

ナビアストークス解法をベースにした超音速翼型の逆解法

神谷信彦（名大工）、玉置秀海（本田技研）、廣瀬直喜、石田洋治（航技研）

ON AN INVERSE PROBLEM FOR A SUPERSONIC AIRFOILS BASED ON NAVIER-STOKES APPROXIMATION

by NOBUHIKO KAMIYA, HIDEMI TAMAKI, NAOKI HIROSE, YOJI ISHIDA

ABSTRACT

Takanashi's iterative residual-correction method is applied to the design of supersonic airfoils. Airfoil geometry correction is obtained by use of inverse solutions calculated from the differences between the computed and the prescribed pressure distributions. Inverse solutions are obtained by Prandtl-Meyer function or linearized theory. The pressure distributions are obtained numerically by the code NSFOIL, where Navier-Stokes approximations are used. Some examples of the calculations are presented.

1. まえがき

これまで超音速翼の設計法はいろいろあるが^{1),2),3),4)}、殆んどが線形理論を用いてワープを設計するもので、翼の厚みを設計するものではない。前縁での剥離発生を防ぐためには、翼の厚みも含めて設計するほうが望ましい。特に層流制御には剥離を防ぐことが重要である。ここでは、前縁が丸い場合を含めて、翼面上の圧力分布を与えて超音速翼型を設計する方法を報告する。本研究の目的の第1は、3次元超音速翼のNS近似の精度での設計法を確立する準備段階として、2次元翼型についていろいろな問題点を解決することにある。従って、3次元翼への拡張に考慮を払った。第2は航技研で計画している2次元超音速層流制御実験の翼型設計のツールの開発にある。

2. 設計法

本設計法は、指定された圧力分布を実現するような超音速翼型を求めるものである。与えられた翼の超音速翼型解析により求めた圧力分布と目標圧力分布との差である圧力残差から逆解法により翼修正量を求める、残差修正反復法⁵⁾に基づいている。

2.1 フローチャート

本設計法のフローチャートを図1に示す。設計手

順は、まず設計者の望む目標圧力分布 C_{PS} を与える。次に初期翼座標 f を与えて解析部に送り、 C_p 分布を得る。初期翼は任意の形状を与えて良い。この値 C_p と目標圧力分布 C_{PS} との残差 $\Delta C_p = C_{PS} - C_p$ を逆問題コードを用いた設計部に送り、翼修正量 Δf を求める。後縁が閉じているためには、後縁での翼修正量 $\Delta f(TE) = 0$ である必要があるが、解は一般にこの条件を満たさず、 $\Delta f(TE) \neq 0$ となる。後縁の閉じた翼形状を見つけるために初期翼の厚み比を変更するループ Changed Thickness を設計部に組み込んだ。初期翼の厚み比と $\Delta f(TE)$ は、ほぼ直線的に変化するので、内挿または外挿を用いることにより初期翼の正しい厚み比を決定するのは容易である。 $\Delta f(TE) = 0$ になったら新しい翼形状 $f = f + \Delta f$ を再び初期翼として、 $\Delta C_p \approx 0$ となるまで同じ手順を繰り返す。

本手法における設計の精度は解析部に依存する。したがって、設計部は出来るだけ簡単かつ正確な Δf が導ける数理モデルを考え、定式化することが望ましい。なぜなら解析部に Navier-Stokes 解析コードを用いれば、一回の解析時間にはかなりのCPU時間が必要であり、これを反復使用することにより全体にかかる計算時間は飛躍的に増大するので、設計部にかかる計算時間及び反復回数をなるべく少なくする必要があるからである。

2.2 解析部

解析部には、航空宇宙技術研究所の2次元翼型解析汎用コード NSFOIL⁶⁾と、翼型メッシュ形成汎用コード AFMESH⁷⁾を使用した。NSFOILは2次元時間平均 Navier-Stokes 方程式を IAF法を用いて解く遷音速翼型解析プログラムで、乱流モデルとして Baldwin-Lomax の代数乱流モデルを取り入れている。これは遷音速解析用に開発されたものであるが、マッハ数2程度ならば超音速翼型解析にも使用可能である。AFMESHは遷音速翼型のための格子形成プログラムである。

