

# 次世代超音速旅客機の空力技術に関する研究動向

吉田 憲司  
宇宙航空研究開発機構

## Review on Aerodynamic Research Activities of Next Generation SST

by  
Kenji Yoshida

### ABSTRACT

This is a review of aerodynamic research activities on a next generation SST, including some JAXA's SST research programs (NEXST project, S3 program, D-SEND project). JAXA also proposes a direction of aerodynamic research for realizing a future next generation SST. And JAXA hopes the objectives, plans and goals for those SST researches should be well discussed and shared in Japan near future.

### 1. はじめに

航空機の高速度化は人類の夢であり、航空機開発の歴史そのものである。1970 年代のコンコルドの運航はその一つの到達点であった。しかしながら、その経済性と環境適合性の課題のため商業的には成功に至らず、2000 年の墜落事故の影響もあって最終的に 2003 年に 27 年間の幕は閉じられた。それでもなお超音速輸送機 (SST) への憧れと期待は存在している。それは、例えばマッハ 2 の超音速飛行は世界の主要都市を含む多くの地域間の移動を 6 時間圏内とし、また 6 時間飛行はエコノミー症候群発症の境目と言われ、高齢・持病で長距離旅行を躊躇していた人々の旅行需要の創出にもつながると予想されている。我が国はその地理的条件において、超音速飛行による時間短縮効果の最大の恩恵国と考えられる。あるシンクタンクの試算では、この効果は世界の GDP を約 1.3% 増大させる経済効果を生み出し (2025 年予測値で約 78 兆円)、そのインパクトは非常に大きいとの推定もある (図 1 参照)<sup>1)</sup>。



図 1. 超音速飛行の恩恵

コンコルドの課題を克服する試みは 1970 年代後半より NASA を中心に進められ、1980 年代後半には新しい SST (次世代 SST) の開発機運が一時的に高まった。しかしながら、技術的ハードルの高さ、資金規模、市場性的見極め、環境問題への適合性、等の点で時期尚早と判断された。その後は要素研究が諸機関で進められているが、次世代 SST を目指すには、まず小規模の機体を想定した技術的成立性からスタートし、ステップアップさせて行くべきとの見解が得られつつある。それに呼応するように 2000 年代に入ってから超音速ビジネスジェット機 (SSBJ) の開発機運が高まっている。

このような次世代 SST の実現に向けた技術挑戦の中心にその性能改善に最も寄与する空力技術があることは異論がないと思われる。そこで、以上の背景を踏まえ、本報告では、まず次世代 SST に向けた諸外国の動向を概観する。次にそれらを通して明らかとなった中核課題としての空力技術を取り上げ、主に超音速巡航時の揚抗比改善技術、ソニックブーム低減技術、離着陸性能改善技術の 3 点を整理した。最後に、我が国でそれらに応える活動を継続的に実施している JAXA の研究活動を紹介し、次世代 SST 実現に向けた今後の研究活動の方向性をまとめ、関係各位との認識の共有の一助としたい。

### 2. 次世代 SST の実現に向けた国内外の動向

#### (1) コンコルドの課題

コンコルドは 1950 年代の英仏独立の SST 開発計画の流れの中で最終的に共同開発に至り、1969 年の初飛行後の約 7 年に及ぶ飛行試験を経て商用運航が開始された第 1 世代 SST の代表である。同時代には旧ソ連のツポレフ 144 と米国のボーイング 2707 があったが、Tu-144 は数年で運用中止となり、2707 は環境問題が原因で開発中止となった (図 2 参照)。



図 2. 第 1 世代 SST の代表例

コンコルドはマッハ 2 で大西洋を約 3 時間半で横断したが、この飛行で約 90 トンの燃料を消費した。これは乗客一人当たり 5.5km/燃料 1l の燃費を意味し (スポーツカー並)、ボーイング 747 と比べると運航コストは 3.5 倍だった。また離陸時の騒音は 747 の 100 倍以上もうるさい (747 が地

下鉄騒音レベルであるのに対してコンコルドは削岩機レベルと言われた。またソニックブームは近くで雷が鳴っている時の心理的反応と同一の騒音被害と見なされ、全ての陸上超音速飛行は禁止された。このようにコンコルドの課題はその経済性と環境適合性にあり、合わせて2000年の墜落事故の影響（改善のための莫大な経費と一時的な運航停止による顧客離れ）のため、結局2003年に就航の幕を閉じることになった。但し、ロンドン・パリ〜ワシントン・ニューヨーク路線を利用する全乗客数の約3%（年間約20万人に相当）がコンコルドを利用していたことも事実で、その27年間の運航の歴史は超音速飛行による移動時間短縮に確かに需要のあることを示す好例ともなった<sup>1)</sup>。

(2) 次世代 SST の第 1 次開発計画

コンコルドの技術課題を克服するための要素技術研究は、既に第 1 世代 SST の開発以後に米仏英を中心に始められ、特に NASA の一連の研究は多くの成果を生み出した<sup>2)</sup>。空力技術としては、後述する抵抗低減技術の洗練化、低ソニックブーム設計技術などが生み出された。例えば NASA の SCAT-15F 形状や Douglas の Warp 翼設計は実機補正して揚抗比 10 程度の可能性を示唆した<sup>3)</sup>。これらには摩擦抵抗低減技術は取り込まれていないので、圧力抵抗低減のみでそのような高い揚抗比を達成できるとするものであった。そして、1985 年の米国レーガン大統領のオリエン特クスプレス計画の提唱が次世代 SST の国際共同開発の機運を生み出した。このハイライトは米英仏独伊日の 7 カ国の主要航空機メーカー 8 社による国際会議の設置（米のみ 2 社、日本は日本航空機開発協会が代表）で、次世代 SST の環境性と市場性の共通課題については、共同して解決に向けて議論するというもので大きな進展が期待された（図 3）。

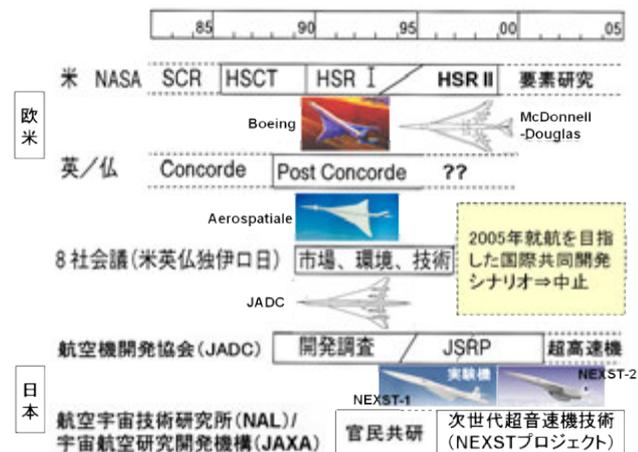


図 3. 次世代 SST の第 1 次開発計画

設計技術に関しては、特に NASA が中心になって Boeing と Douglas も協力して High Speed Research (HSR) Program が進み、様々な技術成果がレポートにまとめられた<sup>4)</sup>。また欧州でもポストコンコルドに向けて European Supersonic Research Program (ESRP) が立ち上がり、1994 年には Toulouse で国際 SST ワークショップが開催された<sup>5)</sup>。しかしながら、この時点の技術レベルでは大型 SST 実現のためのハードルが高過ぎ（特にエンジンの技術課題）、また詳細な市場分析の結果、経済性の観点でも成立性が不透明であることから時期尚早と判断され、再び要素研究に後退することになった。

(3) その後の次世代 SST 実現に向けた動向

この時の反省点として、技術を着実に step up させるには、まず小規模の機体の実現から目指すのが妥当との見解が得られた点が挙げられる。それを踏まえ、その後は先述した通り米国ベンチャー企業（Aerion、SAI）と Boeing や Airbus を除く幾つかの航空機メーカー（Gulfstream、Dassault など）が SSBJ にターゲットを絞って活動を進め、開発計画の提案に至っている。またこれに呼応する形で、国際民間航空機関（ICAO）が SSBJ の環境基準策定に向けた検討を開始した。特にソニックブーム基準に関しては、2016 年を目的に検討が加速されている（図 4）。

