

鈍頭円錐模型の高エンタルピ空力試験

An Experimental Study of Force Measurements of Blunt Cone Models in High Enthalpy Shock Tunnel HIEST

総合技術研究本部 複合推進研究グループ 高温衝撃風洞セクション
Institute of Aerospace Technology Combined Propulsion Research Group
High Enthalpy Shock Tunnel Section

佐藤和雄、小室智幸、高橋政浩、橋本時忠、丹野英幸、伊藤勝宏
Kazuo SATO, Tomoyuki KOMURO, Masahiro TAKAHASHI, Tokitada HASHIMOTO,
Hideyuki TANNO, Katsuhiro ITOH

Abstract

In the present paper, Two blunt cone models with 15 degrees of half angle were tested in a high enthalpy shock tunnel to investigate fundamental real gas effect on high enthalpy aerodynamic characteristics. The curvature radius of the tip of model are $R=20\text{mm}$ and $R=50\text{mm}$. The tests were carried out at 4MJ/kg - 14MJ/kg of stagnation enthalpy and the axial forces were measured by the force balance with acceleration compensation. The present results were compared with the results obtained by calculation of CFD. From the comparison between the experimental results and the results of CFD the real gas effect on axial force was discussed.

1. はじめに

大気圏再突入時の宇宙往還機やスクラムジェットを推進エンジンとするスペースプレーンの機体及びエンジンは、超高速飛行に伴う衝撃波により圧縮加熱され周囲が高温状態となって高エンタルピ流に曝される。この飛行体周りの衝撃波層内では気体温度が上昇するため、酸素分子や窒素分子の解離及び分子振動が起こる。更に、解離原子が機体周りを通る間にその一部は再結合しつつ化学非平衡流れとなる。このような複雑な流れ場における実在気体効果は機体の熱空力特性及び空力特性に影響する。このため、機体周囲の化学非平衡流れを解明し特性評価することは機体設計上重要となる。本研究は平成15年度より高温衝撃風洞 HIEST¹⁾を用いて基本形状模型の空力試験を実施し高エンタルピ領域における化学非平衡流れ場の空力特性の研究を進めており、模型形状に対する実在気体効果の影響を解明することを目標としている。今回は鈍頭円錐形状を供試模型とし、鈍頭の曲率半径を変えることで模型形状を変化させ衝撃波層内の化学非平衡流れ場における軸力への影響を調べる空力試験を実施した。

2. 研究の概要

平成17年度は以下の供試模型に対して軸力計測試験を行い空力特性を調べ CFD と比較した。

2. - 1 供試模型

図1、図2に供試模型を示す。両模型は半頂角15度、底面直径200mmの鈍頭円錐形状模型である。先端鈍頭部の曲率半径はそれぞれ20mm及び

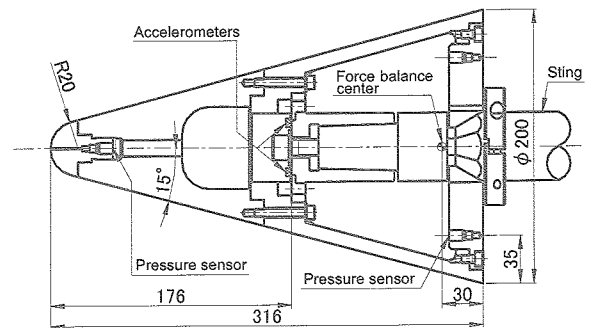


Fig.1 R20 blunt cone model

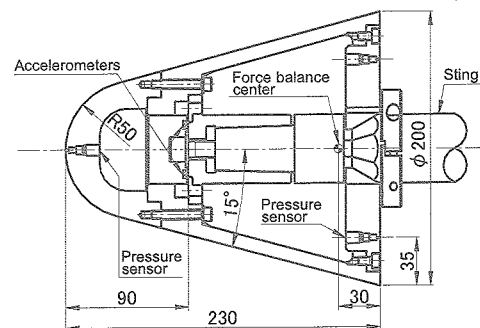


Fig.2 R50 blunt cone model

50mmであり、2.5倍の違いを設けた。全長はそれぞれ316mm及び230mmである。両模型の材質は、高力アルミニウム合金 JIS A7075(主成分 Al-Zn-Mg)を使用した。又、両供試模型を曲率

