

竹中 啓三<sup>\*1</sup>, 酒田 威志<sup>\*2</sup>, 沖 良篤<sup>\*2</sup>, 中尾 雅弘<sup>\*1</sup>, 増永 晶久<sup>\*1</sup>

## Numerical Simulation on 2D Airfoil Stall Prediction using CASPER

by

Keizo Takenaka, Takeshi Sakata, Yoshiatsu Oki, Masahiro Nakao and Akihisa Masunaga

## ABSTRACT

This paper presents the applications of CASPER (Computational Aerodynamics Systems for Performance Evaluation and Research) to 2D airfoil stall prediction, developed by TRDIJDA in collaboration with domestic aircraft manufactures. We carried out the RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) computations for flows around three airfoils, which have different stall characteristics, using unstructured grid method together with Spalart-Allmaras one-equation turbulence model. The computational results show good agreement with the experimental pressure distribution and Lift coefficient for low angles of attack, and indicate the potential to predict  $C_{lmax}$  and the angle of attack.

## 1. 緒言

計算機の進歩と共に 2 次元翼型の NS 計算を航空機の設計にごく普通に用いるようになり、現在翼型設計の多くは NS 計算を用いてなされるようになってきている。しかし、非設計点条件における解析に関しては、未だ高精度で予測出来ていないと難しい。その理由として航空機の形状の複雑さと、現状の乱流モデルが遷移や剥離などの複雑な現象を高精度でとらえることができていないことが挙げられる。

防衛庁技術研究本部と重工メーカーは、空力設計ツールとして、乱流モデルを用いた 2 次元圧縮性粘性流解析コードを共同開発し、防衛庁技術研究本部にある航空機性能評価システム CASPER(Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research)<sup>(1)(2)(3)(4)</sup>に組み込んだ。本報告では、今回の課題に対し、CASPER を用いて、Spalart-Allmaras 1 方程式モデル<sup>(6)</sup> (S-A モデル) を採用した非構造多重格子を用いる解析コード<sup>(1)</sup>の計算結果<sup>(5)</sup>を紹介する。

2. 数値解析手法<sup>(1)</sup>

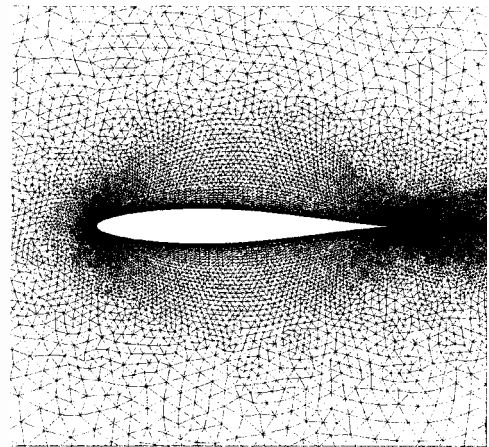
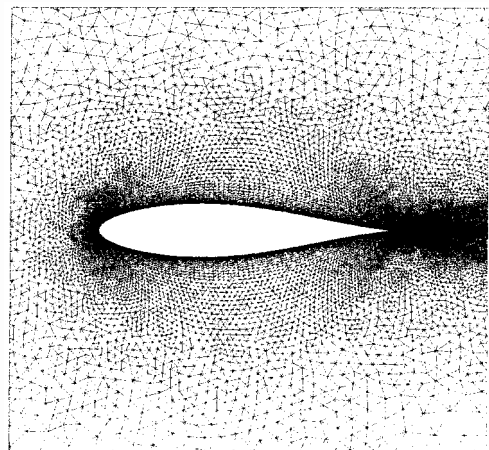
## 2.1 格子生成法

非構造格子は、1)壁面近傍と後流の領域(層状領域)に、代数的手法により層状の三角形格子を生成した後、2)それ以外の計算領域(非層状領域)を、Advancing Front 法と Delaunay 法を併用し、三角形格子で埋め尽くす、という手法により生成した。多重格子は、層状領域を粗く生成することにより、統一的に生成した。