TA, Tsuyoshi TOTANI, Harunori NAGATA



図 4. 次世代 SST 実現に向けたロードマップ

また欧州では High Speed Aircraft (HISAC) という EU プロジェクトが 2005 年から 5 年間実施され、通常型（実用的で保守的）、低抵抗型（先進的）、低ブーム型（革新的）の 3 機種概念の概念検討が参加機関（37 機関）の中で分担され、その機体成立性と課題が明確化された。そして、2009 年 6 月には成果を総括するワークショップがパリで開催され、日米の関係者も招待講演を行い、議論に参加した<sup>6)</sup>。最終的には後継プロジェクトの必要性が確認されたが、現時点スタートしていない。但し、要素研究については、既に幾つかの重要な EU プロジェクトが採択され、多くの結果を出している。例えば、DLR が取りまとめた“EPISTLE”では高揚力装置に関して高 Re 数特性の研究が進められた。また ONERA が取りまとめた“SUPERTRAC”では境界層制御技術については最新の成果が得られている。

一方、これらの SSBJ の動きとは異なり、NASA はこれまで同様、SST（超音速輸送機）に主眼を置き、時間軸上で実現時期の異なる二つの目標を掲げ、研究計画を見直した。一つは 2020 年を目標とする小型 SST（35-70 人乗）の技術研究、もう一つは 2030 年を目標とする大型 SST（100-200 人乗）の技術研究である（図 4）。そしていずれにおいてもソニックブーム低減技術が核であるとし、多くの資金と人的リソースの投入を図っている<sup>7)</sup>。

(4) 日本の取り組み

次世代 SST はその開発規模から国際共同開発となることは共通の認識となっている。このような状況においては、日本はこれまでの民間旅客機の国際共同開発で果せなかった構想・設計段階からの参画を目指した戦略が求められることになる。それには次世代 SST 開発の中核で国際競争力のある優位技術を独自に獲得することが我が国の航空戦略となる。

そのような観点から、1980 年代後半の次世代 SST の第 1 次機運において、日本航空機開発協会（JADC）が国内産

業界を取りまとめる形で大型 SST の技術課題や市場性についての動向及び開発調査に関する検討が行われ、先述の 8 社国際会議にも参加している。現在も検討・調査活動は継続している。また関連して、2007 年にフランス航空宇宙工業会 (GIFAS) と日本航空宇宙工業会 (SJAC) との協定により次世代 SST を想定した日仏 SST 共同研究に関するフレームワークが立ち上がり、機体の概念検討、材料技術、エンジン騒音低減化技術の点で JADC と産業界を中心に検討が進められている。

一方、旧航空宇宙技術研究所 (NAL) は、そのような我が国の背景を踏まえ、1997 年に次世代超音速機技術の研究開発計画 (NEXST) をスタートさせた。この計画ではまず超音速巡航時の革新的な抗力低減技術の開発に主眼を置き、無人の小型超音速実験機 (無推力形態実験機: NEXST-1、エンジン付形態実験機: NEXST-2) を設計・製造してその飛行実験による技術実証を目標とした。本計画は、スタート段階で ALL Japan 体制を意識し、主要機体メーカー 3 社との設計研究会、さらにいくつかの大学との共同研究作業を通して進め、最終的に NEXST-1 は三菱重工業 (MHI) を、また NEXST-2 は富士重工業 (FHI) を主契約社に選定して実験機の開発を進めた。そして、2002 年に旧 NAL が主体となって NEXST-1 の飛行実験を行ったが、電機系のトラブルで実験を失敗したため NEXST-2 は中止を余儀なくされ、NEXST-1 のみで終了とする計画に縮小された。その後、約 3 年間の総点検を経て 2005 年に飛行実験に成功し、所望の空力データが取得され、世界初の自然層流翼設計コンセプトを含む先進空力技術の飛行実証を達成した。その成果はデータベースとしてまとめ、国内に公開済みである<sup>8)</sup>。

JAXA では先の計画変更に伴い、2003 年 10 月に産官学有識者からなる「飛行実証研究会」を設置し、約 1 年半に及ぶ議論を経て NEXST 計画後の新たな研究計画が策定された。それは環境適合性に焦点を当てた「静かな SST」コンセプトの実現に向けた研究開発で、「静粛超音速機技術の研究開発 (Silent SuperSonic Technology Demonstration: S3)」計画と呼称している。S3 計画の最重要課題はソニックブーム低減技術で、まず世界初の低ブーム機体設計コンセプトと設計手法を創出し、次にその技術実証としてエンジン付きで離着陸可能な研究機 (S3TD: S3 Technology Demonstrator) による飛行実験を計画し、航空機メーカー (FHI) と基本設計相当の作業を行った。しかしながら、資金的な制約から S3TD の実現は厳しく、2009 年 8 月の文部科学省航空科学技術委員会において、計画の見直しが決定された。その計画は、高度 30km から気球を用いて無推力滑空機を落下させて設計マッハ数で発生するソニックブームを計測し、低ブーム効果を実証するもので (D-SEND 計画と呼称)、2010 年 11 月には JAXA に D-SEND プロジェクトチームが新たに発足し、本計画の推進を加速する体制が整った。以上の空力技術の成果は 4 項で述べる。

最後に国内の大学では、まず東北大は NEXST 計画で CFD 逆問題設計法の開発に協力し、S3 計画ではソニックブーム伝播解析技術や最適空力設計技術の独自研究を進め、近年では Busemann の複葉翼理論を使った No boom コンセプトの提案、解析、風洞試験、等の研究プログラムを進めている。また東京大学では JAXA との共同研究を通して、低速性能改善技術に関する要素研究を継続的に進めている。さらに首都大学東京、名古屋大学、帝京大学、鳥取大学などは、JAXA/APG 公募型共同研究や委託研究を通して、S3 計画の技術目標達成に必要な研究連携を行っている。

### 3. 次世代 SST の空力技術

次世代 SST ではコンコルドの経済性と環境適合性の課題を解決しなければならない。経済性とは時間短縮効果と運賃のバランスであり、先のシンクタンクが実施したインターネットのアンケートでは、亜音速旅客機に比べて 3 割高い運賃でも半分以上の人が、また 5 割増しであっても 3 割以上の人が SST を利用すると結果が出ている。そのためには抗力低減、機体・エンジン軽量化が重要課題となる。環境適合性では、空港騒音、ソニックブーム、オゾン層問題がある。空港騒音はコンコルドのように特別扱われる可能性はなく、今後は亜音速機と同等の基準が適用されるものと思われる。またオゾン層破壊への影響については、少なくとも排出ガス中の窒素酸化物 (NOx) をコンコルドに比べて 1/5 以下にすることが必要と言われている。残るソニックブーム問題こそ SST に特徴的な課題である。コンコルドは陸上超音速飛行が禁止され、その高速性を生かせなかったことが最大の敗因と考えられ、次世代 SST ではこれはクリアしたい、と考えられている。そのためにはソニックブームが許容可能なレベルまで低減されなければならない。その大きさについては、現在 ICAO を中心に議論が進んでおり、JAXA もその技術検討に参加しているが、地上での圧力上昇量を少なくともコンコルドの約 1/4、すなわち約 0.5psf (大気圧の約四千分の一で、ドアノック音のレベル) より小さくしなければならないと言われている。

そこで、ここではこれまでの国内外の研究動向において得られた次世代 SST 実現のための空力技術 (特に効果創出のためのコンセプトや設計手法) を整理し、図 5 にまとめた。以下では、これらの中で特に経済性改善の観点から、①超音速巡航時の揚抗比向上技術、環境適合性改善の観点から、②ソニックブーム低減技術と、空港騒音低減に寄与する③離着陸空力性能改善技術の 3 点に絞って概観する。

