

XNS - 10001

静粛超音速機技術の研究開発  
平成22年度公募型研究  
参照文書

平成22年4月

航空プログラムグループ

超音速機チーム

静粛超音速機技術の研究開発  
平成22年度公募型研究  
参照文書

目次

1. はじめに	1
1.1 本文書の位置付け	1
1.2 公募対象	1
1.3 公募条件等	1
2. 研究の背景	5
2.1 超音速航空輸送が変える世界	5
2.2 コンコルドは何を伝えたか	5
2.3 次世代超音速旅客機の課題	6
3. 「静粛超音速機技術の研究開発」の概要	8
3.1 研究開発の目的	8
3.2 研究開発の目標	8
3.3 研究開発の範囲	9
4. 技術研究の内容	13
4.1 次世代超音速旅客機概念の研究	13
4.2 要素技術開発研究	17
4.2.1 コンピュータ解析・設計技術の研究	17
4.2.2 空力技術の研究	23
4.2.3 構造技術の研究	33
4.2.4 推進技術の研究	37
4.2.5 ソニックブーム計測・評価技術の研究	42
4.2.6 誘導制御技術の研究	47
APPENDIX 公募研究テーマ例の概要	50

## 1. はじめに

### 1.1 本文書の位置付け

本文書は、平成22年度公募型研究において「静粛超音速機技術の研究開発」に関する研究計画の提案を行う者に対して、その研究提案に当たって研究テーマや研究アプローチ等の検討の参考とするために、JAXA が進める当該研究開発の目標、目的及び技術内容等を整理したものである。

### 1.2 公募対象

3章で述べるように、「静粛超音速機技術の研究開発」においては、

- (1) 静粛超音速研究機の開発・飛行実験（平成21年度で中断）
- (2) コンセプト確認落下試験
- (3) 技術研究

の3つの活動を進めている。

このうち、公募対象とする研究は(3)の技術研究が対象である。研究提案に当たっては、4章に記述するJAXA が進めている技術研究の内容を踏まえた提案を期待する。

### 1.3 公募条件等

#### (1) 研究テーマ

4章に記述する「静粛超音速機技術の研究開発」における技術研究に関連する研究であって、本研究開発の目的に沿い、目標の達成に資するテーマであること。表1に研究テーマの具体例及びAPPENDIXにそれらの概要を示すが、研究提案は表1に示したテーマに限らず4章の技術研究に関するテーマであれば構わない。

ただし、表1に示す研究テーマ以外は原則としてJAXAからの委託研究となる。また、委託研究として提案されたテーマであっても、提案内容により有償型共同研究として採択する可能性がある。

#### (2) 研究期間

最長3年間(平成24年度まで)

#### (3) 資金(有償型共同研究または委託研究の場合)

総額 10,000 千円を上限とする

1年あたりでは 4,000 千円を上限とする

(4) 審査

採択審査は JAXA において行う。

(5) 成果報告

各年度毎に成果報告書を作成するとともに、JAXA において開催する成果報告会で発表するものとする。

(6) その他

予算等その他の事情により、研究期間の途中であっても取りやめる場合がある。

表1 公募研究テーマの例(1/2)

No.	研究テーマ	研究目的	研究期間	研究形態	関連する技術研究
1	小型超音速旅客機用エンジンの性能検討	JAXAで実施する小型超音速旅客機の機体および推進系の概念検討に資する、小型超音速旅客機用のレファレンスエンジンを定義することを目指す。	3年	委託研究	4.1 次世代超音速旅客機概念の研究
2	ソニックブームによる建築物等のがたつき音の予測技術に関する研究	室内におけるソニックブームの聴覚・心理への影響を詳細に調査する被験者評価試験に使用可能な、窓のがたつき音などを含めた忠実度の高い室内ブーム予測技術のうち、実験によらない手法の確立を目的とする。	3年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.1 コンピュータ解析・設計技術の研究 (2)高忠実度多分野統合解析技術の研究
3	エンジン排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究	機体/推進系統合解析技術確立への初期段階として、まずエンジン排気による干渉が大きいと想定される離着陸時の空力特性に着目する。離着陸飛行状態におけるエンジン排気を模擬した風洞試験結果との比較検証を通して、空力特性への影響を正確に推算する解析技術の確立を目指す。	2年	委託研究	4.2.1 コンピュータ解析・設計技術の研究 (2)高忠実度多分野統合解析技術の研究
4	超音速航空機の離着陸性能改善の革新的空力デバイスに関する研究	超音速機形態の離着陸空力性能を改善するための革新的な空力デバイスの研究で、プラズマアクチュエータを用いた流れ制御技術を適用して、離着陸空力性能を改善することを目指す。	3年	共同研究 (有償型)	4.2.2 空力技術の研究 (3)離着陸性能改善技術の研究
5	超音速航空機形態の非線形空力特性簡易推算手法に関する研究	縦方向空力特性の非線形性のメカニズムを解明し、非線形を効率的に改善する空力デバイスを考案する。また、非線形空力特性を推算する簡易推算ツールの開発を開発する。	2年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.2 空力技術の研究 (3)離着陸性能改善技術の研究
6	Topology Optimizationによる航空機構造部材形状最適設計	複合材料部材を用いた超音速航空機構造に適用可能な、金具の形状最適設計手法の確立を目指す。ただし、研究目的が達成される場合、研究題目にあるTopology Optimizationを必ずしも適用する必要はないものとする	3年	委託研究	4.2.3 構造技術の研究 (1)複合材構造技術の研究
7	超音速インテークのディストーション性能評価に関する研究	超音速インテークの出口における総圧分布の不均一性(空間ディストーション)の実験によらない手法による予測精度の向上を目指す。	3年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.4 推進技術の研究 (2)高効率インテーク技術の研究

表1 公募研究テーマの例(2 / 2)

No.	研究テーマ	研究目的	研究期間	研究形態	関連する技術研究
8	超音速インテークのバズに関する研究	バズの発生機構を解明すること、もしくはバズの発生条件を明確化することを目指す。	3年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.4 推進技術の研究 (2)高効率インテーク技術の研究
9	クラスタ型超音速インテークのモジュール間干渉に関する研究	クラスタ型超音速インテークにおけるクラスタ間干渉などの技術課題となりうる課題を明確化し、その課題を克服することを目指す。	3年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.4 推進技術の研究 (2)高効率インテーク技術の研究
10	超音速インテークの制御技術に関する研究	超音速旅客機の運用全体を考慮したインテーク制御技術を確立することや制御を考慮したインテークの空力性能予測技術を確立することを目指す	3年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.4 推進技術の研究 (2)高効率インテーク技術の研究
11	ソニックブーム評価手法に関する研究	国際基準策定においても重要な、主に室内におけるソニックブームの評価に有用なメトリックの研究およびそのメトリックを用いた被験者試験手法等の確立を目的とする。	3年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.5 ソニックブーム計測・評価技術の研究 (2)ソニックブーム評価技術の研究
12	気球落下超音速飛行実験の飛行経路検討	低ソニックブーム設計コンセプト確認落下試験での実験機の適切な飛行経路の設定方法を創出することを目指す。	2年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.6 誘導制御技術の研究
13	誘導制御の観点による超音速旅客機の設計基準	誘導制御の観点からの超音速旅客機の設計基準の獲得を目指す。	3年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.6 誘導制御技術の研究
14	超音速機飛行解析ツールの開発	多様な機体モデルに対応できるとともに、習得が容易な、超音速機の飛行経路の解析を行う汎用ツールを開発する。	3年	共同研究 (有償型/無償型)	4.2.6 誘導制御技術の研究

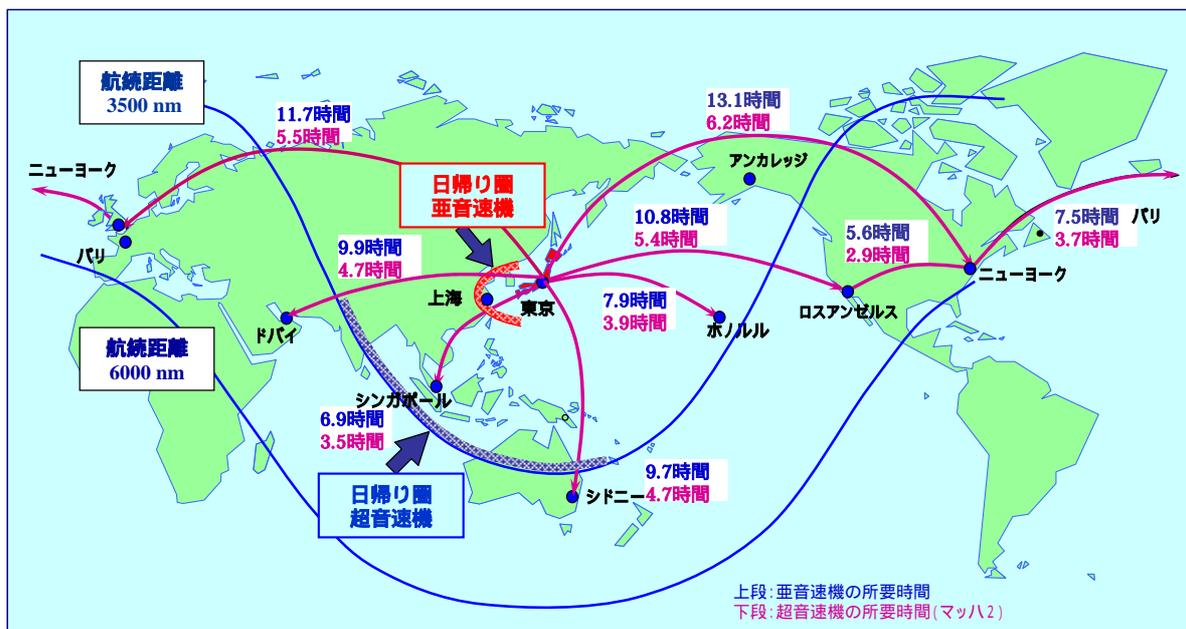
## 2. 研究の背景

### 2.1 超音速航空輸送が変える世界

日本から北米やヨーロッパへの移動時間は 10 時間以上かかる。もし、マッハ2で飛ぶことができる超音速旅客機が実現すれば北米もヨーロッパも6時間圏内になる。また、日本からの日帰り圏内は現在の亜音速旅客機では中国の上海が限度であるが、超音速旅客機が実現すればシンガポールも十分に日帰り可能な圏内になる。

このように超音速航空輸送は多くの地域間を6時間圏内とする交通網を実現することになる。これまで持病などで長距離旅行を諦めていた人々の旅行や医療活動の提携先の範囲拡大を可能にするほか、エコノミー症候群(エコノミークラスに限った病気ではないので、ロングフライト症候群とも呼ばれている)に苦しむ人をほとんどなくすことを可能にする。

また、あるシンクタンクによる試算<sup>注)</sup>によれば、こうした超音速航空輸送の移動時間短縮の効果によって、世界の GDP を約 1.3%(2025 年予測値で 7,800 億ドル、約 78 兆円)も押し上げる経済拡大効果があると試算されており、次世代超音速旅客機が実現したときのインパクトは経済的にも大きい。



東京と主要都市との飛行時間

### 2.2 コンコルドは何を伝えたか

1960 年を前後して航空輸送の最大の特性である高速性を追求した超音速旅客機の開発競争が始まり、米国、英国、フランスやソ連で当時の技術の粋を集めて開発が進められた。しかしながら、排出ガスによるオゾン層破壊への懸念や巨額の開発費、離着陸時騒音やソニックブームの問題による運航路線の限定などによって、最終的に旅客輸送として長期に運航したのは英国とフランスとが共同開発したコンコルドだけであった。そのコンコルドも高い運航コストと離着陸騒音、ソ

ソニックブームによる運航路線の限定によって当初 74 機の受注もキャンセルが相次ぎ、量産機は結局 16 機の生産に終わっている。コンコルドは英国航空およびエールフランスの2社が大西洋路線で運航していたが、それも 2003 年 10 月で 27 年間の歴史に終止符を打ち、今は超音速旅客機による旅行は誰もできないのが現状である。

コンコルドは 100 人の乗客を乗せて音速の2倍で大西洋を約 3.7 時間で結んだが、この間に約 90トンの燃料を消費した。乗客ひとり当たりで考えると1リットルで5.5キロメートル位の燃費である。飛ぶ時間が半分で乗員コストが少なく済むとしても、運賃が跳ね上がるのも無理はなく、コンコルドはジャンボジェットのような亜音速旅客機と比べると乗客ひとり当たりの運航コストは 3.5 倍も高かったと言われている。

加えて、亜音速旅客機に比べると、離陸時の騒音は 100 倍以上も大きかった。ジャンボジェットが地下鉄騒音レベルであるのに対し、コンコルドは削岩機の傍でその音を聞いているようなレベルであった。また、超音速飛行時に発生した衝撃波が地上に到達して生じる爆音「ソニックブーム」が大きいため、陸上での超音速飛行は禁止されていた。コンコルドのソニックブームは、近くに雷が落ちた時の音に例えられている。こうしたソニックブームを含む騒音問題がコンコルドの運航路線や乗り入れ空港の制限につながったのは言うまでもなく、コンコルドが社会に十分に受け入れられず、商業的には成功しなかった最大の理由であった。

一方で、コンコルドはエコノミークラス程度の座席空間でファーストクラスの 20-25%増しの運賃で運航していたが、コンコルドが運航されていたロンドン・パリ - ワシントン・ニューヨーク路線の 100 人に 3 人はコンコルドを利用していた。これは年間約 20 万人の利用者であり、コンコルドの 27 年間の歴史は、超音速旅客機による移動時間の短縮を望む人が確実にいることも示した。



コンコルド

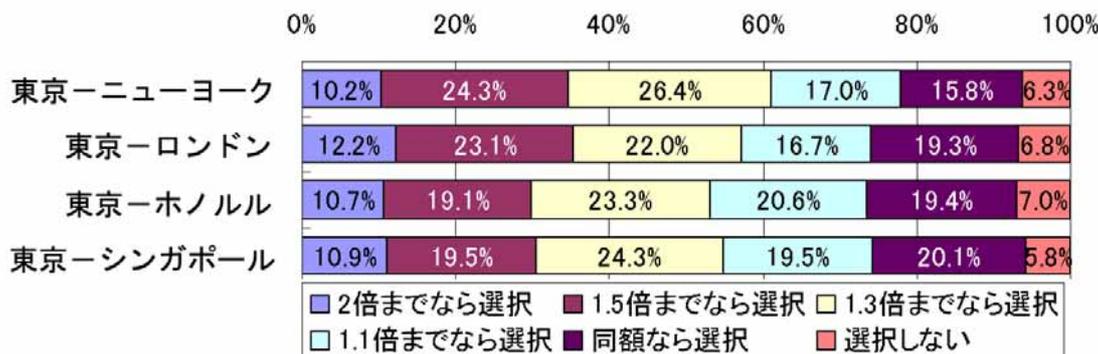
### 2.3 次世代超音速旅客機の課題

コンコルドの教訓を活かして、次世代超音速旅客機では経済性と環境への影響の問題を解決しなければならない。経済性の問題は超音速飛行による移動時間短縮とその運賃とのバランスとなる。インターネットによる一般の方々への調査<sup>注)</sup>によれば、今飛んでいる亜音速旅客機に比べ

て3割程度高い運賃ならば、半分以上の人が超音速旅客機を選択する結果がでている。5割増しであっても3割以上の方が超音速旅客機を利用すると答えている。

逆に言えば、次世代の超音速旅客機が経済的に受け入れられるためには、少なくとも運賃を亜音速旅客機の1.5倍以下程度の経済性がなければならない。このためには、飛行中の空気抵抗を小さくすることや機体やエンジンを軽くすることなどが課題となる。

超音速旅客機の利用者ニーズのインターネット調査  
(三菱総合研究所調査2007年)



一方、地球温暖化対策、さらなる騒音規制の強化に代表される地球環境・社会環境への負荷低減、より安全な運航や航空機テロ等に対する保安対策など、航空輸送においても環境・安全ニーズへの一層の対応は至上命題となっている。超音速旅客機であっても特別に許されることはない。特に第1世代超音速旅客機コンコルドが社会に受け入れられなかった最大の理由である「離着陸騒音」と「ソニックブーム」を大幅に低減することが求められる。

離着陸騒音で言えば亜音速旅客機並みにする必要がある。また、超音速機に固有の騒音であるソニックブームについてもコンコルドのソニックブーム強度より低減しなければ、海上でさえ超音速飛行を許可されないことも予想される。超音速航空輸送の時間短縮のメリットを最大限に活かすためには、現在は禁止されている陸上超音速飛行が不可欠である。そのためには陸上を超音速で飛行しても許されるレベルにソニックブームを低減しなければならない。陸上超音速飛行が許されるソニックブームの強度については JAXA も参加して国際民間航空機関 (ICAO: International Civil Aviation Organization) におかれた航空環境保全委員会 (CAEP: Committee on Aviation Environmental Protection) で議論をしている段階ですが、地上に到達する衝撃波による圧力上昇量を少なくとも 0.5psf (psf は圧力の単位で、0.5psf は大気圧の四千分の一に相当します) より小さくしなければならないと言われている。

また排出ガスによるオゾン層破壊への懸念も重要な環境課題である。オゾン層破壊への影響については第1世代超音速旅客機の開発時に問題となったが、当時の懸念されていたレベルほどは影響がないのではないかという見方もあるが、予測評価の精度が十分でない現時点では排出ガス中の窒素酸化物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。

### 3. 「静粛超音速機技術の研究開発」の概要

#### 3.1 研究開発の目的

「静粛超音速機技術の研究開発」では、多目的最適設計技術等のコンピュータ設計・解析技術を活用して設計された低ソニックブーム機体形状の無人超音速ジェット機を開発し、その飛行実験により適用した低ソニックブーム設計技術の実証<sup>\*1</sup>を行うとともに、並行して技術研究を行い、「次世代超音速旅客機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、本研究開発終了時に、小型超音速旅客機<sup>\*2</sup>の実現を可能とする技術目標を達成する」ことである。

もって、将来航空輸送のブレークスルーとしての超音速旅客機の実現を目指して「静かな超音速旅客機」の実現に必要な鍵技術を獲得し、航空機開発の先導役として、航空機製造産業の発展と将来航空輸送のブレークスルーに貢献することが本研究開発の目的である。

##### \*1 低ソニックブーム設計技術の実証

ここ言う低ソニックブーム設計技術とは、低ソニックブーム性をロバストに実現するため、新たな技術コンセプトを、新たに開発した設計ツールによって具体化する技術として定義、その実証とは、設計したソニックブーム強度と波形の実現を飛行実験で確認することとして定義する。

##### \*2 小型超音速旅客機

ここで言う小型超音速旅客機とは、3技術目標の達成レベルを実機レベルで示す観点からの参照機体概念であって、3.2項で示す30-50人乗規模の超音速旅客機のことである。

#### 3.2 研究開発の目標

##### (1) 参照機体概念

本研究開発の技術目標を設定する上で、その目標の達成レベルを実機レベルで示す観点から、表3-1に示す機体仕様の「小型超音速旅客機」を参照機体概念として定義する。

表3-1 参照機体概念「小型超音速旅客機」

乗客数	36-50人(全席ビジネスクラス)	機体イメージ 
巡航速度	マッハ 1.6	
航続距離	3,500nm 以上	
離陸重量	60~70トン	
その他	ソニックブーム強度の半減(ソニックブーム低減を考慮しない機体に対して) ICAO*離着陸騒音基準(Chap.4)に適合	

\*ICAO: International Civil Aviation Organization(国際民間航空機関)

## (2) 技術目標と達成時期

2010年代中頃を達成目標時期として、ソニックブーム低減、離着陸騒音低減、抵抗低減及び軽量化の4つの課題に対して、離陸重量で60-70トクラスの超音速旅客機(小型超音速旅客機)を技術参照機体概念に、以下の技術目標を設定している。

ソニックブーム低減	:ソニックブーム強度の半減(0.5psf*以下)	*psf:lb/ft <sup>2</sup> (コンコルド技術に比べて)
離着陸時騒音低減	:ICAO Chap.4 適合	
抵抗低減	:巡航揚抗比 8.0 以上(M1.6)	
軽量化	:構造重量 15%減(全金属機体に比べて)	

## 3.3 研究開発の範囲

本研究開発では、以下の3つの活動を進めている。ただし、低ソニックブーム設計技術の飛行実証については、(2)のコンセプト確認落下試験による低ソニックブーム設計コンセプト<sup>\*3</sup>の実証を先行して実施することとし、その成果を踏まえて(1)の静粛超音速研究機の開発・飛行実験の実施可否を検討することとして平成21年度で中断している。

### (1) 静粛超音速研究の開発・飛行実験

多目的最適設計技術等のコンピュータ設計・解析技術を活用して設計された低ソニックブーム機体形状の完全自律飛行制御の無人超音速ジェット機(研究機システム)を開発し、その飛行実験により低ソニックブーム設計技術及び無人機技術に関する技術実証を行う。

### (2) コンセプト確認落下試験

低ソニックブーム設計コンセプトを形状に適用した3次元揚力体、これに対する比較対象供試体としてのN波形軸対称体及び低ソニックブーム波形軸対称体の3種類の供試体の気球を用いた落下試験により、低ソニックブーム設計コンセプト及び空中ソニックブーム計測技術の実証を行う。

#### \*3 低ソニックブーム設計コンセプト

「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 3855064 号/US. Pat. 7,309,046)及び「後端ブーム低減化のための超音速航空機形状」(特許公開 2009-12686)によるコンセプト。

### (3) 技術研究

大型超音速旅客機も視野に入れつつ、小型超音速旅客機の実現を可能とするレベルの要素技術の獲得を目指した要素技術の研究をシミュレーション・地上試験により行うとともに超音速旅客機概念の研究を行い、コンセプト確認落下試験等の成果も統合して、小型超音速旅客機の性能評価により、これら技術成果の到達レベルを評価する。技術目標と JAXA で取り組んでいる要素技術の関係及び技術研究項目一覧をそれぞれ図3-1、表3-2に示す。各技術研究項目に関する課題等については4章に記述する。

#### a) 次世代超音速旅客機概念の研究

小型超音速旅客機について、静粛超音速研究機の飛行実験システム開発・飛行実験の成

果と要素技術開発研究での技術成果を統合し、需要予測など市場性の分析や技術進歩予測なども踏まえて、小型超音速旅客機の機体性能の評価を行う。

b) 要素技術開発研究

「静かな超音速旅客機」の実現を目指し、大型超音速旅客機も視野に入れつつ、特に小型超音速旅客機の実現を可能とする「鍵」技術であって、これまで実施してきた超音速機の要素技術基盤の研究開発成果を有効に活用できる技術を中心とした空力技術、構造技術、推進技術、誘導制御技術、また超音速旅客機を主たる対象として、その先進的な機体概念の設計に資する多目的最適化設計技術及び多分野統合解析技術等のコンピュータ設計・解析技術、並びにソニックブームの計測・評価技術等の要素技術についての研究を実施する。

参考文献

- 1) 宇宙航空研究開発機構, JAXA 長期ビジョン-JAXA 2025-, 2005.
- 2) 文部科学省 科学技術・学術審議会 研究計画・評価分科会, 「静粛超音速機技術の研究開発の推進について」, 2007.
- 3) 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 Vol.56 No.648, 2008 年 1 月号, 2008.
- 4) 村上 哲, 「静粛超音速機技術の研究開発について」, 第 40 回流体力学講演会, 2008.
- 5) 吉田憲司ほか, 「静粛超音速機技術の研究開発」計画に関する研究の推進について」, 第 41 期日本航空宇宙学会年会講演集, 2010.
- 5) 本田雅久ほか, 「低ソニックブーム設計コンセプト確認落下試験(D-SEND)計画」, 第 41 期日本航空宇宙学会年会講演集, 2010.

