

静粛超音速研究機の空力設計の概要

○牧野好和（宇宙航空研究開発機構）

Introduction of Aerodynamic Design of a Silent Supersonic Technology Demonstrator
Yoshikazu Makino (JAXA)

Key Words : Aerodynamic Design, Optimization, Supersonic Transport, Sonic-Boom

Abstract

JAXA's planned scaled low-boom demonstrator project and its aerodynamic design in conceptual design phase are introduced. For the demonstration of low sonic-boom design concepts and design technology, this demonstrator named Silent SuperSonic Technology Demonstrator(S3TD) is designed using JAXA's computer-based aerodynamic design tools for low-drag and low-boom configuration. A multidisciplinary design exploration, in which the aerodynamic performance estimated by an unstructured Euler CFD code, sonic-boom intensity, and structural constraints are taken into account, is applied to the design of the demonstrator as well as an aerodynamic conceptual design tool based on a low-fidelity panel method. Several design cycles are conducted through the validation process for mission requirement with many CFD analyses and wind-tunnel tests.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空プログラムグループ超音速機チームでは静かな超音速旅客機の実現を目指して要素技術研究を実施するとともに、ソニックブーム低減技術の飛行実証を第一の目的とする「静粛超音速研究機¹⁾」プログラムの研究開発を進めている。研究機の開発においてはこれまでJAXAで培ってきたCFD解析を始めとするコンピュータによる解析・設計技術を積極的に活用すると同時に、要素技術研究の成果である多分野統合・多目的最適設計技術の適用を図ることにより研究機のミッション達成を目指している。ここでは低ブーム実証機としての研究機のミッション要求と、それに基づく概念設計フェーズにおける空力設計経緯の概要と今後の方針について述べる。

2. 研究機概要

静粛超音速研究機の飛行実験システム基本要件は、「低ソニックブームを考慮しない超音速機に対し、ブーム強度を半減し得る低ブーム設計技術の実証に必要な飛行環境を提供し、地上にてブーム強度を計測すると共に、再使用できる状態で機体を帰投させるシステムであること」であり、図1に示す様に地上（及び空中）に設置されたマイク列の上空をカットオフマッハ数より十分大きいマッハ数で超音速飛行し、マイク位置において低ブーム波形が観測されることが条件となっている。また再使用の条件を満たすため離着陸から超音速巡航まで完全自律飛行する無人機を選択し、既存エンジンの使用を前提として図2に示す機体規模で概念設計を開始した。

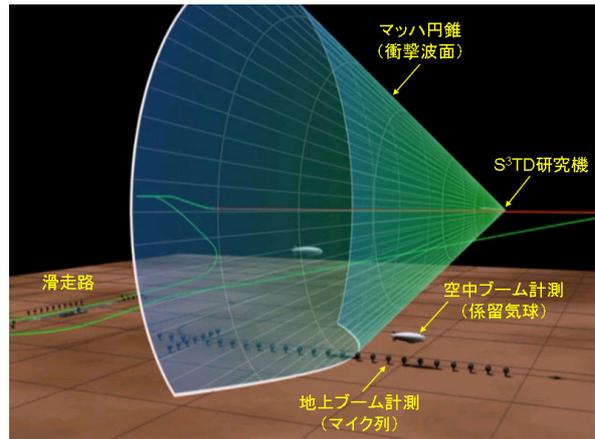


図1. 静粛超音速研究機ブーム計測イメージ

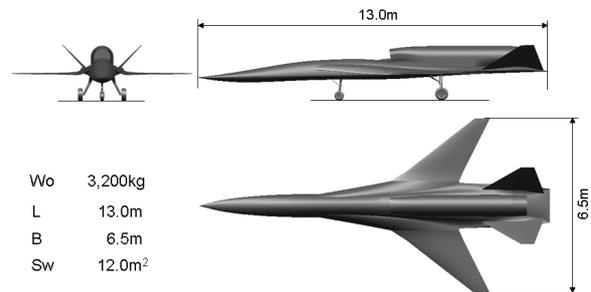


図2. 研究機初期概念図

3. 設計ツール

概念設計フェーズにおいて主として使用した空力設計ツールは、線形パネル法を用いた超音速機概念設計ツールCAPAS²⁾である。CAPASは、胴体形状や主翼形状等の要素形状定義からパネル法解析に必要な機体表面パネルを作成する過程を、CADソフト

トウェアCATIA v4及びCATIA v5のAPIを利用することにより自動化し、またJAVAをベースとしたGUI(図3)により機体要素形状定義作業を行いやすくするとともに、縦3分力データの自動表示や超音速機のソニックブーム解析機能を組み込んだ空力設計ツールである。概念設計フェーズにおいてはCAPASの他にも線形理論に基づくCarlson Warp³⁾設計ツールや、Darden⁴⁾の低ブーム設計ツール等を用いている。またJAXAのCFD共通基盤プログラムUPACS⁵⁾や、非構造CFDコードTAS⁶⁾、重合格子CFDツール等を活用し設計検証を行うとともに、それら空力解析ツールを最適化ツールと組み合わせることで各種最適設計を実施している。

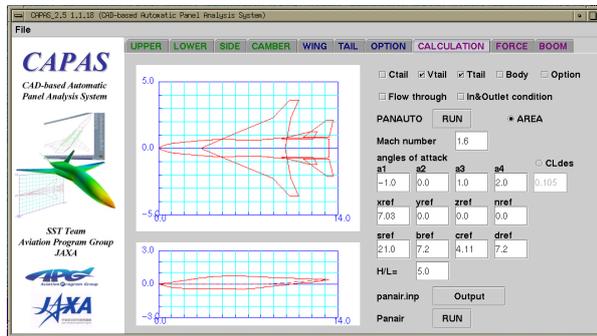


図3. 超音速機概念設計ツールCAPAS

4. 空力設計過程

4-1 第0次形状

概念設計フェーズの出発点として図4に示す第0次形状を定義した。第0次形状はこの機体規模でも地上での低ブーム波形が観測可能かどうかを主眼にCAPASによる低ブーム設計を進めた結果として得られた形状であり、機首には要素技術研究の成果である低ブーム/低抵抗非軸対称機首コンセプト⁷⁾を採用し先端ブーム低減化を図った。一方後端低ブーム化は従来の低ブーム設計では主翼後端が機体後端と一致しなくてはならないが、研究機では機体の安定性を考慮して主翼を前方に移動した分、後胴部に幅を持たせた後胴揚力面により後端低ブーム化を図った。また、離着陸時の騒音遮蔽コンセプトを考慮して胴上エンジン配置とV尾翼を採用している。

