

翼後縁厚みの全機空力係数への影響評価

高野克倫*, 村山光宏*†, 伊藤靖**‡, 中橋和博*, 松島紀佐*

Aerodynamic Evaluation of a 3D Wing Model with Blunt Trailing Edge

by

Yoshimichi TAKANO*, Mitsuhiro MURAYAMA*†, Yasushi ITO**‡,
Kazuhiro NAKAHASHI*, and Kisa MATSUSHIMA*

ABSTRACT

The wing and flap have, generally, certain amounts of thickness at the trailing edge. It is known that the effect of the blunt trailing edge on the lift and drag coefficients of an airplane is not negligible. However, most of the flow computations of airplanes assume the sharp trailing edges because of the numerical cost in treating the blunt trailing edges. In this paper, the effect of trailing edge thickness of a 3D wing model is investigated.

The DLR-F4 wing-body configuration that was used at the first AIAA CFD Drag Prediction Workshop is employed as a baseline model. In order to generate a high dense mesh around the wing especially at the trailing edge, the mesh refinement technique is effectively utilized. Computations of DLR-F4 with/without blunt trailing edge are performed at transonic cruising Mach number of $M_\infty=0.75$. In addition, chord extension models with sharp trailing edge are calculated. The computed results show that the flow structures near the trailing edge are significantly affected by the thickness of the trailing edge. This effect is larger in the wing tip region. The aerodynamic coefficients of the wing with blunt trailing edge are similar to that of the chord extension model with sharp trailing edge.

1. はじめに

翼やフラップは一般に厚みのある後縁を持つ。特に、近年の遷音速機で一般的に用いられるスーパークリティカル翼型においては、翼下面後部に正のキャンバーを持つことから、構造的にも鈍い後縁とする必要がある。しかし、これを計算モデルで再現すると、そのわずかな厚みに対応した非常に高密度な格子が要求される。一節点あたりの情報量が多い非構造格子においては、多大な CPU 時間やメモリを要するためにそのような大規模化は困難な状況にある。このため、従来は特に複雑な機体形状の場合、格子生成や流れ解析における計算コストを抑えるために、後縁は鋭く閉じられているのが普通であった。しかし、翼後縁の形状や厚さは、その翼の揚力、抵抗と深く関わっており、後縁厚みによる空力的影響の評価が必要である。

これまで、後縁厚みのある 2 次元翼型の研究においては、後流の渦の様子や、適する乱流モデルの比較考察などがなされている^{[1][2]}。しかしながら、3 次元実機形態を用いた研究は見られず、この領域での調査が望まれる。そこで本研究では、翼後縁のわずかな厚みが空力性能に及ぼす影響を、3 次元 Blunt Trailing Edge 翼で評価する。この部分における格子密度を高めるために、物体表面に沿って格子細分化法を適用することにより大規模非構造格子を作成し、厚みの有無による空力性能の変化を比較考察することとする。

2. 格子細分化法

航空機の空力解析では、圧力や摩擦係数などの表面上の物理量が重要である。特に、非常に薄い厚みのある翼後縁部においては、それを評価するのに十分な格子密度が望まれる。非構造格子は、生成の手間は従来の構造格子に比べて圧倒的に少なく済むが、細かな格子の生成に必要な計算機メモリおよび CPU 時間は多大なものとなる。そこで、粗い格子を任意表面周りで、物体表面からの距離を指標に細分化することにより、大規模計算格子を作成することとする。これにより、主翼のみ、あるいは主翼後縁周りのみの細分化が容易に行え、無駄なく格子密度を高めることが可能となる。Fig.1 に、機体周り全体を細分化範囲とした例を示す。本論文での結果は、このような範囲で細分化を行った場合のものである。

物体表面からの最短距離の算出には、壁面上の三角形格子と空間の格子節点との距離を計算し、その最小値を求める。ここでは、壁から空間に向かって前進的に最小距離を求めていく方法を用いる。

本研究で用いられた細分化アルゴリズム^[3]は、Rivara の二分割アルゴリズム^[4]に基づく方法である。このアルゴリズムでは、Fig.2(a)に示されるように、四面体計算格子の 6 辺の中で最も長い辺の midpoint に新たな節点を追加し、この節点と最長辺とねじれの位置にある辺を通る平面で、その四面体を二分割する。四面体格子分割後、プリズム格子、ピラミッド格子を分割する。

この手法の利点は、四面体表面の最大内角を最小にするように分割していくという特性により、細分化前の格子が計算精度上好ましくないつぶれた格子であっても、細分化後はあ

* Dept. of Aeronautics and Space Engineering, Tohoku Univ.