半径の違いによりそれぞれ R20 及び R50 模型と呼ぶ。模型本体、模型-天秤取り付けアダプタ及び締結ネジを含む R20 及び R50 模型の質量はそれぞれ 6.63kg 及び 6.04kg である。模型先端及び背面には圧力センサ (Kulite 社製 XCL-100-100A, XCL-100-25A) を設けた。

2. - 2 力計測天秤

供試模型の力計測には十字一列型 3 分力空力天秤 ω を用いた。同天秤はスティングと一体構造となった高剛性天秤であり、歪みゲージが装着されている天秤中心は模型内部に位置する。天秤の主要諸元を表 1 に、今回計測の対象となる軸力の静荷重検定結果を図 3 に示す。軸力の直線性はほぼ $\pm 1\%$ である。

Table.1 Three-component aerodynamic force balance performance

	Capacity	Sensitivity k
Axial force Fx	980N	11.746kN/mV
Lift force Fz	4900N	10.803kN/mV
Pitching moment My	147Nm	47.523Nm/mV

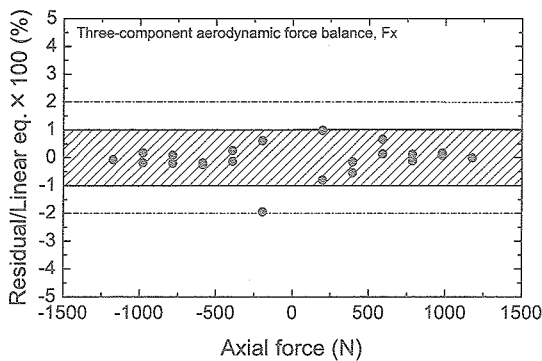


Fig.3 Static load calibration of Fx

高温衝撃風洞試験では試験時間が数 ms と短いため、同天秤で得られた軸力出力 kx は模型・天秤・スティングの振動が付加された振動出力となる。これより軸力 f を抽出するには軸力方向の加速度 a を計測し加速度補正 $f=kx+ma$ を行うことが必要となる。このため、天秤中心から前方 110mm の模型-天秤取り付けアダプタ端面に加振方向が軸力方向と一致するように加速度センサ (ENDEVCO 社製, 2250A-10) を 2 個対称位置に取付けた。ここで、 m は模型の等価慣性質量である。

2. - 3 動荷重検定

模型の等価慣性質量 m は模型を天秤に取り付けた状態でインパクトハンマ打撃手法と破断棒手法の両動荷重検定により同定した。インパクトハン

マ打撃手法は模型先端をインパクトハンマ (PCB 社製, 086C03) で軸力方向に打撃し荷重を付加する方法であり、破断棒手法は模型先端に破断棒を取付け軸力方向に牽引し破断させて荷重を模型に付加する方法である。破断棒は 700~1000N 破断棒を使用した。等価慣性質量 m はこれらの検定から FFT 処理により、天秤の軸力出力 kx と加速度 a の主振動数における振幅比として同定した。図 4、5 に風洞試験前後に実施した R50 模型の動荷重検定結果を平均 m からの偏差として加速度センサ $a1$ 、 $a2$ について示す。主振動数は 1.13~1.14kHz であり、偏差は $a1$ 及び $a2$ でそれぞれ $\pm 2\%$ 及び $\pm 1.5\%$ である。 $a1$ 及び $a2$ における平均 m はそれぞれ $m1=7.36\text{kg}$ 及び $m2=7.81\text{kg}$ である。

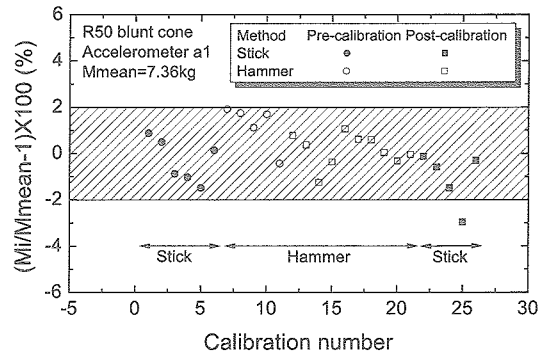


Fig.4 Dynamic load calibration of Fx to accelerometer a1 for R50 blunt cone model

