

極超音速技術実験機 の概念検討

Conceptual Study on Hypersonic Technology Experimental Aircraft (HYTEX)

○田口秀之、上野篤志、小島孝之、小林弘明、青木卓哉（APG/JAXA）、
藤川貴弘（東大工・院）、土屋武司（東大工）

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) において極超音速旅客機の研究^[1]が進められている。これまで、マッハ 5 クラス極超音速旅客機の機体システム解析および評価が行われた。空力解析、構造解析、推進解析および軌道解析を統合した最適化プログラム^[2]が、基本形状を定義するために使用された。この機体システムにおいては、離陸からマッハ 5 まで連続作動できる極超音速ターボジェット^[3]を搭載することを想定している。極超音速ターボジェットは、極低温燃料である液体水素の冷熱を利用して高速飛行時に高温となる空気を冷却するための予冷器を備えている。これまで、極超音速ターボジェットの地上燃焼実験^[4]およびマッハ 2 飛行実験^[5]が実施された。

本論では、極超音速ターボジェットを極超音速飛行環境で実証するための飛行実験機の検討を行った。最初に実験機システムを定義し、外部加速用の固体ロケットを使用した飛行軌道を検討した。次に、実験機の空力性能を風洞実験および CFD 解析によって評価した。また、実験機の構造重量を FEM 解析を使用して推算した。これらの解析結果を基にして、マッハ 5 巡航条件において実験機の力均衡を評価した。結果として、固体ロケットを用いた外部加速による弾道飛行を採用することで、100 秒程度のマッハ 5 巡航飛行を実現できる見通しが得られた。

2. 極超音速技術実験機のシステム検討

2.1 実験機仕様の設定

図 1 に極超音速技術実験機 (HYTEX) の外観を示す。実験機の底面に極超音速ターボジェットが配置されている。実験機形状は統合解析の結果として得られた極超音速旅客機の基本形状に基づいて設定された。実験機は、2 台のエンジンを搭載し、マッハ 5 で巡航することを想定して設計されている。実験機の全長は 5.6m である。エンジン入口の正面面積よりもエンジン本体の正面面積が大きいいため、エンジンは機体内部に入り込む形で搭載される。

このため、胴体体積に対して液体水素燃料タンクの体積が占める割合が極超音速旅客機より小さくなり、エンジン運転時間は短くなる。従って、実験機をマッハ 5 まで加速するためには、外部加速手段が必要となる。

計測・制御機器は実験機の前方に配置されている。慣性航法システム、測位システム、コマンド、テレメータおよびデータ収録装置が搭載される。主翼後縁のエレポンおよび垂直尾翼後縁のラダーは、大気圏内を飛行中に目標姿勢を維持するために使用される。

エンジンは水平飛行時の推力を計測するためにロードセルを経由して実験機に固定される。飛行中の推力計測においては、慣性力と弾道係数を考慮に入れる必要があるため、加速飛行中の測定は困難である。そこで、巡航飛行中に推力を計測することを想定している。

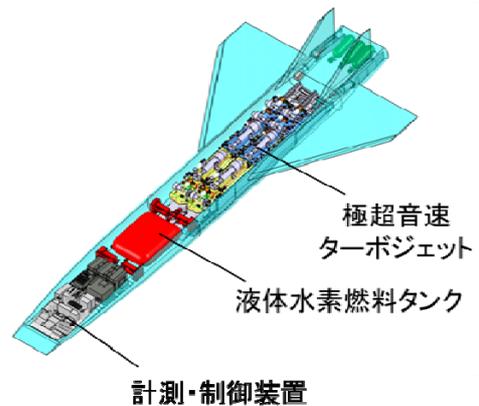


図 1. 極超音速技術実験機 (HYTEX)

2.2 極超音速飛行実験計画

図 2 に、HYTEX を固体ロケットに搭載した場合の打上げ形態の例を示す。HYTEX の翼幅は既存のフェアリング内に搭載できるように設定された。この方式を採用することで、通常の衛星打ち上げと同様にロケットの運用ができるため、ロケットシステムの新規開発費を回避できる。実験機がフェアリングのないロケットに装着される場合、実験機とロケットを結合した形状で

の空力評価を詳細に行う必要がある。特に、分離飛行に関する空力特性については、実験機とロケットの相対位置と相対姿勢を連続的に変えて詳細に検討する必要がある。この問題は大気圏外での分離方式を採用することにより回避できる。

