

# スカイフロンティアプログラム 静粛超音速機統合設計技術研究

牧野 好和\*

## 1. はじめに

2017年12月、日本航空株式会社(JAL)が米国で超音速旅客機開発を進めているベンチャー企業ブームテクノロジー(BOOM)社<sup>1)</sup>に約12億の資金提供を含む資本業務提携を行うことを発表したニュースは、国内のみならず世界の航空業界に驚きをもって迎えられました。JALは本提携により、BOOM社が開発中の超音速旅客機(図1(a)、50人乗り、飛行マッハ数2.2)20機の優先発注権を得たと発表している、BOOM社が公表している航空会社からの発注数76機の1/4以上を占めることとなります。本プレスリリースにおいてJALは「超音速旅客機開発を通じて、新たな時間価値の創出に挑戦する」とのコメントを出していますが、本ニュースを取り上げたAviation Week誌<sup>2)</sup>では同社が1960年代に英仏共同開発コンコルド(Concorde)を3機購入する計画であったこと(結果的にはオイルショックの影響等もあり購入をキャンセル)や、同時期にボーイング(Boeing)社が開発していた大型超音速旅客機Boeing 2707型機を8機発注していたこと(その後Boeing社が開発をキャンセル)なども紹介している、同社が継続的に旅客機の高速化に価値を見出していることが示されています。また、より時間価値の重要性が指摘されることの多いビジネスジェットにおいても、米国ベンチャー企業のアリオン(Aerion)社<sup>3)</sup>が9~18人乗りの超音速ビジネスジェットAS2(図1(b)、飛行マッハ数1.4)の開発を進めており、2017年12月にはロッキードマーチン(Lockheed Martin)社と機体開発について技術協力することを発表するなど、精力的に開発を進めています。AS2に使うエンジン開発に関しては、

GEアビエーション(GE Aviation)社が2017年5月にAerion社と共同で超音速機用のエンジン検討を実施することを発表し、その後2018年10月にはアフィニティ(Affinity<sup>TM</sup>)という名称のビジネスジェット機専用となる初の超音速エンジンの初期設計を完成させたと発表しました<sup>4)</sup>。超音速飛行時の問題であるソニックブームの問題について、BOOM社とAerion社は早期の事業化を優先し、現行の基準のもとでの運航を前提とする方針からソニックブーム低減設計は適用せず、Concordeと同様に海上のみの超音速飛行を想定して機体開発を進めています。もう一つの米国ベンチャー企業であるスパイク(SPIKE)社<sup>5)</sup>は陸地上空も含めたより自由な超音速機運用を目指し、低ソニックブーム設計した超音速ビジネスジェット(図1(c))の開発をアナウンスしています。

## 2. 研究開発動向

超音速機に関する研究開発は日米欧を中心に行われており、米国ではNASAにより1990年代に300人乗りの大型超音速旅客機の実現を目指した高速研究(HSR: High-Speed Research)プログラム<sup>6)</sup>が実施されましたが、2000年代に入るとNASAはより技術実現性の高い小型機から大型機への段階的な実現を目指した研究開発に移行し、超音速ビジネスジェット(N+1)、小型超音速旅客機(N+2)、大型超音速旅客機(N+3)を対象とした研究開発をBoeing社やLockheed Martin社と実施しました。図2にBoeing社、Lockheed Martin社それぞれが示した大型超音速旅客機N+3の機体概念図<sup>7)、8)</sup>を示します。欧州ではダッソー(Dassault)社がとりまとめとなり、EUプロジェクトであるHISAC(High Speed AirCraft)プロジェクト<sup>9)</sup>をロシアからの参加も得て2005年から2009年まで実施し、超音速ビジネスジェツ

\* Yoshikazu MAKINO

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門  
航空システム研究ユニット



(a) BOOM 社小型超音速旅客機<sup>1)</sup>



(b) Aerion 社超音速ビジネスジェット<sup>3)</sup>



(c) SPIKE 社超音速ビジネスジェット<sup>5)</sup>

図1 進行中の超音速機開発計画



(a) Boeing 案<sup>7)</sup>



(b) Lockheed Martin 案<sup>8)</sup>

図2 NASA N+3 概念機

ト実現を目指した研究開発を実施しました。また、2017年からはエアバス (Airbus) 社 がとりまとめとなり、ロシアとともに後継の EU プロジェクトとして低ソニックブーム技術の研究開発とソニックブーム基準策定への貢献を掲げた RUMBLE (RegUlation and norM for low sonic Boom LEvels) プロジェクト<sup>10)</sup>を開始しています。

超音速機の国際基準策定に関しては、米国で

2003年にF-5戦闘機を改修した実験機SSBD (Shaped Sonic Boom Demonstrator) の飛行試験<sup>11)</sup>を行い、機首部の形状設計により先端衝撃波を制御してソニックブームによる圧力上昇を抑える設計コンセプトが確認されたことを受け、2004年に国際民間航空機関 (ICAO) の環境保全委員会 (CAEP) に民間超音速機用のソニックブーム基準策定を検討する超音速タスクグループ (SSTG: SuperSonic Task Group)<sup>12)</sup>が設置されました。



図3 NASA 低ソニックブーム実証機 (LBFD: Low-Boom Flight Demonstrator) イメージ<sup>13)</sup>

SSTGではソニックブームの基準策定のプロセスとして、①ソニックブームに適した評価指標(メトリック)の選定、②ソニックブーム認証手法の検討、そして③ソニックブーム基準値の設定の3ステップを設定して検討を進めています。NASAは③の基準値の設定に必要なコミュニティ試験を行うため、低ソニックブーム実証機 X-59 (図3)<sup>13)</sup>の開発を進めており、2018年にLockheed Martin社を主契約者として実証機の製造に着手し、2021年の初飛行、2023年からのコミュニティ試験を予定しています。また、上述の通り複数のベンチャー企業が海上超音速飛行を目指して実機開発を開始したことを受けて、2016年にICAOにおいて超音速機用の離着陸騒音基準策定検討を行うサブグループ(LTOSG: Landing and Take-Off Sub Group)が設置されています。

我が国では、JAXA (Japan Aerospace eXploration Agency: 宇宙航空研究開発機構)が中心となり産官学で超音速機の研究開発が進められています。JAXAでは1997年に本格的に超音速機技術の研究開発を開始し(図4)、超音速機の燃費向上を目指した次世代超音速機技術の研究開発(NEXST: National eXperiment for SuperSonic Transport)プログラムにおいて、2005年に無推力の小型超音速実験機(NEXST-1)の飛行実験<sup>14)、15)</sup>により抵抗低減機体設計技術(低速性能と超音速巡航性能を両立する主翼平面形設計技術、巡航時の誘導抵抗を低減するWarp翼設計技術、超音速飛行時の造波抵抗を低減するエアリアルール胴体設計技術、主翼上面の摩擦抵抗を低減する自然層流翼設計技術)を実証しました。その後2006年からは超音速巡航時の環境適合性の課題であるソニックブームの低減を目的とした静粛超音速機技術の研究開発(S3: Silent SuperSonic technology)プログラム<sup>16)</sup>を開始し、2015年に低ソニックブーム概念実証機の落下飛行試験(D-SEND#2)<sup>17)</sup>によりソニックブーム低減設計技術を実証しました。政策的には、2014年に文部科学省がとりまとめた「戦略的次世代航空機研究開発ビジョン<sup>18)</sup>」において、航空機産業の超成長産業化に向けた2つの研究開発プログラムとして民間航空機国産化研究開発プログラムと並んで超音速機研究開発プログラム(図5)が掲げられており、未だ世界に市場がない超音速旅客機市場を開拓し先取りするために、我が国がもつ優位技

