

伊藤良三\*1、山本行光\*2

## Numerical Simulation of Transonic Flows about HOPE for High-Speed Flight Demonstration

by

Ryozo ITO\*1, Yukimitsu YAMAMOTO\*2

### ABSTRACT

A high-speed flight demonstration program has been planned to investigate transonic aerodynamic characteristics of the HOPE-X unmanned re-entry vehicle. The flight demonstrator used in this program has a pitot-boom for ADS(Air Data System) on its nose-tip. As a preparation for this program, numerical simulations of transonic flows about this flight demonstrator were executed in order to estimate the aerodynamic effect of the pitot-boom. The CFD code used here is based on Reynolds averaged Navier-Stokes equations discretized using an FVM method with a TVD upwind scheme. The computational grids used here are multi-block structured ones consisting of 4 blocks. Total number of the grid-points is about 0.6 millions. The CFD results show that the aerodynamic effect of pitot-boom is very small.

#### 1. はじめに

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同で開発を進めている宇宙往還技術試験機 HOPE-X の高速飛行実証実験が 2001 年から 2002 年にかけて実施される予定である[1]。ここでは、2002 年に実施が予定されている遷音速空力特性の検証を目的とした実験で使用される機体周りの遷音速流を CFD により計算し、機体先端に取り付けられた ADS(Air Data System)のピトーブームが全機空力特性に与える影響を調べた。

#### 2. CFD コード

航技研で開発されたマルチブロック構造格子対応の CFD コード[2]を使用した。コードの概要は以下に示すが、詳細は参考文献を参照のこと。

- ・三次元薄層近似 Navier-Stokes 方程式
- ・有限体積法
- ・対流項に Chakravarthy の TVD スキーム[4]を適用 (空間三次精度)
- ・時間積分は陰的近似因子分解法、局所時間刻み
- ・Baldwin-Lomax 乱流モデル[5] (全場乱流を仮定)

#### 3. 計算対象

HOPE-X のプロトタイプのうち、11HOPE と呼ばれる形態でボディフラップ付きのもの (25%スケール) と、その機体に ADS のためのピトーブームを装備したものについて計算を行った。ピトーブーム付きのものには実証実験用実機、風試用模型の二種類があり、それぞれ機体スケールが 25%、10%なので、形状は合計三種類である。

#### 4. 計算格子

4 個のブロックからなり、全体としては O 型トポロジーのマルチブロック構造格子が[3]の方法で上記三種類の形状それぞれの周りに生成された。機体表面の格子点数は約 1 万、全領域の格子点数は約 60 万である。胴体長を 1 とした

とき機体表面法線方向の最小格子間隔は約  $5 \times 10^{-6}$ 、機体表面から外部境界までの距離は約 5.0 である。三形状と、その対称面の格子を図 1～3 に、ピトーブーム付近の拡大を図 4、5 に示す。

各計算格子のセル (有限体積法における検査体積) 数の内訳を以下に示す。I 方向は主流方向、J 方向はほぼそれに直交する方向、K 方向は機体表面法線方向である。機体の表面格子とブロックの位置関係を図 6 に示す。

#### ・11HOPE 基本形状 (ピトーブーム無し)

ブロック番号 IMAX×JMAX×KMAX ブロックの場所

1	118×10×54	胴体下面 + ボディフラップ下面・側面
2	103×40×54	主翼+胴体の一部
3	99×45×54	胴体側面・上面 + 尾翼
4	28×8×54	胴体後端の面 + ボディフラップ上面

表面のセル数 : 9979

総セル数 : 538866

#### ・ピトーブーム付き 11HOPE 基本形状 (実証実験用実機)

ブロック番号 IMAX×JMAX×KMAX ブロックの場所

1	142×10×54	胴体下面 + ボディフラップ下面・側面
2	126×40×54	主翼+胴体の一部
3	122×45×54	胴体側面・上面 + 尾翼
4	29×8×54	胴体後端の面 + ボディフラップ上面

表面のセル数 : 12182

総セル数 : 657828

#### ・ピトーブーム付き 11HOPE 基本形状 (風試用模型)

ブロック番号 IMAX×JMAX×KMAX ブロックの場所

1	140×10×54	胴体下面 + ボディフラップ下面・側面
2	124×40×54	主翼+胴体の一部
3	120×45×54	胴体側面・上面 + 尾翼
4	29×8×54	胴体後端の面 +

\*1 大興電子通信株式会社 DAIKO DENSHI TSUSHIN, LTD.

