

実在気体気流条件での空力係数の計測

丹野英幸、佐藤和雄、小室智幸、伊藤勝宏
宇宙航空研究開発機構 角田宇宙センター
藤田和央
宇宙航空研究開発機構 調布航空宇宙センター

Measurement of aerodynamic coefficients in high temperature real-gas flow

by

TANNO Hideyuki, SATO Kazuo, KOMURO Tomoyuki, ITOH Katsuhiko^{*1}

^{*1}Japan Aerospace Exploration Agency, Kakuda Space center, Kakuda Miyagi 981-1525
FUJITA Kazuhisa^{*2}

^{*2}Japan Aerospace Exploration Agency, Chofu Aerospace Center, Chofu Tokyo 182-8522

ABSTRACT

High-temperature real-gas effect was experimentally studied in the free-piston shock tunnel Hiest. A wind tunnel test campaign for aerodynamic measurement with a blunted cone was performed. Free-flight aerodynamic force measurement technique, which was developed especially for Hiest was applied. In this measurement, a model-onboard miniature data recorder was instrumented on the model to store the measured acceleration and pressure records. Three-component aerodynamics coefficient were successfully obtained includes free-stream Pitot pressure at angle of attack from 14 to 32 degree. Under the low enthalpy condition, the present measurements agreed well with the measurements obtained in the conventional hypersonic wind tunnel JAXA-HWT2. It was also observed that the pressure-center of the model moved forward remarkably under the high enthalpy flow condition. It was believed that the shift of pressure-center was caused by high-temperature real-gas effect.

1. はじめに

1998年より運用を開始した高温衝撃風洞 Hiest¹は当時我が国が開発を進めていた有翼宇宙往還機 HOPE²の高温実在気体条件での空力特性を実験的に取得する目的で建設された。高温実在気体による再突入機空力特性への最も大きな影響は、分子解離を主因とした機体周りの圧力分布変化によるトリム角の変化である³。小型機体では大型機体と比べ設計マージンが減少するため、ボディフラップ効率を含めたピッチング特性を正確に見積もることは、機体成立の絶対条件である。高温実在気体と完全気体のピッチングモーメント係数の差は、有翼機体で十数%とされているため、計測精密度は最低でも2-3%が要求される。Hiestの高エンタルピー・高圧条件下の試験気流持続時間は他の衝撃風洞設備に比して極めて長いが、それでも数ミリ秒のオーダーであり、高精度力計測法そのものが研究開発テーマであった。そこで、Hiest建設に前後して極短時間で空力係数特にピッチングモーメント係数の取得を可能とするための新計測の研究開発に着手した。

この報告書では、これまで Hiestで行われた高温実在気体効果計測用の高精度空力計測技術開発の履歴を記すと共

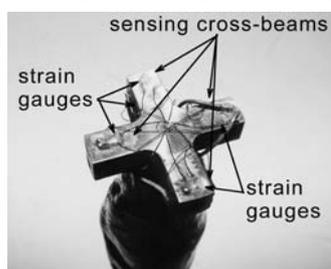


Figure.1 High-stiffness three-component aerodynamic force balance for the free-piston shock tunnel HEK.

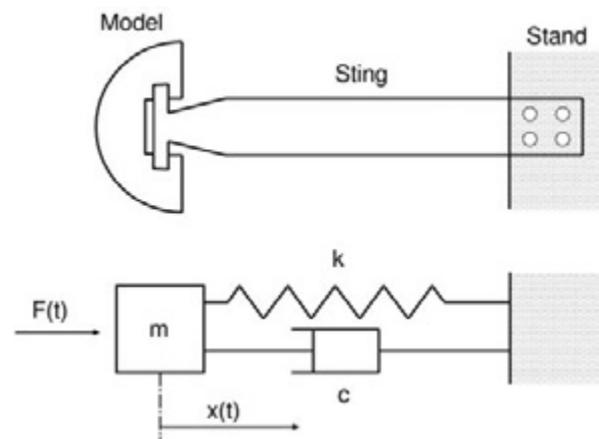


Figure.2 Mathematical model of aerodynamic force balance.