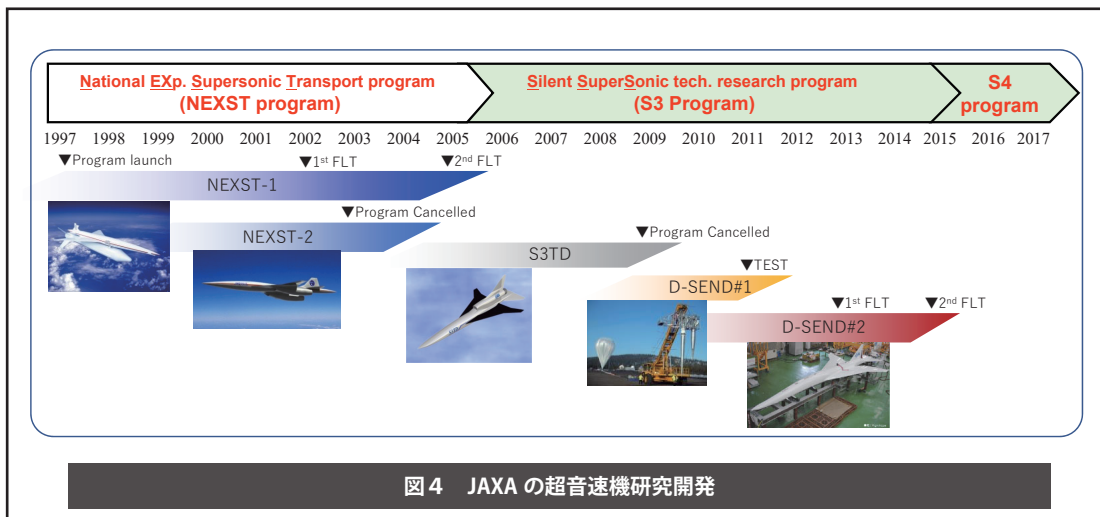


図4 JAXAの超音速機研究開発

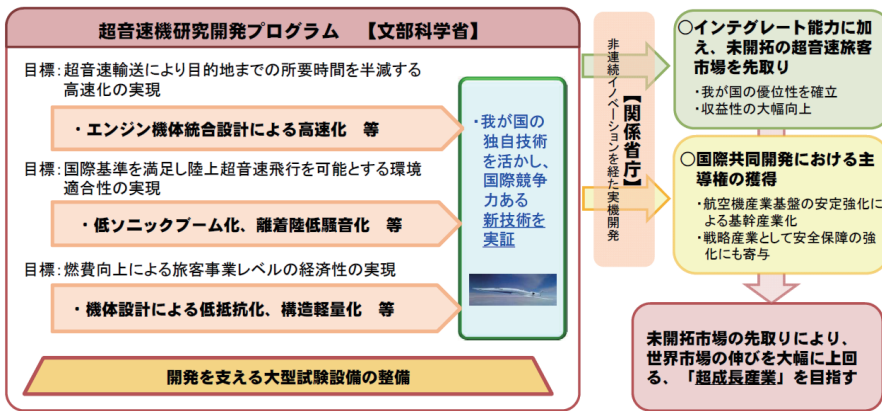


図5 戦略的次世代航空機研究開発ビジョンにおける超音速機研究開発プログラム<sup>18)</sup>

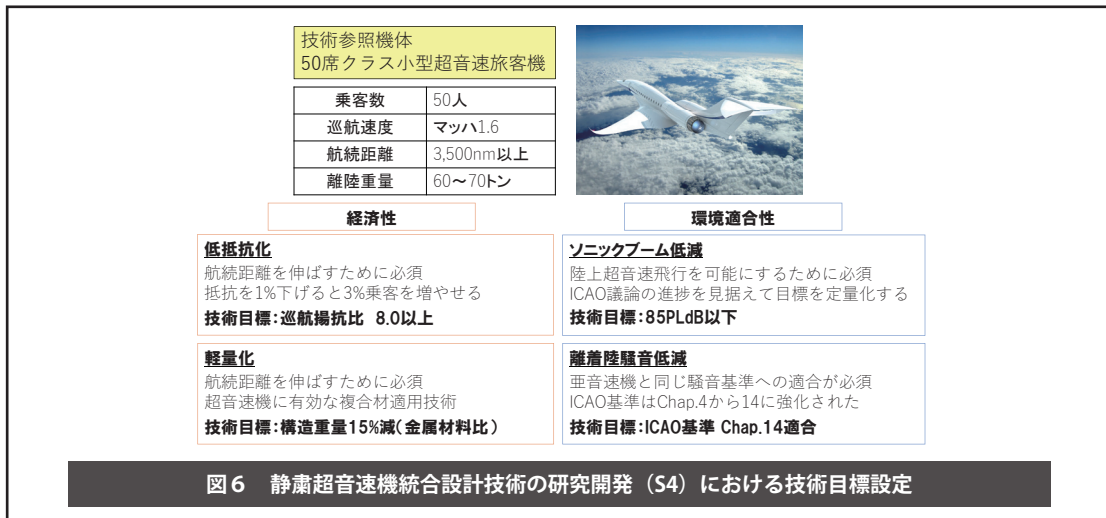


図6 静粛超音速機統合設計技術の研究開発 (S4) における技術目標設定

術(低ソニックブーム設計技術等)を更に成熟させるとともに、他のキー技術の実証を含めた開発プログラムを推進すべきと提言されています。本提言を受けてJAXAでは2016年より、NEXSTプログラムで開発した低抵抗設計技術とS3プログラムで開発した低ソニックブーム設計技術を統合し、離着陸騒音低減も含めた静粛超音速機統合設計技術の研究開発(S4: System integration for Silent SuperSonic technology)プログラムを実施しています。本稿では、S4プログラムで取り組んでいる研究開発活動について紹介します。

### 3. 研究開発の概要

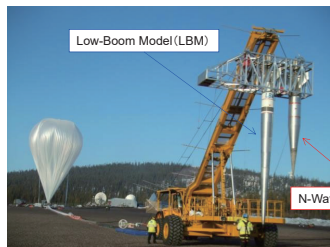
静粛超音速機統合設計技術の研究開発(S4)プログラムでは、図6に示す様に技術参照機体として50席クラスの小型超音速旅客機を定義し、その仕様要求(乗客数、巡航速度、航続距離)を4つの

技術目標(巡航揚抗比8.0以上、構造重量15%減、ソニックブーム強度85PLdB以下、離着陸騒音ICAO Chapter 14<sup>19)</sup>適合)に展開することによって、研究開発成果を系統的に評価する活動を行っています。本節ではS4プログラムでの活動を、ソニックブーム低減技術、低抵抗/軽量化技術、離着陸騒音低減技術それぞれに関連した研究成果としてまとめて紹介します。

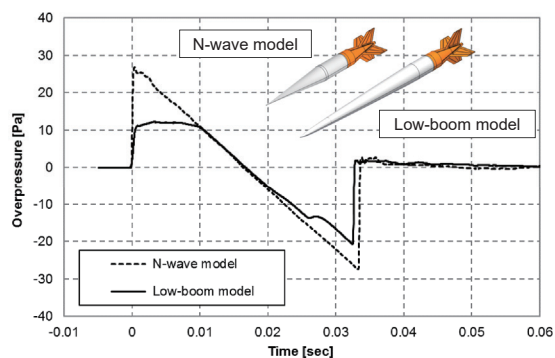
#### 3.1 ソニックブーム低減技術

##### ・D-SEND#1/#2 飛行試験成果

2章で述べた通り、JAXAは2006年からS3プログラムにおいてソニックブーム低減技術を中心とする研究開発プログラムを進め、低ソニックブーム設計概念実証(D-SEND: Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom)プロジェクトを実施



(a) D-SEND#1落下試験の様子



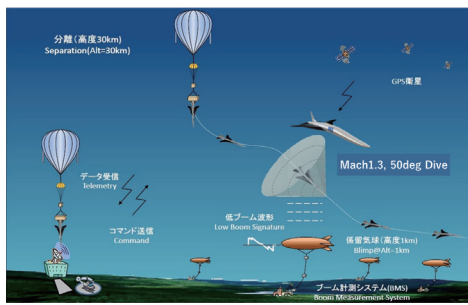
(b) 計測されたソニックブーム

図7 低ソニックブーム設計概念実証試験 (D-SEND#1)