#### (1) 超音速巡航時の揚抗比向上技術

超音速巡航時の抗力は線形理論をもとに摩擦抗力、揚力依存抗力、造波抗力から構成され、造波抗力には体積依存分と揚力依存分がある点を考慮すると、抗力は一般に次式で表される。

$$C_D = C_{D\min} + C_{DL}$$

$$\text{where } \begin{cases} C_{D\min} = C_{Df} + C_{D,wv} + \Delta C_{DL} \\ C_{DL} = C_{D,wl} + C_{D,v} = K(C_L - C_{L0})^2 \end{cases}$$

ここで、 $C_{D\min}$  は最小抗力で、摩擦抗力 ( $C_{Df}$ ) と体積依存造波抗力 ( $C_{D,wv}$ ) 及び、ワープ翼 (後述) で発生する振じれ/キャンバー効果に起因する付加抗力 ( $\Delta C_{DL}$ ) の和である。また  $C_{DL}$  は揚力依存抗力で、揚力依存造波抗力 ( $C_{D,wl}$ ) と渦抗力 ( $C_{D,v}$ ) から構成され、 $(C_L - C_{L0})$  の 2 乗に比例する。 $C_{L0}$  は翼にワープが施されていると生じるオフセット量である。尚、一般に薄翼理論の近似では、 $C_{DL}$  の係数  $K$  は揚力傾斜 ( $C_{L\alpha}$ ) の逆数と一致する。

以上より、 $C_D$  が  $C_L$  の 2 乗に比例することから、最適 L/D に関しては次の関係式が導かれる (図 6 参照)。

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{1}{2K(C_{Lopt} - C_{L0})} \quad \text{where } C_{Lopt} = \sqrt{C_{L0}^2 + \frac{C_{D\min}}{K}}$$

通常の SST は造波抗力低減の観点からアスペクト比の小さい細長翼となるため、揚力傾斜が低下して  $K$  が大きくなることから、 $C_{Lopt}$  は比較的小さな値となる。コンコルドのアスペクト比 (約 1.5) では  $C_{Lopt} = 0.13$  程度である。

<p><b>【超音速巡航時の揚抗比向上技術】</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・アロー型平面形 (Cranked Arrow Planform)</li> <li>・ワープ翼 (Carlson Type Warped Wing)</li> <li>・エアリアルル胴体 (Area-ruled Body)</li> <li>・翼胴一体設計 (Blended Wing-Body)</li> <li>・圧縮型非線形揚力 (Compression Lift)</li> <li>・自然層流翼 (Natural Laminar Flow Wing: Aerion特許/JAXA特許出願)</li> <li>・自然層流機首 (Natural Laminar Flow Nose: JAXA特許出願)</li> <li>・層流制御翼 (LFC: Suction, Cooling, Distributed Roughness)</li> <li>・混合型層流制御翼 (Hybrid Laminar Flow Control)</li> <li>・乱流抵抗低減デバイス (Riblet, Large Eddy Break-Up Device)</li> <li>・ウイングレット (Winglet)</li> <li>・斜め楕円翼 (Oblique Elliptic Planform)</li> </ul>
<p><b>【ソニックブーム低減技術】</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・鈍頭機首 (Seebass-George-Darden法)</li> <li>・後方揚力面 (Seebass-George-Darden法)</li> <li>・Quiet-Spike Nose (Gulfstream社特許)</li> <li>・逆V字型結合尾翼 (Lockheed案)</li> <li>・低ブーム/低抵抗型非軸対称胴体設計 (JAXA特許)</li> <li>・多段ショック型後端ブーム制御 (JAXA特許出願)</li> <li>・超音速複葉翼 (Supersonic Biplane: 東北大構想)</li> </ul>
<p><b>【離着陸時の空力性能改善技術】</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ピッチアップ制御型平面形 (Curved LE Swept Planform)</li> <li>・非線形揚力増大型平面形 (ストレーキ型)</li> <li>・高アスペクト比型平面形 (Cranked Arrow Planform)</li> <li>・最適後縁フラップ形状/配置/舵角</li> <li>・最適前縁ボルテックスフラップ (Vortex Flap) 形状/配置/舵角</li> <li>・最適水平尾翼形状/配置</li> <li>・最適カナード形状/配置</li> <li>・剥離制御 (Vortex Generator, Blowing, Plasma Actuator)</li> <li>・可変後退翼 (Variable Swept Wing)</li> <li>・斜め楕円翼 (Oblique Elliptic Planform)</li> </ul>
<p><b>【機体/推進系干渉抵抗低減技術】</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・非軸対称エアリアルル胴体 (Non-Axisym. AR Body)</li> <li>・最適ナセル形状/配置</li> <li>・最適インテーク形状/配置</li> <li>・最適ノズル形状/配置</li> <li>・後縁近傍ワープ修正</li> </ul>
<p><b>【他分野統合最適設計技術】</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・MDO (GA/Adjoint勾配法、応答曲面/Kriging法)</li> <li>・静的空弾変形設計 (最適翼厚比分布)</li> <li>・フラッター評価 (最適平面形)</li> <li>・トリム抵抗低減制御 (空力/飛行性連成設計)</li> </ul>

図5. 次世代 SST の第1次開発計画

上記の分析は線形理論にもとづくが、通常設計点においては剥離は生じていないので線形理論は十分有効と考えられる。さらに線形理論の利点は、抗力の成因から抗力低減のための幾つかのコンセプト (原理) が見い出されることである。図7及び以下にそれらの概要を述べる。

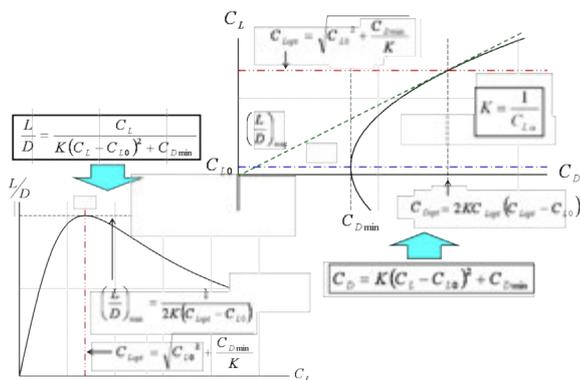


図6. 最適揚抗比の条件

①揚力依存抗力低減コンセプト (K,  $C_{L0}$  制御) <sup>3,9)</sup>

線形理論によれば、揚力依存抗力低減の観点では亜音速で成立する前縁推力を維持することが有効となるため、まず SST の主翼前縁が亜音速的であること、すなわちマッハ円錐内に主翼が位置するよう後退角を選定することが重要

となる。但し、離着陸性能改善の観点からは、少しでもアスペクト比を増加させることに利点があるため、外翼のみ後退角を浅くして翼幅を伸ばすこと (マッハ円錐の外に出す可能性も含めて)、また内翼後方部の一部をカットして翼面積を小さくすることが考案された。このような主翼は幾何学的にアロー型平面形と呼ばれ、外翼で後退角の異なるものを特に克蘭クトアロー翼と称している。