2.3 設計部

設計部は前縁付近の亜音速部分を除いた超音速領域で修正を加えている。

2.3.1 設計部1

翼面上の超音速領域は膨張波のみであって、衝撃波からの反射等は考えないと仮定し、Prandtl-Meyer の膨張波の式から以下の2階の常微分方程式が導かれる。

$$\frac{d^2 \Delta f(x)}{dx^2} = \frac{d^2 f_s(x)}{dx^2} - \frac{d^2 f(x)}{dx^2}$$

$$= -\frac{\sqrt{M_s^2 - 1}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_s^2} \frac{1}{M_s} \frac{dM_s}{dx} + \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2} \frac{1}{M} \frac{dM}{dx}$$
(1)

を、 $M, M_s > 1$ である $x = x_{start}$ から、

$$\Delta f(x_{start}) = 0, \quad \frac{d\Delta f(x_{start})}{dx} = 0$$
(2)

という初期条件のもとに解 Δf を求める。数値解法にはルンゲクッタ法を用いた。(2)の第2の初期条件は、 $x = x_{start}$ において修正翼形状が滑らかであるための条件である。

2.3.2 設計部2

超音速線形理論を用いて定式化を行う。すると以下の一階の常微分方程式を得る。

$$\Delta C_p = \frac{2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \frac{d\Delta f(x)}{dx}$$
(3)

を、上記と同様に $x = x_{start}$ から、

$$\Delta f(x_{start}) = 0$$
(4)

という初期条件のもとに同じくルンゲクッタ法を用いて解く。

設計部は、式(1)、(3)に示されるように極めて簡単なもので、名大大型計算機センターのM-1800を利用して、図形処理も含めて、CPU時間は殆ど意識しない程度である。

3. 設計例

設計条件は一様流マッハ数 $M_\infty = 2.0$ 、初期翼には NACA0005 を用いた。また、後縁閉じの条件として修正翼 f_s の後縁の厚みについて、

$$0 \leq f_s(TE) \leq 0.0002$$
(5)

という条件を課した。

翼の修正を開始する点 $x = x_{start}$ は局所マッハ数が1を超える格子点の x 座標として決めた。線形理論による設計で翼の曲率が大きい場合、計算が発散してしまうことがあるので、その場合は x_{start} を少し後縁方向に移動して修正を行った。

本論文では目標圧力分布は、指定された迎角を持つ目標翼型について NS-FOIL を解いて得たものとした。表1に4種の目標翼型、迎角を示す。例えば設計例2では、対称翼 NACA64A006 の迎角 2° の場合の圧力分布を目標圧力分布とする。目標圧力分布が与えられると、図1のフローチャートに従って計算を行う。このフローチャートで、後縁を閉じさせる迄を一つの設計ステップと考える。1ステップ中に後縁を閉じさせるために行った厚み修正反復回数を表1に示す。

それぞれの目標圧力分布について、Prandtl-Meyer 関数による設計と線形理論による設計を両方行った。

3.1 目標圧力分布1

NACA64A006 を迎角 0° で NS-FOIL で解いたものを目標圧力分布とした。

3.1.1 Prandtl-Meyer 関数による設計

3設計ステップで合計10回の厚み修正を加えた。設計を開始する点 x_{start} は翼弦長の0.3%からすなわち、 $x_{start} = 0.003$ として行った。図2で各ステップごとの翼型と圧力分布を目標翼と比

較する。なお、翼型はわかり易いように厚み方向に10倍に拡大してある。圧力分布、翼形状ともに良好な収束翼が得られている。

3.1.2 線形理論による設計

x_{start} は同じく0.003である。目標翼との比較図を図3に示す。1ステップ目でかなり目標翼に近づいたが、2ステップ目ではむしろ目標翼から遠ざかっている。この後さらに5ステップまで修正を行ったが、結局これ以上収束することはなかった。

