

CFD を用いた超音速機多分割前縁フラップ舵角の最適化設計

雷忠

諏訪東京理科大学、システム工学部

Optimization of Deflection Angles of Multi-Segmented Leading-Edge Flap of Supersonic Aircraft Using CFD

by

Zhong Lei (Tokyo University of Science, Suwa)

ABSTRACT

An optimization design methodology for multi-segmented flaps of a supersonic wing has been developed to improve aerodynamic performance at taking-off and landing conditions. The geometric shape and computational mesh modification was conducted automatically by a newly-developed tool. Flow field around the configuration was simulated and aerodynamic forces were calculated by solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with MPI parallel programming. In the design space, a response surface method was applied to approximately estimate aerodynamic force and largely reduce the number of sampling cases needed. It was confirmed that aerodynamic performance was improved by the optimization design, and the design method was highly efficient to reduce design cost.

1. はじめに

超音速旅客機の実現に向けて、先進設計技術の研究開発を先行的に行なう必要がある。超音速機研究開発のコストを削減するため、離着陸特性に直接関係する高性能高揚力装置の設計システムを構築することが重要な課題として挙げられる[1]。離着陸時の揚抗比を改善することは航空機設計において大きな空力課題として古くから取り組まれてきた。表1に過去に行われた超音速旅客機形態の高揚力装置に関連した研究開発を示す。従来、高揚力装置の開発が風洞試験の繰り返しと線形設計手法の併用より行われてきた。しかし、これらの手法はコストが高く、開発期間も長い。近年、計算機性能の飛躍的な進捗により CFD 解析と最適化手法を組み合わせることによって形状を最適設計することが実用的になりつつある。

CFD を用いた最適化設計システムは、図1に示すように、前処理(形状生成と計算格子生成)と性能評価(CFD 解析)、最適化プロセスにより構成される。非線形性を織り込んだ CFD 解析によって、より高いレベルの最適化を実現できると考えられる。この手法は従来の風洞試験を中心とする手法に対して時間、経費を大幅に短縮、削減することが可能な技術である。表2に実施項目を示す。高揚力装置の設計に対して、複雑な形状に対応可能、かつ高い精度を持つ高度な CFD 解析技術が要求される。しかしながら、現状では、高揚力装置の流れを解析するには依然多くの計算時間がかかる。また、形態変更の際に形状作成、計算格子の生成などの前処理に多大な労力を要する。これらは実機設計に適用する CFD 最適化設計にとって、大きな障害になっている。高揚力装置の設計期間を短縮し、コストを低減するために、より高性能な計算機と計算手法の改善が要求され、それと同時に形状作成と格子生成を自動化することが不可欠である。さらに、設計パラメータが多くなると、設計に必要な情報を引き出すために、設計パラメータを組み合わせた多くの形態を解析することが必要となる。最適化設計法として逆問題設計や、勾配法や、遺伝的アルゴリズムや、応答曲面法などがよく用いられている。目的関数の評価は CFD を用いた直接法が多い。表3に性能比較を示す。効率的な最適化設計法を導入しない限り、短時間で実機設計を行うことができない。そこで、あらかじめ目的関数を多項式などで近似する応答曲面法(Response Surface Method)により、近似曲面の上で最適解を探索するという最適手法として適用することが考えられる。

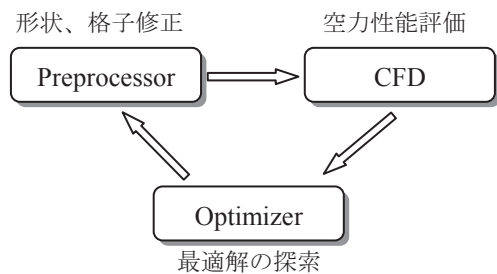


図1. 最適化設計ループ

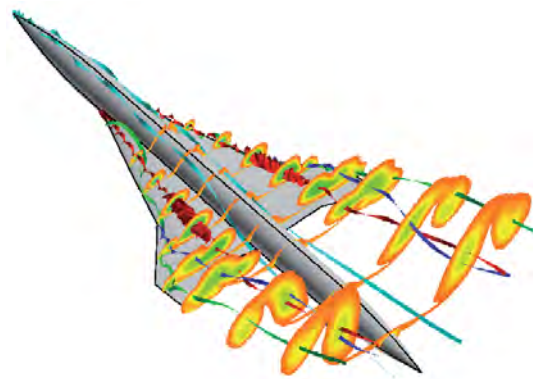


図2. 低速大迎角超音速機形態の流れ

超音速機には低アスペクト比と大後退角を有する主翼がよく利用される。離着陸時に揚力傾斜が小さいため、低速で大きな迎角をとる必要があり、翼上面に前縁から剥離渦(図2)が形成され、それによって翼に働く揚力の増加に伴い、抵抗も増加する。揚力に比べ、抵抗増加の割合が大きいため、高い揚抗比(L/D)が得るのが困難である。離着陸の空力性能を改善するには高揚力装置が不可欠である。超音速旅客機の高揚力装置に関して、米国 NASA の High Speed Research Program (HSRP) [2]や欧州の European Project for Improvement of Supersonic Transport Low Speed Efficiency (EPISLTLE) [3]プロジェクト、などで研究開発が行なわれてきた。宇宙航空研究開発機構において次世代超音速旅客機に関する研究開発プロジェクト[4]の要素研究の一環として、空力設計において離着陸空力性能の改善を盛り込むため、風洞試験[5]と数値解

