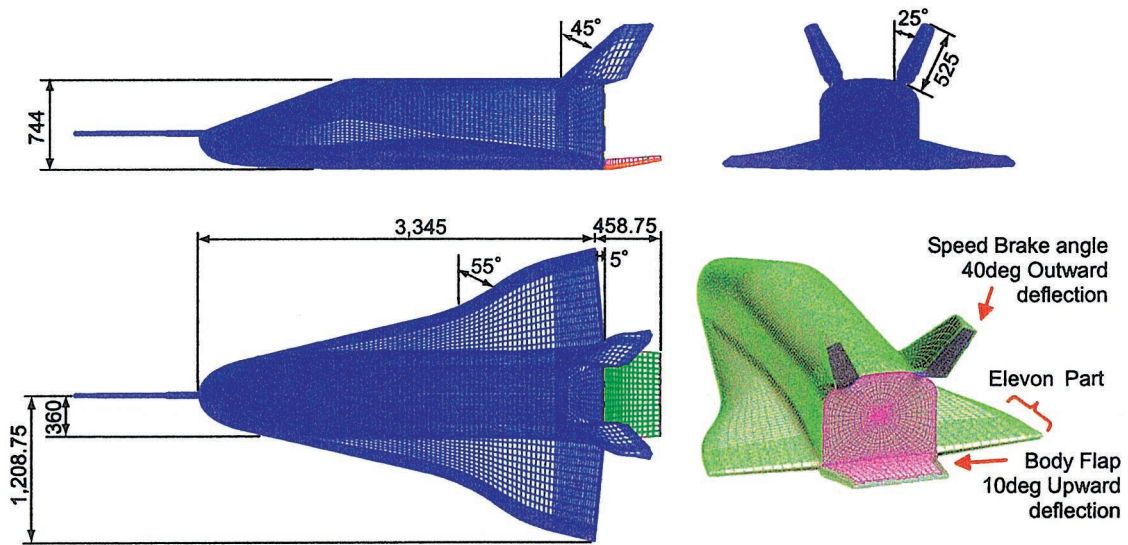


図3 HSF D Configuration and Surface Grid

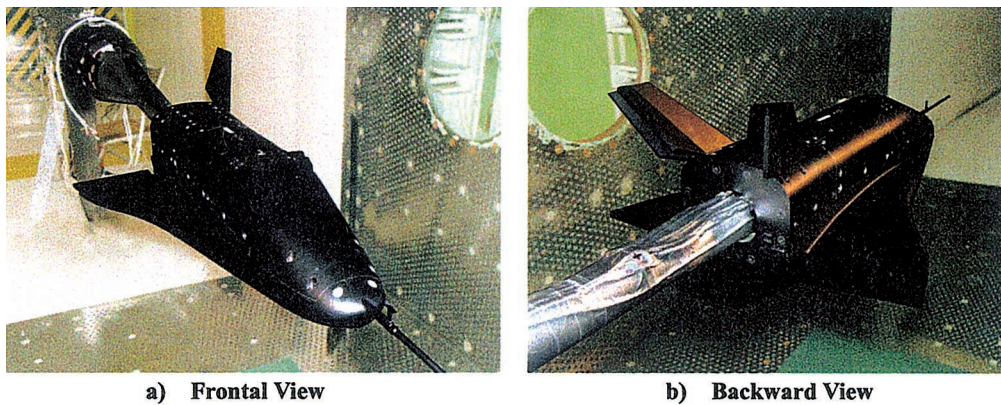


図4 Photograph of HSF D Setting in NAL TWT

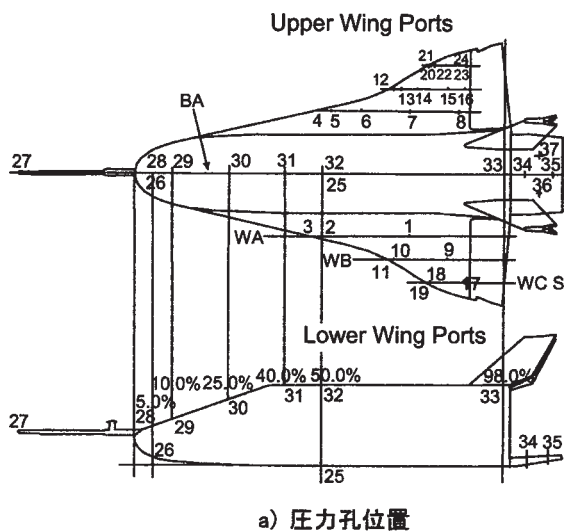
## 2. 形状及び風洞試験模型

HSF Dの形状はHOPE-Xの25%スケールモデルで、図3にみられるように、胴体と後退角55°のダブルデルタ翼、及び2枚の後方胴上垂直尾翼からなっている。基準寸法は全長3.345m、翼面積3.14m<sup>2</sup>、平均翼弦長1.514m、スパン長2.418mで、重心位置は頭部から63.5%全長の位置にある。HOPE-Xの形態と異なる部分は、頭部にエアデータセンサーのためブームが取り付けられていること、また、遷音速域でのトリム飛行を行うため、垂直尾翼のスピードブレーキが40°開き、ボディフラップが10°上げの状態に固定されていること等である。