3.2 目標圧力分布2

NACA64A006を迎角 2.0° でNS-FOILで解いたものを目標圧力分布とした。初期翼NACA0005の圧力分布も、迎角 2.0° のものである。各ステップでの入力翼の圧力分布は迎角 2.0° で計算している。

3.2.1 Prandtl-Meyer 関数による設計

3ステップ、合計14回の修正を加えた。 x_{start} は0.003である。計算結果を図4に示す。修正反復回数は迎角が 0.0° の場合に比べ若干増えているが、良好な収束翼が得られた。

3.2.2 線形理論による設計

x_{start} は0.005である。目標翼との比較図を図5に示す。迎角無しの場合と同様、2ステップ目以降はステップが進につれ、むしろ目標翼との差は大きくなっている。この後さらに修正を続けたが、修正ステップ1での修正翼がもっとも目標翼に近かった。

3.3 目標圧力分布3

非対称翼の設計例である。層流翼の1種であるGarabedian-Korn翼の厚みを、6%程度に薄くした翼の圧力分布をNS-FOILで求めたものを目標圧力分布とした。迎角は 0.0° である。

3.3.1 Prandtl-Meyer 関数による設計

結果を図6に示す。3ステップ、合計20回の修正を行った。 x_{start} は0.005である。対称翼の設計に比べ後縁が閉じた翼を得るのにより多くの反復計算を要した。ステップが進むにつれて収束性が必ずしも向上せず、3ステップの修正

では十分に収束していない。

3.3.2 線形理論による設計

目標翼との比較図を図7に示す。 x_{start} は0.005である。対称翼の設計例と異なり、ステップが進むにつれ徐々にではあるが目標翼に近づいており、3ステップでかなり収束している。

3.4 目標圧力分布4

設計例3と同じ翼で、迎角 2.0° での圧力分布を目標圧力分布とした設計例である。

3.4.1 Prandtl-Meyer 関数による設計

結果を図8に示す。 x_{start} は0.003である。迎角無しの場合に比べ2ステップ目以降での反復回数が多い。

3.4.2 線形理論による設計

目標翼との比較図を図9に示す。 x_{start} は0.003である。3ステップで目標翼との差はPrandtl-Meyer関数の場合より良い。

3.5 考察

Prandtl-Meyer関数による設計部は特に対称翼の設計においては迎角の有無に拘らず良好な収束性を示した。逆に非対称翼の設計では後縁が閉じた修正翼を得るのにかなりの反復修正を要し、また、対称翼と比べると収束性が落ちる。Navier-Stokes解析にかかる計算時間を考えると、もっと少ない反復回数で後縁の閉じた翼を得る改良が必要である。

一方、線形理論による設計部は対称翼の設計では修正が進むにつれ、むしろ目標翼から遠ざかるという奇妙な現象を呈した。非対称翼の設計ではPrandtl-Meyer関数の設計部に比べ、少ない反復回数で後縁の閉じた翼がえられ収束性も良好であった。線形理論による設計部は2次元でうまくゆけば3次元への拡張が期待できる。今回良好な結果を得られたことで、超音速での3次元翼の設計に道が開けたと言える。

一方上記の第2ステップ以降のすべての設計例において、NS-FOILによる解析結果は目標圧力分布に非常に近い。これは、目標圧力分布を持った翼を設計出来たということであり、少なくともNavier-Stokes近似の精度では目標を達成したとも言える。また、目標翼と僅かではある

が異なる設計翼と目標翼の圧力分布が一致しているということは、極く僅かな圧力分布の相違が翼型の可成りの相違をもたらすこと、あるいは、同じ圧力分布を持つ翼は唯一ではないことを示している。このことは、圧力分布が殆ど同じでも、例えば揚抗比が可成り異なることがあり得ることを意味しており、翼型の最適化が必ずしも容易ではないことを示唆している。

