

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型超音速旅客機の自然層流翼設計

Natural Laminar Flow Wing Design for a Small Supersonic Transport QSST

牛山 剣吾, 石川 敬掲, 徳川 直子, 小池 寿宜
Kengo Ushiyama, Hiroaki Ishikawa,
Naoko Tokugawa, Kazunori Koike

2016年11月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

小型超音速旅客機の自然層流翼設計

牛山 剣吾^{*1}, 石川 敬掲^{*2}, 徳川 直子^{*3}, 小池 寿宜^{*4}

Natural Laminar Flow Wing Design for a Small Supersonic Transport QSST

Kengo Ushiyama^{*1}, Hiroaki Ishikawa^{*2}, Naoko Tokugawa^{*3}, Kazunori Koike^{*4}

ABSTRACT

Natural laminar flow wing design was applied to the small supersonic transport QSST by using a computational fluid dynamics based supersonic inverse design method, aimed to reduce friction drag. The design target is a small supersonic passenger aircraft (Mach 1.6, 36–50 passengers), which is a reference airframe for JAXA's conceptual design. In this study, some parts of the natural laminar flow design system were improved in order to achieve high aerodynamic performance. The total drag, i.e. not only the friction drag but also the pressure drag, was improved by this modification of the target pressure distribution of the lower surface.

Keywords: Drag Reduction, Inverse Design, Computational Fluid Dynamics

概 要

摩擦抵抗を低減するため自然層流翼設計が小型超音速旅客機 QSST に対して適用された。設計対象は、マッハ数 1.6, 50 人乗りを想定した JAXA の概念設計の参照機体である。自然層流設計システムのいくつかの部分が、高い空力性能を達成するために改善された。下面の目標圧力分布を修正した結果、全抵抗、すなわち摩擦抵抗だけでなく圧力抵抗も改善された。

doi: 10.20637/JAXA-RR-16-001/0001

^{*} 平成 28 年 8 月 10 日受付 (Received August 10, 2016)

^{*1} 学習院大学自然科学研究科 (Graduate School of Science, Gakushuin University)

^{*2} 株式会社エイ・エス・アイ総研 (Advanced Science & Intelligence Research Institute)

^{*3} 航空技術部門 次世代航空イノベーションハブ

(Next Generation Aeronautical Innovation Hub Center, Aeronautical Technology Directorate)

^{*4} 学習院大学理学部 (Faculty of Science, Gakushuin University)

目 次

記号表.....	4
1 序論.....	5
1-1 背景.....	5
1-2 設計履歴.....	6
1-3 目的.....	7
2 設計対象.....	16
3 逆問題設計.....	17
3-1 逆問題設計の概要.....	17
3-2 Target C_p の設定.....	18
・上面 Target C_p	18
・下面 Target C_p のベース分布.....	20
・下面 Target C_p の淀み点前後の補間.....	21
3-3 CFD 解析.....	23
3-4 設計形状の評価.....	24
3-5 形状修正.....	24
・形状修正量の算出.....	24
・形状修正量の緩和.....	26
・後縁を閉じる補正.....	26
3-6 翼弦方向および翼幅方向のスモーキング.....	28
・翼弦方向のスモーキング.....	28
・翼幅方向のスモーキング.....	29
3-7 設計形状と非設計形状の結合.....	30
3-8 遷移解析手法.....	31
4 Target C_p の改修.....	32
・下面 Target C_p	32
・上面 Target C_p	33
5 設計結果.....	36
5-1 結果概要.....	36
5-2 下面 Target C_p の効果 (ケース Qrd33、ケース Q3rd35).....	36
5-3 上面 Target C_p の効果 (ケース Q3rd74).....	43
5-4 後縁を閉じる補正を変更した効果 (ケース Q3rd75).....	46
5-5 LPF の効果 (ケース Q3rd77).....	49
5-6 翼弦方向のスモーキングの効果 (ケース Q3rd78).....	51
5-7 Q3rd78-78 次形状の評価.....	53
5-8 遷移予測位置.....	56
5-9 C_L - C_D 曲線.....	58
6 まとめ.....	59
謝辞.....	59
参考文献.....	60

記号表

c	局所翼弦長
C_{Df}	摩擦抵抗係数
C_{Dp}	圧力抵抗係数
C_L	揚力係数
C_l	局所揚力係数
C_p	圧力係数
$C_{p,design}$	設計形状の圧力係数
$C_{p,target}$	目標圧力係数
f	表面座標
I	評価関数
K_{max}	翼弦方向のスムージング項数
M_∞	一様流マッハ数
N	不安定波の空間増減率
s	半翼幅長
t/c	最大翼厚比
$twist$	ねじり角
W	重みづけ係数
x	局所翼幅位置における前縁からの翼弦方向位置
X	機首先端からの翼弦方向位置
$x_{c.p.}$	前縁からの制御点までの距離
x_{st}	前縁からの淀み点の距離
y	機軸からの翼幅方向位置
ΔC_{Df}	全面乱流の場合と遷移を考慮した場合の摩擦抵抗係数の差分
ΔC_{Dp}	設計形状と初期形状の圧力抵抗係数の差分
ΔC_L	設計形状と初期形状の圧力揚力係数の差分
ΔC_p	目標圧力係数 $C_{p,target}$ Target C_p と形状の C_p 分布の差分
Δf	形状修正量
Δw_a	形状修正量のキャンバー項
Δw_s	形状修正量の翼厚項
α	迎角
η	前方 Mach 円錐内における翼幅方向の位置
λ	緩和係数
ζ	前方 Mach 円錐内における翼弦方向の位置

添え字

low	下面
up	上面

1 序論

1-1 背景

2003年に超音速旅客機コンコルドが退役してから、音速を超えて巡航する旅客機は運航していない。商業運用を行っていたコンコルドでは、燃費が悪いことによる高い運航コスト、ソニックブームの発生による陸上超音速飛行の制限などが問題となっていた。そして、これらの問題が解決されていないことが、未だに次世代超音速旅客機が実現されていない要因の1つである。

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) ではこれらの問題を解決し、超音速旅客機を実現させるために静粛小型超音速旅客機 QSST (図 1-1) の概念設計を行っている[1]。この概念設計では4つの技術目標を達成することを課題としている。その技術目標の中でも、燃費の向上は、運航コストの削減、積載重量の増加および航続距離の増加にもつながり、亜音速の航空機にも課せられる重要な課題である。燃費の向上を解決する手段の1つとして、近年、摩擦抵抗の低減を目的とした自然層流化の技術が注目されている[1-9]。自然層流化とは境界層吸い込みなどの動的な装置を使用せずに物体形状を工夫することのみで層流境界層の領域を拡大させ、摩擦抵抗を下げる技術である。



図 1-1 QSST のイメージ図[1]

JAXA の National EXperimental Supersonic Transport (NEXST) プロジェクトでは超音速飛行での燃費の向上、すなわち、空気抵抗を低減させることを主眼として、全長 11.5m の小型超音速実験機に自然層流翼設計を適用した。そして、その有効性を 2005 年の飛行実験で実証した[10,11]。

この NEXST プロジェクトの自然層流翼の設計には逆問題設計が適用された。逆問題設計とは予め設計の目標となる圧力係数 (C_p) 分布 (Target C_p) を定め、この Target C_p に設計形状の C_p 分布が一致するまで形状修正を繰り返す設計手法である[2-5,12-22]。上面の Target C_p は層流領域を拡大し、摩擦抵抗を低減させることを目標とした[23]。一方、下面の Target C_p は揚抗比の向上を目的とした Carlson のワープ設計[24]より得られた荷重分布を適用することにより、誘導抵抗を抑えることを目標とした[23]。したがって、逆問題設計では設計毎に計算負荷の高い境界層遷移位置の予測をする必要がないという点で、一般的な手法である順問題設計に比べると効率も良い手法となっている[12]。

しかし当時の NEXST-1 の設計では設計形状の導出や翼型のスムージングなどに、設計者の経験を必要とする処理や手動処理が多く、1 回のループを回すのに 1 週間を要した。そこで JAXA ではこの逆問題設計法を改良し、手動部分を自動化する設計手法を開発した。そして 1 回の設計ループに要する時間を約 1 日まで短縮することに成功した[13-22]。次節において、これまでに実施した小型超音速旅客機 QSST の 3 次ベースライン形状に対する自然層流翼設計[18,21,22]の設計履歴をまとめるとともに、その中で明らかになった課題について述べる。

1-2 設計履歴

これまでに小型超音速旅客機 QSST の 3 次ベースライン形状に対して実施した自然層流翼設計[18, 21,22]の設計履歴を図 1-2-1 に示す。この設計履歴は横軸が設計世代となっており、右に行く程設計を繰り返していることを示している。

また、設計の中で設計パラメータを変更した場合はケースを変更し、枝別れをさせている。本研究ではケース名を Q3rd○○ (Q3rd は QSST3 次ベースライン形状を、○○はケース番号を意味する) と表記し、ケース Q3rd01 からケース Q3rd78 までの設計を行った。各ケースで用いたパラメータを表 1-2-1 に示す。設計パラメータの詳細は 3 章で述べる。また以下において示す設計結果では、このケース番号に設計世代を付して Q3rd○○-△△次形状のように標記する。△△が 0 次形状からの設計世代を意味しているが、各ケースの起点は 0 次形状とは限らない。

さて、QSST に対する自然層流翼設計は 3 つのフェーズに大別することができる。

1 つ目のフェーズは、上面の C_p 分布を Target C_p に近づけることに注力して行ったフェーズである。そのフェーズは図 1-2-1 の緑の円で囲まれている部分であり、図 1-2-2 (a) に拡大されている。このフェーズでは、過去に同様のシステムを用いて行われた NEXST-1[13,14]、LSST[15,16,19,20]、QSST 準 1 次ベースライン形状[17,18]などの設計で用いた設計パラメータを踏襲して設計を実施した。

ところで、本自然層流翼は、横流れ不安定を抑制することにより達成される。そのため、後述する通り、目標となる Target C_p は横流れ不安定を抑制するために前縁近傍において非常に急峻な立ち上がりを有する[23]。この急峻な立ち上がりを実現するためには、以下の 3 つのパラメータの設定が効果的であることがわかっている (これら 3 つの効果の詳細 3 章でも記述する。)[13-22]。

- ・翼弦方向のスムージング項数を段階的に上げること
- ・逆問題設計後に後縁を閉じる補正を翼弦の中央位置で行うこと
- ・翼幅方向のスムージング次数を上げること

そこで、これらを考慮し、QSST3 次ベースライン形状に対しても Q3rd15-37 次形状まで設計を行った[21]。Q3rd15-37 次形状の C_p 分布を図 1-2-3 に示す。赤色で示した Q3rd15-37 次形状の C_p 分布を見ると、上面の C_p 分布は、青色で示す 0 次形状に比べ、黒色で示す Target C_p に非常に近づいていることがわかる。その結果として、平均 38%翼弦長までの自然層流化を達成し、摩擦抵抗 C_{Df} を約 3.1cts 低減することに成功した。

しかし、上面の自然層流化に特化して設計を進めた結果、下面の C_p 分布は Target C_p から大きく離れていた。そのため、図 1-2-3 (i) に示すように揚力分布は 0 次形状から大きく離れてしまった。結果として、揚力係数 C_L が設計 C_L から大きく下回った。一方、図 1-2-3 (h) に示す翼厚は全ての断面で過剰に厚くなった。この翼厚の増加により圧力抵抗 C_{Dp} が 0 次形状の 104cts に比べ約 43cts 高くなった。したがって、本設計では、上面の自然層流化はある程度達成できたが、総合的には空力性能が悪化していた。

本来の目的に立ち返り、基本的な空力性能を悪化させることなく、自然層流翼を実現させるには、

- ・上面のみならず下面の C_p 分布も $TargetC_p$ に近づけること
- ・翼厚を薄く保つこと

の2つが新たな課題となった。

この2つの課題を解決するためには、下面の C_p 分布を $TargetC_p$ に近づける必要がある。そこで、下面の C_p 分布を $TargetC_p$ に近づけるよう、設計パラメータを新たに設定して設計を行った。それが第2の設計フェーズである。図 1-2-1 および図 1-2-2 (b) 中で紺色の破線円で囲まれているケース Q3rd27 である。ケース Q3rd27 では 0 次形状からではなく、Q3rd10-20 次形状から派生させて設計を行った。

このケースでは下面 $TargetC_p$ の淀み点付近における補間方法を変更した[22]。その補間方法の詳細は 3-2 節で述べる。この $TargetC_p$ の補間方法を変更し、設計を行った結果を図 1-2-4 に示す。図 1-2-4 に示す C_p 分布を見ると、Q3rd15-37 次形状に比べ、下面の C_p 分布が $TargetC_p$ に近づいていることがわかる。また、図 1-2-4 (i) に示す揚力分布も Q3rd15-37 次形状に比べ 0 次形状に近づいたことがわかる。最大翼厚分布 (図 1-2-4 (h))も Q3rd15-37 次形状に比べて薄くなっており、 C_{dp} も低減された。すなわち Q3rd27-27 次形状では、圧力抵抗 C_{dp} の 0 次形状に対する増加量が 20cts (Q3rd15-37 次形状に比べ約 23cts 減) となった。

以上のことから下面 $TargetC_p$ の淀み点付近における補間方法の改善が空力性能改善に効果的であったことがわかった。しかし、設計を進めても完全に下面の C_p 分布が $TargetC_p$ に収束することはなかった。また、下面の C_p 分布を既存の $TargetC_p$ [18,21,22]に完全に収束させても、翼厚は保証されないことがわかった。

したがって、前述した2つの課題を解決するためには上下面の $TargetC_p$ を見直す必要があると考えた。上下面の $TargetC_p$ を見直して実施した設計が第3のフェーズである。

1-3 目的

本論文では総合的に空力性能の高い自然層流翼を実現するために以下の3つの目標を課した。

- ・上面の自然層流化
- ・設計 C_L を満たし、スパン方向の揚力分布をワープ設計から得られた分布に一致させること
- ・最大翼厚分布を 0 次形状に一致させること

1つ目の目標は本研究での絶対条件であり、上面の C_p 分布を $TargetC_p$ に収束させることで達成される。

2つ目の目標は誘導抵抗の低減と設計 C_L を達成するために必要な条件であり、この目標は下面の C_p 分布を $TargetC_p$ に収束することで達成される。

3つ目の目標は構造上の強度を満たし、造波抵抗を最小限にする目的がある。しかし、この目標は上下面の C_p 分布が既存の $TargetC_p$ [18,21,22]に収束しても保証されることはない。したがって、本研究では上面の自然層流効果を損なうことなく、3つの目標を満たす $TargetC_p$ を獲得し、総合的に空力性能の高い形状を設計することを目的とする。

本論文では、上記目標を達成するために行った下面の $TargetC_p$ に対する工夫および上面の $TargetC_p$

に対する工夫およびその効果について報告する。それは前節で述べた第 2 および第 3 のフェーズに対応しており、それぞれ、図 1-2-1 中で青の円で囲まれ図 1-2-2 (b) に拡大された部分と、図 1-2-1 中で赤の円で囲まれ図 1-2-2 (c) に拡大された部分である。特に、その 2 つのフェーズで最も効果的であった青と黄色のケースに着目する。

以下の 2 章で設計対象について、3 章で逆問題設計について、4 章で TargetCp の改修について述べた後、5 章で設計結果を記したのち 6 章でまとめる。

設計世代

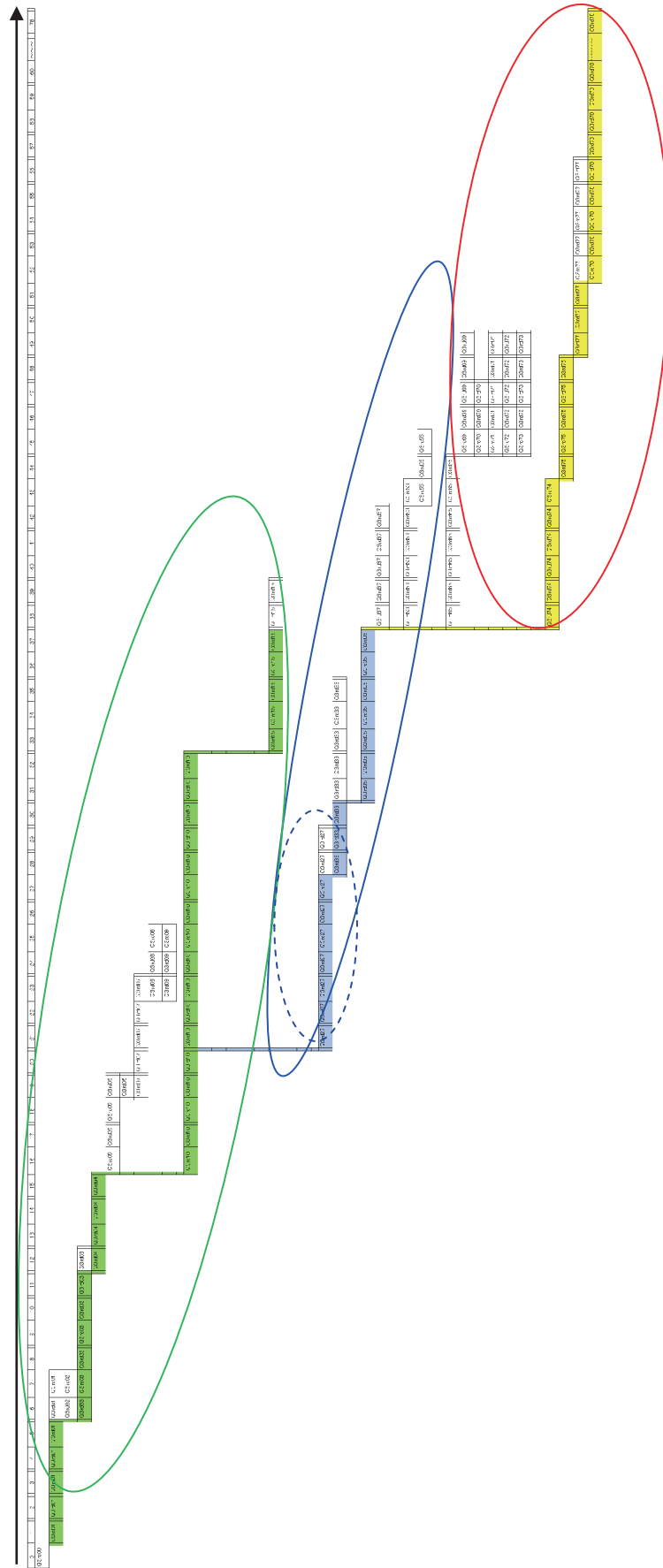


図 1-2-1 QSST に対する自然層流翼設計の履歴；全体

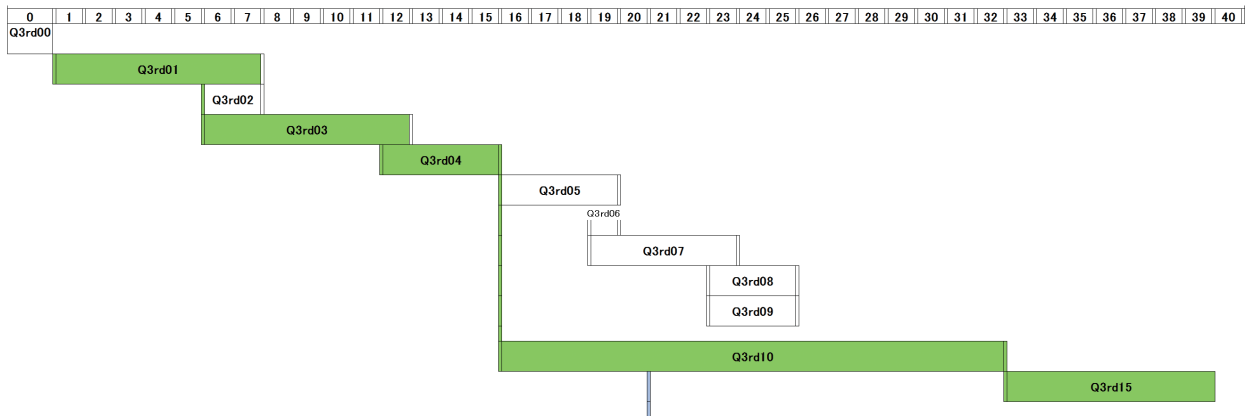


図 1-2-2 (a) QSST に対する自然層流翼設計の履歴；拡大その 1

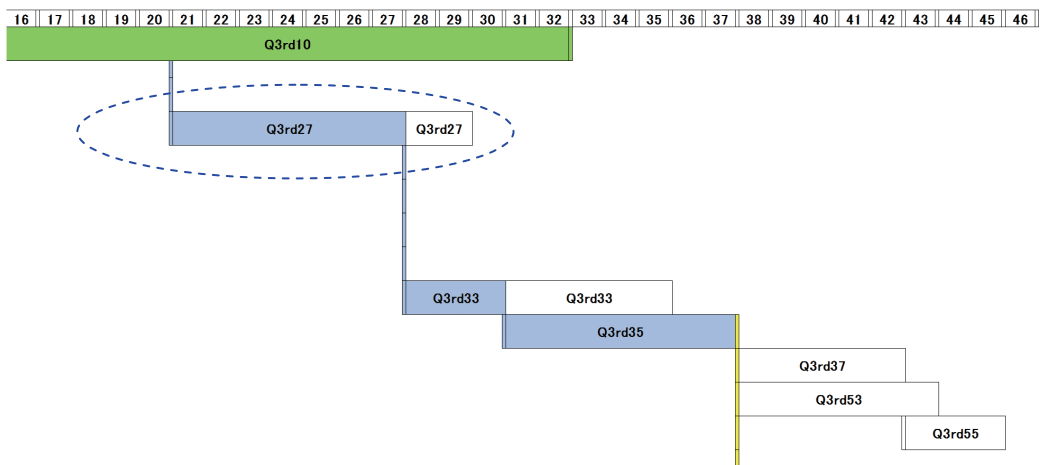


図 1-2-2 (b) QSST に対する自然層流翼設計の履歴；拡大その 2

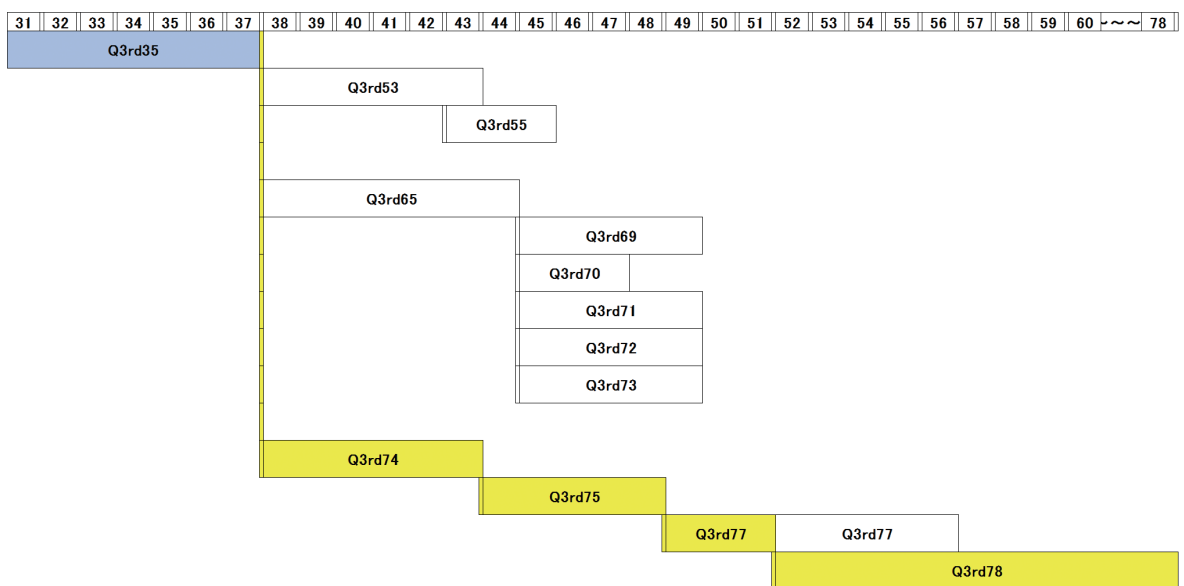
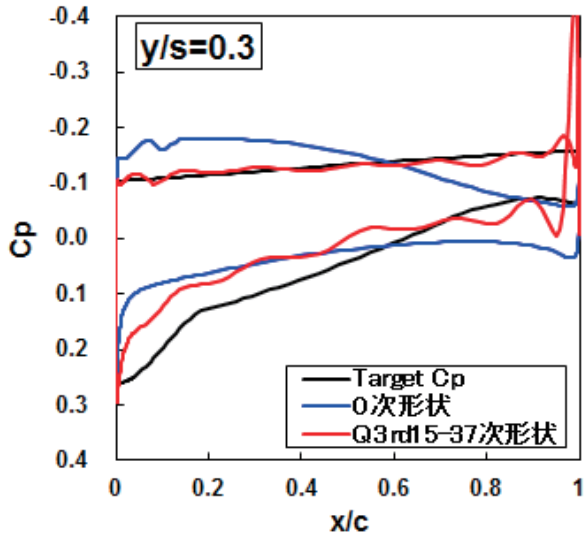


図 1-2-2 (c) QSST に対する自然層流翼設計の履歴；拡大その 3

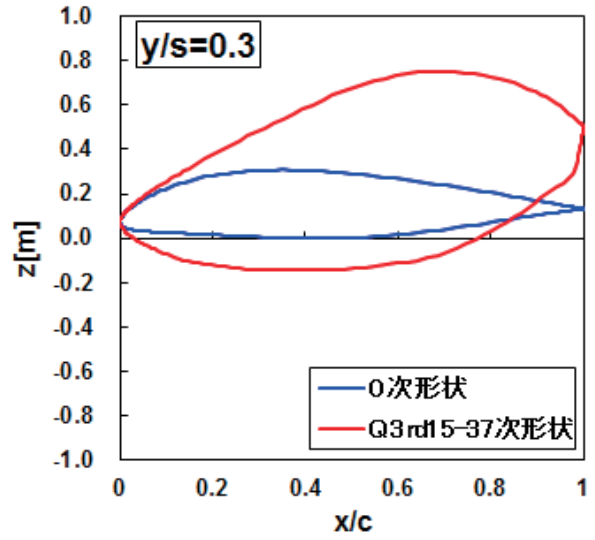
表 1-2-1 設計パラメータ

CASE	逆問題設計											後縁補正	
	翼弦方向の緩和係数 λ_x					翼幅方向の緩和係数 λ_y					閉じ方	位置(x/c)	
	Xstart	Xend	$\lambda_{x,start}$	$\lambda_{x,end}$	chord_Function	y(y/s) _{start}	y(y/s) _{end}	$\lambda_{y,start}$	$\lambda_{y,end}$	span_Function			
Q3rd1	0	1	0.5	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0	
Q3rd2	0	1	0.5	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0.5	
Q3rd3	0	1	0.5	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0	
Q3rd4	0	1	0.5	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0	
Q3rd5	0	1	0.5	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0	
Q3rd6	0	1	0.5	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0	
Q3rd7	0	1	0.5	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0.5	
Q3rd8	0	1	1	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0.5	
Q3rd9	0	1	0.5	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0.5	
Q3rd10	0	1	0.5	1	tanh	0	1	1	1	liner	回転	0.5	
Q3rd15	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0.5	
Q3rd27	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd33	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd35	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd37	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd53	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd55	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd65	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd69	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd70	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd71	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	緩衝	0	
Q3rd72	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	緩衝	0	
Q3rd73	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd74	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	緩衝	0	
Q3rd75	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	回転	0	
Q3rd77	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	緩衝	0	
Q3rd78	0	1	0.5	1	tanh	0.2	0.3	0	1	sin	緩衝	0	

