

HSCT模型の数値解析（その1）

海田 武司^{*1}, 渡邊 直樹^{*1}

Numerical Simulation of HSCT Wind Tunnel Test Model (phase 1)

by

Takeshi KAIDEN^{*1}, Naoki WATANABE^{*1}

ABSTRACT

Navier-Stokes analysis of HSCT F1,P1 standard model was carried out in order to validate CFD tool for HSCT aerodynamic design. The topology of grid system is the single structured C-O type. Roe's flux difference splitting with MUSCL is used to discretize the space. LU-ADI implicit method is adopted in time integration. The turbulence model is the algebraic model of Baldwin-Lomax. The numerical results are compared with those of wind tunnel tests. Though both of forces and pressure distribution give the good agreement, the discrepancy of suction peak at upper leading edge is found. In order to investigate this, the model including the fabrication tolerance and the case with another angle of attack are analyzed.

1. はじめに

超音速輸送機設計においては、亜音速から超音速までの幅広い速度域での性能確認を必要とするが、これをすべて風洞試験で行うには時間的にもコスト的にも膨大なものとなる。従って超音速輸送機設計では風洞試験とCFD解析とを併用して効率的に進める必要がある。本研究では、HSCT-F1/P1模型に対してCFD解析を実施し、風洞試験データとの比較によりCFD解析の妥当性の検証を行う。

2. 数値解析

計算格子は、構造格子（C-Oタイプ）の単一格子を用いている。総格子点数は半截モデルで約178万点、全機モデルでは約351万点となっている。図1に全機モデルの計算格子を示す。

流れ場解析においては、支配方程式には、3次元薄層近似圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いた。空間離散化手法としては、対流項には Roe の流束差分法に MUSCL 法を組み合わせた高解像度風上差分法を、粘性項には中心差分法を用いた。時間積分法には、LU-ADI 陰解法を採用し、局所時間刻み法により解の収束を加速させた。乱流モデルには、Baldwin-Lomax モデルを使用した ([1]~[3])。解析に要する時間は、航空宇宙技術研究所 NWT の 1 P E を用いて約 8 時間（半截モデル）である。

3. 解析ケース

本解析では合計 13 ケースの解析を実施した。CFD と風洞試験との比較検討のために、横滑り角無し ($\beta = 0^\circ$) の条件において、 $M=1.4, 1.6, 1.8$ の各 1 ケース、 $M=2.0$ で 5 ケース、横滑り角有り ($\beta = 5^\circ$) では、 $M=2.0$ で 1 ケースを実施した。また、CFD と風洞試験との比較においてのパラメトリックスタディとして、薄翼における模型工作精度が空力特性に与える影響を把握するための形状変更ケースと一様流の気流偏向の影響を把握するための迎角変更ケースの解析を $M=1.4, 2.0$ で行った。本解析において実施し

たケースを以下に示す。

ケース	M	α (deg)	β (deg)	Re	備考
1	1.4	3.0	0.0	風試 Re数	半截モデル
2	1.6				
3	1.8				
4	2.0	- 2.1	5.0		全機モデル
5		0.0			
6		1.4			
7		3.0			
8		4.5			
9	3.0	5.0	0.0		形状変更 ケース
10	1.4				
11	2.0				
12	1.4	3.3	0.0		迎角変更 ケース
13	2.0				

4. 解析結果

図2, 3にケース7 ($M=2.0, \alpha=3.0^\circ, \beta=0.0^\circ$) の機体表面圧力分布を示す。また、図4, 5にケース9 ($M=2.0, \alpha=3.0^\circ, \beta=5.0^\circ$) の機体上面圧力分布、図6, 7に機体下面圧力分布を示す。

前縁を回り込んだ気流が膨張波となり、主翼上面に強い負圧領域が見られる。ケース7に対しケース9の風上側では胴体の影響が小さくなるため、主翼付け根まで強い負圧領域となっている。逆に風下側では、胴体により膨張波が遮られるために内翼の負圧が緩和されている。また、機体下面では、主翼前縁の取り付け位置が胴体の上方にあり流れを受け止める形状となっているため、前縁付近では胴体から主翼まで圧力が非常に高くなっている。ケース7に対しケース9では、胴体が流れをせき止めるため、風上側では圧力が増加し、風下側では圧力が減少している。