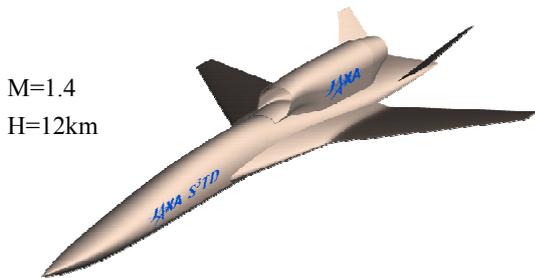


図4. 研究機第0次形状

第0次形状のソニックブーム特性はUPACS Euler CFD解析による近傍場圧力推算波形、及び遷音速風洞試験の近傍場圧力波形計測データをCAPAS解析結果と比較することで検証し、CAPASによる低ブーム設計が概ね正しいことを確認した(図5)。

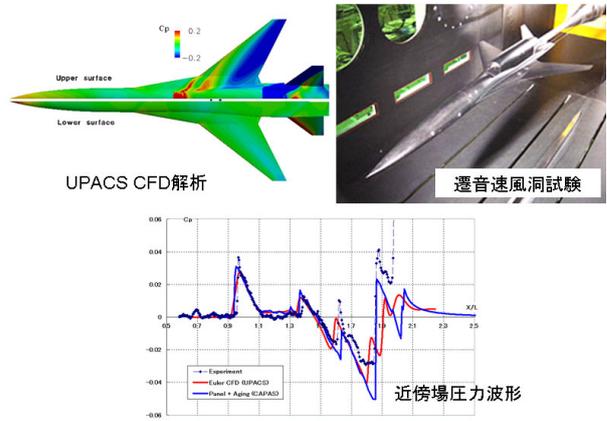


図5. 研究機第0次形状低ブーム特性検証

4-2 第1次形状

第0次形状の設計検証結果を受け、低ブーム特性改善、薄い後胴部の構造強度改善、及び縦トリム特性改善を目的として第1次形状(図6)の設計を実施した。Dardenの等価断面積により近くなる様に前胴部を修正した他、特に後胴部形状とV尾翼平面设计には、CAPAS解析を遺伝的アルゴリズム(GA)最適化ツールに組み込んだ最適設計ツールを適用し、ブーム強度とトリム特性との多目的最適設計を実施することで、図7に示す通りソニックブーム特性の改善が見られた。



図6. 研究機第1次形状

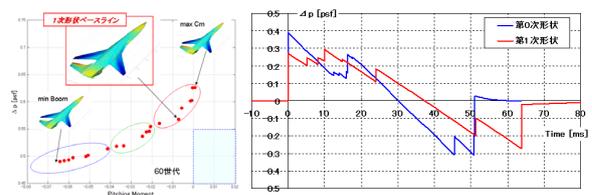


図7. CAPAS多目的最適設計とブーム改善効果

4-3 第1次MDE設計

第1次形状設計と並行して第0次形状の翼胴形態をベースに多分野統合最適設計探査（MDE）を実施した⁸⁾。58個の設計変数を用いて主翼の平面形と翼型、捻り及びキャンバを変化させ、超音速巡航時の圧力抗力最小化／摩擦抗力最小化、ソニックブーム強度最小化、離着陸時揚力最大化、構造重量最小化を目的関数として多目的最適設計を行った。空力性能は非構造格子CFD解析ツールTASを用いたEuler解析により推算し、ソニックブーム強度は前述のCAPAS、複合材を想定した主翼の構造強度はNASTRANにより評価した。遺伝的アルゴリズムにより1世代16個体で12世代進化させた探索結果を自己組織化マップ（SOM）解析によりデータマイニングし（図8）、全ての目的関数の妥協解として1個体を選定した。さらに選ばれた個体の低速CFD解析結果から縦特性の非線形性を改善させるための主翼平面形修正（外翼後退角の低減）を施して第2次形状設計のベースラインとした。