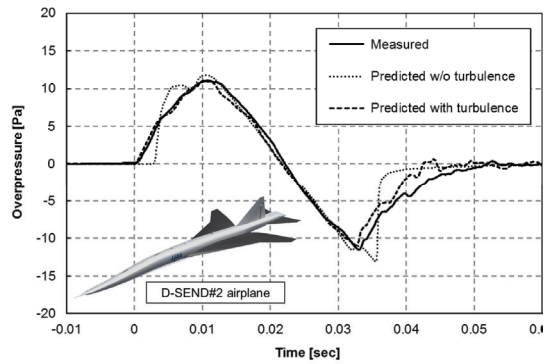
しました。D-SEND プロジェクトは 2 つのフェーズからなっており、まず第 1 フェーズとして 2 種類の軸対称物体を用いた落下試験 D-SEND#1 を 2011 年に、第 2 フェーズとして無推力の無人実験機 D-SEND#2 の飛行試験を 2015 年に、どちらもスウェーデン北部のエスレンジ実験場で行いました。試験では、エスレンジ実験場で運用されている大型気球で D-SEND#1/#2 供試体を持ち上げて、成層圏から落下させることにより超音速飛行を実現し、発生したソニックブームを計測することによりソニックブーム低減コンセプトを実証しました。D-SEND#1/#2 の試験に際しては、スケールモデルが発生する持続時間の短いソニックブーム圧力波形を正確に計測するため、地上付近で発生する大気乱流や地面反射の影響を避ける必要があったことから、ソニックブーム計測用のマイクロホンを係留気球により地上 1km 付近まで持ち上げて空中でソニックブームを計測する ABBA (Airborne Blimp Boom Acquisition) システムを開発しました<sup>20)</sup>。2011 年の D-SEND#1 落下試験では、ABBA システムによって 2 種類の軸対称物体のソニックブーム圧力波形が精度よく計測されました。図 7 に D-SEND#1 落下試験時の様子と計測されたソニックブーム圧力波形を示します。D-SEND#1 落下試験では図 7 (a) に示す様に、Concorde や通常の戦闘機と同じ様な N 型のソニックブーム圧力波形を発生させるように形状設計された NWM (N-Wave Model) と、NWM と同じ最大断面積を有するが遠方場で台形型と呼ばれる N 型波の上側をカットしたような波形を発生

させるように形状設計された LBM (Low-Boom Model) の 2 種類の供試体と同じゴンドラに吊り下げて成層圏気球で高度 20km 程度まで持ち上げた後に、約 10 秒間隔で続けて落下させ、同じ飛行条件で発生したソニックブームを同じマイクロホンで計測しました。図 7 (b) に示す計測波形には、LBM のソニックブーム低減設計効果がはっきりと確認できており、8m サイズのスケールモデルでも低ソニックブーム設計概念実証が可能であることが確認されました。

2015 年に実施した D-SEND#2 飛行試験においても、図 8 (a) に示す様に D-SEND#1 と同じ成層圏気球システムと ABBA システムを用いて、低ソニックブーム設計された無推力の無人実験機が発生するソニックブーム圧力波形を計測しました。実験機は高度 30km 程度まで持ち上げられ、地上からの信号により分離された後は、搭載された飛行制御プログラムにより自律制御され、マイクロホン設置位置まで誘導されました。図 8 (b) に示す D-SEND#2 飛行試験で計測されたソニックブーム圧力波形 (実線: Measured) を見ると、予想していた推算波形 (点線: Predicted w/o turbulence) とは波形が異なっているのが分かります。これは後に大気乱流の影響で波形が変形していたことが分かりましたが、D-SEND#1 落下試験時には有効であった高度 1km における空中ソニックブーム計測システムではまだ十分な高さではなかったことを示しています。D-SEND#2 飛行試験後に、JAXA で開発した大気乱流の影響を



(a) D-SEND#2飛行試験概要



(b) 計測されたソニックブームと推算波形との比較

図8 低ソニックブーム設計概念実証試験 (D-SEND#2)

考慮したソニックブーム伝搬解析ツール (SPnoise for sonic-boom) を用いて再解析したところ、図中の破線 (Predicted with turbulence) で示した推算波形が計測波形とよく一致することが確認でき、D-SEND#2 設計に適用した低ソニックブーム設計コンセプトが実証されました<sup>21), 22)</sup>。トリムをとった機体でソニックブーム圧力波形の先端側と後端側を同時に低減する技術を飛行実証 (全機低ソニックブーム設計コンセプトの実証) したのは D-SEND#2 が世界で初めてです。

### ・ソニックブーム推算ツール開発・検証

上述の D-SEND プロジェクトのように、ソニックブームを低減する形状設計技術を飛行実証するためには高精度なソニックブーム推算手法が必要であることから、JAXA では各種ソニックブーム推算ツールを開発しています。ソニックブームの推算手法としては、修正線形理論である Whitham の F 関数法が最もよく知られています。F 関数法は従来の線形理論では説明できなかったソニックブームの N 型圧力波形への変形メカニズムを、非線形的な圧力波の伝搬速度の違いを考慮することと、衝撃波形成過程をモデル化することにより解明した手法です。さらに、軸対称理論である F 関数法を三次元の航空機形状に適用するため、「等価湧き出し理論」により三次元航空機形状をそれと等価な軸対称物体に置きかえることや、Walkden の理論によって航空機の揚力をそれと等価な断面積に置きかえることなどの手法が使われています。最近では、数値解析技術の進歩により CFD (数値流体力学) 解

析によって三次元的な形状の機体から発生する衝撃波を非線形性も含めて直接解くことが可能となったことから、機体近傍で CFD 解析により推算された圧力波形を入力として長距離非線形音響伝搬解析を行うソニックブーム推算手法が主流となっています。ただし、このような手法を採用する際には、三次元 CFD 解析と一次元伝搬解析との整合性 (マッチング) について注意をはらう必要があります。また、F 関数法は衝撃波形成過程のモデル化において衝撃波を不連続な圧力上昇として導入しているため、衝撃波の厚み (圧力上昇時間) がゼロとなってしまいますが、ソニックブーム波形における圧力上昇時間は、ソニックブームにより人が感じる心理的強度に大きな影響を与えるため、その推算手法は低ソニックブーム設計にとって重要です。圧力上昇時間を正しく推算するためには、ソニックブーム伝搬の過程において衝撃波のもつ非線形的急峻化効果と、大気のもつ熱粘性および分子振動緩和効果とを考慮する必要があります。図9にはソニックブーム伝搬過程を、支配的な要因の異なる三つの領域 (機体近傍場/中間場/遠方場) に分けて、それぞれの領域における課題を挙げていますが、JAXA ではそれぞれの領域における解析ツールの開発を進めています。近傍場 CFD 解析については航空機から発生する衝撃波を正確に解析するために、複雑な機体形状への適用に優れた非構造格子法と、衝撃波捕獲特性に優れた構造格子法を組み合わせ、構造/非構造重合格子法 CFD 解析手法を開発して、低ソニックブーム設計に活用しています。CFD 解析で推算された機体近傍場圧力波形から地上で