5. 風洞試験との比較

5.1 $\beta = 0^\circ$

ケース1 ($M=1.4, \alpha=3.0^\circ$) においてCFD と風洞試験との比較を行う。図8に比較を行う断面圧力分布位置、図9に断面圧力分布、図10に三分力特性を示す。

*1 三菱重工業 (株)

断面圧力分布では、いずれの断面においても傾向としては合っているものの、CFD（実線）と風洞試験（●）には差が見られる。特に上面においてその差は顕著であり、風洞試験に対しCFDでは全体的に圧力レベルが低くなっている。また、三分力特性においてもおおそ一致しているが、揚力特性、揚抗特性において揚力が風洞試験より減少している。これは圧力分布からも容易に想像できる。

次にケース7($M=2.0, \alpha=3.0^\circ$)での比較を行う。図11に断面圧力分布、図12に三分力特性を示す。

いずれの断面においても、上下面前縁付近で負圧ピークに若干の違いは見られるものの風洞試験とCFDの対応は良い一致を示している。また、揚力特性においては風洞試験とCFDの一致は極めて良好である。揚抗特性においても C_{D0} で若干の違いは見られるものの揚抗曲線の開きは良い一致を示しており、CFDは風洞試験を精度良く模擬している。

5.2 $\beta=5^\circ$

ケース9($M=2.0, \alpha=3.0^\circ$)においてCFDと風洞試験との比較を行う。図13に比較を行う断面圧力分布位置、図14に風上側、図15に風下側の断面圧力分布、図16に横三分力特性を示す。

$\beta=0^\circ$ の場合と同様、断面圧力分布においては、風上、風下共に、前縁付近での負圧ピーク差は見られるものの風洞試験とCFDの対応は良い一致を示している。また横三分力特性においては、横力特性、ローリングモーメント特性、ヨーイングモーメント特性共に風洞試験とCFDの一致は極めて良好であり、CFDは風洞試験を精度良く模擬している。

6. 検討

前章の風洞試験との比較において、両者の差を更に究明するために、模型工作精度による薄翼の形状効果と偏流及び模型取付誤差等による迎角効果について検討する。

6.1 CFDと風洞試験との形状効果

CFDと風洞模型の差が最も大きいと思われる前縁から10%翼弦長までを工作精度分変化させた形状について解析を行う。形状変更においては、前縁は固定とし、模型製作における工作精度が機械加工で約0.04mmであるため、主翼面に垂直方向に最大0.04mm変化させ、10%翼弦長の位置においてオリジナルの形状に滑らかに接した形状を定義した。形状概念図を図17に示す。

解析は $M=1.4, 2.0$ の条件で実施した。図18にケース10($M=1.4, \alpha=3.0^\circ$)、図19にケース11($M=2.0, \alpha=3.0^\circ$)の断面圧力分布を示す。

ケース10、11共に形状変化による前縁付近での負圧ピークの変化は小さく、風洞試験との差は変わらない。ま

た、内翼よりも外翼における変化が大きいことが確認できる。

このことから、模型製作における工作精度は空力特性に大きな影響は与えないものの、外翼に見られる様に薄翼ほど工作精度の影響が大きいことが確認された。ただし、今回の形状変更では前縁部分のみの変更に限っているため、今回の風洞試験模型を完全に模擬しているわけではない。

6.2 CFDと風洞試験との迎角効果

$M=1.4$ におけるCFDと風洞試験の揚力差は、風洞試験の揚力特性より推算すると約 0.3° の迎角差分に相当する。そのため、CFDにおいて $\alpha=3.3^\circ$ の解析を行い風洞試験との比較を行う。また、同じ迎角で $M=2.0$ についても解析を行った。図20にケース12($M=1.4, \alpha=3.3^\circ$)、図21にケース13($M=2.0, \alpha=3.3^\circ$)の断面圧力分布を示す。

