

# NASA-CRM 翼に対する逆問題設計の考察

## Consideration of Inverse Problem Design for NASA-CRM wing

- 岸井 辰実, 富山大学, 富山県富山市五福 3190, E-mail:m1871208@ems.u-toyama.ac.jp
- 松島 紀佐, 富山大学, 富山県富山市五福 3190, E-mail:kisam@ems.u-toyama.ac.jp
- Tatsumi Kishii, University of Toyama, 3190 Gohuku, Toyama City.
- Kisa Matsushima, University of Toyama, 3190 Gohuku, Toyama City.

We have been conducting research on improving the robustness and applicability of an inverse problem design method based on Takanashi's integral-differential formulation. The inverse problem method provides a wing shape that meets a prescribed target pressure distribution on its surface. We are now in the early stage of the research. In this report, we aimed to investigate standard description and criteria to set the target pressure distributions which could design wing section geometry under the influence of fuselage, tail wings and etc.

### 1. はじめに

航空機の主翼の設計を行う際には、主翼単体での設計を行うのではなく、胴体や、尾翼といった、機体全体の様々な要素が翼に与える影響を考慮して、翼の設計を行う方が望ましいと言える。著者らは、CFD 解析と TAKANASHI の定式化<sup>(1-3)</sup>による 3次元逆問題設計法を用いた翼設計について研究をしており、この逆問題設計を使用した翼単体での設計<sup>(4-6)</sup>を行っている。逆問題設計は、目標とする空力性能を  $C_p$  分布によって設定することができるため、はく離の抑制や層流化のような、翼面上での流れの制御により、詳細な設計が可能である。また、計算コストが低いというメリットから、この手法は効率的な手法と言われており、我々の研究室では、PC レベルの計算機を用いて設計を行っている。形状決定の逆問題は翼単体または BWB のような翼の類似形状に対しての定式化が行われているが、 $C_p$  分布の差分に対しての形状変化量を算出するため、システム化して逆問題部分と組み合わせるものを工夫することで、例えば翼胴形態での性能の良い翼の形状を設計することが出来る。

逆問題設計法を用いて胴体などの影響を考慮するために、これまで行われている設計は、翼の設計をした後に胴体と接続して流れ場解析を行い、全機形態で性能評価(翼表面の  $C_p$  分布計算を行う方法である。この方法は、設計した際の性能評価を行うために、胴体と設計により形状変化した翼とを接合するため CAD 処理が必要であることに加え、性能評価解析対象が複雑な形状となるので、CFD 格子の生成が困難になることもある。また、計算時間も翼単体よりはかかってしまう。このように人手による作業の手間と時間がかかると、逆問題設計法のメリットである効率性を活かすことができない。そこで、我々の研究室では、逆問題設計法による翼単体での設計と解析を行うだけで、機体全体の影響を考慮した主翼の設計を行う事が出来れば、効率的で実用的な翼設計ができるようになると考え、逆問題設計システム利用法の研究を開始した。実用機の例として、NASA-CRM の主翼設計を取り上げる、本稿では、その取り組みの初期段階として設計システムに対する変更点について述べる。

### 2. 逆問題設計システム

著者らが使用している逆問題設計システムについて、図 2.1 に示す。最初に目標となる  $C_p$  分布 ( $C_{p\text{target}}$ ) と初期翼形状 ( $f^{\text{initial}}$ ) を設定し、その初期翼形状の  $C_p$  分布を求める。その結果である  $C_p$  分布と設定した目標  $C_p$  分布との差  $\Delta C_p (=C_{p\text{target}} - C_{p\text{current}})$  を用いて逆問題設計を行い、翼形状修正量を求めて、それを用いて翼形状を更新する。この更新された新形状に対して再度 CFD 解

析を行い、目標  $C_p$  分布と比較を行う。  $\Delta C_p$  の値が十分に小さくなる (収束する) まで上記の手順を反復計算し、収束した時点で設計を終了とする。翼形状に対しての設計断面は、図 2.2 のよう

