

極超音速機の研究開発構想



平成19年3月

宇宙航空研究開発機構
航空プログラムグループ
極超音速機研究委員会

目次

| | |
|-----------------------------|----|
| 1. はじめに | 3 |
| 2. JAXA長期ビジョン | 4 |
| 3. 極超音速機・実用システムの基本構想 | 6 |
| 3.1 極超音速機の研究開発動向 | 6 |
| 3.2 極超音速機・実用システムの候補 | 9 |
| 3.3 極超音速輸送機のシステム検討 | 11 |
| 4. 技術課題と技術開発項目 | 13 |
| 4.1 システム関連の技術開発項目 | 15 |
| 4.2 空力関連の技術開発項目 | 18 |
| 4.3 構造関連の技術開発項目 | 22 |
| 4.4 制御関連の技術開発項目 | 24 |
| 4.5 推進関連の技術開発項目 | 27 |
| 5. 研究開発構想 | 30 |
| 5.1 研究開発ロードマップ | 30 |
| 5.2 基盤技術研究構想 | 36 |
| 5.2.1 設計解析手法に関する基盤技術研究構想 | 36 |
| 5.2.2 基礎試験／地上実証試験等の基盤技術研究構想 | 39 |
| 5.3 飛行実証構想 | 44 |
| 5.3.1 マッハ2 飛行実証 | 46 |
| 5.3.2 マッハ5 飛行実証 | 48 |
| 5.3.3 マッハ5 自立加速飛行実証 | 53 |
| 5.3.4 マッハ5 巡航飛行実証 | 57 |
| 6. まとめ | 59 |
| (参考) 極超音速技術開発動向 | 60 |
| A. 極超音速機開発に関する文献調査 | 60 |
| B. 極超音速機用機体構造に関する動向調査 | 64 |
| 参考文献 | 69 |
| 極超音速機研究委員会 検討経緯 | 71 |
| 極超音速機研究委員会・構成員（敬称略・順不同） | 72 |

1. はじめに

平成 17 年 3 月に策定された JAXA 長期ビジョンにおいて、航空機の高速度化と宇宙輸送への展開を目指して、段階的に超音速／極超音速技術を蓄積し、20 年後までに「マッハ 5 クラスの極超音速実験機の実証を行う」ことが目標として示された。具体的には、約 5 年後までに静粛高速研究機による先進的機体設計技術の実証及び高速推進システムの研究開発を実施する旨が示されている。また、10 年後までに、極超音速実験機に向けた極超音速エンジンと機体の統合技術の研究開発を進める旨が示されている。

この極超音速機を実現することにより、2 時間で太平洋を横断することが可能となり、全世界の航空輸送に革命をもたらすことができる。また、技術開発段階である無人の極超音速実証機についても、緊急を要する災害観測、広範囲の環境観測、及び小型人工衛星の軌道投入といった用途に活用することが可能である。

これを受け、平成 17 年 10 月に JAXA 内に航空プログラムグループが設立され、その内部組織である超音速機チームにおいて、超音速／極超音速機に関する技術開発を強化することになった。

上記に掲げる目標を達成するためには、極超音速の利点を生かした実用ミッションを明確にし、実用化までに必要な研究計画を策定して、着実に実行して行く必要がある。かかる状況を踏まえて、2006 年 1 月以来、JAXA は大学、航空宇宙関連企業及び JAXA 内の関係部署の研究者等から構成される「極超音速機研究委員会」を組織・開催し、極超音速機・実用システムの検討、極超音速機の技術開発項目の抽出、具体的な開発ロードマップの策定、について議論を重ねてきた。本報告は全部で 7 回にわたる委員会の検討結果をまとめたものである。

本委員会の報告提案が、今後のわが国の極超音速機開発の方向付けとなり、JAXA、関連企業、大学、等のオールジャパン体制のもと、極超音速機実証機実現に先導的役割を果たすことを信じる。

2. JAXA長期ビジョン

JAXAでは、2005年3月、航空宇宙分野について明確な将来像を示し、今後20年後までの航空宇宙分野の望ましい姿として、JAXA長期ビジョン2025^[1]を提案した。これは、航空宇宙分野が社会活動の礎となりさらに諸外国においても国家の重要政策として宇宙開発利用をとらえ、航空分野においても欧米において国家レベルで産業基盤強化とイニシアティブを図っている現状において、2003年に旧宇宙3機関（宇宙開発事業団、宇宙科学研究所、航空宇宙技術研究所）が統合して発足したJAXAが我が国の航空宇宙分野における研究開発の中核を担う機関であるという立場を踏まえ、これら分野についての明確な将来像を提示し社会に問う責務があるという認識に基づくものである。

このJAXAの長期ビジョンは、

『世界最高の信頼性と競争力のあるロケットや人工衛星を開発し、安全で豊かな社会の実現に貢献する。また、トップサイエンスを推進するとともに、独自の有人宇宙活動や月の利用への準備を進める。さらにマッハ5クラスの極超音速実験機の実証を行う。これらにより、宇宙航空の基幹産業化に貢献する』

と掲げられている。上記を具体化するために、さらに以下の5つのカテゴリに細分化されている。

- (1) 宇宙航空技術を活用することで、安全で豊かな社会の実現に貢献する。
- (2) 宇宙の謎と可能性を探求することで、知の創造と活動領域の拡大に貢献する。
- (3) 世界最高の技術により、自在な宇宙活動能力を確立する。
- (4) 自立性と国際競争力を持つ宇宙産業への成長に貢献する。
- (5) 航空産業の成長への貢献と将来航空輸送へのブレークスルーを目指す。

以上から、本稿の対象となる極超音速機の実証は、JAXA長期ビジョンにおいて航空宇宙分野における基幹産業化に向けた柱として位置づけられていることがわかる。

具体的ビジョンを述べた5つのカテゴリの中の(5)では、航空産業の基幹産業化に向けた現状認識と極超音速機実証の役割について示されている。まず、航空機製造産業のGDP比で比較した場合、現状では航空先進国の約5分の1に留まっていることが示されている。一方で、将来を見渡すと、航空機市場の要請として高速性と利便性が、また、社会からの要請としては環境適合性と安全性の向上が求められるとしている。現在の相対的に小さい航空分野における我が国の産業規模を、将来、我が国の経済規模に相応しい規模の基幹産業にまで成長させるためには、上記の要請に応えつつ、国際的に十分なバーゲニングパワーを持つことが必要であるという認識がなされている。

JAXAが航空機研究開発の先導役として、このバーゲニングパワーに相当する高付加価値技術を先行的に獲得し、航空輸送のブレークスルー技術を創出することは、我が国航空産業の発展に貢献することにつながると考えられ、長期ビジョンに掲げる期間において実現可能な項目の選定と条件の整備が必要である。

JAXAの長期ビジョンにおいては、航空分野における高付加価値技術として、2つの

極超音速機の研究開発構想

構想を掲げており、国産ブランド機の開発とともに、この極超音速機の技術実証が掲げられている。現在のマッハ0.8で飛行するジェット機で例えば東京からロサンゼルスまで10時間かかる飛行時間を、マッハ5で飛行する極超音速機では、液体水素を燃料とすることで高いエネルギー効率で炭酸ガスを排出することなく、約2時間程度にまで短縮することが可能である。このように、極超音速機技術は、航空分野における高付加価値技術であるだけでなく、上記に掲げた、将来にわたる市場および社会の要請に応えることも可能である。マッハ5クラスの極超音速機の技術実証は、本稿後述の現在までの我が国の技術実績および将来の動向を勘案すれば、技術的には長期ビジョンの視野とする20年程度で可能であると判断できることから、JAXAは長期ビジョンにおいて航空分野のブレークスルーとして極超音速機技術実証を掲げ、そのために必要な周囲技術の整備と実証を目指すこととしている。

長期ビジョンの目指す期間は概ね20年であるが、長期ビジョンを実現するための考え方として、ロードマップ作成にあたり、最初の10年と続く10年に分けて選択と集中を図ることとされている。航空分野の目標とロードマップにおいても各項目について段階的な構想が示されている。極超音速実証機についていえば、最初の10年で実証機に向けた高速推進システムの研究開発、極超音速エンジンや機体との等合統合技術の研究開発を先行的に進め、さらに続く10年で、マッハ5クラスの無人極超音速実証機により、太平洋を2時間で横断できる技術の飛行実証を行い、将来の実機開発及び宇宙輸送システムへの展開を図る、としている。

3. 極超音速機・実用システムの基本構想

JAXA長期ビジョンで掲げたマッハ5クラスの極超音速機について、これまでの研究開発動向を踏まえて、約20年後に達成できると考えられる実用システムの基本構想を検討した。この検討においては、特定の用途に限定せず、極超音速機の技術が確立された場合に実用化が可能となる用途を幅広く提案することを目的とした。

3.1 極超音速機の研究開発動向

極超音速機は、マッハ4程度以上で飛行する航空機であり、その高速性を生かした用途が考えられる。旅客輸送に用いられれば、大陸間輸送の大幅な高速化が可能となる。また、上段ロケットを追加することで宇宙輸送に発展させることもできる。この場合は、母機は完全再使用となるため、頻繁な打上げ需要にも対応することができるようになる。このような用途を目指しつつ、これまで、諸外国および我が国において、極超音速機関連の研究開発が実施されてきた。

極超音速機の研究開発は1960年代の米国において精力的に実施され、ロケットエンジンを用いたX-15実験機^[2]によるマッハ6.7の飛行が達成されている。同じ時期に、極超音速で作動するスクラムジェットエンジンの研究も開始されており、X-15を用いた飛行試験も行われた。これらの技術は、アポロ計画やスペースシャトル計画においても検討の対象となったが、技術の熟成に時間を要したため、実用化は見送られてきた。

1980年代には、レーガン大統領のニューオリエントエクスプレス構想により、NASP（国家航空宇宙機）^[3]の計画が立てられ、空気吸込式エンジンの研究が盛んに行われた。これはスクラムジェットエンジンを用いてマッハ25まで加速し、地球周回軌道に到達するという意欲的な計画であったが、目標が高すぎて開発コストが莫大になると予測されたため、計画が途中でキャンセルされた。同時期に、ドイツからは、ターボラムジェットエンジンを用いてマッハ7程度まで加速し、上段を分離して軌道に到達するSanger計画^[4]が提案された。また、イギリスからは、空気液化式ロケットエンジンを搭載したHOTOL計画^[5]が提案された。日本においては、エアターボラムジェット^[6]、空気液化式ロケットエンジン^[7]、スクラムジェット等の極超音速推進の研究と、再突入機であるHOPEの研究開発計画が開始され、主要な技術を実証しつつ現在に至っている。

2000年代に入って、風洞実験の蓄積と飛躍的に向上した数値解析技術の応用によって、極超音速機の研究開発は成熟段階に達し、実証機によるスクラムジェット飛行実験を行なう段階に入っている。飛行実験手段としては、ペガサスロケット^[8]のように、航空機からの空中発射によって低コストで極超音速に達する手段が確立されている。同様に、航空機からの空中発射によって宇宙空間への有人弾道飛行を行うSpace Ship One^[9]も成功し、低コストの高速高空飛行手段が確立されつつある。

以下に、ここ数年の極超音速機関連の研究開発動向を記す。

(1) 米国の動向

米国ではスクラムジェットエンジンを搭載した極超音速実験機X-43A^[10]（図3.1-1）を実施した。X-43Aは、スクラムジェットエンジン（マッハ5以上で作動）を搭載した

極超音速機の研究開発構想

機体のマッハ 7 と 10 における瞬間性能を約 10 秒の実験で実証したもの。X-43A は、巡航マッハ数に最適化された形状のエンジンを搭載して実用機開発に必要な空力・推進性能データを取得した。マッハ 7 と 10 においてほぼ速度を維持できることを実証したが、設定マッハ数までの加速には、空中発射式の固体ロケットを利用した。実用化のためには、低速用エンジンの複合化と、変化するマッハ数に適応したスクラムジェットエンジンの可変形状化、および巡航時間に対応した耐熱冷却構造の開発が必要である。

X-43A に続く構想として、X-43B (ターボ系複合エンジン) と X-43C (ケロシン燃料・ロケット系複合エンジン) の計画^[11]があったが、これらは、火星探査等を重点化するブッシュ大統領の新宇宙政策の影響を受けてキャンセルされている。今後は、極超音速推進の技術は、米国空軍を中心にして維持発展させるとのことである。この場合、地球上のどこにでも 2 時間以内に到達できる極超音速偵察機 (爆撃機) の実用化が当面 (5 ~ 10 年) のターゲットとなり、極超音速ターボジェットである RTA エンジン^[12] (図 3.1-2) とケロシン燃料のラム/スクラムジェットの研究開発に力を入れていくとのことである。宇宙輸送への展開は、マッハ 15 クラスのスクラムジェットと合わせて、20 年程度の将来構想として説明されている。



図 3.1-1 X-43A 実験機

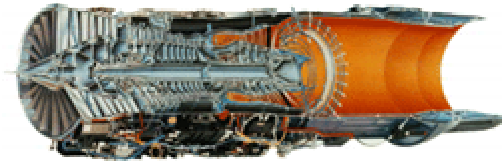


図 3.1-2 RTA エンジン

(2) 欧州等の動向

ESA では、将来輸送系プログラムとして、FLPP (Future Launchers Preparatory Program: 2004-2012) ^[13] が開始された。欧州内では、PHOENIX (EADS 社) ^[14]、Pre-X (CNES) ^[15]、EXPERT (ESTEC) ^[16]、SHEFEX (DLR) ^[17]、USV (CIRA) ^[18] といった再突入機関連の実験機構想が提案されている。また、EU を中心にして、極超音速旅客機の検討が始められたとの情報がある。

フランスの ONERA と MBDA 社は、スクラムジェット飛行実験のための LEA 実験機構想^[19]を持っている。同実験機はラム/スクラムジェットエンジンの飛行実証をマッハ 4、6、8 で実施する計画であり、2009 年~2012 年の実施を想定している。現在は飛行実験をにらんだ燃料冷却構造や可変機構の開発に精力的に取り組んでいる。軍関係 (ミサイル) のプログラムであるが、担当者は宇宙輸送系への適用も想定して開発を行っている。ロシアの空中発射ロケット (液体) を使って、X-43A より低コストで実験できるとのことである。オーストラリアは固体ロケットを用いたスクラムジェットエンジンの実験システムである HySHOT^[20]を構築し、精力的に飛行実験を進めている。今年度は、JAXA 供試体や DARPA 供試体を載せて、飛行実験を行う計画である。

(3) 我が国の動向

日本においては、JAXA を中心として、極超音速エンジン関係の研究が進められてきた。

マッハ6まで作動する極超音速エンジンとして、予冷ターボエンジンが考案され、地上燃焼試験(ATREXプロジェクト:図3.1-3)^[21]においてその実現性が実証されている。予冷ターボエンジンは、高いマッハ数で飛行する際に問題となる空力加熱に対して、燃料の液体水素で空気を冷却することで、エンジンの作動上限マッハ数を向上させるエンジン方式である。現在は、エンジンサイクルの高速飛行実証に向けて、小型実証エンジンの製作が進められている。

また、1999年に終了した通商産業省・工業技術院の超音速輸送機用推進システムの研究開発(HYPRプロジェクト:図3.1-4)^[22]においては、マッハ5まで作動可能な地上試験用ターボ・ラムジェットが開発され、高空環境模擬試験等によりマッハ5までの技術成立性が実証されている。

さらに、マッハ5～15程度で作動する極超音速エンジンとして、スクラムジェットエンジン(図3.1-5)の研究^[23]が進められている。これまでに、ラムジェットエンジン試験設備(RJTF)と高温衝撃風洞(HIEST)において、マッハ4～10の模擬条件で正推力の発生に成功している。現在は、低速加速用のロケットエンジンを組み合わせた複合サイクルエンジンについて小型実証エンジンの製作が進められている。また、今後は、マッハ10以上における加速性能を実証するための地上試験、および、オーストラリアのHySHOTを用いた飛行実証試験を試みた段階である。



図 3.1-3 ATREX 燃焼実験



図 3.1-4 HYPR エンジン



図 3.1-5 スクラムジェット燃焼試験

3.2 極超音速機・実用システムの候補

これまで、前節のような研究開発が継続して実施されてきた結果、極超音速推進技術に関しては実用化の見通しが得られつつある。そこで、本検討では、確立されつつある極超音速推進技術の特徴を生かした具体的な実用システムを幅広く提案することとした。極超音速機の実用システム候補は、その機体規模と用途によって分類できる。これまでのシステム解析結果から、全備重量に対応した機体のイメージは下記のようにになると考えられる。

- ・ 5ton 級： ブースターなしで加速できる最小規模
- ・ 50ton 級： 極超音速ビジネスジェットに発展できる規模
- ・ 200ton 級： 極超音速旅客機に発展できる規模

一方、用途については、航空輸送と宇宙輸送、無人と有人、といった様々な運用形態に応じて、下記のような選択肢が考えられる。(図 3.2-1～図 3.2-4)

- ・ 航空輸送／無人機： 地球観測、災害観測、緊急物資輸送（臓器移植等）
- ・ 航空輸送／有人機： 旅客輸送（ビジネス／観光）
- ・ 宇宙輸送／無人機： 頻繁かつ機動的な衛星打上げ
- ・ 宇宙輸送／有人機： 有人宇宙活動、宇宙旅行



図 3.2-1 航空輸送／無人機



図 3.2-2 航空輸送／有人機



図 3.2-3 宇宙輸送／無人機



図 3.2-3 宇宙輸送／有人機

表 3.2-1 は、極超音速機・実用システムの機体規模と用途を具体的なペイロードとともに整理したものである。また、この表の根拠となった解析結果を図 3.2-1 に示す。

5ton 級の機体は、最小規模であるため、早期に実現できる可能性があるが、飛行距離もペイロードも余裕がないため、その用途は限定的とならざるを得ない。

50ton 級になると、飛行距離とペイロードの選択の余地があり、用途に応じて、どちらかを重視した設計を行うことが可能となる。航空輸送の場合は飛行距離を重視し、宇宙輸送の場合はペイロードを重視した設計となる。

200ton 級はコンコルドと同程度の機体規模であり、より大規模の航空輸送と宇宙輸送に対応して、商業的な成立を目指すものとなる。

表 3.2-1 極超音速機・実用システムの機体規模と用途

| 機体規模 | 飛行距離 (母機) | 用途 | | ペイロード |
|----------|-------------|--------------|----|------------|
| 5ton 級 | 1000km 程度 | 小型極超音速観測機 | 無人 | 0~0.1Mg |
| 50ton 級 | 1000~2000km | 中型極超音速観測／輸送機 | 無人 | 5~20Mg |
| | 1000~2000km | 極超音速ビジネスジェット | 有人 | 5~20 人 |
| | 1000km | 小型宇宙輸送機 | 無人 | 1Mg |
| | 1000km | 小型有人宇宙輸送機 | 有人 | 1 人 |
| 200ton 級 | 1000~9000km | 大型極超音速観測／輸送機 | 無人 | 10~100Mg |
| | 1000~9000km | 極超音速旅客機 | 有人 | 10 人~100 人 |
| | 1000km | 宇宙輸送機 | 無人 | 5Mg |
| | 1000km | 有人宇宙輸送機 | 有人 | 5 人 |

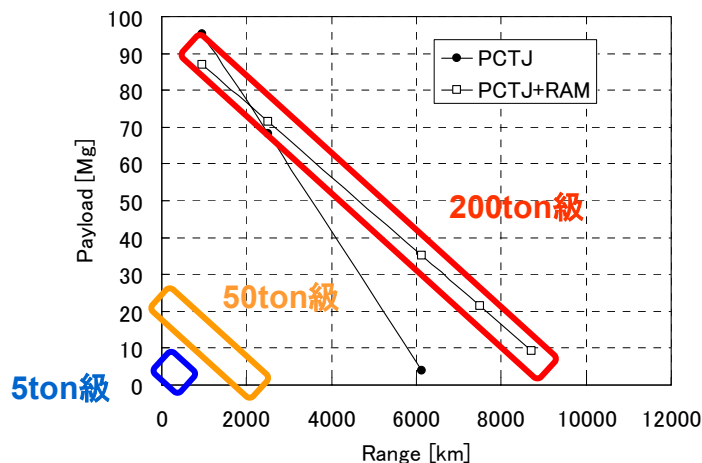


図 3.2-1 極超音速機・実用システムの性能

3.3 極超音速輸送機のシステム検討

予冷ターボエンジンとラムジェットのパフォーマンスを用いて、極超音速輸送機の性能検討^[24]を行った。宇宙輸送機として低軌道 5Mg のペイロードが得られる仕様を適用し、離陸質量を 175Mg とした。離陸時の機体の推力質量比と飛行軌道についても、宇宙輸送機の初段解析において得られた最適解を適用した。

図 3.3-1 に飛行解析結果（東京ーロサンゼルス）を示す。離陸からマッハ5までの加速には予冷ターボエンジンを適用し、マッハ5の巡航には、比推力の高いラムジェットを適用した。東京ーロサンゼルスのように巡航距離の長い路線においては、ラムジェットを追加することで、巡航距離を伸ばすことが可能となる。減速飛行では無推力を仮定した。この飛行軌道においては、東京ーロサンゼルス間を約2時間で飛行できる。

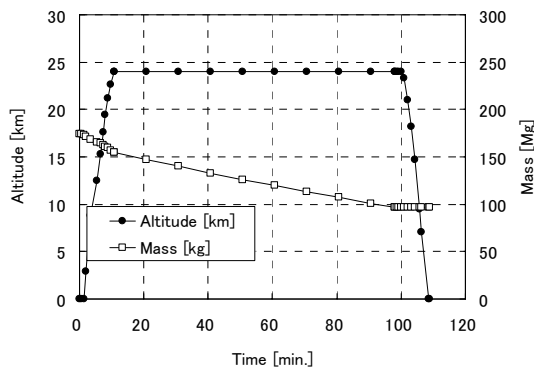


図 3.3-1 飛行解析結果（東京ーロサンゼルス）

表 3.3-1 極超音速輸送機・質量推算結果

| | | |
|----------------------------|------------|----------|
| Acceleration (LH2) | Propellant | 20.2 Mg |
| Cruise Propellant (LH2) | | 57.7 Mg |
| Fuselage | | 20.0 Mg |
| Wing、 Gear | | 12.3 Mg |
| Cruise Tank | | 20.4 Mg |
| Acceleration Engine (PCTJ) | | 27.0 Mg |
| Cruise Engine (RAM) | | 8.3 Mg |
| Payload | | 8.7 Mg |
| Total | | 174.7 Mg |

飛行解析結果を基にして、極超音速輸送機の質量推算を行った結果を表 3.3-1 に示す。機体各部の質量は、極超音速機の質量推算統計式として利用されている HASA^[25]を基にして推算した。大きな体積を占める燃料タンクは高耐力アルミニウム合金とし、耐熱材料による熱遮蔽構造を仮定した。結果として、構造質量の設計目標が達成されれば、同路線のペイロードとして 8.7Mg が得られることが示された。

ただし、この推算では、巡航用の固定形状ラムジェットの実験の追加は考慮したが、ラムジェット未使用時の抗力増大については考慮していない。従って、実際には予冷ターボエンジンとの複合化等の抗力低減手段が必要となる。

上記解析結果を基にして、エンジン方式や飛行距離を変えた場合のペイロードを推算した結果を図 3.3-2 に示す。また、図 3.3-2 と対応した、東京を起点とした主要目的地への飛行距離と飛行時間を表 3.3-2 に示す。

いずれのエンジン方式においても、距離が短いほど大きいペイロードが確保できる。巡航区間のない 962km（東京－種子島）の路線においては、最大のペイロードを得られる。空港の整備は必要であるが、東京－種子島間を約 25 分で飛行できるペイロード 90Mg 以上の極超音速輸送機を成立させることも可能となる。このペイロードは、宇宙輸送機として使用する場合には、搭載できる上段ロケットの質量に相当する。

予冷ターボジェット(PCTJ)のみのシステムは、巡航距離の短い路線ではエンジン質量が小さいために有利である。一方、長距離路線においては、比推力が低いことから、6130km（東京－ホノルル）の路線が限界であった。