† Currently, Japan Aerospace Exploration Agency

‡ Currently, The University of Alabama

る程度改善されるという点である。Fig.2(b)に、鈍角三角形に対して二分画法と等方的な手法を適用した一例を示す。

3. 計算格子

計算対象は、主翼後縁に翼弦長の0.5%程度(最大翼厚の $3.7 \pm 0.5\%$ 程度)の厚みを持つ三次元翼胴形態モデル、DLR-F4とする。このモデルは、2001年の1st AIAA CFD Drag Prediction Workshop (DPW)^{[5][6]}で用いられたものである。計算格子は、DPWで示された主翼後縁に厚みのあるものと、比較のために厚みを取り除いたものを用意した(Fig.3)。細分化を行ったものの格子点数は、厚み付きのもので1066万点、厚み無しのもので715万点である。なお、後縁厚みは12分割程度とした。

形状の修正は、3次元CADソフトのCATIAを用いて行った。厚みを取り除く際には、翼の下面のみを修正したため、翼上面の形状は厚みの有無で差は無い。Fig.4に模式図を示す。ここでABが翼の後縁であり、翼下面要素の後部4%程度をACのように修正することで厚みを取り除いている。

一方で、後縁厚みの効果を検証するために、翼下面の形状は変更せず、翼弦長を伸ばした厚み無しの形状も作成した。翼弦長の延長方法を、Fig.5に示す。後縁厚みはABの部分であり、ここに示すのは厚みの2倍だけ翼弦長を伸ばした場合である。後縁におけるA点、B点での接線の交点がD点であり、この点とABの中点Cとを結んだ線上のE点をこの翼の新しい後縁とする。

4. 計算方法

流体解析は、領域分割による並列非構造ソルバー^[7](TASコード)を用いた。このコードにおいては、支配方程式は3次元Reynolds平均Navier-Stokes方程式を用い、セル節点有限体積法によって離散化する。対流項における流束の計算にはHLLWリーマン解法^[8]を用いる。時間積分には非構造格子のために拡張されたLU-SGS陰解法^[9]を適用する。乱流モデルとして、Goldberg-Ramakrishnanの一方程式モデル^[10]を使用し、全領域乱流として解析を行った。

計算は、DPWでの条件と合わせるために、Mach数は $M_\infty = 0.75$ 、Reynolds数は $Re = 3.0 \times 10^6$ とし、迎角は $\alpha = -1, 0, 1, 2, 3, 4$ 度で行った。

5. 計算結果

5.1 格子の細分化による影響

はじめに、格子細分化法適用による影響を検証する。Fig.6は、63.6%セミスパン位置での圧力分布図について、細分化の有無で比較したものである。なお、実験結果はDPWで用いられたDRA(Defense Research Agency, イギリス)のものである。表面に沿って細分化を行うことにより、前縁付近での負圧がより実験値に近づいている様子がわかる。これは、翼端に近づくにつれて顕著であった。一方、Fig.7は空力係数を比較したものである。いずれの場合も抵抗係数は減少しており、DPWで発表された実験値(DRA, NLR, ONERA)、

各研究機関(NASA, Boeing, Airbus etc.)の計算結果と比べると、比較的迎角の小さな領域では、細分化による精度の向上が見られる。例えば迎角0度の場合、格子を細分化することで C_L が27countsの増加、 C_D が32countsの減少という結果を得た。ここで C_D の変化は、圧力抵抗の見積りに起因するものであった。また、細分化領域や表面格子を変えた種々の結果の比較から、表面の格子密度と同等、あるいはそれ以上に空間の格子密度の影響が大きい場合もあり、その原因については更に検討を要する。

5.2 後縁厚みの有無による違い

次に、後縁厚みの有無による違いを、細分化された格子を用いて比較する。Fig.8は、迎角0度における主翼の各スパン位置での圧力分布図である。Fig.8を見ると、わずかな厚みにも関わらず無視できない差が生じている。まず、全体的に、厚みが無くなることで分布が内側にシフトしている。また、主翼上面の衝撃波位置が後縁厚みがなくなることで前方に移動し、さらに、厚み付きの結果との差は、翼端に近づくほど拡大している。これは、翼弦長が徐々に小さくなっていくこと、各断面での翼型とねじり具合の変化によるものと思われる。迎角2度の場合のFig.9でも、この傾向は変わらない。

後縁付近の流れ場の様子を調べてみると、厚みの有無によって明らかな差が生じていることがわかった。Fig.10に、後縁付近(33.1%スパン長位置での後縁より0.8%翼弦長の部分の拡大図)の速度ベクトル図を示す。どちらもこの付近では主翼上面の境界層が剥離しているが、その度合いは後縁に厚みのある方が小さい。これは、後縁に厚みが付くことで、翼下面の相対的に高い圧力の上面への影響が緩和されることによるものと考えられる。

Fig.11は、空力係数について、それぞれ迎角 $-1 \sim 4$ 度の結果をプロットして比較したものである。厚みの有無で比較すると、厚みを持つことで揚力、抗力が共に上昇している様子がわかる。迎角0°の場合、 C_L は23.3%、 C_D は15.5%、 L/D は1.4%、それぞれ上昇した。しかし、高迎角時の揚抗比は減少している。