表1. 超音速機高揚力装置の研究開発

| | 対象 | 高揚力装置 | 設計法 | 性能評価 | 実施機関 | 期間 |
|----------|----------|-------|-----------------------|-----------------------|---------------------------------|----------------|
| 第1世代 SST | Concorde | — | — | 風洞試験 | UK, France | 1960s |
| | Tu-144 | — | — | 風洞試験 | Soviet Union | 1960s |
| | U.S. SST | — | — | 風洞試験 | Boeing | 1960s |
| 次世代 SST | AST/SCR | ○ | 線形理論 | 風洞試験 | NASA, Lockheed, Boeing, Douglas | 1970s ~1980s |
| | HSCT | ○ | 線形理論 (Panel法、VLM法、など) | 風洞試験 線形理論 CFD解析 | NASA, Boeing, Douglas | 1980s後半 ~1990s |
| | EPISTLE | ○ | CFDによる感度解析など | 風洞試験 CFD解析 | DLR, ONERAなど | 2000s |
| | NEXST | ○ | 線形理論 (VLM法)、CFD最適化設計 | 風洞試験 線形理論 CFD解析 | JAXA, 東京大学 | 2000s |

表2. CFDによる最適化設計の状況

| | 現状 | 10年後 | 備考 |
|-------|-----|-------|-------------|
| 計算機 | ○ | ◎ | 高速、大容量 |
| 解析ツール | ○ | ○ | RANS、精度 |
| 最適化手法 | ◎ | ◎ | GA, RSM, GD |
| 形状生成 | △ | ○ | 形状自動生成 |
| 格子生成 | △ | ○ | 格子自動生成 |
| 風洞試験 | ○ | ○ | 低速、高Re |
| 設計知識 | △ | ○ | 空力、経験 |
| 設計時間 | 3ヶ月 | 1ヶ月以内 | 著者より |

表3. 最適化設計法のパフォーマンス

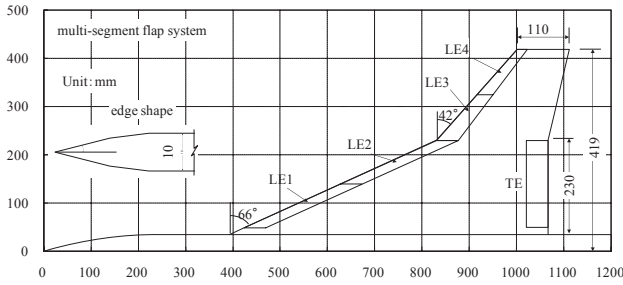
| 最適化手法 | 目的関数評価 | 多目的 | 多峰性 | 精度 | コスト |
|----------------|----------------------|-----|-----|----|-----|
| 遺伝的アルゴリズム (GA) | 直接法 | ◎ | ◎ | ◎ | 高 |
| | 応答曲面法 (RSM) + 直接法 | ◎ | ○ | ○ | 中 |
| 勾配法 (GM) | 直接法 | △ | × | ◎ | 低 |

析[6]を用いて、高揚力装置の研究が行われた。

これまで行われた研究では、高揚力装置形態の解析技術を確立し、超音速機体の高揚力流れの特性に関する知見が得られた。フラップによる空力性能向上の効果はフラップの形状と折り曲げる舵角に大きく依存する。本研究は超音速機離着陸の低速時における空力性能を改善するため、CFDを用いた多分割前縁フラップの舵角を最適化設計することを目的とする。高精度の CFD 解析と自動格子生成と応答曲面法を用いて最適化設計システムを構築し、設計効率の改善と空力性能の向上を試み、その結果を報告する。

2. 設計対象

本研究で用いた超音速機形状の基本形態は、JAXA の研究開発で設計した超音速実験機[7]の翼胴模型を 8%に縮小したものである。図 3 に高揚力形態の翼胴風洞試験模型を示す。模型緒元は、模型全長 1.36m、翼幅 $b=0.419\text{m}\times 2$ 、翼面積 $S_w=0.292\text{m}^2$ 、主翼のアスペクト比 (AR)=2.42、平均空力コード長 $=0.459\text{m}$ である。基本形態の主翼は平板クランクト・アロー翼であり、高揚力装置として内翼前縁、外翼前縁及び内翼後縁にそれぞれに舵角が異なるフラップを取り付ける。主翼の平面形は、超音速巡航時 (M=1.7) で設計した結果と



(a) 平面形とフラップ



(a) 前縁フラップ操舵

(b) 後縁フラップ操舵

図3. 超音速機の高揚力形態

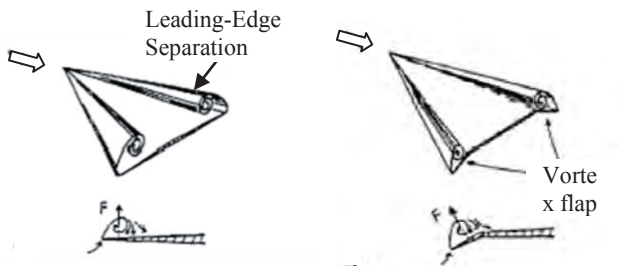


図4. 前縁ボルテックス・フラップ [10]