尚、表 3.3-2 に示した路線は、羽田等の海上空港を利用すれば、いずれも海上飛行だけで成立する路線であり、離着陸騒音やソニックブームの影響が比較的小さいと考えられる。また、極超音速機のソニックブームについては、空気密度の低い高高度を飛行するため、超音速機よりも低減される可能性がある。

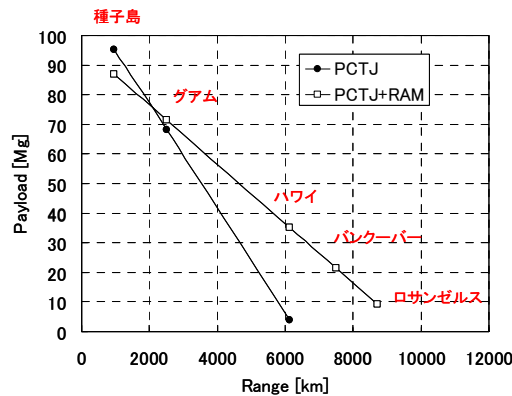


図 3.3-2 飛行距離とペイロードの関係

表 3.3-2 飛行距離と飛行時間（東京起点）

| | Distance | Flight Time |
|-------------|----------|-------------|
| Tanegashima | 962 km | 23 min. |
| Guam | 2498 km | 40 min. |
| Honolulu | 6130 km | 81 min. |
| Vancouver | 7490 km | 96 min. |
| Los Angeles | 8722 km | 110 min. |

4. 技術課題と技術開発項目

極超音速機の実用システムを実現するためには、現在確立されていない主要な技術課題を抽出した上で、それに対応した技術開発項目を段階的に解決して行く必要がある。本章においては、極超音速機の技術課題を明確にするとともに、技術課題を解決するために必要な技術開発項目を列挙し、技術開発の必要性と技術達成度を分析した。

極超音速機の技術課題

極超音速機の技術課題としては、下記のようなものが挙げられる。

システム関連の技術課題としては、ペイロードの最大化、コストの削減、亜音速機並みの客室環境の確保、既存空港の利用等がある。また、より高度な課題として、信頼性の向上、連続運航の実現、技術開発手法の確立、およびアポート時のシステム安全性の確保等がある。

空力関連の技術課題としては、極超音速域での低抵抗化、揚抗比の向上、空力加熱対策等がある。さらに、エンジン統合機体形状設計技術、安全対策、亜音速空力特性、環境適合性等も考慮する必要がある。

構造関連の技術課題としては、耐熱材料開発、荷重推定技術の確立、設計要素技術の確立、構造設計基準、構造試験評価等がある。

制御関連の技術課題としては、極超音速機特有の課題は少ないが、誘導制御システム、航法システム、および地上支援施設の高度化が挙げられる。

推進関連の技術課題としては、これまでの研究開発においてエンジン成立性に関わる基本技術は確立されつつあるが、実用化までにはさらなる性能向上が必須であり、高効率化、小型軽量化が必要である。さらに、安全・快適な運用のためには、熱管理技術、防爆技術、信頼性、静粛性、環境適合性等を向上させる必要がある。

技術開発項目の評価基準

本章では、上述の技術課題を解決するための各分野の技術開発項目について、表 4-1 のような基準を定義し、技術開発の必要性と技術達成度の評価を行った。技術開発の必要性については、目標となる実用システムによっても変化するため、観測／貨物輸送、極超音速旅客機、宇宙輸送（無人）、宇宙輸送（有人）の 4 種類を想定して評価することとした。技術達成度については、世界の現状と日本の現状を分析した上で、2015 年の目標と 2025 年の目標を設定した。また、表 4-2 のような飛行実証構想を定義し、それぞれの技術開発項目を飛行実証する場合、どの実証機の形態であれば実証できるかを整理した。

以下、4.1 節～4.5 節において、各技術分野における技術開発項目の詳細についてまとめる。

表 4-1 技術開発項目の評価基準

技術開発の必要性

| | |
|---|-------------|
| 3 | 必要不可欠 |
| 2 | 性能向上のために必要 |
| 1 | 競争力強化のために必要 |
| 0 | 不要 |

技術達成度 (Technology Readiness Level)

| | |
|---|---------------|
| 9 | 運用に成功している実用機 |
| 8 | 飛行実証が終了した実用機 |
| 7 | システム実証機 |
| 6 | 模擬環境実証モデル |
| 5 | 模擬環境における試作試験 |
| 4 | 実験室環境における試作試験 |
| 3 | 重要部分の成立性の確認 |
| 2 | 応用対象の明確化 |
| 1 | 基本原理の発見 |

表 4-2 極超音速機・飛行実証構想

| | | |
|---|---|--|
| <p>A. 0.5ton級 (Mach 2) 気球利用型実験機 (BOV)</p> |  | <ul style="list-style-type: none"> ・気球からの自由落下方式 ・エンジンのM2作動実証 |
| <p>B. 0.5ton級 (Mach 5) 小型極超音速実験機 (HYTEX)</p> |  | <ul style="list-style-type: none"> ・固体ロケットでM5に投入 ・M5巡航できる機体/エンジンの実証 |
| <p>C. 5ton級 (Mach 0~5)</p> |  | <ul style="list-style-type: none"> ・自力加速でM5に到達 ・ペイロード: 無 ・巡航能力: 無 |
| <p>D. 50ton級 (Mach 0~5)</p> |  | <ul style="list-style-type: none"> ・離陸→巡航→着陸の実証 ・ペイロード: 最大20Mg ・航続距離: 最大2000km |
| <p>E. 200ton級 (Mach 0~5)</p> |  | <ul style="list-style-type: none"> ・離陸→巡航→着陸の実証 ・ペイロード: 最大100Mg ・航続距離: 最大9000km |

4.1 システム関連の技術開発項目 (表 4.1-1)

システムとしては、「極超音速機」の適用として挙げられる4つのカテゴリー（観測／貨物輸送、極超音速旅客機、宇宙輸送（無人）、宇宙輸送（無人））に対して考えられる多岐にわたる技術事項を想定している。「極超音速機」の開発におけるシステムとしての技術開発も必要であるが、開発後の展開を考えた汎用性・競争力強化の意味から総合的立場に立ったシステムの技術課題は多い。

カテゴリーにおける違いとしては、「有人/無人」による技術に関する必要性の違いは大きく、また「商用」を念頭におくものと宇宙輸送への適用では重点をおき検討すべきことも異なってくる。そのような要因が、各段階における実証機の中で反映されている。

次に、必須技術、開発支援、汎用性、競争力強化に開発すべき技術を分け、克服すべき技術課題内容について記す。

必須技術

巡航を可能とする有人/無人の極超音速機は世界に例が無い。また、実証機として宇宙輸送と民間利用の両方を念頭に置いている点は、開発の幅が広がり困難は多いと考えられる。有人飛行（旅客機）への展開のためには、亜音速並の客室環境の確保は必須の技術として挙げられる。また、宇宙輸送としては、大気中での上段ロケットの分離、安全かつ確実な再突入帰還が重要課題である。

開発支援

開発を支えるための支援技術をシステムの範疇と捉え、以下に述べる。

技術開発手法の確立は、本開発のように大規模かつ長期にわたるプロジェクトにおいては重要な役割を持つ。特に、技術が複雑に関係・関与するような場合は適切な評価基準を設定することが必要である。また、開発において必要とされる試験設備が既存のものでは対応できないことを考慮して、試験設備の高度化も必要となる。

汎用性

実証機開発においては独自技術の蓄積によるものが大きいと考えられるが、運用に際しては多岐にわたる関連施設設備の利用は、今後の展開を考える上でも可能であることがのぞましい。

既存の設備としては、航空管制、空港における滑走路・ボーディングブリッジ・燃料供給系がある。これらの項目の達成は、競争力強化としては意味がある。特に、貨物輸送におけるニーズとして臓器の緊急輸送など特殊な利用が予想されることから、一般の空港の利用が必要であると思われる。これは、極超音速旅客機の利用者確保の観点からも同様である。

競争力強化

必須の達成事項ではないが、競合する他機種がある場合の比較を想定して検討を行う。

宇宙輸送に関しては、その利用頻度と運用形態より重要性はないが、燃料消費率の低減も商用利用のためには検討が必要である。また、開発/運用コストの削減、連続運航の実現、再利用性の確保（地上整備の簡素化）も将来的な商用利用を視野に達成すべき課題である。

極超音速機の研究開発構想

表 4.1-1 技術開発項目 (システム)

| 分野 | 通し番号 | 技術課題(目標) | 技術項目 | 技術の内容 | 技術開発の必要性 (0~3) | | | | 技術達成度 (1~9) | | | | | |
|------|------|-------------------|---------------------------------------|--|-----------------|---------|----------|----------|-------------|-------|--------|--------|-------|---|
| | | | | | 観測/資料輸送 | 機超空速所整備 | 宇宙輸送(無人) | 宇宙輸送(有人) | 世界の現状 | 日本の現状 | 2015目標 | 2025目標 | 適用実証機 | |
| システム | 1 | 総合最適化設計 | ベイルードを最適化するための空力/推進/構造/軌道の総合最適化設計を行う。 | 飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 5 | 3 | 5 | 7 | C | |
| | 2 | ベイルードの最適化 | 燃料消費率の低減 | 燃料消費率の最適化解析 燃料消費率の最適化解析により、燃料消費率の低減を図る。 | エンジン高空性能試験 | 3 | 3 | 2 | 2 | 5 | 3 | 6 | 8 | B |
| | 3 | 運用飛行経路・速度の最適化 | 運用飛行経路・速度の最適化 | 経路から経路までの幅広い速度域における最適経路を決定する。 | 飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 5 | 3 | 6 | 7 | C |
| | 4 | コスト削減手法 | コスト削減手法 | 開発/運用コストの解析・評価技術を開発する。 | 実験機製作、飛行試験 | 3 | 3 | 2 | 2 | 3 | 3 | 5 | 7 | D |
| | 5 | ライフサイクルコスト最小化 | ライフサイクルコスト最小化 | ライフサイクルコストを最小化するシステムを開発するための総合最適化設計を行う。 | 実験機製作、飛行試験 | 3 | 3 | 2 | 2 | 3 | 3 | 5 | 7 | D |
| | 6 | 超音速機並みの管壁環境の確保 | 運動装置設計 | 騒音TPSと機動制御を組み合わせた運動装置を設計する。 | 高温環境試験 | 0 | 3 | 0 | 3 | 5 | 3 | 5 | 7 | D |
| | 7 | 機超空速機の航空管制 | 機超空速機の航空管制 | 超音速機と共存して運用するためにGPSを活用した統合管制システムを開発する。 | 管制シミュレーション | 3 | 3 | 1 | 1 | 3 | 1 | 4 | 6 | D |
| | 8 | 滑走路長に合わせた離着陸性能の確保 | 滑走路長に合わせた離着陸性能の確保 | 想定される空域における、滑走路長に合わせた高機力装置等の設計を行う。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 3 | 3 | 1 | 1 | 2 | 2 | 5 | 7 | C |
| | 9 | 既存空港の利用 | 既存空港の利用 | 既存ボーディングブリッジに合わせた入ロッドの位置を設定する。 | 構造解析 | 0 | 3 | 0 | 1 | 2 | 2 | 7 | 8 | D |
| | 10 | 使用燃料の増悪化 | 使用燃料の増悪化 | 既存の空速で飛行超音速機と同様の燃料供給設備を確保する。 | 燃焼供給試験、燃焼試験 | 2 | 2 | 1 | 1 | 3 | 3 | 5 | 7 | D |
| | 11 | 大気中での上段ロケット分離 | 大気中での上段ロケット分離 | 母機と上段ロケットの空力干渉による影響のない形状と分離方法を確立する。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 0 | 0 | 3 | 3 | 3 | 3 | 4 | 5 | E |
| | 12 | 信頼性の向上 | 安全かつ確実な再突入降 | 再突入飛行に必要なTPSや、着陸に必要なパラシュート等を設計する。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 0 | 0 | 3 | 3 | 9 | 5 | 6 | 7 | E |
| | 13 | 空力振動と空力加熱の低減 | 空力振動と空力加熱の低減 | 空力振動を軽減するとともに、空力加熱の小さい形状を導出する。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 6 | 8 | B |
| | 14 | 管壁安全・管壁増強設計 | 管壁安全・管壁増強設計 | 加温率、減速率、機体姿勢、高高度での急減圧に対する設計手法。 | 地上試験 | 2 | 3 | 2 | 3 | 2 | 2 | 5 | 7 | D |
| | 15 | 再利用性の確保 | 再利用性の確保 | 設定再利用回数に必要な寿命を達成するための材料選定と構造設計を行う。 | 構造解析、構造試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 5 | 7 | C |
| | 16 | 運航運航の実現 | 地上整備の簡素化 | 地上整備との接続を簡素化するために、機体内コンポーネント配置を設定する。 | 構造解析、整備性確認試験 | 2 | 3 | 2 | 2 | 3 | 2 | 5 | 7 | C |
| | 17 | 評価基準の協定 | 評価基準の協定 | 構造、飛行特性、サブシステム等に関する設計基準と評価基準を協定する。 | 構造試験、飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 1 | 3 | 5 | C |
| | 18 | 数値解析の高精度化 | 数値解析の高精度化 | 試験が困難な領域の数値解析による評価精度を向上する。 | 風洞試験 | 2 | 2 | 2 | 2 | 3 | 3 | 5 | 7 | B |
| | 19 | 試験設備の高度化 | 試験設備の高度化 | 精度の高い評価が可能な大型で高性能の試験設備を建設する。 | 風洞試験、エンジン高空性能試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 6 | 8 | B |
| | 20 | 故障に対応した安全機能 | 故障に対応した安全機能 | 故障モードを抽出して自己診断を行うとともに、フライトモードを継続する技術を開発する。 | フライトシミュレーション | 3 | 3 | 2 | 3 | 2 | 2 | 3 | 7 | C |
| | 21 | アボート時のシステム安全性 | 緊急時の着陸技術 | 緊急用パラシュート等の本来機能に由来しない着陸技術を開発する。 | 着陸試験、飛行試験 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2 | 2 | 3 | 7 | C |
| | 22 | アボート時の軌道生成技術 | アボート時の軌道生成技術 | アボート時に、最も安全な地点へ着陸するための軌道生成、誘導技術を開発する。 | フライトシミュレーション | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 2 | 5 | 7 | C |

4.2 空力関連の技術開発項目 (表 4.2-1)

極超音速機と超音速機との空力的環境の最も大きな違いは、気流よどみ点温度にある。コンコルドに代表されるようなマッハ2程度の超音速機では、既存のアルミ合金で気流温度(200°C前後)に耐えることができたが、マッハ5の世界では気流よどみ点温度が1000°C前後となり、既存の金属材料でそのまま対応することはできない。空力加熱低減は材料の選択や機体重量に関わるため、極超音速機開発での特徴的な重要課題の一つと言える。

機体の経済性を航続効率(\propto 速度 \times 揚抗比)の指標で考えると、速度が速い分だけ極超音速機の方が超音速機より優れている(図 4.2-1)と言えるが、揚抗比の向上は極超音速においても重要である。極超音速での高揚抗比の実現には、衝撃波を有効に利用する形状設計(ウェイブライダー)^[26]や摩擦抵抗の低減設計が有効な手段と考えられる。

極超音速機の課題は、これら空力加熱低減と高揚抗比の両立に集約できる。さらに、エンジン搭載時のインレット・ナセル形状等も統合的に取り込まなければならない。また、環境適合性についても考慮が必要である。超音速機では、ソニックブーム低減を考慮した空力設計など関連研究が進んでいるにもかかわらず、極超音速機では、それがどの程度深刻なものであるのかも、わかっていないのが現状である。以下に空力の技術開発項目について整理する。

高揚抗比、低抵抗技術

極超音速機では、いわゆる“L/D Barrier”で示される様に、亜音速機のような高い揚抗比を得ることはできないが、衝撃波背後の圧力上昇を効果的に利用できるウェイブライダー形状の導入で揚抗比向上が得られる。図 4.2-1 に既存形状およびウェイブライダー形状で得られる最大揚抗比とマッハ数の関係を示す。ウェイブライダーは衝撃波を前縁に付着させ下面に高圧を抱え込むため、下面が凹面となり体積効率が低い。既存機と大きく異なる形状を航空機として成立させるためには新たな機体設計技術の確立が必要である。また、摩擦抵抗の低減には機体表面層流化(機体表面の冷却等)の有効性が知られているが、実用性との兼ね合いで検討されるべきであろう。

空力加熱対策と高揚抗比の両立

前述の様に極超音速の場合は、気流温度が高く、新たな構造材料や熱制御方法の技術開発が必須となって来る。空力加熱を下げるには前縁半径を大きくすることが有効である^[27]が、これは抵抗を増加させ揚抗比の低下をもたらす(図 4.2-2)。空力にとっては、前出の高揚抗を維持しつつ、熱的負荷を下げる形状を如何に見出すかが大きな課題となる。スパイク等、空力デバイスの装着による加熱や抵抗の低減、機体表面の冷却やしみ出し冷却等の能動的制御までを視野に入れた検討が必要である。その結果、セラミック等非金属熱防御材料を使わずに金属系材料のみで機体が製作可能となれば、信頼性向上、メンテナンス性向上、コスト低下の全てにおいて飛躍的に優れた極超音速機の実現が可能となろう。

機体統合設計

亜音速機の機体設計は、翼設計、胴体設計、エンジン設計と個々に設計を行い、それらを組み合わせることで全機の設計が可能であった。しかし、極超音速機では機体形状が全ての要求を同時に満足するような統合空力設計が必要である。高揚抗比、ソニックブーム低減、空力加熱低減、低速の離着陸時の空力性能等に加え、特にエンジン性能を最大限に引き出すためのインレット&排気流れ生成は重要であり、それらを如何に組み込んで空力形状を設計していくかが大きな課題となる。

亜音速空力特性

極超音速で空力性能を最適化すると離着陸時の空力性能は大幅に劣化することが予想される。超音速機の研究でも盛んに行われているような高揚力装置の応用が必須と考えられる。ただし、空力加熱に曝されることから機構部がある場合は熱設計も重要なポイントとなる。

動的空力特性の基礎研究

飛行安定性評価のみならず、実験機のブースターからの分離、有人用緊急脱出装置の開発、TSTOに発展させた際の上段分離システムの開発など、極超音速時の動的空力特性把握の必要性は高いが、それに関する知見は非常に少ない。基礎研究からのレベルアップが必要である。

飛行実証すべき技術課題

高揚抗比の形状設計等、空力の技術課題は地上の風洞試験で確認できることが多いが、飛行でしか確認できない技術課題もある。例えば、エンジンを動作させ空力形状との統合設計効果の確認やソニックブーム低減効果の確認等は、地上では確認することが不可能で、飛行実験が必要である。空力形状は機体の構造設計や各種システム設計の前提となるため、これらの飛行実験は早めのフェーズにおける実施が望ましい。

実験機固有の技術課題

極超音速機の開発のシナリオでは、小さいエンジン用の実験機から実機サイズの実証機まで種々の大きさが考えられているが、形状それぞれに特有の空力的技術課題も発生してくると考えられる。例えば、初期の実験機では、マッハ5までの加速能力を有しないためロケットによる加速が考えられている。その際、X-43で問題となった様に高マッハ数、高動圧下での実験機の安全な分離方法は大きな課題の一つである。

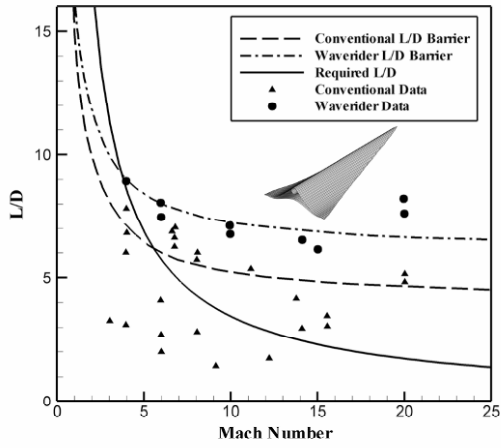


図 4.2-1 飛行マッハ数と最大揚抗比の関係
 (Lobbia, M., et al., AIAA Paper 2003-3804 より。
 図には東京-ニューヨーク間を高度 30km で飛行する機体
 について概算した必要揚抗比も示されている。)

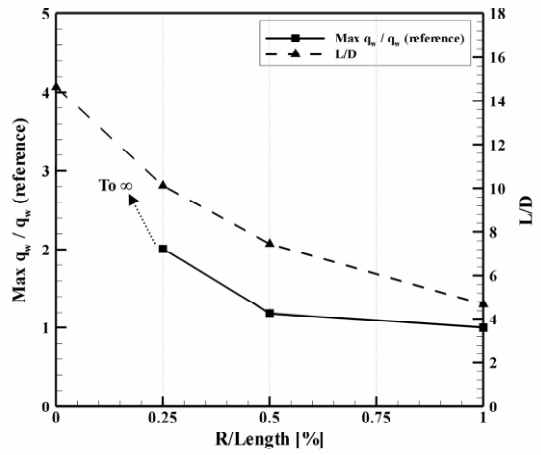


図 4.2-2 ウェイブライダーにおける前縁半径増加による加熱および揚抗比の低下例
 (Lobbia, M., et al., ISTS 2002-e-46 より。)