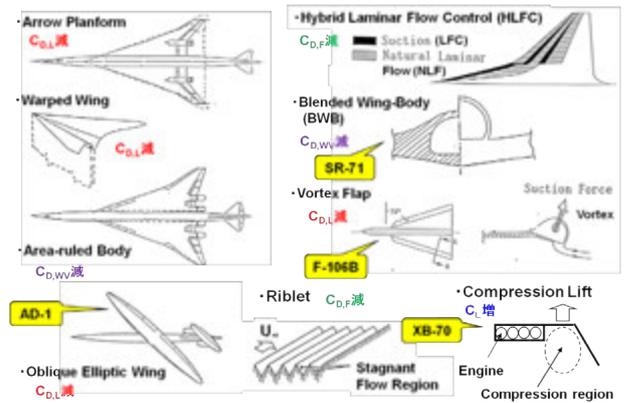


図7. 超音速巡航時の揚抗比向上技術 <sup>1-4)</sup>

次に、揚力は翼上下面の圧力差 (荷重) 分布により発生するが、その分布の仕方を調整することで揚力依存抗力は低減させることが可能である。これは超音速揚力面理論により明らかとなるが、特に翼幅の各位置においてその翼断面形の振り角とキャンバーの翼幅方向の分布を最適化したものをワープ翼と称し、非常に有効な抗力低減コンセプトである。尚、揚力面理論の最適解は斜め楕円型平面形であり (実用上は離陸時に後退角を変更する必要があるため、可変翼として使うことが前提で、NASA の AD-1 実験機が亜音速で可変翼飛行を実証)、大型 SST の場合は斜め全翼機の構想もある <sup>10)</sup>。

また図7には Vortex Flap が記載されているが、これは高揚力装置 (HLD) としての機能ではなく、超音速巡航時でも Flap 面に働く suction force が抗力低減を図れるとする斬新なもので、F-106B で飛行実証 (超音速飛行) もされている。これはワープ翼により前縁 droop を最適に設計して付着流の立場で前縁推力を確保するのは異なって、積極的に前縁剥離渦を発生させてその渦中心の圧力低下による suction force が前方に向くことを利用して抗力低減を図るアイデアである <sup>3)</sup>。

②体積依存造波抗力低減コンセプト ( $C_{D,wv}$  制御) <sup>3)</sup>

線形理論によれば、体積依存造波抗力は機体全体の断面積分布と直接的な関係があることから、その抗力低減のためには、まず体積そのものを低減するか、最も適した機軸方向の断面積分布 (2階微分の滑らかさを要求) になるように工夫することが考えられる。それには主翼取り付け部の胴体断面積を削り取るなどの工夫を施すこと (エアリアルル胴体設計)、体積そのものを減少させるために翼胴接合部の構造強度を保証しつつ極力断面積を削減するように工夫する翼胴一体設計 (Blended Wing-Body: 図7) が考えられる。この代表例は SR-71 である。

③摩擦抗力低減コンセプト ( $C_{Df}$  制御) <sup>3,9)</sup>

摩擦抗力低減には、層流化と乱流摩擦低減の2種類の攻め方がある。前者の代表は翼面上の圧力分布のみの工夫で境界層内の擾乱の増幅を抑制して遷移を遅らせる自然層流翼 (Natural Laminar Flow: NLF 翼)、翼面上の一部で境界

層吸い込みや壁面冷却を行う層流制御翼 (Laminar Low Control : LFC 翼)、両者の組み合わせによりエネルギー効率を改善する混合型層流制御翼 (Hybrid Laminar Flow Control : HLFC 翼)、さらに適用部位を翼以外にも拡大する試みとして、自然層流機首や自然層流ナセルなども考案されている。

特に自然層流翼はそのエネルギー付加を必要としないため大変魅力的で、米国と日本で独立に研究が進められた。一般に 3 次元境界層の遷移は 2 種類の不安定性によって支配される。一つは 2 次元翼で見いだされた粘性型の Tollmien-Schlichting (T-S) 不安定、もう一つは 3 次元翼に特徴的な主流に対して横方向に働く圧力勾配の影響で境界層内に生じる横流れ (crossflow : C-F) に起因する非粘性変曲点型の不安定である。これまでは、SST に特徴的な大後退角の主翼では C-F 不安定が前縁近傍で早期に生じてしまうため、自然層流化は困難とされていたが、米国 Aerion 社は後退角を極力浅くして C-F 不安定を抑制し、次にその結果生じる超音速前縁に特徴的な加速勾配を自由に設定できる利点を生かして T-S 不安定の抑制を試みるものである。これは Stanford 大学の協力を得て F-15 の胴体下部に取り付けられた部分翼模型による飛行試験で検証され、既に特許化もなされている。Aerion 社の SSBJ 案はこれを採用して。一方、我が国では JAXA が NEXST-1 プロジェクトで大後退角を有する超音速前縁に対して圧力分布の最適化を検討し、翼前方のかんりの部分で C-F と T-S 不安定の両方を同時に抑制できる設計コンセプトを創出し、実験機で飛行実証したことは先述の通りである (成果は後述)。

次に乱流摩擦抗力の低減には超音速同様、まざリブレットが実用的にも最も効果的で超音速領域においてもその効果が存在することは既に風洞試験で確認されている。その他では乱流境界層の大規模の渦構造 (Large Eddy) に積極的に擾乱を与えて、壁面摩擦係数を見掛け上低減させて、総合的に乱流摩擦抗力を低減させる Large Eddy Break-Up (LEBU) デバイスが有望視されているが、まだ基礎研究段階と思われる。

④機体/推進系干渉抵抗低減コンセプト ( $C_{D,wv}$  制御) <sup>9)</sup>

SSBJ や小型 SST の場合、もしエンジンを翼下に配置すると胴体径に比べ比較的直径の大きいナセルを必要とすることになるため、その存在により胴体側面及び下面の圧力分布に大きな影響が生じる。そこで胴体の断面積を非軸対称的 (つまりナセルの影響を大きく受ける部分のみを主体的に) コントロールする発想に基づく非軸対称 Area-rule 胴体が考案された。これは NEXST-2 設計時に JAXA で開発したものである。

次に大型 SST のように比較的直径が小さいナセルを 4 発配置する場合は、ナセル相互の配置の工夫や、翼下面形状の局所的修正、さらに翼断面のキャンパー分布の微修正などから成る最適ナセル配置及び形状設計が考えられる。さらにインテークから漏れる衝撃波に起因する抗力増加、安定作動を想定したブリードエアに起因する抗力増なども最小化するための高効率インテーク設計も必要となる。

⑤揚力増大コンセプト ( $C_L$  制御)

抗力低減とは異なり揚抗比改善に効果的なコンセプトとして、下面での衝撃波に起因する圧縮効果 (上下面差圧として揚力増を発生) を利用した Compression Lift による非線形揚力の有効利用も考えられる (図 7 参照)。このコンセプトは NASA で開発され XB-70 に適用されたのは有名である。

最後に、次世代 SST 実現のためには、さらに研究課題が多く存在し、現在も要素研究が続けられている状況である。それらは主に単独効果の最適化、さらに組み合わせに伴う複合効果の最適化の追求という側面に加え、空力以外の設計とのバッティング、例えば、アロー翼やエアリアルール胴体では構造設計上の制約とのコンプロマイズ、層流翼の場合は表面平滑度要求の実現と運用上の維持方法 (ゴミ等の付着除去や定期的な効率的清掃方法など)、さらに飛行性、工作性、運用性とのマッチングを図ることなどの側面も大きな課題として認識されている。後述のソニックブーム問題、離着陸性能問題も含め多分野多目的最適化が今後の設計技術の中心的課題になることは確実である。本報告では紙数の関係でその点には触れられないが、計算機環境と解析手法の進歩がそれを可能にしていることを明記したい。但し、GA (遺伝的アルゴリズム) などの最適化手法さえ完成すればどんな技術課題も解決できるわけではなく、上述のような課題の主原因に根差した対処コンセプト (原理) の考察がいつも重要であることを強調しておきたい。

