

## 超音速と遷音速巡航の多目的空力最適化

佐々木 大輔<sup>\*1</sup>、竹口 幸宏<sup>\*1</sup>、大林 茂<sup>\*1</sup>、中橋 和博<sup>\*1</sup>、広瀬 直喜<sup>\*2</sup>

### Multi-Objective Aerodynamic Optimization for Supersonic and Transonic Cruise

Daisuke SASAKI<sup>\*1</sup>, Yukihiro TAKEGUCHI<sup>\*1</sup>, Shigeru OBAYASHI<sup>\*1</sup>, Kazuhiro NAKAHASHI<sup>\*1</sup>, Naoki HIROSE<sup>\*2</sup>

#### ABSTRACT

This paper describes the design optimization of a wing for supersonic transport (SST) using Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA). The objective functions are to minimize the drag for transonic cruise, the drag for supersonic cruise and the bending moment at the wing root for supersonic cruise. The wing shape is defined by planform and warp shapes in total of 66 design variables. An Euler code is used to evaluate supersonic performance, and a potential code is used to evaluate transonic performance. To reduce the enormous total calculation time, the CFD calculations are parallelized on NEC SX-4 (32PE) at Computer Center of Tohoku University. The Pareto optimal solutions are obtained in the three dimensional objective function space by the present approach. The resulting Pareto solutions identify that arrow wing configuration is one of the important factors for the wing performance.

#### 1. はじめに

今日のように国際化が顕著となり、物資や人間の移動が盛んになるにつれて、各大陸間の飛行時間を短縮する超音速旅客機 (SST) の開発が待ち望まれてきた。現在運行中のSSTであるコンコルドは揚抗比の小ささ等の問題のため商業的には失敗であった。しかし、最近になって世界的に次世代SSTの開発機運が高まっている。日本においても航空宇宙技術研究所 (NAL) を中心として研究・開発が行われている。しかし、現段階においてSSTの開発には揚抗比の問題以外に技術的に克服困難な問題が多数存在する。その一つが衝撃波によるソニックブームの発生である。ソニックブームを低減する有効な方法は確立されていないため、次世代SSTは洋上のみで超音速巡航を行い、大陸上では遷音速巡航を行う可能性が高い。

従って、次世代SSTは超音速巡航性能の向上のみならず、遷音速巡航性能の向上も重要である。超音速巡航抵抗を低減する大きな後退角はアスペクト比を減少させ遷音速巡航抵抗の増加をもたらすため、超音速巡航及び遷音速巡航における空力性能のトレードオフ面 (パレート最適解) を調べる必要がある。このため、竹口らにより翼平面形のみでの多目的最適化結果が発表されている<sup>1)</sup>。この研究では遷音速巡航及び超音速巡航の空力性能のみを向上させると非現実的な高アスペクト比翼が生じる可能性があるため、翼根にかかる曲げモーメントが第三の目的関数として考慮された。

本研究では翼平面形の最適化に加えて、ワープ形状、

翼厚分布の最適化を行う。ワープ形状とはキャンバーにねじりを組み合わせた複雑な形状のことで、翼型のキャンバーラインの翼幅方向の連なりである。従来、ワープ面の最適化は線形理論によって行われてきたが、超音速巡航及び遷音速巡航の空力性能の多目的最適化においては、超音速巡航性能の単一目的最適化と異なり超音速前縁を持つ翼も最適解の一つとなり得るため線形理論によって空力性能を計算することはできない。従って、本研究では超音速の空力評価にオイラー計算、遷音速にはポテンシャル計算を用いて、SSTの遷音速巡航及び超音速巡航の空力性能と超音速巡航時の翼根の曲げモーメントについての多目的最適化を行う。その結果得られたパレート最適解の解析を行うとともに、NALの超音速設計翼との比較を行い、本手法の有効性を確かめる。NAL超音速小型実験機のプロジェクトではロケット実験機について4次設計まで空力設計を行ったが、3次設計翼以降ではナビエ・ストークスコードを用いて粘性を考慮している<sup>2)</sup>。そこで、粘性の考慮されていない2次設計翼を今回の比較の対象とする。