に、最近開発に成功した高精度計測法による高温実在気体効果の検出を狙った Hiest 試験結果について述べる。

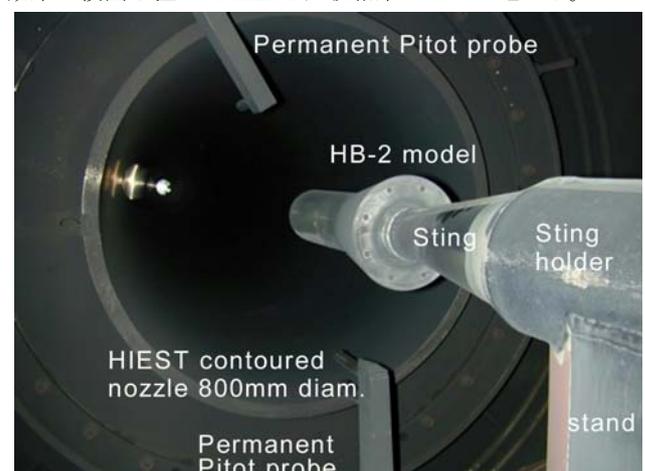


Figure.3 H2B aerodynamic model with JAXA high-stiffness three-component aerodynamic force balance.

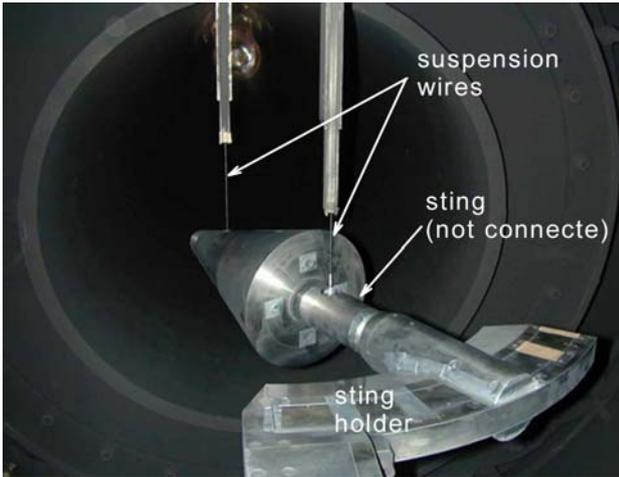


Figure.4 A photograph of the blunted cone suspended with two steel wires. Sting was not mechanically connected to the cone.

2. Hiest での極短時間空力計測法

極短時間空力計測法として、従来型計測法である空力天秤の高速応答性を 1995 年から開始した。この高速応答型空力天秤の開発試験は主に Hiest の Pilot 風洞である HEK で実施された⁴。図 1 は開発された HEK 用高剛性 3 分力空力天秤の写真である。

空力計測系は図 2 をモデルとして検討し、空力負荷を $F(t)$ とした場合、次の振動方程式で表す。

$$F(t) = m\ddot{x} + c\dot{x} + kx \quad (1)$$

式 (1) 右辺はそれぞれ、慣性項、減衰項、剛性項を示すが、ここでは減衰項は無視する。空力天秤計測では、天秤の剛性を向上させ（理想的には $kx \gg m\ddot{x}$ ）計測系の固有振動数を増加させることによって周波数応答性の改善を狙うが、天秤感度を犠牲にするほど天秤受感部剛性を向上させたところで計測系全体の固有振動数の上限は高々数 kHz に止まり、ms オーダーの極短時間計測には不十分であった。更に応答性の高速化を狙い、逆畳み込み演算による信号回復法を用いることで応答性の改善も試みた⁵。この方法は周波数応答関数を事前に取得する必要があり、ステップ応答もしくはインパルス応答を得るための打撃試験・落下試験による検定が必須である。軸力計測、即ち単分力計測ではあまり問題とはならないが、多分力に展開する際、精密

