

極超音速旅客機低速風洞試験について

廣谷智成、古賀星吾、上野篤史、田口秀之、伊藤健（宇宙航空研究開発機構）

Low-speed Wind Tunnel Tests on Hypersonic Transport Aircraft Configurations

Tomonari Hirotani, Seigo Koga, Atsushi Ueno, Hideyuki Taguchi and Takeshi Ito (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。機体の成立性検討および次ステップの機体設計につながる空力データを取得するため、JAXA 2m×2m 低速風洞において風洞試験を実施した。

風洞試験の実施にあたり、模型支持方法の検討、これに付随するデータ補正方法の検討、取得データの有効範囲の検討が必要になる。本稿では風洞試験概要と風洞試験における模型支持方法選定、データ補正方法検討とその妥当性検討、取得データの有効範囲の検討について述べる。

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。さらに、離着陸時には機体下部に配置されたエンジン後方の外部ノズルの形状により、尻擦りによ

る迎角の制限が厳しい。

機体の成立性を検討する上で離着陸時すなわち低速域での空力特性の検討は欠かせない。低速域での空力特性を理解し、また、次ステップの機体設計につながる空力データを取得するため、ベースラインとなる機体形状および、ベースライン形状に主翼ストレーキを配置した形状、尾翼の形状を変更した



図1 HST 概念図

形状となる試験模型を製作し、2010年10月にJAXA 2m×2m 低速風洞（LWT2）において風洞試験を実施した^[5]。

本稿では風洞試験概要と風洞試験における模型支持方法選定、これに付随するデータ補正方法検討とその妥当性検討、取得データの有効範囲の検討について述べる。

2. 目的

本試験の目的は、HST の概念設計における機体形状設計に必要となる空力特性の取得であり、以下に示す2項目である。

- ・ HST の機体形状変更効果を把握
- ・ CFD 解析結果の検証用データ取得

これらの試験目的を達成するための、模型支持方法選定、データ補正方法検討とその妥当性検証、取得データの有効範囲（姿勢角について）の把握を、本研究の目的とする。

3. 試験概要

3. 1. 試験模型

風洞試験模型基本形態の概略図を図2に示す。この模型は HST ベースライン形状の1%縮尺模型である。HST の下部に配置されたエンジンは模擬していない。この模型は、主構造部はアルミ系合金で、他の外形形状を定める部分は光造形樹脂で構成され、模型表面に36点の圧力孔が設けられている。複雑形状となる、外形形状を定める部分を光造形樹脂としたことで、比較的安価に模型を製作することが可能となった。さらに光造形樹脂部分の製作は、圧力孔、圧力配管込みで造形されるため、圧力計測点を容易に設けることができる。風洞試験模型の写真を図3に示す。

この模型には主翼前方にストレーキを配置することができる。ストレーキの平面形は大と小の2種類（図4）で、ストレーキ大の主翼コード方向の断面形状は、先端にRをもたせた楔形（ウェッジ）と平板の2種類、ストレーキ小の主翼コード方向の断

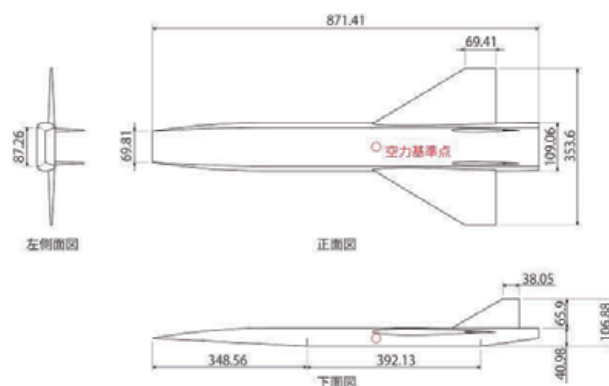


図2 試験模型概略図



図3 試験模型（写真）

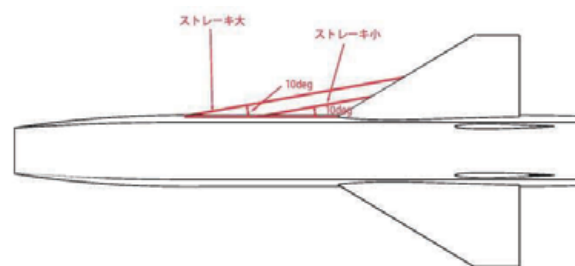


図4 主翼ストレーキ形状

面形状は、先端にRをもたせた楔形（ウェッジ）の1種類である。

また、垂直尾翼の形状も基本形状、尾無し形状、双尾翼大形状、単尾翼形状の4種類に変更することができる。双尾翼大形状、単尾翼形状の垂直尾翼1枚あたりの翼面積は、基本形状の $\left(3\sqrt{2}\right)^2$ 倍であり、基本形態の尾翼と相似形である。また、各尾翼形状とも尾翼の25%MAC位置の機軸方向の座標は同一