多目的最適化問題を解くとパレート最適解と呼ばれる解群が得られる。パレート最適解を効率よく多数得る手法として多目的遺伝的アルゴリズム (MOGA) がある。MOGAは遺伝的アルゴリズム (GA) を多目的問題に拡張した最適化法であり、GAは生物進化を計算機上で模して適応、学習、最適化を行う手法である<sup>3)</sup>。本研究ではパレート最適解を効率よく多数得る必要があるため、MOGAを用いて多目的最適化問題を解く。

<sup>\*1</sup> 東北大学工学研究科航空宇宙工学専攻

<sup>\*2</sup> 航技研

## 2. 多目的最適化問題の定式化

本研究では、SSTの遷音速巡航、超音速巡航の空力性能及び超音速巡航時の翼根にかかる曲げモーメントの2つを目的関数とする多目的最適化を行う。

超音速翼を定義する設計変数は翼平面形、翼厚分布、キャンバー、ねじれ分布に分類される。翼平面形は図1に示すように翼根、キंकにおける前縁後退角と翼弦長、翼幅、翼幅方向のキंक位置によって定義される。翼根、キंक、翼端で図2に示すように9点を制御点とするベジェ曲線で翼厚を定義し、その他のスパン位置では線形内挿によって翼厚分布を定義する<sup>4)</sup>。キャンバーはキंकの内側と外側で二枚のパネルに分けて、それぞれについて翼弦長方向に4点(図3)、翼幅方向に3点の制御点をおいたベジェ曲面を用いて定義する。線形理論でワープを最適化すると、翼根では負のキャンバーのときに超音速巡航抵抗は小さくなるので翼根では負のキャンバーをとるように制御点を負とし、それ以外では正とする。ねじれ分布は図4に示される6点を制御点とするB-スプライン曲線で表される。以上が設計変数の定義であり、その総数は66となる。また、設計変数の範囲を表1に示した。

設計条件は以下に示す通りであり、制約条件を表2に記した。制約条件として翼平面形に関しては翼面積を一定とした。また、翼厚分布に関しては最大翼厚及び前縁において微係数が連続であることとした。

### 飛行条件

遷音速巡航マッハ数	0.9	(高度 10km)
超音速巡航マッハ数	2.0	(高度 15km)
遷音速巡航時の揚力係数	0.15	
超音速巡航時の揚力係数	0.10	

### 目的関数

- 遷音速巡航抵抗の最小化
- 超音速巡航抵抗の最小化
- 超音速巡航時の翼根の曲げモーメント最小化

目的の揚力係数は揚力係数が迎角に対して比例関係にあることを利用し、3回の空力評価を行うことで適切な迎角を選択することにより得ている。超音速空力性能の数値計算にはTVD型上流差分法<sup>5)</sup>に基づくオイラーコードを用いた。このコードに収束を速めるためにLUSGS陰解法及び多重格子法<sup>6)</sup>を適用した。また、遷音速空力性能の数値計算には計算時間短縮のため完全ポテンシャルソルバー、FLO-27<sup>7)</sup>を使用した。

## 3. 最適化法(MOGA)

MOGAは生物進化のメカニズムを模倣したGAを用いた多目的最適化手法であり、ランダムに作られた設計候補の集団を評価、選択、再生の手順を踏んで進化させ最適解を得る手法である。再生過程では、選択された設

計候補(親)の設計変数を交叉と突然変異させることで新しい設計候補を発生させる。

MOGAの特徴として、1) 目的関数の勾配や微分を必要とせずかつ多点探索を行う事によって得られるロバスト性、2) たくさんの設計候補の評価を同時に行うことができることに依る高い並列化効率、3) 複数のパレート最適解を一度に得ることができることに依る高い計算効率、が挙げられる。

本研究で用いたMOGAは、集団サイズを64、世代数を75とした。MOGAを解くためには解がパレート最適であると同時に、パレート解がパレート集合中に一様に分布している必要があるため、パレート・ランキングとシェアリングを用いてランク付けを行い、ベストN選択法を用いて最適化を行った。また、約1万回に及ぶオイラー計算及びポテンシャル計算による翼の空力評価が必要となるため、これらの評価には東北大学大型計算機センター内のSX-4の32PEを用いて並列に処理した。その際、各個体のCFD評価に1つのCPUを割り当てるマスタースレーブ方式の並列処理を行った。1ケースの計算時間は約100時間である。

