

衝撃風洞 新模型支持装置による HB-2 標準模型試験

津田尚一、渡利實（宇宙航空研究開発機構）

Force Tests of HB-2 Standard Model with a New Model Support System in the JAXA 0.44m Hypersonic Shock Tunnel (HST)

Shoichi TSUDA and Minoru WATARI (JAXA)

Abstract

Comprehensive HB-2 standard model tests are underway in the hypersonic wind tunnels in JAXA. The HB-2 force/moment test in Mach 10 flow was conducted in the 0.44m Hypersonic Shock Tunnel (HST) with a new model support system. Vibration acceleration that is contaminated in the force/moment measurements was eliminated applying "Oscillation identification technique". The results of longitudinal characteristics were different from those obtained at the 1.27m Hypersonic Wind Tunnel (HWT2). The sting bar of a new model support system seemed harmful. A significant improvement was observed when a wedge-type cover is attached to the bar. However, unsymmetrical feature still remains in the axial force. Detailed flow investigation with a new model support system is urgent.

Keywords : Hypersonic Shock Tunnel, HB-2 Standard Model, Force Test, Base Pressure

1. はじめに

JAXA 極超音速風洞セクションは、マッハ数5、7、9の試験が可能な0.5m 極超音速風洞 (HWT1)、マッハ数10の1.27m 極超音速風洞 (HWT2)、そして、マッハ数10、12の0.44m 極超音速衝撃風洞 (HST) の3つの極超音速風洞を擁している。

これら3つの極超音速風洞を同一標準模型で統一的に評価するためにHB-2標準模型を使った力計測試験を実施中である。HWT2でのHB-2標準模型試験は2001年4月に実施され、既に報告書として発行されている。今回、HB-2標準模型を通じてHSTを評価するため新たにマッハ数10の力試験を実施した。

2. 試験装置

2.1 模型支持装置

0.44m HST全体の概略図を図1に示す。今回の試験に用いた新模型支持装置の概観を図2に示す。左右の両輪が50mm x 50mmの角柱形状の支持バーと直径30mmの丸棒で結合されている。支持バー中心部でスティングを

支え、その先端に天秤と模型を取付ける。

まず、新模型支持装置を上記の形態で試験を実施した。その結果、同装置の支持バーが気流特性に与える影響が相当大きいことが分かり、支持バーにウエッジ型カバー（半頂角、約24度）を取り付け、丸棒は除去して試験を再度、実施した。前者を「オリジナル形態試験」、後者を「クリーン形態試験」と呼ぶ。

2.2 模型、内挿天秤

今回の試験に用いたHB-2標準模型写真を図3に示す。全長が196mm、基準胴体直径:40mmのアルミ製である。模型のスカート部後背部には6分力内挿天秤軸上にベース圧測定用のKuliteセンサーを2個対称位置に配した。内挿天秤は日章電機製のLMC-6522-15/Z60Sである。データ取得は、2005年3月に導入したデータ処理装置WE7000システムにより行った。

3. 試験

3.1 試験手順

模型は模型先端から100mmの位置が模型支持装置の

回転中心に一致するよう取付けた。次いで、模型支持装置の位置は、迎角ゼロ時の模型先端がノズル出口端から100mmに位置するよう設置した。迎角範囲は「オリジナル形態試験」、「クリーン形態試験」のいずれも±22度である。

3.2 振動同定除去法によるデータ処理

通風データに重畳する模型振動慣性力を除去する方法として渡利が開発した振動同定除去法²⁾を用いた。振動慣性力のほとんどは減衰単振動で占められている。それゆえ、天秤出力は空気力と減衰単振動慣性力から成ると仮定する。空気力は動圧に比例し、動圧は澱み点圧力 P_0 に比例する。したがって、空気力は澱み点圧力に比例すると仮定する。振動慣性力は指数的に減衰する正弦波で近似する。それ以外の高調波振動慣性力等はノイズと考える。天秤出力の計算値 F_c は以下になる。ここで、5ケの係数 c_i を調整して天秤出力測定値 F_m と一致するように決めて（同定：Identification）やれば空気力と振動慣性力を分離できたことになる。