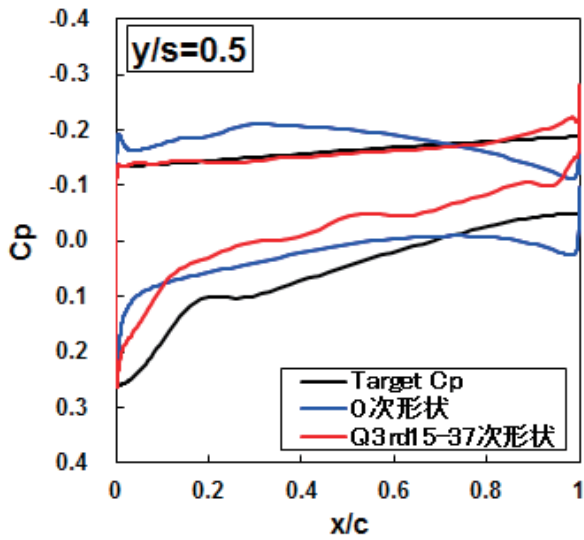
CASE	翼弦方向		スパン方向			TargetCp					
	スムージング次数	Kmax	スムージング次数: Ny		上面			下面		補正方法(淀み点周り)	
			Fourier係数(P,Q)	ねじり角	ベース分布	補正	重みづけ	ベース分布	淀み点より上流	淀み点より下流	制御点xc,p/c
Q3rd1	4	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp'	楕円	3次関数	0.1
Q3rd2	4	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp'	楕円	3次関数	0.1
Q3rd3	8	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp'	楕円	3次関数	0.1
Q3rd4	15	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp'	楕円	3次関数	0.1
Q3rd5	30	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp'	楕円	3次関数	0.1
Q3rd6	50	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp'	楕円	3次関数	0.1
Q3rd7	30	12	12	12	ID01	×	1	CFD	楕円	3次関数	0.1
Q3rd8	30	12	12	12	ID01	×	1	CFD	楕円	3次関数	0.1
Q3rd9	50	12	12	12	ID01	×	1	CFD	楕円	3次関数	0.1
Q3rd10	15	12	12	12	ID01	×	1	CFD	楕円	3次関数	0.1
Q3rd15	15	30	12	12	ID01	×	1	CFD	楕円	3次関数	0.1
Q3rd27	15	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd33	15	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp'''	楕円	×	st
Q3rd35	15	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd37	15	12	12	12	ID01	×	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd53	15	12	12	12	ID02	×	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd55	15	12	12	12	ID04	×	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd65	15	12	12	12	ID03	×	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd69	15	LPF	LPF	LPF	ID03	×	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd70	15	12	12	12	ID03	○	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd71	15	LPF	LPF	LPF	ID03	×	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd72	15	LPF	LPF	LPF	ID01	×	1	CFD	楕円	×	×
Q3rd73	15	LPF	LPF	LPF	ID01	×	1	CFD	楕円	×	×
Q3rd74	15	12	12	12	ID04	○	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd75	15	12	12	12	ID04	○	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd77	15	LPF	LPF	LPF	ID04	○	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4
Q3rd78	30	LPF	LPF	LPF	ID04	○	1	TargetCp'''	楕円	緩衝	0.4



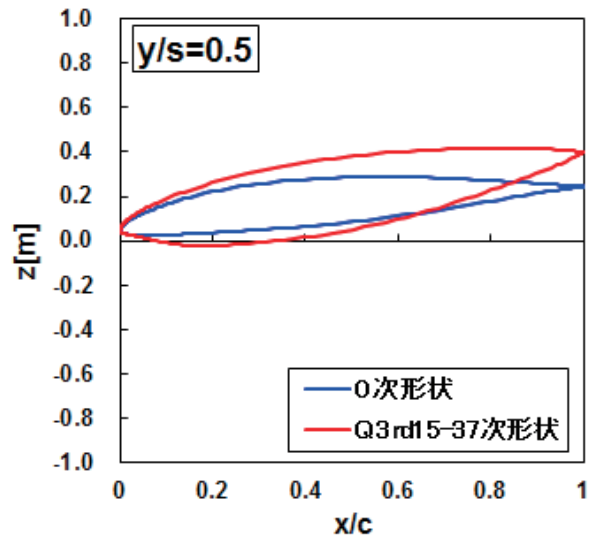
(a) C_p 分布 $y/s = 0.3$ (全体)



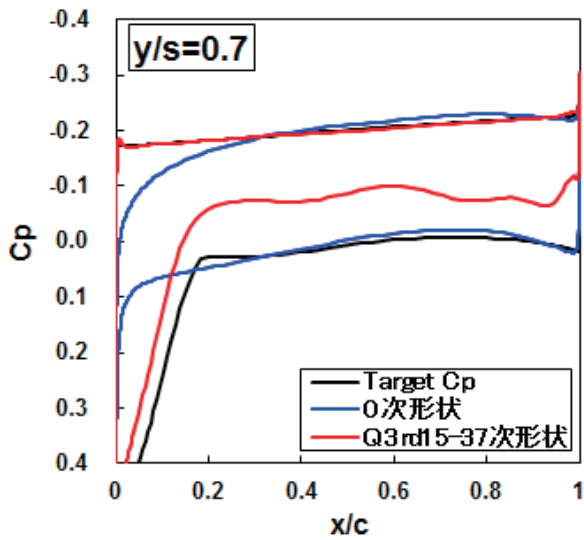
(d) 翼型 $y/s = 0.3$ (全体)



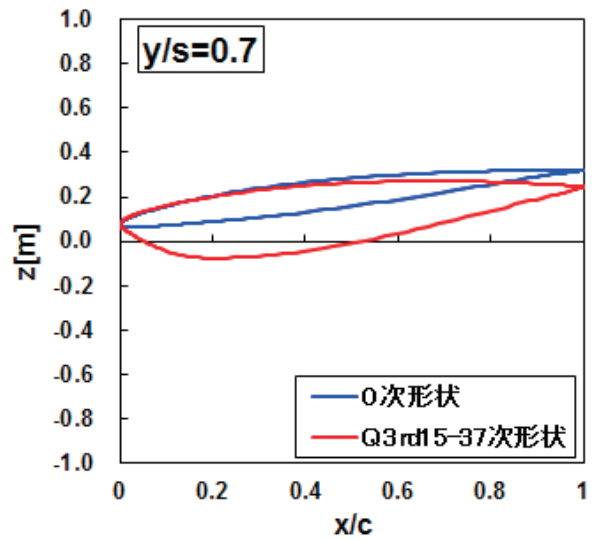
(b) C_p 分布 $y/s = 0.5$ (全体)



(e) 翼型 $y/s = 0.5$ (全体)

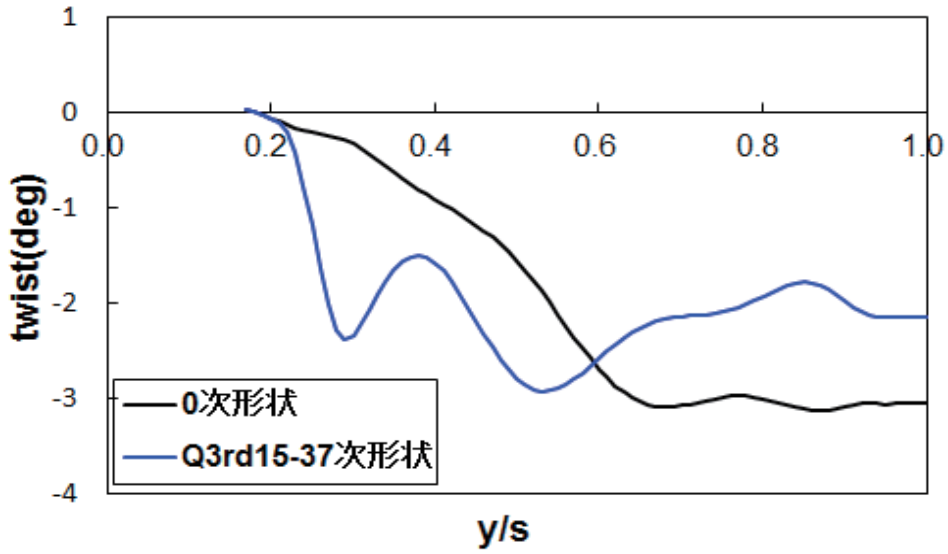


(c) C_p 分布 $y/s = 0.7$ (全体)

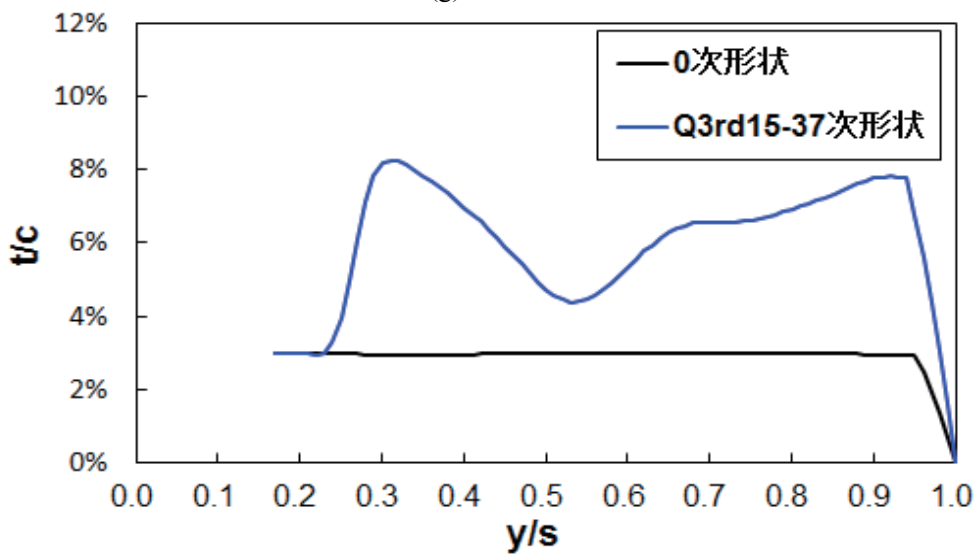


(f) 翼型 $y/s = 0.7$ (全体)

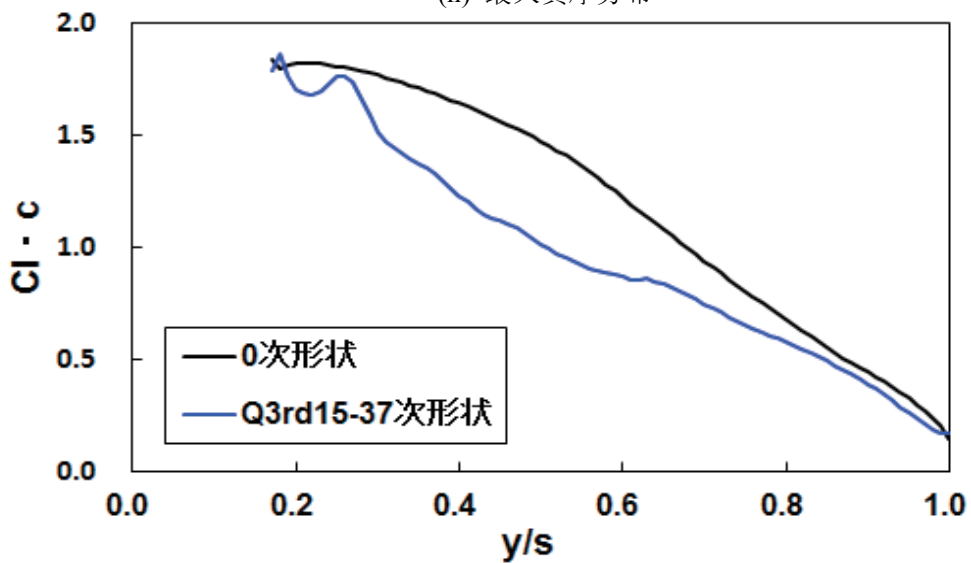
図 1-2-3 Q3rd15-37 次形状の設計結果



(g) ねじり角分布



(h) 最大翼厚分布



(i) 揚力分布

図 1-2-3 Q3rd15-37 次形状の設計結果

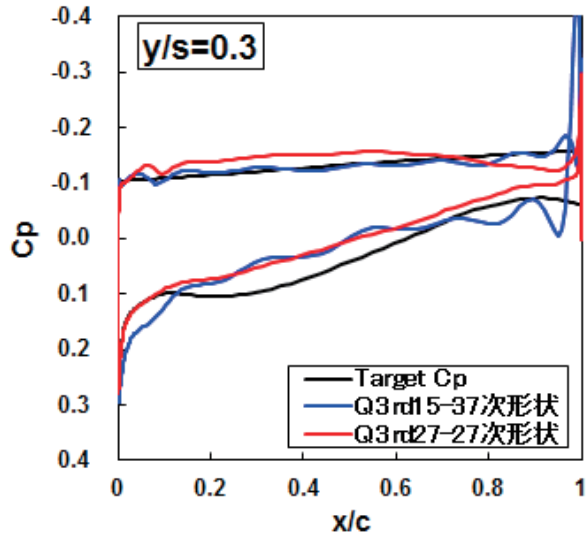
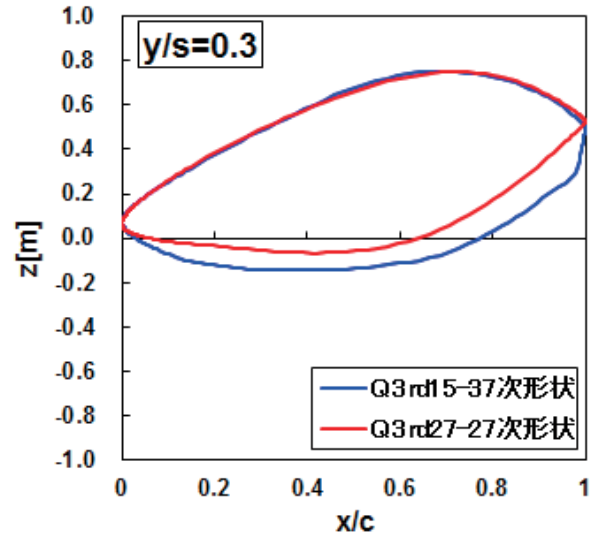
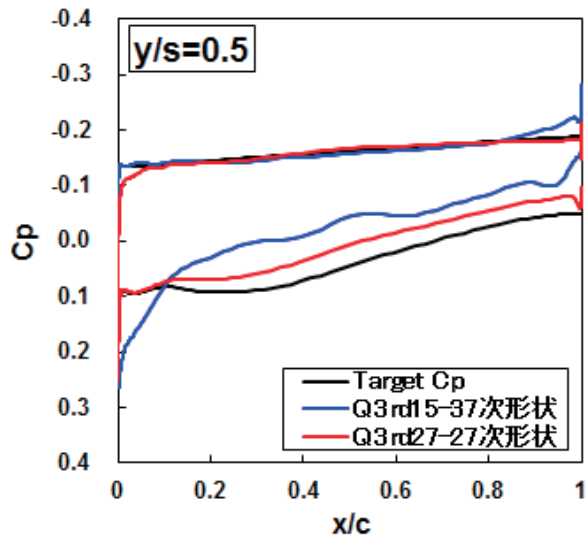
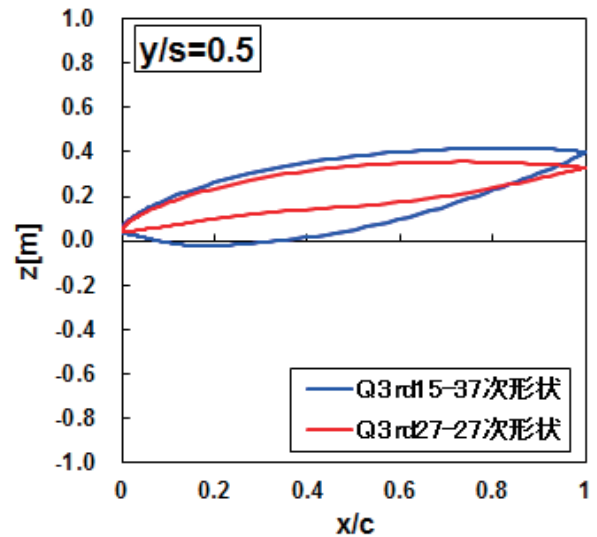
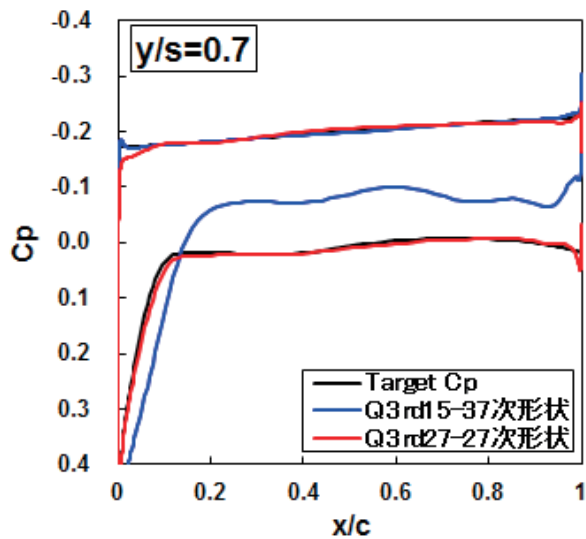
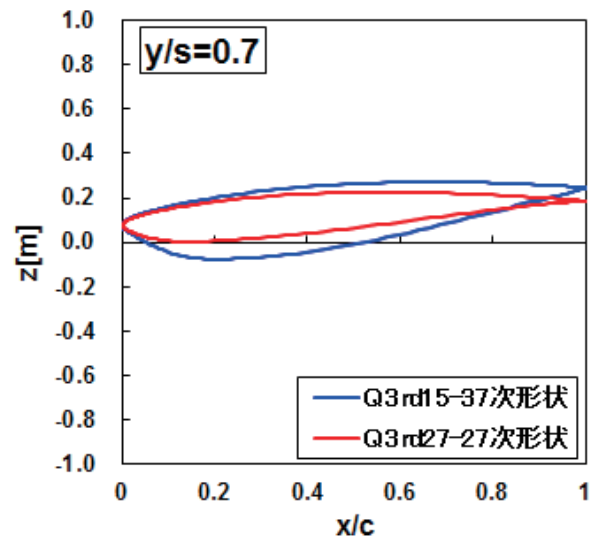
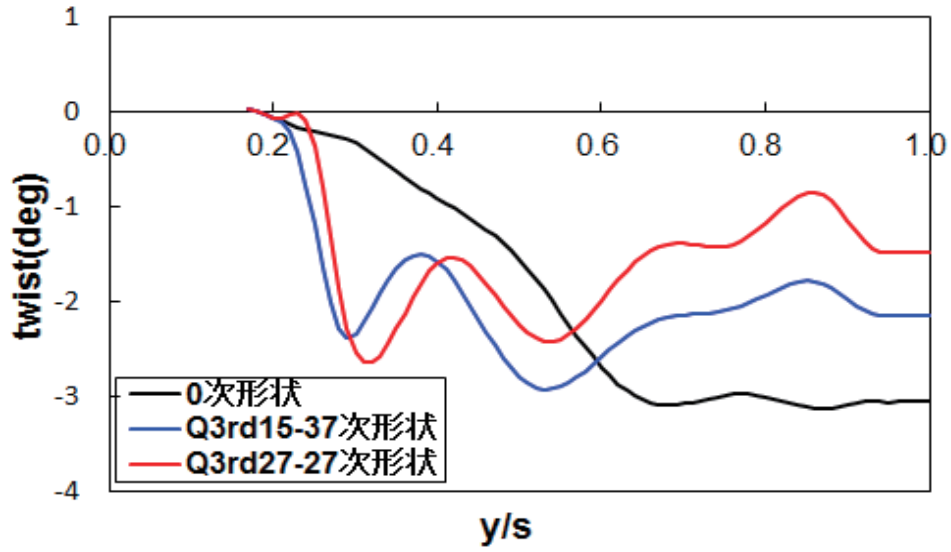
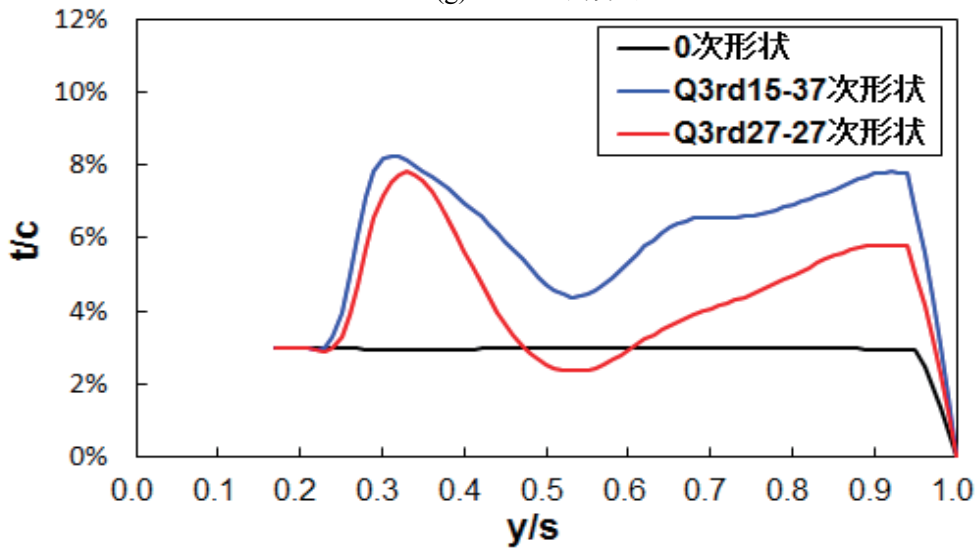
(a) C_p 分布 $y/s = 0.3$ (全体)(d) 翼型 $y/s = 0.3$ (全体)(b) C_p 分布 $y/s = 0.5$ (全体)(e) 翼型 $y/s = 0.5$ (全体)(c) C_p 分布 $y/s = 0.7$ (全体)(f) 翼型 $y/s = 0.7$ (全体)

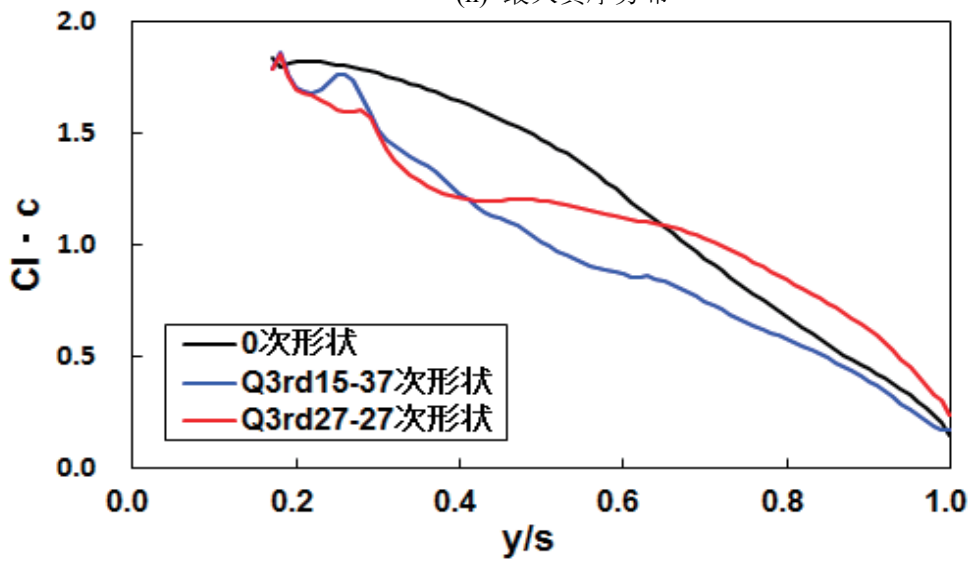
図 1-2-4 Q3rd27-27 次形状の設計結果



(g) ねじり角分布



(h) 最大翼厚分布



(i) 揚力分布

図 1-2-4 Q3rd27-27 次形状の設計結果

2 設計対象

本研究では JAXA で検討が進められている静粛小型超音速旅客機 QSST の概念設計形状である QSST3 次ベースライン形状 (図 2) を設計対象とした。この機体は 50 人乗りを想定した、全長 53m、翼幅長 22.9m、巡航マッハ数 1.6 の次世代小型超音速旅客機である[1]。

本形状には既にワープ設計が施されている。また図 2 に示す通り、計算負荷を軽減するためエンジン、ナセルおよび尾翼を取り除いた翼胴形態が対象とした。

設計条件を表 2 に示す。設計 C_L はベースライン形状の揚力係数とする。設計では迎角を設計迎角に固定し、できる限り設計迎角での揚力係数を設計 C_L に近づけるように設計した。そして、最終形状で C_L - C_D 曲線を算出し、評価した。

胴体形状、主翼平面形は固定し、翼厚、キャンバー、ねじり角を含む主翼の翼形状を設計した。また、QSST には飛行性能を高めるために主翼と胴体の結合部にストレーキを設けているが、ストレーキの翼弦長が長いため、取り付け角を変更すると客室窓に主翼が重なったり、胴体からはみ出したりするなどの弊害が発生する恐れがある。そのため、翼根部の形状が変わらないように、翼根から $y/s=0.2$ の区間を非設計形状とし、0 次形状に形状を固定した[17,18,21]。詳細は 3-7 節に後述する。

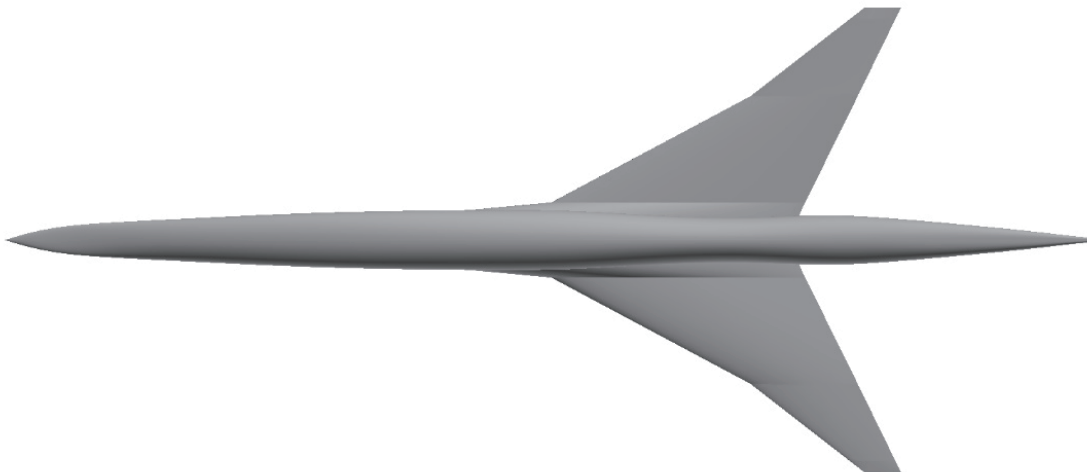


図 2 QSST3 次ベースライン形状 (翼胴形態)

表 2 設計条件

レイノルズ数 (MAC 基準)	62×10^6
MAC 長	9.72m
マッハ数	1.6
高度	15km
設計 C_L	0.169
設計迎角 α	3.552deg

3 逆問題設計

3-1 逆問題設計の概要

逆問題設計のフローチャートを図 3 に示し、以下に概要を記す。

- ① 上面 Target C_p 及び主翼の 0 次形状の設定[23]
- ② 翼胴を結合した全機形状の表面及び空間格子の生成 (2 世代以降では空間格子は修正)
- ③ CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析による C_p 分布の算出
- ④ 設計形状の評価 (Target C_p と算出された C_p の差分を評価)
- ⑤ 下面 Target C_p の設定[22]
- ⑥ ④で算出された C_p の差分をもとに形状を修正し、新たな翼型の生成[12]
- ⑦ 生成された翼の翼弦方向および翼幅方向の平滑化 (スムージング) [13-21]
- ⑧ 設計形状と非設計形状との結合[17,18,21]

④において設計形状の C_p 分布と Target C_p の差分が十分に小さく評価されるまで②～⑧の設計ループを繰り返す。

以下、3-2 節ではフロー内の①にあたる上面 Target C_p の設定、3-3 節では③の CFD 解析、3-4 節では④の設計形状の評価、3-5 節では⑥の形状修正、3-6 節では⑦の翼弦方向および翼幅方向のスムージング、3-7 節では⑧の設計形状と非設計形状との結合、3-8 節では遷移解析手法について詳細を記す。また、本論文で着目する Target C_p の改修は特に 4 章に記す。

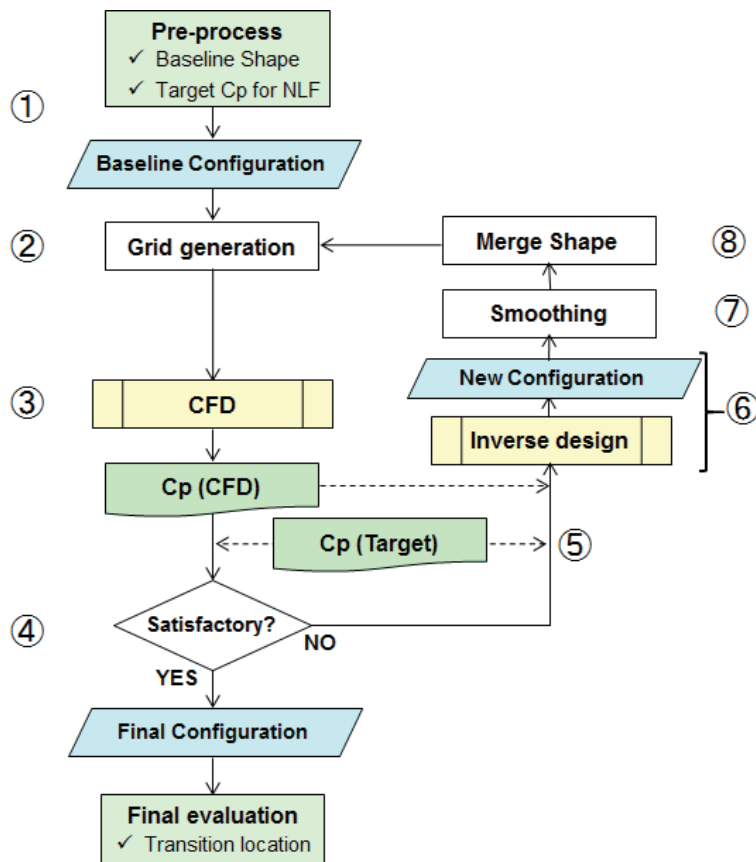


図 3-1 逆問題設計フローチャート

3-2 TargetCp の設定

・上面 TargetCp

本研究で用いた上面の TargetCp は、スパン方向の位置を一定とした翼表面上の Cp 分布を、スパン方向に適切に配置させることによって策定した[17]。この TargetCp は、高レイノルズ数型超音速旅客機に対して遷移が後退することがわかっている関数 [23] を用いて表した。