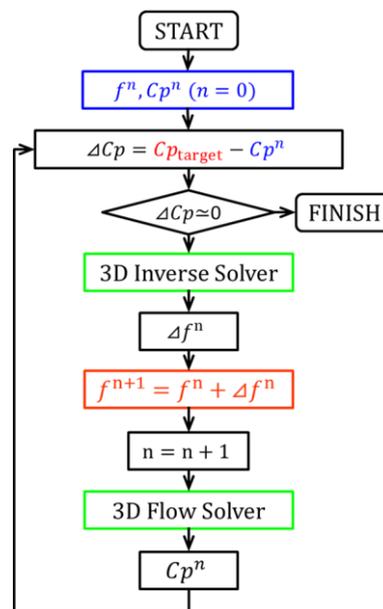


Fig. 2.1 Inverse Problem System

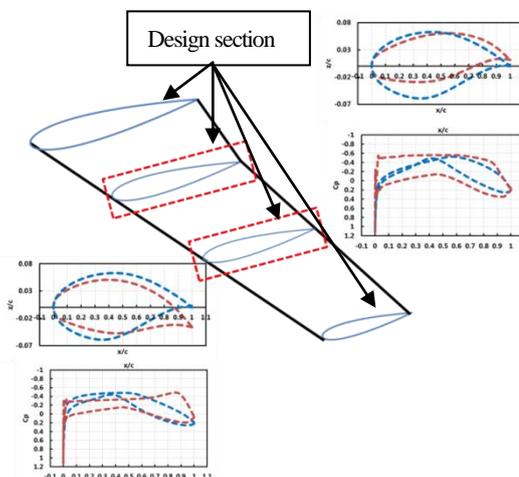


Fig. 2.2 Design cross section and  $C_p$  distribution

になっており、例として、それぞれの設計断面での翼型の初期形状、初期  $C_p$  分布と設計した翼の  $C_p$  分布を示してある。

TAKANASHI の定式化を用いた逆問題設計法において、基礎となる流体場を表す 3 次元ポテンシャル流れの遷音速微小擾乱方程式は、(2-1)式で表される。

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

- $x, y, z$  : Cartesian coordinate system
- $\phi(x, y, z)$  : Small perturbation velocity potential
- $M_\infty$  : free stream mach number
- $\gamma$  : Ratio of specific heats of fluid

(2-1)式を基礎式とし、Prandtl-Glauert 変換を行い、Green 関数を導入して積分方程式に変形し、さらに微分計算を行うと(2-2)式、(2-3)式を得る。

$$\begin{aligned} \Delta u_s(x, y) &= -\frac{1}{2\pi} \iint_{S_w} \psi_x(x, y, 0; \xi, \eta, 0) \\ &\quad \times \Delta w_s(\xi, \eta) d\xi d\eta + \chi_s(x, y) \\ &\quad + (\text{非線形項に関する項}) \end{aligned} \quad (2-2)$$

$$\begin{aligned} \Delta w_a(x, y) &= \frac{1}{2\pi} \iint_{S_w} \frac{\Delta u_a(\xi, \eta)}{(y - \eta)^2} \\ &\quad \times \left[ 1 + \frac{x - \xi}{\sqrt{(x - \xi)^2 + (y - \eta)^2}} \right] d\xi d\eta \\ &\quad + \chi_s(x, y) + (\text{非線形項に関する項}) \end{aligned} \quad (2-3)$$

ここで、 $\psi(x, y, z; \xi, \eta, \zeta) = [(x - \xi)^2 + (y - \eta)^2 + (z - \zeta)^2]^{-1/2}$ 、 $\chi_s(x, y)$  は、(2-1)式の右辺の非線形項に対応する項である。 $\Delta w_s(x, y)$  は翼の厚みの変化に関する値で、 $\Delta w_a(x, y)$  は翼のキャンバの変化に関する値であり、この 2 つの変化の値から最終的な翼の変形量が求められる。また、 $\Delta u_s$  と  $\Delta u_a$  は目標  $C_p$  分布  $C_{p\text{target}}$  との差  $\Delta C_p$  から計算される。