表3 - 2 技術研究項目

研究項目
SS: 次世代超音速旅客機概念の研究
TS: 要素技術開発研究
TS1: コンピュータ解析・設計技術の研究
(1) 多分野統合・多目的最適設計技術の研究
(2) 高忠実度多分野統合解析技術の研究
TS2: 空力技術の研究
(1) 低ブーム・低抵抗設計技術の研究
(2) 低騒音機体技術の研究
(3) 離着陸性能改善技術の研究
(4) 摩擦抵抗低減技術の研究
TS3: 構造技術の研究
(1) 複合材構造技術の研究
(2) 空力弾性予測・評価技術の研究
TS4: 推進技術の研究
(1) 低騒音ノズル技術の研究
(2) 高効率インテーク技術の研究
TS5: ソニックブーム計測・評価技術の研究
(1) ソニックブーム計測技術の研究
(2) ソニックブーム評価技術の研究
TS6: 誘導制御技術の研究

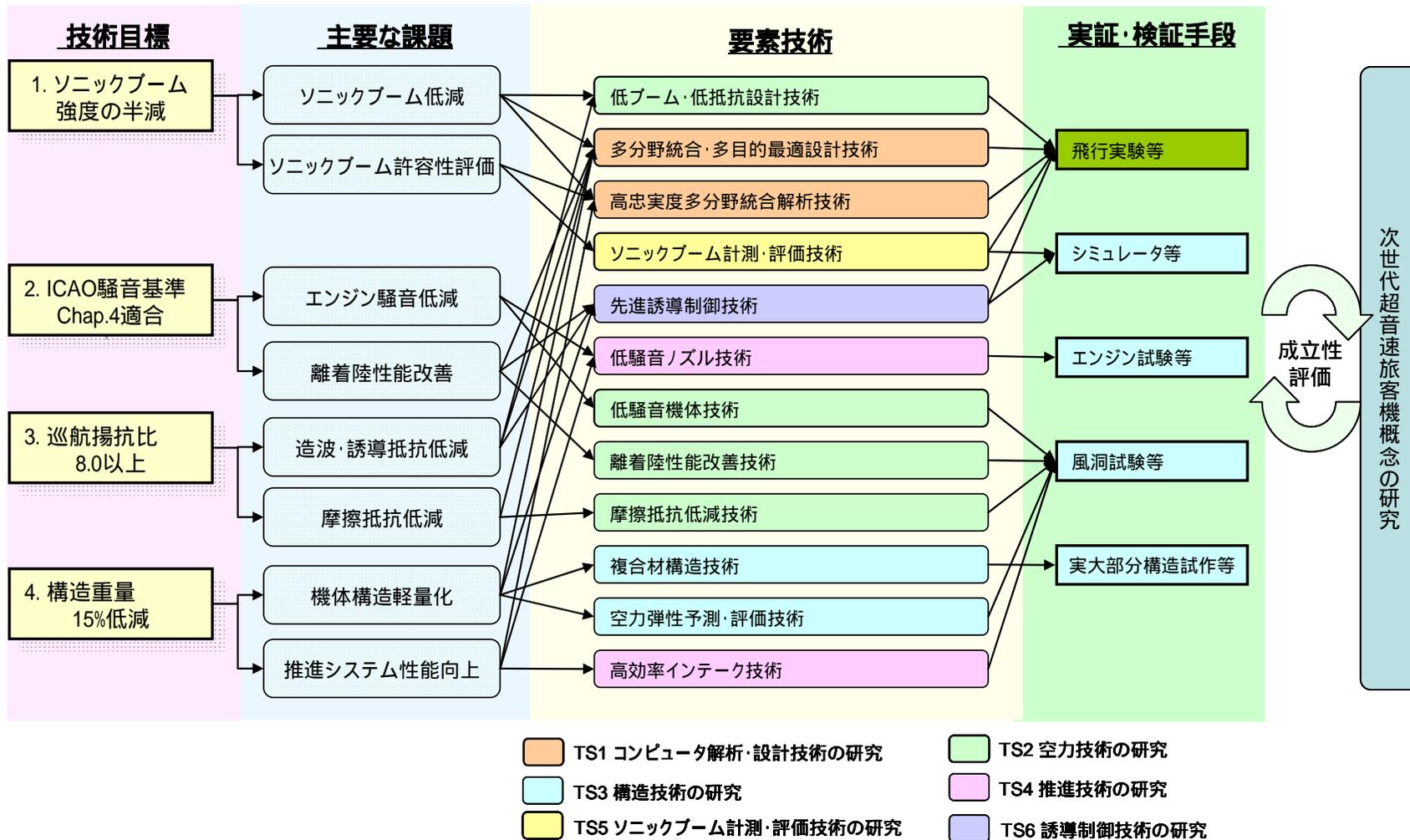


図3 - 1 技術目標と取り組む要素技術

## 4. 技術研究の内容

### 4.1 次世代超音速旅客機概念の研究

(主要課題との関連)

ソニックブーム低減	造波・誘導抵抗低減
ソニックブーム許容性評価	摩擦抵抗低減
エンジン騒音低減	機体構造軽量化
離着陸性能改善	推進システム性能向上

#### 研究課題

本研究の目的は、技術目標の参照機体(小型超音速旅客機)における要素技術研究への技術目標の展開及び同研究成果の実機性能としての総合評価、及び将来の飛躍的に性能の高い機体概念の創出である。

##### (1) 小型超音速旅客機の機体概念検討

超音速旅客機では過去に飛行した機体はコンコルドとツポレフ Tu-144 の2機種のみで、亜音速旅客機のように豊富なデータベースが存在しない。このため、諸元策定や性能評価を行うためには従来の市販ソフトでは十分に対応できない。本研究では JAXA で作成した超音速旅客機の機体諸元や性能評価を行う解析手法の高度化(特に、構造重量推算とエンジン性能推算)とこれを用いたプロジェクトの技術目標の参照機体である 35-50 人乗り小型超音速旅客機を主たる対象とした具体的な機体諸元、機体性能評価及びコスト試算を開発要素技術研究の成果を組み入れて行うことが中心課題である。

##### (2) 先進的超音速旅客機概念の研究

超音速旅客機においては経済性と環境適合性の両立が課題である。これまでの機体概念での各要素技術高度化だけでは限界があると予想され、飛躍的に経済性と環境適合性を向上し得る新しい機体概念の創出も必要とされる。特に将来のさらなる環境規制強化に対応する先進的な機体概念である、ジェット騒音の指向性を利用した推力偏向による低騒音機体概念や離着陸性能と巡航性能の両立が可能な可変形態機体概念などの性能評価(含:騒音予測)を行う必要がある。また、BWB 形式や代替燃料機の検討を始める必要もある。

##### (3) 次世代超音速旅客機の市場性・波及効果等の調査

これまで大型超音速旅客機或いは超音速ビジネスジェットについてはその市場性についての調査が行われた例があるが、本プロジェクトの参照機体である全席ビジネスクラスの 35-50 人乗り小型超音速旅客機については調査研究の例がない。このため、ビジネスフィージビリティとしての調査が必要である。

#### 研究動向

超音速航空輸送の実現にはソニックブームや騒音の低減等、解決しなければならない技術課題が多く、欧米においても機体概念研究や要素技術研究が進められている。米国 NASA では 2020 年までに 35~70 人乗り小型超音速旅客機を開発できるようすることを目標に、超音速研究を推進するとしており、欧州においても欧州連合の統合研究プロジェクトとして 2005 年から 4 年計画で総額 26 百万ユーロ(約 44 億円)の超音速研究プロジェクト(HISAC: High Speed Aircraft)

を進めきている。また、米国においては、ベンチャー企業の Aerion 社及び SAI 社（機体概念はロッキードマーチンが実施）が 8-12 人乗りの超音速ビジネスジェットの開発計画を発表し、その機体概念設計を行っている。現時点では Aerion 社のみが 2014 年に市場投入（当初より 2 年程度遅れ）すると発表している。日本においては、日本航空機開発協会（JADC）が 250 席クラスの超音速旅客機の機体概念検討を進めている。超音速ビジネスジェットも含めて、世界における機体概念としての成熟度は TRL4 ないし 5 のレベルである。

先進的な機体概念の研究としては、米国 DARPA がソニックブーム低減に効果があると言われる超音速斜翼概念のスケール機の飛行実証を計画中であり、日本においても東北大学流体科学研究所において、飛躍的に造波抵抗を低減する可能性をもつ超音速複合翼の機体に関する基礎研究を実施している。

## 研究アプローチ

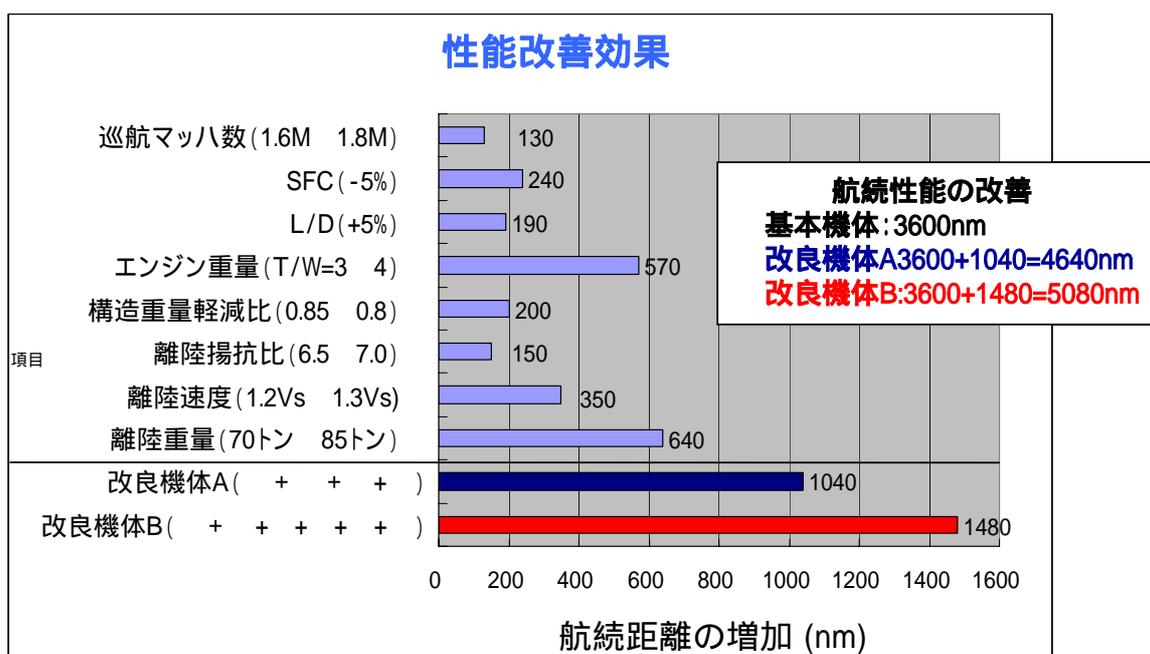
### (1) 小型超音速旅客機 の 概念 検討

JAXA で作成してきた簡易的な超音速旅客機の諸元策定及び性能評価手法については、風洞試験結果やシミュレーション結果等をベースとしたチューニング及び各コンポーネント別重量推算などの機能を加えることによる多機能化・高度化を行うとともに、これを用いて開発要素技術研究の成果（低ブーム・低抵抗設計コンセプト等）を反映した小型超音速旅客機概念の諸元策定及び性能評価を行う。また、必要



小型 SST (1 次形状) 超音速風洞試験

あれば、他の諸元策定ツールとの比較検証、エンジン概念検討等、航空機メーカーなどへの研究委託も行う。これらを通じて、適時に要素技術開発研究への技術目標の展開を行うとともに、最終的

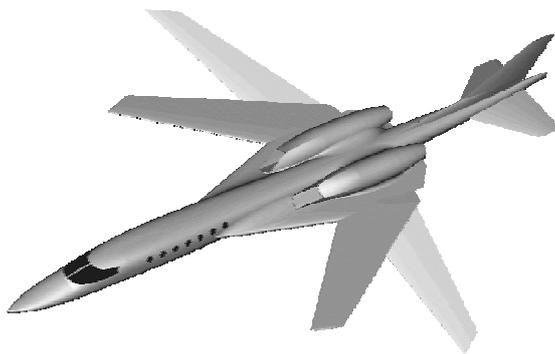


機体性能に対する航続性能への感度分析

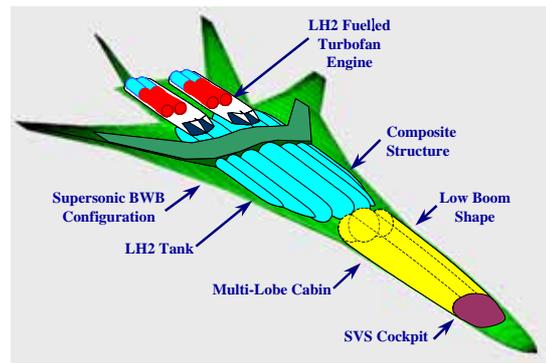
には要素技術開発研究や飛行実験で得られた成果を総合して性能評価を行い、研究目標を満たす小型超音速旅客機の機体概念を提示する。

(2) 先進的超音速旅客機概念の研究

推力偏向による低騒音超音速旅客機、水素燃料 BWB 形態超音速旅客や可変翼超音速旅客機等先進的超音速旅客機の機体概念について、(1)の諸元策定・性能評価手法を用いた性能評価を行うとともに特に重要な離着陸騒音については CFD/CAA 等によるシミュレーションにより評価する。これら一連の評価・分析により先進的超音速旅客機概念の設計コンセプトの適用評価を行う。



可変前進翼超音速ビジネスジェット  
(特許 4171913 号/仏国特許 0550930)



水素燃料 BWB 形態 SST

(3) 次世代超音速旅客機の市場性・波及効果等の調査

文献等の調査、シンクタンク等への調査委託を通じて、次世代超音速旅客機の市場性・波及効果等を定量化する。

小型 SST の需要予測(三菱総合研究所 2007 年度委託調査研究)

小型SST市場 対亜音速機 運賃比	2015年		2025年	
	最大潜在市場	有望潜在市場	最大潜在市場	有望潜在市場
1.0	2,304機	1,111 機	3,091 機	1,418 機
1.1	2,053 機	1,000 機	2,759 機	1,268 機
1.3	1,410 機	704 機	1,755 機	874 機
1.5	755 機	401 機	948機	501 機

最大潜在需要	地域間(例えばNortheast Asia North Americaなど)の全ての航路にSSTが導入されたと仮定し、当該地域間の旅客数全体を母数とした予測。SSTの最大の需要機数を予測したものと云える。
有望潜在需要	旅客需要の多い路線が集まる都市にSSTの導入を限定し、当該都市間の旅客を母数とした予測。現実的なSSTの需要機数を予測したものと云える。

#### 参考文献

- 1)堀之内茂,「低ブーム SSBJ の概念設計について」, JAXA-RR-05-045, 2006 .
- 2)堀之内茂,「推力偏向による超音速機の騒音低減効果について」, 第 45 回飛行機シンポジウム, 2007 .
- 3)堀之内茂,「小型超音速旅客機概念検討」, 第 39 期日本航空宇宙学会年会講演会講演集, 2008 .
- 4)S. Horinouchi, “Noise Reduction by Thrust Vectoring for Supersonic Business Jet”, 26<sup>th</sup> ICAS, ICAS2008-4.8.3
- 5)堀之内茂,「小型超音速旅客機概念検討」, 航空技術 2009 年 1 月号, 2009 .
- 6)堀之内茂ほか,「小型超音速旅客機概念検討(その2)」, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 .
- 7)堀之内茂,「水素燃料/BWB 形態の未来型超音速旅客機の可能性」, 第 41 期日本航空宇宙学会年会講演会講演集, 2010 .

## 4.2 要素技術開発研究

### 4.2.1 コンピュータ解析・設計技術の研究

#### (1) 多分野統合・多目的最適設計技術の研究

(主要課題との関連)

	ソニックブーム低減		造波・誘導抵抗低減
	ソニックブーム許容性評価		摩擦抵抗低減
	エンジン騒音低減		機体構造軽量化
	離着陸性能改善		推進システム性能向上

#### 研究課題

従来の航空機の設計においては、各分野(空力、構造、飛行制御、推進、艤装、等)が順次設計を行い、一連の設計を終えた段階で設計要求を満たしていなければ設計をやり直すという設計サイクルを行う。当然順次設計であるから各分野の並行作業は困難になり、設計やり直しによっても設計期間の長期化は避けられない。それを解決するための設計技術として多分野統合最適設計(MDO)という手法の研究が進められている。MDOとは異なる分野における設計要求や拘束条件、設計パラメータなどを同時に扱い、大規模な最適化問題を解くことにより、設計期間の短縮や機体性能の向上を図る技術である。また、多分野に亘る設計要求を同時に最適化するため、単一の目的関数を最小(最大)化する最適設計では対応できず、多目的な最適化が必要となる。複数の目的関数の線形結合等により多目的最適問題を扱う場合、各目的関数に対する重み付けに任意性があるため得られる最適解に自由度が少ないという問題がある。それを解決する最適設計法の一つに遺伝的アルゴリズム(GA)を用いた多目的最適設計があり、ここでは各分野の目的関数は独立に扱われ、それぞれの重みを変えた場合の最適解を群として得ることができる。しかし、GA最適化は多数の評価解析を必要とし計算コストが高くなってしまいうため、様々なレベルの解析手法を用いた Multi-Fidelity な最適設計手法の研究や、サンプリング点に対して実行した時間のかかる高精度な解析結果を元に近似曲面を生成してその曲面上で最適化を行う Surrogate Model 法の研究が必要となる。また、時間のかかる感度解析部分を効率化する変分法に基づく Adjoint 法を利用した最適設計手法の開発・汎用化や、効率的な逆問題設計技術の研究が求められる。多目的最適設計技術は単一分野においても実用的な最適設計手法としての意義があり、設計点以外での性能悪化を防ぐために多点最適設計を行う際などに利用される。一方、最適設計技術の実用化にとって欠かせない技術として設計プロセスの自動化が挙げられる。例えば空力解析であれば、設計パラメータから機体形状を定義する CAD モデル生成の自動化や、CAD モデルから空力解析ツールへのインターフェースの自動化、空力解析の前処理としての計算格子生成の自動化、あるいは空力解析結果を構造等他分野の解析に反映させるインターフェースの自動化等が求められる技術である。

#### 研究動向

航空機設計における最適設計技術は、1つの分野で1つの目的関数を最適化する技術としては(騒音など解析自体が困難なものを除いては)実用化の段階にあると言えるが、他分野にまたがる最適設計(MDO)や、単一分野であっても多目的な最適化が必要な設計では計算コストが大き過ぎて、まだ実用段階にはないと考えられている。MDOの実用化を目指した研究として、

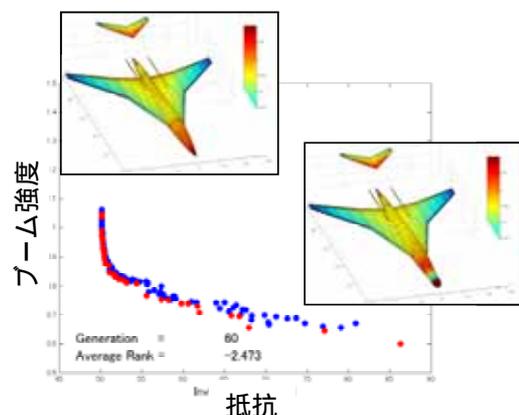
Multi-Fidelity な最適設計手法の研究や, Surrogate Model の手法等が提案されている。また, 勾配法最適化に関しては Adjoint 法を空力 / 構造それぞれに適用することにより実用化を目指す研究が米国 NASA を中心に進められている。欧州においては超音速機に関する HISAC プログラムにおいて, MDO 技術の適用により低ブーム/低抵抗/長航続距離を目指した研究を行っている。

MDO 技術や多目的最適設計技術の実用化に欠かせない技術として設計プロセスの自動化が挙げられ, 機体形状を定義する CAD モデルの自動生成や, CAD モデルから CFD 等の空力解析ツールや NASTRAN 等の構造解析ツールへのインターフェースの自動化, また, 計算格子の自動生成や, 空力データを構造解析に反映させるためのインターフェースの自動化等により, 設計者の手間を省き設計サイクルを加速させることが可能となる。設計プロセス自動化に関する研究としては, CAD と空力解析ツールとのインターフェースとして米国 MIT で開発された CAPRI が知られている。CAPRI は異なる CAD ソフトのモデルデータ形式の変換を含めたソフト間のインターフェースである。国内においては, JAXA の SST プロジェクトにおいて Adjoint 法を利用した勾配法による CFD 最適設計手法の研究開発を行い, 造波抗力最小化(最適エアリアルール設計), 誘導抗力最小化(最適ワープ設計), 低ブーム化(近傍場逆問題設計)が可能となった。また, 局所最適解に陥る可能性のある勾配法に対して, グローバルな最適解が得られる遺伝的アルゴリズム(GA)を用いた最適設計ツールをパネル法解析と組み合わせた設計技術の開発を行った。CFD 解析に自動格子生成が容易な非構造格子 CFD 解析ツール TAS と NASTRAN を用いることにより, 静粛超音速研究機概念設計に空力 / 複合材構造の MDE(多分野統合設計探索)技術を適用した。設計プロセスの自動化に関しては, CAD と空力解析インターフェースを備えた自動パネル法解析ソフト CAPAS を開発し, JAVA ベースの GUI により汎用性を高めた。