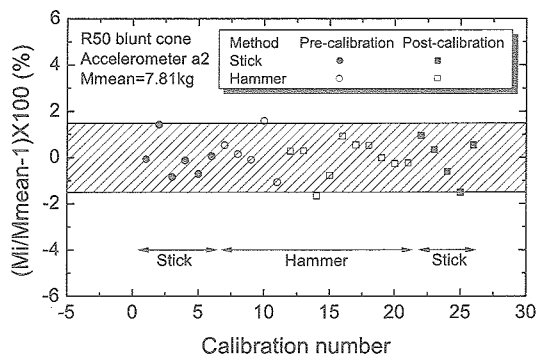


Fig.5 Dynamic load calibration of Fx to accelerometer a2 for R50 blunt cone model

R20 模型は破断棒手法のみの動荷重検定であるが、主振動数は 1.10kHz であり、偏差は $a1$ 及び $a2$ とともに $\pm 1.5\%$ である。R20 模型の $m1$ 及び $m2$ はそれぞれ 7.88kg 及び 8.32kg である。両模型ともに $m1$ と $m2$ は一致せず $m2$ が $m1$ より大きい傾向を示した。このため試験時における加速度補正量 ma は各補正量の平均 $(m1a1+m2a2)/2$ とした。この原因については加速度センサ取付け状

態の不均一性等が考えられるが特定されていない。

2. - 4 試験設備及び試験条件

本試験は宇宙航空研究開発機構 JAXA が所有する大型高温衝撃風洞 HIEST¹⁾で実施した。ノズルは出口径 800mm、スロート径 50mm、ノズル膨張面積比 256 のコンタノズルを用いた。試験条件及び試験気流の状態を表 2 に示す。試験気流の状態は準一次元化学非平衡流計算コード(NENZF)³⁾を用いて計算した。

Table2. Test conditions and flow condition

Stagnation enthalpy Ho (MJ/kg)	Stagnation pressure Po (MPa)	Static pressure P1 (kPa)	Static temperature T1 (K)	Velocity V (m/s)	Mach number M	Reynolds number Re (m)
4	13	1.2	340	2730	7.4	1.7E+06
7	18	2.1	650	3420	6.8	1.2E+06
10	17	2.5	1060	4050	6.3	7.5E+05
12	17	2.4	1180	4260	6.2	6.4E+05
14	17	2.5	1340	4590	6.2	5.5E+05

2. - 5 CFD

CFD は R20 及び R50 模型形状前面の鈍頭部と円錐部を計算対象としており、背面は計算対象から除く。以下に CFD の計算内容を示す。

支配方程式：軸対称 Navier-Stokes 方程式

流れ：層流を仮定

計算格子数：101×80 点

差分法：対流項;AUSMD/V、粘性項;中心差分

時間積分：LUSGS 陰解法

反応モデル：Dunn-Kang model

反応化学種：N,O,N₂,O₂,NO,NO⁺,E⁻

熱モデル：熱的平衡を仮定、1 温度モデル

壁条件：300K 等温触媒壁

3. 成果の概要

3. - 1 短時間力計測結果

淀み点エンタルピ Ho=10MJ/kg 試験条件における R20 模型の天秤軸力 kx、加速度補正量 ma 及び軸力 f=kx+ma の時間履歴を図 6 に示す。kx と ma の位相は逆位相であり、天秤の振動に対して加速度が追従している。軸力 f は約 2ms から加速度補正により平滑化され、静定時 3ms で約 420N の軸力を示す。この軸力値は CFD で求めた軸力値 CFD,f にほぼ近い値となっている。図 7 は同条件におけるピトー圧力と軸力係数 CA の時間履歴を示す。ここで、CA は軸力 f をピトー圧力 P_{pitot} から導出した気流動圧 q と鈍頭円錐模型の底面積 A で除して求めた。又、ρu² の係数は実在気体の比熱比による影響をエンタルピ条件で区別した。ピトー圧力は模型先端で計測した値を用いた。

$$CA=f/(qA), \quad q=\rho u^2/2$$

$$\rho u^2=1.073P_{\text{pitot}} \quad (Ho=4\text{MJ/kg}),$$

$$\rho u^2=1.064P_{\text{pitot}} \quad (Ho=7\sim 14\text{MJ/kg})$$

ピトー圧力の変化は軸力 f の変化と対応している。

約 2ms から静定するピトー圧力は CFD より求めた CFD,pitot に比べ若干低い。ピトー圧力及び軸力 f の変化がほぼ静定する 2ms から 4ms までの試験時間において、試験結果の CA は CFD の結果 CFD,CA にほぼ近い値となることわかる。