(2) 低ソニックブーム設計技術

ソニックブームを低減する機体の設計技術は、1970 年代以降の米国を中心とした要素研究の中で開発され、機体形状を工夫することで機体から発生する衝撃波と膨張波の統合をうまく調整し、地上で N 型波形に集積しない低ブーム波形 (図 8 参照) を実現する可能性が見出された。その原型は Seebass-George によって考案され、その後 Darden により改良が加えられた <sup>11)</sup>。低ブーム設計の基本は、通常の抗力低減設計で使われる先端衝撃波を弱めて複数の弱い衝撃波に分散させる方針ではなく、むしろ先端で一度強い衝撃波 (離脱衝撃波) を発生させ、その後方の衝撃波の発生を極力抑制し、そのため後方の衝撃波が空間を伝播する過程で先端の衝撃波に集積し難くする、というアイデアである。従って、低ブーム設計は抗力が増大する傾向となり、“Low Boom & High Drag Paradox” と呼ばれることがある (図 8 参照) <sup>12)</sup>。もちろん、低ブーム設計と言っても伝播距離が無限大になれば衝撃波の N 型への統合は行われるので、低ブーム化のポイントは実在大気の大気温度勾配の効果 (地上ほど温度が高いことから音速が大きくなり見掛け上マッハ数が減少することで、その非線形効果が弱まること、これを凍結効果と呼ぶ) で地上までの伝播距離が統合の完了途中であるようにすることである。

○低ブーム化には機体近傍の衝撃波パターンを制御

	低抵抗機体設計	低ブーム機体設計
先端衝撃波	弱くする	強くする
先端以降の衝撃波	比較的強く、多数発生	弱く、少なくなる
近傍場	先端機首	鈍頭機首
中間場	N 型波形	低ブーム波形
地上 (遠方場)	$\Delta p$ 2 to 3 psf	$\Delta p$ 0.7 to 1.1 psf
	低抵抗ではあるが、ブームは強い	低ブームではあるが、抵抗が大きい

図 8. 低ブーム化の基本概念 <sup>12)</sup>

この方法 (S-G-D 法と呼称) の概略を図 9 にまとめる <sup>11,13)</sup>。まず Whitham のソニックブーム理論に従って機体の実際の断面積に、揚力の発生に伴う気流の偏向状態を等価的に模擬できる軸対称物体を想定し、その断面積を実際の

ものに加えた等価断面積分分布  $A_e$  を使い、図9のF関数を定義する。次に遠方での低ブーム波形に対応するF関数形を設定し、最後にF関数の定義式を積分方程式と見なして解くことで  $A_e$  分布を逆算するという手法である。

S-G-D法では  $A_e$  分布のみが解として求まるだけでなく、等価断面積分を満たす翼と胴体の配分は任意となる。通常は主翼形状の設計を抗力低減の観点から行うので、低ブーム化は胴体形状で調整する案が有効となる<sup>3)</sup>。但し、SSBJや小型SSTのように相対的に胴体の寄与が大きい形態では、主翼の設計においても低ブーム性を想定した揚力分布となるような抗力/ブーム同時低減を可能とさせる多目的最適設計の視点が必要と思われる<sup>13,14)</sup>。

尚、このS-G-D法の有効性は、既に風洞試験でも検証され、特に先端ブームの低減化に関しては米国のSSBD計画においてF-5戦闘機の改造機を用いて飛行実証されている(図10)。但し、S-G-D法の最大の課題は、解の性質として制約される機体最後方部まで揚力を構成する荷重が分布しなければならないという点で、トリム問題を発生する。米国ではNASAを中心にその解決に向けた研究が進められており、N+2、N+3計画でいろいろな試みがなされている模様である<sup>14)</sup>。一方、JAXAでもこの問題を取り上げ、S-G-D法の概念を利用しつつ設計空間を広げ、さらにGAによる最適設計法を組み合わせることでトリム問題を解決し、かつ先端/後端ブームの同時低減化を可能とするコンセプトを創出し、その飛行実証に向けたプロジェクト(D-SEND)を推進中である<sup>14)</sup>。

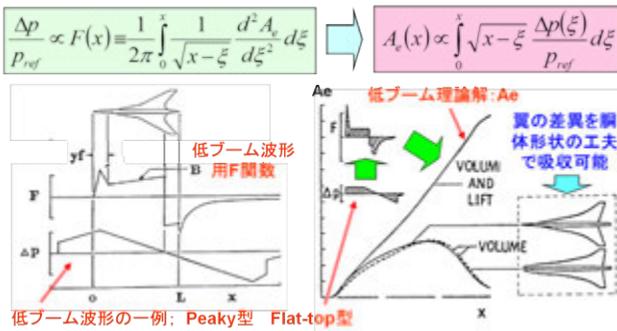


図9. 低ブーム機体設計法 (S-G-D法) の概要<sup>11)</sup>

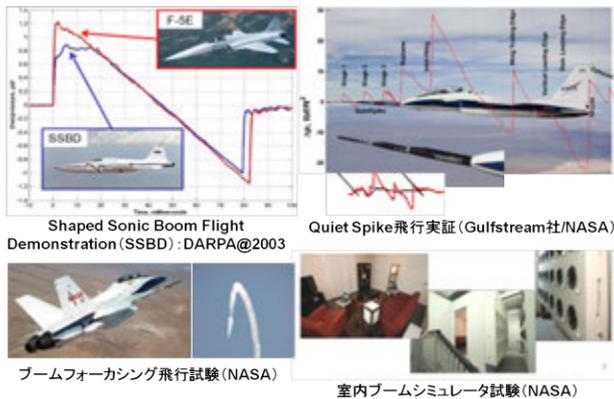


図10. 米国のソニックブーム研究の概要<sup>14)</sup>

その他、飛行時のロバスト性、加速運動や曲線運動時に生じる圧力波形の伝播過程の強い非線形統合に基づくフォーカスブームの特性とのバランスなどの考慮も課題として考えられる。さらに設計技術の中核となるブーム伝播解析精度の向上、特に立ち上がり時間は分子のエネルギー吸

収・緩和過程も反映しているため、その理論的予測が難しく大きな挑戦課題となっている。最近、この点では非線形音響解析法として有効な Burgers 方程式ベースの伝播解析法の開発が試みられ、大きな進展が得られている。またソニックブームの伝播において、地上 1km 付近に存在するとされる大気乱流の影響の取り扱いも検討課題である。

最後に低ブーム化の実現には設計とは別に許容レベルの設定問題がある。これは先述の通り ICAO の検討課題で、アウトドア/インドアでのブーム波形と人間の心理的反応や適切な評価指標の検討、及び建物への影響などが議論されている。以上のソニックブーム関連の研究は基本的に米国が積極的に進めているが(図10)、JAXAもD-SENDプロジェクト及び要素研究(伝播解析技術の開発、ブーム評価に関するNASAとの共同研究など)を通して、ICAOの技術的検討の場でそれらの成果の提供も含めて議論に参加することで、来たるべき基準策定に向けて応分の貢献を果たして行きたいと考えている。尚、JAXAの最近のソニックブーム研究の動向は文献14にまとめられているので合わせて参照頂きたい。

(3) 離着陸性能改善技術

一般に、SSTに特徴的な主翼は、超音速巡航時の造波抗力低減の観点から大後退翼で低アスペクト比かつ薄翼となる。このような主翼形態は低速性能が低下することは宿命である。そのため、次世代SSTでは高揚力装置(HLD)の付加は必須であり、それに伴う安定性の確保のため水平尾翼(あるいはカナード)も不可欠となる。従って、空港騒音低減の観点では低速空力性能の改善は不可避的な課題となっている。

まず高迎角で外翼の剥離が先行することで頭上げモーメントが発生するピッチアップの抑制が重要である。図11に低アスペクト比翼の空力特性に関する迎角依存性を模式的にまとめる。通常は、構造設計上の制約から、単純な直線的後退前縁を採用し、キンクを翼幅方向に1ヶ所設けてアロー型平面形を構成するのが一般的であるが、内翼と外翼の前縁剥離渦が2種類発生し、相互干渉の結果、外翼の前縁剥離渦の崩壊が誘発されピッチアップが起き易くなる。それに対してコンコルドのオージー翼のような曲線的に滑らかに前縁後退角が変化する平面形の場合は、大迎角時の前縁剥離渦は前縁に巻きつきながら一本の渦として下流に流されるため、崩壊を遅らせることが可能となる。今後はこの点を考慮しつつ、巡航時の主翼平面形の設計を行うべきであるが、大迎角時の剥離流の解析を常にCFDを用いて行うのは効率的ではない。そこで、効率化の点でピッチアップ現象の簡易推算ツールの開発も重要な課題になっている(図12参照)。

