

## バーチャルエンジニアリングのための翼型関数表現

堀江栄之\*, 松島紀佐\*, 中橋和博\*

## Parameterization of Airfoil Shapes for Virtual Engineering

by

Hideyuki HORIE\*, Kisa MATSUSHIMA\*, and Kazuhiro NAKAHASHI\*

## ABSTRACT

For computational mechanics, it is necessary to mathematically represent airfoil geometries. The PARSEC method is one of the best methods to mathematically express airfoil geometries with relatively small number of free design parameters. The PARSEC method has been mostly used for transonic airfoils. In this paper, the PARSEC method is examined if it has flexibility in designing airfoils. Also, a new method of the airfoil parameterization based on PARSEC method is proposed. The both methods are compared in terms of the accuracy and flexibility of representing different kinds of airfoil shapes. NACA2212, RAE2822, and the wing section of the main wing of NEXST-1, which is the prototype of a small supersonic airplane being developed by JAXA, are used as an example of subsonic, transonic, and supersonic airfoil, respectively. The results show that the airfoils represented by the PARSEC method have deficiency on the representing capability if an airfoil is highly cambered or it is for supersonic. The proposed method shows better capability to accurately represent large variety of airfoil shapes. In other words, it can extend the design space without the increase of free design parameters.

## 1. はじめに

航空機の空力性能を向上させるために翼形状の最適化が重要であり、特に翼断面形状は空力性能に大きく影響するので、その形状を最適化するための手法がこれまで多く考案されている[1]。設計において形状をどう表現するかは重要なポイントの一つであり、望ましい表現方法として翼断面形状の上面と下面をそれぞれ1つの関数で表現することが挙げられる。形状の情報が関数で与えられるのならば、インターフェースのデータ量が低減し、形状生成や設計コストの面で有益である。形状を関数表現するにあたって理想とすべき条件は以下の3つである。

- (1) 用いる関数表現技法は普遍性および柔軟性を持つ。そうでないと最適解が設計空間から除外される可能性が出る。
- (2) 必要なデザインパラメータの数はできる限り少なく抑える(軽量性)。多大な設計変数量は最適設計において効率的ではない。
- (3) 目的関数との依存関係において、それぞれ独立なデザインパラメータを設定すべきである。

(2)に重きをおいた翼形状の関数表現法の一つに、PARSEC法[2]がある。PARSEC法は世界的に評価が高く、遷音速翼型の設計にしばしば用いられるが、他の形状への適用には不具合が生じることがある[3]。本研究では、使用速度領域が異なる

数種類の翼型を用いて PARSEC 法の設計普遍性と柔軟性を調べ、条件 (1) の意味での PARSEC 法の問題点を検討する。検討の後、普遍性を高めるように PARSEC 法を改善した新しい形状表現方法を提案する。使用した翼型は亜音速翼型の NACA2212、遷音速翼型の RAE2822、そして JAXA の小型超音速実験機 NEXST-1[4, 5]の 30%セミスパン位置と 70%セミスパン位置での翼断面形状である。

## 2. PARSEC 法

PARSEC法はDLRのSobieczky教授によって考案された翼断面形状の関数表現法である。多項式やスプライン関数を用いた従来の手法では航空機の設計に関係する翼断面の形状的特徴を無視してしまう可能性があるが、PARSEC法は、翼断面形状の幾何学的特性を示すデザインパラメータを用いているため設計に利用しやすく、優れた表現法である。また、デザインパラメータの数も11と比較的少ないため、計算コストを低減することが可能である。航空機の空力設計に対応するデザインパラメータから関数が定義されるという発想は世界で唯一であろう。特に、遷音速翼型に対して大変有用な方法で世界的に広く使われている[6]。

