

遷・亜音速域における前進翼と後退翼の逆問題設計

Inverse Problem Design for Forward and Backward Swept Wings in Transonic and Subsonic Flows

- 和氣 洋平, 富山大院, 〒930-8555 富山市五福 3190 番地, m1471240@ems.u-toyama.ac.jp
 松島 紀佐, 富山大院, 〒930-8555 富山市五福 3190 番地, kizam@eng.u-toyama.ac.jp
 伊藤 嘉晃, 富山大工, 〒930-8555 富山市五福 3190 番地, s1270411@eng.u-toyama.ac.jp
 Yohei WAKI, University of Toyama, Gofuku3190, Toyama, 930-8555
 Kisa MATSUSHIMA, University of Toyama, Gofuku3190, Toyama, 930-8555
 Yoshiaki ITO, University of Toyama, Gofuku3190, Toyama, 930-8555

In this article, it is shown that a wing planform's difference influences a wing design. Three planforms of rectangular wing and backward swept wing and forward swept wing has been adopted in this article. An inverse problem method has been applied to the aerodynamic design of wings in transonic and subsonic flows. A natural laminar flow wing has been designed for three planforms under the same condition of design. The design results of the three different planforms are compared with each other, for example, airfoil parameters of each section shape are considered.

1. 緒言

航空機の翼形状は、翼を真上から見た翼平面形と断面形状の翼型によって構成される。一般的に高亜音速から遷音速領域においては、衝撃波の発生を遅らせる目的から後退翼の平面形が採用されている。一方で前進翼については後退角と類似の効果を得ることができるが、揚力と迎角の相互増加に伴うダイヴァージェンス現象が懸念される。その対策には翼構造の重量が大きくなるという課題があり、実験機として X-29 や Su-47 などが開発されたが、実用化には至っていない。しかし自然層流設計との理論的な相性の良さや、近年の複合材料技術の発達により空力弾性テラリングが図られるなど、実用化に向けて関心が高まっている⁽¹⁾。

本研究で述べる逆問題設計は、原因から結果を導き出すといった順問題の因果律を逆転させるという考え方に基づいた設計法であり、航空機の翼設計に古くから使われている。この方法は他の最適化手法と比べて計算負荷が少なく、短時間で解が得られるという利点から効率的な設計が可能となる。古くは、偏微分方程式を解く順問題の解と境界条件を反転させた積分方程式を解析的に解くことが行われ、近年はその積分方程式を離散化し数値計算と用いて、翼形状の空力設計に用いられている。本研究ではその積分方程式法の一つである遷音速翼設計手法⁽²⁾⁽³⁾を応用した。

ちなみに積分方程式法については、基礎方程式は異なるが同じコンセプトで定式化が行われた超音速における翼設計⁽⁴⁾や複数翼での設計⁽⁵⁾などの逆問題設計法が存在し、いくつかの実績がある。

本研究では翼平面形を矩形翼、後退翼、前進翼の3種類を採用した自然層流翼設計を行い、同一条件下の設計において翼平面形の違いによって設計結果にどのような差異が生じるかについて考察する。また設計後の断面形状の特性および設計により実現した翼の空力性能の違いを検討する。

2. 逆問題設計システム

本研究では Fig.1 に示す逆問題設計システムを用いる。このシステムではまず、目標となる C_p 分布 (C_{p_target}) と初期形状 ($f_{initial}$) を設定し、その初期形状の C_p 分布を CFD 解析により算出する。その結果の C_p 分布と設定した目標 C_p 分布との差 $\Delta C_p (=C_{p_target} - C_{p_current})$ を用いて逆問題解法を解き、形状修正量を求めて形状を更新する。この修正された形状に対して CFD 解析を行い、目標 C_p 分布との比較を行う。ここで使用した逆問題解法は流れ場に対していくつかの近似がなされており、1 回の設計サイクルで形状が収束するわけではない。そこで目標 C_p 分布を与える形状を得

られるまで設計サイクルを繰り返すこととなる。このように本システムは残差修正法に基づいており、更新された形状の C_p 分布と目標の C_p 分布の差をなくすように逐次、形状更新を行って設計形状を求める。

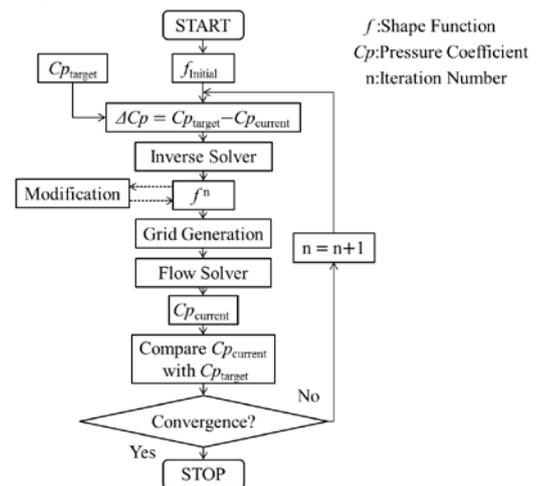


Fig. 1 Inverse design system.