## 3. CFD及び風洞試験結果

CFD解析には、有限体積法によるナビエ・ストークス方程式を用い、IAF法による陰解法により計算を実施した。乱流モデルは、Baldwin-Lomaxモデルである。遷音速風洞試験は、HSF D実験機の18%スケールモデル(全長602mm)を用いて行われ、マッハ数は0.8、1.05、及び1.2で、模型全長に対するレイノルズ数は7.625

$\times 10^6$ 、 $8.376 \times 10^6$ 、及び $8.509 \times 10^6$ である。風洞内の模型取り付け写真を図4に示す。最初に圧力分布の比較結果について述べる。図5は機体表面の圧力孔配置とマッハ数1.05、迎角5°における代表的な圧力比較を示す。圧力分布は導体中心対称面内及び3つの翼断面について測定され、図5のプロットに代表されるように、全てのマッハ数、迎角で優れた一致を示した<sup>2)</sup>。一方、ベース面での比較例を図6に示す。ベース面上で圧力孔を10点取り、マッハ数0.8、迎角0°及び5°のケースをプロットした。風洞試験のベース圧力は時間的に平均化された値を表すが、実験と計算は良好な一致を示している。しかしながらマッハ数が高くなるにつれ、計算効果は実験値よりも高い値を示すようになり、現在この原因についてスティング干渉効果も含めて検討中である。模型指干渉効果の見積もりは風洞試験において特に重要な項目の一つであり、図7に見られるスティング付モデルでのCFD解析を開始した。次に空力係数の結果について、摩擦力も含めたトータルな揚力CL及び抗力CDの比較を図8に示す。マッハ数1.05のケースで極めて良好な一致が得られ、他のケースについても同様な結果が得られた。ベース部の流れの非定常性については、



a) 圧力孔位置

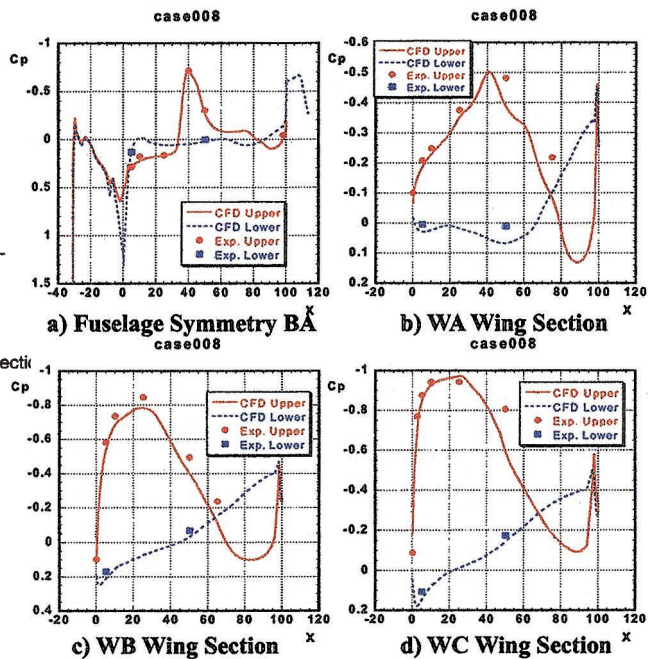
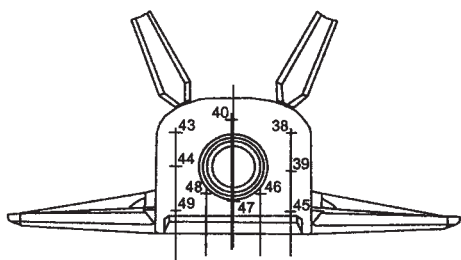