極超音速ターボジェットの推力で巡航飛行を実現するために、実験機重量を 600kg として計画した。図 3 に飛行実験の概要、図 4 に高度履歴、図 5 にマッハ数履歴を示す。実験機は、固体ロケットによって打上げられ、高度 140km に到達した後、弾道飛行によってマッハ 5 以上の速度に加速される。その後、実験機を引起し飛行によって極超音速旅客機の巡航動圧と同じ 50kPa の一定動圧軌道に投入し、極超音速ターボジェットの運転実験を行うことを想定している。この軌道では、大気圏に再突入の際に、十分な揚力を得るために高迎角飛行をする必要がある。

HYTEX の先端部および気流平行部の代表的な部分には極超音速旅客機の断熱方式を適用する。飛行実験の後に断熱部の状態を確認するために実験機を回収することも検討している。HYTEX の低速空力特性も風洞実験と CFD 解析によって取得された。その結果、海上での軟着水が可能であることを確認した。実験機を回収する場合は、海上で浮遊できるように水密構造で製作する必要がある。

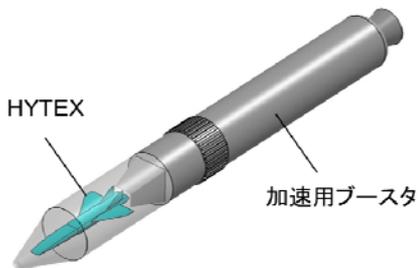


図 2. HYTEX 打上げ形態の例

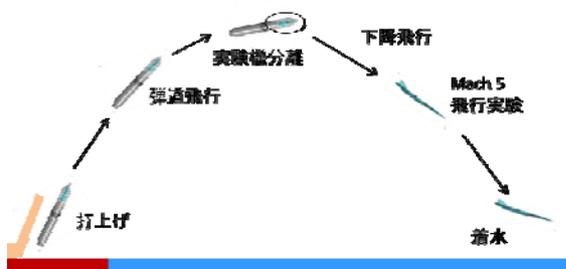


図 3 飛行実験の概要

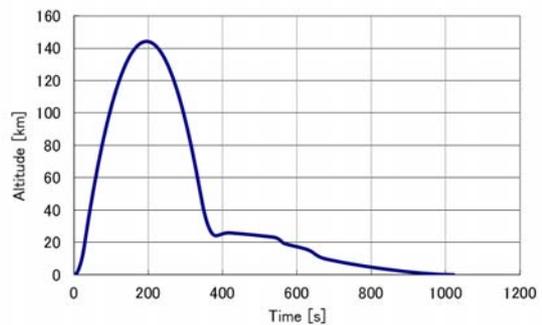


図 4 高度履歴

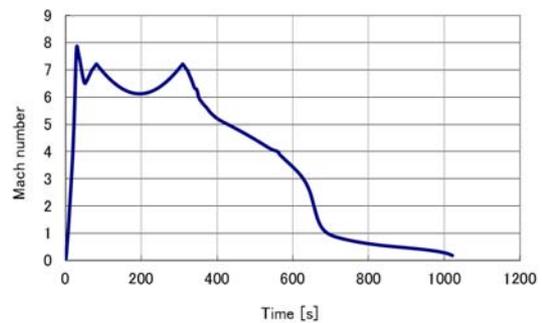


図 5 マッハ数履歴

2.3 HYTEX の空力特性改善

HYTEX の空力性能を風洞試験および CFD 解析[6]で評価した。HYTEX の初期形状としては、極超音速旅客機の基本形状を使用した。ただし、初期形状の揚力は HYTEX の大きさでは概算重量に対して十分ではないため、空力性能を改善するために、いくつかの修正形状を検討した。

図 6 は、HYTEX 風洞実験模型である。「形状 A」は主翼を備えた初期形状である。「形状 B」は主翼およびストレーキを備えた修正形状である。ストレーキの大きさ、後退角および胴体断面形状を変えて、極超音速風洞実験を行った。マッハ 5 の高温条件に耐えるために、ステンレス製の模型を使用した。実験条件は文献[7]と同様である。胴体高さが小さい形状であるため、内装天秤は適用できず、模型下流に外装天秤を配置して空力係数の測定を行った。