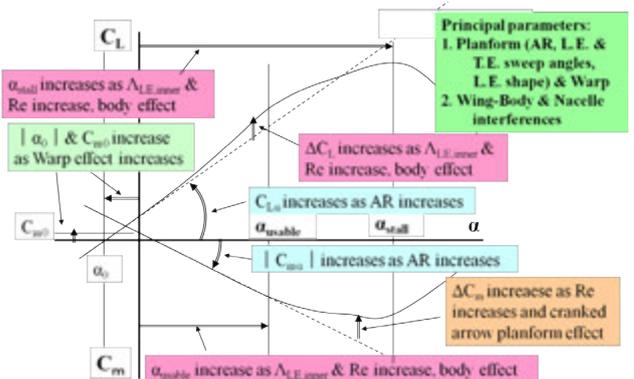


図11. 低アスペクト比翼の空力特性

次に高揚力装置 (HLD) については、前縁及び後縁フラップが考えられる。特に後縁フラップの効用は通常の航空機と同等である。但し、大型 SST の場合は、翼下にエンジンが配置されるため、ナセルが後縁フラップを分断してしまい、その効率が低下することが懸念される。この点も踏まえ、フラップ形状と舵角の最適組み合わせを考えることも必要である。合わせて、ジェット排気による外部流の引きこみ効果も考慮する必要がある<sup>2)</sup>。

一方、前縁フラップは薄翼構造のため、単純折り曲げ型のフラップ形態にほぼ限定される。但し、前縁フラップに関しては、亜音速前縁であれば丸い前縁形状が採用可能であり、この場合は前縁まわりの付着流を想定して翼面上の流れ場を制御する方式、逆に前縁を尖らせて積極的に剥離させ、その強い前縁剥離渦の中心部の負圧を利用した吸い上げ効果により非線形揚力を生むボルテックスフラップ

(VF) も考えられる。VF は剥離渦の強さ (舵角) と面積の組み合わせで最適化が可能となり、欧州の EPISTLE プロジェクトや JAXA の研究において VF をセグメント毎に分割して最適化を試みている (図 12 参照)。

最後に実用化の課題として、HLD の効率化の点で剥離制御がポイントとなるのでボルテックスジェネレータ (VG) の活用、また後縁フラップとの複合効果による剥離制御などが挙げられる。さらに前縁フラップとワープ翼とのマッチング (ヒンジライン問題)、自然層流翼とのマッチング (可動部の隙間と段差問題) も考えられる。解析法としては、CFD における乱流モデルの高 Re 数検証も挙げられるが、EPISTLE では高 Re 数風洞試験データにより一定の成果を挙げている (図 12 参照)<sup>15)</sup>。

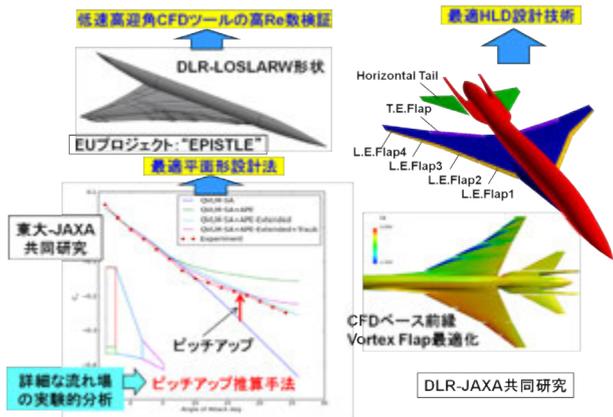


図 12. 離着陸性能改善技術の例

4. JAXA の SST 研究とその空力技術

JAXA では、図 13 に示すように 1997 年から継続的に次世代 SST における鍵技術の研究開発並びにその実証計画を実施している。以下では、代表的な成果として、「次世代超音速機技術の研究開発 (National Experimental Supersonic Transport: NEXST) 」プロジェクト、静粛超音速機技術の研究開発 (Silent Supersonic Technology Demonstration: S3) 」プログラム、「低ソニックブーム設計概念実証 (D-SEND) 」プロジェクトの 3 つの空力技術を紹介する。

(1) NEXST プロジェクト

ここでは超音速巡航時の抗力低減技術の研究開発に重点化し、既存の圧力抗力低減コンセプトの最適組み合わせと、世界初の亜音速前縁型の自然層流翼設計コンセプトを創出し、両者を取り込める CFD 逆問題設計法を開発した (詳細

は文献 9 参照)。その最大のポイントは自然層流翼に適した理想的な圧力分布を創出したことで、現在はその検討方法を高 Re 数状態にも適用し、特許出願に至っている。

飛行実験成果の概要を図 14 にまとめる。全長 11.5m の実験機をマッハ 2 で滑空させて翼面上の遷移点を計測し、設計点において約 40% の層流化 (C-F 不安定の抑制) を確認した<sup>9)</sup>。また NEXST プロジェクトでは、先述した通り一連の CFD、風洞試験、飛行試験データを、及び形状情報、設計ソフト、そして成果発表論文類をデータベースの形で国内に公開した<sup>8)</sup>。これにより、我が国の超音速機技術レベルの底上げに貢献できるものと考えている。

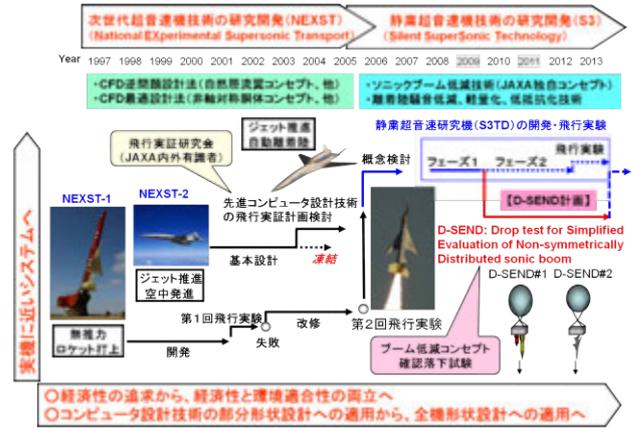


図 13. JAXA 超音速機技術の研究計画

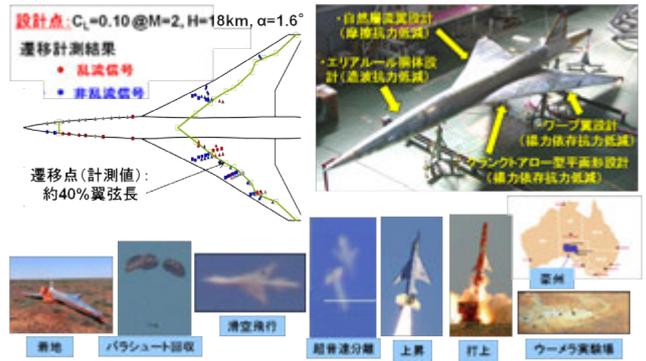


図 14. NEXST-1 飛行実験の成果概要

(2) S3 プログラム

ここでは、「静粛」の名が示す通り、超音速機の離着陸騒音低減とソニックブーム低減の研究開発がメインである。まず離着陸騒音低減技術としては、ジェット排気速度の低減が効果的である以上、それに寄与する低速空力性能の改善を取り上げた。次にソニックブーム低減技術こそ、次世代 SST の必須技術と位置付け、その研究開発を最重要課題とした。その結果、先述した通り JAXA として世界初のトリム可能で先端/後端ブーム同時低減化を達成できる設計コンセプトと手法を創出し、既に特許化も実現している。図 15 に設計コンセプトと設計例を示す。