3. 逆問題解法 (Inverse Solver)

以下に積分方程式を用いた逆問題解法の理論⁽²⁾⁽³⁾を示す。基礎となる流体場を表す3次元ポテンシャル流れの微小擾乱方程式は、

$$(1 - M_\infty^2)\phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = (\gamma + 1)M_\infty^2 \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{1}{2} \phi_x^2 \right) + h.o.t. \quad (3-1)$$

x, y, z : Cartesian coordinate system,

$\phi(x, y, z)$: Small perturbation velocity potential,

M_∞ : Freestream Mach number,

γ : Ratio of specific heats of fluid.

Fig. 2 のように置かれた薄翼周りの流れ場を考えると、翼面近傍では流れは翼面に沿っているので、

$$\phi_z(x, y, \pm 0) = \frac{\partial}{\partial x} f_\pm(x, y) + h.o.t. \quad (3-2)$$

ここで ± 0 は翼表面の上下面を、 $f(x, y)$ は翼形状を、 \pm はそれぞれ翼の上表面と下表面を示す。翼面上の C_p 分布は、微小擾乱の仮定

の下で線形化されたベルヌーイの関係式から、

$$Cp_{\pm}(x, y) = -2\phi_x(x, y, \pm 0) + h.o.t. \quad (3-3)$$

指定された目標 Cp 分布 Cp_t を実現する翼断面形状 $f_i(x, y)$ を次のように求める。まず、ある翼断面形状を想定しその Cp 分布を Cp_i 、速度ポテンシャルを ϕ_i とする。 $f_i(x, y)$ が求まったとして、その流れ場の速度ポテンシャルを ϕ_t とする。 ϕ_i 、 ϕ_t とともに式(3-1)、(3-2)、(3-3)を満たす。 ϕ_i 、 ϕ_t を式(3-1)、(3-2)、(3-3)にそれぞれを代入し、一方から他方を引く。簡単な変数変換を行い、式を整理すると以下の修正量に関する関係式を得る。

$$(\Delta\phi)_{xx} + (\Delta\phi)_{yy} + (\Delta\phi)_{zz} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{1}{2} [(\phi_i)_x + (\Delta\phi)_x]^2 - \frac{1}{2} (\phi_i)_x^2 \right) + \Delta(h.o.t.) \quad (3-4)$$

$$(\Delta\phi(x, y, \pm 0))_z = \frac{\partial}{\partial x} (\Delta f_{\pm}(x, y)) \quad (3-5)$$

$$\Delta Cp_{\pm}(x, y / \beta) = -2 \frac{\beta^2}{K} (\Delta\phi(x, y, \pm 0))_x \quad (3-6)$$

$$\beta = \sqrt{1 - M_{\infty}^2}, \quad K = (\gamma + 1) M_{\infty}^2 \quad (3-7)$$

ただし、

$$\phi_t = \phi_i + \Delta\phi, \quad f_t = f_i + \Delta f, \quad Cp_t = Cp_i + \Delta Cp \quad (3-8)$$

また式中の±は翼の上面と下面を意味する。

ΔCp を与え、式(3-4)をグリーンの定理により変形した式を解くことで $\Delta\phi$ の z 微分である Δf_{\pm} 、つまり形状の変化量が求まる。

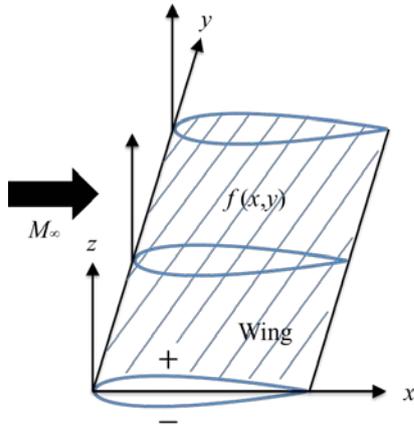


Fig. 2 Coordinate system of formulation.

なお今回の設計においては、半スパン長の 0%, 20%, 40%, 60%, 80% 位置の翼断面を設計面として設計を行った。

4. 流れ場解析 (Flow Solver)

支配方程式は 3 次元圧縮性薄層近似 Navier-Stokes 方程式を使用し、乱流モデルには Baldwin-Lomax モデル、空間離散化は移流項に MUSCL 法で 3 次精度にした TVD 法を適用し、粘性項に 2 次精度中心差分法、時間積分法には LU-SGS 陰解法を用いて計算を行った。

格子は Fig.3 に示すように、翼周りに C 型格子、スパン方向に H 型格子の C-H 型構造格子を作成した。格子点数は 361 (主流方向断面翼型周り) × 58 (スパン方向) × 73 (翼垂直方向) で約 153

万点、翼面上に 201 × 34 点である。物理座標系は主流方向を X 軸、スパン方向を Y 軸、翼面から遠方境界に向かって X, Y に垂直に Z 軸とした。原点は翼根断面の前縁である。流れ場の条件は $M_{\infty} = 0.7$, $\alpha = 2.5[\text{deg}]$, $Re = 1.0 \times 10^7$ とする。記号はそれぞれ、 M_{∞} : マッハ数, α : 迎角, Re : レイノルズ数である。

