



## 環境適応型高性能小型航空機設計における多分野統合最適化技術(MDO)の適用

The Application of MDO Technologies to the Design of Environmentally Friendly High Performance Small Jet Aircraft

森野 裕行\*1  
Hiroyuki Morino

竹中 啓三\*2  
Keizo Takenaka

畑中 圭太\*2  
Keita Hatanaka

二ツ寺 直樹\*3  
Naoki Futatsudera

中橋 和博\*4  
Kazuhiro Nakahashi

大林 茂\*5  
Shigeru Obayashi

航空機主翼の実設計に適用可能な多分野統合最適設計 (Multidisciplinary Design Optimization, 以下MDO) システムを開発した。従来の設計では、空力設計で低抵抗化を、構造設計で軽量化を、というように複数分野で異なる目標を置いた設計作業をシリーズで行うのに対し、MDOシステムを利用した新設計プロセスでは、異なる設計分野の同時最適化が高精度で実行され、異分野間のトレードオフ情報を含む多数の設計候補を一度に検討できることから、短期間で高性能な機体開発が可能となる。本稿では、MDOシステムの小型民間機主翼設計への適用例を紹介する。

### 1. はじめに

当社は2003年度よりNEDO民間航空機基盤技術プログラム“環境適応型高性能小型航空機 (通称MJ) 研究開発”の主契約会社として、自主開発民間機の実現に向けた研究開発を進めている。近年の民間機開発において、機体運用の低コスト化と開発フロータイムの短縮化に対する要求はますます厳しくなっており、この要求にいかに対応していくかが競争の激しい民需市場で勝ち残るためのキーポイントとなる。

高性能な機体を設計するためには、外形に関わる空力設計とその内部設計である構造・装備設計が高い次元で統合される必要があるが、主翼設計を例にとると、低抵抗化のためには薄翼化、軽量化のためには厚翼化というように空力的特性と構造的特性とでは互いに相反する要素が多く、これらの最適な統合は容易ではない。また現在のように空力設計→構造設計/装備設計をシリーズで行う場合には、構造/装備設計からのフィードバックをもつ多サイクル設計を実施したり、多数の候補形態を並行して検討したりすることとなり、長い設計期間と多くの人的リソースが必要となるため、スケジュールが限られた実際の設計では、最適な解にたどり着くのが難しいという問題を抱えている。そこで当社では、東北大学との共同研究において、多分野統合最適化技術 (MDO) を利用した航空機主翼の空力・構造同時最適設計システムを開発した。本稿では、開発したMDOシステムと、その適用例を

紹介する。

### 2. MDOシステム

当社が開発したMDOシステムでは、最適化手法に多目的遺伝的アルゴリズム (Multi Objective Genetic Algorithm, 以下MOGA)<sup>(1)</sup>とKriging応答曲面法<sup>(2)</sup>を採用しており、非線形性の強い問題に対してもロバストに大域的最適解を求めることができ、性能評価に数値流体力学 (以下CFD) のような計算負荷の高い解析コードを使用した場合でも、計算コストを抑えて現実的な設計サイクルでの最適化を実現している。システム全体の流れは以下の通りである (図1)。

