

Multiobjective Aerodynamic Optimization Considering Supersonic and Transonic Cruises

正 大林茂(東北大)、佐々木大輔、竹口幸宏

Shigeru OBAYASHI, Daisuke SASAKI, Yukihiro TAKEGUCHI
Tohoku University, Aoba-yama 01, Sendai 980-8579

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 56 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 aspect ratio is one of the important factors for the wing performance.

Key Words : Wings and Airfoil Sections, Aerodynamic Optimization, Evolutionary Computation

1. はじめに

今日のように国際化が顕著になるに従い、各大陸間の飛行時間の短縮が望まれている。そのため各国は次世代超音速旅客機 (SST) の開発に力を注いでいて、日本においても航空宇宙技術研究所 (航技研) 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 の開発には技術的に克服困難な問題が存在する。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⁽¹⁾。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最適化に加えて、ワープ形状の最適化を行う。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。従来は線形理論によってワープ面の最適化が行われてきたが、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。また、このとき得られるパレート最適解を解析し、本手法の有効性を確かめる。

進化計算 (EC) 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。EC のアルゴリズムの一種が遺伝的アルゴリズム (GA) であり、近年では航空機分野の最適化問題において数多く適用されつつある⁽²⁾。GA の中でも、多目的遺伝的アルゴリズム (MOGA) は多目的最適化問題におけるパレート最適解を一度に多数得ることができるという点において、独特かつ最も有効な最適化手法であるた

め、本研究ではこの手法を用いて多目的最適化問題を解く。

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3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⁽³⁾。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56となる。

設計条件は以下に示す通りである。

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)

制約条件及び拘束条件

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
翼面積一定	
前縁後退角	40.0 ~ 70.0 (deg)
最大翼厚	3 ~ 4 (%)
最大翼厚位置	15 ~ 70 (%)

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型上流差分法及びLU-SGS陰解法に基づくオイラーコードを用いた。このコードには収束を速めるために多重格子法を用いた。また、遷音速空力性能の数値計算には完全ポテンシャルソルバー、FLO-27を使用した。

3. 最適化法 (MOGA)

MOGAは生物の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50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。1ケースの計算時間は約70時間である。

4. 結果

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次元空間上でパレート最適解が得られている。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。より分かりやすくするため、図5を2次元上に投影した図が図6であり、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はっきりと視覚化される。設計者はこれらのパレ-

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。

図7にはパレート最適解の中で、各目的関数を最小にする翼及びほぼ同じ遷音速巡航抵抗を与える解A, Bの翼平面形を図示している。超音速巡航の空力性能に優れた翼は外翼部の前縁後退角が大きく、遷音速巡航の空力性能に優れた翼は逆に前縁後退角が小さくなっている。また空力性能の高い翼は高アスペクト比翼であり構造上問題があることが改めて示された。一方、曲げモーメント最小の翼は典型的な超音速翼に近い形状になっているが巡航性能は著しく低い。

5. まとめ

SSTの遷音速巡航性能、超音速巡航性能及び超音速巡航時の翼根における曲げモーメントの多目的最適化をMOGAにより行った。得られた極限パレート最適解から本手法の有効性が確かめられた。また、パレート面上の解から目的間のトレードオフを読みとることができる。

一方、遷音速の空力性能の良い翼は超音速巡航を行うと超音速前縁となるので、前縁が丸いため抵抗が大きくなってしまふ。従って今回の結果から適切なアスペクト比を決定し、今後はそれに基づいて翼平面形を固定して、その翼の断面形状の多点最適設計を行う必要があろう。

6. 謝辞

共同研究を通じて本研究に必要な並列計算環境を提供いただいた東北大学大型計算機センターの方々及びFLO-27を提供いただいた航空宇宙技術研究所の廣瀬直喜主任研究官に感謝する。

7. 参考文献

- [1] 竹口幸宏・佐々木大輔・大林茂・中橋和博：MOGA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 (1998), pp 507-508.
- [2] Oyama, A. et al. : Euler/Navier-Stokes Optimization of Supersonic Wing Design Based on Evolutionary Algorithm, Proceedings of the 10th International Conference on Parallel CFD, May 11-15 (1998), in print.
- [3] 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 (1998), pp 83-104.

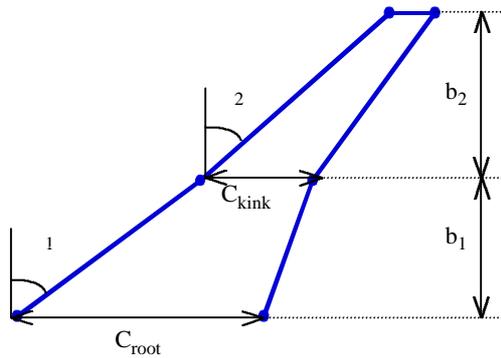


Fig. 1 Definition of platform.