決定方法について、文献[17, 23]に基づき説明する。

関数は下式 (3-2-1) で表されるように Cp 分布を x/c に対する 3 つの指数関数と 1 次および 4 次関数で表す。

$$\begin{aligned}
 C_p(x/c, y/s) &= \sum_{n=0}^4 A_n(y/s) f_n(x/c, y/s), \\
 f_0(x/c, y/s) &\equiv 1, \\
 f_1(x/c, y/s) &\equiv e^{B_1(n) \cdot (x/c)} - 1, \\
 f_2(x/c, y/s) &\equiv e^{B_2(n) \cdot (x/c)} - 1, \\
 f_3(x/c, y/s) &\equiv e^{B_3(n) \cdot (x/c)^n} - 1, \\
 f_4(x/c, y/s) &\equiv (x/c)^{P_2} \\
 A_1(y/s) &\equiv a \cdot (y/s) + b
 \end{aligned} \tag{3-2-1}$$

この関数に含まれる 10 のパラメータ A0、A1、A2、A3、A4、B1、B2、B3、P1、P2 は、パラメトリックに境界層計算と安定計算を行い、最適化 (最も遷移が後退するパラメータセットを選択) した。

この TargetCp の特徴は 3 つある (図 3-2-1)。1 つ目は前縁付近の Cp 分布の急激な立ち上がりで、遷移を強く促進する横流れ不安定を抑制する。2 つ目はミッドコードから後縁にかけての緩やかな順圧力勾配 (流速が加速する圧力勾配) で Tollmien-Schlichting(T-S)不安定を抑制する。3 つ目は前縁付近の Cp 分布の急激な立ち上がりの後に微小な逆圧力勾配 (流速が減速する圧力勾配) でさらに横流れ不安定を抑制する[23]。ただし、この 3 つ目の特徴は、本研究で用いる TargetCp では取り除いた。それは、この前縁付近の微小な逆圧力勾配は、レイノルズ数が高い (すなわち大型の) 機体では非常に効果的であるが、本設計対象である QSST クラスの小型機では必ずしも必要ではないことと、本逆問題設計ではその実現が非常に困難であると判断したからである[17]。この自然層流効果を補うために翼幅方向の TargetCp の並びを工夫し、前縁での横流れを発生しにくくした。その工夫とは前縁からの無次元コード長 x/c ではなく、機首からの有次元コード方向長さ X で Cp 分布をプロットした場合に翼幅方向に圧力差が無くなるように分布させることである。

本研究で初めに適用した TargetCp である ID01 を図 3-2-2 に示す。4 断面のそれぞれの Cp 分布が前縁において翼幅方向に圧力差がないことがわかる。また、この TargetCp の遷移解析を行い、遷移予測位置を図 3-2-3 に示す。この TargetCp に対する遷移解析では、この Cp 分布を達成した形状がないため、0 次形状の形状を用いて表面長を算出して解析を行った。なお遷移解析の詳細は 3-9 節で述べる。

設計領域である $y/s=0.3\sim 0.9$ までの層流面積の割合は約 62%である。この濡れ面積から摩擦抵抗 C_{Df} を算出すると、全面乱流の場合に比べて約 6.7cts 低くなる Target C_p となっている。

本研究ではここで示した ID01 の他に 3 つの上面の Target C_p を用いて設計を行った。本論文ではその 3 つの中で最も効果的であった ID04 を用いた設計を報告する。ID04 の詳細については 4 章に記述する。またそれぞれの適用範囲は表 1-2-1 に記す。

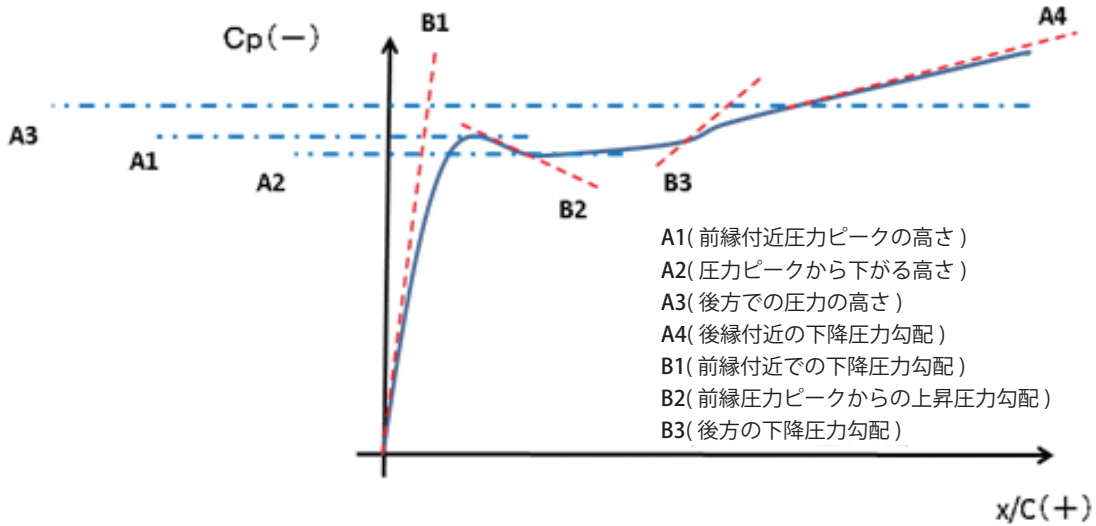


図 3-2-1 上面 Target C_p の特徴

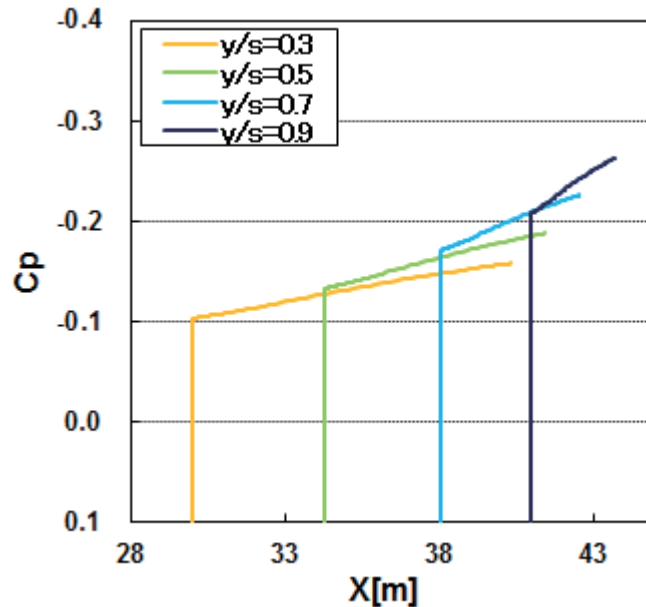


図 3-2-2 Target C_p ID01 の翼幅方向の並び

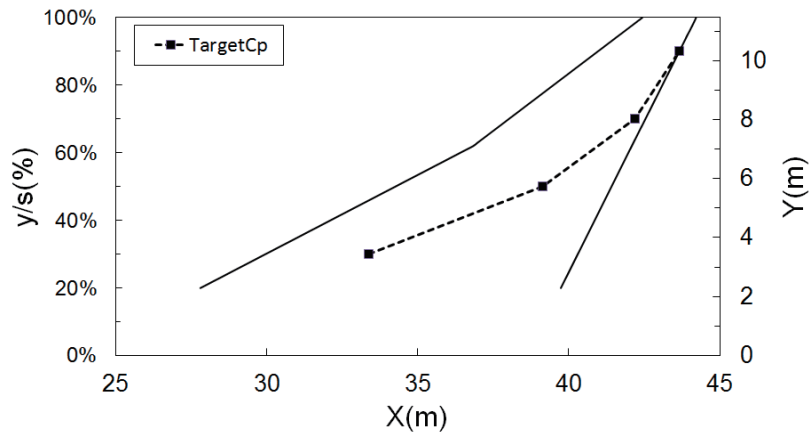


図 3-2-3 Target CpID01 の遷移予測位置

・下面 Target Cp のベース分布

下面の Target Cp は、ベースとなる分布に、淀み点近傍において補正を施すことにより生成している。本節では下面 Target Cp のベース分布について、次節では淀み点近傍における補正について解説する。下面 Target Cp のベース分布は以下に述べる 4 通りの方法を用いて設定した。本節では、これまでの研究で用いてきた 3 通りの方法について詳しく述べ、新規に考案した 4 つ目の設定については 4 章で詳細に記述する。

まず 1 つ目の方法は 0 次形状の荷重分布を下面 Target Cp のベース分布に適用する方法である。荷重分布を上面 Target Cp に足し合わせて得ることが理想的である。ここで荷重分布とは局所翼幅方向一定位置における上下面の圧力差の翼弦方向の分布を示す。一方、この荷重分布を積分した値の翼幅方向の分布を揚力分布と呼ぶ。

特に本研究では Carlson のワープ設計[24]より得られた荷重分布を理想とする。

本研究の設計対象である QSST3 次ベースライン形状は、前述したように、既にワープ設計が行われた形状であり、揚力分布が理想的な分布となっている(図 3-2-4)。したがって、本研究では Carlson のワープ設計を再び行い、理想的な荷重分布を算出することはせず、この 0 次形状の揚力分布が保たれるよう下面の Target Cp を設定した。

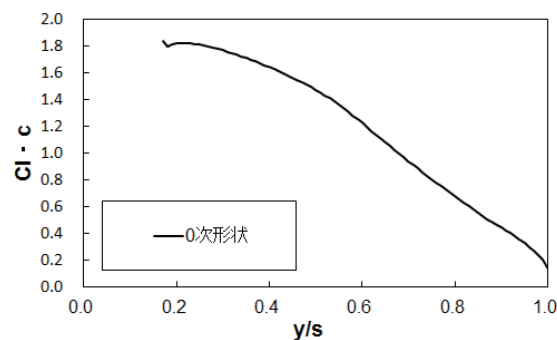


図 3-2-4 0 次形状の揚力分布

図 3-2-5 および図 3-2-6 の黒の点線は、0 次形状 (緑線) の荷重分布をそのまま上面の Target Cp に足し合わせたものである。この補間前の下面 Target Cp のベース分布を Target Cp' とする。Target Cp'

には淀み点から $x/c=0.2$ の間で小さな振動があることがわかる。

そこで、この振動を除去するため、スムージングを行った。スムージング手法には荷重移動平均を繰り返し行う手法を用いた[22]。TargetCp' に対してスムージングを行った結果が図 3-2-6 の黒の実線であり、TargetCp''とする。TargetCp' との比較からスムージングによって前縁近傍の振動が取り除かれていることがわかる。

この TargetCp''が 2 つ目の設定方法である。

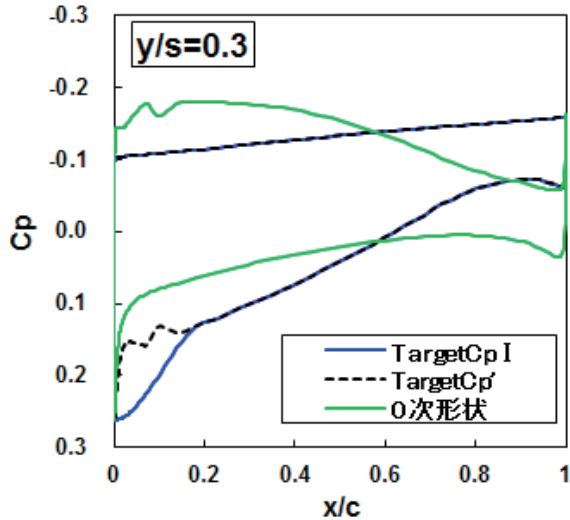


図 3-2-5 TargetCp' と 3 次関数による補間

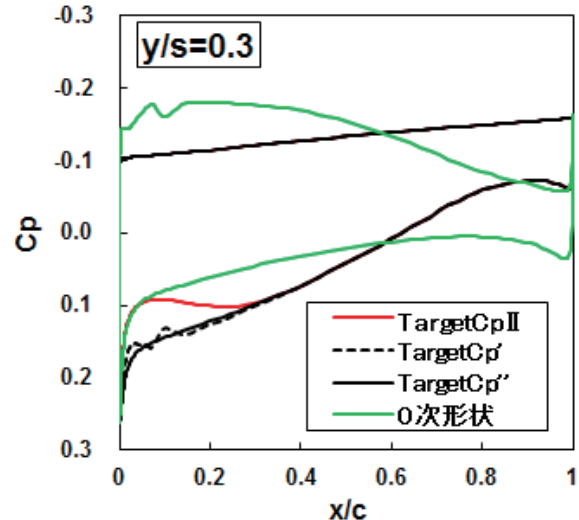


図 3-2-6 TargetCp'' と 1 世代前の形状の Cp 分布との緩衝による補間

3 つ目の下面 TargetCp のベース分布設定方法は、1 世代前の形状の Cp 分布を下面 TargetCp のベース分布とする方法である。この方法は実存する翼の荷重分布を下面 TargetCp のベース分布に適用することで、より達成が可能な下面 TargetCp になると考えて設定した。

・下面 TargetCp の淀み点前後の補間

前節で述べた通り、下面の TargetCp は、ベースとなる分布に、淀み点近傍において補間を施すことにより生成している。本節では淀み点近傍における補間について解説する。

淀み点前後における補間を行う第 1 の理由は、淀み点の圧力および位置が、翼型を含む機体形状およびその周囲の 3 次元的な流れ場の影響を強く受けることに起因している。淀み点の圧力および位置が設計ループ毎に変化する影響と取り入れるために補間を実施した。第 2 の理由は 0 次形状の荷重分布が淀み点付近で振動しているため、設計の TargetCp としてはふさわしくないためである。

そこで、本研究では設計ループ毎に 1 世代前の形状の CFD 解析から得られた淀み点の Cp の値と位置を用いて、淀み点前後を補間した。

淀み点と前縁間は楕円分布で補間した。

一方、淀み点より下流側は、制御点を 1 つ定め、その制御点と淀み点の間を以下の 2 つの方法で補間した。

1 番目の方法は、前節で述べた下面 TargetCp のベース分布について、淀み点と制御点間を補間に 3 次関数を用いる方法である。

TargetCp' をベース分布とし、その淀み点と制御点間を 3 次関数で補間した TargetCp I と表す Cp 分布を図 3-2-5 の青線に示す。

2 番目の方法は、下面 TargetCp のベース分布と 1 世代前の形状に対して CFD 解析で得られた Cp 分布を緩衝(それぞれ重みづけをして滑らかに接続)させる方法である。

緩衝に用いた式は

$$\text{TargetCp}_{\text{II}}(x/c) = \text{Cp}(x/c) \cdot W(x/c) + \text{TargetCp}'(x/c) \cdot (1 - W(x/c)) \quad (3-2-2)$$

である。ここで、 W は重みづけ係数で、

$$W(x/c) = \sin\left(\frac{x/c - x_{st}/c}{x_{c.p.}/c - x_{st}/c} \cdot \frac{1}{2} + \frac{\pi}{2}\right) \quad (x_{st}/c \leq x/c \leq x_{c.p.}/c) \quad (3-2-3)$$

と定義した。ここで、 x_{st} と $x_{c.p.}$ はそれぞれ淀み点と制御点の位置である。

TargetCp'' をベース分布とし、それと 1 世代前の形状に対して CFD 解析で得られた Cp 分布を緩衝させた分布 (TargetCpII と呼称する) を図 3-2-6 の赤線に示す。図 3-2-6 の TargetCp II は 1 世代前の形状を緑線で示した 0 次形状とした場合の分布である。

なお、前節で 2 番目の方法として述べた 1 世代前の形状の Cp 分布を下面 TargetCp のベース分布として設定し、さらに 2 番目の補間方法 (すなわち 1 世代前の形状の Cp 分布と緩衝させる方法) を適用すると、結果的に淀み点以降の Cp 分布と 1 世代前の形状の Cp 分布は完全に一致する。

この 2 つの補間方法の大きく異なっている点は、淀み点から制御点までの勾配である。

3 次関数では淀み点と制御点の間の情報を持っていないため、淀み点より下流側の勾配が鈍い勾配となる。

一方、2 つ目の 1 世代前の形状の Cp 分布と緩衝させる方法では、1 世代前の形状の Cp 分布の情報を持った TargetCp のため、実在する翼型と同様の淀み点より下流側の勾配を持っている。

1-2 節でケース Q3rd27 の設計結果を例に示したように、淀み点より下流側の勾配が下面の設計において感度が高いことがわかっている。その例を図 3-2-7 に示す。この図は 3 次関数の補間を用いた TargetCp I と緩衝させる補間を用いた TargetCp II を用いて設計フローの⑥で行われる形状修正を行った例である。下面側の TargetCp の影響を明確化するため、後縁を閉じる補正を行う前の形状を示している。形状修正の詳細については 3-5 節に記述する。

それぞれ 0 次形状 (黒) から TargetCp に収束させるために、逆問題設計で必要な形状修正を示しているが、TargetCp I に対して形状修正を行った形状 (青) と TargetCp II に対して形状修正を行った形状 (赤) は、大きく異なっていることがわかる。制御点 (TargetCp I に対して形状修正を行った形状 (青) では $x/c=0.2$ 、TargetCp II に対して形状修正を行った形状 (赤) では $x/c=0.4$) 以降の分布が、

ほとんど同じであるにもかかわらず、このように大きく形状に差が出来るのは淀み点からすぐ下流側の勾配が異なっているためである。この勾配が前縁付近において形状の開き具合を決定づける。勾配が非現実的である分布の場合、3次関数で補間を行った TargetCp I で算出された形状のように下側に下面形状が大きく開いてしまう形状や、上側に下面形状が大きく重なるように閉じるため翼弦の中央部辺りで上下面が交差する形状となる。このような形状は達成不可能であることから、TargetCp も非現実的な分布といえる。したがって、下面 TargetCp を現実的な分布とするためには、淀み点より下流側に急勾配を持たせることが非常に重要であると考えられる。しかし、下面 TargetCp を実現可能にする最適な勾配はわからない。

そこで、本研究ではケース Q3rd27 の設計で効果が得られた、1世代前の形状の Cp 分布と緩衝させ、1世代前の形状の勾配と同様の分布を持たせる方法を主として用いることとした。

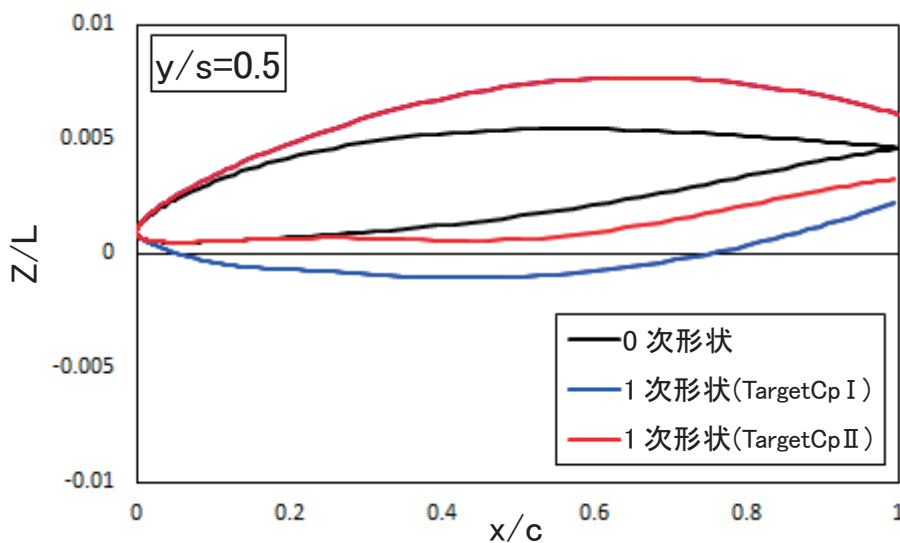


図 3-2-7 淀み点より下流側の勾配による形状修正の差（後縁を閉じる補正前）

3-3 CFD 解析

翼表面の Cp 分布を得るために使用した解析コードは JAXA で開発された UPACS である[25]。UPACS は 3次元圧縮性 CFD 解析ソルバでセル中心有限体積法により離散化されている。計算格子はマルチブロック構造格子である。翼断面の翼弦方向の表面格子点数は 160 点、総格子点数は 13,282,384 点となっている。設計レイノルズ数が高く、機体全体からみると相対的に境界層が薄いいため、支配方程式は Euler 方程式を採用した[17,18,21]。

表 3-3-1 に CFD の解析パラメータを示す。

表 3-3-1 CFD 解析パラメータ

計算格子	マルチブロック構造格子
支配方程式	Euler 方程式
離散化	セル中心有限体積法
流束評価	Roe スキーム
MUSCL の高精度化	2次精度
Iteration	5,000

3-4 設計形状の評価

設計の評価は3通りの方法で行った。1つ目は設計形状の C_p 分布を $y/s=0.05$ 毎に見て、 C_p 分布が $TargetC_p$ に近づいているかを評価する方法である。2つ目は評価関数を用いて、 C_p 分布が $TargetC_p$ に近づいているかを評価する方法である。3つ目は C_L 、 C_{Dp} の値を見て、前世代の形状と比較し、評価する方法である。2つ目の評価関数は特に上面形状の評価に適用した。上面形状の設計は $TargetC_p$ に近づけることに注力しているため、定量的に評価する必要があるからである。そして、下面形状は $TargetC_p$ に近づけることを目標に設計を進めるが、最終的な結果として、できる限り C_L がベースライン形状に近く、 C_{Dp} が低いものが望ましい。したがって、下面形状の評価は主に C_L と C_{Dp} の値から評価した。

上面形状の評価に用いた評価関数は2つある。その関数を式(3-4-1)、(3-4-2)に示す。式(3-4-1)の I_1 は設計形状の全ての断面の C_p 分布と $TargetC_p$ の差分の平均を算出している。この関数が小さい程、 C_p 分布が $TargetC_p$ に近いことを示している。式(3-4-2)の I_2 は設計形状の C_p 分布と $TargetC_p$ の傾きの差分を平均にして算出している。自然層流設計では C_p 分布が前縁で、 $TargetC_p$ のように急峻な勾配を持っていることが重要となっている。したがって、この I_2 の値が小さくなる程、前縁での勾配が急峻となり、自然層流効果が得られやすくなることを示している。

$$I_1 = \frac{\int_{y/s_{\min}}^{y/s_{\max}} \oint_{up\&low} |C_{p,design} - C_{p,target}| d(x/c) d(y/s)}{\int_{y/s_{\min}}^{y/s_{\max}} \oint_{up\&low} d(x/c) d(y/s)} \quad (3-4-1)$$

$$I_2 = \frac{\int_{y/s_{\min}}^{y/s_{\max}} \oint_{up\&low} |dC_{p,design} / d(x/c) - dC_{p,target} / d(x/c)| d(x/c) d(y/s)}{\int_{y/s_{\min}}^{y/s_{\max}} \oint_{up\&low} d(x/c) d(y/s)} \quad (3-4-2)$$

3-5 形状修正

・形状修正量の算出

本研究で用いる逆問題設計法は $TargetC_p$ と現状の形状から得られる C_p との差 (ΔC_p) から、その差を生成する形状の変形量 Δf を算出し、それを設計形状に対して形状修正量として与えることにより、 $TargetC_p$ を達成する形状を導き出す手法である。この $TargetC_p$ と算出された設計形状の C_p 分布との差分と形状修正量 Δf の関係は線形ポテンシャル理論と薄翼近似によって表現される[12]。

まず図3-5-1に示すような座標系を考える。この逆問題設計では胴体のない主翼のみの計算パネルを考えるため、内翼の前縁および後縁を対称面まで外挿し、胴体内の翼パネルを作成する。そして、外挿した翼の前縁と対称面との交点を原点とし、翼弦方向を x' 軸、翼幅方向を y 軸とする。翼表面の高さ方向の値は $f(x', y)$ で定められる。局所的な翼弦長及び半翼幅をそれぞれ、 c 及び s とする。

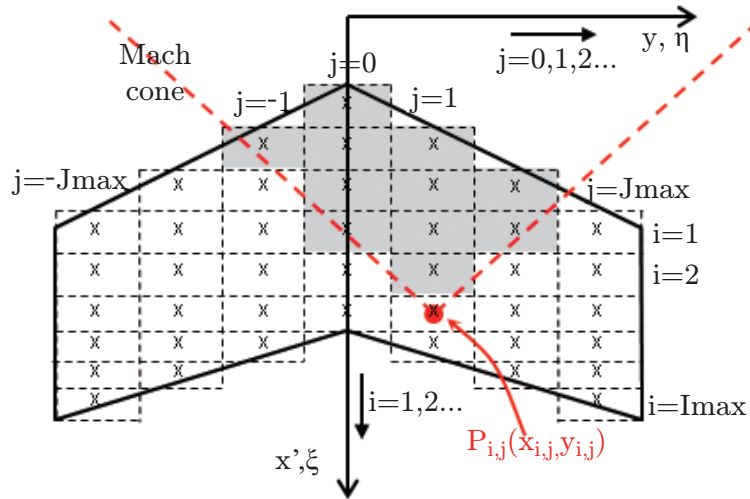


図 3-5-1 形状修正の座標系

形状修正量は翼厚項とキャンバー項の2つから成り立っており、翼厚項は

$$\Delta w_s(x', y) = -\Delta u_s(x', y) - \frac{1}{\pi} \int_{\tau_+} \int \frac{(x' - \xi) \Delta w_s(\xi, \eta)}{[(x' - \xi)^2 - (y - \eta)^2]^{3/2}} \quad (3-5-1)$$

と表せる。ここで、

$$\Delta u_s(x', y) = -\frac{1}{2\beta^2} (\Delta C p_+ + \Delta C p_-) \quad (3-5-2)$$

$$\Delta w_s(x', y) = -\frac{1}{\beta^3} \frac{\partial}{\partial x'} (\Delta f_+ - \Delta f_-) \quad (3-5-3)$$

である。添え字+と-はそれぞれ上面と下面の値を示す。また、 $\beta = (M_\infty^2 - 1)^{(1/2)}$ である。また積分範囲(前方 Mach 円錐内)において翼弦方向の位置を ξ 、翼幅方向の位置を η とする。

キャンバー項は

$$\Delta w_a(x', y) = -\Delta u_a(x', y) - \frac{1}{\pi} \int_{\tau_+} \int \frac{(x' - \xi) \Delta u_a(\xi, \eta)}{(y - \eta)^2 \sqrt{(x' - \xi)^2 - (y - \eta)^2}} d\eta d\xi \quad (3-5-4)$$

と表せる。ここで、

$$\Delta u_a(x', y) = -\frac{1}{2\beta^2} (\Delta C p_+ - \Delta C p_-) \quad (3-5-5)$$

$$\Delta w_a(x', y) = -\frac{1}{\beta^3} \frac{\partial}{\partial x'} (\Delta f_+ + \Delta f_-) \quad (3-5-6)$$

である。

そして、上記の 2 項を統合した最終的な形状修正量は

$$\Delta f_{\pm}(x', y / \beta) = \frac{\beta^3}{2} \int_{L.E.}^{x'} [\Delta w_s(\xi, y) \pm \Delta w_a(\xi, y)] d\xi \quad (3-5-7)$$

と表せる。したがって、逆問題設計で算出される新たな設計形状 f_{n+1} は前設計形状 f_n に、形状修正量 Δf_{n+1} を足し合わせた式で表すことができる。

$$f_{\pm, n+1}(x', y) = f_{\pm, n}(x', y) + \Delta f_{\pm, n+1}(x', y) \quad (3-5-8)$$