PARSEC法においてはX-Z平面において翼断面図の上面と下面を表す曲線が次のXの多項式で表される。

$$Z = \sum_{n=1}^6 a_n \times X^{(2n-1)/2}$$

ここで、多項式の係数  $a_n$  は図1に示した11のデザインパラ

\* Dept. of Aeronautics and Space Engineering, Tohoku Univ.  
東北大学工学系研究科航空宇宙工学専攻

メータを下の6つの連立方程式に代入することによって求めることができる。

$$Z(X_{up}) = Z_{up} \quad (1)$$

$$Z(1) = Z_{TE} + 0.5 \times \Delta Z_{TE} \quad (2)$$

$$dZ/dX \Big|_{X=X_{up}} = 0 \quad (3)$$

$$d^2Z/dX^2 \Big|_{X=X_{up}} = Z_{XX_{up}} \quad (4)$$

$$dZ/dX \Big|_{X=1} = \tan(\alpha_{TE} - 0.5 \times \beta_{TE}) \quad (5)$$

$$\left[ 1 + \left( dZ/dX \Big|_{X=0} \right)^2 \right]^{1.5} / \left| d^2Z/dX^2 \Big|_{X=0} \right| = -r_{le} \quad (6)$$

上の方程式は上面の曲線で使う係数  $a_n$  を求めるものである。(1)はX座標が  $X_{up}$  の場所でZ座標が  $Z_{up}$  になることを表した式である。(2)は後縁でのZ座標をデザインパラメータを用いて表している。(3)と(4)はそれぞれ頂点での曲線の傾きと曲率を表している。(5)は曲線の後縁での接線の傾き、(6)では前縁での曲率半径がデザインパラメータで示されている。6個の未知数に対して6個の方程式があるので  $a_n$  ( $n=1, 2, \dots, 6$ ) が全て求まる。

下面の曲線で使う係数  $a_n$  も Fig. 1 に示すデザインパラメータを用い、上面と同様の方程式を解くことによって求めることができる。

$$Z(X_{low}) = Z_{low} \quad (7)$$

$$Z(1) = Z_{TE} - 0.5 \times \Delta Z_{TE} \quad (8)$$

$$dZ/dX \Big|_{X=X_{low}} = 0 \quad (9)$$

$$d^2Z/dX^2 \Big|_{X=X_{low}} = Z_{XX_{low}} \quad (10)$$

$$dZ/dX \Big|_{X=1} = \tan(\alpha_{TE} + 0.5 \times \beta_{TE}) \quad (11)$$

$$\left[ 1 + \left( dZ/dX \Big|_{X=0} \right)^2 \right]^{1.5} / \left| d^2Z/dX^2 \Big|_{X=0} \right| = r_{le} \quad (12)$$

ここで述べた、形状定義のための自由設計変数の数が11個の PARSEC 法が、現在世界的に広く使われている標準的な PARSEC 法である。Sobieczky 教授と著者らとの最近の私信によると、変数の数を多くする事で、形状表現に普遍性・柔軟性を持たせた PARSEC 法が DLR 内では使われて、成果を上げているということであった[7]。これらは PARSEC-14 (14 パラメータ) とか PARSEC-30 (30 パラメータ) とよばれている。今回、著者らが提案する方法は Sobieczky 教授らの改良とは異なった形での PARSEC 法の改良版である。本来なら、PARSEC-14 または PARSEC-30 を含めて形状再現性の比較を

云々すべきとは思いますが、これらに関する情報が少なく詳細な処理方法が不明であるので、ここでは、広く使われている11パラメータの標準 PARSEC 法を PARSEC 法と呼んで著者らの提案する PARSEC 変更版と比較する。

