

東京大学 大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究系
先端エネルギー工学専攻

平成 30 年度
修士論文

高 M_{DD} 化及び低抵抗化を実現する
主翼の空力設計法の研究

2019 年 1 月 29 日提出
指導教員 吉田 憲司 教授

47176073 佐藤 宥毅

目次

1. 序論	3
1.1. 背景	3
1.2. 先行研究の概要	4
1.2.1 目的と手法	4
1.2.2 成果と課題	7
1.3. 研究目的と手法	10
2. 2次元翼設計法の検討	11
2.1 検討方針	11
(1) RAE2822 翼型、GA(W)-1 翼型の M_{DD} 特性について	11
(2) 設計の方針	12
2.2 検討結果	13
2.2.1 高 M_{DD} 化に向けた設計法の改良	13
(1) 上面前縁近傍における曲率に着目した設計	13
(2) 翼厚比の修正を加えた設計	18
2.2.2 低 C_d 化に向けた設計法の改良	21
(1) フロントローディングの導入	21
(2) 詳細な分析と形状修正法のパラメーター化	25
(3) 分析結果の適用による低抵抗翼型の創出	30
2.3 2次元翼設計法のまとめ	49
3. 3次元翼設計法の検討	56
3.1 検討方針	56
3.1.1 検討の流れ	56
3.1.2 検討対象（初期形状）の分析	56
3.2 検討結果	59
3.2.1 最適 2次元翼設計法の適用	59
(1) 初期形状の各断面における 2次元翼特性の解析	59
(2) 第 2 章の設計指針に基づく断面設計法の適用	62
(3) 上面 2 段衝撃波と下面衝撃波の低減に向けたねじり角分布の検討	71
3.2.2 上面 2 段衝撃波と下面衝撃波の低減に向けた翼断面設計の改良	76
(1) 2次元翼断面の再設計	76
(2) ねじり角分布の検討結果を考慮した 3次元翼への展開	78
3.3 3次元翼設計法のまとめ	82

4. 結論	83
参考文献	85
謝辭	86

1. 序論

1.1. 背景

今後増加し続けるジェット旅客機の需要から航空輸送量の増大が予測される。図 1-1 は、2034 年までの航空旅客需要予測が世界的に増加し続けることを示しており、2034 年には現在の約 2.5 倍である 15 兆 5,615 億人キロメートルになると予測されている。

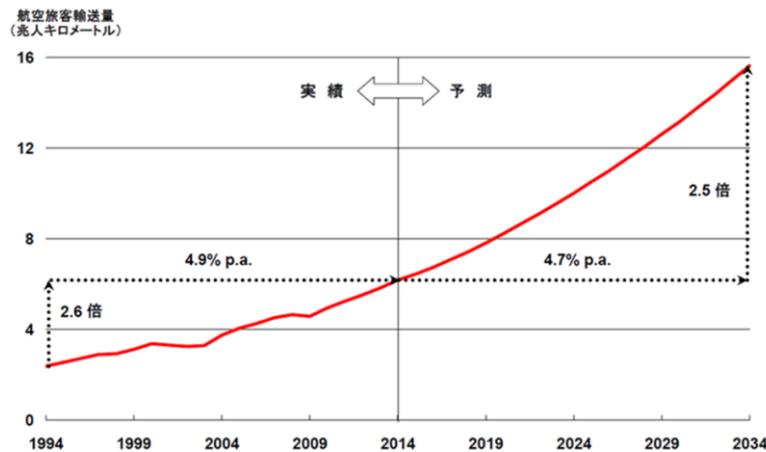


図 1-1 2034 年までの航空旅客輸送量の予測^[1]

この予測において、航空機には更なる経済性の向上が必要であり、合わせて環境及びエネルギー問題への影響を解決する有効な対策も重要と考えられている。具体的には空力抵抗の低減、エンジンの高効率化、機体の軽量化、システム全体としての改善などが挙げられるが、以下では本研究の背景となる空力分野における課題と対策について述べる。

空力分野においては、高 M_{DD} 化と低抵抗化によって航空機の輸送効率を示す以下のパラメータの向上を実現することができる。

$$M \frac{L}{D} \times \frac{1}{SFC}$$

M : 巡航マッハ数、 L : 揚力、 D : 抵抗、 SFC : 燃料消費量

ここで、 M_{DD} (抵抗発散マッハ数) とは、衝撃波に起因した抵抗の急増 (抵抗発散) が生じるマッハ数を表し、図 1-2 で定義される。この向上 (高 M_{DD} 化) は巡航速度の増加を可能とするため輸送効率、すなわち経済性の向上に繋がる。

また巡航時の抵抗 (D) の低減も輸送効率の増加に繋がることは自明であるので、本研究では M_{DD} の向上及び抵抗 (D) あるいは抵抗係数 (C_D) の低減に主眼を置く。

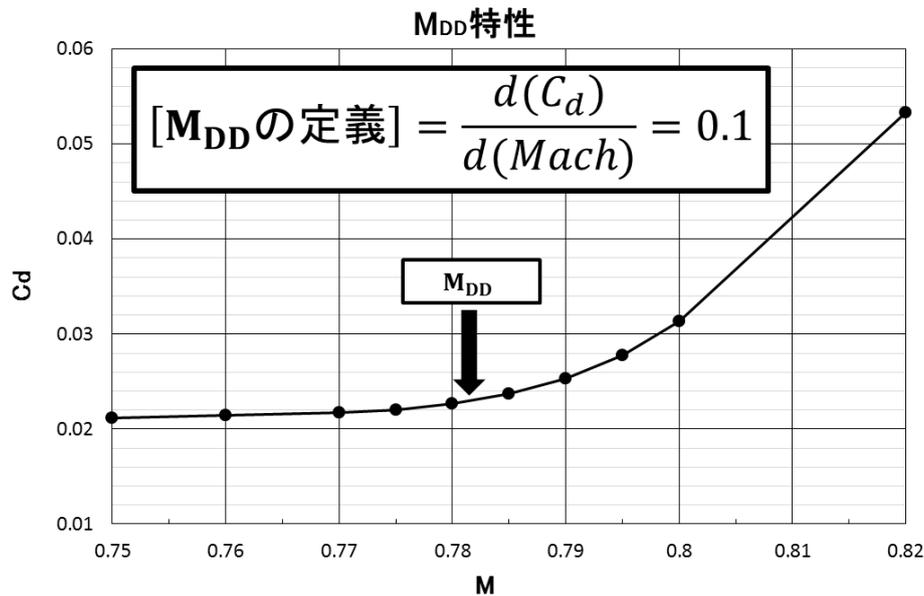


図 1-2 抵抗発散マッハ数の定義

1.2. 先行研究の概要

1.2.1 目的と手法

先行研究では、通常の2次元翼（翼型）に比べ、高いM_{DD}性能を有する既存の超臨界翼型（Supercritical 翼型、以下 SC 翼型と呼称）である DSMA523 翼型（図 1-6 参照）を改良することによって、さらに高いM_{DD}翼型を創出するための設計法の構築を目的としている^[2]。そこでは、DSMA523 翼型設計時とはほぼ同時期に我が国で見出された神谷の高M_{DD}化に向けた設計アプローチ^[3]、すなわち「上面圧力分布の平均値を代表するパラメーター（F 値と言われる）の低減が M_{DD}性能の改善に繋がる」という知見を利用して目標圧力分布の実現を図る手法が採用されている。神谷のアプローチの妥当性は実験的にも検証されている。

先行研究では、SC 翼型に関する過去の知見を整理したうえで、抵抗発散性能の向上に向けた新しい翼型の設計指針と検討方法を示している。また、CFD（Computational Fluid Dynamics、計算空気力学）を用いて翼型の空力性能の分析を行うため、その解析手法の概要を述べると共に代表的な翼型について風洞試験結果との比較・検討を行うことで、CFD 解析手法の妥当性の評価結果をまとめている。CFD 解析には、宇宙航空研究開発機構（JAXA）で開発された圧縮性流体解析ソルバ UPACS を用いている。また、一般に遷音速領域では翼面上に衝撃波が発生するため、解析精度は衝撃波近傍の格子解像度に依存することが想定され、先行研究では独自に開発した解適合格子法を適用することで、衝撃波近傍の解析精度を向上させている。また、その検証には DSMA523 翼型と、通常翼型の代表として NACA0012 翼型を選定し、それらの他機関における風洞試験結果との比較を通して計算精度を確認している。

先行研究における解析手法の概要を表 1-1 に示す。一般に、CFD による遷音速流の解析では翼面上での垂直衝撃波の発生や衝撃波足元及び後縁での剥離が見られ、それらは境界層の発達状態と強く関係する。そのため、翼型まわりの外部流における CFD 解析では乱流モデルを適用した解析と風洞試験との比較が行われ、その妥当性について検討されている [4],[5]。計算格子には C 型構造格子を用いており、格子点数は(周方向)×(高さ方向)=533 点×75 点で、総点数は約 40,000 点が採用されている (図 1-3 参照)。

表 1-1 UPACS 解析手法

支配方程式	レイノルズ平均 NS 方程式
離散化手法	セル中心有限体積法
流速評価	Ausmdv スキーム
MUSKL の高精度化	2 次精度
乱流モデル	Spalart-Allmaras

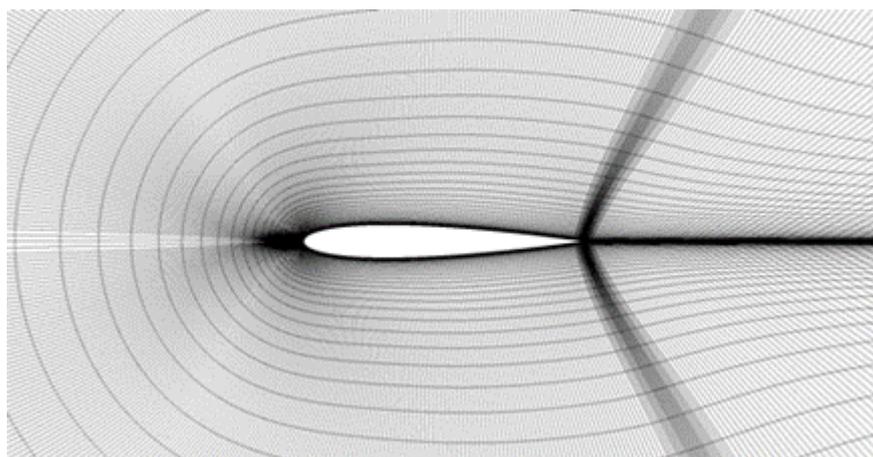


図 1-3 空間格子の拡大図

一般に、遷音速翼型まわりの流れ場では翼面上に垂直衝撃波が生じ、それは翼面の圧力分布に急激な変化を与えるため、その格子解像度が重要となり、流れ場の格子依存性が強く現れる。そのため、先行研究では格子依存性をなるべく少ない格子点数で取り除くために、翼面に衝撃波が発生した場合、衝撃波近傍に格子点を追加して計算格子の分解能を改善するという解適合格子法を上下面に適用している (図 1-4)。この解適合格子法では、一度 CFD 解析を行い、その結果の圧力分布から衝撃波位置を特定し、その前後に 44 点(合計 88 点)の格子点を追加することで衝撃波の解像度を向上させて再度 CFD 解析を行うというものである。一例として、計算対象に最も単純な対称翼型として NACA0012 を選定して格子依存性に関する検討を行った結果が図 1-5 にまとめられている。

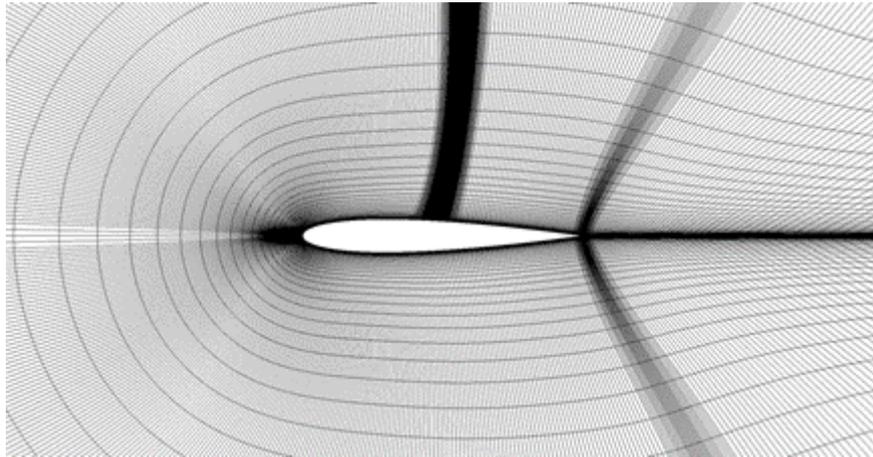


図 1-4 解適合を行った後の空間格子

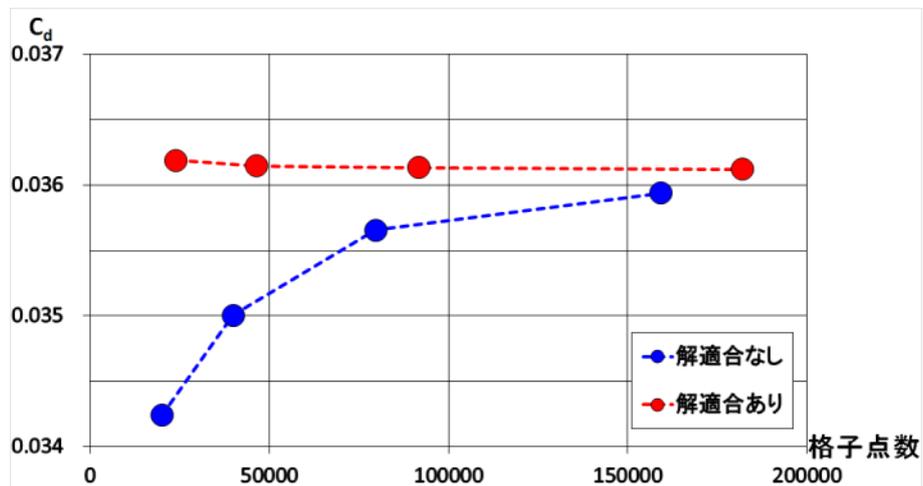


図 1-5 C_d 値の収束状況の比較

図 1-5 からわかるように、先行研究で採用された解適合格子は少ない格子点数でも抵抗係数 (C_d) に関して十分飽和した値まで収束させることが出来ており、その有効性が確認されている。この結果をもとに先行研究では解適合格子法を適用する前の格子点数としては先述の通り、約 40000 点(周方向 525 点×高さ方向 75 点)が採用されている。

1.2.2 成果と課題

先行研究においては、DSMA523 翼型に比べて更なる高 M_{DD} 翼型の創出には成功しているが（図 1-6 の D53_id03）、高 M_{DD} 化を最も優先したため設計点における C_d の増加を許容せざるを得ない状況となってしまっている。そのため、抵抗低減に関して改善の余地が残っている。

先行研究における最終的な設計結果として、ベースとした既存 SC 翼型である DSMA523 翼型の M_{DD} 特性と比べて抵抗発散マッハ数 (M_{DD}) が 0.022 増加するという結果（図 1-9 参照）が得られている。これは、前縁近傍の急激な圧力降下とそれに続く急な圧力上昇の領域 (suction peak) の存在と翼下面後方での正圧領域の拡大による揚力増加 (rear loading) を生む圧力分布（図 1-7 参照）に起因し、それは揚力傾斜の増大と、それによって設計揚力の実現に必要な迎角が減少し、結果として負になったことにより crest 位置（流れ方向と平行な座標軸が翼上面と接する位置、すなわち最高地点の翼弦位置）が後退したことにより達成されたものと考えられている。また、 M_{DD} 特性の検討により、抵抗発散マッハ数の大きさは上面衝撃波位置の後退に強く依存していることが明らかとなり、特に crest 位置の後退は図 1-8 の drag-thrust loop（翼面上の圧力を翼の厚さ方向座標に対してプロットした際に、その閉曲線の面積が抵抗及び推力成分を表すようなもの）における上面の抵抗成分の低減と衝撃波の後退を遅らせるため、抵抗発散性能の改善に有効であることが明らかにされている。

尚、先行研究では設計時の制約に翼厚比を入れていなかったため、最終的に得られた設計翼型 (D-53id03) の翼厚比は比較対象の DSMA523 翼型のものよりわずかに小さくなっている（図 1-6 参照）。この点も厳密な評価の点では改善の余地が残っているものと考えられる。

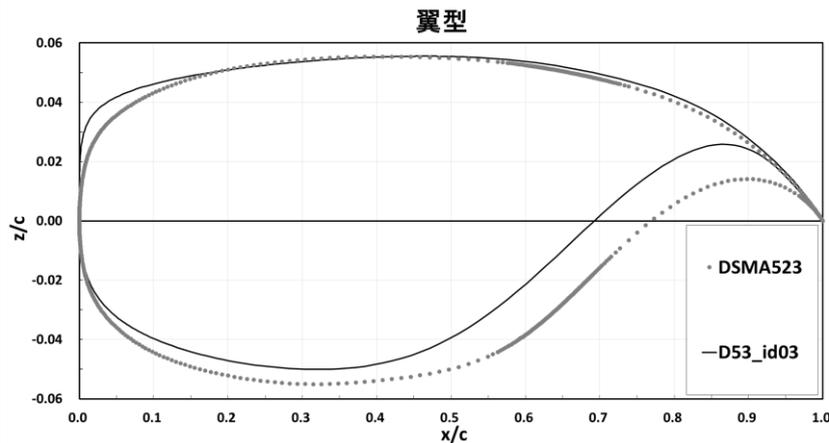


図 1-6 先行研究の最終成果の設計形状の比較

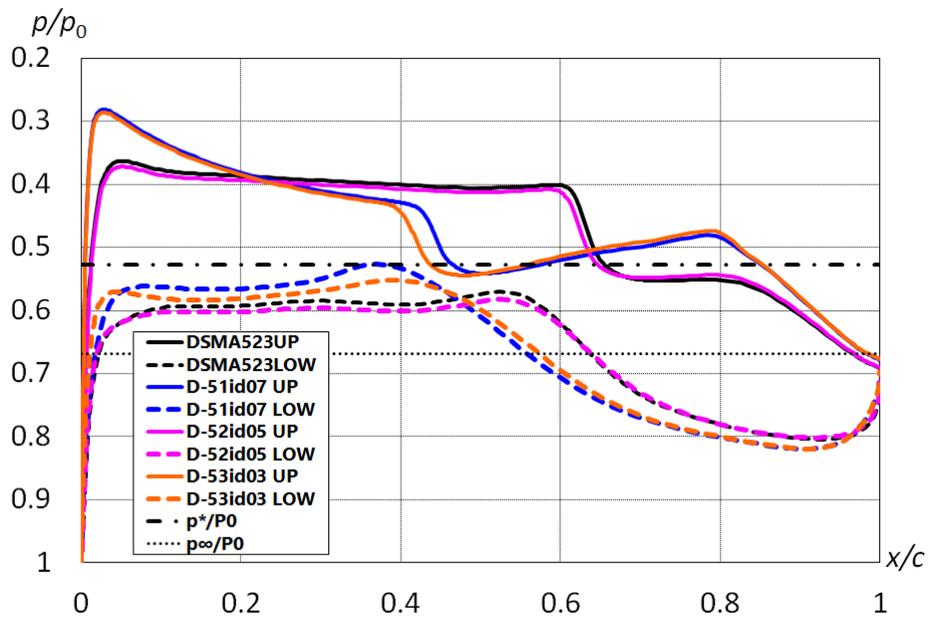


図 1-7 D-52id05,D-53id03 での $C_l = 0.684, M = 0.78$ における C_p 分布の比較

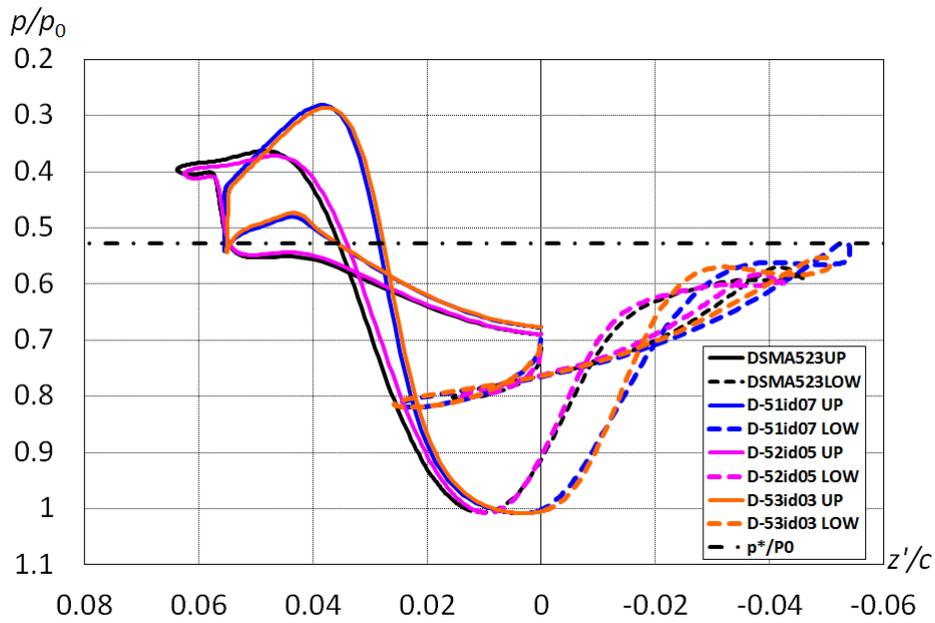


図 1-8 D-52id05,D-53id03 での $C_l = 0.684, M = 0.78$ における drag-thrust loop の比較

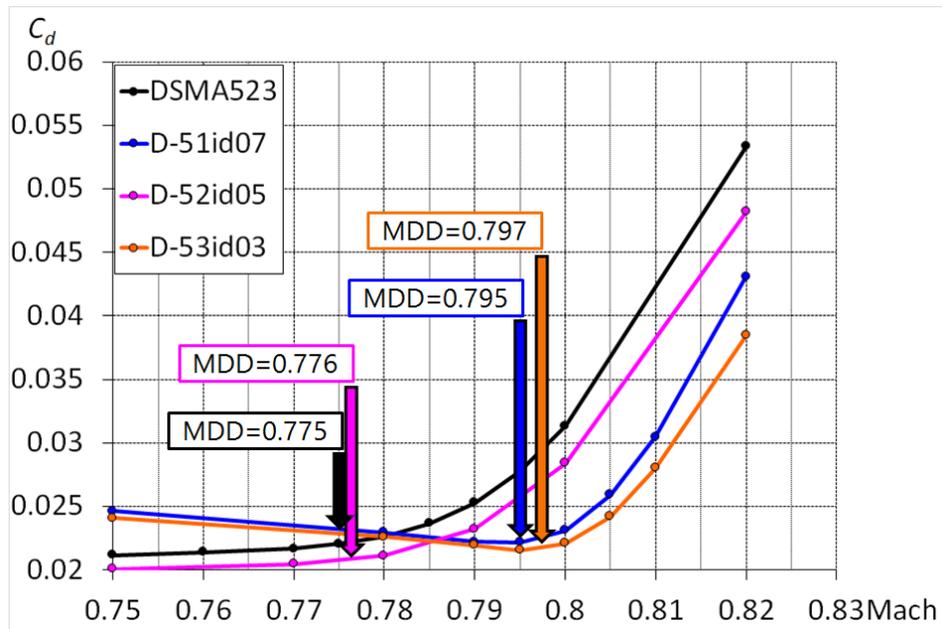


図 1-9 先行研究における設計形状の M_{DD} 特性のまとめ

また先行研究では 2 次元翼設計のみを主眼としたため、実際の 3 次元翼への展開を想定した空力設計法の分析には至っていない。この点も課題であると認識している。

1.3. 研究目的と手法

本研究では、従来の主翼設計法を見直し、より高 M_{DD} 化と低抵抗化を可能とする新たな設計法を構築して航空機の経済性向上に寄与することを目的に、先行研究の課題である設計マッハ数における抵抗低減に加え、2次元翼を3次元翼へ展開する上での抵抗低減の実現を達成することを目標とする。具体的には、現在 JAXA 航空技術部門で検討している亜音速旅客機の技術参照機体 (TRA2012A と呼称) の空力性能を向上できる主翼を設計することである。

高 M_{DD} 化の検討方法としては神谷の F 値に基づくアプローチではなく、抵抗特性に最も影響を持つと物理的に考えられる断面形状の局所的な領域について形状修正を試み、各設計形状について直接 M_{DD} 特性を評価して最良形状を見出すという順問題的解法を適用する方針をとった。

本研究では、先行研究と同様に JAXA 航空技術部門が開発した CFD コードと衝撃波近傍の格子密度を自動的に高める格子生成ソフトを用いて、先行研究では実現しえなかった高 M_{DD} 化と低抵抗化の両立を目指して、以下に示す設計指針により翼型の設計を行った。尚、今回の解析でも衝撃波に伴う境界層の剥離状況を把握するために粘性を考慮する必要があるため、乱流モデルとしては先行研究同様、Spalart-Allmaras (SA)モデルを用いた。尚、SA モデルを用いた遷音速翼型の解析結果の妥当性については、既に先行研究で実験との比較を通して検証済みである。

2. 2次元翼設計法の検討

2.1 検討方針

(1) RAE2822 翼型、GA(W)-1 翼型の M_{DD} 特性について

まず、本研究を進めるにあたり、先行研究で改良対象の基準とした DSMA523 翼型より高い M_{DD} 性能を持つ翼型があれば、より最適な翼型を設計できるとの方針でその有無に関して文献調査を行った。古くは DSMA523 翼型と異なる SC 翼型として RAE2822 翼型^[6]、GA(W)-1 翼型^[7]などの設計例が見い出されたが、CFD 解析の結果、いずれも DSMA523 翼型の M_{DD} 性能より劣っており (図 2-2)、また最近では近年の CFD 解析法の発展に伴い直接 3 次元翼設計を行っている研究が主流で、むしろ 2 次元翼として設計改善を行っている例が見当たらず、結果として本研究の方針に合致するものを見出すには至らなかった。そのため、本研究でも先行研究同様、DSMA523 翼型が M_{DD} 特性の優れた SC 翼型の代表例であると認めて、これを基準翼型としてその改良に注力することを主眼とした。

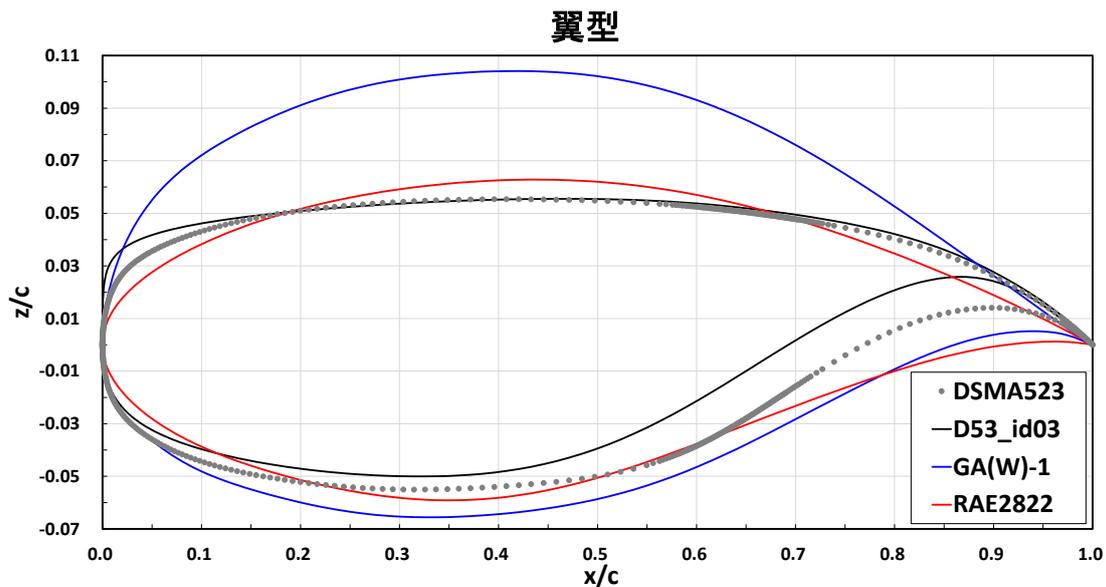


図 2-1 DSMA523 翼型、RAE2822 翼型、GA(W)-1 翼型、先行研究での最適翼型 (D53-id03) の翼型

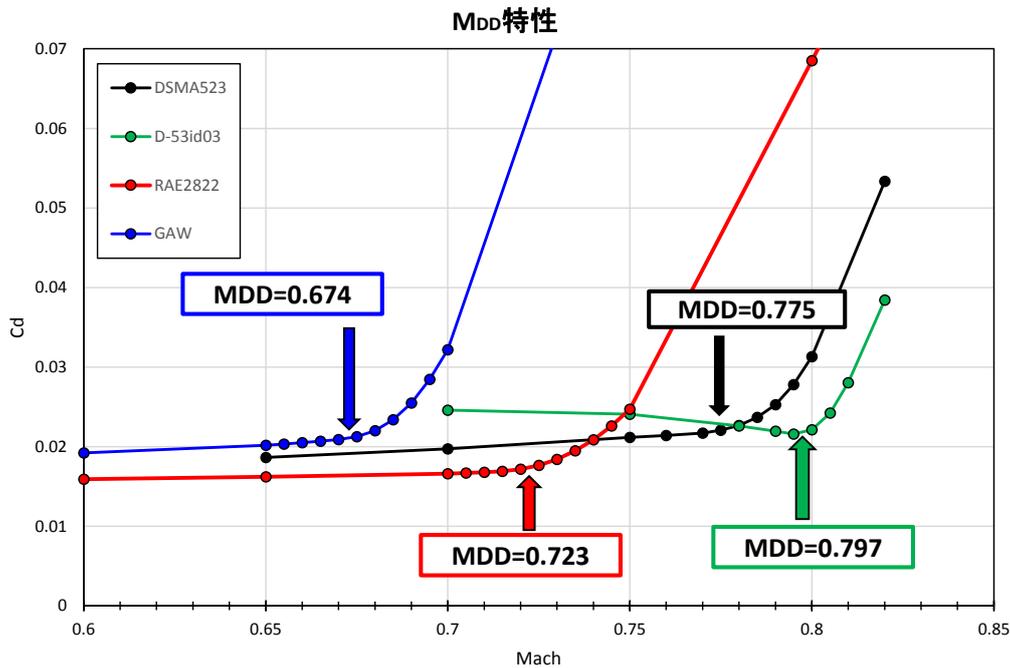


図 2-2 DSMA523 翼型、RAE2822 翼型、GA(W)-1 翼型、先行研究での最適翼型 (D53-id03) の設計揚力における M_{DD} 特性の比較

(2) 設計の方針

上述した DSMA523 翼型を基準翼型として改良を行うに当たって、設計指針として下記の二つの狙いを設定した。

狙い①: 『高 M_{DD} 化』 (2-2-1 参照)

狙い②: 『低 C_d 化』 (2-2-2 参照)

その上で設計条件として、翼厚比 (= t/c) を基準形状である DSMA523 翼型の $t/c = 10.99(\%)$ に合わせるか、先行研究の最適翼型である D53-id03 の $t/c = 10.45(\%)$ に合わせるかの二通りの検討方針が考えられる。本研究では、狙い①の検討時は、先行研究と同じ設計条件での高 M_{DD} 化を図るため、 t/c は D53-id03 に合わせて先行研究の更なる改善を試みることにした。また狙い②の検討時には、狙い①と同様に先行研究と同じ設計条件での低 C_d 化の効果を評価するために、まずは t/c を D53-id03 に合わせた設計を行った上で、最終的に得られる最適形状の性能評価は DSMA523 と同じ条件で比較するため、 t/c を DSMA523 翼型に合わせる設計も行う方針とした。

2.2 検討結果

2.2.1 高 M_{DD} 化に向けた設計法の改良

(1) 上面前縁近傍における曲率に着目した設計

高 M_{DD} 化を実現するにあたって、まず初めに先行研究で取り組まれた形状修正案を調べた。その中で、上面前縁近傍の曲率に着目した設計については、先行研究でも取り組まれているものの改善の余地が残っていると判断したため、まずこの点の修正を行った。

但し、上面前縁近傍の曲率を修正することは、同時に上面の翼厚が変わることに繋がる。そこで、まず翼厚比の変化を受け入れて翼厚比を固定することなく、高 M_{DD} 化を狙う設計の立場を取り、上面前縁近傍における曲率修正の有効性を確認することを主眼として設計を行った。そのため、今回の設計で高 M_{DD} 化に対する有効性が確認できた場合には、以降の設計で翼厚比を先行研究の最適翼型である D53-id03 の翼厚比へ固定するという方針をとった。今回の設計では着目した修正点が、 M_{DD} 及び C_d に対してどの程度の感度を持つかを調べることも考慮して Design54_id01、Design54_id02 の第1世代を考案した。

(以降では Design を省略し、D54_id01、D54_id02 のように表記する。) 以下で、D54_id01、D54_id02 の設計案について詳細を述べる。

まず、D54_id01 の設計案は、先行研究の D53_id03 をベースに前縁から上面の crest 位置までの形状を修正し、crest 位置の後方は翼厚が crest 位置の前方と 2 回微分がスムーズに繋がるように設定し、その上で翼厚が“薄く”なるように翼厚座標を比例配分で修正した。具体的には、上面前縁近傍における“曲率を大きく”することで“ M_{DD} が大きくなる代わりに C_d の増大を伴う”という傾向とその感度の確認を狙った。ここでの形状の修正には、先行研究で用いられていた Bezier 関数による形状決定方法を採用した。具体的には、前縁近傍の曲率を修正することによって翼厚比が 10.12 (%) となる設計を行った。