## 4. 結果

### 4.1 パレート最適集合の概略

以上の手法を用いて得られたパレート最適解の様子を図5に示す。目的関数が3つの多目的最適化であるため、3次元空間中にパレート最適解が得られた。この図から各目的関数間に存在するトレードオフ面を読みとることができる。3次元空間では各目的関数間の相関が分からないので、その図を2次元上に射影した。遷音速巡航抵抗、超音速巡航抵抗について射影した図が図6、超音速巡航抵抗、超音速時の翼根の曲げモーメントについて射影した図が図7である。これらの図より目的関数間に存在するトレードオフ面が明らかとなる。設計者はこれらのパレート最適解の中から目的に最も適合する超音速翼を選択することができる。

遷音速巡航抵抗と超音速巡航抵抗についてパレート解を射影した図6を考える。仮に遷音速巡航抵抗と超音速巡航抵抗に対して曲げモーメントが影響を及ぼさない場合には、パレート面境界は左下に凸の曲線となるはずである。しかし、今回の3目的最適化結果を見るとパレート面境界Iは途中で途切れていて、もう一つのパレート面境界IIが右方に生成している。このことから第三の目的関数である曲げモーメントの影響によりパレート面境界IIが生成していることが分かる。パレート面境界I上の翼は遷音速巡航抵抗あるいは超音速巡航抵抗はとても小さいが高アスペクト比翼であるため非現実的な翼である。従って、パレート面境界II上付近にある翼が実現可能な検討に値する翼であると考えられる。

次に超音速巡航抵抗と超音速巡航時の翼根の曲げモーメントについて射影した図7を考える。ここで得られたパレート面は左下に凸の曲線となっており、超音速巡航時の巡航抵抗と曲げモーメントは相反する関係を持ち、空力と構造のトレードオフを表している。

図6ではパレート面をアスペクト比によって記号を変えて比較を行った。アスペクト比が大きくなるにつれて、遷音速巡航抵抗は減少傾向となる。しかし、アスペクト比が増加しても超音速巡航抵抗は減少しない。従ってアスペクト比と遷音速巡航抵抗の間には密接な関係がある。図7ではテーパー比による比較が行われた。テーパー比がある値以下では超音速巡航抵抗が小さいことから、テーパー比の小さい翼は空力性能の良い翼であると言える。一方、テーパー比が大きくなると抵抗は大きくなるものの曲げモーメントは小さくなることから構造的に優れた翼となる。

#### 4.2 パレート解とNAL2次設計翼との比較

得られたパレート解の解析を行うためにNAL2次設計翼と比較を行った。2次設計翼は線形理論によってワープを最適化し設計された超音速翼であり、翼厚分布は既存の翼型からとられた。2次設計翼を今回用いた計算条件で計算を行った結果を図8に示した。図8より2次設計翼は右方にあるパレート面境界付近に存在していることから、十分現実的な翼として設計されていることが分かる。

2次設計翼と同等の遷音速巡航抵抗を持つ翼3つ(A, B, C)を選択して比較を行った。それらの翼及び2次設計翼の性能値を表3に平面形を図9にそれぞれ示した。比較を行うと、超音速巡航抵抗が最も小さい翼のアスペクト比は他と変わらないがテーパー比を大きくしてアロー翼化することにより、超音速巡航抵抗を小さくしていることが分かる。また、曲げモーメントの比較を行うために0%及び33%スパン長における $C_p$ 分布と翼型を図10に示した。33%の翼型及び $C_p$ 分布は3つの翼で大きな差が無いが、0%では曲げモーメントの小さな翼は後縁を厚くして、その付近で大きな揚力を稼いでいることが分かる。つまり、曲げモーメントの小さな翼は翼根付近において後縁を厚くする事でより大きな揚力を得て全体の揚力を稼ぎ、翼端付近の揚力を低く抑えることで曲げモーメントを小さくしている。ただし、この結果は空力計算が非粘性で行われたためであると思われる。粘性流で剥離が生じることを考慮に入れるとこのような最適解とはならないであろう。