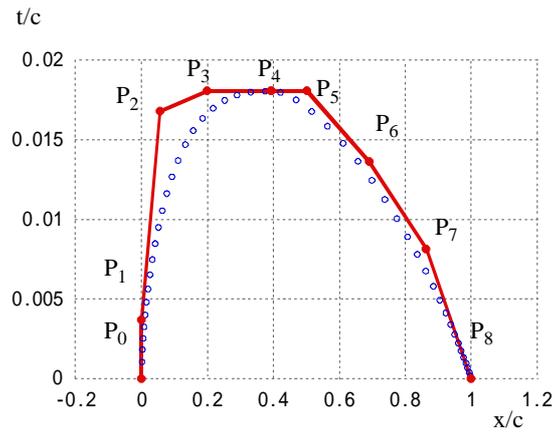


Fig. 2 Definition of thickness distribution.

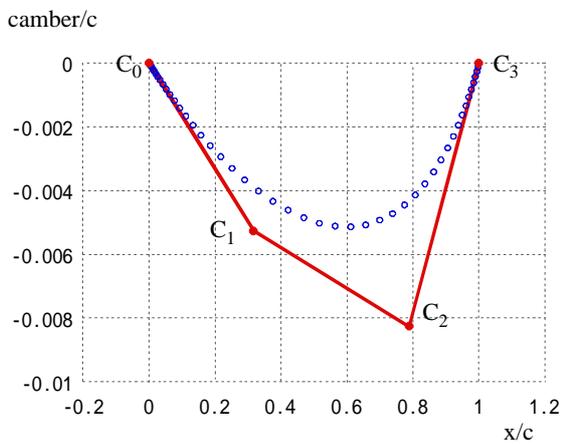


Fig. 3 Definition of camber (root).

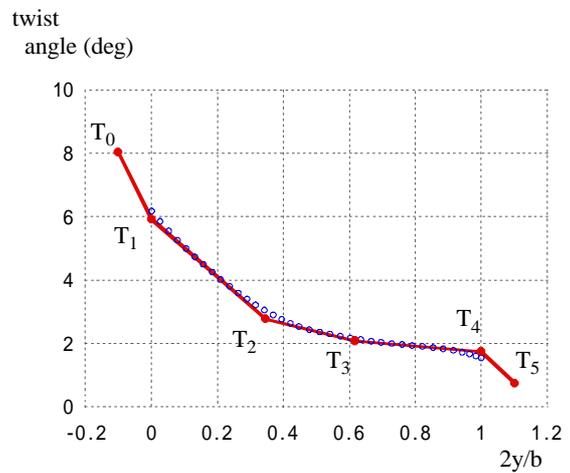


Fig. 4 Definition of twist distribution.

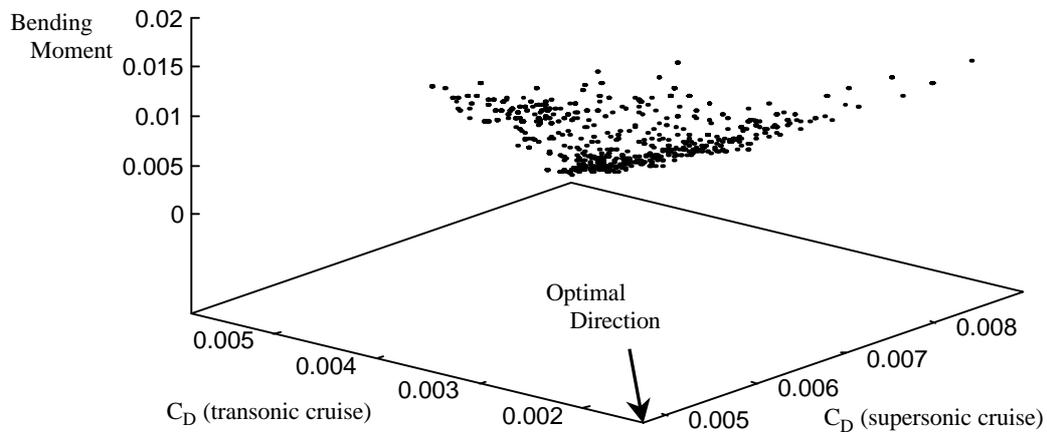
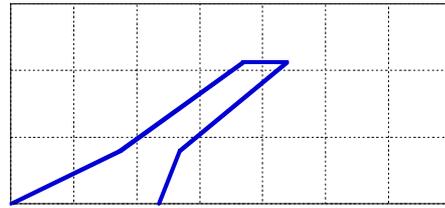
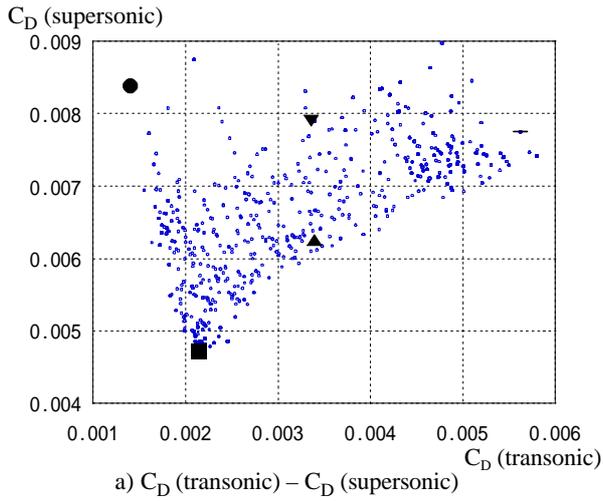
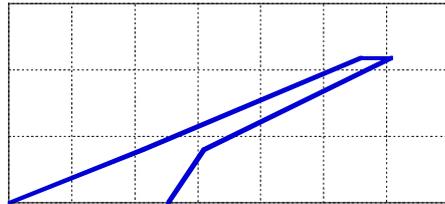