いずれのケースにおいても、迎角を 0.3° 増加させたことにより風洞試験結果と合致する傾向となっている。特にケース13($M=2.0, \alpha=3.3^\circ$)においては風洞試験との差が大きかった前縁付近での負圧ピークの差が小さくなっている。ただし、ケース12($M=1.4, \alpha=3.3^\circ$)においては依然として上面圧力レベルに大きな差が見られる。

このことから、CFDと風洞試験では一様流迎角に 0.3° 程度の差が見られるものの、 $M=1.4$ の圧力レベルに関しては、迎角以外の原因によるものと思われる。

7. まとめ

超音速域で風洞試験とCFD解析の比較を行った結果、 $M=2.0$ においては圧力分布、力データ共に良く一致しており、設計ツールとしてCFD解析が十分な精度を有すること、模型製作における工作精度は空力特性に大きな影響は与えないものの、薄翼になる程影響が大きくなることが確認できた。また、CFDと風洞試験では一様流迎角に 0.3° 程度の差が存在することも確認した。

今後は遷音速、亜音速においても検証を行っていく必要がある。また、 $M=1.4$ の圧力レベルの不一致の原因追及など、超音速域での更なる計算精度の向上を計るため、計算格子の品質、一様流マッハ数等の多種のパラメトリックスタディを実施する必要がある。

8. 参考文献

- 1) 海田, 前川, 岩宮, "SSTにおけるナセルのブリード流／バイパス流を考慮した数値シミュレーション," 第15回航空機計算空気力学シンポジウム, 1998.
- 2) Fujii, K. and Obayashi, S., "High-Resolution Upwind Scheme for Vortical-Flow Simulations," J. of Aircraft, Vol.26, No.12, 1989.
- 3) Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulence Flows," AIAA Paper 78-257, Jan., 1978.

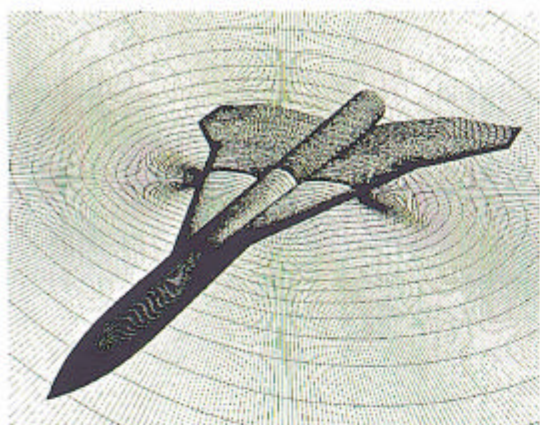


図1 計算格子 (全機モデル)

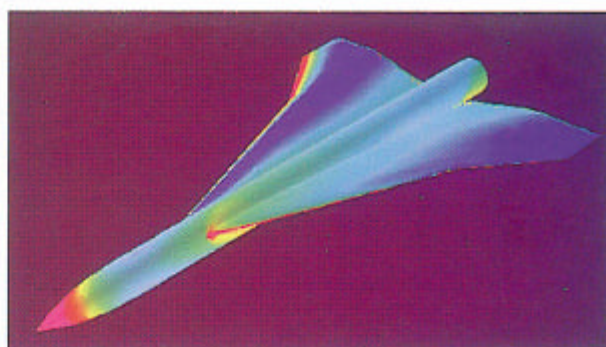


図5 機体上面圧力分布-風下側 (ケース9)



図2 機体上面圧力分布 (ケース7)

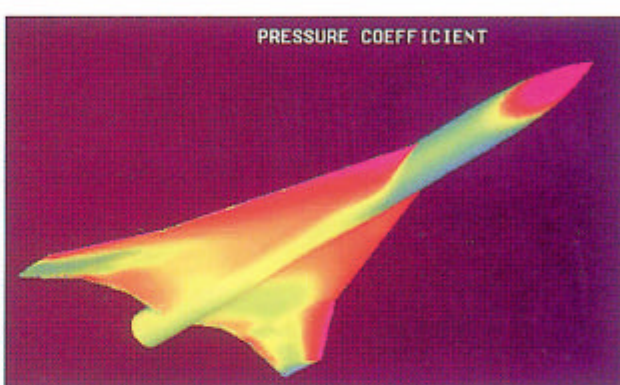


図6 機体下面圧力分布-風上側 (ケース9)