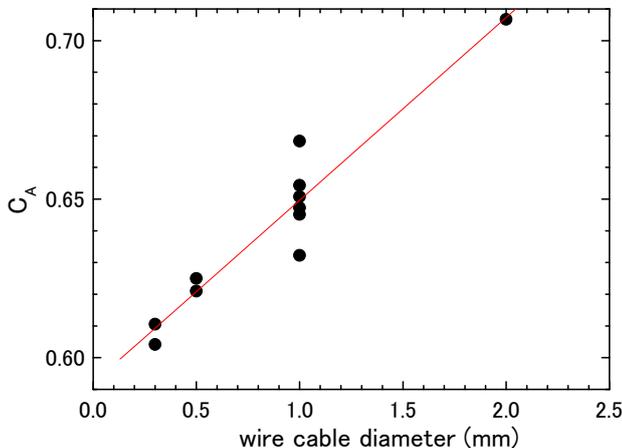


Figure.5 Relation between axial force (drag force) of a HB-2 generic model and wire cable diameter. Angle of attack of the model was 0 degree.

度を確保する打撃試験を行うことが極めて困難で、試験歩留まりが極めて悪く、計測信号処理に多大な時間を有する。この方法は Hiest で HOPE、HB-2 を含む数種類の大型空力模型(全長 30cm~50cm)の計測に適用されたが(図 3)、高温実在気体効果で見込まれるピッチングモーメント係数の有意差を検出するのに十分な計測精密度を確保することは出来なかった。

次に、空力天秤の計測原理とは全く逆の発想として、式

(1) の剛性項でなく、主に慣性項を計測する方法の開発に方針を変更した($kx \ll m\ddot{x}$)。便宜上、風洞内準自由飛行計測法 (Semi free-flight 計測法) と呼んでいるこの方法は一般的に加速度天秤計測法とも呼ばれる⁶⁻⁸。方法自体は極めて単純で、模型を重量化し、模型をワイヤ等により弱拘束で支持する。図 4 は Hiest で行われた鈍頭円錐を用いた準飛行計測法での Hiest 試験部写真である。模型は 2 本のワイヤで吊され荷重に対して数 cm 程度自由に動く。模型後部のスティングは信号ケーブル取り出し用であり、模型との機械的な結合は無い。この方法により、計測精密度は劇的に改善されたが⁹⁻¹⁰、実在機体効果検出には未だ十分ではなかった(表 1)。更に本方法による新たな問題として、模型を吊るためのワイヤ抗力の影響が無視できず、計測正確度を大きく劣化させた。図 5 に実際にこの方法で計測された軸力(抗力)に対する吊りワイヤ直径の影響を示す。図は軸力係数が比較的に小さい H2-B 模型の計測結果だが、ワイヤが発生する効力は最大 20% 以上の計測誤差を生じる。

そこで最終的に吊りワイヤを用いない JAXA 独自の計測法の開発に着手することとなった。この方法を風洞内自由落下計測法もしくは風洞内自由飛行計測法 (Free-flight 計測法) と呼ぶ。この方法は、模型を気流到達に合わせて試験気流中に落下させ、試験気流持続時間中は完全に自由飛行状態で計測する方法である¹¹。模型は内部にセンサおよび自律的に作動する小型データレコーダを搭載し、自由飛行状態となる試験時間での加速度・圧力を高精度で計測する。この方法を用いることでピッチングモーメント係数の計測精密度が改善され、高温実在気体効果を検出する目処が立った(表 1)。次節以降、鈍頭円錐を供試体として、この方法を用いた高温実在気体による空力特性への影響を Hiest 風洞試験で評価した結果を述べる。