図5 表面圧力分布の遷音速風洞試験結果との比較 ( $M_\infty=1.05, \alpha=5^\circ$ )



a) ベース部圧力孔位置

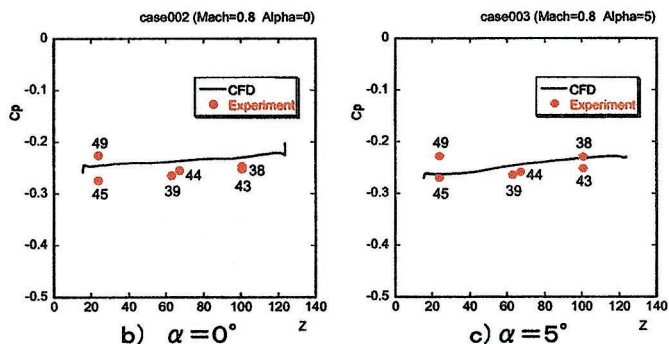


図6 ベース部圧力値の比較 ( $M_\infty=0.8$ )

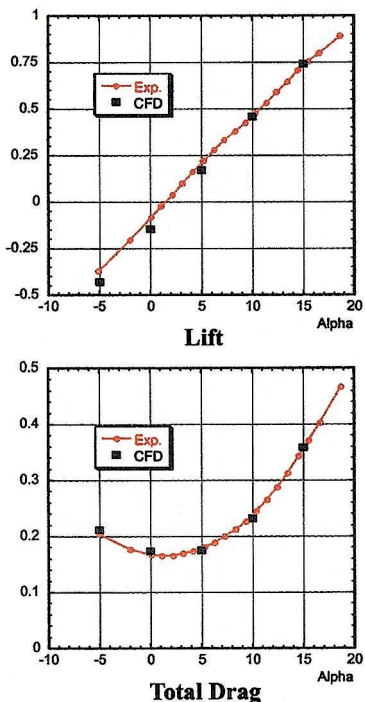


図7 空力係数比較 ( $M_\infty=1.05$ )

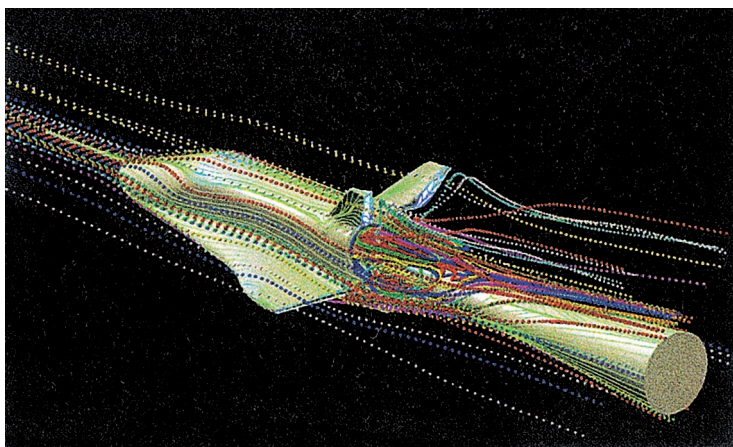
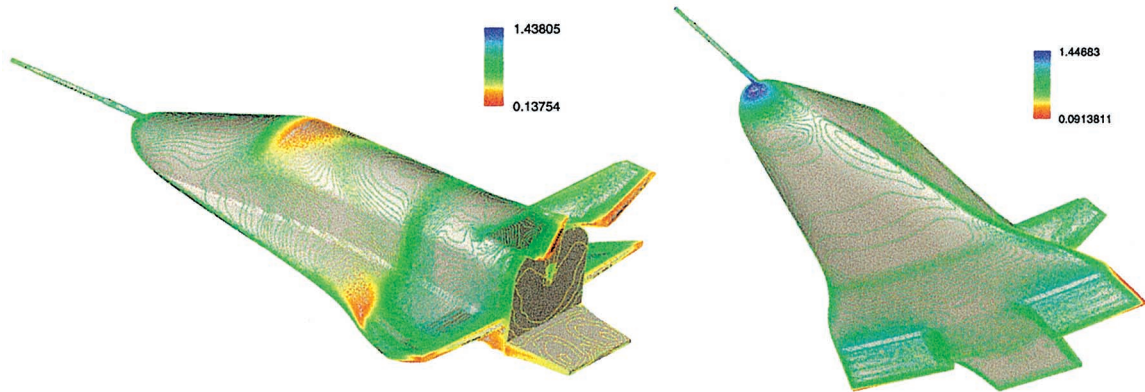


図8 スティング有風洞試験モデル対応解析 ( $M_\infty=1.05, \alpha=0^\circ$ )



a)  $\delta_e = -20^\circ$       b)  $\delta_e = +20^\circ$   
 図9 エレボン $\pm 20^\circ$  操舵時の圧力線図 ( $M_\infty = 1.05, \alpha = 0^\circ$ )