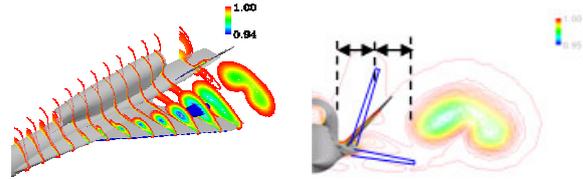


図9. 低速性能改善検討例

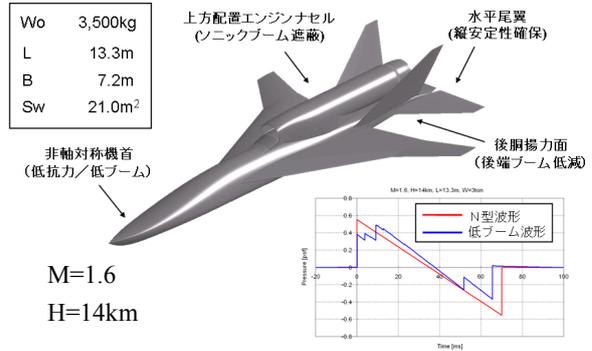


図10. 研究機第2次形状とCAPAS推算波形

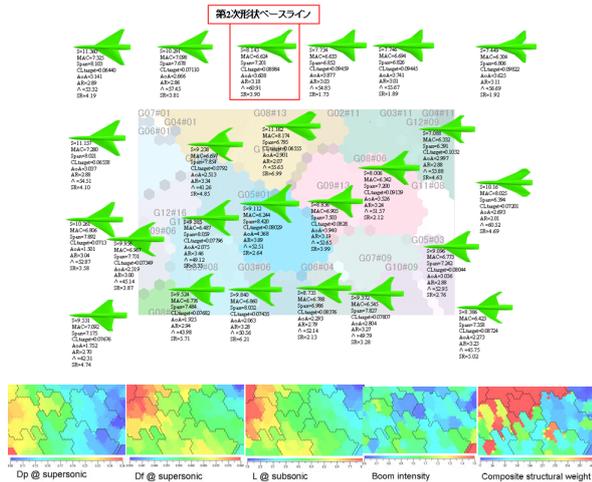


図8. 第1次MDE設計結果（SOM解析）

4-4 第2次形状

第1次MDE設計により得られた翼胴ベースライン形状に対して、第1次形状に対する機体成立性検討の結果から、低速ピッチアップの非線形特性の原因が主翼前縁渦とV尾翼との干渉であることが明らかとなったこと及び巡航トリム特性改善のため水平尾翼を追加した（図9）。また、構造上の強度要求から主翼及び尾翼翼厚を増加するとともに、脚や燃料タンク等の艤装性の要求から胴体容積も増加させ第2次形状を定義した（図10）。研究機搭載機器環境条件の緩和により飛行高度を下げたこともあり、推算ソニックブーム強度は大きくなったが、先端／後端ブームともに低ブーム波形は維持すべく胴体設計を実施した結果、図10に示す低ブーム波形となった。

4-5 第2.5次形状

第2次形状までに主として低ブーム設計に用いてきたCAPASは線形パネル法解析をベースとしており、超音速におけるエンジンナセルを考慮することができなかつたため、CAPAS設計時の揚力に対してナセルを考慮したCFD解析結果の揚力は減少してしまい設計点での低ブーム波形が崩れてしまう課題があった。そこでCFD解析結果から得られる巡航迎角においてCAPASによる低ブーム再設計を行い第2.5次形状を定義した（図11）。さらに第2.5次形状では縦静安定性及びトリム特性改善のため主翼位置を前方に40cm移動させるとともに、干渉抗力低減及び尾排干渉を避ける目的で双垂直尾翼も前方移動し、その幅も20cm拡大した。その結果、UPACS推算で巡航時抗力が約30カウント低減され、先端ブームの崩れも改善された。ただしUPACSベースの後端ブーム推算がCAPAS推算値よりも大きくなる点について設計改善が必要である。

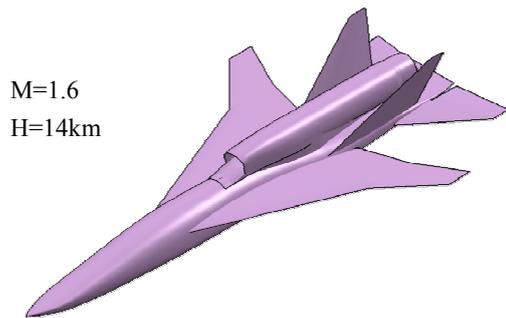


図11. 研究機第2.5次形状

4-6 第2次MDE設計

第2.5次形状をベースとして第2次MDE設計を実施した。今回は第1次MDE設計により決定した主翼平面形は固定として翼型設計に絞る一方、第1次MDE設計では翼胴形態であった機体形状を翼胴+水平尾翼+双垂直尾翼+エンジンナセル(フロースルー)の全機形態としてTASによる空力評価を実施することでインターランプ/ダイバータ等から発生する衝撃波の主翼との干渉も考慮した。CAPASによるブーム評価においてはエンジンナセルは考慮できないが、TAS解析結果から得られる巡航迎角を用いることでブーム推算精度を高めている。設計目的関数としては巡航時圧力抗力最小化、ソニックブーム強度最小化、及び水平尾翼舵角を設計変数に加えた上で風圧中心と最後方重心位置を最小化することでトリム特性を考慮し、構造においてはNASTRANにより静強度と遷音速フラッタ要求を満たした上で構造重量の最小化を図った。構造モデルはより研究機の構造様式に近くするため、内翼部はアルミ材の多桁構造、外翼部は複合材のフルデプスハニカムサンドイッチ構造とし、内外翼の分割位置は設計変数によって定まる翼厚によって自動判定させている⁹⁾。1世代8個体で18世代進化させた後に前回同様データマイニングを行い、図12に示す様な非劣解について詳細検討を実施した。

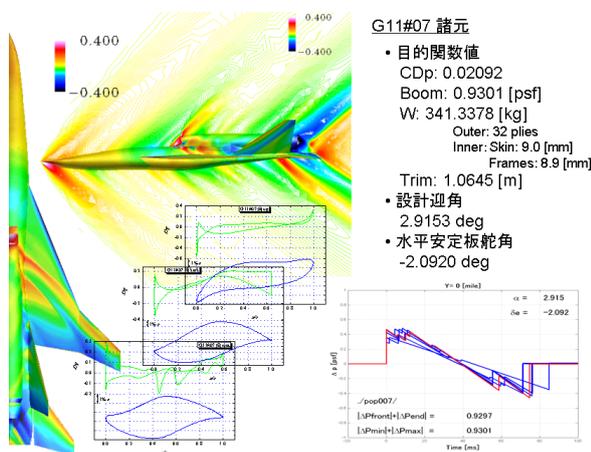


図12. 第2次MDE設計結果(非劣解の一例)

4-7 第3次形状設計に向けて

第2.5次形状設計及び第2次MDE設計の結果を受け、現在第3次形状設計を進めている。その課題としてはMDE設計結果の取り込みや、CFD解析に基づく低ブーム特性の改善、巡航時低ブーム性を維持したままの遷音速域における低抗力化、及び低速ピッチアップ特性改善等が挙げられ、現在主翼位置検討や単垂直尾翼の採用も含め検討を進めているところである。

5. まとめ

低ソニックブーム設計技術の飛行実証を目的とした静粛超音速研究機の概要と、第0次概念形状から第1次形状、第2次形状、第2.5次形状への設計過程について述べた。概念設計フェーズにおける低ブーム設計のために開発したCAPASシステムによりスケール機であっても地上において低ブーム波形が観測できる可能性のある研究機形状を提示するとともに、空力性能/ソニックブーム特性/飛行特性(トリム)/構造強度を考慮した多分野統合最適設計探索技術を適用することにより、信頼性の高い推算ツールで機体成立性を高める設計が可能となった。今後の基本設計フェーズにおいては、CFD解析をベースとした低ブーム最適設計の適用により研究機のミッション達成確率を高めるとともに、多分野/多目的最適設計技術を始めとするコンピュータによる解析・設計技術の高度化を図る予定である。