表 4.2-1 技術開発項目 (空力)

| 分野 | 通し番号 | 技術課題(目標) | 技術項目 | 技術の内容 | 実証手段(地上/飛行) | 技術開発の必要性 (0~3) | | | | 技術達成度 (1~9) | | | | |
|----|------|-------------------|----------------------|---|---------------|----------------|---------|----------|----------|-------------|-------|--------|--------|----|
| | | | | | | 観測/貨物輸送 | 極超音速旅客機 | 宇宙輸送(無人) | 宇宙輸送(有人) | 世界の現状 | 日本の現状 | 2015目標 | 2025目標 | |
| 空力 | 1 | 極超音速での高揚抗比形状設計 | 極超音速での高揚抗比形状設計 | ウェーブライダー形状の導入により、揚抗比を向上させる。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 2 | 3 | 1 | 1 | 3 | 3 | 7 | 8 | B |
| | 2 | 極超音速域での低抵抗、高L/D技術 | 低抵抗低減技術 | 機体表面冷却制御による摩擦抵抗の低減や、層流制御による低抵抗化を図る。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 2 | 2 | 2 | 2 | 1 | 1 | 6 | 8 | B |
| | 3 | | 遷移点推定技術 | 遷移点の推定技術を確立する。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 3 | 2 | 2 | 2 | 3 | 3 | 5 | 5 | C |
| | 4 | | 造波抵抗低減 | 機体分布と断面積分布を最適化することにより、造波抵抗の低減を図る。 | 風洞試験 | 2 | 2 | 2 | 2 | 3 | 3 | 6 | 8 | C |
| | 5 | | 低空力加熱形状設計 | TPSを使わずに、金属構造で対応できるレベルまで空力加熱を低減させる。スハイブなどの適用も検討する。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 2 | 3 | 1 | 1 | 1 | 1 | 7 | 8 | B |
| | 6 | 極超音速での空力加熱対策 | 能動的な空力加熱防熱技術 | 過熱時の機体の熱の収支バランスを考慮した、構造、推進系を含めた機体内での熱管理設計を行う。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 2 | 2 | 1 | 1 | 1 | 1 | 7 | 8 | C |
| | 7 | | 熱収支設計 | 巡航時の機体の熱の収支バランスを考慮した、構造、推進系を含めた機体内での熱管理設計を行う。 | 飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 1 | 5 | 7 | C |
| | 8 | | 空気取入れ口の形状設計 | エンジン性能を最大限に引き出すための空気取入れ口形状を導出する。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 2 | 3 | 2 | 2 | 2 | 2 | 7 | 8 | B |
| | 9 | エンジン統合機体形状設計技術 | 機体下面の積極的利用(空気取入口、排気) | エンジン性能を最大限に引き出すための空気取入れ口形状を導出する。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 2 | 3 | 2 | 2 | 2 | 2 | 7 | 8 | B |
| | 10 | | 機体-エンジン統合 | 幅広い速度域における機体とエンジンの衝撃波等の干渉を抑制、機体による予圧補列を発生する形状を導出する。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 4 | 4 | 6 | 8 | B |
| | 11 | | 衝撃波干渉による局所的加熱上昇 | 幅広い速度域における機体とエンジンの衝撃波等の干渉を抑制、機体による予圧補列を発生する形状を導出する。 | CFD、風洞試験 | 2 | 2 | 2 | 2 | 4 | 4 | 6 | 8 | なし |
| | 12 | 空力加熱対策 | 極超音速における動的空気特性 | 極超音速域における動的な空力性能の把握とその制御法の確立 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 1 | 3 | 1 | 1 | 2 | 2 | 6 | 8 | B |
| | 13 | | 遷音速での抵抗低減 | 加速を速やかに行うために、遷音速におけるCD0を下げる。ただし、空力加熱増大とのバランスを考慮する。 | CFD、風洞試験 | 1 | 3 | 1 | 3 | 2 | 2 | 6 | 8 | B |
| | 14 | | 極超音速域での緊急脱出装置の開発 | 極超音速飛行時の緊急脱出方法を確立する。 | 飛行試験 | 1 | 3 | 1 | 3 | 0 | 0 | 7 | 8 | C |
| | 15 | 安全対策 | 極超音速飛行時の異物対策 | 空力加熱による機体表面損耗が発生するタレットがエンジンに入った場合でも致命的な損傷が出ないことを確認する。 | 風洞試験(異物模擬) | 1 | 3 | 1 | 3 | 1 | 1 | 6 | 8 | なし |
| | 16 | | 亜音速大迎角飛行特性 | 機体の制御による高揚力化等。 | CFD、風洞試験 | 1 | 3 | 1 | 3 | 4 | 4 | 6 | 8 | B |
| | 17 | | ソニックブームの推算 | 極超音速機におけるソニックブームの強度と地上への影響について評価する。 | CFD、風洞試験、飛行試験 | 1 | 3 | 1 | 1 | 1 | 1 | 6 | 8 | C |
| | 18 | | ソニックブームの低減 | 機体から巡航までの幅広い速度域におけるソニックブームの低減が可能な機体形状を創出する。 | CFD | 3 | 3 | 2 | 2 | 5 | 4 | 6 | 8 | C |
| | 19 | | 極超音速飛行時の大気汚染 | 極超音速飛行時のエンジン排気による大気の大気と与える影響を調べる。 | CFD | 1 | 3 | 1 | 1 | 1 | 1 | 6 | 8 | なし |

4.3 構造関連の技術開発項目 (表 4.3-1)

構造の分野では、「軽量化」が永遠の課題である。これは、飛行速度、飛行高度、飛行距離等に対する運用領域拡大の要求、大型化への要求、運用コスト低減の要求など、航空機の歴史の中で、常に要求が向上していくことにより「より強く、より剛性の高い、より軽い構造」が必要となっていることによる。

ライトフライヤーから現在までの民間機開発においては、木材の利用から始まって、ジュラルミンの開発、金属構造設計技術開発、複合材料および複合材構造設計技術開発により、軽量化が進められて来た。次に来ることが予想される超音速輸送機（マッハ2クラス）では、耐熱複合材料の開発がポイントであるが、極超音速輸送機（マッハ5クラス）にはさらに次のような技術課題克服が必要であると考えられる。

材料開発

空力加熱による機体温度が部分的に 1000°C を超える温度環境条件に適合する耐熱複合材若しくは耐熱金属、及び耐熱金属と複合材の組合せによる、温度・湿度・宇宙線・紫外線等の環境条件下での最適設計に適した材料システムの開発

荷重推定技術

今までに飛行実績のない運用領域における、荷重推定技術の確立

設計基準/環境条件設定

今までに実績のない航空機の設計基準確立および飛行環境条件設定が、極超音速機開発の非常に早い時期に必要なものである。

構造試験評価技術

従来機よりもはるかに広い環境条件課での地上構造試験方法を、確立する必要がある。

究極構造設計技術

既存機の開発技術に加え、幅広い運用条件に適合した構造の設計技術として、複合分野の最適設計技術、疲労・損傷許容設計技術、耐熱構造設計技術、空力弾性評価技術、客室安全設計技術、等が必要となる。また、超音速以上のスレンダーな機体特有の、離着陸時視界確保および脚設計の技術開発も必要となる。

表 4.3-1 技術開発項目 (構造)

| 分野 | 通し番号 | 技術課題(目標) | 技術項目 | 技術の内容 | 実証手段(地上/飛行) | 技術開発の必要性 (0~3) | | | 技術達成度 (1~9) | | | | | |
|----|------|-------------|---------------------------|---|-------------|----------------|---------|----------|-------------|-------|-------|--------|--------|-------|
| | | | | | | 観測/貨物輸送 | 極超音速旅客機 | 宇宙輸送(無人) | 宇宙輸送(有人) | 世界の現状 | 日本の現状 | 2015目標 | 2025目標 | 通用実証機 |
| 構造 | 1 | 材料開発 | 耐熱構造として適切な金属・複合材料の開発 | 複合最適設計に適した材料の開発。 | 材料特性試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 7 | 9 | - | |
| | 2 | | 乗用機下での材料特性取得およびデータベース取得 | 温度、湿度、宇宙線、紫外線等の実環境を模擬した加速試験方法。 | 材料特性試験、飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 2 | 7 | 9 | - |
| | 3 | 荷重推定技術確立 | 荷重スペクトラムの推定技術 | タキシング、離陸、高高度での巡航、着陸、ターキシングの荷重スペクトラムの推定技術。 | 飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 7 | 9 | C | |
| | 4 | 設計要素技術確立 | 構造解析技術 | 複合分野(空力、構造、熱環境、制御等)最適化技術。 | 飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 2 | 7 | 9 | B |
| | 5 | 耐熱構造設計 | 疲労・損傷許容評価技術 | 飛行荷重サイクル、熱サイクル、高圧サイクル下での耐熱構造様式の疲労・損傷許容評価手法。 | 地上試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 2 | 5 | 7 | D |
| | 6 | | 耐熱構造設計 | 耐熱材料、熱防護、熱応力緩和を考慮した構造様式。 | 地上試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 7 | 9 | B |
| | 7 | 客室安全・客室環境設計 | 空力弾性設計 | 翼のフラッタ、ポテフィラッタの解析、能動的空力弾性翼および試験評価技術。 | 地上試験、飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 5 | 7 | D |
| | 8 | | 客室安全・客室環境設計 | 加速速度、減速度、機体姿勢、高高度での急減圧に対する設計手法。 | 地上試験 | 2 | 3 | 2 | 3 | 2 | 2 | 5 | 7 | D |
| | 9 | 構造試験評価 | 耐熱構造設計 | 極超音速飛行時の熱流入を抑える耐熱構造設計。 | 地上試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 2 | 7 | 9 | B |
| | 10 | | 新しい形態の設計基準および環境条件を設定する | 新しい形態の地上荷重、飛行荷重、空風荷重、温度条件、加速条件、宇宙線、紫外線、客室安全の各基準の設定。 | 飛行試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 7 | 9 | B |
| | 11 | 構造試験評価 | 構造試験評価技術 | 従来よりも広い環境条件下での地上構造試験方法の確立。 | 地上試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 5 | 5 | 9 | 9 | C |
| | 12 | | 広範囲の温度環境条件+高い圧力差を許容する構造様式 | 高温から低温の温度サイクル、高い圧力差等を許容する高信頼性、高安全性の金属+複合材構造様式の確立。 | 地上試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 5 | 2 | 7 | 9 | C |
| | 13 | 究極構造システム | 高信頼性、高安全性構造様式の確立 | 乗員の温度環境確保と低燃費タンクを両立する高信頼性、高安全性の金属+複合材構造様式の確立。 | 地上試験 | 2 | 3 | 2 | 3 | 7 | 2 | 7 | 9 | C |
| | 14 | | 究極のスマート構造システムの確立 | 高信頼性、安全性を確保するスマート材料を使用した能動的な構造システムの確立。 | 飛行試験 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 5 | 7 | C |

4.4 制御関連の技術開発項目 (表 4.4-1)

制御システムは機体を飛行領域内のプロフィールに沿って飛行させ、想定外の事態が起きた場合でもできるだけ機体を喪失することなく飛行を継続させる。極超音速機は従来の航空機と異なり設計要求が厳しく、また設計余裕の少ないものになることが予想される。特に極超音速機は無人でも飛行できることが望ましく、パイロットが搭乗するとしてもモニタリング作業のみを行うような自律飛行が望ましいと考えられる。極超音速機には少ない設計マージン内で機体の性能を最大限に引き出すことが求められ、現在の航空機と比較して高度な制御が求められる。また、故障発生時でも破綻なく飛行制御を維持できる制御システムが必要である。

極超音速機の開発に当たっては推進性能、空力性能が飛行前に充分把握できていることが望ましいが、必ずしもそうはならない可能性がある。さらに、飛行性能は飛行中に逐次変化し、故障時も含めた特性変化への対応できないといけない。そこで、性能誤差が大きくかつ異なる飛行状態でも等しい飛行能力を得るため、先進制御技術の開発と適用が必要である。また、機体設計時から制御能力を考慮した統合最適設計が必要である。

制御機器の開発

極超音速飛行環境(温度、高度など)に耐えかつ高性能なセンサ、飛行制御コンピュータ、バッテリー、アクチュエータなどの開発が必要である。最近の傾向から、航空機のフライバイワイヤ、フライバイライト制御が進むと予想され、極超音速機も例外なくその対象となる。また、半導体技術の進歩による電子機器の小型・低価格・省電力化、特に MEMS 技術の応用によるセンサなどの小型化が進んでいる。極超音速飛行特有の飛行環境に適した機器の開発が必要である。

自律分散制御システムの構築

各機能を独立させて分散し、標準的なインターフェースでシステムを構築することで、システムの簡素化と柔軟な再構成、故障伝搬緩和による安全信頼性向上、開発整備性向上を図る。現在の IT 技術を応用し、高速 LAN による各システムへの情報伝達技術と制御指令の各アクチュエータへの送信技術を開発する。

空力不確定性に対応した制御技術

推進性能、空力性能の誤差が大きいことが想定される。またあらゆる飛行状態でも等しく安定な飛行能力を得ることが必要である。従来、フライトエンベロープ内の代表的な飛行状態で制御則を設計し、それらを内挿して制御する方法(ゲインスケジューリング)が一般的であるが、設計点以外での制御性能が保証されない。そこで、どのような飛行状態でも適用可能な制御ロジックが求められる。広い条件で安定かつ必要な応答性を満たす先進制御技術(ロバスト制御、適応制御など)の開発が必要である。

故障時の自己診断技術

飛行中に不具合が発生しても安全に飛行を続け、目標とするミッションを遂行するかあるいはアボート飛行に移行するかの判断をし、機体喪失の可能性を減らすことが必要である。そのために、制御則設計時に考慮された状態外になったとき（例えば舵面などの制御デバイスの故障）、リアルタイムに自己診断により故障箇所を同定し、制御系を再構成する自己修復機能を持たねばならない。

自動着陸制御技術の確立

極超音速機は極超音速飛行時の性能、加速性能、ペイロード搭載能力を重視する結果、低 L/D、低速飛行時の不安定性が飛行制御にとって問題になる可能性がある。そのような機体に対し、安定した着陸飛行制御技術が必要である。

誘導システム高性能化

既述したように、極超音速機に課せられたミッションは少ない設計マージン内で機体の性能を最大限に引き出せないと達成できず、そのためには最適制御技術を適用することが必要である。燃費、騒音、空力過熱を考慮した飛行軌道最適化が必要になるが、飛行中に状態に合わせて目標飛行軌道をアップデートできるオンボード最適飛行経路設計技術が必要となる。また、この技術によれば、故障発生時、飛行経路をリアルタイムに求めなおし、例えば最適なアボート飛行経路を導出することも可能となる。

航法システム高性能化

現在の慣性航法システムを補完する目的で、GPS、レーザ、画像信号を活用した高度航法システムの開発が、完全自律で高速飛行する極超音速機には必要である。誘導制御の精度を高めるとともに安全信頼性の向上を図る必要がある。

地上支援施設の高度化

自律飛行を行う極超音速機が通常の航空管制下で飛行するためには、管制官とパイロットの人対人の管制とは異なったデータリンクを中心とした高度連携システムが必要となる。また長距離を高速飛行する機体とリンクを維持するシステムが必要である。現在、国内外において新たな航空管制システムの開発が盛んであり、そこに極超音速機が組み込まれるようにしないといけない。

表 4.4-1 技術開発項目 (制御)

| 分野 | 通し番号 | 技術課題(目標) | 技術項目 | 技術の内容 | 実施手段(地上/飛行) | 技術開発の必要性 (0~3) | | | 技術達成度 (1~9) | | | | | |
|----|------|-------------|-----------------|---|-------------------|----------------|---------|----------|-------------|-------|-------|--------|--------|-------|
| | | | | | | 観測/貨物輸送 | 極超音速旅客機 | 宇宙輸送(無人) | 宇宙輸送(有人) | 世界の現状 | 日本の現状 | 2015目標 | 2025目標 | 通用実証機 |
| 制御 | 1 | 制御機器の開発 | 制御機器の開発 | 速度、高度など耐環境性に優れ、より高性能なセンサ、飛行制御コンピュータ、ハブアリー、アクチュエータなどの開発。 | 地上試験(環境試験、操縦リグ試験) | 3 | 3 | 3 | 3 | 5 | 4 | 6 | 8 | B, C |
| | 2 | | 自律分散制御システムの構築 | LANによる情報伝達と制御指令の各アクチュエータへの送信技術。 | 地上試験(環境試験、操縦リグ試験) | 2 | 2 | 2 | 2 | 5 | 3 | 5 | 7 | B, C |
| | 3 | | 空力不確定性に対応した制御技術 | ロバスト制御、適応制御の適用。 | シミュレーション、飛行試験 | 2 | 2 | 2 | 2 | 5 | 3 | 5 | 7 | B, C |
| | 4 | 制御システム高性能化 | 故障時の自己診断技術 | 自己診断による故障箇所とその程度の検知。 | シミュレーション、飛行試験 | 1 | 2 | 3 | 3 | 5 | 5 | 7 | 8 | B, C |
| | 5 | | 故障時の再構成技術 | 制御系再構成。 | シミュレーション、飛行試験 | 1 | 2 | 3 | 3 | 5 | 5 | 7 | 8 | B, C |
| | 6 | | 自動着陸制御技術の確立 | 不安定かつ低L/D機体の安定した着陸飛行制御技術。 | シミュレーション、飛行試験 | 2 | 3 | 2 | 3 | 9 | 8 | 9 | 9 | B, C |
| | 7 | 誘導システム高性能化 | 飛行経路最適化 | 燃費、騒音、空力過熱を考慮した(オンボード)最適飛行経路設計(故障時にはアポート飛行経路導出)。 | シミュレーション、飛行試験 | 1 | 2 | 3 | 3 | 4 | 4 | 6 | 8 | B, C |
| | 8 | | 高度航法システムの開発 | GPS、レーザー、画像を活用した航法システムの開発。 | 地上試験、飛行試験 | 1 | 2 | 3 | 3 | 5 | 5 | 6 | 8 | B, C |
| | 9 | 地上支援施設の高高度化 | 高性能タータリングシステム | 航空交通管制との高高度の連携。 | インフラITSコミュニケーション | 1 | 3 | 2 | 3 | 7 | 5 | 7 | 9 | D |

4.5 推進関連の技術開発項目 (表 4.5-1)

極超音速で飛行するためには、我が国においてこれまで開発経験の無い、離陸からマッハ5の領域で連続した十分な推力と高い比推力を実現するエンジンが必要である。その最も有力な候補は予冷ターボジェットエンジン^[28]である。一方、3.3節にて実施した検討結果からわかるように、巡航飛行時にラムジェットエンジンを使用することで燃料消費率が低減できる。従って、離陸からマッハ5程度までを受け持つ予冷ターボジェットエンジンとマッハ5で巡航するラムジェットエンジンとの融合を図った新たなエンジンの完成が極超音速機実現の重要な鍵となる。

ターボ系複合エンジンについては、我が国において精力的に研究が進められており、これまでに、地上試験設備を用いた燃焼試験によってエンジンシステムの成立性が確認されている。通商産業省・工業技術院において行われた超音速輸送機用推進システムの研究開発(HYPR)プロジェクトにおいては、離陸からマッハ5まで連続作動が可能なターボジェットとラムジェットを複合させたエンジンシステムの実証に成功している。文部科学省宇宙科学研究所において行われた ATREX エンジンプロジェクトにおいては平成15年度までに合計67回、7000秒における燃焼試験を実施し、空気予冷却の効果等について有益な知見を得ている。また、ラムジェット単体の推進技術としては角田宇宙センターラムジェットエンジン試験設備にて飛行マッハ6における正味推力発生を達成している。平成16年のJAXA統合を機に、これらの技術を融合し小型予冷ターボエンジンの本格的な開発に着手しており、平成18年度末までに技術実証エンジンの1号機が完成する予定である。これらのことから我が国におけるターボ系複合推進に関する技術は、実機開発に必要な技術レベルまで達しつつあるといえる。

しかし、国内の既存風洞設備では実機サイズのマッハ5飛行環境模擬が困難であるため、実環境/実エンジンにおける作動実証には至っていない。また、軽量化(フライアブル)エンジンの実証、加速フェーズでの実証、長秒時運転など、飛行試験に至るまでに必要な技術蓄積が未完である。実用エンジン開発に向けた個々の技術課題を以下にまとめる。

小型、軽量、高効率エンジンのシステム実証

空気取入口やノズルなど、エンジン各コンポーネントを軽量かつ最適化し、エンジンのシステム実証と推進性能のさらなる向上をめざす。また機体へのエンジン組込み手法、高強度極低温燃料タンクの開発等、機体全体としての小型軽量化を目指した要素技術の高度化、統合化が必要である。さらに、現在想定している水素燃料に加えて炭化水素系燃料とのハイブリッド化も重要な課題になると考えられる。これらを組み合わせたシステムを元に、実機に求められる広範な飛行速度域を滑らかに加速するエンジンシステム技術を確立する。

耐熱と低温燃料の扱いに関する熱管理技術

極超音速飛行では気流総温は約1000℃となり、エンジン内部への加熱も大きい。このため耐熱性能の高い金属/複合耐熱材料の開発を行いエンジン作動範囲の拡大を

めざす。一方、液体水素燃料を冷媒とした予冷機構による作動範囲拡大、またこれに伴う着霜・着氷防止も重要な課題となっている。こうした低温燃料の循環等、極低温・熱管理に係わる技術のさらなる高度化が必要である。

安全・信頼性

新たな極超音速エンジンには、ロバスト最適化等、信頼性を基本にすえた設計技術の確立が求められる。水素等の高可燃性燃料を安全に機体内で貯蔵循環させるためにも、防爆性の確保が必要となる。さらに、漏洩検出や機器の異常検出を可能とするヘルスマニタリング技術が不可欠となろう。また、実運用に際しては、離陸時の異物吸い込み、高空飛行中のインテーク不始動や失火等の異常検出とその対応技術の組み込みも必須である。これらの安全性・信頼性技術は、部品交換のターンアラウンドタイムの短縮につながる。

静粛性・環境適合性

より高高度を飛行する極超音速機であるから、燃焼排出物をできるだけ低減し、高層大気への影響を最小限に留め、21世紀の航空機にふさわしい環境適合性能を目指す事が求められる。また一般空港を利用することを念頭におき、新エンジンは吸音材やエジェクタノズルの利用により、十分な静粛性を達成する必要がある。

極超音速機の研究開発構想

表 4.5-1 技術開発項目 (推進)

| 分野 | 通し番号 | 技術課題(目標) | 技術項目 | 技術の内容 | 実証手段(地上/飛行) | 技術開発の必要性 (0~3) | | | | | 技術達成度 (1~9) | | | |
|----|-----------|---------------------|---|---|-------------------------------------|----------------|---------|----------|----------|-------|-------------|--------|--------|-------|
| | | | | | | 観測/貨物輸送 | 極超音速旅客機 | 宇宙輸送(無人) | 宇宙輸送(有人) | 世界の現状 | 日本の現状 | 2015目標 | 2025目標 | 適用実証機 |
| 推進 | 1 | 高効率化 | エンジン要素の高性能化 | 空気入口の総圧回復率向上、予冷機の圧力損失低減、圧縮機の高効率化、ノズルの推進効率の向上等。 | 風洞試験、リグ試験 | 2 | 2 | 2 | 2 | 5 | 5 | 7 | 7 | B |
| | 2 | 高効率化 | エンジン搭載低抵抗減、プレントラップ/ウィングボディ | 機体空力特性を構わないエンジン搭載形態を導出するとともに、機体予圧縮効果を積極的に活用し、推力を増加する。 | CFD、風洞試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 7 | 4 | 6 | 8 | B |
| | 3 | 高効率化 | 最適なエンジン誘導則・制御則 | 滑らかな加速を実現するエンジン作動モードの切換方法を導出。超音速燃焼によるエンジン作動範囲を拡大。 | 数値解析、燃焼風洞試験、飛行試験 | 2 | 3 | 3 | 3 | 4 | 4 | 6 | 8 | B |
| | 4 | 高効率化 | エンジン要素の軽量化 | 空気入口、ノズルの可変機構、耐圧構造の軽量化と、圧縮機、燃焼器、タービンへの軽量化の適用。 | 要素試験 | 2 | 2 | 2 | 2 | 3 | 3 | 5 | 7 | C |
| | 5 | 小型化・軽量化 | 搭載タンクの容積低減 | 重量効率に優れた水素燃料と液体酸素の軽量化、液素燃料のハブリッドエンジンの実現。 | 地上運転試験 | 2 | 2 | 1 | 1 | 5 | 3 | 5 | 7 | C |
| | 6 | 小型化・軽量化 | 極低温燃料保存供給技術 | 軽量化かつ高強度の燃料タンク、燃料配管の実現。 | 地上実験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 4 | 4 | 5 | 7 | C |
| | 7 | 小型化・軽量化 | 空冷予冷却技術 | 極低温燃料を冷却した空気を冷却によるエンジン稼働速度範囲の拡大。 | 地上運転試験、高温環境試験 | 2 | 3 | 2 | 2 | 3 | 5 | 7 | 7 | B |
| | 8 | 熱管理技術 | 先進的耐熱材料技術 | 金属/複合耐熱材料のエンジン構造部材への適用によるエンジン稼働速度範囲の拡大。 | 材料評価試験、地上運転試験、高温環境試験、実環境風洞試験、高温環境試験 | 2 | 3 | 2 | 2 | 7 | 3 | 7 | 7 | B |
| | 9 | 熱管理技術 | 対熱水性能 | エンジン長時間運転させ、極低温冷媒周囲における蓄熱、蓄熱が少く、エンジン運転に問題がないことを確認。 | 地上燃焼試験、実環境風洞試験 | 3 | 3 | 1 | 2 | 6 | 4 | 6 | 8 | B |
| | 10 | 熱管理技術 | 極低温燃料供給技術 | 極低温液体用バルブ、熱応力低減、キャビテーション防止 | リグ試験 | 3 | 3 | 3 | 3 | 5 | 5 | 7 | 8 | B |
| 11 | 防錆性 | 防錆システム | 高可燃性燃料に対する防錆システム。 | 燃料リグ試験 | 2 | 3 | 2 | 3 | 3 | 3 | 5 | 7 | C | |
| 12 | 防錆性 | ヘルスマニタリング技術 | 可燃ガス濃度検知、異常モード自動判断、エンジン異常診断機能。 | 地上運転試験 | 2 | 3 | 2 | 3 | 7 | 5 | 5 | 7 | C | |
| 13 | 防錆性 | エンジン信頼性設計技術 | ロバスト最適化、DFSS(Design for 6-sigma)。 | 地上運転試験 | 2 | 2 | 2 | 2 | 7 | 5 | 5 | 7 | C | |
| 14 | 防錆性 | エンジン定常時の制御 | 定常飛行時における、回転数・燃焼室圧力の制御。 | 燃焼風洞試験、高空港試験、飛行試験 | 2 | 3 | 2 | 2 | 7 | 5 | 7 | 8 | B | |
| 15 | 安全性・信頼性 | 圧縮機サージ、インテーク不始動時の制御 | インテーク不始動や圧縮機サージに対する再始動・再着火制御。エンジン故障を防止、通常運転状態に復帰する技術。 | 数値解析、燃焼風洞試験 | 2 | 3 | 2 | 2 | 5 | 3 | 7 | 8 | B | |
| 16 | 安全性・信頼性 | 高高度における火火時のエンジン再起動 | 低Reiにおいても良好な作動を行う圧縮機、高高度用スターターの開発。 | 高空港試験 | 1 | 3 | 1 | 1 | 5 | 3 | 7 | 7 | B | |
| 17 | 安全性・信頼性 | 騒音(鳥い込み防止)特性・風荷重 | 騒音低減、高飛行時の異物・水・氷取り、外周風洞防音、エンジンが健全に作動することを確認する。 | 鳥い込み試験、氷取り試験、揚風試験 | 3 | 3 | 1 | 2 | 5 | 3 | 7 | 8 | C | |
| 18 | 安全性・信頼性 | ターニアラウンド時間の短縮化 | 部品交換の容易さを考慮した構造と、部品状態をモニタリングする仕組みを構築する。 | 数値解析、燃焼試験 | 3 | 3 | 2 | 2 | 4 | 4 | 4 | 6 | E | |
| 19 | 静粛性・環境適合性 | 騒音低減 | 吸音材、音バスター、エッジカッター等によって騒音低減と地上飛行時騒音を低減する。 | 風洞試験、地上運転試験、飛行試験 | 3 | 3 | 1 | 2 | 6 | 5 | 5 | 7 | E | |
| 20 | 静粛性・環境適合性 | Nox排出の低減 | エンジン有害燃焼物の低減。 | 地上燃焼試験 | 3 | 3 | 1 | 2 | 7 | 5 | 5 | 7 | D | |