して、Arrow型を採用し、内翼が後退角 $\lambda=66^\circ$ を持つ亜音速前縁であり、低速と遷音速性能の改善を考慮して外翼が後退角 $\lambda=42^\circ$ を持つ形状である。機体軸から翼端方向にsemi-spanの55%キंक位置で内翼と外翼が繋がる。模型の前縁、後縁および翼端は頂角 30° で尖らせたものである。胴体ノーズはogive cone形状、胴体中間部は直径70mm円柱、翼の前縁・後縁は取り換え可能な部品で構成される。

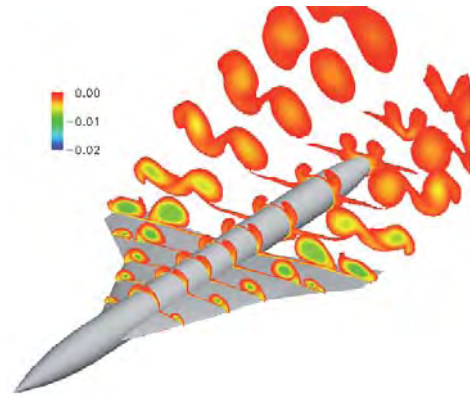
3. 高揚力装置

離着陸時における超音速機の空力性能を改善する方法として、様々なものが考案された。通常、亜音速機で用いられている複雑な機構で駆動する高揚力装置は、現実的に薄い超音速翼への適用が現実的に困難なため、本研究では比較的簡単、且つ有効な前縁ボルテックス・フラップ (Leading Edge Vortex Flap) [8] [9]を対象とする。

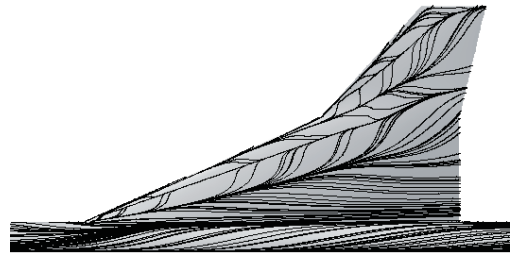
図4に示すように、前縁ボルテックス・フラップとは、翼前縁の一部を下方へ折り曲げることによって、前縁剥離の形成を大きく抑制しながら、剥離渦をフラップ上面に再付着させる装置である。フラップ上に生じた剥離渦が翼前縁の斜め前方に吸引力を生み出して、翼に働く抵抗力を低減させる。その結果、抵抗が減少し、揚抗比が改善される。

後縁フラップは単に内翼後縁付近に翼の一部だけをヒンジラインから下方へ折り曲げることで、揚力を増加させ、離着陸時に必要な揚力を得る装置である。前・後縁フラップの使用によって、揚力が増加、抵抗が減少し、揚抗比が改善される。

本研究では、前縁ボルテックス・フラップと後縁フラップを組み合わせることで利用した超音速機の翼胴模型を設計対象とする。各フラップはフラップの平面形状を固定し、単にヒンジラインまわりに下方へ折り曲げる簡素な構造である。内翼前縁、外翼前縁にそれぞれ2枚、内翼後縁に1枚、計5枚の



(a) 総圧損失分布



(b) 上面側の表面流線

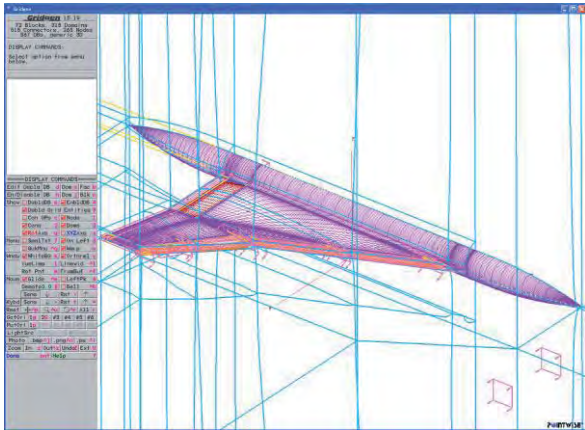
図5. 超音速機高揚力装置形態のCFD解析結果 (迎角 12°)

フラップを取り付ける。構造的な制限より、分割数が制限されて、内翼と外翼の前縁フラップはセグメント2枚ずつで均等に分割される。それぞれのフラップセグメントに個別に舵角を設定する。内翼前縁フラップの弦長はスパン方向全ての翼断面において機軸方向で10% MAC、ヒンジライン (回転軸) は前縁に対して平行し、後退角は前縁と同じ $66[\text{deg}]$ をとっている。外翼前縁フラップの弦長は各翼断面において局所弦長の20%、結果としてヒンジラインは前縁と異なる後退角 $37.7[\text{deg}]$ となる。前縁フラップの舵角は前縁を下方へ操舵する場合、正とする。後縁フラップは内翼のみに取り付け、弦長が10% MACを持つ。後縁フラップの舵角は後縁を下方へ操舵する場合、正とする。実際にエンジンを主翼の下に搭載する際には、離着陸条件を満たすように後縁フラップの操舵角は決定される場合が多いので、本研究では内翼後縁フラップの舵角は 20° に固定し、つまり、主翼前縁フラップの舵角を設計変数とした。