計算格子(翼近傍)を図 1.1~1.3 に示す。各翼型とも、最小格子幅  $4.0 \times 10^{-4}$ 、第一格子のアスペクト比は前縁で 1:5、後縁で 1:10 であり、 $1/\sqrt{Re}$  内節点数は 10 点とした。また、遠方境界の大きさは翼弦長の 40 倍である。各翼の節点数、要素数を表 1 に示す。

表 1 翼型格子パラメータ

翼型	要素数	節点数
NACA63 <sub>1</sub> -012	80694	40572
NACA63 <sub>3</sub> -018	105724	53087
NACA64 <sub>A</sub> -006	81286	40869

図 1.1 NACA63<sub>1</sub>-012 近傍格子図図 1.2 NACA63<sub>3</sub>-018 近傍格子図

\*1 三菱重工業(株)

\*2 防衛庁技術研究本部

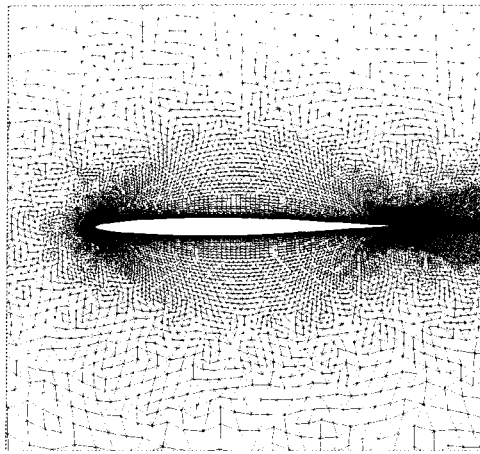


図 1.3 NACA64<sub>A</sub>-006 近傍格子図

2.2 流れ場解析手法

基礎方程式には完全気体の2次元圧縮性 Favre-averaged Navier-Stokes 方程式を用い、Cell-centered 有限体積法により空間を離散化した。要素境界上の非粘性流束の評価には、Roe の Flux Difference Splitting 法を用いた。その高次精度化には、Fring の手法<sup>(6)</sup>を採用した。この手法は、節点の物理量から要素境界上の物理量を高次精度で内挿する Frink の手法<sup>(9)(10)</sup>の改良版であり、内挿で使用する節点の物理量も、pseudo-Laplacian weighted averaging<sup>(11)</sup>により、それを取り囲む要素中心の物理量から高精度に評価する<sup>(12)</sup>ことで、更に精度を向上させた手法である。一方、要素境界上の粘性流束の評価は、上述の手法<sup>(12)</sup>により評価した節点の物理量と要素中心の物理量を用いる Knight の手法<sup>(13)(14)</sup>を採用した。時間積分法には、LU-SGS 陰解法<sup>(15)</sup>を適用し、計算の安定性と効率の向上を図った。収束加速法としては、陰的残差平均法<sup>(9)(10)</sup>と局所時間刻み幅法を併用し、多重格子法(V-cycle/W-cycle)は、本解析ケースでは、4段 V-cycle を使用した。

S-A モデル<sup>(6)</sup>は、基礎方程式と同様に、Cell-centered 有限体積法により空間を離散化した。S-A モデルの要素境界上の値については、基礎方程式と同様の計算手法により評価した。時間積分法及び収束加速法は、基礎方程式と同じ手法を採用した。S-A モデルと基礎方程式は、別々に解き、渦粘性係数 $\mu_t$ を介してカップリングさせた。S-A モデルの一樣流の値は、 $\nu_t \approx 0.1\nu$  ( $\nu$ :分子粘性係数)とした。S-A モデルのパラメータは、参考文献(6)と同じ値を使用した。

なお、比熱比 $\gamma = 1.4$ 、Prandtl 数  $Pr = 0.72$ 、乱流 Prandtl 数  $Pr_t = 0.90$ とした。

3. 計算結果及び検討

3.1 計算条件

計算条件は、各ケースとも一樣流マッハ数  $M_\infty = 0.3$ 、Reynolds 数(代表長は翼弦長  $C$ )  $Re = 5.8 \times 10^6$ 、クーラン数  $CFL = 3$ である。