次に超音速巡航抵抗が2次設計翼とほぼ同じ翼(C, D, E)を選択して比較を行った。その時の翼平面形及び性能値をそれぞれ図11、表3に示した。図11から分かるように遷音速巡航抵抗が小さくなるにつれてアスペ

クト比が大きくなる。アスペクト比を大きくすることでアロー翼化することにより、超音速巡航抵抗を小さくしていると考えられる。

最後に今回最適化を行った結果得られた翼で遷音速巡航抵抗、超音速巡航抵抗、曲げモーメントの全てが2次設計翼より小さい翼(F)との比較を行う。翼平面形を図12に、性能値を表3にそれぞれ示す。翼平面形の比較を行うと、NALの2次設計翼はデルタ翼に近い形状であるが、最適化で得られた翼はアロー翼形状である。また、図13に0%、33%スパン長における翼厚分布を示す。これらから、最適化されて得られた翼の翼厚はNAL2次設計翼よりも厚いことが分かる。この結果も流体モデルが非粘性であるためと考えられるが、基本的には翼が厚いほど燃料を多く積むことができるほかに構造的強度を増すことができるので有利である。

図14に示すように本研究で得られたアロー翼(F)は従来考えられてきたアロー翼に比べてアスペクト比は小さく、テーパー比は大きい。アスペクト比が小さくなっていることから、アロー翼に特有である空力弾性の問題が軽減されることが予想される。また、本研究の最適化結果よりデルタ翼やクランクアロー翼は設計候補として適当では無いことが分かる。デルタ翼は空力性能が低く、一方、クランクアロー翼は超音速前縁となってしまうことがその理由である。

#### 5 結論

本研究ではSSTの遷音速巡航及び超音速巡航の空力性能についてMOGAを用いて多目的最適化を試みた。翼平面形、ワープ形状等を計66の設計変数で表すことにより、オイラーコードを用いた3次元翼の最適化が可能となった。その結果、MOGAの強みであるパレート最適解を効率よく多数得ることに成功した。線形理論によって設計されたNAL2次設計翼と本手法によって最適化された翼の比較を行った結果、2次設計翼よりも優れた翼を生成することができたことから、本手法の有効性が確認された。

超音速巡航及び遷音速巡航性能の両方を向上させるための大きなアスペクト比は翼根における曲げモーメントを大きくしてしまうので現実的ではない。従って現実的なアスペクト比の範囲内で巡航抵抗を減らす方法が必要となる。

遷音速巡航抵抗がNAL2次設計翼とほぼ同じで、翼面積が等しい翼の超音速巡航抵抗を減らすためにはテーパー比を大きくしてアロー翼化をすることで実現可能である。また、同条件で超音速巡航時の翼根における曲げモーメントを減らすためには翼根付近の後縁部を厚くすることで実現される。ただし、これは非粘性の場合であり、粘性を考慮したナビエ・ストークスコードによる

結果では異なると考えられる。

また、超音速巡航抵抗が2次設計翼とほぼ同じで、翼面積の等しい翼の遷音速巡航抵抗を減らすためにはアスペクト比を大きくしてアロー翼化することが必要である。

以上のことからアロー翼がアスペクト比を必要以上に大きくすることなく空力性能を向上させる手段であることが分かる。アロー翼の空力性能は従来から知られていたが、空力弾性の構造的な問題やピッチングモーメントが非線形な応答となる問題のため実現されなかった<sup>8,9)</sup>。しかし、現在の進歩した複合材技術の導入や動的制御を行うことで回避可能ではないかと考えられる。今後、より高精度な構造解析を加えた空力最適設計を行い、アロー翼の実現に向けた研究を行いたい。

