

## 極超音速旅客機の実現に向けた研究開発

### 1. はじめに

マッハ5クラスの極超音速旅客機が実現すると、現在10時間程度かかる太平洋横断飛行が、2時間程度に短縮される。この極超音速旅客機を実現するには、揚力比向上のための空力技術、空力加熱環境の中でも作動可能な極超音速エンジン技術、遮熱構造技術を確立する必要がある。これらの技術課題を解決しようと、各国では極超音速旅客機の開発構想を発表しており、機体の概念設計や極超音速エンジンの研究が盛んに行われている。本解説では世界における極超音速旅客機の開発構想を紹介し、JAXAにおいて研究されている空力技術とエンジン技術について説明する。

現在、JAXAでは、長期ビジョン2025<sup>1)</sup>で目標として掲げた「マッハ5クラスの極超音速旅客機(図1)」に適用する技術の研究が進められている。マッハ5飛行時にエンジンに流入する空気温度は約1000℃に達するため、既存のジェットエンジンは作動することができず、新しい方式のエンジンを開発する必要がある。そこで、JAXAでは、極低温の水素燃料を用いて、エンジンに流入する空気を冷却して空気密度を高める方式(以下、予冷方式)の極超音速ターボジェットの性能解析<sup>2)</sup>と地上燃焼実験(図2)<sup>3)</sup>を進めてきた。また、極超音速ターボジェットを搭載した機体のシステム解析を行い、風洞試験とCFD解析によって空力性能の評価を行った。



図1 極超音速旅客機の構想図



図2 極超音速ターボジェットの地上燃焼実験

### 2. 世界における極超音速旅客機の開発構想

極超音速旅客機については、欧米においても検討が進められている。

欧州では、EU(欧州連合)の予算で、LAPCATプロジェクト<sup>4)</sup>という極超音速旅客機の研究プロジェクトが進められている。欧州の極超音速旅客機はベルギーのブリュッセルからオーストラリアのシドニーまで4時間半で到達することを目標にしている。この研究成果の一例として、イギリスのリアクション・エンジンズ社から図3のようなマッハ5クラスの極超音速旅客機の構想(LAPCAT-A2)が発表されている。現在、LAPCATプロジェクトは、機体の概念設計やエンジンの要素実験等を行っている段階である。

また、超音速旅客機コンコルドを製造したエアバス社の親会社であるEADS社も極超音速旅客機の検討に着手している。同社は、関連計画として宇宙観光用スペースプレーンの開発構想も発表している。

アメリカでは、マッハ5以上で作動する「スクラムジェットエンジン」の研究開発に力を入れている。スクラムジェットエンジンは、吸い込んだ空気を超音速にしたままで燃焼反応を起こし、燃焼ガスを噴出して推力を得る方式のエンジンである。最近、X-43A、X-51A (図4)<sup>5)</sup>といった飛行実験で技術実証を進めている。これらは、固体ロケットで極超音速まで加速してから、飛行状態でエンジンの燃焼実験を行う方式である。



図3 欧州の極超音速旅客機構想 (LAPCAT-A2)



図4 アメリカのスクラムジェットエンジン飛行実験 (X-51A)

### 3. JAXAにおける極超音速旅客機の目標システム

極超音速旅客機の目標諸元を、最適設計プログラム<sup>6)</sup>を用いて設定した。このプログラムは、空力特性を簡易推算するとともに、燃料消費量を最小化するための最適飛行軌道を導出する機能を有している。構造重量は過去の極超音速機の実績値を基にした統計式<sup>7)</sup>を使用して算出した。また、制約条件の範囲で、機体規模を最小化するような機体形状変数を導出することができる。

飛行路線は「東京国際空港(羽田空港)ーロサンゼルス空港」とし、2時間以内の飛行時間、乗客100人を前提として、機体形状と飛行軌道の同時最適化解析<sup>8)</sup>を実施し、図1の基本形状を導出した。

飛行路線として「東京国際空港ーロサンゼルス空港」を選定したのは、いずれも海に面した空港で、全航路を海上で設定でき、離着陸騒音やソニックブームの地上への影響が少ないと考えられるためである。

表1に解析結果として得られた極超音速旅客機的设计諸元を示す。巡航Mach数がコンコルドの2倍以上にもかかわらず、全長、総機体重量、ペイロードは、マッハ2クラスの超