次に、D54_id02 の設計案は、D54_id01 同様、D53_id03 をベースに前縁から上面の crest 位置までの形状を修正し、crest 位置の後方は翼厚が crest 位置の前方と 2 回微分がスムーズに繋がるように設定し、その上で翼厚が“厚く”なるように翼厚座標を比例配分で修正した。具体的には、上面前縁近傍における“曲率を小さく”することで“ M_{DD} が小さくなる代わりに C_d の減少を伴う”という傾向とその感度の確認を狙った。ここでの形状の修正には上述した D54_id01 と同様の形状決定方法を採用することによって、翼厚比が 11.24 (%) となる設計を行った。

図 2-2 に設計結果としての翼型形状、図 2-3 にそれらの圧力分布、また表 2-1 には設計点での空力特性データ (3 分力値等)、さらに図 2-4 は各マッハ数における抵抗特性を示す。

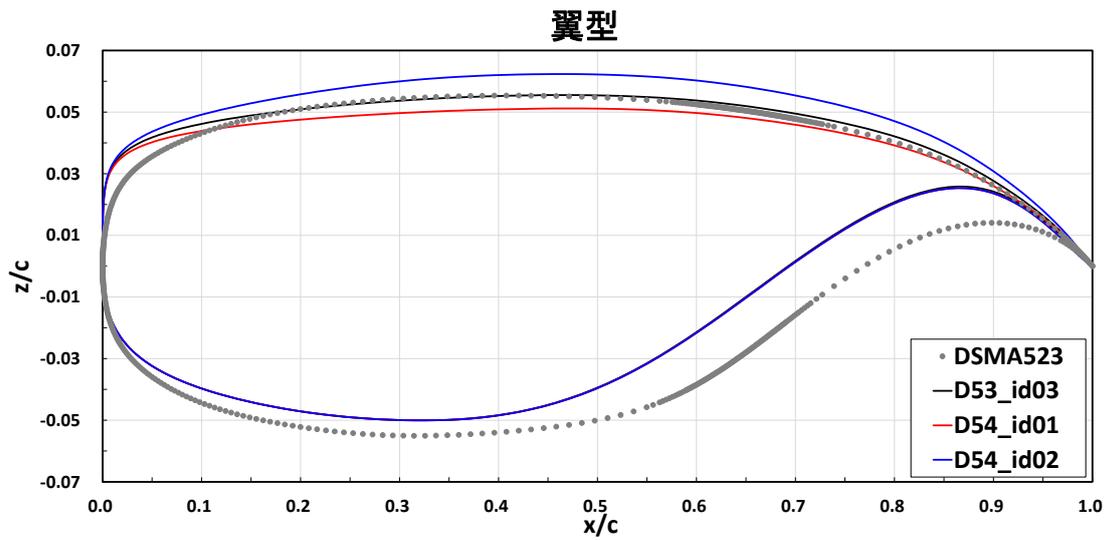


図 2-2 D54_id01 の設計形状

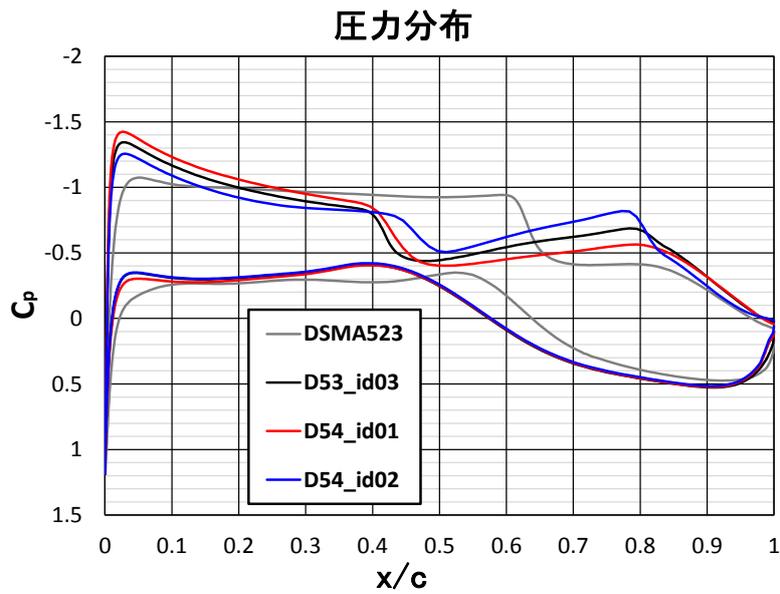


図 2-3 D54_id01、D54_id02 の C_p 分布の計算結果

表 2-1 D54_id01、D54_id02 の 3 分力値等

Design	Mach	Alpha	C_l	C_d	C_{dp}	C_{df}	C_m	l/d	F
DSMA523	0.78	0.7600	0.6839	0.0227	0.0159	0.0067	-0.1590	30.1740	0.4664
D53_id03	0.78	-0.0463	0.6836	0.0226	0.0160	0.0066	-0.1797	30.2520	0.4708
D54_id01	0.78	0.2219	0.6841	0.0249	0.0184	0.0065	-0.1611	27.4860	0.4727
D54_id02	0.78	0.0488	0.6835	0.0218	0.0151	0.0066	-0.1871	31.3920	0.4684

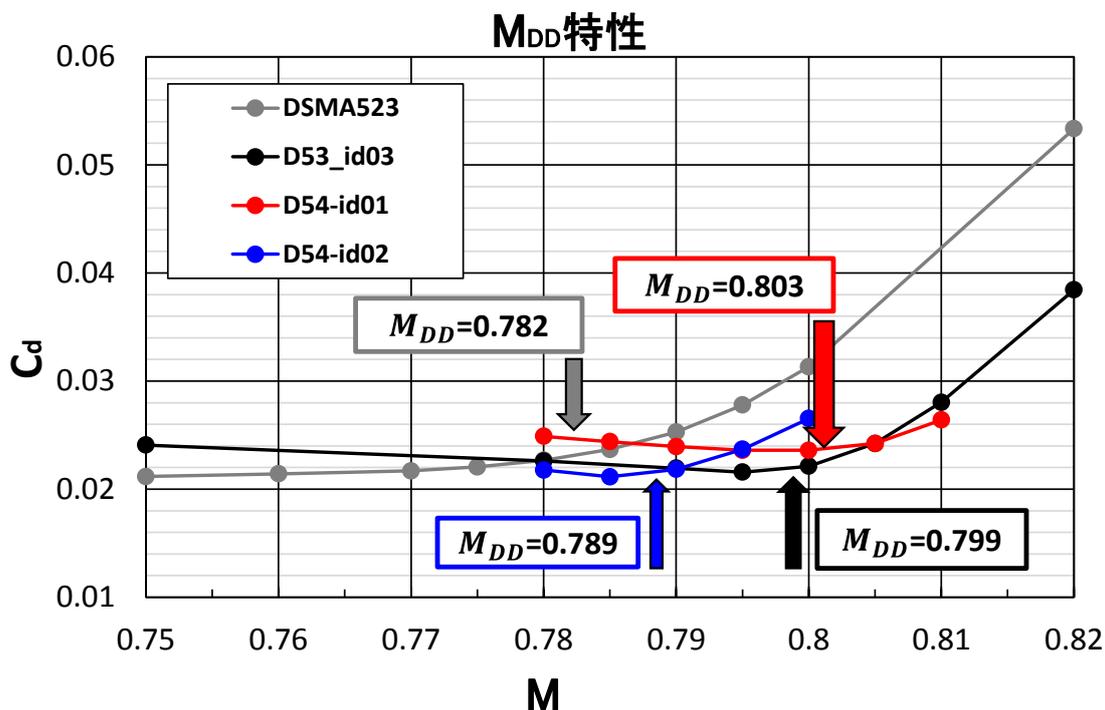


図 2-4 D54_id01 の $C_l=0.684$ における M_{DD} 曲線の比較

D54_id01 では想定通り、上面前縁近傍における曲率を大きくすることで、 M_{DD} が大きくなる代わりに C_d の増大を伴うという傾向を確認することができた(図 2-4 の赤●参照)。これは C_p において、前縁近傍の上面の立ち上がりが急激となり衝撃波位置が後退したことに依存すると考えられる。

次に D54_id02 については、上面前縁近傍における曲率を小さくすることで、DSMA523 以上の M_{DD} を確認できたが D53_id03 には及ばないことが分かった(図 2-4 の青●参照)。 C_d については減少に向かう傾向が確認できたが、(表 2-1 参照) これは翼厚比の減少に伴う効果が大きいと考えられる。

以上を踏まえ、更なる改善として新たに D55_id01、D55_id02 の第 2 世代を考案した。まず、D55_id01 の設計案は、D54_id01 をベースに前縁から上面の crest 位置までの形状を修正し、crest 位置の後方は翼厚が crest 位置の前方と 2 回微分がスムーズに繋がるように翼厚が“薄く”なるように翼厚座標を比例配分で修正した。具体的には、上面前縁近傍における曲率を“限界まで大きく”することで、翼厚の束縛がない状態で M_{DD} を最大限高めることを目的とした。ここでの形状の修正には上述した D54_id01 と同様の形状決定方法を採用することによって、翼厚比が 9.12 (%) となる設計を行った。

次に、D55_id02 の設計案は、D54_id01 をベースに前縁から上面の crest 位置までの形状を修正し、crest 位置の後方は翼厚が crest 位置の前方と 2 回微分がスムーズに繋がるように翼厚が“薄く”なるように翼厚座標を比例配分で修正した。具体的には、上面前

縁近傍における曲率を D55_id01 と D54_id01 の“中間程度に大きく”することで、翼厚の束縛がない状態で M_{DD} を最大限高めることを目的とした。ここでの形状の修正には上述した D54_id01 と同様の形状決定方法を採用することによって、翼厚比が 9.56 (%) となる設計を行った。

図 2-5 に設計結果としての翼型形状、図 2-6 にそれらの圧力分布、また表 2-2 には設計点での空力特性データ (3 分力値等)、さらに図 2-7 は各マッハ数における抵抗特性を示す。

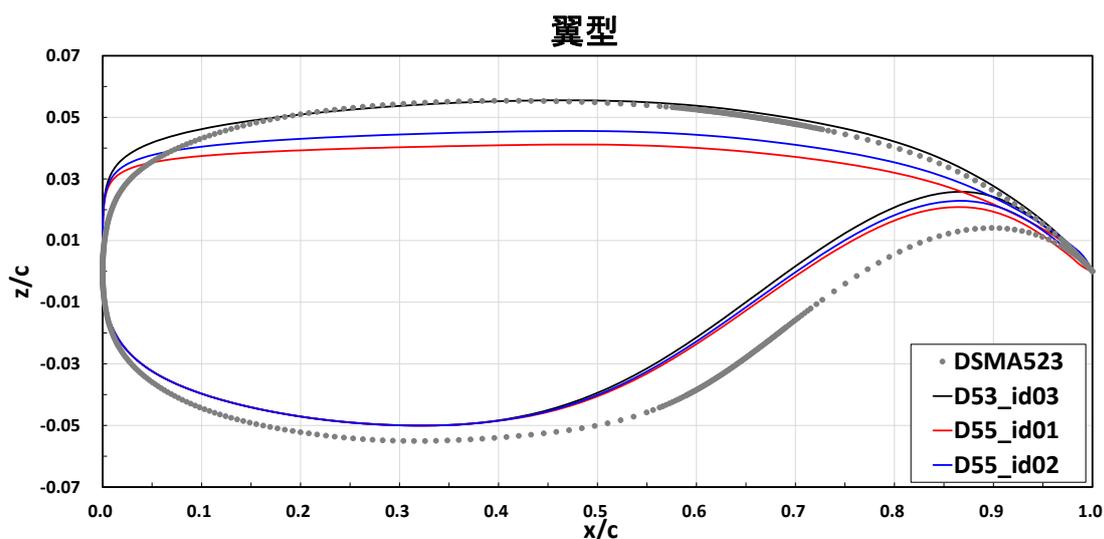


図 2-5 D55_id01、D55_02 の設計形状

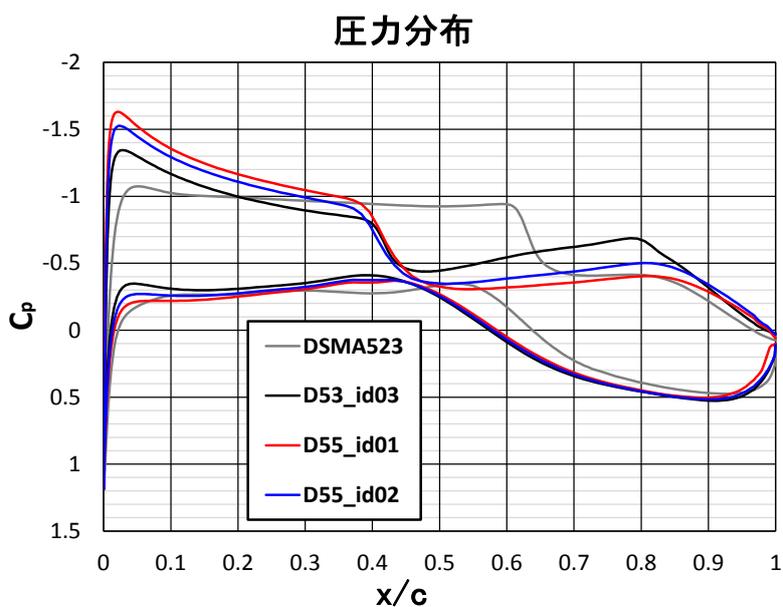


図 2-6 D55_id01、D55_02 の C_p 分布の計算結果

表 2-2 D55_id01、D55_id02 の 3 分力値等

Design	Mach	Alpha	Cl	Cd	Cdp	Cdf	Cm	l/d	F
DSMA523	0.78	0.7600	0.6839	0.0227	0.0159	0.0067	-0.1590	30.1740	0.4664
D53_id03	0.78	-0.0463	0.6836	0.0226	0.0160	0.0066	-0.1797	30.2520	0.4708
D55_id01	0.78	0.8271	0.6842	0.0334	0.0271	0.0063	-0.1257	20.4860	0.4754
D55_id02	0.78	0.3767	0.6840	0.0284	0.0219	0.0064	-0.1495	24.1260	0.4748

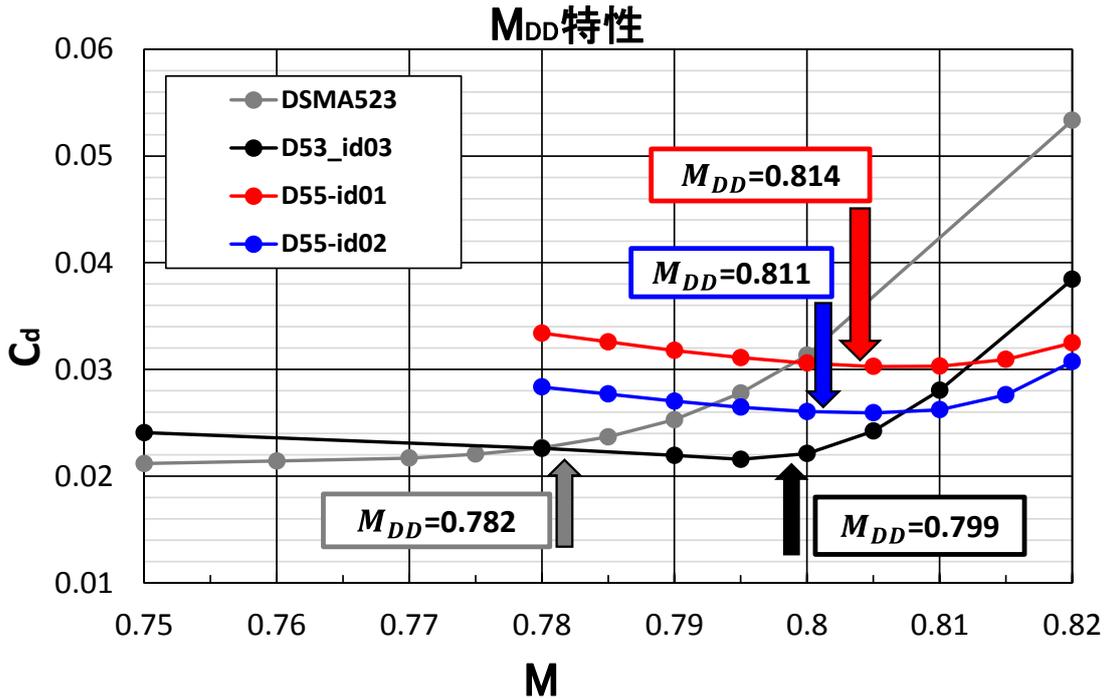


図 2-7 D55_id01、D55_id02 の $C_l=0.684$ における M_{DD} 曲線の比較

D55 世代では D54_id01 に比べて更に上面前縁近傍における曲率を大きくすることで、 M_{DD} の更なる向上が実現できた。(図 2-7 の赤線及び青線の M_{DD} 値と図 2-4 の赤線の M_{DD} 値の比較より。) 一方で、 C_d に関しては D54_id01 以上に増大する結果となった。今回設計した D55_id01 と D55_id02 では、上面前縁近傍における曲率をより大きくした D55_id01 の方が M_{DD} の大きな向上が実現できたことから、今後の設計指針としては、D55_id01 をベースとして M_{DD} を向上させる傾向を維持しつつ、 C_d 低減の実現を目標として設計を進めることにした。

(2) 翼厚比の修正を加えた設計

『(1)上面前縁近傍における曲率に着目した設計』の結果を踏まえて、以降の設計世代では M_{DD} を向上させる傾向を維持しつつ、 C_d の低下を狙う検討結果について述べる。

ここでの D56 世代の設計では、 C_d 増大の抑制を狙うにあたり C_d の値に直接的に起因すると考えられる t/c を D53-id03 に合わせることで、 t/c を合わせたときの C_d の増加量及び M_{DD} 特性を評価することを目標とした。

具体的に、D56_id01 の設計案は、D55_id01 をベースに D53-id03 と等しい t/c となるように翼厚が厚くなるように翼厚座標を比例配分で修正した。 t/c は 10.45 (%) である。

図 2-8 に設計結果としての翼型形状、図 2-9 にそれらの圧力分布、また表 2-3 には設計点での空力特性データ (3 分力値等)、さらに図 2-10 は各マッハ数における抵抗特性を示す。

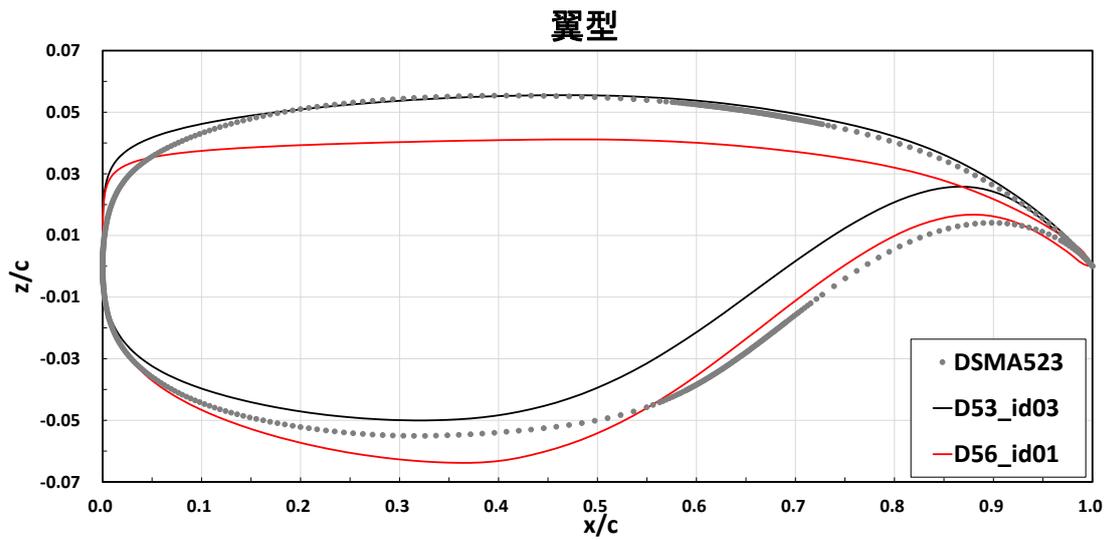


図 2-8 D56_id01 の設計形状

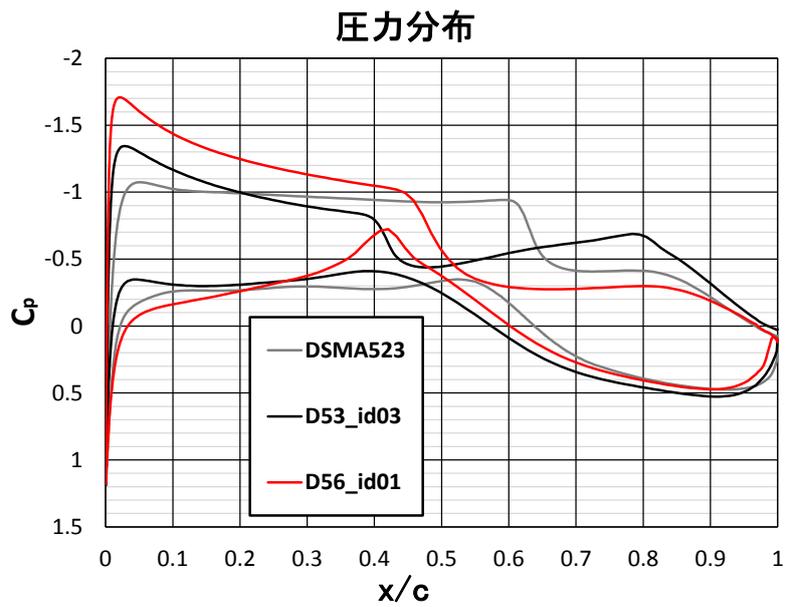


図 2-9 D56_id01 の Cp 分布の計算結果

表 2-3 D56_id01 の 3 分力値等

Design	Mach	Alpha	Cl	Cd	Cdp	Cdf	Cm	l/d	F
DSMA523	0.78	0.7600	0.6839	0.0227	0.0159	0.0067	-0.1590	30.1740	0.4664
D53_id03	0.78	-0.0463	0.6836	0.0226	0.0160	0.0066	-0.1797	30.2520	0.4708
D56_id02	0.78	1.5695	0.6842	0.0429	0.0368	0.0061	-0.0965	15.9590	0.4616

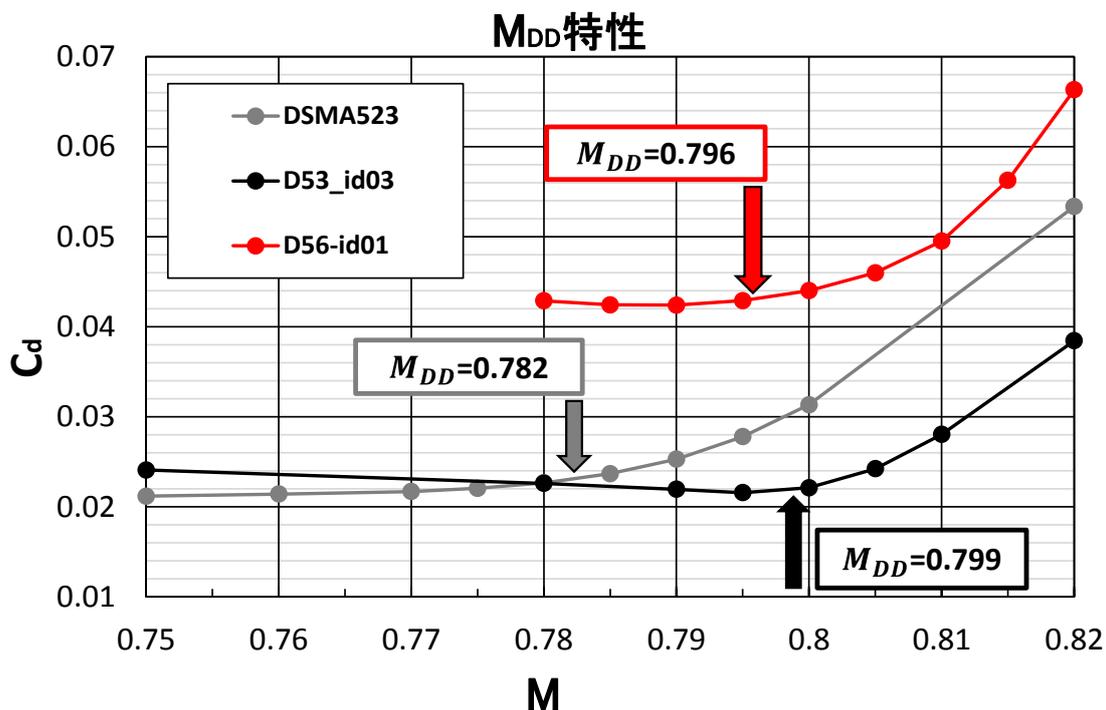


図 2-10 D56_id01 の $C_l=0.684$ における M_{DD} 曲線の比較

D56_id01 の解析の結果から D54 世代及び D55 世代の形状修正で得られた M_{DD} の向上については、D56_id01 において上面前縁の曲率を D55_id01 の曲率と等しくなるように設定したにも関わらず、 M_{DD} の向上を図ることができなかったことから（図 2-8 及び図 2-10 参照）、上面前縁近傍における曲率変化の影響は少なく、翼厚の変化に依存する点が大部分を占めるものであったと考えられる。

また、D56_id01 においては前縁近傍の曲率の急激な変化や翼厚の増加に伴い、 C_d の大幅な増加を招いた。翼厚を D53_id03 に合わせるという条件の下で M_{DD} の向上を実現するには、上面前縁近傍における曲率の修正だけでは改善の見込みは小さいことが確認できたため、新たな形状修正案の考案が必要であることが明らかになった。

2.2.2 低 C_d 化に向けた設計法の改良

(1) フロントローディングの導入

以降の設計世代では、 C_d の低下を主目的として設計を進めた検討結果について述べる。ここでの D57, D58 世代では C_d の低下と同時に M_{DD} の向上も狙う案として、フロントローディング (FL) の導入、すなわち翼前半部で揚力に寄与するように設けられた下面の正圧部分を積極的に設けることを試みた。

具体的には、前縁の“壁の高さ (前縁近傍のほぼ垂直に近く立ち上がる翼厚の増大部分の高さ)”を小さくすると同時に、フロントローディングでの揚力確保により設計迎角 (DSMA523 翼型と同一の設計 $C_l=0.684$ を確保するために必要な迎角)を下げることで上面のクレスト位置を後退させ、前縁からその位置までの負圧による推力成分を大きくして、 C_d レベルの低下を見込んだ。また、必要迎角を小さくすることによって、衝撃波の後退も緩和することで M_{DD} の向上も狙った。ここでの設計案 D57_id01 及び D58_id02 では、D56_id01 をベースとして下面にフロントローディングを設け、その際に上面及び下面の約 25%(CFD 格子点上では 64 点目)以降の基本形状は維持して設計を行った。尚、 t/c は D53-id03 と等しい 10.45 (%)に統一している。以下では D57_id01 と D58_id02 の2つの世代の設計案についての詳細を述べる。

まず、D57_id01 の設計案は、D56_id01 をベースに下面にフロントローディング形状を試験的に導入した。フロントローディング形状の導入によって前縁の壁を小さくすると同時に、設計迎角を下げることで、 C_d レベルの低下と M_{DD} の向上を同時に狙うことが主眼である。

次に、D58_id02 の設計案は、D56_id01 をベースとして、D57_id01 より大きいフロントローディング形状を導入した。フロントローディング形状の導入によって前縁の壁を小さくすると同時に設計迎角を下げることで、 C_d レベルの低下と M_{DD} の向上を同時に狙うことが目的である。

フロントローディングの設計には以下に示す式を用いて z 座標を定義し、各パラメータは表 2-5 に示す値を採用した。ここで、 i は前縁を 1 とした時の前縁からカウントした点列数、 z_i^* はフロントローディング導入の基準翼型として採用した D56_id01 の下面形状における i 番目の下面 z 座標を表している。 Z_{up_base} 及び z_{low_base} は設計時に上面および下面に対して採用した基準となる翼型、 t/c_{up} 及び t/c_{low} は上面および下面に対して翼厚修正のために掛けた値を表す (表 2-4 参照)。

また、図 2-11 に設計形状の図、図 2-12 に C_p 分布と表 2-6 に空力特性データ (設計点での 3 分力値等)、さらに図 2-13 に各マッハ数での抵抗特性を示す。

D57_id01 のフロントローディング形状

$$z_i = z_i^* + P_1 \sin\{\pi(x/x_{62})\} \quad (i = 1 \sim 61)$$

$$z = z_i^* + P_1 \sin\{\pi(x/x_{62})\} + R_4 \quad (i = 62)$$

D58_id02 のフロントローディング形状

$$z_i = P_2 [z_i^* + P_1 \sin\{\pi(x/2x_{62})\}] \quad (i = 1 \sim 38)$$

$$z_i = P_2 [z_i^* + P_1 \sin\{\pi(x/2x_{62})\}] + P_3 \quad (i = 39)$$

$$z_i = z_i^* + Q_1 \sin\{\pi\{(x - x_{40})/(x_{62} - x_{40})\}\} + Q_3(x + Q_2)(x - x_{62})^2 \quad (i = 40 \sim 61)$$

$$z = z_i^* + R_4 \quad (i = 62)$$

表 2-4 D57_id01、D58_id02 の形状特性

Design	z_up_base	z_low_base	t/c_up	t/c_low
D57_id01	D56_id01	D56_id01	-	1.00791
D58_id02	D56_id01	D56_id01	-	1.0081

表 2-5 D57_id01、D58_id02 のフロントローディング形状決定パラメーター

Design	P1	P2	P3	Q1	Q2	Q3	R1	R2	R3	R4
D57_id01	0.018	-	-	-	-	-	-	-	-	0.0015
D58_id02	0.014	0.2	0.0001	0.01	0.031	11.4	-	-	-	0.0012

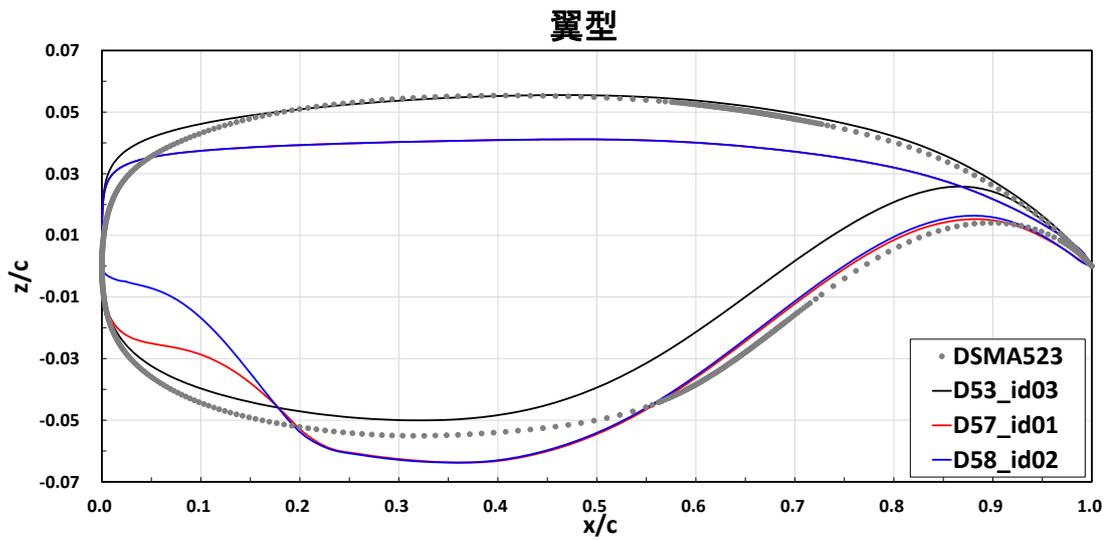


図 2-11 D57_id01、D58_id02 の設計形状

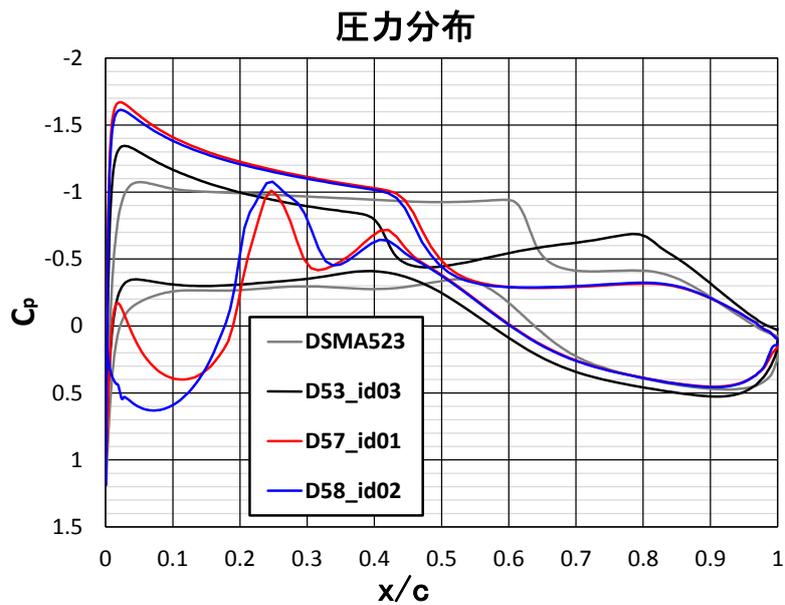


図 2-12 D57_id01、D58_id02 の C_p 分布の計算結果

表 2-6 D57_id01、D58_id02 の計算結果の 3 分力値等

Design	Mach	Alpha	C_l	C_d	C_{dp}	C_{df}	C_m	l/d	F
DSMA523	0.78	0.7600	0.6839	0.0227	0.0159	0.0067	-0.1590	30.1740	0.4664
D53_id03	0.78	-0.0463	0.6836	0.0226	0.0160	0.0066	-0.1797	30.2520	0.4708
D57_id01	0.78	1.4715	0.6840	0.0413	0.0354	0.0059	-0.0891	16.5710	0.4654
D58_id02	0.78	1.4797	0.6839	0.0396	0.0338	0.0058	-0.0828	17.2740	0.4696