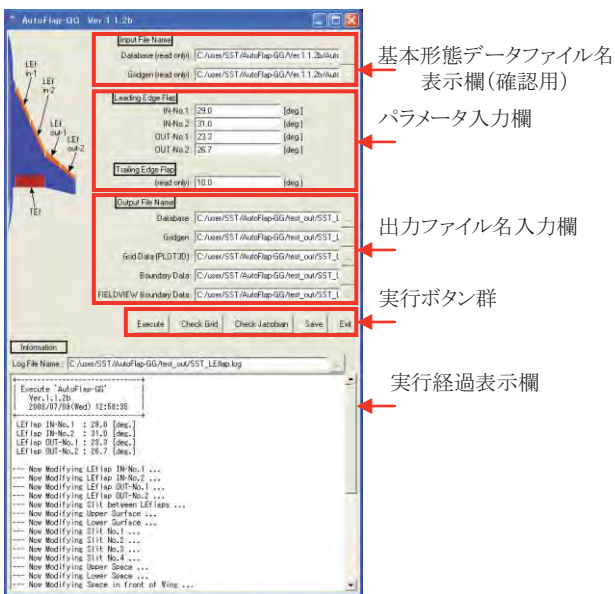
4. CFD解析

離着陸時の低速大迎角においては、形状の複雑さに加えて、翼の前縁から剥離渦が形成されるため、境界層の剥離や再付着、剥離渦の挙動など複雑な現象が生じる。このような複雑な物理現象を解明するには、風洞実験だけでは十分ではない。CFD解析は風洞試験に比べて、より詳細な流れ場を提供できるため、流れの物理現象の解明や航空機の性能予測や設計などに有効な手段として現在では不可欠となっている。超音速機の高揚力装置の開発にも、CFDによる低速性能の予測と設計技術が大きく期待されている。著者ら[11]はこれまで複雑な形態に対応できるマルチ・ブロック構造格子を用いたCFD解析コードADCS (AeroDynamic Computation System)を開発した。領域分割法に基づいたMPI (Message Passing Interface) 並列化を施すことにより、大規模計算に対応させるとともに、計算の高速化と汎用化を図った。

超音速実験機の基本形態と高揚力形態流れの解析を実施し、試験結果との比較によりCFD解析コードの検証を行っ



(a) 形状修正と格子生成の作業ウィンドウ



(b) 自動化制御パネル

図6. AutoFlap-GG: an automatic tool of shape and mesh modification for SST high-lift configuration.

た[6]。その結果、CFD 解析結果は風洞試験と良好に一致し、妥当性が確認された。よって、離着陸時における超音速旅客機機体まわりの流れを解析する技術を確立し、高揚力装置設計のための解析ツールを備えた。

ADCS ソルバーは流れ場の支配方程式としてレイノルズ平均ナビエ・ストクス方程式を解析する。非粘性流束の評価には Chakravarthy-Osher スキームを用いて風上化し、その高次精度化には 3 次精度の MUSCL 補間法を適用した。粘性項の評価には 2 次精度の中心差分を用いた。時間積分には対流項と粘性項とソース項を含めて LU-ADI 陰解法を適用した。計算条件は風洞試験に合わせて、マッハ数 0.088 とし、定常、Menter's *k- ω* 乱流モデルを適用して、全域乱流を仮定した計算を行なった。解析にマルチ・ブロック構造格子を用いて、総格子点数は約 430 万、最小格子幅 $\Delta s_{m, i=n} = 0.01/\sqrt{Re} = 1.0 \times 10^{-5}$ (即ち、 $y^+ = 0.9$) とした。

例として、図 5 にフラップを操舵しない基本形態が迎角 12° における流れの解析結果を示す。内、外翼の前縁から大きな剥離渦が発生することが分かる。

5. 形状及び解析格子修正の自動化

フラップ効果を最大限に得るためには、設計パラメータ

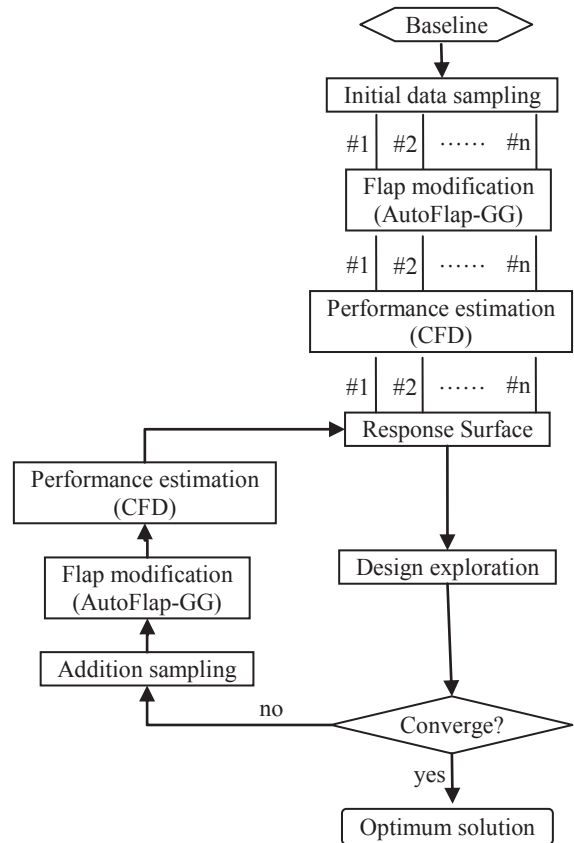


図7. 超音速機高揚力装置の設計フローチャート

を組み合わせた多くの解析が必要となる。パラメータを変更すると、機体形状と CFD 計算に必要な計算格子の修正を行わなければならない。多数の形状について計算を行う必要があるため、従来の手作業による格子生成では非常に多くの時間が割られることになる。