本設計法は設計翼の圧力分布が目標圧力分布と殆ど一致したこと、設計翼の翼型が目標翼とほぼ一致したことの2点で、超音速翼型設計法として実用的なものであると思われる。

4. 結論

(1)超音速において Navier-Stokes 解析コードを直接組み込んだ、“残差修正反復法”による翼型設計法を確立した。

(2)実在する翼を設計目標とした検証では、収束性、反復回数ともに実用上問題ないレベルであった。

(3)得られる解の精度は解析部に依存するので、解析コードの精度を上げることで、設計部を変えることなく設計精度を高めることができる。

(4)超音速線形理論を用いた設計部で2次元において良好な結果が得られたので、3次元への拡張が期待できる。

文献

1. Warren a. Tucker, A Method for the Design of Sweptback Wings Warped to Produce Specified Flight Characteristics at Supersonic Speeds, NACA Report 1226, 1955.
2. M.J.Mann and H.W.Carlson, Aerodynamic Design Supersonic Cruise Wings with a Calibrated Linearized Theory, J. Aircraft, vol.31, No.1, 1989.
3. Kenneth.B.Walkley and Gregory E. Smith, Application of a Full Potential Method to Supersonic Aircraft Design and Analysis, J. Aircraft vol.26, No1, 1989.
4. 吉田憲司、葉山憲司、SST 主翼 Warp 形状の効果について、第 28 回飛行機シンポジウム講演集、1990
5. 高梨 進、三次元遷音速翼の理論的設計法、航技研報告 TR830、1984。
6. 河合伸坦、廣瀬直喜、“高レイノルズ数遷音速流翼型解析プログラム NSFOIL の開発”、航空宇宙技術研究所報告、TR-816、1984.
7. 航空宇宙技術研究所汎用コード NSFOIL 使用手引書。航空宇宙技術研究所、1987.

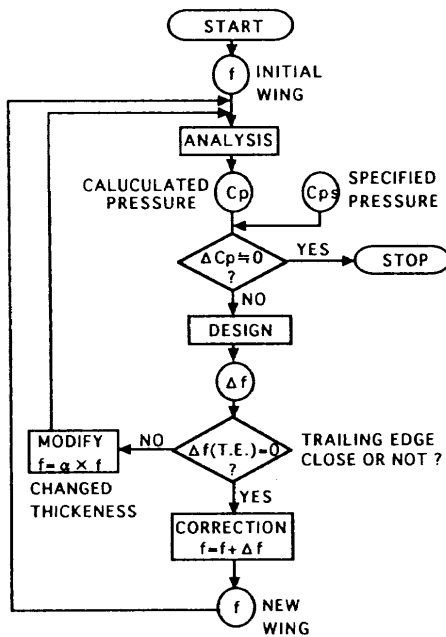


図1 設計法のフローチャート

翼番号	使用設計理論		P-M			線形理論		
	設計ステップ		1	2	3	1	2	3
	目標翼型	迎角						
1	NACA64A006 (対称翼)	0	5	4	1	2	3	3
2	NACA64A006 (対称翼)	2	5	4	5	1	2	3
3	変更KORN翼 (非対称翼)	0	11	6	3	3	4	4
4	変更KORN翼 (非対称翼)	2	7	8	6	3	4	4