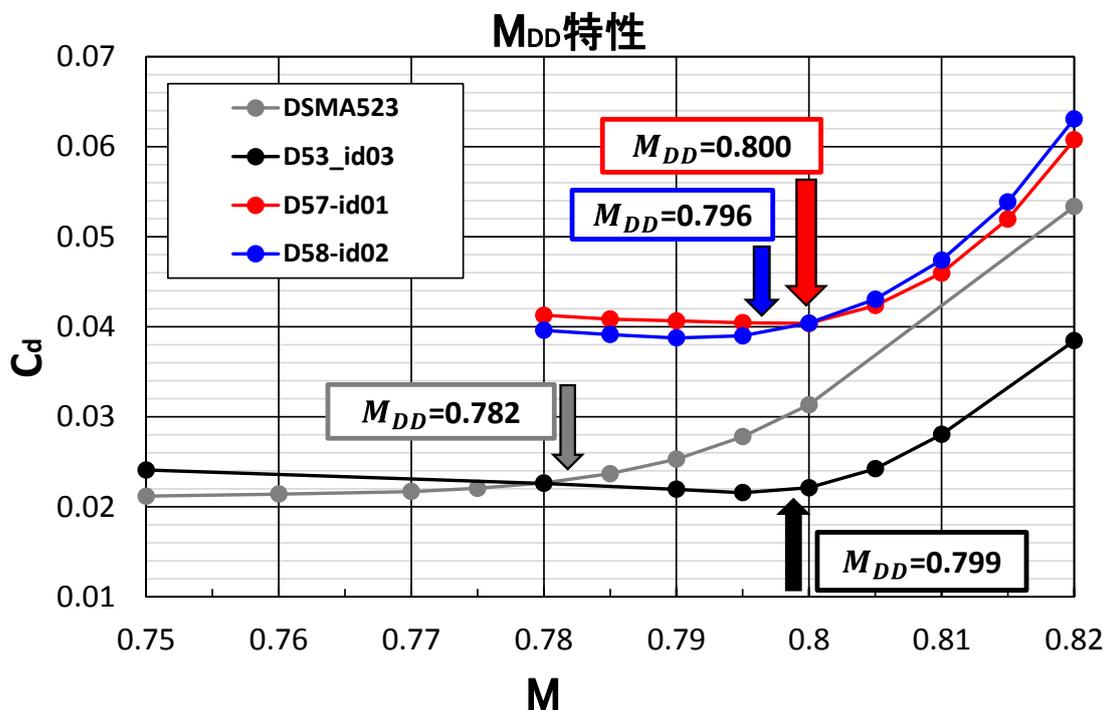


図 2-13 D57_id01、D58_id02 の $C_l=0.684$ における M_{DD} 曲線の比較

図 2-12 に示されるように D57_id01 から D58_id02 にかけてフロントローディングを設けるために、元の下面形状の削り始める翼弦位置の翼厚方向座標を高くし、さらに削る部分の翼弦方向を拡大することによって、前縁近傍にある“壁のような形状”に起因する C_d の増加を防ぐと同時に、揚力確保の効果を大きくすることを試みた。その結果、図 2-12 の圧力分布から推定されるように揚力の確保は実現できたが、図 2-13 からわかるように抵抗の低減には至らなかった。

以上の結果を踏まえて、より改善効果の大きい (= M_{DD} の向上と C_d の低下に向けて最適な) フロントローディング形状を創出するために、詳細な分析を行った。

(2) 詳細な分析と形状修正法のパラメーター化

2-2-1(1)での設計から得られた知見をより深く分析するために、通常の C_p 分布と形状の関係や drag-thrust loop のみならず、局所的な抵抗及び推力成分（局所 C_p とその地点の勾配の積で整理）やそれらの前縁からの積分値（前縁からの抵抗及び推力寄与分の履歴）も一緒に分析できるような合計 9 つのグラフによる分析方法を導入した。以下でこれらのグラフの見方を説明する。

まず、単位長さあたりの局所的な抵抗成分 \tilde{C}_d は以下の式で定義される。

$$\tilde{C}_d = -C_p \sin(\alpha - \theta)$$

α ; 迎角（翼弦方向を x 軸とした座標軸から測られる角度）

θ ; 翼面の接線が x 軸となす角度（勾配）

次に、9 つのグラフとは図 2-14 に示されるようなものであり、具体的には以下の通りである。

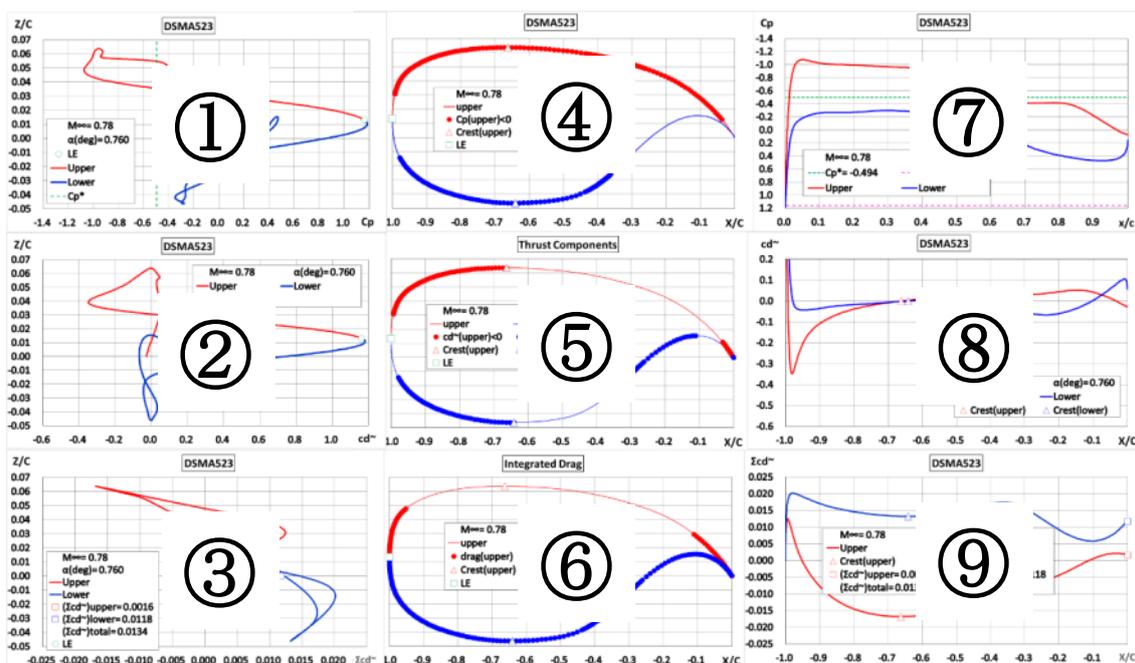


図 2-14 9 つのグラフの説明図

図① : C_p – z/c グラフ。

図② : \tilde{C}_d – z/c グラフ。

図③ : $\int \tilde{C}_d$ – z/c グラフ。 z/c 方向に見た \tilde{C}_d の積分値の推移。

図④ : 翼型 (z/c – x/c)。負圧の区間を強調（上面 : 赤●、下面 : 青●）。

図⑤ : 翼型 (z/c – x/c)。推力成分を強調（上面 : 赤●、下面 : 青●）。

図⑥ : 翼型 (z/c – x/c)。前縁から積分していった抵抗値が正となる区間を強調（上面 : 赤●、下面 : 青●）。

図⑦ : C_p-x/c グラフ。

図⑧ : \tilde{C}_d-x/c グラフ。

図⑨ : $\sum \tilde{C}_d-x/c$ グラフ。 x/c 方向に見た \tilde{C}_d の積分値の推移。

次に、図 2-15 に DSMA523 翼型の設計条件 ($M_\infty=0.78$ 、 $\alpha=0.76^\circ$) における CFD 解析結果の 9 つのグラフを示す。

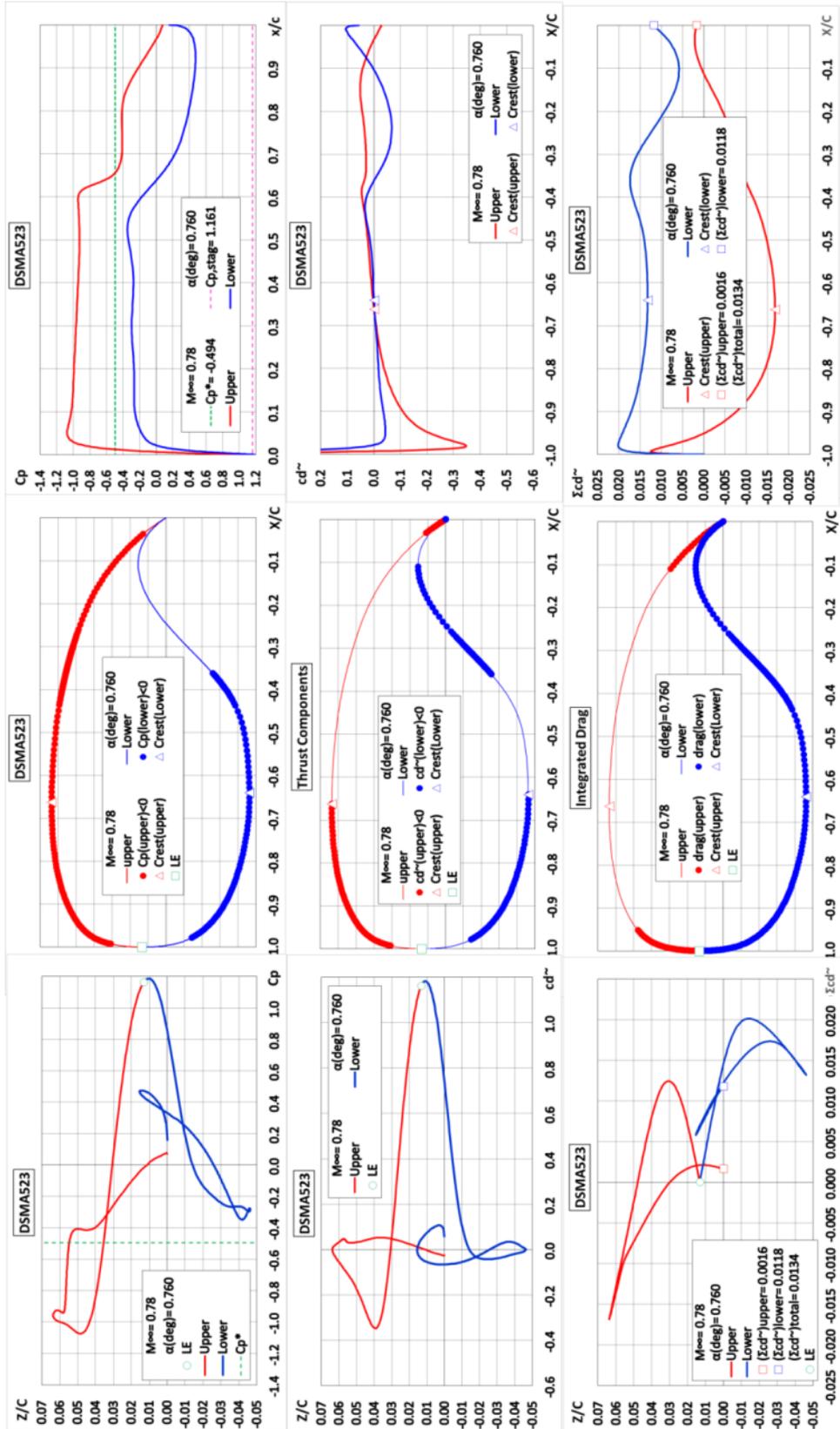


図 2-15 DSMA523 翼型を例とした 9 つのグラフ

この図を用いた分析により、 C_d の低減に必要と思われる形状の修正箇所がどこにあるかを特定することが可能となり、本研究では以下の3つを形状修正パラメーターとして設定するのが効果的であることを確認した。

A) パラメーター①：前縁上面側の曲率

これは、図 2-16 左側に示されるように、前縁上面側の曲率 κ をコントロールすることによって、上面の前方部で thrust を最大限得ることを目的に導入するもので、上面の翼厚にも寄与するものと考えられる。尚、上面の翼厚を厚くすることは、下面の翼厚を薄くすること（『パラメーター③：フロントローディングの傾き』の改善に向けた設計）にも繋がっている。

図 2-16 右側はパラメーター①の各値と C_d との関係を示す。これより、曲率を小さくするほど C_d 低減に有効であることがわかり、かつその有効範囲も明らかとなった。

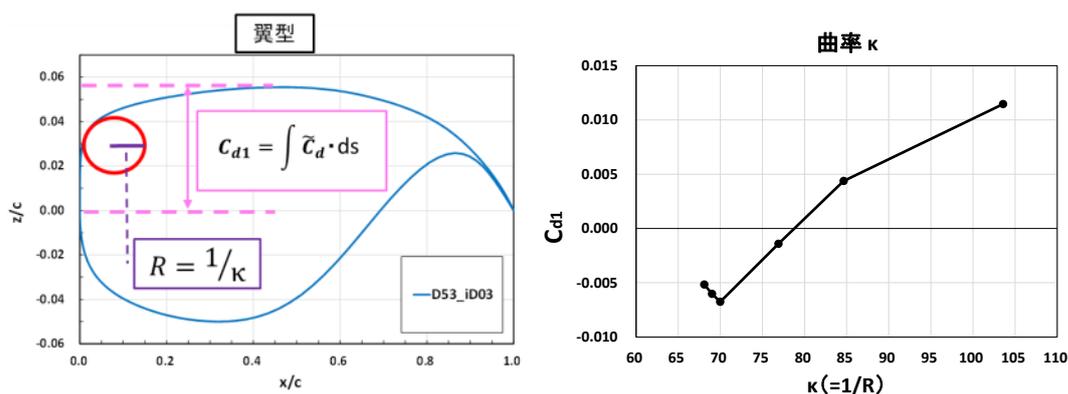


図 2-16 パラメーター①と C_d の相関

B) パラメーター②：前縁下面側の最大曲率を取る位置 (FL 開始位置)

このパラメーターは図 2-17 左側に示される前縁近傍の円の中心の z 方向位置 (Z_{FL}/c) で、 C_l の確保に最も寄与するものとして導入したが、その値の工夫によっては同時に C_d の低減も狙えるものと考えた。しかしながら、今回の検討においては新たに導入した3つのパラメーターの中では最も C_d 低減への効果が小さいものであった。

図 2-17 右側にパラメーター②の各値と C_d との関係を示す。これより、下面の前縁近傍に大きな曲率を設けたことによる鈍頭性の緩和（パラメーター②を大きくする、あるいは絶対値で小さくすること）が、 \tilde{c}_d の増分を減少させる効果を有することが確認され、その有効なパラメーター範囲も明らかとなった。

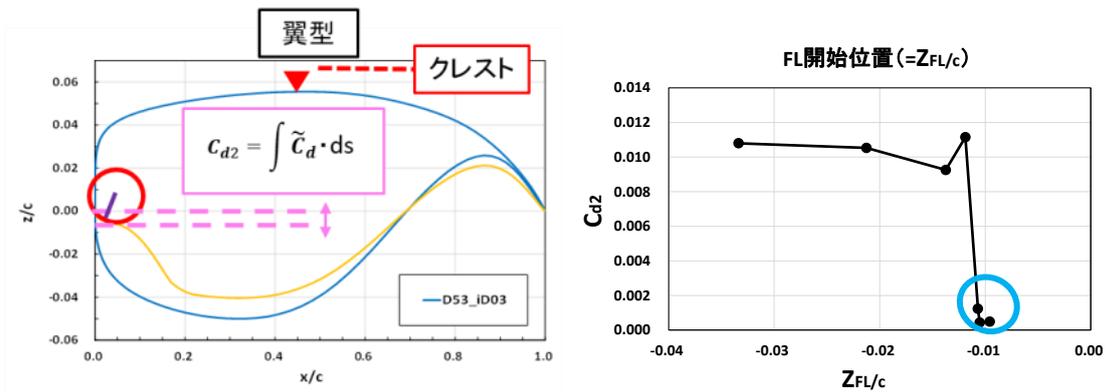


図 2-17 パラメーター②と C_d の相関

C) パラメーター③：フロントローディング部分の勾配

これは図 2-18 左側の点 A (下面 100 点中の前から 54 番目) と点 B (62 番目) の傾きとして定義するもので、フロントローディングによる C_d 低減効果を最大化することを目的として導入した。パラメーター①～③の 3 つの中で、最も C_d の低減に大きな効果が見込めるパラメーターと想定した。また、パラメーター①で上面の翼厚を厚くすることにより、パラメーター③の値を絶対値で小さく (傾きを緩やかに) することができる。

図 2-18 右側にパラメーター③の各値と C_d との関係を示す。これより、 \tilde{C}_d 低減に最適なパラメーター③の値が見い出すことができることが分かった。

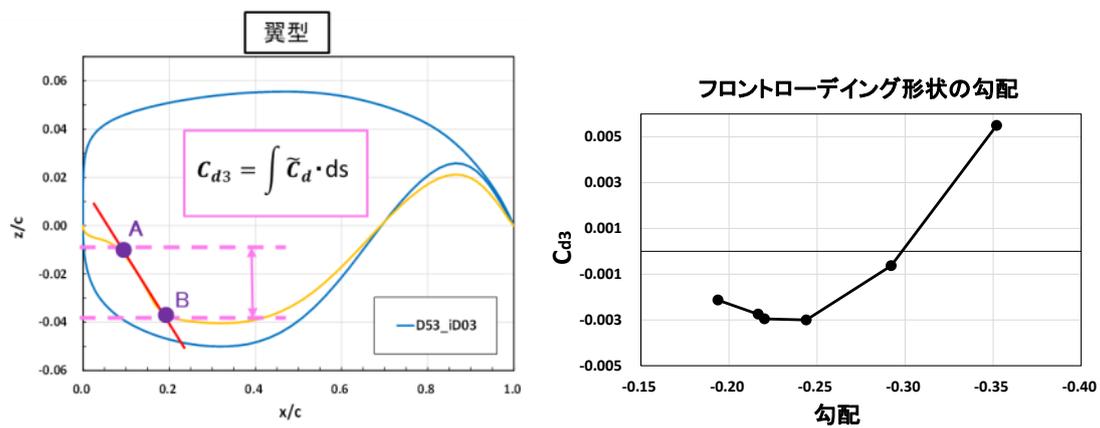


図 2-18 パラメーター③と C_d の相関

(3) 分析結果の適用による低抵抗翼型の創出

D59 世代では、『(2) 詳細な分析と形状修正法のパラメーター化』で述べた分析に基づき、3つのパラメーターに着目して C_d 低減を目標とした設計を行った。基本的な設計指針はD57_id01、D58_id02と同じく、D56_id01をベースとして下面にフロントローディングを設けたが、その際上面及び下面の約25%(座標点として64番目)以降の基本形状は維持して設計を行った。 t/c はD53-id03と等しく10.45%に統一した。以下に、D59_id01、D59_id02の設計案についての詳細を述べる。

まず、D59_id01については、D56~58及びDSMA523、D53_id03の考察結果を反映させて、3つの形状修正パラメーター(①前縁上面側の曲率、②FL開始位置、③フロントローディングの勾配)と C_d との相関に基づいて設計を行った。この設計では、前縁上面側の曲率を小さくして(上面の翼厚を厚くして)フロントローディング形状を設計し、またFL開始位置を前縁の近いところに設定すると共に、フロントローディングの勾配を緩やかにすることで、D56~58に比べて C_d の大幅な低下を狙うことを主眼とした。

次に、D59_id02については、D59_id01同様、D56~58及びDSMA523、D53_id03の考察結果を反映させて、3つの形状修正パラメーターと C_d との相関に基づいて設計を行った。この設計では、前縁上面側の曲率を小さくして(上面の翼厚を厚くして)、フロントローディング形状を設計し、D59_id01に比べ C_d の低減量を妥協する代わりに M_{DD} の向上を狙うことを主眼とした。具体的には、FL開始位置を前縁の近いところに設定し、フロントローディングの勾配をある程度なだらかにすることで、D56~58に比べた C_d の低下を狙うと同時に、D59_id01以上の C_l の確保を狙うことで M_{DD} の向上を目指した。

形状の特性は表2-7に示すものを採用し、フロントローディングの設計には以下に示す式を用いて z 座標を定義し、各パラメーターは表2-8に示す値を採用した。

図2-19に設計形状、また表2-9には設計点での空力特性データ(3分力値等)、さらに図2-20に各マッハ数での抵抗特性を示す。

D59_id01、D59_id02のフロントローディング形状

$$z_i = P_2[z_i^* + P_1 \sin\{\pi(x/2x_{62})\}] \quad (i = 1 \sim 38)$$

$$z_i = P_2[z_i^* + P_1 \sin\{\pi(x/2x_{62})\}] + P_3 \quad (i = 39)$$

$$z_i = z_i^* + Q_1 \sin[\pi\{(x - x_{40})/(x_{62} - x_{40})\}] + Q_3(x + Q_2)(x - x_{62})^2 \quad (i = 40 \sim 60)$$

$$z = z_i^* + R_2 \quad (i = 60)$$

$$z = z_i^* + R_3 \quad (i = 61)$$

表 2-7 D59_id01,02 の形状特性

Design	z_up_base	z_low_base	t/c_up	t/c_low
D59_id01	D56_id01	D56_id01	-	1.0037
D59_id02	D56_id01	D56_id01	-	1.0037

表 2-8 D59_id01,02 のフロントローディング形状決定パラメーター

Design	P1	P2	P3	Q1	Q2	Q3	R1	R2	R3	R4
D59_id01	0.014	0.425	0.0001	0.008	0.031	8.5	-	0.002	0.0008	-
D59_id02	0.014	0.267	0.0001	0.01	0.031	10.5	-	0.0028	0.0008	-

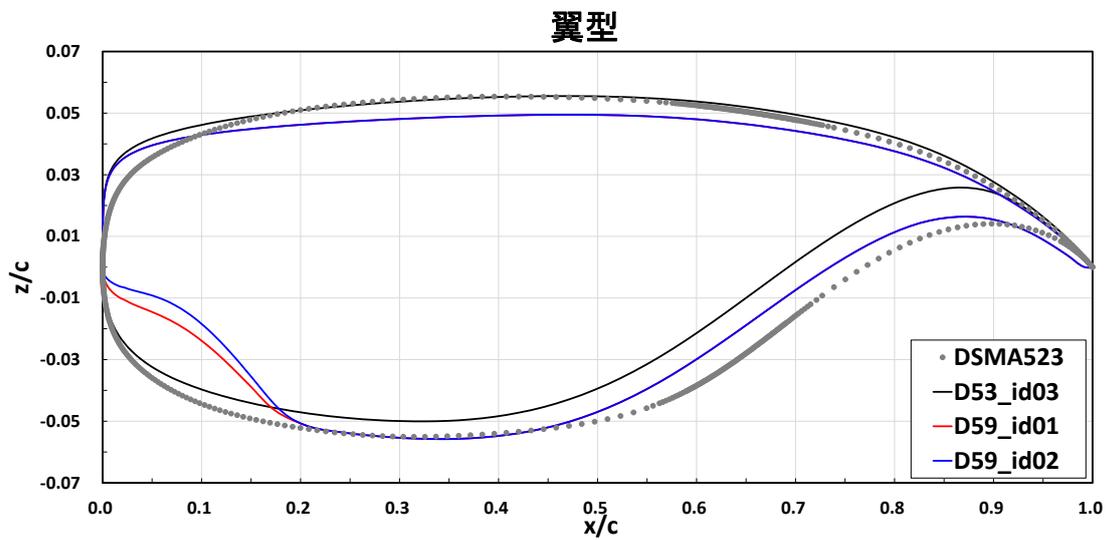


図 2-19 D59_id01,02 の設計形状の比較

表 2-9 D59_id01,02 の計算結果の 3 分力値等

Design	Mach	Alpha	Cl	Cd	Cdp	Cdf	Cm	l/d	F
DSMA523	0.78	0.7600	0.6839	0.0227	0.0159	0.0067	-0.1590	30.1740	0.4664
D53_id03	0.78	-0.0463	0.6836	0.0226	0.0160	0.0066	-0.1797	30.2520	0.4708
D59_id01	0.78	1.1352	0.6837	0.0301	0.0239	0.0063	-0.1038	22.6930	0.4700
D59_id02	0.78	1.1330	0.6842	0.0307	0.0246	0.0061	-0.1011	22.2940	0.4708

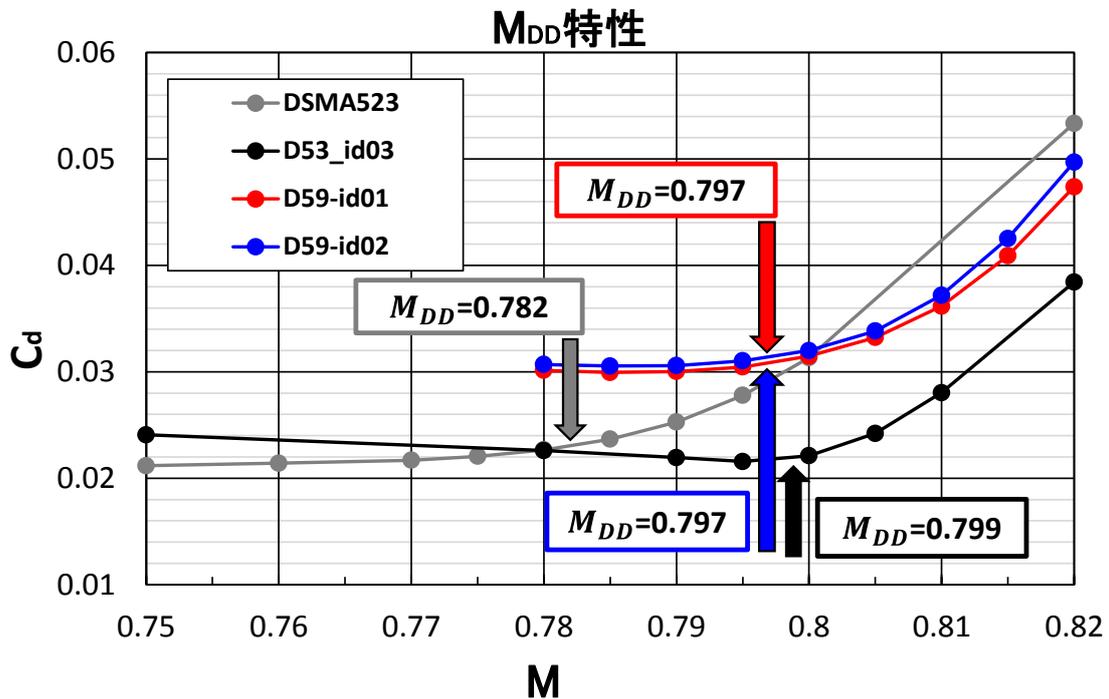


図 2-20 D59_id01,02 の $C_l=0.684$ における M_{DD} 特性の比較

パラメーター①～③に基づいた D59 世代の抵抗特性の解析結果 (図 2-20) から、 M_{DD} の改善量及び C_d 低減量への影響度合いを確認し、次の D60 世代の具体的な効果の予測を立て、設計案を考えた。

その前提として、まずパラメーター①～③に着目した D59 世代の設計結果 (図 2-19,20) をまとめると次のようになる。

D59_id01 及び D59_id02 では設計マッハ数において D57_id01 及び D58_id02 に比べて上面の前縁近傍における大幅な曲率の減少に伴う上面翼厚比の増加によって、 C_d が減少する効果が確認できた。また同時に、フロントローディング形状の設計から、D59_id01 においては設計マッハ数において D59_id02 以上の C_d の減少が確認できたが、 M_{DD} については低下を導く結果となっていることが明らかになった (図 2-20)。

次に、D60 世代の目標は、 C_d を先行研究の最終形状である D53_id03 の C_d 値、及びその基準翼型とした DSMA523 の設計マッハ数 ($M=0.78$) における C_d 値まで下げることとした。すなわち、約 0.008 (80 count) 下げることが主眼とした。そのため下記のアプローチを取った。

A) パラメーター①の検討方針

C_d 低減への各パラメーターの効果としては、パラメーター①は 1 番目に有効である

が、パラメーター③の方が最も大きいものと想定している。そのため、パラメーター①の修正に伴う上面翼厚の変化は（翼厚拘束の影響は上下面の形状決定に影響があることから） C_d 低減に繋がる影響があるため、次の設計（D60 世代）でも上面の翼厚を厚くする方針を取り入れ、その結果上面の翼厚を増やすことによって C_d 低減を図ると同時に、下面の翼厚を薄くすることが可能となるように工夫した。本設計では D57～59 世代の設計パラメーターに応じた C_d 感度の傾向から、このパラメーターによって C_d を 38 count 低減させることを主眼とした。

また、 M_{DD} の向上を狙うに当たって、衝撃波の後退を防ぐために Peaky 翼型の設計原理に従って前縁近傍に急激な加・減速域を設けること（すなわち suction peak の現出）も有効な手段であると考えられる。そこで、上面に DSMA523 翼型の形状をそのまま適用し、下面にフロントローディング形状を取り入れた設計を本世代において試みた。

B) パラメーター②の検討方針

FL 開始位置に着目した設計により C_l を確保しつつ、 C_d の最も少ない下面前縁部の形状の創出を狙った。D57～59 世代の設計パラメーターに応じた C_d 感度の傾向から、本パラメーターによる形状修正によって、 C_d を 3 count 低減させることを主眼とした。

C) パラメーター③の検討方針

フロントローディングの勾配を小さくすることによって、 C_d の低減を図った。D57～59 世代の設計パラメーターに応じた C_d 感度の傾向から、本パラメーターによる形状修正によって、 C_d を 45 count 低減させることを主眼とした。ここで、パラメーター③の工夫による C_d の低減量は、パラメーター①で狙う低減値との合計が最大となるように設定した。（上面の前縁近傍における曲率の修正による上面翼厚比への影響が、翼厚拘束の関係から下面の翼厚比を決定することから、フロントローディング形状の勾配に及ぶため。）

以上のパラメーター①～③の検討に基づく設計によって、合計で 86 count の C_d の低減が見込めるものと想定した。 t/c は D53-id03 と等しい 10.45%に統一して行った。以下で、D60_id01、D60_id03 の設計案についての詳細を述べる。

まず、D60_id01 について、前縁上面側の曲率を小さくしたうえで（上面の翼厚は厚くなる）、フロントローディング形状を設計した。上面のベース形状は D56-id01 とした。また、FL 開始位置を前縁の近くに置き、フロントローディングの勾配をなだらかにすることで、 $M=0.78$ において D59_01 の C_d 値から 86 count の低減を狙った。

次に、D60_id03 についても D60_id01 同様、前縁上面側の曲率を小さくしたうえで（上面の翼厚は厚くなる）、フロントローディング形状を設計したが、ここでは上面のベース

形状は DSMA523 とした。また、FL 開始位置を前縁の近くに置き、フロントローディングの勾配をなだらかにすることで、M=0.78 において DSMA523 及び、D53_id03 より小さな Ca 値を狙った。

形状の特性は表 2-10 に示すものを採用し、フロントローディングの設計には以下に示す式を用いて z 座標を定義し、各パラメーターは表 2-11 に示す値を採用した。ここで、以下に示す数式はフロントローディング形状の決定にあたって、D60 世代目以降で共通して用いる数式である。

図 2-21 に設計形状の図、図 2-22 に各マッハ数での抵抗特性、また表 2-12 には設計点での空力特性データ (3 分力値等)、さらに図 2-23 と 2-24 に 9 つのグラフによる分析図を示す。

D60 世代目以降のフロントローディング形状

$$z_i = P_2 [z_i^* + P_1 \sin\{\pi(x/2x_{62})\}] \quad (i = 1 \sim 38)$$

$$z_i = P_2 [z_i^* + P_1 \sin\{\pi(x/2x_{62})\}] + P_3 \quad (i = 39)$$

$$z_i = z_i^* + Q_1 \sin\{\pi\{(x - x_{40})/(x_{62} - x_{40})\}\} + Q_3(x + Q_2)(x - x_{62})^2 \quad (i = 40 \sim 58)$$

$$z = z_i^* + R_1 \quad (i = 59)$$

$$z = z_i^* + R_2 \quad (i = 60)$$

$$z = z_i^* + R_3 \quad (i = 61)$$

表 2-10 D60_id01,03 の形状特性

Design	z_up_base	z_low_base	t/c_up	t/c_low
D60_id01	D56_id01	D56_id01	-	0.8085
D60_id03	DSMA523	D56_id01	1.1783	0.79535

表 2-11 D60_id01,03 のフロントローディング形状決定パラメーター

Design	P1	P2	P3	Q1	Q2	Q3	R1	R2	R3	R4
D60_id01	0.014	0.23	0.0001	0.012	0.032218	10.7	0.0044	0.0023	0.0008	-
D60_id03	0.014	0.23	0.0001	0.012	0.032218	10.7	0.0044	0.0023	0.0008	-