参考文献

- 1) 竹口幸宏,佐々木大輔,大林茂,中橋和博 : M O G A による超音速輸送機の多点空力設計, 第12回数値流体力学シンポジウム講演論文集, pp. 507-508, 1998.
- 2) Iwamiya, T. : NAL SST Project and Aerodynamic Design of Experimental Aircraft, Fourth ECCOMAS Computational Fluid Dynamics Conference, Vol.2, pp.580-585, 1998.
- 3) 坂和正敏,田中雅博 : 遺伝的アルゴリズム,朝倉書店,東京,1995.
- 4) Grenon, R. : Numerical Optimization in Aerodynamic Design with application to a Supersonic Transport Aircraft, International CFD Workshop for Super-Sonic Transport Design, March 16-17, pp. 83-104, 1998.
- 5) Obayashi, S. and Wada, Y. : Practical formulation of a positively conservative scheme, AIAA J., 32(1994), pp.1093-1095.
- 6) Yoon, S., Jameson, A. and Kwak, D. : Effect of artificial diffusion scheme on multigrid convergence, AIAA Paper 95-1670,1995.
- 7) Hicks, R. M. : Transonic Wing Design Using Potential-Flow Codes – Successes and Failures, SAE Paper 810565, 1982.
- 8) Manro, M. E., Manning, K. J. R., Hallstaff, T. H., and Rogers, J. T. : Transonic Pressure Measurements and Comparison of Theory to Experiment for an Arrow-Wing Configuration, NASA CR-2610, Aug. 1976.
- 9) Ruhlin, C. L., and Pratt-Barlow, C. R., Transonic Flutter Study of a Wind-Tunnel Model of an Arrow-Wing Supersonic Transport, AIAA Paper 81-0654, April 1981.

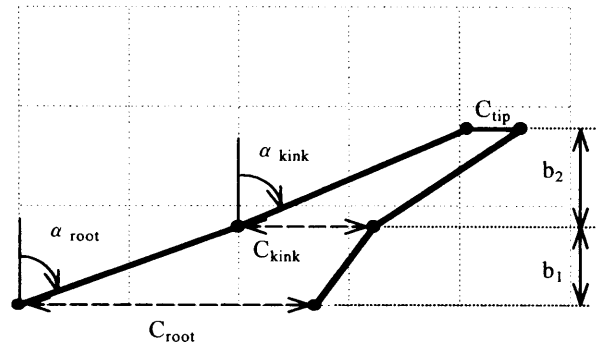


図1 翼平面形の定義

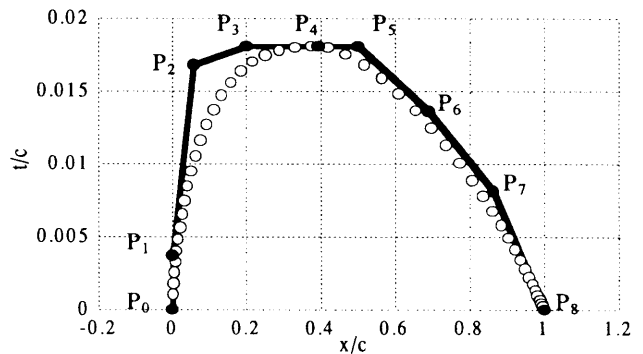


図2 翼厚分布の定義

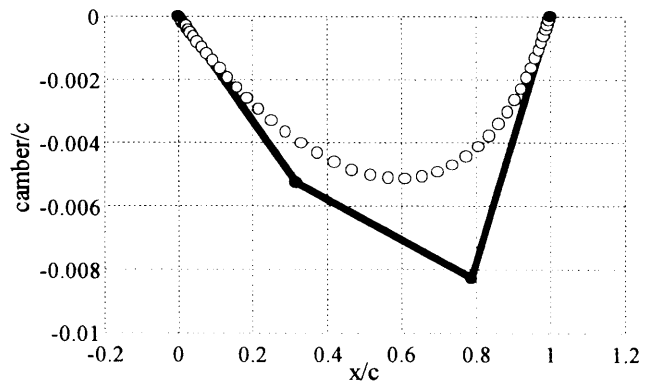


図3 キャンバーの定義.