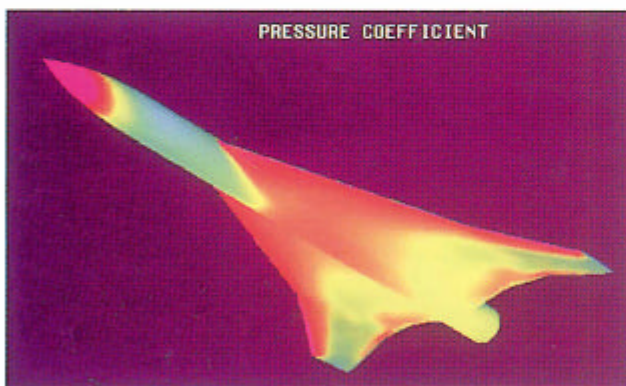


図3 機体下面圧力分布 (ケース7)

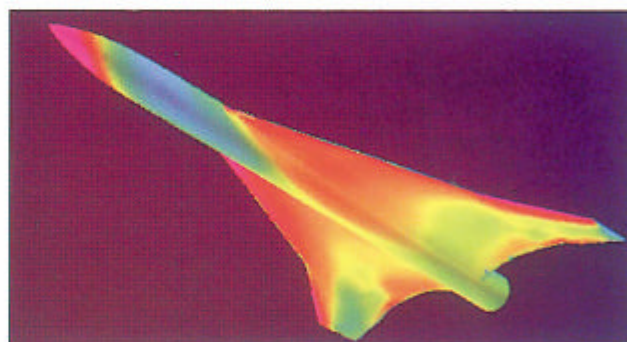


図7 機体下面圧力分布-風下側 (ケース9)



図4 機体上面圧力分布-風上側 (ケース9)

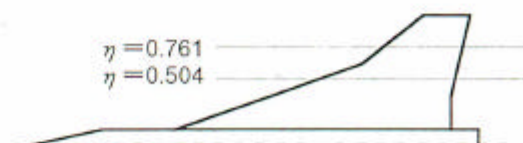


図8 断面圧力分布位置

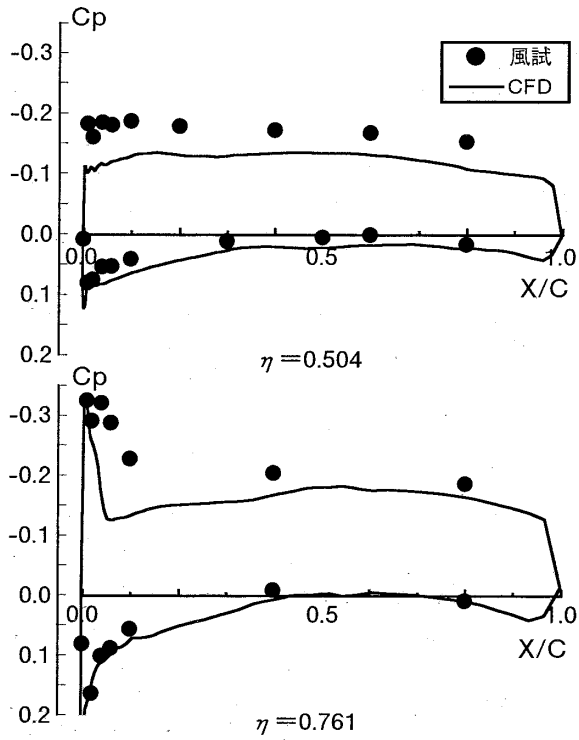


図9 断面圧力分布 (ケース1)