形状変更と格子生成に要する時間の短縮および手作業の労力削減のために、主翼の前・後縁にフラップを有する超音速機形態まわりの自動形状変更・格子生成ツール AutoFlap-GG (Automatic deflecting Flap-Grid Generator) を開発した[12]。AutoFlap-GG (図 6) は、フラップを有する超音速機高揚力形態について、フラップ操舵後の形状と計算格子の自動生成を行うツールである。格子はマルチ・ブロック構造格子を対象とする。本ツールは、米国 POINTWISE 社が開発した市販格子生成ソフト Gridgen V15.10 [13] を用いて、あらかじめ作成されたフラップ操舵前の形態(基本形態)の形状・格子に対して、形状と格子の修正を行うことでフラップ操舵後の形状・格子を自動生成する。フラップ操舵に伴う形状・格子の修正については Gridgen 独自のスクリプト言語である Glyph を用いて作業を自動化した。Gridgen は格子生成が主な機能であるが、形状データを編集する機能もいくつか搭載しており、それらを用いて形状修正を行っている。作成した格子にさらに境界条件などを設定した後、格子データ、境界条件データを出力して、ソルバーに渡すことになる。出力される格子データは、並列 CFD 解析ソルバーにそのまま入力できるようにブロックを適当に分割した状態で出力される。

この格子を用いた CFD 解析が現在約 1 日かかることに対して、従来の Gridgen を用いた手作業による格子生成では 1 ケースで約 1 週間程度の期間を要する。本ツールならば、形状と格子の修正が自動的に数分で完了するため、1 日で 1 ケース、さらに数ケースを並行して解析することも可能となる。

このように自動化することによって、フラップ操舵後の形状と格子生成時間は非常に短縮することができた。また、バッチ処理を行うこともできるため、最適化設計ループに組み込むことも可能となっている。

6. 応答曲面最適化設計法

航空機のような複雑な形態の場合では、1 ケースの CFD 解析に時間と手間が掛かるため、実機設計にとって、解析ケースの数が多くなると、大きな障害になる。設計期間を短縮し、コストを低減するためには、より高性能な計算機と計算手法の改善、形状作成と格子生成の自動化、それと同時に評価ケースの数が少ない効率的な探索手法が要求される。表3に示したように、設計コストは最適化設計法に大きく依存している。過去の経験・知識などに基づいて、設計対象及び設計目的に応じた合理的な設計法を選択することが重要である。勾配法は設計空間において設計変数に対する目的関数の勾配を用いて局所的最小・最大値を求め、速く解を見つけることができるが、高い CFD 解析精度も要求される。しかし、超音速機の高揚力装置においては、複雑な流れ現象が絡む、CFD 解析の収束性や格子依存性などの問題により、正確な勾配情報を求めることが困難である。一方、遺伝的アルゴリズム法は大域的最適解を探索する利点があるものの、多くの評価計算が必要となるため、1 ケースの性能評価に時間の掛かる CFD にとっては実用的性に問題がある。これらの問題の解決策として、対象の設計問題を近似することが考えられる。応答曲面法は、少ない数の CFD 解析を行い、設計変数と目的関数の関係を近似した設計空間において、さらに勾配法や遺伝的アルゴリズムなどによる探索を行う手法である。また、応答曲面を反復で更新することにより、近似された目的関数の評価精度を向上させることが可能である。

図7に応答曲面法による最適化設計フローチャートを示す。まず、設計空間において、設計パラメータを変更させたサンプリング点で CFD 解析を実施し、設計データベースを構築する。次に、設計データベースに基づいて設計目的関数を近似する応答曲面を求める。それから、応答曲面上で最適な近似解を探索する。さらに、CFD を用いて最適な近似解を追加解析し、目的関数を評価する。それと同時に設計データベースに CFD 解析結果を追加し、応答曲面の精度を高める。このように繰り返しながら、最後に設計パラメータの最適な組み合わせが求められる。

本研究では、初期データベースの構築には最適ラテン超方格実験法[8]より設計空間において設計パラメータの16組を均等にサンプリングした。過去の経験に基づいて設計パラメータの変化範囲を絞って、次のように機体の迎角と前縁フラップの舵角を設定した。

- 迎角： $8^{\circ} \leq \alpha \leq 12^{\circ}$
- LE1 の舵角： $15^{\circ} \leq \delta_{LE1} \leq 45^{\circ}$
- LE2 の舵角： $15^{\circ} \leq \delta_{LE2} \leq 45^{\circ}$
- LE3 の舵角： $10^{\circ} \leq \delta_{LE3} \leq 35^{\circ}$
- LE4 の舵角： $10^{\circ} \leq \delta_{LE4} \leq 35^{\circ}$

