

HOPEの遷・超音速流空力設計CFD解析

伊藤良三*1 山本行光*2

CFD Analysis of Transonic and Supersonic Flow around HOPE for Aerodynamic Design

by

Ryozo ITO*1 and Yukimitsu YAMAMOTO*2

ABSTRACT

Navier-Stokes flow simulations around HOPE-X(H-II Orbiting Plane-experimental) have been carried out to yield various useful data for its aerodynamic design. In this paper, two kinds of validation studies for the flow simulations are reported. First, the code to code validation was executed to test the reliability of the CFD codes. The two CFD codes used here are both based on the Reynolds averaged thin-layer approximated Navier-Stokes equations discretized by the finite volume method with a TVD upwind scheme. The results obtained by these codes are in good agreement with each other at angle of attack lower than 10 degrees. Second, flow simulations by one CFD code with different two grids were executed to estimate the grid dependence of the code. Grid dependence is small enough to use the CFD code for aerodynamic design.

1. はじめに

CFDによる遷・超音速流の解析は、21世紀初頭に打ち上げ予定のHOPE-Xの空力設計に寄与してきている。

ここでは、これまでHOPE-Xの設計支援ツールとして使用されてきた計算コードの信頼性を、二つの観点から評価した結果を報告する。

2. 計算対象

HOPE-Xのプロトタイプのうち、07HOPEと呼ばれる形態(07HOPE単体形態)と、その形状の胴体後端にロケットアダプタを付した形態(07HOPE打ち上げ形態)について行った。両者ともにBody-flapを持たない。

3. 評価方法

・計算コード間比較

同一の計算格子を用いて、二つの異なるCFDコードによるCFD計算結果を比較した。

・格子依存性

一つのCFDコードを用いて、二つの異なる計算格子での計算結果を比較した。

4. 計算コード間比較

同一の計算格子を用いて、航技研で開発されたCFDコード(以下、NALコード)と川崎重工で開発されたCFDコード(以下、KHIコード)で計算を行い、両者の結果を比較した。両コードとも、薄層近似レイノルズ平均Navier-Stokes方程式を基礎方程式とし、乱流粘性係数は、Baldwin-Lomaxの代数モデルで算出される。ここでは一様流の偏角 $\beta=0$ なので、流れ場が対称であるという仮定のもとで、機体の片側の流れ場だけが解かれる。詳細は参考文献を参照されたいが、主な特徴は以下の通りである。

NALコード

- ・有限体積法
- ・対流項にChakravarthyのTVDスキームを適用
- ・時間積分は陰的近似因子分解法、局所時間刻み

KHIコード

- ・非構造有限体積法
- ・対流項にChakravarthy-OsherのTVDスキームを適用

*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

・時間積分はLU-SGS、局所時間刻み

4-1 計算格子

07HOPE単体形態の周りに全部で10個のブロックからなるマルチブロック格子(図1)が生成された。機体表面の格子点数は約9千、総格子点数は約48万である。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 5×10^{-5} 、表面から外部境界までの距離は約10である。

07HOPE打ち上げ形態の周りに全部で10個のブロックからなるマルチブロック格子(図2)が生成された。機体表面の格子点数は約1万、総格子点数は約54万である。機体表面法線方向の最小格子間隔と、表面から外部境界までの距離は、単体形態のものと同じである。

これらの格子はKHIにより生成された(以後これらの格子をKHI格子と呼ぶ)。

4-2 一様流条件

一様流条件は、07HOPE単体形態については、マッハ数=0.9、Re数= 7.95×10^6 、迎角 $\alpha=0 \sim 14$ 度である。07HOPE打ち上げ形態については、マッハ数=0.6~2.0、Re数= $2.03 \times 10^6 \sim 6.48 \times 10^6$ 、迎角 $\alpha=0$ 度、4度である。

4-3 結果

図3に07HOPE単体形態のマッハ数=0.9での計算結果による $CL-\alpha$ 、 $CD-\alpha$ 、 $Cm-\alpha$ を示す。CD算出の際のベース圧は、KHIでの風試結果から推定された値を採用している。二つのコードの縦三分力は、迎角12度以上ではあまり良く一致しないが、10度以下では非常に良い一致を見せた。この迎角の範囲ではコードによる違いは風試の誤差の範囲内である。機体表面の圧力分布も二つのコードで良く一致している(図4)。