5.3 翼弦長の延長による効果

厚みが付くことで翼上下面の流れの合流地点が後縁から離れることが、実質的な翼弦長を増大させるような効果を持つのではないかと考え、Fig.5に示したような方法で翼弦長を伸ばした厚み無しモデルを作成し、計算を行った。

その圧力分布図をFig.12、13に示す。Fig.12は後縁厚みの2倍だけ翼弦長を延長した結果、Fig.13は4倍だけ延長した結果を比較したものである。さらに、Fig.14で空力係数を比較した。これらを比較すると、翼上面の衝撃波位置、 C_D - C_L カーブ共に、元々の延長前の結果は、2倍延長のものとの4倍延長のものとの中間に位置していることがわかる。後縁厚みのある翼の圧力係数分布についても、翼弦長を伸ばした場合のそれに類似している。

以上のことから、鈍い後縁を持つ翼は、同様の翼厚を保ち翼弦長を大きくした翼と同等の空力性能を示すと言える。それは、厚みのある後縁の背後に渦などの主流とは異なる流れの構造が形成されることで、翼上面と下面との流れの合流を下流にずらせ、このことが翼弦長延長と同等の効果をもたらしていることを示唆する。

6. おわりに

本研究では、後縁厚みのある三次元実機形態モデル DLR-F4 を用いて、厚みが空力性能に及ぼす影響を考察した。そのために、後縁の厚みという薄い要素に対応した大規模非構造格子生成のための格子細分化法を用いて、希望する部分だけを効果的に高密度化させる方法を構築した。

まず、格子細分化によって、圧力抵抗の見積もりが小さくなることで全体の抵抗が減少することが確認された。次に、厚みの有無で結果を比較したところ、翼弦長の 0.5% 程度の後縁のわずかな厚みが、迎角 0 度の場合、揚力を 23.3%、抗力を 15.5%、揚抗比を 1.4% 増大させた。さらに、後縁厚みのあるモデルは、その後縁厚みの 3 倍程度、つまり翼弦長の 1.5% ほど翼弦長を延長した場合の厚み無しモデルと同等の空力性能を示すことがわかった。つまり、厚みによって実質上の翼弦長が拡大したと判断できる。

参考文献

- [1] Hirose, N. and Kamiya, N., "Blunt Trailing Edge Analysis of Super-critical Airfoil by a Navier-Stokes Codes," NAL TR-1075T, 1990.
- [2] Monsen, E. and Rudnik, R., "Investigation of the Blunt Trailing Edge Problem for Supercritical Airfoils," AIAA Paper, 95-0089, January 1995.
- [3] Sharov, D. and Fujii, K., "Three-Dimensional Adaptive Bisection of Unstructured Grids for Transient Compressible Flow Computations," AIAA Paper 95-1708, 1995.
- [4] Rivara, M. C., "Selective Refinement / Derefine Algorithms for Sequence of Nested Triangulations," International Journal of Numerical Method and Engineering, Vol.28, pp.2889-2906, 1989.
- [5] Proceedings of the 1st AIAA CFD Drag Prediction Workshop, 2001
<http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/workshop1.html>
- [6] Levy, D. W., Zickuhr, T., Vassberg, J., Agrawal, S., Wahls, R. A., Pirzadeh, S., and Hemsch, M. J., "Summary of Data from the First AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2002-0841, 2002.
- [7] 小泉哲平, 藤田健, 中橋和博, 小寺正敏, 岩宮敏幸, 中村孝. 「領域分割による並列非構造ソルバーの検証」. 第 16 回数値流体力学シンポジウム講演論文集 B28-1, 2002.
- [8] Obayashi, S. and Guruswamy, G. P., "Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver," AIAA Paper 94-2268, 1994.
- [9] Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of 3-D Hybrid Un-structured Grids for Vectorized LU-SGS Navier-Stokes Computations," AIAA Paper 97-2101, 1997.
- [10] Goldberg, U. C. and Ramakrishnan, S. V., "A Pointwise Version of Baldwin-Barth Turbulence Model," Int. Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 1, 1993, pp. 321-328.