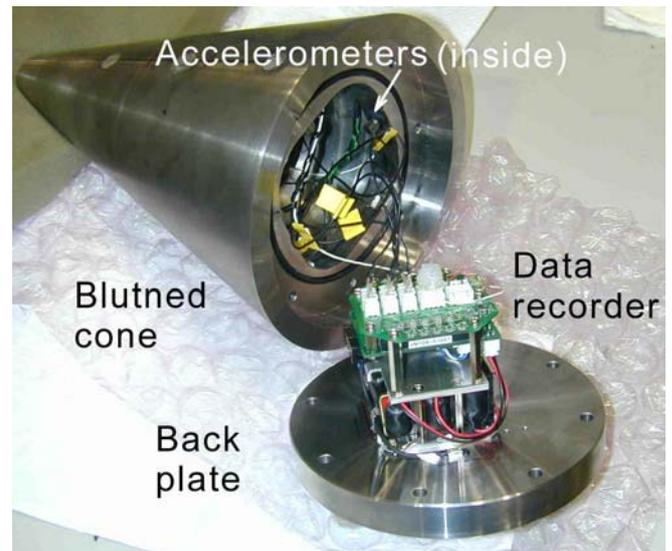


Figure.6 Miniature data-recorder mounted on the bottom plate of the blunted cone. Six piezoelectric miniature accelerometers and one piezoelectric pressure transducer were instrumented inside the blunted cone.

Table.1 Precision (σ) of the force measurement in Hiest

	High-stiffness force balance	Semi free-flight	Free-flight
CA	$\pm 8.5\%$	± 2.0	$\pm 1.1\%$
CN	N.A.	± 2.2	$\pm 1.1\%$
My	N.A.	± 2.7	$\pm 1.6\%$

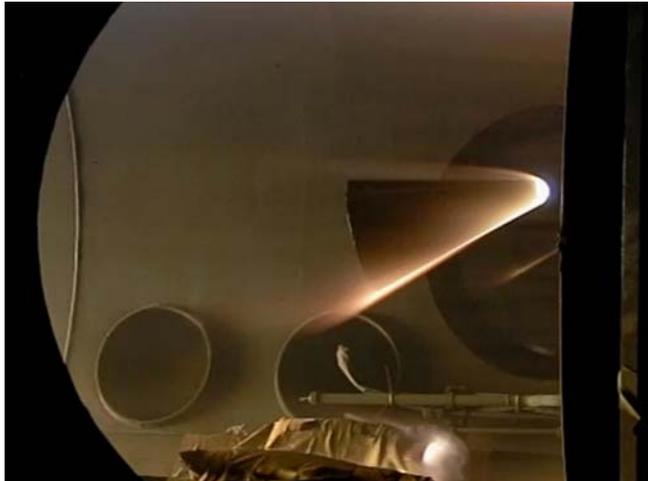


Figure.7 A photograph of the blunt cone just flying in the Hiest test section. Hypersonic test flow ($V_\infty=5\text{km/s}$) came from right to left. Strong luminosity was observed during test.

3. 風洞試験

用いた模型は前報¹²と同一の鈍頭円錐模型である。図 6 に鈍頭円錐模型と共に模型内蔵型データレコーダー写真を示す。今回の Hiest 試験キャンペーンの気流条件は表 2 に示される 2 条件で行った。条件 1 は完全気体条件を模擬しており、Hiest で運転できる最も低いよどみ点温度・圧力条件である。この条件は JAXA 調布の吹き出し型極超音速風洞 HWT2 との正確度比較検証用にも用いられる。条件 2 は高温実在気体条件で、一次元熱化学非平衡ノズル流計算コード¹³⁻¹⁴による予測では、酸素分子のほぼ 95%が解離した状態となる。この二つの気流条件で比較を行い、高温実在気体効果の抽出を狙った。