\*2 航空宇宙技術研究所 National Aerospace Laboratory

## ボディフラップ上面

表面のセル数 : 11992  
 総セル数 : 647568

## 5. 計算結果

マッハ数 0.8、1.05、1.2 に対し、 $-5^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $15^\circ$  の迎角で上記三種類の形状それぞれについて計算した。胴体長（ボディフラップををを除く）基準のレイノルズ数は、マッハ数の小さい順に、 $1.73 \times 10^7$ 、 $1.03 \times 10^7$ 、 $7.3 \times 10^6$  である。計算は、航空宇宙技術研究所の並列ベクトル計算機「NWT」で、4 台の PE を使って行われた。横滑り角が  $0^\circ$  なので、流れ場に対称条件を課し、機体左半分の流れ場だけを計算している。実証実験用実機用における、マッハ 1.05 のときの機体表面の  $C_p$  分布を図 7 に、機体表面と空間の流れ線を図 8 に示す。

図 9 ~ 11 に全機空力係数を示す。全機空力係数は CFD の結果得られた機体表面の応力（圧力成分 + 粘性成分）を単純に表面全体で積分したものである。参考として、1999 年 10 月と 2000 年 5 月に宇宙開発事業団により行われた風試の結果（ピトーブーム無し）[6]と比較した。風試のレイノルズ数はマッハ数の小さい順に、 $5.57 \times 10^6$ 、 $8.27 \times 10^6$ 、 $8.44 \times 10^6$  である。図中の CFD 結果で「no PB」は 11HOPE 基本形状、「+PB (1)」は実証実験用実機、「+PB (2)」は風試用模型の結果である。ピトーブームの有無、また、機体に対するピトーブームの相対的な大きさの違いによる全機空力係数の差異は、ともに設計上無視できる程度である。迎角によるモーメント係数の変化は亜音速と超音速とで大きく異なり、前者では迎角増加につれて緩やかに減少するのに対し、後者では急激に減少する。これは、超音速では大迎角のときにボディフラップ上面に回り込む流れが急に少なくなるため、その場所での圧力が急激に低下し（図 12）、機首を下げる方向のモーメントが働いていることを定性的に表わしているものと思われる。

揚力は風試結果と良く一致するが、抗力はマッハ数 1.05 のケースを除き差が生じる。また、モーメントはマッハ数 0.8 の全ての迎角で風試結果を上回り、マッハ数 1.05 では迎角による傾斜が異なり、低迎角において差が顕著になる。これは、胴体後端の面とボディフラップの表面の格子点数が少ないためにボディフラップ周辺の流れを精度良く捉え切れていないことが原因の一つと思われる。モーメントが風試結果よりも大きめに出るのはボディフラップによる揚力が小さめに見積もられたことが機首を上げる成分として働いたことによると思われる。さらにマッハ数 0.8 では風試と計算でレイノルズ数の差が大きいことにも留意する必要がある。

## 6. まとめと今後の課題

11HOPE 基本形状と、ピトーブーム付き 11HOPE 基本形状周りの遷音速流の Navier-Stokes 数値シミュレーションが行われ、ピトーブームが全機空力係数に与える影響は無視できるほど小さいことがわかった。また、全機空力係数のうち揚力は全てのマッハ数で風試結果と良く一致するものの、抗力及びモーメントについてはさらに検討の余地を残す結果となった。CFD の全機空力係数は局所的な誤差が打ち消し合ってたまたま風試結果と一致することもあるので、機体表面の圧力分布等を風試結果と比較することにより計算の検証を進めて行きたい。

99-3B10、第 43 回宇宙科学技術連合講演会、1999.

- [2] 橋、高梨、「複雑な形状の航空機まわりの流れの数値シミュレーション」、NAL SP-10、pp.195-199、1989.
- [3] 賈、久保田、「新しい高速直交格子生成法—微小要素変換法」、第三回数値流体力学シンポジウム講演集、pp.307-310、1989.
- [4] Chakravarthy, S. R., "The Versatility and Reliability of Euler Solvers Based on High Accuracy TVD Formulations", AIAA paper 86-0243, 1986.
- [5] Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow", AIAA paper 78-257, 1978
- [6] 川崎重工業株式会社、「往還技術試験機 詳細風洞試験（そのイ）11HOPE 遷超音速・力風試 成果報告会資料」、2000.