音速旅客機であるコンコルドと同程度となった。これは、水素燃料を用いることで、ジェット燃料に比べて燃料重量当たりの発熱量が高くなるためである。

図5に解析結果を基にして検討した艙装レイアウト図を示す。胴体内に水素燃料タンクを搭載することを想定し、胴体形状は高さより幅が大きく、胴体でも揚力を発生するリフティングボディ形状とした。このような形状の空力特性については、過去に詳しく検討されていないため、CFD解析と風洞試験において、空力特性データを取得した。

表1 極超音速旅客機的设计諸元

全長	87m
全幅	35m
総機体重量	376ton
機体乾燥重量	194ton
ペイロード	13ton (100人)
航続距離	8700km
飛行時間	2時間
巡航 Mach 数	4.5
巡航揚抗比	4

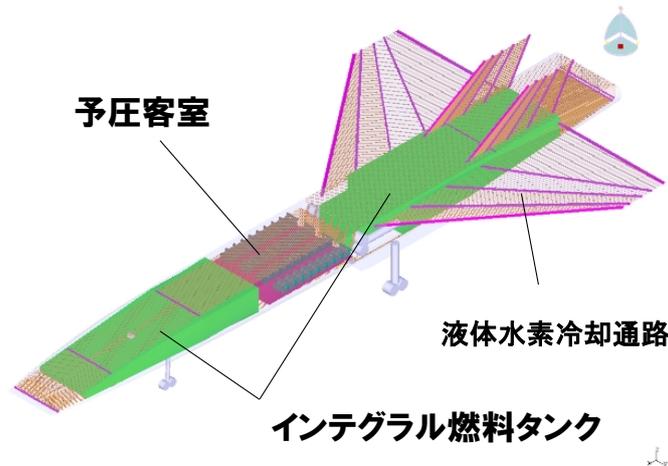


図5 艙装レイアウト図

### 3.1 CFD解析による空力特性評価

JAXAは、極超音速旅客機形状の空力特性を下記のCFD解析を用いて評価した。

解析コード UPACS (RANS) 定常流解析コード<sup>9)</sup>

解析格子 ブロック数60、総格子点数で約1290万のマルチブロック構造格子  
(遠方境界までの距離 機体全長の約20倍)

乱流モデル 全域乱流を仮定したSpalart-Allmarasモデル

壁面は断熱境界条件、理想気体を仮定

図6に、マッハ5.0における巡航飛行に近い迎角5度の条件のCFD解析で得られた、機体表面の圧力係数(C<sub>p</sub>)分布を示す。胴体、主翼、垂直尾翼の先端部分が高い圧力となっ

ているため、抗力を低減するにはこれらの先端部分を薄くすることが有効である。また、図7はマッハ5.0における巡航飛行に近い迎角5度の条件のCFD解析で得られた機体表面の熱流束分布である。極超音速巡航時の空力加熱は、胴体、主翼、垂直尾翼の先端部分により温度が高くなっている。

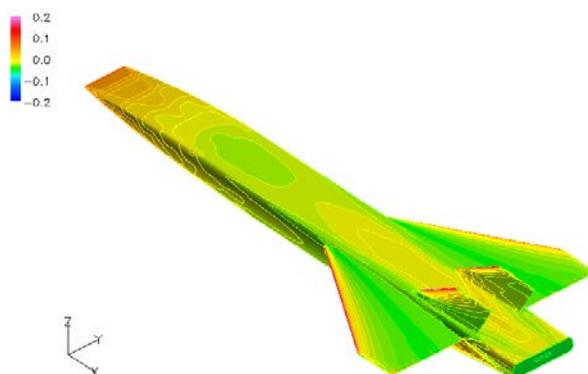


図6 機体表面の圧力係数(Cp)分布  
(マッハ5.0、 $Re=4.31e+8$ 、迎角5度)

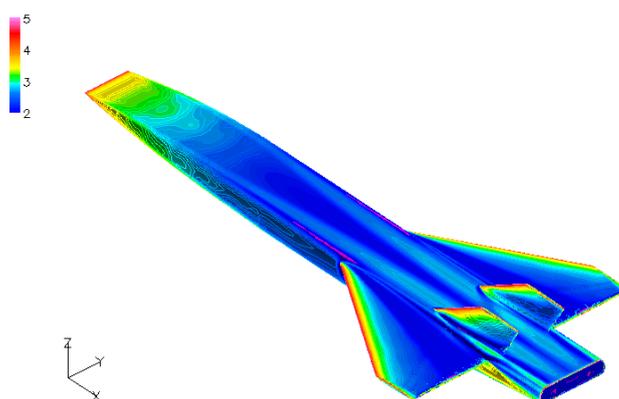


図7 機体表面の熱流束分布  
(マッハ5.0、 $Re=4.31e+06$ 、迎角5度)