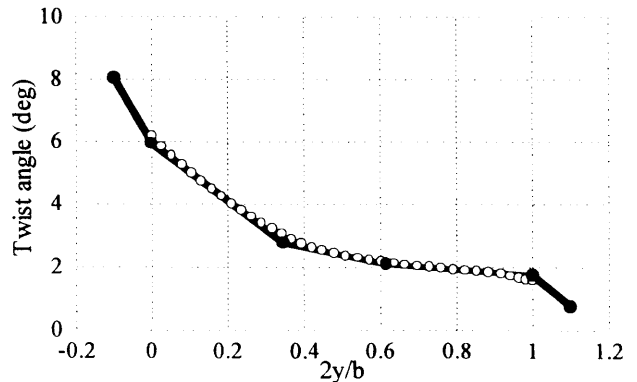


図4 ねじり分布の定義

表1 設計変数の範囲

翼平面形		
コード長	$C_{root}$	10~20
	$C_{kink}$	3~15
スパン長	$b_1$	2~7
	$b_2$	2~7
後退角 (deg)	$\alpha_{root}$	35~70
	$\alpha_{kink}$	35~70
翼厚分布		
最大翼厚(%)	$Z_{p4}$	3~4
最大翼厚位置(%)	$X_{p4}$	15~70

表2 制約条件

翼平面形	
コード長	$C_{tip} < C_{kink} < C_{root}$
スパン長	$b_2 < b_1$
後退角	$\alpha_{kink} < \alpha_{tip}$
翼面積	$S = 60$
翼厚分布	
	$Z_{p3} = Z_{p4} = Z_{p5}$
	$X_{p0} = X_{p1}$

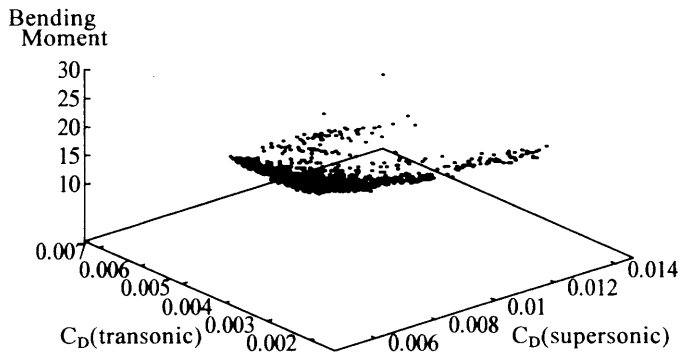


図5 3次元目的空間中のパレート最適解分布

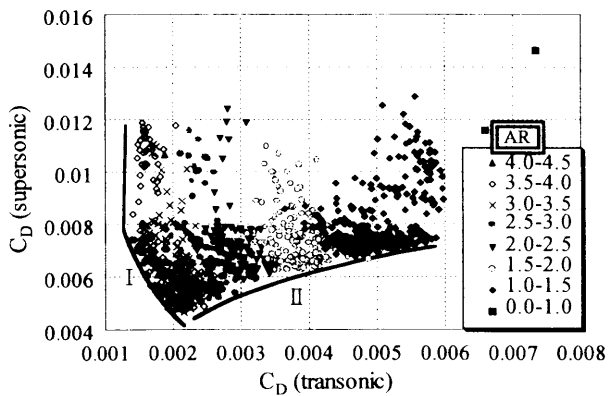


図6 遷音速巡航抵抗と超音速巡航抵抗について2次元上に射影したパレート最適解 (アスペクト比によって記号分け)

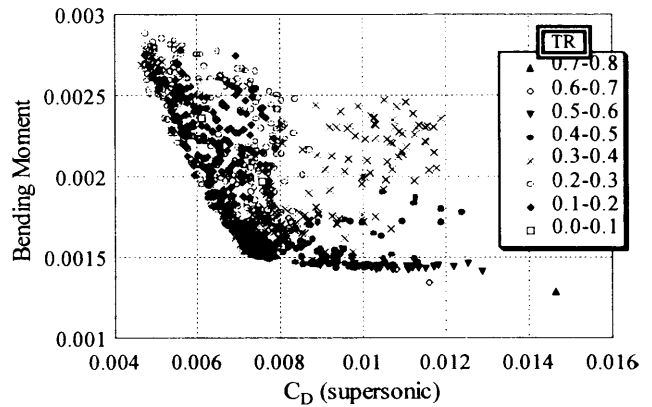


図7 超音速巡航抵抗と超音速巡航時の翼根の曲げモーメントについて2次元上に射影したパレート最適解 (テーパー比によって記号分け)