風洞実験時にはロードセルが模型の揚力で撓むため、模型の迎角はスティングの角度と僅かに異なっていた。そこで、模型の実際の迎角をシュリーレン画像を分析することで修正した。



a) 形状 A

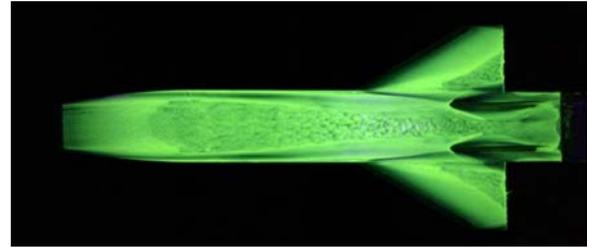


b) 形状 B

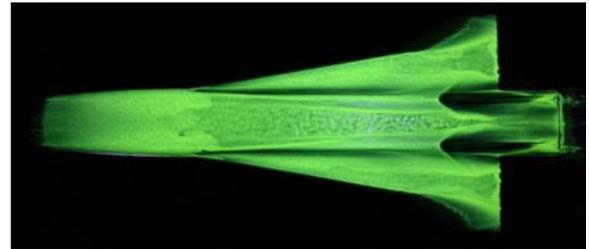
図 6 HYTEX 極超音速風洞実験模型

図 7 は極超音速風洞実験で得られた HYTEX 表面流の可視化結果である。この実験においては模型を黒色塗装した後、蛍光パウダーを混ぜたシリコンオイルを模型表面に塗布した。撮影時には紫外線照明を使用した。形状 A においては、主翼先端部の翼根から翼端まで、強い剪断流が観察された。先端部のオイルは短時間で流れた。CFD 解析においても同じ領域で高い圧力係数が観察された。この領域が強い造波抵抗の主要因と考えられる。

形状 B では、ストレーキの先端部では、強い剪断流は観察されなかった。ストレーキは後退角が大きく先端角が小さいため、剪断流を緩和できていると考えられる。風洞実験および CFD 解析の両方で形状 B における抗力係数の低下が確認された。形状 B の揚力係数は形状 A より増加した。これは、同じ主翼の基準面積を使用している状態で、ストレーキによって翼面積が増加したためである。一方、ストレーキで発生した渦が垂直尾翼に当たっているため、この渦が方向安定性に与える影響を検討する必要がある。



a) 形状 A



b) 形状 B

図 7 オイルフロー法による表面流の可視化

2.4 構造解析と重量推算

HYTEX の構造重量を評価するために、有限要素法(FEM)解析を実施した。

図 8 は、HYTEX の構造解析モデルである。解析条件はロケット打上げ時と巡航飛行時の荷重を用いて設定した。打上げ時の縦方向の荷重に耐えるために縦通材を配置した。エンジンは飛行中の推力を計測するために前方と後方の 2 点で支持することとした。

図 9 は打上げ時および巡航飛行時の FEM 解析から得られたミーゼス応力分布である。高応力領域は打上げ時の胴体後部およびエンジン・マウントの周囲で発生した。

エンジンは、前方マウント部で固定し、後方マウント部では機軸方向以外を拘束することとした。これは、エンジンの熱膨張による機軸方向の応力を発生させないためである。このため、エンジン推力を受ける前方マウント周辺に強い応力が発生している。

構造解析においては、材料、厚さ、および構造様式の組み合わせを比較検討して重量を評価するために、構造最適化プログラム[8]を使用した。

構造最適化解析の結果を参考にして、機体の先端部分には高温環境に耐えるニッケル合金、気流と平行となる機体部分の表面材料にはチタン合金を選定された。主構造としては、構造重量を低減するために CFRP を選定した。