### 3.2 極超音速旅客機の風洞実験

JAXAは、JAXA極超音速風洞において、空気力の計測、流れの可視化、および温度分布計測を行った。図8は、極超音速風洞に設置された極超音速旅客機模型の写真である。この模型は気流の温度に耐えるステンレス製で、機体後方カバー内の六分力ロードセルと接続しされている。マッハ5における衝撃波の可視化も実施した(図9)。

図10は、温度分布計測模型の写真である。この模型は、支持部を除いて、熱伝導率の低い樹脂材料で作られている。風洞を起動して気流が安定した後に模型を気流中に投入して、5秒間程度、赤外線カメラによって温度分布を計測した。図11は赤外線カメラで計測した機体上面の温度分布である。胴体と主翼/垂直尾翼の先端部分は、他よりも温度が上昇していることがわかる。

今後は、極超音速旅客機の低速から極超音速までの風洞実験を実施して、各速度領域の性能向上のためのデータを拡充していき、熱管理設計に適用する予定である。



図8 極超音速風洞に設置された極超音速旅客機模型

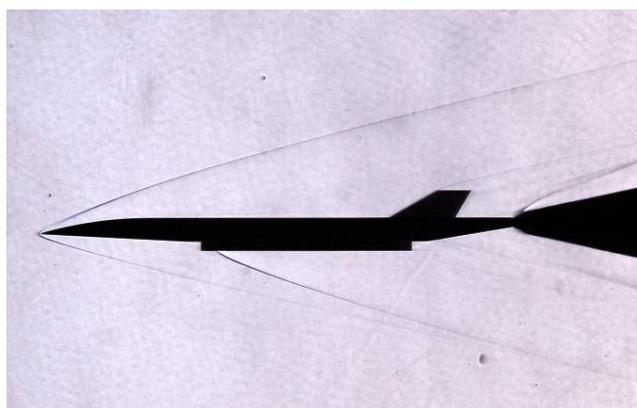


図9 衝撃波の可視化写真（シュリーレン法）



図10 温度分布計測模型

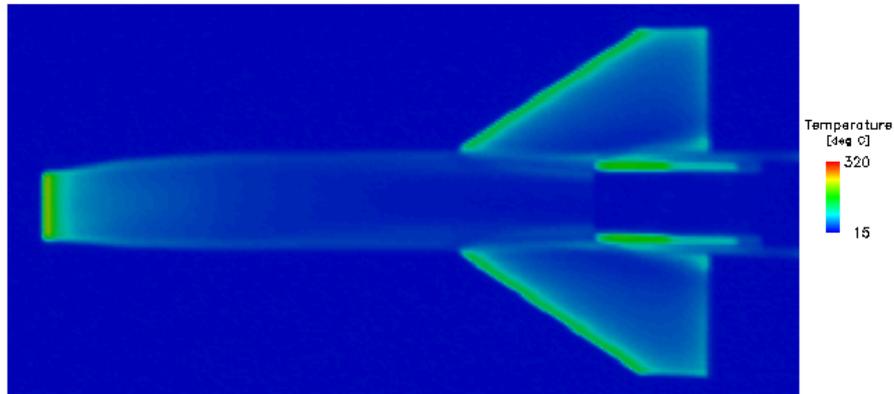


図 11 温度分布（マッハ 5、迎角 0°）  
（赤外線計測法）

#### 4. 日本における極超音速エンジンの研究

日本においては、JAXA を中心にして、極超音速エンジンの研究が進められてきた。

離陸からマッハ 6 まで連続作動する極超音速エンジンとして、予冷方式の ATREX エンジン（図 12）<sup>10)</sup> が考案され、1999 年から 2003 年にかけて、地上燃焼実験が実施された。このエンジンは、高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を可能にしている。現在は、この ATREX エンジンの技術を基にして、推力を向上させるための改良を施した「極超音速ターボジェットエンジン」の研究が進められている。