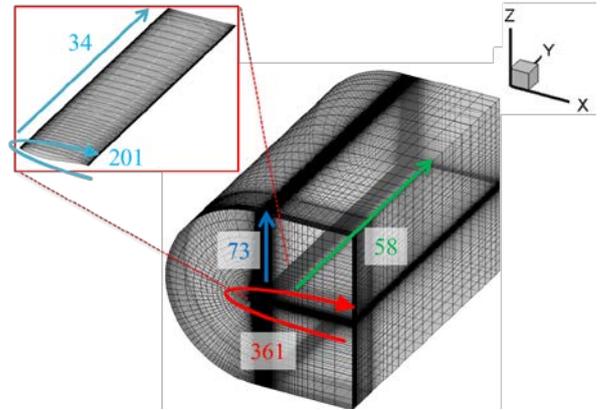


Fig. 3 C-H structured grid.

5. 初期形状の設定

本研究では Fig.4 に示すように、翼の初期形状として翼型を RAE2822, 翼平面形を矩形翼, 後退角 24deg を持たせた後退翼および前進角 24deg を持たせた前進翼の 3 種類を用意した。翼平面形は半スパン平面形状で半スパン長 4, アスペクト比 8 である。なお 3 種類の翼平面形の特徴を純粋に比較するため、テーパおよびキックは設定していない。

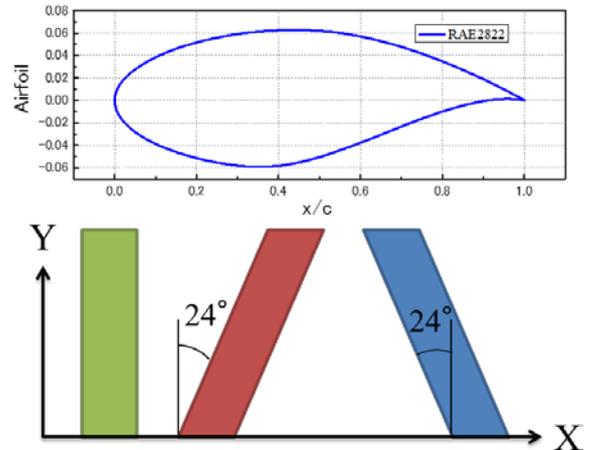


Fig. 4 Three initial wing shapes.

6. 目標圧力係数分布 Cp_{target} の設定

本研究では前縁から広範囲に渡って順圧力勾配を維持した自然層流翼の特徴を持つ目標 Cp 分布を設定する。そこで文献(6)より NLAM78 翼型を参考にした。この翼型は厚み比 $t/c = 10.2\%$ 、設計マッハ数が 0.77、設計揚力係数が 0.50 であり、自然層流翼の特徴を持つ翼型である。Fig.5 に示すように、NLAM78 翼型の 2 次元解析を $M_{\infty} = 0.7$, $\alpha = 0, 1, 2[\text{deg}]$, $Re = 1.0 \times 10^7$ の条件の下で行い、得られた Cp 分布をベースに目標となる Cp 分布を作成した。なおグラフの縦軸には、実際に設計で用いる圧力を無次元化した圧力係数 Cp を取っている。まず下面の Cp 分布においては $\alpha = 2[\text{deg}]$ の解析において得られたものをそのまま採用し、上面においては $\alpha = 0[\text{deg}]$ のものを参考により揚力が得られるよう修正を施した。加速勾配を有する $x/c = 0$ から 0.7 付近までの Cp 分布を $M_{\infty} = 0.7$ における臨界圧力係数 Cp^* である -0.779 に達しない程度に -0.2 底下げし、揚力確保を行った。上面の $x/c = 0.7$ 以降に関しては 0.2 の変化量を

線形に減少させることで、後縁で下面と値が一致するように調整を行った。この C_p 分布での揚力係数 C_l は 0.6324、圧力抗力係数 C_d_p は 0.03123 となった。なお粘性抗力係数 C_d_v は 0.00057 である。

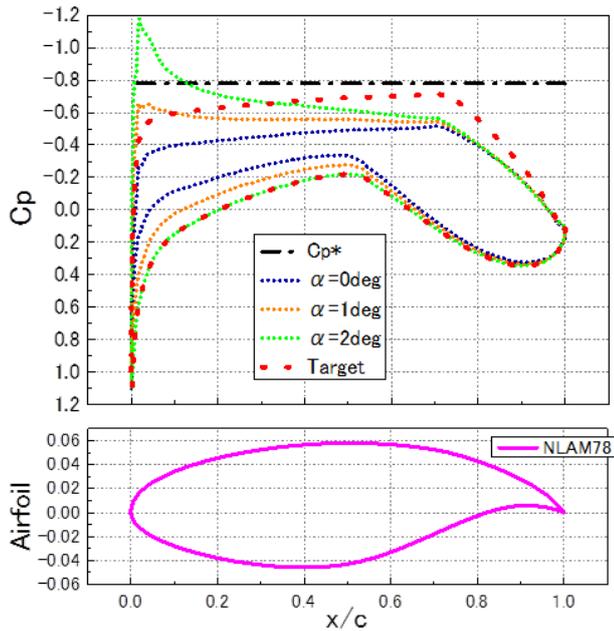


Fig. 5 Target C_p distribution.