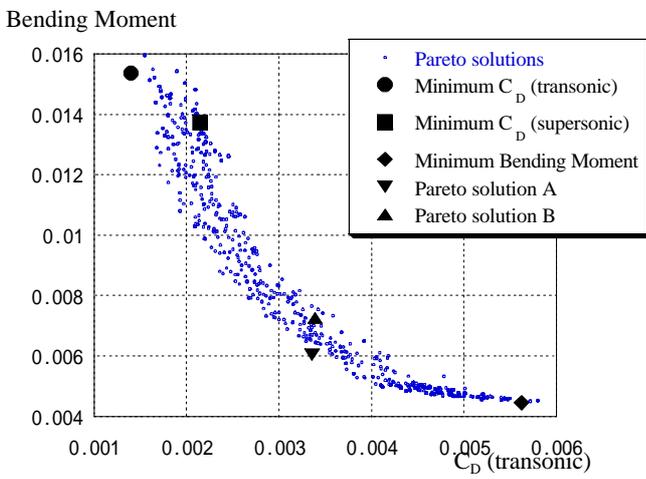
Fig. 5 Pareto solutions in objective function space.



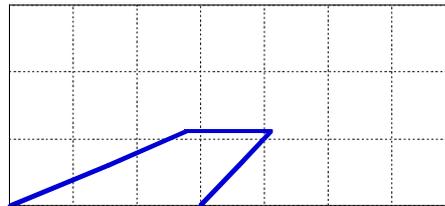
a) Minimum C_D (transonic)



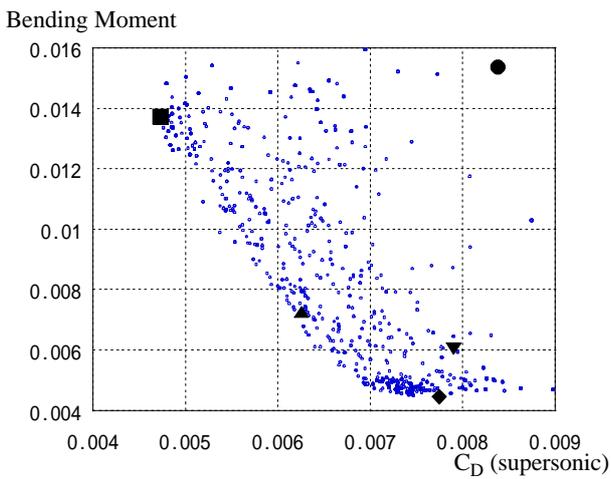
b) Minimum C_D (supersonic)



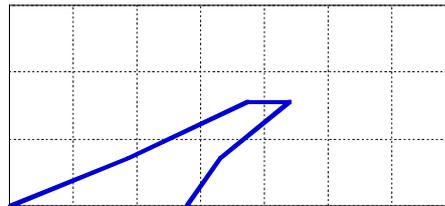
b) C_D (transonic) – Bending Moment



c) Minimum Bending Moment



c) C_D (supersonic) – Bending Moment



d) Pareto solution A



e) Pareto solution B

Fig.6 Pareto solutions (2D).

Fig.7 Planform shapes of Pareto solutions.