### 3. 主翼への胴体などによる影響を取り入れるための工夫

胴体などの影響を考慮した、主翼単体での逆問題設計を行うにあたって、その方法と翼周り流れ場解析への工夫についてここで述べる。

#### (1) 目標 $C_p$ 分布作成へのアプローチ

逆問題設計法による翼のみの設計と解析で、胴体などの影響を考慮した主翼の設計を行うには、機体全体で解析した際の主翼表面  $C_p$  分布から、胴体などによる影響を取り除くことで、翼単体での  $C_p$  分布とすることが出来る。(3.1)式の計算を行う事で、胴体などが主翼に与える影響分について取り出すことができる。この胴体

などの影響分を用いて、(3.2)式のように逆問題設計の目標  $C_p$  分布を作ることで、翼単体で設計を行いながらも、機体全体の影響を考慮した主翼の設計が可能となる。

$$C_{p\text{wb}} - C_{p\text{w}} = C_{p\text{b}} \quad (3-1)$$

- $C_{p\text{wb}}$  : 全機形態での  $C_p$  分布
- $C_{p\text{w}}$  : 主翼単体での  $C_p$  分布
- $C_{p\text{b}}$  : 胴体などが主翼に与える影響

$$C_{p'\text{wb}} - C_{p\text{b}} = C_{p'\text{w}} = C_{p\text{target}} \quad (3-2)$$

- $C_{p'\text{wb}}$  : 全機形態での目標  $C_p$  分布
- $C_{p\text{b}}$  : 胴体などが主翼に与える影響
- $C_{p'\text{w}}$  : 胴体などの影響が除かれた  $C_p$  分布
- $C_{p\text{target}}$  : 逆問題設計で使用する目標  $C_p$  分布

ただし、この方法では、航空機の翼平面形が同一であった場合、胴体や尾翼による影響は、翼断面形状の変化に関わらず一定であると仮定している。

#### (2) 主翼単体での流れ場解析への工夫

逆問題設計での流れ解析 (Flow Solver) では、全機形態ではなく主翼単体での解析を行う。この時、全機形態から主翼形状を抽出するのであるが、2 種の抽出形状を考えた。1 つは、翼根から翼端までをそのまま取り出した形状と、もう一方は、主翼が胴体中心まで伸びていると仮定して、翼根を胴体中心まで延長した形状である。この 2 つの主翼の解析(翼面上圧力分布)結果と、FaSTAR による NASA-CRM 全機形態での翼面上の圧力分布を比較し、圧力分布がより類似している翼の形状を選んで、逆問題設計システムで用いる。

#### 4. FaSTAR による NASA-CRM の解析

全機形態での  $C_p$  分布を求めるため、JAXA 提供の CFD ツール FaSTAR<sup>7)</sup>を用いて NASA-CRM の解析を行った。当該機体の半身の平面図を図 4.1 に示す。まず我々が行った FaSTAR の計算が妥当であることを確認するために、JAXA 風洞試験データ<sup>8)</sup>との比較を行った。

計算条件は、Mach 数 0.847、迎角 2.94 deg、Re 数  $2.26 \times 10^6$  として、3 次元 Re 平均 N-S 方程式を支配方程式とした。比較の結果は図 4.2、4.3 のようになった。比較した断面は、全部で 9 断面であり、ここで示した断面は胴体中心から翼端にかけての、13.1%、60.3%の 2 断面で、図 4.1 に示してある。我々が行った FaSTAR での解析が JAXA の風洞実験値と概ね一致していることから CFD 計算の妥当性が確認された。