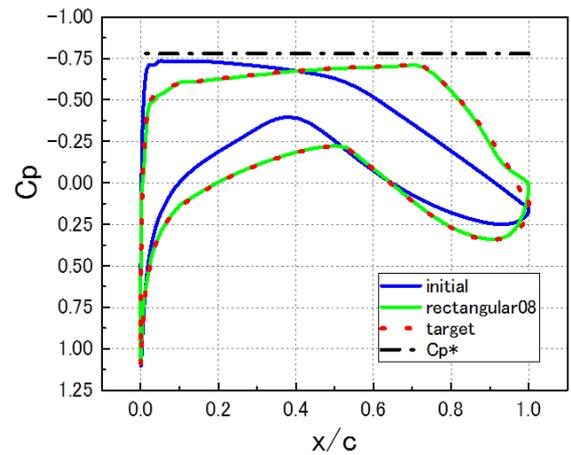
7. 設計結果

7. 1 C_p 分布および翼表面 C_p コンター

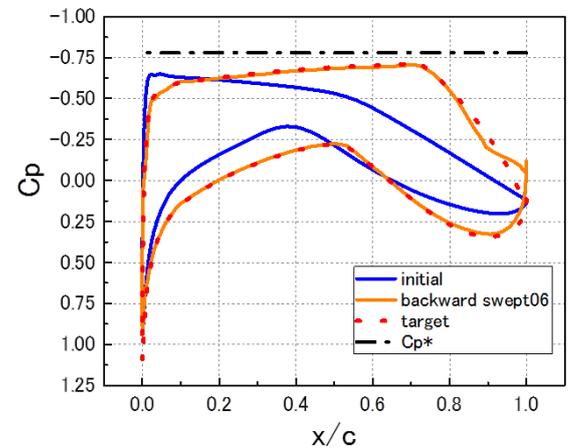
Fig.6, Fig.7 に半スパンにおける 40%, 80% の翼断面における設計後の C_p 分布とその翼型を示す。なお矩形翼においては設計サイクル 8 回目、後退翼においては 6 回目、前進翼においては 8 回目の形状を最終形状とした。

40%, 80% の両翼断面において 3 種類の翼平面形とも目標 C_p 分布とかなり一致した C_p 分布となっている。特に自然層流翼設計において重要となる前縁の急な C_p 分布の立ち上がり、および翼上面の順圧力勾配の領域において目標 C_p 分布と同等の特徴を持つ C_p 分布が再現できていることが分かる。また下面においても目標 C_p 分布とほぼ一致しており、翼の後半部で揚力を稼ぐリアローディング方式の C_p 分布を目標にしていることから、設計された翼断面は後半部に大きなキャンバーを持つ翼型になっていることが 3 種類の翼平面形ともに確認できる。なお 40%, 80% の両翼断面の後縁付近において C_p 分布の不一致が存在する。これは逆解法により算出された更新形状において、上下面の形状の交差が生じた際に修正を加えたことによる影響であると考えられる。

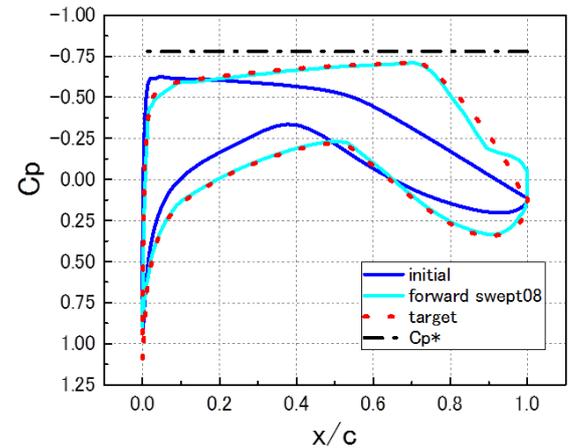
次に Fig.8, Fig.9, Fig.10 に 3 種類の翼平面形における初期形状と設計後の形状の翼表面の C_p コンターを示す。Fig.6, 7, 8, 9, 10 より 3 種類の翼平面形における初期形状の傾向として、前縁付近に負圧の最小点が存在し、それ以降では逆圧力勾配となっており、 C_p 分布は後縁に向けて加圧されていく様式となっている。設計後の翼において翼上面では、3 種類の翼平面形ともに初期形状のものと比較して、より広範囲の加速勾配領域が獲得できていることが分かる。また設計後の形状における C_p コンターの等高線に注目すると、矩形翼においては翼根から $y=2.5$ 付近まで一様になっている。また後退翼、前進翼においては翼根から $y=1.0$ 付近までは等高線が均一になっていないものの、 $y=1.0$ 以降においては一様に通っていることが確認できる。なお $y=3.4$ 以降においては 3 種類の翼平面形ともに等高線が途切れている。これは翼厚を徐々に薄くしている形状や、翼端の影響により流れが複雑になっていることが推測される。



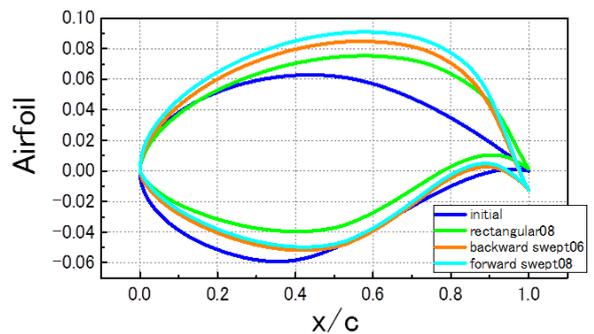
(a) C_p distributions for rectangular wing design.