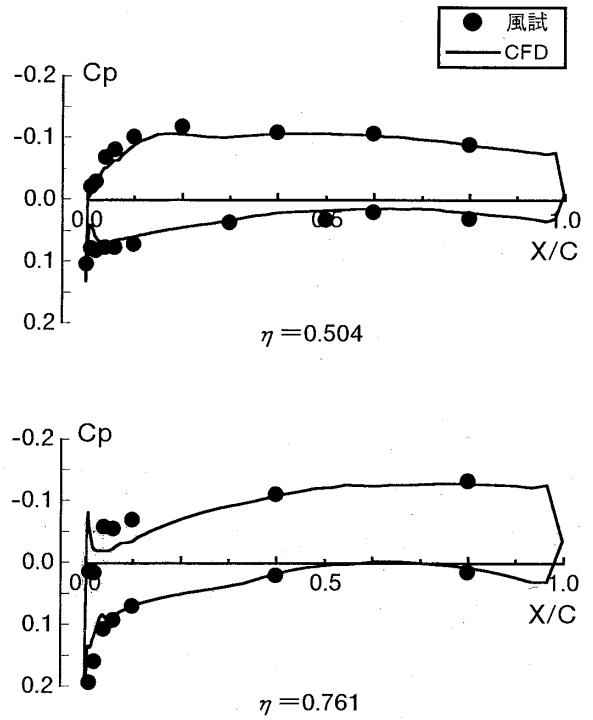


図11 断面圧力分布 (ケース7)

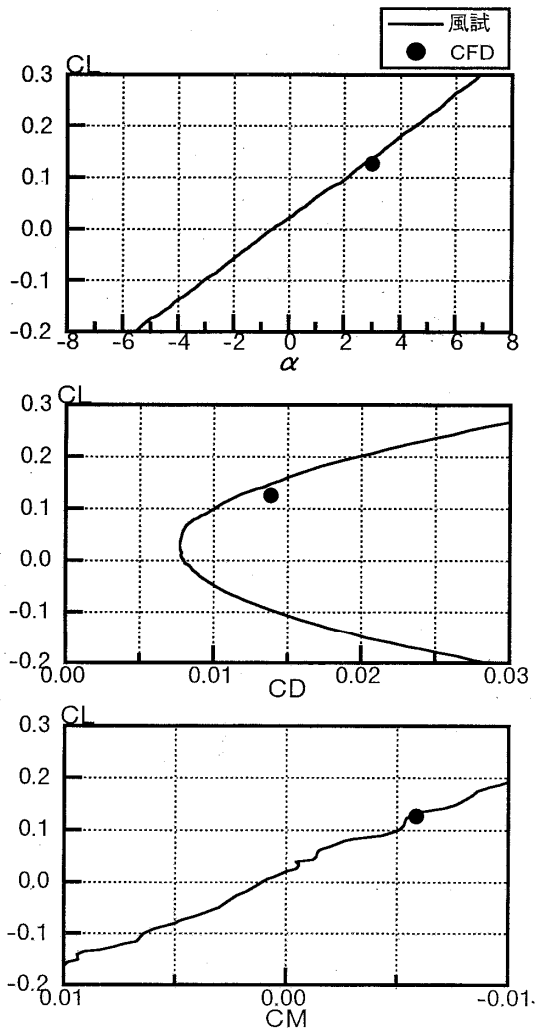


図10 三分力特性 (ケース1)