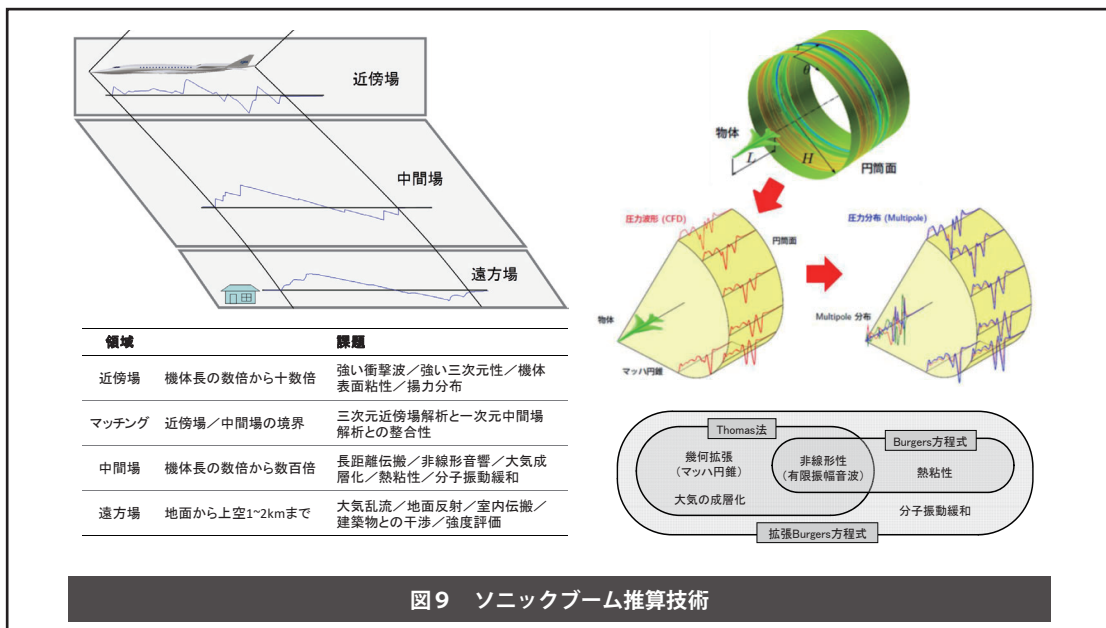


図9 ソニックブーム推算技術

のソニックブーム波形を推算する手法としては、有限振幅音波の非線形性と大気の熱粘性による減衰効果を考慮している Burgers 方程式に、マッハ円錐の幾何拡張効果、大気の成層化効果、大気中の分子の振動緩和による減衰効果の項を加えた拡張 Burgers 方程式をベースとする音響伝搬解析ツール Xnoise を開発しました。Xnoise 適用に際しては三次元 CFD 解析と一次元伝搬解析との整合をとる (マッチング) ために、Multipole 法を適用した MPnoise というツールを開発しました。Multipole とは多重湧き出しと呼ばれる特異点であり、流れの中にこれを置くと流体を吸い込んだり吐き出したりして、あたかも物体があるように作用するものです。これを利用して、複雑な物体形状を特異点の分布という扱いやすいものに置きかえた上で、地上までの伝搬を想定して無限遠の伝搬距離の仮定を置くことにより、圧力波の三次元的な伝搬 (周方向伝搬の干渉) を考慮した一次元伝搬解析が可能となります。それぞれのツールの詳細については参考文献<sup>23)</sup>をご参照下さい。

### ・ソニックブーム基準策定への貢献

前述の通り、ICAO CAEP におけるソニックブーム基準策定は、評価指標 (メトリック) の選定、認証手法の検討、基準値の設定の 3 ステップで進められていますが、その第 1 ステップであるメトリックの選定においてはソニックブームと人間の反応

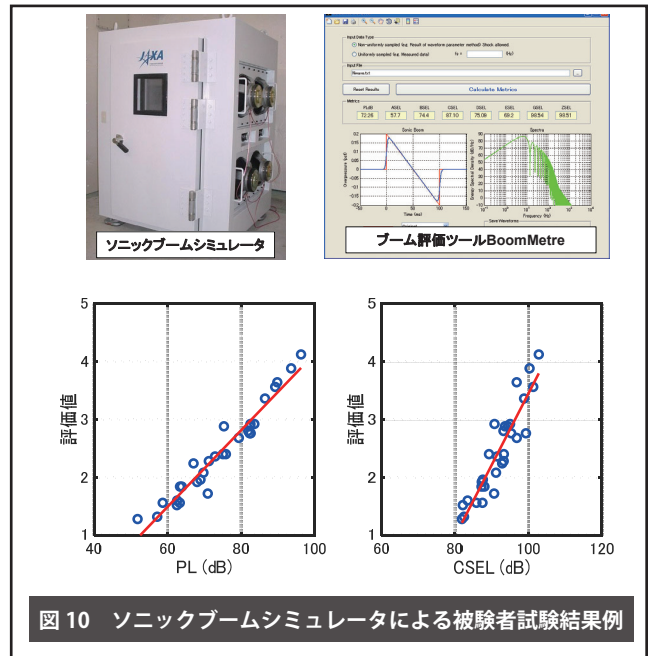


図10 ソニックブームシミュレータによる被験者試験結果例

との相関が強い指標を選定する必要があり、人間を対象とした被験者試験データが必須となります。JAXAでは図10に示すブースタイプのソニックブームシミュレータを開発し、様々なソニックブーム圧力波形に対する人間の反応を調べる被験者試験を実施しており、メトリックに関するデータを蓄積してきました<sup>24)</sup>。そのデータはICAOに提供し、メトリックの選定に活用されています。また、メトリック選定活動においては、各国が同じ波形を同じメトリック値で評価することが大前提であるため、

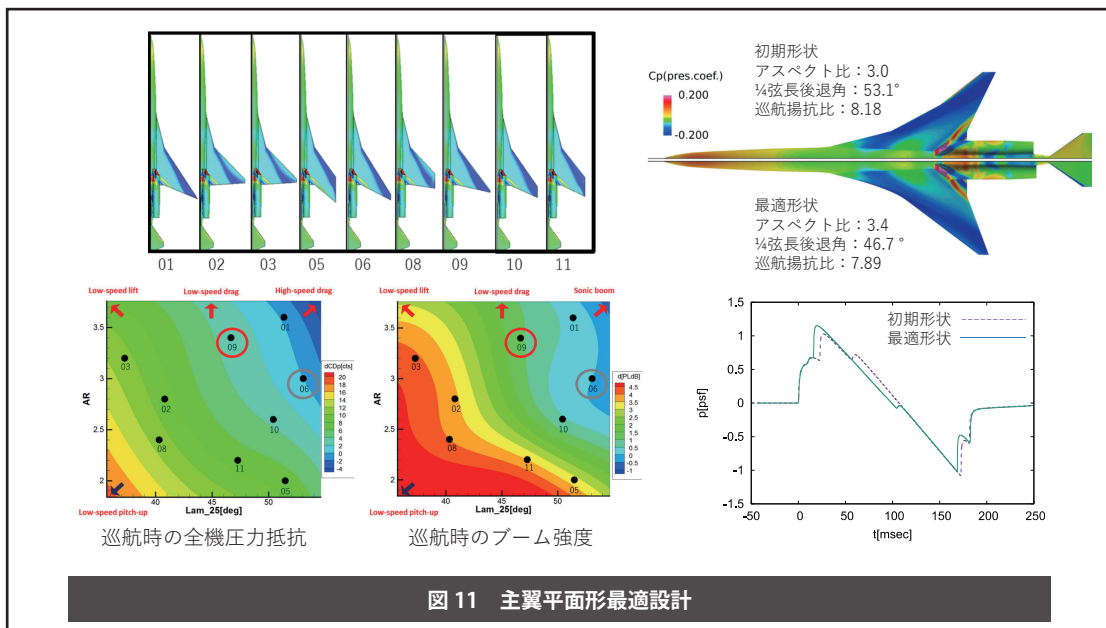


図 11 主翼平面形最適設計

ICAO においてメトリック評価ツールの検証活動が行われています。JAXA も独自にメトリック評価ツール BoomMetre を開発して検証活動に参加しています。

ソニックブーム基準策定における第 2 ステップである認証手法の検討においては、ソニックブームをどこでどの様に計測し、どう評価するかを決めることが重要になります。JAXA は前述の通り D-SEND プロジェクトにおいてソニックブーム圧力波形を正確に計測するためのソニックブーム計測システム (BMS: Boom Measurement System) の開発に取り組んできており、その技術データは ICAO における認証手法の検討活動においても活用されています。また NASA と進めているソニックブームモデリングに関する共同研究においても、JAXA のブーム計測システムを使って NASA のソニックブーム計測飛行試験に参加するなど、国際的に協力してソニックブーム基準策定に貢献しています。

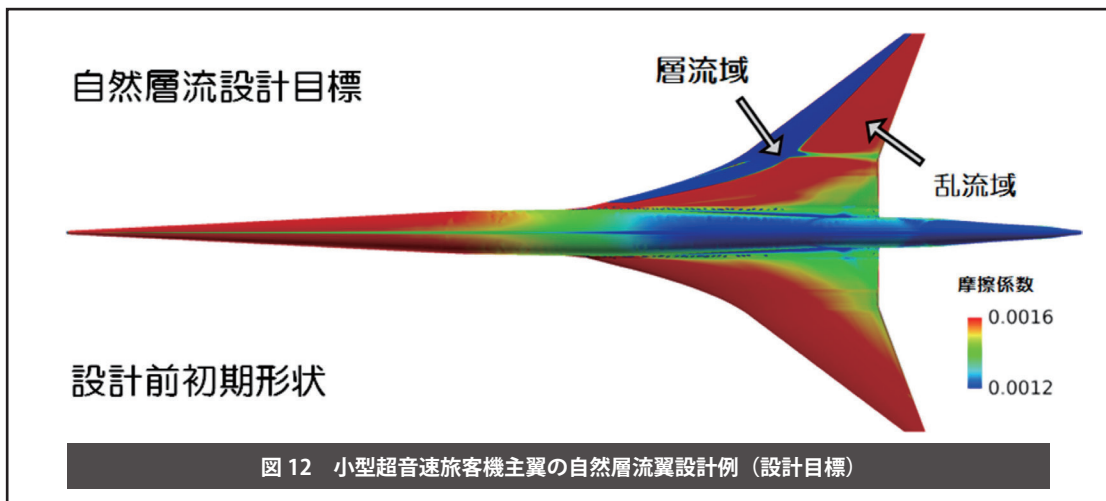
### 3.2 低抵抗／軽量化技術

#### ・主翼平面形多目的最適設計

S4 プログラムで進めている経済性と環境適合性に優れた小型超音速旅客機実現に向けた研究開発では、離着陸騒音低減目標として昨今強化された亜音速機用離着陸騒音基準である ICAO Chapter