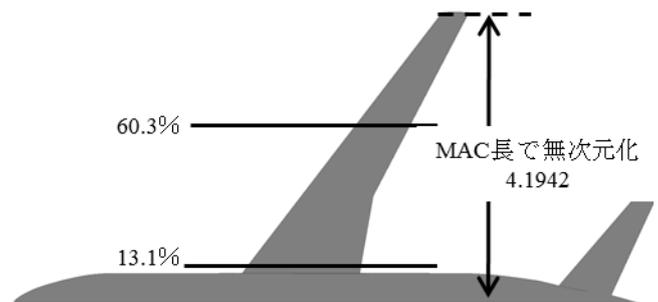


Fig. 4.1 Cross-section position to compare

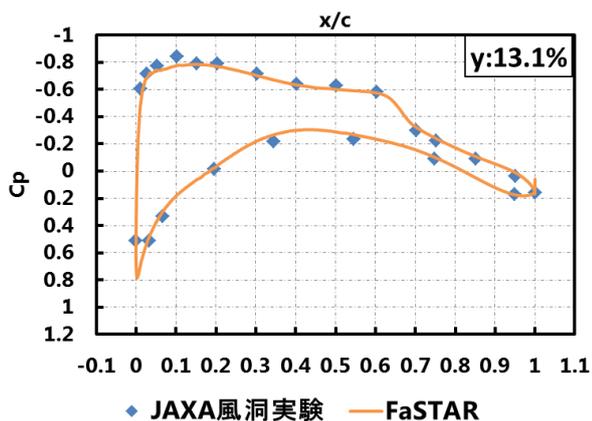


Fig. 4.2 13.1% semispan cross-section position

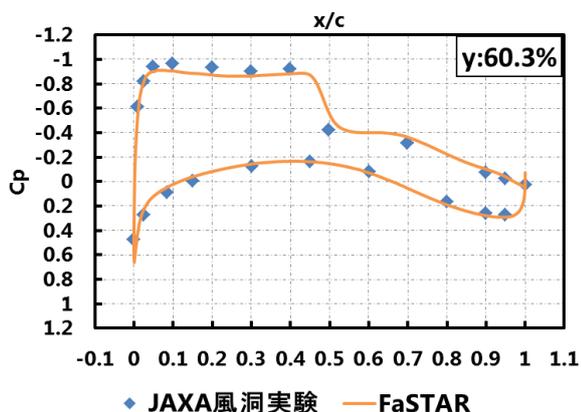


Fig. 4.3 60.3% semispan cross-section position

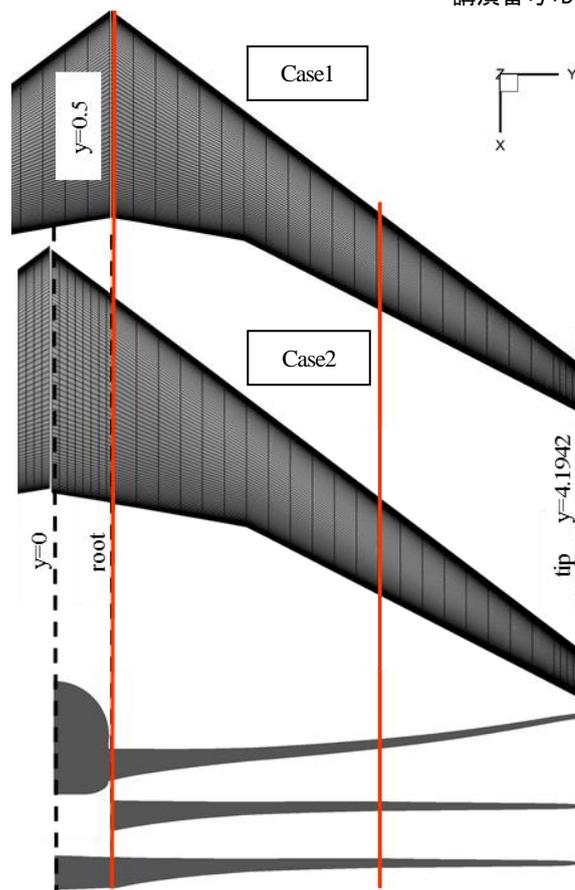


Fig. 5.1 Analysis of NASA-CRM main wing only

### 5. NASA-CRM 主翼のみでの CFD 解析

逆問題設計を行う上で必要となる初期翼形状として、NASA-CRM 全機形態から主翼形状のみを抽出し、解析を行った。3. (2)で述べたように、2つの方法で主翼を取り出しており、取り出した主翼について図 5.1 に示す。Case1 は主翼を翼根からそのまま取り出したもので、Case2 は主翼が胴体中心まで伸びていると仮定したものである。図 5.1 から分かるように、取り出した主翼は、上反角を持たない形状となっている。