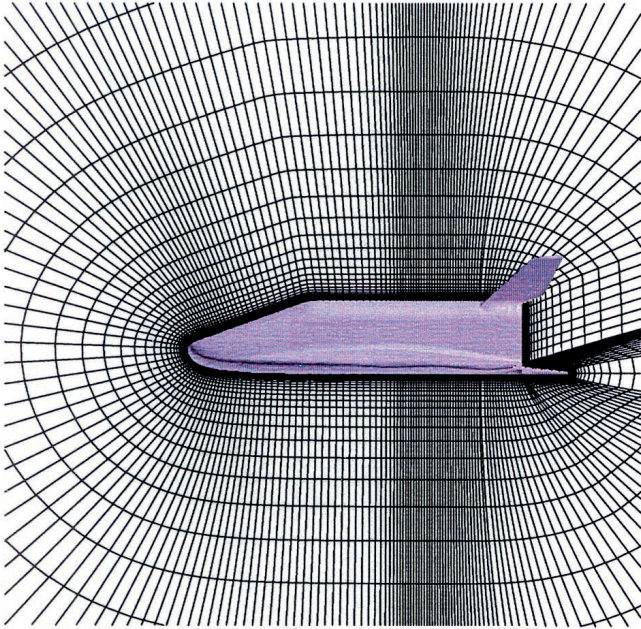


図1 11HOPE 基本形状とその対称面の計算格子

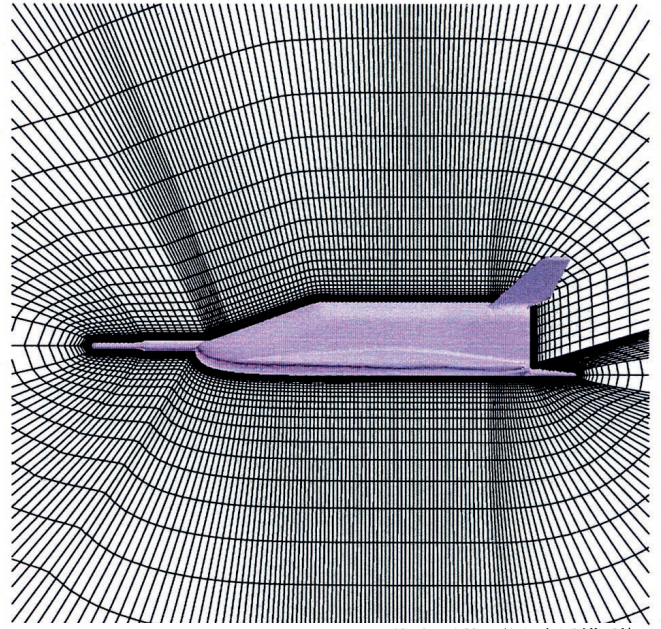


図3 ピトーブーム付き 11HOPE 基本形状 (風試用模型) とその対称面の計算格子

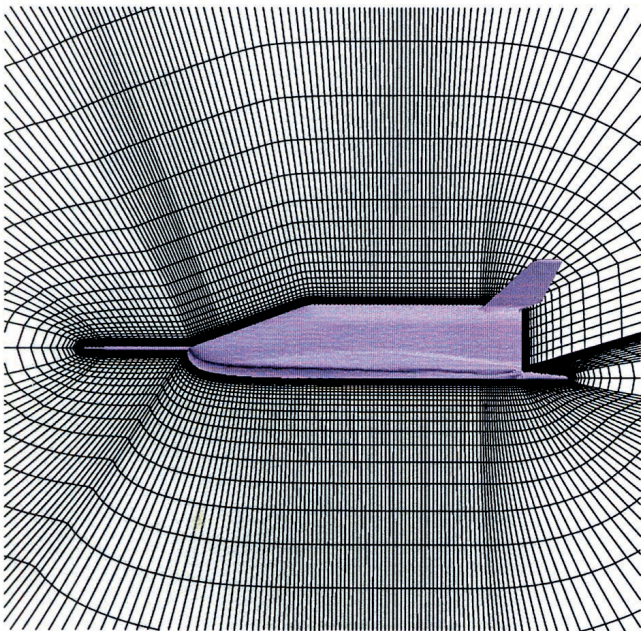


図2 ピトーブーム付き 11HOPE 基本形状 (実証実験用実機) とその対称面の計算格子

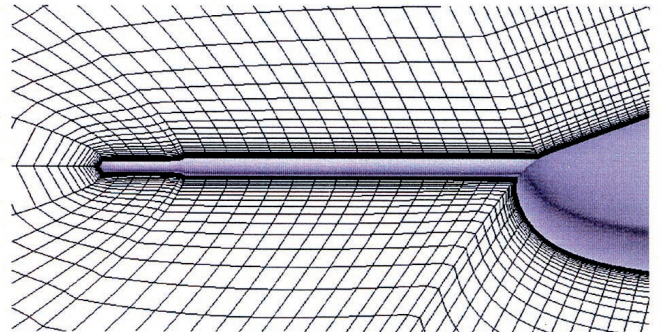


図4 ピトーブーム付近の拡大 (実証実験用実機)