14 適合を目指していることから、低速空力性能の改善が必要となっており、低速空力特性に与える影響の大きい主翼平面形の最適化に取り組んでいます。主翼平面形は当然超音速巡航性能やソニックブーム強度にも大きく影響するため、その最適化には多目的最適設計手法が必要となります。図 11 には主翼平面形多目的最適設計結果の一例<sup>25)</sup>を示していますが、図中に示す様々な主翼平面形に対して、その巡航性能やソニックブーム強度を評価した上で、それらのデータから主翼平面形の主要パラメータであるアスペクト比と後退角に対する巡航性能とソニックブーム強度の感度をモデル化し、両者を両立し得る主翼平面形の選択を可能としました。一方で低速空力性能に関しては、亜音速線形理論(揚力線理論)によりアスペクト比と低速揚抗比の関係や、アスペクト比と後退角と揚力傾斜の関係が導かれているので理論的な傾向が得られています。また、低速性能として考慮しなくてはならない機体の縦運動に対する安定性(ピッチアップ特性)については、主翼前縁からの剥離渦の発生と崩壊に起因する現象であることが知られており線形理論では予測が難しいことから、風洞試験等により分かっている経験則に基づいてその制約条件を決めています。以上のモデルから、低速揚抗比、低速最大揚力、ピッチアップ特性、巡航性能、ソニックブームという五つの目的関数を同時に満足し得る主翼平面形を選択しました。当然いくつかの目的関数同士にはトレードオ





フの関係があるため、全ての性能が向上するアスペクト比や後退角の組み合わせはありませんが、初期形状に対して低速空力性能が改善する平面形を選択した結果、図に示す通り巡航揚抗比とソニックブームの悪化を最小限に抑えつつ、低速空力性能が改善する様にアスペクト比の増加と後退角の減少が得られる最適平面形が選択できました。

#### ・自然層流翼設計技術の適用

JAXAでは超音速旅客機の低抵抗設計技術として、CFD解析と逆問題設計法を活用した自然層流(NLF: Natural Laminar Flow)設計技術の研究開発を進めています<sup>26)</sup>。その設計効果は前述の通り2005年のNEXST-1飛行実験で実証されました。S4事業では、実験機スケール(全長11.5m)のNEXST-1で実証されたNLF翼設計技術を実機スケールで実現するために新たな設計手法を特許化し<sup>27)</sup>、大型超音速旅客機等の主翼に適用してその効果を確認する活動を行っています<sup>28)</sup>。図12に示すのは全長63mサイズの50人小型超音速旅客機主翼でのNLF設計効果を調べたものですが、図の中の上側にはNLF設計の目標が示されています。目標が達成できれば主翼上面の前縁から25%程度の翼弦長までの範囲で層流域が保たれます。この機体については現在設計中ですが、同様の超音速旅客機については目標の層流域を確保した結果が得られています<sup>29)</sup>。このNLF設計効果により機体の全抵抗の約2%の低減が可能と試算されており、超音速機の性能向上技術としての期待が高まっています。

#### ・機体／推進系統合最適設計・検証

超音速旅客機の低抵抗／低ブーム／低騒音の観点からは、エンジンナセルの配置が非常に重要な設計ポイントとなります。超音速飛行時にエンジンナセルの空気取り入れ口から発生する衝撃波が機体と干渉することにより、揚力増強や干渉抵抗低減効果が得られたり、また逆に揚力低下や干渉抵抗増加を引き起こしたりするためです。英仏共同開発のConcordeではエンジンナセルを主翼の下に配置することにより揚力増強による巡航性能向上効果が得られていたと言われていましたが、逆に機体下方に強い衝撃波を発生させてしまうことにより強いソニックブームを引き起こしていたとも考えられます。JAXAでは最適なエンジンナセル配置を検討しており、図13に示す様に翼上配置ナセル／翼下配置ナセル／側胴配置ナセルの3形態のナセル配置について詳細な検討により最適配置を求めています<sup>30)</sup>。3形態それぞれの配置において、ナセルの前後位置や左右位置に自由度を与えていくつかの形状を定義し、それらについて高精度CFD解析とソニックブーム伝搬解析により巡航性能とソニックブーム強度を、またエンジンインテークにおける圧力回復率によりエンジン性能を評価したデータから、ナセル位置と性能指標に関する近似モデルを構築して最適位置を求めました。結果は図中に示す通り、Concordeと同じ翼下配置ナセル形態では巡航性能は良いけれどもソニックブーム強度が大きく、逆に翼上配置ナセルでは翼上で発生した衝撃波は主翼で遮蔽されて機体下方に伝搬しないためソニックブーム強度は小さいけれども揚力低下により巡航性能は悪いという結果となりました。その中で側胴配