$$F_c = c_1 P_0 + c_2 \exp(c_3 t) \sin(c_4 t + c_5) \quad (1)$$

天秤出力計算値と天秤出力測定値との二乗誤差積分 E をとり、係数調整により二乗誤差積分を最小にすることを考える。アルゴリズムとしては、二乗誤差積分に対する調整係数の微分がゼロになるように、調整係数修正量 Δc_i をNewton-Raphsonの逐次近似法を用いて解く。

$$E = \int (F_c - F_m)^2 dt \quad (2)$$

$$\frac{\partial E}{\partial c_i} = \left[\frac{\partial E}{\partial c_i} \right]_0 + \left[\frac{\partial^2 E}{\partial c_i \partial c_j} \right]_0 \Delta c_j = 0 \quad (3)$$

$$\Delta c_j = - \left[\frac{\partial^2 E}{\partial c_i \partial c_j} \right]_0^{-1} \left[\frac{\partial E}{\partial c_i} \right]_0 \quad (4)$$

$$c_{i,new} = c_{i,old} + \Delta c_i \quad (5)$$

収束は非常に速くて、通常4、5回の繰り返して二乗誤差積分に対する調整係数の微分値は十分ゼロになる。逆行行列計算はGauss-Jordanの掃出法を用いた。取得した通風データから、軸力 F_x 、垂直力 F_z 及びピッチングモーメント M_y について振動同定除去法を適用した例を図4に示す。

3.3 無次元空力係数

無次元の軸力係数 C_A 、ベース圧補正したForebody軸力係数 C_{AF} 、垂直力係数 C_N 、ピッチングモーメント係数 C_m を次式で定義する。

$$C_A = \frac{F_x}{qA} \quad (6)$$

$$C_{AF} = \frac{F_x - (P_\infty - P_b)A_b}{qA} \quad (7)$$

$$C_N = \frac{F_z}{qA} \quad (8)$$

$$C_m = \frac{-M_y + F_z(x_c - x_b)}{qAd} \quad (9)$$

ここで、 A 代表面積（前部胴体断面積 $A = \pi d^2/4$ ）、 A_b ベース面積、 d 代表長さ（前部胴体直径 $d = 0.04\text{m}$ ）、 x_c 模型中心位置、 x_b 天秤中心位置である。ベース圧 P_b は二つの測定値 P_{b1} 、 P_{b2} の平均値を用いた。動圧 q 、静圧 P_∞ は、澱み点圧力 P_0 、澱み点温度 T_0 、およびマッハ数 M を用いて不完全気体変化式³⁾により求めた。

4. 試験結果

4.1 オリジナル形態試験結果

高圧管/低圧管の初期圧力設定が $P_4/P_1 = 4\text{MPa} / 0.02\text{MPa}$ のケースについてオリジナル形態試験縦三分力の結果を図5に示す。このケースのレイノルズ数、粘性干渉パラメータ値は、代表長を前部胴体直径として、 $Re = 6.2 \times 10^4$ 、 $M/\sqrt{Re} = 0.04$ である。比較のため、HWT2でのHB2標準模型試験¹⁾から粘性干渉パラメータ値が本試験値に一番近い、澱み点圧力 1MPa の試験結果（ $M/\sqrt{Re} = 0.032$ ）を併せて示す。

軸力 C_A の結果図にはベース圧補正前後の結果を示す。ベース圧補正量が非常に大きいことが分かる。ベース圧と迎角の関係を図6に示す。オリジナル形態のベース圧は○印で示すが、平均値は350Pa前後、迎角20度付近では500Paを超える。同図に示した静圧（+印）は推算値で約60Paである。ベース圧は通常、静圧より低いのが普通である。さらに、迎角に対する変化はスムーズでなく非常にバラツキていることが分かる。垂直力係数 C_N 、ピッチング係数 C_m についてもHWT2での実験結果とはかなり異なる特性を示す。