(b) C_p distributions for backward swept wing design.

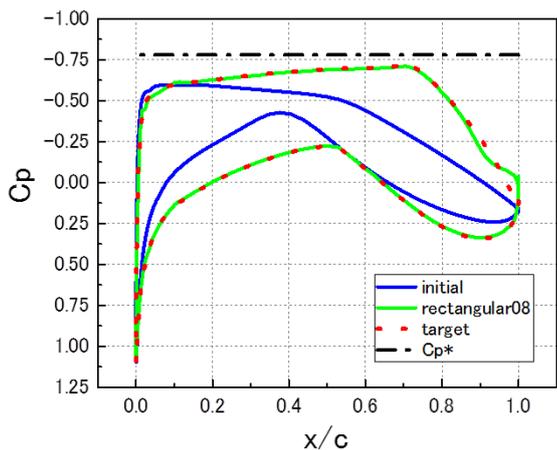


(c) C_p distributions for forward swept wing design.

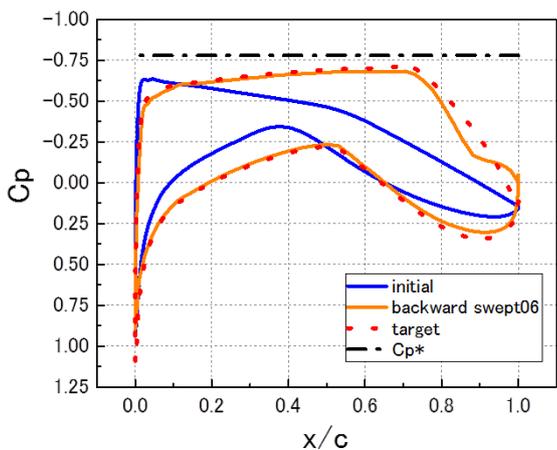


(d) Airfoils.

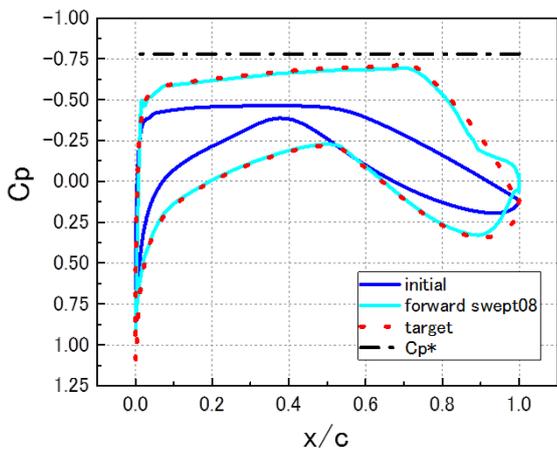
Fig.6 Wing sections at 40% half-span.



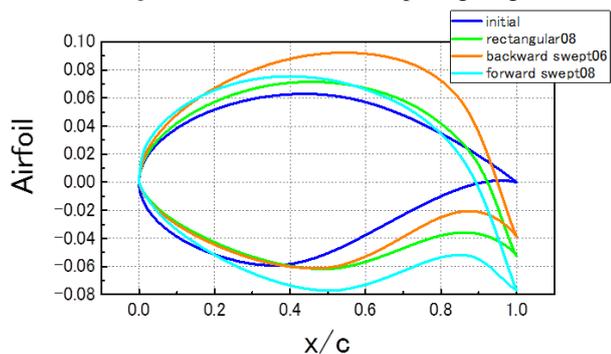
(a) C_p distributions for rectangular wing design.



(b) C_p distributions for backward swept wing design.



(c) C_p distributions for forward swept wing design.



(d) Airfoils.

Fig.7 Wing sections at 80% half-span.

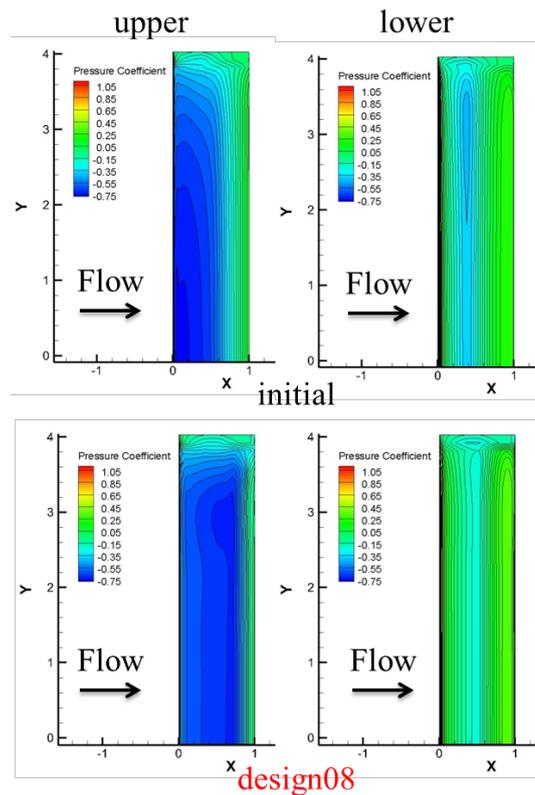


Fig.8 Surface C_p contour for rectangular wing design.