図5に、単体形態と、打ち上げ形態の単体相当部分から算出されたCLの値を示す。実験値は打ち上げ形態のHOPE単体部分による値である(Body-flap off)。両形態において、二つのコードによる結果は良く一致している。打ち上げ形態の単体相当部分による値は実験値とも良く一致している。

5. 格子依存性

NALコードの格子依存性を調べるために、07HOP

E単体形態周りにNALにより生成された格子(図6)で当コードによるCFD計算が行われ、その計算結果がKHI格子によるもの(4節)と比較された。この格子は9個のブロックから成り、機体表面の格子点数は約9千、総格子点数は約65万である。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 6×10^{-5} 、表面から外部境界までの距離は約2である。一様流条件は4-2と同じである。

5-1 結果

迎角10度以下では二つの格子での計算結果による CL_α 、 CD_α は風試の誤差の範囲内で良い一致を見せた(図7)。ベース圧の処理に関しては4-3と同じである。 Cm_α も定性的には良く一致している。格子の違いが計算結果に与える影響の小さいことがわかった。

機体表面の圧力分布(図8)についても同様のことが言える。主翼後縁で圧力分布が大きく違うのは、KHI格子ではその部分で主翼を切り落としているのに対し、NAL格子では閉じている(図9)ため前者に比べて後縁で負圧を発生しやすいと思われる。

図10に、両格子による CL の値を示す。実験値は打ち上げ形態のHOPE単体部分による値である(Body-flap off)。マッハ数0.6と2.0での比較だけだが、両格子による値は良く一致している。

6. 結論

NALコードの信頼性を調べるために、07HOPE形状周りの遷音速流のCFD計算を行った。計算コード間比較と、格子依存性のチェックが行われた。

・計算コード間比較

迎角10度以下では二つのコードによる縦三分力の計算結果は実用上非常に良く一致し、コードの違いが計算結果に与える影響の小さいことがわかった。

・格子依存性

迎角10度以下では二つの格子での計算結果による CL_α 、 CD_α は実用上良い一致を見せた。 Cm_α も定性的には良く一致している。全体の格子点数や外部境界までの距離が大きく違っていても、境界層の厚さ方向に十分な数の格子点があり、境界層内で機体表面形状との直交性が十分に良ければ、計算格子の違いが計算結果に及ぼす影響の小さいことがわかった。但し、主翼後縁の様な場所では、たとえそれが全体に比べて小さな部分でも、形状のモデル化には注意が必要である。

7. 今後の展望

複雑な形状の計算に対応できる様にNALコードを改修し、HOPEエレボン操舵形態の遷・超音速流の解析を行い、コードのさらなる性能向上をめざしたい。

謝辞

川崎重工(株)の嶋氏、花光氏、山蔭氏には、計算結果や図の提供、また、いくつかの助言をして頂き、ありがとうございました。

参考文献

- [1] 橘、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.
- [2] 嶋、「三次元非構造格子NSソルバーUG3」、NAL SP-22, pp.25-29, 1993.
- [3] Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow", AIAA paper 78-257, 1978.
- [4] Chakravarthy, S. R., "The Versatility and Reliability of Euler

Solvers Based on High Accuracy TVD Formulations", AIAA paper 86-0243, 1986.

- [5] Chakravarthy, S. R. and Osher, S., "Numerical Experiments with the Osher Upwind Scheme for the Euler Equations", AIAA paper 82-0975, 1982.