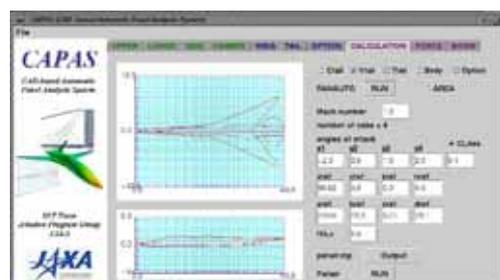
### 研究アプローチ

多目的最適設計技術としては, Multi-Fidelity 最適設計システムを目指してツールの整備を行う。具体的に空力に関しては, 線形理論ツール(Carlson Warp 設計, Area-rule 設計, 渦格子法 VLM)や修正線形理論ツール(Whitham 法, Thomas 法, Darden 法), 線形パネル法(Panair)ベースの CAPAS, フルポテンシャルコード Tranair++, 各種 CFD 解析(Overset 法, 非構造格子 TAS, マルチブロック構造格子 UPACS 及び ADCS, 直交格子 Hexagrid + UPACS-UGS)を設計フェーズに応じて適用可能な設計システムの構築を進める。その中で高精度 CFD 解析に対しては最適化ツール適用のために Surrogate Model(応答曲面法, Kriging 法)を適用し実用化を図る。

多分野最適設計については静粛超音速研究機概念設計フェーズにおいて開発・適用した MDE(多分野統合設計探索)技術を, 上記 Multi-Fidelity 最適

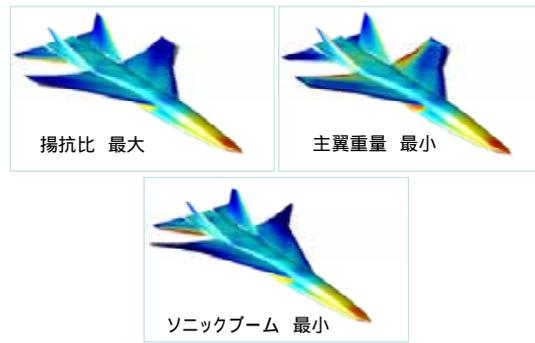


遺伝的アルゴリズムによる多目的最適設計

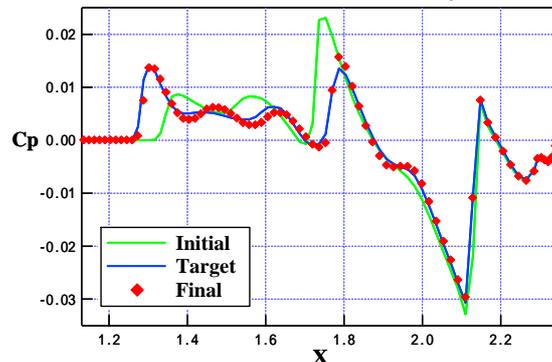
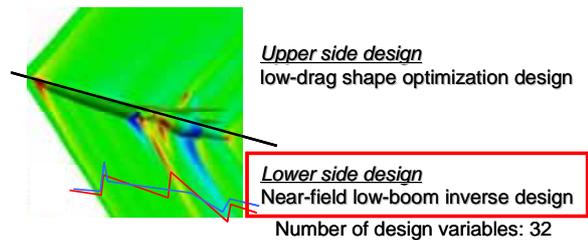


CAD ベース空力設計ツール(CAPAS)

設計システムに組み込むことにより空力 / 構造の他分野統合最適設計 (MDO) 技術の汎用化・実用化を測る。特殊な単一最適化問題に対してはそれに適したツールの整備を進める。具体的には、低ブーム化のための近傍場逆問題設計には Adjoint 法を Euler CFD 解析と組み合わせた手法を汎用化して適用し、機首層流化に対しては NEXST プロジェクトで開発した逆問題設計手法の適用拡張を試みる。設計プロセスの自動化に関しては、CAPAS において CATIA v4 の API を利用して開発したサーフェスモデル自動生成ツールとパネル法とのインターフェースの自動化を、ソリッドモデルが扱える CATIA v5 において Visual Basic ベースのマクロ機能により実現するとともに、ソリッドモデルの機能を活かして自動断面計算ツールや CFD 解析とのインターフェース自動化等の整備を進める。CFD 解析用計算格子の自動生成には市販ツール GRIDGEN の API である Gryph を活用して自動化を進め、超音速機の高揚力装置等の最適化に適用する。



空力 / 構造 2 分野統合多目的最適設計



低ブーム近傍場逆問題設計

#### 参考文献

- 1) K.Chiba, et al., Evolutionary-Based Multidisciplinary Design Exploration for Silent Supersonic Technology Demonstrator Wing, Journal of Aircraft, Vol.45, No.5, pp.1481-1494, 2008.
- 2) Y.Makino, Near-field Inverse Design using Gradient-based Optimization with Continuous Adjoint Sensitivity Analysis, CFD Journal, Vol.12, No.3, pp.509-515, 2003.
- 3) Y.Makino, et al., Fuselage Shape Optimization of a Wind-Body Configuration with Nacelles, Journal of Aircraft Vol.40, No.2, pp.297-302, 2003.
- 4) 牧野好和ほか, 「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技術シンポジウム 2008 論文集, JAXA-SP-08-009, 2008.
- 5) 永田靖典ほか, 「超音速機形態のフラップ舵角変更に対する自動格子生成ツール」JAXA-RM-09-003, 2009.
- 6) Y.Makino, et al., Robust Objective Functions for Sonic-Boom Minimization, Journal of Aircraft Vol.43, No.5, pp.1301-1306, 2006.

## (2) 高忠実度多分野統合解析技術の研究

(主要課題との関連)

ソニックブーム低減	造波・誘導抵抗低減
ソニックブーム許容性評価	摩擦抵抗低減
エンジン騒音低減	機体構造軽量化
離着陸性能改善	推進システム性能向上

### 研究課題

多分野統合最適設計(MDO)技術の実用化に向けた課題を考える時、最も本質的で重大な問題は、多分野に亘る現象が複雑に関連して精度の良い解析が難しい連成問題、あるいは現実的な計算コストで実施できない解析の最適設計への組み込みである。通常その様な問題に対しては分野間の連成を無視して独立に評価する、あるいは解析の忠実度(Fidelity)を下げて設計要求の評価を行うことで計算コストを下げてMDO設計を実施する手法が採られるが、将来的な計算機能力の向上も見越した上で高忠実度多分野統合解析技術の研究開発を進める必要がある。

本研究においては、ソニックブーム低減化に寄与するソニックブーム伝播解析技術(空力/音響)及びソニックブーム許容性評価技術に寄与する室内(Indoor)ブーム解析技術と構造物への影響評価技術(音響/構造)、また超音速機の性能を左右する機体/推進系統合設計に寄与するインテーク・ジェット排気干渉解析技術(空力/推進)の研究を実施する。

各項目に関する課題としては、ソニックブーム伝播解析技術では、高精度かつ効率的に近傍場圧力波形を推算するためのCFD解析技術や、それにより推算される近傍場圧力波形と修正線形理論に基づく遠方場伝播解析ツールとのインターフェースとなる中間場伝播解析技術の開発が必要であり、構造物への影響評価技術ではソニックブームの構造透過解析技術や、音響/構造振動連成解析技術が求められる。超音速機に対する機体/推進系統合解析技術では、CFD解析におけるエンジン模擬技術、具体的には計算領域の大きな外部流と衝撃波や剥離流等複雑な流れ場を取り扱う内部流の干渉解析や、CFD解析と実エンジンデータの間で流量やジェット速度等のマッチング技術等の開発が必要となる。特に、インテークスピレージやジェット排気におけるせん断層の様な、全領域において亜音速流と超音速流とが混在する複雑な流れ場を安定かつ効率良く解くことにより全機抵抗推算の精度を向上させる解析技術が求められる。また高温のジェット排気(Hot gas)における実在気体効果の考慮や、そのモデル化も必要となる技術である。

### 研究動向

ソニックブーム伝播解析技術では、米国においてCFD解析結果から得られる近傍場圧力波形分布を多重極音源近似することにより修正線形理論に受け渡すMultipole法が開発された。またQSPプログラムにおいては、近傍場をEulerCFD解析により解き、中間場はフルポテンシャル方程式により解析する手法が開発され、そのインターフェース部ではCFD解析による速度場データからポテンシャルを求めてフルポテンシャル解析に受け渡す手法が用いられている。音響現象としてのソニックブームの伝播解析は、大気非均一性による回折効果を考慮した伝播経路を音線法を用いて求め、その伝達経路に沿ってKZK方程式を用いて大気の散逸効果も考慮した有限振幅音波の1次元非線形伝播解析が欧米で行われている。特に欧州では音線法を高度化し、ブームカーペットの分布や第二ソニックブームに関する研究が行われている。米国においてはソニック

ブームの 2 次元的な伝播解析への取り組みも行われ始めているが(2008 年段階), 計算負荷が大きいため解析可能な伝播距離には大きな制限がある。

ソニックブームの構造物への影響評価に関しては, FAA と NASA が 2006 年に実施した PARTNER プログラムにおける Low-Boom/No-Boom 飛行試験(F-18)の結果から室内において観測されるソニックブームと建屋の振動が重要であることが指摘されており, NASA では計測データを元にソニックブームが引き起す建屋の振動現象の解明を進めており, NRA(NASA Research Announcements)資金による音響 / 構造振動連成の数値解析も近年行われてきている。音響と構造振動の数値解析は, 低周波帯域に対しては有限要素法などが実用段階にあるが, ソニックブームの急激な圧力上昇による影響を考慮するにはより高い周波数帯域に対する解析が必要であり, 計算効率を向上させる定式化や連成方法が検討されている。

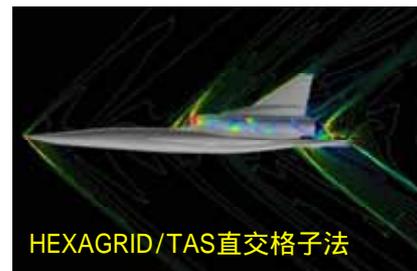
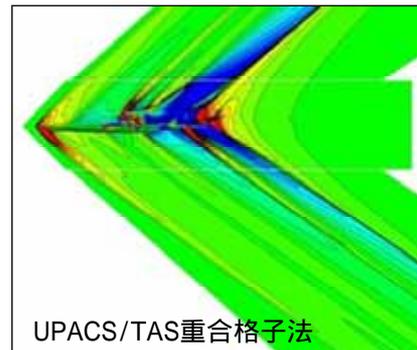
機体 / 推進系統合解析技術では, JAXA と東北大学との共同研究において, 非構造格子 CFD 外部流解析と構造格子 CFD 内部流解析の連成解析が実施されており, その後 JAXA においてマルチブロック構造格子 CFD 解析(UPACS), あるいはハイブリッド非構造格子 CFD 解析(TAS)による単一コードによる機体 / 推進系統合解析技術の開発が進められている。

## 研究アプローチ

ソニックブーム伝播解析技術では, Low-Fidelity なパネル法からフルポテンシャルコード Tranair の適用, 重合格子法を利用した Euler CFD 解析と解析 Fidelity を向上させるとともに複雑形状への対応を図る。CFD 解析と修正線形理論のインターフェースとしては, 3 次元近傍場解析とのマッチングが良いとされる Multipole 法の適用が考えられる。また波線理論と KZK 方程式等の 1 次元非線形波伝播解析との組み合わせや計算負荷の低減化された CFD 手法によるソニックブーム伝播解析ツールを開発し, 大気熱粘性や緩和による散逸効果を考慮することにより, より高精度なソニックブーム推算技術の確立を目指す。併せて, 地上 1km 程度までの大気境界層内での大気乱流によるソニックブーム波形への影響のモデル化を実験的な検討を行う。

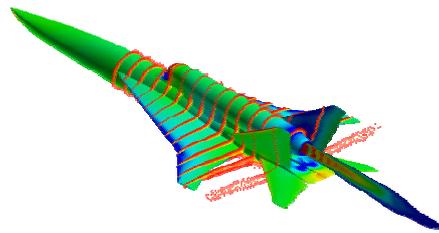
単発音であるソニックブームによる建築構造物の振動挙動および室内音場の数値解析による予測には, 時間領域での音響 / 構造連成解析が有効である。現状では低周波帯域において実用段階にある有限要素法の市販ソフトウェアと JAXA 数値解析グループによって開発が進められている FDTD 法を用いた基礎的な解析を進めている。ソニックブーム許容性評価に用いるためには窓のがたつき音なども含めた室内ブームをより忠実に予測することが重要であり, このための予測技術の研究を行う。

機体 / 推進系統合解析技術では, 単一コードによる CFD 解析技術の開発を進め, 従来は空力担当の外部抵抗と推進担当の内部抵抗の合算により求めていた全機抵抗の推算を, インテーク



高精度高効率近傍場圧力解析

スプレー干渉やジェット排気干渉を考慮した統一的な推算とすることで抵抗推算精度の向上を目指す。また、現在インテーク側は仮想ダクトによる流出条件、ノズル側はエンジンデータに基づく流入条件で別々に与えていた境界条件を、模擬エンジンによるモデル化により統合することを試みる。燃焼ガスの効果については、比熱比の温度依存性の考慮や JAXA 航空エンジン技術研究センターにて行われている詳細な燃焼計算等による考慮を加えることにより推算し、それら高忠実度解析の結果を元に Cold gas 解析に適用可能な簡易モデルを構築し、MDO 設計に適用可能な推算手法の確立を目指す。



機体 / 推進系統合解析

#### 参考文献

- 1) Y.Naka, Fundamental Finite Element Analysis of Building Vibration Induced by Sonic Boom, 6th International Conference on Flow Dynamics (AFI/TFI-2009), 2009.
- 2) H.Ishikawa, et al., Sonic-boom Prediction Using Euler CFD Codes with Structured/Unstructured Overset Method, ICAS 2010-2.4.1, 2010.
- 3) 村上桂一ほか,「自動格子生成手法を適用したソニックブームの近傍場解析」第 47 回飛行機シンポジウム, 2009.
- 4) 橋本敦ほか,「Burgers 方程式を適用したソニックブームの遠方場解析」第 47 回飛行機シンポジウム, 2009.
- 5) H.Ishikawa, et al. Sonic Boom Prediction Using Multi-Block Structured Grids CFD Code Considering Jet-On Effects, 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA-2009-3508, 2009.
- 6) 廣谷智成ほか,「静粛超音速研究機形態の尾翼排気干渉低速風洞試験について」第 40 期日本航空宇宙学会年会講演会, 2009.

#### 4.2.2 空力技術の研究

##### (1) 低ブーム・低抵抗設計技術の研究

(主要課題との関連)

	ソニックブーム低減		造波・誘導抵抗低減
	ソニックブーム許容性評価		摩擦抵抗低減
	エンジン騒音低減		機体構造軽量化
	離着陸性能改善		推進システム性能向上

##### 研究課題

航空機が超音速飛行中に発生するソニックブームは、超音速旅客機の陸地上空超音速飛行を制限し、その飛行効率を低下させる主要な原因である。ソニックブーム低減化技術は亜音速旅客機に対する超音速旅客機の優位性を高め、超音速旅客機を実現するための必須技術である。

ソニックブーム低減法として最も有力な方法は、機体形状を工夫して衝撃波の統合を抑えることにより、地上において2度の大きな圧力上昇を伴う通常のN型波(代表的な超音速旅客機であるコンコルドでは2~3psfの強度)でない低ソニックブーム圧力波形を形成し、ブーム強度を低減するものである。しかし、先端ソニックブームを低減するための機体形状修正は機首を鈍頭化する傾向にあり、超音速機の造波抵抗低減のための形状設計との両立が難しく、抵抗増加ペナルティにより経済性を損ねてしまう。一方、後端ソニックブーム低減化のためには機軸方向の揚力分布を長く後端まで分布させる必要があるため、誘導抵抗低減のための主翼設計との両立が困難になると同時に、機体の安定性/トリム特性との両立も難しくなるという課題もある。また低ブーム設計技術には、超音速機の実運航を想定した非設計点における低ブーム特性の保持や、加減速/マヌーバに伴うブームフォーカシング等の現象の考慮、大気温度勾配や地表付近の大気乱流がブーム伝播に与える影響の考慮、低ブーム波形が地上構造物に与える影響の考慮など、実用化に向けた様々な課題を解決する必要がある。さらに現状の低ブーム技術では、小型超音速旅客機規模の機体しか陸地上空超音速飛行が許容されると考えられるレベルにまでソニックブーム強度を低減することができず、大型の機体については従来技術を超える革新低ブームコンセプトが必要となる。

以上の様な課題を解決するためには、高精度のブーム解析技術の開発やそれを取り込んだ低抵抗/低ブーム最適設計手法の開発、設計技術の検証のための風洞試験技術の開発等が必要となる。

##### 研究動向

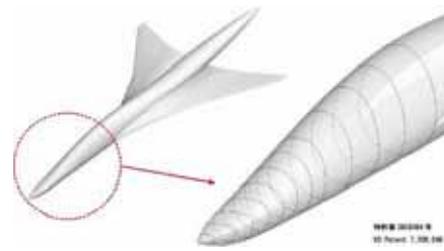
超音速機の造波抵抗低減化技術に関しては、超音速線形理論に基づいてSearsとHaackが造波抵抗最小となる軸対称物体(Sears-Haack体)を求めており、超音速航空機の造波抗力を低減するには航空機の相当回転体断面積分分布をSears-Haack体の断面積分分布と等しくするエアリアルール設計法が知られている。また誘導抵抗を低減する技術としてはアスペクト比と細長比を両立する主翼平面形であるアロー翼と、翼型のキャンバと捻り分布を最適化して誘導抵抗を下げるCarlsonのWarp設計法が代表的な手法である。

一方、ソニックブーム低減化技術に関しては、SeebassとGeorgeがWhithamの修正線形理論に基づき地上において低ブーム圧力波形を形成する機体の等価断面積分分布を提案している。しか

し、これらの等価断面積分布を有する機体の機首形状は造波抵抗の大きな鈍頭になってしまうため、Darden は機首の鈍頭度を緩和して抵抗とブーム強度の妥協解を求める手法を提案した。この低ブーム設計技術は、2000～2003年に米国においてDARPAがスポンサーとなって進められたQSPプログラムの中で、低ブーム実証機SSBDにより一部実証されている。SSBDはF-5の機首部を低ブーム化した改修機であり、2003年の飛行試験で、地上において低ソニックブーム波形（先端部のみ）を観測することに成功した。現在、米国内でいくつかの民間航空機メーカーが超音速ビジネスジェット機(SSBJ)のプログラムを進めており、その内SAI社は逆V尾翼の特許により後端低ブーム化を狙っており、Gulfstream社はQuiet Spikeという可動式システムの特許により先端低ブーム化を目指している。欧州においてはDassault社が取りまとめとなり13国、37機関が参加するHISACプログラムが2005年から4年計画で進められており、多分野統合最適設計技術の適用により低ブーム/低抵抗/長航続距離を目指した研究を行っている。国内においては、JAXAが進めている超音速機プログラムの中で、低抵抗設計技術実証機NEXST-1にはアロー翼、Warp設計、エアリアルール設計を適用して飛行試験を実施しており、また要素技術研究として低ブーム研究を進め、各種低ブーム設計コンセプトを提案してきた。その中には日本と米国で特許を取得した「非軸対称胴体設計による低抗力/低ブーム設計」も含まれる。

#### 研究アプローチ

先端低ブーム化と造波抵抗ペナルティに関しては、特許取得済みのコンセプト(特許 3855064号/US. Pat. 7,309,046)をコンセプト確認落下試験及び静粛超音速研究機の飛行実験でその有効性を飛行実証するとともに、開発する最適設計技術を用いてコンセプトの効果向上を図る。後端低ブーム化と良好なトリム特性の確保及び誘導抵抗ペナルティに関しては、特許出願中の後端低ブーム技術(特許公開 2009-12686)により通常の水平尾翼を採用することで解決を図る。また、研究機に上方配置ナセルを採用することによりソニックブームの遮蔽効果の有効性を検証する。上記コンセプトを飛行実証前に地上検証するため、模型支持法の開発を含めた後端圧力波形風計測技術の研究を実施する。また、実機適用時のコンセプト有効性を示すため小型超音速旅客機に対して各種低抵抗/低ブームコンセプトを適用し、風試検証まで行う。将来の大型SSTクラスの低ブーム化に向け、斜め翼等の革新低ブームコンセプトに関する研究を、最適設計技術、風洞試験技術の適用により進める。



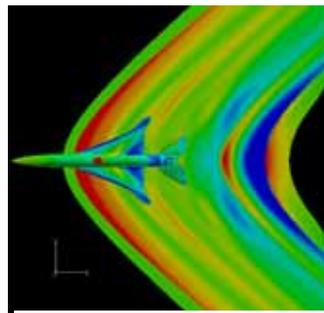
先端ブーム低減コンセプト



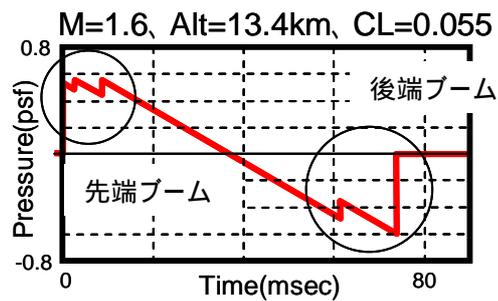
低ブーム近傍場取得風洞試験

ソニックブーム伝播解析技術に関しては、近傍場解析としては、線形パネル法をベースとするCAPAS/フルポテンシャルコードTranair/Euler CFD解析等、精度の異なるツールを用途に応じて使い分け、中間場解析には修正線形理論であるThomas法を基本としつつ、高忠実度他分野統合解析技術において開発されるソニックブーム伝播解析技術の適用を図る。遠方場における

大気乱流の効果については Crow の一時散乱理論に基づいて余裕を持った低ブーム化を目指すとともに、ソニックブーム許容性評価技術の研究において実施される大気乱流効果の評価・解析技術や構造物への影響調査等の結果を低ブーム設計に反映させる。



近傍場圧力分布



地上ブーム予測波形

静粛超音速研究機の低ブーム設計結果例

低抵抗 / 低ブーム最適設計技術の研究開発に関しては、エアリアルール低抵抗設計と Darden 低ブーム設計を CAD により自動化された断面積計算ツールを活用して統合した最適設計システムを構築するとともに、CAPAS を用いた多目的最適設計ツールの汎用化、Tranair の最適設計への適用を図る。多分野統合・多目的最適設計技術の研究において開発される、勾配法 + Adjoint 感度解析と Euler CFD 解析による最適設計ツールを、低抵抗設計及び近傍場逆問題設計に基づく低ブーム設計に適用するとともに、Surrogate Model を利用した CFD 多目的最適設計ツールを活用して多点最適設計を行いロバストで実用的な低抵抗 / 低ブーム設計を可能とする。

参考文献

- 1)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.
- 2)Y.Makino, Method for Determination of Fuselage Shape of Supersonic Aircraft, and Fuselage Front Section Shape US-Patent No.US7,309,046 B2, 2007.
- 3)牧野好和,「後端ソニックブーム低減のための超音速航空機形状」特許公開 2009-12686, 2009.
- 4)T.Furukawa, et al., Supporting System Study of Wind-Tunnel Models for Validation of Aft-Sonic-Boom Shaping Design, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA-2008-6596, 2008.
- 5)牧野好和ほか,「静粛超音速研究機基本設計低ブーム確認超音速風洞試験」JAXA-RM09-006, 2010.

