

HST低速性能実験機の電動ファンエンジン駆動 を伴う風洞試験について（その2）

○古賀星吾，廣谷智成，田口秀之（宇宙航空研究開発機構），
藤川貴弘，要田大輔，早坂陽，土屋武司（東京大学）

Wind Tunnel Tests on a HST Low-Speed Performance Verification Model with an Electric Ducted Fan Engine, Part 2
Seigo Koga, Tomonari Hirotni, Hideyuki Taguchi (JAXA),
Takahiro Fujikawa, Daisuke Kanameda, Akira Hayasaka and Takeshi Tsuchiya (Univ. of Tokyo)

Key Words: Wind Tunnel Test, Hypersonic Aircraft, Low-Speed Aerodynamics

Abstract

Wind tunnel tests to obtain low-speed aerodynamic characteristics of a hypersonic passenger aircraft were conducted at the JAXA 2m×2m Low-Speed Wind Tunnel. The wind tunnel test model has an electric ducted fan (EDF) engine. This paper mainly describes improved methods for wind tunnel tests with an EDF engine and examples of the application.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、マッハ5クラスの極超音速旅客機（Hypersonic Transport: HST）実現のための技術研究が進められている。極超音速エンジンとして予冷ターボジェットエンジンが開発されており¹，段階的に性能実証試験が実施されている他に，空力，構造，熱といった要素技術の研究が進められている。また，軌道解析やビジネス性も含めたシステム統合解析により最適設計，成立性検証も行われている²。

空力に関しては，巡航の極超音速域における特性とともに，離着陸時の低速飛行における特性検証が重要となる。そこで，JAXAと東京大学の共同研究で，飛行試験技術の構築，向上を目的とし，HST低速性能実験機（図1）の飛行試験を実施している。その中で，東京大学開発のオートパイロットシステム Tiny FeatherとAir Data System（ADS）（図2）を用いて自律飛行を実証し，将来的に極超音速技術実験機の誘導制御への適用を目指す。

自律飛行の制御設計のために空力データベースが必要である。これまで，JAXA2m×2m低速風洞において風洞試験を実施して，基本特性の把握がなされてきた^{3,4}。しかし，空力データベースを作成するためには，基本6分力特性の他，単/複合操舵による舵効き効果，電動ファンエンジン駆動の有無による効果といった多くの様々なデータを取得するために，より効率的な風洞試験技術の構築が必要であった。本稿では，主に，これまでに実施した，電動ファンエ



図1 HST低速性能実験機

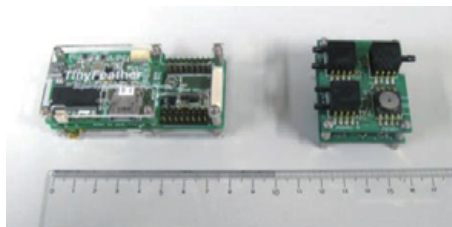


図2 オートパイロットシステムTiny Feather（左）とADSの一部（右）

ンジン駆動を伴う風洞試験における課題と，対策のための改良点について述べる。

2. 風洞試験概要

2. 1. 風洞設備

本試験で用いたJAXA2m×2m低速風洞（LWT2）は大気圧連続循環式で，測定部サイズは2m×2m正方形断面，長さ4m，稼働風速は，常用3～60m/s（連続），最高67m/sという諸元を持つ（図3）。今回は固定壁カートを用い，模型支持にはロボット型模型支持装置を使用した。