### 3. PARSEC 法での結果と考察

PARSEC 法で NACA0012, NACA2212, RAE2822, そして JAXA の小型超音速実験機 NEXST-1 の 30%セミスパン位置と 70%セミスパン位置での翼断面を関数表現した。原形状は CAD データを意識して点列(140~200 の座標点)で与えている。ちなみに NEXST-1 の翼断面は、積分方程式を数値的に解くという方法で設計され、上下面合計で 140 点の点列で表現されている[5]。Fig. 2 と Fig. 3 に PARSEC 法による形状再現の結果を示す。ここで Baseline とは原形状を表している。Fig. 2 から PARSEC 法で NACA0012 の形状を正確に再現できていることがわかる。また Fig. 3 を見ると、遷音速翼型である RAE2822 もほぼ正確に再現できている。一方、後に述べるように、NACA2212 と NEXST-1 の翼型は PARSEC 法による表現では完全には再現できなかった。PARSEC 法は遷音速翼型の設計を意図して開発された手法であるので、関数表現できる翼形状が限られていることは当然であるかも知れない。文献[3]にも報告されているが、遷音速機の翼以外の形状設計において、PARSEC 法のパラメータを用いた最適化手法では、得られる翼型に制限があり、設計空間が限られる場合があることがわかった。

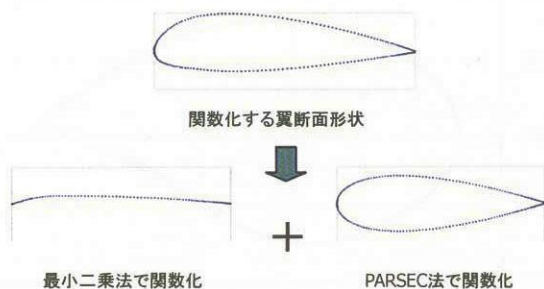
### 4. 提案する関数表現法(PARSEC 法の変更)

第2節でも述べたが、PARSEC 法におけるデザインパラメータの定義は設計者にとって有用な優れたものであるので、そのアイデアを生かし、表現可能な翼型の空間を広げることを試みる。その際に、関数表現のパラメータ数は増加させないこととする。

PARSEC 法でいくつかの翼型を正確に再現できない理由として、前縁半径の中心位置のずれが考えられる。前縁半径の中心位置はキャンパー上にあるべきであるが、PARSEC 法では前縁半径を決める際に、その中心位置を x 軸上にとっている。前縁半径は PARSEC 法の 11 デザインパラメータの中でも最も形状に影響するので、誤差がわずかであっても形状が大きくなりすぎてしまう可能性がある。PARSEC 法での正確な再現ができなかった翼型のキャンパーの曲率は比較的大きいことから裏付けられる。

前縁半径の中心位置の問題は、関数表現したい翼型をキャンパーと厚み分布に分けた後に関数表現することで解決できる。今回はキャンパー部分を6次の最小二乗法で、厚み分布部分を PARSEC 法で関数表現した。前縁の x 座標と z 座標は 0 となる様に座標軸を選ぶ。その場合、最小二乗法で表される方程式の定数項は必ず 0 となる。よって、キャンパー部分を表すために必要な関数係数の数は 6 となる。一方、厚み分布部分はかならず上下対象の形状となるので、上面か下面のどちらか一方の形状を関数表現できれば、もう一方は関数係数の符号の正負を逆にするによって得られる。したが

って、こちらも必要な関数係数の数は6である。キャンパー部分と合わせても係数の総数は12となり、この提案手法でも PARSEC 法と変わらないパラメータ数で翼形状を表すことができる。