また、1999 年に終了した超音速輸送機用推進システムの研究開発（旧通商産業省・工業技術院）<sup>12)</sup> においては、マッハ 5 まで作動可能な地上試験用ターボ・ラムジェットである HYPR エンジン（図 13）が開発され、マッハ 5 までの技術成立性が地上試験で実証された。ターボ・ラムジェットは、通常のターボジェットの周囲に、ラムジェット用の空気流路を設けて、高速飛行時にはラムジェットとして作動するエンジンである。ラムジェットエンジンは、マッハ 3 程度以上で飛行する際に、エンジンに流入した空気を減速させるだけで圧力が上昇する効果を利用し、これに燃料を噴射して燃焼を起こすことで推力を発生させる方式のエンジンである。ただし、この方式では、低速で作動するターボジェットと高速で作動するラムジェットの切り替え機構が必要になるため、この重量を低減するためのさらなる研究開発が必要になる。

さらに、JAXA においてマッハ 5～10 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 14）<sup>13)</sup> の研究が進められている。これまでに、マッハ 4～10 の模擬条件で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の製作が進められている。また、マッハ 10 以上における加速性能を実証するための実験も計画されている。



図 12 ATREX エンジン



図 13 HYPR エンジン



図 14 スクラムジェットエンジン

## 5. 飛行実証用極超音速ターボジェットの概要

JAXA は予冷方式の極超音速ターボジェットの飛行実証用エンジン (図 15)<sup>14)</sup> を製作した。全長 2.7m で、空気抵抗が最小限になるように全ての部品は正面から見て 23cm 角の正方形断面内に収まっている。インテークは、圧力バランスによって可動壁を動かす力を低減する機構を備えた長方形断面の可変インテーク<sup>15)</sup> である。予冷器は、空気流量当たりの熱交換面積を確保するとともに圧力損失を低減するために、斜めに配置して空気流を曲げる方

式をとった。コアエンジンとしては、圧縮機の圧力比が6となる水素燃料ターボジェットを新規に設計製作した。アフターバーナーにおいては、極超音速飛行時の十分な予冷能力を確保するために、液体水素燃料を理論混合比より多く供給して1700℃程度の燃焼を行うこととした。

地上燃焼実験においては、実際に液体水素燃料を用いて、エンジンの起動シーケンスを確立するとともに、1700℃の高温燃焼に耐えるアフターバーナーの耐熱構造の技術実証を行った。今後は、さらなる推力向上とマッハ5での実証運転を目指した燃焼実験を実施する予定である。

また、JAXAは極超音速ターボジェットを実飛行環境下の飛行実証をするため、飛行実証用の小型エンジン2台を搭載してマッハ5で巡航できる極超音速技術実験機（図16）について、基本形状を設定し、空力性能や飛行軌道の検討を行っている。

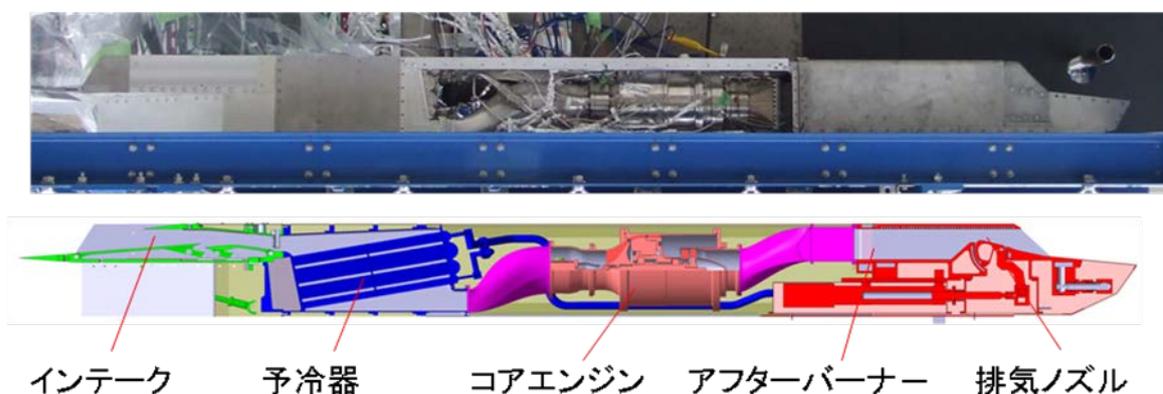


図15 飛行実証用極超音速ターボジェットエンジンの構成  
(上：外観写真、下：断面図)