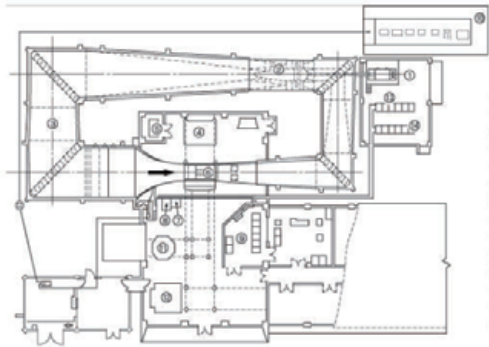


図3 JAXA2m×2m低速風洞の概要図

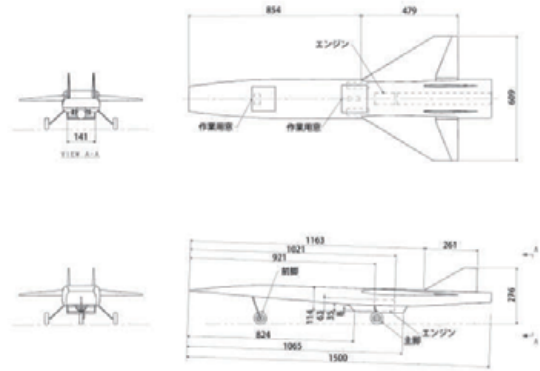


図5 HST低速性能実験機の三面図



図4 測定部に設置された供試体

表1 模型諸元

項目	値
全長	1500 mm
全幅	609 mm
基準面積	227351 mm ²
モーメント基準点	機首から900 mm

表2 計測条件

項目	条件
風速	15, 20, 30m/s
迎角 横滑り角	-10~20deg (2.5degピッチ) -10, -5, 0, 5, 10, 20deg
舵角 エレベータ エルロン ラダー	-10, -5, 0, 5, 10deg -10, -5, 0, 5, 10deg -10, -5, 0, 5, 10deg (エレベータ, エルロンは複合操舵を含む)
エンジン推力	ON (無風時推力0.8, 1.2, 1.5kgf相当) OFF

2. 2. 模型

供試体(図4)は、飛行実験機と同一モデルであり、三面図を図5に、諸元を表1に示す。リフティングボディ形状、エレボン、双垂直尾翼を有し、模型下部にφ70mm電動ダクトファンエンジンが搭載されている。エンジンナセル部で下方支持することで、エンジン吸排気への干渉がないようにしている。主な材料はバルサ材であるが、支持部を金属で補強している。また、6分力計測と同時に、ADS較正用データを取得するため、5孔ピトー管を含むADSと、データロガーとしてTiny Featherを搭載している。これにより、位置誤差を考慮したデータを取得することができる。

2. 3. 計測項目と試験条件

計測項目は以下の通りであり、試験条件は表2に示す。

・6分力

- 無風状態におけるエンジン推力
- エンジンON/OFF時の基本特性
- エンジンON/OFF時の舵効き特性
- 支持系のみ(支持干渉補正用)

・ADS較正用データ

3. 試験手法

3. 1. これまでの課題と対策

これまで電動ファンエンジン駆動を伴う風洞試験を実施する上で、安全性を高め、試験時間を確保するために、以下のような課題があり、対策が行われた。

・電源

エンジンONのケースでは、50A以上の電流を必要とするため、外部電源を用いる場合、太い電源ケーブルを配線する必要があり、天秤への干渉が懸念される。そこで、配線による影響を避け、計測精度を高めるために、バッテリーを模型内に搭

載した。バッテリー交換作業が必要となるが、ケーブル配線は不要となる。また、飛行実験機はバッテリーを使用するため、風洞試験用に特別な改修の必要がなくなる。風洞試験時は、飛行試験時より実験機の重さを気にする必要はなく、むしろ、バッテリー容量が試験時間の制約となってしまう。そこで、6セル2200mAhのリチウムポリマー（Li-Po）バッテリー2個を並列にして使用することで、飛行試験で用いるバッテリー容量の2倍となるようにして、十分な試験時間を確保した。

・スピードコントローラ（ESC）の温度上昇

エンジンONのケースでは、最大1300W程度の電力を使ってモーターを回転させる。その際、ESCの故障を防ぐため、ESCの温度をモニタリングしながら試験していたが、電流電圧容量の小さいESCだと短時間で高温に達するため、データが取得される前にモーターを止めなければならなかった。そこで、電流電圧容量の大きなESCを採用し、高温になるまでの時間を長くすることで、データ取得までの時間を確保することができ、かつ、安全性を高めることができた。

・ウインドミル対策

エンジン駆動せずに通風すると、ファンがウインドミル状態になり、モーターが生じる逆起電力によりESCの故障、さらには、発火に至る恐れがあった。そのため、通常、エンジンONのケースでは、予めエンジンを駆動しておく必要があるが、バッテリー容量、ESC温度といった制約のため、十分な時間を確保できなかった。そこで、逆起電力対応、ブレーキ機能付きのESCを用いることで、問題を解消することができ、エンジンONのケースで上昇したESCの温度が下がるまで、エンジンOFFのケースを実施するといった効率的な試験を行うことができた。