参考文献

- 1) A. Murakami: Silent Supersonic Technology Demonstrator Program. 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006-1.4.2 (2006)
- 2) 牧野好和、他、「超音速機概念設計ツールCAPASの開発」第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム2008
- 3) Carlson, H.W., Middleton, W.D., "A Numerical Method for the Design of Camber Surfaces of Supersonic Wings With Arbitrary Planforms," NASA TN D-2341, 1964.
- 4) Darden, C.M., "Sonic-boom Minimization with Nose-bluntness Relaxation," NASA TP-1348, 1979.
- 5) 山本一臣、他(航技研UPACSプロジェクトチーム)、並列計算CFD プラットフォームUPACS について。In Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium' 99, pp. 351-355. NAL SP-44, 1999.
- 6) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 39, Issue 1, pp. 75-96, 2002.
- 7) 牧野好和「超音速航空機の胴体形状の決定方法および胴体前胴部形状」特許第3855064号, 2006.
- 8) Chiba, K., Makino, Y., and Takatoya, T., "Multidisciplinary Design Exploration of Wing Shape for Silent Supersonic Technology Demonstrator," AIAA Paper 2007-4167, 2007.
- 9) 高戸谷健、他、「静粛超音速研究機の多目的最適形状設計(構造関連)」第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム2008



小型超音速実験機プロジェクト データ解析完了報告会



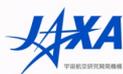
6(2)

静粛超音速研究機の空力設計の概要

Introduction of Aerodynamic Design
of a Silent Supersonic Technology Demonstrator

牧野 好和

JAXA 航空プログラムグループ超音速機チーム



発表内容



1. はじめに
2. 研究機概要
3. 設計ツール
4. 空力設計過程
5. まとめ



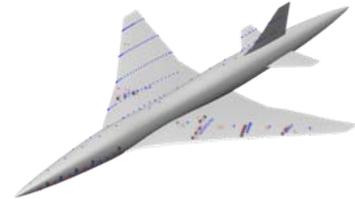
1. はじめに JAXAにおけるSST研究プログラム



NEXSTプログラム

目標: 経済性に優れたSST設計技術の獲得

飛行実証機: 小型超音速実験機 (NEXST-1)



S-cube (Silent SuperSonic)プログラム

目標: 環境適合性に優れたSST設計技術の獲得

飛行実証機: 静粛超音速研究機 (S³TD)



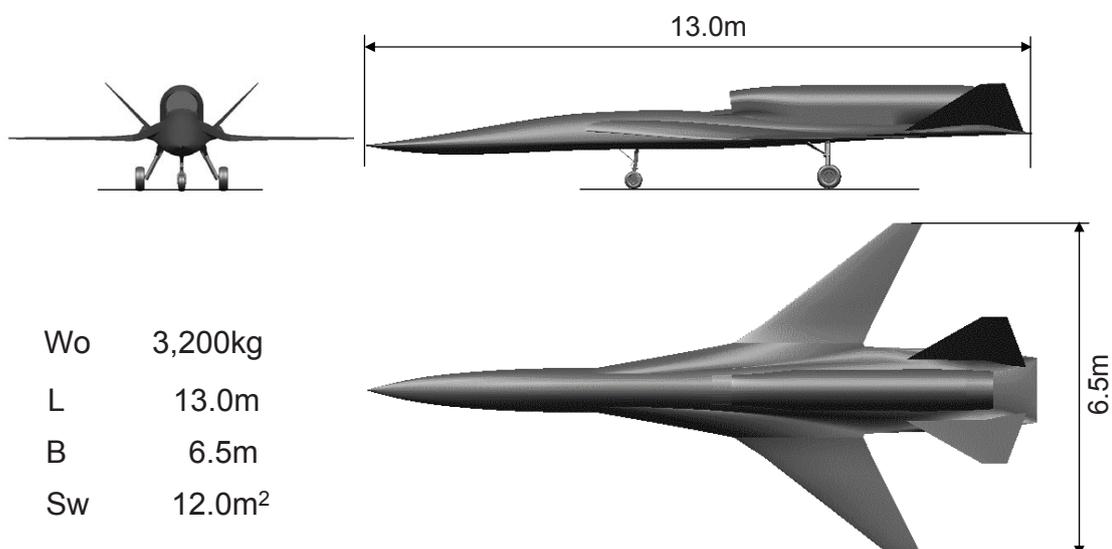
⇒ 低ソニックブーム設計技術実証機



2. 研究機概要 研究機概念設計3面図

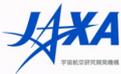
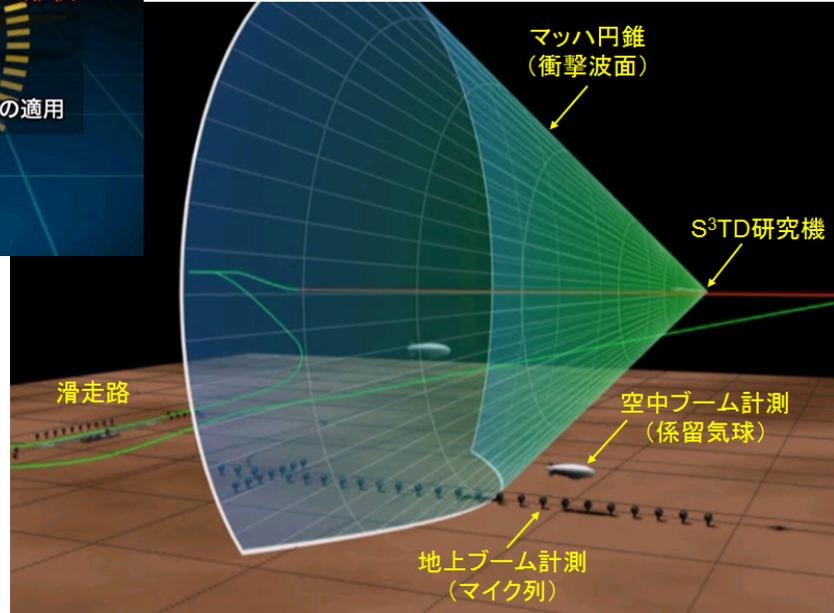