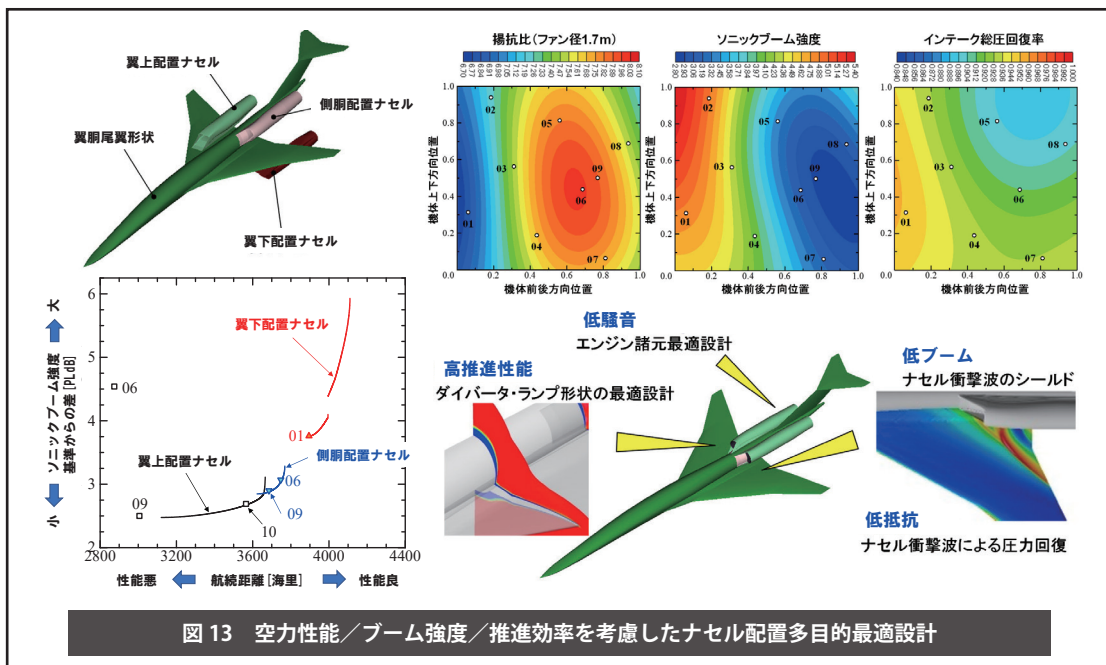


図 13 空力性能/ブーム強度/推進効率を考慮したナセル配置多目的最適設計

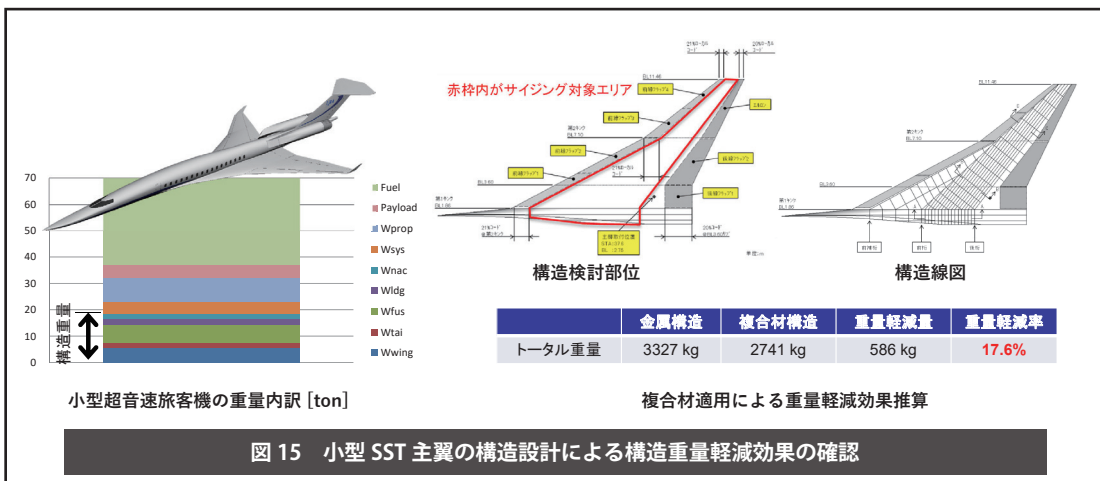
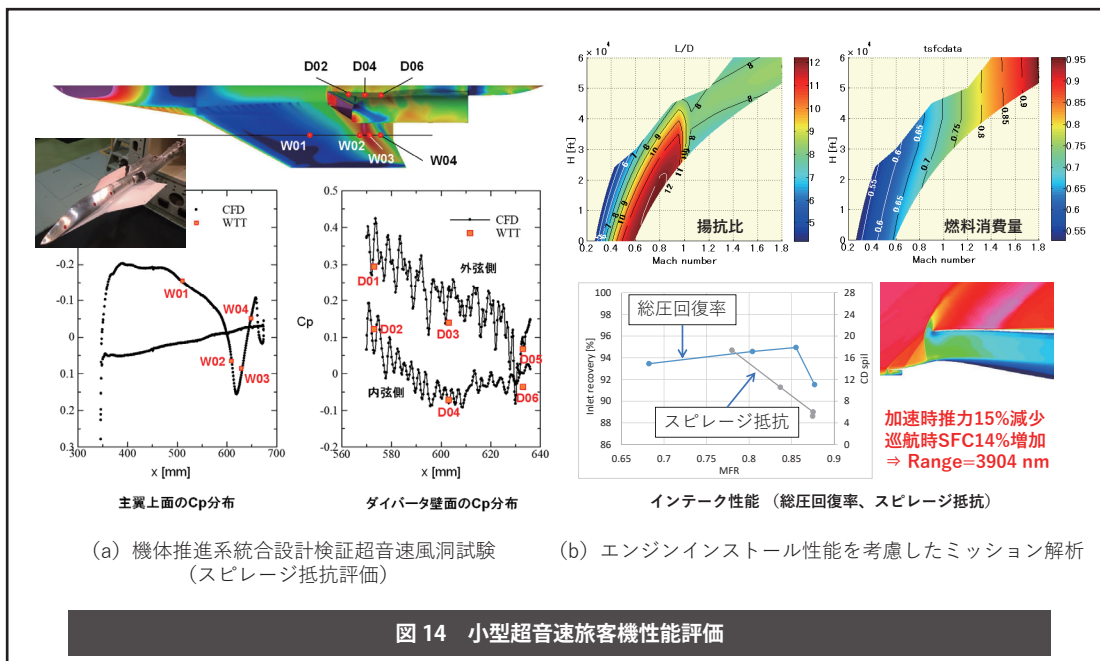
置ナセルは翼下配置と翼上配置の中間に位置しており、巡航性能と低ソニックブーム特性を両立するエンジンナセル配置として有望であるとの結論が得られました。

側胴配置ナセルを選択する場合、エンジンインテークから発生する衝撃波が主翼後縁上面側や胴体と干渉し機体性能に大きく影響するため、インテークの配置位置や、胴体に発生する境界層がインテークに吸い込まれるのを避けるためにインテークと胴体の間に設置するダイバータと呼ばれるパーツを適切に設計する必要があります。また、超音速機の実運航ではエンジンの運転状況に応じてインテークに取り込まれる空気流量が変化するため、エンジンを絞った条件ではインテークに吸い込まれずにインテーク外に溢れる空気により引き起こされる抗力増加(スピレージ抵抗)について調べる必要があります。そこでS4プログラムでは、風洞試験とCFD解析により、機体/推進系統統合設計検証とスピレージ抵抗評価を行っています<sup>31)</sup>。図14に示すのはJAXA 1m×1m超音速風洞で実施した機体/推進系統統合風試結果の一例ですが、風洞試験で計測されたインテーク周りの主翼表面圧力やダイバータ表面圧力によりCFD解析結果を検証することができました。また、風洞試験でインテーク流量を変化させて計測した結果から推定したスピレージ

抵抗を含めたエンジンインストール性能を考慮したうえで小型超音速旅客機のミッション解析を行い、技術参照機体の航続距離を評価しています。

### ・主翼複合材適用検討

機体の性能向上には空力性能向上とともに機体重量の軽減が重要であるため、S4プログラムでは技術目標として小型超音速旅客機の構造重量15%減を掲げて研究開発を進めています。構造重量軽減の基本方針は複合材料の適用であり、技術目標も従来金属材料構造からの低減率で定義しています。既に亜音速旅客機では適用が開始されている複合材料ですが、超音速機のような薄翼に適用する際に亜音速機と同じ様な重量軽減効果が得られるかどうかについては詳細な検討が必要となります。S4プログラムでは小型超音速旅客機の主翼を対象として複合材適用可否と重量軽減効果について構造設計手法の研究開発を進めています。まずは薄翼の超音速機用主翼に適した構造様式の選定を航空機メーカーと共同で実施しました。具体的には超音速機他機例でよく使われている「複数桁のマルチストリंगाー構造」と「多桁厚板構造」についてサイジングを実施し、質量(部材断面積)が小さかった「多桁厚板構造」を選択しました。前後縁のフラップ及びエルロンを考慮した構造線図(図15)を基にFEM(有限要素法)解析モデルを作成した



うえて、金属材料、及び複合材料を主要構造材料として採用した場合の強度サイジングを行い、複合材料適用時の構造重量軽減寄与効果を求めたところ、サイジング対象エリアにおいて約 19% の構造重量軽減効果が得られ、これに舵面や前後縁固定部、中央翼構造やファスナ等の重量も加味した主翼全体の構造重量として 17.6% の軽減効果が得られる計算となりました。これは、主翼ほど複合材適用ができない部分（脚等）の重量も考慮した全機構造重量で 15% 減に相当する軽減効果であり、技術目標達成の可能性が示されました。

### 3.3 離着陸騒音低減技術

#### ・超音速機離着陸騒音基準策定への貢献

前述の通り 2016 年 2 月に開催された ICAO 第 10 回環境保全委員会 (CAEP/10) では、これまで ICAO で検討してきたソニックブーム基準に加えて、離着陸騒音基準についても検討を開始することが決められ、離着陸騒音検討サブグループ (LTOSG) が立ち上がりました<sup>32)</sup>。一般的に、超音速機用のエンジンは超音速巡航時の機体全機抵抗を減らすためファン径を大きくすることが難しく、最新の亜音速機用エンジンに比べてバイパス比が小さくなります。このため、離陸時には亜音速機と比較して排気速度が大きくなり、排気ジェットによる騒音が大きくなる傾向にあります。このような背景

**Aircraft Noise Estimation Tool: AiNEST**  
(Semi-empirical noise prediction tool)

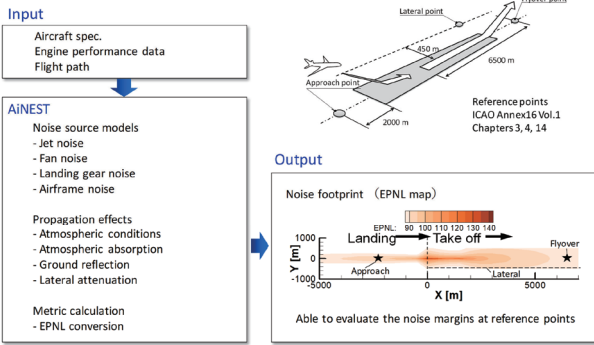


図 16 離着陸騒音評価ツール AiNEST

から、LTOSG では亜音速機と超音速機の技術的な差異について精査し、将来の超音速機が満たすべき離着陸騒音基準について議論を行っています。議論における最初のステップとして将来想定される民間超音速機の離着陸騒音を予測する必要があるため、まずは NASA が提案する標準的な機体に対して、JAXA やロシア TsAGI などの公的研究機関がそれぞれのツールで騒音評価するツール検証作業