内翼前縁の後退角が大きいので、前縁フラップは大きく操舵できる。それに比べ、外翼前縁フラップの操舵角範囲は小さく設定した。

最適な解の探索をより速く収束させるように、精度の高い近似法で応答曲面を構成することが好ましい。超音速機の高揚力装置の設計目標は、揚力を一定とし、抵抗を最小化することにより、揚抗比を最大化することである。前述のように迎え角と前縁フラップの舵角変化範囲を絞れば、揚力と抵抗の変化も小さくなる。また、過去の経験より空力性能が前縁フラップの舵角に対して連続的に変化することが考えられたため、この範囲内において最も高い空力性

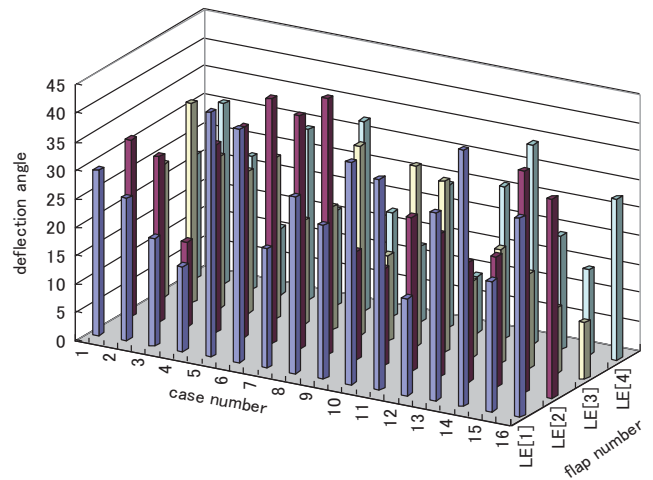


図8. 初期データベースを構築する設計パラメータのサンプリング

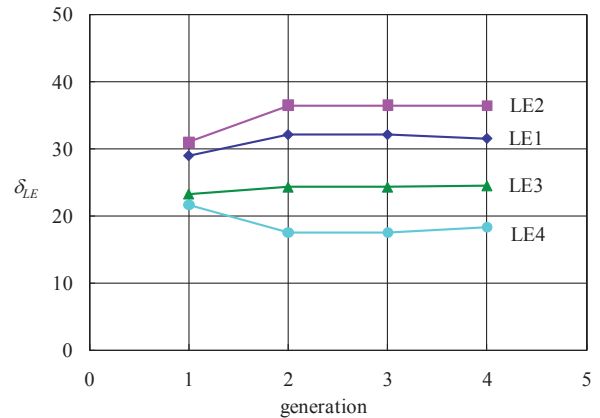


図9. 前縁フラップ舵角の収束履歴：揚力係数 $C_L=0.5$

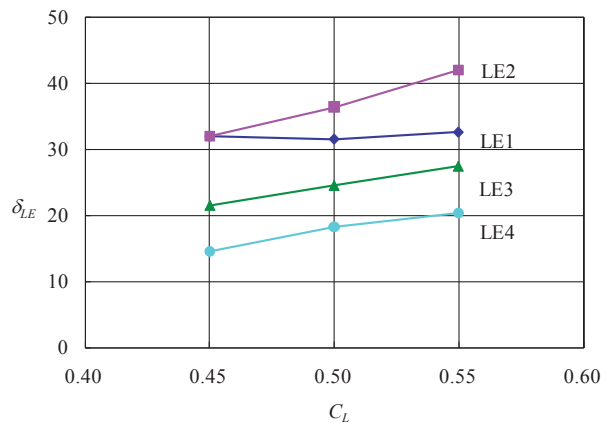


図10. 前縁フラップの最適な舵角と設計揚力係数の依存性

能となる舵角の組み合わせを頂点とし、次のように多項式で揚力係数と抵抗係数を近似した。

$$f = a_0 + \sum_{i=1}^n a_i x_i + \sum_{i=1}^n a_{ii} x_i x_i + \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n a_{ij} x_i x_j + \varepsilon$$

構造的な制限より設計パラメータの数が限られるため、高次の多項式が必要なく、ここで2次の多項式を採用した。

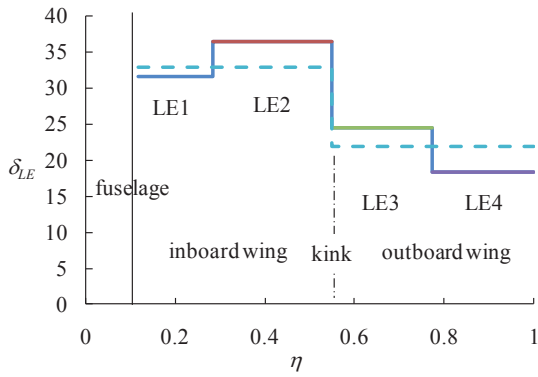


図 11. 揚力係数 $C_L=0.5$ における最適な前縁フラップ舵角の組み合わせ。実線：内翼前縁フラップ 2 枚、外翼前縁フラップ 2 枚；破線：内翼前縁フラップ 1 枚、外翼前縁フラップ 1 枚。