表1 目標翼型と各設計ステップごとの厚み修正反復回数

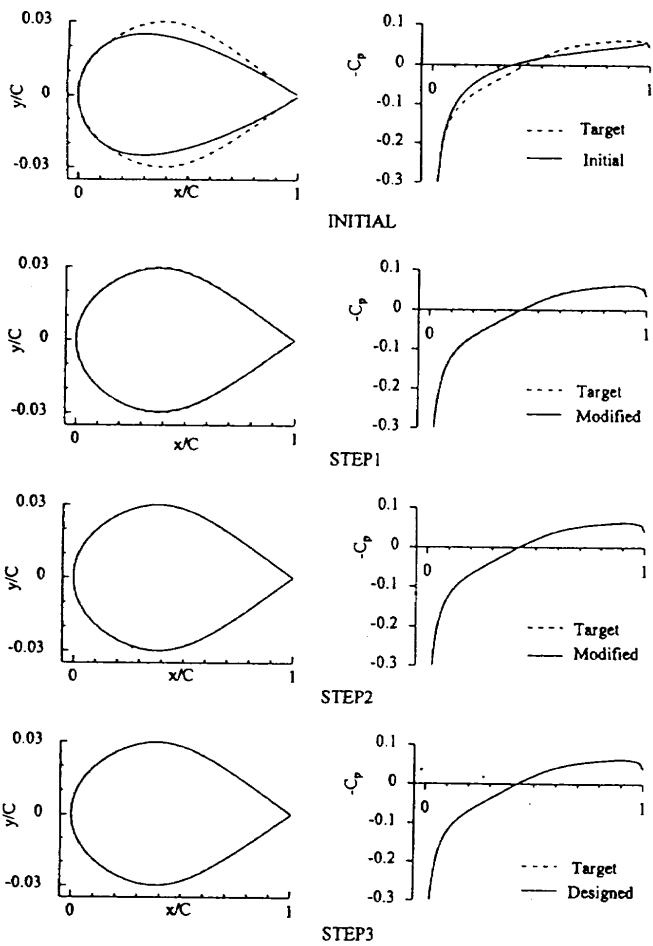


図2 Prandtl-Meyer 関数による設計 (対称翼、迎角 0.0)

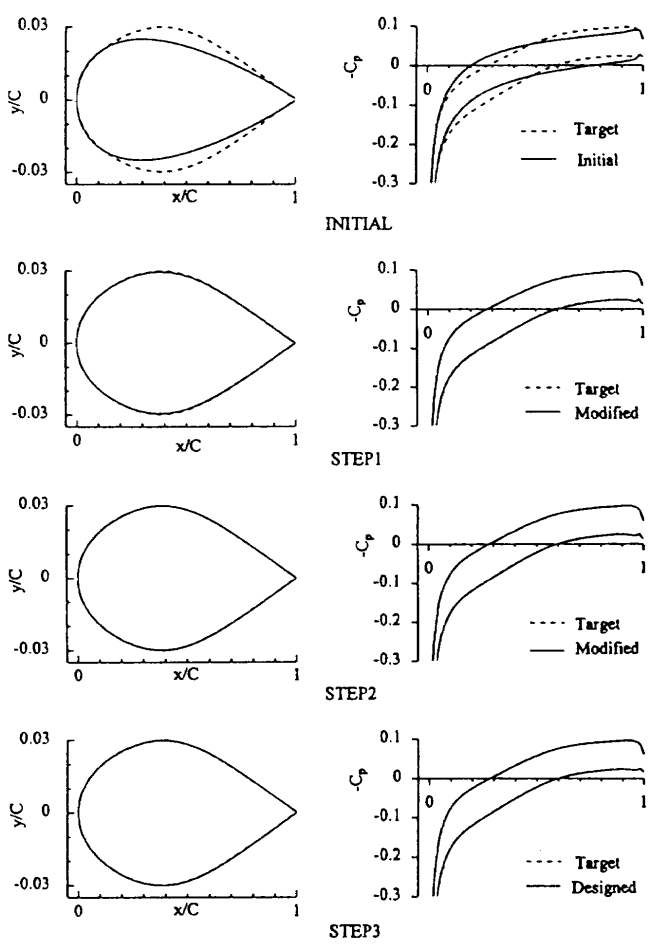


図4 Prandtl-Meyer 関数による設計 (対称翼、迎角 2.0)