計算条件は、4. で示した FaSTAR での解析と同様であるが、C-H 型構造格子を使用し、支配方程式は 3 次元 Re 平均 N-S 方程式とした。

Case1 と Case2 の  $C_p$  分布と全機形態の主翼表面  $C_p$  分布とを比較したものを図 5.2, 5.3 に示す。示す断面は、胴体中心から翼端にかけての 12%, 62% の 2 断面である。ただし、全機形態の断面位置は、最も近い断面の  $C_p$  分布を示している。この比較から、翼根では Case2 の方が全機形態に近い傾向を示しており、この結果から、胴体中心まで主翼があると仮定した場合の方がより全機形態に近い結果が得られると判断し、本研究で逆問題設計を行う際の初期翼として使用することとした。

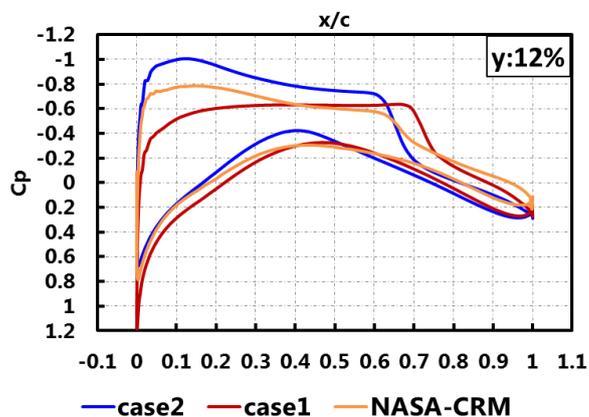


Fig. 5.2 12% semispan cross-section position

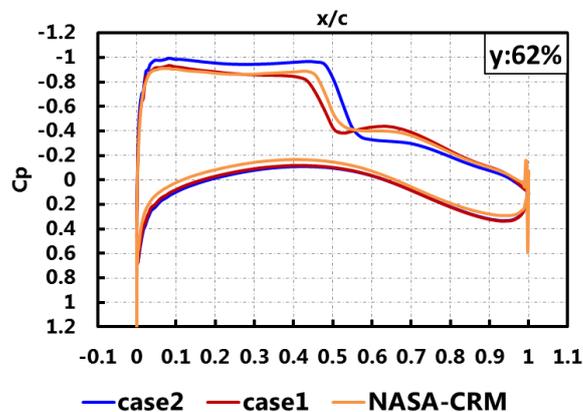


Fig. 5.3 62% semispan cross-section position

### 6. 目標 $C_p$ 分布作成方法

主翼単体の逆問題設計で胴体や尾翼の影響を考慮した設計を行うには、全機形態の目標  $C_p$  分布から胴体や尾翼の影響を除くことで主翼単体での  $C_p$  分布とする方法を用いる。図 6.1 のような全機形態の  $C_p$  分布  $C_{pwb}$  と、主翼単体の  $C_p$  分布  $C_{pw}$  との差を求めることで、図 6.2 に示すような、胴体や尾翼の影響である  $C_{pb}$  を算出できる。全機形態での目標  $C_p$  分布から  $C_{pb}$  を引くことで主翼のみの  $C_p$  分布を作成でき、これを逆問題設計での目標  $C_p$  分布とすることで、胴体や尾翼の影響を考慮しながら、主翼単体での設計ができると考えている。ただし、本研究の逆問題設計では、初期翼形状からの変化が少なくなるような設計を行う事を想定しており、この場合、翼平面形が同一形状であれば、胴体や尾翼による影響は、翼断面形状の変化に関わらず一定であると仮定している。また、図 6.2 を見ると、前縁や後縁部で極端な変化がある。前縁については、FaSTAR での解析と、主翼単体での解析とは、スタグネーションの位置がずれていることから発生しており、後縁については、流れが合流する部分であり、CFD 計算での計算不安定性が出やすいことから、このような結果となっている。この結果から、前縁及び後縁における圧力差の極端な振動については除去することが必要であると判断した。

