

翼の空力設計への進化アルゴリズムの適用

APPLICATION OF EVOLUTIONARY ALGORITHMS TO AERODYNAMIC WING DESIGNS

大山 聖¹⁾, 大林 茂²⁾, 中橋 和博³⁾, 廣瀬 直喜⁴⁾

Akira OYAMA, Shigeru OBAYASHI, Kazuhiro NAKAHASHI, and Naoki HIROSE

1)工修 東北大学大学院 工学研究科航空宇宙工学専攻

(〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉01, oyama@ad.mech.tohoku.ac.jp)

2)工博 東北大学助教授 工学研究科航空宇宙工学専攻

(〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉01, s.obayashi@computer.org)

3)工博 東北大学教授 工学研究科航空宇宙工学専攻

(〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉01, nakahash@ad.mech.tohoku.ac.jp)

4)工博 計算科学研究部 主任研究官 航空宇宙技術研究所

(〒182-8522 東京都調布市深大寺東 7-44-1, nahirose@nal.go.jp)

This paper discusses several coding methods for aerodynamic design through a reproduction of NASA supercritical airfoil and an aerodynamic shape optimization using an Evolutionary Algorithm (EA). The aerodynamic design demonstrates that the optimized designs using EAs depend on their coding methods. It also indicates the proper coding procedure leads to finding a better optimum in aerodynamic optimization problem.

Key Words : Evolutionary Algorithm, CFD, Wing, Design

1. 緒言

産業界にとって、製品開発に必要な期間とコストを大幅に短縮するために、数値流体力学(CFD)と数値最適化手法を用いた航空機やそのコンポーネントの空気力学的な形状設計は、今もっとも関心が持たれている研究分野のひとつである。しかしながら、空力形状最適化問題は、1)空力評価に必要なCFD計算が非常に高価である、2)設計変数に対する目的関数の分布(応答曲面)が多峰的でかつ強い非線形性を示す、などの理由から大域的な最適解を得ることが難しい。

一方、並列スーパーコンピュータなどに代表される近年の計算環境のめざましい発達によって、計算コストの問題は徐々に解消される方向に向かいつつある。また、進化アルゴリズム(EA)のロバスト性が認知されるにつれ、EAがCFDを用いた空力形状最適化に適用され、よい成果を上げてきている[1]。

しかし、現実的な航空機形状の最適化を考えた場合には、非常に多くの設計変数が必要であるという新たな困難に直面する。例えば航空機主翼の三次元形状を考えた場合、通常100~300程度の設計変数が必要である。これだけ設計変数の数が多いと単純にEAを適用しただけでは大域解を得るのが難しい。そこで、より少ない設計変数で正確に形状を表現でき、応答曲面も比較的単純化さ

れるような設計変数の選択(コード化)を行うことも大切になる。

コード化を行う上で重要なのは、(1)十分な表現空間を持つこと、(2)必要な設計変数の数が少ないこと、(3)応答曲面の複雑性をなるべく緩和すること、である。特に翼型は航空機の空気力学的特性を左右する重要な要素であるが、微妙な流線型で構成されるため、上述の条件を満たしながらコード化するは単純ではない。これまで様々な様々な設計変数の取り方が提案されているが([2]-[5])、それらについて空力最適化を行う上での比較を行った文献は少ない。

よって、本研究ではEAを用い、各翼型のコード化手法をスーパークリティカル翼型の再現性のテストとそれらのコード化手法による空力形状最適化を行うことによって、コード化手法についての比較を行い、空力形状最適化に適したコード化手法を示すことを目的とする。

2. 翼型のコード化手法

本研究で比較を行ったのは2段階のJoukowski変換によるコード化[2]、Theodorsen変換によるコード化[3]、Changらの直交多項式によるコード化[4]、Sobieczkyの多項式によるコード化[5]、B-Spline曲線によるコード化、の5つである。これらについて簡単に述べる。