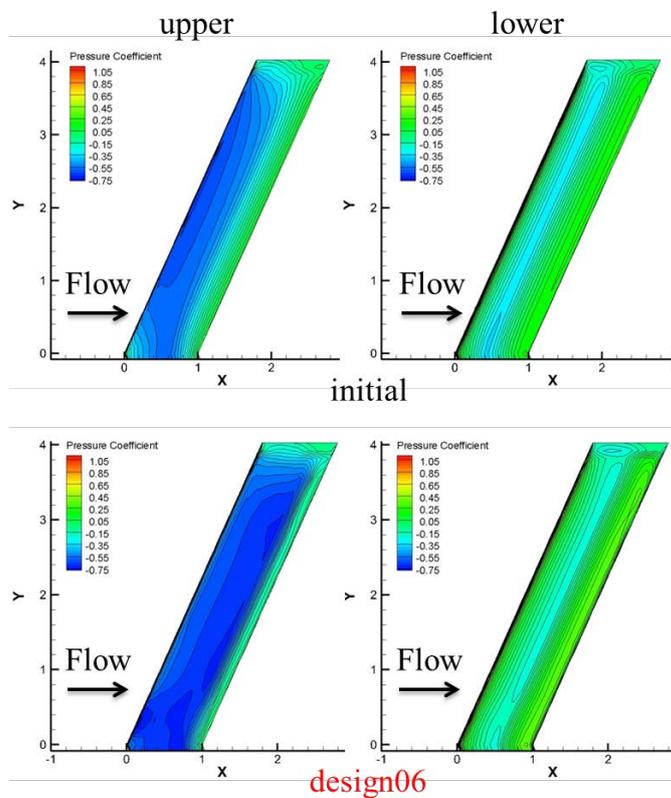


Fig.9 Surface C_p contour for backward swept wing design.

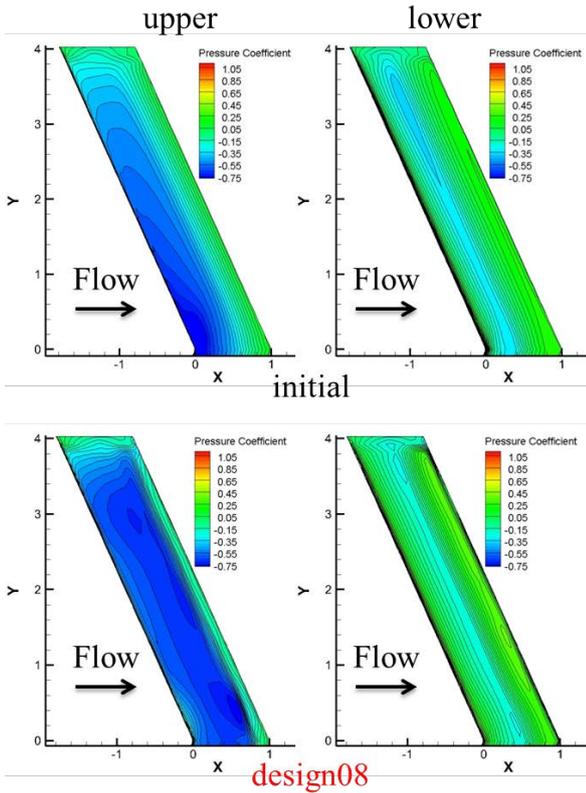


Fig.10 Surface C_p contour for forward swept wing design.

7. 2 設計形状の比較 (翼断面パラメータおよび各空力係数)