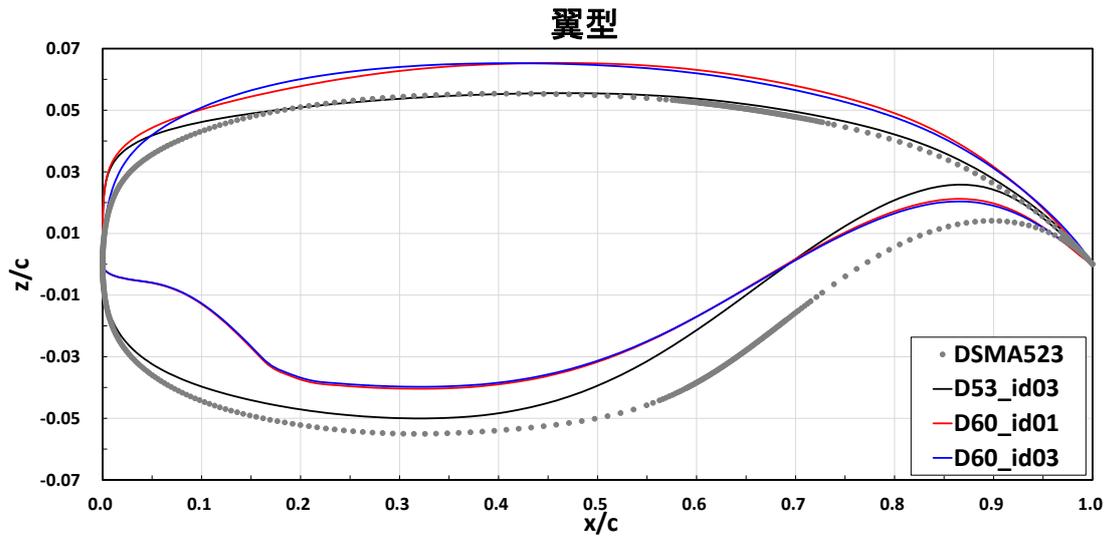


図 2-21 D60_id01,03 の設計形状

表 2-12 D60_id01,03 の計算結果の 3 分力値等

Design	Mach	Alpha	Cl	Cd	Cdp	Cdf	Cm	l/d	F
DSMA523	0.78	0.7600	0.6839	0.0227	0.0159	0.0067	-0.1590	30.1740	0.4664
D53_id03	0.78	-0.0463	0.6836	0.0228	0.0160	0.0066	-0.1797	30.2520	0.4708
D60_id01	0.78	0.0605	0.6840	0.0238	0.0176	0.0062	-0.1854	28.7170	0.4798
D60_id03	0.78	-0.4003	0.6842	0.0208	0.0142	0.0065	-0.2049	33.1630	0.4803

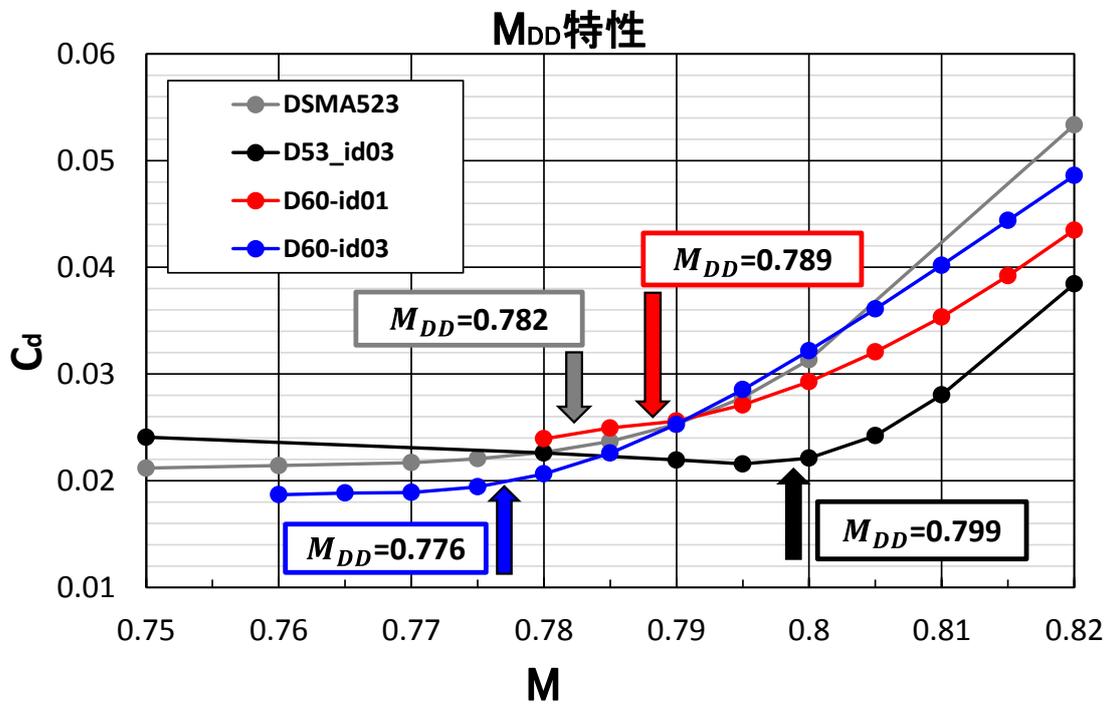


図 2-22 D60_id01,03 の $C_l=0.684$ における M_{DD} 特性の比較

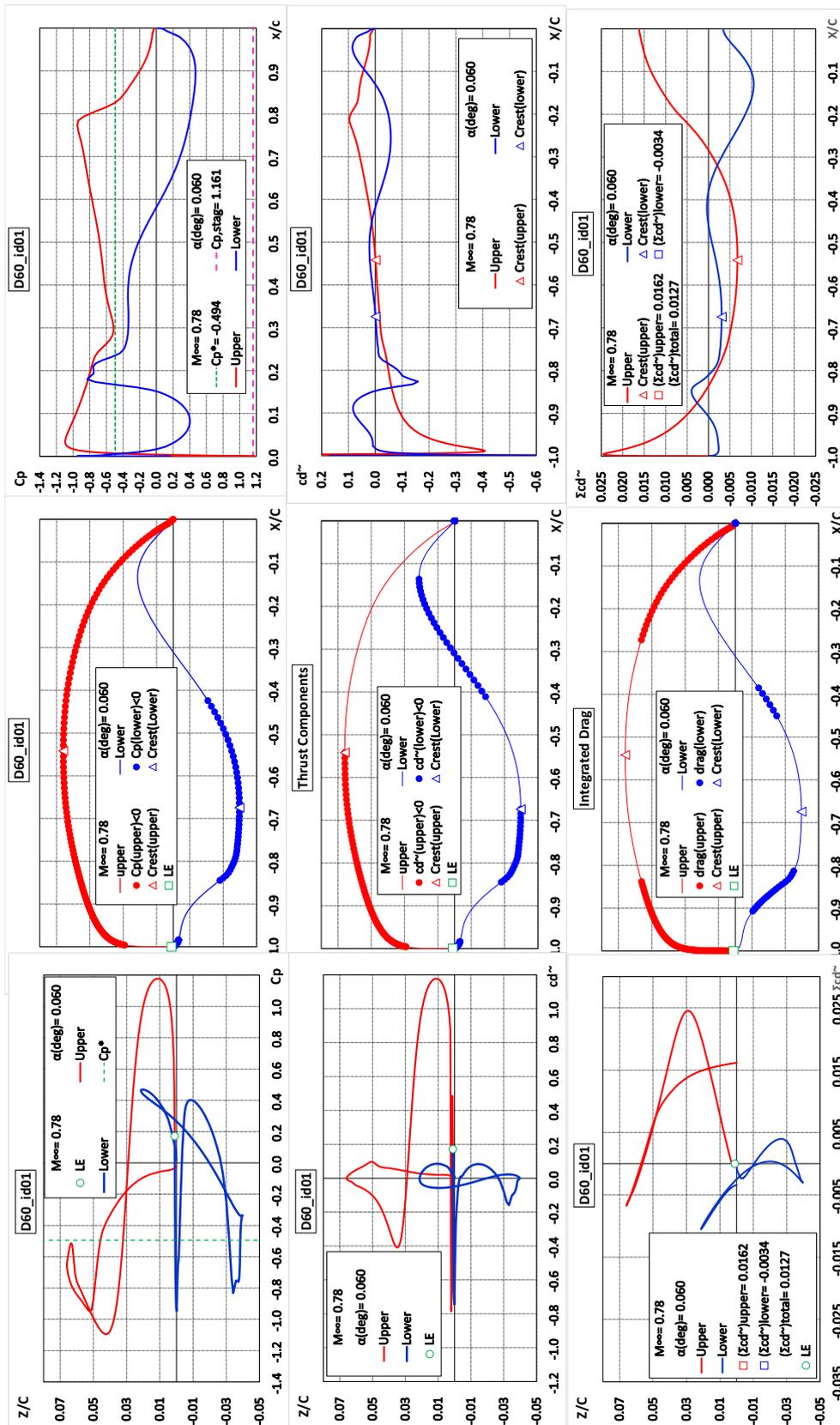


図 2-23 D60_id01 の解析結果

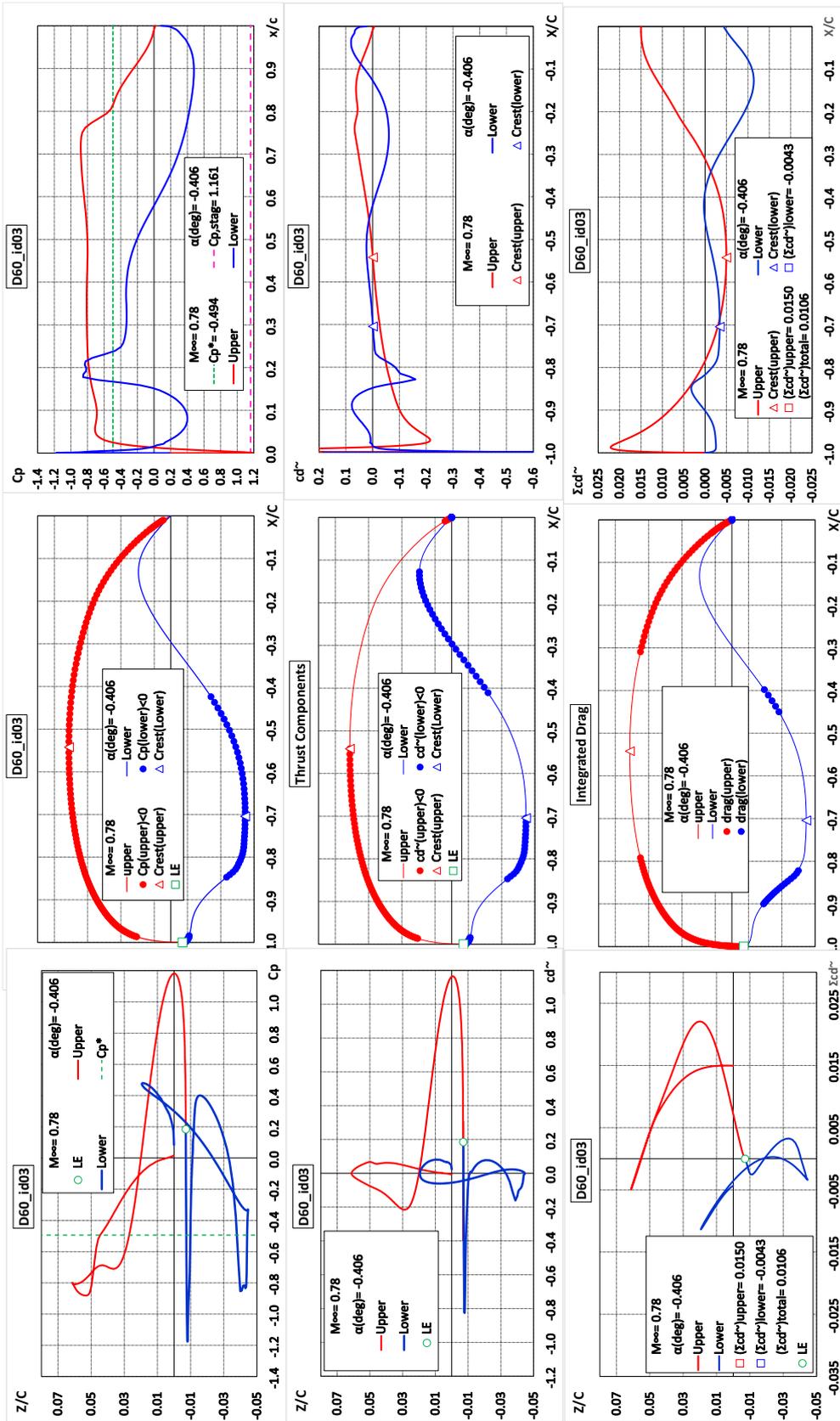


図 2-24 D60_id03 の解析結果

ここで、パラメーター①～③に着目した D60 世代までの設計結果 (図 2-22~2-24) をまとめると次のようになる。

D60_id01 では設計マッハ数において、D59_id01 に比べて上面の前縁近傍における大幅な曲率の減少に伴う上面翼厚比の増加によって (図 2-21)、 C_d の大幅な減少をもたらす結果となったことが分かるが、 M_{DD} については大幅な低下を導く結果となっていることが確認された (図 2-22)。

D60_id03 では設計マッハ数において、D59_id01 に比べて上面の基本形状を DSMA523 に変えることによる前縁近傍における曲率の減少によって (図 2-21)、 C_d の大幅な低減をもたらす結果となったことが分かるが、 M_{DD} については D60_id01 と同様に大幅な低減を導く結果となっていることが確認された (図 2-22)。

次に、以上の結果を踏まて、次の D61 世代の具体的な性能改善の予測を立てた。以下に D61 世代の設計案を述べる。D61 世代の目標は、設計マッハ数 ($M=0.78$) における C_d 値をパラメーター①～③の設計指針で狙える改善量の限界まで下げることである。これは $M=0.78$ において DSMA523 翼型の C_d 値以下を狙うための一手であり、次の設計世代ではその目標の確実な達成を狙った。 t/c は D53-id03 と等しい 10.45% に統一した。以下で、D61_id01 及び D61_id02 の設計案についての詳細を述べる。

まず、D61_id01 について、前縁上面側の曲率を小さくしたうえで (上面の翼厚は厚くなる)、フロントローディング形状を設計した。上面のベース形状は D56-id01 とした。また、FL 開始位置を前縁の近くに置き、フロントローディングの勾配をなだらかにすることで、 $M=0.78$ における D60_id01 の C_d 値に対して合計で約 15 count 以上の低減を狙った。

次に、D61_id02 について、D61_id01 同様、前縁上面側の曲率を小さくしたうえで (上面の翼厚は厚くなる)、フロントローディング形状を設計した。ここでは上面のベース形状は DSMA523 とした。また、FL 開始位置を前縁の近くに置き、フロントローディングの勾配をなだらかにすることで、 $M=0.78$ における D60_id03 の C_d 値に対して合計で約 58 count 以上の低減を狙った。

形状の特性は表 2-13 に示すものを採用し、フロントローディングの設計には D60 世代の設計時に作成した式を用いて z 座標を定義し、各パラメーターは表 2-14 に示す値を採用した。

図 2-25 に設計形状、図 2-26 に各マッハ数での抵抗特性、また表 2-15 には設計点での空力特性データ (3 分力値等)、さらに図 2-27 と 2-28 に 9 つのグラフによる分析図を示す。

表 2-13 D61_id01,02 の形状特性

Design	z_up_base	z_low_base	t/c_up	t/c_low
D61_id01	D56_id01	D56_id01	-	0.8085
D61_id02	DSMA523	D56_id01	1.085	0.9025

表 2-14 D61_id01,02 のフロントローディング形状決定パラメーター

Design	P1	P2	P3	Q1	Q2	Q3	R1	R2	R3	R4
D61_id01	0.014	0.205	0.0001	0.012	0.0277	10.7	0.005795	0.0031	0.001	-
D61_id02	0.014	0.225	0.0001	0.0125	0.03693	9.9	0.0044	0.0023	0.0008	-

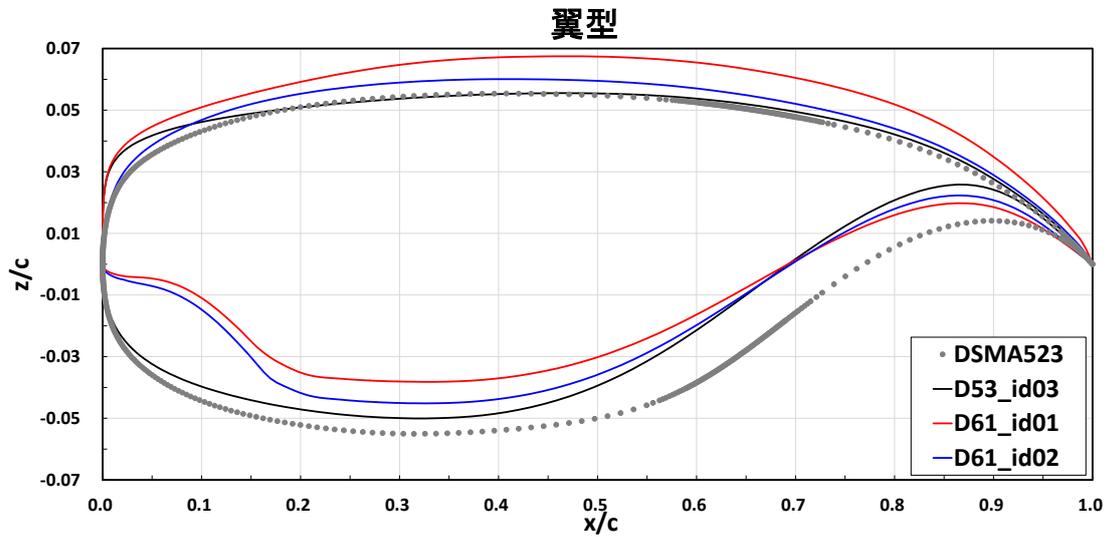


図 2-25 D61_id01、D61_id02 の設計形状

表 2-15 D61_id01、D61_id02,の計算結果の 3 分力値等

Design	Mach	Alpha	Cl	Cd	Cdp	Cdf	Cm	l/d	F
DSMA523	0.78	0.7600	0.6839	0.0227	0.0159	0.0067	-0.1590	30.1740	0.4664
D53_id03	0.78	-0.0463	0.6836	0.0226	0.0160	0.0066	-0.1797	30.2520	0.4708
D61_id01	0.78	0.0582	0.6840	0.0258	0.0197	0.0060	-0.1935	26.5590	0.4783
D61_id02	0.78	-0.1090	0.6842	0.0196	0.0130	0.0066	-0.1898	34.9770	0.4817

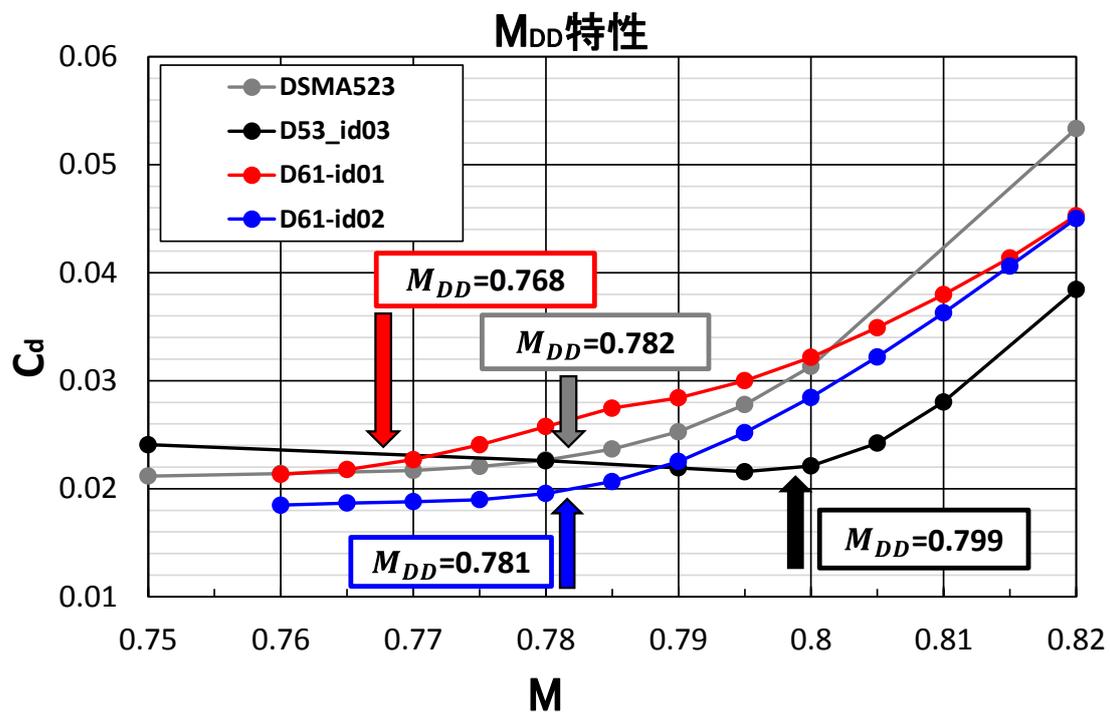


図 2-26 D61_id01、D61_id02 と他形状の M_{DD} 特性の比較

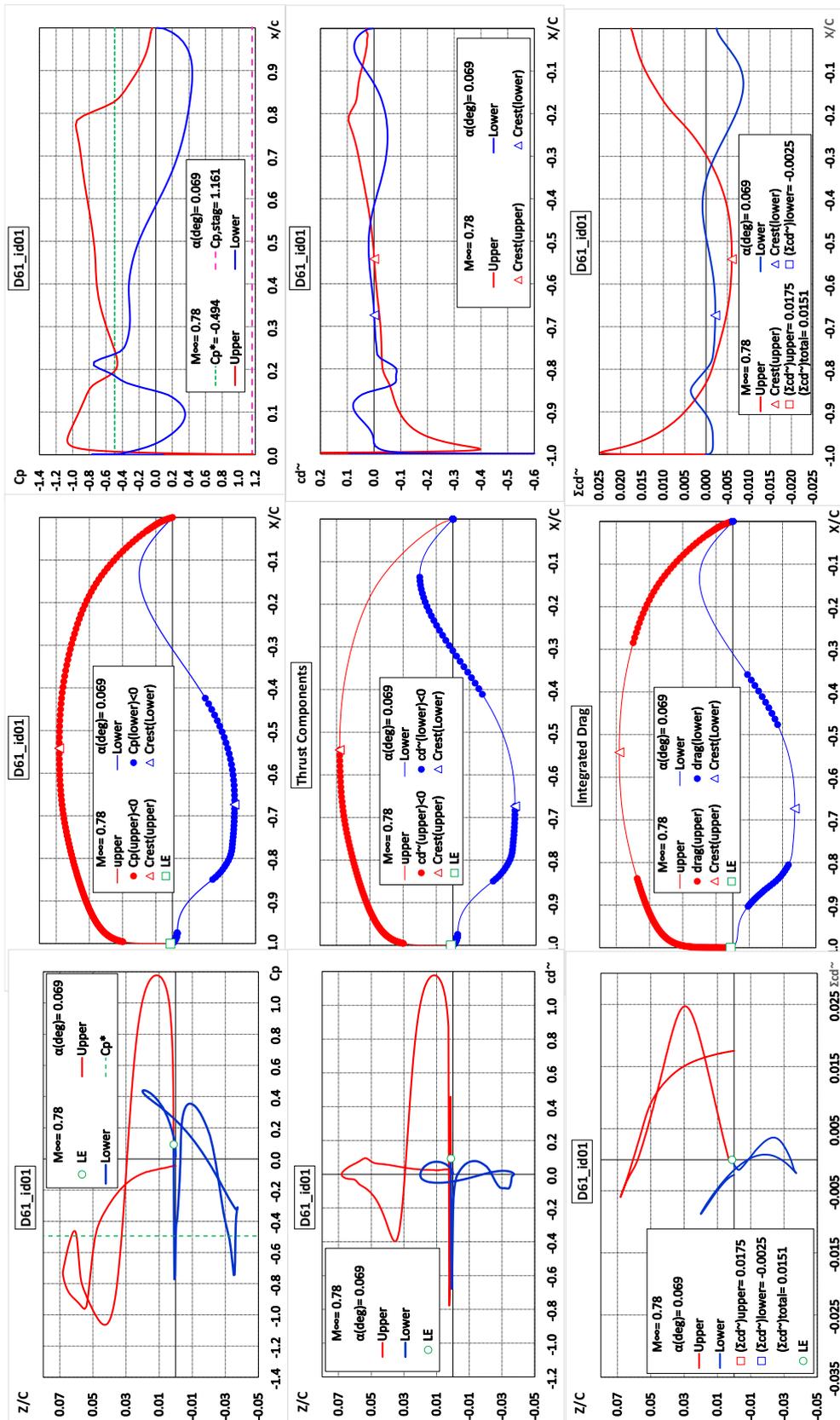


図 2-27 D61_id01 の解析結果

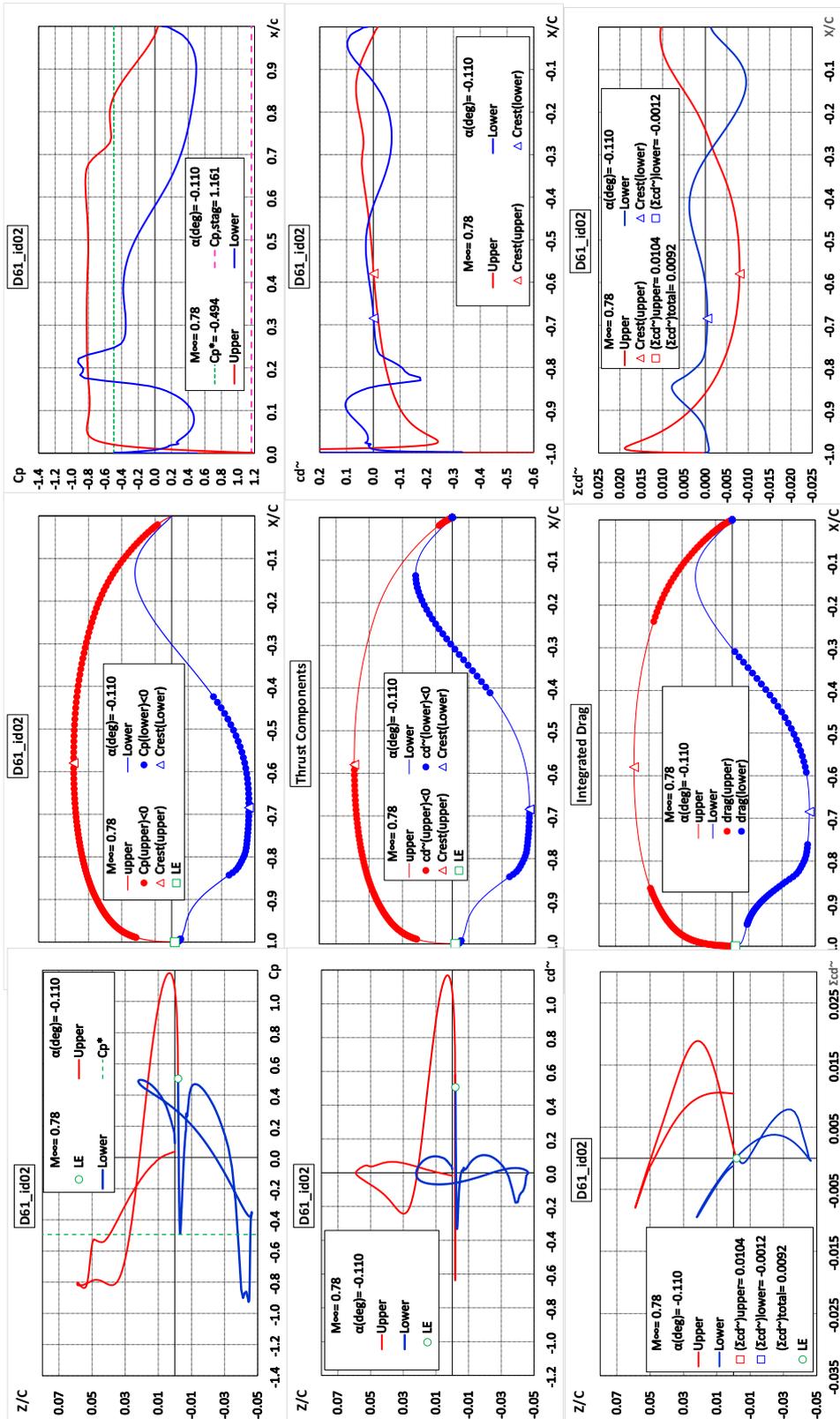


図 2-28 D61_id02 の解析結果

パラメーター①～③に着目した D61 世代までの設計結果 (図 2-26~2-28) をまとめると下記となる。

D61_id01 では設計マッハ数において、D60_id01 に比べて上面の前縁近傍における曲率の減少に伴う上面翼厚比の増大によって、前縁から crest までで C_d の大幅な増加をもたらす結果となったことが分かる (図 2-27 の 9 つのグラフの⑨に相当する右列最下段の図参照)。また M_{DD} についても大幅な低下を導く結果となっていることが確認された (図 2-26)。

D61_id02 では設計マッハ数において、D60_id03 に比べて上面の前縁近傍における曲率の増大に伴う上面翼厚比の減少によって、前縁から crest までで C_d の大幅な低減をもたらす結果となったことが分かる。一方、下面においては crest までで抵抗の増大が生じたが、上下面の合計としては抵抗の低下が実現されている (図 2-28 の 9 つのグラフの⑨に相当する右列最下段の図参照)。また M_{DD} については増大する傾向が確認された (図 2-26)。

次に、以上の結果を踏まて、以下に次の D62 世代の設計案を述べる。D62 世代の目標は、設計マッハ数 ($M=0.78$) における C_d 値を DSMA523 以下にすることで、 t/c は D53-id03 と等しい 10.45% に統一した。以下で、D62_id01、D62_id02 の設計案についての詳細を述べる。

まず、D62_id01 について、D61_id01 をベースとして前縁上面側の曲率、FL 開始位置、フロントローディングの勾配を D57~D61 世代の分析から推定される C_d の改善効果の取り込みを想定した最適値とすることで、 $M=0.78$ において DSMA523 以下の C_d 値を狙った。

次に、D62_id02 について、D62_id01 同様、D61_id02 をベースとして前縁上面側の曲率、FL 開始位置、フロントローディングの勾配を D57~D61 世代の分析から推定される C_d の改善効果の取り込みを想定した最適値とすることで、 $M=0.78$ において DSMA523 以下の C_d 値を狙った。

形状の特性は表 2-16 に示すものを採用し、フロントローディングの設計には D60 世代の設計時に作成した式を用いて z 座標を定義し、各パラメーターは表 2-17 に示す値を採用した。

図 2-29 に設計形状、図 2-30 に各マッハ数での抵抗特性、また表 2-18 には設計点での空力特性データ (3 分力値等)、さらに図 2-31 と 20-32 に 9 つのグラフによる分析図を示す。

表 2-16 D62_id01,02 の形状特性

Design	z_up_base	z_low_base	t/c_up	t/c_low
D62_id01	D56_id01	D56_id01	-	0.9629
D62_id02	DSMA523	D56_id01	0.9437	1.0541

表 2-17 D62_id01,02 のフロントローディング形状決定パラメーター

Design	P1	P2	P3	Q1	Q2	Q3	R1	R2	R3	R4
D62_id01	0.014	0.214	0.0001	0.008	0.026	12.3	0.0024	0.00112	0.0003	-
D62_id02	0.014	0.175	0.0001	0.007	0.026	12.8	0.0039	0.0021	0.00073	-

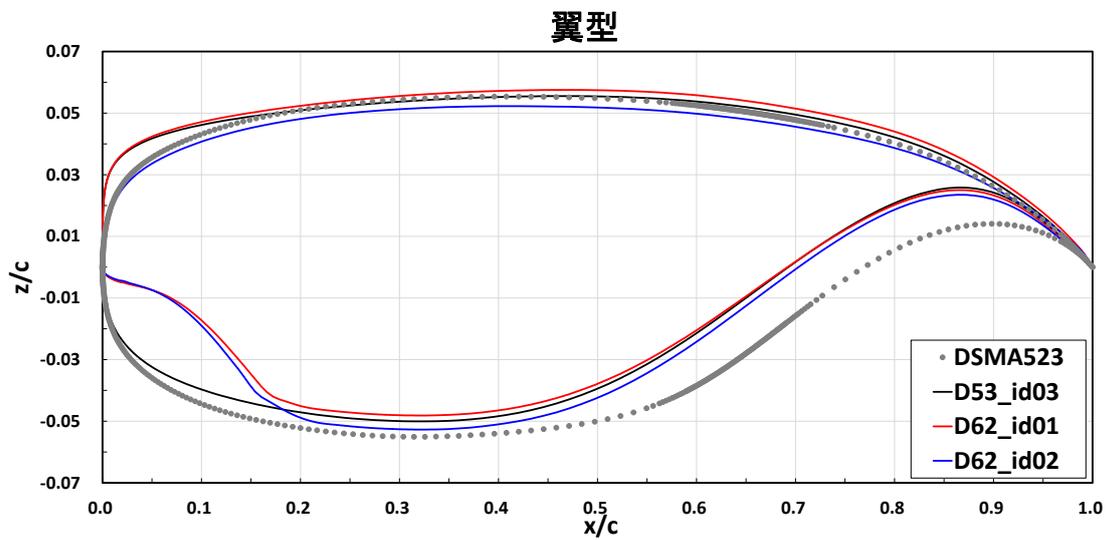


図 2-29 D62_id01,02 の設計形状

表 2-18 D62_id01,02 の計算結果の 3 分力値等

Design	Mach	Alpha	Cl	Cd	Cdp	Cdf	Cm	l/d	F
DSMA523	0.78	0.7600	0.6839	0.0227	0.0159	0.0067	-0.1590	30.1740	0.4664
D53_id03	0.78	-0.0463	0.6836	0.0226	0.0160	0.0066	-0.1797	30.2520	0.4708
D62_id01	0.78	0.0204	0.6838	0.0231	0.0169	0.0062	-0.1680	29.6050	0.4770
D62_id02	0.78	0.3811	0.6840	0.0202	0.0138	0.0065	-0.1659	33.7870	0.4830