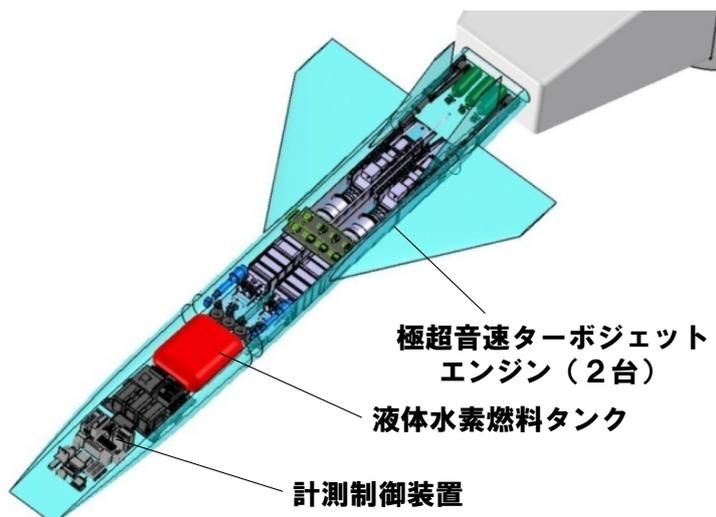


図16 極超音速技術実験機（艀装レイアウト図）

## 6. まとめ

マッハ5クラスの極超音速旅客機の実現に向けた研究開発の状況を紹介した。これまで JAXA において極超音速旅客機の機体システム解析、空力特性評価、エンジン燃焼実験等が進められてきた。現在は、同様に極超音速旅客機の実現を目指している欧州の研究機関、メーカー等とも連携するための共同研究についても JAXA は調整を進めている。今後、JAXA は極超音速ターボジェット機の飛行実証用エンジンのマッハ5での地上燃焼実験と、極超音速技術実験機による飛行実証に向けた機体／推進統合設計を進める予定である。

## 参考文献

- 1) JAXA長期ビジョン -JAXA2025-
- 2) 田口, 二村, 柳, 舞田, 「宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-04-039, 2005.
- 3) Taguchi, H., et. Al., “Qualification Test of a Hypersonic Turbojet Engine for a Flight Experiment,” AJCPP2010-053, 2010.
- 4) [http://www.reactionengines.co.uk/lapcat\\_veh.html](http://www.reactionengines.co.uk/lapcat_veh.html)
- 5) <http://www.af.mil/news/story.asp?id=123205648>
- 6) Tsuchiya, T. et. Al. “Multi-disciplinary Design Optimization for Hypersonic Experimental Vehicle,” AIAA Journal, Vol. 45, No. 7, pp. 1655-1662, 2007.
- 7) Harloff, G. J. and Berkowitz, B. M., “Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for Preliminary Design of Aerospace Vehicles”, NASA-CR-182226, 1998.
- 8) 今村他, 「極超音速旅客機に対する複合領域最適設計と商業成立性分析」, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009.
- 9) Takaki, R., et. al., “The Development of the UPACS CFD Environment,” Lecture Notes in Computer Sciences, Vol. 2858, pp. 307-319. 2003.
- 10) 田口, 藤田, 進藤, 津田, 平林, 小山, 伊藤, 「極超音速機のマッハ5空力特性試験」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-07-047, 2008.
- 11) Tanatsugu, N., Naruo, Y. and Sato, T., “Development Study on Air Turbo Ramjet for a Future Space Plane”, the Journal of Space Technology and Science, Vol. 8, No. 2, 1993.
- 12) Miyagi, H., Kimura, H., Kishi, K., Cabe, J. L., Powell, T. H. and R. Yanagi, “Combined Cycle Engine Research in Japanese HYPR Program”, AIAA-98-3278.
- 13) Kanda, T. and Kudo, K., “Payload to Low Earth Orbit by Aerospace Plane with Scramjet Engine,” AIAA J. Propulsion, Vol. 13, No. 1, pp.164-166
- 14) Taguchi, H., Sato, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Okai, K., Fujita, K. and Ohta, T. ” Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments,” AIAA 2005-3419, 2005.
- 15) 小島, 田口, 岡井, 小林, 佐藤, 「矩形形状可変インテークのマッハ5空力特性」, 日本航空宇宙学会論文集, 第53巻, 第622号, pp.532-540, 2005.