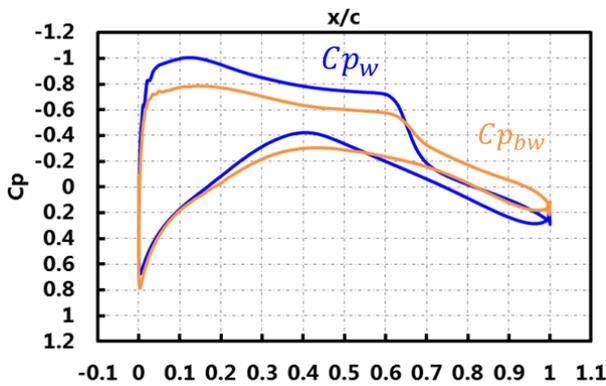


Fig. 6.1  $C_p$  distribution of overall shape and wing only

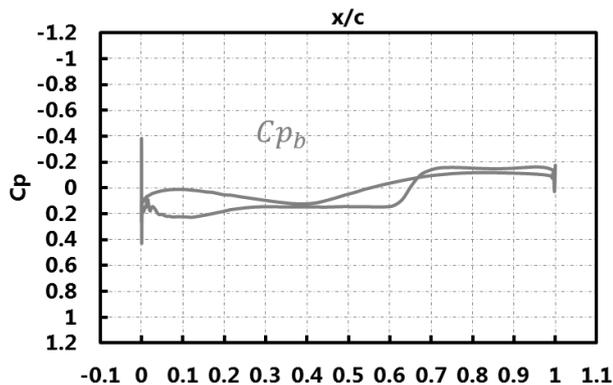


Fig. 6.2 Influence of body and tail

また、目標  $C_p$  分布設定を効率的に行うために、図 6.3 のような Excel を使用したツールを作成し<sup>6)</sup>、各断面での目標  $C_p$  分布設定に使用した。上下面にそれぞれ通過点と制御点を設け、ベジェカーブなどを用いて  $C_p$  分布を作成している。