## 5. 提案した手法での結果

上で紹介した手法で NACA2212, RAE2822, NEXST-1 の 30%セミスパン位置と 70%位置での翼断面を関数表現した結果を Figs. 4-7 に示す。先ほどと同様に Baseline は元の形状を現している。また、比較のため PARSEC 法で関数表現した結果も一緒に載せた。これらの結果から今回提案した手法は PARSEC 法よりも正確に Baseline を再現していることがわかる。このことは、Baseline からのずれの絶対値の平均値と最大値をグラフ化した Fig. 8 と Fig. 9 から数値的にも確認できる。グラフの  $error\_ave\_PARSEC$  は PARSEC 法でのずれの平均値、 $error\_max\_PARSEC$  は PARSEC 法でのずれの最大値、 $error\_ave\_Present$  は新しい手法でのずれの平均値、 $error\_max\_Present$  は新しい手法でのずれの最大値をそれぞれ表している。さらに、再現性の精度を空力性能との関連を含めて追求するならば、翼断面形状の 2 階までの微係数を比較することも有意義と考えられる。しかし、ここでは、形状を再現する段階でのずれを解消することを目的としたため、微係数までの比較は行っていない。微係数までの比較は今後の課題としたい。現段階では、形状が異なっていれば、微係数も異なり、翼型の空力性能が再現されないと考えるからである。

## 6. キャンパーと厚み分布のずれの影響

Figs. 10-13 は 4 次、6 次、8 次のオーダーで最小二乗法を用いてキャンパーを関数表現した際の Baseline からのずれの平均と、厚み分布を PARSEC 法で関数表現した際のずれの平均を表している。キャンパーについては次数が大きくなるほどずれは小さくなることがわかった。Figs. 4-7 に示した提案手法の結果は 6 次の最小二乗法でキャンパーを再現しており、6 次の場合の誤差なら全体の形状に大きな影響を与えないと思われる。

## 7. 圧力分布

翼の圧力分布はわずかな形状の相違でも大きく変わる可能性がある。そのため、関数表現した NEXST-1 の翼型の圧力分布を計算し、元の形状の圧力分布と比較した。格子点数は

約 36 万点、胴体と尾翼付でオイラー方程式を用いて計算した。また、計算条件は巡航状態でマッハ数が 2、揚力係数が 0.1 とした。

Fig. 14 と Fig. 15 は NEXST-1 の 70%セミスパン位置での圧力分布を表している。これも元の圧力分布とほとんど同じ結果となった。Fig. 14 の拡大図でもわかるように NEXST-1 の翼設計のポイントである、前縁における急激な膨張も忠実に再現されている。

## 8. おわりに

まず、PARSEC 法の翼型設計への適応柔軟性について検証した。遷音速翼型 RAE2822, 対称翼型 NACA0012 については良好な結果を得たが、NACA2212, NEXST-1 の 30%セミスパン位置と 70%セミスパン位置での翼断面形状については、十分な設計柔軟性が確認できず、11 パラメーター PARSEC 法は改善の余地があることがわかった。PARSEC 法の優れたアイデアを生かし、その設計における柔軟性つまり設計空間の大きさの拡張のため、PARSEC 法の派生版を提案した。これは、PARSEC 法の前縁半径の中心位置のずれを修正した新しい関数表現方法である。提案した方法では広い範囲の翼型が精度良く再現できるようになり、新手法の普遍性、柔軟性が確認された。空力性能は形状の 2 階までの微係数で左右されるので、微係数に関する考察も今後行う予定である。さらに、今回は 2 次元翼型の関数化を行ったが、翼型関数係数をスパン方向の関数とすることで、今後は 3 次元翼の関数表現を試みたい。

## 9. 謝辞

本研究は、平成 15 年 NEDO 度産業技術研究助成事業 01A53001d による援助を受けて実施致しました。援助に関し大変感謝しております。

## 参考文献

- [1] Oyama, A., Obayashi, S., Nakahashi, K., and Hirose, N., "Aerodynamic Wing Optimization via Evolutionary Algorithms Based on Structured Coding," *CFD Journal*, 2000
- [2] Sobieczky H., "Parametric Airfoils and Wings, Notes on Numerical Fluid Mechanics," 1998.
- [3] Wu, H., Yang, S., Liu, F., and Tsai, H., "Comparison of Three Geometric Representations of Airfoils for Aerodynamic Optimization," AIAA-2003-4095.
- [4] Sakata, K., "Supersonic Experimental Airplane (NEXST) for next generation SST technology," AIAA Paper, 2002-0527, 2002.
- [5] Matsushima, K., Iwamiya, T., Nakahashi, K., "Wing design for supersonic transports using integral equation method," *Engineering Analysis with Boundary Elements*, Vol. 28, pp. 247-255, 2004.
- [6] <http://www.as.go.dlr.de/helmut/geometry.html>



[7] Trenker, M., Hannemann, M., Sobieczky, H.:  
 Parameterized Geometries for Configuration Adaptation.  
 Proc. Symposium Transsonicum IV, pp.311-316, Kluwer  
 Academic Publishers 2003.