① Optimizerにより装備性 (翼内装備品のスペース確

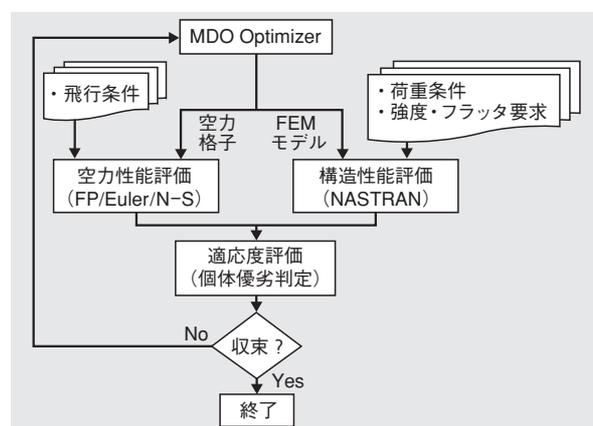


図1 航空機主翼MDOシステム 最適化処理と解析モデル作成を行うOptimizerと、機体の性能・適応度評価を行うモジュールで構成される。

\*1 名古屋航空宇宙システム製作所研究部機体・機器研究課

\*2 名古屋航空宇宙システム製作所研究部空力研究課

\*3 名古屋航空宇宙システム製作所民間機技術部基礎設計課主席

\*4 東北大学工学研究科教授 工博

\*5 東北大学流体科学研究所教授 工博

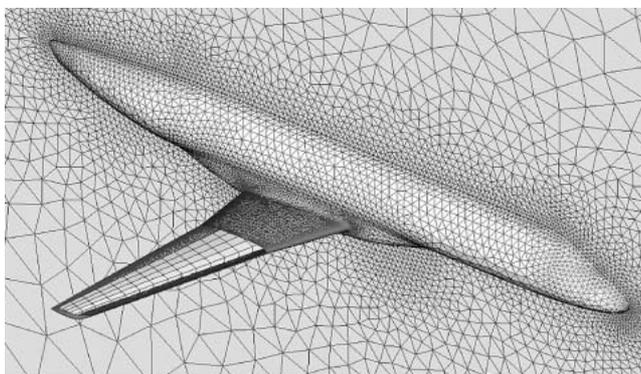


図2 主翼空力・構造モデル 翼胴空力形状を非構造格子で、Wing Boxを構成する桁・スキン・リブを板要素でモデル化。

保)・工作性(作り易さ)を考慮した形状制約条件を満足する初期個体群が生成され、各個体の空力モデル(CFD用空力解析格子)と構造モデル(NASTRAN用FEMモデル)が自動生成される(図2)。

- ② 各個体に対して、CFDによる空力性能評価(揚力、抵抗等)と汎用構造解析コード(NASTRAN)による構造成能評価(構造重量、強度余裕、フラッタ余裕)を行い、個体の適応度(優劣)を評価する。
- ③ 各個体の適応度を元にOptimizerで次世代の新たな個体群が生成され、①に戻る。この際Optimizerは適応度の高い優れた個体の因子を優先的に次世代個体群に伝える。

最適化は最適解が十分収束した時点で終了する。

本最適化ではCFDによる空力解析に要する計算負荷が最も高く、全個体(～数百)の空力性能をEulerコードやNavier-Stokes(以下NS)コードで評価することは現実的ではない。そこで、精度はやや劣るが計算負荷の低いフルポテンシャルコード(以下FP)による多点空力計算で設計空間全域に渡る評価関数分布を求めておき、その分布を元にKriging応答曲面法を用いて設計空間の近似モデルを構築した。最適化におけるCFD空力解析は、近似モデル上での代数計算に置き換えられるため、各個体の空力性能評価は瞬時に完了する。近似モデルの構築では、低次解析モデルであるFPの計算精度を補うために、Euler/NSコード等の高次解析モデルによる空力計算を最適解(パレート解)近傍の数点で行い、両解析モデルをつなぐ修正関数を構築した。近似モデルと修正関数を併用して個体の性能評価を行うことで、計算精度の向上と計算時間の短縮を両立させることができ、MOGAによる最適化が航空機主翼の実設計へ適用可能となった。

### 3. 小型ジェット旅客機設計への適用

MJを想定した小型ジェット旅客機の翼胴形状設計

に本MDOシステムを適用して空力と構造の同時最適化を試みた。その適用例を以下に紹介する。

#### 3.1 最適化問題の定式化

翼胴形状設計の最適化問題を以下のように定義した。

<目的関数：4つの目的関数に対する最小化問題>

- 巡航抵抗
- 巡航ピッチングモーメント(トリム抵抗低減)
- 高速飛行時の抵抗増分(抵抗発散マッハ数向上)
- 主翼構造重量

<前提条件>

- 胴体形状及び主翼平面形は不変
- 主翼の構造様式(桁位置、Rib配置等)は不変

<設計変数：合計109変数>

- 4断面位置での翼型形状(図3)  
→26変数(NURBS翼型表現<sup>(3)</sup>) × 4断面 = 104変数
- 5断面位置での捩り角(スプライン表現) → 5変数