5. 研究開発構想

前章までに、目標となる極超音速機の実用システムの概要を検討するとともに、現段階で解決されていない極超音速機の技術課題と、それに対応した技術開発項目を整理した。これらを受け、本章においては、2025年までにJAXA長期ビジョンで掲げた極超音速機の実用システムを実現するための具体的な研究開発構想を提案する。

研究開発構想の基本的考え方

極超音速機の研究開発計画の立案に当たっては、既に飛行実証が進んでいるマッハ2クラスの超音速機技術を最大限に活用することを前提とした。従って、超音速機技術の飛行実証が計画されている期間は、マッハ5で飛行するために必要な要素技術の研究開発を重点的に進めることとした。技術内容としては、推進技術のように、20年後の極超音速機の実用化に向けて長期的な取り組みが必要なものに、早期に着手することとした。そして、超音速機技術が確立された次の段階に、離陸から超音速飛行を経て極超音速飛行まで到達するために必要となる技術開発項目の研究開発に着手することとした。

技術開発項目の分類

第4章においては、各技術分野の技術課題に対応した技術開発項目を網羅的に整理した。これを受け、本章においては、各々の技術開発項目について、重要性と技術到達度を考慮して分類した上で、効率的かつ体系的に技術を獲得していくための研究開発ロードマップを作成することを目標とした。研究開発の手段としては、数値解析や地上試験等で実施する「基盤技術研究」と、実際の飛行環境で実施する「飛行実証」を想定した。

5.1 研究開発ロードマップ

基盤技術研究と飛行実証の必要性

極超音速機の研究開発項目の中には、現段階においては基盤技術が確立していないものも多い。従って、関連する数値解析技術や地上試験技術等を向上させるための「基盤技術研究」を適切な規模で継続的に実施する必要がある。一方、飛行状態にしないと確認できない技術開発項目については、適切な時期に適切な規模で、「飛行実証」を行う必要がある。

また、地上設備で極超音速飛行環境を実現するには、高速かつ高温の環境を再現するために多大なコストを要するため、適切な規模の飛行実証を段階的に実施することで、研究開発コストを低減することが可能となる。

研究開発ロードマップの作成指針

技術開発項目の実証ステップとしては、基盤技術研究から始まり、小規模の飛行実証を経て、段階的に飛行実証の規模を大きくすることを想定した。また、極超音速飛行の核となる技術については、重点的に基盤技術研究を進め、早期に飛行実証することを目

極超音速機の研究開発構想

指すこととした。

研究開発の主要部分となる技術開発項目については、第4章で整理した技術開発項目から、技術開発の必要性の高いものを抽出するとともに、技術達成度が飛行実証レベルになる時期を予測した。そして、表5.1-1に示すような飛行実証構想で実証できる技術開発項目を集約し、その技術達成度の成熟時期を考慮して飛行実証の時期を設定した。

表 5.1-1 極超音速機・飛行実証構想

| | | |
|--|--|--|
| A実証機: 0.5ton級 (Mach 2) 気球利用型実験機 (BOV) |  | <ul style="list-style-type: none">・気球からの自由落下方式・エンジンのM2作動実証 |
| B実証機: 0.5ton級 (Mach 5) 小型極超音速実験機 (HYTEX) |  | <ul style="list-style-type: none">・固体ロケットでM5に投入・M5巡航できる機体/エンジンの実証 |
| C実証機: 5ton級 (Mach 0~5) |  | <ul style="list-style-type: none">・自力加速でM5に到達・ペイロード: 無・巡航能力: 無 |
| D実証機: 50ton級 (Mach 0~5) |  | <ul style="list-style-type: none">・離陸→巡航→着陸の実証・ペイロード: 最大20Mg・航続距離: 最大2000km |
| E実証機: 200ton級 (Mach 0~5) |  | <ul style="list-style-type: none">・離陸→巡航→着陸の実証・ペイロード: 最大100Mg・航続距離: 最大9000km |

研究開発ロードマップの概要

上記指針を踏まえて作成した極超音速機・研究開発ロードマップの概要を図5.1-1に示す。超音速機技術の研究開発成果を取り入れながら、極超音速機の技術課題を段階的に解決することを考慮した。基盤技術研究としては、当面は小型極超音速エンジンを用いた技術開発に重点を置き、実用極超音速エンジン、大型極超音速エンジンと発展させることとした。機体関連技術については、当面は気球利用型実験機（A実証機）と小型極超音速実験機（B実証機）でマッハ2、マッハ5の飛行実証を行うことに重点を置き、機体/推進統合研究機（C実証機）、極超音速実証機（D実証機）へと発展させることとした。

尚、各実証機における重点的な技術開発項目については、5.3節に記述する。

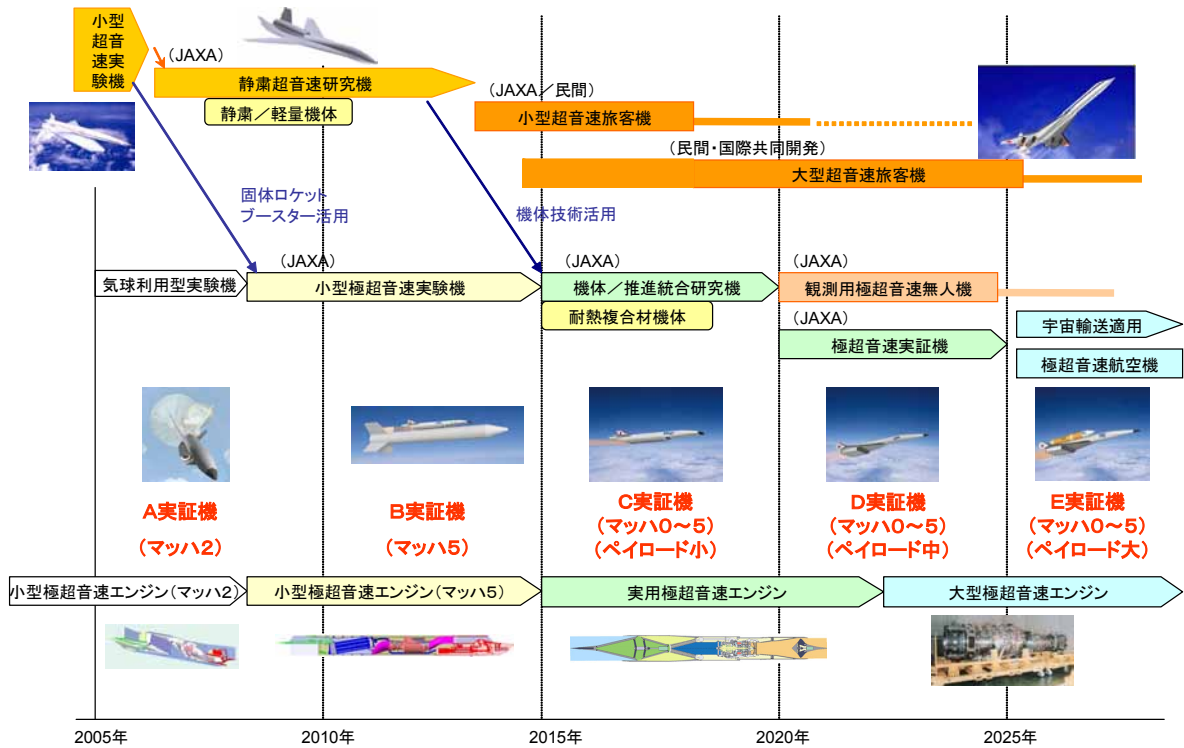


図 5.1-1 極超音速機・研究開発ロードマップ (概要)

研究開発ロードマップ

極超音速機の基盤技術研究のロードマップについては、飛行実証に至るまでのプロセスとして、図 5.1-2 (B 実証機)～図 5.1-4 (D 実証機) の中に記述した。基盤技術研究については、数値解析技術と地上試験技術を向上させつつ、継続的に実施する必要がある。

図 5.1-2 は、2015 年頃に実施することを想定した小型極超音速実験機 (B 実証機) で実証する技術開発項目の研究開発ロードマップである。B 実証機においては、マッハ 5 で飛行するために必要不可欠な核の技術に重点を置いている。外部加速手段を活用することで、早期に最小規模で飛行実証を実施することが可能となる。

図 5.1-3 は、2020 年頃に実施することを想定した機体/推進統合研究機 (C 実証機) で実証する技術開発項目の研究開発ロードマップである。C 実証機においては、マッハ 0～5 までの連続飛行に必要な技術開発項目をペイロード最小規模で飛行実証することを想定している。この実証機により、極超音速機の基本技術が確立される。

図 5.1-4 は、2025 年頃に実施することを想定した極超音速実証機 (D 実証機) で実証する技術開発項目の研究開発ロードマップである。D 実証機においては、C 実証機で確立された技術を基にして、小規模のペイロードを搭載するために必要な技術開発項目を飛行実証することを想定している。この実証機により、極超音速機の実用システムを製造するための基本技術が確立される。

極超音速機の研究開発構想

| 分野 | 技術項目 | 技術の内容 | 必要性 | 飛行実証時期 | 通用実証機 |
|-------|------------------------|--|-----|--------|-------|
| システム | 空力振動と空力加熱の低減 | 空力振動を軽減するとともに、空力加熱の小さい形状を導出する。 | 3.0 | 2020 | B |
| システム | 試験設備の高次元化 | 精度の高い評価が可能な大型で高性能の試験設備を建設する。 | 3.0 | 2020 | B |
| システム | 燃料消費率の低減 | 燃料種類の選定を含むサイクル最適化解析により、燃料消費率の低減を図る。 | 2.5 | 2020 | B |
| 空力 | 機体・エンジン統合 | 幅広い速度域における機体とエンジンの開発段階の手を揃え、機体による予圧縮効果を発揮する形状を導出する。 | 3.0 | 2020 | B |
| 構造 | 構造解析技術 | 複合分界(空力、構造、熱環境、制御等)最適化技術。 | 3.0 | 2015 | B |
| 構造 | 耐熱構造設計 | 耐熱材料、熱防壁、熱応力緩和、を考慮した構造様式。 | 3.0 | 2015 | B |
| 構造 | 送熱構造設計 | 極超音速飛行時の熱流入を抑える送熱構造設計。 | 3.0 | 2015 | B |
| 構造 | 新しい形態の設計基準および環境条件を設定する | 新しい形態の地上荷重、飛行荷重、変風荷重、温度条件、加速条件、宇宙線、紫外線、客室安全の各基準の設定。 | 3.0 | 2015 | B |
| 制御 | 制御機器の開発 | 温度、高度など耐環境性に優れ、より高性能なセンサー、飛行制御コンピュータ、バリエーション、アクチュエータなどの開発。 | 3.0 | 2020 | B, C |
| 制御 | 自動着陸制御技術の確立 | 不安定かつ低いD機体の安定した着陸飛行制御技術。 | 2.5 | 2015 | B, C |
| 推進 | 極低温燃料供給技術 | 極低温燃料用バルブ、熱応力低減、キャビテーション防止 | 3.0 | 2015 | B |
| 推進 | エンジン搭載抵抗低減 | 機体空力特性を損なわないエンジン搭載形態を導出するとともに、機体予圧縮効果を積極的に利用し推力を増加する。 | 3.0 | 2020 | B |
| 推進 | 最適なエンジン誘導制御 | 滑らかな加速を実現するエンジン作動モードの切り換え方法等導出。超音速燃焼によるエンジン作動範囲を拡大。 | 2.8 | 2020 | B |
| 実証機平均 | | | | 2018 | |

(B実証機)

図 5.1-2 極超音速機・研究開発ロードマップ (2015年：B実証機)

| 2006 | 2007 | 2008 | 2009 | 2010 | 2011 | 2012 | 2013 | 2014 | 2015 | 2016 | 2017 | 2018 | 2019 | 2020 | 2021 | 2022 | 2023 | 2024 | 2025 | 2026 | 2027 | |
|------|------|------|------|------|------|------|----------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|--|
| | | 設計解析 | | | | | | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | 設計解析 | | | | | | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | 設計解析 | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | シミュレーション | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | シミュレーション | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 設計解析 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | CFD | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |
| | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | 飛行実証 | | | | | | | | |

(C実証機)

| 分野 | 技術項目 | 技術の内容 | 必要性 | 飛行実証時期 | 通用実証機 |
|------|---------------------------|---|-----|--------|-------|
| システム | 統合最適化設計 | ペイロードを最大化するための空力／推進／構造／軌道の統合最適化設計を行う。 | 3.0 | 2025 | C |
| システム | 運用飛行経路・速度の最適化 | 機体から巡航までの幅広い速度域における最適経路を設定する。 | 3.0 | 2025 | C |
| システム | 再利用性の確保 | 定め再利用回数に必要な寿命を達成するための材料選定と構造設計を行う。 | 3.0 | 2025 | C |
| システム | アポロ時軌道の軌道生成技術 | アポロ時に、最も安全な地点へ着陸するための軌道生成、誘導技術を確立する。 | 3.0 | 2025 | C |
| システム | 評価基準の設定 | 構造、飛行特性、サブシステム等に関する設計基準と評価基準を設定する。 | 3.0 | 2030 | C |
| システム | 故障に対応した安全機能 | 故障モードを抽出して自己診断をするとともに、プラントを継続する技術を確立する。 | 2.8 | 2025 | C |
| 空力 | 熱収支設計 | 巡航時の機体の熱の収支バランスを考慮した、構造、推進系を含めた機体内での熱管理設計を行う。 | 3.0 | 2025 | C |
| 空力 | ソニックブームの低減 | 機体から巡航までの幅広い速度域におけるソニックブームの低減が可能な機体形状を創出する。 | 2.5 | 2020 | C |
| 構造 | 構造試験準備技術 | 従来よりも広い環境条件下での地上構造試験方法の確立。 | 3.0 | 2015 | C |
| 構造 | 荷重スペクトラムの推定技術 | タキシング、離陸、高高度での巡航、着陸、タキシングの荷重スペクトラムの推定技術。 | 3.0 | 2015 | C |
| 構造 | 脚設計 | 脚位置、長さ、脚数、エンジンへの異物混入に対する設計。 | 3.0 | 2015 | C |
| 構造 | 広範囲の温度環境条件＋高い圧力差を許容する構造様式 | 高温から低温の温度サイクル、高い圧力差等を許容する高温耐性、高安全性の金属＋複合材構造様式の確立。 | 3.0 | 2015 | C |
| 構造 | 高温耐性・高安全性構造様式の確立 | 機体の温度環境確保と低温燃料タンクを面立する高温耐性、高安全性の金属＋複合材構造様式の確立。 | 2.5 | 2015 | C |
| 推進 | 極低温燃料保存供給技術 | 軽量かつ高強度の燃料タンク、燃料配管の実現。 | 3.0 | 2025 | C |
| 推進 | 防漏システム | 高可燃性燃料に対する防漏システム。 | 2.5 | 2025 | C |
| 推進 | ヘルスマネージング技術 | 可燃ガス漏洩検知、異常モード自動判断、エンジン寿命評価。 | 2.5 | 2025 | C |
| | 実証機平均 | | 2.9 | 2022 | |

図 5.1-3 極超音速機・研究開発ロードマップ (2020 年：C 実証機)

極超音速機の研究開発構想

| 2006 | 2007 | 2008 | 2009 | 2010 | 2011 | 2012 | 2013 | 2014 | 2015 | 2016 | 2017 | 2018 | 2019 | 2020 | 2021 | 2022 | 2023 | 2024 | 2025 | 2026 | 2027 | |
|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|-------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|--|
| | | | | | | | 設計解析 | | | | | 実験機製作 | | | | | | | | | | |
| | | | | | | | 設計解析 | | | | | 実験機製作 | | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | | | | 地上試験 | | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | | | | 設計解析 | | | | | | | | | | |

(D実証機)

| 分野 | 技術項目 | 技術の内容 | 必要性 | 飛行実証時期 | 適用実証機 |
|------|----------------|---|-----|--------|-------|
| システム | コスト解析手法 | 開発/運用コストの解析・評価技術を確立する。 | 2.5 | 2025 | D |
| システム | ライフサイクルコスト最小化 | ライフサイクルコストを最小化するシステムを導出するための統合最適設計を行う。 | 2.5 | 2025 | D |
| 構造 | 疲労・損傷許容評価技術 | 飛行荷重サイクル、熱サイクル、高圧サイクル下での耐熱構造様式の疲労・損傷許容評価手法。 | 3.0 | 2025 | D |
| 構造 | 空力弾性設計 | 翼のフラッタ、ポテインフラッタの解析、能動的な空力弾性翼および試験評価技術。 | 3.0 | 2025 | D |
| 構造 | 着陸時視界確保 | ノーズダウン、デイスプレイ等によるパイロットの視界確保。 | 3.0 | 2025 | D |
| 構造 | 客室安全・客室環境設計 | 加速度、減速度、機体姿勢、高高度での急減圧に対する設計手法。 | 2.5 | 2025 | D |
| 推進 | ターンアラウンド時間の短縮化 | 部品交換の容易さを考慮した構造とし、新品の状態をモニタリングする仕組みを構築する。 | 2.5 | 2030 | E |
| | | 実証機平均 | 2.7 | 2026 | |

図 5.1-4 極超音速機・研究開発ロードマップ (2025年：D実証機)

5.2 基盤技術研究構想

5.2.1 設計解析手法に関する基盤技術研究構想

極超音速機の研究開発には既存の亜音速機・超音速機の範疇を超える未知の技術が多くなることから、設計基礎データの蓄積、概念設計、詳細設計、および製作設計の各フェーズにおいて、極めて広範かつ詳細な実験・試験を実施することが求められる。この実験・試験を効率的に実施し、極超音速機の研究開発を経済的・時間的に可能にするには、実験・試験に先だつて広範かつ詳細な数値解析を実施し、その結果を用いて実験・試験の条件を絞り込むことが必須である。さらに、技術的・経済的に実施困難な実験・試験を数値解析で肩代わりさせることも必要である。これらのことから、実用レベルの精度および効率を有する数値解析手法を確立することが求められる。

一方、極超音速機では、機体とエンジンのブレード形状に代表されるように、機体の空力および構造、エンジンの空力および構造、機体制御、およびシステム設計が、既存の亜音速機・超音速機以上に、相互に密接に絡み合うと予測される。したがって、極超音速機の研究開発に必要な数値解析技術は、各要素技術の範囲にとどまることなく、関連する他の要素技術やシステム設計に効率的に資する水準である事が求められる。また、数値解析に用いられるデータ形式の共通化やデータ互換性の確保、各開発フェーズにおける数値解析の進捗管理、等も欠かせない。さらに、設計から製造に至るまでの範囲でデータの共通化や相互フィードバックを実現する必要もある。

なお、業界標準と言えるような市販数値解析ソフトウェアがすでに幾つか存在している。これらの大半は海外で開発されたものであり、また所要精度の解析を行うには独自に数値モデルを生成して併用する必要があるため、数値解析技術を我が国独自に構築する必要性に変わりはない。

また、最近の世界的潮流として、各要素毎の詳細設計やシステム全体の概念設計について多様な最適設計ツールが構築・整備されつつある。国内ではこの分野の取り組みが必ずしも進んでいないので、早急の対処を要する。

加えて、これまでの研究開発で良く取られてきた「前処理→大規模バッチ計算→後処理」という解析手順だけでなく、コンソールおよびモニターの上でリアルタイムで設計・解析を迅速に繰り返すことのできる設計ツールが今後極めて有用となる。

以下、要素技術分野ごとに所要技術を概観する。

(1) システム関連の設計解析手法

近年、複数分野統合設計最適化手法に関する研究が進められている。主に概念設計レベルにおいて、空力・推進・構造・制御等の諸要素について単純化された数値モデルを用いることによって、効率良く最適設計解が得られることが報告されている。極超音速機の実現のためには、詳細かつ実地的な数値モデルを用いて詳細設計・製作設計のレベルの最適設計が迅速に実施できることが必要であり、解析手法の格段の性能向上が求められる。また、「前処理→大規模バッチ計算→後処理」という解析手順だけでなく、コンソールおよびモニターの上でリアルタイムで設計・解析を迅速に繰り返すことのできる最適設計ツールが構築される必要がある。

(2) 空力関連の設計解析手法

空力の数値解析技術は 1980、1990 年代に計算機の計算速度の向上と共に急速に発展してきた。よって、既存の技術を用いることによって大抵の対象・条件において解析結果を得ることは可能である。現状では、航空機設計に資するレベルの、より現実的な解を求めて、物体形状の厳密な定義や非定常効果の再現などの面で研究が進められている。また、それら実際的な数値解が真の解であることの証明のために、精緻な実験結果も併せて求める必要がある。また、極超音速機の開発段階において頻繁に発生する設計変更に対応できるように、全機周りの精緻な空力解析を迅速に実行できることが必要であり、解析格子の容易な再生と、計算機ハードウェアだけではなく解析手法の点からも計算速度の格段の向上が必須である。

以上より、次のような技術が必要となる。

- ・ 頻繁な機体形状設計変更に対応できる格子生成技術
- ・ 複雑形状においても柔軟に対応できる解析手法
- ・ 地上試験の予見に十分寄与できる精度の解析技術
- ・ 全機周りの大規模解析の速度を格段に向上させる解析手法

(3) 構造関連の設計解析手法

近年の世界的潮流として、複合材が一次構造部材に適用され始めている。また、複合材構造成型技術および最適構造設計手法の向上により構造形態の自由度が高まっており、Space Ship One に見られるような可変構造も実用段階に移りつつある。一方、複合材構造の長期的維持管理は未知領域であり、種々のリアルタイムヘルスマニタリング手法が研究されている。

我が国が開発を目指す極超音速機については、実験機段階ではすでに信頼性の確立した金属材構造を主体としつつも、実用機で複合材構造を適用する事を狙って、早い段階から所要技術を蓄積する必要がある。したがって、関連する数値解析技術として、以下のような技術が必要となる。