自由飛行時の写真を図 7 に示す。模型迎え角は 14~32 度に変化させたが、模型解放時の電磁石消磁タイミングのぶれにより試験毎に多少のばらつきが発生した。試験キャンペーン中に落下衝撃による模型およびデータロガーの不具合は発生しなかったが、模型着地時の衝撃により加速度計の接着不良が若干数発生し、歩留まり悪化の原因となった。この試験で得られた鈍頭円錐の 3 分力計測結果を図 8 に示す。表 1 に示される計測精密度は極めて良好で、 2σ の値は、 C_A 、 C_N 、 C_{my} で $\pm 2\sim 3\%$ 程度である。図中実線は JAXA 調布極超音速風洞 HWT2 の試験結果を示す。○および

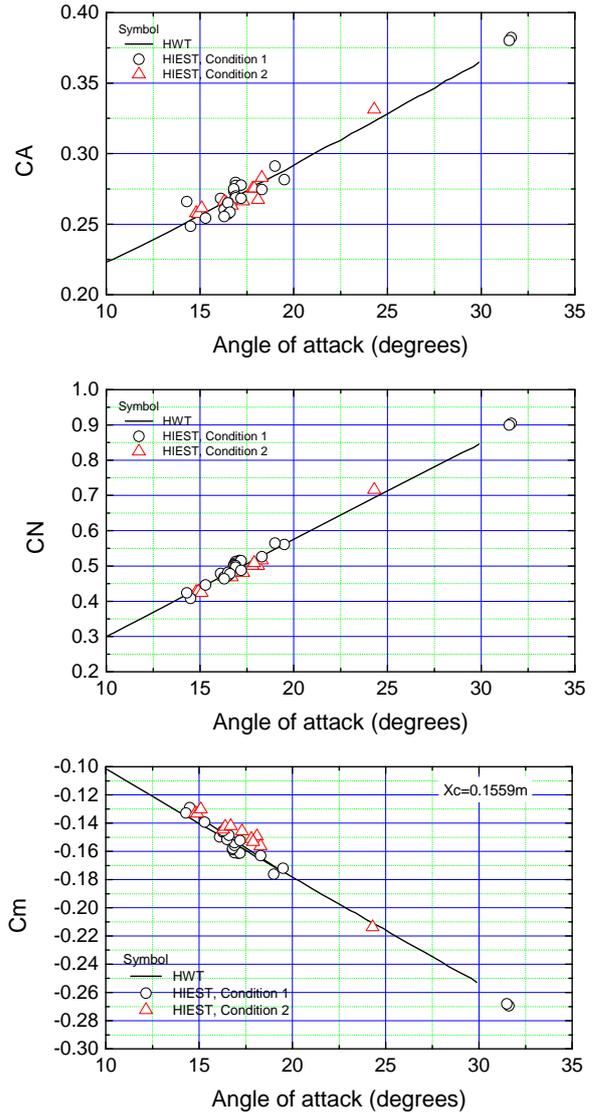


Figure.8 Aerodynamic coefficients (C_A , C_N and C_m) obtained in this free-fall measurement. Open items show the data, with the closed circles providing a comparison with blow-down wind tunnel (JAXA-HWT2) results.

び△はそれぞれ Hiest の条件 1 (完全気体)、条件 2 (高温実在気体) での試験結果である。Hiest での C_A 、 C_N 計測結果は条件に関わらず HWT2 結果と有意差が認められない。 C_{my} については、圧力中心の移動に注目し図 9 に別に表示した。条件 2 は条件 1 に比して、圧力中心が前進する傾向が確認され、計測精密度から検討して差異は有意であることが明らかである。差異が 8% 程度と小さい為、今後詳細な検討が必要だが、条件 1 と条件 2 の圧力中心のずれは高温実在気体効果の原因と説明することが、最も単純且つ妥当であると考えられる。