Vehicle Configuration





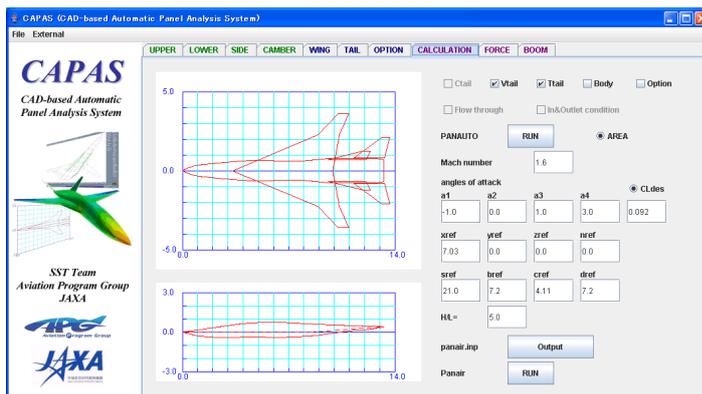
2. 研究機概要 研究機の設計要求と飛行実証プラン



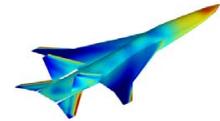
3. 設計ツール 超音速機空力概念設計ツールCAPAS

CAPAS (CAD-based Automatic Panel Analysis System)

- 設計プロセスの自動化
設計変数→機体(要素・全機)形状定義→パネル法解析→ソニックブーム解析
→性能評価(空力特性・ソニックブーム)
- 機体形状表現の多様化
CAD利用により形状表現の自由度を高め、形状データの汎用性を高める。



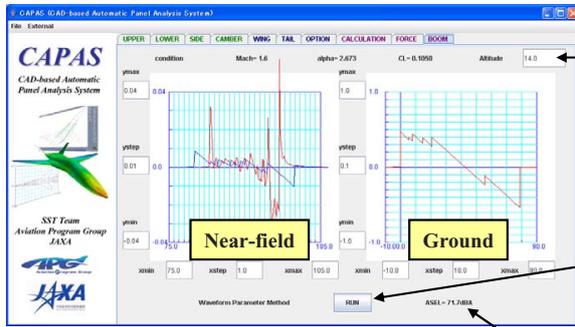
解析用パネル



パネル法解析結果



3. 設計ツール CAPASにおけるソニックブーム評価



ソニックブーム解析条件
マッハ数, 飛行高度, 高度方向大気分布
入力データ
近傍場圧力波形(パネル法+Aging修正)

解析手法
波形パラメータ法(Thomas法)

評価
ASEL(dBA), 圧力ピーク値

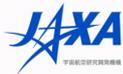
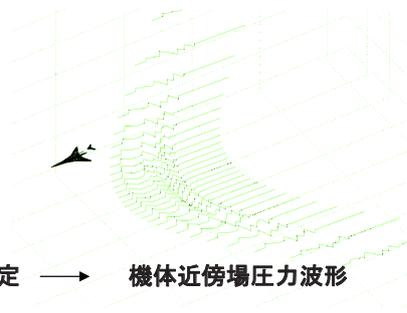
Aging修正

パネル法出力

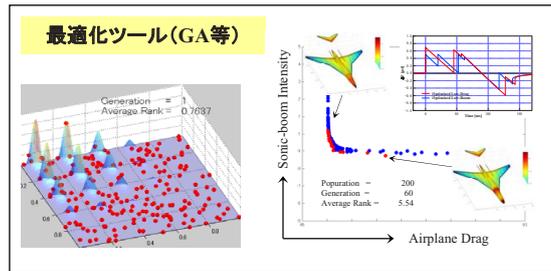
$$F(x) = \sqrt{\frac{\beta r}{2}} C_p$$

$$\Delta x = -\frac{(\gamma + 1)}{\sqrt{2\beta^3}} \sqrt{r} F(x)$$

非線形的波形歪み量 → 面積則により衝撃波位置決定 → 機体近傍場圧力波形



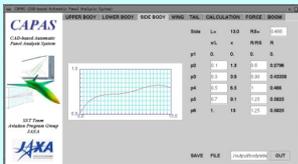
3. 設計ツール CAPASの多目的最適設計への組み込み



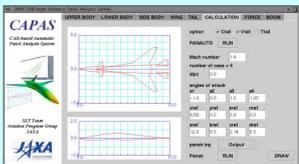
評価関数
(空力性能)

設計変数
(形状定義)