が開始されています。JAXA は独自に開発した離着陸騒音評価ツール AiNEST (図 16)<sup>33)</sup> を活用してこの検証活動に貢献しています。

**・低騒音ノズル**

上述の通り超音速機では、エンジンバイパス比が亜音速機用エンジンと比べて小さくなり、エンジン排気速度も速くなってしまいうためにジェット騒音が主たる騒音源となります。JAXA では超音速機用エンジンのジェット騒音を低減するための研究開発を進めており、図 17<sup>34)</sup> に示す様な超音速機に適した可変低騒音ノズルを考案し特許化<sup>35)</sup>しました。この可変ノズルコンセプトは、離着陸時の先細ノズル形態時に内側に積み込まれた突起部によりジェット気流と周囲の流れとの攪拌を起こすこと<sup>かくはん</sup>でジェット騒音を低減する効果を狙ったものであり、その騒音低減効果は CFD 解析や冷気流(常温のジェット)試験で確認されています。S4 プログラムでは更に低騒音ノズルの形状を変えた冷気流試験により、最適なノズル形状を求める研究開発を続けており、

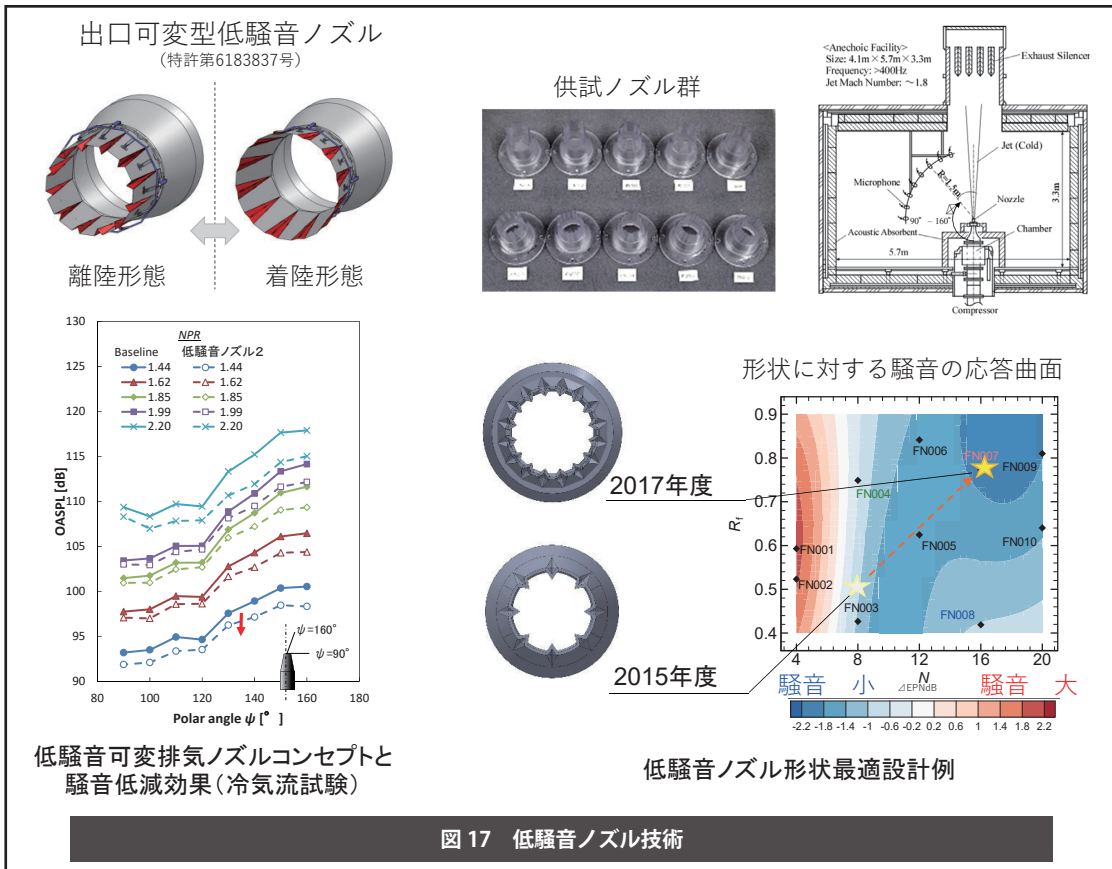
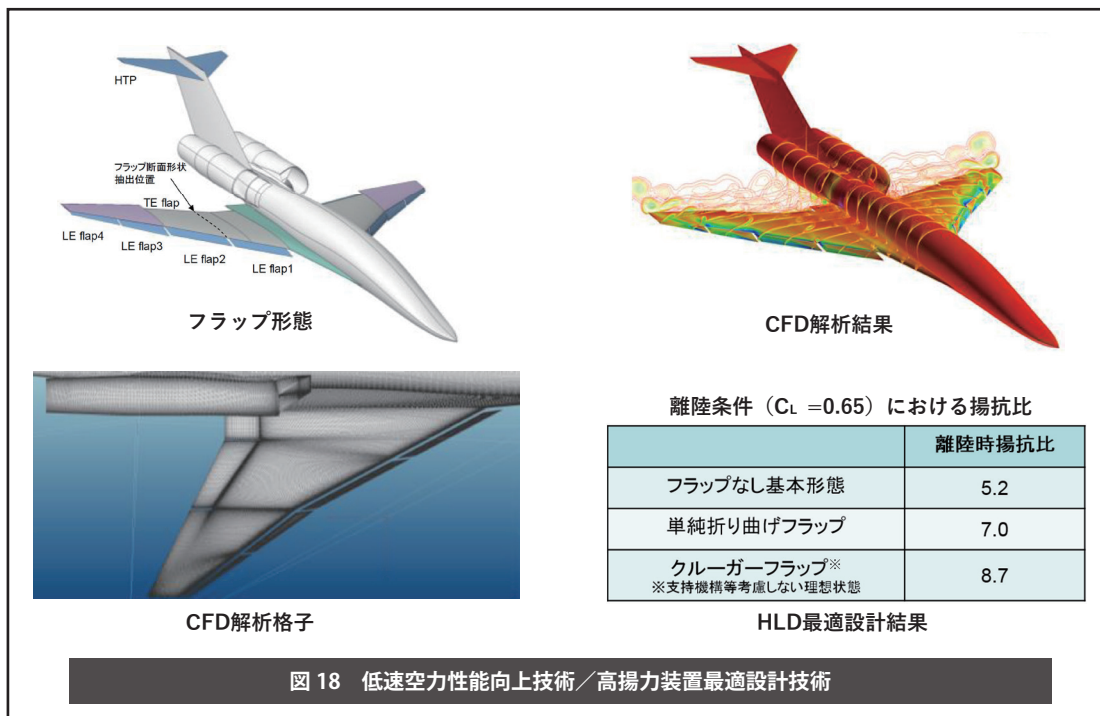


図 17 低騒音ノズル技術



その騒音低減効果をノズル推進性能の両立とともに、模型用エンジンをういた風洞試験や、実験用のファンジェットエンジンをういたフィールド試験によって確認する活動を行っています。

#### ・HLD 最適設計

低速飛行時の空力性能も離着陸時の空港騒音に影響します。例えば、低速飛行時の揚抗比が悪ければ、同じ機体重量に対してより大きな推力が必要となり、それだけジェット騒音が大きくなることや、揚抗比の悪化によって離陸時の上昇率が低下し、地面との距離が近くなることによる騒音増加の影響などが挙げられます。通常の超音速機は主翼の平面形や翼型が超音速巡航に適した形状になっているため、低速空力性能が悪くなる傾向にあります。具体的には大きな後退角を有する低アスペクト比の平面形であることや、造流抵抗を低減するために翼厚比の小さな翼断面となっていることなどが特徴です。主翼の平面形自体を可変とする可変翼の採用を除けば、超音速機の低速空力性能向上のためには前項で紹介した多目的最適設計により巡航性能と低速性能を両立し得る主翼平面形を選択することや、離着陸時のみに展開する主翼前後縁の高揚力装置 (HLD: High Lift Device) を用いることが必要となります。S4 プログラムでは巡航性能に極