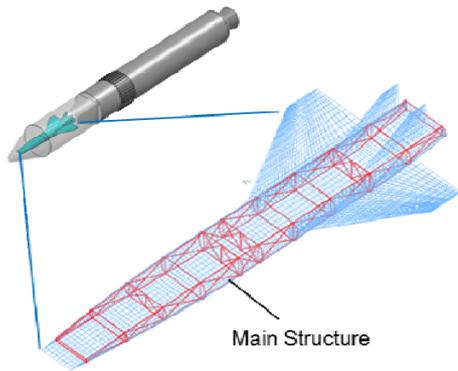
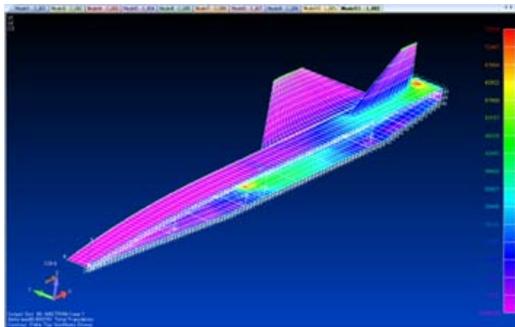
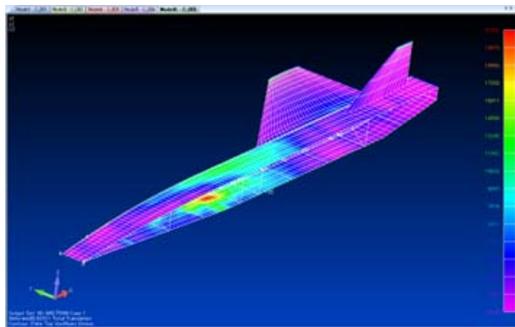


図 8 構造解析モデル



a) 打上げ時



b) 巡航時

図 9 FEM 解析結果

2.5 力均衡の評価

図 10 に示す HYTEX の力均衡は、空力性能評価、構造解析および推進解析[9]に基づいて導出された。揚力と抗力のバランスを考慮して、迎角 2deg を選択した。揚力が機体重量より僅かに小さいため、実験機は下降する軌道をとると予想される。このため、巡航飛行を実現するためには構造重量のさらなる低減が必要である。抗力は、2 台の極超音速ターボジェットの正味推力より大きいため、飛行速度は減少すると予想される。正味推力については、ノズル推力およびインテーク抗力を考慮して推算した。ただし、

機体空力性能にエンジン排気ガスが与える影響は考慮されていない。エンジン作動時には外部ノズルの圧力レベルが上昇するため、推力と揚力が上昇することが予想される。また、機体の後部の圧力上昇は、下向きのピッチングモーメントを発生する。そこで、主翼の角度は排気ガスの影響を考慮した巡航条件で抗力を最小化するために修正する必要がある。

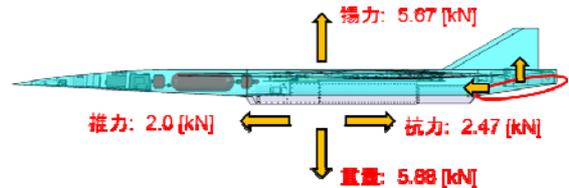


図 10. 巡航時の力均衡

3. 結論

極超音速技術実験機の概念検討を実施し、下記の知見を得た。

- (1) 外部加速による弾道飛行方式でマッハ 5 の飛行実験を実現できる可能性がある。
- (2) 実験機の主翼にストレーキを追加することで、揚力係数を増加させるとともに、抗力係数を低減できる。
- (3) マッハ 5 の一定高度巡航飛行を実現するためには、構造の軽量化と外部ノズルによる推力増加を図る必要がある。

参考文献

- [1] JAXA 長期ビジョン -JAXA2025-, URL:http://www.jaxa.jp/about/2025/pdf/2025_02.pdf.
- [2] Tsuchiya, T., et al., "Multidisciplinary Design Optimization for Hypersonic Experimental Vehicle," AIAA Journal, Vol. 45, No. 7, pp. 1655-1662, 2007.
- [3] Taguchi, H., et al., "Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines," Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012.
- [4] Taguchi, H., et al., "Firing Test of a Hypersonic Turbojet Engine Installed on a Flight Test Vehicle," AIAA-2009-7311, 2009.
- [5] Fujita, K., et al., "Aerodynamic Design of Balloon-Based Operation Vehicle for Precooled Turbojet Engine Demonstration," AIAA-2008-2658, 2008.
- [6] Takaki, R., et al., "The Development of the UPACS CFD Environment," Lecture Notes in Computer Sciences, Vol. 2858, pp. 307-319, 2003.
- [7] Taguchi, H., et al., "Conceptual Study on Hypersonic Turbojet Experimental Vehicle (HYTEX)," Space Technology Japan, 2009.
- [8] Collier Research Corporation : "HyperSizer HP" , <http://hypersizer.com/>
- [9] Taguchi, H., et al., "Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments," AIAA 2005-3419, 2005.