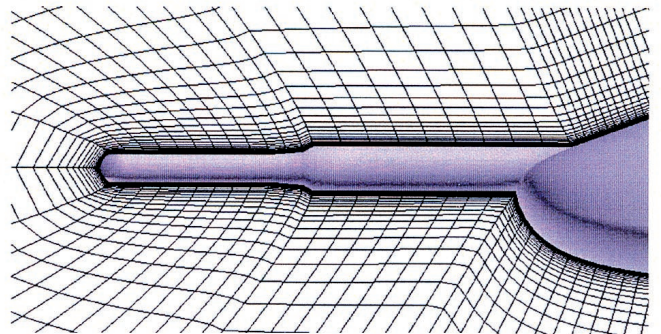


図5 ピトーブーム付近の拡大 (風試用模型)

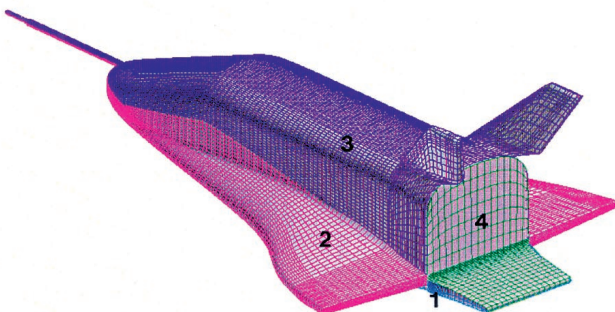
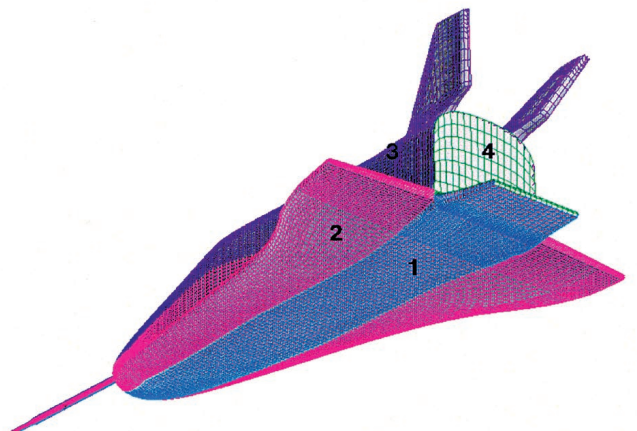


図6 機体の表面格子とブロックの位置関係 (番号は本文中のブロック番号)