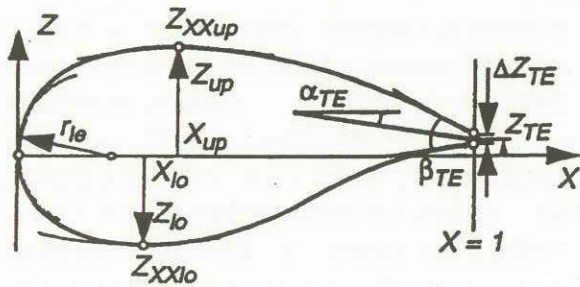


Fig.1 Design parameters for the PARSEC airfoils

- $r_{le}$ : curvature at the leading edge
- $X_{up}$ : x-coordinate at the crest of upper surface
- $Z_{up}$ : z-coordinate at the crest of upper surface
- $Z_{XXup}$ : curvature at the crest of upper surface
- $X_{lo}$ : x-coordinate at the crest of lower surface
- $Z_{lo}$ : z-coordinate at the crest of lower surface
- $Z_{XXlo}$ : curvature at the crest of upper surface
- $Z_{TE}$ : z-coordinate at the trailing edge
- $\Delta Z_{TE}$ : thickness of the trailing edge
- $\alpha_{TE}$ : trailing edge direction
- $\beta_{TE}$ : wedge angle at the trailing edge