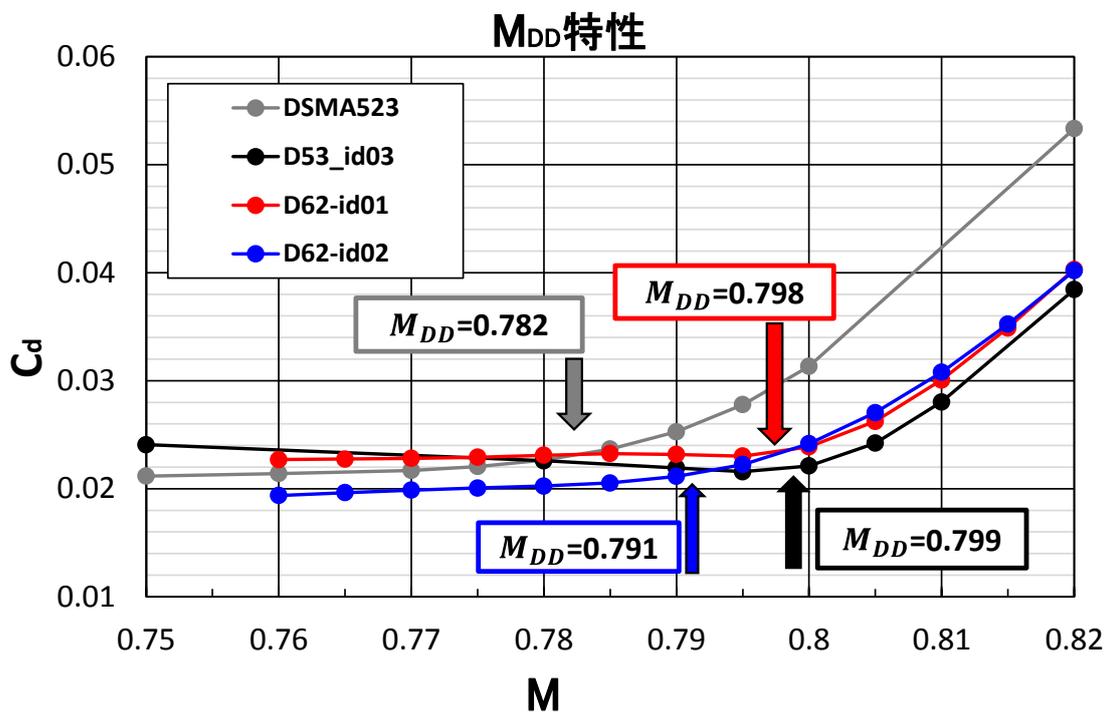


図 2-30 D62_id01,02 と他形状の M_{DD} 特性の比較

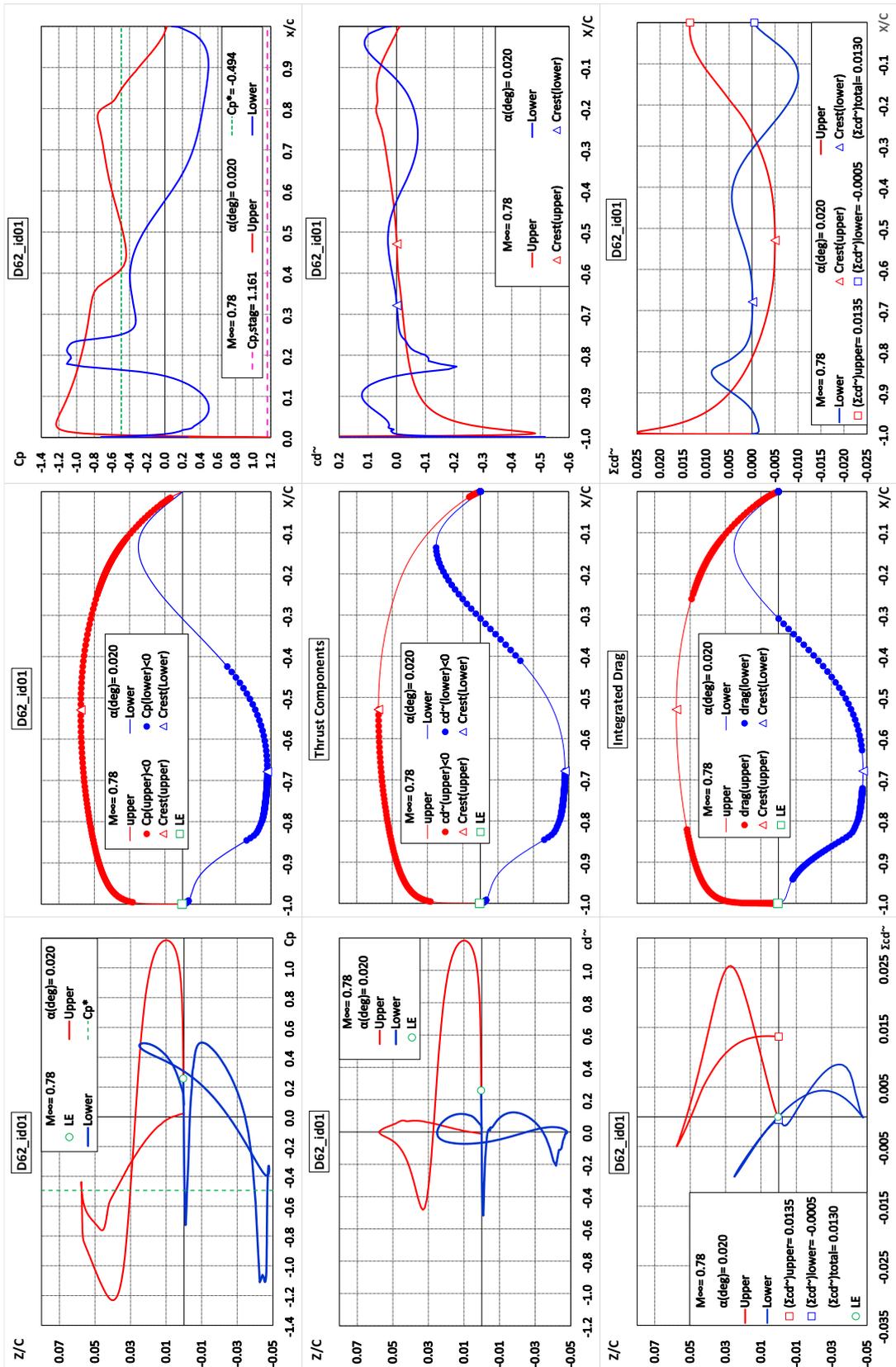


図 2-31 D62_id01 の解析結果

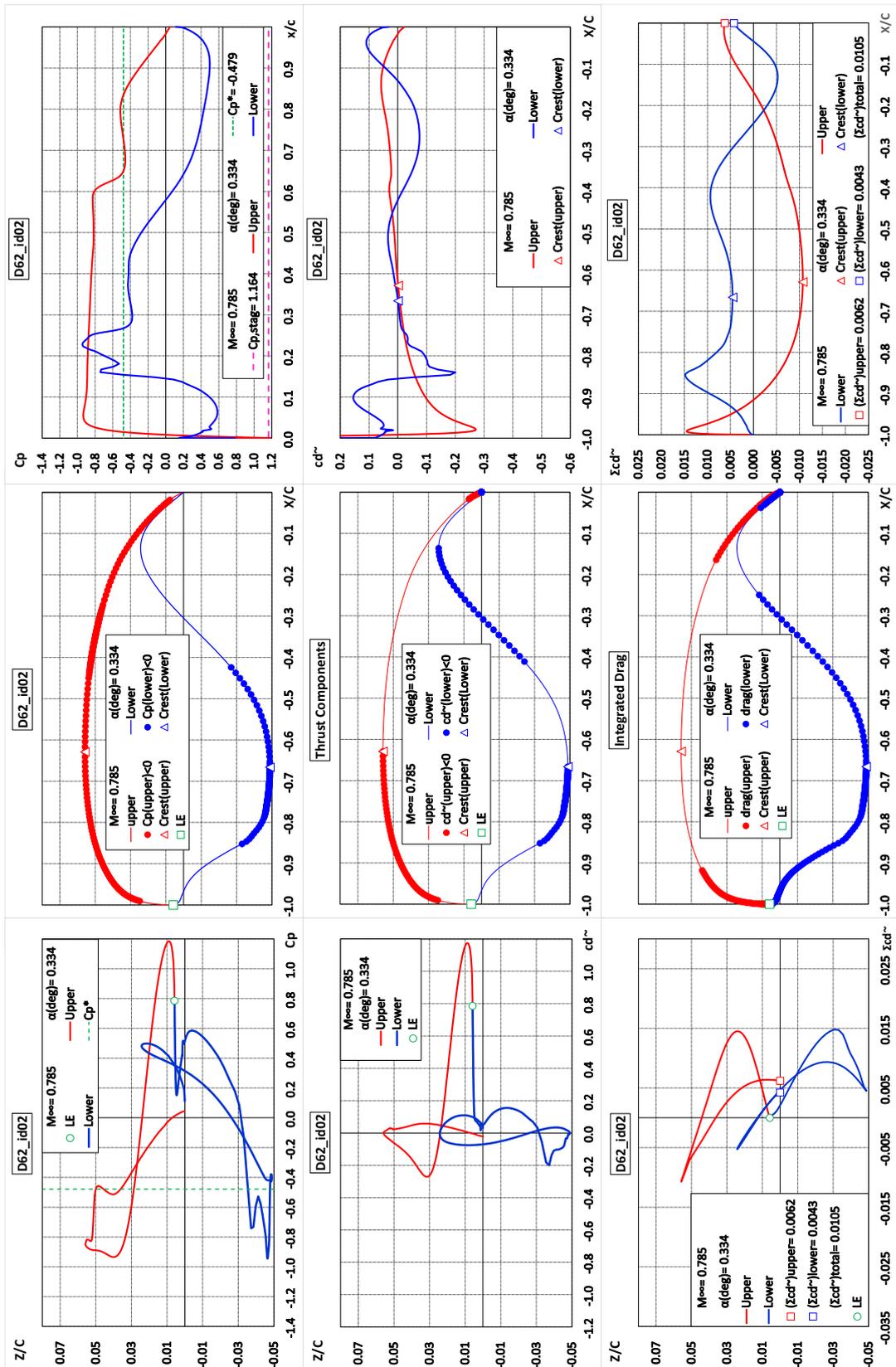


図 2-32 D62_id02 の解析結果

ここで、D62 世代の設計結果（図 2-30~2-32）をまとめると下記となる。

D62_id01 では、 C_d の大幅な低減を実現することができたものの、一方で M_{DD} は DSMA523 を下回る結果となってしまった。D62_id02 では、 C_d の大幅な低減を実現すると同時に、 M_{DD} においても DSMA523 を上回る結果を得ることができた。図 2-31 及び図 2-32 における 9 つのグラフの③に相当する図（左列最下段の図）から、D62_id01 では前縁上面に近傍における抵抗の増大量が大きいことが分かる。

D62_id01 では上面に DSMA523 の形状を採用し、D61_id02 の改善の傾向を踏襲した設計を行ったことにより、低 C_d 化と高 M_{DD} 化の両方が実現できたことが分かる。

以上より、D62 世代の設計形状（D62_id01, 02）は、いずれも先行研究の課題であった C_d 値が DSMA523 翼型より大きい点を十分解消できていることが確認できた。

2.3 2次元翼設計法のまとめ

2.2節では、以下に示す2つの狙いの達成を目標として、翼厚比を先行研究の最適翼型であるD53-id03の $t/c = 10.45(\%)$ に合わせて設計を行った。

- ・狙い①：『高 M_{DD} 化』(2-2-1参照)
- ・狙い②：『低 C_d 化』(2-2-2参照)

本研究における設計検討の最終結果として、D62_id02形状においてD53_id03の M_{DD} よりは低いものの、設計のベースとなったDSMA523翼型を十分超える M_{DD} の実現とDSMA523翼型及びD53_id03のいずれの C_d 値も下回る C_d の実現をも達成することができた。図2-33と図2-34に、DSMA523翼型、先行研究の最適設計結果(D53_id03)、本研究の最終設計結果(D62_id02)の形状と抵抗特性の比較をまとめる。

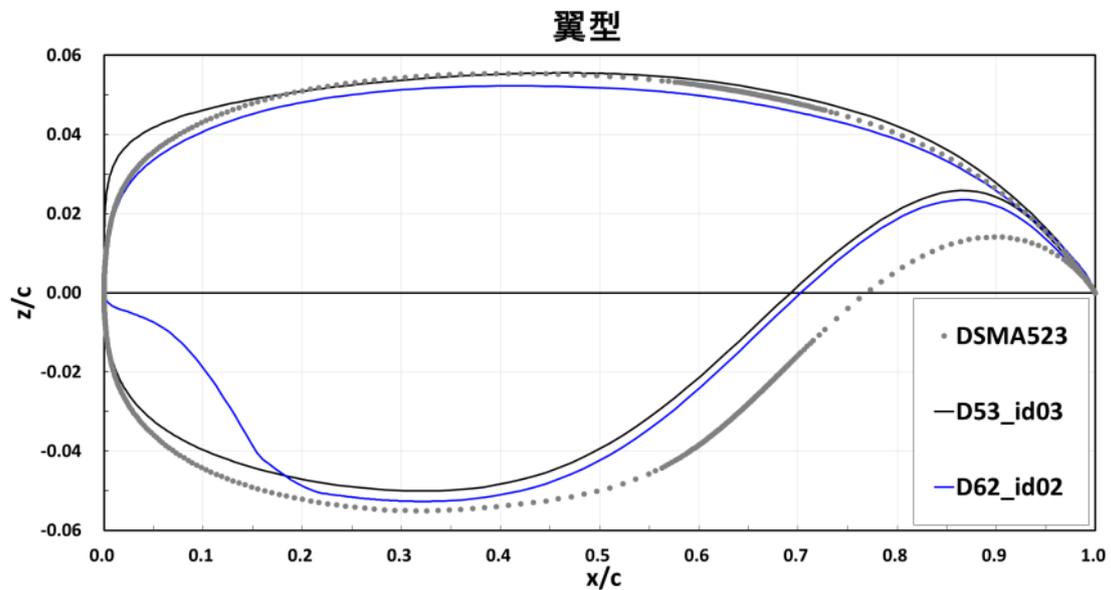


図 2-33 DSMA523、D53_id03、D62_id02 の形状比較

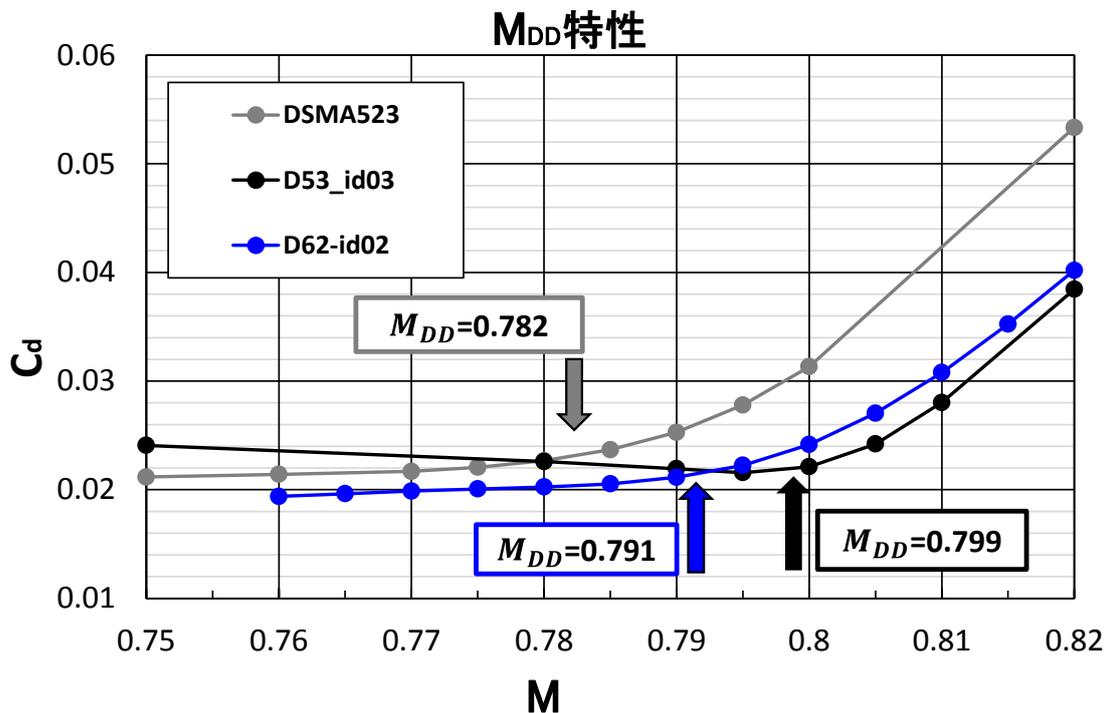


図 2-34 DSMA523、D53_id03、D62_id02 形状の M_{DD} 特性の比較

尚、本研究で得られた D62_id02 は D53_id03 の改善を目標としていたため、翼厚比は D53_id03 と同一であり、DSMA523 翼型の翼厚比と異なっている。これは DSMA523 翼型の M_{DD} 特性及び C_d 性能との厳密な比較にはなっていない。そのため、最後に次の設計世代（D88 世代）において、D62_id02 の形状をベースとして DSMA523 翼型の翼厚に合わせた形状を設計した。よって、 t/c は 10.99 (%) である。ここで『2.2.1 高 M_{DD} 化に向けた設計法の改良』では、 M_{DD} の改善にあたって、上面の前縁近傍における曲率の持つ感度を調べたが、低 C_d 化を無視し高 M_{DD} 化に特化する設計においてはこのパートに着目した形状修正の効果は小さいものであるという知見を得ることができた。

以下で、D88_id01、D88_id02 の設計案についての詳細を述べる。

まず、D88_id01 について、上面は D62_id02 の形状をそのまま採用したうえで、フロントローディング部の形状を設計した。その際、翼厚の修正は下面のみで行うこととした。これにより、DSMA523 翼型の M_{DD} 以上を実現すると同時に、設計マッハ数 ($M=0.78$) において DSMA523 翼型の C_d 値以下を狙った。

次に、D88_id02 について、上面は D62_id02 の形状をそのまま採用したうえで、フロントローディング部の形状を設計し、翼厚の修正は下面と上面が半分ずつ負担するものとした。これにより、DSMA523 翼型の M_{DD} 以上を実現すると同時に、設計マッハ数 ($M=0.78$) において DSMA523 翼型の C_d 値以下を狙った。

図 2-35 に設計形状、図 2-36 に各マッハ数での抵抗特性、また表 2-9 には設計点での空力特性データ（3 分力値等）、さらに図 2-37 と 2-38 に 9 つのグラフによる分析図を示す。

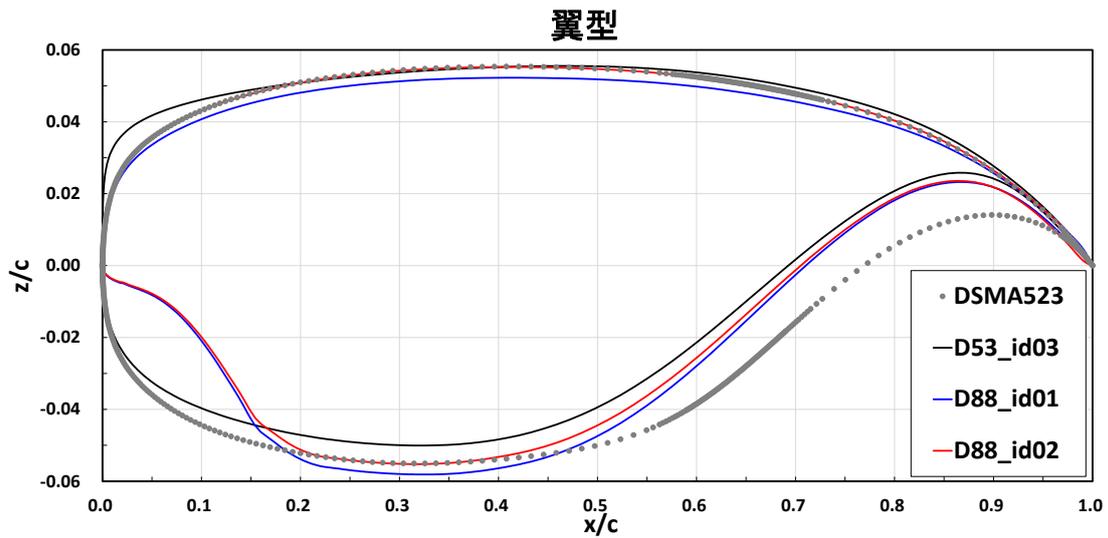


図 2-35 D88_id01、D88_id02 の設計形状

表 2-9 D88_id01、D88_id02,の計算結果の 3 分力値等

Design	Mach	Alpha	Cl	Cd	Cdp	Cdf	Cm	l/d	F
DSMA523	0.78	0.7600	0.6839	0.0227	0.0159	0.0067	-0.1590	30.1740	0.4664
D53_id03	0.78	-0.0463	0.6836	0.0226	0.0160	0.0066	-0.1797	30.2520	0.4708
D88_id01	0.78	0.6641	0.6839	0.0224	0.0160	0.0063	-0.1535	30.5900	0.4777
D88_id02	0.78	0.6085	0.6839	0.0219	0.0156	0.0064	-0.1564	31.2080	0.4773

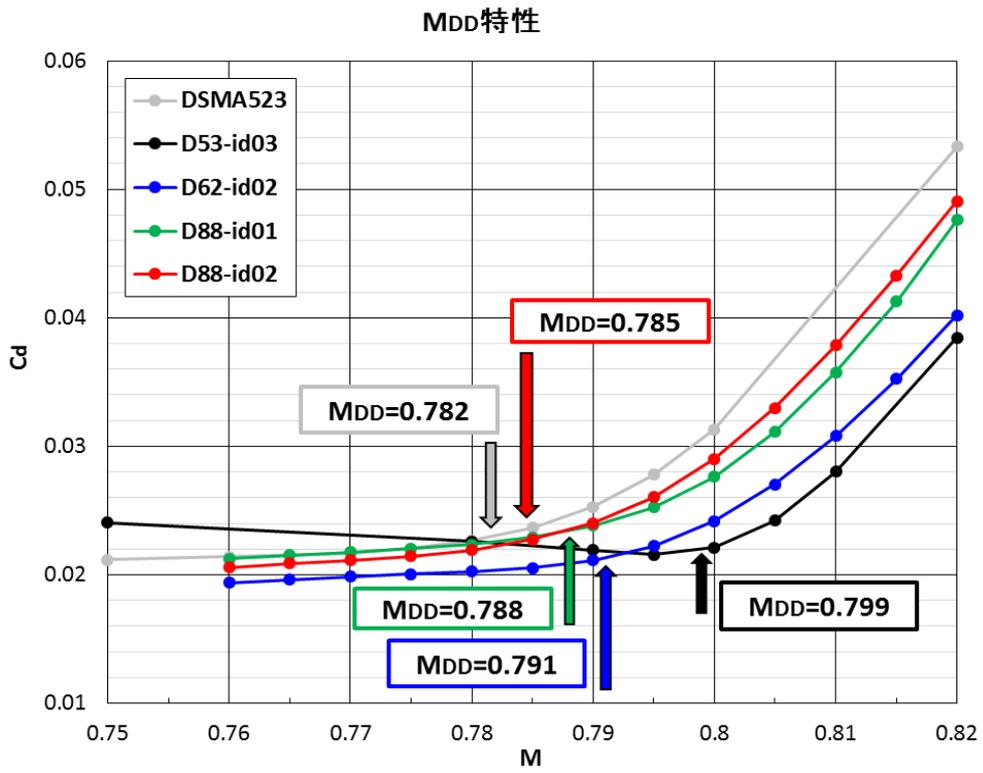


図 2-36 D88_id01、D88_id02 と他形状の M_{DD} 特性の比較

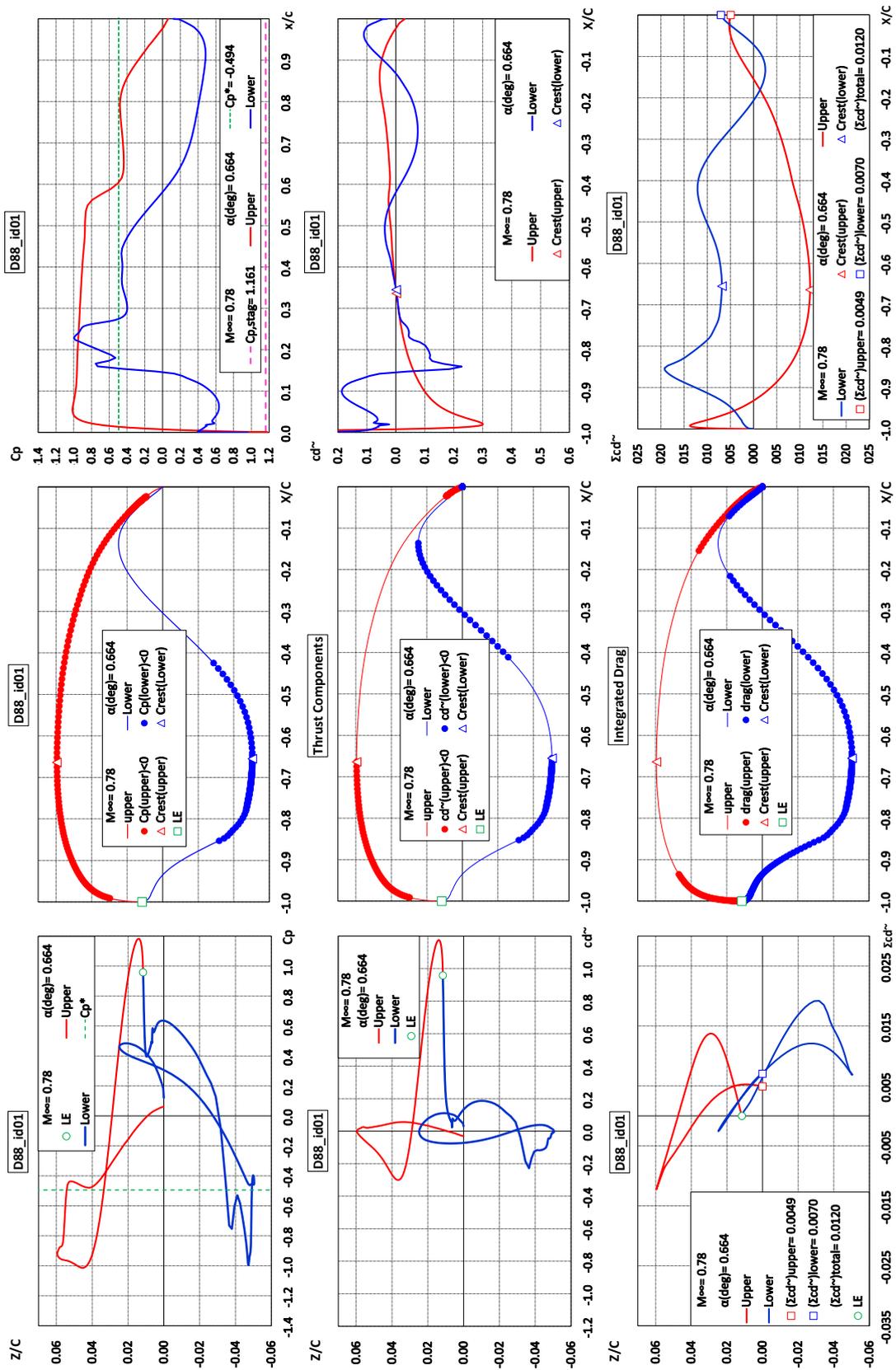


図 2-37 D88_id01 の解析結果

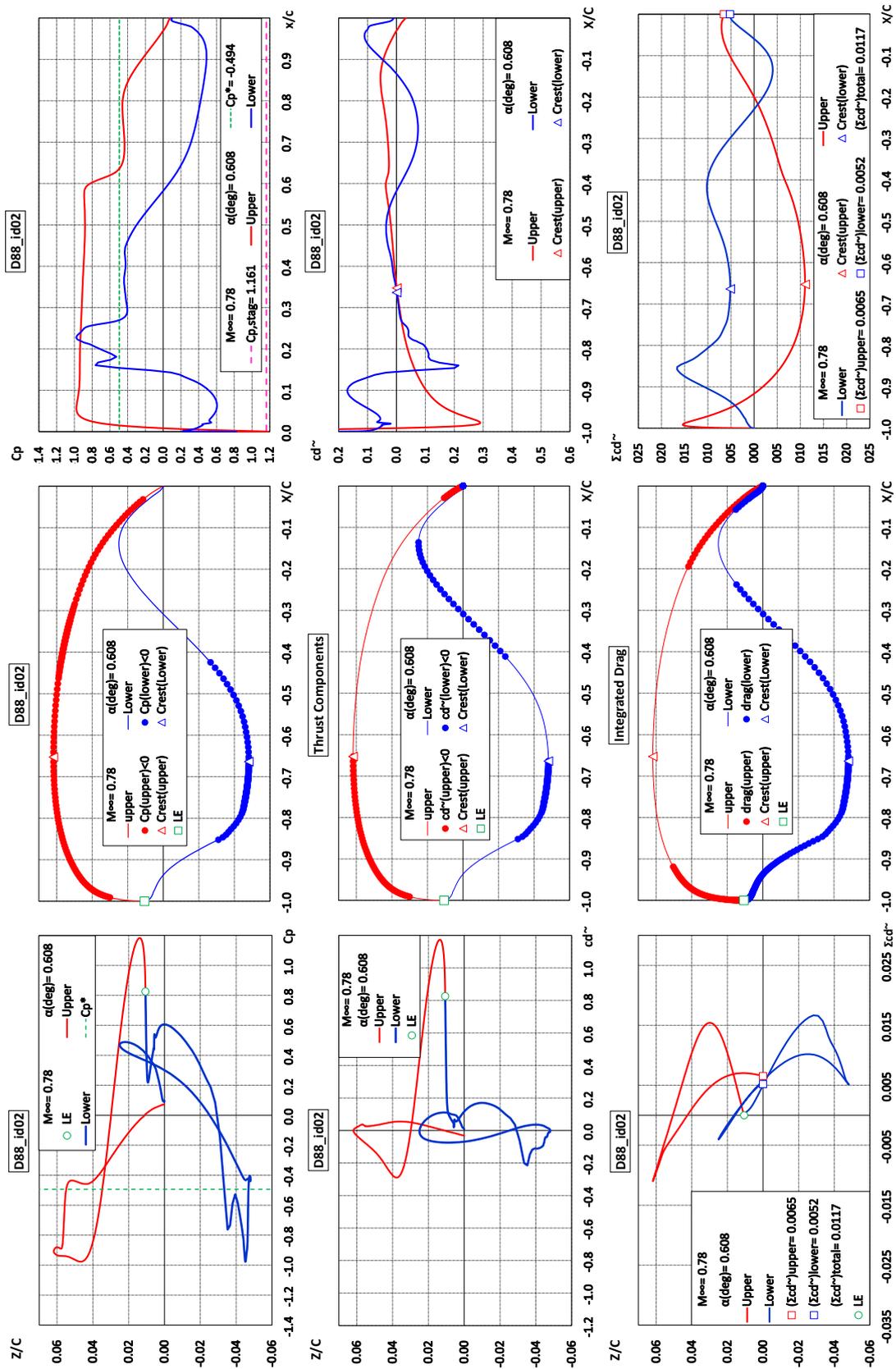


図 2-38 D88_id02 の解析結果

以上より、本研究において最終的に下記の結果が得られた。

- ① 先行研究の最適翼型である D53-id03 の $t/c = 10.45\%$ に合わせた D62_id02 形状において、D53_id03 の M_{DD} より低いものの、設計のベースとなった DSMA523 翼型を十分に超える M_{DD} の実現と DSMA523 翼型及び D53_id03 のいずれの C_d 値を下回る C_d の実現を達成した。
- ② 翼厚比を基準形状である DSMA523 の $t/c = 10.99\%$ に合わせた D88_id02 形状において、比較対象である DSMA523 翼型を十分超える M_{DD} の実現と DSMA523 翼型の C_d 値を下回る C_d の実現を達成した。
- ③ 但し、上記の項目①と②の双方に対して、フロントローディングの導入に伴い下面に衝撃波が派生するという新たな課題も明らかとなった（9つのグラフの⑥に相当する右列最上段の図を参照）。

上記の結果①及び②で示した通り、2次元翼の設計においては、DSMA523 翼型を基準翼型として改良を行うに当たっての設計指針として設定した、『高 M_{DD} 化』と『低 C_d 化』の二つの狙いを達成することができた。

一方で結果③に示した通り、下面に衝撃波の発生が確認されたが、これは2次元翼の設計結果を3次元翼に展開する際に3次元効果で緩和される可能性があるため、今回の2次元翼設計においては許容するものとした。

3. 3次元翼設計法の検討

3.1 検討方針

3.1.1 検討の流れ

本章では第2章で構築した2次元翼（翼型）の設計法を3次元翼に展開し、その改善効果を検討した結果について述べる。3次元翼への展開を行うにあたって、3次元翼の抵抗（抵抗係数： C_D ）の低減効果を考える対象の基準形状としては、JAXAで検討中の環境適合型旅客機の技術参照機体（TRA2012A と呼称）⁸⁾を選定した。ここで、TRAとはTechnology Reference Aircraftの略である。

本章における設計は、近年のCFD設計で良く使われる3次元翼としての最適設計手法の適用ではなく、むしろ従来から行われていた3次元翼の翼幅（スパン）方向（ $\eta=y/s$ ）の各断面に対して、2次元翼として最適化を図るという方法を適用した。これにより前章の結果を利用することが可能と考えられるからである。

3.1.2 検討対象（初期形状）の分析

まず初めに、設計の初期形状となる検討対象のTRA2012Aの設計点（ $M=0.781$ 、 $\alpha=0.816^\circ$ ）におけるスパン方向の局所の断面揚力係数 C_l 、断面抵抗係数 C_d 、翼厚比 t/c 、ねじり角（ $=\theta$ ）、コード長（ $=c$ ）の特性を分析すると同時に、 M_{DD} 特性も調べた。図3-1は3次元CFD解析で用いたTRA2012Aの半裁形状と、その設計点におけるCFD解析結果の一つとして C_p 分布を示す。また表3-1は空力特性データを表す。これより、設計点における全機として揚力係数は $C_L=0.526$ であり、本研究におけるTRA2012A主翼の性能改良設計はこの設計揚力係数状態において検討されている。尚、以下で特に断りの無い限り、解析結果として得られた C_L, C_D 等の値は全機（3次元翼と胴体及び翼胴フェアリングの組み合わせ形態）のものを表すものとする。