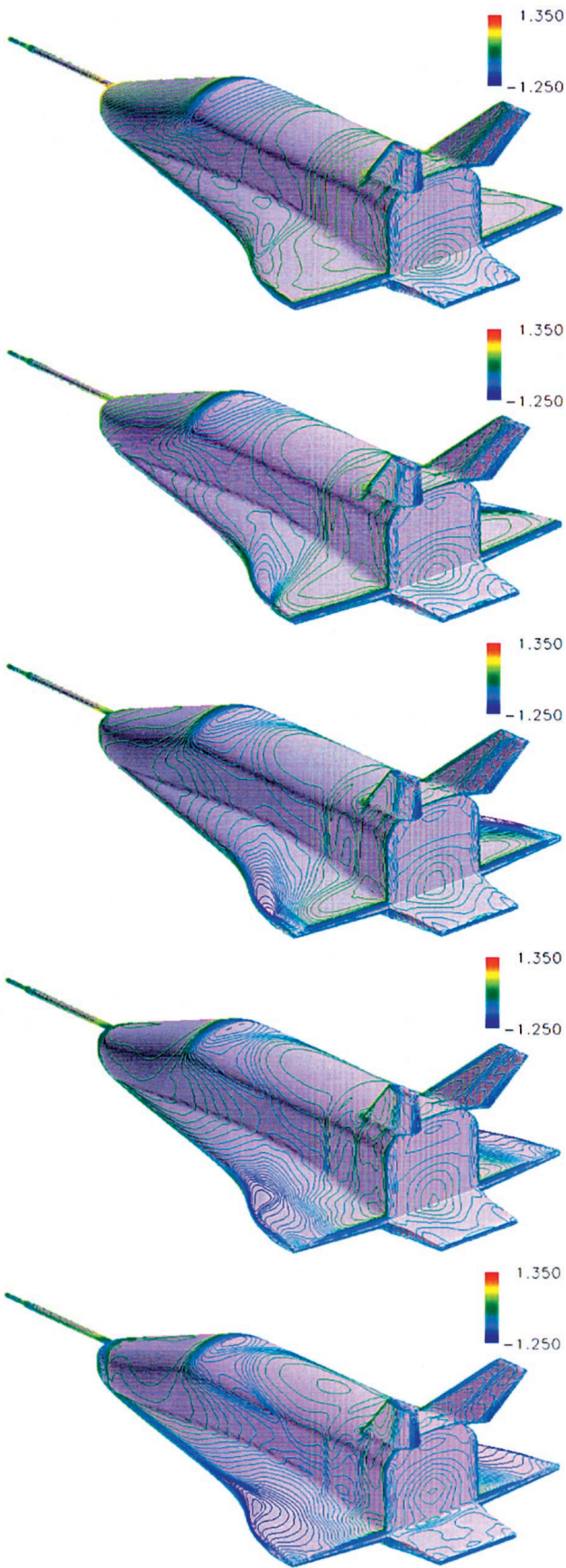


図7 機体表面の Cp 分布  $M_\infty=1.05$ ,  $Re=1.03 \times 10^7$ ,  
上から  $\alpha=5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$

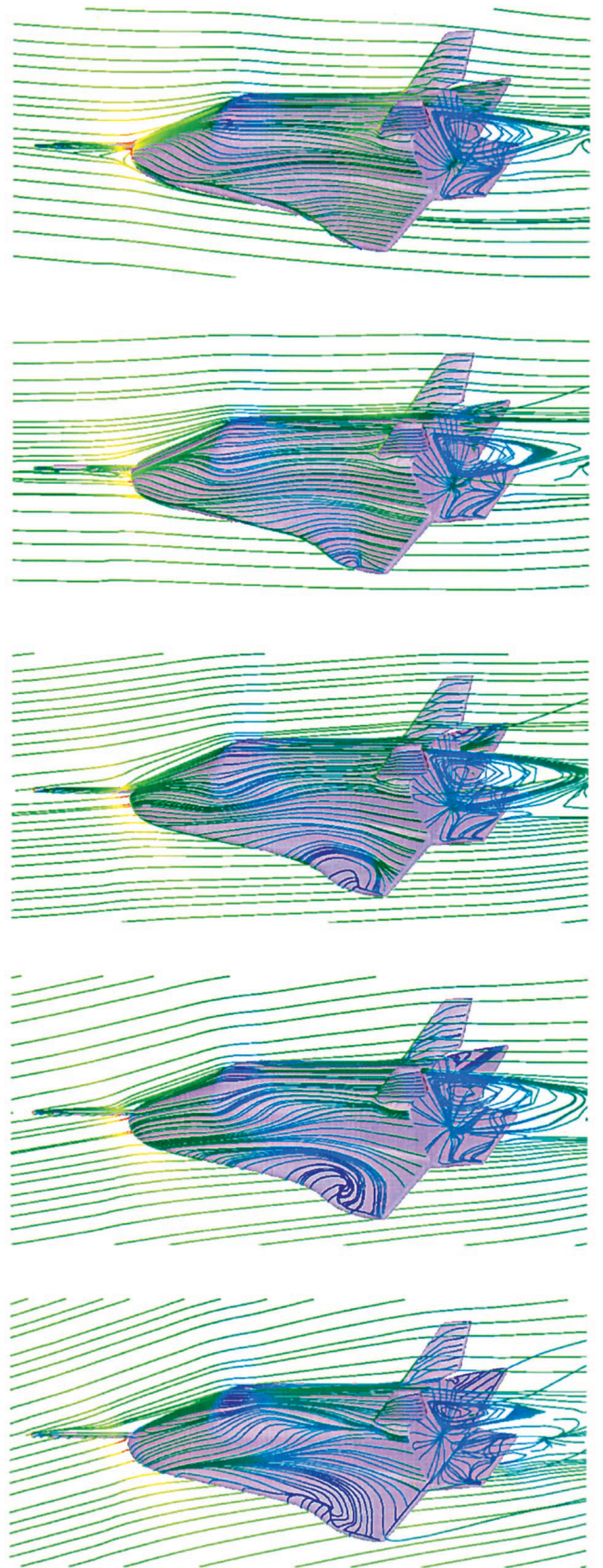


図8 機体表面と空間の流線  $M_\infty=1.05$ ,  $Re=1.03 \times 10^7$ ,  
上から  $\alpha=5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$