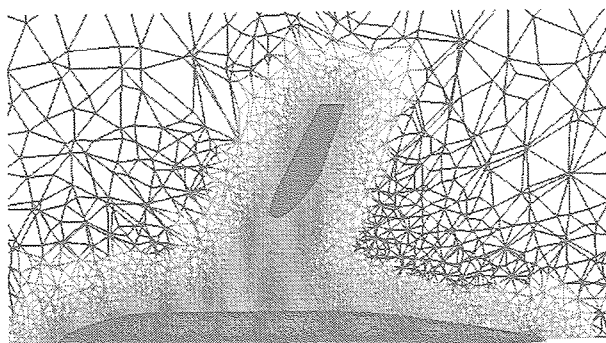


Fig1. Mesh refinement region based on the distance to wall

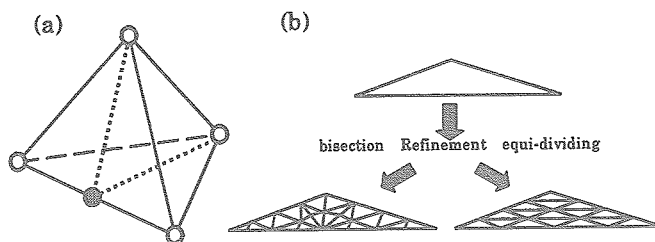


Fig2. Bisection algorithm

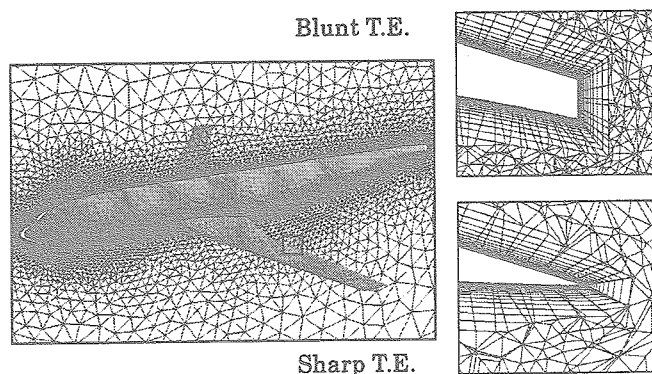


Fig3 DLR-F4 wing-body geometry and trailing edge section.

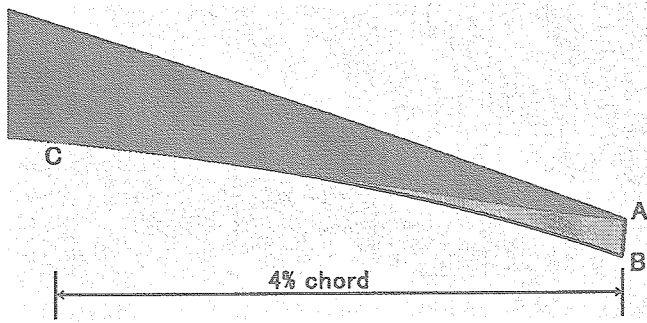


Fig.4 Modification of trailing edge section.

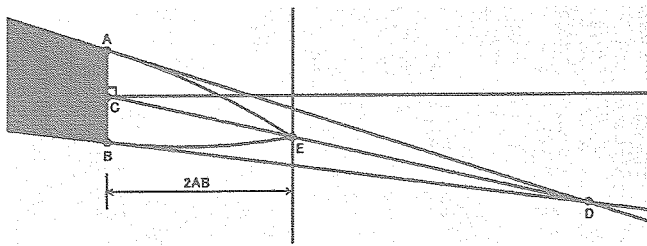


Fig.5 Extension of trailing edge.

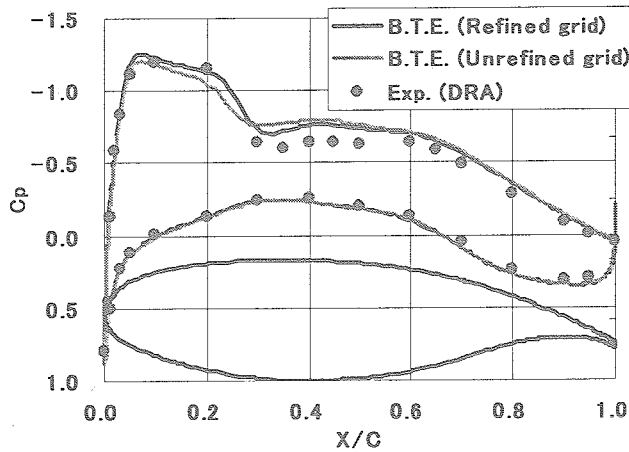


Fig.6 C_p distributions of DLR-F4.
($M_\infty=0.75$, $\alpha=0[\text{deg}]$, $\eta=0.636$)