3. 2. 今回の改良点

これまでの対策により、試験時間、データ取得点数を増やすことができたが、さらに効率的な試験技術を構築するため、ファン回転数、バッテリー電圧、ESC温度、電流について、リアルタイムモニタリングとデータロギングをできるようにした。また、市販のRC用テレメトリシステム（図6）を導入することで、簡易的に無線化でき、配線による天秤への干渉を軽減させることができた。セッティングの概要を図7に示す。



図6 テレメトリシステム概要図

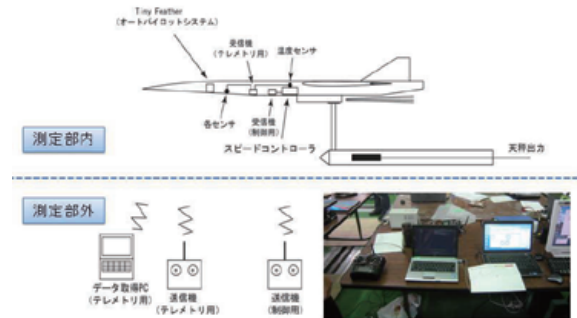


図7 試験セッティング

・ファン回転数

これまでは、送信機のスロットル設定値をパラメータとして試験していた。しかし、それでは、試験中にバッテリー電圧が変化した場合、エンジン推力も変化してしまう可能性があった。そこで、マグネット式回転センサを取り付け、予め、無風条件下でエンジン推力測定を行うことで、ファン回転数とエンジン推力の関係を把握しておき、通風試験時に、ファン回転数をモニタリングし、スロットル調整をすることで、より正確にエンジン推力設定を行うことができるようになった。

ただし、今回使用した、RC用テレメトリシステムのマグネット式回転数センサでは、高精度な回転数を計測するのが、困難だったため、別途、光電センサによる計測を行い、より高精度な回転数を計測し、スロットル調整に使用した。光電センサ計測は、光ファイバケーブルの配線を要するが、天秤に干渉しないように支持系に固定し、後にデータへの影響が無視できることを確認した。

・バッテリー電圧

これまでは、試験中のバッテリー残量がわからなかったため、エンジンONのケースの回数制限を設けて、バッテリー交換をしていた。しかし、バッテリー交換の度に、ウェイトテアを行う必要があったため、試験時間、労力を効率的にできなかった（交換作業含め約30分）。そこで、予備試験を行い、バッテリー残量と電圧の関係を把握しておき、バッテリー電圧をモニタリングすることで、

バッテリー残量の制限一杯まで試験することができ、追加ケースを行うことも可能となった。

特性検証, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011年.

・ESC温度

ESC温度が制限まで上昇しないように、温度を監視しながら試験しているが、これまでは、測温抵抗体を使用していたため、ケーブルの配線が必要であった。天秤への干渉がないように配線し、実際に影響が十分小さいことを確認しているが、可能な限り干渉を抑えるために、無線化が理想的であった。そこで、テレメトリシステムを使用することで、配線作業が不要となり、天秤への干渉が無くなり、また複数箇所の温度モニタリングができるようになった。

これらの改良により、さらにデータ取得点数を増やすことができ、自律飛行制御設計のための空力データベースを作成することができた。

4. まとめ

本稿では、電動ファンエンジン駆動を伴う風洞試験において、市販のRC用テレメトリシステムを用いることで、より効率的な試験技術の構築について紹介した。これにより、安価で、試験のデータ生産性、作業性、精度、安全性を向上させることができた。取得したデータは、HST低速性能実験機の空力データベースとして、自律飛行制御設計に適用された。今後、飛行試験で取得された飛行試験データから推算される空力特性と、風洞試験データを比較することで、風洞試験へのフィードバックが期待できる。

参考文献

- [1] Taguchi, H., Kobayashi, H., Kojima, T., Ueno, A., Imamura, S., Hongoh, M. and Harada, K. : Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines, Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012.
- [2] 今村俊介, 湊宣明, 田口秀之, 神吉誠志, 小島孝之: 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年.
- [3] 廣谷智成, 古賀星吾, 上野篤史, 田口秀之: 極超音速旅客機形態の低速域における主尾翼形状効果について, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011年.
- [4] 古賀星吾, 廣谷智成, 上野篤史, 田口秀之, 日野琢磨, 土屋武司: 極超音速旅客機の低速空力