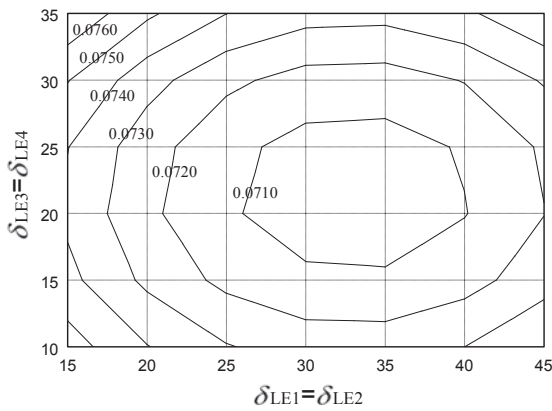


図 12. 内翼前縁フラップ 1 枚、外翼前縁フラップ 1 枚としたときに抵抗係数の変化

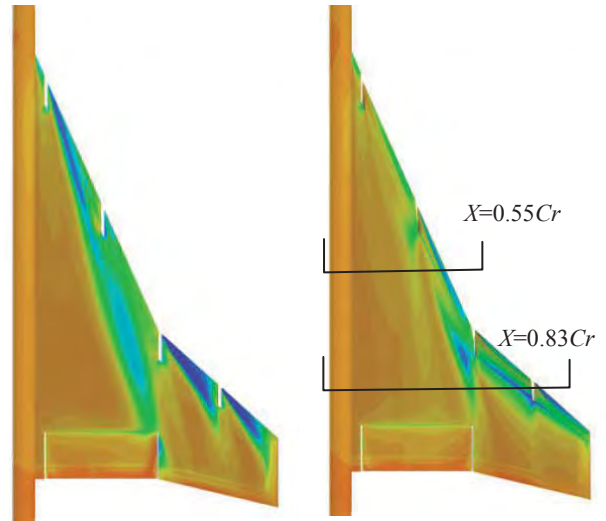
さらに、最適な解の探索が進むにつれ、CFD 解析で求められたケースを追加し、応答曲面の精度を向上させた。最終的に、合計 25 形態の舵角組み合わせとなって、設計が最適な解に収束した。

7. 結果及び考察

本研究は風洞試験による最適な解を検証する目的で、風洞試験に合わせて、設計の流れ条件を設定した。平均空力弦長 (MAC) と一様流風速に基づいた Re 数は 0.945×10^6 にした。また、応答曲面法より、設計点の付近においても空力性能の評価ができるため、ここで、揚力係数 $C_L=0.4, 0.5, 0.6$ に関して同時に最適な解を求め、設計揚力係数に対する最適な舵角の変化について考察する。最適化設計システムの利用により大幅に時間を短縮できたため、本最適化設計は約 1 ヶ月で完了した。

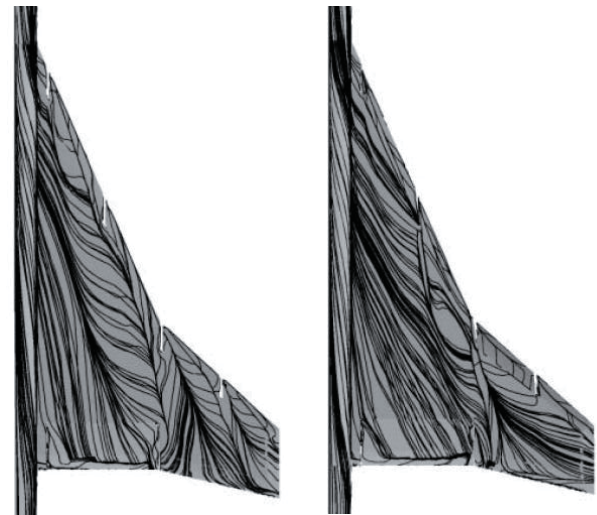
図 9 に設計揚力係数 $CL=0.5$ における最適化設計による前縁フラップ舵角の収束履歴を示す。前縁フラップ舵角が第一世代 (即ち、初期データベース) から速く収束していることが分かった。第二世代から前縁フラップ舵角があまり大きく変化しなかった。最適な舵角に合わせ、そのときに求められた最適な舵角における迎角は 9.74° となった。図 10 に揚力係数 $C_L=0.4, 0.5, 0.6$ における最適な舵角を比較する。設計揚力係数が大きくなるにつれ、前縁フラップを大きく操舵することが分かる。

図 11 に示すように、揚力係数 $C_L=0.5$ において、内翼の前縁フラップセグメント LE2 がセグメント LE1 より大きく



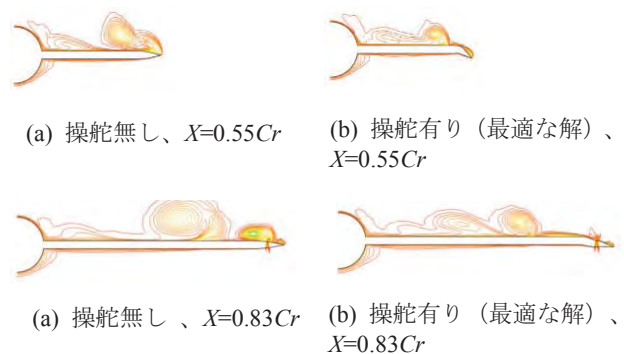
(a) 操舵無し (b) 操舵有り (最適な解)

図 13. 模型上面の圧力分布の比較。(迎角 10°)



(a) 操舵無し (b) 操舵有り (最適な解)

図 14. 模型上面の流れパターンの比較。(迎角 10°)



(a) 操舵無し、 $X=0.83Cr$ (b) 操舵有り (最適な解)、 $X=0.83Cr$

図 15. 総圧分布の比較 (迎角 10°)