3.2 計算結果

図 2.1~2.3 に各翼の揚力特性を示す。また表 2,表 3 にそれぞれ計算結果(CFD)と風試結果<sup>(16)</sup>との  $C_{lmax}$  時の迎角、および  $C_{lmax}$  の値の比較を示す。

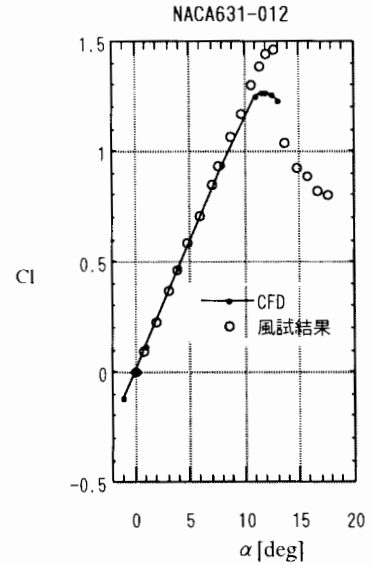


図 2.1 NACA63<sub>1</sub>-012 揚力特性

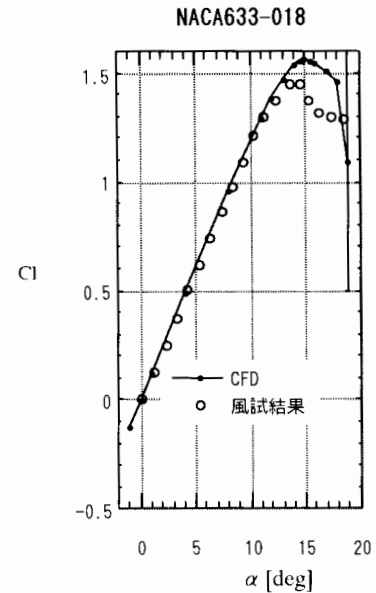


図 2.2 NACA63<sub>3</sub>-018 揚力特性

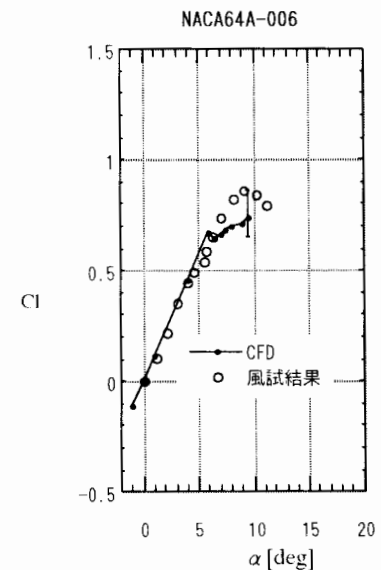


図 2.3 NACA64<sub>A</sub>-006 揚力特性

表2 Clmax時の迎角の比較

翼型	迎角(deg)		
	CFD	風試結果	$\Delta\alpha$ (CFD-風試)
NACA63 <sub>1</sub> -012	11.5	12.8	-1.3
NACA63 <sub>3</sub> -018	15	14	1.0
NACA64 <sub>A</sub> -006	9	9	0.0

表3 Clmaxの比較

翼型	Clmax		
	CFD	風試結果	CFD/風試
NACA63 <sub>1</sub> -012	1.27	1.46	0.87
NACA63 <sub>3</sub> -018	1.56	1.45	1.08
NACA64 <sub>A</sub> -006	0.71	0.87	0.82