Fig.11, 12, 13, 14 に設計後の形状における翼断面の迎角, 最大厚みおよび最大キャンバーとその位置を, Fig.15, Fig.16 に初期形状と設計後の形状における局所揚力係数 C_l および局所抗力係数 C_d の分布を, Fig.17 に CL , CD の設計履歴を示す. Fig.15, Fig.16 において $2y/s=0.2$ から 0.6 では, 設計後の形状の C_l および C_d は一定の値となっており, 3 種類の翼平面形とも 2 次元的な設計ができていると言える. また C_l に関しては, 前進翼の翼根付近を除いて 3 種類の翼平面形とも $2y/s=0.8$ まで C_l が約 0.6 の翼断面を設計できている. ここで Fig.11 の設計断面における翼型の迎角に注目すると, $2y/s=0.2, 0.4, 0.6$ では α はおおよそ -0.5 から 1 deg の範囲に分布しているのに対して $2y/s=0.8$ の断面では 3 種類の翼平面形とも $\alpha=2$ deg 以上の翼断面形状になっていることが分かる. 今回の設計では, 設計する翼断面に目標の C_p 分布を一律に与えているため, $2y/s=0.8$ の翼断面においては目標 C_p 分布を実現するために, $2y/s=0.2, 0.4, 0.6$ の翼断面とは傾向が異なった α の大きな形状が必要となったことが分かる. これは翼端渦の影響により揚力を得られにくくなっていることが想定される. また C_d に関しては $2y/s=0.6$ から 0.8 にかけて急激な増加が確認できる. この傾向は, 矩形翼および前進翼において顕著である. これは Fig.12 の最大厚みに着目すると, 3 平面形とも $2y/s=0.2, 0.4, 0.6$ の翼断面では一定の範囲の最大厚みであるのに対して, $2y/s=0.8$ においては最大厚みが増加した翼断面になっていることが 3 平面形ともに共通して言える. よって $2y/s=0.8$ 断面では厚みを増した形状によって目標 C_p 分布にかなり一致した C_p 分布を達成したが, 結果として厚みの増加が C_d の増大に繋がったと考えられる. このことから目標の C_p 分布を一律に与えることは, 翼端付近において迎角や翼厚の増加を伴った強引な設計が必要となるため, C_l を得ることができても C_d の増加も付随してしまい, 結果として翼の性能を悪くしてしまう恐れがある. よって翼端付近に適した目標 C_p

分布の設定が必要であると考えられる.

次に Fig.17 より設計サイクルを重ねることで CL は徐々に増加していき, 3 種類の翼平面形とも最終的に CL が約 0.57 の形状を設計できていることが確認できる. また前進翼においては翼根部分で揚力が得られにくく, その影響で他の翼平面形よりも CL が低くなったと考えられる. また CL の獲得と同時に CD の値も増加も招いてしまった結果となった. CD に関して 3 種類の翼平面形を比較すると前進翼が最も大きく, 矩形翼が最も小さい結果となった.

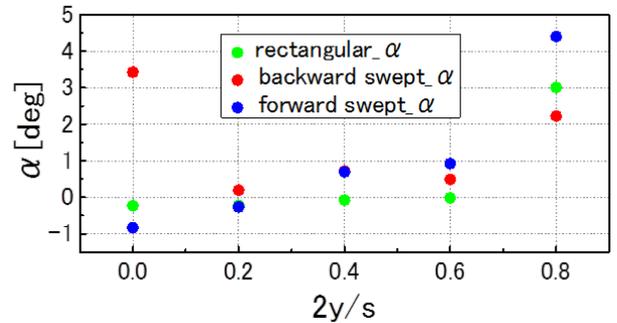


Fig. 11 Wing section's twist angle.

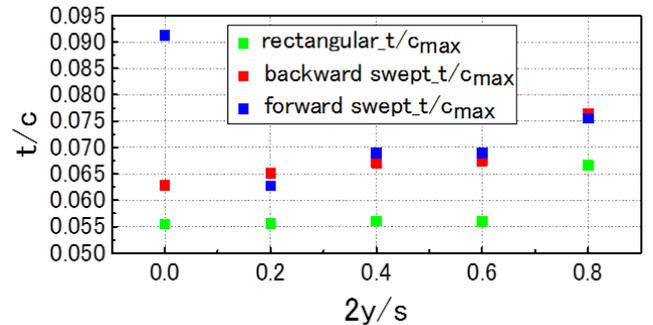


Fig. 12 Wing section's t/c_{max} .

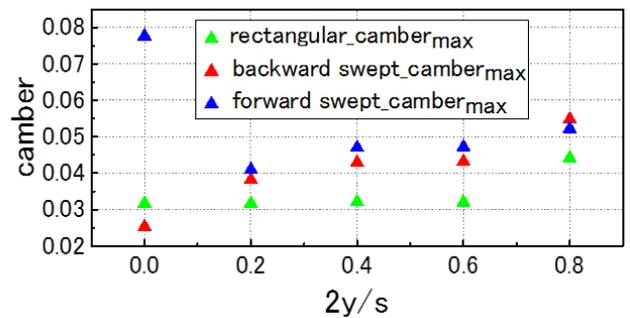


Fig. 13 Wing section's $camber_{max}$ at the each span station half span.

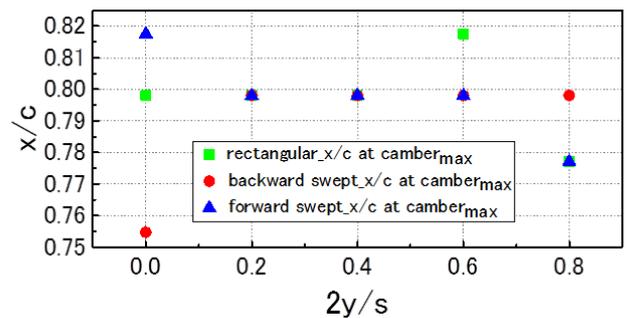


Fig. 14 x/c where each section camber is the maximum value.

