

HB-2形状標準模型を用いた高温衝撃風洞

An Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Standard Model HB-2 at High Enthalpy Shock Tunnel (HIEST)

○佐藤和雄、小室智幸、丹野英幸、植田修一、伊藤勝宏、口石 茂、渡辺重哉 (航技研)

Kazuo SATO^{*1}, Tomoyuki KOMURO^{*1}, Hideyuki Tanno^{*1}, Shuichi UEDA^{*1},
Katsuhiko ITOH^{*1}, Shigeru KUCHI-ISHI^{*2}, Shigeya WATANABE^{*2}

*1 National Aerospace Laboratory of Japan, Kakuda Space Propulsion Laboratory,
1 Koganesawa, Kimigaya, Kakuda, Miyagi 981-1525, Japan

*2 National Aerospace Laboratory of Japan,
7-44-1 Jindaiji-Higashi, Chofu, Tokyo 182-8522, Japan

Abstract

Force measurement test of a standard model HB-2 was conducted at the high enthalpy shock tunnel HIEST. The result obtained at lowest enthalpy condition, in which real gas effect is supposed to be negligible, was compared with the blowdown type hypersonic wind tunnel HWT1 and a good agreement was obtained at zero angle of attack. Real gas effect was also studied by changing stagnation enthalpy up to 11MJ/kg and the significant decrease in axial force with increase in stagnation enthalpy was observed.

1. まえがき

航空宇宙技術研究所では各種の風洞設備における試験データの高精度化と風洞の気流条件が部分的に重複する風洞間においてその試験データの連続性の評価を行うことを目的として標準模型による風洞試験を進めている。これは、広範囲な飛行速度域を飛行する宇宙往還機等の飛行体の設計に際し、飛行条件に応じた各種風洞設備における試験を実施することから、風洞間におけるデータの連続性を明確にしておくことが必要となる。ここでは、極超音速領域を試験範囲とする 1.27m 極超音速風洞 HWT1、0.44m 極超音速衝撃風洞 HST 及び高温衝撃風洞 HIEST を対象として、これら風洞間における対応風洞試験が、軸対称型の HB-2 形状標準模型を用いて行われている。本報告では、その一環として、高温衝撃風洞 HIEST¹⁾で行った同模型の3分力/空力加熱試験のうち軸力計測を対象とした試験結果及び 1.27m 極超音速風洞 HWT1 の試験結果との対比について述べる。又、HIESTにおける空力加熱試験結果に関しては参考文献 2) に述べられている。

2. HB-2形状標準模型と3分力計測天秤

HB-2 形状標準模型、3分力計測天秤及びスティングの組付け状態を図1に示す。同標準模型の形状は先端が半径 30mm の鈍頭形状で、半頂角 25 度の円錐部を経て直径 $d=100\text{mm}$ の円筒部及び半頂角 10 度の円錐形状から成る。全長は 490mm、最大直径 160mm、質量 4.78kg の軸対称形状模型である。各部の形状寸法は円筒部直径 d を基準として定められる。³⁾ HB-2 形状標準模型の力計測に使用した天秤は軸力の計測精度を確保するため、十字一列型3分力空力計測天秤⁴⁾を用いた。同天秤はスティングと一体構造となっており、天秤容量は軸力 980N、垂直力 4900N 及びピッチングモーメント 147Nm である。天秤静検定から得られた軸力、垂直力及びピッチングモーメントの主係数 k_{rx} 、 k_{rz} 及び k_{M_y} はそれぞれ 11793N/mV、10803N/mV 及び 47.523Nm/mV である。天秤中心は模型先端から 290mm の軸心上にある。軸力の加速度補正に用いる加速度センサー G は天秤中心から前方 110mm の模型・天秤取付けアダプタ先端面に対して、加振方向が軸力方向と一致するように2個取付けた。加速度センサー G (ENDEVCO 社製 2250A-10) の物理量変換係数は 10.22mV/G である。

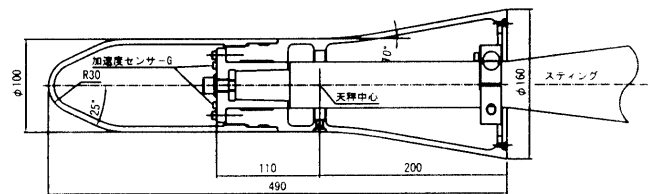


Fig.1 Standard model HB-2, force balance and sting

3. 天秤・模型動検定

図2は模型先端に 1000N の破断棒を用いて、模型を軸力方向に牽引し破断させた場合の天秤・模型動検定における天秤軸力 f_x と軸力方向加速度 G の変化を示す。天秤軸力 f_x と加速度 G は逆相であり、軸力方向に自由振動を形成している。天秤軸力の主振動数は 1.22kHz であり、検定から求めた模型の等価慣性質量 m は 6.25kg である。この等価慣性質量の計測値は本体質量 4.78kg に天秤取付け部約 1.5kg を付加した値にほぼ一致している。図3は天秤軸力 f_x と等価慣性質量 m を用いて加速度補正を行い再構築した軸力 $F_x=f_x+mG$ を示す。軸力 $F_x=1000\text{N}$ の力を受けて破断後、軸力 F_x がほぼ 0 となることから、本補正が振動を伴う短時間力計測に対して有効であることを示す。

