

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

廣谷智成、古賀星吾、上野篤史、田口秀之(宇宙航空研究開発機構)

Wind Tunnel Tests on a HST Low-Speed Performance Verification Model
with an Electric Ducted Fan Engine

Tomonari Hirotani, Seigo Koga, Atsushi Ueno and Hideyuki Taguchi (JAXA)

概要

現在、宇宙航空研究開発機構では、日本とアメリカ西海岸を 2 時間程度で結ぶことを想定した、マッハ 5 クラスの極超音速旅客機の実現を目指し技術研究が進められており、ベースラインとなる機体形状が得られている。ベースラインとなる機体形状はリフティングボディ形状であり、低速域での揚力、揚抗比の確保、空力安定性の確保に困難さがある。低速域での飛行性能評価は実験機による飛行実証が望まれ、東京大学との共同研究で、飛行試験技術の構築、向上を目的とした飛行試験を実施し、自律飛行実証を目指している。

自律飛行の制御設計のためには、実験機の空力データベースの構築が必要となる。そのため、電動エンジン駆動を伴う風洞試験を実施した。電動エンジン駆動を伴う風洞試験には特有の課題があり、効率的に試験を実施するためには、課題を克服するための試験技術確立が必要であった。

本稿では、実験機自体を供試体とし、電動エンジン駆動を伴う風洞試験の一般的な課題と、実験機自体を供試体とした風洞試験概要について述べ、課題を克服するため確立した試験技術について述べる。

1. はじめに

現在、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、日本とアメリカ西海岸を 2 時間程度で結ぶことを想定した、マッハ 5 クラスの極超音速旅客機 (HST: Hypersonic Transport Aircraft, 図 1) の実現を目指し技術研究が進められている^[1]。これまでに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いる^[2]。また、X-43A 実験機^[3]の形状を参照形状として、空力、構造、熱、推進、軌道解析等を考慮した最適設計が実施され^[4]、ベースラインとなる機体形状が得られている。

ベースラインとなる機体形状はリフティングボディ形状であり、このような機体形状は特に極超音速巡航時に従来の亜音速旅客機形状よりも高い揚

抗比を実現することができる。一方で低速域での揚力、揚抗比の確保、空力安定性の確保に困難さがある。

低速域での飛行性能評価は、風洞試験結果^[5]や CFD 解析結果^[6]に基づく評価だけではなく、実験機による飛行実証が望まれる。そのため、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 低速性能実験機の飛行試験 (図 2) を実施している。現段階ではラジオコントロール (以下、RC) による操縦飛行であるが、これにより、東京大学開発のオートパイロットシステム “Tiny Feather” を用いての自律飛行実証を目指している。

自律飛行の制御設計のためには、実験機の空力デ



図1 HST 概念図



図2 HST 低速性能実験機飛行試験

ータベースの構築が必要となる。基本特性、一部の舵効き効果については、既にデータが取得されている^[7]。これに加えて電動エンジン駆動の有無による効果等のデータを取得するため、風洞試験を実施した。電動エンジン駆動を伴う風洞試験には特有の課題があり、効率的に試験を実施するためには、課題を克服するための試験技術確立が必要となった。

本稿では、実験機自体を供試体とし、電動エンジン駆動を伴う風洞試験の一般的な課題と、実験機自体を供試体とした風洞試験概要について述べ、課題を克服するため確立した試験技術について述べる。

2. 電動エンジン駆動を伴う風洞試験の課題

2. 1. 実験機を供試体とした低速風洞試験

小型の低速実験機では、風洞試験に対応した構造的な補強を施せば、実験機自体を供試体とした低速

風洞試験が可能となる。実験機自体を供試体とした試験では、実験機の有するシステムを利用して、操舵や電動ファンエンジン、電動プロペラの駆動を行うことが可能になる。そのため、模型を供試体とした場合には困難さを伴うような条件についてのデータ取得も可能になる。

一方、実験機の有するシステムを利用した、電動エンジン駆動を伴う風洞試験には、以下の3つの課題がある。

- ・電源の問題
- ・スピードコントローラ（ESC）の温度上昇
- ・ウインドミル対策

実験機を供試体として、電動エンジン駆動を伴う風洞試験を行う場合には、この3つの課題を理解し、対策を講じなければならない。

2. 2. 電源の問題

電動エンジンを駆動させるためには、電力を供給しなければならない。電力の供給方法としては、供試体の外部に配置した電源を利用する方法と、供試体内部にバッテリーを設置し、これにより電力を供給する方法が考えられる。