(2) 低騒音機体技術の研究

(主要課題との関連)

ソニックブーム低減	造波・誘導抵抗低減
ソニックブーム許容性評価	摩擦抵抗低減
エンジン騒音低減	機体構造軽量化
離着陸性能改善	推進システム性能向上

## 研究課題

超音速旅客機実現のための課題として、ソニックブームとともに空港周辺騒音低減の課題がある。現在、ICAO Annex16 の航空機騒音規制は超音速機に関しては確立されていないが、亜音速機の規制である Chap.4 に従う方向にある。さらに各空港ではより厳しい独自の規制や課金が設けられ、今後、騒音低減要求はますます厳しくなる状況にある。

超音速機は造波抵抗の増加を避けるためにバイパス比が高く直径の大きなエンジンは利用しにくい。そのため必然的にジェット速度が速くならざるを得ず、速度の8乗に比例して増加してしまうジェット騒音の低減が重要課題となる(ファン騒音に関しては亜音速旅客機に比べて非常に長いインテークとノズルを利用するため、吸音ライナーが有効であると予想される)。主たるジェット騒音はノズル出口からノズルの直径の5倍程度下流位置を中心としたジェット流の乱流せん断層の変動が音源となって発生するため、その低減にはジェット速度を下げるか、積極的なミキシングにより乱流せん断層の変動を減らす技術が低騒音化の基本になる。エンジンのバイパス比をできるだけ大きくすることや、ミキサーノズルやエジェクターノズルなどの技術開発がまず必要になる。

さらに、エンジンのインストレーションに関連して、ジェット騒音の遮蔽やジェットと機体との干渉騒音の課題がある。JAXA で研究を進めている超音速機概念では、ソニックブームの低減を図るため、エンジンは機体の上方に配置されることになる。この場合、機体構造を考えると実現は難しいが、もしエンジンをかなり前方に配置することが可能であれば、後部胴体によるジェット騒音の遮蔽が期待できる。その反面、ジェット-胴体あるいは、ジェット-尾翼干渉など、ジェット-機体干渉騒音の発生も懸念される。

本研究では、低ソニックブーム超音速旅客機のエンジンインストレーションに関連した騒音低減のために、ジェット-機体干渉騒音を中心にその発生と空港周辺騒音に与える影響を解析及び実験により調べ、実機設計において必要になる基礎データを獲得する。

## 研究動向

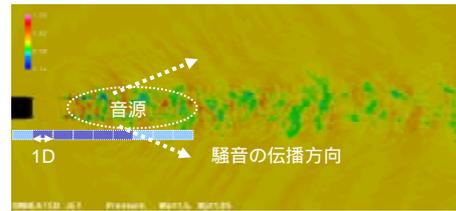
基本となるジェット騒音の研究に関しては、1960年代から活発に進められ、その基本的な性質は明らかになってきているが、複雑な乱流、衝撃波が絡む広帯域騒音であるため、現在でもその騒音発生メカニズムや低騒音化については議論が続けられている。解析技術に関しては、LESを中心にした数値解析技術の進歩<sup>1)2)</sup>により、単純な円形ジェットについては遠方場騒音レベルの予測はかなり良くなってきており、ミキサーノズルやシェブロンノズルの解析<sup>3)</sup>によりその低減効果の定性的な議論が行われつつある。国内、特にJAXAでは、大規模な解析が可能になっているが<sup>4)</sup>、まだ解析技術の研究の歴史が浅く、遠方場騒音の予測については技術が十分確立しきれていない状態にある。また、計測技術に関しては、海外では音源探査技術の進歩により、シェブロンノズルをつけたジェットの騒音源<sup>5)</sup>やジェット-フラップ干渉騒音の研究<sup>6)</sup>なども発表されているが、国内ではジェット騒音を詳細に計測する技術は確立されていない。さらに、実証技術としては、HYPR、ESPRプロジェクトにおいて、実証エンジンによりミキサーエジェクターノズルの研究が行われた。

機体とジェットとの干渉に関しては、1980年代にUSBによるSTOL機の課題として、基礎研究が行われたが、現状でも十分な知見が得られていない。最近では、亜音速旅客機においてジェット-フラップ干渉騒音がさらなる騒音低減のために課題となっている。米国Boeing社ではスケールモデルと実機による計測が行われ、低減法の研究に着手した段階にある<sup>6)</sup>。またエアバス社では将

来の機体概念として超高バイパス比エンジンを胴体の上方に配置した機体の研究が進められており、そこでもジェット-機体干渉騒音は課題になると予想される<sup>7)</sup>。

### 研究アプローチ

実験によるデータ取得と、LES による解析技術の確立、それらにより、ジェット-機体干渉騒音を中心にその発生メカニズムや性質を調べ、ジェットと機体との配置の関係、ジェット速度等のパラメータが騒音レベルに与える影響など設計指針を得る。実験データの取得は主として無響室や無響風洞を利用する。また、実験機のフライトデータ取得が実機の設計データ取得に有効と判断される場合には、フライトデータの取得も視野に入れる。



ジェット排気の LES 解析



騒音遮蔽効果基礎データ取得試験

### 参考文献

- 1) C. Wagner, T. Huettl and P. Sagaut, "Large Eddy Simulation for Acoustics", Cambridge Univ. Press, 2007.
- 2) P. Spalart, M. Shur and M. Strelets, "Identification of Sound Sources in Large-Eddy Simulations of Jets", AIAA Paper 2007- 3616, 2007.
- 3) J. Yan, L. Panek and F. Thiele, "Simulation of Jet Noise from a Long-Cowl Nozzle with Serrations", AIAA Paper 2007-3635, 2007.
- 4) 榎本他, "マイクロジェット噴射による高亜音速ジェットの低騒音化の LES 解析", 第 41 回流体力学講演会 / 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2009 講演集, 2009.
- 5) R. P. Dougherty and G. G. Podboy "Improved Phased Array Imaging of a Model Jet", AIAA Paper 2009-3186, 2009.
- 6) V. Mengle, R. Stoker, R. Elkoby and L. Brusniak, R. Thomas, "Flaperon Modification Effect on Jet-Flap Interaction Noise Reduction for Chevron Nozzles", AIAA-2007-3666, 2007.

SMART Fixed Wing Aircraft in the "CLEAN SKY" JTI Home page ([http://www.cleansky.eu/index.php?arbo\\_id=65&set\\_language=en](http://www.cleansky.eu/index.php?arbo_id=65&set_language=en)).

### (3) 離着陸性能改善技術の研究

(主要課題との関連)

	ソニックブーム低減		造波・誘導抵抗低減
	ソニックブーム許容性評価		摩擦抵抗低減
	エンジン騒音低減		機体構造軽量化
	離着陸性能改善		推進システム性能向上

### 研究課題

超音速機では一般的に高速飛行での空力性能を向上させるため大きな後退角を持つ低アスペ

クト比の主翼形態を採用する。超音速機チームで進められた小型超音速実験機でもクランクアロー翼を採用している。このような翼は揚力傾斜が小さいことや非線形ピッチアップのような非線形的な空力特性から離着陸性能は好ましくない。このような厳しい離着陸空力性能は、航空機の安全性の低下、空港のインフラ整備を必要とするため経済性の悪化につながり、超音速機の実用化において克服すべき課題の一つに挙げられる。また、離着陸空力性能の改善は離着陸騒音手低減にもつながる重要な要因である。

超音速機の低速高迎角空力特性は前縁剥離渦の影響が大きい。この前縁剥離渦の崩壊や合体など、複雑な渦挙動は非線形的な空力特性を誘起する。そのため、空力性能改善のための効率的な流れ制御を行うためには流れ場の解明は重要な課題である。低速空力性能を向上させる方法としてはフラップやスラットのような高揚力装置の適用が必要とされる。フラップやスラットは離着陸空力性能を大幅に向上させるが、時には横方向空力特性の安定性を低下させる場合もある。また、超音速機では従来の航空機に比べ薄翼であることから、従来の高揚力装置や機構の小型化、効率化が要求される。しかしながら、超音速機の高迎角流れ場はとても複雑であるため空力性能の高精度推算にはコストが高く、高効率なフラップやスラットの設計技術は十分に確立されていない。一方、革新的な高揚力装置の研究開発も求められている。近年、マイクロフラップやプラズマアクチュエータなど革新的な流れ制御技術に関する研究も盛んに行われており、これらの制御技術を航空機の高揚力装置へ適用する革新的な空力デバイスの研究開発が必要である。低速高迎角流れ場は剥離を伴う流れ場であるため古くから課題として挙げられているレイノルズ数の影響が大きい。そのため、高レイノルズ数の実飛行環境での高精度空力性能推算技術の確立も重要な課題の一つである。以上のような課題から、離着陸性能改善技術の研究は以下のような研究項目を挙げている。

- ・高揚力装置最適設計ツールの開発
- ・超音速機の高迎角流れ場の解明および非線形空力特性簡易推算ツールの開発
- ・革新的な手法による空力デバイスの研究開発
- ・レイノルズ数効果に関する研究

## 研究動向

超音速機の高迎角空力特性に関する研究は、流れの剥離を伴う複雑流れであるため風洞試験による研究が主体であった。しかし、近年では CFD 解析手法が用いられるようになってきており、風洞試験と数値解析を組み合わせた研究手法が盛んに行われている。ヨーロッパで国際共同研究で進められている EPISTLE プログラムでは超音速機における高揚力装置として前縁フラップや後縁フラップを採用し、数値解析による設計を進めて、風洞試験で検証する手法を用いている。

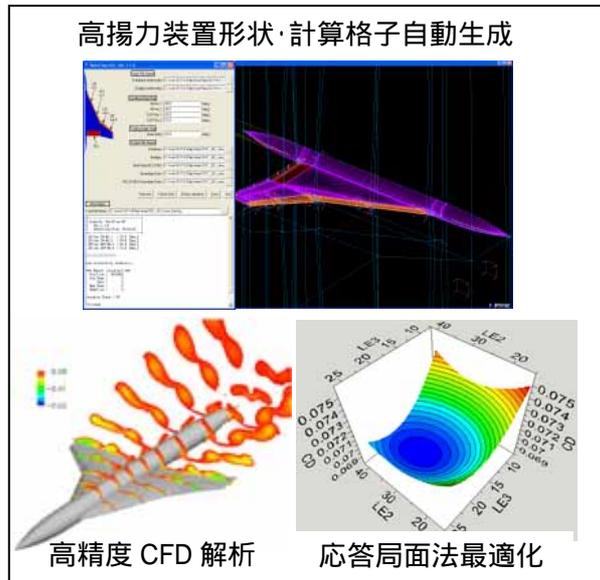
また、NASA は従来の簡易的な推算法と高度な CFD 解析を用いた Hybrid 最適設計手法を開発している。しかしながら、高迎角における渦流れや尾翼との干渉の定量的な評価は風洞試験に依存するのが現状である。JADC-MHI-JAXA は共同研究により、主翼の渦流れと尾翼の干渉に対する設計指針を探ってきた。また、近年ではヨーロッパと米国を中心にデルタ翼の渦流れを理解する国際共同研究(VFE1,2)も進められてきた。この研究では流体計測技術の向上により古典的なデルタ翼の渦流れを詳細に解明しようとする動きであり、多くの新たな知見が報告されている。JAXA と東京大学との共同研究において、前縁/後縁フラップの有効性を確認し、流れ場の物理現

象を解明するとともに、高精度 CFD 解析ツールの開発も進めた。さらに、フラップ最適設計ツール開発に着手し、簡易的な手法(QVLM+LESA 法)と高精度 CFD 解析手法を併用した設計手法を構築した。

近年、局所的に機体の形状を制御することによる流れの制御技術が注目されている。柔軟構造体を用いる方法や、流れの吸い込み、噴出しにより仮想的に機体形状を変更させる方法もある。さらにプラズマアクチュエータを用いた手法もある。DBD プラズマにより局所的な流れを誘起し適切に流れの制御を行う手法である。複雑な機構が不要、電圧制御による制御の応答性や自由度が高い点で注目されている制御手法の一つである。しかしながら制御能力、安全・信頼性において多くの課題があり、航空機に適用された例は少なく、実用化、効率化に向けての研究開発が必要である。

### 研究アプローチ

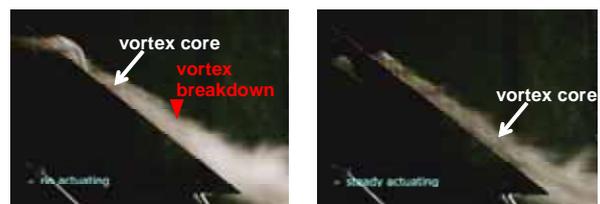
超音速機の高迎角流れ場を先進計測技術を用いて解明するとともに、非線形的な空力特性を簡易的に推算するツールの開発を行う。また、高迎角流れ場を効率的に制御する空力デバイスの研究開発を進める。ボルテックスジェネレータやプラズマアクチュエータなど、先進的で革新的な流れ制御コンセプトを考案し、効果検証・実用性評価を行い、航空機の高揚力装置に適用する流れ場制御技術の確立を目指す。高揚力装置最適設計ツールの研究については、CFD を用いた最適フラップ設計ツールの開発を進めている。前縁ボルテックスフラップや後縁フラップ舵角の最適設計を行い、段階的にパラメータを増やしなが、最適化ツールを拡張を行う。それぞれの段階において風洞試験による検証を実施し、最終的にはフラップなどの高揚力装置のほかに先進的な空力デバイスを含む高効率高揚力装置の最適設計技術の確立を目指す。また、実飛行環境での高精度空力推算手法を確立するため、低速高迎角流れ場におけるレイノルズ数効果を推算できる技術の



高揚力装置最適設計ツール  
(最適舵角組み合わせ設計)



フラップ・ボルテックスジェネレータ  
(特願 2006-276180 号)風洞試験



(a) plasma-off (b) plasma actuation-on

プラズマアクチュエータによる  
デルタ翼剥離渦制御基礎試験

確立を目指す。

#### 参考文献

- 1) D.Y. Kwak, et. al.: Rolling Moment Characteristics of Supersonic Transport Configuration at High Incidence Angles, *Journal of Aircraft*, Vol.43, No.4, pp1112-1119, 2006.
- 2) K. Higuchi, et. al.: A Low Fidelity Method for Flap Aerodynamic Design of a Cranked-Arrow Wing, AIAA2007- 4178, 25<sup>th</sup> Applied Aerodynamic Conference, June, 2007.
- 3) K. Hirai, et.al. : Vortex Behaviors of Cranked Arrow Wing Configurations with Different Wing Planforms, , 26<sup>th</sup> ICAS Congress, ICAS208-3.3.2, 2008.
- 4) Z. Lei: Flow Simulation of an SST Configuration at Low-speed and High-lift Conditions, *Journal of Aircraft*, Vol.45, Number.5, Sep.-Oct., 2008.
- 5) D.Y. Kwak et. al.: Vortical Flow Control over Delta Wings with Different Sweep Back Angles Using DBD Plasma Actuator, 5<sup>th</sup> AIAA Flow Control Conference, AIAA2010-4837, June, 2010.

#### (4) 摩擦抵抗低減技術の研究

(主要課題との関連)

	ソニックブーム低減		造波・誘導抵抗低減
	ソニックブーム許容性評価		摩擦抵抗低減
	エンジン騒音低減		機体構造軽量化
	離着陸性能改善		推進システム性能向上

#### 研究課題

航空機の摩擦抵抗低減は、燃料消費量の削減のためには必須な技術課題である。特に超音速で飛行する場合には、摩擦抵抗が全抵抗の 1/3 程度に及ぶため、その重要性は高い。摩擦抵抗を低減するには、機体表面上に発達する境界層が層流から乱流へ遷移するのを遅らせる層流化技術と、乱流になってしまった境界層の摩擦抵抗を低減する乱流摩擦抵抗低減技術がある。このうち、層流化技術は、表面圧力が境界層が遷移しにくい分布となるよう機体形状を最適化設計する自然層流化技術と、能動的あるいは受動的なデバイスを用いた制御により遷移を遅らせる境界層制御技術に細分される。

自然層流化技術は、小型超音速実験機(ロケット実験機)の主翼設計に適用され、2005 年に実施した飛行実験において、超音速流においても達成可能であることが実証されている。しかしながら実機スケールに対応した高レイノルズ数の条件に拡張するためには、最適な表面圧力分布がわかっていないため、その策定が課題となる。またこの自然層流化技術を機首及び胴体にも拡張できれば、超音速機の抗力をさらに低減させる革新的なコンセプトとなり得る。特に機首部分の形状には、超音速旅客機を実現させるための第 1 の要請としてブームを低減させることが求められる一方で、低ブーム化した機首は圧力抵抗が増加することが知られており、低ブームと低抵抗を両立した形状の設計が課題となっている。自然層流機首は、この課題を解決する一助となると期待される。しかしながら機首は翼に比べれば単純な形状にも関わらず、迎角を持つ場合には、境界層は強い三次元性を示すため、その遷移機構は非常に複雑になり、現在においても完全には

理解されているとは言い難い。また圧力分布の変化が激しいことから、自然層流機首の設計にはやはり目標となる最適な表面圧力分布の策定が第 1 の課題となる。次にその圧力分布を実現する形状を決定する手法の確立が第 2 の課題となる。自然層流化技術を機首形状に適用するとともに実機スケールに拡張するためには、高精度かつ高効率に機体まわりの境界層を解析する CFD 技術の確立、目標表面圧力分布を達成できる形状の最適設計手法の開発等が必要となる。

一方、境界層遷移は表面粗さによって促進されることが知られており、自然層流設計の実用化に向けては、機体表面に許容される粗さの明確化や飛行による粗さの増大を抑制するとともにメンテナンス・コストを削減する技術も必要となる。

さらに、層流を維持するための境界層制御技術や乱流摩擦抵抗技術は、風洞試験レベルでは様々な提案が成されているが、実用化には至っていない。実機では風洞試験と異なり速度や迎角などの環境条件が広い範囲で変化し、また機体の表面積も広いことからデバイスを設置する位置の特定が困難なこと、メンテナンス・フリーが要求されること、デバイスの消費エネルギーを抑制しなければならないこと、などが課題として残されているからである。これらの課題を解決するには革新的なデバイスの開発が必要となる。もし自然層流化技術と革新的なデバイスを用いた乱流摩擦を低減する境界層制御技術が併用されれば、極限的に摩擦抵抗が低減されることが期待される。

また自然層流化技術を機首や高レイノルズ数条件に適用するにも、摩擦抵抗低減技術を実現するためにも、境界層遷移機構の物理的な理解の促進、気流乱れや表面粗さなど外乱の影響も考慮に入れた遷移予測技術の確立、設計技術の検証のための風洞試験技術の高精度化などの課題解決が必要不可欠である。

## 研究動向

超音速境界層の自然層流化については、2005 年に成功した小型超音速実験機(ロケット実験機)の主翼に適用されたのが世界初の試みであり、自然層流機首は亜音速について Honda Jet でも採用されているが、超音速機に対し自然層流機首を採用した例はほとんどない。機首の形状を最も単純化させた円錐は、迎角を持たない場合には特に標準模型として扱われ、その遷移過程などは数多く調べられている。迎角を持つ場合についても不安定波などの計測結果も報告されている。圧力勾配を有する迎角つき軸対称体の三次元境界層の不安定機構を調べた研究としては往還機の空力加熱低減を狙いとした極超音速領域における研究が、NASA をはじめとして、主として米国において行われている。しかし実機スケールに対応した高レイノルズ数条件まで自然層流効果を維持した例はほとんどない。

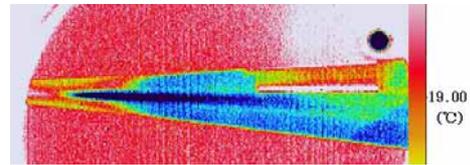
JAXA では自然層流翼設計技術をロケット実験機の飛行実験で実証するとともに、迎角をもつ円錐や Sears-Haack 体などの軸対称物体の境界層遷移についての遷移機構の解明や遷移予測コードの高精度化を進めている。

一方、気流乱れや表面粗さなどの外乱によって境界層遷移が促進されることはよく知られており、その影響を定量的に評価する試みはされている。気流乱れの影響については、Mack の式がよく知られている。しかし実用的な遷移予測に、外乱の影響を明確に反映された例はあまり知られていない。一方、近年では米 Saric 教授らにより、効果的に配置された人工的な表面粗さ(distributed roughness)によって、自然遷移で発達する横流れ不安定の増幅を抑制する効果が

発見されており、注目を集めている。

### 研究アプローチ

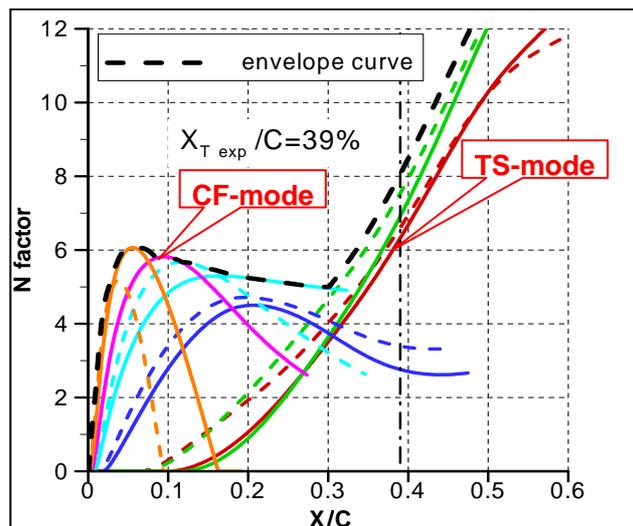
自然層流機首を設計するためには、まず 軸対称物体の境界層遷移について流線方向の圧力勾配と遷移位置の関係を明確化することによって目標となる圧力分布を策定する。その際、複雑な遷移機構に対する物理的な理解にも主眼を置くことで、より効率的な最適化を目指す。それと同時に 非軸対称物体について高精度 CFD 解析および数値遷移予測を行う手法を確立する。また 三次元効果の強い機首について、目標圧力分布を達成する形状を設計する手法を確立する。次に 低ブームを考慮した最適な形状を設計する指針および手法を構築する。さらに 低ブーム / 低圧力抵抗を考慮した最適な形状を設計する指針を構築する。設計された機首形状の自然層流効果を風洞試験で実証する。最後に 実用化の観点から高レイノルズ数状態での自然層流化技術の確立を目指す。



境界層遷移基礎データ取得試験

実機スケールに対応した高レイノルズ数条件における自然層流翼を設計するアプローチは自然層流機首を設計するアプローチとほぼ同等である。

自然層流化技術や摩擦抵抗低減技術の実現に必須な遷移予測技術を高精度化するため、気流乱れや表面粗さなどの外乱と遷移位置の関係を明確にするとともに、遷移予測技術にその成果を反映する。また 境界層遷移を促進させない許容粗さを明確化する。一方 自然層流効果を維持させる表面処理手法についても実験的に検討する。



自然層流翼の遷移解析

### 参考文献

- 1)N. Tokugawa, et. al., “Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)”, Journal of Aircraft, Vol. 45, 2008,
- 2)K. Yoshida, “Supersonic Drag Reduction Technology in the Scaled Supersonic Experimental Airplane Project by JAXA”, Progress in Aerospace Sciences, Vol.45, 2009
- 3)K. Yoshida, et.al., “Experimental and Numerical Research on Boundary layer Transition Analysis at Supersonic Speed: JAXA-ONERA cooperative research project”, JAXA-RR-08-007E, 2009.
- 4)川井太郎ほか, 「超音速機首境界層の遷移」, 日本流体力学会年会 2009, 2009.