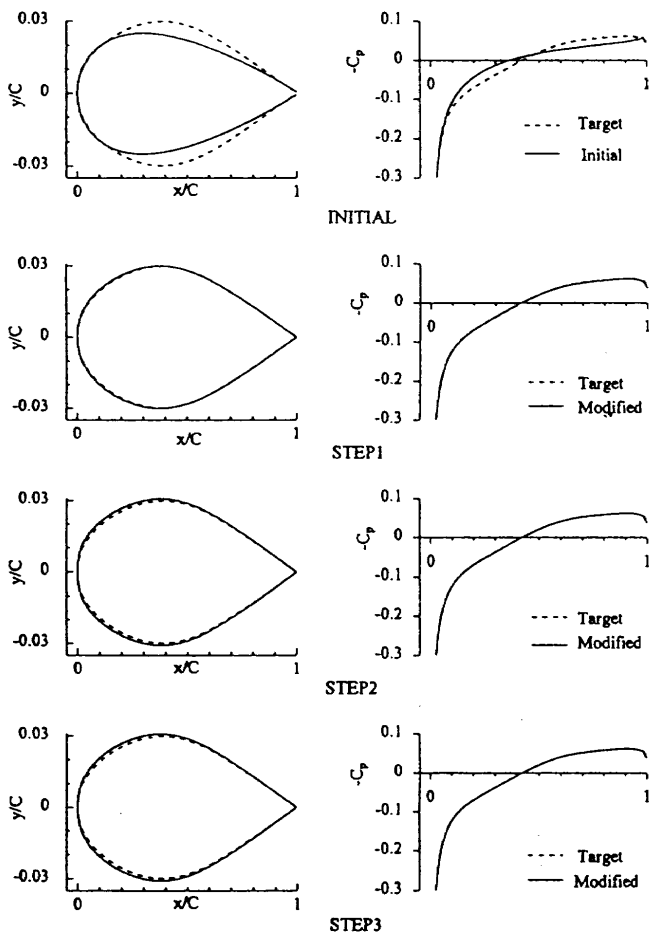


図3 線形理論による設計 (対称翼、迎角 0.0)

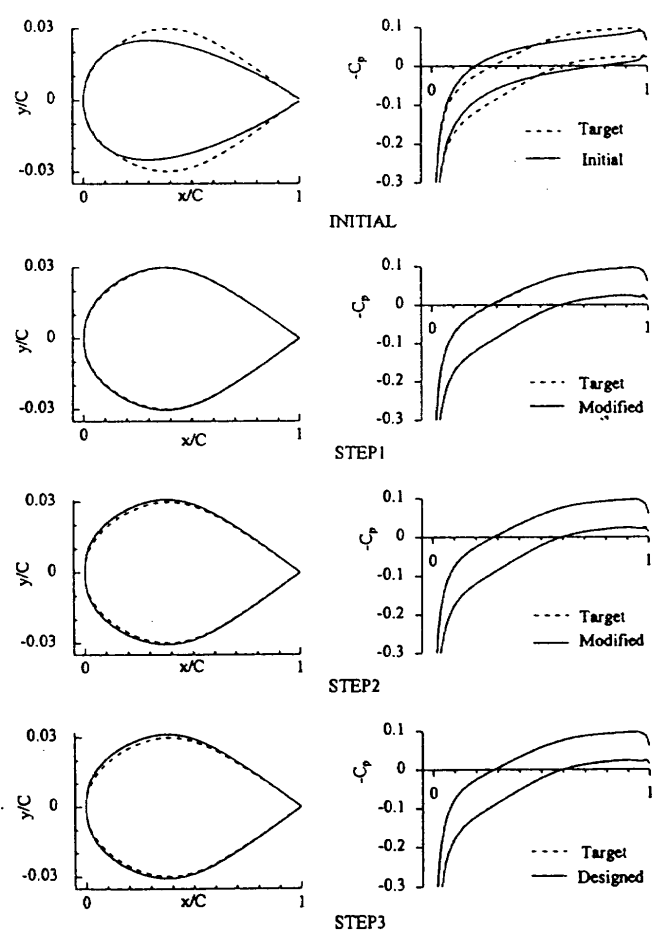


図5 線形理論による設計 (対称翼、迎角 2.0)