S3 計画では、当初、エンジン付き研究機 (S3TD) を用いて多数回の飛行試験と非設計点での広範囲のデータ取得を通して定性的にも定量的にも設計技術を実証する計画であった。しかしながら予算上の制約により 2009 年に計画を見直し、無推力形態での低ブーム設計機の設計点のみに特化した飛行実証プロジェクト (D-SEND) として切り出して実施している。尚、低ソニックブーム設計概念の実証以

外の要素研究は S3 計画の中で実施している。以下に S3 計画の概要を述べる。

①研究開発目標

S3 計画では、2010 年代の半ばまでに次世代 SST の実現に必要な重要技術課題を克服する技術を獲得することの一環として、研究開発終了時に小型 SST の実現を可能とする技術目標を達成することを掲げている。ここで小型 SST とは技術参照機概念の意味で、各要素技術開発の適用対象として想定したものである (図 4 参照)。

S3 計画の技術課題は、①ソニックブーム低減、②離着陸騒音低減、③低抗力化、④軽量化、の 4 つである。またそれらの達成目標は、①コンコルド技術に対してソニックブーム強度の半減、②離着陸騒音は ICAO 基準 Chap.4 に適合、③揚抗比 8 以上、④コンコルド技術に対して構造重量 15% 減、を設定した<sup>1)</sup>。

2010 年 9 月にスウェーデン実験場で実機 (戦闘機) を用いたソニックブーム計測を行い、ABBA システムの健全性を確認した (図 17 参照)。

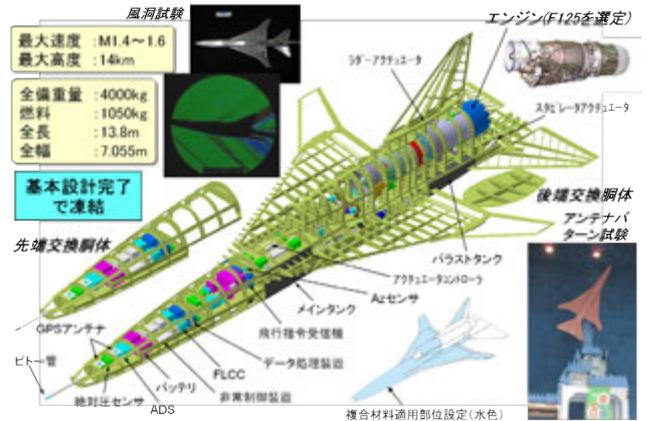


図 16. JAXA の静粛超音速研究機の基本設計概要

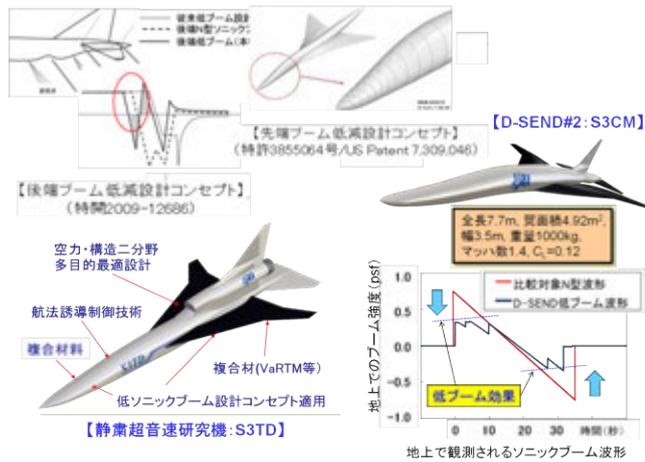


図 15. JAXA の低ブーム設計コンセプトと設計例

ここで NEXST 計画と異なり小型 SST を対象としたのは、ブーム強度の許容レベルを少なくともコンコルドの 1/4 (約 0.5psf) 以下まで低減する必要があることから、S-G-D 法では約 1/2 までが限界であることを想定して、機体規模の低減が必要との認識によっている。その結果、最大 50 人乗りの小型 SST の機体規模 (離陸重量が約 70ton) が妥当であり、その市場性については冒頭のシンクタンクに検討を依頼し、幸いにも東京-シンガポール間の航続距離を有する場合、成立性のあることが示されている。

②低ブーム設計技術の飛行実証方法

JAXA の低ブーム設計技術は、S-G-D 法では課題であった抗力増加とトリム問題を改善することを主眼とした CFD を用いた多目的最適設計法である。実機適用を想定するため、飛行実証用の研究機に実際に適用し、富士重工 (株) の協力を得てシステム設計の視点で成立するよう機体を設計した点が特徴的である。このようにして設計した S3TD は全長 14m、離陸重量約 4 トンで、選定した F-125 エンジンを搭載し、離着陸、遷音速加速、超音速巡航 (トリム飛行) を可能とするものである (図 16 参照)。

その低ブーム性の実証には地上でのブーム波形の計測が不可欠となるが、今回の計測対象のブーム強度は非常に弱く、地上 1 km 付近までの大気乱流の影響を受けると、その伝播過程でブーム圧力波形の変形が設計通りであることを定量的に確認できない可能性が考えられた。そこで、大気乱流の影響を受けないよう係留気球を用いて空中で計測するシステム (ABBA システムと呼称) を独自に開発し、

空中ブーム計測システム試験 (ABBA Test\*)

\* ) ABBA Test = Airborne Blimp Boom Acquisition system Test

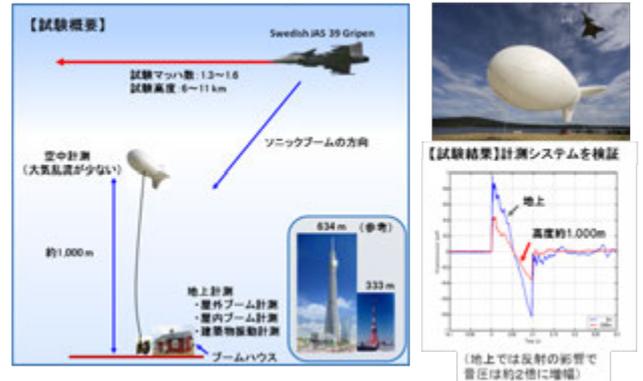


図 17. JAXA の空中ブーム計測システムと計測試験

(3) D-SEND プロジェクト

D-SEND 計画は、第一ステップとしてプロジェクトのリスク低減の観点から N 型波形と低ブーム波形の発生が確実にわかっている軸対称物体を落下させて ABBA システムにより低ブーム効果を確認する D-SEND#1 試験と、本番として低ブーム設計機体 (S3CM と呼称) の効果を確認する D-SEND#2 試験の 2 段階で進めている (図 18)。



図 18. D-SEND プロジェクトの概要

D-SEND#1 試験は既に 2011 年 5 月に 2 回実施され、低ブーム効果（比較対象の N 型波形に比べてブーム強度の半減効果）を確認した（図 19）。これは軸対称物体として世界初である。

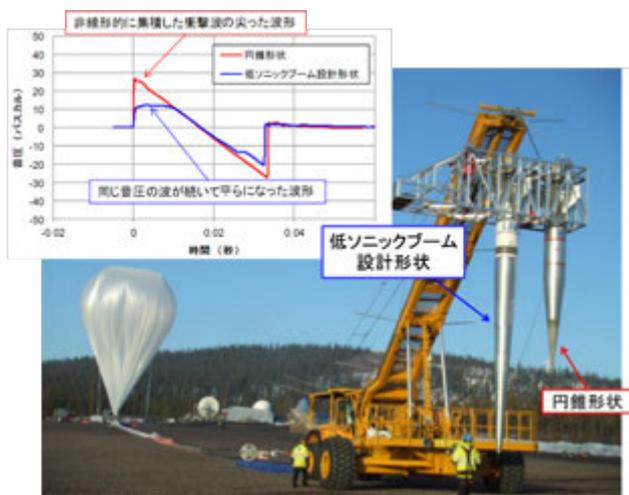


図 19. D-SEND#1 試験結果

またソニックブーム低減技術においては伝播解析ツールの高精度化が不可欠であり、JAXA では S3 計画の中で Burgers 方程式を始めとした種々の手法を開発してきたが、今回取得した D-SEND#1 試験の条件でデータ解析を行い結果を比較したところ、理論的に予測の難しい立ち上がり時間に関して非常に良好な一致が確認され、D-SEND#2 に向けて大きな前進となった。これは D-SEND#1 形状の「近傍場圧力波形の推算技術」と「ブーム伝播解析技術」によって達成されている。本企画セッションではこのようなブーム推算技術に関して多くの研究者による成果と議論を目的にワークショップが計画されており、D-SEND#1 担当者からも 2 件の報告がある。また、D-SEND#1 の成果は形状情報も加えて既に JAXA-HP で公開中である<sup>16)</sup>。D-SEND#1 は形状が単純であることから HP の情報は世界的なソニックブーム研究の進歩に貢献できるものと考えている。

