

JAXA 1m×1m 超音速風洞における 2013 年度気流検定試験結果

○青木良尚（宇宙航空研究開発機構）
西島寛典，安藤典久，平野貴司（株式会社 IHI エアロスペース・エンジニアリング）
渡辺光則，満尾和徳（宇宙航空研究開発機構）

Wind Tunnel Calibration Test Result in JAXA 1m by 1m Supersonic Wind Tunnel in FY 2013
Yoshihisa Aoki (Japan Aerospace Exploration Agency)
Hironori Nishijima, Norihisa Ando, Takashi Hirano (IHI Aerospace Engineering)
Mistunori Watanabe, Kazunori Mitsuo (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words: Calibration Test, Mach Number Distribution, AGARD-B Standard Model

Abstract

We conducted annual wind tunnel calibration test on November in 2013 in JAXA 1m by 1m supersonic wind tunnel. Mach number distribution at test section and aerodynamic longitudinal forces of AGARD-B standard model were measured in this test campaign. Mach number distribution and aerodynamic longitudinal forces with roughness generally used in development test matched the past data. And we found the tendency of forebody axial force coefficient without roughness changed.

1. はじめに

2013年11月に、JAXA 1m×1m 超音速風洞において、気流検定試験を実施した。今回の気流検定試験において特筆すべき点は、気流検定のようなルーチンワークとして実施される試験は、業務委託として実施するという方針のもと、宇宙航空研究開発機構航空本部風洞技術開発センターにおける業務委託で実施された初めての風洞試験であったことである。これまで、気流検定試験は職員が直接実施してきた。この試験では、職員は試験計画とデータの確認のみを行った。この新しい試験体制において、気流検定試験を滞りなく実施できることが確認できたことは一つの成果である。

気流検定試験では、測定部の高さ方向のマッハ数分布と、AGARD-B 標準模型の縦3分力空力特性データの計測を行った。

2章に使用風洞について、3章に測定部マッハ数分布計測試験結果を、4章にAGARD-B 標準模型試験結果を、5章にまとめを示す。

2. JAXA 1m×1m超音速風洞¹⁾

図1に、JAXA 1m×1m超音速風洞（以下、本風洞）の鳥瞰図を示す。

本風洞は、マッハ数1.4～4.0で通風可能な吹き出し間欠式風洞である。測定部は高さ1m、横1mの正方形断面を持つ。通風時間は、30秒程度である。

3. 測定部マッハ数分布計測試験結果

測定部マッハ数分布計測試験は、図2に示す11

列型楕形ピトー管を用いた。試験ケースを表1に示す。計測結果を図3～図8に示す。ここで、縦軸は高さ方向の座標、横軸はマッハ数、実線は2013年度、破線は2007年度の計測結果である。また、縦の赤実線と赤破線はそれぞれ2013年度と2007年度の平均値、縦の青実線は2013年度計測結果の標準偏差の2倍を平均値に加減したものである。2007年度の結果と比較すると、測定部マッハ数平均値のシフト量は、マッハ数が高くなるにつれて小さくなる（図9）。測定部マッハ数の計測誤差（95%包括度不確かさ）²⁾は、マッハ数1.4で0.009程度、マッハ数2.0で0.005程度である。従って2013年度の計測結果は、2007年度の計測結果と比較して再現性を確認できた。

4. AGARD-B標準模型試験結果

図10～図12に、AGARD-B標準模型を示す。風洞試験では、胴体直径75mmの模型を使用した。試験条件を表2に示す。

ラフネス有りの代表ケースとして、マッハ数1.6、ロール角0°の縦3分力計測結果を、図13～図15に示す。計測結果は全てエラーバーの中に入っていたため、再現性を確認できた。他のマッハ数、ロール角におけるラフネス有りのケースでも同様の結果となった。

マッハ数2.0、ラフネス無しの試験では、全面軸力係数に、以前（2007年度以前）の計測結果と差が見られた（図16）。実線がラフネス無し、破線がラフネス有りの試験結果である。以前の

試験では、迎角0° 付近にドラッグバケットが見られたが、今回の試験では見られなかった。前面軸力係数の不確かさは、±0.0005程度なので、迎角0° 付近では不確かさの範囲を外れた試験結果となった。これは、気流の乱れ度の変化や、模型表面粗さの影響が考えられるが、結論は得ていない。但し、一般的な開発風洞試験では、ラフネスを使用して試験を実施するので、この場合の再現性は問題無い事が分かった。

5. まとめ

本風洞における2013年度気流検定試験結果を述べた。この試験では、測定部マッハ数分布計測試験と、AGARD-B標準模型の縦3分力計測試験を行い、前回の試験結果と比較した。この結果、以下の事が分かった。