- ・ 実際的な複合材構造の詳細設計・製作設計に適用できる最適設計手法
- ・ 亜音速・遷音速・超音速・極超音速および地上から高空までの広範な飛行条件における空力弾性問題を解析できる手法
- ・ リアルタイムヘルスマニタリングシステムの設計と性能予測のための数値シミュレーション手法
- ・ 可変構造の設計と性能予測のための数値シミュレーション手法

(4) 制御関連の設計解析手法

極超音速実験機は自律飛行を行うので、極超音速に適応した高速応答・高精度の自律的な航法・誘導・制御システム（アルゴリズムおよび機器）の構築が必要である。また、有人の極超音速旅客機においても、自律飛行制御が基本であり、操縦クルーは補完的・監視的な役割を担うことになるものと予想される。したがって、自律的な航法・誘導・制御システムの性能を予測するためのシミュレーションツールの構築が必要である。これは、以下のような技術で構成される。

・空気力（空力係数、空力微係数）の不確実性を吸収することのできるロバスト制御、適応制御のシミュレーション技術

- ・ 制御系の故障時にオンボードで自己診断する解析手法
- ・ 制御系の故障時にオンボードで制御系を再構成する解析手法
- ・ オンボードでリアルタイムで最適飛行経路を生成する解析手法
- ・ アボート等の際に代替飛行経路を生成する解析手法

また、極超音速実用機は、極力既存の空港で離発着できることが求められる。その場合、従来型亜音速機、近未来超音速機、および当該極超音速機の飛行空域が、空港周辺で交差・合流することになる。これら飛行性能が大きく異なる諸航空機を同時並行で管制する手法を構築する必要があり、そのための管制シミュレーターが必要である。

また、極超音速旅客機は有人操縦となるため、操縦クルーの訓練のためのシミュレーターの構築が必要である。

さらに、機体システム全体のヘルスマonitoringや、故障時の自己診断、代替機器再構成、最適飛行経路推定、等の安全運行技術を確立するために、関連するシミュレーション手法を構築する必要がある。

(5) 推進分野の設計解析手法

極超音速機の推進系には、マッハ0～5程度で高度0～25km程度といった大きく変化する飛行環境に対応して、高い推力と比推力を発揮することが求められる。このため、設計点だけでなく、飛行領域全体を通して最大性能を発揮するような燃料とエンジンサイクルを選定する必要がある。また、極超音速飛行時の高温と内部流体の高圧に耐えるような高温要素の重量を低減するために、複合材料を活用した構造最適化も必要である。圧縮機とタービンからなる回転要素については、大きく変化する温度環境に対応して、チップクリアランスを確保しつつ性能マージンの大きい空力形状を設計する必要がある。また、予冷器、再生冷却部といった伝熱要素について、起動・停止時や加速飛行中の非定常構造解析を実施するとともに、これらの非定常性に伴うエンジン非定常性能解析を実施して、実飛行における性能を正確に推算できるようにする必要がある。

以上より、次のような技術が必要となる。

- ・ エンジンシステム最適化解析
- ・ 高温要素の構造最適化解析
- ・ 回転要素の空力性能設計解析
- ・ 伝熱要素の非定常構造解析
- ・ エンジン非定常性能解析
- ・ 非定常燃焼解析

5.2.2 基礎試験／地上実証試験等の基盤技術研究構想

極超音速機を開発するにあたり、その技術課題は、システム、空力、構造、制御、推進等に関して多岐に渡るため、効率、コスト面を考慮した研究開発手法が要求される。極超音速実証機の最適化設計から出てきたシステム要求仕様に基づいて、サブシステムごとに性能、機能データを取得するためのリグ試験を実施する。その後、そのデータを反映してシステムを再構築し、全体システムを地上燃焼試験や風洞試験によって、評価、実証する。地上試験は、飛行試験に比べて、データの取得が容易で、かつ、低コストで実施できるため、できる限りのことは地上で実証した後、最終的な飛行試験へと移る。以下に、技術項目ごとの課題と地上試験方法、試験設備を示す。

(1) システム関連の基礎試験／地上実証試験

機体／推進をあわせたシステム分野の技術課題（統合最適化設計、全飛行領域での実証）は、基本的には数値解析と飛行実証により解決する。地上試験では、飛行試験の前段階として、同じハードウェアを用いた機能確認試験（地上システム試験）、環境試験（振動、低温、低圧等）を実施する。

(2) 空力関連の基礎試験／地上実証試験

空力分野の地上実証研究は、主に風洞試験設備を利用して実施する。現在 JAXA で利用可能な風洞試験設備を表 5.2.2-1 に示す。極超音速機の幅広い飛行速度範囲をカバーする、様々な風洞試験設備を利用可能となっている。機体空力特性の把握と改善を目的として、ベースライン形状機体のサブスケール模型を使用し、低速～極超音速風洞において数値解析の検証データを取得する。さらに、最適化設計を施した機体について、同様の風洞試験を実施し、最適化設計手法および推進／機体統合設計手法を検証する。引き続き、本形態では、詳細な空力特性データ（揚力特性、抗力特性、トリム特性、舵効き特性）を取得し、飛行経路設計やミッション解析用のデータベースを蓄積する。極超音速機は、従来の超音速機と比較して大きな空力加熱を受けることになるため、空力特性の取得と並行して、空力加熱特性試験を極超音速風洞やアーク風洞において実施する。機体表面の加熱率分布を、埋め込み式の温度センサや赤外線観測により評価し、耐熱材料選定や再生冷却設計用のデータベースを蓄積する。また、極超音速飛行時に機体表面の耐熱材が剥離してターボ系エンジンに深刻な FOD（異物吸い込みによる破損）を引き起こす恐れがあるため、耐熱材を極超音速気流中に配置して耐久試験を実施し、剥離片の発生する頻度やサイズを評価する必要がある。また、飛行実験機回収用の超音速からの減速技術や、ソニックブームの低減技術に関しても、継続的に実施していく。

表 5.2.2-1 JAXA で利用可能な風洞試験設備

| | 風洞名称 | 設置場所 | 速度範囲 | 風洞形式 |
|----|------------------------|---------|-----------|---------------|
| 1 | 6.5m×5.5m低速風洞 | JAXA調布 | 1~70m/s | 連続循環式 |
| 2 | 2m×2m低速風洞 | JAXA調布 | 3~60m/s | 連続循環式 |
| 3 | 2m×2m遷音速風洞 | JAXA調布 | M=0.1~1.4 | 連続循環式 |
| 4 | 0.8m×0.45m高レイノルズ数遷音速風洞 | JAXA調布 | M=0.2~1.4 | 間欠吹出式 |
| 5 | 1m×1m超音速風洞 | JAXA調布 | M=1.4~4.0 | 間欠吹出式 |
| 6 | 0.2m×0.2m超音速風洞 | JAXA調布 | M=1.5~2.5 | 連続循環式 |
| 7 | 0.5m極超音速風洞 | JAXA調布 | M=5、7、9、 | 間欠吹出+真空吸込式 |
| 8 | 1.27m極超音速風洞 | JAXA調布 | M=10 | 間欠吹出+真空吸込式 |
| 9 | 0.44m極超音速衝撃風洞 | JAXA調布 | M=10、12 | 無隔膜駆動型衝撃風洞 |
| 10 | 750kWアーク加熱風洞 | JAXA調布 | M=4.8 | 縮流安定型アーク加熱風洞 |
| 11 | 1.6m惑星環境風洞 | JAXA相模原 | 100m/s | 連続循環式、常圧~1kPa |
| 12 | 0.6m×0.6m超音速風洞 | JAXA相模原 | M=1.5~4.0 | 間欠吹出式 |
| 13 | 0.6m×0.6m遷音速風洞 | JAXA相模原 | M=0.3~1.3 | 間欠吹出式 |

(3) 構造関連の基礎試験／地上実証試験

極超音速機においては、高い熱侵入と軽量化の要求から、耐熱複合材料の使用が不可欠である。耐熱構造材料技術では、他の研究機関や民間企業による材料開発を支援すると共に、静強度試験機、疲労試験機、探傷試験機等を駆使して、セラミックス基複合材料（CMC）や炭素／炭素複合材料（C/C）複合材料、耐熱金属の性能評価を行い、機体構造各部に最適な材料を選定する。引き続き、各種環境槽において、設計した耐熱構造（冷却構造）の評価試験を実施する。環境槽では、巡航時の定常的な高温環境や、加速／減速中の非定常熱流束を模擬し、耐熱構造の健全性を確認する。

また、複合材料を適用する際には、強度評価、気体透過性の防止、接合接着方法の構築等、未解決の問題が残っている。これらの基礎試験および評価試験に関しても継続して実施し、データベースを作成する。さらに、複合材料を適用した大型の部材を作成する技術の実証、特に飛行実験機搭載用の軽量タンクの強度、耐低温環境性、寿命等の評価も重要な課題である。機体の空力弾性設計技術の評価するには、0.6 m x 0.6 m 遷音速フラッタ風洞を利用することができる。

(4) 制御関連の基礎試験／地上実証試験

地上では、機体制御／航法システム高性能化に関連して、機能実証モデルを使用したシミュレーションの実施（ハードウェアインザループ）、および開発した機器の高温環境試験、熱真空試験、電波干渉試験等を行う。極超音速機は、地上静止状態から極超音速までの広い範囲で運用されるため、機体やエンジンの動特性が飛行中に大きく変化する。また、飛行速度の増加と共に機体／エンジン間の相関が強まる。例えば、機体のピッチ迎角を大きくすることでエンジン前面における機体予圧縮効果により捕獲空気流量が増大し、エンジン推力が増大する。一方、機体側は、エンジンの推力レベルによってピッチモーメントが大きく変化し、最悪の場合トリムを確保できなくなる可能性もある。従って、地上燃焼試験時にエンジンの動特性を同定し、機体に搭載した時の制御性

を検証する必要がある。

(5) 推進関連の基礎試験／地上実証試験

現段階において、極超音速機用の推進システムとしては、予冷ターボジェット、ラムジェットを想定しているが、これらの推進システムは地上静止状態から極超音速域までの広範囲の飛行領域に対応する必要がある。地上では、全飛行領域にわたって、同時に試験できる設備がないため、飛行領域や要素、サブシステムごとにかけての試験が必要である。当面は設備のサイズやコストの観点から、サブスケールモデルを用いた試験により、データを積み重ね、個々の技術を実証する。その後はシステム最適化を目指して、実際の飛行状況に合わせて静止からマッハ5までを連続して、あるいは二、三の区間に分けて加速状態を模擬する方策が必要となる。こうした要求に応える地上エンジン試験設備の整備が強く望まれる。またフルスケールの試験へと移行するためにも、設備の大型化も検討すべきである。

要素試験としては、極超音速機推進器に特有のエアインテーク、ラム燃焼器、ノズル、プリクーラ（予冷器）と他のジェットエンジンと共通要素であるコアエンジンに大別される。

極超音速気流を吸込むエアインテークについては、空力性能試験と耐熱試験を実施する。定常性能に関しては、これまでも数値解析や超音速／極超音速風洞を用いた試験によってデータを蓄積しているが、今後は、新規形状インテークの試験と機体との干渉を含めた試験を実施するために、大型の風洞が必要となる。また、衝撃波の捕獲を含めたインテークの制御試験として、マッハスweep風洞等を用いた試験を実施する。インテークの再始動性の保障のため等、可変マッハ数風洞設備は今後も重要度を増すことになると考えられる。耐熱試験に関しては、高エンタルピ風洞もしくは全温を模擬したチャンバの中での、可変機構の駆動試験を実施する。

高度補償性と流量調節機構を必要とする超音速ノズルについてもエアインテークと同様に、空力性能試験と耐熱試験を実施する。この場合、ラム燃焼器は高温排気流を模擬するための高温ガス発生装置としても機能するため、ノズルに関する試験はラム燃焼器と同時に行うことが望ましい。ノズル作動条件は高度、飛行速度、エンジン作動状態等により大きく変化するため、ノズルの入口圧力（外部よりガスを供給）と出口圧力（排気）を変化させたパラメトリックスタディーが必要となる。また、エンジンの中で最も高温で、その中での可変機構を有するため、冷却システムを含めた機能試験が必要である。このため、高温ガスを用いた大型の評価試験設備の整備が必要である。

プリクーラは、入口流速は遅いものの、主流の高温と冷媒の極低温が接触する要素であるため、熱構造的な信頼性の確認が最重要項目である。従って、主流温度をパラメータとした低速風洞中にプリクーラを設置し、液体水素による繰り返し冷却試験によって、その健全性を調査する必要がある。また、技術課題である空気側ディストーションの軽減、着霜、着氷の防止についても、基礎試験によって調査、解決するが、エンジンシステムとしての最終的な成立性と健全性確認のためにも大型エンジン風洞は必須である。

コアエンジンの中で、圧縮機、タービン等のターボ機械要素に関しては、従来のジェットエンジンに比べて作動範囲が広いと、詳細計測が可能なリグ試験設備を整備し、

回転試験を実施する必要がある。また、同様に広作動点における、水素燃焼器の性能、着火保炎性、耐久性を確認する燃焼器試験を実施する。最終的には、これらをコアエンジンとして組み上げ、地上燃焼試験により、ターボ要素のマッチングの確認とコアエンジンの運転手法の構築を目的とした試験を実施する。

システム試験としては、まずは、エンジン全体を組み上げ、地上静止状態での性能、機能、運転方法、健全性の確認試験（地上燃焼試験）を実施する。実用機においては、水吸込み試験やアイシング試験、鳥吸込み試験、騒音試験も必要となるが、実証機の段階では省略する。将来的にはこうした破損を伴う可能性のある試験を実施できる場所と設備の拡充も考慮する必要がある。また、保安上の観点から屋外試験設備を用いることが望ましい。高空システム性能試験としては、各飛行領域において、ダイレクトコネクト試験やフリージェット試験を行なう必要があるが、試験設備の整備にコストがかかるため、海外の風洞設備や飛行試験による実証とあわせて検討する必要がある。

これらの検討を元に、表 5.2.2-2 に、エンジン試験で使用可能と思われる風洞試験設備を、表 5.2.2-3 にエンジン試験設備を挙げる。

インテークやノズル等の空力特性を取得する試験については、マッハ数が 0 から 5 までの広範囲において試験を行う必要があるため、主流条件が異なる複数の風洞による試験が必要である。プリクーラ、コアエンジン、システム試験のように高温ガスを使用しかつ燃焼を行う試験においては、設備が供給できる空気の流量・圧力・温度条件や、設備の防爆性により試験設備を選定する。

表 5.2.2-2 推進系の試験で使用可能な風洞試験設備

| 風洞名称 | 設置場所 | 速度範囲 | サイズ (cm) | 風洞形式 | 備考 |
|--------------------------|-----------|--------------------|-----------------|--------|--------------------------------|
| 1 6.5m x 5.5m 低速風洞 | JAXA 総研本部 | 1~70m/s | 650 x 650 | 連続循環式 | |
| 2 2m x 2m 低速風洞 | JAXA 総研本部 | 3~60m/s | 200 x 200 | 連続循環式 | |
| 3 2m x 2m 遷音速風洞 | JAXA 総研本部 | M0.1~1.4 | 200 x 200 | 連続循環式 | |
| 4 0.8m x 0.45m 高Re数遷音速風洞 | JAXA 総研本部 | M0.2~1.4 | 80 x 45 | 間欠吹出し式 | |
| 5 1m x 1m 超音速風洞 | JAXA 総研本部 | M1.4~4.0 | 20 x 20 | 間欠吹出し式 | |
| 6 0.2m x 0.2m 超音速風洞 | JAXA 総研本部 | M1.5~2.5 | 100 x 100 | 連続循環式 | |
| 7 0.5m 極超音速風洞 | JAXA 総研本部 | M5, 7, 9, 11 | Φ50 | ローダウン | |
| 8 750kW アーク加熱風洞 | JAXA 総研本部 | M4.8 | | 連続循環式 | 連続安定型アーク加熱風洞 環境圧を1kPaまで減圧可能 |
| 9 1.6m 惑星環境風洞 | JAXA 宇科本部 | 100m/s | Φ160 | 連続循環式 | |
| 10 0.6m x 0.6m 超音速風洞 | JAXA 宇科本部 | M1.5~4.0 | 60 x 60 | 間欠吹出し式 | |
| 11 0.6m x 0.6m 遷音速風洞 | JAXA 宇科本部 | M0.3~1.3 | 60 x 60 | 間欠吹出し式 | |
| 12 三音速風洞 | 防衛庁礼儀試験場 | M0.3~4.0 | 200 x 200 | ローダウン | |
| 13 1 x 1 超音速風洞 | NASA GRC | M1.3~6.0 | 30 x 30 x 132 | 連続循環式 | インテークM6試験に適している |
| 14 8 x 6 遷音速風洞 | NASA GRC | M0.36~2.0 | 240 x 180 x 270 | 連続循環式 | |
| 15 アイジング風洞 | NASA GRC | 低速 | 180 x 270 | 連続循環式 | 温度、液滴粒径を変化 |
| 16 SIMA 亜音速風洞 | ONERA | M0.05~1 | Φ800 x 1400 | 連続循環式 | |
| 17 S2MA 亜音速/超音速風洞 | ONERA | M0.2~3.1 | 180 x 180 x 375 | 連続循環式 | |
| 18 S3MA 亜音速/超音速風洞 | ONERA | M0.1~3.6, 4.5, 5.5 | 76 x 80 | ローダウン | マッハ数スイープが可能 |
| 19 S4MA 極超音速風洞 | ONERA | M6.4, 10, 12 | Φ68 | ローダウン | |

表 5.2.2-3 推進系の試験に利用可能なエンジン試験設備

| 風洞名称 | 設置場所 | 速度範囲 | 流量 (kg/s) | 風洞形式 | 備考 |
|------------------------|---------------|-------------------|---------------------|-------|-------------------------------|
| 1 ラムジェットエンジン試験設備(RJTF) | JAXA 角田宇宙センター | M3, 4, 5, 3, 6, 7 | 51 x 51cm | ローダウン | 液体水素可(M5.3システム試験) 水素ガス燃料可能 |
| 2 燃焼風洞装置 | 防衛庁礼儀試験場 | — | — | — | ガス燃料不可 |
| 3 高空性能試験装置 | 防衛庁礼儀試験場 | — | — | — | ガス燃料不可 |
| 4 高温高圧燃焼試験設備 | JAXA 総研本部 | — | 2.5 | — | — |
| 5 超音速エンジン試験施設 | JAXA 総研本部 | M2.0 | 15 | 連続運転 | ガス燃料不可 |
| 6 10 x 10 超音速風洞 | NASA GRC | M2.0~3.5 | 300 x 300 x 1200 cm | 連続循環式 | 水素ガス可 |
| 7 HITF 極超音速風洞 | NASA GRC | M5, 6, 7 | Φ50 cm | ローダウン | 液体水素可(コスト高) |
| 8 PSLダイレクトノズル風洞 | NASA GRC | ~M4(non-visited) | 220 | ローダウン | 水素ガス可(コアエンジン試験に適している) |

5.3 飛行実証構想

飛行実証の必要性

極超音速機の実現に必要な技術開発項目のほとんどは、前節のような設計解析手法や地上試験を活用した基盤技術研究において、主要な部分が確立されると考えられる。しかしながら、実機に適用する場合の新規技術の妥当性については、実際の飛行条件で実証する必要がある。一方、実機サイズの極超音速機の飛行状態を地上設備で再現することは、莫大な建設コストや運用コストを要するため、現実的ではない。そこで、各要素技術の研究開発の進捗状況にあわせて、ポイントを絞った最小規模の飛行実証を行うことで、効率的かつ体系的に研究開発を進めることが可能となる。

飛行実証が必須の技術開発項目

上記に他に、飛行実証の機会がない限り、技術が成熟しない技術開発項目も多くある。飛行実証構想の立案においては、これらの技術開発項目に重点を置き、段階的に解決していく必要がある。図 5.3-1 に、それぞれの飛行実証機で実証することを想定した主要な実証項目をまとめる。

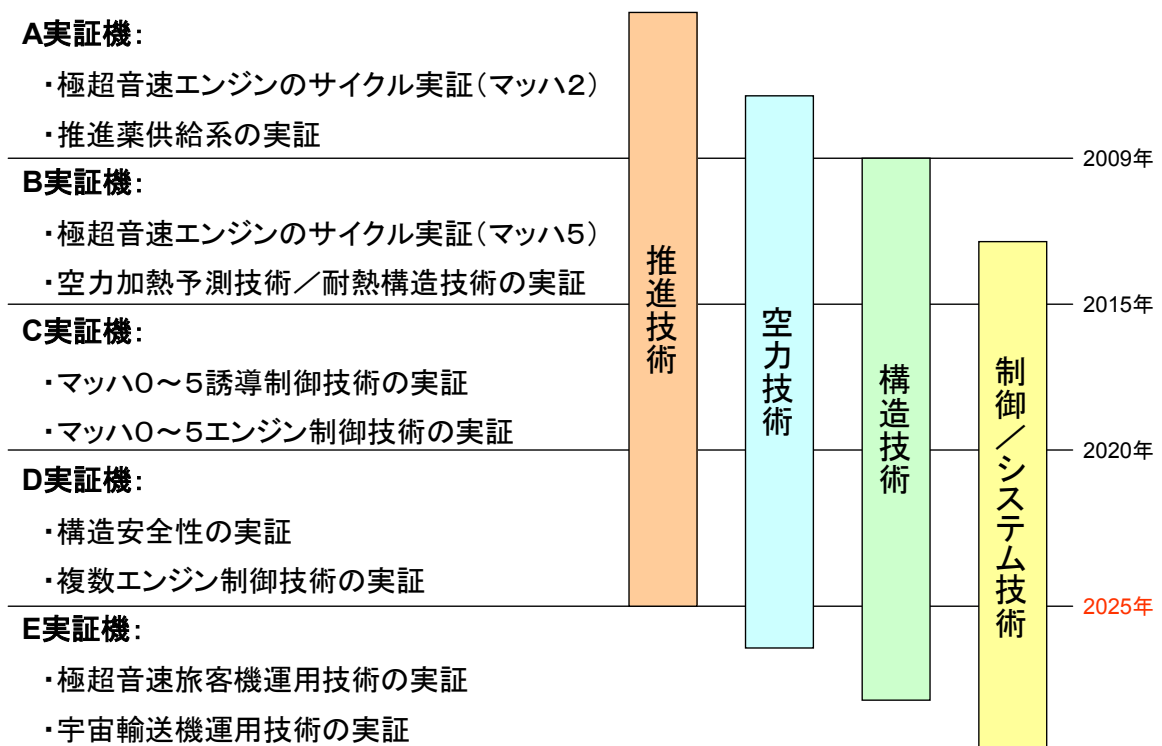


図 5.3-1 飛行実証機で実証する主要な技術開発項目

極超音速機の研究開発構想

A実証機とB実証機においては、未だ実用化されていない極超音速エンジンのサイクルを実証することに重点をおく必要がある。そこで、段階的に飛行速度を上げて、マッハ2とマッハ5のサイクル実証を行う。また、飛行実証の機会を捉えて、推進薬供給系、空力加熱予測技術、耐熱構造技術等の先行的な実証を行う。

C実証機においては、マッハ0～5という加速条件において、誘導制御技術とエンジン制御技術の実証を行う。また、自律飛行型の実験機を対象として、極超音速機の空力最適化設計や構造最適化設計の技術を獲得する。この段階で、極超音速機設計の基本技術が確立される。

D実証機においては、実用機相当の大型構造機体を製作して試験することにより、極超音速飛行に対応した構造安全性の実証を行う。また、大型機体を飛行させるために必要な複数エンジンの制御技術を実証する。この段階で、実用に供するレベルの信頼性のある極超音速機の製造技術が確立される。2025年にはここまでを実現することを目標とする。

E実証機においては、D実証機で確立された技術を基にして、大型機の開発を行い、極超音速旅客機運用技術と宇宙輸送機運用技術の実証を行う。この段階では、経済的な成功を達成するために、国際共同開発も視野に入れる。