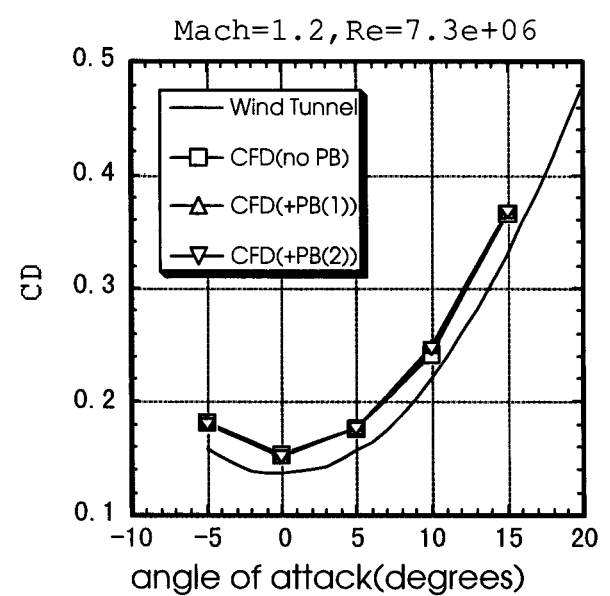
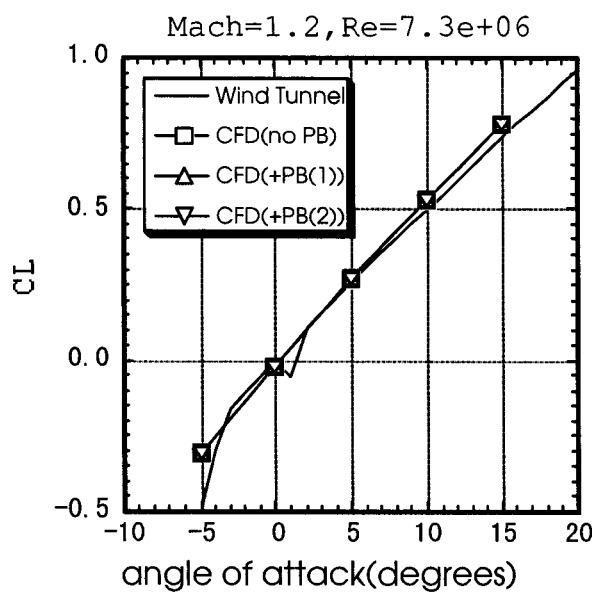
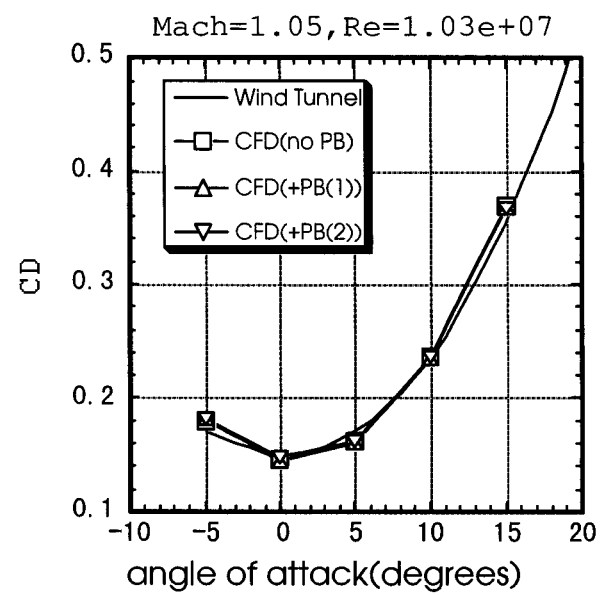