- ・マッハ数分布は、全てのマッハ数条件で不確かさの範囲内で再現性が有った。
- ・AGARD-B標準模型の縦3分力は、全てのマッハ数、ロール角、ラフネス有り条件で不確かさの範囲内で再現性が有った。
- ・AGARD-B標準模型の縦3分力のマッハ数2.0、ラフネス無し条件では、前面軸力係数で迎角0° 付近に見られていたドラッグバケットが無くなった。
- ・AGARD-B標準模型試験結果から、気流の乱れ度の増加や模型の表面粗さの変化が生じた可能性が考えられる。この原因の特定が今後の課題である。
- ・但し、ラフネス有りの試験結果に良好な再現性が見られたことから、ラフネスを使用する一般的な開発風洞試験への影響は見られない。

謝辞

本気流検定試験における計測の不確かさは、永井伸治氏作成の計算ツールを使用した。末筆ながら、ここに感謝の意を表する。

参考文献

1. 宇宙航空研究開発機構航空本部風洞技術開発センター、「WINTEC 風洞利用のご案内 第2部 技術編 (JAXA 1.m×1m超音速風洞)」, 2010年
2. 永井 他,「超音速風洞での空力係数の不確かさ」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 54, No.634, pp.485-491, 2006

3. J. P. Hartzuiker, “A review of measurements on AGARD calibration models”, AGARDograph 64, 1961

表1 測定部マッハ数分布計測試験ケース

マッハ数	1.4, 1.6, 1.8, 2.0, 3.0, 4.0
前後方向計測範囲 (測定部中心基準)	-425mm, -190mm, 40mm, 275mm
高さ方向計測範囲 (測定部中心基準)	-400mm ~ +400mm

表2 AGARD-B標準模型試験ケース

マッハ数	ロール角[deg]	ラフネス
1.4	0, 180	有り
1.6	0, 180	有り
1.8	0	有り
2.0	0, 180	有り
2.0	0	無し
2.5	0	有り
3.0	0,180	有り