図3-2はTRA2012Aの抵抗特性を示し、これより M_{DD} は0.789であることがわかる。また図3-3、図3-4、図3-5はTRA2012Aの翼厚比（ t/c ）、局所翼弦長（ c ）、及び断面揚力係数（ C_l ）、無次元荷重（ $c \cdot C_l$ ）、ねじり角（ θ [deg]）のスパン方向分布を示す。

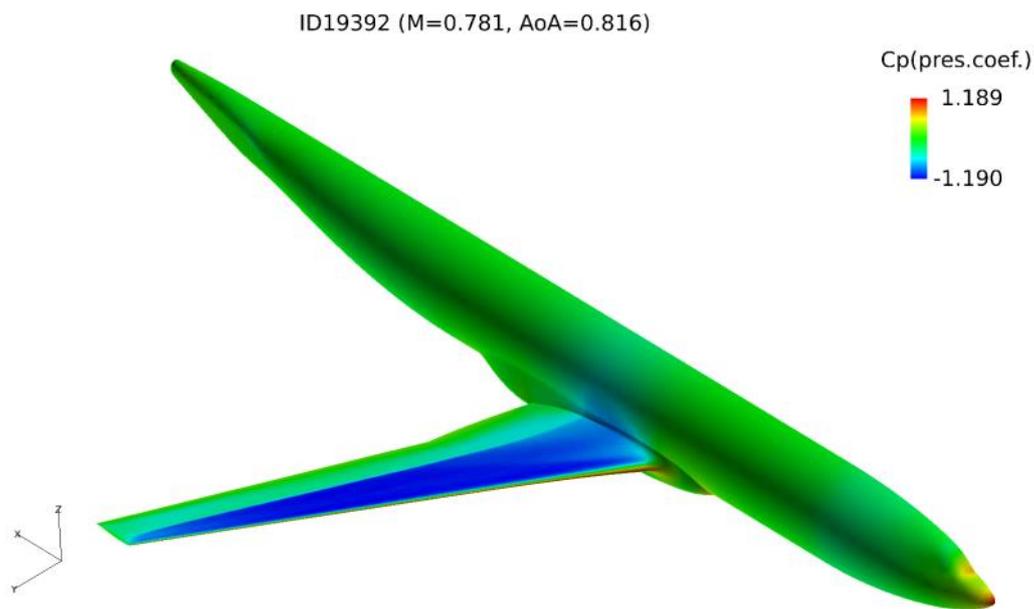


図 3-1 JAXA 環境適合型旅客機の技術参照機体 (TRA2012A) の CFD 解析結果

表 3-1 TRA2012A の設計点での空力性能

NAME	MACH	ALPHA	BETA	ALTITUDE	RE	REF TEMP	REF RHO	REF PRESS	CL	CD	ID
TRA2012A	0.781	0.816	0	10668	24400000	218.808	0.38042899	23890.1399	0.526495	0.0284816	19392

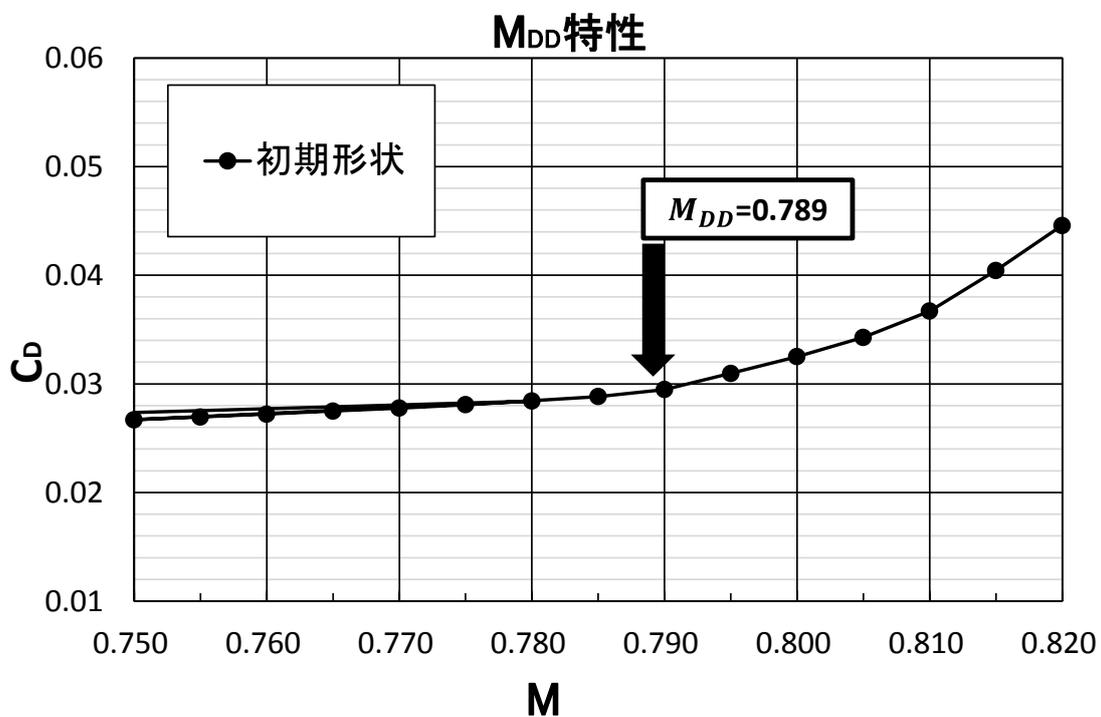


図 3-2 TRA2012A の設計揚力状態における抵抗特性

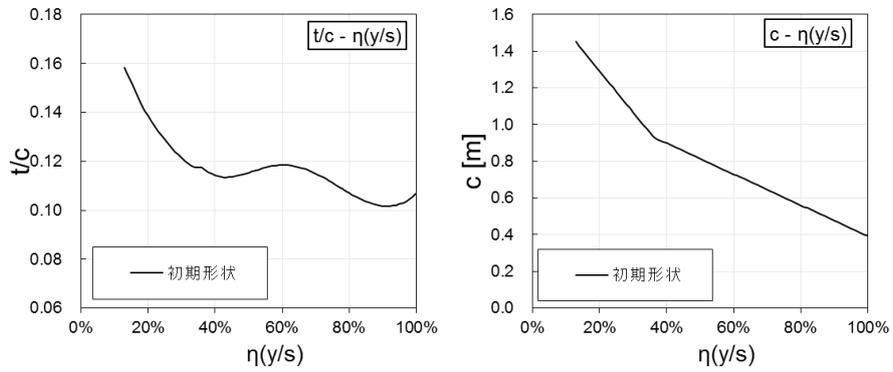


図 3-3 TRA2012A の翼厚比 (t/c)、局所翼弦長 (c [m]) のスパン方向分布

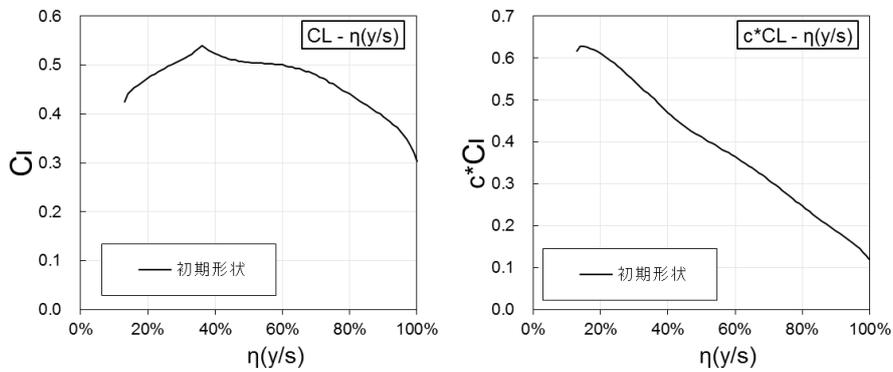


図 3-4 TRA2012A の断面揚力係数 (C_l)、無次元荷重 ($c \cdot C_l$) のスパン方向分布

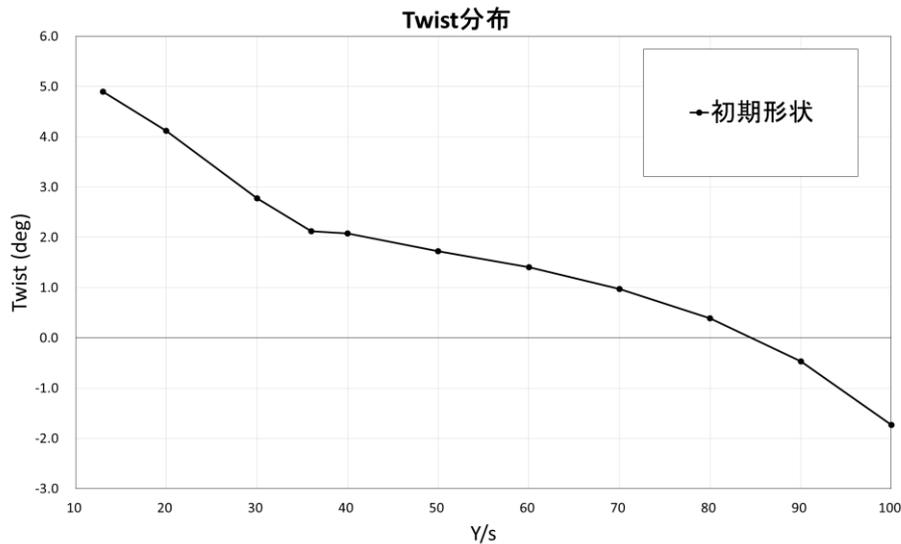


図 3-5 TRA2012A のねじり角 (θ [deg]) のスパン方向分布

3.2 検討結果

3.2.1 最適 2 次元翼設計法の適用

(1) 初期形状の各断面における 2 次元翼特性の解析

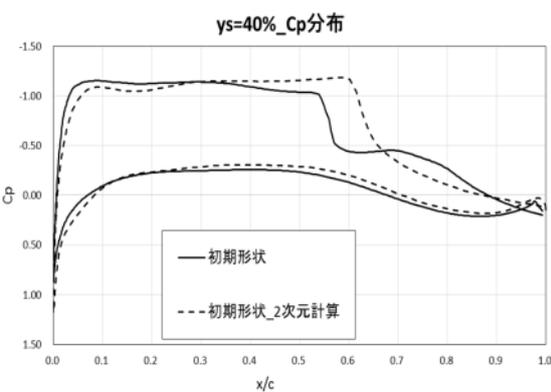
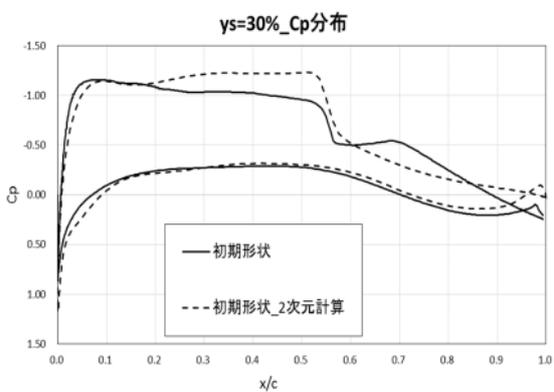
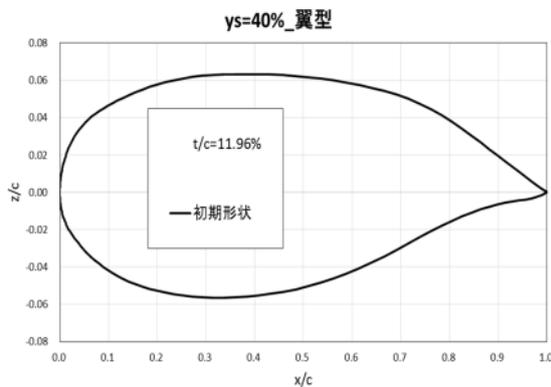
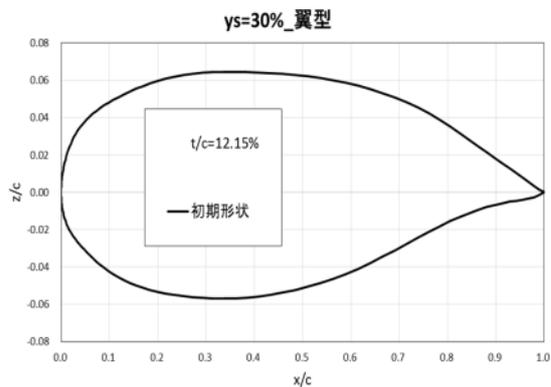
第 2 章で設計した最適 2 次元翼形状を 3 次元翼に展開するにあたって、まず検討対象の TRA2012A の各スパン位置で切り抜いた断面の 2 次元翼としての空力性能を分析した。その際、2 次元翼としての各断面での流入マッハ数は TRA2012A の設計点における主流マッハ数 ($M=0.781$) と同一とし、迎角は設計点の迎角 ($\alpha=0.816^\circ$) に局所的なねじり角 ($\theta(y)$: 図 3-5 参照) を加えたものを設定した。これを粗い仮定であるが、“2 次元翼としての設計状態”と定義した。本来アスペクト比の大きい 3 次元翼において各断面の流れ場を 2 次元翼として近似可能とするためには、流入マッハ数は前縁に直角方向のものを用い、また迎角は全機の迎角にねじり角を加えたものにするのみならず、3 次元翼として発生する吹き下し分布の影響も加味しなければならない。ここで、吹き下し分布の推定は CFD 解析によっても可能ではあるが、局所的な迎角への寄与分としての吹き下し角度の正確な推定は直線翼の場合は揚力線理論により可能であるものの、後退翼や翼幅の一部で局所翼弦長が不連続的に変化しているような 3 次元翼の場合は CFD 解析結果を使ってもその推定は容易ではなく、その意味では 2 次元翼近似には限界があると言える。そのため、通常は各翼幅位置で流れ方向に平行な面 (η = 一定の面) で切った断面形状の C_p 分布をもとに、局所揚力係数を同一に維持して断面設計を行う手法が取られる。

そこで本研究では、先述した粗い仮定による設計状態の設定を採用し、その 2 次元 CFD 解析による空力性能と 3 次元 CFD 解析で得られた各断面の C_p 分布等による空力性能を比較し、その差異の存在を前提として形状修正パラメータの空力性能への影響度を把握しながら断面形状の空力性能の改善を試み、最終的に 3 次元翼としての性能改善に繋げるというアプローチを採用した。

図 3-6(a)~(g)に、初期形状の各翼幅位置における断面形状と 3 次元 CFD 解析による断面 C_p 分布 (実線) と、その断面形状を 2 次元翼と見なして上述の“2 次元翼としての設計状態”で 2 次元 CFD 解析を行って得られた C_p 分布 (破線) との比較を示す。ここで、両 C_p 分布の差が 3 次元翼の効果を示しており、それに基づく局所揚力係数も異なることになる。

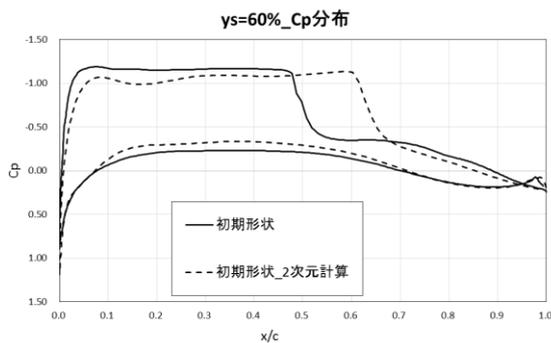
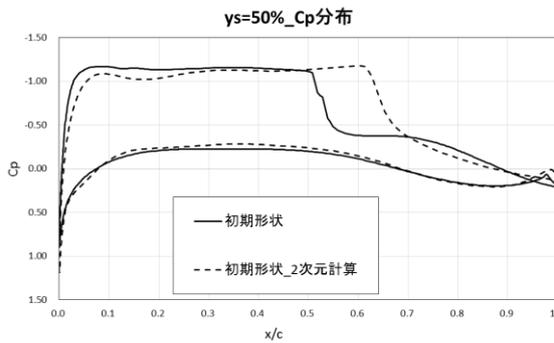
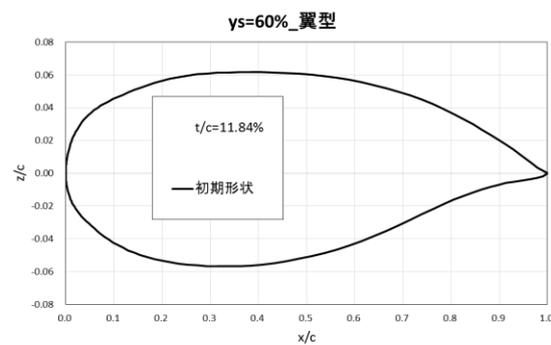
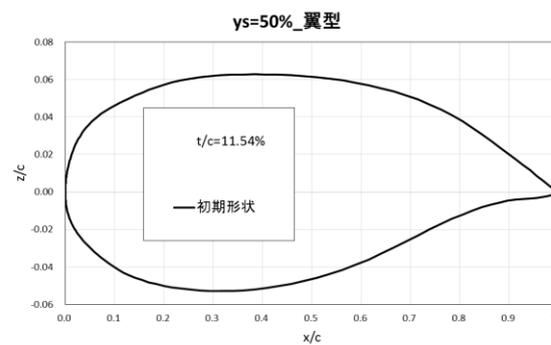
次に、本研究でこの翼断面の性能改善 (高 M_{DD} 化と低抵抗化) を目指すにあたって、最初のアプローチとして第 2 章で得られた最適 2 次元翼形状を適用することが考えられる。但し、翼厚比は TRA2012A の各断面形状のものに合わせて比例配分で修正する必要がある。その適用に際しては、ねじり角分布も設計パラメータとして新たに追加される。そこで、ねじり角分布をある分布に設定した場合の 3 次元翼を設計し、それに対して再度 3 次元 CFD 解析を行って同一の全機設計揚力係数 C_L で抵抗係数や M_{DD} 特性を比較することで、設計結果の良否を評価するという方針を採用した。以下で、その設計課程と分

析結果並びに評価結果について述べる。



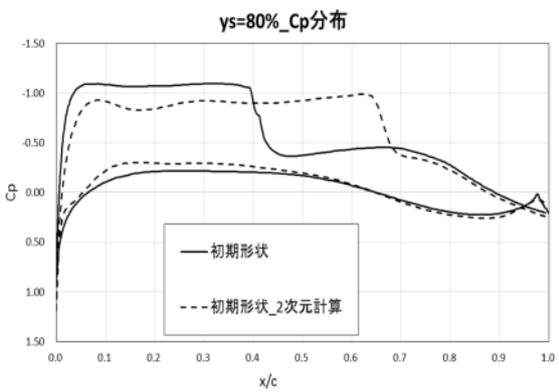
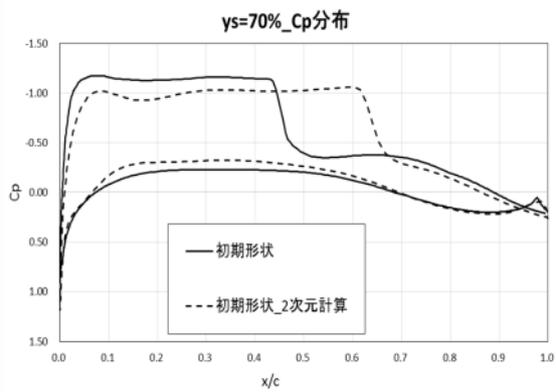
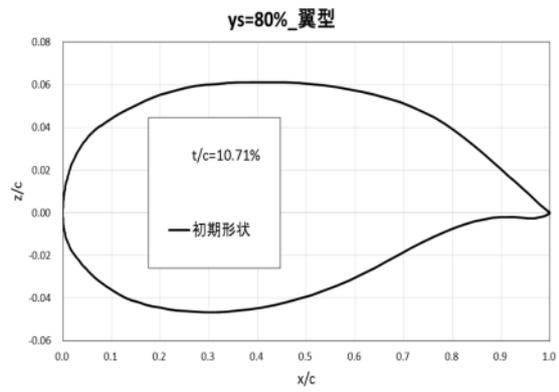
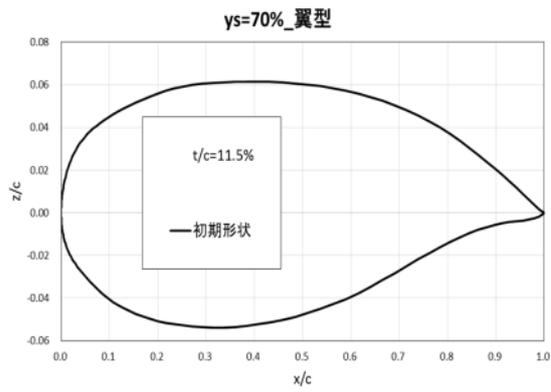
(a) $y/s=30\%$ 断面

(b) $y/s=40\%$ 断面



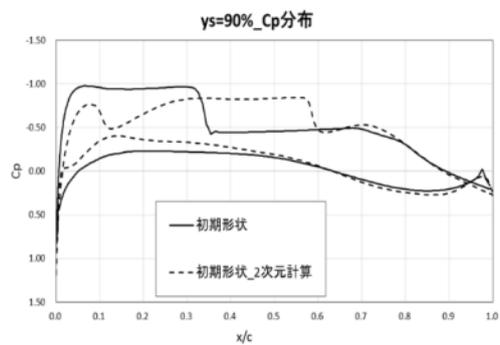
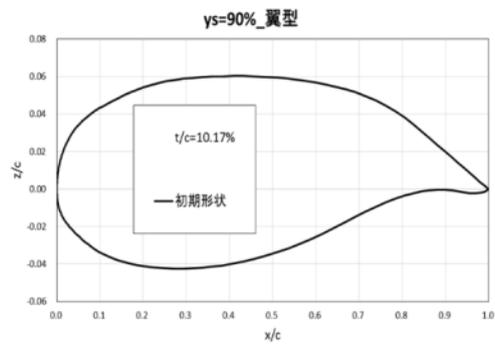
(c) $y/s=50\%$ 断面

(d) $y/s=60\%$ 断面



(e) $y/s=70\%$ 断面

(f) $y/s=80\%$ 断面



(g) $y/s=90\%$ 断面

図 3-6 初期形状の 3 次元 CFD 解析による各翼幅位置での断面 C_p 分布 (実線) と各断面形状の 2 次元 CFD 解析による C_p 分布 (破線) の比較

(2) 第2章の設計指針に基づく断面設計法の適用

ここでは、第2章の設計指針に従って、TRA2012Aの空力性能の改善を目指した各翼幅位置における新しい翼型の創出方法について述べる。今回の設計の主目的は全機形状としての抵抗低減とするため、前節『(1) 初期形状の各断面における2次元翼特性の解析』において実施した各断面における2次元翼形状と t/c を合わせて、全機の設計 C_L を実現する迎角における各断面の2次元翼としての抵抗係数 C_d がより小さくなる形状を創出することを目標とした。ここで今回の設計における各断面の2次元翼としての設計 C_l とは、TRA2012Aの各断面が全機設計条件の迎角に局所的なねじり角を加味した迎角状態に置かれた場合に2次元CFD解析によって得られる揚力係数の値として定義する。具体的な設計方法としては、新しい設計断面の上面形状にはTRA2012Aの各断面の上面形状を採用し、下面形状に第2章のD62_id02の設計結果を取り入れた。この設計形状をDesign01と呼称する。以下に、この各設計形状の2次元CFD解析の結果を示す。

まず図3-7の揚力特性(C_l vs. α)の比較より、設計形状Design01はフロントローディングを有するため、同一の C_l 状態においてはその実現に必要な迎角は初期形状に比べて減少することが明確に認められる。但し、揚力傾斜は初期形状と概ね同一であることがわかる。次に図3-8の揚抗特性(C_l vs. C_d)の比較から、Design01の方が同一 C_l に対して $y/s=90\%$ 断面を除いて全ての断面で抵抗低減が達成されていることが認められる。さらに図3-9は各スパン位置での両形状及び C_p 分布の比較をまとめたものである。この図より、最適2次元翼がフロントローディングを有することから、同一揚力係数に対しては上面の負圧レベルが減少し(C_p の絶対値が減少し)、そのため衝撃波が後退することでcrest位置が下流へ移動することに伴う負圧領域の拡大が抵抗低減に寄与していることが読み取れる。但し、フロントローディングを設けた影響で下面前方部に急激な膨張領域(加速領域= C_p の減少領域)が作られ、その結果として衝撃波の発生を誘発してしまっている。衝撃波の発生は通常、抵抗の増加を招くが境界層の剥離が生じていないことから、2次元翼全体としては上面の抵抗成分の減少が効いて抵抗低減が達成されているものと考えられる。

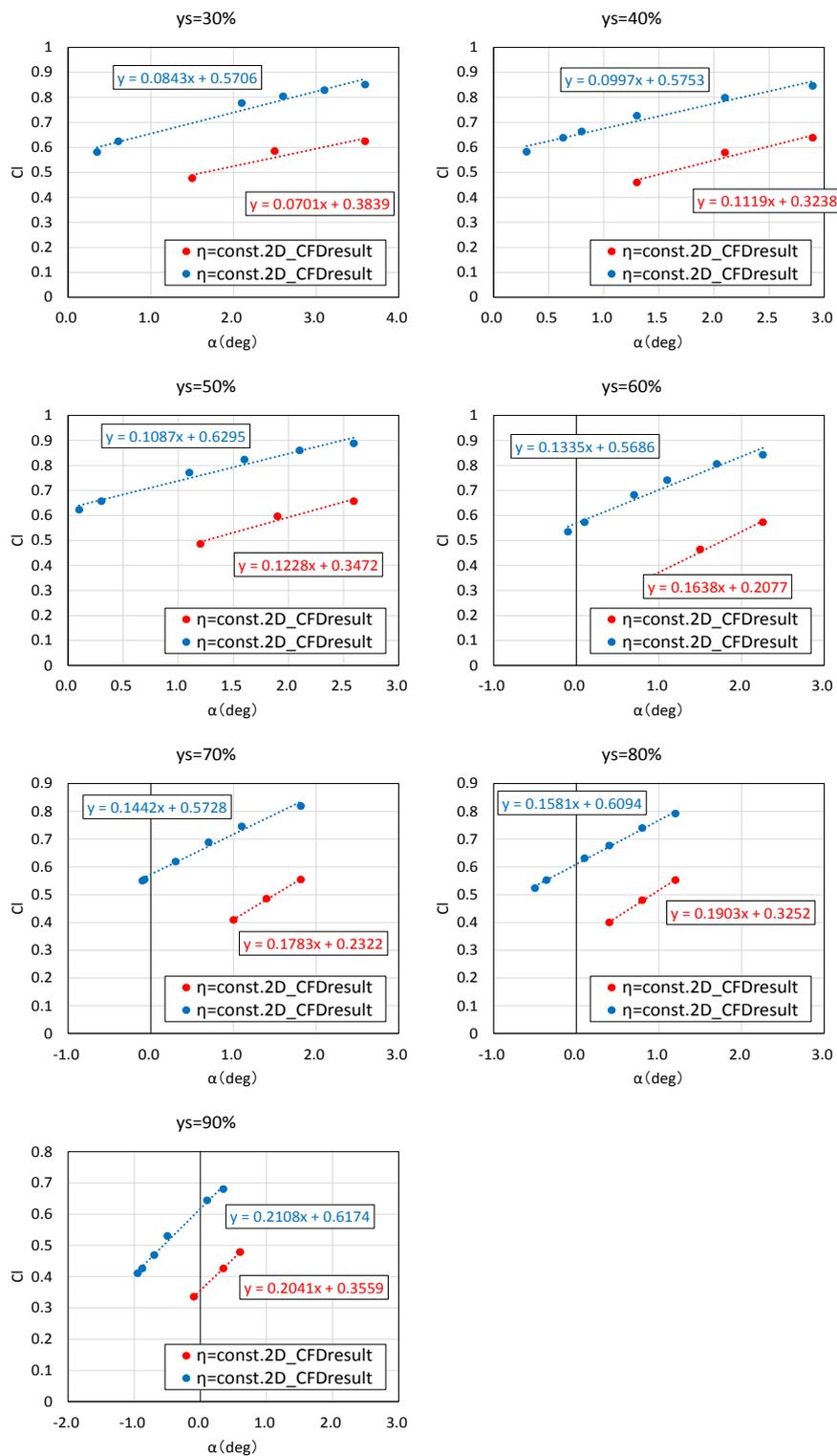


図 3-7 2次元 CFD 解析による初期形状 (赤●) と設計形状 Design01 (青●) の揚力特性の比較

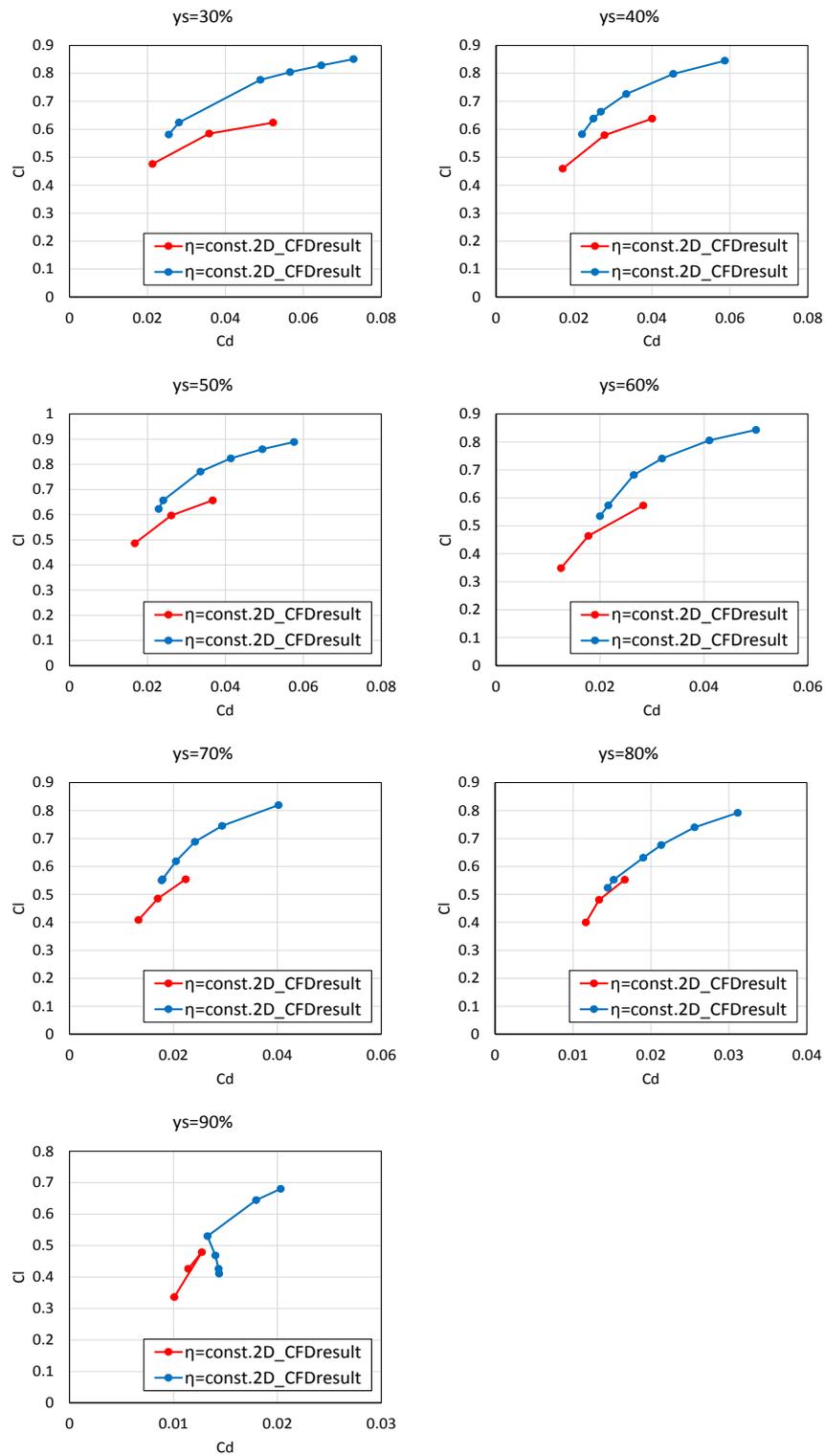
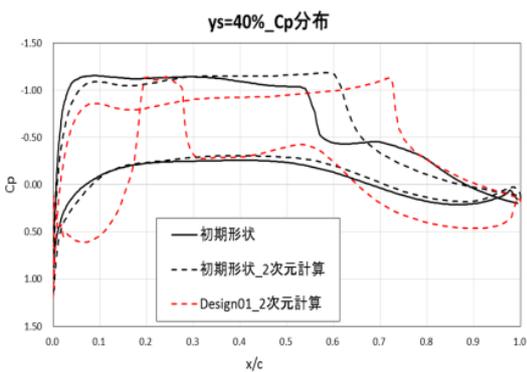
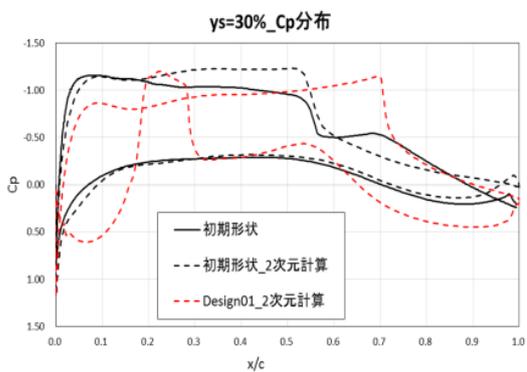
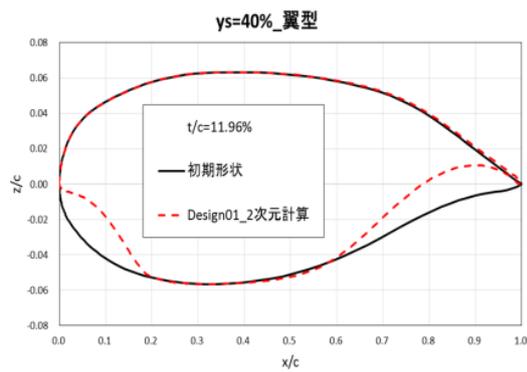
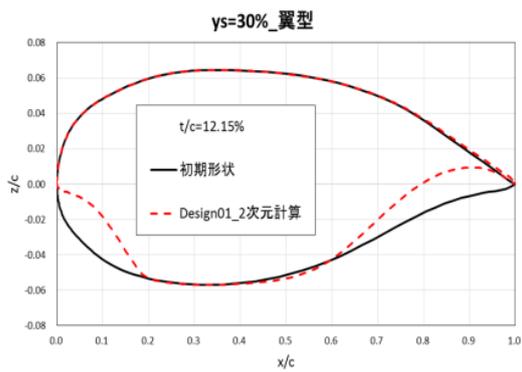
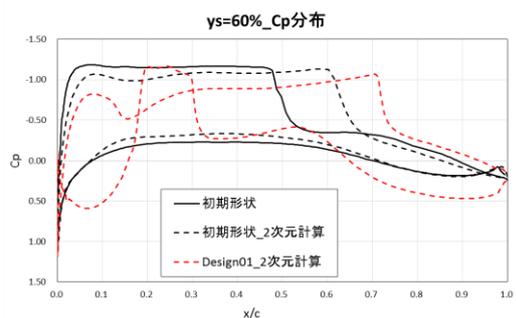
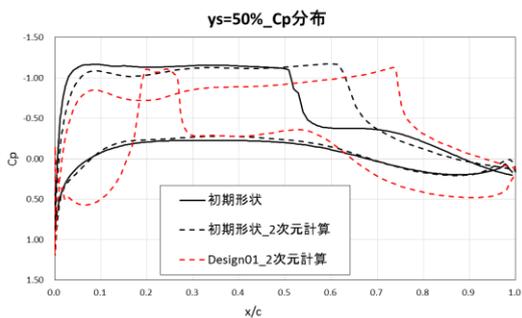
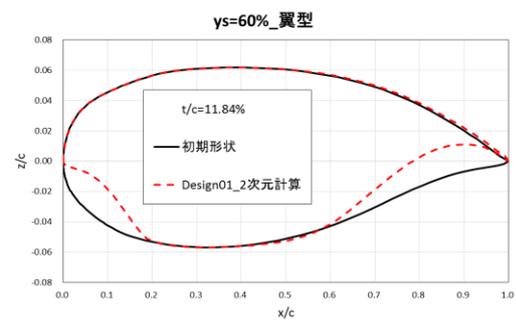
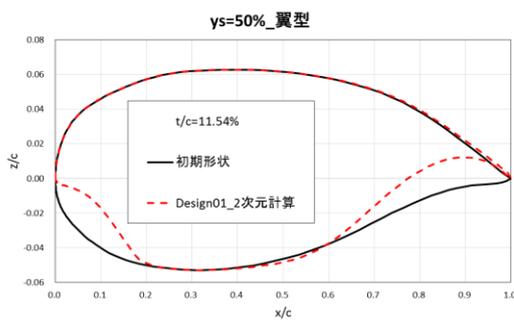