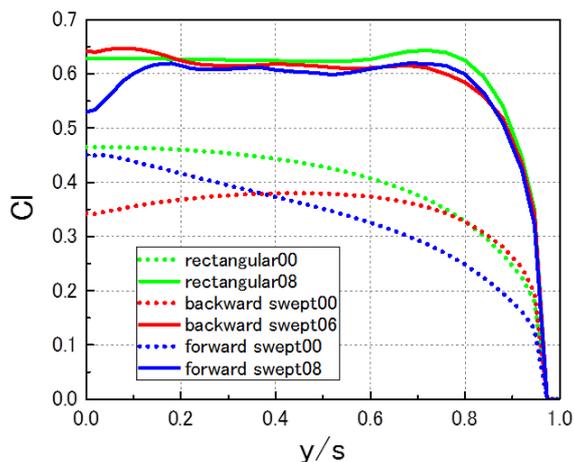


Fig. 15 Distribution of local lift coefficient.

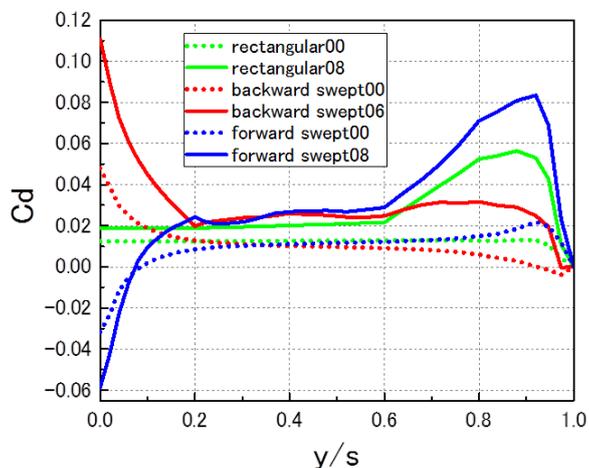


Fig. 16 Distribution of local drag coefficient.

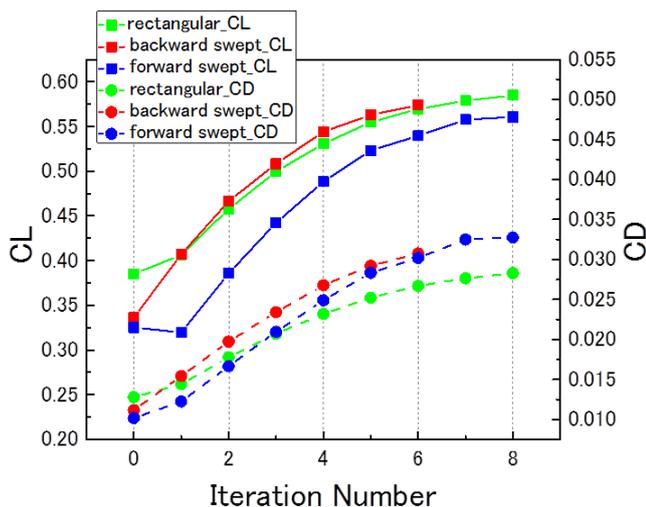


Fig. 17 CL and CD design history.

8. 結言

3 種類の翼平面形 (矩形翼, 後退翼, 前進翼) に対して自然層流翼設計を意識した逆問題設計を行い, 比較検証した結果, 以下の結論が得られた。

(1) 3 種類の翼平面形とも設計断面において, 翼上面の順圧力勾配を広域で維持した翼が設計できた。

(2) 局所揚力係数 Cl については, 前進翼の翼根部付近を除いて約 0.6 となる翼形状が 3 平面形とも得られたが, $2y/s=0.8$ 断面では迎角の増大が現れた。

(3) 局所抗力係数 Cd については, 翼根部付近を除いて $2y/s=0.2$ から 0.6 の翼断面では Cd が約 0.02 の一定の値に分布する翼形状を 3 平面形とも得られたが, $2y/s=0.6$ 以降において最大厚みの増加に伴う Cd の増大が現れた。

(4) 今回の設計では各スパン断面に一律に目標圧力分布を与えたので, 翼端付近では迎角や厚みの増加が現れた。そのため翼端付近で Cd の増大が確認されたので, 今後は翼端部に適した目標 Cp 分布の設定を検討していきたい。

参考文献

- (1) Arne Seitz, and Martin Kruse, and Tobias Wunderlich, and Jens Bold, and Lars Heinrich, "The DLR Project LamAir: Design of a NLF Forward Swept Wing for Short and Medium Range Transport Application," 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 1 (2011)
- (2) Takanashi, S., "Iterative Three-Dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations," J. Aircraft, Vol.22, No.8, 1(1985), pp.655-660
- (3) Matsushima, K. and Takanashi, S., "An Inverse Design Method for Wings Using Integral Equations and Its Recent Progress," Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol.68, 1(1999), pp.179-209
- (4) 松島, 岩宮, "Navier-Stokes 流における超音速機主翼の最適化設計," ながれ, 第 18 巻, 第 6 号別刷, 1(1999)
- (5) 松島, "複数翼の相互干渉を含んだ逆問題解法," 日本航空宇宙学会誌, 第 45 巻, 第 517 号別刷, 1(1997)
- (6) 野中, 石田, 佐藤, 神田, "高亜音速流における二次元ハイブリッド層流制御翼の研究 (その 1) 基本翼型 NLAM78 の空力特性," 航空宇宙技術研究所報告 1076 号, 1 (1990)