<制約条件>

- 後桁高さ > 要求値(装備性を考慮)
- 強度余裕 / フラッタ余裕 > 要求値

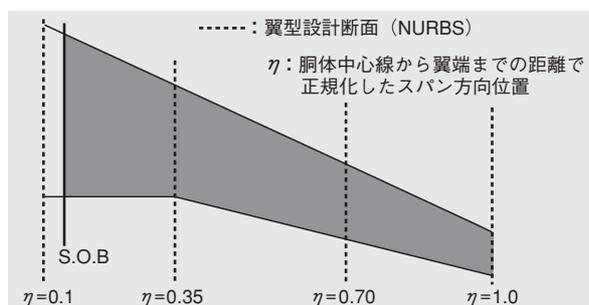


図3 小型ジェット旅客機の主翼設計断面 三次元主翼形状を4断面翼型と5断面位置での捩り角で定義。定義断面間の形状はスプライン関数で補間。

#### 3.2 最適化結果

Kriging近似モデルにMOGAを適用することで4つの目的関数に対するパレート面(パレート最適解の集合)を取得した。図4にパレート面の二次元投影図を示す。パレート最適解とは、多目的最適化において、ある目的関数の値を改善するためには少なくとも1つの他の目的関数値を改悪せざるを得ない解のことであり、複数目的関数間のトレードオフに関して最適な解の集合を形成する。設計者はパレート面から様々なトレードオフ情報を抽出することができるため、航空機主翼のように空力的特性と構造的特性で相反する要素が多い設計作業においても、多くの設計候補から種々の条件に見合う機体を選ぶことができ、短期間で最適な機体設計が可能となる。

図4のパレート面では、巡航抵抗・主翼重量・ピッチ

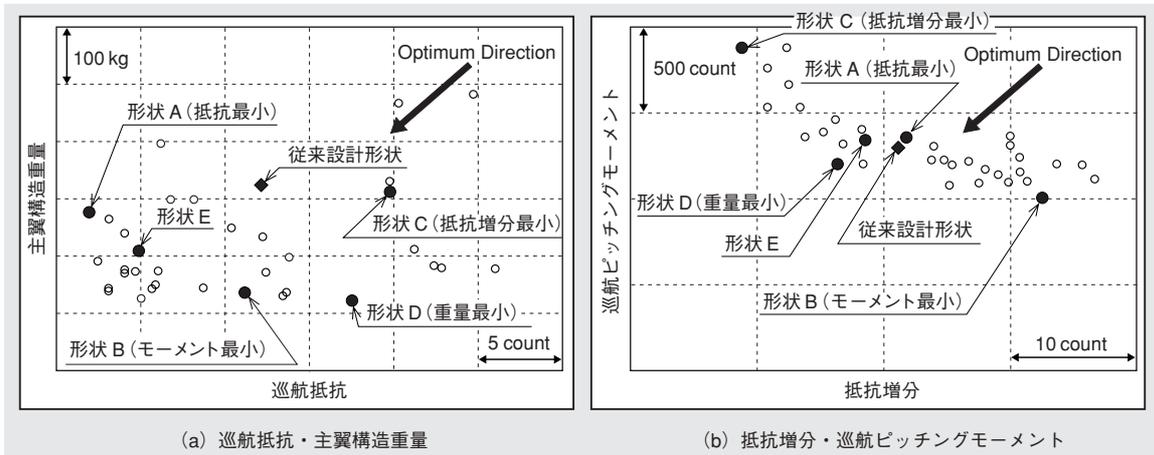


図4 4目的関数パレート面の二次元投影図 4目的関数のトレードオフ特性を明らかとし、空力・構造双方の特性を考慮した多数の設計候補を取得。

チングモーメント・抵抗増分の低減を目標とした設計に対して、トレードオフ情報を含む多数の最適形状候補が示されている。同定したパレート面から、各目的関数に対してバランスの取れた最適解（形状E）を選んでEuler空力解析による検証計算を実施したところ、従来設計形状（設計者の経験に基づく従来手法で設計した形状）と比較して、巡航抵抗5カウント低減（近似モデル上では7カウント低減）、主翼重量153 kg低減（近似モデル上では113 kg低減）を達成しており、この改善効果は機体燃費に換算すると2.1%低減に相当する。従来設計手法で設計者が2ヶ月以上を要して設計した主翼を性能面で凌駕する形状が本MDOシステムでは1ヶ月程度の期間で設計可能であることを実証した。