#### 4.2.3 構造技術の研究

##### (1) 複合材構造技術の研究

(主要課題との関連)

	ソニックブーム低減		造波・誘導抵抗低減
	ソニックブーム許容性評価		摩擦抵抗低減
	エンジン騒音低減		機体構造軽量化
	離着陸性能改善		推進システム性能向上

##### 研究課題

航空機機体構造を軽量化することは、すべての航空機に対する技術課題であり、現在、民間機（亜音速機）では、機体の軽量化はもとより、客室の快適性、整備・点検の軽減を目的として、比強度、比剛性、疲労強度の高い複合材が多用されるようになってきている。特に、超音速機においては、航続距離の確保と運航経済性の面から機体構造重量を大幅に軽減することが必要であるが、従来の亜音速機よりも大きい翼を有する複雑な機体形状になることや、高高度を超音速で巡航することにより曝される厳しい運航環境（低温・高温・紫外線）に耐えるよう軽量構造設計をしないといけない。

現在、構造軽量化の手段として用いられているエポキシ樹脂系複合材には、超音速機構造に耐えるような耐熱性と強度剛性を併せ持つ材料はなく、現存の亜音速の機体と大きく形状を異にした複合材構造の設計についても技術設計データが少ない状況にある。また、現状の複合材製造技術によって超音速機のような複雑な形状を有する構造を、製造すると、機体はさらに高価格となることは間違いない。

そのため、今後開発される超音速機の構造技術課題としては、複雑な機体形状でも精度よく低コストで製造できる工法の技術開発、機体構造設計条件をできる限り正確に予測し材料の特性を最大限に生かせる設計技術開発が挙げられる。また、超音速機の実用に際し、避けて通ることのできない厳しい環境（特に高温）に耐えられるような耐熱樹脂を用いた新しい複合材の開発・評価が課題として挙げられる。

以下にブレークダウンした研究課題を列挙する。

- 1) 低コスト、高精度、高機能複合材構造製造技術の確立。
- 2) 耐熱複合材の高温環境における力学特性を評価し、設計許容値を設定。
- 3) 超音速機複合材構造設計技術の開発。

##### 研究動向

低コスト複合材製造に関する研究開発は、2000年前から欧米及び我が国で進められているが、現在でも基材、樹脂、製造法が改良されつつあり、複合材製造工法の主流となっているプリプレグ/オートクレープ法と同等の性能を有する低コスト製造工法の開発は競争的に進められているのが現状である。我が国では、JAXA（超音速機チーム・国産旅客機チーム）において低コスト工法の開発が進められ、大型一体成型構造の製造及び実大供試体による強度実証を行うなどの成果を上げている。また、国産旅客機として開発が期待されているMRJ(MHI)機への低コスト複合材適用も検討されており、比較的単純な航空機構造への適用は目前と考えられる。しかしながら、超音速機に多く見られるようなダブルコンターを有した構造に対する低コスト成形工法での技術は、

世界でもまだ類を見ず、2007年 JAXA で実施した静粛超音速研究機 1 次形状の主翼構造試験で、材料試験から構造強度までの実証がなされたことは、今後の低コスト複合材成形の実機適用に関して大きく前進した。

一方、耐熱樹脂を用いた耐熱複合材料は、米国 NASA の HSCT プログラムの中で 1990 年代に盛んに研究開発が進められた。HSCT プログラムの終結とともに研究開発が中断しており、軍用機の米国 F-22 にはビスマレイミド系耐熱樹脂を用いた耐熱複合材料の適用事例が見られるが、長期耐久性を要求される民間機への適用はなく、TRL4-5 レベルとみなしている。また、JAXA においては、超音速機技術開発を目標に耐熱複合材に関する日仏共同研究が進められており、長期耐久性試験が行われている。

富士重工業と三井化学が航空宇宙技術研究所が計画していた小型超音速ジェット実験機への適用に向けポリイミド系耐熱樹脂を開発・評価していたが、現在は JAXA において、新しいポリイミド系耐熱樹脂を開発・評価を進めている。

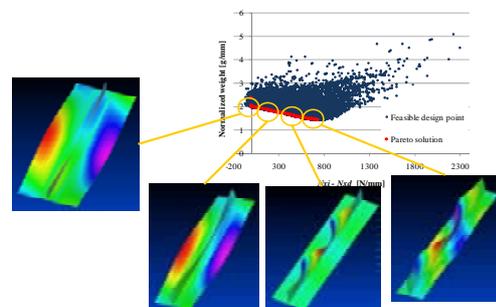
### 研究アプローチ

高精度低コスト複合材製造手法の研究については、JAXA の開発した VaRTM 工法をベースに、製造精度や低コスト化を推進するとともに、設計データを取得し、強度・剛性設計を反映した実大構造模擬供試体にて設計結果を確認する。基本的には、ビルディングブロックによるアプローチを行う。これらの一連の製造技術開発、設計と実証に用いた設計結果や設計ツールを用いて、実機超音速機の軽量化を算出し軽量効果を確認する。また、空力/構造 2 分野統合最適設計を目指した、複合材構造を対象とする構造最適設計手法を概念レベル、構造様式レベル、詳細構造レベルの 3 段階に分けて進め、構造最適設計技術の確立を目指す。

耐熱樹脂を用いた耐熱複合材料については、複合材料の弱点である層間を繊維で強化している三次元プリフォームを組み合わせた三次元耐熱複合材を将来実機への適用材候補として開発を進める。そのため、できる限り国産技術育成と低コスト成形法適用を念頭に置きつつ、三次元耐熱複合材の力学的特性を評価する。また、従来のエポキシ樹脂を用いた複合材料を参照材として用いながら検討を進め、耐熱性があり、かつ力学特性が優れている三次元プリフォームの製造および欠陥の少ない成形法を確立する。



高精度低コスト複合材構造試作



損傷許容性を考慮した最適設計 (詳細構造レベルの最適設計例)



発泡コアを含む耐熱 3 次元複合材構造試作

## 参考文献

- 1) 岩堀 豊, 「複雑曲面形状主翼構造の VaRTM 試作と強度確認試験」, 日本航空宇宙学会誌, Vol.57 No.667, 2009 年 8 月号, 2009.
- 2) 平野義鎮, 「損傷許容性を考慮した複合材補強平板の最適設計に関する検討」, 第 1 回日本複合材料合同会議, 2010.
- 3) 平野義鎮, 「航空機複合材料構造の最適設計に関する研究」, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009.
- 4) Takeshi Takatoya, "In-plane and Out-of-plane Characteristics of 3-Dimensional Textile Composites", Journal of Composite Materials, Vol.39 No.6, 2005.

## (2) 空力弾性予測・評価技術の研究

(主要課題との関連)

ソニックブーム低減	造波・誘導抵抗低減
ソニックブーム許容性評価	摩擦抵抗低減
エンジン騒音低減	機体構造軽量化
離着陸性能改善	推進システム性能向上

## 研究課題

T 類航空機では、耐空性審査要領によってフラッタマージンとして 15% (EAS) が要求されており、最小限の構造重量でこの条件を満足させる必要がある。構造設計上極限までの軽量化が要求される超音速機においては、フラッタクリティカル設計が念頭にある。そのために空力弾性予測技術または解析技術は軽量化のためにキーテクノロジーであるが、一方で遷音速領域での空力弾性不安定現象、いわゆる遷音速ディップ問題を実用的に評価できる解析手法は現在開発の段階である。この解析技術における課題を大きく分けると、非定常空力モデル構築、非定常構造モデル構築、航空機の制御系 - 構造 - 空力連成解析手法、空力弾性試験評価手法となる。非定常空力モデルは、現状空力弾性の非線形解析分野では真っ先に改良が進められている。非定常構造モデル構築については、Limit Cycle Oscillation に代表される不安定現象解明段階において必要不可欠な課題であり、材料非線形性、構造減衰の非線形性、コントロール系統および舵面支持系統に於ける非線形性を考慮する必要があるなど、まだまだ解明の域に達していない。航空機の制御系 - 構造 - 空力連成解析手法は、既存解析ソフトでも見られるが、上記の非定常空力モデル、非定常構造モデルを組み込んだ形の解析ツールは、これらモデルが確立してから適用化研究が行われることとなるので、今後の大きな課題となる。従来よりフラッタ風洞試験に代表される空力弾性試験評価手法は、その時代ごとに改良が進められており、これは評価対象となる航空機の運用範囲・形態(飛行速度、マッハ数、飛行高度、空力形状等)が拡大若しくは新しくなるたびに大きな技術的課題となっている。特に超音速機の場合、遷音速領域を必ず運用範囲として持つために、その領域に於ける安定性・不安定性を事前に模型により確認する必要がある。そのために、実運用形態に近い模型形態(例えばエンジン排気)でのフラッタ試験が必要となるとともに、数多くのフラッタ試験を同一の模型で行うためにフラッタ速度予測技術およびフラッタ発生防止技術などが継続した課題である。

## 研究動向

非定常空気の挙動に関しては、実験的、理論的の両面から世界的に研究の進捗は著しいが、実験精度、主にCFDの計算精度は過酷なほどまでに要求される。しかしながら、NSモデルを用いたCFDコードでもいまだ十分な推算能力は有していない。JAXAで行ったロケット実験機においてもCFDベースの非線形解析を行ったが、フラッタ風洞試験による評価結果およびマージンを持った線形解析による評価をメインとした。

空力弾性問題をターゲットにした能動制御装置は従来、線形理論で設計され、最新の航空機には、搭載されてはいるもののその効果については、明らかではなく、まして、航空機の構造重量の低減に関わるまでには至っていない。

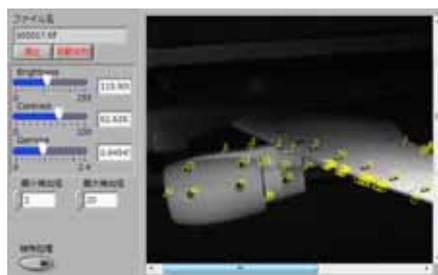
風洞試験におけるジェット排気模擬はいくつか行われているが、定量的な評価が難しいのが実情である。さらに、ジェット排気を伴う空力弾性遷音速風洞試験は過去世界的に見ても例が無く、当該ジェット排気の影響を実験的に捉えたデータはない。

## 研究アプローチ

これまでに得られている非定常空力モデルをベースに、フラッタ風洞試験を通じてさらに改良を進める。非定常構造モデル構築については、材料非線形性、構造減衰の非線形性、コントロール系統および舵面支持系統に於ける非線形性を考慮する必要があるが、実機に対する空力弾性評価のために先ず取り組むべきはコントロール系統および舵面支持系統に於ける非線形性であり、実構造の非線形性の把握、そのモデル化、および風洞試験模型への組み込みを行う。航空機の制御系 - 構造 - 空力連成解析手法は、開発・改良された非定常空力モデル、非定常構造モデルを解析ツールに組み込み、解析を行った上で、風洞試験結果および飛行試験結果を基に検証する。空力弾性試験評価手法のためには、実運用形態に近いエンジン排気状態を模擬できる装置を試作し通風有りおよび無しの状態での試験評価を行った上で、さらに実用化のための改良・風洞試験を実施する。



ジェット排気模擬フラッタ風洞試験



画像変位計測技術

## 参考文献

- 1) S.Machida, et al., "Transonic Flutter Characteristics of an Arrow Wing Mounted with Engine," AIAA 2005-0835, 2005.
- 2) 有園仁他, 「遷音速域における超音速機のリミットサイクル振動に関する実験的研究」, 第 48 回構造強度に関する講演会, 2006.
- 3) 有園仁他, 「ジェット排気がフラッタ特性に及ぼす影響」, 第 50 回構造強度に関する講演会, 2008.

#### 4.2.4 推進技術の研究

##### (1) 低騒音ノズル技術の研究

(主要課題との関連)

	ソニックブーム低減		造波・誘導抵抗低減
	ソニックブーム許容性評価		摩擦抵抗低減
	エンジン騒音低減		機体構造軽量化
	離着陸性能改善		推進システム性能向上

##### 研究課題

1970年代において、第1世代 SST の広まりを妨げた要因の一つである、高速飛行に必要な高排気速度がもたらす空港周辺騒音の問題を解決することが次世代 SST 実現に必要不可欠であり、そのためにジェット騒音低減技術を確立することが不可欠である。現在の騒音規制は亜音速輸送機に使用される高バイパスターボファンにとっても騒音低減技術無しでは達成できないレベルにあり、超音速飛行を対象とするエンジンを実現する場合には、ESPR エンジンに代表される VCE (可変サイクルエンジン) 技術の実用化が鍵となる。更に、亜音速機に比べて飛行速度範囲と要求推力の広い超音速機用エンジンには、排気ノズルスロート面積と排気ノズル出口面積を可変とし、これらを制御することが必要とされる。加えて、可変要素としては、推力的にピンチポイントとなる遷音速通過時には HYPR エンジン、F125 エンジンにも装備されている再熱機構が技術的に 50 年以上の歴史を持ち、適用可能である。そして、これら空力的な要求性能を達成するための可変ノズルに低騒音化技術を組み合わせることが次世代 SST 実現の鍵となる。これらの技術は実機への適用性が高いことが当然要求され、例えば可変ノズルの機能に、着陸時に必要となるスラストリバーサを組み合わせることについても重量、重心、機構の複雑化などを伴うため、それらを考慮した設計を行うことが、機体概念の検討時には必要である。

##### 研究動向

排気ノズルの可変技術については、古く、1940 年の Jumo-004 ジェットエンジンが用いた、前後可動式のテールコーンによるスロート面積調節が始まりとされ、これは世界初の SST であるソ連の Tu-144 にも用いられた。また、コンコルドの Olympus593 に用いられた貝殻型の可変ノズル、F102 以降の超音速戦闘機に使われた J57 エンジンに代表される多弁フラップ型の可変スロートノズル、F-14、F-15、F-16 に用いられた瞳型ノズル、F-22 戦闘機に用いられている二次元ノズルがある。国内においては、防衛庁試作の J-3 アフターバーナーエンジン、F-3-400 試作エンジンで多弁フラップが、HYPR エンジンおよび防衛庁技術開発として二次元可変ノズルが試験されている。一方、エンジン排気騒音低減技術については、民間旅客機への適用が主たるもので、Douglas DC-8 の JT3-D エンジンの騒音低減のために花卉型ミキサーが実用化され、その後も、強化される航空機騒音規制を満足するため、B-737、B-727 の JT8-D エンジンにハッシュキットが開発された。これとは別に軍用機の離陸性能向上のために開発されたエジェクターノズル(F-111, Vigen, SR-71, コンコルド等に採用されている)は、推力増強効果に加えて排気速度低減効果を保有するため、排気ミキサーの騒音低減効果を更に高めるため、このエジェクタと組み合わせたミキサーエジェクタとして、HYPR エンジンに採用された。現在、実機開発案は、SSBJ として米国 Aerion 社の SBJ, SAI 社の QSST があるが、前者は MD-85 に使用されている P&W の JT8-D-219 エンジン

ンに新たに低騒音ノズルを装備したものを提唱しており、後者は GE, P&W, RR のエンジンメーカーと従来技術のエンジン選定について協議中とされている。従って民間 SSBJ 用に新エンジン開発は行われていない。

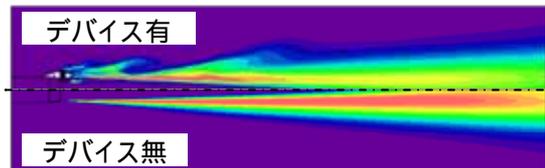
### 研究アプローチ

可変排気ノズル制御技術については、可変ノズル単体を対象とした制御技術の実証を行うとともに、エンジンと統合した制御方法を確立する。次いで、エンジンもしくはダミーエンジンと統合した制御試験を実施する。ノズル形態はフラップ開度可変方式、試験はダイレクトコネクト試験とし、実際の飛行状態に可能な限り近づけた状態で模擬する。最終的にインテークも含めた推進系全体性能評価をエンジン試験、設計ツールにより行い、実機への適用性評価を行う。



可変低騒音ノズル試験

低騒音デバイス技術については、実験室レベルの試験により騒音低減デバイスを考案し、CFD による確認、評価を実施する。次いで、騒音低減デバイスの超音速エンジンへの適用性を検討するとともに、風洞試験レベルでの低騒音技術評価を行う。最終段階としてダミーエンジンもしくは小型エンジンと統合した実証を行い、実機への適用性評価を行う。



CFD による低騒音デバイスの評価  
(乱流エネルギー分布)

### 参考文献

- (1) Mai Kimura, et al., "Identification of Jet Engine Dynamics", ACGT2009-TS50, 2009.
- (2) 田頭 剛ほか, 「1軸ターボジェットエンジンのオンライン性能推定試験」, JAXA-RR-07-044, 2008.

### (2) 高効率インテーク技術の研究

(主要課題との関連)

ソニックブーム低減	造波・誘導抵抗低減
ソニックブーム許容性評価	摩擦抵抗低減
エンジン騒音低減	機体構造軽量化
離着陸性能改善	推進システム性能向上

### 研究課題

超音速インテークはその空力性能が機体の空力性能とエンジンの推進性能の両方に影響するため、低抵抗化、高効率化および軽量化することが重要なシステムであり、そのシステム技術および要素技術は基本的に飛行領域の拡大と機体設計の自由度の拡大に寄与するものである。

機体/インテーク統合設計技術は、例えば本プロジェクトの主要課題の一つであるソニックブー

ム低減のために、エンジンを機体上方に配置するなどの機体設計における要求に幅広く対応することを可能にする技術である。本質的にはインテーク上流の境界層等の流れの不均一性に対してエンジンの作動を保障するための空力設計技術であり、ダイバータ設計技術や新形態インテークの空力設計技術などが含まれるとともに、時間/空間ディストーションをCFDにより予測する技術の高精度化が課題となっている。さらに、この技術は推進系の性能だけでなく機体性能にも大きく影響するものであるため、多分野を統合した設計手法や性能評価手法を確立すること、新形態を考案することなどが課題である。また、インテークの低速域の性能向上、高速域の抵抗低減、バズなどの非定常現象の回避、エンジン停止など非常時における安全性向上、さらに将来的には離陸時の低騒音運航などを実現するためには、インテークで捕獲する流量とエンジンに供給する流量を適正に制御することが重要であり、大型 SST 概念やより高速な SST 概念等への適用などより広範囲な飛行領域や多様な推進系の形態を考慮したインテークの可変制御技術等が重要な課題である。

短路化技術はインテークを軽量化するための技術であり、この技術には短路化に伴い強くなる逆圧力勾配下において境界層剥離を抑制するための要素技術や圧力勾配を変えずに短路化するインテーク形式の設計技術などが含まれる。

ファン騒音低減ダクト設計技術はファン騒音が亜音速機に比べて大きくなる超音速機の開発において、空港騒音の基準を満足するために、将来重要になる技術である。この技術はファン騒音の発生そのものを低減する技術と発生した騒音の伝播を抑制する技術に大別される。前者は空間ディストーションを抑制するダクト設計技術、後者には音響伝播を抑制もしくは吸収するダクト等が考えられるが、いずれも新たな設計コンセプトが必要である。また、超音速機ではインテークダクトが長く湾曲し、機体と統合されるため、亜音速機に比べて空間ディストーションが大きくなる。そのため空間ディストーションとファン騒音の大きさとの関係等、騒音が発生・伝播する基本的な物理現象を把握、理解した上で技術開発を進める必要がある。

機体/エンジン統合設計技術は従来別個に検討されてきた機体諸元検討とエンジン諸元検討を結びつけるものであり、具体的には、離着陸から超音速巡航にわたるミッション全域において機体空力性能とエンジン性能の間で適切なバランスを実現し、ミッション実現のための必要最小限の機体/エンジン諸元を提示するものである。これは、将来の超音速輸送機への適用が想定される可変サイクルエンジンの諸元を適切に設定するために重要な技術であり、これには多分野・多設計点同時最適化技術が含まれる。