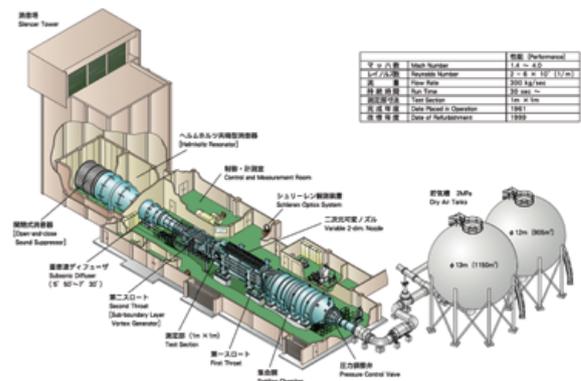


図1 JAXA 1m×1m超音速風洞鳥瞰図

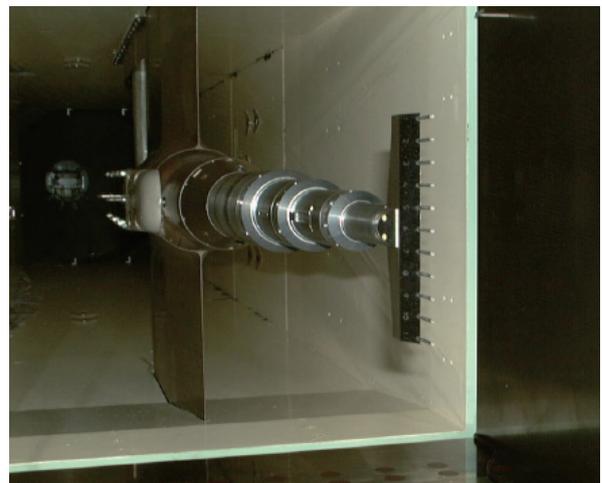


図2 11列型楕形ピトー管

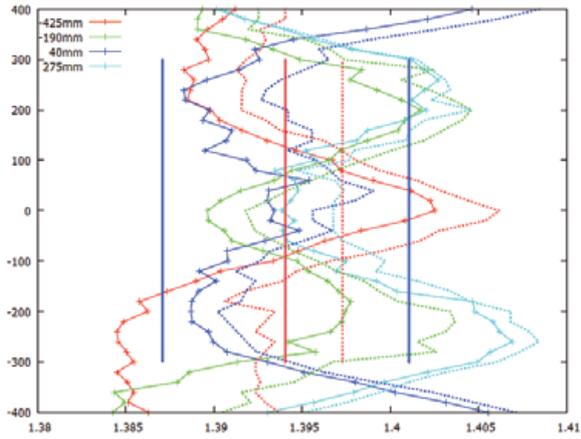


図3 マッハ数1.4マッハ数分布計測結果

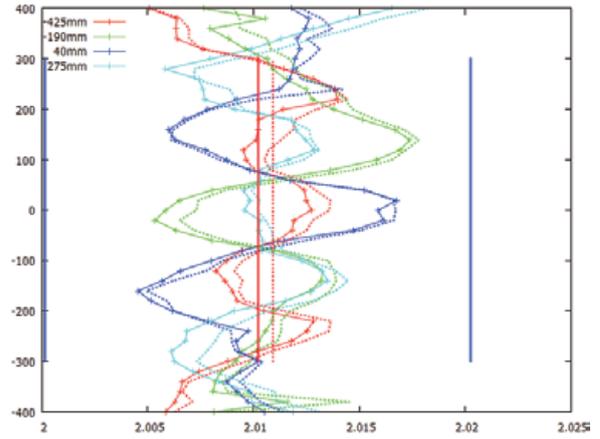


図6 マッハ数2.0マッハ数分布計測結果

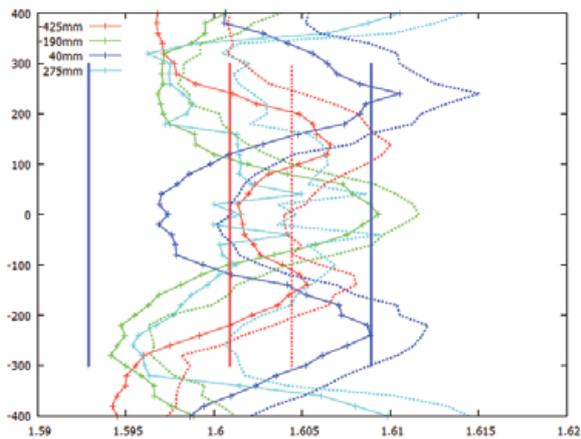


図4 マッハ数1.6マッハ数分布計測結果

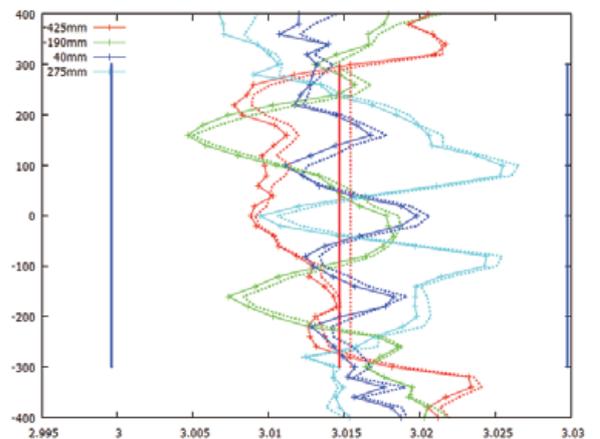


図7 マッハ数3.0マッハ数分布計測結果

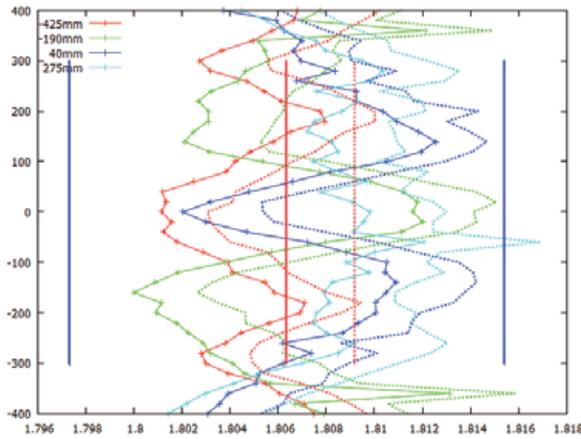


図5 マッハ数1.8マッハ数分布計測結果

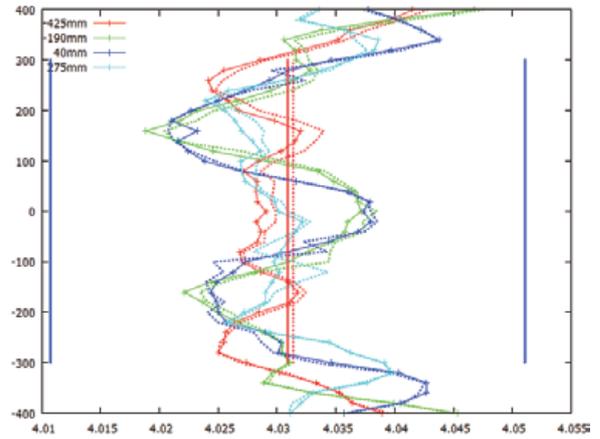