(1) 2段階のJoukowski変換によるコード化

式(1)に示されるJoukowski変換によって、複素平面上的の円が楕円形の前縁ととがった後縁をもつ翼型に変換されることが知られている。2段階のJoukowski変換では、この変換の前に円が微量だけしか変形しないように微量なパラメータ ϵ を含むJoukowski変換(式(2))を行うことによって、様々な翼型形状を表現する。必要とする設計変数は、変換される円の中心座標 X_c, Y_c 、複素数 ϵ の実部と虚部、実数 Δ の5つで、他の手法に比べて少ない設計変数で様々な翼型を表現できることが特徴である。また、複素数 ϵ を与える代わりに後縁に変換される円上の座標 X_t, Y_t を用いることにより、空気力学的に重要な翼厚分布とキャンバーをそれぞれ、 X_c, Y_c と X_t, Y_t が制御することが知られている。

$$z_2 = z_1 + \frac{1}{z_1} \quad (1)$$

$$z_1 = z_0 - \frac{1}{z_0 - \epsilon} \quad (2)$$

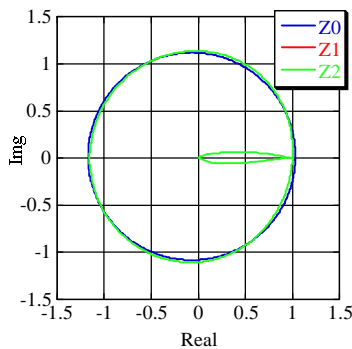


Figure 1. Extended Joukowski transformation.

(2) Theodorsen変換によるコード化

式(3), (4)に示されるTheodorsen変換は任意の形状を円に写像することを利用し、この逆変換を用いて翼型を表現する手法である。式(4)の部分積をどこでうち切るかによって任意の設計変数の数をとることができるが、ここでは13としている。

$$V = z' + \frac{a^2}{z'} \quad (3)$$

$$z' = z \exp\left(\sum_0^{\infty} \frac{C_n}{z^n}\right) \quad (4)$$

(3) Changらの直交多項式によるコード化

NACAで開発されたNACA4桁シリーズの翼型が直交多項式で定義されることに着目し、Changらは翼型形状を直交多項式で表現することを提案した。設計変数はそれぞれの項の係数であり、具体的には式(5)に示される直交多項式を用いる。この手法が必要とする設計変数の数は20である。

$$Z = a_1(x^{\frac{1}{2}} - x) + \sum_{n=2}^6 a_n(x^{n-1} - x^n) + \sum_{n=7}^{10} a_n(x^{\frac{1}{n-4}} - x^{\frac{1}{n-5}}) \quad (5)$$

(4) Sobieczkyの多項式によるコード化

この手法も式(6)に示される多項式で翼型形状を表現する手法である。Changらの手法と違う点は、直接的に空気力学的に意味のないそれぞれの項の係数を設計変数にとるかわりに、図2に示されるように前縁半径や最大翼厚とその位置、後縁の角度など、空気力学的に重要であると思われるパラメータを設計変数にとることである。これにより、応答曲面の複雑性が緩和され、最適解が得やすくなることが考えられる。多項式の係数とこれらのパラメータの関係は簡単な計算によって求めることができる。ここでは後縁の縦座標 Z_{TE} を0に固定したため、必要とする設計変数の数は9となった。

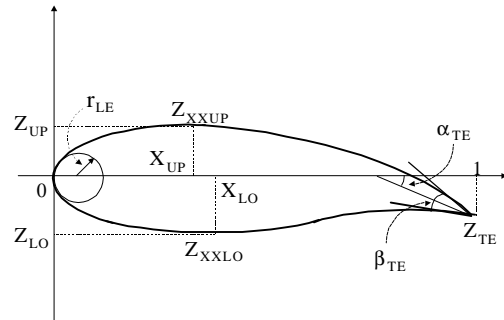


Figure 2. Design variables for Sobieczky's coding.