式 (3-5-1) および (3-5-4) の右辺第 2 項は攪乱の 3 次元伝搬の影響を取り込んだ項である。本来、攪乱の 3 次元伝搬を考慮し、計算位置 P を頂点にもつ前方 Mach 円錐を積分範囲とする 3 次元逆問題設計を行うべきである。しかし、これまでの解析で式 (3-5-1) および (3-5-4) の右辺第 2 項の 3 次元効果を取り入れた設計、つまり 3 次元逆問題設計を行うと設計形状に振動が発生してしまうことが分かっている [13, 17]。そこで本研究では 3 次元効果を意味する式 (3-5-1) 及び (3-5-4) の右辺第 2 項を無視し、翼弦方向のみに積分を行う 2 次元逆問題設計を行った。

・形状修正量の緩和

これまでの研究から上記で示した形状修正量をそのまま 1 世代前の形状に加えると、形状に過剰な修正を加えてしまい、設計形状の C_p 分布の特に前縁付近に過度の振動が発生し Target C_p へ近づくことなく発散してしまう場合があるということが分かっている [13-18]。そこで本研究では C_p の振動の発生を抑制するために、過剰な形状修正量を緩和する緩和係数 λ_{n+1} を導入し、式 (3-5-8) を

$$f_{\pm, n+1}(x', y) = f_{\pm, n}(x', y) + \lambda_{n+1} \cdot \Delta f_{\pm, n+1}(x', y) \quad (3-5-9)$$

と改めた。緩和係数は

$$\lambda_{n+1}(x/c, y/s) = \lambda_x(x/c) \cdot \lambda_y(y/s) \quad (3-5-10)$$

の様に、それぞれ x 方向及び y 方向に分布を持ち、各位置の緩和係数は両者の積で与えた。また、ここで x は翼前縁を原点とする局所的な翼弦位置である。この緩和係数 λ_x および λ_y はそれぞれ 0 から 1 の間の値で設定した。係数が 0 の時は修正量が 0 になり形状修正が行われず、係数が 1 の時は式 (3-5-8) で算出された形状修正量をそのまま形状に反映させることになり、式 (3-5-9) は式 (3-5-8) と一致する。

・後縁を閉じる補正

上記の定式化によって逆問題設計では形状修正量が算出される。しかし、本研究で用いる逆問題設計では上面と下面が独立に形状修正されるため、上記したように、後縁の形状が上面と下面で一致せずに開いた形状、もしくは交差した形状となる可能性がある。そして、その場合には、何らか

の方法で後縁が閉じた翼型形状に補正する必要がある。本研究では翼上面の自然層流化を目的としているため、後縁を閉じる補正を行う際に上面を変化させ上面の自然層流効果が損なわれることを避けるため、下面形状のみを変更し後縁を閉じる補正を行った。その翼後縁を閉じる補正のイメージを図 3-5-2 に示す。本論文で報告する設計ケースでは 2 種類の補正方法を適用した。

図 3-5-2 (a) に示す 1 つ目の方法は、翼弦の任意の位置に制御点を決め、その位置を固定し、それ以降の下面形状を回転および延伸することで後縁を閉じる補正方法である。本論文で報告する設計ケースでは制御点を前縁としている。過去の研究では 1 つ目の方法の制御点を翼弦の中央部にすることで、上面の前縁において C_p 分布が $TargetC_p$ に近づきやすくなる効果を得られることがわかっている[15,19-21]。それは上面を流れる流体は下面の淀み点から前縁をまわり上面に達するため、前縁を制御点とすると、淀み点付近の形状が補正によって少なからず変化し、上面の C_p 分布に影響を与えるからである。したがって、上面の設計に注力していたケース Q3rd10 以降のケースではこの方法を適用していた。しかし、下面形状も考慮して設計を行う場合には、問題が生じる。それは後縁を閉じる補正量が多い場合、その補正量を翼弦の中央部以降で回転させて補うため、制御点以降の形状修正量が大きく損なわれるからである。そのため、設計形状の C_p 分布が $TargetC_p$ から離れてしまう。

この短所を克服し、上下面とも $TargetC_p$ を達成する形状を獲得するために、本研究では図 3-5-2 (b) に示す 2 つ目の方法を新たに導入した。この方法は形状修正直後の補正前の形状と、1 つ目の補正から得られた形状を緩衝させる方法である。この方法を適用した場合、下面の前縁近傍ではほとんど形状修正直後の形状が反映される。したがって、上下面とも $TargetC_p$ を達成する形状が得られると期待した。

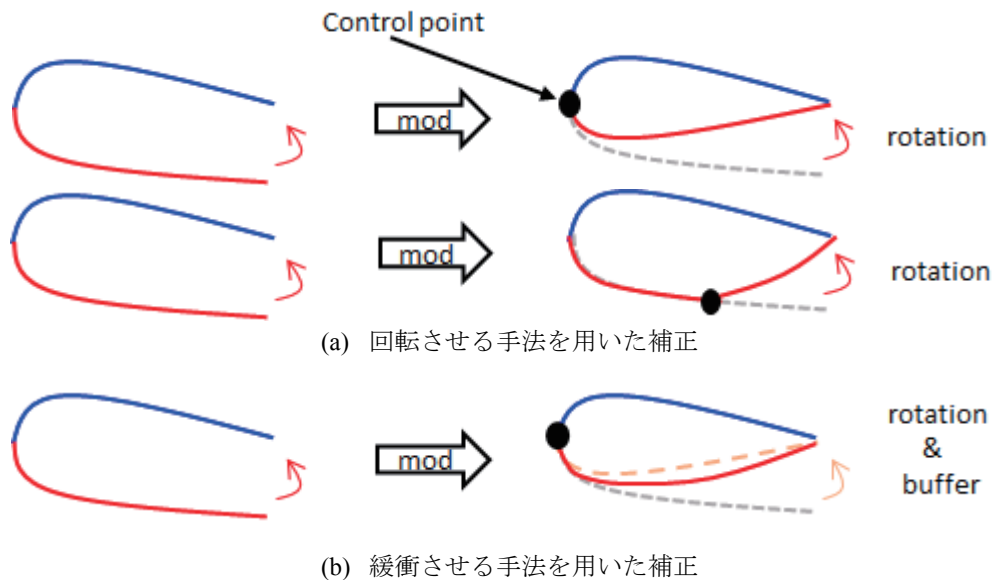


図 3-5-2 形状修正直後の後縁を閉じる補正のイメージ

この 2 つの補正にはそれぞれ長所と短所がある。まず、1 つ目の回転させる補正(図 3-5-2 (a))の長所は下面の形状が大きく変化し、それに応じて C_p 分布が変化することである。0 次形状の C_p 分布が $TargetC_p$ と大きく異なる場合に、 $TargetC_p$ を達成できる形状に近づく可能性がある。短所はその反対で、下面形状が後縁を閉じる補正によって逆問題設計で算出される形状修正量とは異なる変化をする可能性があることである。 $TargetC_p$ が不適切な場合、前縁近傍の厚みが非常に薄くなる場合

や、厚くなる恐れがあることである。一方、2つ目の緩衝させる補正(図 3-5-2 (b))の長所は前縁近傍の下面形状を固定できるため過剰に翼厚が厚くなったり薄くならないことと、後縁を閉じる補正によって上面の C_p 分布に悪影響を与えないことである。ただし、前縁近傍の下面形状が固定されることは、短所でもある。というのも、3-2 節で述べた下面 Target C_p の設定において、淀み点近傍で 1 世代前の形状の C_p 分布を参照する Target C_p II を選択した場合、下面形状が望まない形状で固着してしまう可能性がある。

そこで、本研究ではこの 2 つの補正を交互に適用した。上面の C_p 分布がある程度 Target C_p に近づくまでは、後縁を閉じる補正に緩衝(図 3-5-2 (b))を用いた。そしてその後、下面の C_p 分布を Target C_p に近づけるために補正方法を回転させる手法 (図 3-5-2 (a)) に変更し、下面 C_p 分布が Target C_p に一致したら、再び補正方法を緩衝させる手法(図 3-5-2 (b))に変更した。

どちらの方法をとるべきかは、Target C_p や 1 世代前の形状に大きく依存するため、普遍的には決定できない。両者の長所、短所を理解し、適切に使い分ける必要がある。特に下面の Target C_p が非現実的な分布の場合には、設計形状の下面 C_p 分布がなかなか Target C_p に近づかない可能性がある。逆に下面の Target C_p が現実的であれば、いずれの方法でも下面 C_p 分布が Target C_p に近づく可能性がある。

3-6 翼弦方向および翼幅方向のスムージング

・翼弦方向のスムージング

3-5 節で示した形状修正では局所位置で修正量が得られるため、それぞれの点を流れ方向に並べて見た場合の形状が必ずしもスムーズ、つまり形状の 2 階微分まで連続であるとは限らない。その結果、その翼型の形状の 2 階微分の不連続性により C_p 分布にガタつきが生じ、Target C_p へ近づく収束性を低下させることになる。そこで設計された翼型の形状の概形または自然層流翼の特性を維持しつつ、翼型のガタつきを除去する為は何らかの方法でスムージングを行う必要がある。その方法として、本研究ではポテンシャル流の解析で用いられる等角写像変換における変換関数を利用する方法を適用した。変換関数の導出はフーリエ級数によって定義する今井の方法 [26]を用いた。以下にこの等角写像変換を利用したスムージング法について述べる。

物理座標 z'' を 2 次元翼座標 x'' 、 y'' で、同様に写像平面 Z'' を X'' 、 Y'' で定義する(図 3-6-1)。

$$z'' = x'' + iy'' \tag{3-6-1}$$

$$Z'' = X'' + iY'' \tag{3-6-2}$$

より、式(3-6-1)と式(3-6-2)の変換関数は

$$z'' = f(Z'') = \sum_{k=-1}^{K_{\max}} C_k Z''^k \tag{3-6-3}$$

と表され、係数 C_k は今井の方法によりフーリエ級数に展開した際の係数で、一般に

$$C_k \equiv P_k + iQ_k \tag{3-6-4}$$

であることから、式(3-6-3)は

$$z'' = \sum_{k=-1}^{K \max} (P_k + iQ_k)(X'' + iY'')^k \tag{3-6-5}$$

となる。

今、 X と Y はそれぞれ $X = \cos\theta$ 、 $Y = \sin\theta$ であることから、実数部及び虚数部は、翼型座標の x'' 座標、 y'' 座標を意味し、それぞれ

$$x'' = \sum_{k=-1}^{K \max} \{P_k \cos(k\theta) - Q_k \sin(k\theta)\} \tag{3-6-6}$$

$$y'' = \sum_{k=-1}^{K \max} \{P_k \sin(k\theta) + Q_k \cos(k\theta)\} \tag{3-6-7}$$

と表される。

スムージング項数 K_{max} が小さいと翼型の概形だけを捉えた滑らかな翼型を表現する。逆にスムージング項数 K_{max} が大きいと元の形状の小さな変化まで表現することが出来る。過去の研究から、設計の進捗に応じてスムージング項数を段階的に上げることが有効であることがわかっている [15,19-21]。設計の初期では設計形状の C_p 分布と Target C_p の差分は大きく、局所的に大きな形状修正量が算出される。そのため、形状修正後の形状に局所的に大きな振動が見られ、強度の強い (項数の小さい) スムージングを行い、翼型を滑らかにする必要がある。しかし、設計が進むにつれて、 C_p 分布が Target C_p に近づき、形状修正量が小さくなる。そこで強度の強いスムージングを行うと、小さな形状変化がスムージングによって損なわれ、形状に変化がなくなる。したがって、本研究では設計を繰り返しても C_p 分布に変化が見られなくなった場合に、スムージング項数を段階的に上げた。本研究の設計では、このスムージング項数を 4、8、15、30 と上げた。

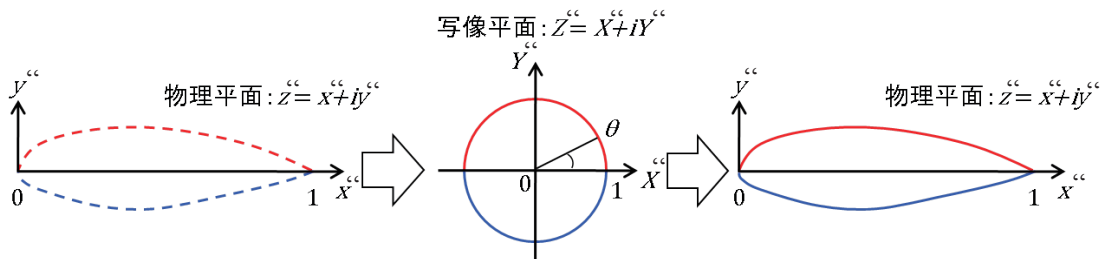


図 3-6-1 翼弦方向のスムージングのイメージ

・翼幅方向のスムージング

上述した翼弦方向のスムージングは翼弦方向の滑らかさだけを保証しており、各 y/s 断面同士の滑らかさは保証していない。そこで、翼幅方向には翼弦方向のスムージングで算出されたフーリエ級数の係数とねじり角を、多項式を用いた最小二乗法でスムージングした。各断面の係数を翼幅方向に関数表現することで、翼幅方向の滑らかさが保証される。この方法は、設計の初期で形状修正量が大きく算出される場合にはスムージング強度が高く、有効であった。しかし、設計の後期では、多項式を用いた近似では、多項式の次数を上げて、形状修正量を高い精度で表現することが困難であった。

そこで、より高い精度で形状の表現を行うため、ケース Q3rd69、ケース Q3rd71-ケース Q3rd73、ケース Q3rd77、ケース Q3rd78 では翼幅方向のスムージングに、新たに Low-Pass Filter (LPF) を適用した。以下に本研究で用いた LPF の具体的な処理について記す。

本研究で適用した LPF では翼幅方向の任意の関数 $f(x)$ を式 (3-6-8) のように定義する。

$$f(x) = \frac{a_0}{2} + \sum_{k=1}^{\infty} \left(w(k) \cdot a_k \cos\left(\frac{k\pi x}{L}\right) + w(k) \cdot b_k \sin\left(\frac{k\pi x}{L}\right) \right) \quad (3-6-8)$$

式 (3-6-8) はフーリエ級数の定義から得られる a_k 、 b_k に重み $w(k)$ を掛け合わせることでフィルタリングしている。 $w(k)$ には式 (3-6-9) で得られるバターワース・フィルターの関数を適用した。

$$w(k) = \left(\frac{1}{1 + \left(\frac{k}{k_c}\right)^{2\alpha}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3-6-9)$$

ここで、 k_c は遮断波数、 α は次数を示している。この二つのパラメータによって、スムージング強度を変えることができる。本研究ではそれぞれの波数 k での波長を求め、必要な波数を考えた。そして、遮断波数 $k_c=8$ 、 $\alpha=3$ とした。

3-7 設計形状と非設計形状の結合

QSST はストレーキを有しており、翼の取り付け位置、取り付け角は変えられないという拘束条件が課せられている。そこで、図 3-7 に示すようにストレーキを含む内翼のある区間を非設計形状 (固定領域) とし、その領域より外翼側に設計領域を設けて設計を行うこととし、固定領域と設計領域を滑らかに結合する緩衝領域と呼ばれる領域を設けた。固定領域での形状は 0 次形状と同一であるとし、設計形状は逆問題設計で得られた形状である。また、この内翼部の拘束条件は Target C_p でも同様の拘束条件を設けており、固定領域の Target C_p は 0 次形状の C_p 分布と同一として設計を行った。本研究では緩衝領域を $y/s=0.2\sim 0.3$ とした。

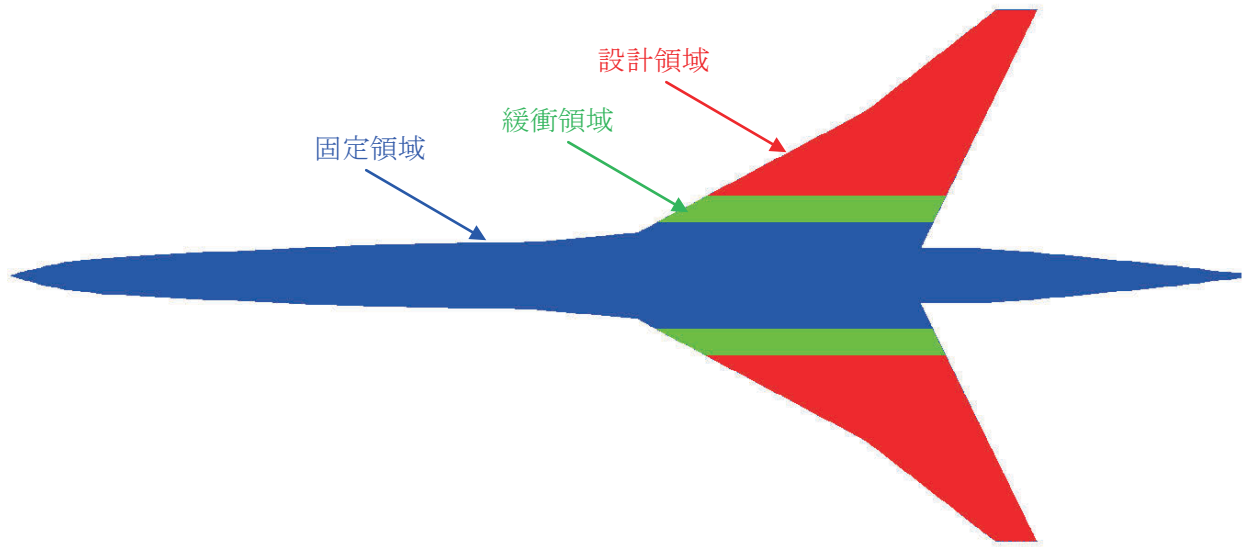


図 3-7 QSST の設計領域と固定領域

3-8 遷移解析手法

本研究では、遷移解析に JAXA において開発された遷移解析コード LSTAB[27]を用いた。また、遷移解析に用いる境界層厚さや境界層内の速度分布は JAXA において開発された 3 次元境界層計算コードを用いて算出した。

LSTAB は遷移予測法として最も汎用的な e^N 法の解析コードであり、圧縮性を考慮した線形安定論に基づいて攪乱の局所増幅率を算出する。増幅率の積分法には攪乱の局所率の最大値を積分する envelope 法を採用した。遷移位置は、各翼幅位置において、 N 値の包絡線と $N=14$ の線との交点の x/c 座標として予測した。

4 Target C_p の改修

・下面 Target C_p

3-2 節にも述べた通り、これまで、下面 Target C_p は 3 通りのベース分布について、それらの淀み点以降の分布を 2 通りの方法を用いて補間することにより設定してきた。

3 通りのベース分布とは、すなわち、ワープ設計によって算出された荷重分布 (すなわち 0 次形状の荷重分布) をそのまま上面の Target C_p に足し合わせた Target C_p' 、Target C_p' を淀み点近くでスムージングした Target C_p'' 、そして 1 世代前の形状の C_p 分布をベース分布とする 3 通りの方法である。

また、淀み点以降における 2 通りの補間方法とは、3 次関数を用いる方法と 1 世代前の形状の C_p 分布と緩衝させる方法である。

これらの Target C_p を用い設計を進めることにより Q3rd27-27 次形状では圧力抵抗 C_{Dp} の増加は 0 次形状に比べ 20cts 程度まで低減された[22]。しかし下面の C_p 分布が Target C_p に完全に一致してはいなかった(1-2 節)。

この、下面の C_p 分布が Target C_p と一致しない原因は、依然として下面の Target C_p 分布の設定方法であると考えた。

ベース分布として 1 世代前の形状の C_p 分布を用いること、また淀み点以降の補間方法として 1 世代前の形状の C_p 分布と緩衝させる方法は、ともに現実的な分布を用いることにより、Target C_p を達成する翼形状を獲得することを目的としていた。しかし、1 世代前の形状の C_p 分布が、理想とするワープ設計によって算出された荷重分布を満足していない場合、獲得された形状の揚力分布が 0 次形状の分布と一致するとは限らない。そこで本研究では、下面 Target C_p のベース分布の 4 番目の設定方法として、新たに、ある形状の C_p 分布を、その揚力分布が 0 次形状に一致するようにスケールリングする方法を考案した。このスケールリングされたベース分布を Target C_p''' と呼称し、図 4-1 に黒の実線で示す。同図に示した 0 次形状の C_p 分布 (青線)、およびワープ設計によって算出された荷重分布を淀み点近くでスムージングした Target C_p'' (淀み点以降での補間は未適用) と比較すると、Target C_p''' と 0 次形状の下面の C_p 分布はほとんど一致していることがわかる。

この Target C_p''' を用いれば、自然層流翼設計だけでなく理想的な揚力分布を達成する翼形状が、早期に獲得できると考えた。

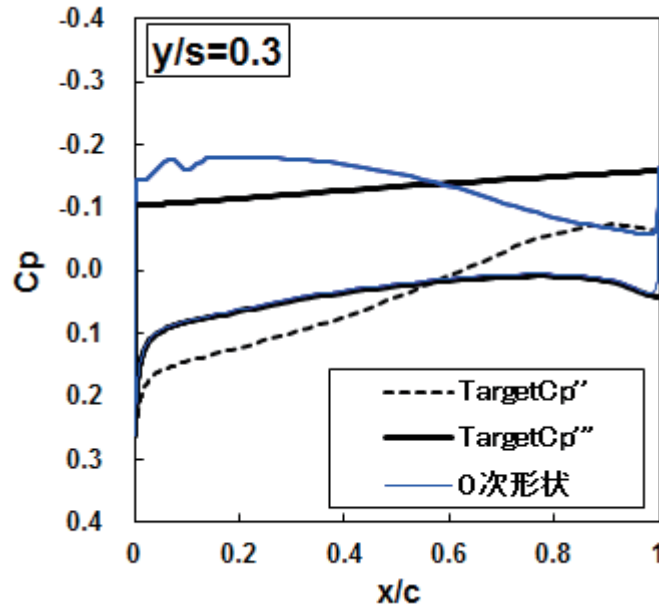


図 4-1 下面 Target Cp の比較

・上面 Target Cp

図 4-2 に 0 次形状の Cp 分布を点線、従来使用していた上面 Target Cp の ID01 を破線で示す。それぞれ横軸を X にとり、 $y/s=0.3, 0.5, 0.7, 0.9$ の Cp 分布をプロットしている。

ここで、従来の ID01 の全体のレベルを 0 次形状の Cp 分布と比較すると、内翼ではレベルが低く、外翼ではレベルが高くなっていることがわかる。このように、Target Cp との差が大きいと、その分形状修正量は大きくなり、設計を収束させることが難しくなる。

ところで、図 4-1 に示した Target Cp''' と 0 次形状の下面の Cp 分布はほとんど一致しているため、形状を修正する必要はない。しかし、上面形状が変化して後縁の位置が変化すると、それに応じて、下面の Cp 分布はその補正によって Target Cp から離れていくと推測される。したがって、0 次形状の Cp 分布とできる限り差が小さい Target Cp を作成できれば、上面の大きな形状変化を抑え、下面の設計が容易となると考えた。また、本研究での最大翼厚比は 0 次形状の分布に一致させることが目標のため、0 次形状から変化が小さい程、翼厚の制約を達成しやすくなる。

以上の理由から上面の Target Cp の上面のレベルを 0 次形状の Cp 分布にできるだけ近づけるために、Target Cp の翼弦方向の勾配を緩やかにする変更を行った。

新たに作成した幾つかの上面 Target Cp の中でも、最も本研究で効果のあった ID04 を図 4-2 に実線で示す。翼弦方向の勾配を緩やかにすることで、内翼ではレベルを高く、外翼ではレベルを低くした。

また、この ID04 の遷移解析を行い、遷移予測位置をプロットしたものを図 4-3 に示す。ID01 の遷移予測位置と比較すると、ID04 の方がどの断面でも遷移位置が後退しており、この上面 Target Cp の改修によって自然層流効果が損なわれていないことがわかった。

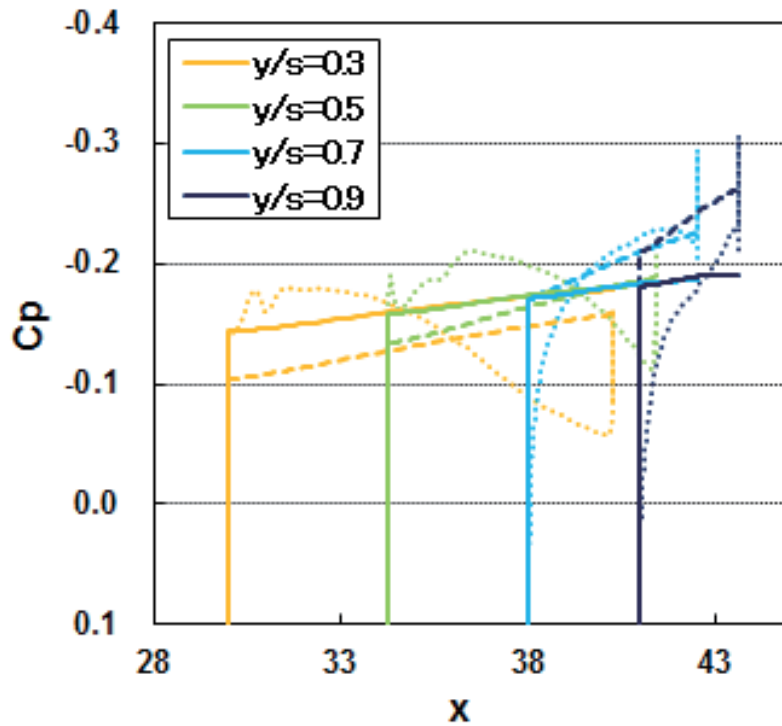


図 4-2 上面 Target Cp の比較 (点線 : 0 次形状、破線 : ID01、 実線 : ID04、)

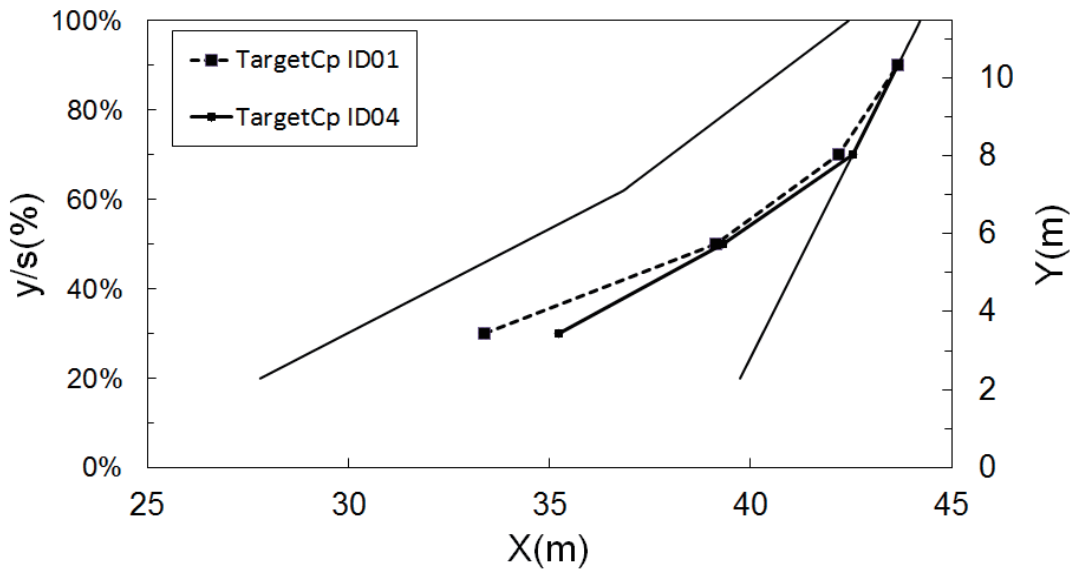


図 4-3 2 つの Target Cp から予測される遷移位置

更に ID04 では、内翼の ID04 の遷移予測位置より下流で、0 次形状の Cp 分布と滑らかに接続した。

図 4-2 に示した 0 次形状の $y/s=0.3$ 、 0.5 のそれぞれの Cp 分布を見ると、翼弦の中央以降でだんだんと減速する分布となっていることがわかる。この Cp 分布を ID04 に近づけるように形状修正すると、減速している領域で、大きな反りが発生し、ねじり角の大きな変化や、過剰に厚い翼厚をもった翼型となることが予測される。

そこで、ねじり角の大きな変化や過剰に厚い翼型を防ぐために、自然層流効果に悪影響を与えない、遷移予測位置以降の ID04 を補正した。この補正した分布を ID04-mod とする。

ID04-mod を上面の Target C_p として、下面の Target C_p を 0 次形状の C_p 分布が揚力分布を満たすようにスケーリングした Target C_p としての分布を図 4-4 に示す。上面 Target C_p と 0 次形状の C_p 分布は局所位置での差分が比較的小さく、下面の Target C_p はほとんど 0 次形状に一致していることがわかる。