R50 模型における Ho=10MJ/kg 試験条件の試験結果を CFD 結果と共に図 8 及び図 9 に示す。軸力 f 及びピトー圧力は R20 模型と同様に約 2ms から静定する。軸力 f は静定時 3ms で約 670N となり、R20 模型に比べ同一試験条件で約 60%高い

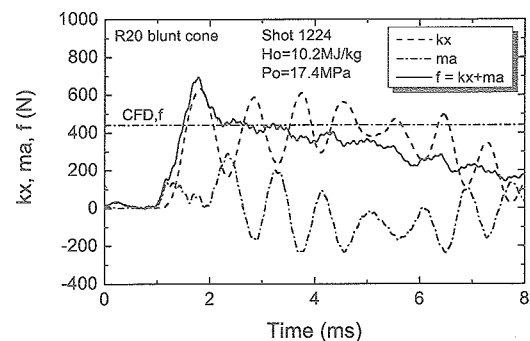


Fig.6 Trace of axial force for R20 model at Ho=10MJ/kg

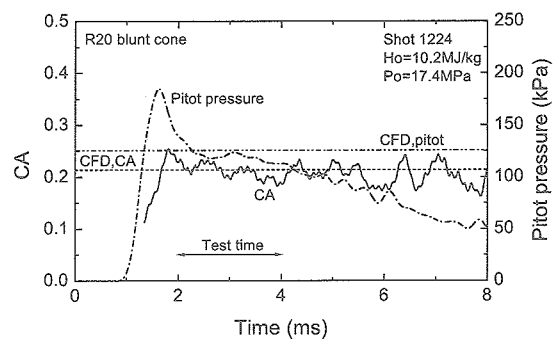


Fig.7 Trace of axial force coefficient CA and pitot pressure for R20 model at Ho=10MJ/kg

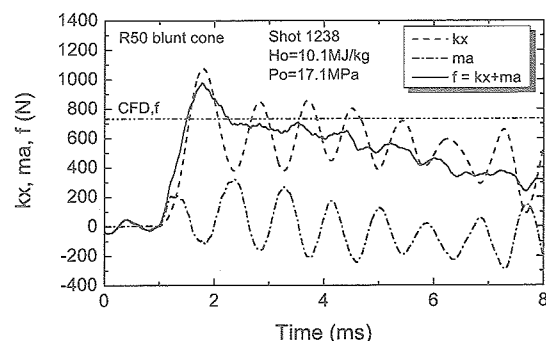


Fig.8 Trace of axial force for R50 model at Ho=10MJ/kg

軸力を示す。この試験による軸力値は CFD に比べ約 70N 低く、CFD との相違は R50 模型の方が R20 模型よりも大きい。一方、静定時のピトー圧力は CFD の結果 CFD,pitot とほぼ一致している。その結果、2ms から 4ms までの試験時間における CA は CFD で求めた CFD,CA よりも低くなっている。

3. - 2 粘性干渉パラメータに対する CA の傾向

図 10 は R20 模型における試験条件 $H_o=4\sim 14\text{MJ/kg}$ までの CA の試験結果を粘性干渉パラメータ $C^{1/2}M/Re^{1/2}$ に対して示す。ここで、係数 $C^{1/2}=1$ 、 M :マッハ数、 Re :レイノルズ数である。CA は $H_o=4\sim 12\text{MJ/kg}$ 及び $H_o=14\text{MJ/kg}$ においてそれぞれ試験時間 2ms 及び 1ms の平均値で評価した。また、図中には CFD の結果も示した。試験結果の CA は粘性干渉パラメータ及び H_o の増加に対して高くなるが、 $H_o=10\text{MJ/kg}$ 以上でその傾きは小さくなる傾向にある。この傾向は CFD の傾向と一致した。