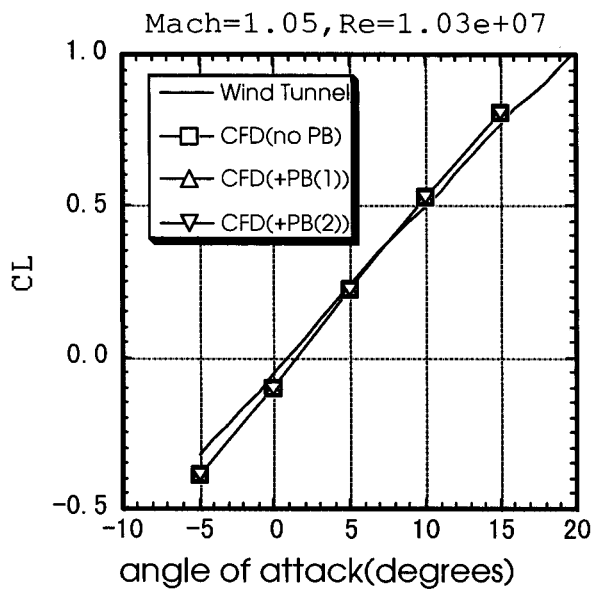
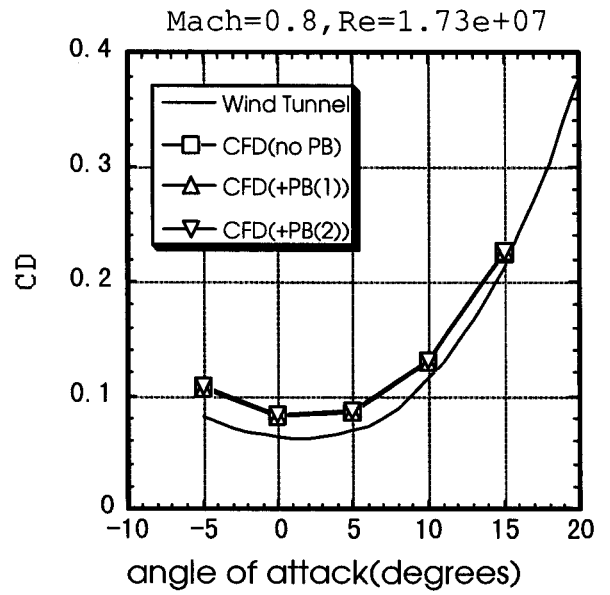
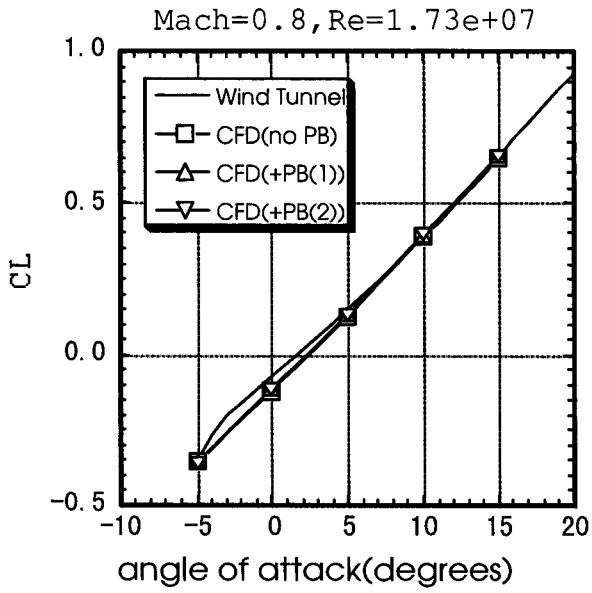