これらの不一致の主要な原因を模型支持装置両輪間の支持バーの影響と推測した。支持バーにより塞止され発生した高い圧力がスティング周りの亜音速の境界層内を逆流し、模型ベース圧を上昇させ、さらに模型後部周辺の流れを歪めているものと思われた。そこで、図7に示すウエッジ形状カバーをアルミ板で製作、支持バーの前面に取付け、丸棒は撤去した。

4.2 クリーン形態試験結果

クリーン形態で得られた縦三分力の結果を図8に示す。垂直力係数 C_N 、ピッチング係数 C_m についてはドラステ

ティックに様相は変わり、HWT2での実験結果とほとんど一致する特性を得た。ベース圧も図6の□印で示すように激減し、ほぼ妥当な10Pa前後になり、ベース圧補正量は大幅に減った。軸力係数の迎角変化に対する特性もかなりスムーズな形になった。しかし、軸力係数 C_A についてはまだ二つの問題点が存在する。

- 1) 軸力の値が小さい。
- 2) 迎角変化に対する非対称性がある。

1)に関しては、(旧模型支持装置を用いた)予備的試験実施時に得た結果に比べて5-10%小さい。今回、データ処理に用いたマッハ数校正結果は旧模型支持装置を用いて得たものである。新旧模型支持装置の測定部環境はかなり異なるように見える。新模型支持装置のマッハ数校正試験が必要である。

2)に関しては、新模型支持装置でのマッハ数空間分布に鉛直方向の歪みがある可能性がある。

現在、旧模型支持装置によるマッハ数校正結果を新模型支持装置環境の試験にも適用しているが、早急に新模型支持装置環境の気流特性の確認が必要である。

5. まとめ

振動同定除去法を適用したHB2標準模型試験を0.44m極超音速衝撃風洞で実施した。データ処理法として振動

同定除去法は予期通りの有効性を発揮した。本試験を通じて新模型支持装置の問題点が明らかになった。

支持バーの問題はウェッジカバーでかなり改善され、垂直力特性、ピッチング特性はほとんど問題ないところまで改善される。しかし、軸力特性については値が少し小さいこと、及び迎角について非対称性を示す問題点を有する。

新模型支持装置環境での気流特性を確認し、模型支持系の気流への影響等を検討した後、再度HB-2標準模型試験を実施することを考えている。

参考文献

- 1) Shigeru Kuchi-Ishi et al. ; Comparative Force/Heat Flux Measurements between JAXA Hypersonic Test Facilities Using Standard Model HB-2 (Part 1:1.27m Hypersonic Wind Tunnel Results)
JAXA RR-04-035E (2005/3)
- 2) 渡利實;振動同定除去法による衝撃風洞計測データからの空力6分力の推定 第73回風洞研究会議論文集
JAXA SP-04-014 (2005/3)
- 3) Ames Research Staff ; Eqns, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA Report 1135 (1948)

