

静粛超音速研究機の多目的最適形状設計（構造関連）

高戸谷 健, 笠原 利行, 千葉 一永, 牧野 好和
宇宙航空研究開発機構

Multidisciplinary Design Exploration of Wing Shape for Silent Supersonic Technology Demonstrator (Structure Design).

by

Takeshi Takatoya, Toshiyuki Kasahara, Kazuhisa Chiba, Yoshikazu Makino

ABSTRACT

For the wing shape design of supersonic technology demonstrator, multidisciplinary design exploration has been performed among aerodynamics, structures and sonic-boom noise. The structure evaluation was focused in this report. Evaluations of the composite structure were carried out by using a general finite element code, MSC/NASTRAN for strength, vibration and flutter requirements. The stacking sequences of the composite structures were set the design parameters to be determined for minimization of the structure weight in this multi-objective optimization problem.

1. はじめに

民間航空機の開発において、機体システムが複雑化し、高効率・高性能・高安全性・高信頼性が求められており、高度なコンピュータ設計技術を用いて風洞試験や構造試験等の試験時間短縮や設計効率の向上が年々求められている。

平成18年6月に文部科学省 科学技術・学術審議会研究計画・評価分科会 航空科学技術委員会が取りまとめた「航空科学技術に関する研究開発の推進方策について」において、平成17年度に実施された無推力小型超音速実験機での飛行実験で獲得した技術を更に強力に展開し、将来可能性のある国際共同開発を視野に、超音速機の実現にネックとなっているソニックブームや騒音等の課題の解決を図るための研究開発を行い、次世代超音速機開発における世界的に優位な技術を獲得することを目指すことが重点的に進めるべき研究開発の一つとして方策として策定されている[1]。

その方策を受け、宇宙航空研究開発機構航空プログラム超音速機チームでは、「静かな超音速旅客機」を目指す静粛超音速機技術の研究開発を進めている[2]。静粛超音速研究機の翼形状を設計するため、空力・構造・音響の多目的連成問題としてシミュレーションしている。構造関連として有限要素法 (Finite Element Method: FEM) を用いたプロセスの自動化について報告する。

2. 静粛超音速研究機の概要

多目的最適設計技術などのコンピュータ設計技術を全機形状設計に適用して、低ソニックブーム機体コンセプトの無人超音速ジェット機を設計・開発し、その飛行実験により低ソニックブーム機体コンセプトを実証するとともに、完全自律飛行制御による離着陸から超音速までの飛行を可能とする航空機システム統合技術の実証を行う。また複合材構造の機体への適用を図り、これらに関する飛行実験データの取得を試みることを目標としている。

概念設計フェーズにおける機体諸元は、およそ全長13m、全幅7m、離陸重量3,500kgとなっている。図1に機体の概念図を示す。静粛超音速研究機は単発の無人機で、離陸後、超音速まで加速し、マッハ数1.4で超音速飛行を行い、ソニックブームの低減の実証を行った後、帰還・着陸するミッションを想定して設計を進めている。



図1 静粛超音速研究機の機体概念図

3. 多目的連成問題としての翼形状設計

静粛超音速研究機の翼形状設計は二段階に分けて実施した。まず第一段階では、設計変数を広い範囲で変化させ、設計変数相互の相関を求めるとともに、ソニックブームを低減する目的に合致する範囲の絞込みを行った。構造に関しては、翼の構造として複合材料をすべて用いることで検討を進めた。次に、第二段階では絞り込んだ領域を中心に、相関がある設計変数のみを用いて再度、多目的最適手法を適用し、翼の断面形状の候補を定めた。構造に関しては、機体製作と検証試験やコストを考慮し、翼の内翼と呼ぶ胴体寄りの部分を金属とし、その外側の外翼には複合材料を用いることで検討を進めた。

第一段階では、空力・構造重量・ソニックブームに関して、五つの目的関数を定めた。①超音速巡航（マッハ数1.6、高度16km）時の圧力抵抗 C_p 、②超音速巡航時の摩擦抵抗、③着陸に相当する亜音速（マッハ数0.2、迎角10度）時の揚力、④超音速巡航時のソニックブーム強度、⑤翼の構造重量の五つである。これらの目的関数を最小化または最大化する解を多目的最適手法を用いて求めた。翼の形状を、コード長、スパン長、翼厚、ねじり、後退角などについて、あわせて58の設計変数を用いて定義した。