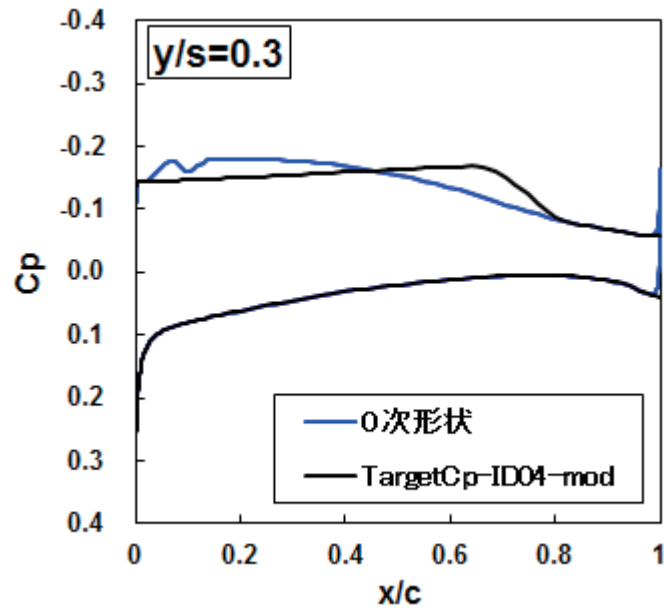


図 4-4 Target C_p と 0 次形状の比較

5 設計結果

5-1 結果概要

本論文では 1-2 節で 3 つのフェーズとして示した、Q3rd27-27 次形状を起点に 51 回設計を繰り返した Q3rd78-78 次形状の設計結果を報告する。

この Q3rd27-27 次形状から Q3rd78-78 次形状までの設計の履歴を図 5-1 に示す。図 5-1 (a) に示す図は、3-4 節で述べた 2 つの評価関数の値を用いて、設計形状の C_p 分布が Target C_p へと近づいていく収束履歴を示している。実線と点線がそれぞれ I_1 、 I_2 を示しており、赤線、青線がそれぞれ上面、下面を示している。上面の評価関数 I_2 が小さくなると、自然層流効果が得られやすい形状となり、下面の I_1 が小さくなると、揚力分布が 0 次形状の分布に近づいていることを示している。図 5-1 (b) に示す ΔC_L 、 ΔC_{Dp} はそれぞれ 0 次形状の C_L 、 C_{Dp} との差分を示しているため、 ΔC_L はゼロにすることを目標に、 ΔC_{Dp} は負の方向に減少させることを目標に設計が進んでいる。設計ではこの 2 つの値による評価と、 C_p 分布、揚力分布、最大翼厚分布、ねじり角分布の評価を設計者が行い、必要であればパラメータを変更した。

27 次形状から 78 次形状までの設計では 6 回設計パラメータ(ケース)を変更した。したがって、図 5-1 の 2 つのグラフは 6 つの領域に分割されており、その上部にケース名を記した。表 5-1 にそれぞれのケースで用いた主な設計パラメータを示す。各設計パラメータの効果を以下の 5-2 節から 5-6 節に、最終形状の評価を 5-7 節から 5-9 節に記す。

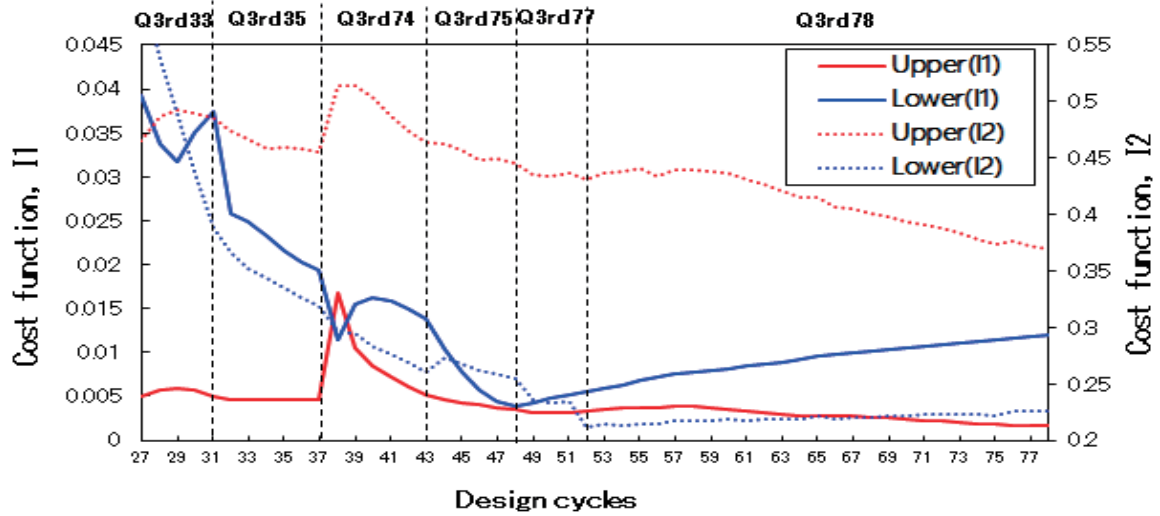
5-2 下面 Target C_p の効果 (ケース Qrd33、ケース Q3rd35)

Q3rd27-27 次形状を起点として、下面 Target C_p のベース分布を Target C_p へ変更して設計を進めた効果を示す。表 5-1 に示す通り、ケース Q3rd33 では下面 Target C_p の淀み点の補正 (1 世代前の形状の C_p 分布と緩衝させる手法) は行わなかった。補正をせずに設計を進め、 C_p 分布がある程度 Target C_p に近づいた Q3rd33-31 次形状を起点にケース Q3rd35 の設計を開始した。ケース Q3rd35 では、下面 Target C_p のベース分布は Target C_p のままであるが、淀み点の補正として 1 世代前の形状の C_p 分布と緩衝させる補間を行った。

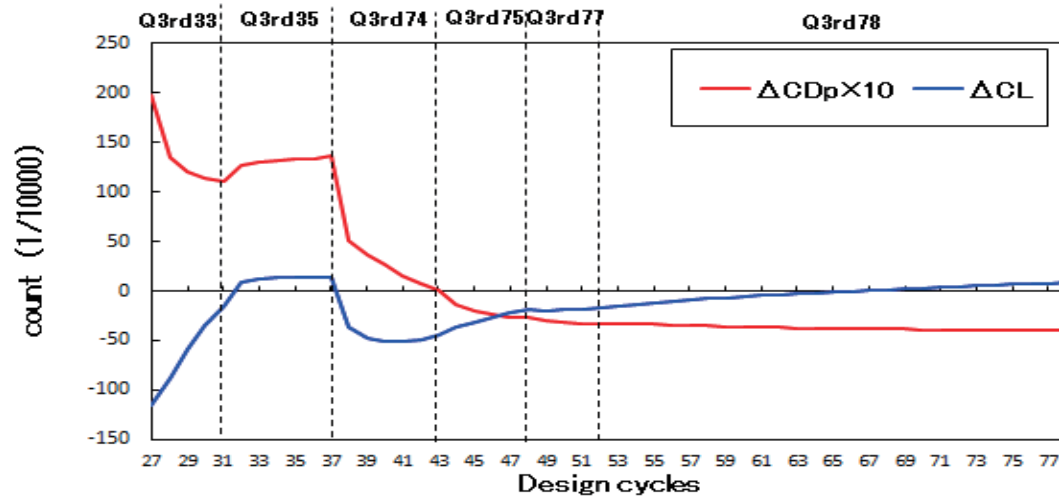
この補正を導入し、その後 6 回設計を進めた Q3rd35-36 次形状の設計 C_p 分布と翼型を図 5-2-1 (a) ~ (f) に示す。Q3rd27-27 次形状から Q3rd35-36 次形状では下面の C_p 分布が Target C_p に近づいていることがわかる(図 5-2-1 (a) ~ (c))。この効果は図 5-1 (a) に示す収束履歴でも確認できる。また、図 5-2-1 (g) ~ (i) にねじり角分布、翼厚分布、揚力分布をそれぞれ示す。図 5-2-1 (i) に示す揚力分布を見ると、特に内翼で Q3rd27-27 次形状に比べ、Q3rd35-36 次形状では 0 次形状の揚力分布に近づいたことがわかる。

次に翼型に着目すると、翼厚が Q3rd27-27 次形状に比べて Q3rd35-36 次形状では薄くなっていることがわかる (図 5-2-1 (d) ~ (f))。図 5-2-1 (h) に示す最大翼厚分布でもこれを確認することができる。図 5-2-1 (d) に示す $y/s=0.3$ の Q3rd27-27 次形状の翼型を見ると、下面形状が下側に大きく膨らんでいいる。そして、Q3rd27-27 次形状の下面 C_p 分布(図 5-2-1 (a))に着目すると、常に加速を維持する分布となっていることがわかる。一方、Q3rd35-36 次形状の翼型では下側に膨らんだ形状となっておらず、下面 C_p 分布にはほとんど勾配がない。したがって、この勾配がなくなったことで、下面形状の下側に膨らんだ形状が改善したと考えられる。この傾向は特に内翼で見られ、内翼の全ての断面で過剰な翼厚が抑制され、図 5-1 (b) に示す C_{Dp} がケース Q3rd33 およびケース Q3rd35 で大きく低減された。

以上の2点から、本研究で改修した下面 Target C_p (Target C_p'') が効果的であったことがわかった。



(a) 上面 C_p 分布の収束履歴



(b) C_L-C_{Dp} の履歴

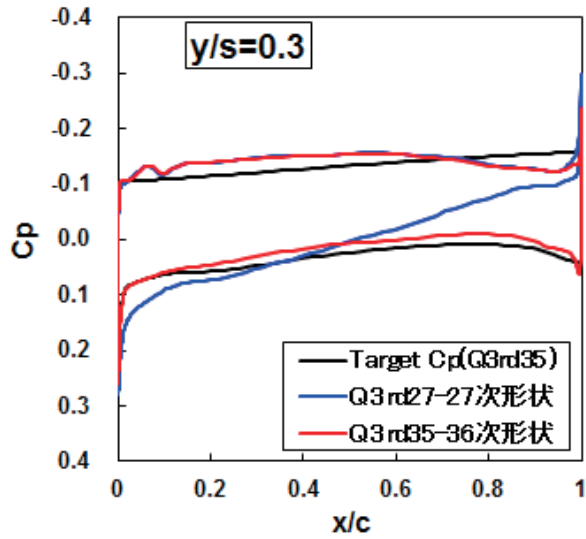
図 5-1 設計履歴

表 5-1 設計パラメータ (表 1-2-1)

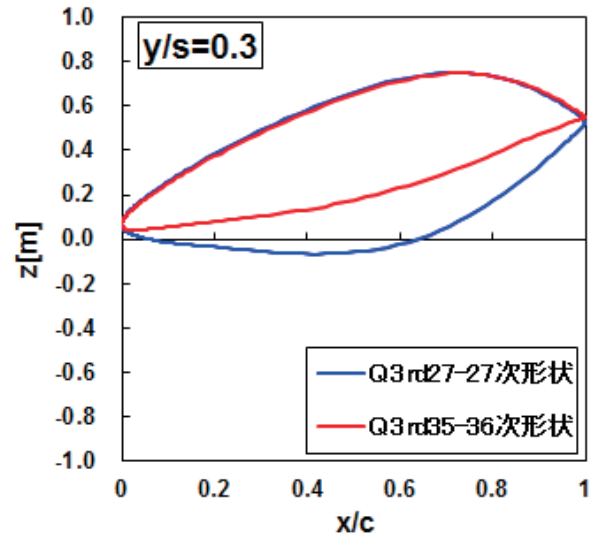
Case	Target C_p				逆問題設計	スムージング	
	上面		下面			翼弦方向	翼幅方向
	ID	補正	ベース分布	淀み点補正	後縁補正	項数 Kmax	手法
Q3rd27	01	×	Target C_p''	緩衝	回転	15	最小二乗法
Q3rd33	01	×	Target C_p''	×	回転	15	最小二乗法
Q3rd35	01	×	Target C_p''	緩衝	回転	15	最小二乗法
Q3rd74	04	○	Target C_p''	緩衝	緩衝	15	最小二乗法
Q3rd75	04	○	Target C_p''	緩衝	回転	15	最小二乗法
Q3rd77	04	○	Target C_p''	緩衝	緩衝	15	LPF
Q3rd78	04	○	Target C_p''	緩衝	緩衝	30	LPF

本研究ではケース Q3rd33 から下面 TargetCp の淀み点補正を行うケース Q3rd35 に 31 次形状以降で分岐したが、この補正の効果を示す。図 5-2-2 に示す Q3rd33-35 次形状では、31 次形状に補正を行うケース Q3rd35 には移行せず、ケース Q3rd33 の設計を 35 次形状まで継続した結果である。

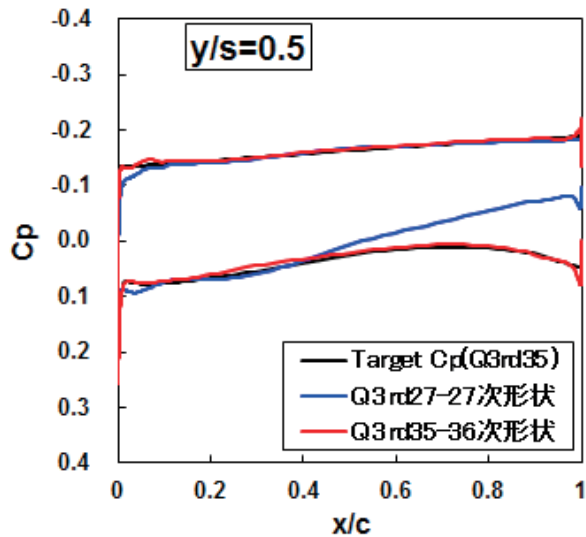
Cp 分布を見ると、内翼では特に問題はないが、外翼では TargetCp から離れていることがわかる (図 5-2-2 (a)~(c))。また、図 5-2-2 (i) に示す揚力分布も Q3rd33-31 次形状に比べ、外翼において 0 次形状から離れていることがわかる。この原因は下面 TargetCp の淀み点より下流側の勾配が急すぎて不適切であったことが挙げられる。この分布が不適切であると、翼の前縁で大きく開いた形状、あるいは閉じた形状となり、後縁が閉じない形状となる。そして、後縁を閉じる補正をすることで形状修正量が損なわれ、結果として外翼の下面 Cp 分布が TargetCp から離れていった。この結果と図 5-2-1 に示したケース Q3rd35 の設計結果と比較すると、淀み点補正を設計に導入することは効果的であったことがわかる。



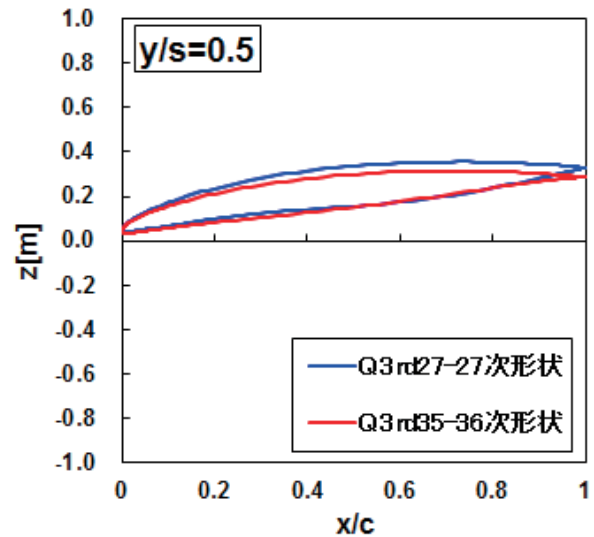
(a) C_p 分布 $y/s = 0.3$ (全体)



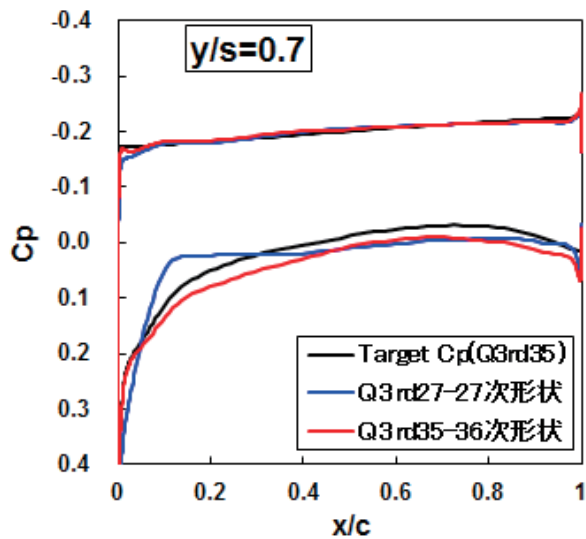
(d) 翼型 $y/s = 0.3$ (全体)



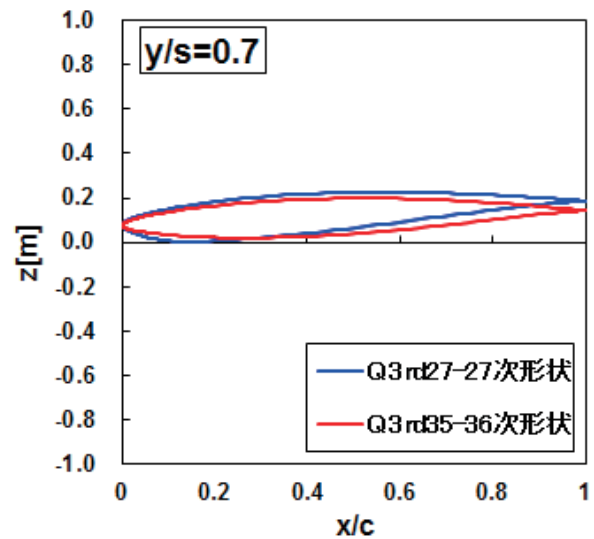
(b) C_p 分布 $y/s = 0.5$ (全体)



(e) 翼型 $y/s = 0.5$ (全体)

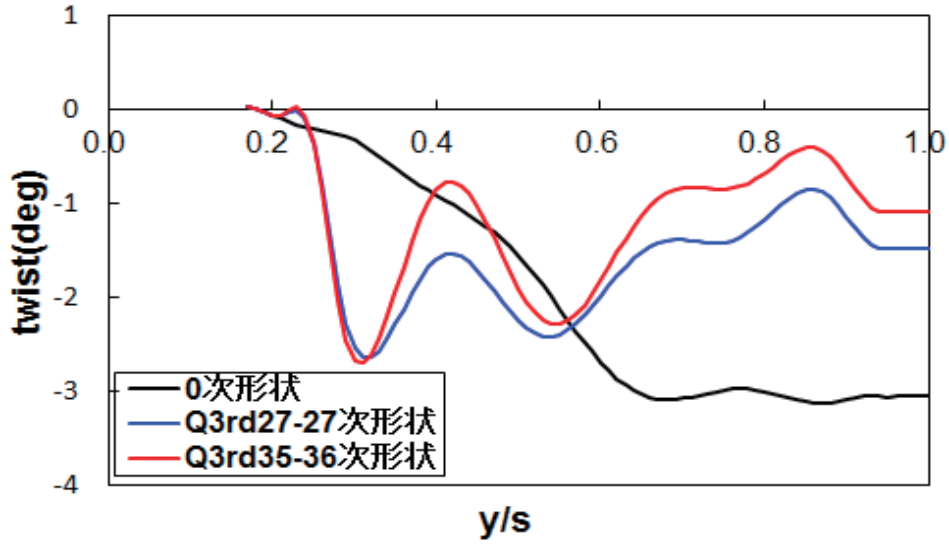


(c) C_p 分布 $y/s = 0.7$ (全体)

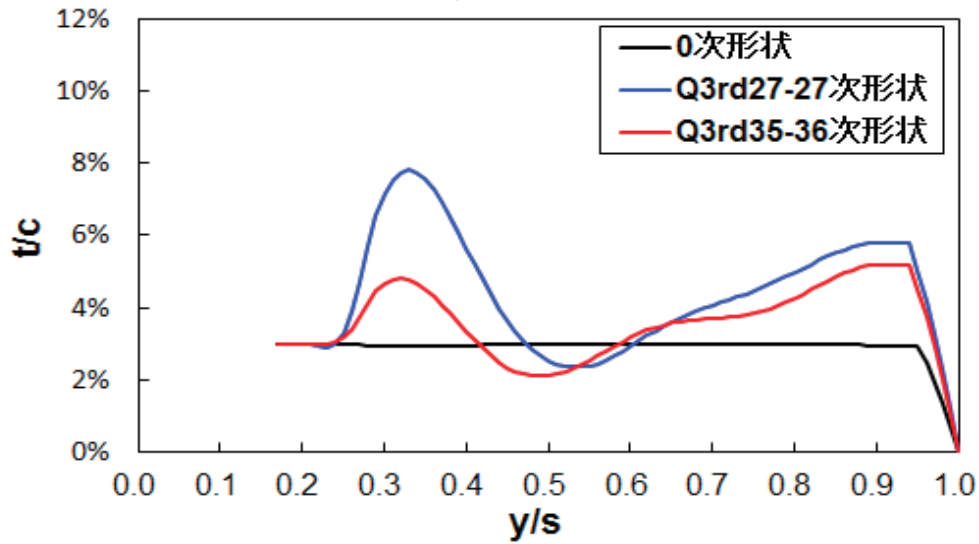


(f) 翼型 $y/s = 0.7$ (全体)

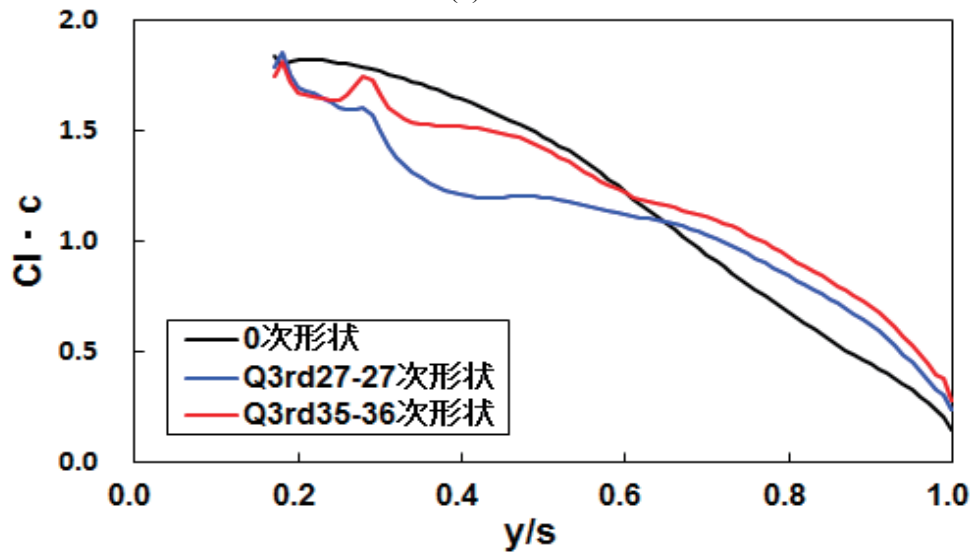
図 5-2-1 Q3rd35-27 次形状の設計結果



(g) ねじり角分布

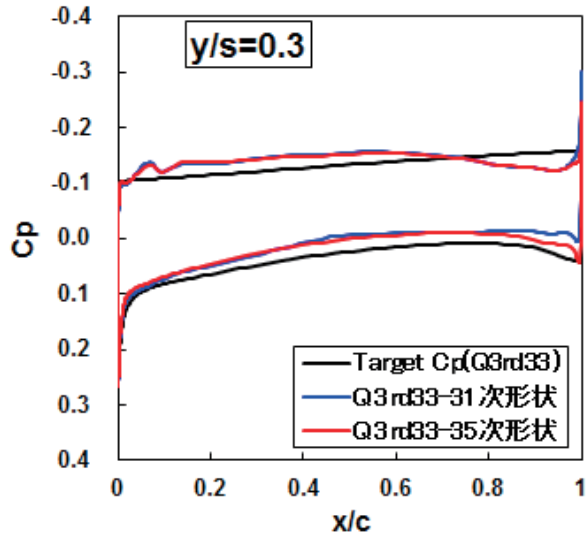


(h) 最大翼厚分布

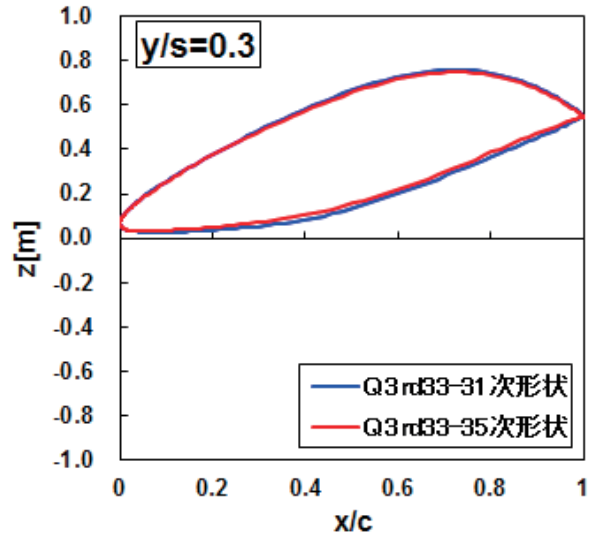


(i) 揚力分布

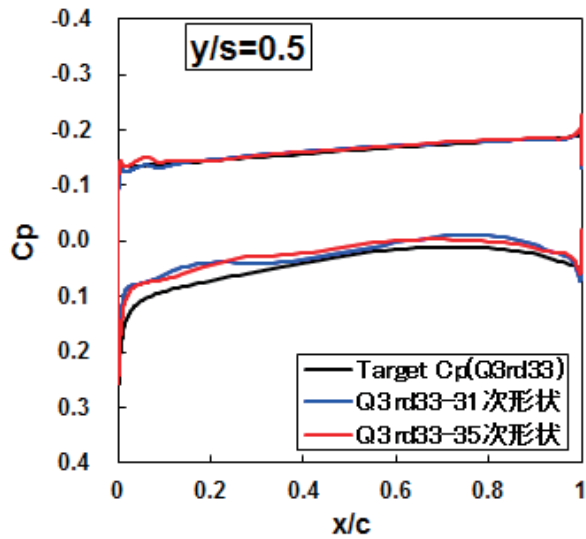
図 5-2-1 Q3rd35-36 次形状の設計結果



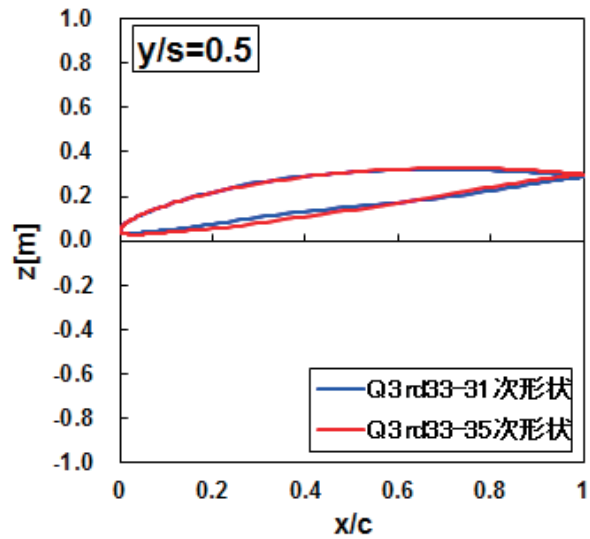
(a) C_p 分布 $y/s = 0.3$ (全体)



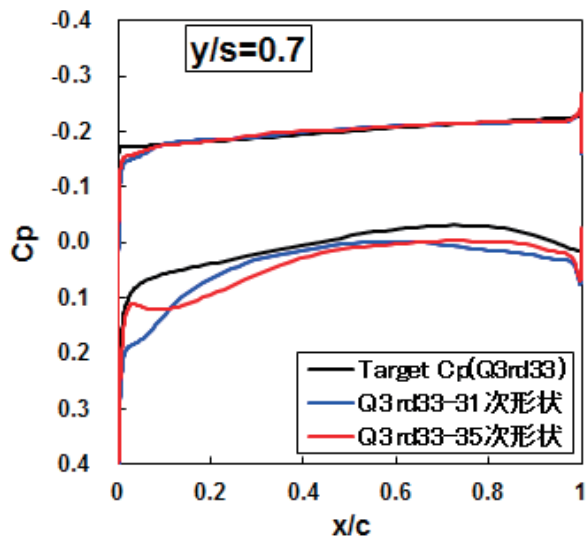
(d) 翼型 $y/s = 0.3$ (全体)