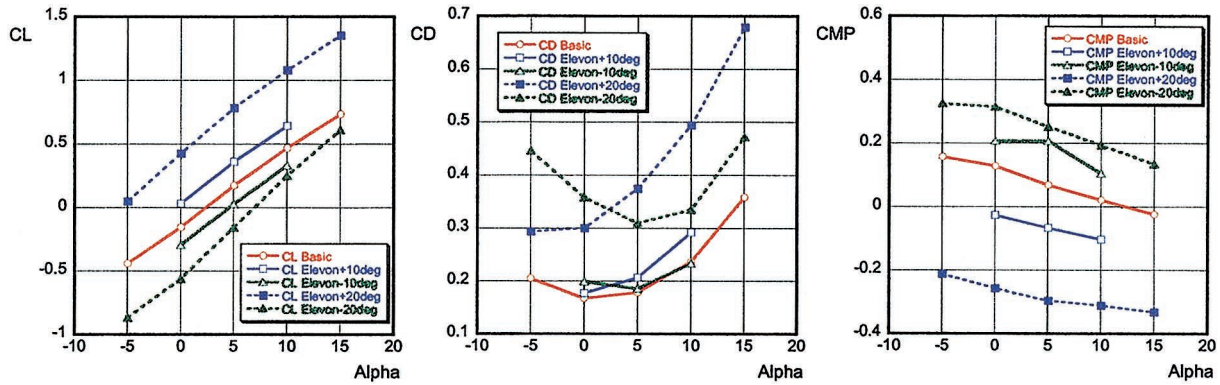
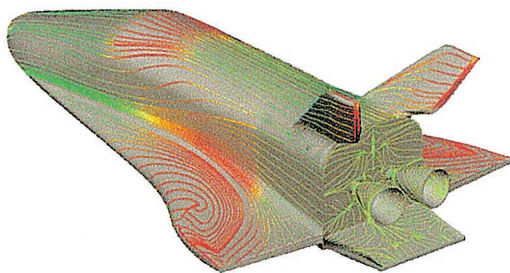


図10 エレボン操舵による空力係数の変化 ( $M_\infty = 1.05$ )



$M_\infty = 1.05, \alpha = 10^\circ, Re_\infty = 7.7 \times 10^7$   
 図11 HOPE-Xベース部ノズルを有する形態でのオイルフロー図

物理時間ステップが全ての計算領域で一定の非定算を進めており、抗力で、10から20カウントの差が幅が見られることを確認している。エレボン操舵効果時については、図9にエレボン舵角 $-20^\circ$ （上げ方向）及び $+20^\circ$ （下げ方向）でのマッハ数1.05、迎角 $0^\circ$ での圧力線図を、図10に空力係数CL、CD、CMの舵角による変化を示す。舵角 $\pm 20^\circ$ のケースでは抗力の上昇が舵角 $\pm 10^\circ$ に比べて大きいことが特徴である。最後に、本研究で行われているHSFD研究の成果を将来の再使用型宇宙往還システムに応用していくため、図11にベース部に推進ノズルを有する形態でのオイルフロー図を、図12にノズルからのロケットプルーム干渉解析のための計算結果を示す。

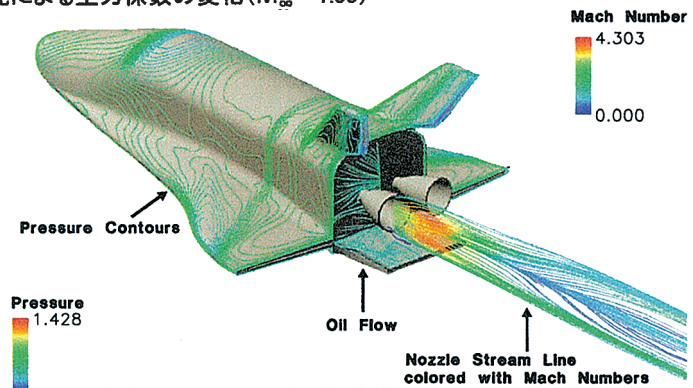


図12 HOPE-X プルーム干渉解析  
 Main Flow Condition  $M_\infty = 1.05, Re_\infty = 4.16 \times 10^7, \alpha = 10^\circ, P_\infty = 12 \text{ kPa}, T_\infty = 273 \text{ K}$   
 Nozzle Exit Condition  $M_{exit} = 3.0, P_{exit} = 24 \text{ kPa}, T_{exit} = 1071 \text{ K}$

参考文献

- 1) Y. Miyazawa et al, "HOPE-X High Speed Flight Demonstrator Research Program" Preprint Paper ISTS 2000-g-19, May 28-June 4, 2000 22nd ISTS Symposium, Morioka, Japan
- 2) Y. Yamamoto, M. Ueno, M. Yanagihara and Y. Miyazawa, "Pre-Flight CFD Analysis of High Speed Flight Demonstrator Phase II Vehicle and the Validation of HOPE-X Transonic Aerodynamics", AIAA paper 2002-0685, 2002