操舵される。これは前縁フラップを操舵しない場合は、胴体側から外翼にいくほど前縁剥離渦が強くなるため、セグメント LE2 を大きく操舵して剥離を抑制することが必要と考えられる。また、前縁フラップ舵角が胴体側から 2 番目の内翼前縁フラップセグメントが最も大きく操舵され、翼端にいくにつれ、外翼前縁フラップの舵角が減少する傾向が示されている。また、最適な舵角が前縁フラップを 4 分

割した場合の最適な解は、内翼の前縁フラップセグメント LE1 と LE2 を同じ舵角、内翼の前縁フラップセグメント LE3 と LE4 を同じ舵角としたときに得られる解とは異なり、抵抗係数はさらにやく 3 カウントを減少した。

図 12 に同じ設計揚力係数 $C_L=0.5$ において舵角の変化による抵抗係数の変化を示す。内翼前縁フラップ 1 枚、外翼前縁フラップ 1 枚としたときに抵抗係数最小値、即ち、最適な舵角の組み合わせが求められる。これより、内翼前縁フラップに比べて、外翼前縁フラップによる抵抗係数の変化が大きいことが分かる。この原因としては、外翼前縁後退角が内翼より小さく、また、内翼の下流側に置かれた外翼の前縁フラップ舵角の変化により、内翼からの流れにも変化を与えていることが考えられる。

前縁フラップを操舵した形態と操舵しない形態に関して、図 13、図 14、図 15 に CFD 解析結果を示す。前縁フラップを操舵しない場合、内、外前縁から大きな剥離が発生したことが分かる。それに比べ、前縁フラップを最適な舵角で操舵した場合は、前縁剥離が大きく抑制されて、前縁フラップ上面に留まり、ボルテックス・フラップとして働いていると考えられる。また、前縁フラップの操舵に伴い、急激な形状変化により、内翼セグメント LE2 と外翼セグメント LE3 のヒンジライン下流側に剥離が生じていることが分かる。

8. まとめ

本研究は超音速機離着陸の低速時における空力性能を改善するため、CFD を用いた多分割前縁フラップの舵角を最適化設計するシステムを構築し、超音速機に適用することで最適舵角を求めた。最適設計システムの特徴としては下記が挙げられる。

- 空力性能の評価には複雑な形態に対応するマルチ・ブロック構造格子法を採用し、MPI 並列化により計算の高速化を図った。
- フラップ操舵による形状変更に関して、自動形状修正と格子修正のツールを開発し、従来の手作業に比べて、非常に時間を短縮した。
- さらに、応答曲面法を用いて最適化設計に必要な解析ケース数が大幅に減少した。

よって、本設計システムにより、超音速機高揚力装置の設計効率を大幅に改善するとともに、空力性能を向上させることができた。

謝辞

著者は JAXA 航空プログラムグループに勤務した期間に、各方面から本研究に多大なご協力、ご支援をいただきました。この場をお借りいたしまして関係者の皆様に御礼を申し上げます。また、本研究の計算は宇宙航空研究開発機構の情報・計算工学センターの計算機を利用したものであり、関係者のご支援に感謝いたします。

参考文献

- 1) Antani, D.L. and Morgenstern, J.M. HSCT high-lift aerodynamic technology requirements. AIAA paper 92-4228.
- 2) 1998 NASA High speed research program aerodynamic performance workshop. NASA CP-1999-209682.
- 3) Herrmann, U. Low-speed high-lift performance improvements obtained and validated by the EC-project EPISTLE, 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICASE-2004-411, August 29 – September 3, Yokohama, Japan.
- 4) 坂田, “超音速実験機について – NAL 次世代超音速機技術の研究開発一,” 第 26 回飛行機シンポジウム講演集, 1998.
- 5) 郭, 他, “超音速航空機 (SST) 形態の高揚力装置に関する実験的研究,” NAL TR-1450, 2002.
- 6) 雷, “超音速機高揚力装置に関する数値解析及び考察”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-07-050.
- 7) Yoshida K and Makino Y. Aerodynamic design of unmanned and scaled experimental airplane in Japan.
- 8) Rao, D.M. Exploratory subsonic investigation of vortex flap concept on arrow-wing configuration. Supersonic Cruise Research'79, Part I, NASA CP-2108, 1980.
- 9) Rao, D. M., Segmented vortex flaps. AIAA 83-0424, January 1983.
- 10) Rinoie, K. Experimental studies of vortex flaps and vortex plates, Part 1 0.53m span 60° delta wing. NAL TR-1140T, published by National Aerospace Laboratory of Japan, March 1992.
- 11) 雷, 永田, “CFD 解析ソルバー ADCS の開発,” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-09-006, 2010.
- 12) 永田, 雷, “超音速機形態のフラップ舵角変更に対する自動格子生成ツール AutoFlap-GG,” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RM-09-003, 2009.
- 13) Pointwise inc., Gridgen User Manual, Version 15, 2006.
- 14) Lei, Z., and Kwak, D. “Numerical Optimization of Leading-Edge Deflection Angles for an SST Configuration at Low Speed,” the 27th International Congress of Aeronautical Sciences 2010, ICAS2010-2.3.1, September 19-24, Nice, France.
- 15) Mckay, M.D., Beckman and R.J., Conover, W.J. A “Comparison of Three methods for Selecting Values of Input Variables in the Analysis of Output from a Computer code,” Technometric Vol.21, No.2, 1979, pp.239-245.