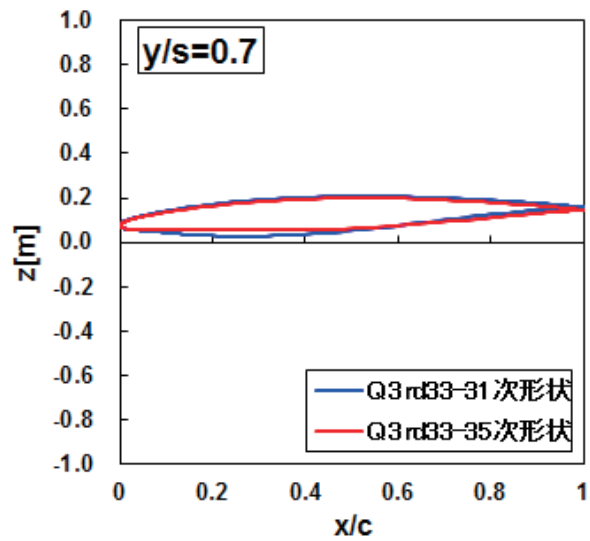
(b) C_p 分布 $y/s = 0.5$ (全体)



(e) 翼型 $y/s = 0.5$ (全体)

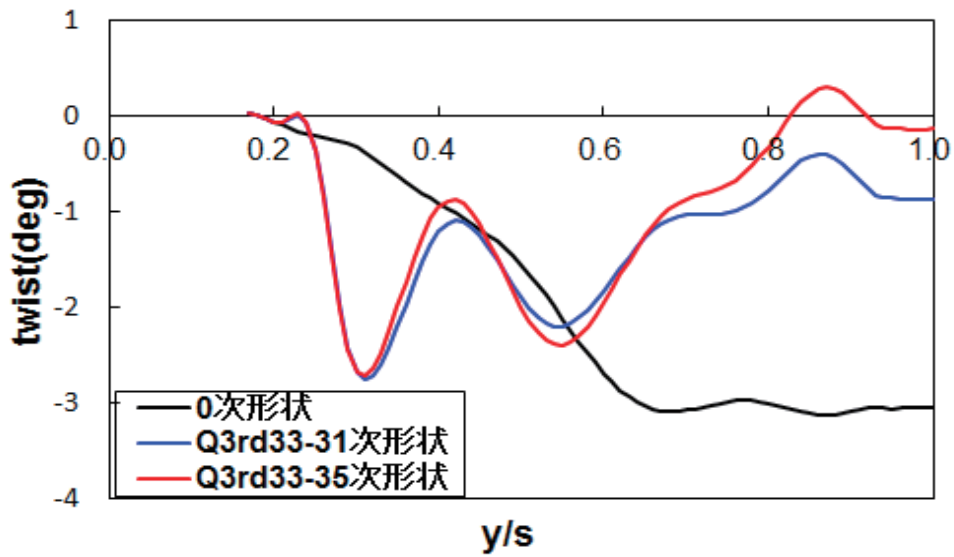


(c) C_p 分布 $y/s = 0.7$ (全体)

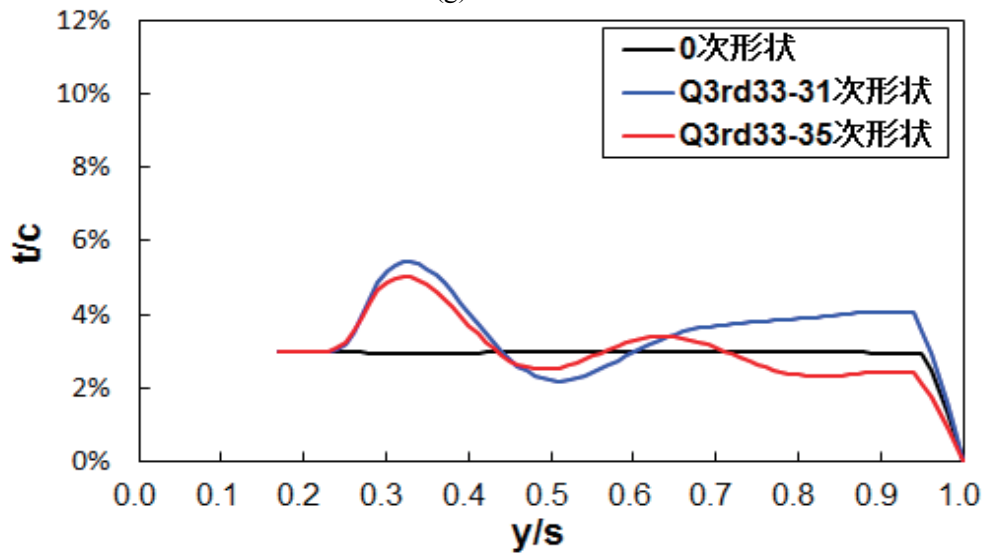


(f) 翼型 $y/s = 0.7$ (全体)

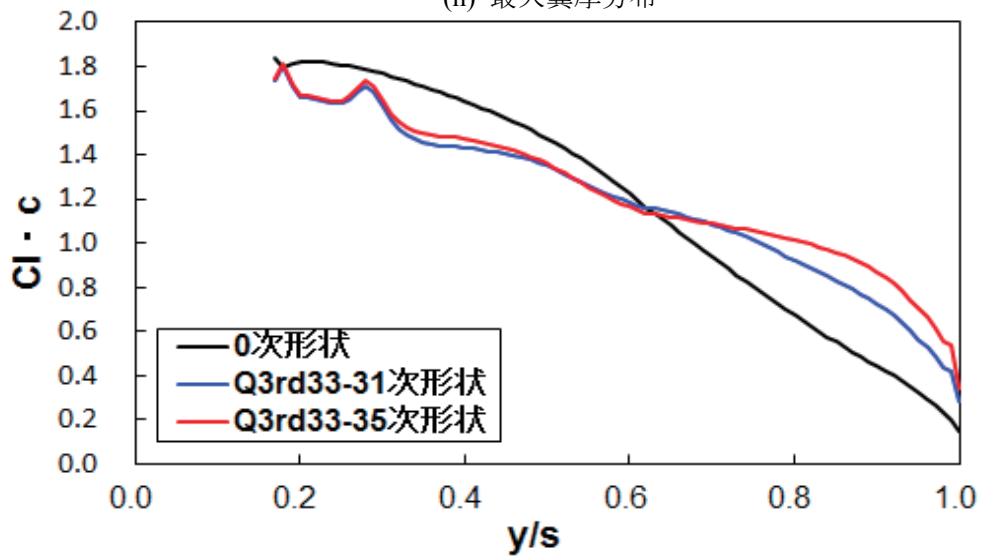
図 5-2-2 Q3rd33-35 次形状の設計結果



(g) ねじり角分布



(h) 最大翼厚分布



(i) 揚力分布

図 5-2-2 Q3rd33-35 次形状の設計結果

5-3 上面 TargetCp の効果 (ケース Q3rd74)

次に、Q3rd35-36 次形状を起点に上面 TargetCp を ID04-mod に変更し、ケース Q3rd74 の設計を行った。このケースは、図 5-1 (b) に示す ΔC_{Dp} の履歴から明らかなように、本研究の設計において、 ΔC_{Dp} が最も低減されたケースである。上面 TargetCp ID04-mod において、遷移位置以降の補正による効果と上面 TargetCp の ID04 の効果を示す。

ケース Q3rd74 に分岐した後、6 回設計を繰り返した Q3rd74-43 次形状の設計結果を図 5-3 に示す。図 5-3 (a) ~ (c) に示す Cp 分布を見ると、Q3rd35-36 次形状から Q3rd74-43 次形状まで設計を進めた結果、Cp 分布が新しい上面 TargetCp に近づいていることがわかる。図 5-1 (a) に示す収束履歴でもわかる通り、上面 TargetCp の変更により、評価関数 *II* が一旦増加したが、その後設計を進める毎に減少していった。

ΔC_{Dp} が低減した 1 番の要因は、内翼において過剰な翼厚が抑制されたためだと考える (図 5-3 (h))。これは図 5-3 (a) に示した、内翼において上面 TargetCp の遷移位置以降を 0 次形状の Cp 分布と滑らかに接続したことが効果的であった。Q3rd35-36 次形状の Cp 分布は常に、加速し続けた分布となっている (図 5-3 (a))。それに対して Q3rd74-43 次形状では上面の TargetCp の遷移位置以降を補正しているため、Cp 分布は遷移予測位置まで加速を維持した後に、減速されている。一方、その Cp 分布を持った両者の翼型 (図 5-3 (d)) は、Q3rd35-36 次形状においては上面形状が常に加速し続ける分布を維持するために反り続けている。そして、Q3rd74-43 次形状では遷移予測位置以降で減速させる分布になっているため、そのような反りは見られない。本研究ではこの反りを抑制することで、内翼の翼厚を抑制し、 C_{Dp} の低減の効果が得られた。このように、自然層流化に影響のない遷移位置以降の TargetCp を工夫することが C_{Df} 以外の抵抗を低減させるために、自然層流翼設計において重要であることがわかる。

$y/s=0.3$ の翼型 (図 5-3 (b)) では $x/c=0.2$ 付近での形状の傾きが大きく異なっていることがわかる。これはケース Q3rd74 で適用した上面 TargetCp の内翼でのレベルが高くなっているからである。このレベルの変化によって、形状のねじり角に影響があった。また、 $y/s=0.7$ の断面では Cp 分布の勾配が異なっている (図 5-3 (c))。前縁における Cp のレベルはほとんど等しいが、Q3rd74-43 次形状の分布は勾配が緩やかになっているため、形状の反りが小さくなっている。そのため、上面形状の後縁の位置が大きく変わった。

これらの翼型の変化は改善効果として寄与した。図 5-3 (g) に示すねじり角分布を見ると、Q3rd74-43 次形状では ID01 の上面 TargetCp を適用して設計を行った Q3rd35-36 次形状に比べ、0 次形状のねじり角分布に近づいていることがわかる。ID04-mod の上面 TargetCp はできる限り 0 次形状の Cp 分布と差分がなくなるように設定したため、ねじり角分布が 0 次形状に近い分布となった。そして、ねじり角分布が 0 次形状に近づく効果は下面の設計にも効果的に働いた。図 5-3 (i) に示す Q3rd74-43 次形状の揚力分布は Q3rd35-36 次形状に比べ、0 次形状に近づいた。

ケース Q3rd74 はまだ設計の過程であり、十分に上面の TargetCp に Cp 分布が一致していないが、この 2 つの効果 (翼厚および揚力の改善) が得られたことから、上面 TargetCp に適用した ID04-mod に期待していた効果が得られたことが確認された。

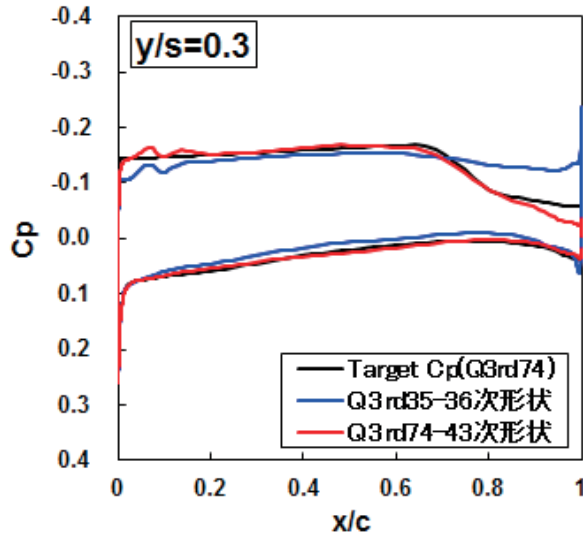
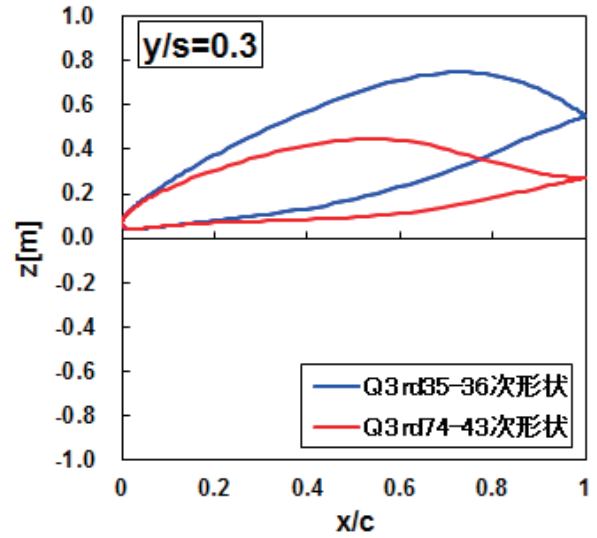
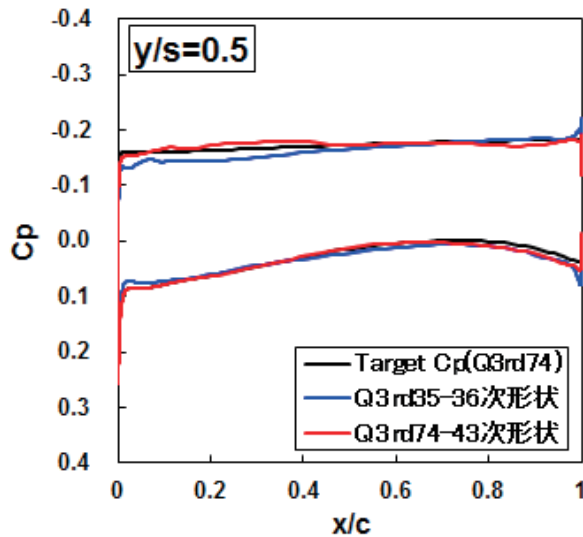
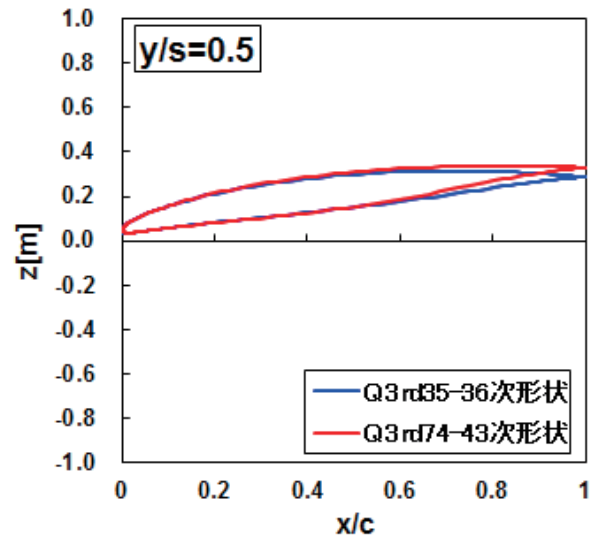
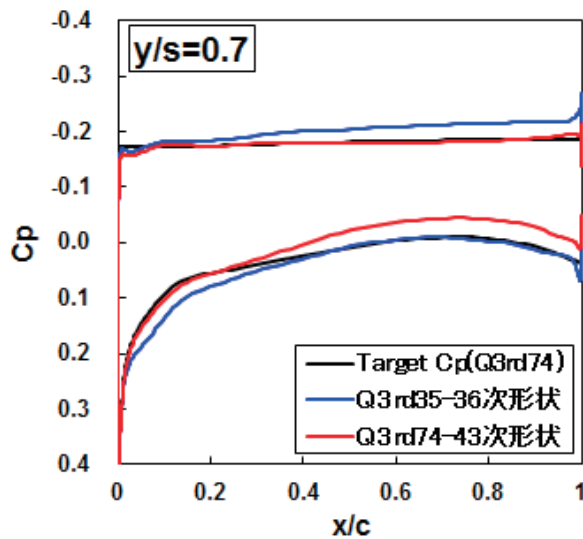
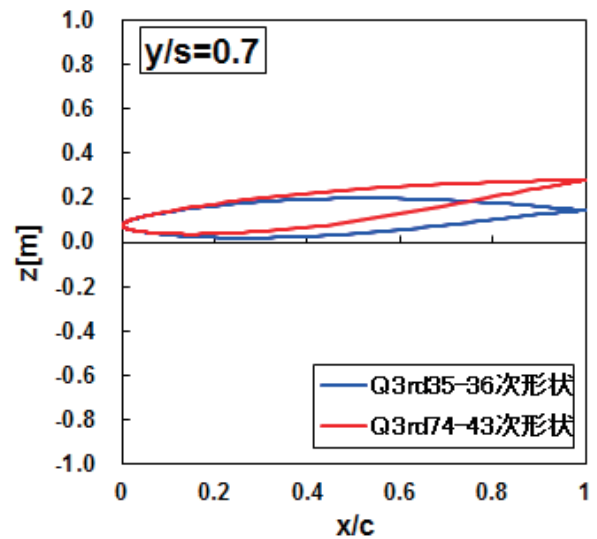
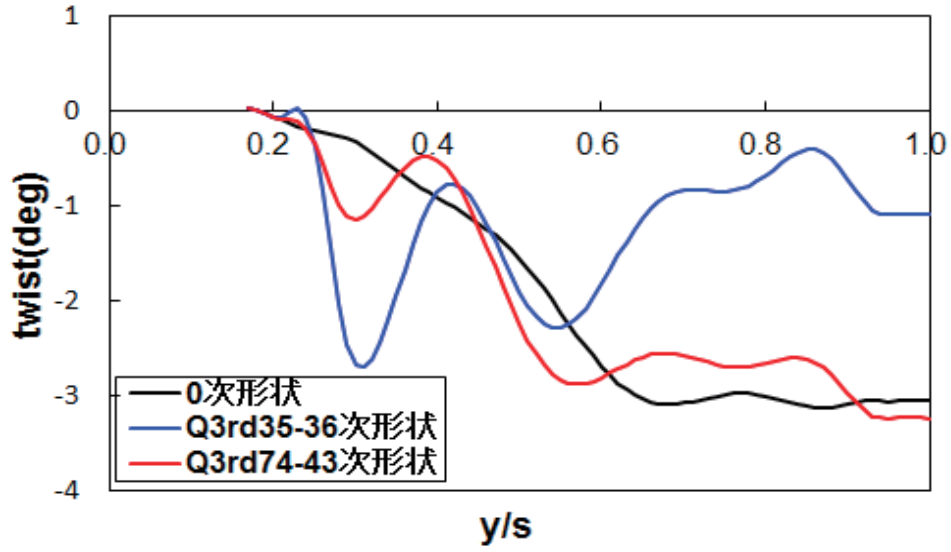
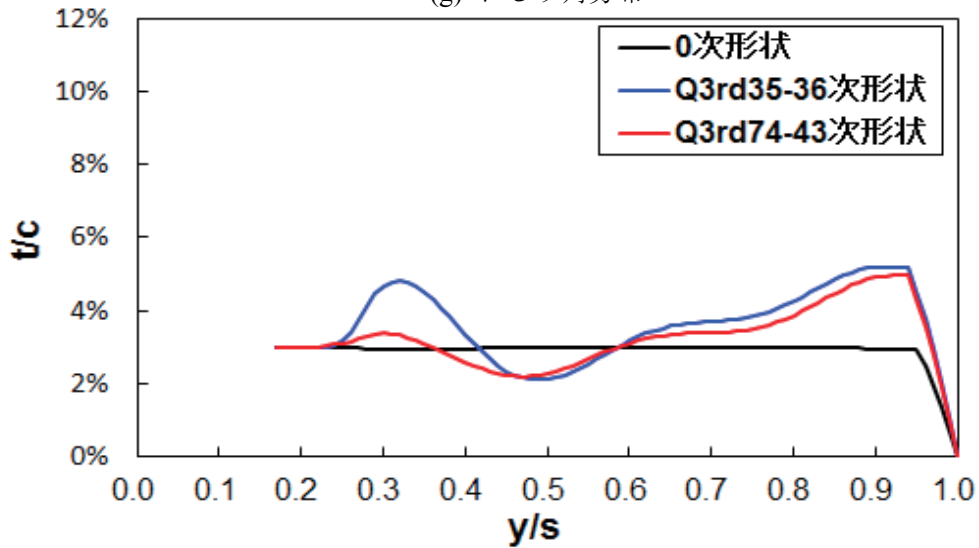
(a) C_p 分布 $y/s=0.3$ (全体)(d) 翼型 $y/s=0.3$ (全体)(b) C_p 分布 $y/s=0.5$ (全体)(e) 翼型 $y/s=0.5$ (全体)(c) C_p 分布 $y/s=0.7$ (全体)(f) 翼型 $y/s=0.7$ (全体)

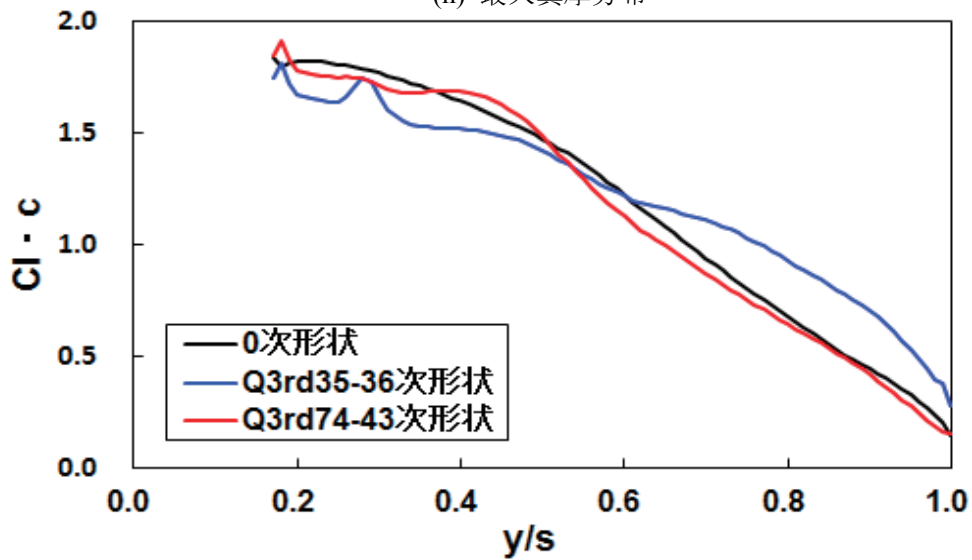
図 5-3 Q3rd74-43 次形状の設計結果



(g) ねじり角分布



(h) 最大翼厚分布



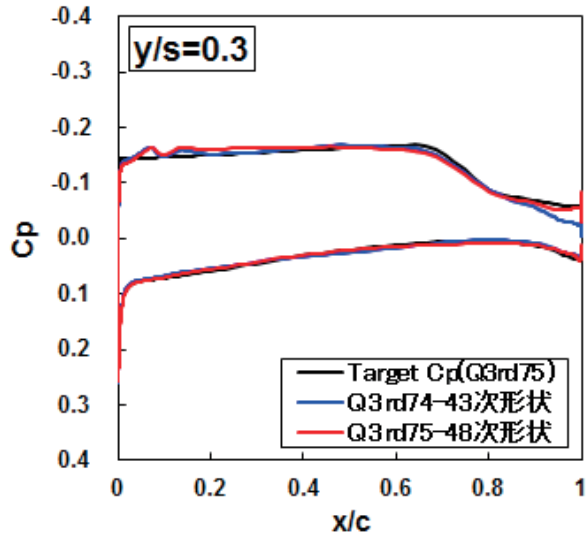
(i) 揚力分布

図 5-3 Q3rd74-43 次形状の設計結果

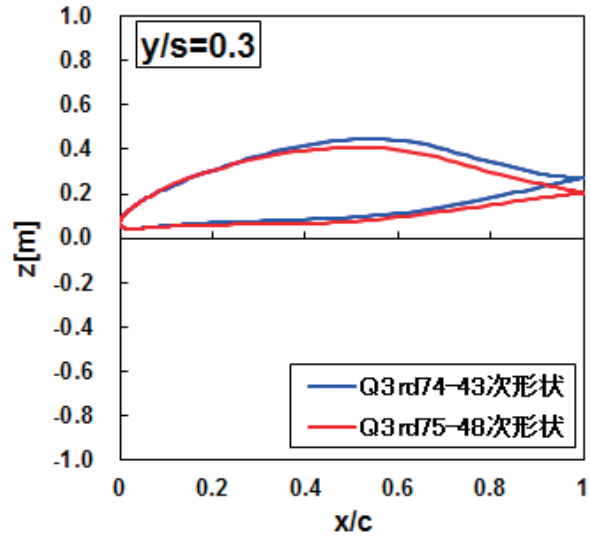
5-4 後縁を閉じる補正を変更した効果 (ケース Q3rd75)

5-3 節で述べたケース Q3rd74 では形状修正直後に行われる後縁を閉じる補正方法に緩衝させる手法を適用していた。それは上面の C_p 分布をより $TargetC_p$ に近づけることと、前縁近傍の下面形状の大きな形状変化を避けることを目的としていた。しかし、Q3rd74-43 次形状の下面の C_p 分布がほとんど変化しなくなった。

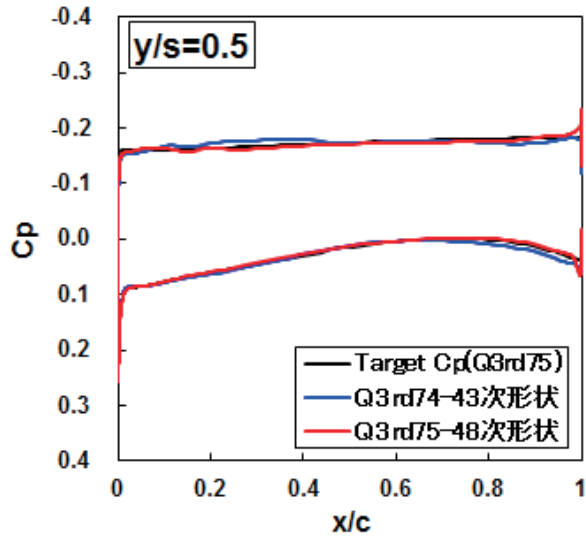
そこで更に下面の C_p 分布を $TargetC_p$ に近づけることを目的に、形状修正直後に行われる後縁を閉じる補正方法を、ケース Q3rd74 で用いていた緩衝による方法 (3-4 節) から制御点を中心に回転させる手法に変更した。これを新たにケース Q3rd75 とし、5 回設計を繰り返した Q3rd75-48 次形状の設計結果を図 5-4 に示す。図 5-4 に示す C_p 分布を見ると、Q3rd74-43 次形状に比べ、Q3rd75-48 次形状の下面の C_p 分布はわずかであるが $TargetC_p$ に近づいていることがわかる。図 5-1 (a) に示す下面の評価関数 II では、ケース Q3rd75 で下面の C_p 分布が改善されていることが明らかである。ケース Q3rd74 では後縁を閉じる補正方法に緩衝させる手法を適用していたため、 $TargetC_p$ の淀み点より下流側の前縁近傍における勾配が変化することはなかった。しかし、ケース Q3rd75 では補正方法を回転させる手法を適用したため、淀み点より下流側の勾配が適度に変化し、下面 C_p 分布が $TargetC_p$ に近づいた。この効果は図 5-4 (c) に示す $y/s=0.7$ の C_p 分布で確認できる。下面 C_p 分布の前縁近傍の勾配が変化し、それ以降の C_p 分布が $TargetC_p$ に近づいていることがわかる。以上の効果により、図 5-4 (i) に示す揚力分布はほとんど 0 次形状に一致した。したがって、形状修正直後の後縁を閉じる補正に回転させる手法は、下面の C_p 分布を $TargetC_p$ に近づけることにおいては効果的であることがわかった。



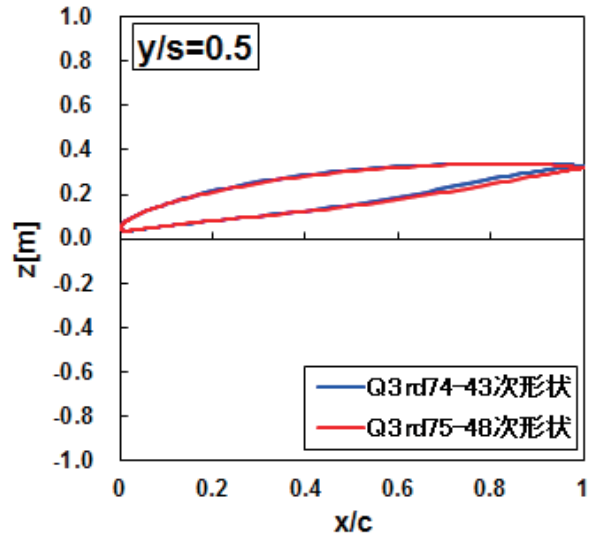
(a) C_p 分布 $y/s = 0.3$ (全体)



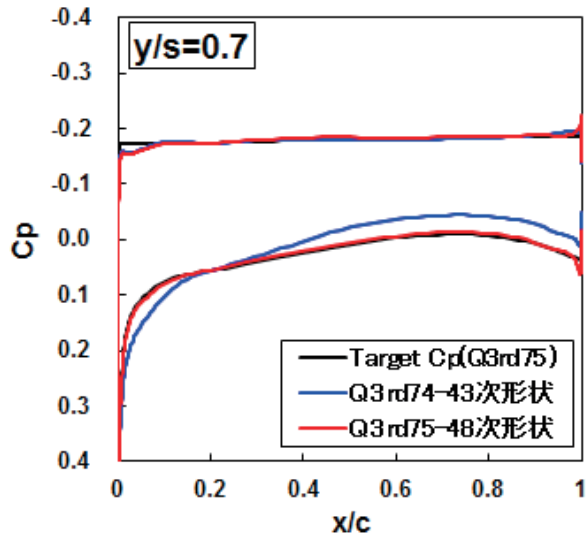
(d) 翼型 $y/s = 0.3$ (全体)