表 1 試験模型形状パラメータ

名称	ストレーキ	垂直尾翼
基本形態	なし	基本形状
ストレーキ大 ウェッジ形態	ストレーキ大 楔形	基本形状
ストレーキ大 プレート形態	ストレーキ大 平板	基本形状
ストレーキ小 ウェッジ形態	ストレーキ小 楔形	基本形状
尾無し形態	なし	なし
双尾翼大形態	なし	双尾翼大形状
単尾翼形態	なし	単尾翼形状

である。

試験模型の形状パラメータを表 1 にまとめる。

3. 2. 試験条件、計測項目

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 5 に試験模型の支持方法の概略図を示す。試験模型は下方支持され、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。模型支持方法の検討については第 4 節において述べる。風洞内に設置された試験模型の写真を図 6 に示す。

気流条件は風速 50m/s、模型姿勢角については、迎角が-10deg～25deg、横滑り角が-5deg、0deg、5deg、10deg である。

計測項目は外装天秤による 6 分力と、試験模型の

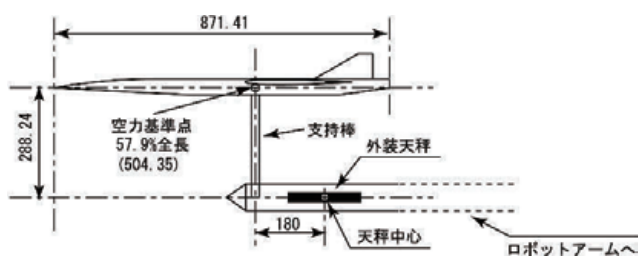


図 5 試験模型の支持方法

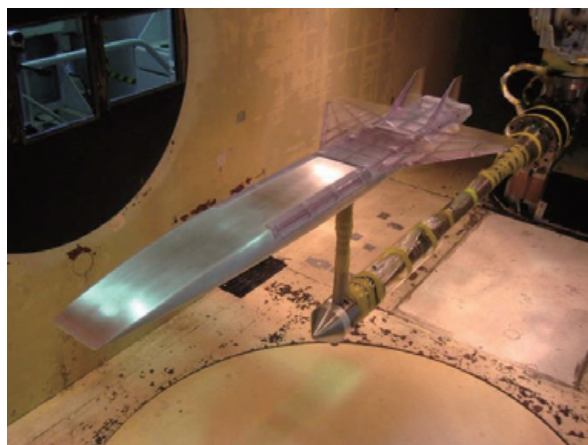


図 6 風洞内に設置された試験模型

主翼表面上 20 点、胴体表面上 16 点における圧力である。なお、試験模型の胴体先端付近、主翼、垂直尾翼前縁付近にラフネスを貼付し、実機レイノルズ数を模擬している。

3. 3. データ処理

全機 6 分力係数については、基準面積は主翼（母翼）面積、基準長は縦を全長、横を全幅、モーメント基準点は先端から 57.9%全長位置とした。基準軸は、縦 3 分力については安定軸、横方向 3 分力については機体軸としている。模型表面圧力の基準圧は一樣流静圧として処理した。

4. 模型支持方法、支持干渉補正の検討

4. 1. 模型支持方法の検討

HST のベースライン形状では胴体後部下面が外部ノズルとなっているため、模型支持方法としては、胴体後部下面の流れ場との干渉ができるだけ小さい方法を選択しなければならない。また、本試験では、垂直尾翼形状も重要なパラメータとなっているため、支持装置と垂直尾翼周りの流れ場の干渉も、可能な限り避けなければならない。これらのことを考慮し、さらに、既存の設備、装置を有効に利用するために、模型支持方法として下方支持を選択した。