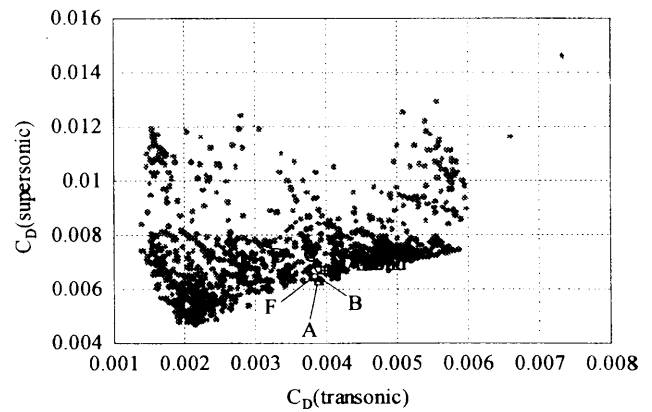


図8 選択した翼とNAL 2次設計翼

表3 選択した翼とNAL 2次設計翼の性能

	Aspect Ratio	Taper Ratio	$C_D(\text{transonic})$ ( $\times 10^{-4}$ )	$C_D(\text{supersonic})$ ( $\times 10^{-4}$ )	Bending Moment
A	1.76	0.41	38.96	62.80	18.64
B	1.79	0.28	39.25	63.32	18.19
C	1.77	0.19	38.90	66.97	17.87
D	1.89	0.29	34.38	66.52	18.89
E	2.19	0.21	30.36	67.08	19.70
F	1.82	0.19	38.43	64.61	18.17
NAL2nd	2.20	0.10	39.73	67.00	18.31

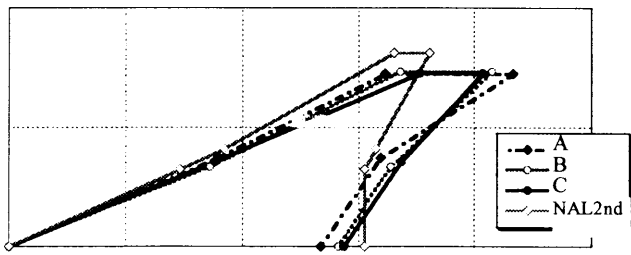


図 9 遷音速巡航抵抗一定時の翼平面形比較

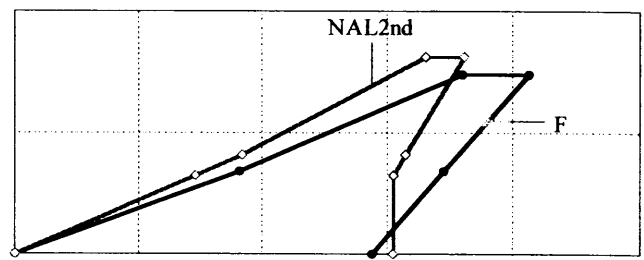
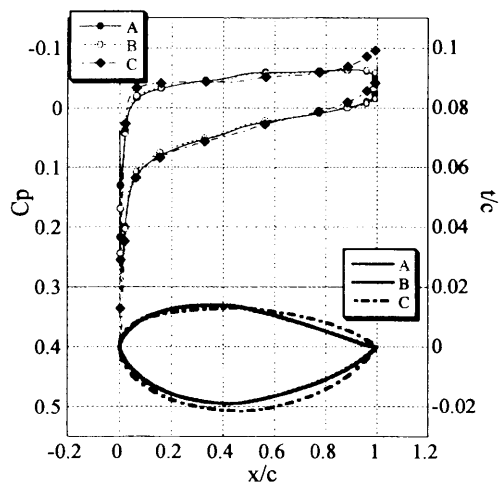
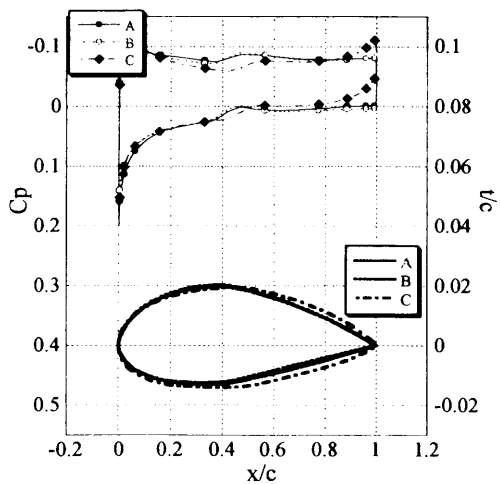