空力関連の目的関数の評価法として、非構造格子を用いたEuler方程式による非粘性計算を行った。超音速巡航時と亜音速飛行時における抵抗を推算した。ソニックブームの評価法には、CAPASというJAXAで開発したパネル法によるソニックブーム推算法を用いた。構造関連の評価方法は後述する。

複数の目的関数の関係は一般にはトレードオフの関係になるため、最適解は一意に求められない。

パレート最適解と呼ばれる複数の非劣解の集合が求められる。この解の集合を効率良く求めるために、遺伝的アルゴリズムを用いて解の探索を実施した。第一段階では12世代まで遺伝的アルゴリズムを用いて進化させ、最終的には75の非劣解を候補として抽出した。詳細は参考文献[3]を参照して頂きたいが、特徴的な解をいくつか挙げると、解Aは①圧力抵抗と④ソニックブーム強度が最小であるもの、解Bは②摩擦抵抗と⑤構造重量が最小であるもの、解Cは③亜音速時の揚力が最大であるものである。求められた平面形状を図2(a)~(c)に示す。得られた平面形状の候補について検討を進め、静粛超音速研究機の要求を満たすよう絞り込みを実施し、ある平面形状を選択した。

第二段階では選択した平面形状を用いて、翼の断面形状を定めるため、詳細な多目的最適化を進めた。超音速巡航時の摩擦抵抗と亜音速時の揚力に関する目的関数は省略し、トリム性能を目的関数に追加し、あわせて四つの目的関数を定めた。設計変数は、相関のある設計変数のみを選択するとともに、トリム特性に関する変数などを追加し、あわせて50の設計変数を用いた。

空力・ソニックブームに関する目的関数の評価方法は第一段階と同じであるが、構造に関しては評価方法を変更した。詳細は後述する。

第二段階では18世代まで探索し、37の非劣解を抽出した。この中には構造要求を満たさないものも含まれている。現段階では、これらの非劣解の詳細な検討を進めている状況で、第二段階における絞り込みに関しては別途報告する予定である。

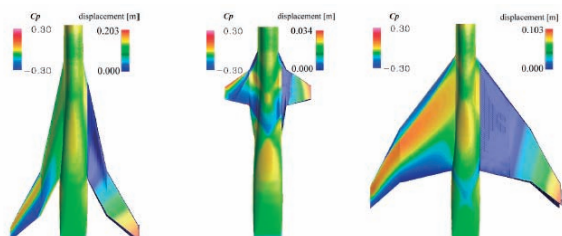


図2 特徴的な解の例
(左翼側：Cp分布、右翼側：変位分布の解析結果)

4. 構造関連の評価

静粛超音速研究機の翼形状設計としての多目的最適設計における構造関連の評価方法について詳述する。

まず第一段階では、空力性能推算に用いたCFDの格子点をもとに、翼の外形について一断面あたり100点、20断面分、合わせて2,000点の座標値とCp値、法線ベクトルを構造側に渡した。このデータを処理し、構造計算用のFEMモデルを作成するプログラムをFORTRANで作成し、モデルを自動生成した。点列の座標値からFEMモデルの節点を生成したが、前縁と後縁付近は節点が密になるため間引きを行った。

次に生成した節点を結ぶ要素を作成した。外翼はフルデプスのハニカム・サンドイッチ構造を想定し、板厚方向に分割しない一層のシェル要素とした。図3にハニカム・サンドイッチ構造の模式図を示す。各節点での翼厚から表面と裏面のスキン材の板厚を差し引いた厚みをハニカム・コアの板厚とした。前縁・後縁と翼端では翼厚が薄いためコアの板厚はゼロとしたが、スキン材の板厚は減ずることなく厚みを保持させた。内翼は、翼厚が十分にありとみなして、外板と桁骨を有する板骨構造を想定した。外板と桁骨