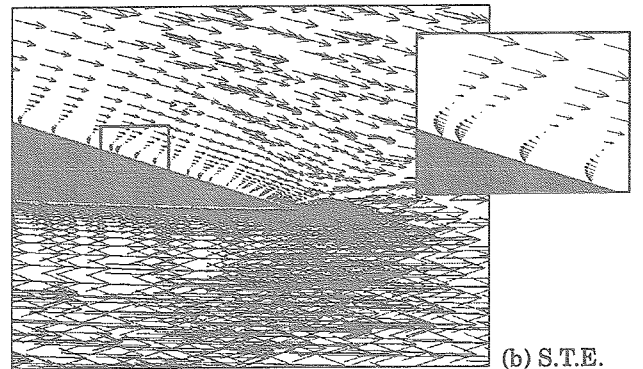
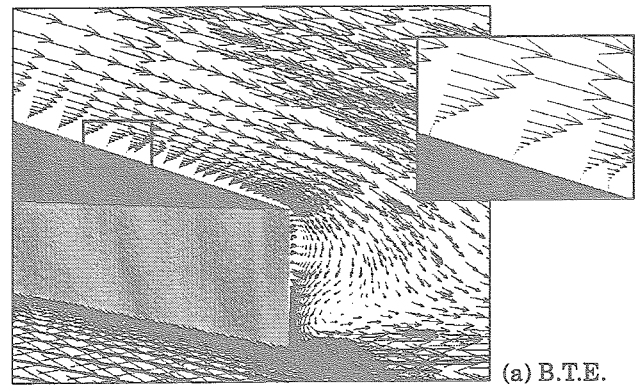


Fig.10 Velocity vectors around trailing edge. ($\eta=0.331$)

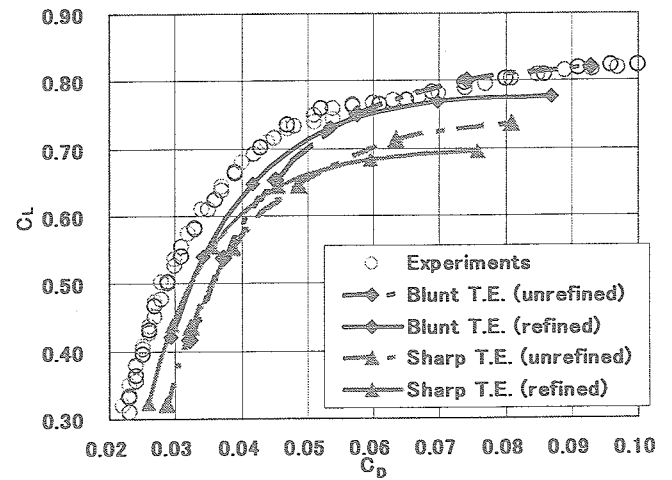


Fig.11 Drag polar curves.

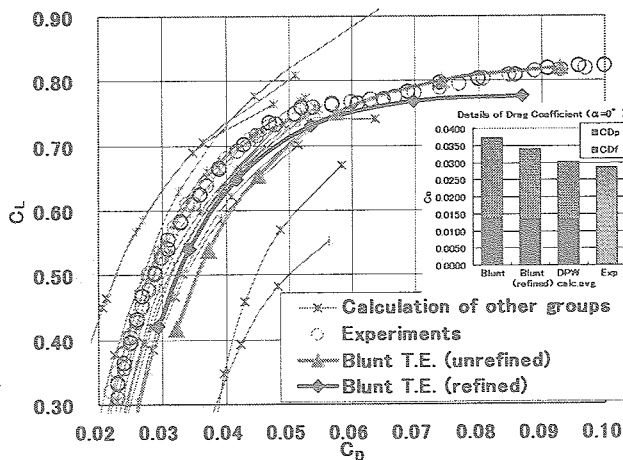


Fig.7 Drag polar curves and details of C_d ($\alpha=0^\circ$).

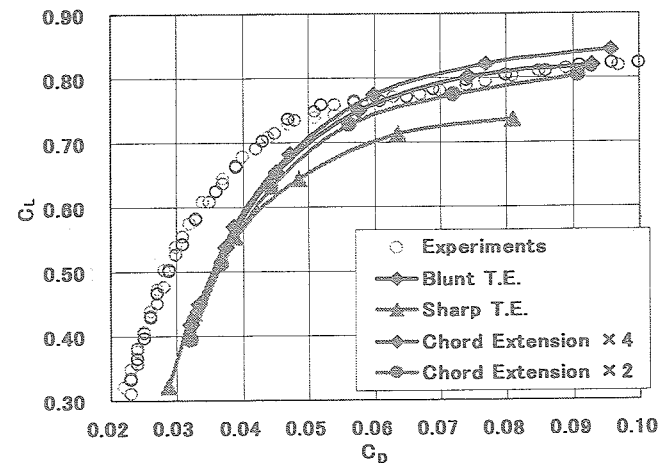


Fig.14 Drag polar curves. (unrefined grid)