図 1 2 設計最適翼とNAL 2次設計翼の翼平面形比較



(a) 0%スパン長



(b) 33%スパン長

図 1 0 遷音速巡航抵抗一定時の  $C_p$  分布と翼型の比較

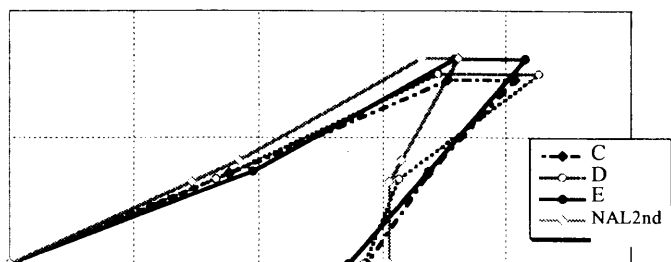
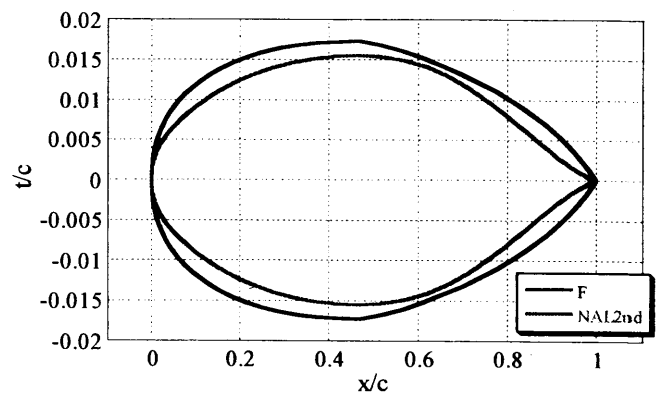
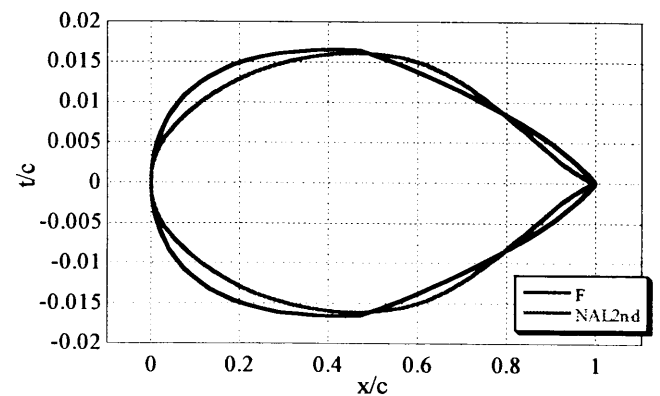


図 1 1 超音速巡航抵抗一定時の翼平面形比較



(a) 0%スパン長



(b) 33%スパン長

図 1 3 設計最適翼とNAL 2次設計翼の翼厚分布比較

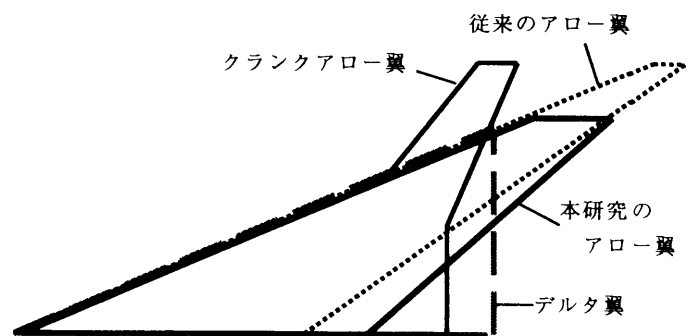


図 1 4 超音速翼の平面形状