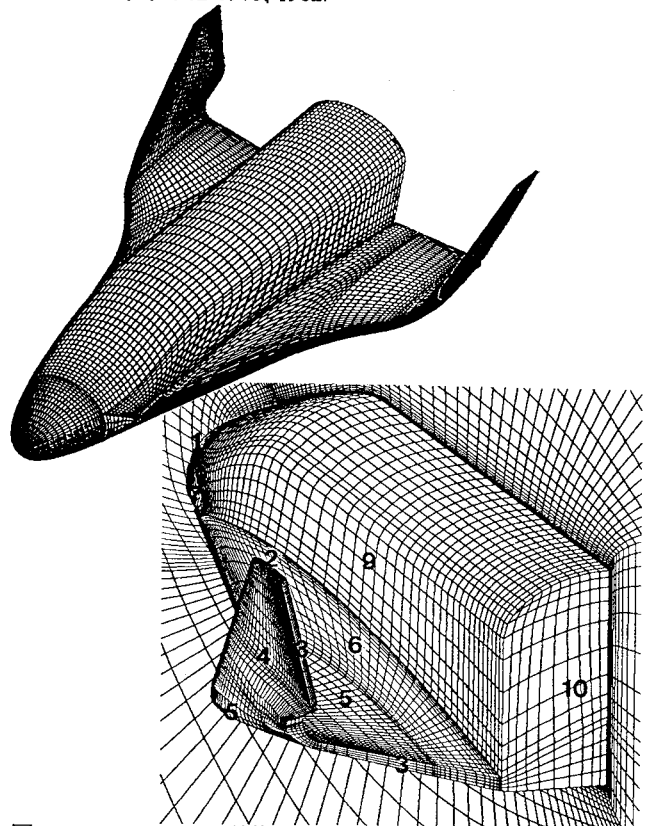


図1 07HOPE単体形態の表面格子、対称面の格子

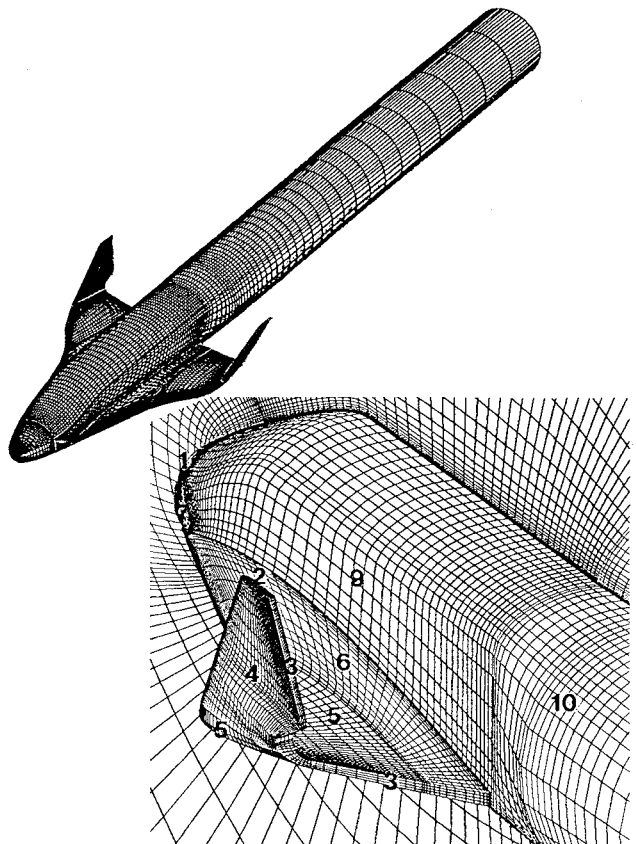


図2 07HOPE打ち上げ形態の表面格子、対称面の格子