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

(5) B-Spline曲線によるコード化

B-Spline曲線によって翼型形状を表現する手法である。B-Spline曲線の制御点の座標が設計変数になる。ここでは翼厚分布とキャンバーを別々のB-Spline曲線を用いて定義し、それらを重ねることによって翼型形状を表現する(図3)。翼厚分布とキャンバーについてそれぞれ3つの制御点を用いたので設計変数の数は12である。

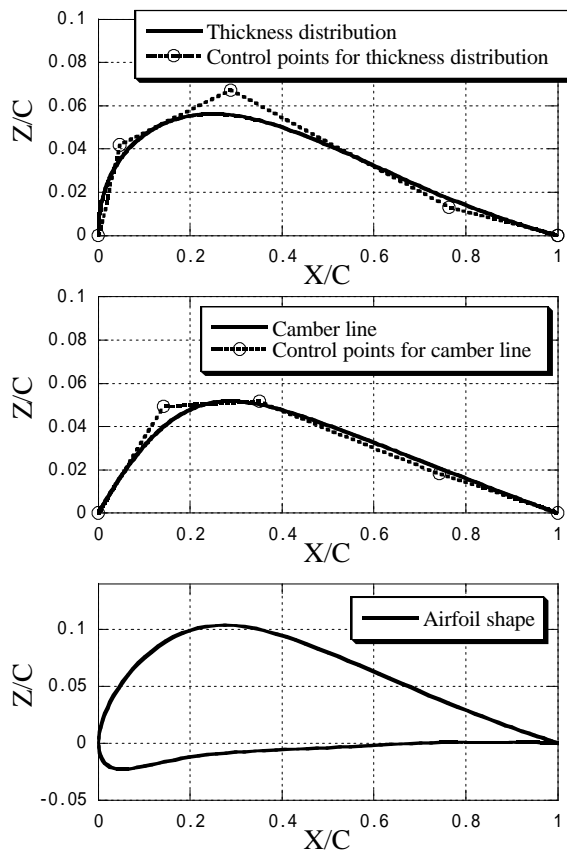


Figure 3. Coding airfoil shape using B-Spline curve.

3. スーパークリティカル翼型の再現

各コード化手法が十分な表現空間を持っているか調べるため、遷音速領域で抵抗が少ないとされるSC(2)-0414翼型形状の再現性を確認する。SC(2)-0414翼型の再現は、設計候補の形状とSC(2)-0414翼型形状との差の面積をEAで最小化する事によって行う。実数領域での探索能力を上げるため、荒川らの領域適応型遺伝的アルゴリズム[6]を実数コーディングにしたものを用いる。領域適応型遺伝的アルゴリズムは、最適化に先立って定義される設計変数の探索領域に影響されにくいいため、従来のEAよりもロバストであると考えられる。集団の大きさを200、世代数を300として5回の試行を行ったときのもっともよい最適解の形状と残差を図4と表1に示す。Sobieczkyの多項式、Theodorsen変換、B-Spline曲線によるコード化手法を用いた場合は、翼厚のある後縁付近を除いてSC(2)-0414翼型を表現できているが、2段階のJoukowski変換、Changらの直交多項式によるコード化手法を用いた場合は表現できない。これは、2段階Joukowski変換は設計変数が少ないため表現空間が小さいこと、Changらによるコード化手法は別に行った厳密解が存在する翼型の再現も同様に表現できなかったことから、設計変数同士の相互作用が大きく最適化が難しいこと、が原因であると考えられ、これらの2つのコード化手法は空力最適化に適さないと思われる。