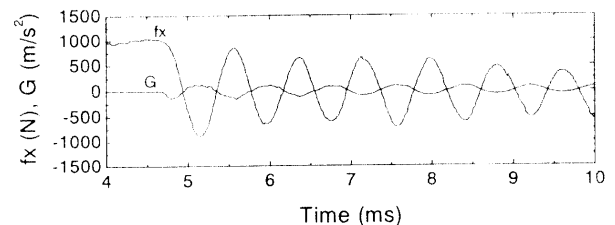


Fig.2 Axial force calibration

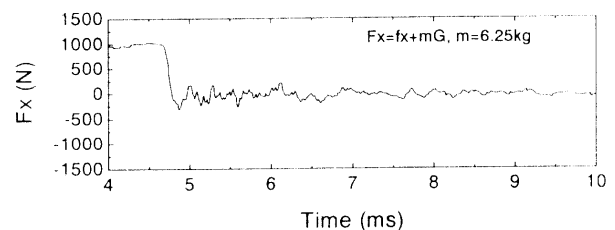


Fig.3 Axial force compensated with acceleration

4. 試験結果

今回の試験条件はよどみ点エンタルピ $Ho=4MJ/kg$ 、 $Ho=8MJ/kg$ 及び実在気体効果の影響が著しくなると予想される $11MJ/kg$ について行った。表 1 にマッハ数とレイノルズ数を示す。 $Ho=4MJ/kg$ の条件はよどみ点温度が約 $3000K$ であり、実在気体効果が十分小さいので、他のブローダウン方式による長秒時風洞試験との比較が可能な Hiest の試験条件である。ノズルはスロート径が $40mm$ 及び $50mm$ 、出口径が $1.2m$ 、半頂角 12 度のコニカルノズルを使用した。模型迎角は 0 度である。図 4 に $Ho=8MJ/kg$ における天秤軸力 fx 、等価慣性質量 \times 加速度 mG 及び加速度補正を施した軸力 Fx の時間履歴を示し、図 5 に試験気流のピトー圧力の時間履歴を示す。ピトー圧力がほぼ静定する $2.5 \sim 4.5ms$ の試験区間で、約 $270N$ のほぼ一定な軸力 Fx が生じている。図 6 は加速度補正後の軸力 Fx をピトー圧力の $1/2$ で近似した動圧と模型円筒部断面積で除した軸力係数 CA を示す。試験区間 $2.2 \sim 4.2ms$ で CA はほぼ一定となり、区間平均値は 0.558 となる。図 7 は Hiest 試験における CA と $1.27m$ 極超音速風洞 HWT1 において同一形状模型を用いて実施した $Ho=1MJ/kg$ ($Po=1MPa, M=9.5, Red=1.0E+5$) の風洞試験における CA の結果を粘性干渉パラメータ $C^{1/2}M/Red^{1/2}$ を横軸にして示す。ここで、 M はマッハ数を示し、レイノルズ数 Red は模型円筒部直径に対するレイノルズ数、 $C=1$ である。また、図中には参考データとして米国 AEDC 文献³⁾におけるグラフ読取りデータ(○)も示す。 $C^{1/2}M/Red^{1/2}$ が約 0.033 において、 $Ho=4MJ/kg$ における Hiest データ(▲)のばらつきは $-2.0\% \sim 3.5\%$ と HWT1 (□) に比べ大きいもののほぼ一致しており、実在気体効果が影響しないエンタルピ領域で両風洞間の CA は粘性干渉パラメータで対応づけられた。また、 $Ho=4MJ/kg$ の Hiest 及び HWT1 の CA は AEDC におけるデータの傾向とも一致している。一方、 $Ho=8MJ/kg$ (■) 及び $11MJ/kg$ (●) の Hiest データはこの傾向よりも低くなっており、 $11MJ/kg$ の平均値は粘性干渉パラメータが近い $4MJ/kg$ の値より約 17% 減少している。このエンタルピに対する CA の変化について、粘性干渉効果の寄与を分離し実在気体効果を抽出して評価するため、 $CA=完全気体 CA(CA,ideal)+粘性干渉効果(\Delta CA,v)+実在気体効果(\Delta CA,real gas)$ と仮定し、 $CA,ideal+\Delta CA,v$ は $Ho=1MJ/kg$ における HWT1 及び $C^{1/2}M/Red^{1/2}<0.05$ の AEDC の CA から線形近似により $CA,ideal+\Delta CA,v=.55618+2.50477C^{1/2}M/Red^{1/2}$ を求め、実在気体効果 $\Delta CA,real gas$ を算出した。その結果を図 8 に示す。 $\Delta CA,real gas$ はエンタルピの増加とともに負の方向に大きくなり、分子解離による模型前方円錐部及びフレア部における斜め衝撃波背後の圧力低下が CA を減少させた一因として有力と考えられる⁵⁾。