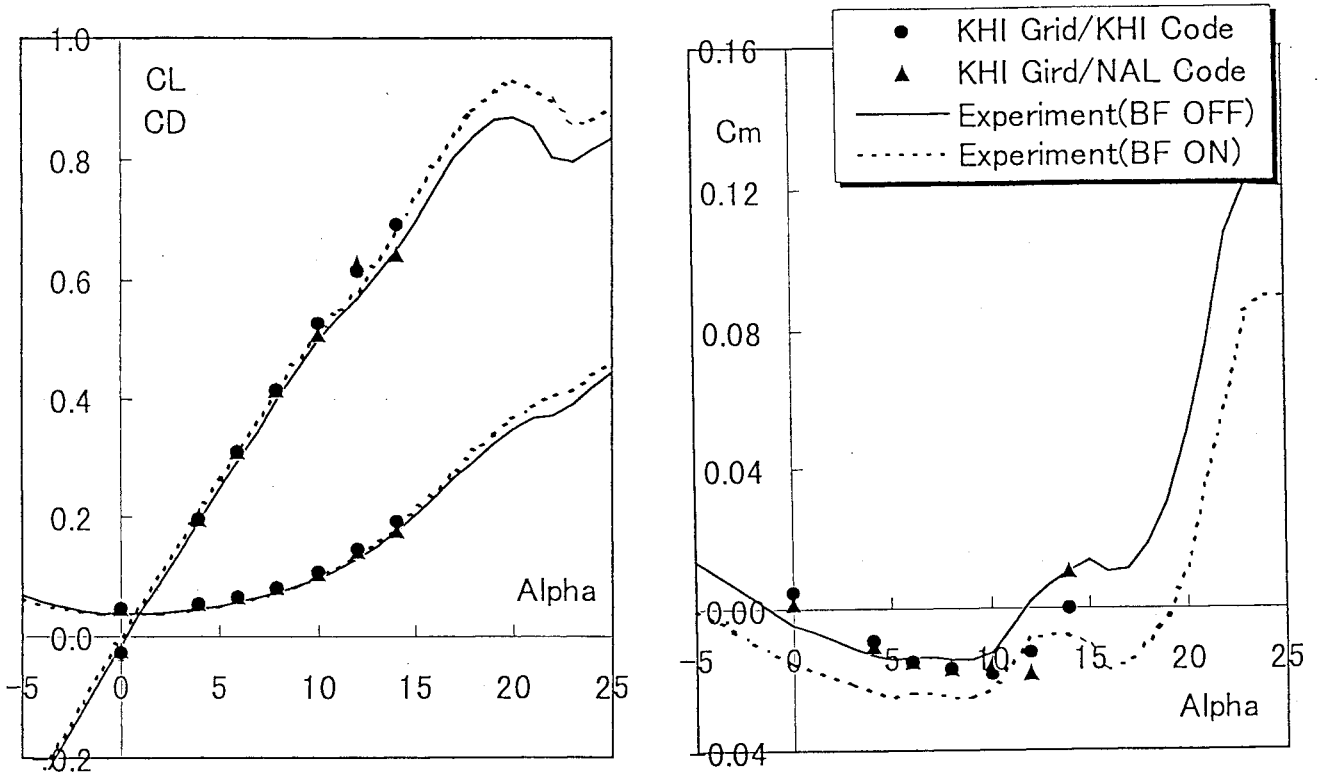


図3 二つのコードによる0.7HOPE単体形態のCL- α 、CD- α 、Cm- α ($M_\infty=0.9$ 、 $Re=7.95 \times 10^6$)