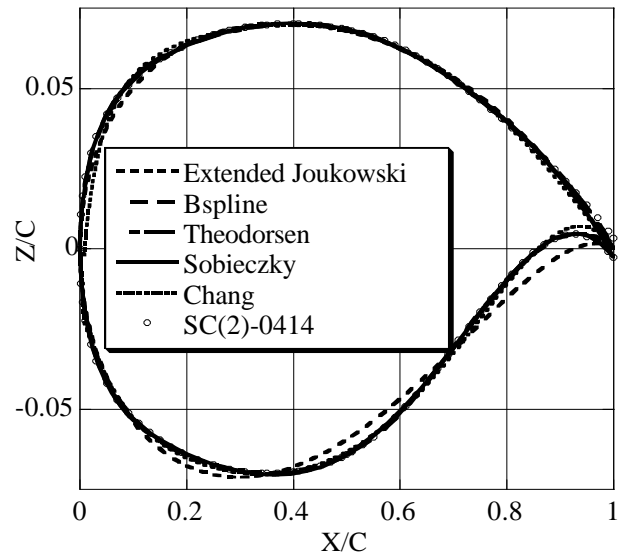


Figure 4. Comparisons of reproduced airfoils.

Table 1. Residual for sc2-0414 representation.

Extended Joukowski	Chang	Sobieczky	Theodorsen	B-Spline
4.17e-3	2.40e-3	8.00e-4	7.02e-4	6.51e-4

4. 空力最適化

次に、スーパークリティカル翼型を再現することができたSobieczkyの多項式、Theodorsen変換、B-Spline曲線を使ったコード化手法と、2段階のJoukowski変換によるコード化手法について、翼型形状の空力最適化を行う。

最適化目的は翼型の揚抗比(L/D)最大化とし、空力評価には2次元Navier-Stokesコードを用いた。自由流マッハ数0.8、迎え角2度とし、最大翼厚比が0.12以上となるように制約条件を加えてある。最適化ツールとしては上述の領域適応型遺伝的アルゴリズムを用い、集団の大きさ100、世代数100とした。それぞれのコード化手法を用いて得られた最適解の揚力係数、抗力係数および揚抗比を表2に示す。表からわかるように、最適解はコード化手法に大きく依存した。その中でもSobieczkyのコード化手法を用いて得られた最適解がもっともよい揚抗比を得た。これはスーパークリティカル翼型の再現からわかるように、比較的少ない設計変数で十分な表現空間を持っていること、設計変数が直接的に空気力学的に重要なパラメータになるように工夫されており、応答曲面の複雑さが緩和されているためだと思われる。Sobieczkyのコード化手法を用いて得られた翼型形状と圧力分布を図5に示す。破線で示されているのは音速のときの圧力係数(臨界圧力係数)であり、これより圧力が小さい(図では上方向)にあるとき流れは超音速となる。得られた翼型は上面の大部分について一定の比較的高い圧力係数を持ち、発生した衝撃波による圧力上昇は臨界圧力係数に近い値で終了している。これらの特徴は遷音速領域で支配的な翼型の造波抵抗を少なくするために必要であることが知

られており[7]、E Aによって得られた最適解の妥当性を示すものと思われる。

Table 2. Result of aerodynamic optimization.

	Theodorsen	B-Spline	E Joukowski	Sobieczky
L/D	31.78	31.89	34.71	39.40
Cl	0.54945	0.4845	0.5485	0.6253
Cd	1.729E-02	1.519E-02	1.580E-02	1.587E-02

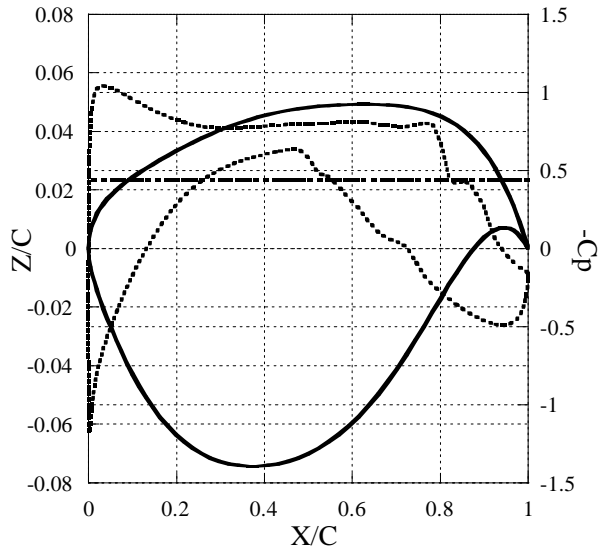


Figure 5. Designed shape and the corresponding Cp distribution using Sobieczky's polynomial functions.