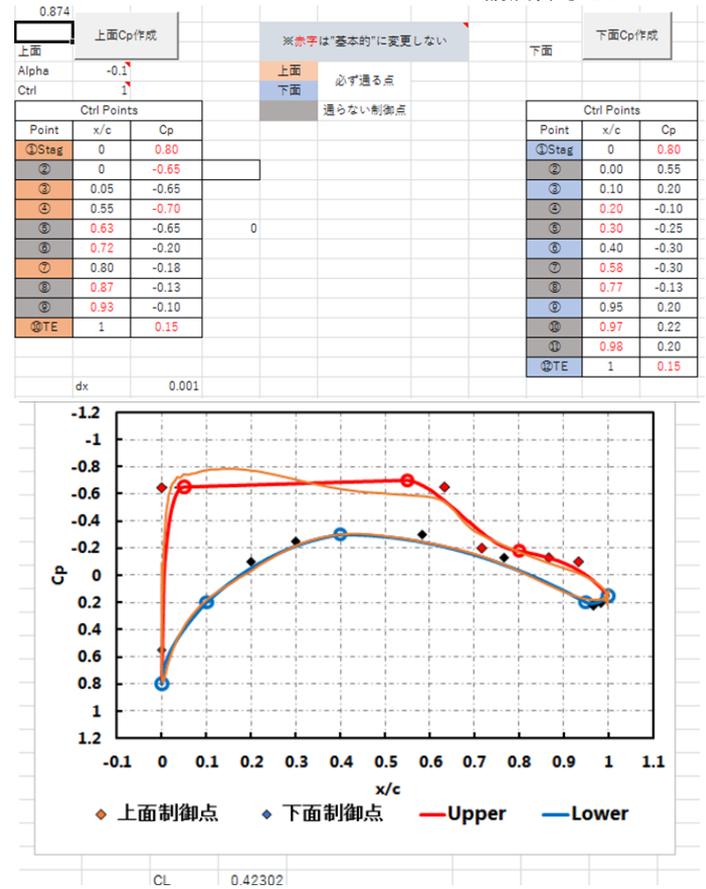


Fig. 6.3  $C_p$  distribution creation tool

### 7. 目標 $C_p$ 分布作成

作成した全機形態での目標  $C_p$  分布と、胴体や尾翼による影響を除いた  $C_p$  分布を図 7.1~7.4 に示す。ここで示す断面は、胴体中心から翼端にかけての、12%の断面と 62%の断面の 2 断面である。目標  $C_p$  分布を作成するにあり、前縁での離れの抑制を目的として、上面の前縁から衝撃波の位置まで、順圧力勾配域を持つように設定した。下面の  $C_p$  分布は初期翼である NASA-CRM の下面の圧力分布と同様のものとし、さらに、各断面での  $C_l$  は大きく変化させないように設定した。

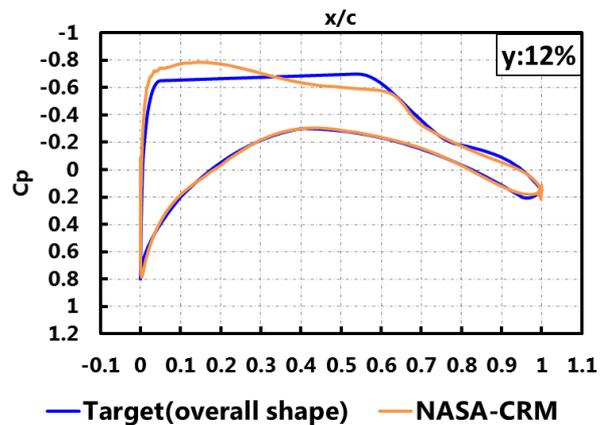
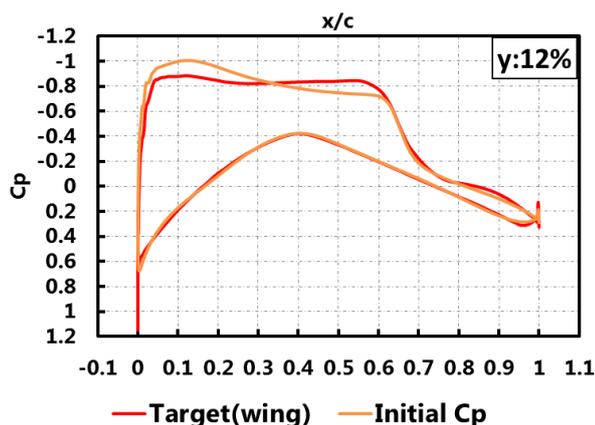
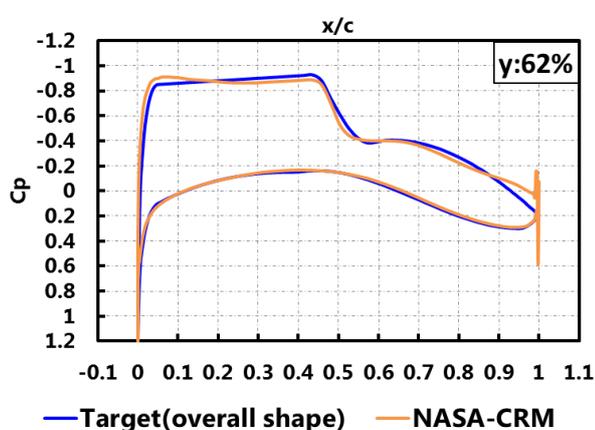
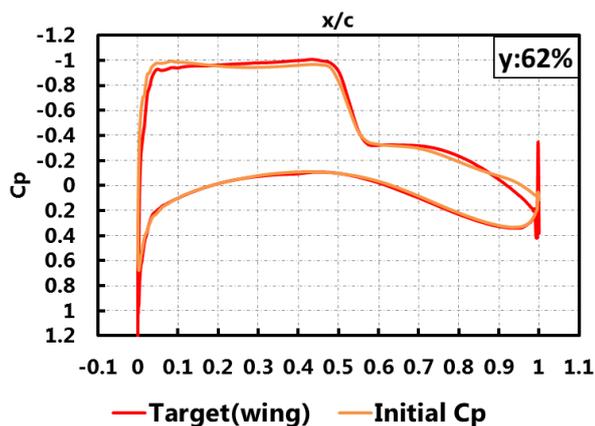