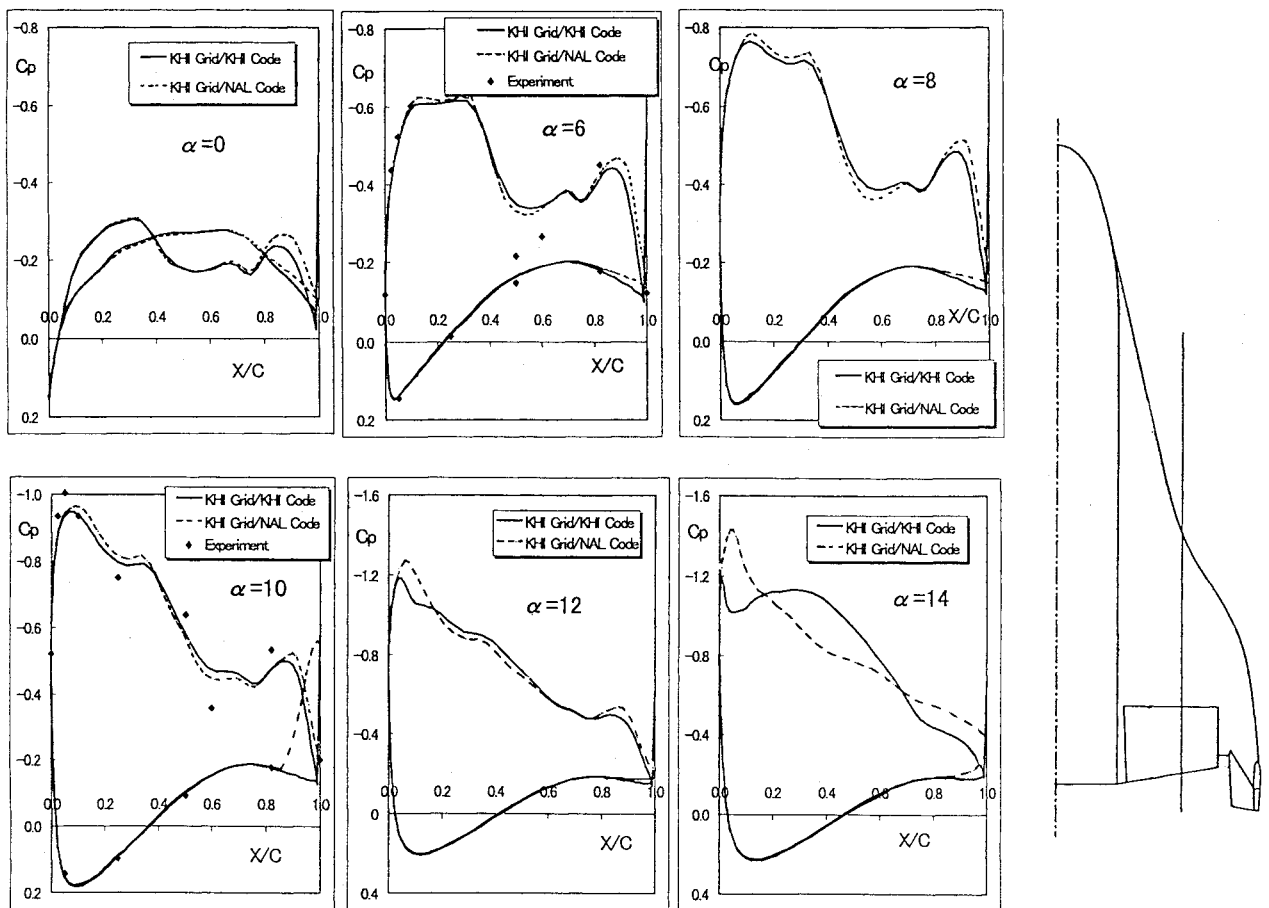


図4 二つのコードによる0.7HOPE単体形態主翼表面圧力分布 ($M_\infty=0.9$ 、 $Re=7.95 \times 10^6$)