## 研究動向

超音速インテークは、民間機では部分混合圧縮型可変インテークを適用したコンコルドにおいて、マッハ2程度までの飛行領域で運用されてきた実績を有している。より広い飛行領域に対しては、混合圧縮型可変インテークを適用した軍用機である米国のSR-71がマッハ3を超える運用実績を有している。一方、国内においては外部圧縮型固定インテークを適用した軍用機であるF-1において開発、運用実績を有している。次世代超音速旅客機の開発においてはコンコルドの運航において問題となっていた経済性を格段に向上させる必要があるが、インテークにおいてはその問題を解決するために、高度な機体/推進系統合設計技術が要求される。亜音速機においては軍用機で機体と推進系が高度に統合された機体が登場しているほか、米国 UEET プロジェクト等

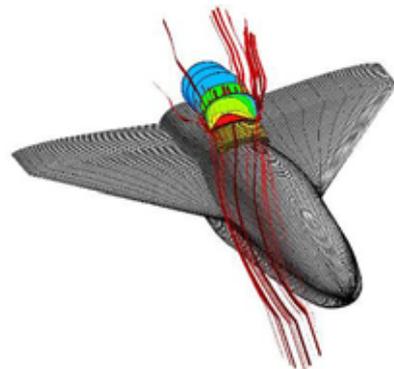
において翼とナセルの統合技術開発が進められている。一方、超音速機に関して、近年の軍用機に適用されているインテークは機体形状に合わせたものとなっているが、ダイバータレスインテークの適用例は無く、いずれもダイバータが適用されている。また、本プロジェクトにおいて開発を目指す胴上配置の超音速インテークの適用例はほとんど無いのが現状である。短路化技術のうち境界層剥離を抑制する技術については、ボルテックスジェネレータや噴流の適用技術、境界層の発達を抑制するダクト設計技術等、多方面にわたり基礎研究レベルで研究が進められている。また、インテーク形態についてはNASAのHSRPにおいて混合圧縮型を対象とした各種短路化形態に対する検討がなされ、中でもバイファークティッド型インテークについては風洞試験レベルのデータをもとに実機適用評価がなされている。ファン騒音低減技術についてはほとんどがエンジン設計技術として扱われており、ファンの設計法として技術開発が進められているが、米国NASAのHSRPにおいてはバイファークティッド型インテークに形態が特化されているものの、FAR36STAGEIIIを満足する着陸時の騒音レベルを達成するための技術開発の一環として、インテーク設計パラメータについてもファン騒音に対する影響が考慮されている。機体/エンジン統合設計について、近年の最適設計技術の進歩を受け、固定、または、可変サイクルエンジンを対象としたいいくつかの報告例がある。しかし、エンジンサイクル計算や機体性能推算には低忠実度のツールが適用されているのが現状である。

#### 研究アプローチ

機体/インテーク統合設計技術については、機体の空力性能に与える影響を考慮して、ダイバータの設計・評価手法を確立し、静粛超音速研究機の形状設計に適用するとともに、先進技術として新形態インテークの研究に着手、空力設計手法の研究を行い、風洞試験による検証を行う。これをベースとして、小型及び大型超音速輸送機用インテークの設計を行い、風洞試験により実機への適用性評価を行う。また、この研究開発においてディストーションの高精度予測技術やインテークの可変制御技術などの要素技術を適用していく。

短路化技術については、従来までの設計・解析ツールを用いて、その高度化を図りつつ、短路化形態インテークを設計し、風洞試験による空力性能の取得を行い、設計ツールの検証と設計概念の妥当性を検証する。また、境界層はく離抑制技術を適用し、それによる性能改善効果と重量ペナルティを考慮して、実機適用性評価を行う。得られた結果は、上記の機体/インテーク統合インテークの設計に反映する。

ファン騒音低減ダクト設計手法については、ファン表面上の圧力変動の計測手法を確立し、それを用いて流入する縦渦とファンとの干渉による騒音の基本的な発生機構を調べ、インテークによるディストーションとファン騒音との関係の把握に展開する。一方、インテークダクトの音響共振



機体/インテーク統合解析



インテーク可変制御実証試験

のクオリティ評価を行い、音響学的手法適用可否判断をした上で、ファン騒音低減ダクト設計コンセプトを提示し、風洞試験もしくはエンジン試験による検証を行う。

機体／エンジン統合設計技術については、まず固定機体形状／固定サイクルエンジンを対象とし、機体諸元と機体空力性能、また、エンジン諸元とエンジン性能を表現する応答曲面を用いた最適設計技術を確立する。これにより可変が必要となる設計点（例えば離陸）を明確化し、可変サイクルエンジン／可変機体形状の検討へと発展させる。

#### 参考文献

- 1) 渡辺安, 「静粛超音速研究機 (S3TD) 第 3.5 次形状インテークの空力設計」, JAXA-RM-08-019, 2009.
- 2) Y. Watanabe, et al. “Control of Supersonic Inlet with Variable Ramp”, 25<sup>th</sup> ICAS, ICAS2006.
- 3) 村上哲ほか, 「小型超音速実験機 (ジェット実験機) 第 2 次形状インテークの空力設計と単体空力特性取得風洞試験」, 航空宇宙研究所資料 TM-774, 2003.
- 4) 村上哲, 「亜音速ディフューザの総圧損失の推算について」, JAXA-RM-04-002, 2004.
- 5) 渡辺安ほか, 「亜音速ディフューザの面積分布と中心線形状が空力性能に及ぼす影響」, 日本機械学会論文集 (B 編), 70 巻, 696 号, 2004, pp.1999-2004.
- 6) 渡辺安ほか, 「多孔抽気を模擬する CFD 用壁面境界条件モデル」, 日本航空宇宙学会論文集, 53 巻, 623 号, 2005, pp.548-553.
- 7) 渡辺安ほか, 「超音速インテークの空力性能に及ぼす側壁形状の影響」, JAXA-RR-03-009, 2004.
- 8) 藤原仁志ほか, 「模擬翼の下に取り付けたジェット実験機超音速インテークの空力特性取得風洞試験」, JAXA-RM-03-027, 2004.

#### 4.2.5 ソニックブーム計測・評価技術の研究

##### (1) ソニックブーム計測技術の研究

(主要課題との関連)

	ソニックブーム低減		造波・誘導抵抗低減
	ソニックブーム許容性評価		摩擦抵抗低減
	エンジン騒音低減		機体構造軽量化
	離着陸性能改善		推進システム性能向上

##### 研究課題

ソニックブームの低減は陸地上空での超音速飛行実現において最も重要な課題の一つであるが、低ブーム設計技術の検証や低減目標および低ブーム設計指針の検討にはソニックブームの計測が不可欠である。ソニックブームは他の騒音に比べて非常に音圧が高く、また可聴域下限付近およびそれ以下の周波数成分が支配的であり、更に衝撃性も有する単発音という音響的に特殊な性質を有するため、通常の騒音計測に比べて特殊な計測機器や計測技術が要求される。地上で観測されるソニックブームの圧力波形は超音速機の飛行条件や大気の状態により大きく異なり、幅広い条件に対して精度の良い計測を行えるシステムおよび技術の確立が重要である。また、低ブーム設計された機体のソニックブームは従来のそれと強度、波形共に異なり、低ブーム波形に現れる微細な波形の変化をも正確に測定できる技術が必要となる。また、ポストブームノイズは許容性に大きな影響を与える可能性が指摘されているが、その発生メカニズムの解明および許容性の評価のためには、ソニックブームに比べて圧力変化の小さなポストブームノイズも精度良く測定する必要がある。このようにソニックブーム計測に求められる技術は高まっており、高精度なソニックブーム計測技術の開発は超音速機の環境適合性向上における大きな課題である。地上での計測技術に加え、上空での計測技術の向上も重要である。地上から上空 1~2km 程度までの大気境界層においては、大気乱流の影響でソニックブーム波形が伝播とともに大きく崩れることが知られている。大気乱流の影響の研究は初期段階にあり、大気境界層内およびその上空におけるソニックブーム計測システムおよび技術の確立が必要である。また、ソニックブームによる聴覚・心理的な影響は屋内において大きいと言われており、屋内におけるソニックブーム計測技術向上の重要性も増してきている。屋内に透過したソニックブームの強度は屋外に比べて弱くなるが、ソニックブームにより建築物の壁面や窓などの建具が振動して起こるがたつき音などの副次的な騒音が発生する。このため、屋内におけるソニックブームの影響を調査するには、室内音響に基づく室内音場計測技術の確立に加え、壁面や建具の振動挙動の把握が必要である。

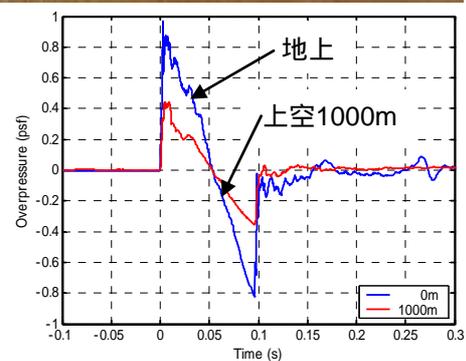
##### 研究動向

ソニックブームに特化した計測システムの開発は 1980 年代に米国空軍や NASA などで行われた。1987 年にはこれらの計測システムを用いて軍用機のソニックブームを計測し、500 近い計測データを収録した BOOMFILE と呼ばれるデータベースとして公開されている。その後は計測・収録機器の進歩により、市販の機器を適切に選定して組み合わせることで、BOOMFILE 当時よりも高精度なソニックブームの計測が可能となり、米国においては NASA を中心として実機を用いた大規模な飛行試験において計測が行われている。大気境界層における乱流の影響調査のための上空計測では、NASA が行った 2004 年の SSBE および 2006 年の飛行試験において、大気境界

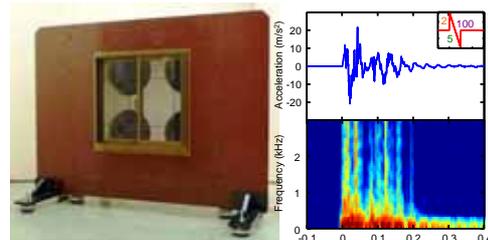
層よりも高度の高い上空でグライダーを用いたソニックブーム計測が行われた。これらの試験で得られた計測結果を元に、大気境界層内の伝播による波形変化の影響を信号処理におけるフィルタとして実験的に求める研究が PARTNER プログラムで進められている。実機を用いたソニックブームによる建築構造物の振動および屋内に透過するソニックブームに関する研究は、米国エドワーズ空軍基地の施設を用いて 1966, 2006, 2007, 2009 年に行われた。特に 2006 年と 2007 年の試験では実際に使われている住居の内外で非常に多くの音響および振動データが取得された。また 2009 年の試験では、一般の家屋よりも大型の建築物の音響および振動応答データの計測を行った。JAXA 超音速機チームにおいても 2009 年 9 月にスウェーデンにて実機を用いたソニックブーム計測試験 (ABBA テスト) を実施した。この試験では地上に加えて上空 1km でのソニックブームを計測した。実機を用いない地上実験としては、2007 年度に JAXA においてソニックブーム音響・構造振動試験装置を開発し、壁材や窓などの建築物の個々の構成品の振動およびそこから屋内へ透過するソニックブームに関する詳細な検討を実施している。また、より大きな掃き出し窓に対する同様の試験を、2007 年度に外部機関への委託研究で行った。米国でも同様の研究が開始され、NASA や Wyle Laboratories では前述の JAXA と同様の試験装置を作成して計測を実施している。なお、Wyle Laboratories の試験は NASA の NRA (NASA Research Announcements) 資金の元に実施されている。フィールドでの試験としては、2008 年に米国ヴァージニア工科大学が NASA の NRA 資金で実施した、火薬を用いて発生させたソニックブーム模擬音に対する試験用の小さな建物の振動と室内の音響計測が挙げられる。同様のフィールド試験は JAXA と小林理学研究所の共同研究においても 2009 年度より実施している。この試験では火薬ではなく圧縮空気を用いた可搬型の音源を開発してソニックブームの模擬音を発生させている。

### 研究アプローチ

地上計測においては、低ブーム波形に見られる微細な圧力変化やポストブームノイズを正確に計測できるシステムを開発し、ソニックブーム音響・構造振動試験装置およびソニックブームシミュレータを活用して計測技術を確立する。計測システムの構築に際しては、実際の飛行試験の環境を想定して耐環境性および操作性の向上も目指す。上空計測には係留気球を用いる。係留気球のワイヤに複数個のマイクを取り付けて異なる高度におけるソニックブーム波形を計測し、伝播に伴う波形の変化を捉える。各計測点における温度、湿度、風向、風速などの大気状態も併せて計測する。構築した計測システムは実機を用いた飛行試験により検証を行う。



ソニックブーム計測飛行試験



ソニックブーム音響・構造試験

ソニックブームによる建築物の振動および屋内ブームに関しては、JAXA のソニックブーム音響・構造振動試験装置等を用いた実験を継続して行い、壁面や窓などの個々の建築構造部品への影響を調査する。この際、低ブーム化された波形とされていない波形に対する建築構造物への影響を比較し、低ブーム設計の効果を検証する。また、個々の建築構造部品だけでなく建築物全体の振動および音響挙動を把握するため、試験用や実在の家屋を用いたフィールド試験を行う。フィールドにおいてはソニックブーム波形を再現することは非常に困難なため、ソニックブームの立ち上がり部分に類似した波形を有するインパルス音を用いる。これらの実験室およびフィールドにおける試験の結果に基づいて構造物機構のモデル化や境界条件の検討、物性値の推定などを行い、それを高精度多分野統合解析技術の研究で進められる音響 / 構造振動連成の数値解析技術に応用することで、ソニックブームによる建築構造物の振動および屋内ブームの予測技術の確立を目指す。この予測技術を用いることで、実際的かつ多岐に渡る形状や様式の建築構造物に対するソニックブームの影響の検討が可能となる。実験的および数値解析的に求められた屋内ブームと窓などがたつき音は、ソニックブーム評価技術の研究で実施される、屋内におけるソニックブーム許容性評価の被験者試験に用いる。

#### 参考文献

- 1) Yusuke Naka, et al., "Laboratory Experiment on Vibration and Rattle of Large Window Induced by N-wave Sonic Booms," Inter-Noise, 2009.
- 2) 中 右介, "ソニックブームによる建築構造物振動の予測手法の検討," 日本音響学会春季研究発表会, 2009.
- 3) Yusuke Naka, et al., "A new experimental device for investigating vibro-acoustic effects of sonic booms in buildings," Noise Control Engineering Journal 56(6), 2008.
- 4) Yusuke Naka, et al., "Laboratory experiment on indoor sonic booms and sonic-boom-induced vibration of buildings," 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference), 2008.
- 5) Yusuke Naka, et al., "Experimental study on the effects of N-wave sonic-boom signatures on window vibration," Acoustics 08 (2nd ASA-EAA Joint Conference), 2008.

#### (2)ソニックブーム評価技術の研究

(主要課題との関連)

ソニックブーム低減	造波・誘導抵抗低減
ソニックブーム許容性評価	摩擦抵抗低減
エンジン騒音低減	機体構造軽量化
離着陸性能改善	推進システム性能向上

#### 研究課題

陸地上空における旅客機の超音速飛行実現のためにはソニックブーム低減化技術の確立が重要であるが、それと同時にソニックブームの許容性を理解し、ソニックブームに関する国際的な基準の策定が不可欠である。地上で観測されるソニックブームは機体形状、飛行条件、大気状態

などに依存して変化するが、基準策定のためには超音速機の実飛行において発生し得る多様なソニックブーム波形に対して評価試験を行う必要がある。このような目的には実機を用いた飛行試験は不向きであり、ソニックブームシミュレータを用いる手法が有効である。ソニックブームシミュレータは国内外で開発されてきたが、意図するソニックブーム波形を忠実に再現できない、再生されたソニックブーム模擬音が人工的で現実感に乏しいなどの問題点が残っている。更に、ソニックブームの低減は強度の低下に加えて詳細な波形の制御によって聴覚および心理への影響を低減することを目標としており、低ブーム波形の効果の実証には一層高度なシミュレータ技術の確立が要求される。また、建築物の振動や窓のがたつき音などにより、ソニックブームによる影響は屋内において大きいとの研究結果も得られている。このため、屋内におけるソニックブーム許容性評価の重要性も指摘されており、屋内ブームのシミュレーション技術および評価試験が望まれている。以上のようなシミュレータおよびその技術の確立と共に、ソニックブーム評価方法の確立も重要な課題である。基準策定には音響心理量の評価に有効な物理的指標を用いて定量的な検討を行う必要がある。しかし、これまで NASA を中心に評価データを蓄積してきた屋外ブームに対しても最大音圧が 0.5psf (約 24Pa) 以下の低ブーム波形に対しては定量的検討に必要な評価試験データが不足している。一方、室内ブームの評価はほとんど得られていない。また、ソニックブームは衝撃性、超低周波成分、大音圧、単発性などを同時に有し、他の騒音と音響的性質が異なるため、ソニックブームに適した評価メトリックと評価手法検討も課題である。上述のように、ソニックブーム許容性評価の研究は国際基準策定に資するデータおよび見識の獲得において重要であるが、同時に機体の低ブーム設計指針の設定にも有用である。このような指針は、強度の低減が困難な大型超音速旅客機のソニックブーム許容性向上においては更に重要となる。

#### 研究動向

実機の飛行試験によるソニックブーム許容性評価の研究は米国において NASA を中心に行われてきており、1960 年代にはオクラホマシティ、セントルイス、およびエドワーズ空軍基地で、近年では 2006 年に Low Boom/No Boom プログラムの一環として FAA や PARTNER プログラムも参加してエドワーズ空軍基地にて試験が行われた。2006 年の試験では、屋外、屋内の双方において被験者による評価試験を行い、屋内外でのソニックブーム許容性の比較も行われ、屋内における影響の大きさが指摘された。ソニックブームシミュレータは米国では NASA、Lockheed Martin 社、Gulfstream 社がこれまでに開発を行っている。国内では SJAC/KHI および JADC/KHI が開発を行い、被験者試験を実施している。2007 年度には JAXA においてもソニックブームシミュレータの開発を行い、2008 年度には波形生成手法の研究およびシステムを開発して、2009 年度より屋外ブーム評価の被験者試験を開始した。シミュレータ技術の高度化に関しては、米国ではソニックブーム聴取経験の豊富な被験者による上記 3 機関のシミュレータの再生性能の比較試験が行われ、トレーラ型の Gulfstream 社のシミュレータが最も高い現実感の評価を得た。国内では、JAXA において 2006 年度にヘッドフォンを用いた簡易シミュレータが、2007 年度にはソニックブーム音響・構造振動試験装置が開発され、これらを用いてソニックブーム模擬音再生技術高度化のための波形合成手法およびソフトウェアの開発が行われている。また、ポストブームノイズの付加による模擬音の現実感向上に関しては、2006 年に PARTNER プログラムがソニックブームの実測データを用いて行った被験者試験により、ポストブームノイズは現実感に大きな影響を与えているとの結論を得た。2007 年度には JAXA においてポストブームノイズのモデル化が行われ、このモデルを

適用した模擬音を用いた被験者試験が JADC/KHI/JAXA の共同研究で実施された。屋内ブームシミュレータは、現在、NASA において設計・製作が進められており、2010年1月時点でほぼ製作が完了している。また、ペンシルベニア州立大学においても屋内ブームシミュレータ開発の動きがあるが、2008年末時点では概念検討に着手したばかりの段階である。JAXA においては、2009年度に、既存の屋外ブーム用のシミュレータの内部に窓サッシを取り付けることで屋内ブーム模擬機能を付加し、評価試験の準備を進めている。また、ソニックブームに関する基準策定の検討は、ICAO において進められており、最新の低ブーム設計技術動向や許容性に関するデータの収集が行われている。

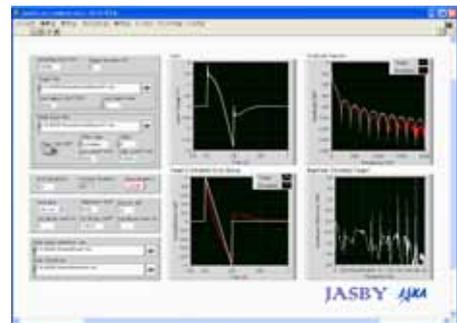
### 研究アプローチ

ソニックブームシミュレータを開発し、被験者試験を行うことでソニックブーム許容性の評価を行う。シミュレータには、簡易シミュレータやソニックブーム音響・構造振動試験によって確立した高精度な波形制御・再生技術を適用し、N波に比べて複雑な波形を有する低ブーム波形の許容性評価や、波形の微細な変化が許容性に与える影響の調査を行う。現実感の向上のためには、実機飛行試験による計測データや公開データベースなども活用してより多くのソニックブームの実測データを用いてポストブームノイズモデルの高精度化を図る。また、従来はソニックブームシミュレータは主として屋外ブームの評価を目的として開発および利用されてきたが、ソニックブームシミュレータを用いた屋内ブーム評価方法の検討も行う。

ソニックブーム音響・構造振動試験や実機による飛行試験により屋内ブームを計測し、シミュレータでの被験者試験にこの計測データを活用する。また、シミュレータの内部に建築物の壁面や窓などを設置することにより、屋内ブーム模擬音の再生を試みる。被験者による評価試験技術の向上に関しては、これまでに評価試験のあまり行われていない0.5psf以下の低ブーム波形に対しても評価に有効なメトリック(評価指標)の検討を行う。特に、室内においては窓サッシ等のがたつき音などの副次的な騒音や室内の音響モードの影響などにより、屋外とは異なった特有のメトリックを検討する必要があるものと考えられる。評価試験の結果は国際基準策定の貢献に用いると共に、許容性の高いソニックブーム波形を提案し、効果的な機体の低ブーム設計指針の確立の目的にも利用する。また、ソニックブームシミュレータは、地上においてソニックブーム波形を正確に模擬できる特性を活用し、ソニックブーム計測システムの検証にも用いる。



ソニックブームシミュレータ



ソニックブーム生成ソフト「JASBY」

### 参考文献

- 1) Yusuke Naka, et al., "Sonic boom modeling at JAXA," 5th International Conference on Flow Dynamics, 2008.
- 2) 中 右介ほか, "超音速機のソニックブーム評価に関する研究," JAXA 宇宙航空技術研究発表会, 2008.