各翼型の失速特性は NACA63<sub>1</sub>-012 が前縁失速型, NACA63<sub>3</sub>-018 が後縁失速型, NACA64<sub>A</sub>-006 が薄翼失速型である。どの翼型とも低迎角で剥離の生じない線型領域では, Cl が風試結果と非常によく一致している。Clmax 近傍では, 迎角は風試結果とある程度一致している。NACA63<sub>1</sub>-012 に関しては Clmax 時の迎角が風試結果よりも低く, Clmax も小さい。NACA63<sub>3</sub>-018 に関しては, 迎角は高く, Clmax も大きい。NACA64<sub>A</sub>-006 に関しては, Clmax 時の迎角はよく一致しているが, 迎角 6.5° あたりから Clmax に到達する過程に関して, 風試結果との傾向が異なる。これら翼型による傾向の違いは, 各翼の失速特性が異なる, すなわち流れ場が乱流に遷移し, 剥離が進展する過程が各翼とも異なることに起因する。

図 3.1~図 3.3 に各翼型の剥離域の進展の様子を示す。図中の赤線部は速度 0 の等高線であり, 剥離域の大きさを示す。

前縁失速型の NACA63<sub>1</sub>-012 では, 図 3.1 に示すように迎角 12° で後縁より乱流剥離が生じ, 13° ではそれが大きく前進している。後縁失速型の NACA63<sub>3</sub>-018 では図 3.2 に示すように, 迎角 12° で後縁から乱流剥離が生じるが, 翼厚が厚いため剥離域が最大厚み位置より前に進展しにくく, 18° でようやく最大厚み位置近傍に達する。両翼型とも剥離の進展は定性的に再現されているが, 遷移位置, 剥離位置が乱流モデルにより正確には再現されていないために NACA63<sub>1</sub>-012 では剥離が風試結果よりも早く起こってしまい, NACA63<sub>3</sub>-018 では剥離の進展が風試結果よりも遅くなっていると考えられる。

また, 薄翼型の失速特性を有する NACA64<sub>A</sub>-006 では, ある迎角より前縁部に Short Bubble が発生し, それが増加とともに発達することによって失速に至る。図 2.3 で風試結果の迎角 5° あたりで Cl の傾きが変わるのは, Short Bubble が生じていることを示す。しかし今回の解析では, 前縁から乱流に遷移してしまい, このような層流剥離現象を再現できていない。(図 4 に NACA64<sub>A</sub>-006 の迎角 6.5° での乱流粘性係数を示す。) NACA64<sub>A</sub>-006 では, 迎角 6.5° において, 前縁部から剥離し, 再付着しているものの, 層流剥離ではない。しかもその剥離は急激に後縁方向に進展し, 7° ではほぼ完全に上面から流れが剥離してしまう。乱流モデルによる遷移位置の予測ができていない問題に関しては, 図 5.1~5.2 に揚抗比の風試結果<sup>(16)</sup>との比較を示すが, NACA63<sub>1</sub>-012, NACA63<sub>3</sub>-018 とも, 低揚力時の層流域を示すバケツを再現できていないことから分かる。(NACA64<sub>A</sub>-006 は比較結果がないので載せていない。)

次に図 6.1~6.3 に低迎角時, 図 7.1~7.3 に Clmax 近傍の表面圧力分布の風試結果<sup>(16)</sup>との比較を示す。図 6.1~6.3 より迎角の低い線型な領域では各翼型とも風試結果と非常によく一致していることが分かる。Clmax 時またはその近傍迎角で

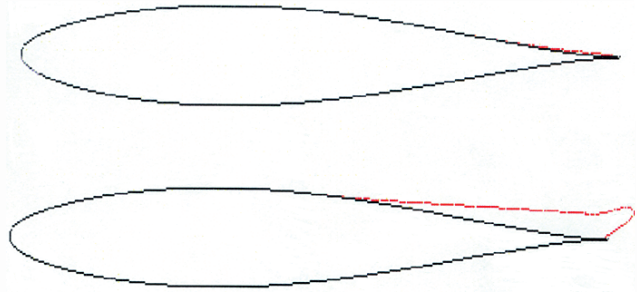


図 3.1 NACA63<sub>1</sub>-012 剥離域の進展の様子 (上:  $\alpha=12^\circ$ , 下  $\alpha=13^\circ$ )