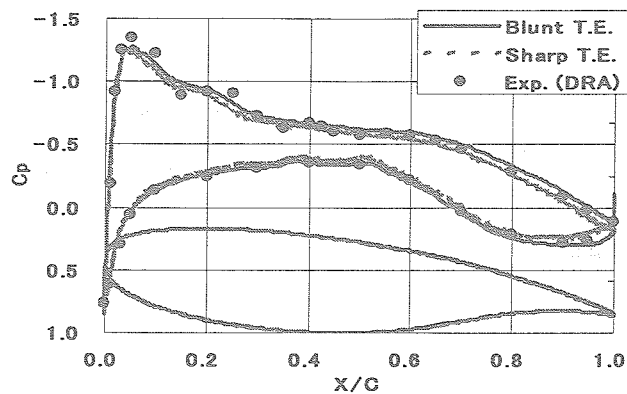
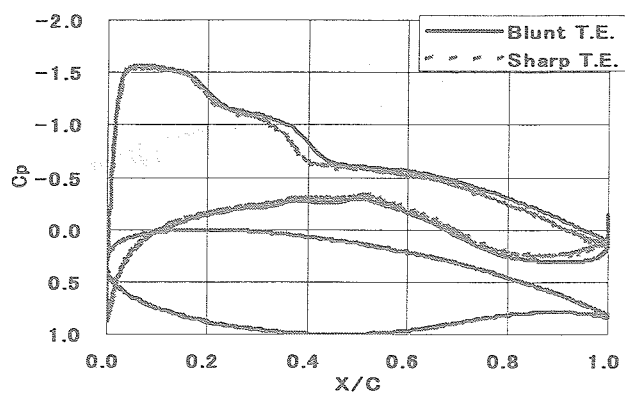
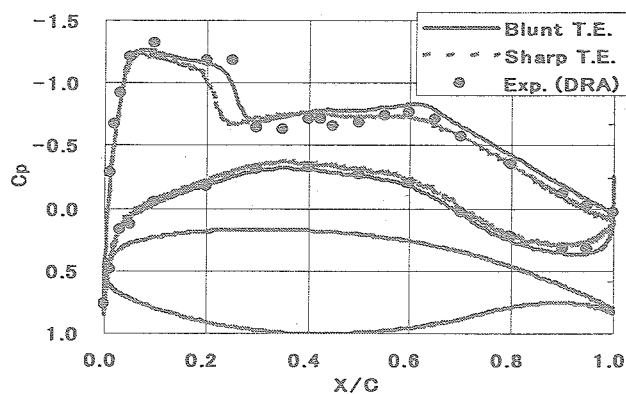
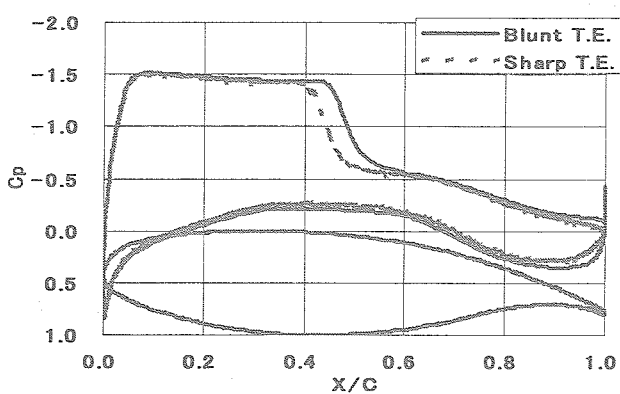
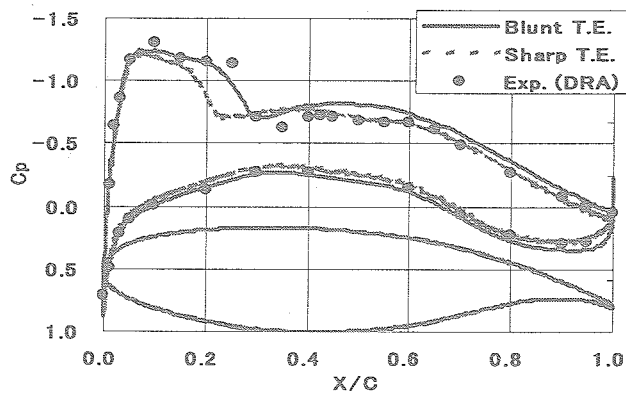
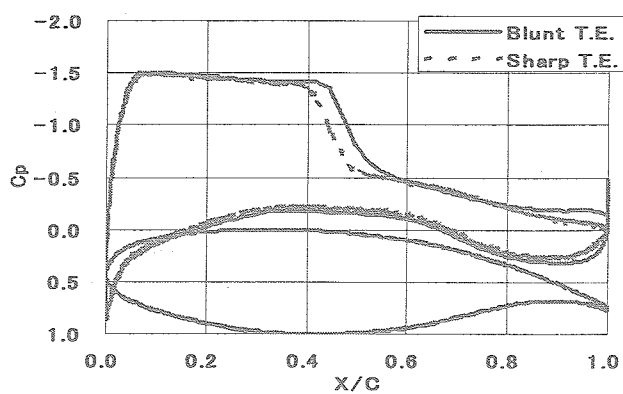
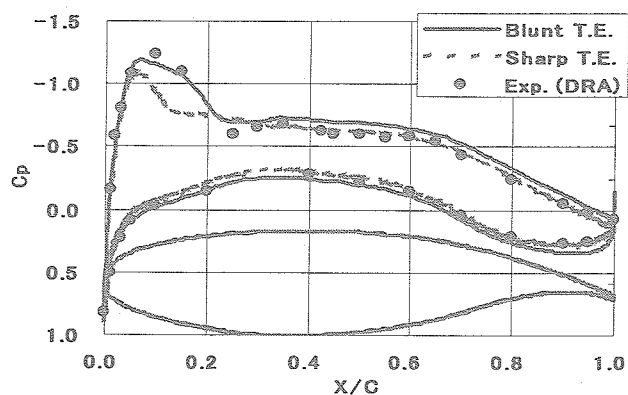
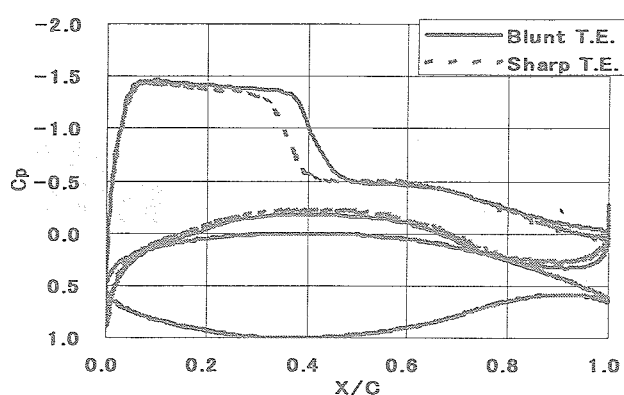
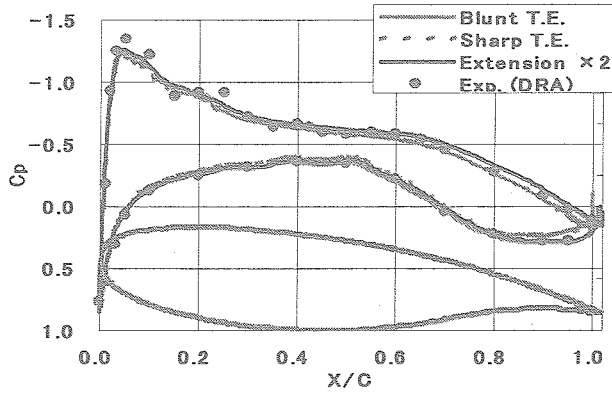
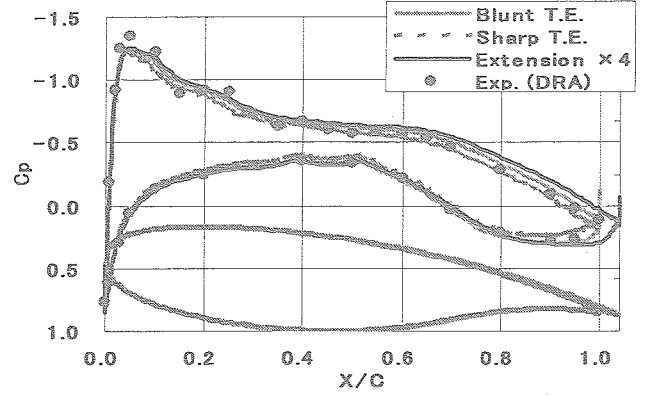
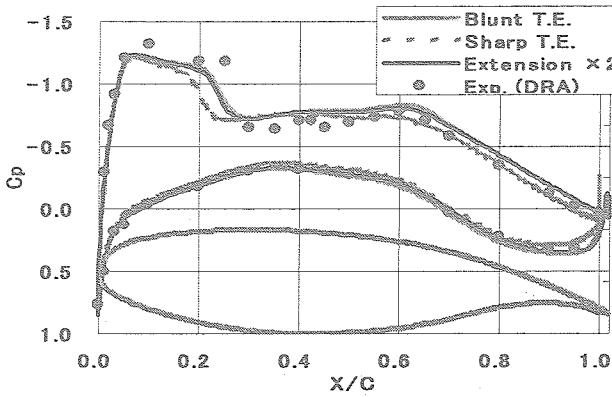