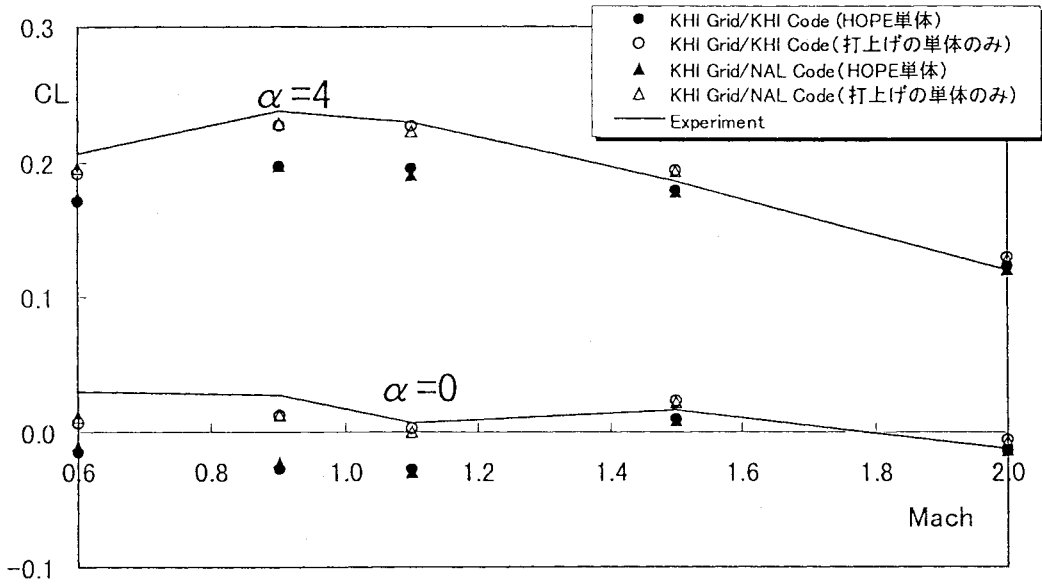


図5 二つのコードによる0.7HOPE単体形態の0.7HOPE単体形態・打ち上げ形態のCL・マッハ数分布

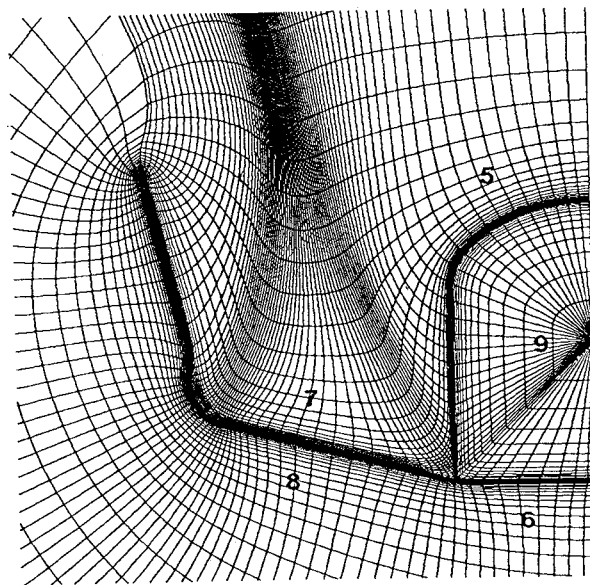
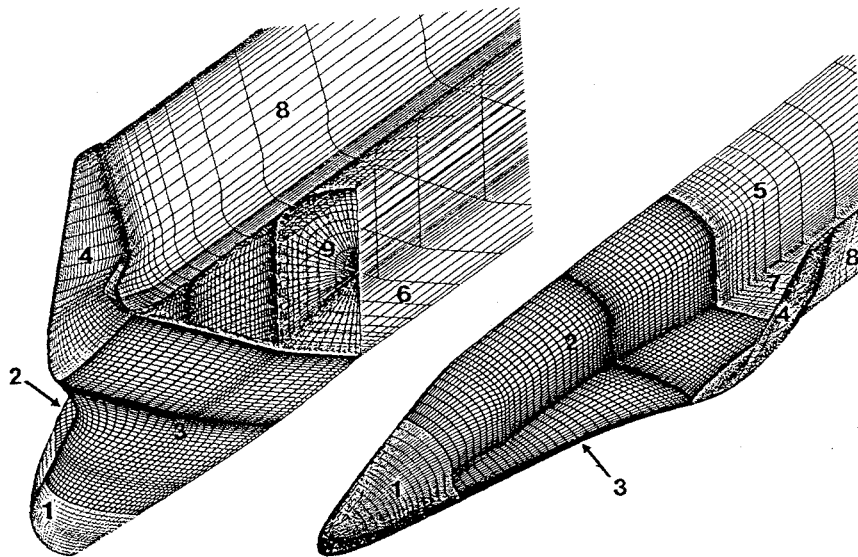


図6 0.7HOPE単体形態周りの格子 (NAL格子)