図 3-8 2次元 CFD 解析による初期形状 (赤●) と設計形状 Design01 (青●) の揚抗特性の比較



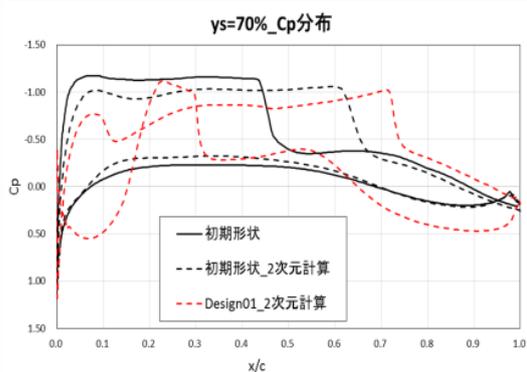
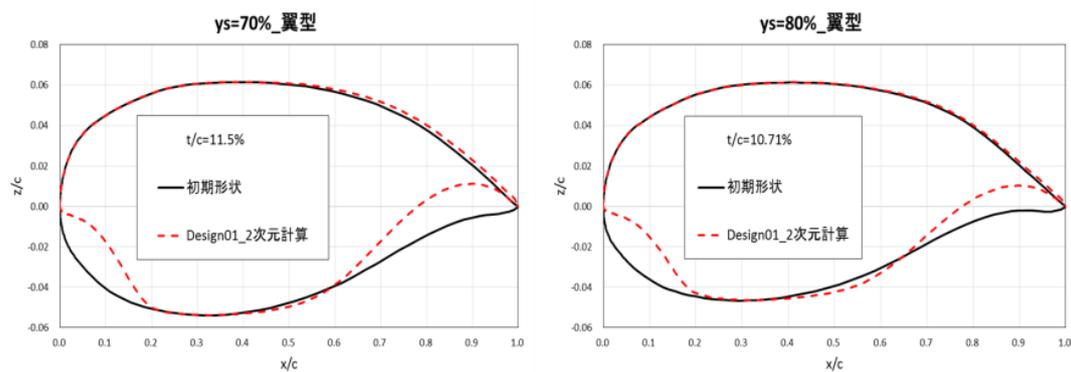
(a) $y/s=30\%$ 断面

(b) $y/s=40\%$ 断面

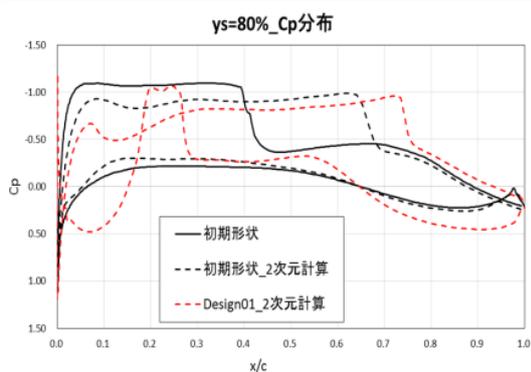


(c) $y/s=50\%$ 断面

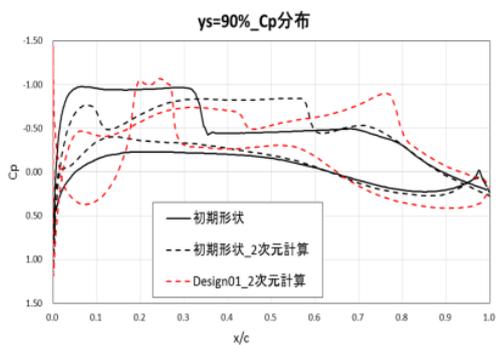
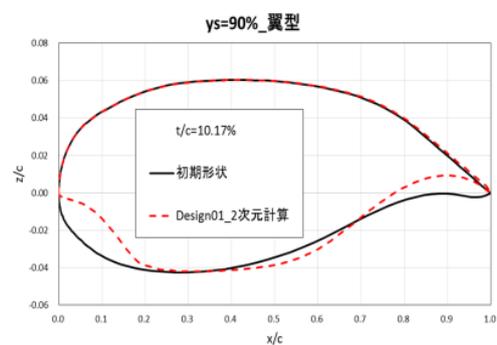
(d) $y/s=60\%$ 断面



(e) $y/s=70\%$ 断面



(f) $y/s=80\%$ 断面



(g) $y/s=90\%$ 断面

図 3-9 初期形状と 2 次元翼設計形状の C_p 分布の比較
(C_p 分布における“初期形状”とは、3 次元 CFD 解析による断面 C_p 分布を示す)

次に、今回創出した設計翼型（Design01）を TRA2012A の各断面と入れ替える形で 3次元翼へ展開することを考える。その際、設計パラメーターとなるのは先述した通りねじり角分布である。本研究では図 3-10 のねじり角分布を想定した。

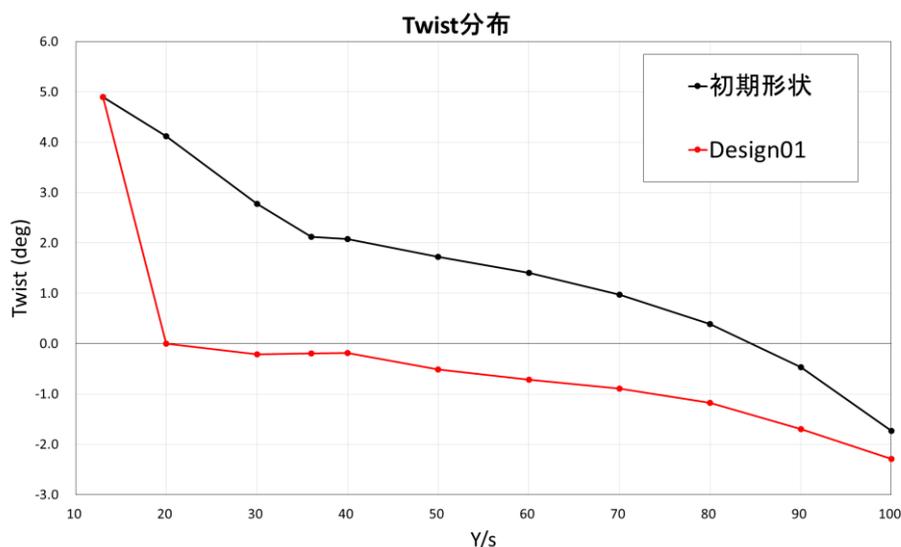


図 3-10 初期形状と Design01 に適用した捩り角分布の比較

図 3-10 は初期形状のねじり角分布（黒●）と Design01 の適用に際して設定したねじり角分布（赤●）の比較を示す。ここで赤●の分布は、フロントローディングを設けたことにより設計 C_l 実現のための迎角が減少したことを考慮したねじり角分布で、Design01 をこの分布で配列すれば全機的设计迎角状態で同一の設計 C_L が達成されるものと推測されるものである。この捩り角分布を採用した 3次元翼形状を改めて Design01 と呼ぶことにする。

しかしながら、断面形状が初期形状から変わったことにより、3次元 CFD 解析と各断面ごとの 2次元 CFD 解析との差異は初期形状の場合と異なることが想定されるため、このねじり角分布の適用は必ずしも厳密な設計 C_L の実現には有効とは限らない。そこで、初期形状のねじり角分布（黒●）とこのねじり角分布（赤●）の中間的なねじり角分布を設定し、全機形状の迎角を変えて polar curve（揚抗特性の曲線）を算出することで、設計 C_L における全機 C_D が初期形状より低減させる可能性を検討した。この中間的なねじり角分布を適用した設計形状を Design02 と呼ぶことにする（詳細は後述）。以下に、本手法による 3次元翼設計に対する CFD 解析の結果について述べる。

図 3-11 は Design01 と初期形状の 3次元 CFD 解析による全機の揚抗特性と揚力特性の比較を示す。図(a)より、Design01 の抵抗が全機設計揚力係数 ($C_L=0.526$) で初期形状より低減されていることが認められる。これは各断面での 2次元翼としての設計 C_l で

の 断面抵抗 C_d が低減されていることの反映であるものと理解される。図(b)の揚力特性において同一 C_L では Design01 の方がより迎角が大きくなっているのは、図 3-10 のねじり角分布において全体的に初期形状よりねじり角が小さくなっていることのためであるものと考えられる。

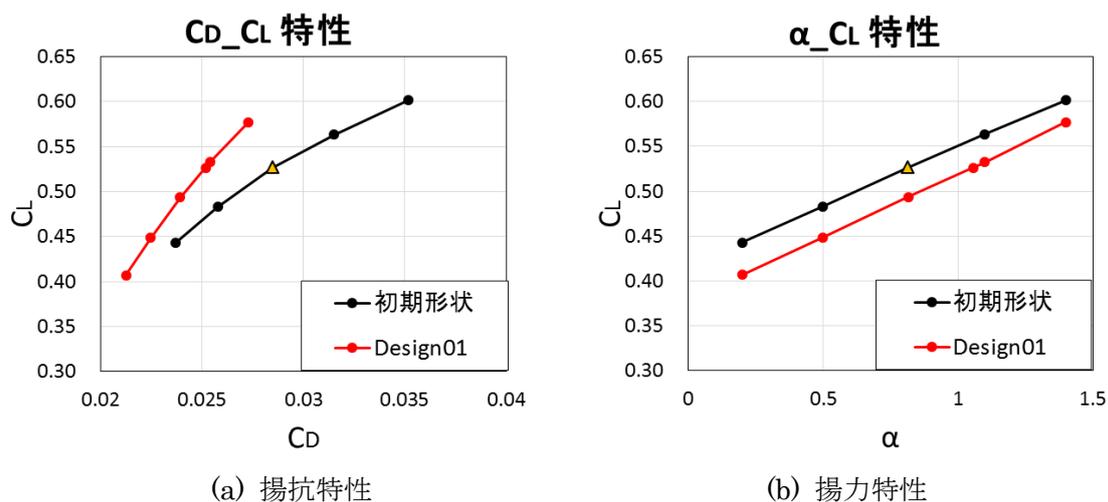
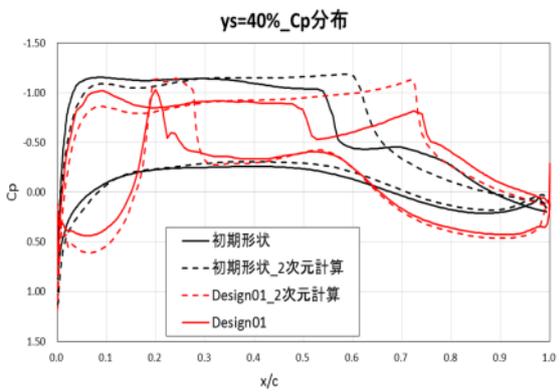
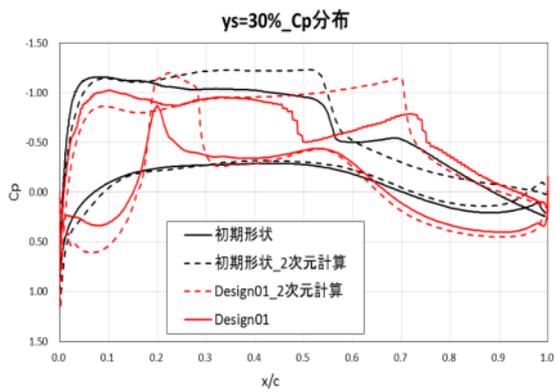
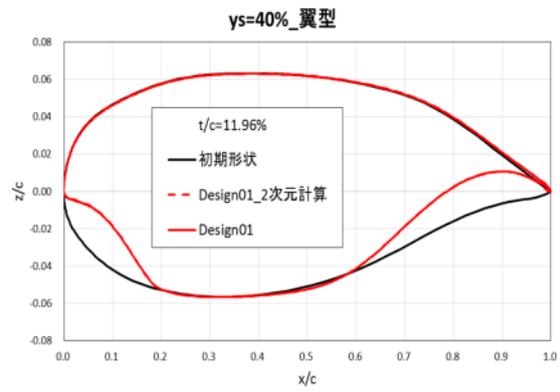
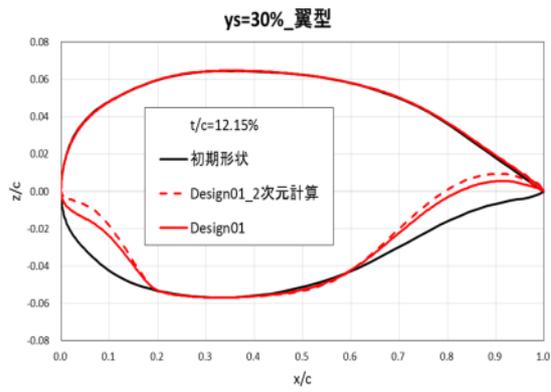


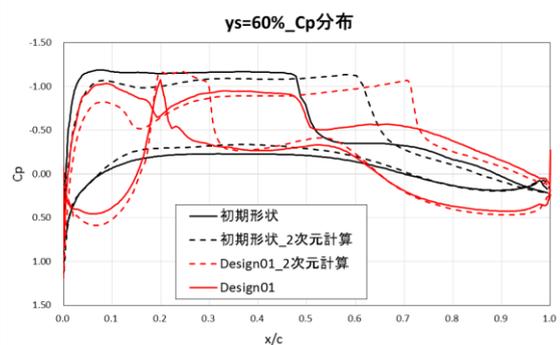
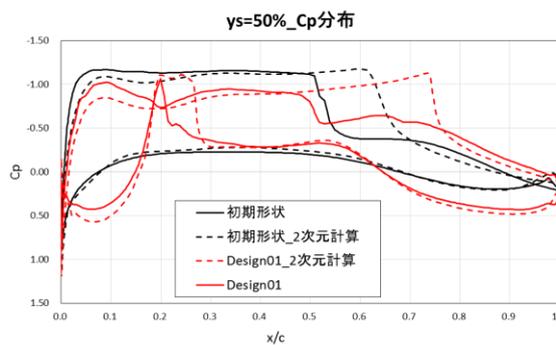
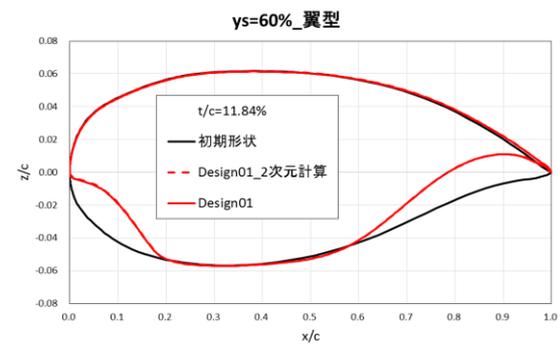
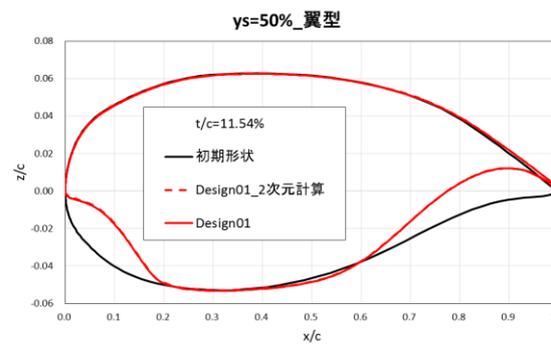
図 3-11 初期形状と Design01 の 3 次元 CFD 解析による空力性能の比較

図 3-12 は Design01 と初期形状の Design01 形状の 3 次元 CFD 解析による C_p 分布の比較である。図 3-9 と異なる点は、Design01 に対する 3 次元 CFD 解析による断面 C_p 分布を抜き出して (赤実線)、それを重ね合わせて描いている点である。これは初期形状の 3 次元 CFD 解析による断面 C_p 分布 (黒実線) と比較されるべきものである。図より、Design01 ではフロントローディングを設けたことにより、上面の負圧レベルが低減 (C_p の絶対値が減少) しており、内翼では最初の衝撃波による圧力上昇後に再び圧力が低下して (膨張して)、その後再度衝撃波が発生している様子 (“2 段衝撃波”) が見られる。また下面には前方部に衝撃波が見られている点も特徴的である。この上面の 2 段衝撃波と下面の衝撃波の発生は、通常の 3 次元遷音速翼では見られない現象で、今回用いた乱流モデルにおいては衝撃波による境界層剥離が生じていないことから、図 3-11 の 3 次元 CFD 解析による抵抗低減効果は妥当と考えられる反面、これまでの常識と比較して通常的设计に用いられない C_p 分布形でもあるので、再考の余地があるものと考えられる。そこで、次にその改善に向けた検討結果を以下に示す。



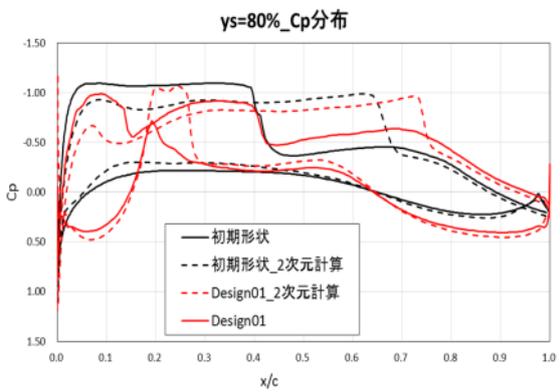
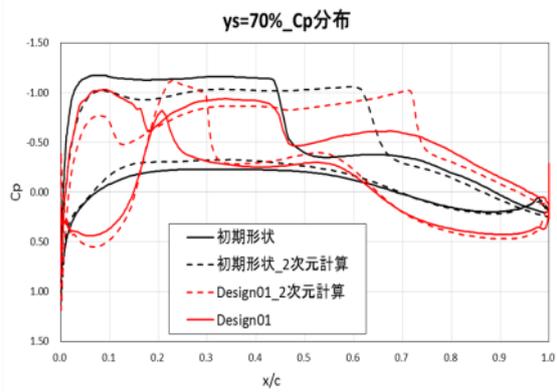
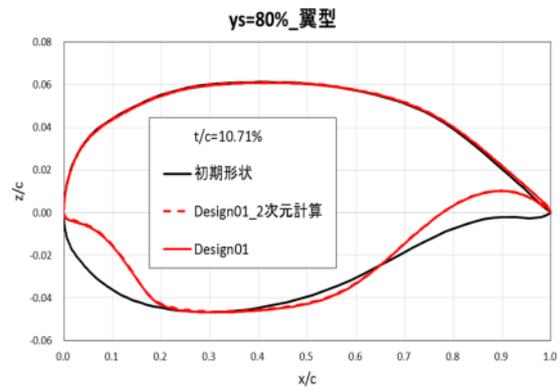
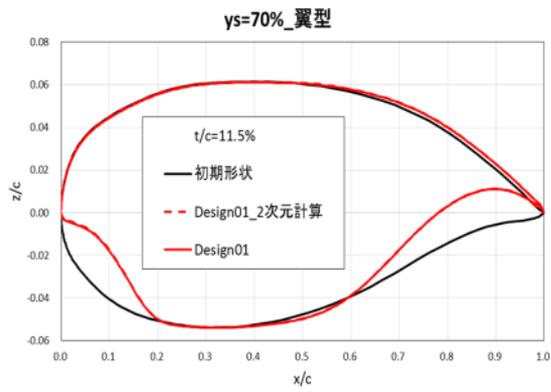
(a) $y/s=30\%$ 断面

(b) $y/s=40\%$ 断面



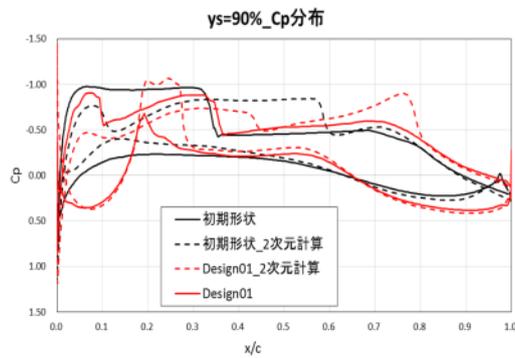
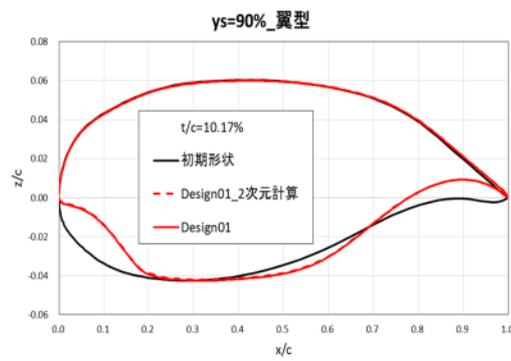
(c) $y/s=50\%$ 断面

(d) $y/s=60\%$ 断面



(e) $y/s=70\%$ 断面

(f) $y/s=80\%$ 断面



(g) $y/s=90\%$ 断面

図 3-12 初期形状と Design01 の 3次元 CFD 解析による断面 Cp 分布の比較

(3) 上面 2 段衝撃波と下面衝撃波の低減に向けたねじり角分布の検討

前述したとおり、『(2) 第 2 章の設計指針に基づく断面設計法の適用』においては、 C_D の低減という目標は達成できたものの下面前半部に衝撃波が存在し、また上面には 2 段衝撃波が存在するという 2 点は通常的设计において見られない特徴であり、再考の余地を有する課題と言える。この問題の解決に向けた一案として、2 次元設計断面を 3 次元翼に展開する際のねじり角分布の適度な調整による改善の可能性が考えられ、ここではねじり角分布の違いが衝撃波の強さにどの程度の影響を与えるかを把握することを目的として、『(2) 第 2 章の設計指針に基づく断面設計法の適用』で用いた設計翼型をそのまま用いて、ねじり角分布は図 3-13 の初期形状 (黒●) と Design01 (赤●) の中間的なねじり角分布 (青●) を適用した 3 次元翼形状 (Design02 と呼称) を設計し、その 3 次元 CFD 解析を実施した。以下に、この設計結果を示す。

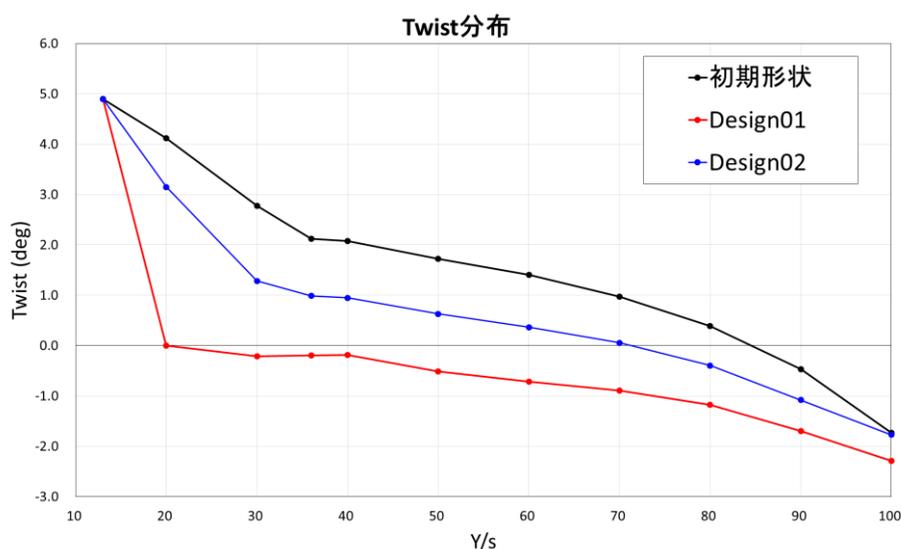
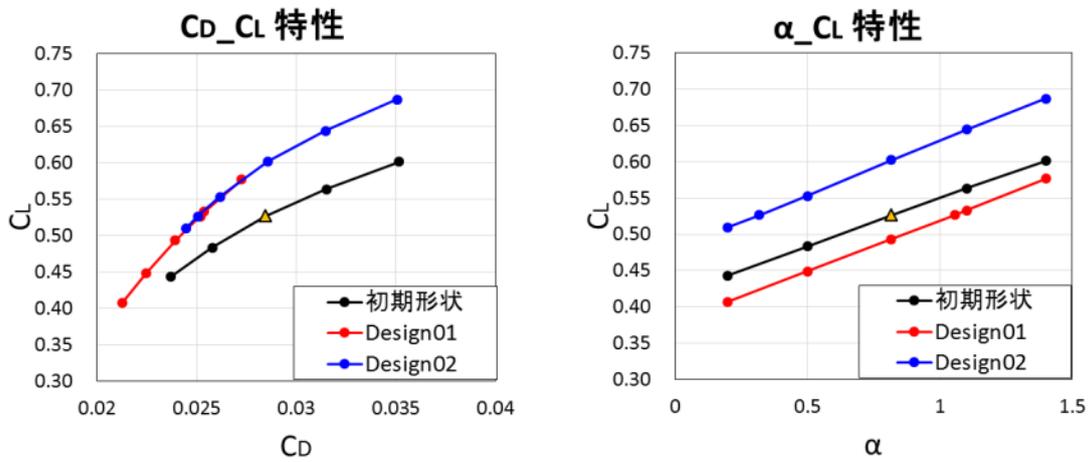


図 3-13 初期形状と Design01 と Design02 に適用したねじり角分布の比較

図 3-14 は Design01 及び Design02 と初期形状の 3 次元 CFD 解析による揚抗特性と揚力特性の比較を示す。図(a)より、設計 C_L (図中の Δ) では Design02 の抵抗は Design01 とほぼ同一であり、Design01 同様、初期形状より抵抗が低減されていることが認められる。これも基本的に断面形状の設計効果が反映されているものと考えられる。但、ねじり角分布を Design01 より大きめに設定しているため Design01 とは異なり、図(b)より同一 C_L を実現する迎角は初期形状のものより大幅に減少することがわかる。



(a) 揚抗特性

(b) 揚力特性

図 3-14 初期形状と Design01 及び Design02 の 3 次元 CFD 解析による空力性能の比較

図 3-15 は Design01 及び Design02 と初期形状の局所揚力荷重 ($C_l \cdot c$) 及び揚力係数 (C_l) 等の分布を示す。右上図より、2 次元翼としての設計 C_l (赤破線) は同一であるのに、3 次元翼としての CFD 解析による局所揚力係数は Design01 (赤実線) と Design02 (青実線) で異なっていることがわかる。これは適用したねじり角分布の差異が反映された結果として理解できる。また右下図より、局所抵抗係数 (C_d) は Design01 も Design02 も $y/s=50\%$ より外側で抵抗値が負になっており、これは戻り角を考慮した局所的な迎角が負になってしまったことにより推力成分に変換されていることを意味する。この効果が 3 次元翼全体としての抵抗低減に効いているものと考えられる。

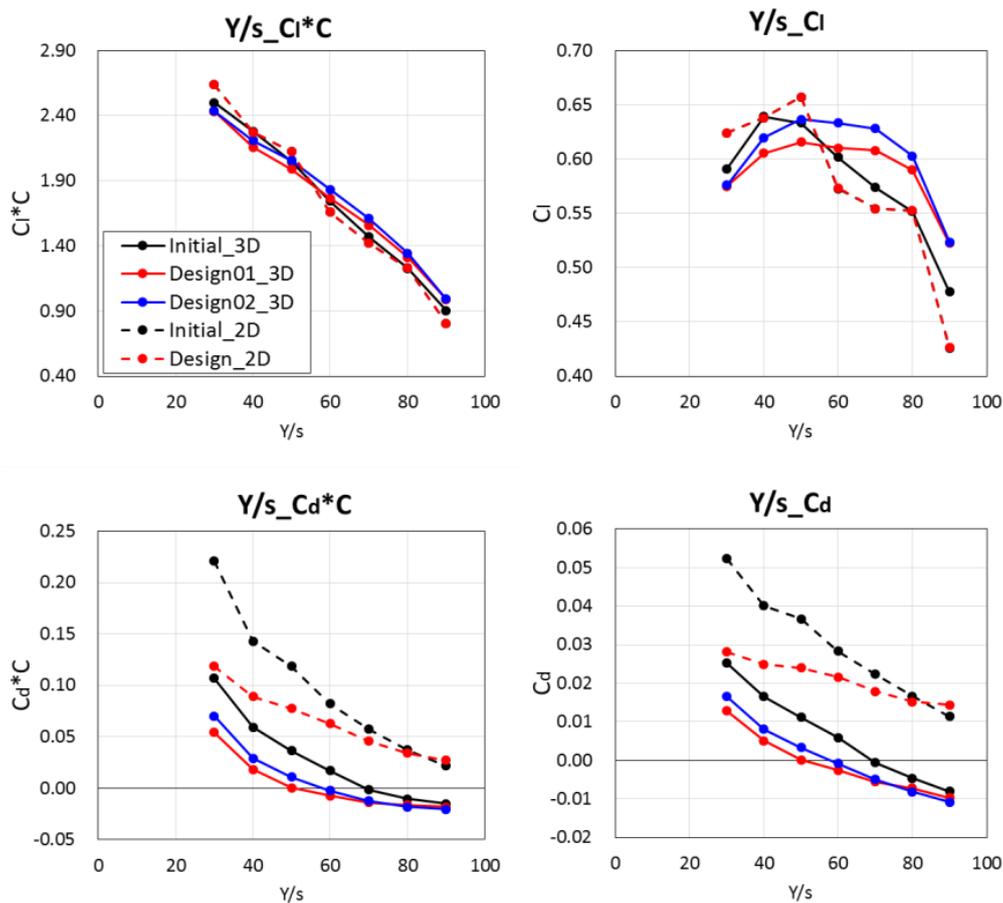
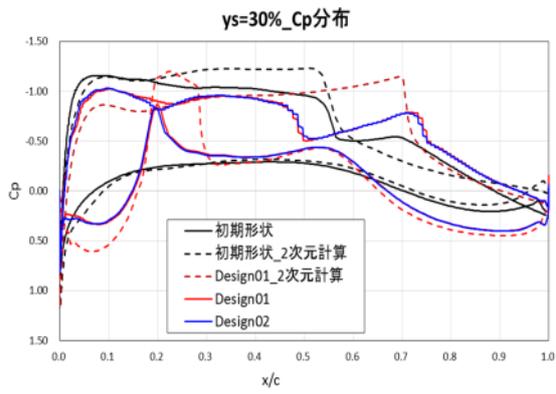


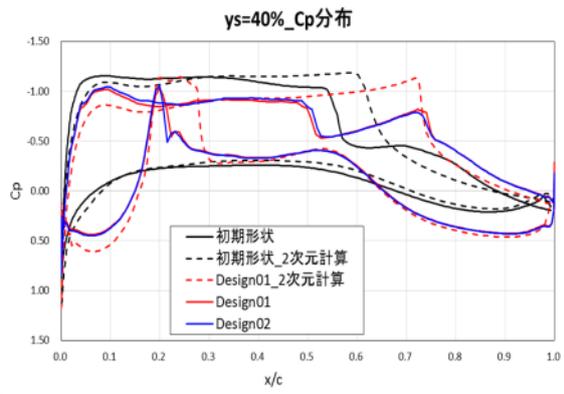
図 3-15 Design01、Design02、初期形状の 3 次元 CFD 解析による各断面での空力特性の比較