外部電源を利用すれば、供給される電力量は制約を受けない。適切な電源を選択すれば、必要な電力を、時間的制約を受けることなく供給できる。電力を供給するためには電力ケーブルが必要になる。電動エンジンを駆動させるためには、特に、市販のRC飛行機用の電動モーターを利用している場合には、数十Aから100Aを超えるような電流を流す必要があり、電力ケーブルは十分に太いものを使用しなければならない。試験において力、モーメントを計測する場合には、太い電力ケーブルと天秤との干渉を考慮しなければならない。

供試体内部にバッテリーを設置し、これにより電力を供給する場合には、電力ケーブルと天秤との干渉は生じない。さらに、実験機がフライト時に使用する電力供給システムをそのまま利用することができるという利点もある。しかし、バッテリーを利用す

る場合には、供給される電力量は制約を受ける。バッテリーが供給できる電力量はバッテリー容量により制限を受け、これが試験時間の制約となる。

2. 3. スピードコントローラの温度上昇

電動エンジンを駆動、すなわち、電動モーターを適切に動作させるためには、通常、スピードコントローラ（ESC）が必要になる。ESCに電力を供給し電動エンジンを駆動すると、ESCの温度は上昇する。温度が上昇しすぎるとESCは破損してしまうため、十分な能力のESC冷却システムを有しない実験機を供試体とする場合には、何らかの対策を講じなければならない。

対策の1つとして、ESCを強制的に冷却する方法が考えられる。しかし、供試体の外部から冷却用の配管を導入する場合には、天秤との干渉が問題となる。また、供試体外部から気流を取り込み冷却する場合には、気流を乱してしまい、適切なデータ取得が困難になる可能性がある。

十分な熱対策を施したESCを新たに開発し、それを使用して試験を行う方法も有効であるが、経済的コストの増加は避けられない。

市販のRC飛行機用のESCを利用し、強制的な冷却を行わなければ、上記の問題は避けられる。しかし、許容温度範囲を超えないようにESCの温度に制限を設ける必要があり、その結果、試験時間が制約を受けることになる。

2. 4. ウインドミル対策

電動エンジンを駆動させずに通風を行うと、ファン、プロペラがウインドミルとなり、モーターが回転する。これによりモーターが発電機となり、ESCに逆起電力が流れ込む。実験機に搭載されるESCは、通常、前進専用であるため、大きな逆起電力が流れ込むと破損、さらには、発火してしまう恐れがある。

通常、電動エンジン駆動を伴う風洞試験では、通風中は常に、さらに風洞起動時、停止時にも電動エ

ンジンを駆動し、ファン、プロペラがウインドミルとなることを避け、ESCに逆起電力が流れ込むことを防いでいる。

3. 試験概要

3. 1. 試験模型

供試体の概略図を図3に、諸元を表1に示す。この供試体はHST低速性能実験機と同一モデルであり、極超音速旅客機想定実機の1.72%縮尺となっている。供試体下部にはφ70mm電動ダクトファンエンジンが搭載されている。また、供試体の主な構造材料はバルサ材であるが、風洞試験環境に耐えるために、エンジンダクト部は金属で補強されている。

3. 2. 試験条件

本試験はJAXA 2m×2m低速風洞（LWT2）において実施された。固定壁カートを用い、試験模型支持にはロボット型模型支持装置を使用した。

図4に供試体の支持方法の概略図を示す。供試体

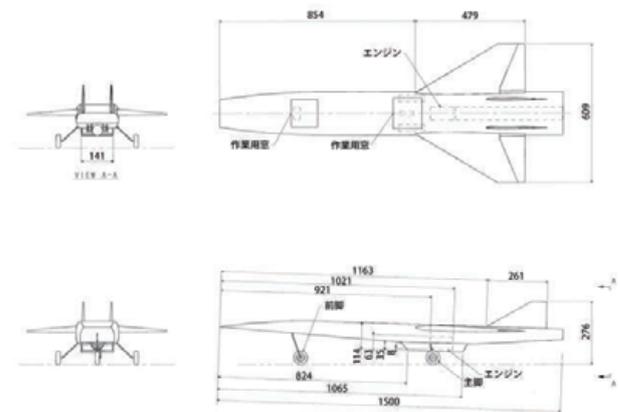


図3 供試体概略図

表1 供試体諸元

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

は下方支持され、支持棒を介し外装天秤に接続されている。外装天秤のアース側はロボット型模型支持装置のアームの接続されている。エンジンナセル部で下方支持することにより、エンジン吸排気流と支持装置の干渉を極力避けている。また、支持棒の長さを変化させた試験を実施することにより、後述する供試体姿勢角の範囲で支持装置の生じる流れが、供試体に及ぼす影響は無視できる程度であること、さらに、風洞壁の影響は無視できる程度であることを確認している。風洞内に設置された供試体の写真を図5に示す。