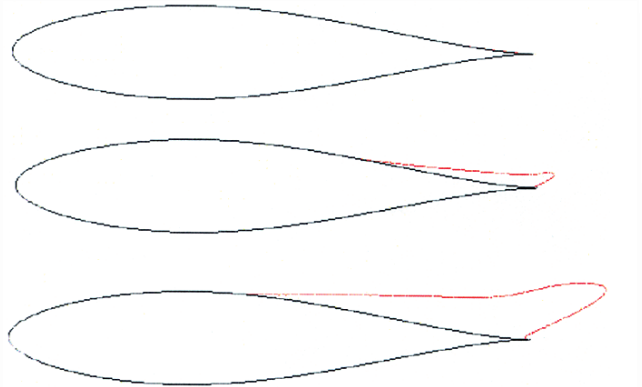


図 3.2 NACA63<sub>3</sub>-018 剥離域の進展の様子 (上:  $\alpha=12^\circ$  中:  $\alpha=15^\circ$  下:  $\alpha=18^\circ$ )

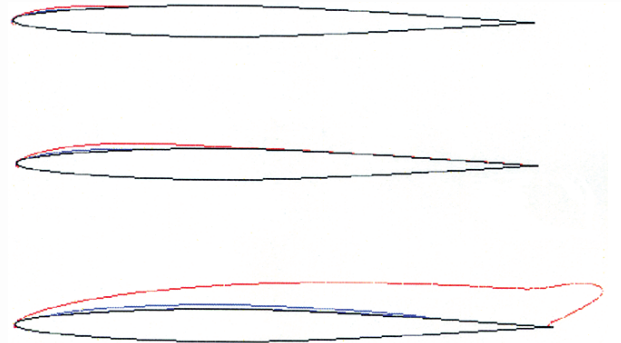


図 3.3 NACA64<sub>A</sub>-006 剥離域の進展の様子 (上:  $\alpha=6.5^\circ$ , 中:  $\alpha=7^\circ$ , 下:  $\alpha=9^\circ$ )

の表面圧力分布は, NACA63<sub>1</sub>-012 に関しては図 7.1 に示すように上下面とも風試結果とよく一致している。図 7.2 に示す NACA63<sub>3</sub>-018 では概ね一致しているが, 上面後縁部の剥離域が CFD のほうが若干小さい。このことから先に述べた, 剥離域の前縁部への進展が CFD のほうが遅いということが確認できる。NACA64<sub>A</sub>-006 の表面圧力を図 7.3 に示す。風試結果では層流剥離である Short Bubble が存在し, CFD では乱流剥離を生じているため, 前縁部の傾向が異なる。



## 4. 結言

乱流モデルとして S-A モデルを採用した2次元非構造多重格子圧縮性粘性流解析コードを用いて、異なる3つの失速特性を有する翼まわりの亜音速流解析を行った。低迎角時の揚力特性、表面圧力分布は風試結果と非常によく一致し、本解析コードの空力設計ツールとしての有効性が確認されたと言える。高迎角時における  $C_{lmax}$  およびその迎角は、後縁失速型の NACA63<sub>3</sub>-018 が若干  $C_{lmax}$  の値、その迎角を過大評価するものの、最も良く推算できた。前縁失速型の NACA63<sub>1</sub>-012 では  $C_{lmax}$  の値およびその迎角を過小評価することが分かった。薄翼失速型の 64<sub>A</sub>-006 では Short Bubble を再現できず、 $C_{lmax}$  近傍での揚力特性、表面圧力分布を再現できなかった。結論として、翼型の失速特性が後縁失速型、前縁失速型であれば、 $C_{lmax}$  およびその迎角は推算できる可能性があると言える。