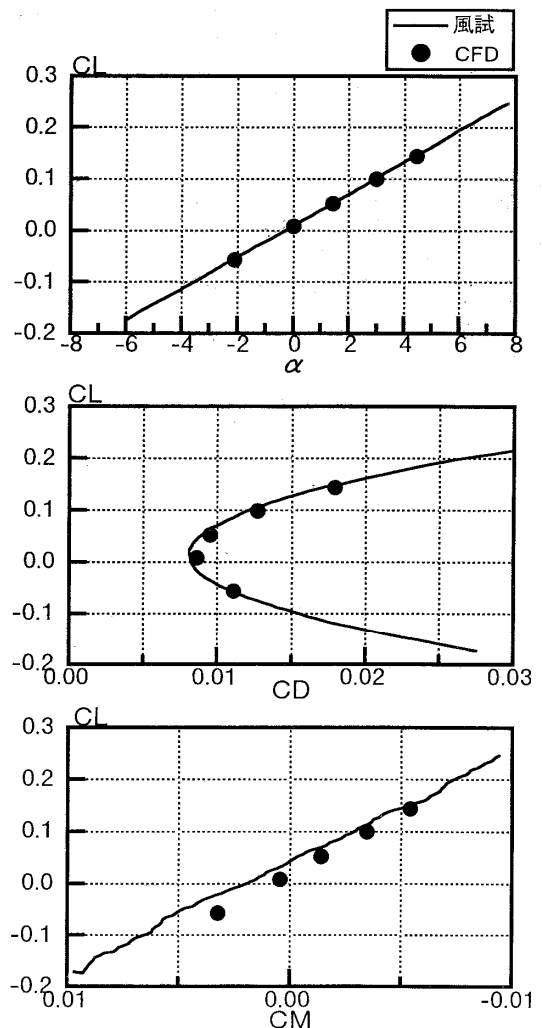


図12 三分力特性 (ケース7)

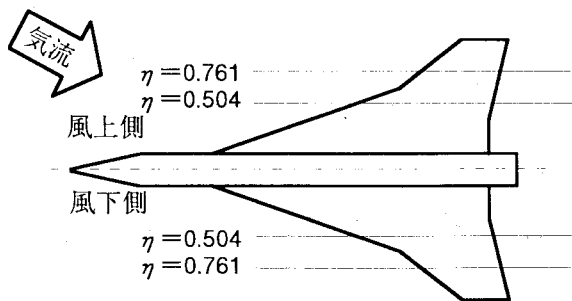


図13 断面圧力分布位置

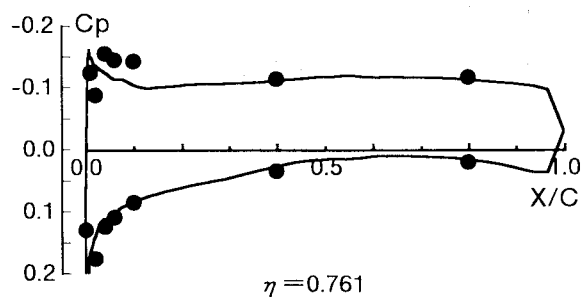
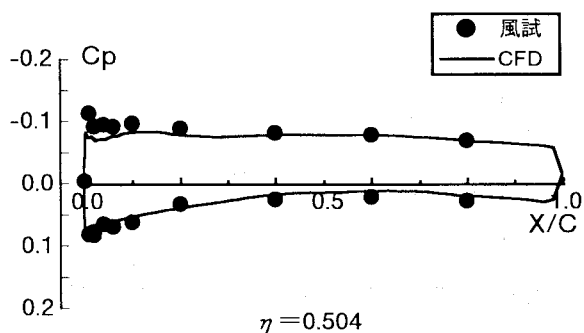


図14 断面圧力分布 (ケース9: 風上側)

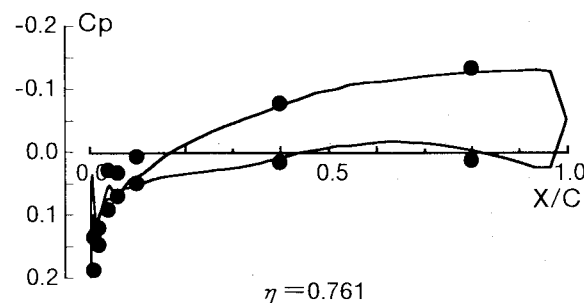
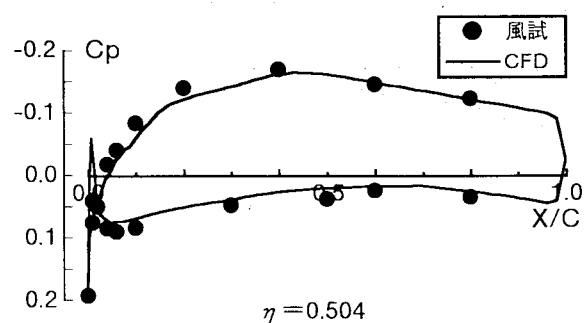