4. 詳細空力設計技術と革新的統合設計プロセス

当社では、2～3章で紹介した主翼MDOシステムに加え、高揚力装置やエンジンの主翼との統合等、より詳細な部位設計に供する空力設計システムについても開発を進めており、以下で紹介する。

4.1 高揚力装置設計システム

民間機のコスト低減と性能・安全性の向上を図るためには、離着陸性能を左右する高揚力装置（以下HLD）の高性能化が特に重要となるが、高性能なHLDを短期間で開発することは難しい。そこで、東北大学との共同研究によりAdjoint法<sup>(4)</sup>と非構造NSコードを用いた二次元HLDの最適設計システムを開発した。開発したシステムの設計フローチャートを図5に示す。Adjoint法は勾配法の1種であるが、目的関数に対する設計変数感度（勾配）の算出に要する計算負荷が設計変数の数に依存しないという高効率性から、近年、航空機の様々な部位の最適設計に応用されている。開発した最適設計コードを3翼素のHLD設

計（設計変数はスラット及びフラップ形状、ギャップ、オーバーラップ、舵角を含む計26変数）に適用したところ、5日程度の設計期間で着陸形態において初期検討形状より最大揚力の7%向上を達成した。

4.2 推進系統合設計システム

民間機主翼の空力特性は推進系（エンジン+セルバ

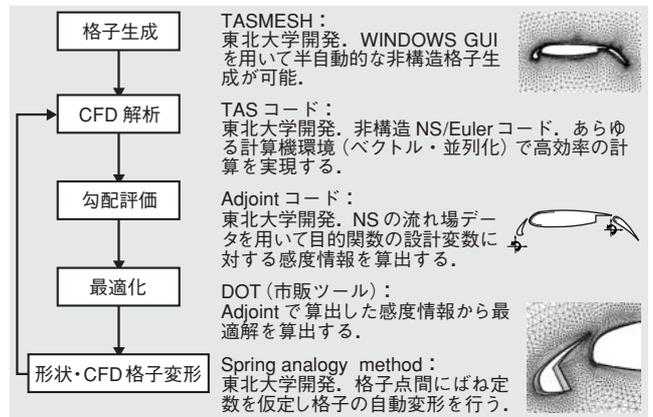


図5 HLDの最適設計フローチャート CFD解析ツールや最適化ツール等高度な要素技術ツール群を統合し自動最適化を実現。

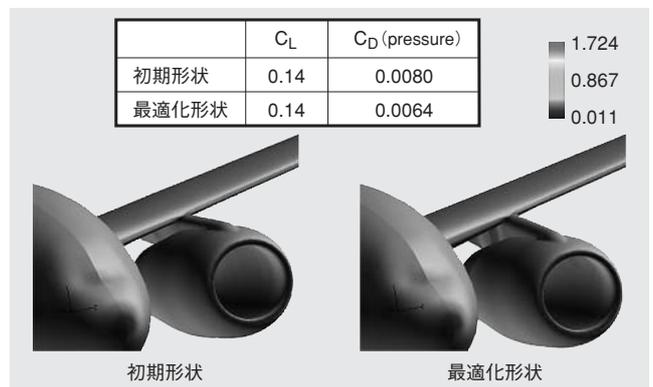


図6 DLR-F6推進系統合最適設計結果（マッハ数分布）初期形状においてはパイロン内舷側に衝撃波が存在するが、最適設計により衝撃波の大幅な低減を実現。

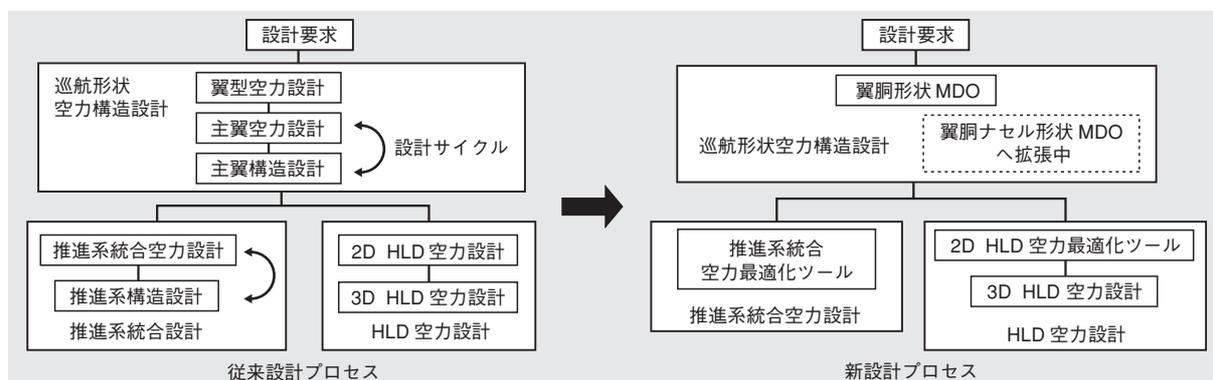


図7 革新的航空機空力・構造統合最適設計プロセス  
幅削減により高効率な設計プロセスを構築。

形状修正・性能評価の自動化とフィードバック作業の大

イロン) との干渉による影響が大きいと、主翼と推進系を統合した形状での最適設計が求められる。しかしながら、そのような複雑形状においては、設計自由度が非常に高い事による設計自体の複雑さに加え、従来のCADソフトを活用した設計時の形状修正に要する作業量が多く、短期間の設計では十分な性能を得ることが難しいため、結果的に設計作業の多くを風洞試験でのパラメトリック検討に頼ることになる。そこで当社では、東北大学との共同研究により、主翼と推進系の干渉効果を考慮した空力最適化を効率的に行うことのできる推進系統合設計システムを開発した。本システムでは、最適化手法に4.1項で紹介したAdjoint法を、空力性能評価に非構造Eulerコードを採用した。最適化作業でネックとなる形状変更・エンジン位置変更等に伴う空力格子の再生成については、バネモデルを利用した自動格子修正ツールを開発することにより、CADソフトによる形状修正作業を不要とし、設計作業の大幅な短縮化を図った。