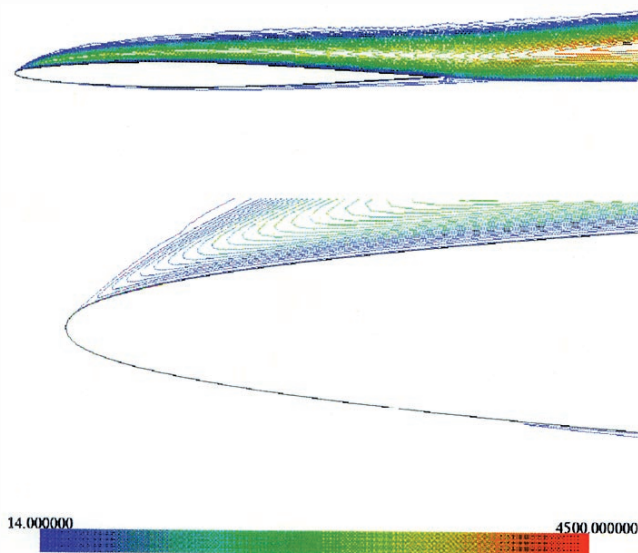


図4 乱流粘性係数  
上図:全体図  
下図:前縁拡大図  
(NACA64<sub>A</sub>-006  $\alpha=6.5^\circ$ )

## 参考文献

- (1) 沖, 酒田, 増永, 中尾, 石黒, 佐々木, "非構造格子を用いた高揚力装置まわりの圧縮性乱流解析," 第12回計算力学講演論文集, (1999), 2p.
- (2) 沖, 酒田, 海田, 恵上, "非構造格子を用いた小型戦闘機周りの流れのCFD解析," 第36回飛行機シンポジウム講演論文集, (1998), pp. 393-396.
- (3) 沖, 酒田, 海田, 恵上, 谷, "構造/非構造格子による戦闘機周り遷音速流れの数値シミュレーション," 第12回数値流体力学シンポジウム講演論文集, (1998), pp. 83-84.
- (4) 酒田, 内山, 沖, 海田, 恵上, "解適合非構造格子を用いた搭載物付形態の数値解析," 第12回数値流体力学シンポジウム講演論文集, (1998), pp. 303-304.
- (5) 沖, 酒田, "Spalart-Allmaras 1 方程式モデルを用いた2次元翼型の最大揚力係数  $C_{lmax}$  の数値予測," 防衛庁技術本部技報 (一般), 第6729号, (2000)
- (6) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, (1992).
- (7) Omar, E., Zierden, T., Hahn, M., Szpiro, E., and Mahal, A., "Two-dimensional wind-tunnel tests of a NASA supercritical airfoil with various high-lift systems. Volume 2: Test data," NASA CR-2215, (1977), pp. 58, 102, 108, 139, 224.
- (8) Frink, N. T., "Recent Progress Toward a Three-Dimensional Unstructured Navier-Stokes Flow Solver," AIAA Paper 94-0061, (1994).
- (9) Frink, N. T., "Upwind Scheme for Solving the Euler Equations on Unstructured Tetrahedral Meshes," AIAA Journal, **30**-1(1992), pp. 70-77.
- (10) Frink, N. T., Parikh, P., and Pirzadeh, S., "A Fast Upwind Solver for the Euler Equations on Three-Dimensional Unstructured Meshes," AIAA Paper 91-0102, (1991).
- (11) Holmes, D. G. and Connell, S. D., "Solution of the 2D Navier-Stokes equations on unstructured adaptive Grids," AIAA Paper 89-1932, (1989).
- (12) Raush, R. D., Batina, J. T., and Yang, H. T. Y., "Spatial Adaptation of Unstructured Meshes for Unsteady Aerodynamic Flow Computations," AIAA Journal, **30**-5(1992), pp. 1243-1251.
- (13) Knight, D., "A Fully Implicit Navier-Stokes Algorithm Using an Unstructured Grid and Flux Difference Splitting," AIAA Paper 93-0875, (1993).
- (14) Kergaravat, Y. and Knight, D., "A Fully Implicit Navier-Stokes Algorithm for Unstructured Grids Incorporating a Two-Equation Turbulence Model," AIAA Paper 96-0414, (1996).
- (15) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Implicit Computations on 3-D Hybrid Unstructured Grids," Proc. of the 2<sup>nd</sup> Asian Comput. Fluid Dynamics Conference, **2**(1996), pp. 463-468.
- (16) 山名正雄, 中口博, 飛行機設計論, 養賢堂版, pp148-156.
- (17) Abott, H.I., Doenhoff, E.A., "Theory of Wing Section", Dover