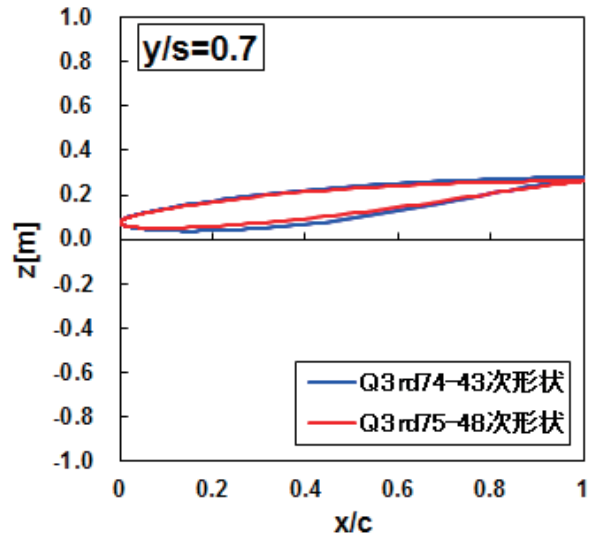
(b) C_p 分布 $y/s = 0.5$ (全体)



(e) 翼型 $y/s = 0.5$ (全体)

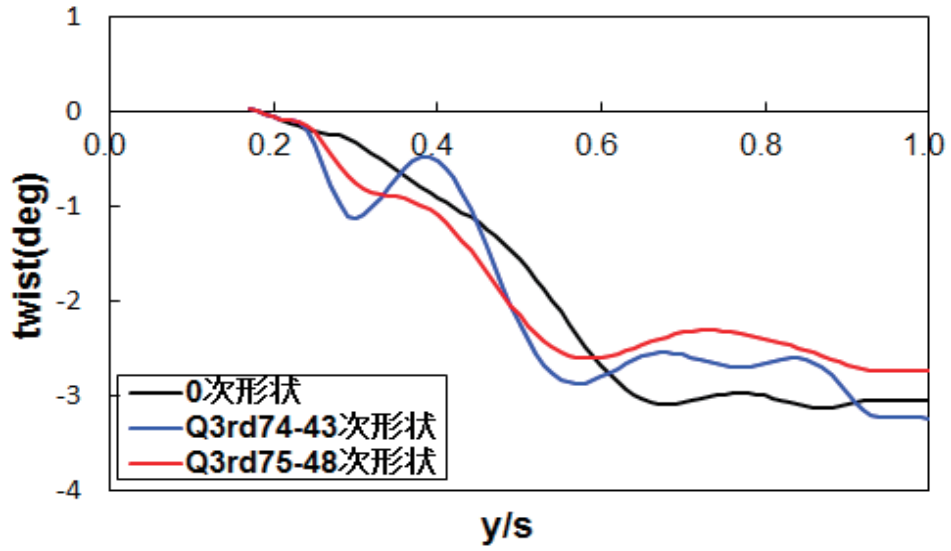


(c) C_p 分布 $y/s = 0.7$ (全体)

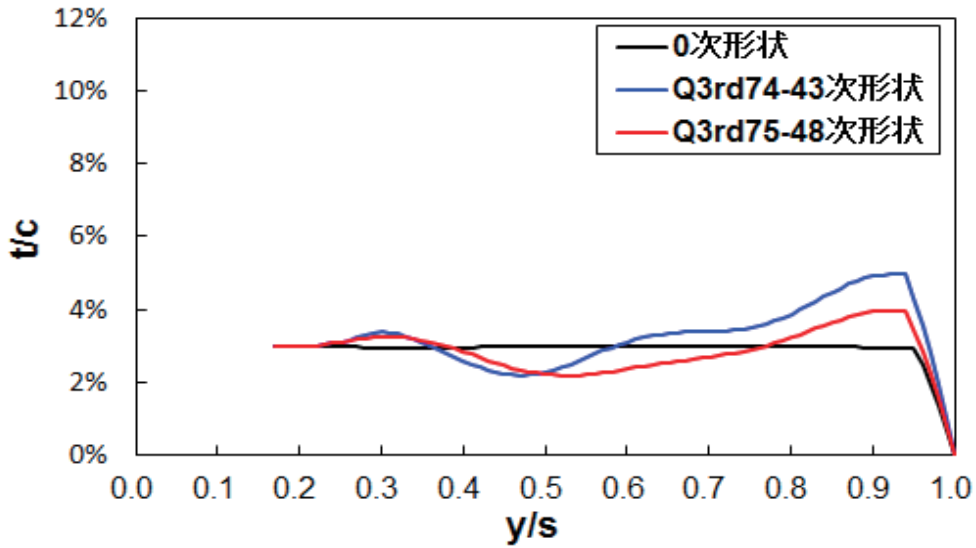


(f) 翼型 $y/s = 0.7$ (全体)

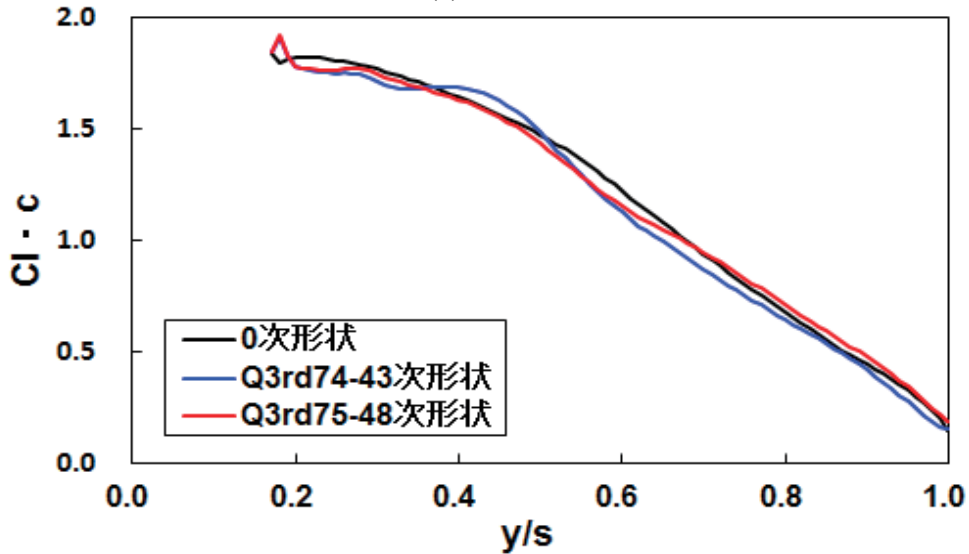
図 5-4 Q3rd75-48 次形状の設計結果



(g) ねじり角分布



(h) 最大翼厚分布



(i) 揚力分布

図 5-4 Q3rd75-48 次形状の設計結果

5-5 LPF の効果 (ケース Q3rd77)

5-4 節で述べた Q3rd75-48 次形状まで設計を進めた結果、下面の C_p 分布はほとんど $TargetC_p$ に一致した。

そこで、本節で述べるケース Q3rd77 からの設計では、上面の C_p 分布を $TargetC_p$ に近づけることに注力した。特に $TargetC_p$ の前縁近傍での急峻な立ち上がりを実現させることを主眼とし、翼幅方向のスムージングに 3-6 節で述べた LPF を適用した。LPF により最小二乗法の多項式近似では表現できなかった微小な形状修正量を、設計形状に反映させることで、前縁での C_p 分布が更に $TargetC_p$ に近づくことを期待した。

Q3rd75-48 次形状から分岐させ 4 回設計を進めた Q3rd77-52 次形状の設計結果を図 5-5 に示す。図 5-4 までは、翼弦長全体にわたる傾向を示すよう $0 \leq x/c \leq 1$ の範囲を表示してきたが、図 5-5 および次節で示す図 5-6 では翼弦長全体のスケールでは設計形状の C_p と $TargetC_p$ の差は認められないため、前縁ごく近傍の $0 \leq x/c \leq 0.05$ の範囲を拡大して示す。

図 5-5 からわかるように、どの断面でも前縁の C_p 分布が $TargetC_p$ に近づいた。形状にはほとんど変化が確認できないが、LPF を適用することで、前縁の C_p 分布に良い効果があったといえる。

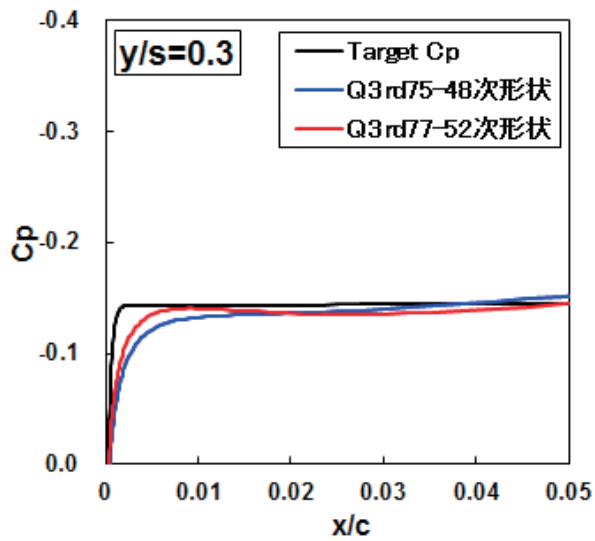
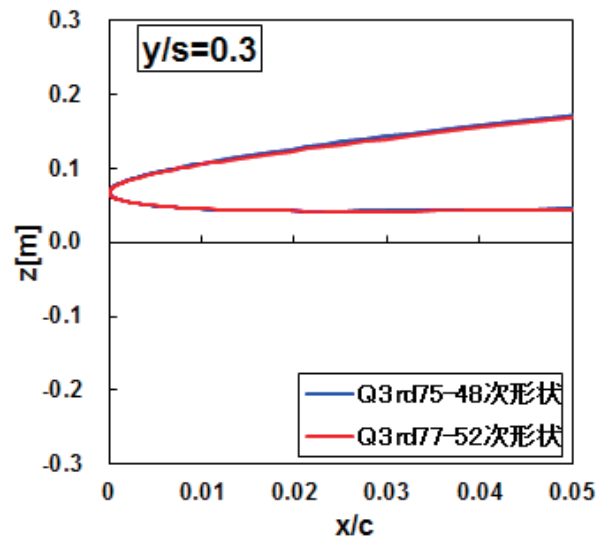
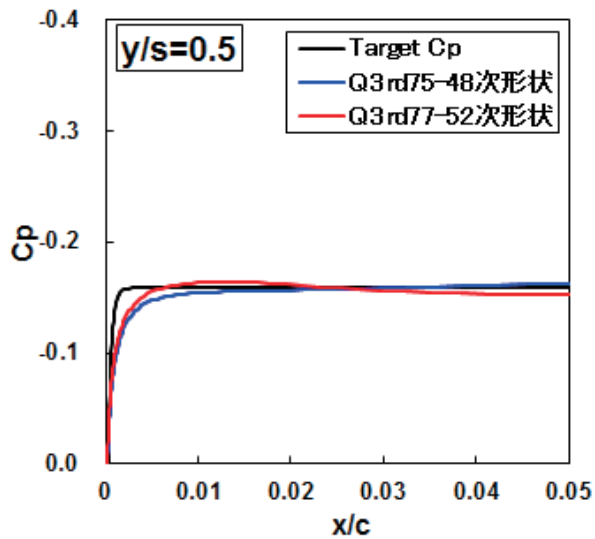
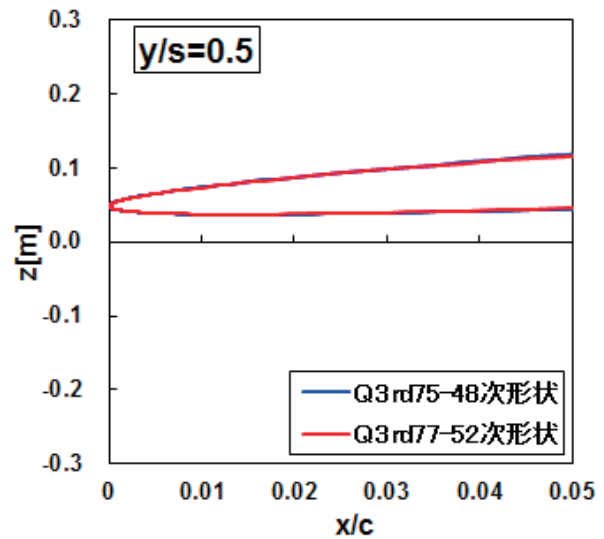
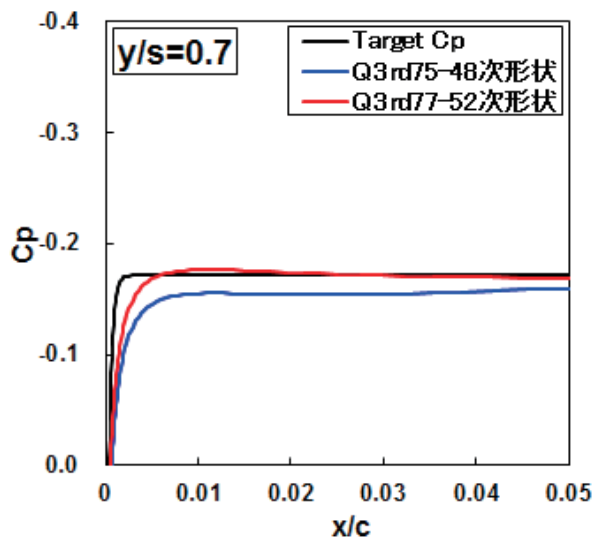
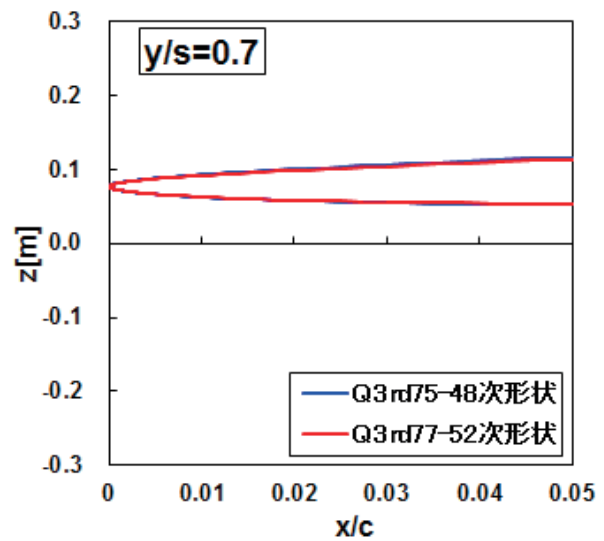
(a) C_p 分布 $y/s = 0.3$ (前縁拡大)(d) 翼型 $y/s = 0.3$ (前縁拡大)(b) C_p 分布 $y/s = 0.5$ (前縁拡大)(e) 翼型 $y/s = 0.5$ (前縁拡大)(c) C_p 分布 $y/s = 0.7$ (前縁拡大)(f) 翼型 $y/s = 0.7$ (前縁拡大)

図 5-5 Q3rd77-52 次形状の設計結果

5-6 翼弦方向のスムージングの効果 (ケース Q3rd78)

5-5 節で述べた Q3rd77-52 次形状から、更に前縁での C_p 分布を $TargetC_p$ に近づけるために、ケース Q3rd78 の設計を進めた。

このケース Q3rd78 では翼弦方向のスムージング項数を 15 から 30 に上げた。その理由は、1-2 節で述べたように、過去の研究[13-22]から翼弦方向のスムージング項数を上げることは前縁の C_p 分布に良い効果を与えることは明らかだからである。

Q3rd77-52 次形状から分岐し、26 回設計を進めた Q3rd78-78 次形状の設計結果を図 5-6 に示す。図から Q3rd78-78 次形状では、設計形状の C_p 分布が非常に $TargetC_p$ に近づいていることがわかる。また、図 5-1 (b) に示す ΔC_{Dp} 、 ΔCL も良い性能を示していた。そこで本研究では、この Q3rd78-78 次形状を最終形状とし、設計を終了した。

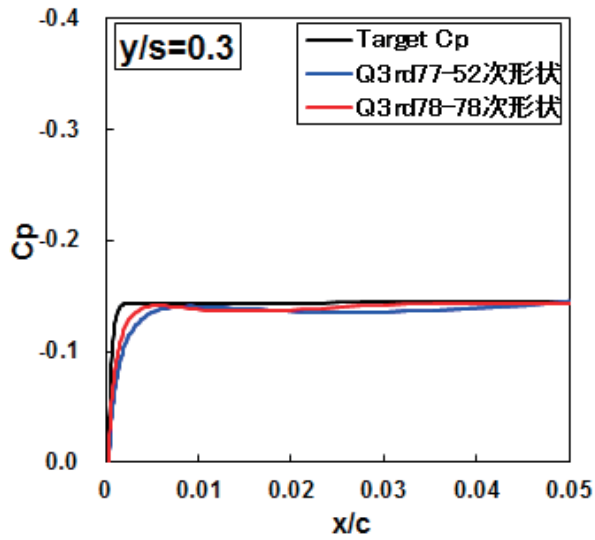
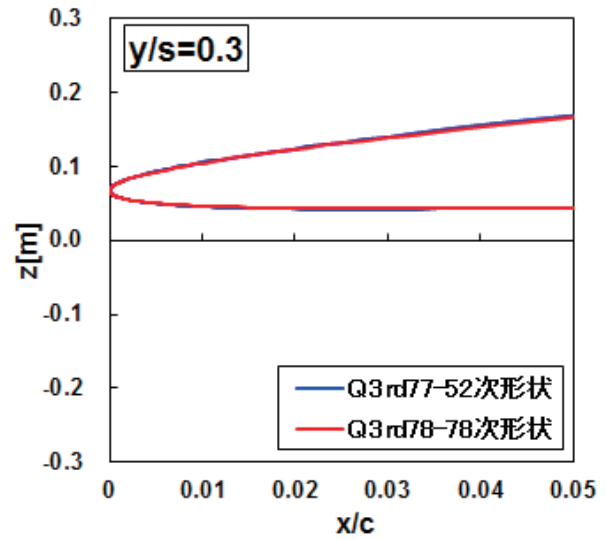
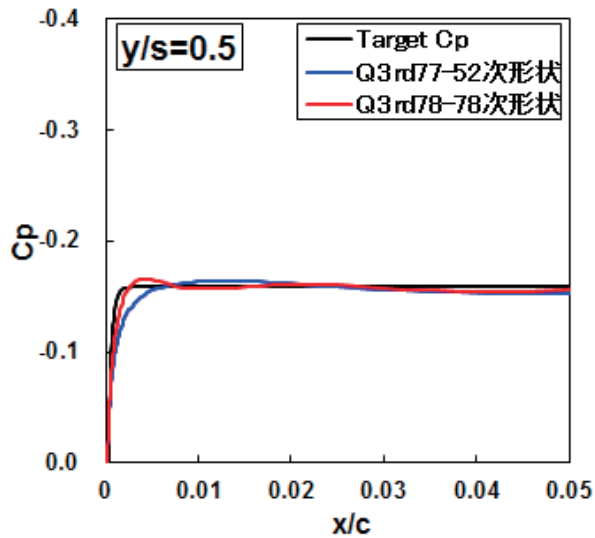
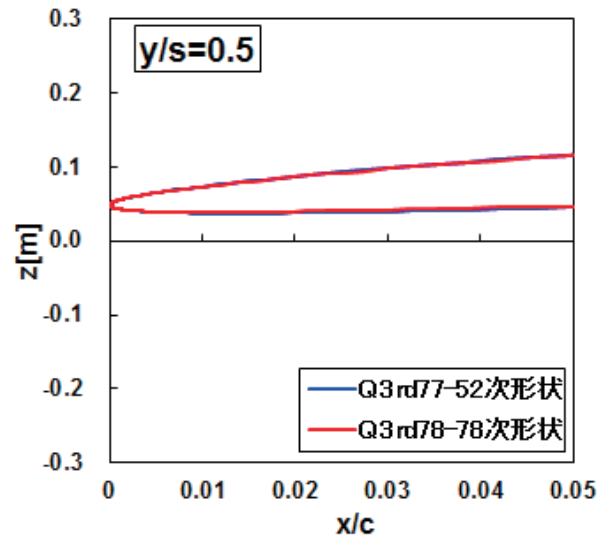
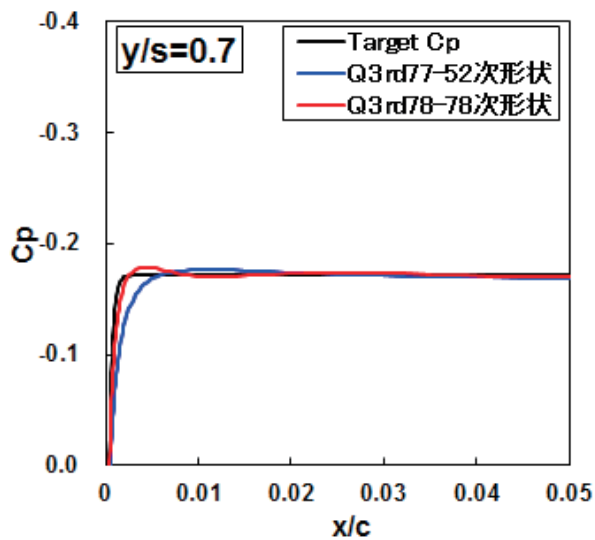
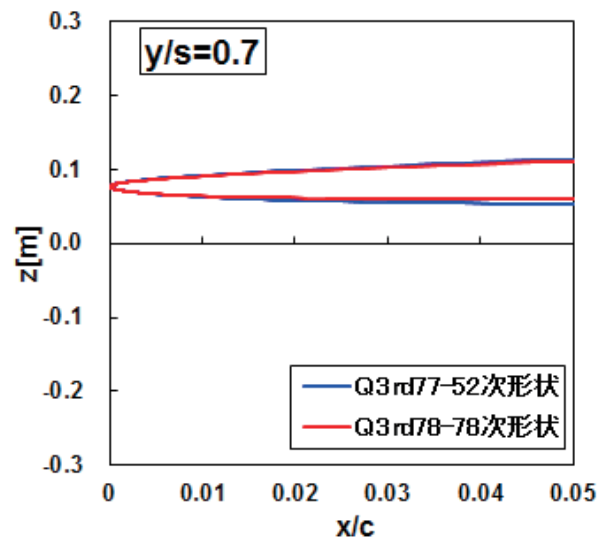
(a) C_p 分布 $y/s = 0.3$ (前縁拡大)(d) 翼型 $y/s = 0.3$ (前縁拡大)(b) C_p 分布 $y/s = 0.5$ (前縁拡大)(e) 翼型 $y/s = 0.5$ (前縁拡大)(c) C_p 分布 $y/s = 0.7$ (前縁拡大)(f) 翼型 $y/s = 0.7$ (前縁拡大)

図 5-6 Q3rd78-78 次形状の設計結果

5-7 Q3rd78-78 次形状の評価

最終形状である Q3rd78-78 次形状の設計結果を図 5-7 に示す。まず、 C_p 分布 (図 5-7 (a)~(c)) に着目すると、どの断面も Target C_p に十分に近づいていることがわかる。このことから本研究の目的で述べた 2 つの目標をほとんど満たしていることがわかる。図 5-7 (i) に示す揚力分布は、多少 Q3rd75-48 次形状から離れてしまったが、図 5-1 (b) に示す C_L がほとんど設計 C_L を満たしているため、許容できる範囲内だと考えられる。

次に翼型 (図 5-7 (d)~(f)) に着目すると、形状も所謂綺麗な翼型であった。特に $y/s=0.3, 0.5$ の断面では後縁の位置が 0 次形状の位置からあまり変化しておらず、下面形状は 0 次形状に近い形状となった。その結果、ねじり角分布 (図 5-7 (g)) も、 $y/s=0.5$ 付近で多少うねっているものの、0 次形状に近い分布となっていた。これは上下面の Target C_p を設定したときに予測通りの傾向であった。

最後に図 5-7 (h) に示す最大翼厚分布に着目すると、0 次形状に比べ、薄いことがわかる。図 5-1 (b) に示す C_{dp} が 0 次形状に比べ低くなった原因は、この最大翼厚がかなりの翼幅位置において薄くなったことがわかった。つまり 1-3 節で掲げた目標のうち、3 つ目の「最大翼厚分布を 0 次形状に一致させること」という目標は未達となった。

しかし、上面 Target C_p を本研究で用いた ID04-mod 以外に設定した場合には、Q3rd78-78 次形状以上に薄くなった形状や、逆に過剰に厚い形状ができていたことから、本研究で施した上面 Target C_p の改修は、最大翼厚分布を固定する効果を有すると言える。