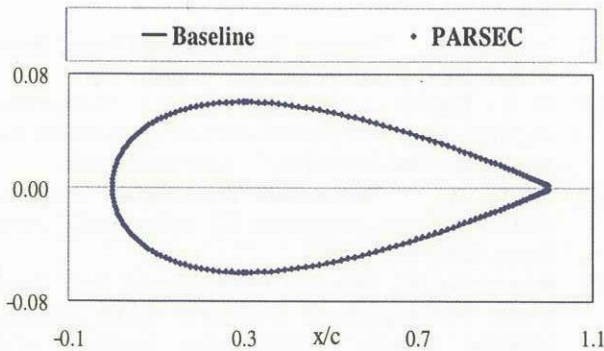


Fig.2 NACA0012 designed by the PARSEC method

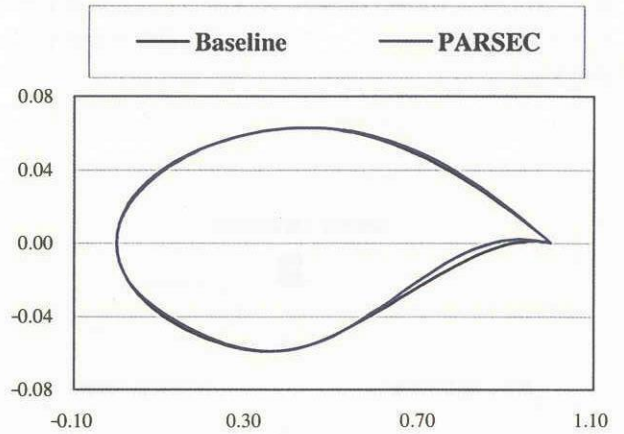


Fig.3 RAE2822 designed by the PARSEC method

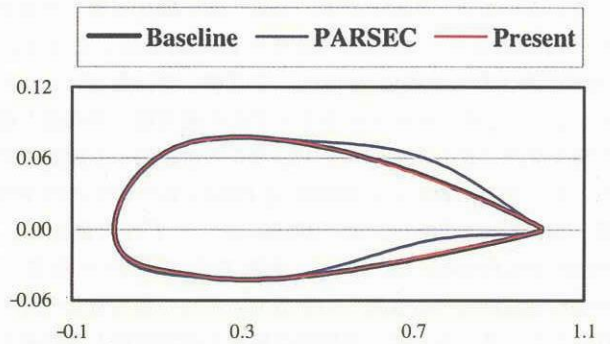


Fig.4 NACA2212 designed by the presented method

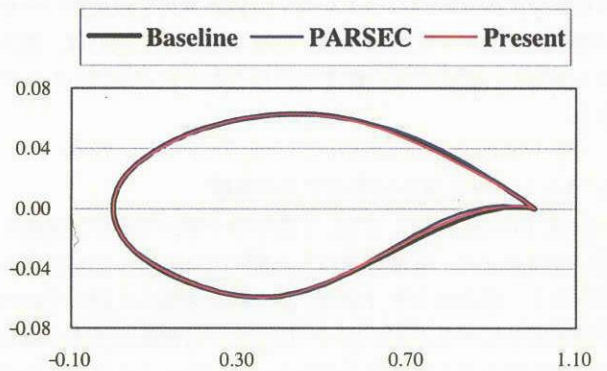


Fig.5 RAE2822 designed by the presented method

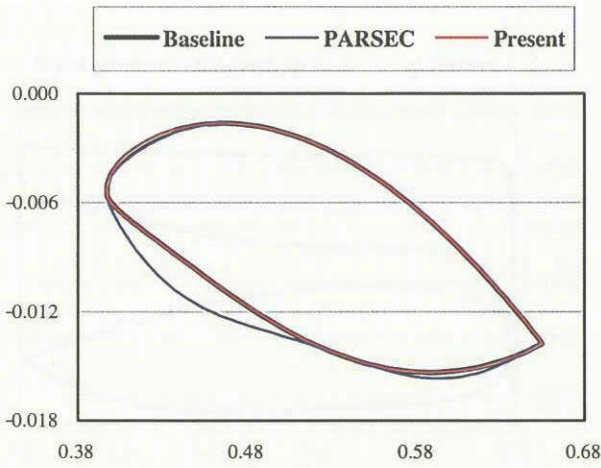


Fig.6 NEXST-1 airfoil at the 30% span station designed by the presented method

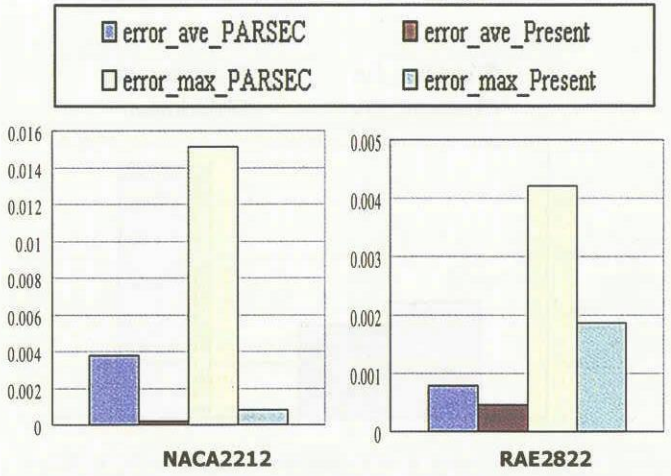


Fig.8 The average and maximum value of deviation from baseline for NACA2212 and RAE2822 designed by the PARSEC method and the presented method, respectively.