その一方で、Theodorsen変換によるコード化手法で得られた最適解は比較的小さい揚抗比を示した。図6に示すように、このコード化手法はSobieczkyのコード化手法を用いて得られた最適解を表現することが可能であったことから、揚抗比が小さかった理由は、設計変数が空気力学的に意味のないパラメータであるため、不必要に目的関数の複雑性が増し、局所解しか得られなかったためであると考えられる。

B-Spline曲線によるコード化手法を用いた場合も低い揚抗比を持つ翼型しか得られなかった。図6に示すSobieczkyのコード化手法を用いて得られた最適解の再現で気づいたことだが、これはキャンバーを定義する制御点の座標に負の値にならないという制約条件を加えてしまったため、負のキャンバーを持つ翼型が最適解の探索空間から排除されてしまったことによるものと思われる。今後、負のキャンバーを許して最適解をやり直す必要がある。

2段階のJoukowski変換によるコード化手法は表現空間が狭いと考えられるにもかかわらず、得られた最適解はTheodorsen変換やB-Spline曲線によるコード化手法を用いた場合よりもよい最適解が得られている。これは他のコード化手法よりも設計変数の数が少ないこと、設計変数

が空気力学的に重要な翼厚分布とキャンバーを直接制御していることから、探索空間内での大域的な最適解にたどり着くことができたためであると考えられる。

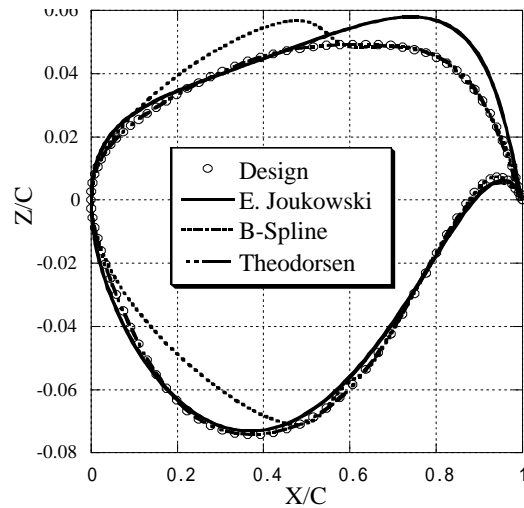


Figure 6. Reproduction of the design obtained with Sobieczky's coding.

5. 緒言

空力形状最適化は複雑な応答曲面や高価な評価計算などにより最適化が難しい問題であり、形状のコード化手法が重要である。本研究ではスーパークリティカル翼型の再現と空力最適化を通し、翼型の様々なコード化手法について比較を行った。空力最適化問題においては、得られる最適解はコード化手法に大きく依存するため、最適設計を行う前に十分にコード化手法に関して検討を行う必要がある。また、適当なコード化手法を用いれば大域的な最適形状がE Aにより得られることを示した。今回比較を行った翼型のコード化手法では、Sobieczkyの多項式を用いたコード化手法がもっとも空力最適化に適するものと考えられる。