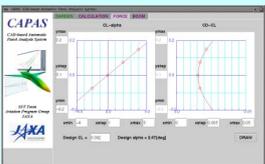
CAPAS



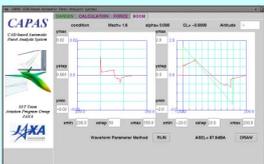
機体要素形状定義



CADモデル作成
パネル法解析



カデータ取得



ソニックブーム解析

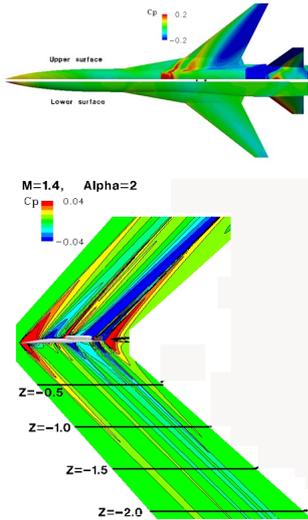


3. 設計ツール CFD解析ツール



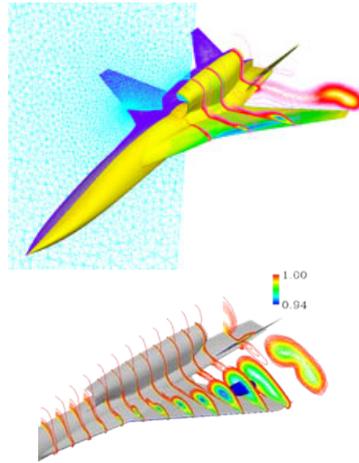
UPACS

マルチブロック構造格子
Euler/NS CFD
機体表面力／圧力推算
近傍場圧力波形推算



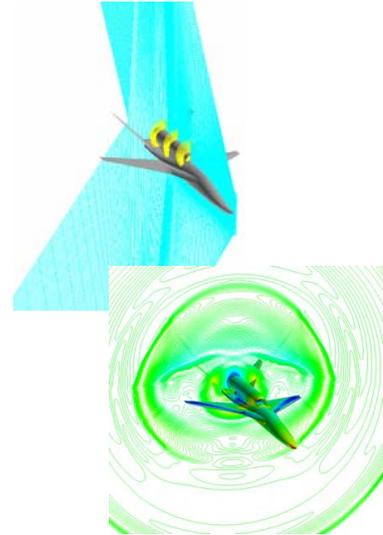
TAS

非構造格子
Euler/NS CFD
機体表面力／圧力推算
低速非線形現象解析

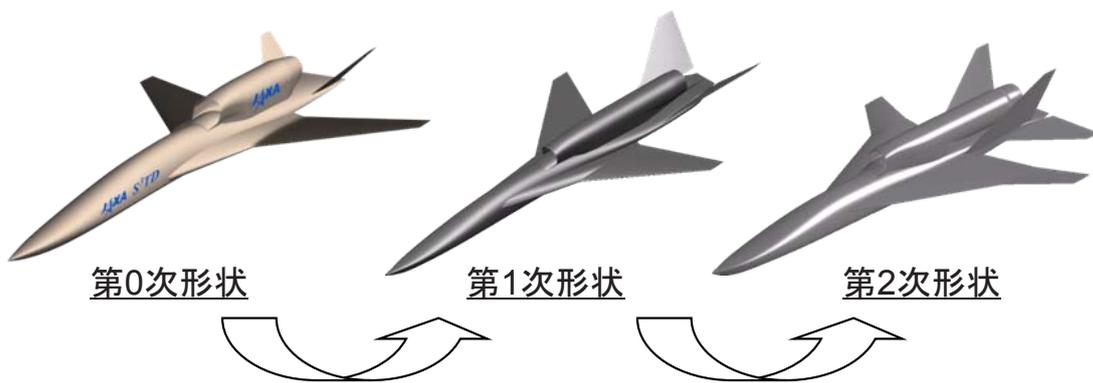


Overset

構造重合格子
Euler CFD
機体表面力／圧力推算
近傍場圧力波形推算



4. 研究機設計過程 研究機概念設計形状の変更経緯

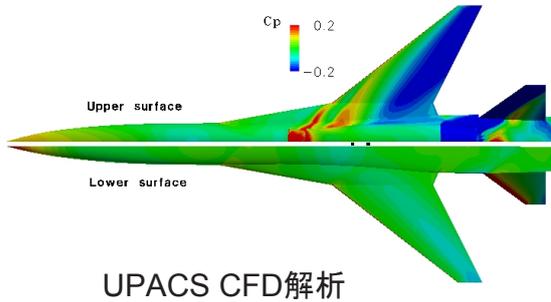


- 低ブーム特性改善
- V尾翼修正によるトリム特性改善
- 後胴部構造強度改善

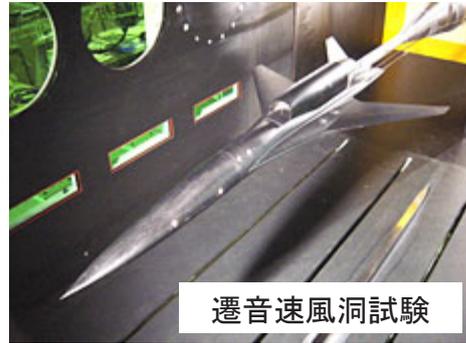
- 主翼多分野統合最適(MDO)設計
- 主翼面積増による離着陸性能改善
- 水平尾翼追加によるピッチアップ特性改善
- 水平尾翼追加によるトリム特性改善
- 胴体容積増による装備性、重心制御特性改善



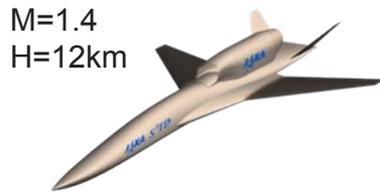
4-1 第0次形状 低ブーム設計と風試検証



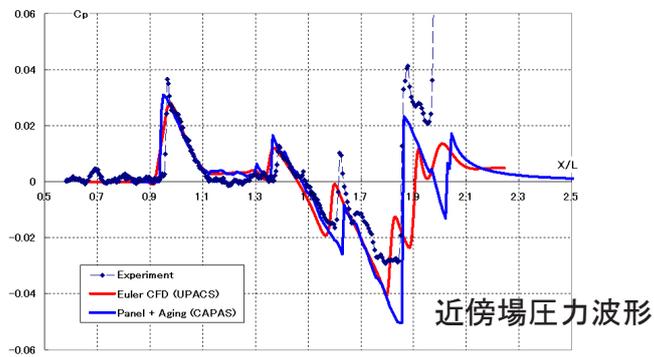
UPACS CFD解析



遷音速風洞試験



M=1.4
H=12km



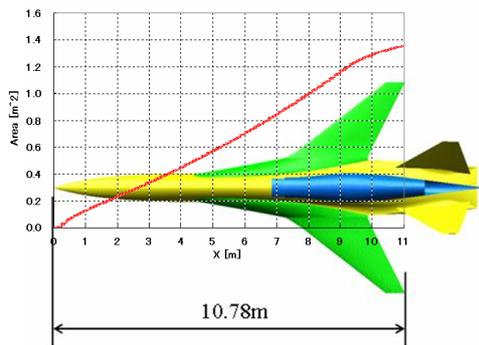
近傍場圧力波形



4-2 第1次形状



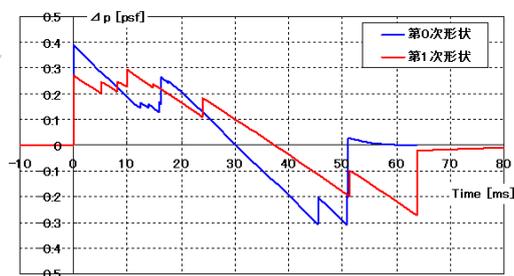
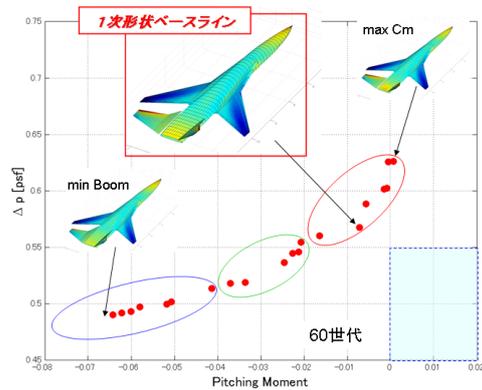
低ブーム断面積設計