計測項目は全機6分力である。これは支持装置に

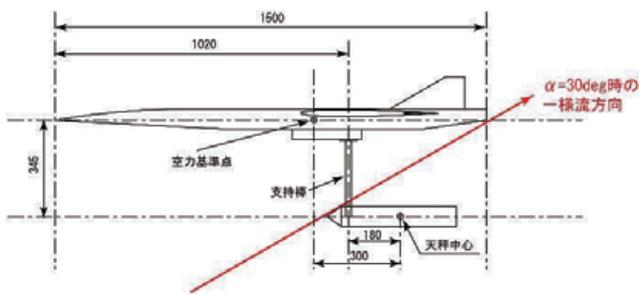


図4 供試体の支持方法



図5 風洞内に設置された供試体

表2 試験パラメータ

風速[m/s]		15, 20, 30
姿勢角[deg]	迎角	-10~20
	横滑り角	0, 5, 10
舵角 (エレベータのみ) [deg]		-10, -5, 0, 5, 10
エンジンスロットル[%]		0, 25, 50, 75

組み込まれた外挿天秤により計測される。天秤により計測される6分力は、支持装置メトリック部分が受ける空気力も含んでいる。そのため、支持装置のみが受ける空気力も計測し、これを用いて6分力の補正を行い、供試体が受ける空気力を抽出している。気流条件、供試体姿勢角等のパラメータを表2にまとめる。

3. 3. 電動エンジン駆動システム

供試体内部の電動エンジン駆動システムの概略図を図6に示す。このシステムは市販のRC飛行機用機器を用いて構成されている。電気信号の流れとしては、供試体外部の送信機からの信号を受信機が受け取り、受信機がESC、サーボに信号を送り、それぞれを制御している。電力の流れとしては、バッテリーからESCに電力が供給され、ブラシレスモーターを駆動している。また、バッテリーからの電力はレギュレータにより減圧され、受信機、サーボを駆

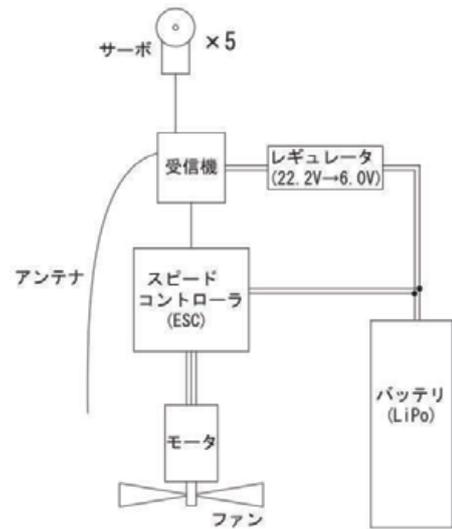


図6 電動エンジン駆動システム (供試体内)

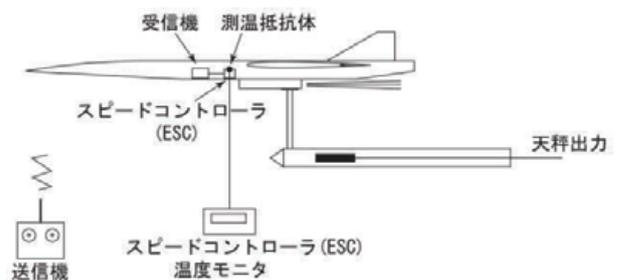


図7 ESC制御、監視システム

動している。

図 7 に風洞試験における ESC の制御、監視システムの概略図を示す。風洞外部に配置された送信機を用いて、受信機を経由して ESC を制御している。ESC の温度上昇を監視するために、測温抵抗体を用いて ESC の表面温度を計測している。

4. 試験技術の構築

4. 1. 失敗事例

2 節で述べた各課題に対し、当初は以下のような方針で対策を講じた。

(電源の問題)