参考文献

- 1) D. Quagliarella et al : *Genetic Algorithms in Engineering and Computer Science*, John Wiley and Sons, 1997
- 2) R. T. Jones : 翼理論, 日刊工業新聞社, 1993
- 3) T. Theodorsen, and I. E. Garrick : *General Potential Theory of Arbitrary Wing Sections*, NACA TR 452, 1933
- 4) I. Chang et al. : *Geometric Analysis of Wing Sections*, NASA TM 110346, 1995
- 5) H. Sobieczky : *Geometry Generator for CFD and Applied Aerodynamics*, CISM Courses and Lectures, Springer Wien, No. 366, pp137-158, 1997
- 6) 荒川雅生, 荻原一郎 : 領域適応型遺伝的アルゴリズムの開発 (精度及び収束性の向上のためのオペレータの提案), 最適化シンポジウム講演論文集, 1998
- 7) C. D. Harris : *NASA Supercritical Airfoils*, NASA TP 2969, 1990

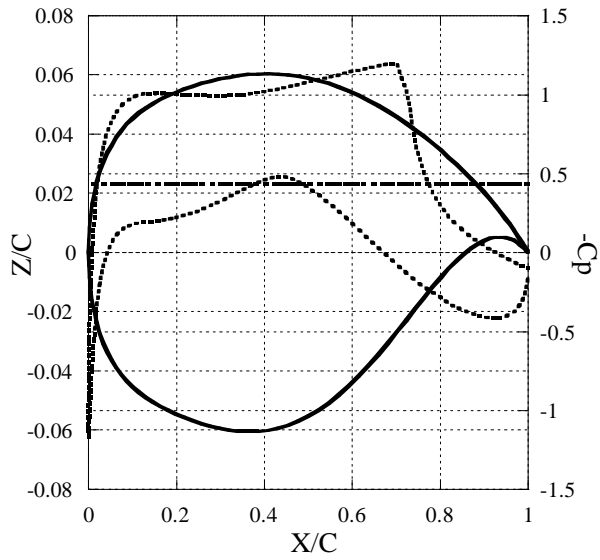


Figure 6. SC(2)-0412 airfoil with sharp trailing edge and the corresponding C_p distribution.

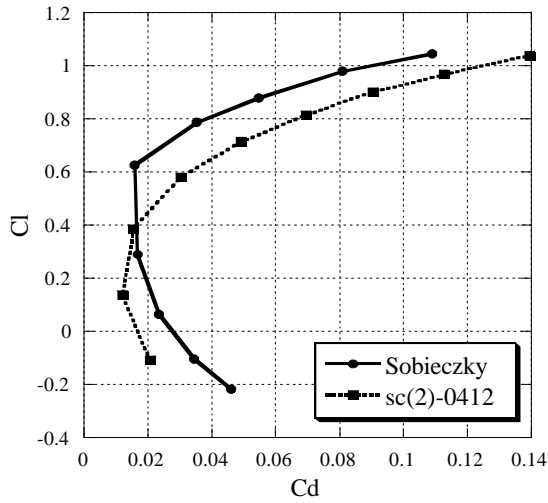


Figure 7. Comparison of the design obtained using Sobieczky's polynomial with SC(2)-0412.

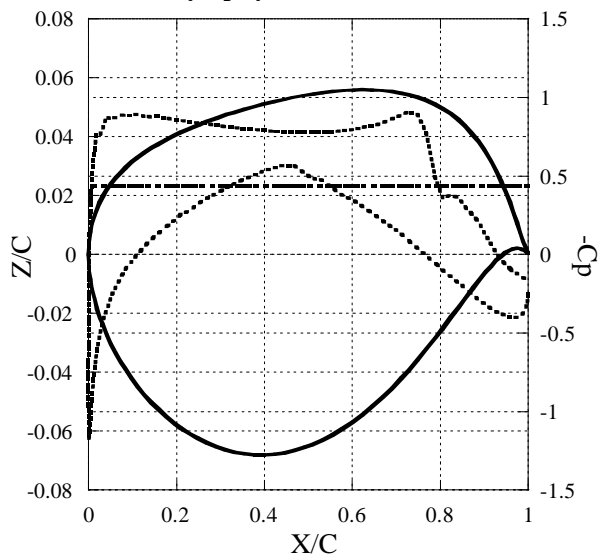


Figure 8. Designed shape and the corresponding C_p distribution using Extended Joukowski Transformation.