図15 断面圧力分布 (ケース9: 風下側)

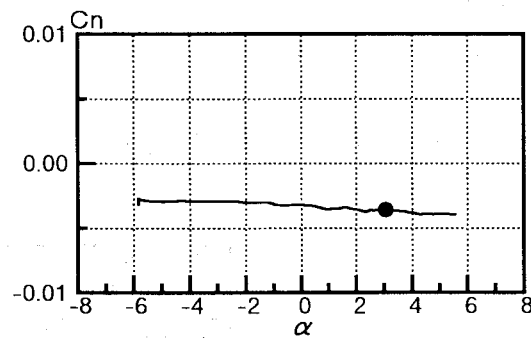
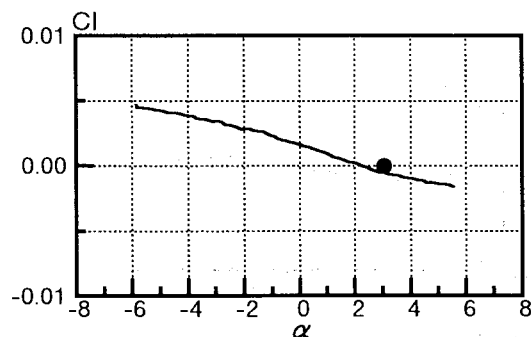
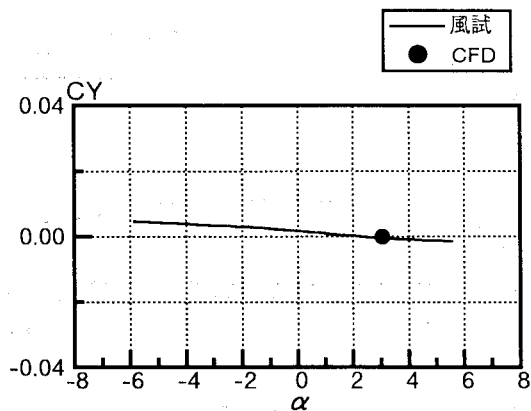


図16 横三分力特性 (ケース9)

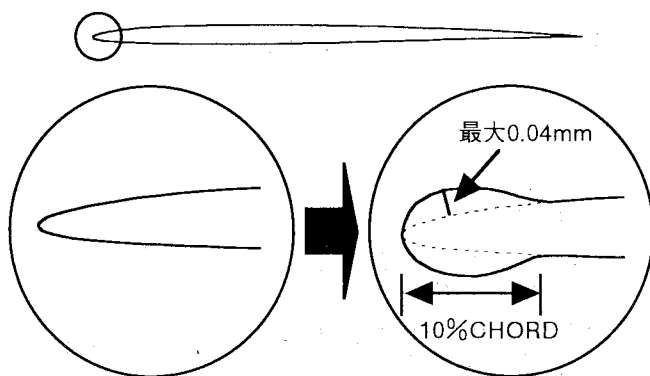


図17 形状概念図

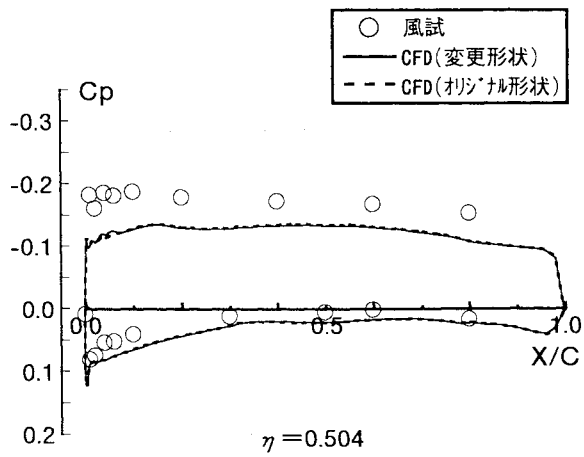


図18 断面圧力分布 (ケース10)