電動エンジンを駆動させるためには、50A 以上の電流を ESC に供給する必要がある、外部電源を用いた場合、太い電力ケーブルと天秤との干渉が懸念されたため、供試体内部にバッテリーを設置する方法を選択した。これにより、試験毎のバッテリー交換作業が必要となるが、電力ケーブルの配線は不要となる。バッテリー容量が試験時間の制約となってしまうため、フライト時の 2 倍の容量となるように、6 セル 2200mAh のリチウムポリマー (Li-Po) バッテリーを 2 個並列にして使用した (22.2V、4400mAh の容量を持つ)。

(ESC の温度上昇)

フライト用 ESC と同製品 (許容電流 75A、許容電圧 25V) にヒートシンクを貼付して使用した。ESC の表面温度を監視し、許容温度範囲 (~80°C) での試験を行うこととした。

(ウインドミル対策)

通風中は常に、さらに風洞起動時、停止時にも電動エンジンを駆動し、ファンがウインドミルとなることを避けて、試験を行うこととした。これは、結果的に ESC、モーターの通電時間の延びとなった。

上記の対策により、試験時間は制約を受けること

となった。実施可能な試験時間を把握するため、バッテリーの連続使用可能時間、ESC が許容温度範囲上限に達するまでの時間を計測した。

電動エンジンをフルスロットルで 2 分程度駆動させ、その時のバッテリー消費電力からバッテリーの連続使用可能時間を推算した。その結果、20 分程度の連続使用が可能であることが分かった。

また、電動エンジンをフルスロットルで駆動させ、ESC の温度変化を計測した。その結果、2 分程度で ESC の許容温度範囲上限に達することが確認された。参考として、ESC を強制的に空冷した場合の温度変化も計測したが、7 分程度で許容温度範囲上限を超え、ESC は破損してしまった。

ウインドミル対策として風洞起動時、停止時にも電動エンジンを駆動することになる。風洞起動時間、停止時間はそれぞれ 3 分程度であるため、これを考慮すると、当初の方針による対策では、試験が成立しないことが分かった。

4. 2. 対策の見直し

4. 1 節で述べた対策では試験が成立しないことが分かったため、2 節で述べた各課題への対策の見直しを行った。十分な試験時間を確保することに主眼を置き、対策を検討した。

電源の問題に対しては、当初の対策によっても、電動エンジンをフルスロットルで 20 分程度駆動させることが可能であると推算されている。そのため、当初の対策を踏襲することとした。

ESC の温度上昇に対しては、電流電圧容量の大きな ESC の使用を検討した。後述するウインドミル対策から、双葉電子工業株式会社製 MC970A と MC9100A が候補に挙げたが、より電流電圧容量の大きな MC9100A を使用することとした。さらに、この ESC はヒートプロテクト機能を有しており、温度上昇による破損を避けることができる。

ウインドミル対策については、対策を講じなくても済む方法を検討した。ESC に大きな逆起電力が流れ込むと破損してしまう原因は、通常、実験機に搭

載される ESC が前進専用であり、モーターの惰性回転、逆回転が想定されていないためである。モーターの惰性回転が想定され、逆回転、つまりバック機能を有する ESC では、大きな逆起電力が流れ込んでも破損しないと考えられる。そのため、RCカー用 ESC も製造しているメーカーの製品を調査した。その結果、モーターの惰性回転が想定され、バック、ブレーキ機能を有する ESC として、双葉電子工業株式会社製 MC970A と MC9100A を見いだした。これらの ESC を用いることにより、風洞起動時、停止時には電動エンジンを停止させることができる。つまり、通常ウインドミル対策を講じる必要がなくなる。

上記のウインドミル対策の必要ない ESC を使用することにより、通風時の供試体の姿勢角変更中は電動エンジンを停止させることができ、バッテリーの消費、ESC の温度上昇を抑えることが可能になる。また、通風中に ESC の温度が許容温度範囲上限に近づいた場合には、電動エンジンを停止させ、ESC の温度が適切な値に降下するまで待つことが可能になる。さらに、同一ランの中で電動エンジンを駆動させた条件と、電動エンジンを停止させた条件についての計測が可能になり、より効率的な試験を行うことができる。

4. 3. 成功事例

4. 2 節で述べた対策の見直しを受け、2 節で述べた各課題に対し、以下のような対策を講じた。

(電源の問題)

4. 1 節で述べた当初の方針を踏襲した。ただし、飛行試験の事情により、電動エンジンの出力が増加したため、バッテリーの連続使用可能時間はやや短縮された。しかし、ウインドミル対策の必要ない ESC を使用することにより、試験運用手法が変更されるため、バッテリーの連続使用可能時間短縮は大きな問題とはならない。