また、本試験で用いた模型の胴体部分は薄く、胴体内部に天秤を配置することは困難であった。そのため、天秤は模型支持装置内部に配置した。試験模

型の支持方法、天秤の配置は図 5 に示したとおりである。

この模型支持方法、天秤配置を選択したことにより、以下の 2 項目が検討すべき課題となる。検討内容、結果については、4. 2 節および 4. 3 節で述べる。

- ・データ補正方法とその妥当性検討
- ・データの有効範囲（姿勢角）の把握

4. 2. データ補正方法とその妥当性検討

本試験では天秤が模型支持装置内部に配置されているため、天秤で計測される 6 分力は支持装置メトリック部が受ける空気力も含んでいる。そのため、計測された 6 分力データを補正し、試験模型が受ける空気力のみを抽出する必要がある。

本試験では支持装置のみの空気力も計測し、試験模型と支持装置の両方が受ける空気力と、支持装置のみが受ける空気力の差分を、試験模型が受ける空気力として抽出している。

上記補正法の妥当性を検討するために、補正後の試験結果と CFD (FaSTAR^[6]) 解析結果の比較を行った。図 7 に風速 50m/s、横滑り角 β 0deg とし、迎角 α を変化させた場合の抵抗係数 C_D の比較を示す。迎角 α が 0deg の場合、試験結果と CFD 解析結果の差異は 100cnt. 程度であった（天秤精度は 44cnt.）。それ以外の条件では、試験結果と CFD 解析結果の差異は天秤精度内であった。また、他の分力における試験結果と CFD 解析結果の差異は、全

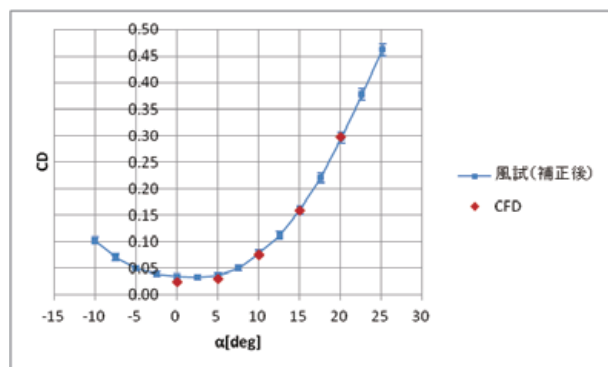


図 7 風洞試験結果と CFD 結果の比較
($U=50\text{m/s}$, $\beta=0\text{deg}$)

て天秤精度内であった。

本試験で取得するデータが概念設計レベルのデータあることを考慮すると、上記補正法は妥当であると考えられる。

4. 3. データの有効範囲（姿勢角）の把握

本試験で採用した模型支持方法では、迎角の大きな条件では、支持装置で生じる流れが試験模型と干渉する可能性が考えられる。そのため、本試験の通常の条件で使用する支持棒（ノミナル）と、ノミナルと比較して 100mm 長い支持棒（ロング）の 2 種類の支持棒を用いて 6 分力を計測した。各支持棒を用いた際の試験模型と支持装置の位置関係、迎角 α が 30deg の場合の気流の向きを図 8 に示す。各支持棒を用いて計測した 6 分力に、有意な差異が認められない範囲が、姿勢角についてのデータの有効範囲となる。また、支持棒（ロング）を用いて大きな迎角とした条件が、試験模型が最も風洞内壁に近づく条件となる。そのため、各支持棒を用いて計測した 6 分力の比較は、支持装置で生じる流れと試験模型との干渉評価であると同時に、風洞壁の影響評価でもある。

風速 50m/s、横滑り角 β 0deg とし、迎角 α を変化させた条件での、各支持棒を用いた場合の C_L 比較を図 9 に示す。迎角 α が 25deg の条件では、各支持棒を用いた場合の C_L の差異は 240 cnt. であり、天秤精度と同じであった。風速 50m/s、横滑り角 β 10deg とし、迎角 α を変化させた条件での、各支持棒を用いた場合の C_m 比較を図 10 に示す。この図