#### 4.2.6 誘導制御技術の研究

(主要課題との関連)

	ソニックブーム低減		造波・誘導抵抗低減
	ソニックブーム許容性評価		摩擦抵抗低減
	エンジン騒音低減		機体構造軽量化
	離着陸性能改善		推進システム性能向上

#### 研究課題

超音速機の航法誘導制御技術は、基本的には亜音速航空機と同様の技術体系となると考えられるが、各種の飛行条件が厳しくなることから、一層の高度化を図る必要がある。詳細を下記に示す。

- (1)飛行状態の範囲が広く、設計点が亜音速機より増加するため、誘導制御系の設計及び検証にかかるコストが高くなり、十分な性能を確保しつつ効率的に制御設計を行える手法が求められている。また、シミュレーションツールの作成にも時間を要している。
- (2)超音速では空力中心が大きく後退し、トリム特性と安定性が亜音速より変化する。超音速での経済性(低抵抗)を重視して超音速巡航に最適化して重心位置を設定すると、低速での安定余裕が乏しくなる。逆に、亜音速での安定性を重視した設計とすると、超音速ではトリム抵抗が大きくなるとともに、過剰に安定な機体を制御することが困難になる。
- (3)特性の変化が大きいため、特定の時点での機体特性のモデル化誤差が大きくなる。通常はモデル化誤差に対してマージンをとるロバスト設計が行われているが、実機に対してパラメータの推定によるモデル化を行って、モデル化誤差を減らすことができれば、より高性能の制御が可能になる。また、実時間でモデル化ができると、故障に対する適応も可能になる。
- (4)静粛超音速機技術を低コストで飛行実証する方法として、推進器を持たない機体を高層気球から落下させて超音速を達成することが考えられる。この手法の課題として、落下中の短時間に所望の飛行状態を達成するための誘導制御手法や、気球は位置を自由に選べないので、ソニックブームを計測する地上のマイクに対する飛行経路を自立的に生成する技術等が必要となる。

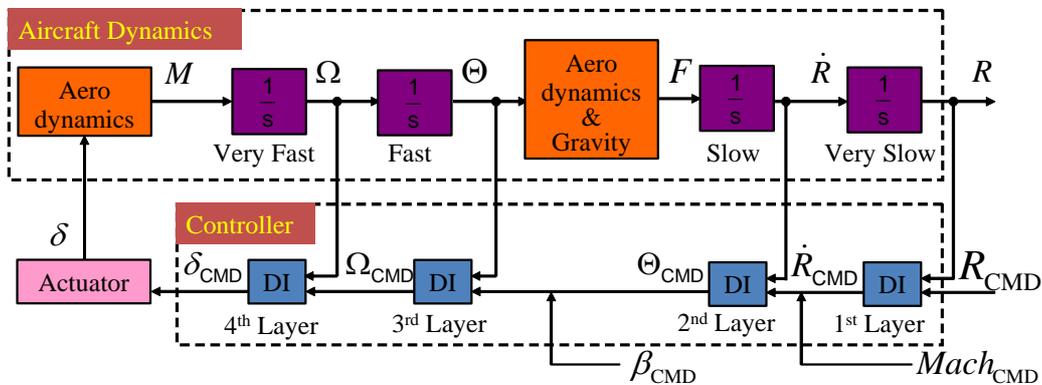
#### 研究動向

- (1)現状の制御設計の手法は、段階的な繰り返し設計と多数のシミュレーション確認が必要で、時間的コストが高い。ダイナミックインバージョン(DI)を用いて、見通しの良い制御設計を効率的に行う手法が提案されているが、実機への適用は実験機でいくつか報告されている他、F35 に一部適用されている程度である。また、DI は適応制御との組み合わせが有効と言われている。また、シミュレーションツールについては、モデルの記述方法が機体毎に異なることや、アルゴリズムそのものが検証対象であることから、標準化が進んでいない。
- (2)自立安定性が無い機体に対する制御は、スペースシャトルや ALFLEX 等、いくつか試みられているが、明確な設計指針が確立されていない。
- (3)モデル化誤差に対しては、実時間で自動的にモデル化誤差に対処する適応制御が研究されている。ニューラルネットワーク(NN)を用いた研究が多いが、結果の妥当性の検証が難しいなど、実機に適用するレベルには至っていない。

(4)気球を用いた無動力機による飛行実験としては、高速飛行実証フェーズII(HSFD-II)の例があるが、計画最大速度はマッハ1.2であり、静粛超音速機技術の実証に必要なレベルには達していない。また、超音速での対地誘導は行っていない。

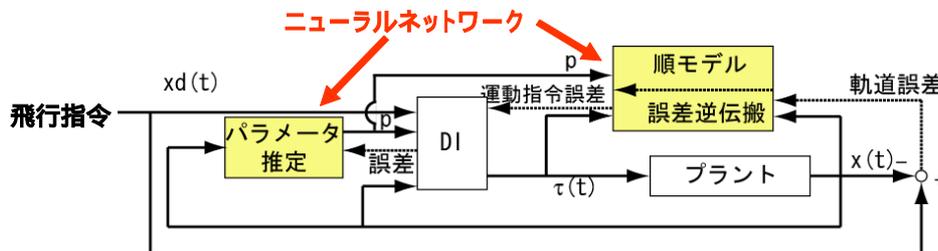
研究アプローチ

- (1)誘導制御設計手法の効率化としては、制御量を時間スケールで階層化してダイナミックインバージョン(DI)を適用した、階層構造化ダイナミックインバージョン(HSDI)による見通しの良い設計手法を候補にして、安定余裕の評価、6自由度シミュレーション等を行って、設計手法を確立する。また、シミュレーションツールの標準化を検討する。
- (2)不安定機または過剰安定機に対する制御系設計手法と設計基準を検討する。本検討はHSDIによる効率的な制御設計手法を活用して行う。

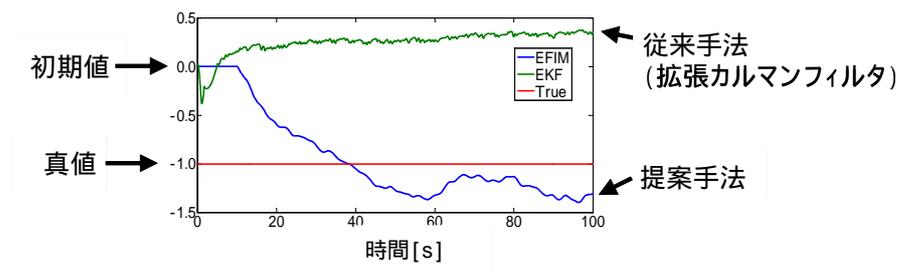


階層化ダイナミックインバージョン(HSDI)の概念

(3)適応制御技術の研究としては、HSDI にニューラルネットワークによるパラメータ推定を組み合わせた方式を第一候補として研究を行う。ニューラルネットワークの適用をパラメータ推定に限ることで、推定結果を可視化し、動作を検証可能なシステムとする。JAXA で提案した拡張順逆モデリング手法について、6自由度シミュレーションによる検証、他のパラメータ推定方式との比較等を行って、有効性を検証する。

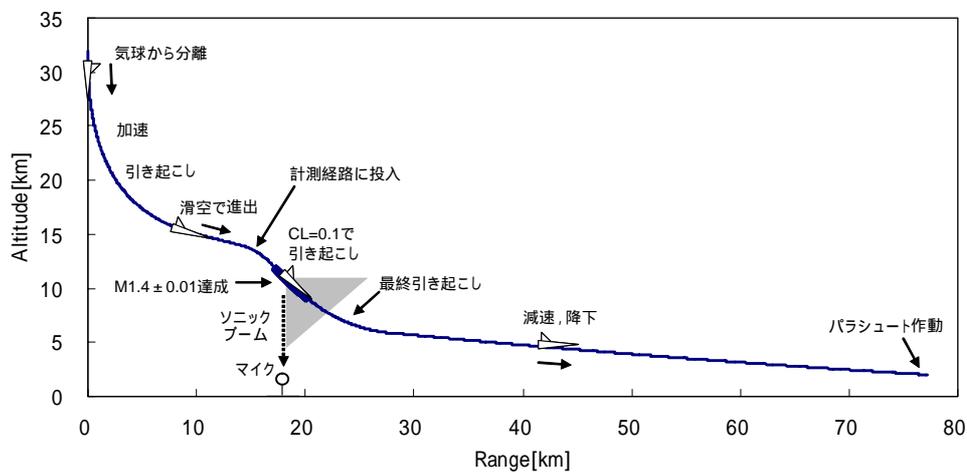


拡張順逆モデリングの概念図



拡張順逆モデリングによるパラメータ推定の例

(4)落下試験の飛行経路をシミュレーションで検討する。静粛超音速機をモデルとし、HSFD-IIのリアルタイム軌道生成をベースとして、計測経路の設定、地上マイクに対する所定経路に投入する方法、計測までに誤差を吸収する方法等を検討する。



気球落下試験の飛行パターン例

参考文献

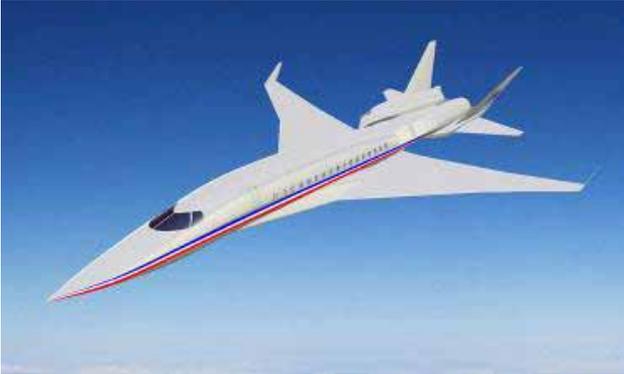
- 1) 宮沢与和, 川口純一郎, 二宮哲次郎, 階層構造化とダイナミックインバージョン飛行制御則のシミュレーションによる評価, 第 25 回誘導制御シンポジウム, 2008.
- 2) 二宮哲次郎, 宮沢与和, "階層構造化ダイナミックインバージョンとニューラルネットワークによる適応制御", 第 26 回誘導制御シンポジウム, 2009/05/15.
- 3) 富田博史, 鈴木広一, 佐藤維大, 土屋誠, "静粛超音速研究機の飛行制御設計", 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009/11/04.
- 4) 本田雅久, 牧野好和, 富田博史, 進藤重美, "低ソニックブーム設計コンセプト確認落下試験 (D-SEND)計画", 日本航空宇宙学会第 41 回年会講演会, 2010/4/16.
- 5)

(以上)

## APPENDIX

### 公募研究テーマ例の概要

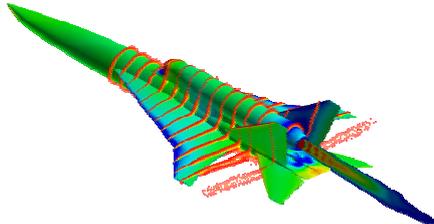
研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
機体概念	次世代超音速旅客機概念の研究	最大3年	共同 / <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">委託</span> 研究
<p>研究課題名</p> <p style="text-align: center;">小型超音速旅客機用エンジンの性能検討</p>			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>静粛超音速機技術の研究開発では、経済性と環境適合性に関する技術目標を掲げており、その技術目標の達成度を実機レベルで示す観点から、技術の参照機体概念として「小型超音速旅客機概念」を定義している。小型超音速旅客機概念の研究においては、要素技術研究への技術目標の展開と研究成果の実機性能としての総合評価、及び将来の飛躍的に性能の高い機体概念の創出を目的としている。本研究課題の成果は小型超音速旅客機概念のミッション検討を実施するために不可欠な推進性能を定義するとともに、静粛超音速機技術の研究開発の技術目標の一つである、離着陸騒音を ICAO Chap.4 適合レベルまで低減する目標に資するものと期待される。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>小型超音速旅客機というこれまでに余り検討されたことのない機体概念を対象とするため、サイクル計算において各要素技術目標の設定が難しいことが課題である。また、機体のミッションプロファイルや飛行性能を考慮したエンジンサイクル検討など、機体 / エンジン統合設計技術を確立することが課題として挙げられる。</p>			
			
<p>JAXA の定義する小型超音速旅客機概念</p>			
<p>目的</p> <p>JAXA で実施する小型超音速旅客機の機体および推進系の概念検討に資する、小型超音速旅客機用のレファレンスエンジンを定義することを目指す。</p>			
<p>期待する成果</p> <p>最低限の成果として、離着陸騒音の技術目標を達成しつつ、JAXA で小型超音速旅客機概念の飛行性能検討およびインテーク設計を実施するために必要な推進性能データ。それ以外の例として、将来に向けたエンジンサイクルや機体 / 推進系統合設計技術に関する技術課題の抽出結果など。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項</p> <p>JAXA における小型超音速旅客機概念検討結果、インテーク設計検討結果およびその技術情報など</p>			

研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
コンピュータ解析・設計技術研究	高忠実度多分野統合解析技術の研究	最大3年	共同 / 委託 研究
<p>研究課題名</p> <p style="text-align: center;">ソニックブームによる建築物等のがたつき音の予測技術に関する研究</p>			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>静粛超音速機技術の研究開発の高忠実度多分野統合解析技術の研究においては、ソニックブームによる建築物の振動と室内におけるソニックブームを解析するための音響 / 構造連成解析を行っている。室内におけるソニックブームの予測は低ブーム機体設計技術の影響を人間が最終的に判断するために重要であり、解析結果の室内ブーム予測音はソニックブーム許容性の評価試験等において利用する。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>室内におけるソニックブームは屋外よりも最大音圧は低下するものの、ソニックブームによって振動する窓のがたつき音や室内における反射や音響モードの影響により、不快感などの人の聴覚・心理への影響は大きい。このため、近年では屋内におけるソニックブームの評価が重要課題となっており、JAXA における音響・構造振動試験装置(下図)を用いた実験室での試験や、フィールドおよび飛行試験を通じたデータの蓄積が国内外の機関においてなされている。一方、数値解析はパラメータを任意に制御可能なために被験者による評価試験に用いるための室内ブームの予測に適しているが、がたつき音発生メカニズムなどの複雑な物理現象をモデル化することが困難であり、現状では建築構造物を弾性体として扱う基礎的な解析に留まっている。</p>			
 <p>音響・構造振動試験装置</p>			
<p>目的</p> <p>室内におけるソニックブームの聴覚・心理への影響を詳細に調査する被験者評価試験に使用可能な、窓のがたつき音などを含めた忠実度の高い室内ブーム予測技術のうち、実験によらない手法の確立を目的とする。</p>			
<p>期待する成果</p> <p>ソニックブームに暴露された際の窓サッシの振動・変位挙動およびそれによるがたつき音に対する、例えば数値解析や物理モデルに基づく定式化などの実験によらない予測手法の検討・提案。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項</p> <p>音響・構造振動試験データなど</p>			

研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
コンピュータ解析・設計技術	高精度多分野統合解析技術	最大2年	共同 / <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">委託</span> 研究
<p>研究課題名</p> <p style="text-align: center;">エンジン排気を含む空力特性推算数値解析技術の研究</p>			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>静粛超音速機技術の研究開発における高忠実度多分野統合解析技術の研究に資するものである。当該研究では、超音速機の性能を左右する機体 / 推進系統合設計に寄与するインテーク・ジェット排気干渉解析技術(空力 / 推進)の研究を実施している。本研究では、単一コードによる CFD 解析技術の開発を進め、従来は空力担当の外部抵抗と推進担当の内部抵抗の合算により求めていた全機抵抗の推算を、インテークスピレージ干渉やジェット排気干渉を考慮した統一的な推算とすることで空力特性推算精度の向上を目指す。さらに、この結果を元に干渉効果に関する簡易空力モデルを構築し、MDO 設計に適用可能な推算手法の確立を目指す。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>JAXA では非構造格子 CFD 外部流解析と構造格子 CFD 内部流解析の連成解析が実施され、またマルチブロック構造格子 CFD 解析 (UPACS)、あるいはハイブリッド非構造格子 CFD 解析 (TAS) による単一コードによる機体 / 推進系統合解析技術の開発が進められてきた。</p> <p>超音速機に対する機体 / 推進系統合解析技術では、1) CFD 解析におけるエンジン模擬技術として計算領域の大きい外部流と衝撃波や剥離流等複雑な流れ場を取り扱う内部流の干渉解析 2) エンジンジェット排気によるせん断層の様な亜音速流と超音速流とが混在する複雑な流れ場を安定かつ効率的に解き、全機空力特性が精度よく推算できる解析技術が求められる。</p>			
			 <p>機体 / 推進系統合解析</p>
<p>目的</p> <p>本研究では機体 / 推進系統合解析技術確立への初期段階として、まずエンジン排気による干渉が大きいと想定される離着陸時の空力特性に着目する。離着陸飛行状態におけるエンジン排気を模擬した風洞試験結果との比較検証を通して、空力特性への影響を正確に推算する解析技術の確立を目指す。</p>			
<p>期待する成果</p> <p>エンジン作動による低速空力特性への影響が推算でき、実飛行条件での離着陸空力性能を推算できる数値解析技術の確立。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・大型計算機利用環境および機体形状データ</li> <li>・検証用風洞試験結果</li> </ul>			

研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
空力技術の研究	離着陸性能改善技術	最大3年	共同 / 委託 研究
<p>研究課題名 超音速航空機の離着陸性能改善の革新的な空力デバイスに関する研究</p>			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ 静粛超音速機技術の研究開発における離着陸性能改善の研究に資するものである。超音速航空機は高速飛行領域に適した大きな後退角を持つ低アスペクト比翼が主翼に採用される。そのため、離着陸のような低速高迎角飛行時の空力特性は好ましくなく、離着陸空力性能の改善は超音速機の実現においてとても重要な要因である。本研究では低速高迎角空力性能を改善すべく前縁ボルテックスフラップや後縁フラップの有効性確認、さらにフラップ最適設計手法を確立してきた。同時に、先進的で独創的な手法による空力性能改善技術に関しても研究を進めている。近年、技術の発展に伴い革新的な流れ制御手法の考案やコンピュータによる解析技術の向上により効率的で緻密な流れの制御技術の開発が注目されている。このような流れ制御手法を用いて超音速機の流れ制御に適用した革新的な空力デバイスの研究・開発に取り組んでいる。従来の高揚力装置と併用することにより揚力や揚抗比の向上、非線形的な空力特性の改善などさらなる空力性能の改善を目指す。また、これらの革新的な空力デバイスの実用化技術として課題を明らかに今後の研究の方向性に貴重な指針が得られるような研究に取り込んでいる。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など 離着陸空力性能改善には低速高迎角時の揚力や揚抗比の向上や線形的な空力特性は要求される。空力性能改善には高揚力装置の適用が必要不可欠であるが、空力的そして構造的な制限から複雑な機構を要する高揚力装置の適用は困難であり、前縁ボルテックスフラップや後縁フラップの適用が想定される。そのため、従来の亜音速機に比べ高揚力装置の効果は小さい。超音速機の低速高迎角の流れ場は前縁剥離渦や局所的な流れの剥離、またそれらの干渉により非線形的で3次元的な複雑な流れ場である。そのため、局所的な空力デバイスが効率的に適用できる流れ場であると言える。超音速機の研究が古くから盛んに行われてきた欧米では翼形状により細かくセグメント化された前・後縁フラップの最適化の研究の他に、マイクロフラップや空気の吸い込みや吹き出しによる流れ場制御の研究が進められた。近年では DBD プラズマを用いた流れ制御技術が注目されている。プラズマアクチュエータによる流れ制御手法は複雑な機構が不要、制御の自由度、応答性が高い点から期待される制御手法である。本研究ではプラズマアクチュエータを用いた流れ制御手法を超音速機の流れ場制御に適用し離着陸空力性能を改善する空力デバイスの研究・開発を目指す。</p>			
<p>目的 プラズマアクチュエータを用いた流れ制御技術を超音速機に適用して、離着陸空力性能を改善する。</p>			
<p>期待する成果 先進的で効率的な離着陸空力性能改善手法の創出。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項 ・低速風洞試験 ・大型計算機の利用環境 ・JAXA の風洞試験結果や CFD 解析結果</p>			

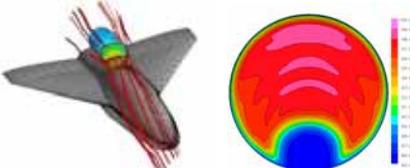
研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
空力技術の研究	離着陸性能改善技術	最大2年	共同 / 委託 研究
<p>研究課題名</p> <p>超音速航空機形態の非線形空力特性簡易推算手法に関する研究</p>			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>静粛超音速機技術の研究開発における離着陸性能改善技術の研究に資する。低速高迎角飛行状態における縦方向空力特性として揚力や揚抗比の改善、ピッチアップや不連続的なロール特性などの非線形的な空力特性の改善を目指している。基礎的な流れ場や空力特性のメカニズム解明を行い、先進的で独創的な空力性能改善コンセプトの創出する。さらに、これらのコンセプトの有効性、効率性を追求し、航空機形態や実飛行環境への適用性を評価し、実機適用技術の確立を目指す。同時に、これらのコンセプトの問題点や課題を明確にすることにより、今後の研究の方向性を指針を得ることを目指す。また、離着陸空力性能改善技術を含む空力性能推算手法の開発を行い、効率的な空力設計システムに反映させる。</p> <p>この研究では後退角の大きい超音速航空機形態特有のピッチアップ特性を含む非線形的な空力特性に着目し、メカニズムの解明、改善デバイスの考案、非線形空力特性簡易推算ツール開発といった流れで研究を進め、静粛超音速機技術における離着陸空力性能改善技術として重要な指標を得ることを目指す。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>超音速航空機の非線形空力特性に関してはピッチアップなどの縦方向特性や wing rock などの横方向特性において多くの研究がなされてきたが、本研究では縦方向非線形空力特性に着目していることから、研究動向、課題を挙げる。超音速機のピッチアップ現象は高迎角においてピッチングモーメントが非線形的に不安定方向に急激な変化する特性であり、翼の後退角とアスペクト比の翼の平面形に強く依存する。原因としては前縁剥離渦の崩壊や外翼部の局所的な失速、内・外翼渦の合体などが挙げられている。しかしながら、低速高迎角の流れ場は渦の崩壊や合体、剥離など複雑な流れ場であることから初期形状設計段階で利用できる簡易的な非線形性推算手法は確立されてない。また、非線形性改善手法として欧米では古くから多くの研究がなされ、翼平面形による改善、前縁フラップやボルテックスジェネレータ、フェンスなどによる改善策を提案している。しかしながら、空力デバイスは高速飛行領域での空力性能の低減や機構的な不利から実機に採用された例は報告されてなく、平面形や制御・運用面での対策で対応している現状と考えられる。</p> <p>本研究ではクランクトアロー翼におけるピッチアップのメカニズムを明確にし、簡易的に非線形を推算する手法の確立を目指すと同時に高効率の空力デバイスのコンセプトの創出を目指す。</p>			
<p>目的</p> <p>縦方向空力特性の非線形性のメカニズムを解明し、非線形を効率的に改善する空力デバイスを考案する。また、非線形空力特性を推算する簡易推算ツールの開発を開発する。</p>			
<p>期待する成果</p> <p>縦方向の非線形空力特性を改善する空力デバイスの提案。超音速機概念形状設計システムへの反映できる非線形空力特性の簡易推算ツールの開発。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・低速風洞試験</li> <li>・JAXA の風洞試験結果や CFD 解析結果</li> </ul>			