(ESC の温度上昇)

電流電圧容量の大きな ESC (許容電流 150A、許容電圧約 44.4V) に変更し、許容温度範囲上限 (変更前の ESC と同じ 80°C と仮定) に達するまでの時間を延長した。ESC の表面温度を監視し、許容温度範囲での試験を行うこととした。変更した ESC はヒートプロテクト機能を有しており、温度上昇による破損を避けることができる。

(ウインドミル対策)

ウインドミル対策の必要ない ESC を使用することとした。これにより、電動エンジンを駆動させた条件についての計測時のみ、電動エンジンを駆動させることとした。電動エンジン停止時は ESC のブレーキ機能を利用し、ファンの回転を強制的に停止することとした。

上記の対策、特にウインドミル対策の必要ない ESC を使用することにより、通風中、常に電動エンジンを駆動させる必要がなくなった。そのため、試験運用手法が変更され、同一ランの中で電動エンジンを駆動させた条件と、電動エンジンを停止させた条件についての計測を交互に行うこととなった。

試験時の電動エンジンの駆動状態を想定し、10sec 毎に電動エンジンの ON/OFF (ON はフルロットル) を繰り返して、ESC の温度変化とバッテリーの消費電力を計測した。図 8 に ESC の表面温度変化を示す。この図から、電動エンジンの ON/OFF を 4 回繰り返しても許容温度範囲上限 (80°C) に達しないことが分かる。つまり、4 つの姿勢角条件についての、電動エンジンを駆動させた条件と、電動エンジンを停止させた条件についての計測を、連続して行うことができる。さらに、4 回目のエンジン停止以降は、ESC の表面温度が降下していることから、通風中に ESC の温度が許容温度範囲上限に近づいた場合には、電動エンジンを停止させ、ESC の温度が適切な値に降下するまで待つことが可能であることも確認される。この計測により、バッテ

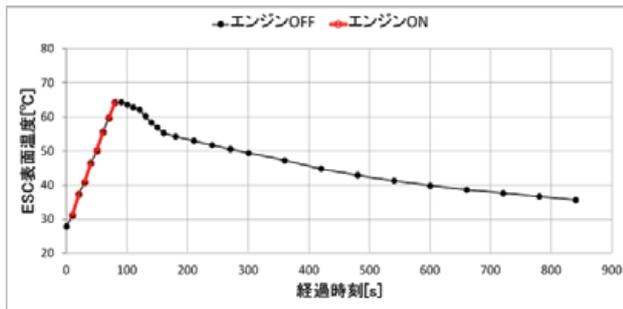


図8 ESCの表面温度変化

り残量は61%から33%に変化した。このことから、バッテリー容量も十分であることが確認された。

ESCのブレーキ性能についても調査を行った。通風中、ブレーキを最大にかけ、映像からファンの状態を調べた。ファンは回転停止状態を維持しており、ブレーキは適切に機能していることが確認された。ブレーキをかけている状態でのESCの温度変化はほとんどなかった。また、仮にファンがウインドミルになった場合についても、ESCは破損せず、温度変化もほとんどないことを確認している。

本節で述べた対策により、電動エンジン駆動を伴う風洞試験の、3つの課題を克服した試験技術が確立された。これにより、十分な試験時間、データ取得点数の確保が可能となった。

5. まとめ

実験機自体を供試体とし、実験機の有するシステムを利用した、電動エンジン駆動を伴う風洞試験には、以下の3つの課題がある。

- ・電源の問題
- ・スピードコントローラ (ESC) の温度上昇
- ・ウインドミル対策

これらの課題について対策を講じ、課題を克服した試験技術が確立された。特にウインドミル対策の必要ないESCを調査、選択することにより、試験運用手法の自由度が増し、バッテリーの消費、ESCの温度上昇を抑えることも可能になった。

確立された試験技術により、十分な試験時間、データ取得点数の確保が可能となった。

参考文献

- [1] Taguchi, H., et. al., “Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines”, Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012
- [2] Taguchi, H., et. al., “Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments”, AIAA 2005-3419, 2005
- [3] Marshall, L. A., et. al., “Overview With Results and Lessons Learned of the X-43A Mach 10 Flight” AIAA 2005-3336, 2005
- [4] 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分析”, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009
- [5] 廣谷他, “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
- [6] 岡村他, “極超音速旅客機の低速空力設計に関する数値的研究”, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011
- [7] 古賀他, “極超音速旅客機の低速空力特性検証”, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011