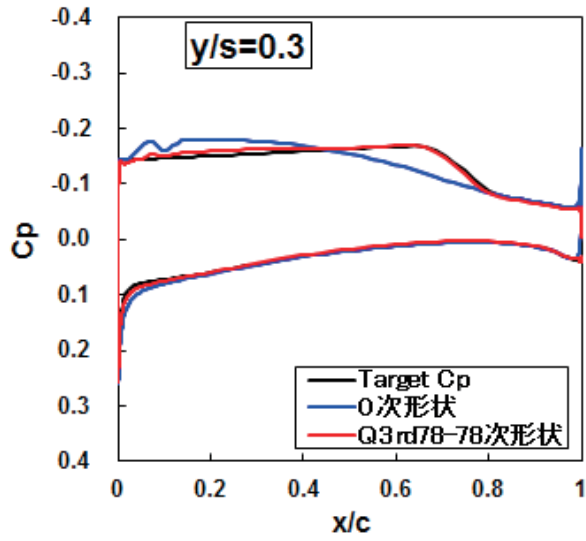
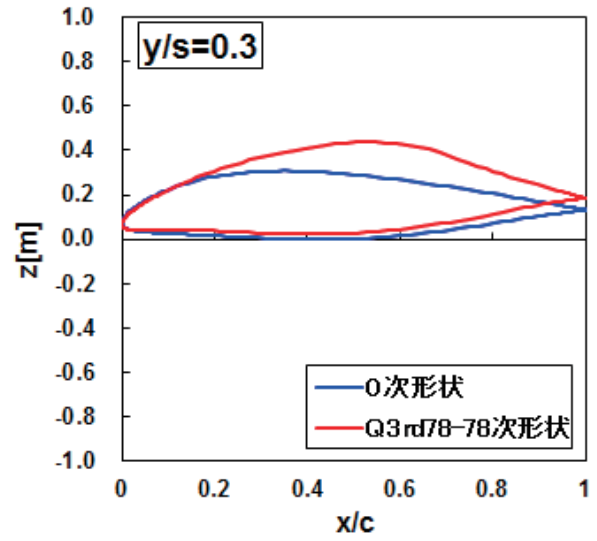
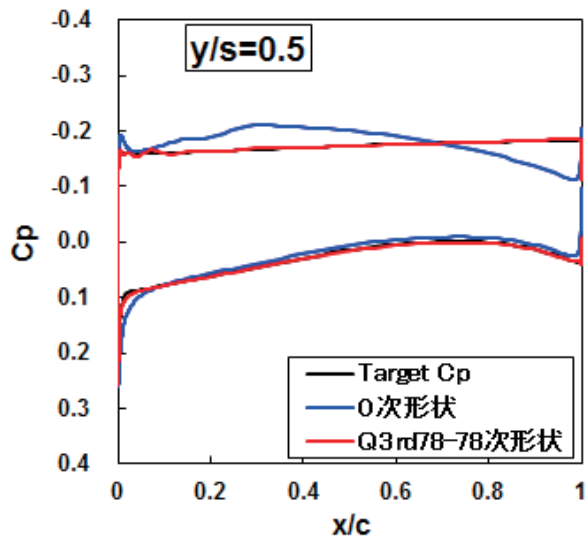
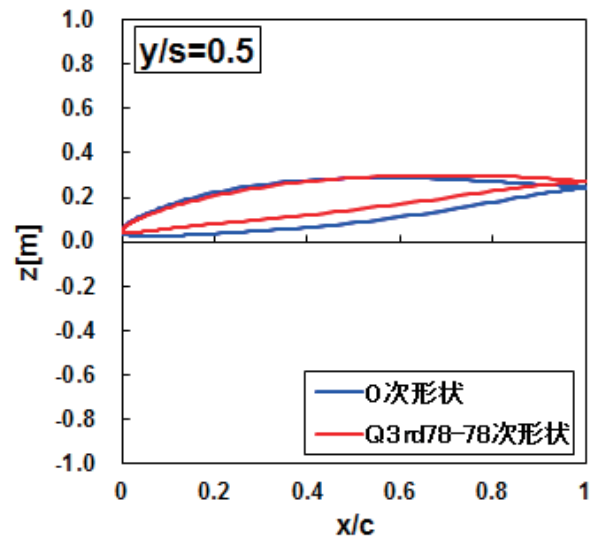
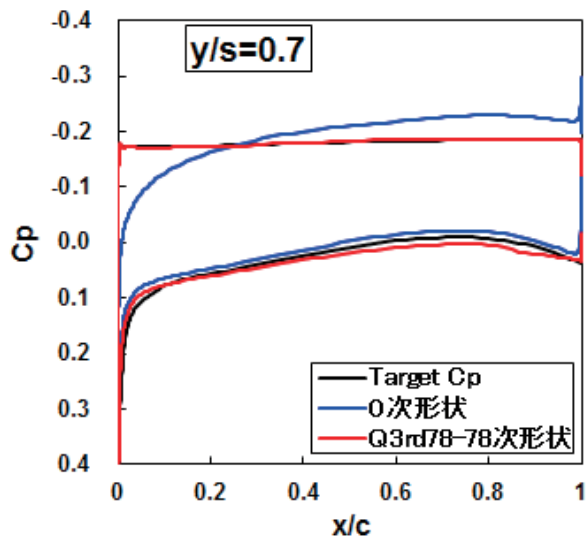
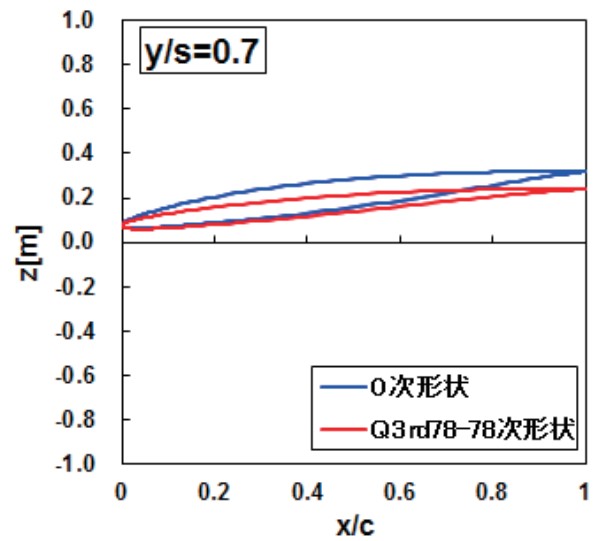
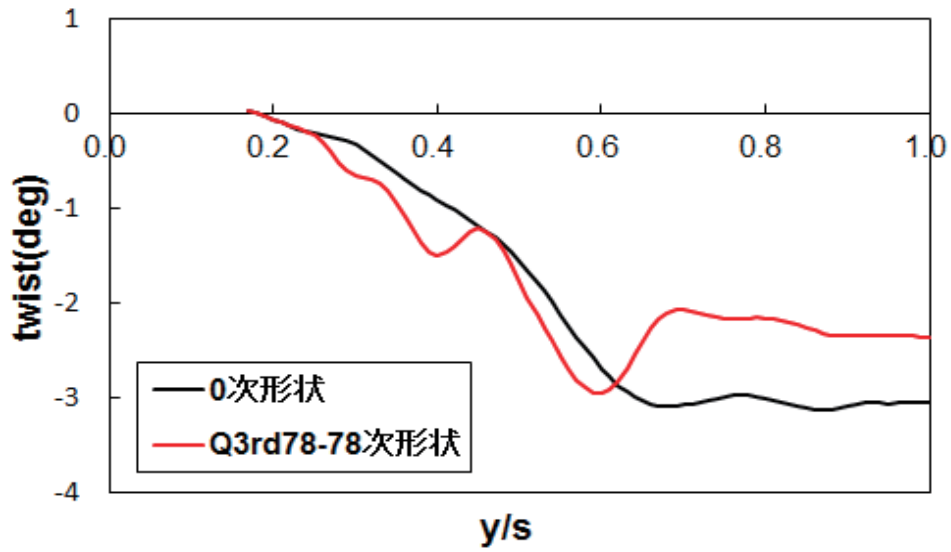
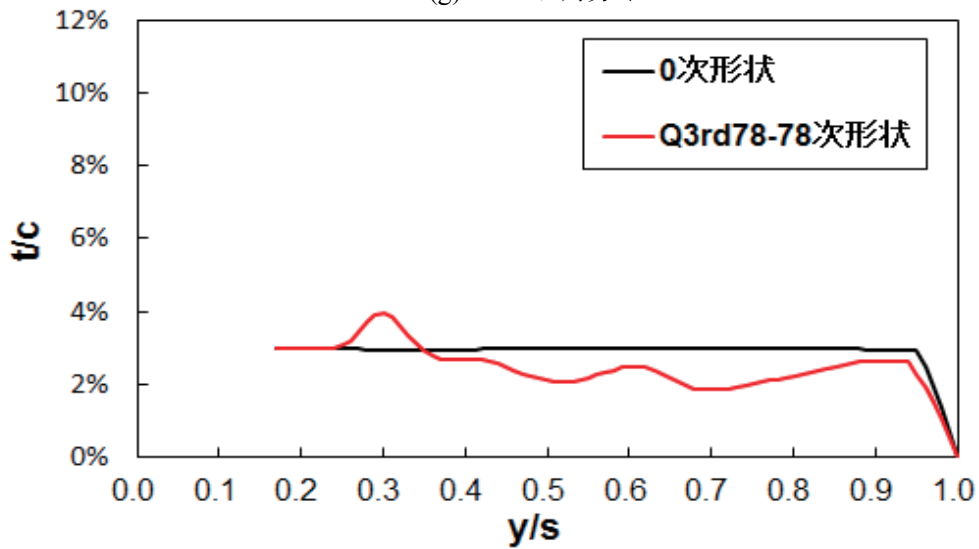
(a) C_p 分布 $y/s=0.3$ (全体)(d) 翼型 $y/s=0.3$ (全体)(b) C_p 分布 $y/s=0.5$ (全体)(e) 翼型 $y/s=0.5$ (全体)(c) C_p 分布 $y/s=0.7$ (全体)(f) 翼型 $y/s=0.7$ (全体)

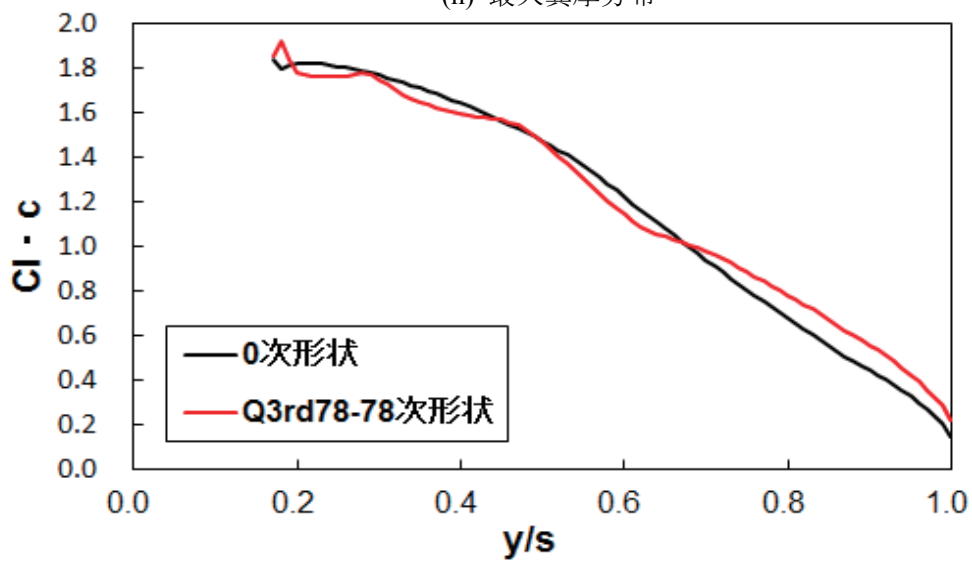
図 5-7 Q3rd78-78 次形状の設計結果



(g) ねじり角分布



(h) 最大翼厚分布



(i) 揚力分布

図 5-7 Q3rd78-78 次形状の設計結果

5-8 遷移予測位置

上面の自然層流効果を定量的に評価するために、最終形状である Q3rd78-78 次形状の遷移解析を行った。設計迎角 ($=3.55^\circ$) での遷移予測位置を図 5-8-1 に示す。青線、赤線はそれぞれ過去の設計結果で最も遷移位置が後退した Q3rd15-37 次形状[21]と、Q3rd78-78 次形状の遷移予測位置である。そして黒線は Target C_p から予測される遷移位置である。

Q3rd78-78 次形状に対する遷移予測位置は、Q3rd15-37 次形状に対するものより、ほとんどの翼幅位置で後退していることがわかる。特に、翼弦長の長い内翼で遷移位置が後退していた。Q3rd78-78 次形状の摩擦抵抗を濡れ面積から算出すると、全面乱流と仮定する場合に対して、4.2cts の低減が見込まれる。

設計迎角以外の 4 点でも遷移解析を行った。その結果から得られる全翼面積と層流面積の比と、摩擦抵抗の低減量 ΔC_{Df} を図 5-8-2 に示す。迎角の範囲が $\pm 0.5^\circ$ 以内であれば、約 3cts の自然層流効果が得られることがわかった。

さらに、それぞれの迎角における上面の C_p 分布を図 5-8-3 に示す。(a)、(b)はそれぞれ $y/s=0.5$ および 0.7 における翼弦の全体の C_p 分布を、(c)、(d) は前縁近傍に着目した分布を示している。

図 5-8-3 (a) に示す $y/s=0.5$ の断面では設計迎角である 3.55° から離れるに従い、 3.55° の前縁近傍に見られる小さな振動が大きくなっていることがわかる。それに対して、図 5-8-3 (b) に示す $y/s=0.7$ の断面では設計迎角での C_p 分布が非常に滑らかであるため、迎角を変更しても振動のない滑らかな分布であった。次に図 5-8-3 (c)、(d) の前縁に着目した C_p 分布に着目すると、どちらも迎角を変更しても、急峻な勾配は維持されていることが確認できた。

以上の結果から、遷移位置に対する迎角感度があまり高くない、つまり Target C_p が迎角に対しロバストであることがわかった。さらに、 $y/s=0.7$ の断面のように、より高い自然層流効果を獲得するためには、前縁近傍において急峻な勾配を持つだけでなく、その後にも小さな振動がない滑らかな C_p 分布にすることが効果的であることがわかった。

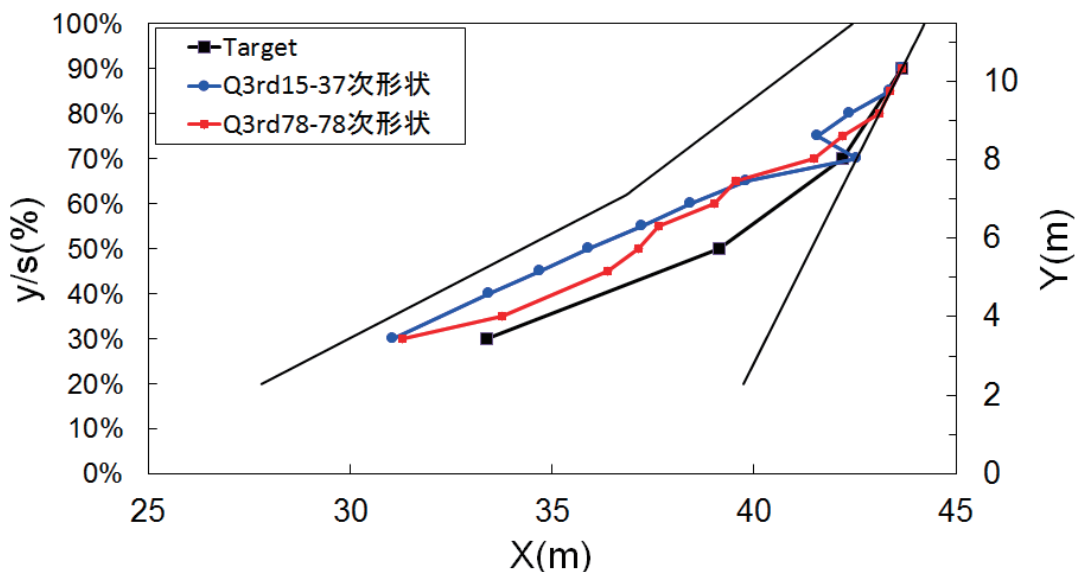


図 5-8-1 遷移予測位置

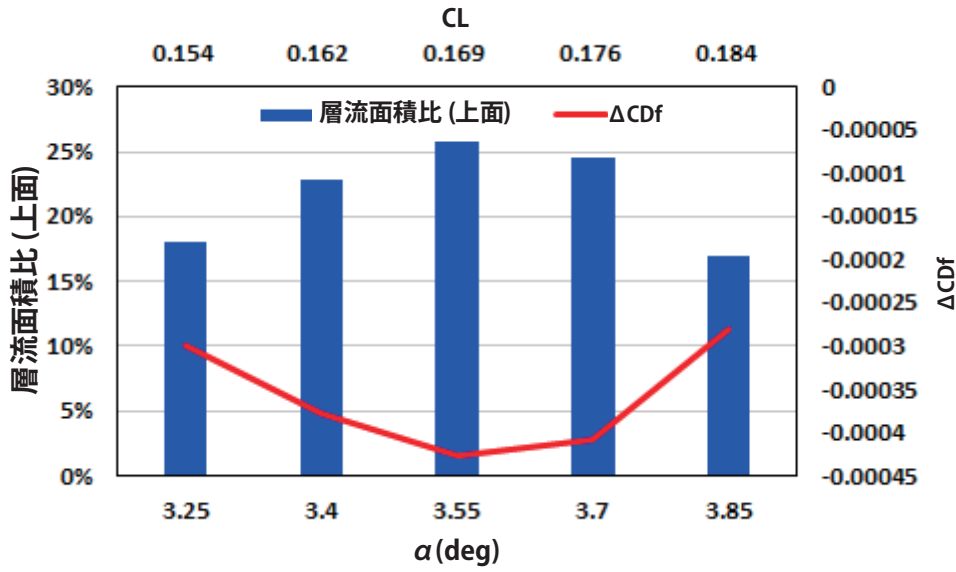


図 5-8-2 迎角に対する層流面積と摩擦抵抗

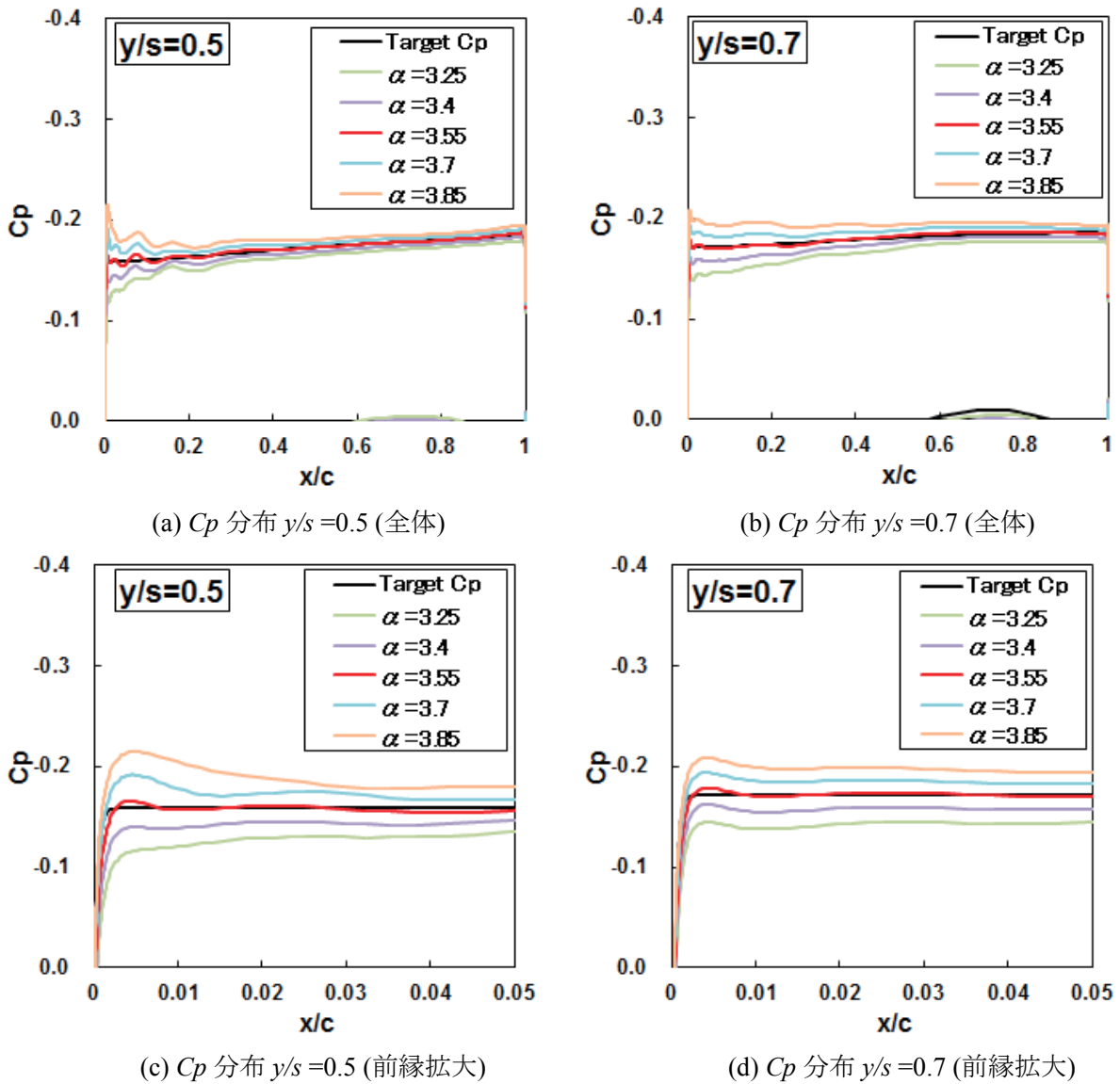


図 5-8-3 迎角に対する C_p 分布

5-9 C_L - C_D 曲線

図 5-9-1 に QSST の 3 次ベースライン形状 (0 次形状) と Q3rd78-78 次形状の C_L - C_D 曲線を示す。実線は全面乱流を仮定したもので、遷移解析をした点では層流を考慮した C_D をプロットしている。

全面乱流を仮定したベースライン形状の分布に比べ、Q3rd78-78 次形状では全面乱流を仮定した場合においても C_L - C_D 曲線が左に移動していることがわかる。その差はほぼ平行であり、摩擦抵抗を考慮しない場合でも、空力性能が良くなっていることがわかる。

自然層流効果 (遷移の効果) を確認するため、設計点付近の曲線を拡大した図を図 5-9-2 に示す。自然層流効果を考慮することで、全面乱流を仮定した場合よりも更に性能が向上していることがわかる。特に設計迎角において、全抵抗 C_D は 0 次形状に比べ約 10cts の低減に成功した。

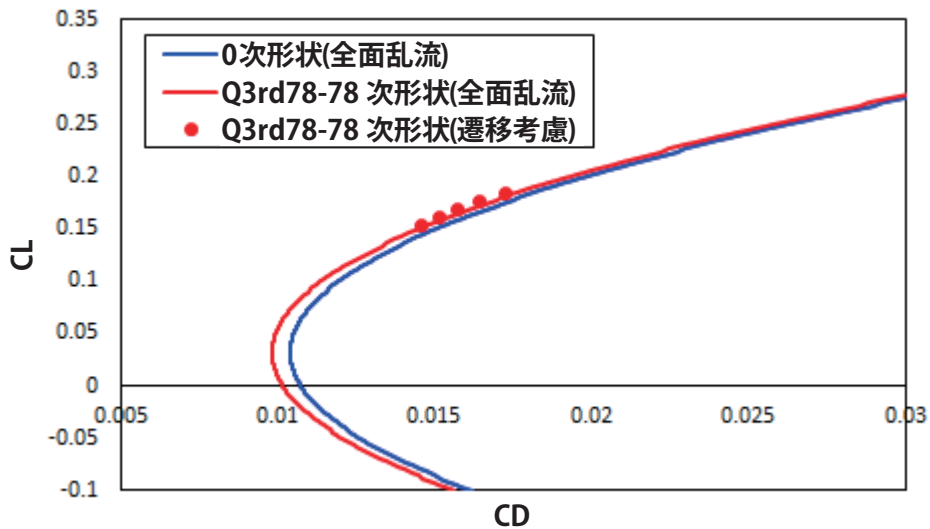


図 5-9-1 C_L - C_D 曲線 (全体)

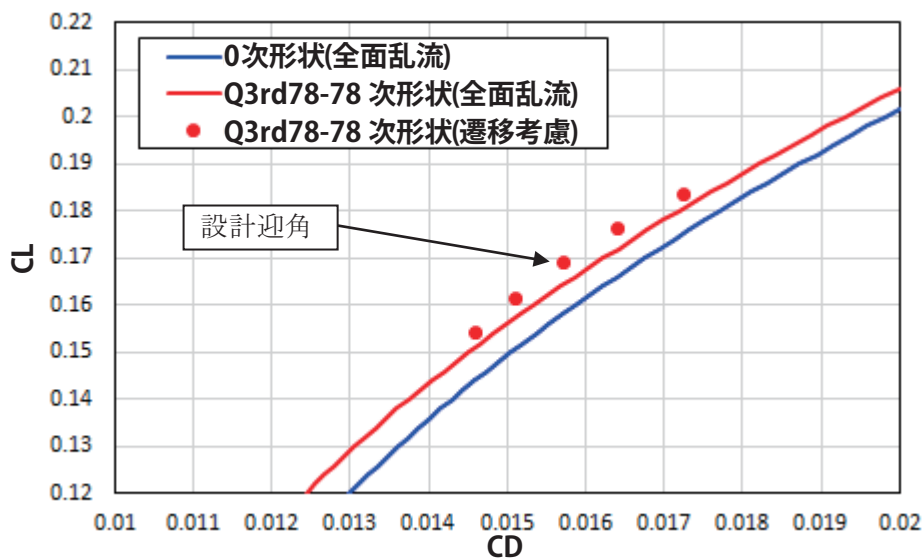


図 5-9-2 C_L - C_D 曲線 (設計迎角の拡大)

6 まとめ

JAXA で概念設計されている小型超音速旅客機 QSST の参照形状：QSST3 次ベースライン形状の主翼に逆問題設計を施し、総合的な空力性能の向上を図った。

主翼上面の自然層流化だけでなく、形状の揚力分布と最大翼厚分布を QSST3 次ベースライン形状の分布へと一致させることの3つを目標とし、これら目標を満たす Target C_p を獲得するとともに総合的に空力性能の高い形状を設計することを目的として、逆問題設計を実施した。特に本研究では、特に上記目的を達成するために上下面の Target C_p の改善に取り組んだ。

その結果、全翼面積の 25%以上にわたる自然層流化に成功し、4.2cts の摩擦抵抗低減効果を獲得した。さらに、全抵抗 C_D は、設計迎角 C_L において、0 次形状に比べ約 10cts 低減された。

翼厚に関する目標を達成することはできなかったものの、本研究以前には 0 次形状に比べ+5%程度もあった最大翼厚を、本研究の最終形状 (Q3rd78-78 次形状) では 0 次形状に比べ±1%程度と、大幅に改善することができた。

したがって、本研究で実施した上下面の Target C_p の改修は、自然層流設計だけでなく、全空力性能改善に効果的であったと結論づけられる。

謝辞

本研究を進めるにあたり御助言・ご協力をいただいた JAXA の吉田憲司プロジェクトマネージャ、富山大学の松島紀佐教授、株式会社トライアングルの上田良稲氏、株式会社菱友システムの大平啓介氏および黒田文武氏、また宇宙航空研究開発機構の技術研修生として協力して頂いた木幡真乃介氏、井上義郁氏、伊藤啓吾氏、春日洋平氏、長田多恵氏、佐藤良亮氏、宮崎正也氏に深く感謝の意を表す。

参考文献

- [1] 宇宙航空研究開発機構：次世代静粛超音速機機体概念,
<http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/concept.html>.
- [2] Takanashi, S. : Iterative Three-Dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations, Journal of Aircraft, Vol.22, No.8, 1985, pp.655-660.
- [3] Obayashi, S. , et al. : Genetic Optimization of Target Pressure Distributions for Inverse Design Methods, AIAA Journal, Vol.34, No.5, 1996, pp.881-886
- [4] Campbell, R. L. : An Approach to Constrained Aerodynamic Design With Application to Airfoils, NASA TP-3260, 1992.
- [5] Green, B. L., et.al. : Method for the Constrained Design of Natural Laminar Flow Airfoils, Journal of Aircraft, Vol.34, No.6, 1997, pp.706-712.
- [6] Iuliano, E., et.al. : Natural Laminar Flow Design of a Supersonic Transport Jet Wing-Body, AIAA Paper 2009-1279, 2009.
- [7] Tokugawa, N., et al. : Natural Laminar Flow Nose for Supersonic Transport Designed by Use of Local Non-axisymmetric Deformation, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan , Vol. 12, 2014, pp.71-80.
- [8] 徳川直子 ら: 波状変形による超音速自然層流機首の設計, JAXA RR-13-008, 2013.
- [9] 徳川直子 ら: 正弦波変形による軸対称物体の超音速自然層流効果, 航空宇宙技術 Vol.13, 2014, pp.55-59.
- [10] Tokugawa, N., et.al. : Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane NEXST-1, Journal of Aircraft, Vol.45, No.5, 2008, pp.1495-1504.
- [11] Ishikawa, H., et al. : Numerical Analysis on Flight-Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1, Journal of Aircraft, Vol.45, No.5, 2008, pp.1505-1513.
- [12] Matsushima, K., et.al. : Wing design for supersonic transition using integral equation method, Engineering Analysis with Boundary Elements, Vol.28, 2004, pp. 247-255.
- [13] 井上義郁 : 超音速自然層流翼に対する逆問題設計システムの最適化, 学習院大学大学院 修士論文, 2013.
- [14] 井上義郁ら: 超音速自然層流翼に対する逆問題設計システムの最適化, 日本流体力学会年会2012講演集, [USB], 2012.
- [15] Ishikawa, H., et.al. : Natural Laminar Flow Wing Design of Supersonic Transport at High Reynolds Number Condition, Proceedings of 29th Congress of International Council of The Aeronautical Science, 2014 -1.1.3, 2014.
- [16] 石川敬掲ら: 高レイノルズ量子 超音速自然層流翼に対する逆問題設計システムの構築, 航空宇宙学会論文集, 受理済み
- [17] 木幡真乃介 : 逆問題設計法を用いた小型超音速旅客機の自然層流翼設計, 学習院大学大学院 修士論文, 2014.
- [18] 木幡真乃介ら : 逆問題設計法を用いた小型超音速旅客機の自然層流翼設計, 日本流体力学会年会2013, 講演集, [USB], 2013.
- [19] 伊藤啓吾 : 逆問題設計法を用いた大型超音速旅客機の自然層流翼設計, 学習院大学大学院 修士論文, 2015.
- [20] 伊藤啓吾 : 大型超音速旅客機の自然層流翼設計, 第52回飛行機シンポジウムアブストラクト集, 2014, p.106.
- [21] 牛山剣吾ら : 小型超音速旅客機の自然層流翼の逆問題設計, 第52回飛行機シンポジウムアブストラクト集, 2014, p.105.
- [22] 牛山剣吾ら : 超音速自然層流翼実現に向けた目標圧力分布の作成, 第53回飛行機シンポジウムアブストラクト集, 2015, p.44.
- [23] Ueda, Y. , et.al. : Supersonic Natural-Laminar-Flow Wing-Design Concept at High-Reynolds-Number Conditions, AIAA Journal, Vol.52, No.6, 2014, pp.1294-1306.
- [24] Carlson, H. W. and Miller, D. S. : Numerical Method for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speed, NASA TN D-7713, 1974.
- [25] 山本一臣ら : 並列計算CFDプラットフォームUPACSについて, NAL SP-44, 1999, p.351.
- [26] 今井功 : 等角写像とその応用, 岩波書店, 1979.
- [27] Ueda, Y. , et al. : Three Dimensional Boundary Layer Transition Analysis in Supersonic Flow Using a Navier-Stokes Code, Proceedings of 24th Congress of International Council of The Aeronautical Science, 2004-2.8.2, 2004.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-16-001

JAXA Research and Development Report

小型超音速旅客機の自然層流翼設計

Natural Laminar Flow Wing Design for a small supersonic transport QSST

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 平成28年11月18日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

©2016 JAXA

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