M=1.6
H=16km

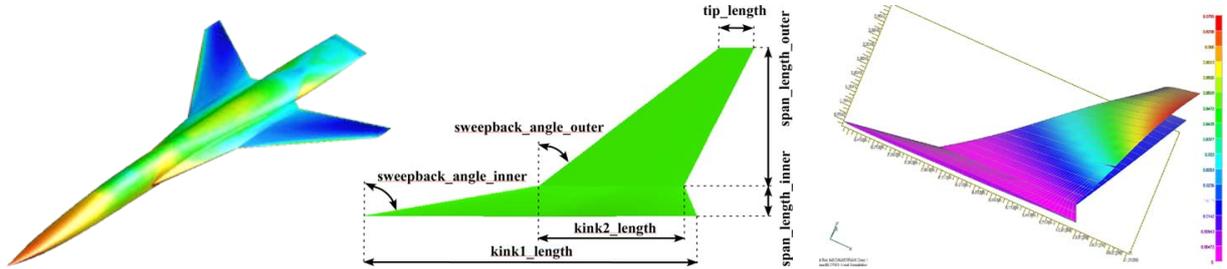


ソニックブーム/トリム特性多目的最適設計例





4-3 第1次MDE設計 問題設定



空力評価

(TAS Euler CFD解析)
離着陸時揚力最大化
巡航時抗力最小化

ソニックブーム評価

(CAPAS推算)
地上圧力波形最大値－
最小値の差分最小化

設計変数 58
平面形 7
主翼位置 1
翼根Root L.E. coordinate
迎角
上反角
翼型定義X座標 14*3
翼厚分布 10
キャンバ 4
捻り角 6

構造評価

複合材構造重量
(静強度/フラッター考慮)

設計変数 6

外翼(フルデプスハニカム構造)
複合材の繊維配向角と積層数
内翼(桁・リブ構造)
複合材の繊維配向角と積層数

計算条件

運動荷重倍数 +6G
安全係数 1.25



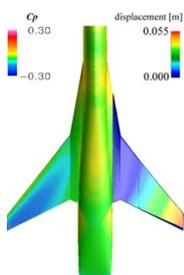
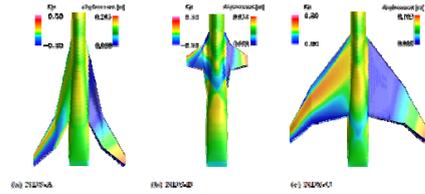
4-3 第1次MDE設計 最適形状の第2次形状への適用



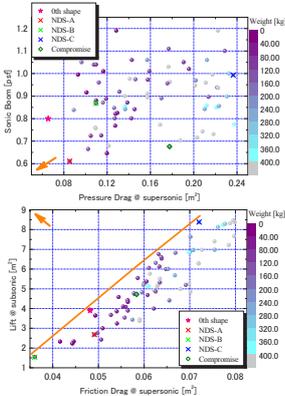
最適形状例(各目的関数の極限解)

Table 2. Geometrical characteristic values of the extreme solutions.

Individual	$C_{L,design}$	α_{cruise} [deg]	AR	$S_{wetted,wing}$ [m ²]	$N_{ply, out_skin} / N_{ply, in_skin} / N_{ply, in_rib}$
NDS-A	0.1300	3.94	2.92	10.81	16/88/24
NDS-B	0.3103	6.85	2.86	4.15	8/24/8
NDS-C	0.0632	1.76	3.08	22.52	56/48/56