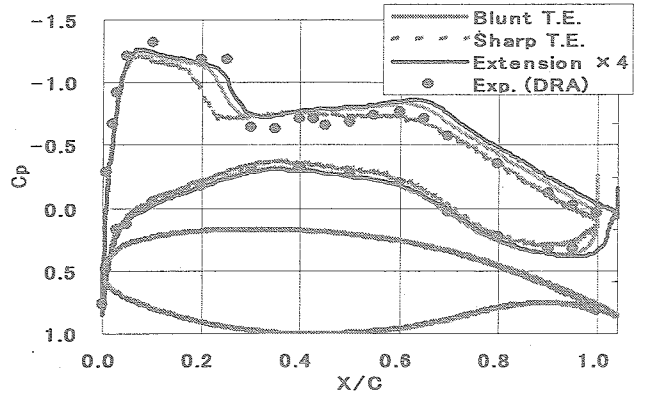
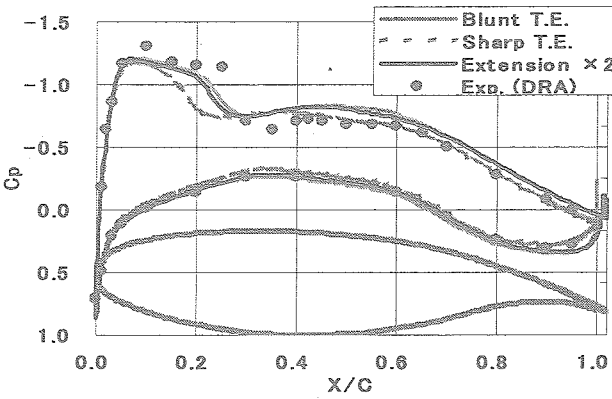
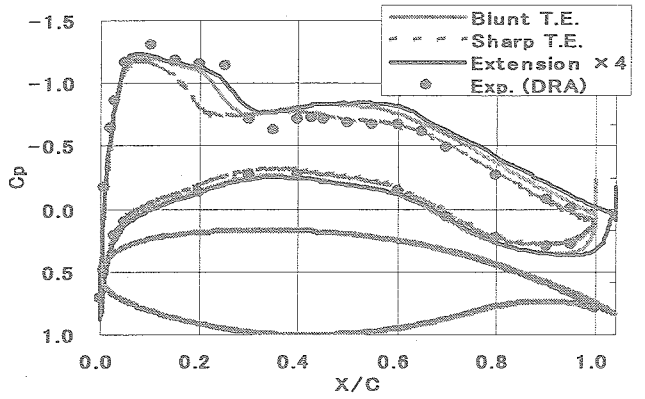
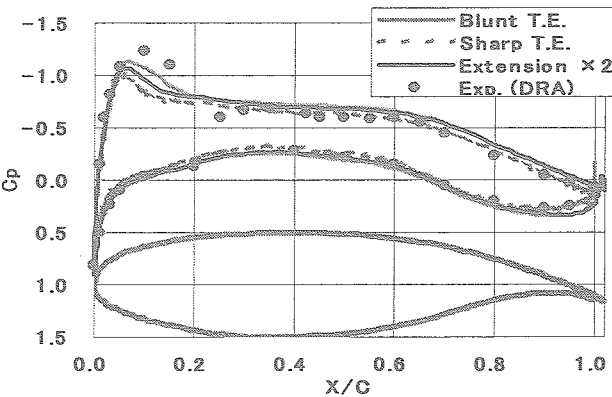
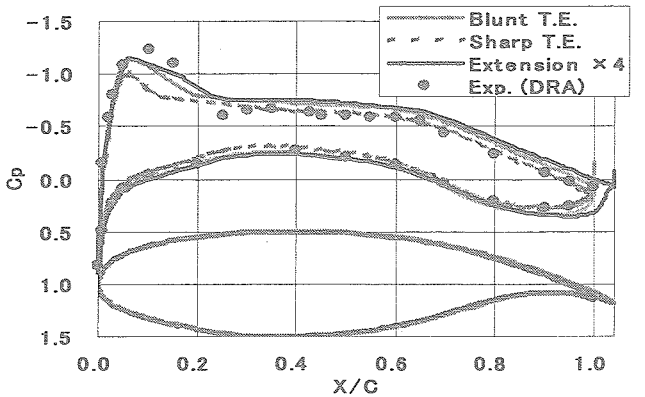
$\eta=0.238$  $\eta=0.238$  $\eta=0.409$  $\eta=0.409$  $\eta=0.512$  $\eta=0.512$  $\eta=0.844$  $\eta=0.844$ 

Fig.8 C_p distributions of DLR-F4.
($M_\infty=0.75$, $\alpha=0^\circ$, refined grid)

Fig.9 C_p distributions of DLR-F4.
($M_\infty=0.75$, $\alpha=2^\circ$, refined grid)

$\eta=0.238$

 $\eta=0.238$

 $\eta=0.409$

 $\eta=0.409$

 $\eta=0.512$

 $\eta=0.512$

 $\eta=0.844$

 $\eta=0.844$

 Fig.12 C_p distributions of DLR-F4.

 ($M_\infty=0.75$, $\alpha=0[\text{deg}]$, unrefined grid, 2times chord extension)

 Fig.13 C_p distributions of DLR-F4.

 ($M_\infty=0.75$, $\alpha=0[\text{deg}]$, unrefined grid, 4times chord extension)