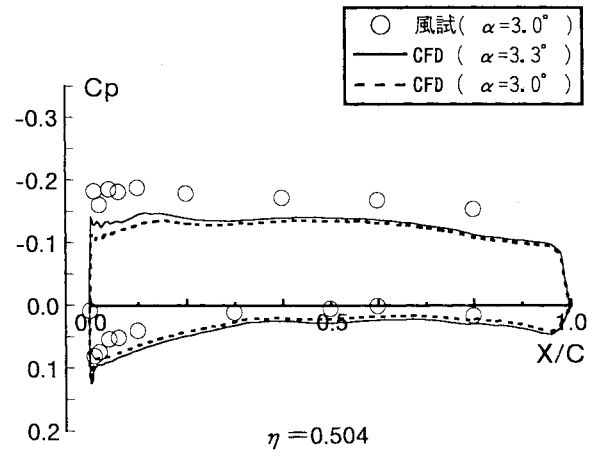


図20 断面圧力分布 (ケース12)

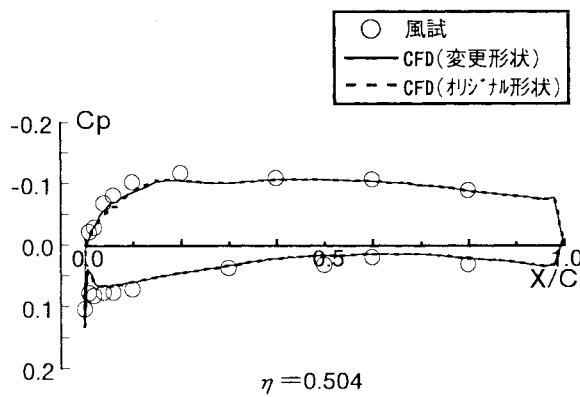
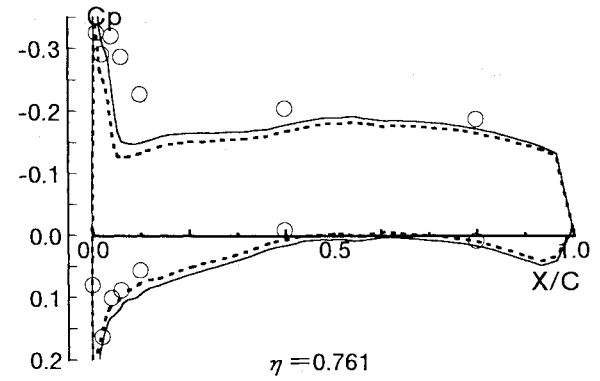
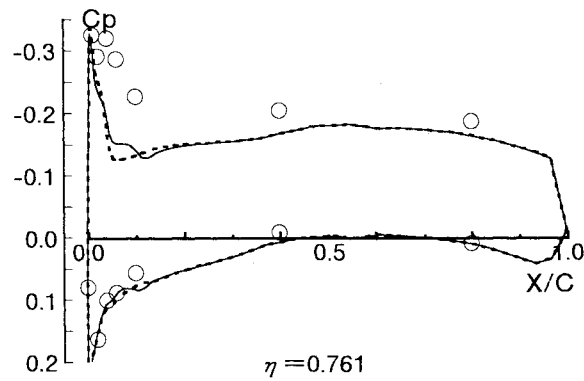


図19 断面圧力分布 (ケース11)

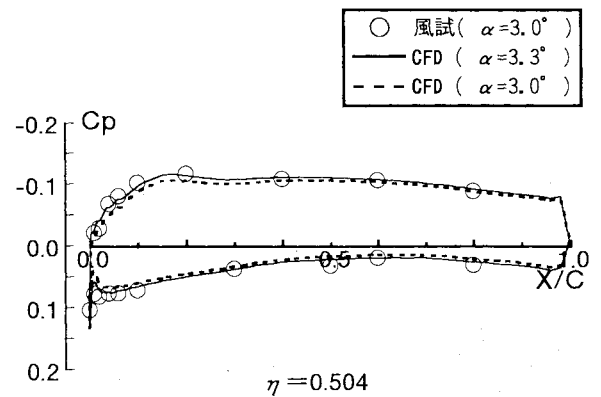


図21 断面圧力分布 (ケース13)