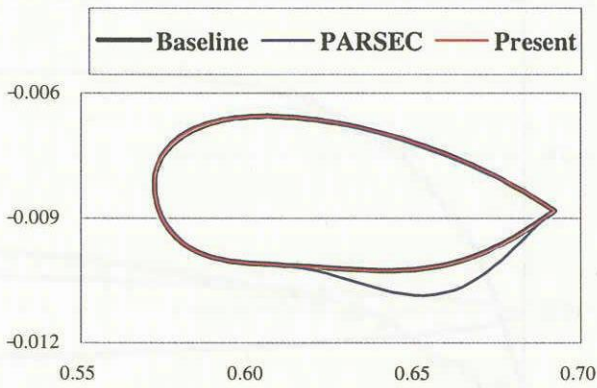


Fig.7 NEXST-1 airfoil at the 70% span station designed by the presented method

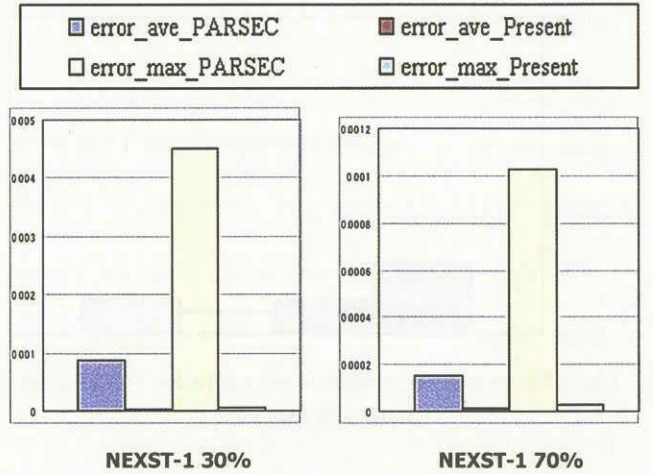


Fig.9 The average and maximum value of deviation from baseline for NEXST-1 airfoil at the 30% and 70% span stations designed by the PARSEC method and the presented method, respectively.