5. まとめ

高温衝撃風洞 Hiest において HB-2 形状標準模型を用いてノズル貯気槽よどみ点エンタルピ $4MJ/kg \sim 11MJ/kg$ の試験を実施した。そして、 $1.27m$ 極超音速風洞 HWT1 との比較を低エンタルピ条件で行った。その結果、(1) $Ho=4MJ/kg$ における Hiest と $Ho=1MJ/kg$ における HWT1 の CA は粘性干渉パラメータに対してほぼ一致した。(2) Hiest の CA について粘性干渉効果を分離し実在気体効果を評価した結果、実在気体効果は Ho の増加に応じて負の効果が大きくなる傾向を示した。

参考文献

1) 宮島博:大型衝撃風洞 Hiest の設計の特徴, 第 58 回風洞研究会議, 1997.

Table 1 Test conditions

Ho MJ/kg	Po MPa	ノズルスロート 径 Dth mm	マッハ数 M	レイノルズ数 Red
4	15	40	9.9	9.0E+4
8	45	40	8.1	8.3E+4
8	45	50	7.6	1.2E+5
11	30	40	7.8	4.5E+4

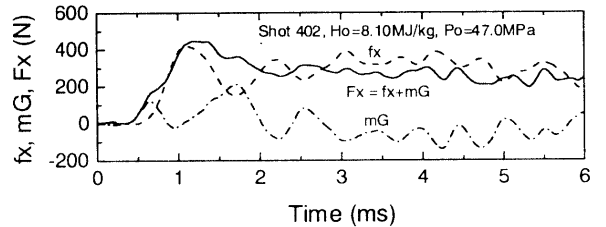


Fig.4 Traces of the axial force at $Ho=8MJ/kg$

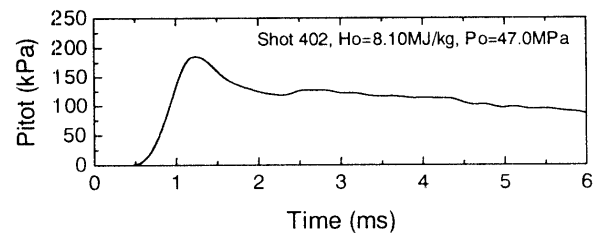


Fig.5 Trace of the Pitot pressure at $Ho=8MJ/kg$

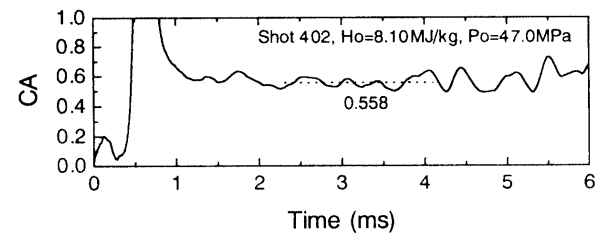


Fig.6 Trace of the axial force coefficient at $Ho=8MJ/kg$

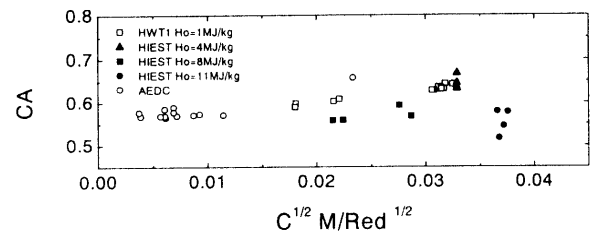


Fig.7 Axial force coefficient for Hiest and HWT1

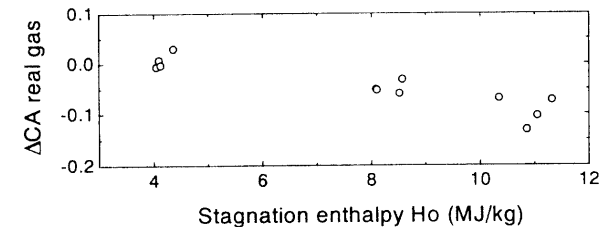


Fig.8 Real gas effect to stagnation enthalpy

2) 口石茂,他 6名: HB-2 形状標準模型を用いた高温衝撃風洞(Hiest) 3 分力/空力加熱測定試験 (その 1: 空力加熱試験結果), 平成 13 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp105-108, 2002.
 3) J. D. Gray: Summary Report on Aerodynamic Characteristics of Standard Models HB-1 and HB-2, AEDC-TDR-64-137, July 1964.
 4) 伊藤勝宏,他 7名:HOPE-X の高エンタルピ力計測試験について, 平成 10 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp473-476, 1999.
 5) 伊藤勝宏,他 4名:Hypersonic Aerodynamic Research of HOPE using High Enthalpy Shock Tunnel, AIAA-01-1824, April 2001.