(左上図：局所揚力荷重 $C_l \cdot c$ 、右上図：局所揚力係数 C_l 、左下図：局所抵抗荷重 $C_d \cdot c$ 、右下図：局所抵抗係数 C_d)

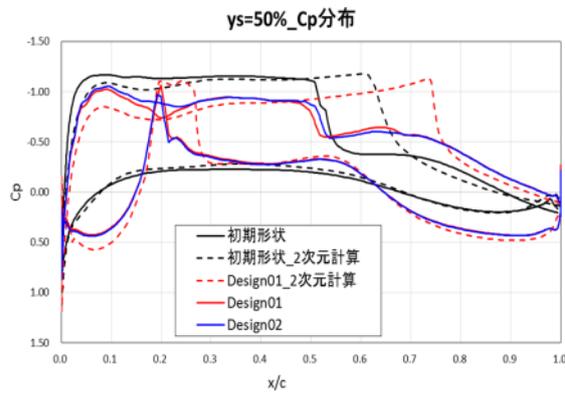
図 3-16 は、Design02 と初期形状及び Design01 の 3 次元 CFD 解析による断面 C_p 分布の比較である。図 3-12 と異なる点は、Design02 に対する 3 次元 CFD 解析による断面の C_p 分布を抜き出して (青実線)、それを重ね合わせて描いている点である。これは初期形状及び Design01 の 3 次元 CFD 解析による断面 C_p 分布 (黒及び赤実線) と比較されるべきものである。図より、Design02 も Design01 同様、フロントローディングを設けたことにより、上面の負圧レベルが低減 (C_p の絶対値が減少) しており、上面の 2 段衝撃波と下面の衝撃波の発生が認められる。これより、ねじり角分布の修正は下面衝撃波や上面の 2 段衝撃波に対する影響度合いが極めて小さいものと考えられる。従って、Design01 で明らかとなったこれらの課題を解決するためには、もう一度翼型の設計から考え直す必要があると考えられる。



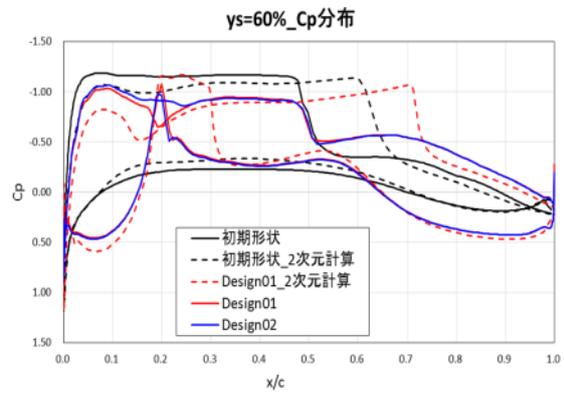
(a) $y/s=30\%$ 断面



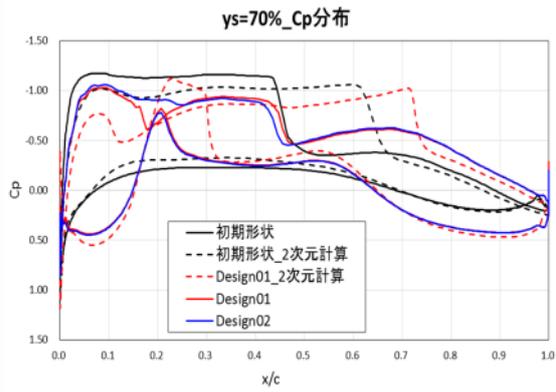
(b) $y/s=40\%$ 断面



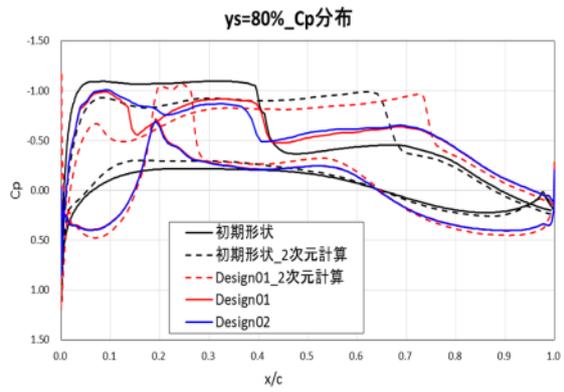
(c) $y/s=50\%$ 断面



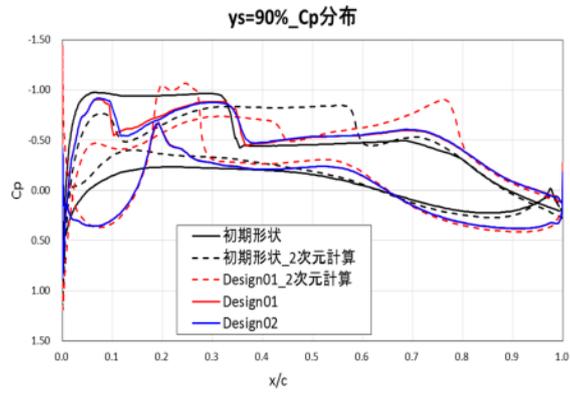
(d) $y/s=60\%$ 断面



(e) $y/s=70\%$ 断面



(f) $y/s=80\%$ 断面



(g) $y/s=90\%$ 断面

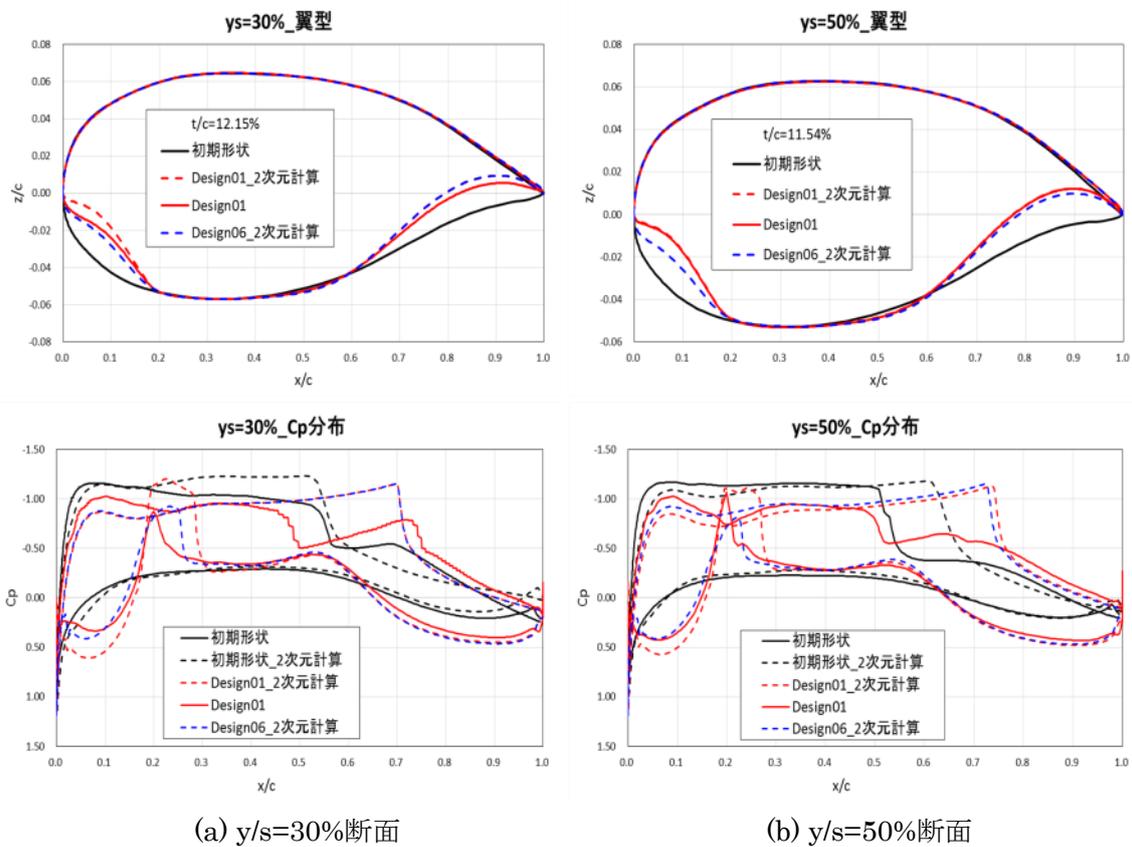
図 3-16 初期形状と Design02 の断面形状と C_p 分布の比較

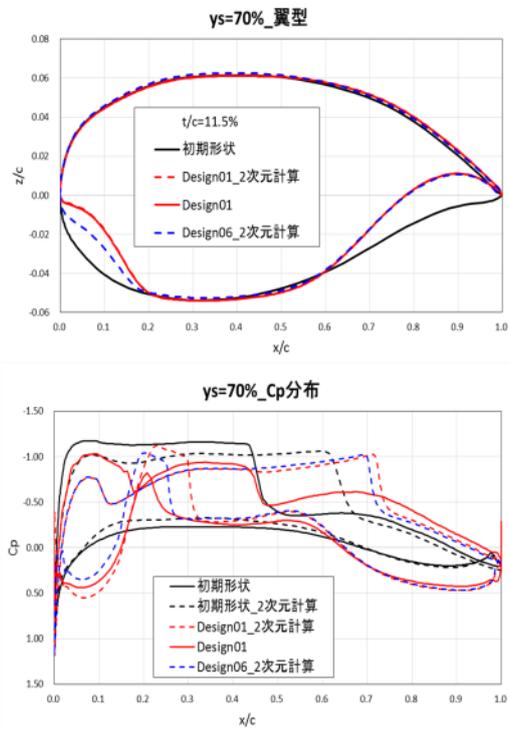
3.2.2 上面2段衝撃波と下面衝撃波の低減に向けた翼断面設計の改良

(1) 2次元翼断面の再設計

3.2.1 で生じた下面衝撃波や上面の2段衝撃波の改善にはねじり角分布だけでは限界があることが分かったため、2次元翼としての設計段階で下面衝撃波を緩和する形状を創出する必要が生じた。そこで、以下にその改善に向けた試みの結果を述べる。

第2章の設計結果の知見から、下面衝撃波を緩和するには、フロントローディング部の形状として、パラメーター③の勾配を小さくすることが有効と考えられる。そこで、その点を取り込んだ新しい翼断面を設計した (Design06 と呼称)。図3-17 にその形状とそれに対する2次元CFD解析による断面 C_p 分布の比較を示す。





(c) $y/s=70\%$ 断面

図 3-17 下面衝撃波緩和のための設計形状 (Design06) と初期形状及び Design01 の各翼幅断面の 2 次元 CFD 解析による断面 C_p 分布の比較

(2) ねじり角分布の検討結果を考慮した 3次元翼への展開

上記の『(1) 2次元翼断面の再設計』において得られた新たな2次元翼断面を用いて、再度3次元翼設計を実施し、その評価を行った。まず、内翼での揚力の負担を大きくして外翼では減らすような工夫が下面の衝撃波の解消に有効であるとのこれまでの知見を活かして、ねじり角分布として図3-18に示されるようなものを想定し、新たな3次元翼を設計した。次にその形状の3次元CFD解析を行って抵抗特性を推定し、初期形状との比較を通して評価を行った。以下に検討結果を述べる。

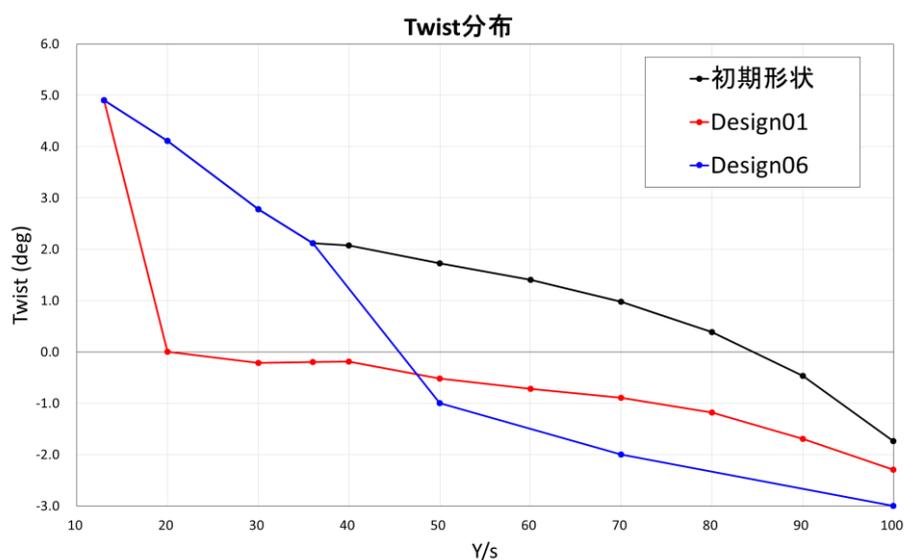
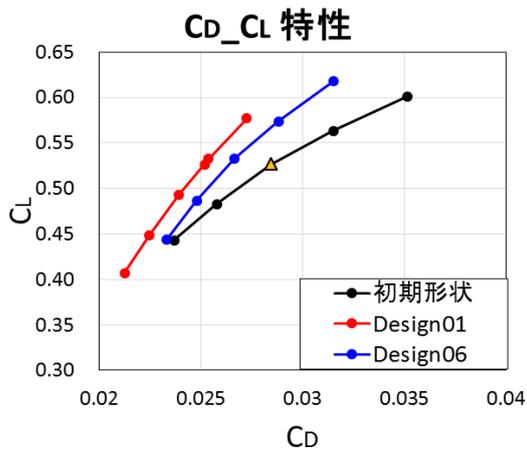


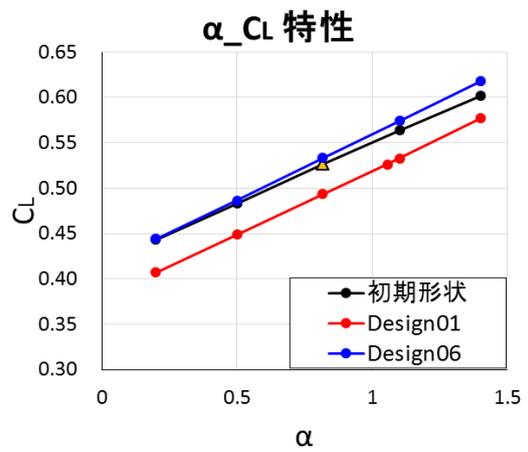
図 3-18 初期形状と Design01 及び Design06 に適用した捩り角分布の比較

図 3-19 は Design01 及び Design02 と初期形状の 3次元CFD解析による揚抗特性と揚力特性の比較を示す。図(a)より、設計 C_L (図中の Δ) では Design06 の抵抗は Design01 よりは大きくなっているものの、Design01 同様、初期形状より抵抗が低減されていることが認められる。これも基本的に断面形状の設計効果が反映されているものと考えられる。

図 3-20 は、Design06 と初期形状及び Design01 の 3次元CFD解析による断面 C_p 分布の比較、図 3-21 は Design06 と初期形状及びの 3次元CFD解析による設計揚力状態における抵抗特性である。

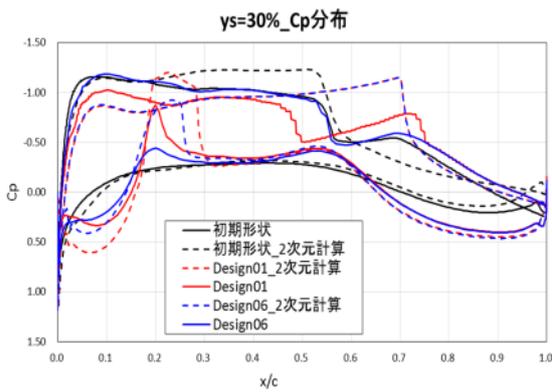


(a) 揚抗特性

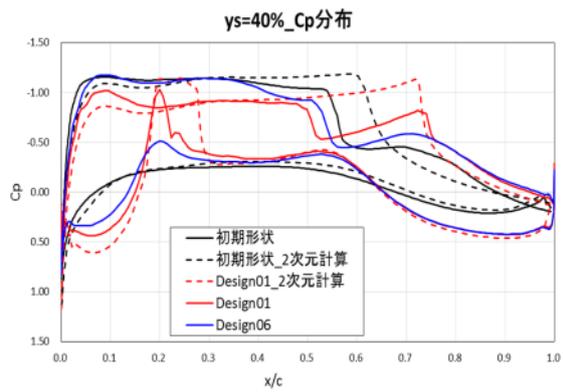


(b) 揚力特性

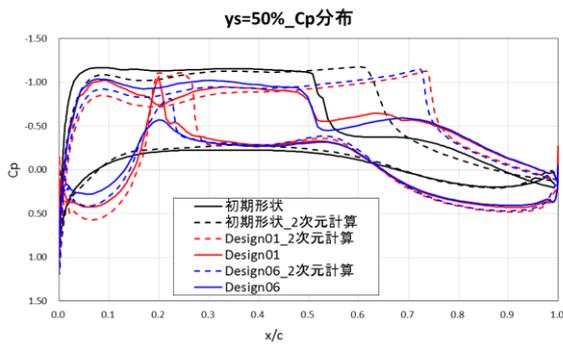
図 3-19 初期形状と Design01 及び Design06 の 3 次元 CFD 解析による空力性能の比較



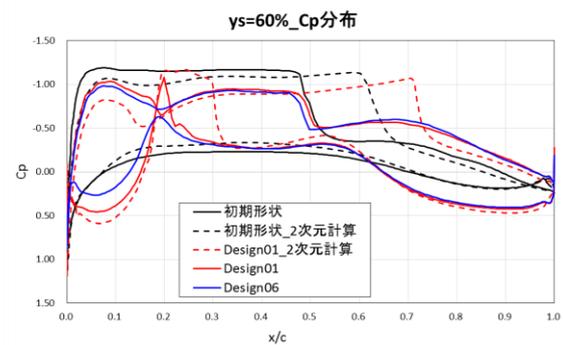
(a) $y/s=30\%$ 断面



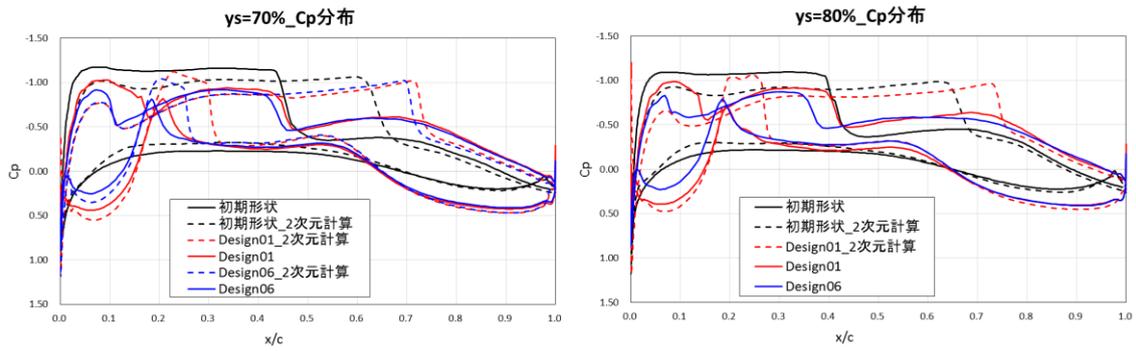
(b) $y/s=40\%$ 断面



(c) $y/s=50\%$ 断面

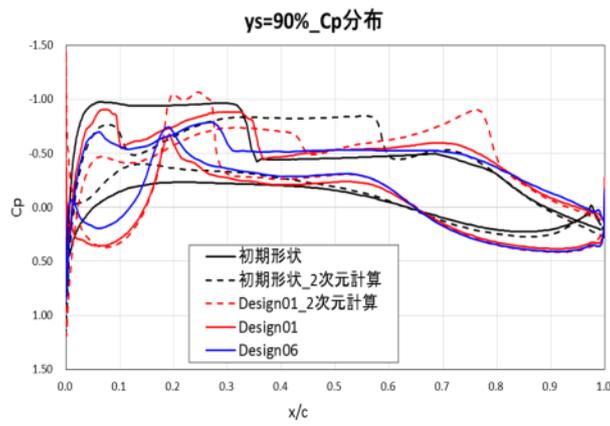


(d) $y/s=60\%$ 断面



(e) $y/s=70\%$ 断面

(f) $y/s=80\%$ 断面



(g) $y/s=90\%$ 断面

図 3-20 初期形状と Design01 及び Design06 における 3 次元 CFD 解析による断面 Cp 分布の比較 (参考として、2 次元 CFD 解析による Cp 分布も破線で示す)

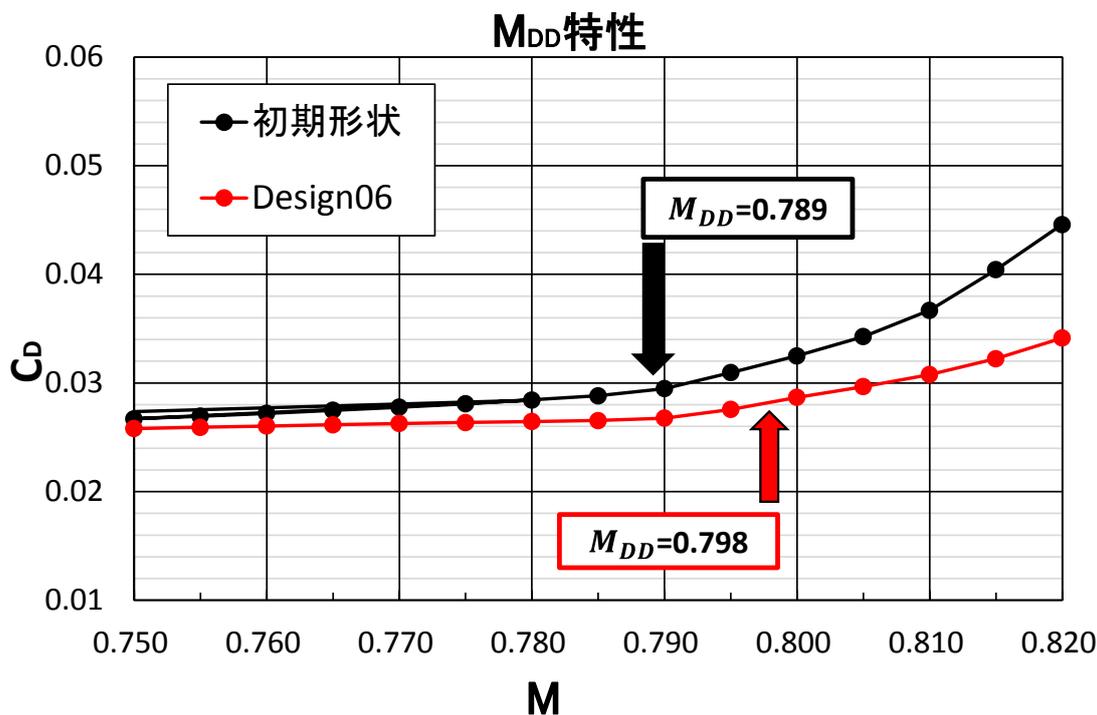


図 3-21 TRA2012A と Design06 の設計揚力状態における抵抗特性

図 3-20 より、3次元 CFD 解析において Design06 の下面衝撃波が緩和されていることが確認できた。但し、外翼部ではまだ緩和効果が十分ではないので、今後更に同種の改善設計の必要性が明らかになった。一方で改善の方向性としては、ねじり角分布の検討によって内翼側の下面衝撃波及び上面の 2 段衝撃波の緩和を実現できたことから、Design06 では全断面に対して設計形状を適用したが、それに対して今後の改善案の設計指針としては外翼側に初期形状の断面形状を適用することによって、抵抗低減効果を維持しつつ下面衝撃波及び上面の 2 段衝撃波の無い主翼設計が行えるものと推測される。これは、Design06 で適用したねじり角分布では外翼側のみに下面衝撃波及び上面の 2 段衝撃波の発生を許したことから、外翼側にこのような衝撃波を生まない形状を採用しつつ内翼側の形状によって低 C_d 化及び高 M_{DD} 化を狙うという狙いである。

また図 3-21 より、今回 3次元翼展開を行った最終成果である Design06 においては 2次元翼設計の効果で得られた高 M_{DD} 化の効果を活かして、本 3次元翼設計の比較対象である TRA2012A の主翼を十分超える M_{DD} の実現 ($\Delta M_{DD}=0.009$) を図ることができたことが確認できた。

3.3 3次元設計法のまとめ

本研究における3次元翼設計では、第2章で構築した高 M_{DD} 化と低 C_d 化の両方を実現する翼型の設計法の適用を通して3次元翼へ展開する方針を取った。狙いとしては、JAXA航空技術部門の環境適合航空機の技術参照機体であるTRA2012Aの抵抗低減の実現を目標とした。具体的には、TRA2012Aの3次元翼の翼幅方向の各断面に対して、2次元翼としての最適設計結果を適用するという方法を採用した。

本研究における設計結果として、TRA2012Aを下回る C_D を実現する3次元翼を設計することができたが、断面の圧力分布において下面に衝撃波と上面に2段衝撃波が確認された。そこで、3次元翼への展開時の設計パラメーターとしてねじり角分布を取り上げ、その C_D への影響感度を調べると同時に、2次元翼としての断面の再設計も試みたところ、内翼側において下面の衝撃波及び上面の2段衝撃波を緩和できる形状を設計することができた。また上記の成果に加えて、TRA2012Aを十分に超える M_{DD} を実現することもできた。一方において、外翼側ではまだ下面衝撃波及び上面2段衝撃波が残っており、その設計の改善は今後の課題である。しかしながら、この点に関しては今回の2次元翼断面の再設計及びねじり角分布の適切な設定のアプローチをさらに改善して行くことで十分対応可能であるものと推察される。

4. 結論

本研究では、従来の主翼設計法を見直し、より高 M_{DD} 化と低抵抗化を可能とする新たな設計法を構築して航空機の経済性向上に寄与することを目的に、先行研究の課題である設計マッハ数における抵抗低減に加え、2次元翼を3次元翼へ展開する上での抵抗低減の実現の達成方法を構築することを目標として設計を行った。具体的には、現在 JAXA 航空技術部門で検討している亜音速旅客機である TRA2012A の空力性能を向上できる主翼を設計することとした。高 M_{DD} 化の検討方法としては、先行研究で採用された神谷の F 値に基づくアプローチではなく、抵抗特性に最も影響を持つと考えられる断面形状の局所的な領域についての物理的考察を通して形状修正を試み、各設計形状について直接 M_{DD} 特性を評価して最良形状を見出すという順問題的解法を適用する方針をとった。

2次元翼の設計においては、遷音速旅客機に適した代表的な超臨界翼型である DSMA523 翼型を基準翼型として改良を行うに当たって、設計指針として下記の二つの狙いを設定した。

狙い①：『高 M_{DD} 化』(2-2-1 参照)

狙い②：『低 C_d 化』(2-2-2 参照)

その上で設計条件として、翼厚比 (t/c) を基準形状である DSMA523 翼型の翼厚比 $t/c = 10.99(\%)$ に合わせるか、先行研究の最適翼型である D53-id03 の $t/c = 10.45(\%)$ に合わせるかの二通りの検討方針を考えた。D53-id03 の $t/c = 10.45(\%)$ に合わせた最終結果としては、D62_id02 形状において D53_id03 の M_{DD} よりも低いものの、設計のベースとなった DSMA523 翼型を十分超える M_{DD} の向上 ($\Delta M_{DD} = +0.009$) の実現と DSMA523 翼型及び D53_id03 のいずれの C_d 値を下回る C_d の低減 ($\Delta C_d = -0.0024$) を達成することができた。また翼厚比が異なるのは正しい比較ではないことから、DSMA523 翼型の $t/c = 10.99(\%)$ に合わせた検討も行い、最終結果として D88_id02 形状において比較対象である DSMA523 翼型を十分超える M_{DD} の向上 ($\Delta M_{DD} = +0.003$) と DSMA523 翼型の C_d 値を下回る C_d の低減 ($\Delta C_d = -0.0007$) を確認することができた。

次に、3次元翼への展開を行うにあたって、 C_D の低減効果を考える対象の基準機体として TRA2012A を選定し、第2章で構築した2次元翼の設計法を3次元翼に展開し、その改善効果を調べることを目的とした。本研究の3次元翼設計では、TRA2012A 主翼(3次元翼)の翼幅(スパン)方向の各断面に対して2次元翼としての最適設計結果を適用するという方法を採用した。その結果、TRA2012A を下回る C_D の低減効果 ($\Delta C_d = -0.0034$) を達成することができたが、圧力分布において下面に衝撃波と上面に2段の衝撃波が確認され、改善余地が残った。そこで最適な2次元翼を3次元翼に展開する際に設計パラメータとして用いたねじり角分布が設計結果(抵抗特性)に与える影響感度を調べたところ、2次元翼断面の修正と捩じり角分布の適正化を行うと、TRA2012A を下回る C_D の低減効果 ($\Delta C_d = -0.0018$) を実現しつつ、下面衝撃波及び上面2段衝撃波を緩和する3次元形状を設計する

ことも可能となった。また同時に、TRA2012A の M_{DD} を十分超える M_{DD} の向上 ($\Delta M_{DD}=+0.009$) も実現できた。但し、外翼側においては下面衝撃波及び上面 2 段衝撃波の緩和ができず、その改善は今後の課題として残ったが、この点に関しては内翼側の設計改善の効果の分析を更に深めることで、その改善見通しを得ることは十分可能であるものと考えられる。

よって本研究成果は当初の目標を達成し、将来の経済的な航空機の主翼設計法の開発に十分資するものであると考えられる。

参考文献

- [1] JADC, “民間航空機に関する市場予測 2015-2034”, p21-35 , (2015),
(http://www.jadc.jp/files/topics/98_ext_01_0.pdf)
- [2] 佐藤亮介,”Supercritical 翼型の改良による高 MDD 翼型の創出”,修士論文,(2016)
- [3] 神谷信彦, “遷音速における二次元翼の抵抗発散”, NAL TR-299, 航空宇宙技術研究所,
(1973)
- [4] 高梨進, “航空機開発における風洞試験と CFD ” , 第 9 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, p313-318,(1991)
- [5] Dahlin, John A., William D. Bachalo, and Louis S. Stivers Jr., “An Experimental Study of Transonic Flow About a Supercritical Airfoil.” NASA TM-81336,(1983)
- [6] P. H. Cook, M A McDonald, M C P Firmin ,”Aerofoil RAE 2822 - pressure distributions, and boundary layer and wake measurements”, AGARD AR-138, Experimental Data Base for Computer Program Assessment ,(1979)
- [7] Robert J. McGhee, et al,” LOW-SPEED AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A 17-PERCENT-THICK AIRFOIL SECTION DESIGNED FOR GENERAL AVIATION APPLICATIONS ”,NASA TN D-7428
- [8] 川崎重工株式会社 航空宇宙カンパニー 技術本部“宇宙航空研究開発機構 研究開発業務 「120 席級旅客機全機巡行形態の空力設計」 JX-PSPC-402039 成果報告書”,(2014)

謝辞

本研究を進めるにあたり、指導教官である吉田憲司教授には、多大なるご助言・ご協力をいただきました。論文執筆の添削を始めとし、吉田先生にはお手数とご迷惑をおかけすることが多々ありましたことお詫び申し上げます。また、研究活動の過程で研究者としての心構えを学ばせていただくと同時に、課題や問題に直面した際の姿勢など今後の人生においても生きるようなご指導を賜りました。吉田先生が熱心に向き合ってくださいのおかげでも楽しく、充実した2年間を送ることができました。心より感謝いたします。

エイ・エス・アイ総研の石川敬掲氏には、研究指針の相談をはじめとして、仕事をする上でのマナーなど研究活動にとどまらない自身の成長に繋がるアドバイスをたくさん頂きましたことを感謝致します。

株式会社菱友システムの黒田文武氏には、本論文の3章に当たる3次元翼設計の方針についてご相談に乗って頂きましたし、計算格子の作成方法についても何度もご相談に乗って頂きましたことを感謝致します。

JAXA 航空技術部門航空システム研究ユニットの郭東滑氏には、TRA2012A の情報提供を頂きましたと同時に、風洞試験においても様々な貴重な経験をさせて頂きました。ここに、改めて感謝の意を表します。

同ユニットの湯原達規氏には、風洞試験においてお世話になると同時に、研究活動及び学生生活のお話にもお付き合い頂きました。ここに、改めて感謝の意を表します。

同ユニットの徳川直子氏には、学習院大学の学生と共に研究活動におけるご相談に乗って頂きました。ここに、改めて感謝の意を表します。

株式会社 TOUA の筧由里子氏には、JAXA 航空技術部門で研究活動を行うための環境を整えて頂きました。お蔭様で、とても快適な環境で研究を進めることができました。ここに、改めて感謝の意を表します。

そして、JAXA 宇宙航空研究センター（飛行場分室）次世代航空機 C2 号館のその他の皆様には、毎日の生活において何かとお世話になりました。皆様のお蔭で快適な環境で研究活動に励むことができました。ありがとうございました。

最後に、同研究室の春日洋平さん、宮崎正也さん、また学習院大学 徳川直子研究室の石月健治君、由里直人君、及び DLR（ドイツ航空宇宙センター、Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt）からの研修生である Sven Christian Nauck には、研究活動における多くのご指導とご助言を頂きましたことを感謝致します。研究活動に限らず、プライベートな会話やお付き合いも頂き、苦楽を共にしながら充実した学生生活多くることができました。ありがとうございました。

東京大学大学院 新領域創成科学研究科 先端エネルギー工学専攻
吉田憲司研究室 修士2年
佐藤 宥毅