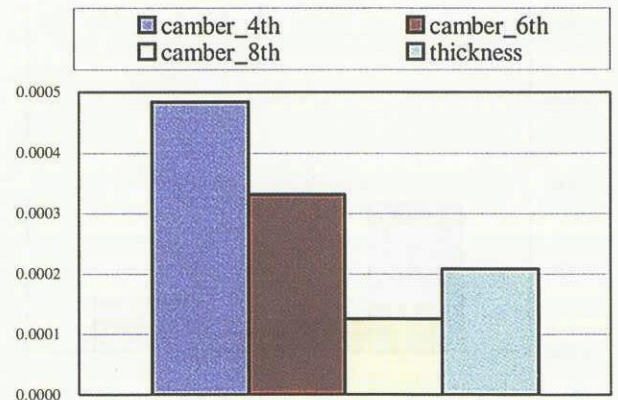


Fig.10 The average of deviation from baseline for NACA2212



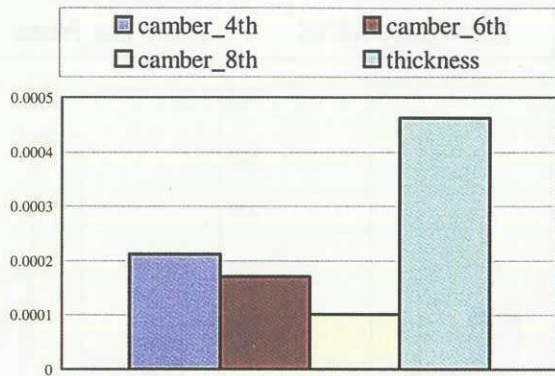


Fig.11 The average of deviation from baseline for RAE2822

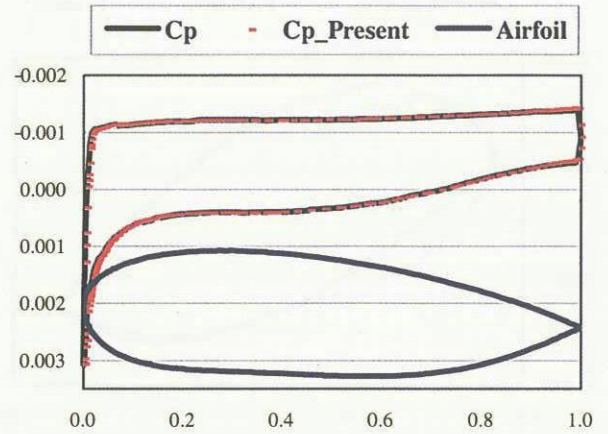


Fig.14 Cp distribution of NEXST-1 airfoil at the 70% span station

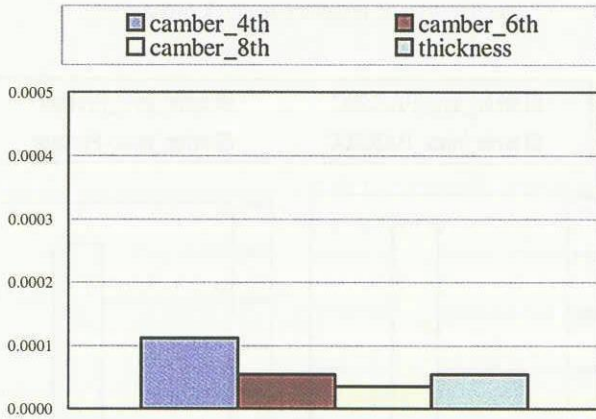


Fig.12 The average of deviation from baseline for NEXST-1 airfoil at the 30% span station

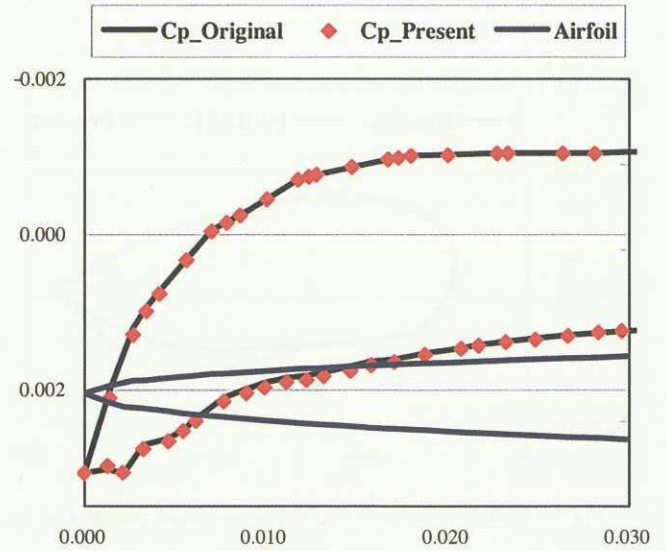


Fig.15 Cp distribution at the leading edge of NEXST-1 airfoil at the 70% span station

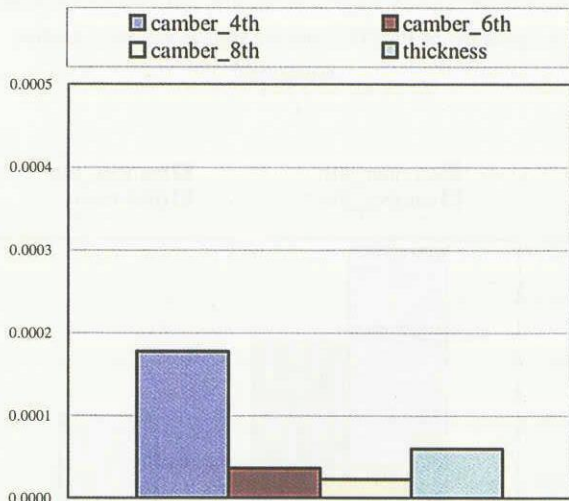


Fig.13 The average of deviation from baseline for NEXST-1 airfoil at the 70% span station