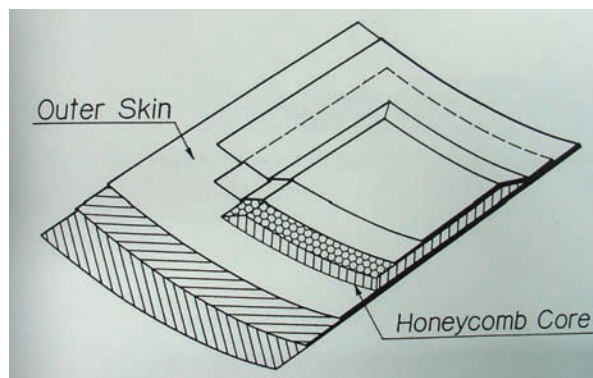


図3 ハニカム・サンドイッチ構造の模式図

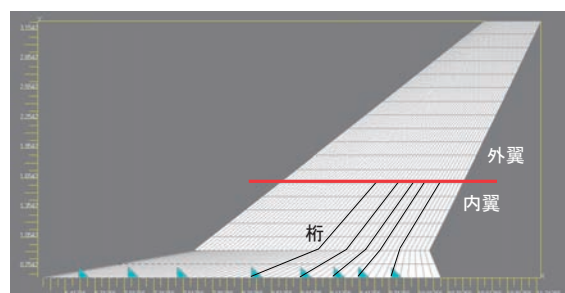


図4 解析モデルの平面図と構造様式

をそれぞれシェル要素を用いてモデル化した。外板と桁骨の接合は剛結合としている。後方の主要な荷重を受け持つ桁は小型超音速ロケット実験機の構造に準じて、五本桁とした。内翼と外翼の間は、十分な剛性を持つビーム要素で結合した。なお、内翼・外翼の境界はおおよそ $\eta=40\%$ とし、キंक位置とは関係しないこととした。図4に解析モデルの平面図と構造様式を示す。

また空力の格子点を元に生成した今回のモデルでは、後退角が変わることにより要素のゆがみ度(skew angle)やアスペクト比が変わるため、計算結果の精度に影響を与えることがあると考えている。詳細設計の際に誤差を考慮した詳細な検討をすることを考えると、概念設計の現段階ではゼロ次近似としては十分な精度があるとみなせるため、要素のゆがみ度やアスペクト比の大小による要素分割の修正は実施しないこととした。

荷重は、超音速巡航時のCpと法線ベクトルから各節点に加わる節点力に換算して求めた。解析モデルの拘束条件は、翼胴結合部に相当する桁材の内側を対称条件を考慮した単純支持とした。

解析ケースは強度と剛性の2ケースである。強度解析においては、無人機的设计基準に準じて、最大Gを+6Gとし、安全率を1.25に設定し、その条件で強度余裕が負にならないこととした。翼のフラッタ条件が剛性に寄与するがフラッタ検討をするほど設計データが用意できないこともあり、第一段階では剛性解析として、小型超音速ロケット実験機の実績に準じ、一次曲げの固有振動数を8Hz以上、一次ねじりの固有振動数を50Hz以上を満たすこととした。

構造関連の評価における特徴的な点は、複合材料を材料として用いたことにある。従来のアルミ合金を用いる場合は、板厚のみがパラメータになり、自由度が少ないため強度・剛性要求を満たす解を容易に求められるが、複合材料は設計パラメータが多く、要求を満たす解を求める作業に手間を要する。内翼の外板材、内翼の桁材、外翼のスキン材の積層構成はそれぞれ部位によらず一定としたことで、積層構成のパラメータを六つに限定した。各積層構成を式1に示す。

$$\left. \begin{array}{l} [0/+ \theta_1 / - \theta_1 / 90]_{n_1s} \\ [0/+ \theta_2 / - \theta_2 / 90]_{n_2s} \\ [0/+ \theta_3 / - \theta_3 / 90]_{n_3s} \end{array} \right\} \dots\dots\dots (1)$$

where

$$\theta_1, \theta_2, \theta_3 = \{15, 30, 45, 60, 75 \text{ deg.}\}$$

$$1 \leq n_1, n_2, n_3 \leq 25$$

積層構成は、繊維方向の角度 θ とセット数 n で表わすこととして、簡略化し、板厚方向に対称性を持たせるとともに、 $+ \theta$ と $- \theta$ を組み合わせることで面内の対称性を持たせた。積層角度 θ の自由度を減らすため、15度から75度までの5自由度に限定した。複合材料の成形の限界を考えおよそ200枚の積層が実用的には最大とみなし、積層の8枚を一セットとするセット数 n を、25までとした。ある積層セット数の組み合わせ(n_1, n_2, n_3)に対して、積層角度の組み合わせは53=125通りとなる。積層セット数の組み合わせ(1,1,1)から(25,25,25)まで順次増やして125通りの計算を行い、強度と剛性を満足する解を求めた。検討に用いた複合材料は今後変更する可能性があるが、今回の検討においては、中強度・中弾性の炭素繊維強化耐熱複合材であるIM600/PIXA-Mを想定した。材料の特性値を表1に示す。