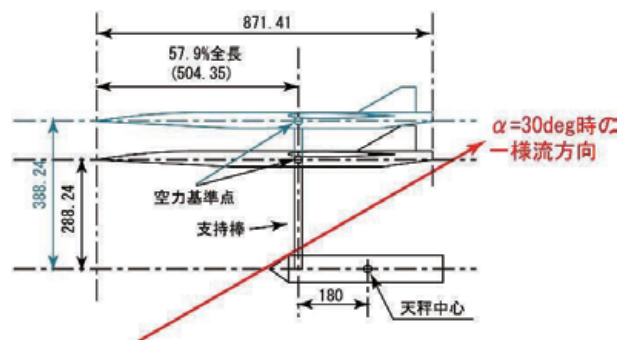


図 8 試験模型の支持方法

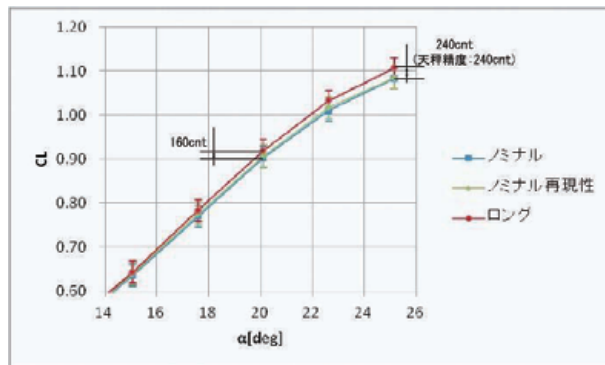


図9 各支持棒を用いた場合の CL
($U=50\text{m/s}$, $\beta=0\text{deg}$)

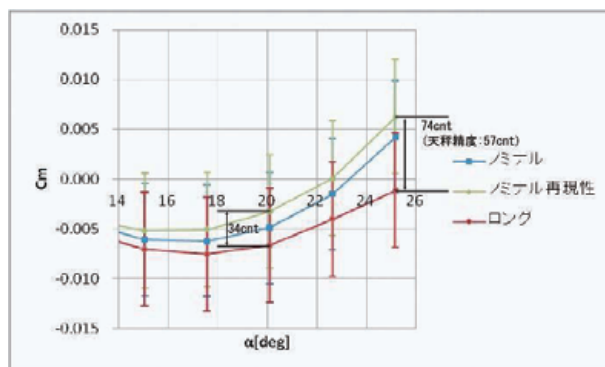


図10 各支持棒を用いた場合の Cm
($U=50\text{m/s}$, $\beta=10\text{deg}$)

から迎角 α が 22.5deg 以上では、支持棒がノミナルの場合とロングの場合とでは C_m の勾配が異なることが確認される。さらに、迎角が 25deg の条件では、各支持棒を用いた場合の C_m の差異は 74 cent であり、天秤精度よりも大きな値となっている。一方、迎角が 20deg の条件では、CL、 C_m とも各支持棒を用いた場合の差異は天秤精度内であった。他の分力については、本試験での最大迎角である 25deg においても、各支持棒を用いた場合の差異は天秤精度内であった。これらのことから、有効なデータ取得できる迎角範囲としては、迎角 $\alpha = 10\text{deg}$ ～ 20deg を採用した。ただし、迎角 $\alpha = 22.5\text{deg}$ 、 25deg についても参考データとして取得した。なお、迎角 $\alpha = 10\text{deg}$ ～ 20deg の範囲では、試験模型と風洞壁面の距離が変化しても、6 分力に有意な差異がないことから風洞壁干渉補正は実施していない。

5. まとめ

HST の成立性検討および次ステップの機体設計につながる空力データを取得するため風洞試験の実施するにあたり、模型支持方法選定、データ補正方法検討とその妥当性検討、取得データの有効範囲の検討を実施した。検討内容、結果を以下にまとめる。

- 試験模型の支持方法としては、外部ノズルとなっている胴体後部下面および、試験の形状パラメータとなっている垂直尾翼周りの流れ場との干渉をできる限り避けるため、下方支持を選択した。また、胴体内部に天秤を配置することは困難であったため、天秤は模型支持装置内部に配置した。
- 試験模型と支持装置メトリック部の両方が受ける空気力と、支持装置メトリック部のみが受ける空気力の差分を、試験模型が受ける空気力として抽出した。補正後の試験結果と CFD 解析結果の比較を行い、この補正方法が妥当であることを確認した。
- 長さの異なる 2 種類の支持棒を用いた場合の、6 分力を比較することにより、支持装置で生じる流れの試験模型への干渉と、風洞壁の影響を評価した。これにより、有効なデータ取得できる姿勢角の範囲を把握した。

これらの検討結果に基づき風洞試験を実施し、試験目的である、HST の機体形状変更効果を把握するためのデータ、CFD 解析結果の検証用データを取得した。

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] Hashimoto, A., et. al., “Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR'”, AIAA 2012-1075, 2012