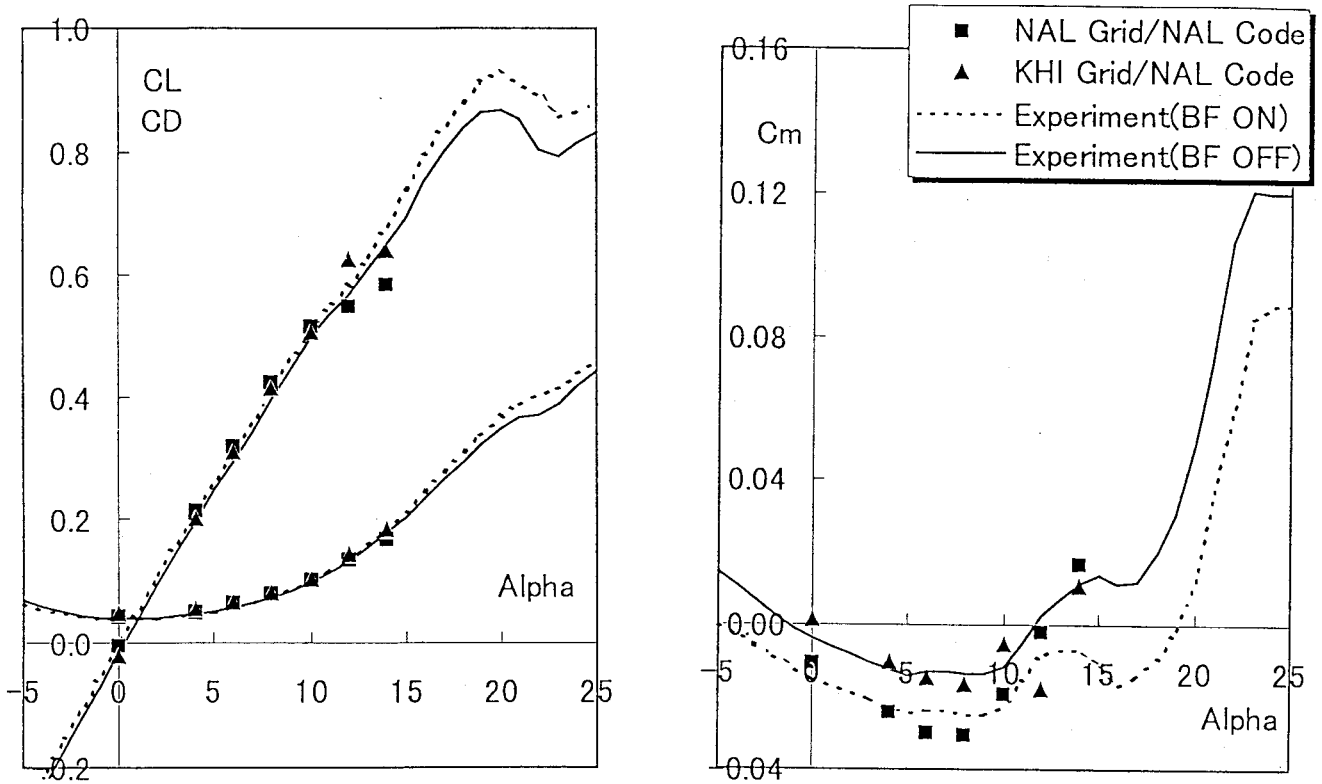


図7 二つの格子での、NALコードによるCL- α 、CD- α 、Cm- α ($M_\infty=0.9$ 、 $Re=7.95 \times 10^6$)

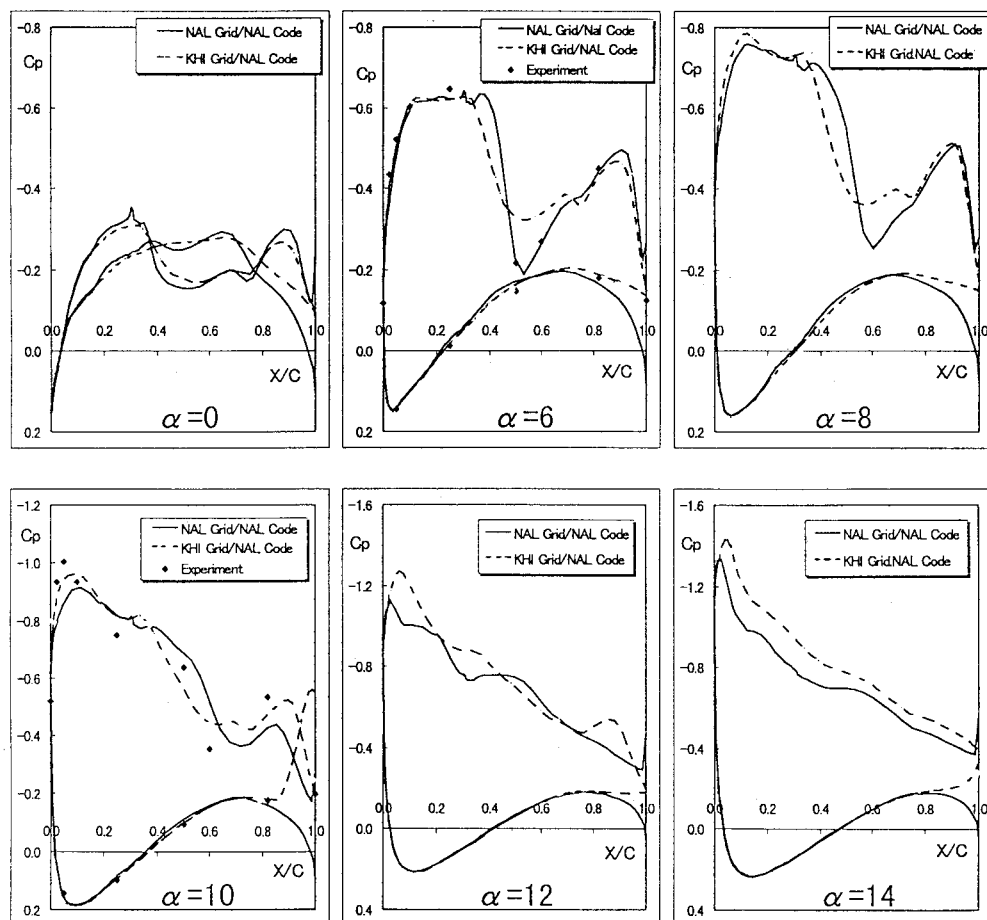


図8 二つの格子での、NALコードによる07HOPE単体形態主翼表面圧力分布 ($M_\infty=0.9$ 、 $Re=7.95 \times 10^6$)