図9 全機揚力係数

図10 全機抗力係数

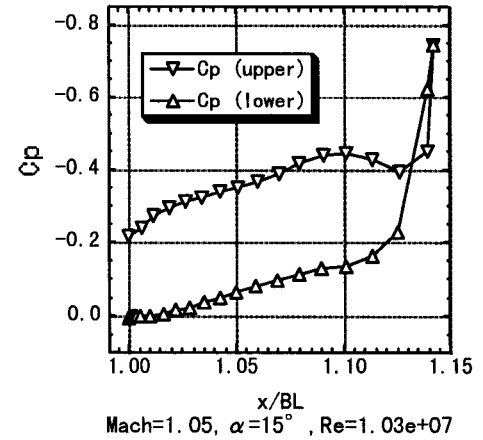
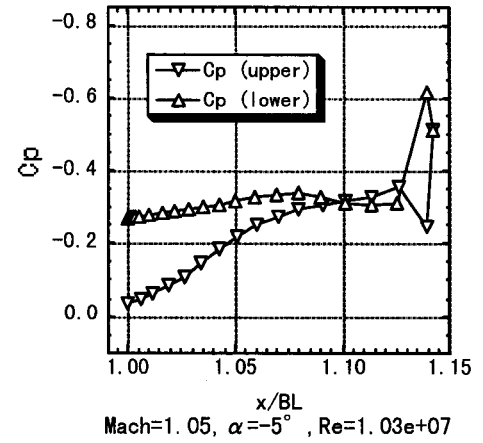
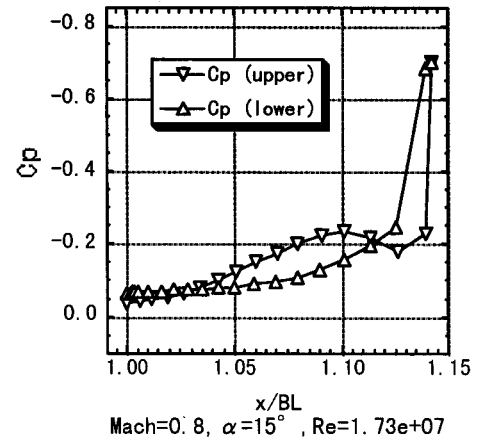
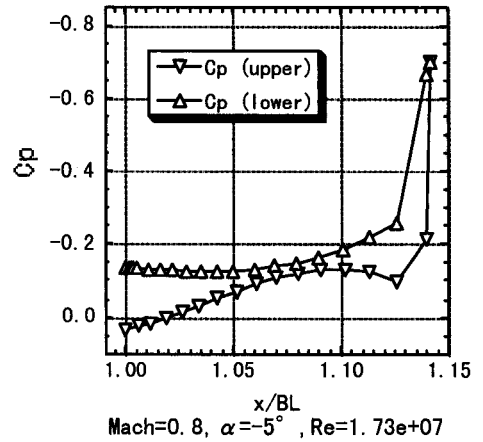
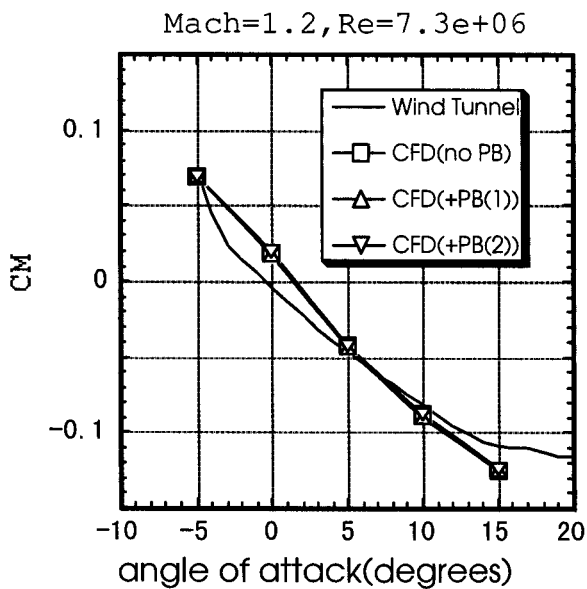
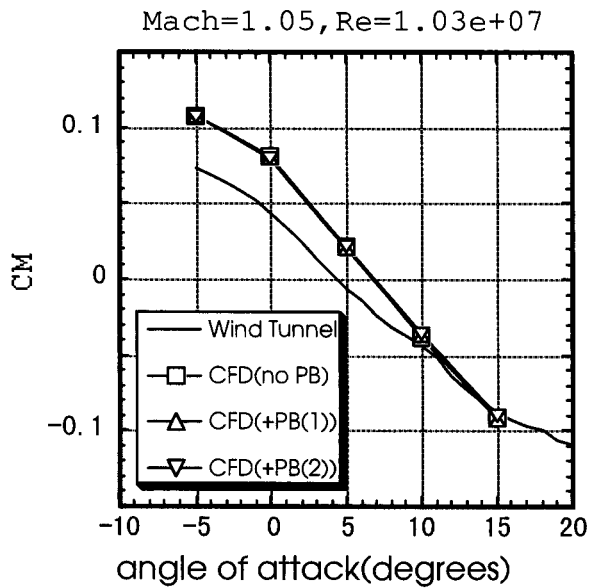
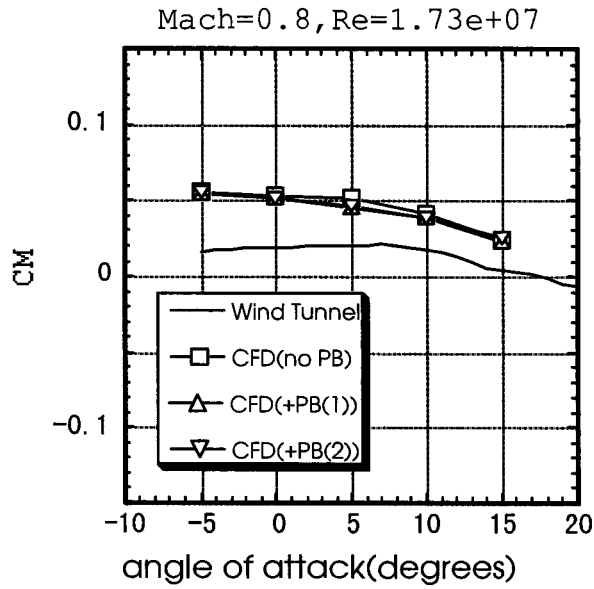


図 1 1 全機ピッチングモーメント係数

図 1 2 ボディフラップ上面、下面の Cp 分布 (対称面上)