本システムの検証として公知のDLR-F6翼胴ナセルパイロン形態（設計変数は内翼形状、パイロン形状、ナセル鉛直位置、ナセルピッチ角を含む82変数）に適用し、2週間程度の設計期間で16カウントの干渉抵抗低減とパイロン部に生じる衝撃波の緩和を達成した（図6）。

#### 4.3 革新的統合設計プロセス

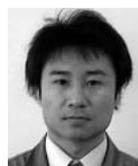
上述の主翼MDOシステム、HLD設計システム、推進系統合設計システムを統合して、革新的な航空機空力・構造設計プロセスを構築した。新設計プロセスのフローチャートを従来設計プロセスと比較して図7に示す。新設計プロセスでは形状修正・性能評価を含むシステムが自動化され、三次元形状を直接設計できるため、従来の二次元翼型設計は不要となる。さらに翼胴形状設計における空力-構造間のフィードバック作業を大幅に削減できることから、従来設計プロセスよりも短期間で高性能な機体設計が可能となる。

## 5. ま と め

航空機翼胴形状の空力・構造同時最適化を行うMDOシステムと高揚力装置／推進系統合に関する詳細空力設計を可能とする最適化システムを開発した。本システムを活用した新設計プロセスにより、異なる設計分野の同時最適化を高精度で実行でき、従来設計手法の問題点を解消して短期間で高性能な航空機開発を可能とした。今後はシステムの設計自由度拡張を図り、航空機開発における設計期間の短縮と機体の高性能化をさらに進めていく。

#### 参 考 文 献

- (1) Sasaki, D. et al., Navier-Stokes Optimization of Supersonic Wings with Four Objectives Using Evolutionary Algorithm, Journal of Aircraft, Vol.39 No.4 (2002) p.621
- (2) Shinkyu, J. et al., Efficient Optimization Design Method Using Kriging Model, AIAA paper 2004-0118.
- (3) Takenaka, K. et al., The Application of MDO Technologies to the Design of a High Performance Small Jet Aircraft-Lessons learned and some practical concerns -, AIAA paper 2005-4797.
- (4) Kim, H. J. et al., Discrete Adjoint Method for Unstructured Navier-Stokes Solver, AIAA paper 2005-0449.



森野裕行



竹中啓三



畑中圭太



二ツ寺直樹



中橋和博



大林茂