図 11 は R50 模型における CA の試験結果と CFD 結果を示す。CFD の CA は粘性干渉パラメータの増加に対し高くなる傾向を示す。一方、試験結果は $H_o=4\text{MJ/kg}$ 試験条件で CFD の近傍にあるが、それ以上の H_o 条件で CFD よりも低く最大約 10% の違いを示している。すなわち、R20 模型の試験結果や CFD の傾向と異なり、R50 模型の試験結果は H_o の増加に伴って粘性干渉効果よりずれる傾向を示した。この事象について今後更に鈍頭曲率半径を変えた試験を行い、模型形状に対する実在気体効果の影響を含めより詳細に検討することが必要である。

4. まとめ

平成 17 年度は鈍頭円錐模型 2 体について軸力計測試験を行い高エンタルピー条件における空力特性を調べ CFD と比較検討した。下記に今年度の成果概要を示す。

・ R20 模型空力特性

軸力係数 CA は粘性干渉パラメータ及び H_o の増加に対して高くなり、CFD の傾向と一致する。

・ R50 模型空力特性

軸力係数 CA は H_o の増加に伴い粘性干渉効果よりずれる傾向を示し CFD より低い。この事象について更に究明することが必要である。

今後、鈍頭曲率半径を変えた試験を実施し、模型形状に対する実在気体効果の影響を含めより詳細に検討する予定である。

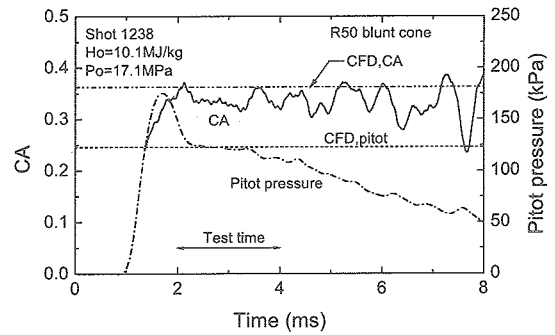


Fig.9 Trace of axial force coefficient CA and pitot pressure for R50 model at $H_o=10\text{MJ/kg}$

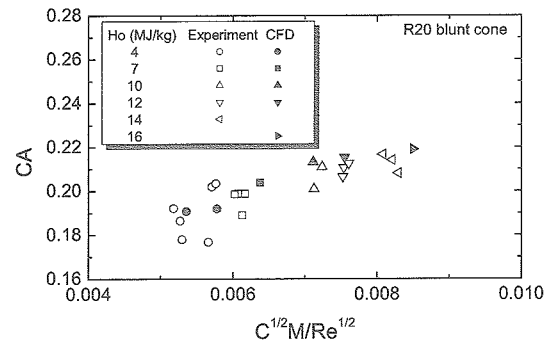


Fig.10 Relation between axial force coefficient CA and viscous interaction parameter $C^{1/2}M/Re^{1/2}$ for R20 model

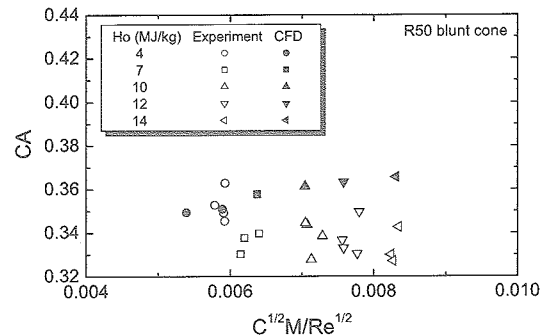


Fig.11 Relation between axial force coefficient CA and viscous interaction parameter $C^{1/2}M/Re^{1/2}$ for R50 model

[参考文献]

- 1) 伊藤勝宏, 他 9 名: 大型高温衝撃風洞 HIEST の開発—その 1 風洞の設計と作動特性—, 日本航空宇宙学会誌, 第 49 巻, 第 572 号, pp199-207, 2001
- 2) 佐藤和雄, 他 4 名: HB-2 形状標準模型を用いた高温衝撃風洞(HIEST)空力測定試験, 平成 14 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp455-458, 2003.
- 3) Lordi J.A., Mates R.E., Mossele J.R.: Computer program for numerical solution of nonequilibrium expansions of reacting gas mixtures, NASA CR-472, 1966.