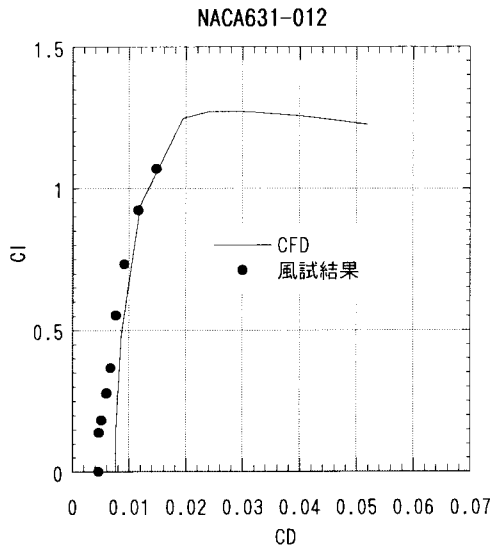


図 5.1 揚抗比(NACA63<sub>1</sub>-012)

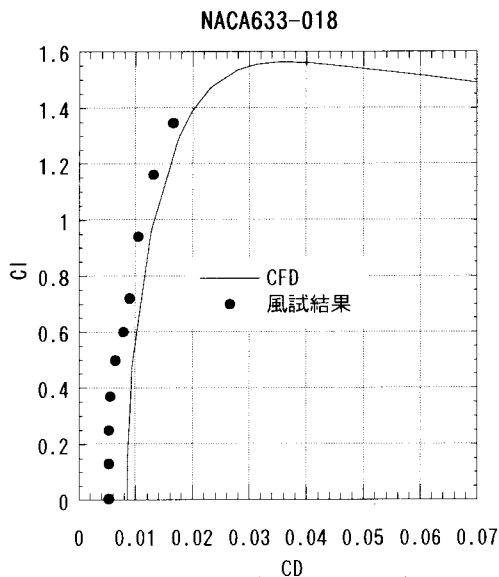


図 5.2 揚抗比 (NACA63<sub>3</sub>-018)

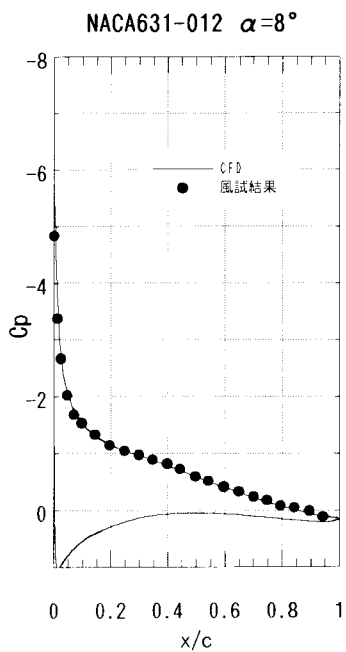


図 6.1 表面圧力分布

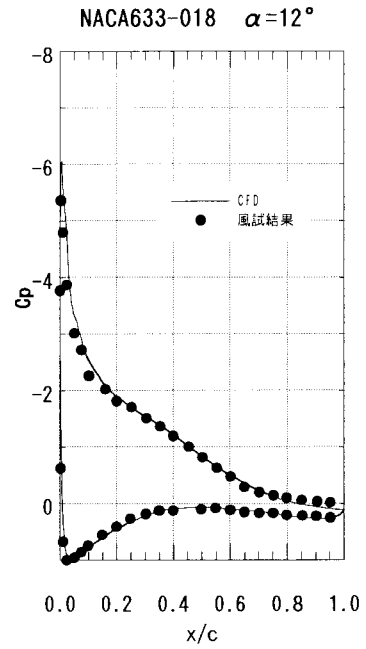


図 6.2 表面圧力分布  
(NACA63<sub>3</sub>-018)