強度解析において、複合材料の破壊の判定には、複合材料では広く用いられているTsai-Wuクライテリアの初期破壊損を採用した。強度解析における結果の一例として変形図を図5に示す。

なお、解析には、汎用の有限要素法解析コードであるMSC/NASTRAN 2005R3を用いた。強度解析・剛性解析ともに線形解析であり、1回の計算は30秒から1分程度で終了するが、組み合わせの数が多いことと、強度評価を満足していることを確認するための手間が必要であった。

強度・剛性を満足する解が求められた後、構造重量を板厚と面積から算出し、構造関連の作業は終了である。この一連の作業を全個体に対して実施した。

次に第二段階では、ほぼ同様の解析を実施したが、内翼の複合材をアルミ合金に置き換えたこと、剛性解析を固有振動数の条件からフラッタ速度に置き換えたこと、内翼・外翼の境界をパラメータに追加したことの三点が挙げられる。

内翼に複合材を適用することによる検証試験の増加、製作コスト、保守方法などを考慮して、既存の構造様式である内翼は、実績があるアルミ合金を適用するほうが実用的と判断した。複合材の積層構成を定める部分を、アルミ合金の板厚を定める作業に置き換えた。板厚は、0.1mm間隔で与えた。

剛性解析では、平面形状を固定したこともあり、剛性への影響の大きいフラッタ要求を検討することにした。解析には、MSC/NASTRAN 2005R3の空力弾性解析Iオプションを用いた。小型超音速ロケット実験機の設計基準に準じ、解析で求められた遷音速領域(マッハ数0.85, 0.90, 0.95, 0.98)のフラッタ速度の1.5倍の速度が、設定等価大気速度以上であることとした。図6にフラッタ解析結果の一例を示す。縦軸のダンピングが0.01に達する等価大気速度をフラッタ速度と定義している。この場合は約290m/sである。

第二段階においても、上記の変更点を除いて第一段階と同様な手順で解析を実施し、構造の要求を満足する解を求めた。これらの結果をもとに現在、詳細な検討を進めている。

5. まとめ

静粛超音速研究機の翼形状を設計するため、空力・構造・音響の多目的連成シミュレーションを実施中であり、構造関連として有限要素法を用いたプロセスについて報告した。

参考文献

- 1) 文部科学省 科学技術・学術審議会 研究計画・評価分科会 航空科学技術委員会, "航空科学技術に関する研究開発の推進方策について", 2006年6月
- 2) 村上哲, "JAXAにおける超音速旅客機技術の研究計画 - 静粛超音速機技術の研究開発 -", 日本航空宇宙学会誌, 2008年1月

表1 材料の物性値

E_L	E_T	ν_{LT}	ρ	$\sigma_{Ltension}$
100 GPa	10 GPa	0.1	1.6 g/cm ³	500 MPa

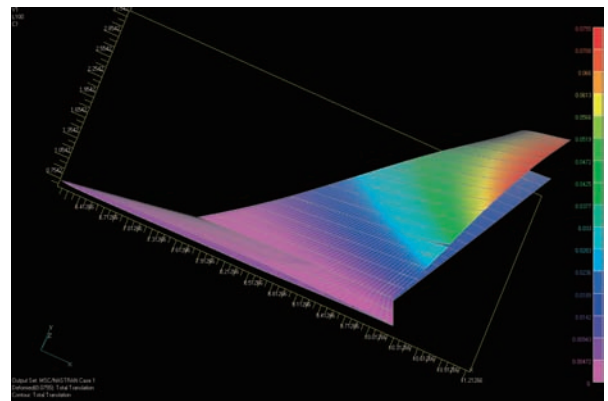


図5 強度解析結果の出力例(変形図)

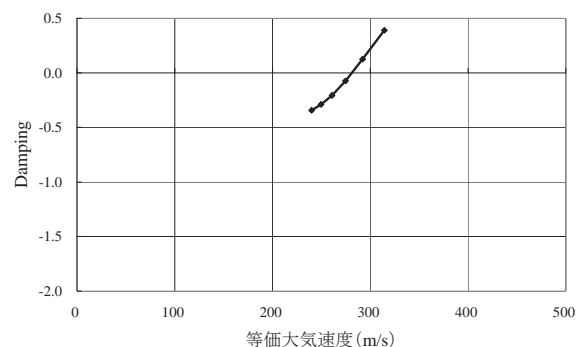


図6 フラッタ解析結果の例
上: 等価大気速度と減衰率の関係
下: 振動モード(1次曲げ)