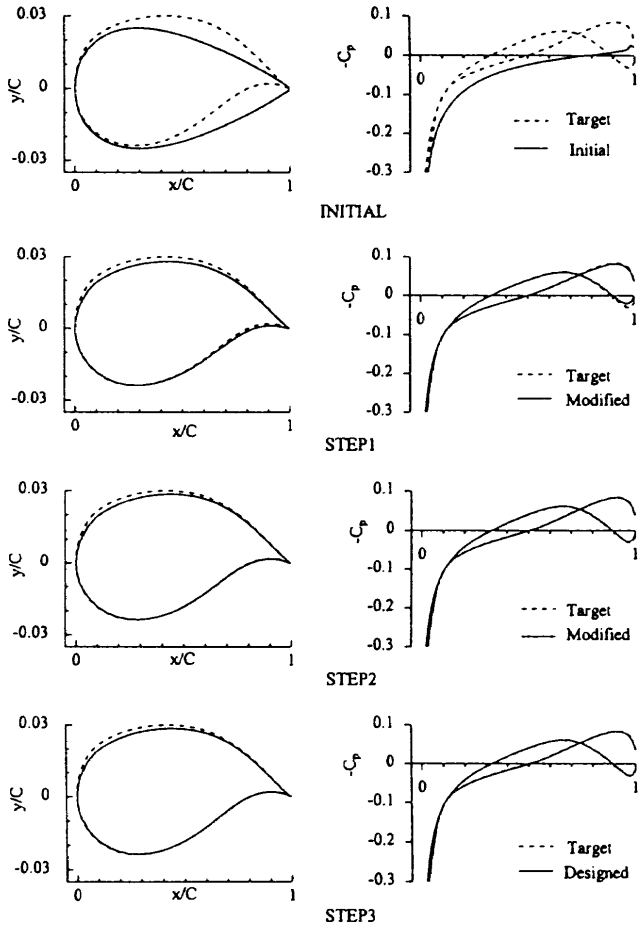


図6 Prandtl-Meyer 関数による設計 (非対称翼、迎角 0.0)

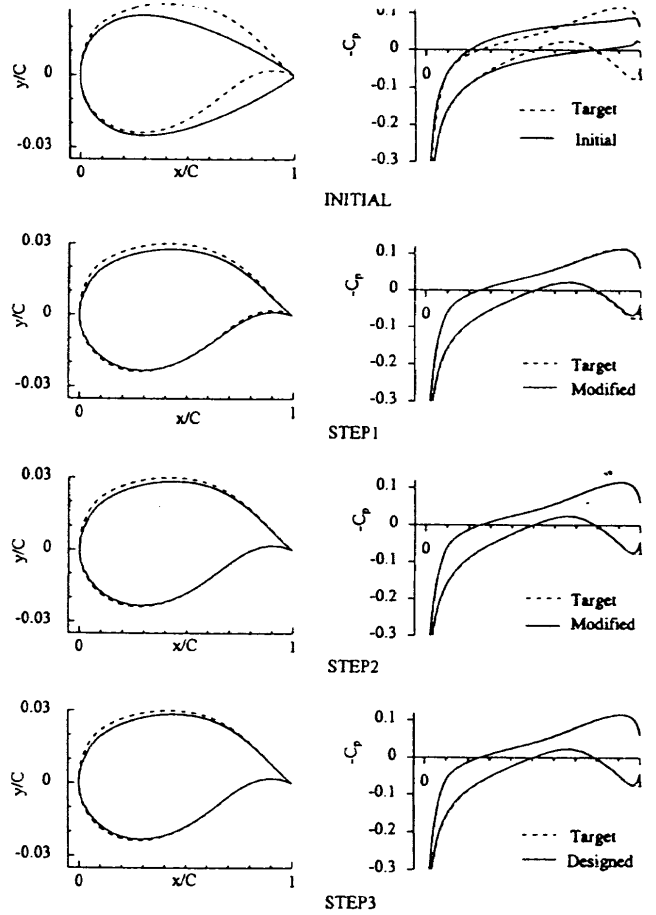


図8 Prandtl-Meyer 関数による設計 (非対称翼、迎角 2.0)