図8 マッハ数4.0マッハ数分布計測結果

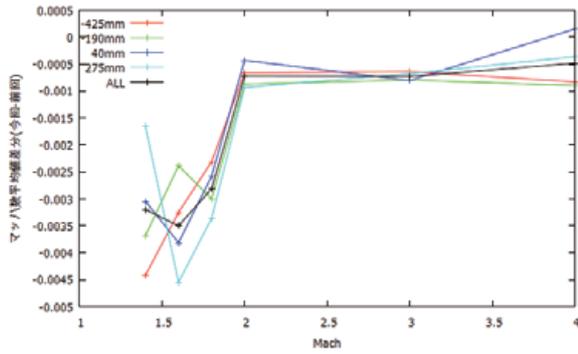


図9 マッハ数平均値差分

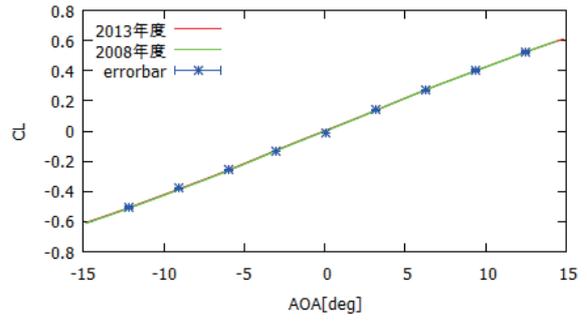


図13 揚力係数

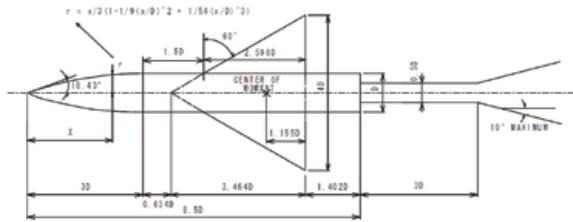


図10 AGARD-B標準模型概要図³⁾

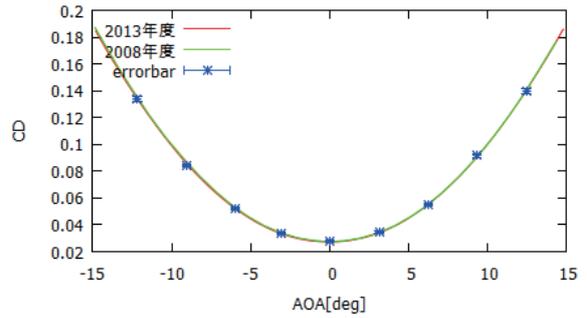


図14 抵抗係数



図11 AGARD-B標準模型設置状態

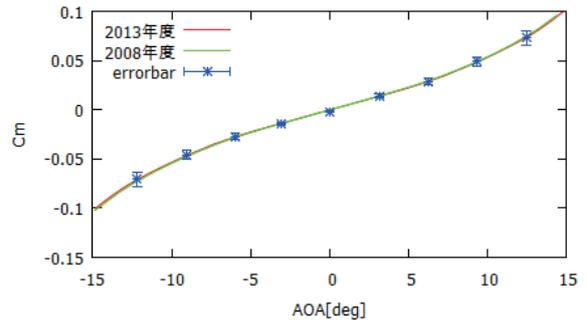


図15 ピッチングモーメント係数

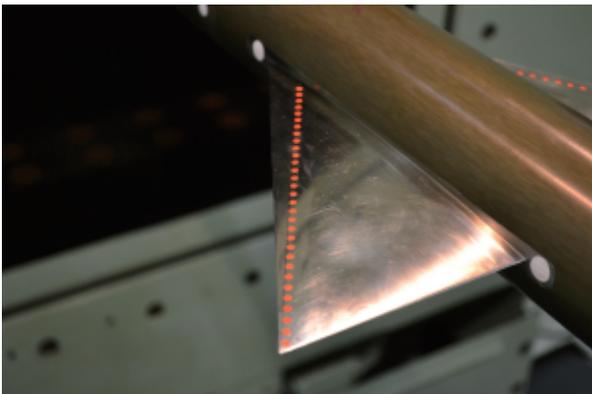


図12 AGARD-B標準模型ラフネス設置状態

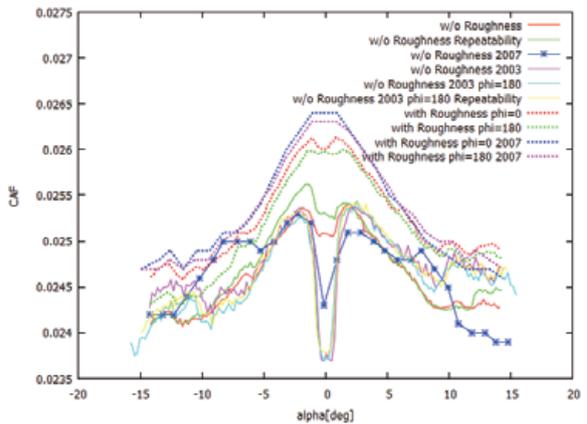


図16 ラフネス無し，前面軸力係数比較