飛行実証構想

上記の整理を踏まえて、現在から2025年までに実施することを想定したA実証機～D実証機について、その飛行実証構想を検討した。以下、5.3.1～5.3.4にその結果をまとめる。尚、E実証機については、主要技術が確立していない現段階においては、その内容を詳細に検討する必要はないと判断し、省略した。

5.3.1 マッハ2飛行実証（A実証機）

極超音速機の推進技術の飛行実証の第一段階として、マッハ2程度の飛行実証を行う。宇宙科学研究本部において実施している気球利用型実験機（図5.3.1-1）^[29]を利用し、自由落下によってマッハ2程度まで加速して、極超音速エンジンの飛行実証試験を行う。この時の飛行実験の概要を図5.3.1-2に示す。

極超音速エンジンとしては、現在製作中の小型予冷ターボエンジン（図5.3.1-3）^[30]を1基搭載し、マッハ0～2程度の飛行環境における性能を計測する。燃料としては液体水素を搭載し、推力最適化のためのインテーク・コアエンジン・ノズル連動制御側を実証する。

現在、実証機とエンジンの準備を進めており、2008年頃に飛行実証を実施する計画である。

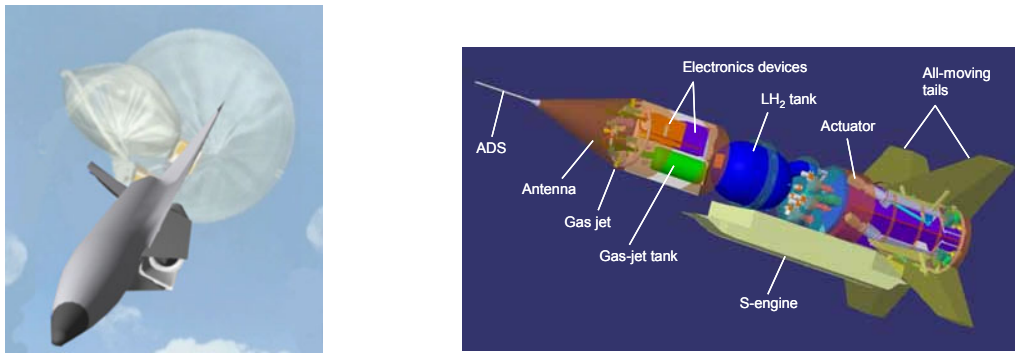


図5.3.1-1 気球利用型実験機（全長：5 m）

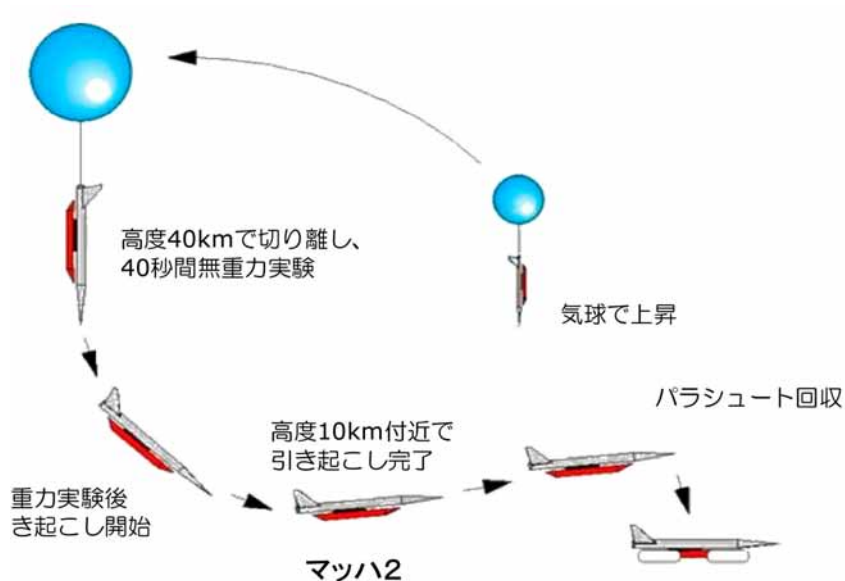


図5.3.1-2 気球利用型実験機・飛行実験の概要

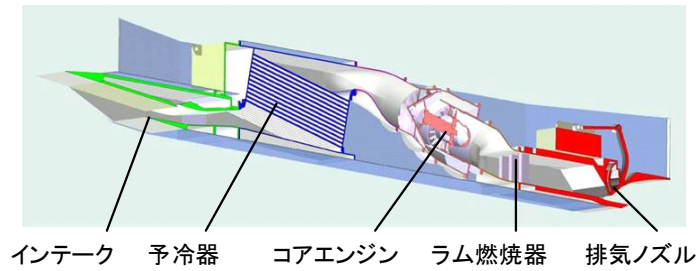


図 5.3.1-3 小型予冷ターボエンジン

(1) 極超音速エンジンのサイクル実証 (マッハ0～2)

極超音速エンジンとしては、マッハ0～5で連続作動する予冷ターボエンジンを適用する。このエンジンは、コアエンジンの入口に予冷器を装着することで、極超音速飛行時に高温となる入口空気の温度を低減することを特徴としている。予冷器とは、燃料である液体水素の冷熱を活用して、空気温度を下げるための熱交換器である。離陸からマッハ2程度まで加速する間においては、この予冷器に大気中の水分が着霜する問題が指摘されており、これを防止する必要がある。サイクル実証においては、小型実証エンジンを用いて、液体水素を利用した世界初の予冷ターボエンジンの始動、制御技術を実証する。

(2) 推進薬供給系の実証

予冷ターボエンジンを作動させるために必要な液体水素の推進薬供給系の機能を実証する。コアエンジン部においては起動時の回転速度の変化に対応して、サージや加速不要にならないよう、少量の水素を正確に制御する必要がある。水素燃料の場合、燃料供給温度が流量に大きく影響するため、液体水素を気化する際の熱バランスの制御も必要となる。また、ラム燃焼器においては燃料過剰燃焼で高温ガスを生成するため、起動停止の過渡時を含めて、過熱による焼損を防止するための当量比制御が必要となる。これらの技術を飛行環境で実証する。

5.3.2 マッハ5飛行実証（B実証機）

極超音速機として、マッハ5で飛行するために必要不可欠な核の技術に重点を置いて、飛行実証を行う。高層大気球と固体ロケットを組み合わせたロックオン形態や、地上からの固体ロケット加速形態（図 5.3.2-1）等、外部加速手段を活用することで、早期に最小規模で飛行実証を実施する。例えば、小型超音速実験機（SST ロケット実験機）^[31] で使用したNAL-735ブースターを利用して、実験機本体重量を500kg程度に設定すれば、マッハ5程度に加速することが可能である（図 5.3.2-2）。この場合、飛行動圧の制約から、実験機本体を最高高度90km程度の放物軌道に投入し、下降時に引き起こしをして、マッハ5の設定動圧軌道に投入することを想定している（図 5.3.2-3）

極超音速エンジンとしては、A実証機に搭載する小型予冷ターボエンジンを原型として、耐熱複合材料を利用し、極超音速飛行に対応したエンジンを製作する。このエンジンをマッハ5の極超音速巡航に対応した空力設計の機体に搭載し、マッハ5飛行時の推進性能を取得する。

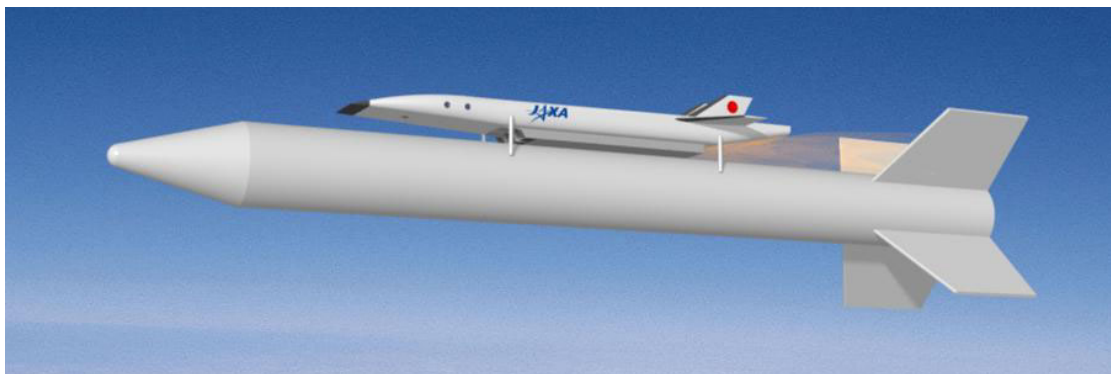


図 5.3.2-1 小型極超音速実験機（全長：5 m）

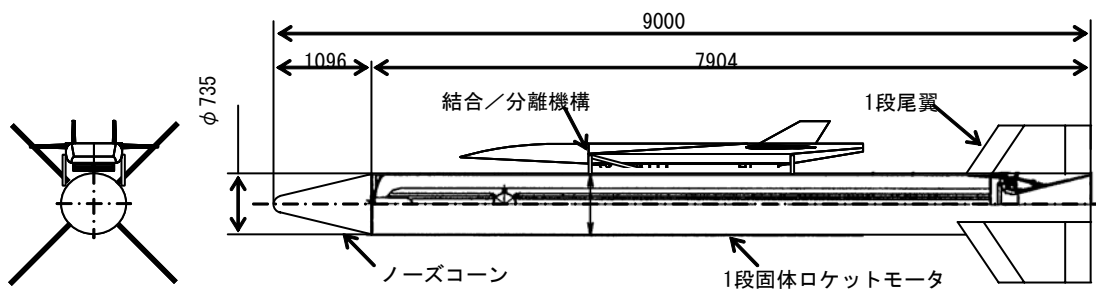


図 5.3.2-2 固体ブースター装着形態

極超音速機の研究開発構想

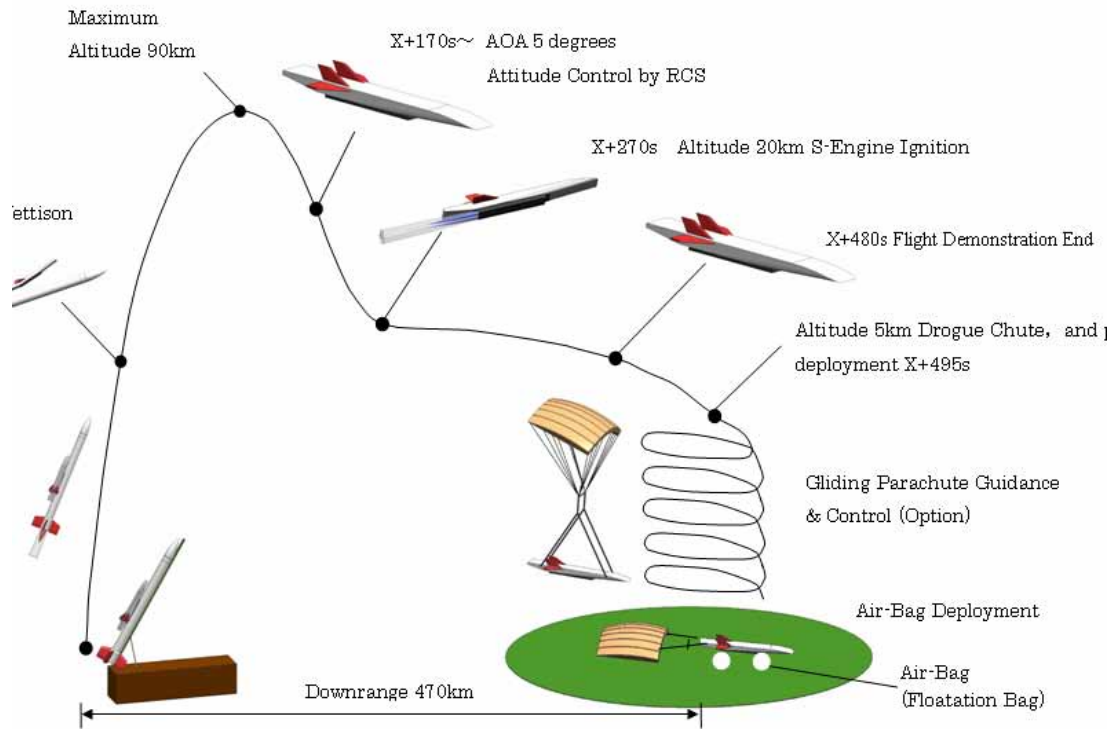


図 5. 3. 2-3 小型極超音速実験機・飛行実験の概要

(1) 極超音速エンジンのサイクル実証 (マッハ5)

極超音速エンジンのマッハ5におけるサイクル実証を行う。マッハ5作動時には、入口温度が 1000℃を超えるため、予冷器より上流にある可変インテークやエンジンフェアリングについては、耐熱複合材料等で製作する必要がある。また、マッハ5飛行時インテークの圧力回復率や圧縮機の修正回転数が低下して圧力比が低減するため、エンジン全体の推進力を確保するためには、これらが実飛行条件で設計どおりの性能を発揮することを実証する必要がある。サイクル実証においては、小型実証エンジンを、機体に搭載した状態で飛行実験を行い、機体下面による予圧縮効果や外部ノズルによる推力増分を含むエンジン性能を実証する。

(2) 空力加熱予測技術／耐熱構造技術の実証

極超音速飛行時の機体先端部や翼先端部にかかる空力加熱について、予測技術の実証を行う。また、これらの高温部材の耐熱構造技術について、実飛行環境で健全性を実証する。耐熱構造については、スケール効果を伴うため、この段階においては、必ずしも実用機と同じ様式ではなく、材料要素技術を確認する程度の実証を想定している。

小型極超音速実験機の技術検討

概念検討により、小型超音速実験機（ロケット実験機）に使用されたクラスの固体ロケットモータを使うことで、マッハ1～5超で動圧50kPa一定の飛行環境を提供できる結果を得た。検討に使用した質量諸元および軌道解析結果を図5.3.2-4に示す。

マッハ5飛行実証（B実証機）においては、表5.3.2-1に示すような目的についても技術成果が得られる可能性がある。一方、空中分離を伴う飛行方式のため、この実証機の実現のための技術開発も必要である。この開発項目を表5.3.2-2に示す。

表 5.3.2-1 マッハ5飛行実証の目的

| 項目 | 内容 |
|------------------|---|
| 空力データ取得 | マッハ2から5までの機体とエンジン形状の空力データや空力干渉データを取得。 |
| エンジン性能取得 | マッハ2から5までのエンジン性能を取得。各種動圧、迎角環境下のエンジン推力データ、空力干渉の影響等のデータの取得。 |
| 飛行環境データの取得 | 実験機機体における振動、衝撃、温度環境の予測に対して、実測データとの比較評価を行い、予測方法の高精度化を図る。また、飛行環境下でのエンジン性能に影響のあるインテーク温度や振動等の条件を測定して、エンジン性能の正確な推定のためのデータ及び、以降の設計にフィードバックするデータを取得する。 |
| 液体燃料関連データ取得 | エンジンの液体燃料供給系の妥当性確認。液体燃料の温度制御の妥当性評価。液体燃料挙動の観測や揺動防止策の効果の確認。 |
| 断熱性能の確認 | 空力加熱に対する断熱性能、燃料の熱環境の確認。 |
| 統合最適化によるシステムの実証 | 空力／推進／構造／軌道の統合最適化設計結果の1次評価を行い、次段階のシステムにフィードバックする。 |
| 運用、整備方法の妥当性確認 | エンジン整備、点検、燃料充填、燃料温度管理等々の運用に関する方法、手順の実証を行い、次段階へのフィードバックを行う。 |
| 誘導制御系の新規技術の妥当性確認 | 実験機形状の複雑な空力特性の変動や不確定性に対するロバストな制御系設計の妥当性評価を行う。また、リアルタイムな最適軌道生成技術等の新規の誘導制御系技術要素の検証を行う。 |

極超音速機の研究開発構想

質量諸元

| コンポーネント | 質量 | 主な構成要素 |
|------------------|--------|--|
| 1段ステージ | 4786kg | 1段モータ、ノズル、尾翼筒、尾翼、分離機構、ダミーウエイト 200kg 含む |
| 小型極超音速 実験機 機体 | 500kg | LH2:4.2kg 含む |
| 合計質量 | 5286kg | |

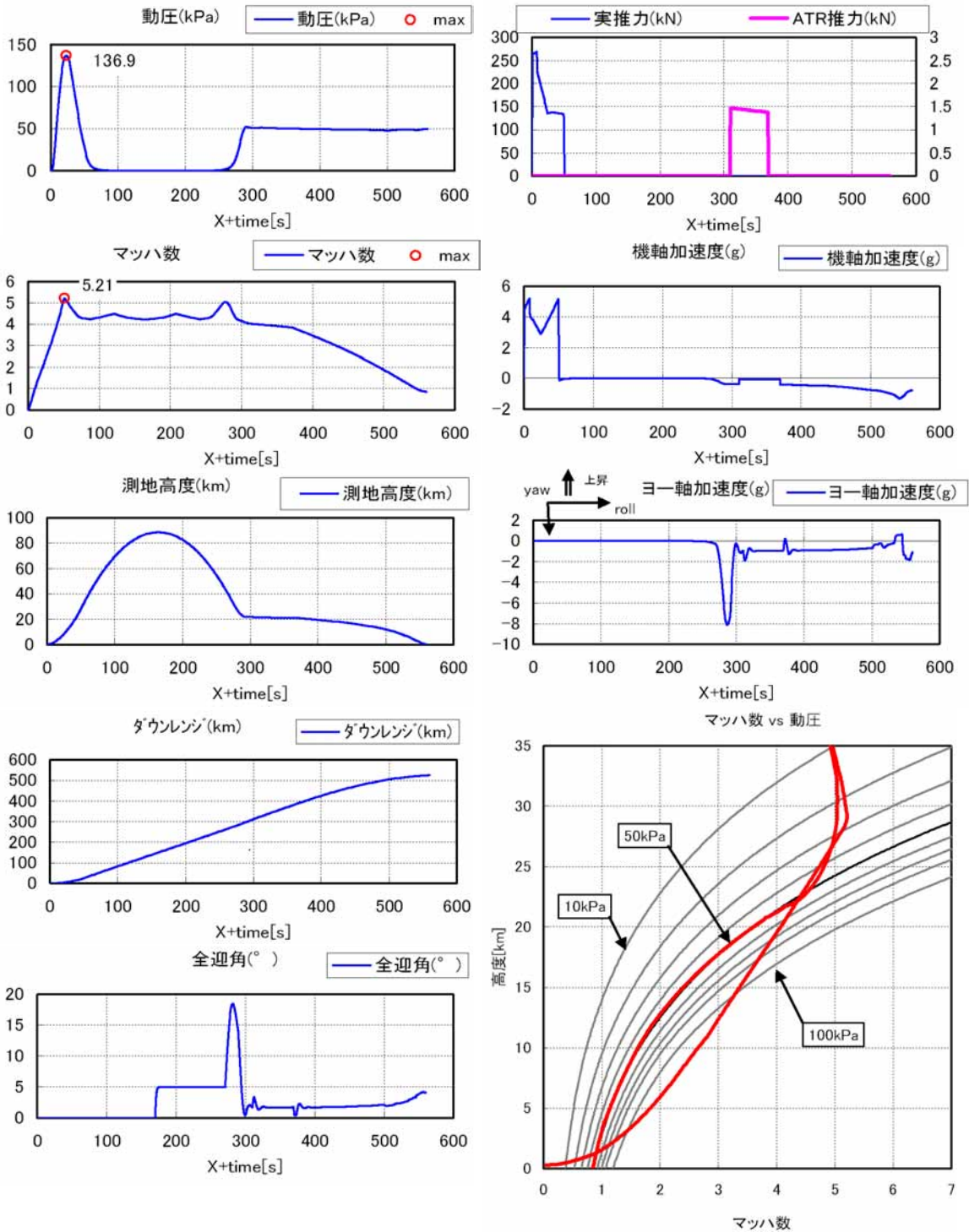


図 5.3.2-4 小型極超音速実験機 軌道解析結果

(1 段 ϕ 735mm, ダミーウエイト 200kg, 実験機質量 500kg, エンジン 2 基燃焼)

(射角 75° , 分離 X+61s, X+170s~迎角 5° , X+271s~動圧 50kPa 制御, エンジン燃焼 X+310~369s)

表 5.3.2-2 マッハ5 飛行実証の主な開発項目

| 項目 | 開発の特徴 |
|----------------|--|
| 機体構造設計 | 動圧環境: 固体ロケットによる加速が大きく、加速度や動圧環境が厳しい。 空力によるドラッグを低減した実験機機体を軽量かつ荷重条件に耐える設計を行う必要がある。 |
| 空力形状設計 | 実験機機体は、ドラッグに対する加速性能を上げるために、大幅にドラッグを低減しつつ燃料の搭載容量を最大限に確保した最適形状とする必要がある。 横抱きによる固体ロケット胴体とエンジンインテークの空力干渉による影響として、実験機のインテークへの空力干渉が生じた状態での着火性能の劣化が考えられる。ロケット加速フェーズでエンジンの着実な着火方式の開発を行う。 横抱きの実験機によるロケット尾翼との空力干渉が生じる。この干渉による空力静的マージンの不足や制御系への干渉に対するロバスト制御方策の開発を行う。 |
| 誘導制御系開発 | 軽量コンパクトな電動アクチュエータシステム、姿勢制御システムの開発。 高効率な電源システムの開発。飛行安全システムを含む航法誘導システムの開発。誘導制御系の自動点検システムの開発。 |
| 分離方式の開発 | 実験機の横抱きにおける分離時の空力干渉やチップオフインパルス等の影響による衝突防止を考慮した分離方式の開発 固体ロケット残留推力の影響の少ない分離方式の開発 |
| 回収システムの開発 | 実験機の落下分散域の低減のためのパラシュートやパラグライダーを用いた回収・誘導システムの開発 |
| 燃料タンク開発 | 構造効率が高く軽量で強度の高い複合材タンクの開発。低温化での漏洩対策の実施。 各種外乱に対する燃料タンク内部の液体挙動の影響を低減する内部デバイスの開発。 燃料タンクからの燃料供給について、ガス噛み防止、排出効率向上のための内部デバイスの開発。 |
| 熱制御系の開発 | 燃料を要求温度に維持する温度制御。また、低温タンクに対して、搭載機器に対する温度環境を維持するための温度制御系設計。 空力加熱に対する機体及びエンジン表面の温度制御システムの開発。 |
| 燃料供給系開発 | エンジンへの燃料を供給するシステムの開発。液体挙動や液量の変化に応じて温度条件の変動の少ない、液体燃料供給系開発。 |
| フライトソフト開発 | ロバスト制御ソフト、アポート時を含めた先進航法誘導ソフト、自動点検ソフト、飛行条件に応じて燃料供給最適化を図る統合最適化エンジンコントロールソフト、飛行安全関連ソフト等の開発 |
| 実験機空力形状最適化手法開発 | 加速性能を確保するため、エンジン推力、空力抵抗、質量等を総合的に最適化する設計手法の開発 |

5.3.3 マッハ5 自立加速飛行実証（C実証機）

マッハ5 自立加速飛行実証においては、マッハ0～5までの連続飛行に必要な技術開発項目をペイロード最小規模で飛行実証する。この実証機により、極超音速機の基本技術が確立されると考えられる。この飛行実証では、先行して開発される静粛超音速研究機の機体技術を継承して発展させ、極超音速機の離／着陸技術、加速／減速技術の飛行実証を行う。全長10m程度の機体／推進統合研究機（図5.3.3-1）を製作し、空港から離陸してマッハ5に到達し、同じ空港に着陸する軌道を使用する（図5.3.3-2）。この時、自立加速に十分な推力を備えた実用極超音速エンジン（図5.3.3-3）を開発し、試験段階として実証機に搭載することを想定している。