力影響させずに低速空力性能を向上させるため、高揚力装置の最適設計に力を入れて研究開発を進めています。図 18<sup>36)</sup> に示すのは小型超音速旅客機主翼の前縁にクルーガーフラップ、後縁には折り曲げフラップを装備した機体の高揚力装置最適設計の一例です。クルーガーフラップは主翼前縁下面に前縁フラップを収納し、離着陸時に主翼前縁前方に展開する機構を有する高揚力装置で、通常の折り曲げフラップと比較して、主翼のキャンバー増加効果に加えて展開時に主翼面積が増加する効果も得られることや、主翼上面に適用することを想定して研究開発を進めている自然層流翼の実用化において主翼上面に前縁フラップの段差等がなく平滑性が保たれることなどの利点があります。クルーガーフラップの最適設計では、前縁に設置した 4 枚のフラップの舵角及び母翼に対する位置を設計変数として、JAXA で開発された非構造格子有限体積法ベースの CFD 解析コード FaSTAR<sup>37)</sup> による評価により最適化を行いました。最適化の結果、同じ揚力条件 (設計条件  $C_L = 0.65$ ) における揚抗比でベースラインに対して大幅な向上が得られました。通常の折り曲げフラップと比べても高い性能向上を示しており、上述の主翼面積増加効果を除いても折り曲げフラップよりも揚抗比が高いことから、母翼前方に設置したフラップと母翼の隙間を通る流れが主翼の

渦流れに大きな影響を及ぼすことが明らかとなりました。

## 4. まとめ

本稿では、JAXAの静粛超音速機統合設計技術の研究開発(S4)プログラムにおいて、民間超音速機実現の鍵となる低ソニックブーム/低抵抗/低離着陸騒音/軽量化を同時に満たす統合設計技術の研究開発の現状について簡単に紹介しました。現在開発がアナウンスされている海上超音速飛行の超音速機や、その先に想定される陸地上空も超音速で飛行する低ソニックブーム超音速機実現のためには、市場成立性、技術成立性、基準策定の観点からまだ多くの技術課題が残っており、将来的な民間超音速輸送の実現に際して我が国航空機産業のシェア獲得、航空運航産業の国際競争力強化、また国民の利便性の向上を目指して、産学官が一体となった研究開発体制が求められています。

最後に本稿の執筆においてご協力をいただいた静粛超音速機システム研究の関係者に感謝の意を表します。

### 参考文献

- 1) BOOM社HP, <https://boomsupersonic.com>
- 2) Aviation Week誌, “JAL Options Up to 20 Boom Supersonic Airliners,” Dec 5, 2017.
- 3) Aerion社HP, <https://www.aerionsupersonic.com>
- 4) GE社HP, <https://www.ge.com/reports/fast-friends-worlds-first-supersonic-business-jet-gets-new-engine/>
- 5) SPIKE社HP, <http://www.spikeaerospace.com>
- 6) Wilhite, A.W. and Shaw, R.J., “An Overview of NASA’s High-Speed Research Program,” ICAS 2000-0112, 2000.
- 7) Weldge, H.R., et al., “N+3 Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transport Aircraft Entering Service in the 2030-2035 Period,” NASA/CR-2011-217084, 2011.
- 8) Morgenstern, J., et al., “Final Report for the Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2030 to 2035 Period, N+3 Supersonic Program,” NASA/CR-2010-216796, 2010.
- 9) European Commission HP, “Final Report - HISAC (Environmentally friendly high speed aircraft)” [https://cordis.europa.eu/publication/rcn/13138\\_en.html](https://cordis.europa.eu/publication/rcn/13138_en.html)
- 10) RUMBLE HP, <https://rumble-project.eu>
- 11) Pawlowski, J., et al., “Origins and Overview of the Shaped Sonic Boom Demonstration Program”, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,

- Aerospace Sciences Meetings, AIAA paper 2005-0005, 2005.
- 12) Liu, S., Sparrow, V. and Makino, Y., “Establishing New Noise Standards for Civil Supersonic Aircraft: A status report,” ICAO 2013 Environmental Report, pp.73-77, 2013.
  - 13) NASA HP, “NASA’s Experimental Supersonic Aircraft Now Known as X-59 QueSST,” <https://www.nasa.gov>, June 27, 2018.
  - 14) 大貫武ら, 「小型超音速実験機(ロケット実験機; NEXST-1)第2回飛行実験」宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-06-049, 2008.
  - 15) Yoshida, K., “Supersonic Drag Reduction Technology in the Scaled Supersonic Experimental Airplane Project by JAXA,” Progress in Aerospace Sciences, Vol.45, pp.124-146, 2009.
  - 16) Murakami, A., “Silent Supersonic Technology Demonstration Program,” Proc. 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006-1.4.2., 2006.
  - 17) Yoshida, K. and Honda, M., “D-SEND#2 - Flight Tests for Low Sonic Boom Design Technology”, ICAS-2016-0161, 2016.
  - 18) 文部科学省HP, <http://www.mext.go.jp>
  - 19) International Civil Aviation Organization, “Annex 16 Environmental Protection Volume I Aircraft Noise,” 7th ed., 2014, Chapter 14.
  - 20) Naka, Y., et al., “Systems and Methods for Aerial and Ground-Based Sonic Boom Measurement,” JAXA-RR-13-001E, 2013.
  - 21) Kanamori, M., et al., “Numerical Evaluation of Effect of Atmospheric Turbulence on Sonic Boom Observed in D-SEND#2 Flight Test,” AIAA paper 2017-0278, 2017.
  - 22) Takahashi, H., et al., “Statistical Characterization of Atmospheric Turbulence Behavior Responsible for Sonic Boom Waveform Deformation”, AIAA paper 2017-0279, 2017.
  - 23) 牧野好和ら, 「JAXAにおけるソニックブーム推算技術の現状」日本航空宇宙学会誌, Vol.61, No.7, pp.237-242, 2013.
  - 24) Y.Naka, “Subjective evaluation of loudness of sonic booms indoors and outdoors,” Proc. Acoust. Soc. Jpn. 2012 Spring Meeting, pp.1101-1104, Yokohama, Japan, 2012.
  - 25) 湯原達規ら, 「小型超音速旅客機の主翼平面形に関する概念検討」第49回流体力学講演会/第35回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, JSASS-2017-2008-F/A, 2017.
  - 26) 徳川直子ら, 「波状変形による超音速自然層流機首の設計」JAXA RR-13-008, 2013.
  - 27) 吉田憲司ら, 「超音速航空機の実機相当レイノルズ数における自然層流翼の設計方法」特許第5747343号, 2015.
  - 28) 石川敬掲ら, 「高レイノルズ数超音速自然層流翼に対する逆問題設計システムの構築」日本航空宇宙学会論文集, Vol.64, No.2, pp.113-133, 2016.
  - 29) Ishikawa, H., et al., “Natural Laminar Flow Wing Design for a Low-Boom Supersonic Aircraft”, AIAA paper 2017-1860, 2017.
  - 30) Ueno, A. and Makino, Y., “Low-Boom and Low-Drag Design of Small Supersonic Transport Considering Propulsion Airframe Integration,” JAXA-RM-18-001E,

- 2018.
- 31) 上野篤史ら, 「CFDを援用した小型超音速旅客機のスピレージ抵抗計測」日本航空宇宙学会論文集, Vol. 65, No. 6, pp. 235-242, 2017.
- 32) Liu, S.R. and Tong, B., "International Civil Aviation Organization Supersonic Task Group overview and status", The Journal of the Acoustical Society of America 141, 3566 (2017)
- 33) 赤塚純一, 「航空機の離着陸騒音推算ツール (AiNEST) の構築」 JAXA-RR-16-005, 2017.
- 34) Akatsuka, J. and Ishii, T., "Experimental and Numerical Study of Jet Noise Reduction for Supersonic Aircraft Using Variable Folding Nozzle Concept," AIAA paper 2018-3612, 2018.
- 35) 赤塚純一, 「排気ノズル」 特許第 6183837 号, 2017.
- 36) 郭東潤, 大平啓介, 「超音速航空機におけるクルーガーフラップの空力性能検討」 第 55 回飛行機シンポジウム, JSASS-2017-5160, 2017.
- 37) Hashimoto, A. et al., "Toward the Fastest Unstructured CFD Code FaSTAR," AIAA paper 2012-1075, 2012.