Fig. 7.1 Target  $C_p$  distribution of the overall shape

Fig. 7.2 Target  $C_p$  distribution of the wingFig. 7.3 Target  $C_p$  distribution of the overall shapeFig. 7.4 Target  $C_p$  distribution of the wing

ここで、我々が行った FaSTAR での計算と主翼のみでの計算では、スタグネーション位置の違いや後縁での計算不安定性から前縁と後縁で不規則な変動があることから、図 7.4 のように作成した  $C_p$  分布の前縁や後縁部での振動が見られる。その振動の適切な解消方法を考えなければならない。

## 8. まとめ

本稿では、TAKANASHI の定式化を使用した翼のみの 3 次元逆問題設計法を用いて、全機形態で使用可能な主翼の設計を行うた

めの取り組みの初期段階について述べている。胴体や尾翼の影響を考慮した主翼の設計を行う方法として、NASA-CRM の全機形態での  $C_p$  分布と、翼単体での  $C_p$  分布とを用いて胴体や尾翼などの他の要素による影響を求め、全機形態での目標  $C_p$  分布から省くことで、翼単体としての目標  $C_p$  分布を作成し、逆問題設計を行う事を考えている。まだいくつか課題が残っているが、発表当日には、その課題への取り組みと実際に逆問題設計を行った結果を示し、この手法のフィージビリティについて述べる予定である。

## 参考文献

- (1) Takanashi, S.: Iterative Three-Dimensional Transonic Wing Deesign Using Integral Equations, Journal of Aircraft, 22 (8), pp. 655-660, 1985.
- (2) Matsushima, K., Takanashi, S.: An Inverse Design Method for Wings Using Integral Equations and Its Recent Progress, Notes on Numerical Fluid Mechanics (NNFM), Springer Verlag, Vol. 65, pp. 179-209, 1999.
- (3) Barthelheimer W.: An Improved Integral Equation Method for the Design of Transonic Airfoils and Wings, AIAA-95-1688-CP, San Diego, CA, June 1995.
- (4) 松島紀佐, 伊藤嘉晃, 神田達輝, “逆問題アプローチによる翼設計法について” 第 55 回飛行機シンポジウム, 講演番号 1E12, 2017
- (5) 神田達輝, 伊藤嘉晃, 松島紀佐, “積分方程式逆問題の設計精度と頑強性の向上” 第 31 回数値流体シンポジウム, 講演番号 E06-4, 2017
- (6) 神田達輝, 岸井辰実, 松島紀佐, “モーフィング翼の空力形状制御に関する逆問題アプローチ” 第 56 回飛行機シンポジウム, 講演番号 1B05, 2018
- (7) 宇宙航空研究開発機構, “- FaSTAR - Fast Unstructured CFD Code - JAXA”, <<https://fastar.chofu.jaxa.jp/>>, (参照 2019-10-20)
- (8) JAXA, Third Aerodynamics Prediction Challenge (APC-III). <https://cfdws.chofu.jaxa.jp/apc/apc3/config.html>, (参照 2019-10-20)