この実証機は、そのまま、無人地球観測や災害観測に活用することが可能である。



図 5.3.3-1 機体／推進統合研究機（全長：10m）

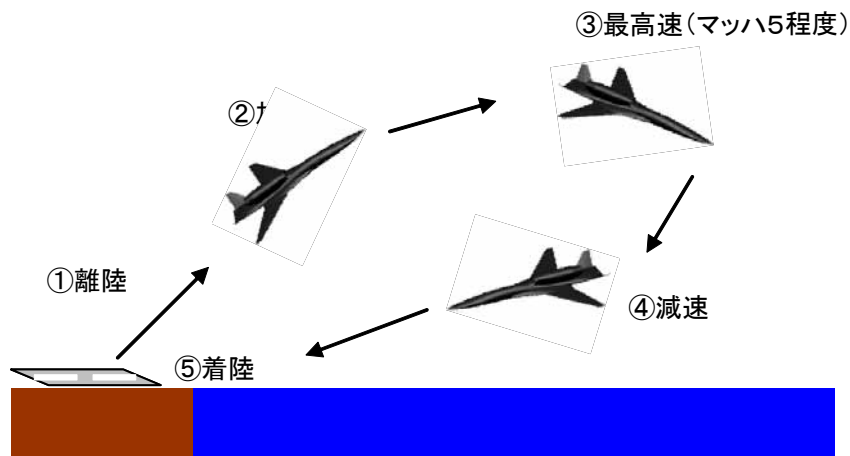


図 5.3.3-2 機体／推進統合研究機・飛行実験の概要

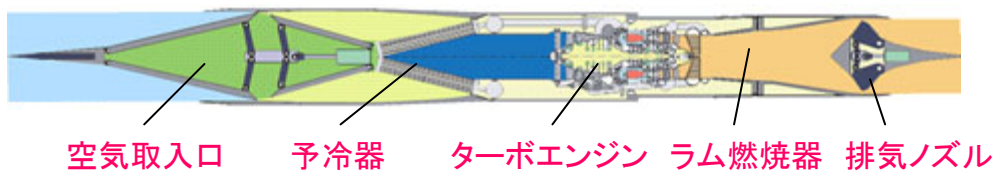


図 5.3.3-3 実用極超音速エンジン

(1) マッハ0～5 誘導制御技術の実証

極超音速機の加速飛行時には、離陸、遷音速、超音速、極超音速と速度が変化するとともに、空力中心と重心が大きく移動するとともに、制御翼の感度も変化する。これに対応して、速度域に応じた制御則を切り替えながら飛行する技術を実証する。また、実システムを想定して、アボート飛行を含む飛行軌道を自在に選択するための誘導制御技術を実証する。

(2) マッハ0～5 エンジン制御技術の実証

自力加速に対応した実用極超音速エンジンについて、加速飛行に対応して全飛行領域で最大性能を発揮するためのエンジン制御技術を実証する。実用エンジンでは、軽量化にも配慮する必要があるため、可変インテークと可変ノズルの駆動力を必要最小限となるような設計を行い、これが健全に作動することを実証する。また、インテーク不始動時の復帰制御や空中再始動の技術も実証する。

(3) 空力最適化設計／構造最適化設計技術の獲得

自律飛行の実験機を設計する過程で、極超音速機の空力最適化設計技術と構造最適化設計技術を獲得し、次段階以降の設計に反映させる。

機体／推進統合研究機の技術検討

予冷ターボエンジンを搭載し、マッハ5までの加速上昇実飛行環境下でエンジンの作動試験を行う実験機を概念検討した。このPCTJエンジン実験機について、機体形状と飛行軌道を同時に最適化する複合領域最適化問題を解いた。各種制約条件を満たしつつ、最も実現性が高い機体規模と最適飛行軌道を求めるために、最小機体総重量をもつ機体を求めた。各分野について以下の仮定と解析を行った。

・形状定義

機体形状はHyper-X (X-43A) 類似形状を想定した。機体腹部にPCTJエンジンを搭載しており、エンジンに予圧縮した一様な流れを供給するため、機体はリフティングボディ形状をしている。

・重量解析

統計的推算法であるHASAを一部修正のうえ使用する。HASAに含まれないPCTJエンジンの重量推算是エンジンサイズから推定する。

極超音速機の研究開発構想

・空力解析

亜音速から超音速域はパネル法、極超音速域の圧力係数は Tangent Cone 法と Prandtl-Meyer 膨張流理論を適用する。また、ベース圧力と摩擦抗力も加算する。

・推進解析

高度、マッハ数に依存する単位空気捕獲面積あたりの推力、比推力を推算した。エンジン2発と4発の機体を考える。

・軌道解析

3自由度運動方程式を仮定し、飛行軌道も最適化する。

最適化計算結果を以下の表と図に示す。フルスロットルで加速上昇し、マッハ5に達した後は無推力で滑空する。エンジンを2発搭載した機体と4発搭載した機体の2ケースを想定した。表 5.3.3-1 に得られた最適機体形状の重量構成を示す。図 5.3.3-4 から図 5.3.3-10 に飛行履歴を示す。2発エンジン機と4発エンジン機の軌道に違いはほとんどない。

表 5.3.3-1 重量構成

| 構成要素 | 2発エンジン機 | 4発エンジン機 |
|----------------|---------|---------|
| 胴体 [kg] | 452 | 521 |
| 主翼 [kg] | 113 | 154 |
| 垂直尾翼 [kg] | 47 | 51 |
| PCTJ エンジン [kg] | 1751 | 2647 |
| エンジン支持 [kg] | 61 | 72 |
| タンク [kg] | 161 | 186 |
| 熱防御システム [kg] | 198 | 215 |
| 降着装置 [kg] | 105 | 147 |
| サブシステム [kg] | 374 | 506 |
| 推進剤 [kg] | 482 | 558 |
| 総重量 [kg] | 3744 | 5057 |

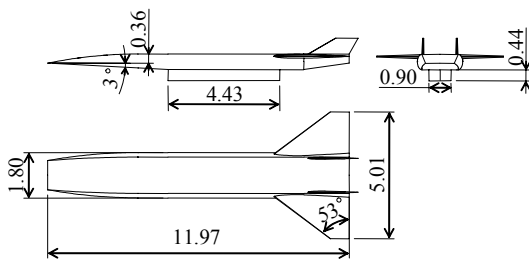


図 5.3.3-4 2発エンジン機

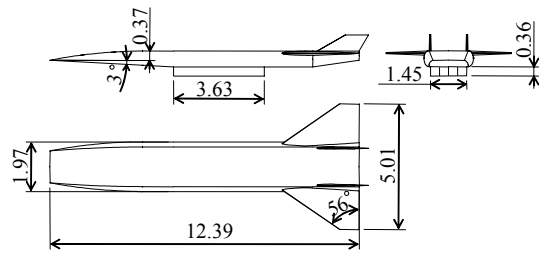


図 5.3.3-5 4発エンジン機

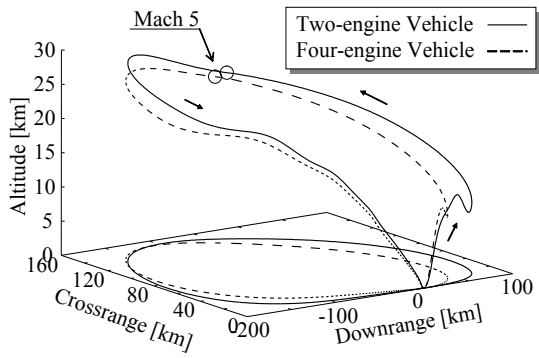


図 5.3.3-6 飛行軌道

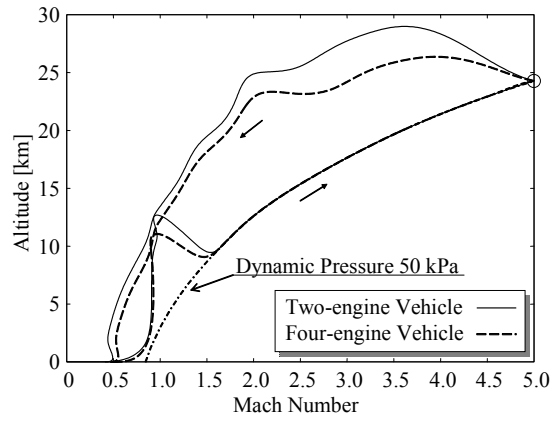


図 5.3.3-7 マッハ数・高度履歴

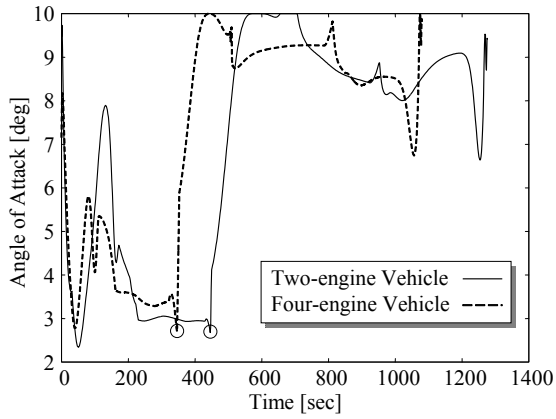


図 5.3.3-8 迎角履歴

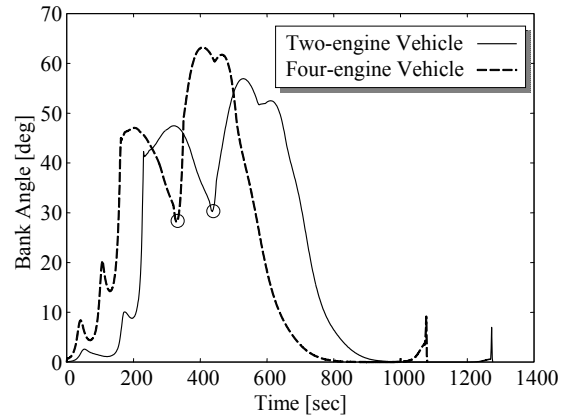


図 5.3.3-9 バンク角履歴

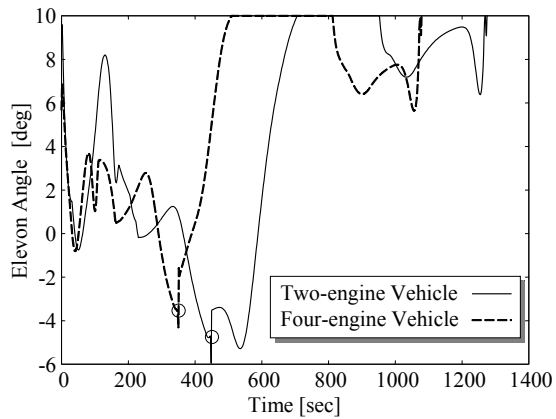


図 5.3.3-10 エレボン舵角履歴

5.3.4 マッハ5巡航飛行実証（D実証機）

マッハ5巡航飛行実証（D実証機）においては、C実証機で確立された技術を基にして、小規模のペイロードを搭載して巡航するために必要な技術開発項目を飛行実証する。全長30m程度で50トン規模を目標として極超音速実証機（図5.3.4-1）を製作し、加速／巡航／減速の全フェーズの総合的な技術実証を行う（図5.3.4-2）。

この実証機により、極超音速機の実用システムを製造するための基本技術が確立される。この実証機に、旅客用のキャビンを追加すれば、極超音速ビジネスジェットに発展させることができる。また、上段ロケットを追加することで、ペイロード1トン級の宇宙輸送にも対応することが可能となる。

極超音速エンジンとしては、前段階のエンジンの複数搭載によって対応できる可能性もあるが、将来の大型化を目指して、この実証機の段階で大型極超音速エンジン（図5.3.4-3）の開発に着手することが望ましい。



図 5.3.4-1 極超音速実証機（全長：30m）

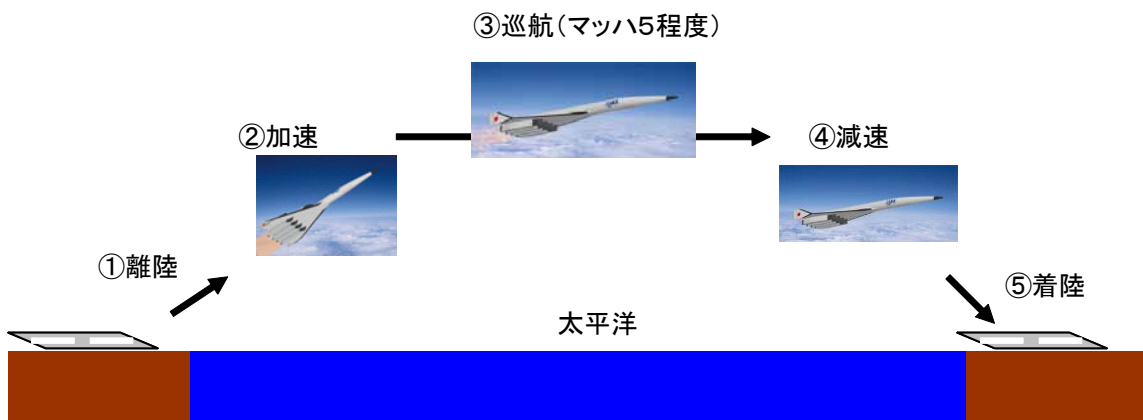


図 5.3.4-2 極超音速実証機・飛行実験の概要



図 5.3.4-3 大型極超音速エンジンのイメージ (HYPR エンジン)

(1) 構造安全性の実証

実用システムにそのまま使用できる耐熱構造を製造し、極超音速巡航飛行に対応した熱管理技術を実証する。また、フラッタや低サイクル疲労等の深刻な問題を回避し、長期間の使用に耐える安全性を確保した設計を実施し、多数回の飛行実証でこの技術を確認する。

(2) 複数エンジン制御技術の実証

実用システムにそのまま使用できる複数エンジン制御技術を実証する。1 個のエンジンが停止した場合やインテーク不始動が発生した場合に、他のエンジンで飛行を継続しつつ、故障を判定して安全措置をとるとともに、アボート飛行に移行する技術を実証する。これにより、旅客輸送時の安全性を確保し、極超音速ビジネスジェットの実現を目指す。

6. まとめ

7 回にわたる「極超音速機研究委員会」では本委員会のメンバーの共通認識のもと、JAXA の長期ビジョン実現のため、極超音速機・実用システムの検討、極超音速機の技術開発項目の抽出、具体的な開発ロードマップの策定を行ってきた。

委員会では、報告書に記載のとおり、まず具体的な極超音速機のイメージをつかむため、運用目的を明らかにし、最終的にはマッハ 5 クラスの極超音速の巡航速度を有する 50 トンから 200 トンの実験機の実証試験を目指すこととした。また、その先には宇宙輸送に使用可能な輸送系として発展させる素地も否定しないことも共通認識とした。エアブリージングエンジンを備え、マッハ 5 クラスの極超音速巡航を行える航空機は全世界で実現されておらず、これを実現することは日本の航空技術が世界のフロントランナーであることを示すことになり、本構想はその点においても重要である。

委員会では、特に飛行実証試験の重要性が議論され、飛行実証試験でなければ検証できない項目の抽出に重きを置いた。それ以外の開発項目については、風洞試験、数値計算等を有効に活用することとした。極超音速実験機実現には確実なステップが肝要と考え、0.5 トン級、5 トン級、50 トン級とステップアップすることが提案され、それぞれの実験機で特有の技術課題について議論を行った。具体的な議論は、システム、空力、構造、制御、推進の各分野について現在のわが国の技術水準、さらには技術水準の将来の発展性を考慮して行った。その中で、わが国の技術水準はマッハ 5 クラスの極超音速機を開発できるとの認識を確認し、実現可能な開発ロードマップを策定した。開発ロードマップに提案した実験機の開発・実証試験を着実にを行うためには、JAXA を中核に大学、研究機関および産業界を含んだ研究開発体制を早急に確立することが必要である。

航空宇宙技術の進歩のためには飛行実証試験が必須である。新しい概念の航空機をつくり、飛行実証し、それを経験として蓄積することがわが国の航空分野の技術発展に欠かせないことも指摘しておきたい。

本報告書がわが国の極超音速機開発ビジョンの検討に資することを願うとともに、十分な資金確保と研究開発体制の整備を行い、早期に研究開発に着手することを強く求めるものである。

(参考) 極超音速技術開発動向

A. 極超音速機開発に関する文献調査

極超音速輸送機に関する過去の文献調査を行った。昭和 63 年度から平成 13 年度にわたって (社)日本航空宇宙工業会によって行われた「超音速輸送機開発調査」に関する報告書が最も有効である。(表 A-1)

表 A-1 日本航空宇宙工業会 「超音速輸送機開発調査」成果報告書

| | タイトル | 発行年 |
|---|--|----------|
| 1 | 昭和 63 年度 高度技術集約型産業動向調査次世代宇宙航空機開発動向調査報告書 超音速輸送機開発動向調査 | 1989/3/1 |
| 2 | 平成 2 年度 次世代航空機等開発調査「超音速輸送機開発調査」成果報告書 | 1991/3/1 |
| 3 | 平成 3 年度 次世代航空機等開発調査「超音速輸送機開発調査」成果報告書 | 1992/3/1 |
| 4 | 平成 4 年度 次世代航空機等開発調査超音速輸送機開発調査成果報告書 | 1993/1/1 |
| 5 | 平成 8 年度 次世代航空機等開発調査超音速輸送機開発調査成果報告書 | 1997/3/1 |
| 6 | 平成 9 年度 次世代航空機等開発調査超音速輸送機開発調査成果報告書 | 1998/3/1 |
| 7 | 平成 11 年度 次世代航空機等開発調査超音速輸送機開発調査成果報告書 | 2000/3/1 |
| 8 | 平成 12 年度 次世代航空機等開発調査超音速輸送機開発調査成果報告書 | 2001/3/1 |
| 9 | 平成 13 年度 次世代航空機等開発調査超音速輸送機開発調査成果報告書 | 2002/3/1 |

超音速と極超音速の違いによりある程度の差分もあるが、事業性を含む経済面、技術課題、波及効果をはじめ、機体システムや環境影響等においても十分参考となる調査結果であると考えられる。これらの調査結果を要約したものを次ページ以降に記す。

(1) 経済活性化効果

現在の亜音速ジェット輸送機はおおむねマッハ 0.8 程度であるが、巡航マッハ数が 2.0～2.4 の超音速輸送機ならば飛行時間が半分以下となる。移動時間が短縮されることにより、海外旅行がそれまでの国内旅行並みの時間となり、またビジネスにおいても日帰り出張が可能となる。特にわが国においては海で囲まれた島国という環境であることから、短時間で海外へ行けることの経済効果は大きい。そこで経済活性化効果について平成 5 年度定量的試算を行っており、その結果は表 2 に示すとおりである。

表 A-2 経済活性化効果試算（平成 5 年度）

| 分類 | 試算項目 | 計 |
|-----|---------------------------|---------|
| 製造業 | 商取引者旅行回数 11 万人／年 | 1.17 兆円 |
| | 1 人あたり売上高 1100 万円／人・回 | |
| 商社 | 亜音速 2～3 日圏→日帰り圏 0.22 兆円 | 1.45 兆円 |
| | 亜音速 4 日超圏 →2～3 日圏 1.23 兆円 | |
| 観光 | 旅客誘発率 平均 1.5 倍 | 1.20 兆円 |
| | 日本人出国増 0.43 兆円 | |
| | 外国人入国増 0.77 兆円 | |
| | | 3.82 兆円 |

(2) 波及効果

安全性、高信頼性、軽量化、低コスト化、高機能化等の過酷な要求を有する航空技術は高付加価値である上に、技術体系が大規模であり、またシステムインテグレーション技術の重要性が大きいことから、技術波及効果が他産業に比べて広範囲でかつ大規模である。波及効果は主に産業波及効果と技術波及効果に分けられるが、航空機産業の特徴として産業波及効果はそれほど大きくないが技術波及効果が極めて大きい傾向がある。次世代超音速輸送機により得られる技術波及効果として以下のものが挙げられる。

- ・耐熱性素材や軽量・低コスト技術の適用促進
耐熱複合材構造やチタン合金構造の軽量・低コスト設計・製造技術の進歩により他産業への適用機会が拡大し、それによる素材費低減というリターンバックも期待できる。
- ・環境保全技術の高度化
CO₂、NO_Xなどのエンジンからの汚染物質排出低減技術を飛躍的に発展させ、環境保全技術の向上に寄与する。
- ・コンピュータ解析・シミュレーション技術の発展
コンピュータ解析技術の向上により、シミュレーション手法を用いた大規模システム開発技術を発展させる。
- ・高度プログラム管理技術の発展
開発・設計・製造・実証技術の膨大なデータを統合し、システムチックに大規

模プログラムを管理する技術の向上に寄与する。

- ・高度運行情報表示技術の実現

バーチャル・リアリティ技術等を用いた高度な情報表示技術を実現させ、安全運行システムの発展に寄与する。

(3) 事業規模

次世代超音速輸送機は、当然亜音速大型輸送機と経済性の点から激しい競争になるであろうが、大きな経済的波及効果と需要が見込める。ただし、その開発規模の大きさや基準作りの面からみても国際共同開発となると考えられる。

超音速輸送機開発費はおよそ2兆円と試算されており、これと標準生産費(座席あたり亜音速機の3倍程度)及び旅客需要予測を勘案して事業性を検討した結果、運賃が亜音速機の5割増でも旅客の50%程度を獲得できれば事業として十分成立性があると判断された。(表3)

表 A-3 超音速機事業性検討結果

| | | 超大型機 (600 席) | 超音速機(300 席) | | | | 備考 |
|-------------------------|--------------------|-----------------|-------------|------|-------|-------|------------------------|
| | | | ケース1 | ケース2 | ケース3 | ケース4 | |
| 条件 | 開発・生産コスト | | High | Low | High | Low | HighはLowの1.3倍 |
| | 開発費(\$B) | 7.5 | 22 | 17 | 22 | 17 | |
| | 400機平均 生産費(\$M) | 140 | 250 | 200 | 250 | 200 | 間接費含む |
| | 旅客誘発効果 | | なし | なし | 1.4倍 | 1.4倍 | |
| 需要機数 ('06 ~' 15) | 超音速機 | 0 | 300 | 500 | 600 | 800 | |
| | 亜音速機 | 850 | 610 | 450 | 610 | 450 | 超音速機投入による販売機数の影響は考慮しない |
| 販売価格 | | (190) | 490 | 310 | 350 | 250 | |
| 平均生産原価 | | | 260 | 195 | 230 | 150 | 間接費含む |
| 超音速機売上高 | | | 147 | 155 | 210 | 200 | |
| 運賃比率 | | 1(ベース) | 1.9倍 | 1.5倍 | 1.6倍 | 1.4倍 | |
| 旅客シェア | | 100% | 27% | 44% | 58%相当 | 76%相当 | |
| 成立性 (ROI=15%) | | - | Marginal | OK | OK | OK | |

極超音速機の研究開発構想

(4) 基本要件

航空会社が顧客として航空機製造会社に要求するものには、機体設計面から運行面まで広範囲にわたるが、これまでの超音速輸送機開発調査においては主として、要求仕様と機体仕様に関する要求を国内エアラインの協力を得て調査している。その結果、座席数は300席、速度はマッハ2.0以上、航続性能は太平洋横断可能な5,000nmはもちろんのこと、欧州直行に必要な6,000nm、できれば米国東海岸までの航続距離が必要とされた。(表4) また、経済性は現行747-400の運賃レベルより+30%程度までの増加なら、超音速機の持つ利便性から許容できそうとの結果を得た。機体仕様の面では、現状の国際空港での運用が可能な機体寸度が要求されるとともに、乗降扉の配置や客室サービスでの面での問題点が指摘されている。