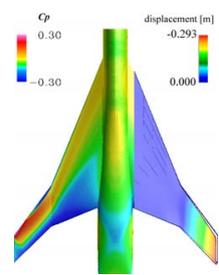


0th shape



75個体から24個体に絞り込み

- ・速度/フラッター要求
- ・音障速度による翼面複雑制約
- ・揚力抵抗の実現性制約



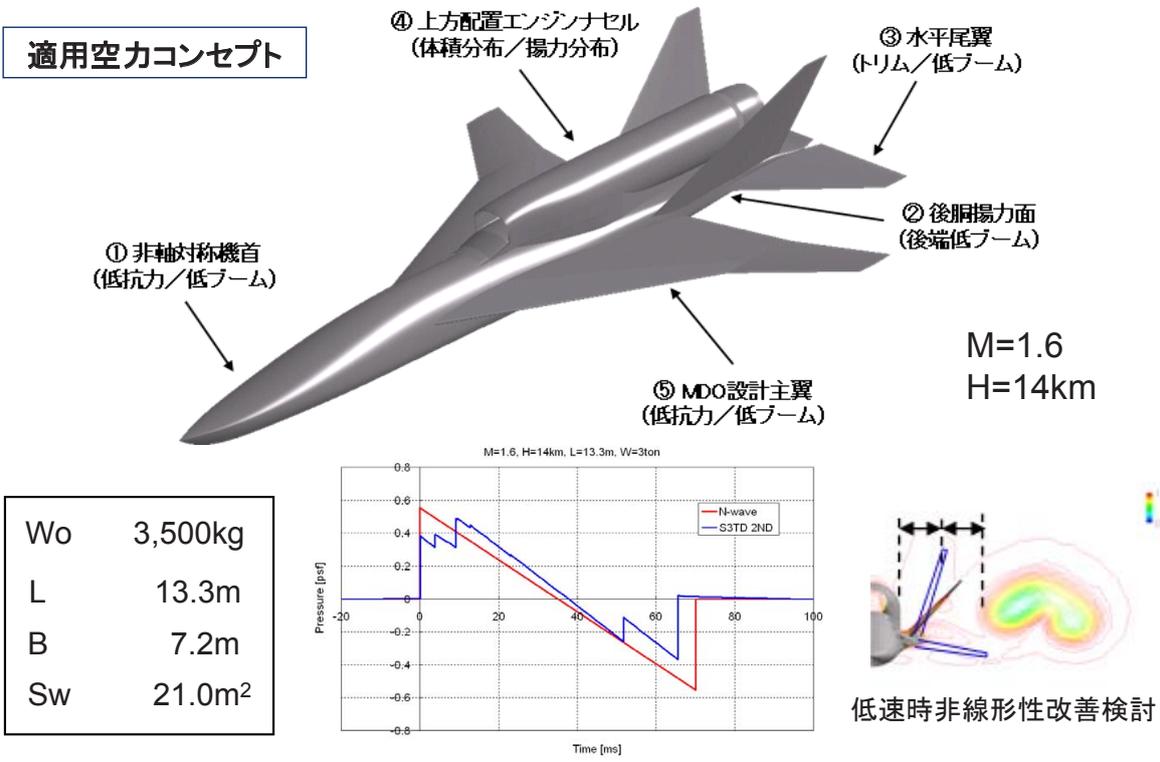
Compromise

Table 3. Geometrical characteristic values of the zeroth shape and compromise solution.

Individual	$C_{L,design}$	α_{cruise} [deg]	AR	$S_{wetted,wing}$ [m ²]	$N_{ply, out_skin} / N_{ply, in_skin} / N_{ply, in_rib}$
0th shape	0.132	2.33	3.81	10.41	8/72/24
Compromise solution	0.0898	3.61	3.18	15.68	56/88/24



4-4 第2次形状



4-5 第2次MDE設計 問題設定

第1次MDE設計

主翼平面形決定したが、 CL^*S 、 CD^*S での空力評価のため
主翼面積 S が支配的で断面形状が決定できず
胴体-主翼の簡易形態を対象としエンジンランプ・インテーク
から発生する衝撃波の主翼への干渉等考慮されず、後端
ブーム強度評価が曖昧
トリムを考慮できず、結果トリムの取れない機体に



第2次MDOE設計

詳細形態に対する主翼断面形設計
Stabilizer舵角を設計変数とする



空力特性評価

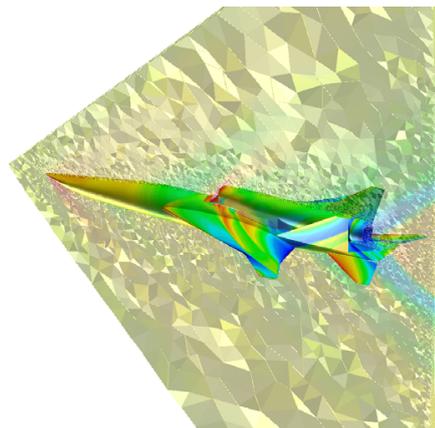
- (TAS Euler CFD解析)
- 巡航時抗力最小化
- トリム特性(重心-風圧中心距離最小化)

構造・空弾評価

- (MSC. Nastran解析)
- 内翼アルミ材・外翼複合材構造重量最小化
- (静強度/フラッター考慮)

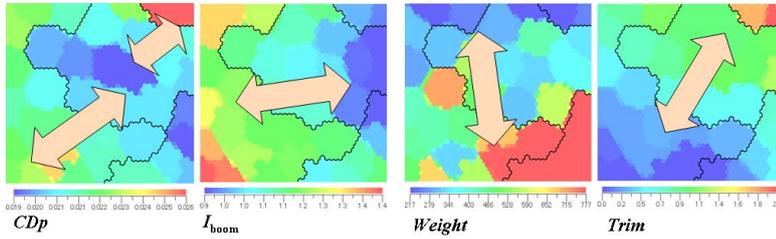
ソニックブーム評価

- (CAPAS解析)
- 地上圧力波形最大値-最小値の差分最小化

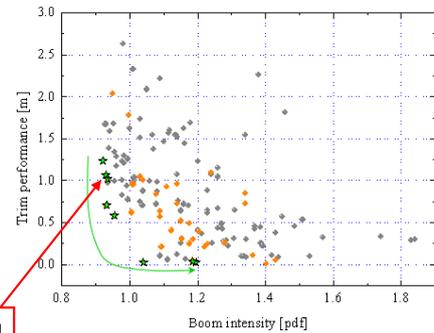




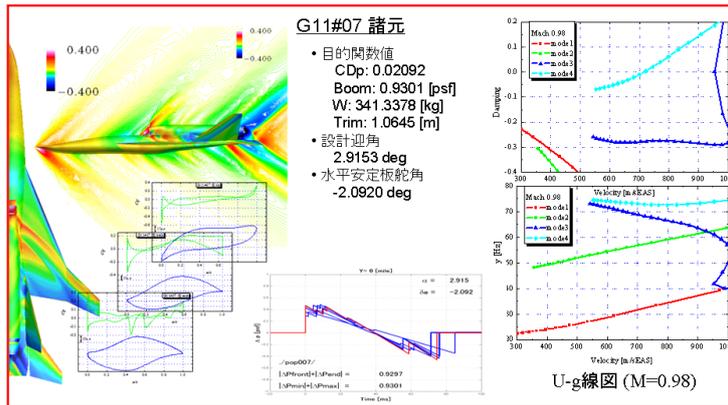
4-5 第2次MDE設計 設計探索結果



各目的関数同士の相関



Boom強度とTrim特性のパレート解



パレート解の一例



5. まとめ

- 低ソニックブーム設計技術の飛行実証を目的とした静粛超音速研究機の概要と、第0次概念形状から第1次形状、第2次形状への設計過程について述べた。
- CAPASによる設計により、スケール機であっても地上において低ブーム波形が観測できる可能性のある研究機形状を提示することができた。
- また、空力性能／ソニックブーム特性／飛行特性(トリム)／構造強度を考慮した多分野統合最適設計探索技術を適用することにより、信頼性の高い推算ツールで機体成立性を高める設計が可能となった。

今後の予定

- 現在第3次形状設計を進めており、その課題としてはCFD解析に基づく低ブーム特性の改善、巡航時低ブーム性と遷音速域における低抗力化の両立、低速ピッチアップ特性改善等が挙げられ、現在主翼位置検討や単垂直尾翼の採用も含め検討を進めているところである。
- 多分野／多目的最適設計技術を始めとするコンピュータによる解析・設計技術の高度化を図り、研究機のミッション達成確率を高めてゆく。