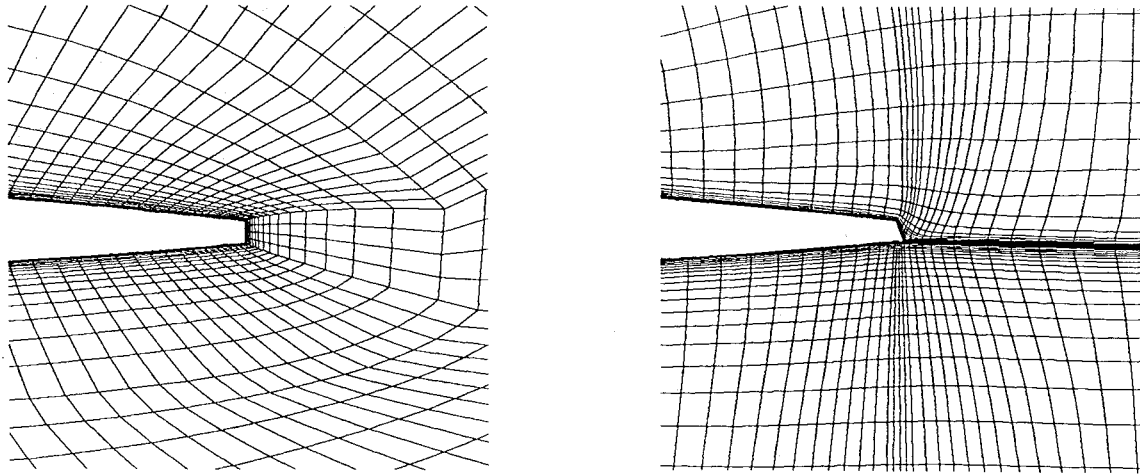


図9 主翼後縁部分の形状の処理 KHI格子(左)、NAL格子(右)
後縁の厚さは約0.01(左)

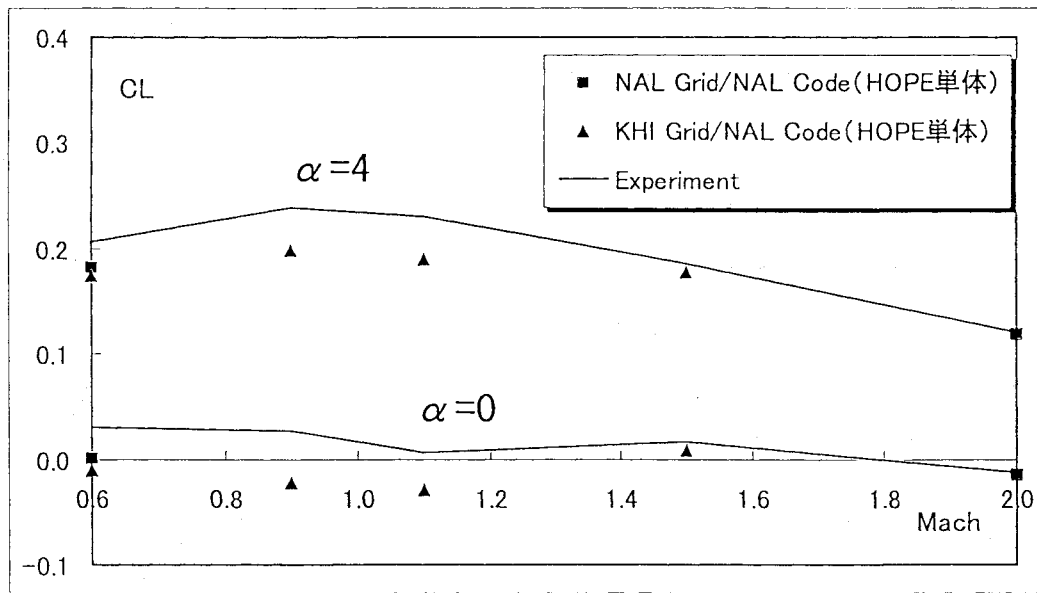


図10 二つの格子での、NALコードによる0.7HOPE单体形態・打ち上げ形態のCL・マッハ数分布