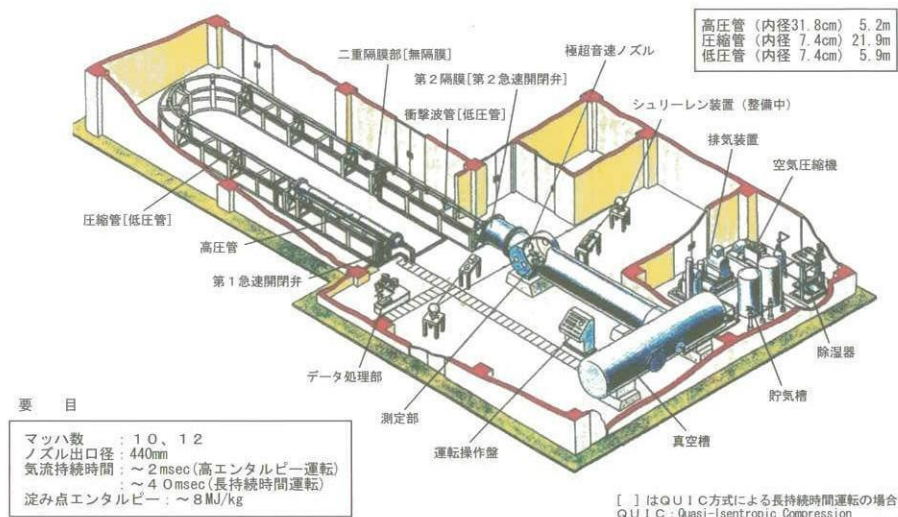


図1 JAXA 0.44m HST 概略図

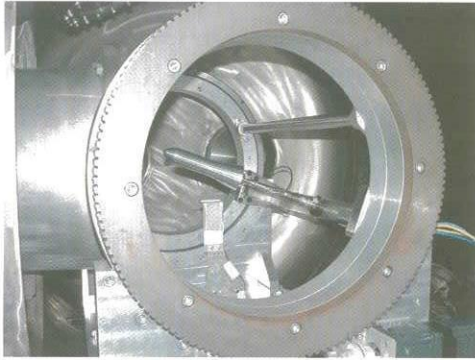


図2 新模型支持装置（オリジナル形態）

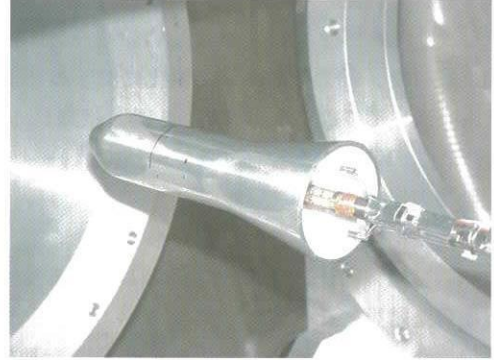


図3 HB-2 標準模型

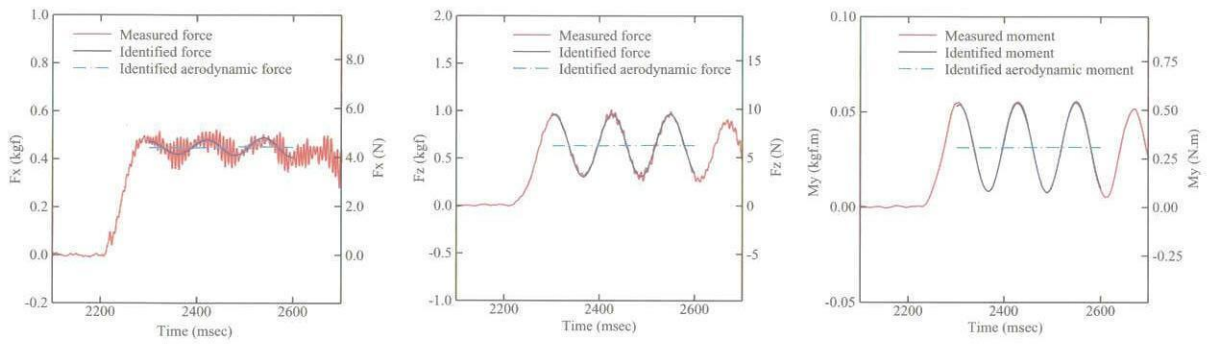


図4 振動同定除去法の適用例