表 A-4 航空会社からの要求

| | | |
|-------|-------------|--|
| 要求仕様 | 座席数 | 最低 300 (3 クラス)、350 (2 クラス) |
| | 巡航速度 | M=2.0 以上 (TYO-LAX 間を 4.5 時間以内) |
| | 航続距離 | 最低 5,000nm(米国西海岸へ直行) できれば 6,000nm(欧州直行) ~ 7,000nm(米国東海岸直行) |
| | 離着陸性能 | 11,000ft 以下 (SL, ISA+20°C, 747-400 並で OK) |
| | 経済性 | 運賃が 747-400 に対して+30%程度以内 |
| 機体仕様 | 客室仕様 | 超音速機は所要時間短縮が売り物、したがって2クラス仕様で十分。しかし、飛行時間6hr以上は3クラスの検討も必要。座席ピッチは多少狭くてもよい。 |
| | 座席ピッチ/幅 | ピッチ F : 60" C : 40"~60" Y : 32"~34" 幅 F : 20"~22" C : 19"~20" Y : 17"~18" |
| | 機体寸度 | 現状の国際空港での運用に適合すること。 |
| | ドア配置 | 乗降口は300席では2つ必要。2つ目の乗降口配置については、Boarding Bridge や Evacuation System 等を考慮した検討が必要。 |
| 空港適合性 | ターンアラウンドタイム | 60分(現行747-400並) 1通路で乗降口が1個の場合は、降機/搭乗時間がクリティカルとなる。 |
| | 駐機 | 現行747-400のスペースで可能(45°パーキング方式) |
| | タキシング | 現用設備で TAXIWAY から RUNWAY への旋回可能なこと。 |
| その他 | | 環境への影響、不具合発生時の対応、人体への影響等の検討が必要。 |

B. 極超音速機用機体構造に関する動向調査

極超音速機実用システムに適用される耐熱構造構想の参考とするため、海外における超音速機、極超音速機および宇宙往還機の既存機および計画機の機体構造について文献調査の結果をまとめる。

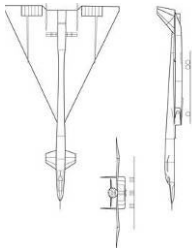
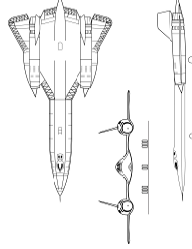
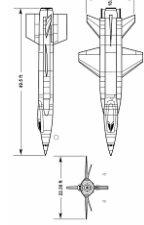
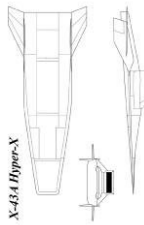
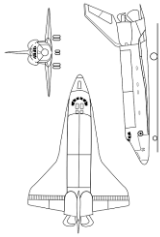
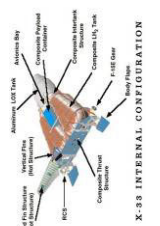
調査対象とした機体は以下に示す機体である。

- ・ 超音速機 (XB-70、SR-71A)
- ・ 極超音速機 (Space Shuttle、X-33、X-43A、X-15)

表 B-1 に上記機体の概要および機体構造の特徴をまとめる。

また、XB-70、X-15、X-43A について、(1)～(3)に詳細な構造様式等をまとめる。

表 B-1 代表的な超音速機／極超音速機と機体構造

| | | | | | | |
|-------------|---|---|---|---|---|---|
| 機体 (製造) | XB-70A 有人実験機 (1964年初飛行) North American | SR-71A 有人偵察機 (1964年初飛行) Lockheed | X-15 有人実験機 (1959年初飛行) North American | X-43A 無人実験機 (2004年初飛行) Boeing | Space Shuttle Orbiter 有人宇宙往還機 (1981年初飛行) Rockwell | X-33 無人実験機 (2001年計画中止) Lockheed/Martin |
| 外観 |  |  |  |  |  |  |
| 主要諸元 ／性能 | 全長：56.6m 全幅：32.0m 質量：250t 速度：M=3.1 高度：23600m | 全長：32.7m 全幅：17.0m 質量：78t 速度：M=3.2以上 高度：25900m | 全長：15.5m 全幅：6.8m 質量：16t 速度：M=7 高度：100000m | 全長：3.7m 全幅：1.5m 質量：1300kg 速度：M=10 高度：30000m | 全長：37.2m 全幅：23.8m 質量：104t (着陸時) | 全長：20.4m 全幅：20.7m |
| 推進系 | ターボジェット×6基 | ターボジェット×2基 | 液体ロケット×1基 (NH ₃ /LOX) | スクラムジェット×1基 | 液体ロケット×3基 (無推力再突入) | 液体ロケット (無推力再突入) |
| 構造 | ・ステール・ハニカムサンド イッチ構造 ・チタン合金＋断熱材 多層構造(カルー・コン パートメント) | ・チタン合金・セミノック 構造 | ・インコネル/チタン合金・ セミノック/モノコック構 造 ・インコネル+断熱材(コ ックピット) | ・チタン合金/インコネル ハニカムサンドイッチ構造 ・Haynes230 主翼構 造 ・AETB タイル TPS ・C/C 前縁 TPS | ・アルミ合金主構造 ・C/C 前縁 TPS ・セラミックタイル TPS ・可撓断熱材 | ・C/C 前縁 TPS ・セラミックタイル舵面 TPS ・C/SiC 舵面 TPS ・金属 TPS |

(1) XB-70 有人実験機

XB-70 の機体構造概要を図 B-1～図 B-2 に示す。スティール製のハニカム・サンドイッチ構造を多用しており、クルー・コンパートメント部は断熱のための断熱材、空間層を配置した多層構造を採用している。

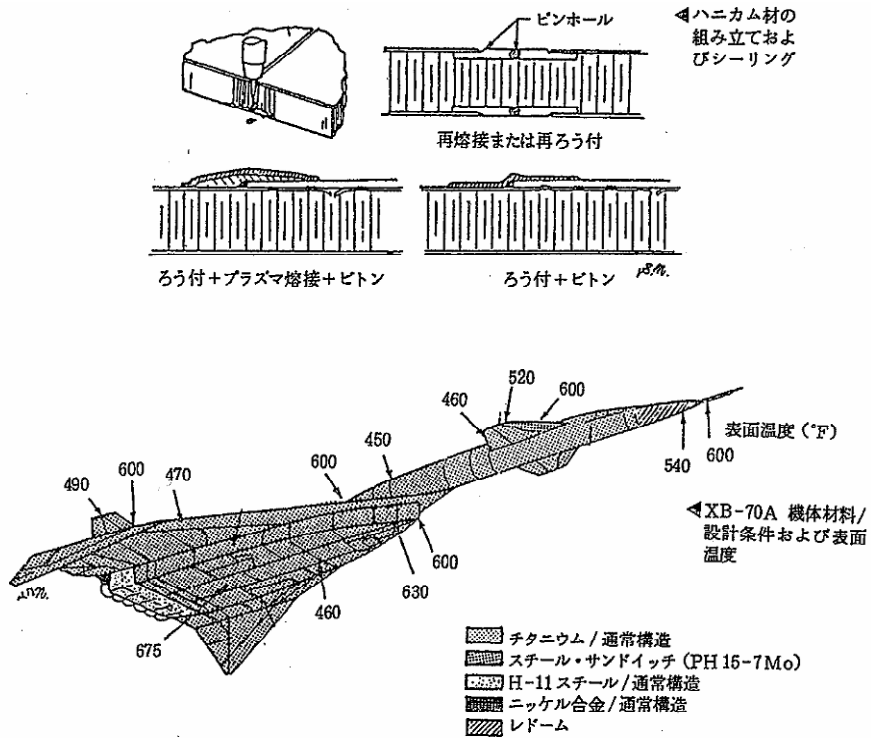


図 B-1 XB-70 機体構造概要

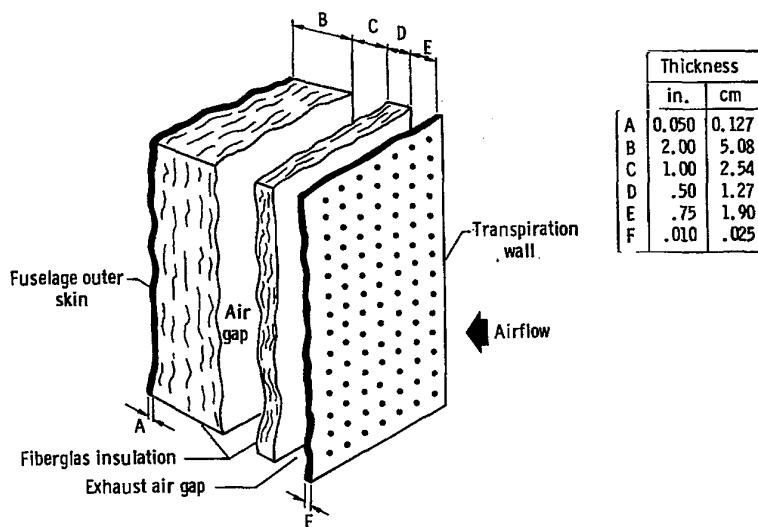


図 B-2 XB-70 クルー・コンパートメント部の多重構造

(2) X-15 有人実験機

X-15 の機体構造概要を図 B-3～図 B-4 に示す。主にインコネルやチタン合金を使用したセミモノコック/モノコックの構造様式を採用しており、コクピット部は断熱材をはさんだサンドイッチ構造である。

X-15 STRUCTURE

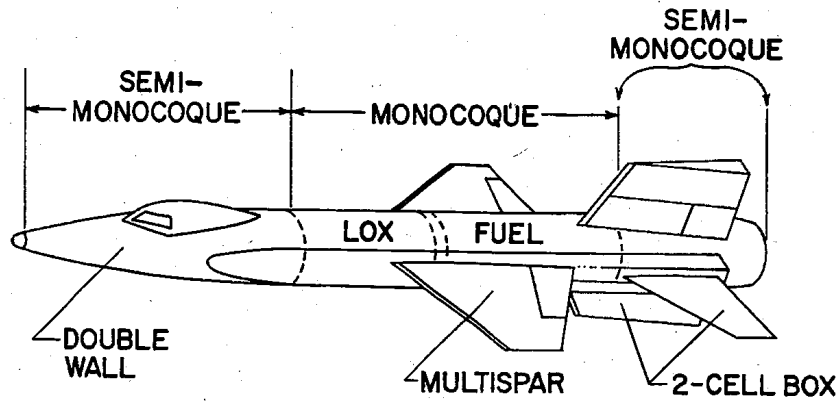


図 B-3 X-15 機体構造概要

STRUCTURAL DETAILS

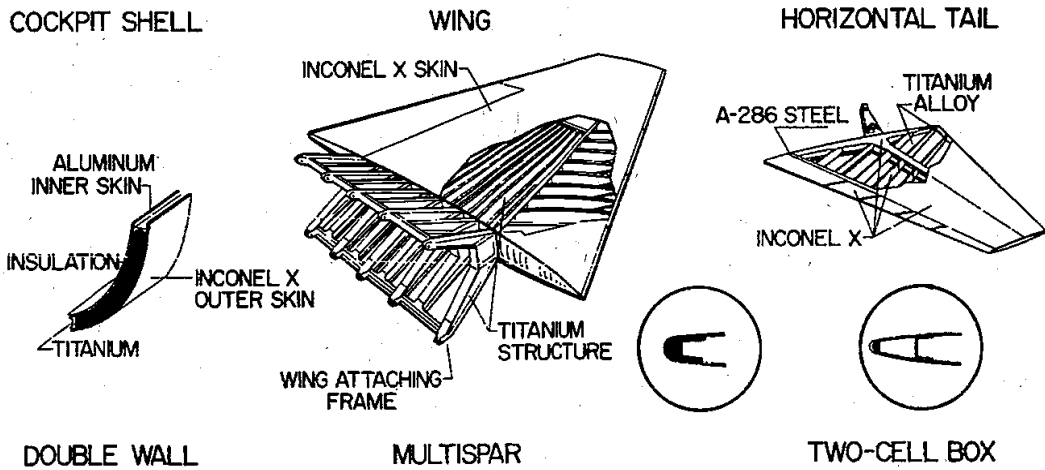


図 B-4 X-15 機体の詳細構造

(3) X-43A 無人実験機

X-43A の主翼構造および熱防護システム (TPS) の概要を図 B-5～図 B-6 に示す。主翼構造は極超音速飛行時の熱膨張による座屈を抑えるため、Ni-Cr-W-Mo 合金 (Haynes230) を使用した特殊な構造を採用している。

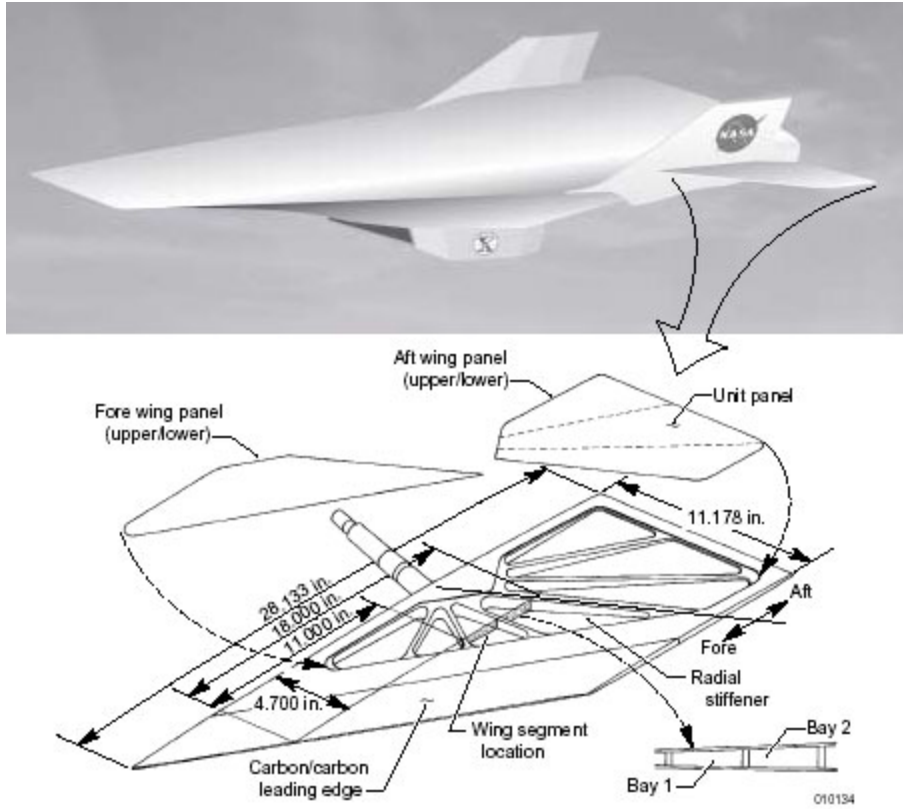


図 B-5 X-43A の主翼構造

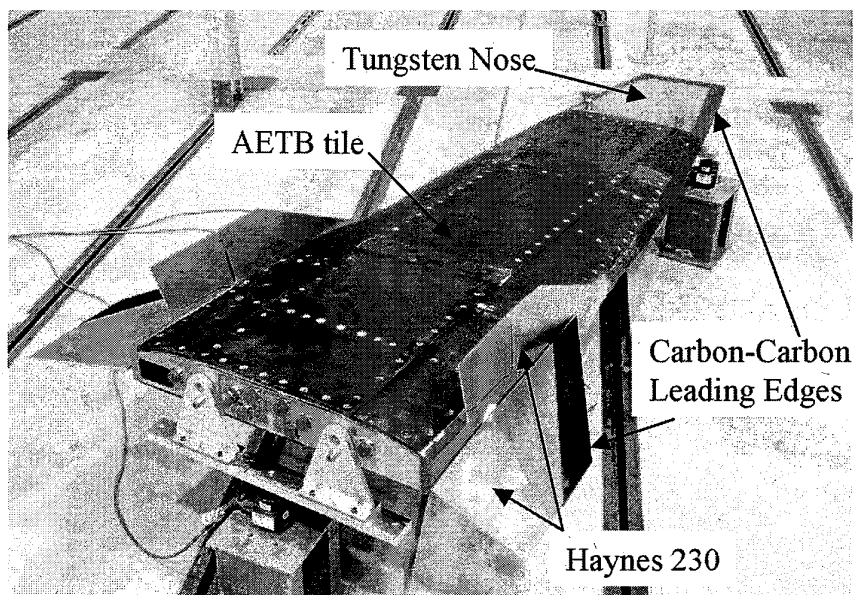


図 B-6 X-43A 機体の TPS 概要

参考文献

- [1] JAXA 長期ビジョン 2025, 宇宙航空研究開発機構, 2005.
- [2] Stillwell, W., “X-15 Research Results with a Selected Bibliography,” NASA SP-60, 1965.
- [3] Kathy, M., “National Aerospace Plane (NASP) acceleration profiles - Effects of low-level +Gz on reaction time, keypad entry, and reach error,” IAF Paper 93-156, 1993.
- [4] Koelle, D. E., “SAENGER Space Transportation System,” IAF 90-175, 1990.
- [5] Mesnard, J., “OVERVIEW OF BRITISH AEROSPACE HOTOL TRANSATOMOSPHERIC VEHICLE,” NASA-TM-88008.
- [6] 棚次亘弘, “二段式スペースプレーン用エアターボラムジェット(ATREX)エンジンの開発研究,” 第31期日本航空宇宙学会年会講演集, 2000, pp. 28.
- [7] Miki, Y., “Status and Future Planning of LACE Development,” AIAA-93-5124, 1993.
- [8] Pegasus 空中発射有翼ロケットの概要と技術評価, 日本技術資料センター, 1991.
- [9] Diamandis, P., “Birth of the Personal Spaceflight Revolution,” IAC-05-P.E.2.01, 56th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, 2005.
- [10] Marshall, L., “Overview With Results and Lessons Learned of the X-43A Mach 10 Flight,” AIAA 2005-3336, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005.
- [11] Moses, P., “X-43C Plans and Status,” AIAA 2003-7084, 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2003.
- [12] Bradley, M., “Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) Two-Stage-To-Orbit (TSTO) Vehicle Study,” AIAA 2002-3902, 2002.
- [13] Dujaric, C., “FESTIP System Activities – Overview and Status,” IAF 98-V.3.04, 1998.
- [14] Messe, M. K., “Numerical Computations for the RLV HOPPER/PHOENIX Configuration,” AIAA 2003-6900, 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2003.
- [15] Gerard, Y., “THE HYPERSONIC PRE-X VEHICLE: CURRENT STATUS,” *Space Tec*, Vol. 25, No. 2, 2005, pp. 93-103.
- [16] Massobrio, F., “Development Status of EXPERT, the European Re-Entry Testbed,” AIAA 2005-3446, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005.
- [17] Puettmann, N., “The preparation and the flight of SHEFEX,” IAC-05-D2.6.02, 56th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, 2005.

- [18] Russo, G., "USV Flying Test Beds for Future Generations LV Technology Development," AIAA 2003-6978, 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2003.
- [19] Falempin, F., "THE LEA FLIGHT TEST PROGRAM," *Space Tec*, Vol. 25, No. 2, pp. 117-126, 2005.
- [20] Ttoh, K., "Hypersonic Aerothermodynamic and Scramjet Research Using High Enthalpy Shock Tunnel," *Shock Waves*, Vol. 12, 2002, pp 93-98.
- [21] 棚次亘弘, "ATREX エンジンの研究開発," 宇宙科学研究所報告, 特集第 46 号, 2003.
- [22] 板原寛治, "HYPR ターボエンジンの研究開発," 第 39 期航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 1999, pp. 263.
- [23] Kanda, T., "Conceptual Study of a Combined Cycle Engine for Aerospace Plane," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 859-867.
- [24] 田口秀之, "極超音速機の概念検討," 第 44 回飛行機シンポジウム, 2006.
- [25] Harloff, G., "HASA-Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles," NASA CR-182226, 1988.
- [26] Lobbia, M., "Numerical Investigation of Waverider-Delived Hypersonic Transport Configurations," AIAA 2003-3804, 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003.
- [27] Lobbia, M., "NAVIER-STOKES ANALYSIS OF PAYLOAD-OPTIMIZED WAVERIDERS WITH HEATING CONSIDERATIONS," ISTS 2002-e-46, 2002.
- [28] Taguchi, H., "Design and Component Tests on a Subscale Precooled Turbojet Engine for Flight Experiments," IAC-05-C4.5.02, 57th International Astronautical Congress, 2005.
- [29] 橋本樹明, "高々度気球を用いた無重力実験システムの動作確認試験," 第 50 回宇宙科学技術連合講演会, 2006.
- [30] Sato, T. "Development Study of Precooled-Cycle Hypersonic Turbojet Engine for Flight Demonstration," IAC-06-C4.5.02, 2005.
- [31] Sakata, K., "Technical fruit of NEXT-1 trial & future aeronautical development," 4th SST-CFD Workshop, 2006.

極超音速機研究委員会 検討経緯

第1回：平成18年1月23日

- (1) JAXA長期ビジョンについて
- (2) 極超音速機研究委員会の設置について
- (3) 極超音速機研究委員会の進め方について
- (4) 極超音速機の実用ミッションに関するフリーディスカッション

第2回：平成18年2月20日

- (1) 極超音速実験機の検討例について
- (2) 極超音速機の技術課題について
- (3) 極超音速機の実用ミッションについて
- (4) その他

第3回：平成18年3月28日

- (1) 極超音速機の実用ミッションについて
- (2) その他

第4回：平成18年5月25日

- (1) 極超音速機風洞試験の概要
- (2) 極超音速機の技術課題について
- (3) その他

第5回：平成18年7月7日

- (1) 極超音速機の技術課題について
- (2) 技術開発ロードマップについて
- (3) その他

第6回：平成18年8月24日

- (1) 技術開発ロードマップについて
- (2) 報告書の要点について
- (3) その他

第7回：平成18年9月25日

- (1) 報告書案について
- (2) その他

極超音速機研究委員会・構成員（敬称略・順不同）

| | |
|---------------|--------------------------------------|
| 新井 隆景 | 大阪府立大学大学院 工学研究科 教授 |
| 津江 光洋 | 東京大学大学院 工学系研究科 助教授 |
| 鈴木 宏二郎 | 東京大学大学院 新領域創成科学研究科 助教授 |
| 溝端 一秀 | 室蘭工業大学 工学部 助教授 |
| 松尾 亜紀子 | 慶應義塾大学 理工学部 助教授 |
| 土屋 武司 | 東京大学大学院 工学系研究科 助教授 |
| 大塚 浩仁 | (株)IHIエアロスペース 宇宙技術部 宇宙機システム室 |
| 丸山 辰也 | 川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー 宇宙誘導機器設計部 |
| 長谷川卓也 | 川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー 宇宙誘導機器設計部 |
| 山口 龍二 | 富士重工業(株) 航空宇宙カンパニー 技術開発センター |
| 磯 英雄 | 富士重工業(株) 航空宇宙カンパニー 研究部 |
| 澤井 秀次郎 | 宇宙科学研究本部 宇宙航行システム研究系 助教授 |
| 町田 茂 | 超音速機チーム システム概念セクション |
| 本田 雅久 | 超音速機チーム 推進システム技術セクション リーダ |
| 伊藤 健 | 風洞技術開発センター 高エンタルピ風洞セクション リーダ |
| 佐藤 哲也 | 航空エンジン技術開発センター 高速推進システムセクション リーダー |
| 谷 香一郎 | 複合推進研究グループ 複合エンジンシステムセクション リーダー |
| 渡辺 重哉 | 航空プログラムグループ 企画推進室 主幹 |
| <u>オブザーバー</u> | |
| 高見 光 | 三菱重工業(株) 名古屋航空宇宙システム製作所 民間機技術部 |
| 舞田 正孝 | 総合技術研究本部 フェロー |
| 大貫 武 | 超音速機チーム チーム長 |
| 村上 哲 | 超音速機チーム 計画管理チーフマネージャ |
| 齊藤 健一 | 航空プログラムグループ 企画推進室 |
| 原田 賢哉 | 航空プログラムグループ 企画推進室 |
| 中北 和之 | 風洞技術開発センター 高度化セクション |
| <u>事務局</u> | |
| 田口 秀之 | 超音速機チーム 推進システム技術セクション |
| 小林 弘明 | 航空エンジン技術開発センター 高速推進システムセクション |
| 岡井 敬一 | 航空エンジン技術開発センター 高速推進システムセクション |
| 小島 孝之 | 航空エンジン技術開発センター 高速推進システムセクション |

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA-SP-06-025

発行 平成 19年 3月 30日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 弘久写真工業(株)

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