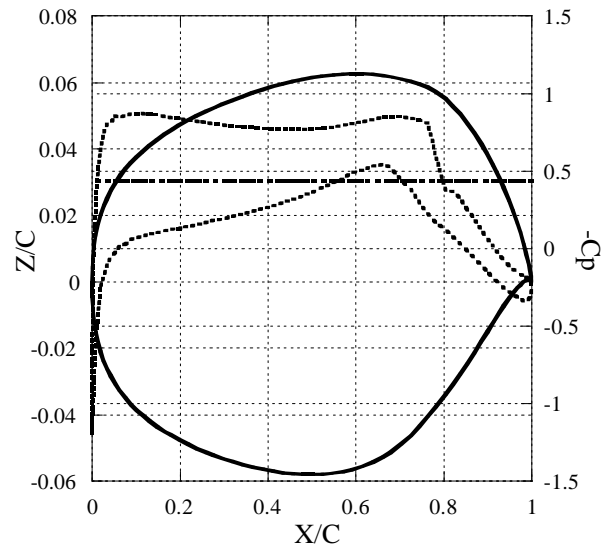


Figure 9. Designed shape and the corresponding C_p distribution using B-Spline curve.

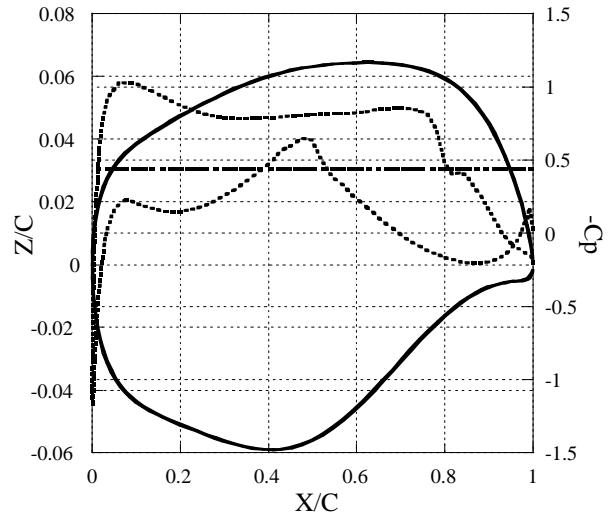


Figure 10. Designed shape and the corresponding C_p distribution using Theodorsen transformation.

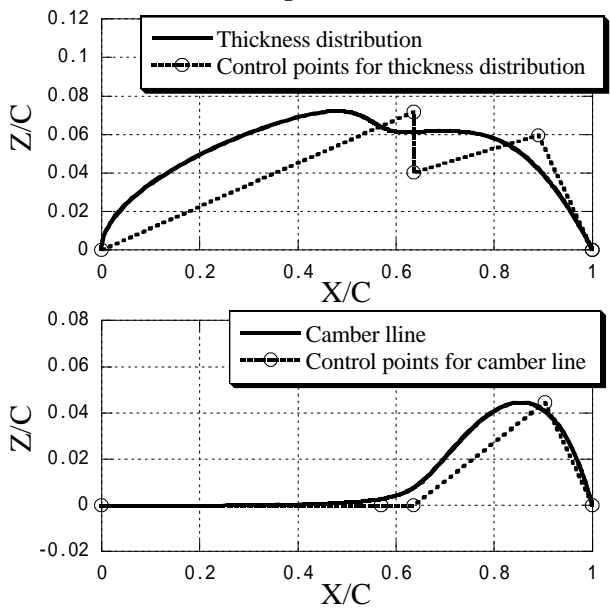


Figure 12. B-Spline control points for reproduction of the design obtained with Sobieczky's polynomial.