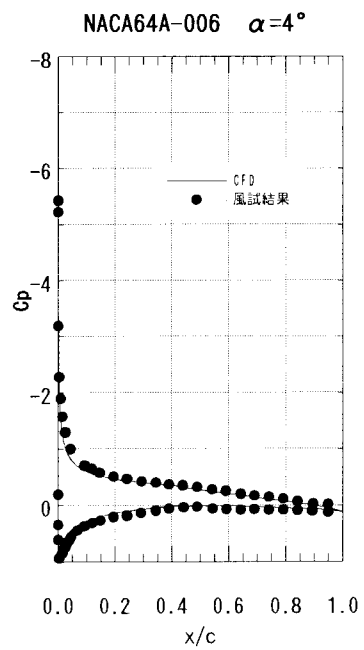


図 6.3 表面圧力分布  
(NACA64<sub>s</sub>-006)

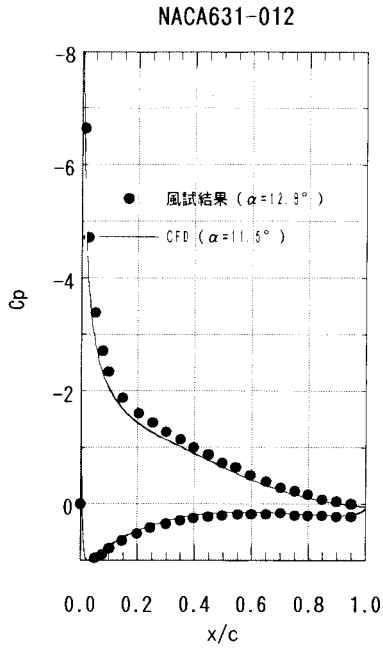


図 7.1 表面压力分布  
(NACA63<sub>1</sub>-012)

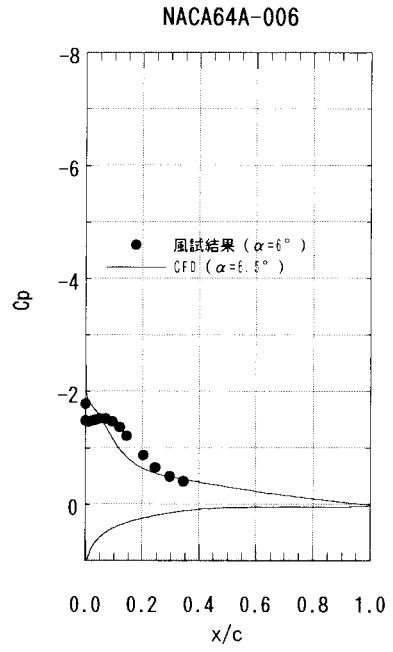


図 7.3 表面压力分布  
(NACA64<sub>A</sub>-006)

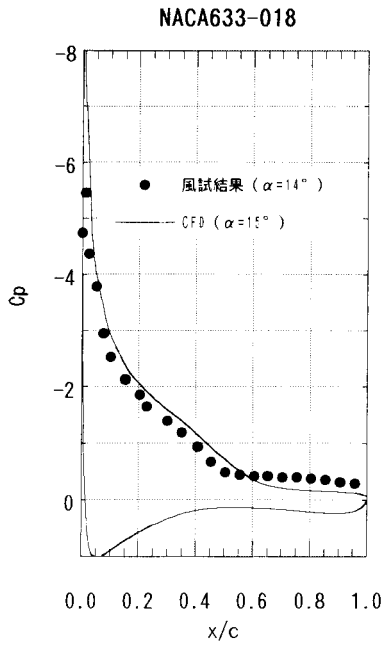


図 7.2 表面压力  
分布  
(NACA63<sub>3</sub>-018)