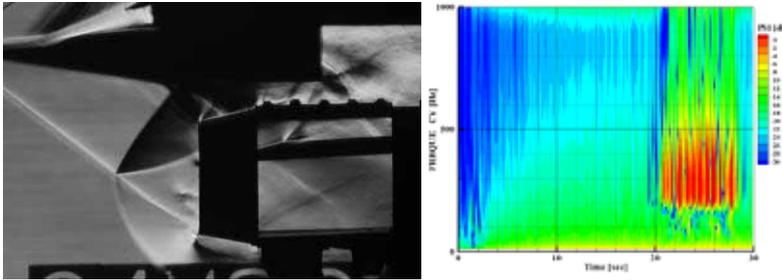
研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
構造技術	複合材構造技術	最大 3 年	共同 / <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">委託</span> 研究
<p><b>研究課題名</b> Topology Optimization による航空機構造部材形状最適設計</p>			
<p><b>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</b> 静粛超音速機技術の研究開発における複合材構造技術の研究に資する。次世代超音速機においては優れた空力性能, プーム特性, 構造重量の軽減を同時に実現することが克服すべき主要課題として位置づけられている。そのため静粛超音速機技術の研究開発の構造設計において, 空力性能と構造重量最小化を両立させる他分野統合最適設計の研究を進めている。空間の制限や荷重条件など複数の制約条件を満たしつつ, 最小重量を与える構造部材の設計手法の確立は, 他分野統合最適設計における構造設計手法の高度化, および次世代超音速機に即した新しい構造様式の創出に資することが期待される。</p>			
<p><b>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</b> 空力性能, プーム特性を向上させるためには OML(機体外形状)が複雑な曲面となり, 構造部材を配置可能なスペースが制限される場合が多い。加えて機体の L/D 向上のためには常に翼厚比, 胴体径ともに縮小される傾向であり, 内部構造の配置には形状的な制限が課される。例えば翼胴接合部においては, 取り付け金具の強度評定などにより, OML 形状に構造部材が収まらずフェアリングやバルジが追加され, 結果として空力性能が悪化することが懸念される。 一方で, 機体重量軽減のため, 超音速機主構造には先進複合材料の積極利用が検討されている。複合材料部材と金属金具との接合においては両者の挙動の違いから, 設計上の制約条件が存在する。複合材料構造に使用する金具の設計としては, 強度, 形状制約, 荷重および設計制約条件を加味した最適設計法の構築が必須となる。</p>			
<p><b>目的</b> 複合材料部材を用いた超音速航空機構造に適用可能な, 金具の形状最適設計手法の確立を目指す。 研究目的が達成される場合, 研究題目にある Topology Optimization を必ずしも適用する必要はないものとする。</p>			
<p><b>期待する成果</b> 最適設計の適用による構造部材形状の軽減可能性の提示, および汎用性の高い設計ツールの構築。また得られた最適設計形状をシームレスに CAD へ渡すインターフェースの実現など。</p>			
<p><b>JAXA が提供できる事項</b> 静粛超音速実験機や次世代超音速小型旅客機の設計検討において得られた空力形状および荷重データなど。航空機用複合材料の材料物性値, 試験データなど。</p>			

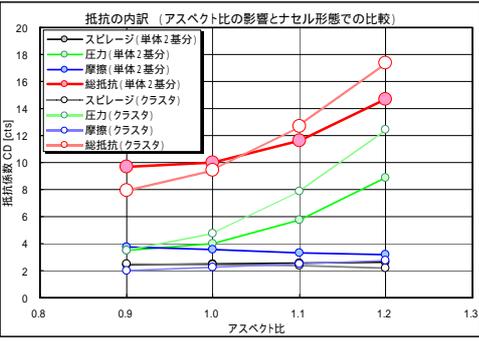
研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
推進技術	高効率インテーク技術の研究	最大3年	共同 / 委託 研究
<p>研究課題名</p> <p style="text-align: center;">超音速インテークのディストーション性能評価に関する研究</p>			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>静粛超音速機技術の研究開発の高効率インテーク技術の研究において、短路化技術などを適用した新たなインテークの概念創出や超音速機の推進系設計の設計効率向上に関する研究を進めている。インテーク出口の総圧分布の不均一性(ディストーション)の予測技術の高精度化は、エンジンの運用範囲などの推進系設計の初期段階での予測を可能とし、推進系設計の飛躍的効率向上に資するものと期待される。また、インテークの性能評価をより精度良く行うことで、新しいインテークの概念検討に資することが期待される。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>世界的なトレンドとしてインテークの短路化、ダイバタレス化、抽気なしなどのインテーク概念は従来の形態に比べてディストーションに大きな影響を及ぼすものと予想されており、その予測の高精度化は極めて重要になってきている。</p> <p>現状のCFDによる予測技術はインテークの設計に一定度の解析精度を有しているが、ディストーションについては必ずしも十分に予測できていない(下図)。そのため、ディストーションの定量的な評価には、長い準備期間を要する風洞試験計測に依存しているのが現状である。</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around; align-items: flex-end;"> <div style="text-align: center;">  <p>CFDによるディストーション予測</p> </div> <div style="text-align: center;">  <p>実験によるディストーションの計測結果</p> </div> </div>			
<p>目的</p> <p>超音速インテークの出口における総圧分布の不均一性(空間ディストーション)の実験によらない手法による予測精度の向上。</p>			
<p>期待する成果</p> <p>例えば高精度な手法を適用したCFD解析結果、種々の乱流モデルの適用性調査による予測精度向上などディストーションの予測精度の向上に資する結果。</p>			
<p>JAXAが提供できる事項</p> <p>大型計算機の利用環境、対象とするインテークの空力形状とその風洞試験結果など</p>			

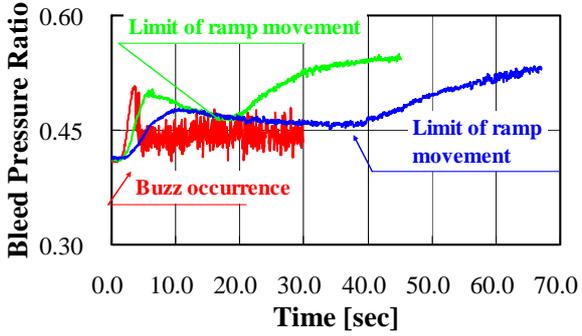
研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
推進技術	高効率インテーク技術の研究	最大3年	共同/委託 研究
研究課題名 超音速インテークのバズに関する研究			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ 静粛超音速機技術の研究開発の高効率インテーク技術の研究において、小型/大型 SST 概念を対象にしたインテークの概念設計を進めている。インテークの超音速域における亜臨界作動状態で発生する衝撃波の振動現象(バズ)の発生機構の明確化により、バズの発生条件を定量的に予測することもしくはバズの発生を防ぐことはインテークの運用範囲の拡大に資するのみでなく、推進系全体の安全性、信頼性の向上に資するものと期待される。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など バズはインテークの超音速ディフューザ部における衝撃波/衝撃波干渉により生じるせん断層の流入により生じる場合(Ferri 型)やランプ面の境界層はく離により生じる場合(Dailey 型)があるが、発生機構は必ずしも解明されていないのが現状である。 JAXAの所有するCFDによる予測技術ではインテークのバズ発生を十分に予測することが困難であり、インテークの設計においては風洞試験により、インテークの作動マップ上でバズの発生境界を計測し、バズが生じない範囲において推進系の運用性を検討する手法をとるのが現状である。</p>			
 <p>時間とともにインテーク流量を絞るとインテーク上流の衝撃波が振動する(左図)。右図はその時の圧力変動の時間周波数解析結果で赤い部分がバズによるもの。</p>			
<p>目的 バズの発生機構を解明すること、もしくはバズの発生条件を明確化すること。</p>			
<p>期待する成果 例えば理論解析や CFD によるバズ発生の予測、実験によるバズ発生条件の明確化など、インテークの運用範囲を拡大することやバズの発生を防止する新たな概念の創出に資する結果。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項 大型計算機の利用環境, JAXA における風洞試験結果など</p>			

研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態																																													
推進技術	高効率インテーク技術の研究	最大3年	共同 / 委託 研究																																													
<p>研究課題名</p> <p style="text-align: center;">クラスタ型超音速インテークのモジュール間干渉に関する研究</p>																																																
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>静粛超音速機技術の研究開発の高効率インテーク技術の研究において、大型 SST 概念を対象にしたインテークの概念設計を進めている。大型 SST ではコンコルドに見られるような、エンジンを多発化することによるクラスタ型のインテークが空力的に有利であると予想されているが、クラスタ型を採用することにより、例えば片方のエンジンが停止した場合の他方に対する影響など技術的な課題を抽出し、その課題を解決するための研究が求められる。</p>																																																
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>コンコルド以降、クラスタ型を採用した超音速旅客機はなく、国内において技術的な知見は十分とはいえない。JAXA では大型 SST を対象にクラスタ型インテークによる抵抗低減効果を検討しているのみであるのが現状で、クラスタ間の干渉など技術課題を抽出し、それらを踏まえた概念検討を実施することが課題である。</p>																																																
<div style="display: flex; align-items: flex-start;">  <div style="margin-left: 20px;"> <p>抵抗の内訳 (アスペクト比の影響とナセル形態での比較)</p>  <table border="1"> <caption>抵抗の内訳 (アスペクト比の影響とナセル形態での比較) の推定データ</caption> <thead> <tr> <th>アスペクト比</th> <th>スปีレージ(単体2基分)</th> <th>圧力(単体2基分)</th> <th>摩擦(単体2基分)</th> <th>総抵抗(単体2基分)</th> <th>スปีレージ(クラスタ)</th> <th>圧力(クラスタ)</th> <th>摩擦(クラスタ)</th> <th>総抵抗(クラスタ)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>0.9</td> <td>10.0</td> <td>4.0</td> <td>2.0</td> <td>16.0</td> <td>8.0</td> <td>4.0</td> <td>2.0</td> <td>14.0</td> </tr> <tr> <td>1.0</td> <td>10.5</td> <td>4.5</td> <td>2.0</td> <td>17.0</td> <td>9.0</td> <td>4.5</td> <td>2.0</td> <td>15.5</td> </tr> <tr> <td>1.1</td> <td>12.0</td> <td>5.5</td> <td>2.0</td> <td>19.5</td> <td>10.5</td> <td>5.5</td> <td>2.0</td> <td>18.0</td> </tr> <tr> <td>1.2</td> <td>14.0</td> <td>7.0</td> <td>2.0</td> <td>23.0</td> <td>12.0</td> <td>7.0</td> <td>2.0</td> <td>21.0</td> </tr> </tbody> </table> </div> </div> <p>左図はコンコルドの例。右図は単体ナセルを配置する(赤実線)よりもクラスタ化した方(赤破線)が抵抗が小さくなることを示す検討結果例。</p>				アスペクト比	スปีレージ(単体2基分)	圧力(単体2基分)	摩擦(単体2基分)	総抵抗(単体2基分)	スปีレージ(クラスタ)	圧力(クラスタ)	摩擦(クラスタ)	総抵抗(クラスタ)	0.9	10.0	4.0	2.0	16.0	8.0	4.0	2.0	14.0	1.0	10.5	4.5	2.0	17.0	9.0	4.5	2.0	15.5	1.1	12.0	5.5	2.0	19.5	10.5	5.5	2.0	18.0	1.2	14.0	7.0	2.0	23.0	12.0	7.0	2.0	21.0
アスペクト比	スปีレージ(単体2基分)	圧力(単体2基分)	摩擦(単体2基分)	総抵抗(単体2基分)	スปีレージ(クラスタ)	圧力(クラスタ)	摩擦(クラスタ)	総抵抗(クラスタ)																																								
0.9	10.0	4.0	2.0	16.0	8.0	4.0	2.0	14.0																																								
1.0	10.5	4.5	2.0	17.0	9.0	4.5	2.0	15.5																																								
1.1	12.0	5.5	2.0	19.5	10.5	5.5	2.0	18.0																																								
1.2	14.0	7.0	2.0	23.0	12.0	7.0	2.0	21.0																																								
<p>目的</p> <p>クラスタ間干渉などの技術課題となりうる課題を明確化し、その課題を克服する。</p>																																																
<p>期待する成果</p> <p>例えば CFD 等によりクラスタ間干渉により生じる空力的な問題点の把握や、クラスタ間のインテーク性能差を考慮した推進系制御法など、幅広い分野を対象にして、大型 SST 概念への適用に向けて検討すべき抽出された課題とそれを克服するための研究結果。</p>																																																
<p>JAXA が提供できる事項</p> <p>大型計算機の利用環境, JAXA における検討結果など</p>																																																

研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
推進技術	高効率インテーク技術の研究	最大3年	共同/委託 研究
<b>研究課題名</b> 超音速インテークの制御技術に関する研究			
<b>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</b> 静粛超音速機技術の研究開発の高効率インテーク技術の研究において、小型/大型 SST 概念を対象にしたインテークの概念設計を進めている。インテークとエンジンとの作動適合において可変ランプや2次空気などインテーク流量を制御することが空力性能向上のために有効であり、最適な制御技術を確立することや制御を加味したインテーク性能予測技術は、機体の飛行プロファイル全体に対するインテークの空力性能の飛躍的な向上に資するものと期待される。			
<b>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</b> コンコルドでは可変ランプにより、インテーク制御が行われている。また、低速時には補助ドア、エンジン停止時には非常ドア等によりインテーク流量の制御が行われている。JAXA ではバズを回避することを目的とした、可変ランプによるインテーク制御概念を風洞試験レベルで実証しているのが現状であり、実機設計への適用を目指して、飛行プロファイルや非常時を考慮した制御法を確立することや、制御を考慮した空力性能の予測法を確立することが課題としてあげられる。			
<div style="display: flex; align-items: center;">  <div style="margin-left: 20px;">  </div> </div> <p>左図は可変制御技術実証試験の様子。右図はインテーク流量を絞る過程で可変制御をしない場合(赤線)はバズが発生し激しい圧力変動が生じるが、可変制御の適用により(青線)、バズは回避された結果を示す。</p>			
<b>目的</b> SST の運用全体を考慮したインテーク制御技術を確立することや制御を考慮したインテークの空力性能予測技術を確立すること。			
<b>期待する成果</b> 例えば離陸～超音速巡航～着陸までの運用範囲全域で推進性能/機体性能を最適化するための制御概念、可変制御を組み込んだCFDによる性能解析結果など、幅広い分野を対象にして、可変制御概念創出に資する結果。			
<b>JAXA が提供できる事項</b> 大型計算機の利用環境、JAXA における風洞試験結果など			

研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
ソニックブーム計測・評価技術の研究	ソニックブーム評価技術の研究	最大3年	共同 / 委託 研究
<p>研究課題名</p> <p style="text-align: center;">ソニックブーム評価手法に関する研究</p>			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>静粛超音速機技術の研究開発のソニックブーム評価技術の研究においては、ソニックブームが人間の知覚・心理に与える影響の調査を行っている。被験者試験による評価結果は、陸地上空の超音速飛行実現に必要なソニックブームに関する新たな国際基準の策定に資すると同時に、低ブーム設計された機体のソニックブームが知覚・心理へ与える影響の低減効果の検証や、目標とする低ブーム波形の検討などに活用する。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>ICAO(国際民間航空機関)においてソニックブームに関する新たな国際基準策定への動きが本格化する中、ソニックブームシミュレータ(下図)などを用いた被験者による評価試験が JAXA を含めた国内外の機関で実施されている。しかし、ソニックブームは衝撃性、超低周波成分、大音圧、単発性などを同時に有し、他の騒音と音響的性質が異なるため、ソニックブームに適した評価メトリックと評価手法は十分に確立されていない。屋外で聴取されるソニックブームの評価は NASA を中心とした従来の被験者試験結果からある程度の見通しが得られているが、屋内における音響現象はソニックブームによる窓のがたつき音などの副次的な騒音や室内における反射や音響モードの影響により複雑なものとなり、評価メトリックや評価手法の研究も初期段階にあるのが現状である。</p>			
<div style="display: flex; justify-content: space-around;">  </div> <p>ソニックブームシミュレータ</p>			
<p>目的</p> <p>国際基準策定においても重要な、主に室内におけるソニックブームの評価に有用なメトリックの研究およびそのメトリックを用いた被験者試験手法等の確立を目的とする。</p>			
<p>期待する成果</p> <p>主に室内におけるソニックブームの評価に有用と思われるメトリック候補の特定と、そのメトリックを用いてソニックブームの評価を行うために有効な被験者試験等の評価手法の検討・提案。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項</p> <p>ソニックブームシミュレータを用いたソニックブーム評価被験者試験データなど</p>			

研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
誘導制御技術	誘導制御技術の研究	最大2年	共同 / 委託 研究
研究課題名 気球落下超音速飛行実験の飛行経路検討			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>静粛超音速機技術を低コストで飛行実証する方法として、推進器を持たない機体を高層気球から落下させて超音速を達成することが考えられる。この実験方式での飛行経路について検討を行い、D-SEND 計画における飛行実験に資する。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>小型の機体で大型機のソニックブームを模擬した計測を行うためには、マイクとの距離を短くする必要があり、空気密度の高い低空で高速を達成する、経路角の深い飛行経路が必要となる。</p> <p>また、気球から落下した機体は、ソニックブームを計測するために地上に設置されたマイクに対して、適切な位置を飛行する必要がある。気球の位置を厳密に制御することはできず、機体の飛行方法で位置誤差を吸収する必要がある。</p> <p>気球を用いた無動力機による飛行実験としては、高速飛行実証フェーズ II (HSFD-II) の例があるが、計画最大速度はマッハ 1.2 であり、静粛超音速機技術の実証に必要なレベルには達していない。また、超音速での対地誘導は行っていない。</p> <p>他に例の無い実験方法であるので、従来の考え方にとらわれない発想で、検討を行う必要がある。</p>			
<p>目的</p> <p>低ソニックブーム設計コンセプト確認落下試験での実験機の適切な飛行経路の設定方法を創出することを旨とする</p>			
<p>期待する成果</p> <p>気球からの分離位置の変換に応じた、飛行経路設定方法の案出。</p> <p>風のばらつき等の誤差を吸収する誘導方式の案出。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項</p> <p>飛行要求、機体のシミュレーションモデル(空力モデル、質量特性モデル等)。</p>			

研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
誘導制御技術	誘導制御技術の研究	最大3年	共同 / 委託 研究
<p>研究課題名</p> <p style="text-align: center;">誘導制御の観点による超音速旅客機の設計基準</p>			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>誘導制御の観点で適切な機体を設計することを可能にし、誘導制御設計の効率化を図ることにより、静粛超音速機技術の研究開発における誘導制御技術の研究に資する。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>航空機の設計では、単純化された設計基準に沿うように機体の形状等を設定した上で、詳細な検証を行って、設計の見直しを繰り返す。しかし、誘導制御については、検証に空力データや質量特性データが必要なため、検証結果を得るまでに多くの時間がかかり、繰り返し設計による最適化が難しい。このため、初期設計を決める設計基準が妥当なものである必要があるが、超音速機については、超音速巡航を実現した旅客機はコンコルドのみであり、設計基準が確立していない問題がある。</p> <p>超音速機特有の課題としては、例えば音速前後での空力中心の移動がある。これに対処する手段として燃料の移動による重心の調節が行われるが、どの程度の移動が最低限必要なのかを、機体の安定余裕やトリム能力の観点から整理しておくことで、初期設計の確度を上げることができると考えられる。</p>			
<p>目的</p> <p>誘導制御の観点からの超音速旅客機の設計基準の獲得を目指す。</p>			
<p>期待する成果</p> <p>必要な設計基準(設計の課題)の整理。 超音速旅客機の設計基準の試案。例えば重心調節機能に対する要求。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項</p> <p>機体のシミュレーションモデル(空力モデル、質量特性モデル等)。</p>			

研究テーマの概要

研究分野	研究題目	期間	研究形態
誘導制御技術	誘導制御技術の研究	最大3年	共同 / 委託 研究
研究課題名 超音速機飛行解析ツールの開発			
<p>静粛超音速機技術の研究開発における位置づけ</p> <p>超音速機は飛行状態の範囲が広く、設計点が増加することから、誘導制御系の設計及び検証を効率的に行うことが求められる。本研究は、このうちシミュレーションによる検証の効率化を目指すことにより、静粛超音速機技術の研究開発における誘導制御技術の研究に資する。</p>			
<p>動向・解決すべき課題・問題点の所在など</p> <p>従来、飛行シミュレーションツールは、対象ミッション毎に作成することが多く、飛行実験システムの検討において飛行解析に着手するのに時間を要していた。システム設計の初期段階において飛行制御の観点からの検討を十分加えられず、手戻りが大きくなる問題があった。これを解決するためには、標準的な飛行シミュレーションツールが必要である。</p> <p>共通シミュレーションツールを開発することは過去にも試みられたが、成功していない。原因として考えられる項目を以下に挙げる。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・機体モデルがプロジェクト毎に異なること。数値だけでなく、形式そのものが違う。</li> <li>・設計すべき制御則はアルゴリズムであり、ツールに与えるデータとして表現できないこと。</li> <li>・設計者が習得しているプログラミング言語が共通でないこと。</li> </ul> <p>これらの問題を乗り越えるためには、柔軟に変更可能でありながら、習得が容易なツールである必要がある。新しいプログラミングの概念を取り入れることで実現に近づく可能性がある。</p>			
<p>目的</p> <p>多様な機体モデルに対応できるとともに、習得が容易な、超音速機の飛行経路の解析を行う汎用ツールを開発する。</p>			
<p>期待する成果</p> <p>柔軟に変更可能かつ習得容易なシミュレーションツールを実現するための、プログラミング手法。それを適用したシミュレーションツールのプロトタイプ。</p>			
<p>JAXA が提供できる事項</p> <p>機体のシミュレーションモデル(空力モデル、質量特性モデル等)。運動方程式等。</p>			