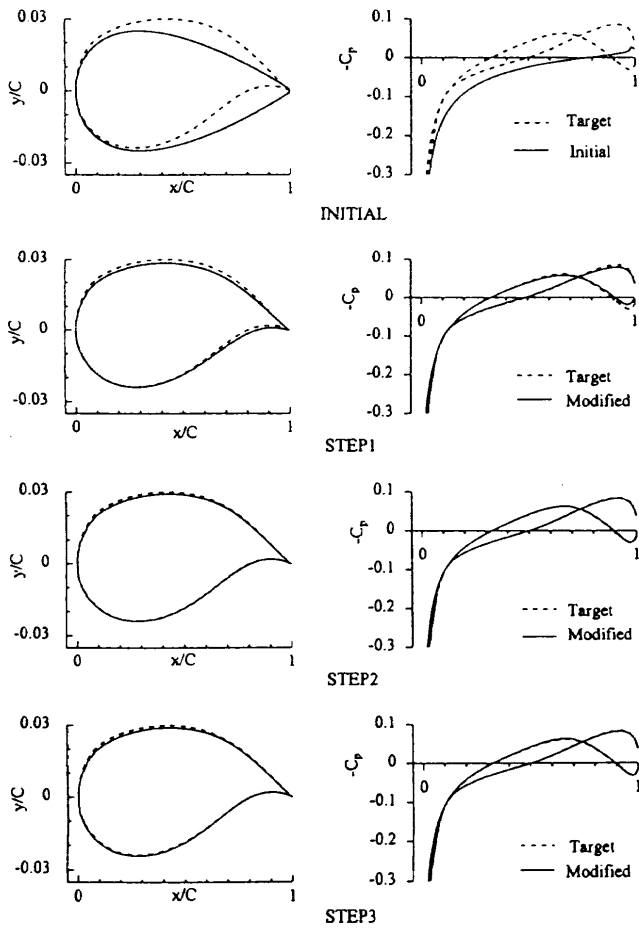


図7 線形理論による設計 (非対称翼、迎角 0.0)

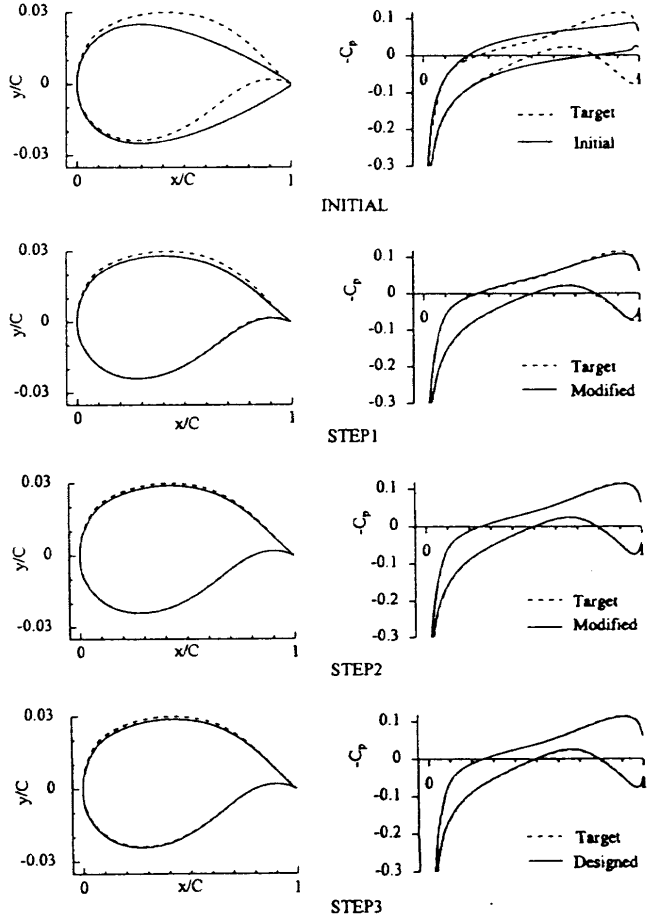


図9 線形理論による設計 (非対称翼、迎角 2.0)