D-SEND#2 実験機については、既に詳細設計を完了しており、現在（2012 年 7 月時点）では製造段階にある。落下試験は 2013 年 8 月を予定しているが、この試験でトリム飛行状態で先端/後端ブームの同時低減化が確認されれば世界初の試みとなる。

### 5. おわりに～今後の次世代 SST 計画の動向～

次世代 SST 及び SSBJ の実現に向けた研究開発及び計画は米欧日で着実に進展している。また ICAO のソニックブーム等環境基準策定に向けた動きも非常に重要である。幸いにも JAXA はソニックブーム波形を電気的に再現できるブームシミュレータを有しており、様々なブーム波形の音響的特徴（dBA、PLdB 等）と心理的反応との相関データを蓄積し、NASA との共同研究を通して成果の情報交換も行っている（図 20 参照）。また JAXA はそれらのデータと先の D-SEND プロジェクトの成果を得て技術専門研究員の立場で ICAO のブーム基準策定に向けた技術的な議論に参加できる機会も得ており、この点では国際協力の立場で応分の貢献を果たせるものと考えている。その立場と重要性を認識しつつ、将来の SST 実現に向けた機運の醸成に協力して行きたい。もちろん、そのためには D-SEND#2 試験を成功させ、世界初の貴重なデータを公的な場に提供し、また

様々な JAXA の要素研究の成果もタイムリーに提供することで、今後の SST 研究を少しでもリードできればと考えている。

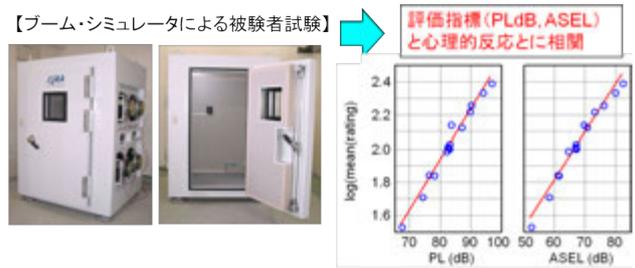


図 20. JAXA のソニックブーム評価技術

最後に、ソニックブーム問題は“人間の心理的反応に基づく許容値”なので厳しくすればするほど好ましいという性格を有している。従って、理想的には低ブーム（low boom）ではなく零ブーム（no boom）を追求する“超”革新的な研究も必要と考えられる。JAXA は我が国唯一の公的研究機関として研究開発終了後は、産業界が実機開発として実際に使える技術レベルのものを作り上げる使命感から、この“超”革新的な挑戦課題にはなかなか手を染めることが難しい状況にある。それに対して大学は自由な発想で何物にも縛られることなく挑戦できる可能性がある点は強みである。そのような観点の一例として、東北大で提唱している超音速複葉翼（Misora）構想は興味ある挑戦と思われる。現在、米国マサチューセッツ工科大学（MIT）においても興味を持たれ独自の検討が進められているようである（図 21 参照）<sup>17)</sup>。また離着陸空力性能と超音速巡航性能のマッチングはいわゆる多目的最適化であるが、その古くて新しい解決策は可変翼である。この概念はかなり古いが構造強度上の安全性確保の点で重量増加が避けられず、米国の第 1 世代 SST で当初 Boeing が考案した可変後退翼案は最終的に撤回された。しかしながら、それから約 40 年の歳月が流れた今こそ、もう一度そのような検討を試みる挑戦があっても良いのではないだろうか？ 空港騒音の基準が厳しくなる以上、その効果的な解決策が可変翼であるという可能性が高いのであれば、十分再考の余地があるものと考えているが、如何であろうか？



図 21. 様々な超音速機形態の例

今後は、世界的な要素研究の動向を着実に捕まえつつ、一方で何物にも捕らわれない挑戦的なアプローチで次世代 SST に求められる技術課題の克服に産学官の All Japan で取

り組むことが、我が国の技術優位性を高める近道と考える。JAXAはその牽引車として役割を果たすことができると考えている。その意味において、現在 JAXA で進めている S3 計画及び D-SEND プロジェクトは決して JAXA 単独のものではなく、むしろ All Japan のものとして関係者の皆様にはご理解頂ければと感じている。S3 計画のスタート時には、この計画の目標設定について産官学の有識者からなる委員会で議論の上、結果を共有し、かつ計画の進め方、進捗についても適宜、情報展開の上、議論しながら進めることになった経緯がある。また研究リソース拡充のため、次世代 SST の研究にテーマを絞った JAXA/APG 公募型研究制度の活用と必要に応じた委託研究も行い、S3 計画についてはまさに All Japan 的に進めている。今後ますます関係者との連携を強め、次世代 SST 研究、特にその中心課題としての空力技術研究を加速して行きたいと考えている。

#### 参考文献

- 1) 吉田憲司、「静かな超音速旅客機の実現を目指して～静粛超音速機技術の研究開発～」、JAXA 宇宙航空技術研究発表会前刷集 P.40-43、2009年11月
- 2) 松田均、「アメリカの SSST～過去から未来へ」、航空ジャーナル、1984年8月号～85年1月号
- 3) 川崎重工業、「超音速における空力形状最適化の研究（その3）」、革新航空機技術に関する調査研究成果報告書 No.303、日本航空宇宙工業会、1992
- 4) NASA CR-4234(Boeing), 4235(Douglas), 1989
- 5) 7<sup>th</sup> European Aerospace Conference EAC'94, proceedings, Toulouse, 25-27 October, 1994
- 6) HISAC2009 High Speed Aircraft, www.hisac2009.com, 18-19, June, 2009
- 7) P. Coen, "Supersonics Project Overview", Fundamental Aeronautics Program, March, 2011
- 8) 郭東潤、他、「超音速機空力設計データベース (NEXST-DB)の構築」、JAXA-RM-11-009、2012年
- 9) K. Yoshida, "Supersonic drag reduction technology in the scaled supersonic experimental airplane project by JAXA", Progress in Aerospace Sciences, 45(2009), pp.124-146
- 10) R. T. Jones, "The flying wing supersonic transport", Aeronautical Journal, pp.103-106, March, 1991
- 11) C. M. Darden, "Sonic boom theory-its status in prediction and minimization," J. Aircraft 14, 6, 569-576 (1977)
- 12) J. G. Brown, G. T. Haglund, "Sonic boom loudness study and airplane configuration development", AIAA-88-4467, 1988
- 13) 吉田憲司、「次世代超音速機のための低ソニックブーム設計技術」、日本音響学会誌 67 卷 6 号 (2011) pp.245-250
- 14) 牧野好和, 中右介, 「ソニックブーム低減技術最前線」、航空環境研究、No. 16, pp. 1-9、2012年
- 15) M. Gaffuri, J. Brezillon, "Unstructured Mesh Capabilities for Supersonic Wing Design at Low Speed Conditions", An ECCOMAS Thematic Conference, 23-25 may, Turkey, 2011
- 16) <http://d-send.jaxa.jp/>
- 17) <http://web.mit.edu/newsoffice/2012/supersonic-biplane-0319.html>