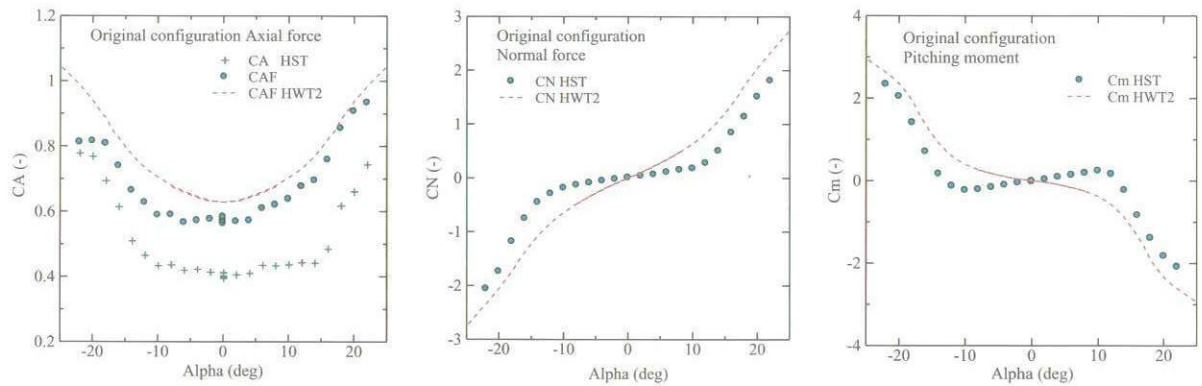


図5 オリジナル形態での縦3分力

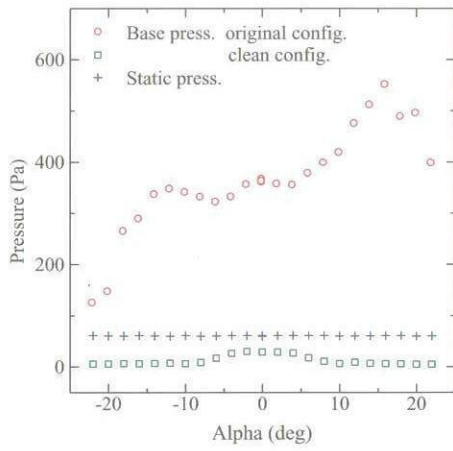


図6 ベース圧力と迎角の関係

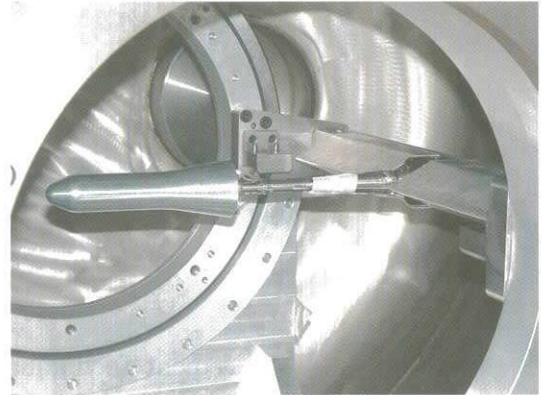


図7 新模型支持装置 (クリーン形態)

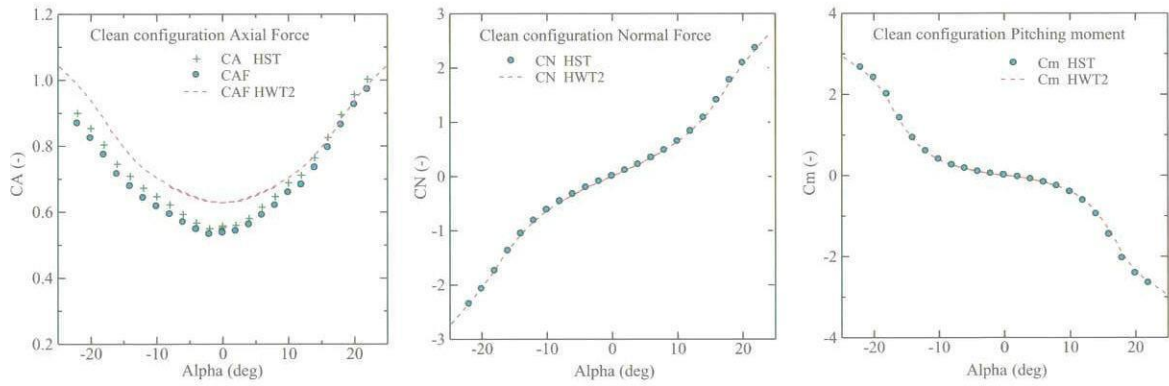


図8 クリーン形態での縦三分力