Table.2 Test flow conditions

	Stagnation temperature $T_0(\text{K})$	Stagnation pressure $P_0(\text{MPa})$	Stagnation enthalpy $H_0(\text{MJ/kg})$	Static temperature $e(\text{K})$	Static pressure (kPa)	Free stream density (kg/m^3)	Free stream velocity (m/s)	Free stream Mach number	Viscosity	Free stream Unit Re (1/m)
condition 1	3.04E+03	1.27E+01	3.75E+00	2.88E+02	1.12E+00	1.36E-02	2.58E+03	7.57E+00	1.79E-05	1.96E+06
condition 2	7.63E+03	1.53E+01	1.58E+01	1.33E+03	2.06E+00	4.77E-03	4.91E+03	6.24E+00	5.19E-05	4.51E+05

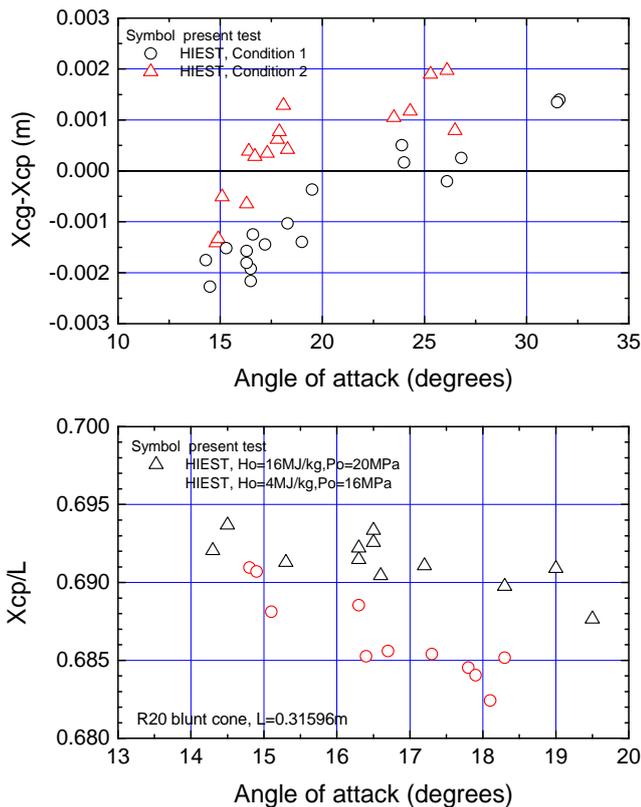


Figure.9 Pressure-center of the blunted cone under perfect gas condition and high-temperature real gas condition.

4. おわりに

本計測技術は本来、有翼再突入機の高温実在気体空力特性、特にピッチング特性の取得を狙って開発されたが、最近の火星探査カプセルにおいて揚力飛行が行われた様に、有翼形状機体のみならず単純なカプセル形状機体でも高温実在気体条件でのピッチ周り機体安定性評価の重要性が増してきている。一方で、これまでの歴史から、高温実在気体風洞試験設備によって得られた空力データは精密度・正確度が不十分であり、未だに設計データとして信頼されているとは言い難い。本計測法の開発により漸く高温実在気体効果の空力への影響を実験的に検証する目処が立ったことで、将来の革新的再突入体あるいは惑星突入体開発への可能性が高まったと自負する。

現在、本計測法は従来型風洞・飛行試験結果との比較による更なる精密度・正確度評価^{15,16}を続けると同時に、はやぶさカプセル空力計測、HTV-Rカプセル空力計測に適用され高温実在気体条件での気流特性取得を継続中である。

参考文献

- 1) Itoh, K., Ueda, S., Tanno, H., Komuro, T. and Sato, K., "Hypersonic Aerothermodynamic and Scramjet Research Using High Enthalpy Shock Tunnel," *Shock Waves*, Vol.12, 93-98, 2002.
- 2) 河内山治朗他、宇宙往還技術試験機 HOPE-X 開発の現状、航空宇宙技術研究所特別資料 SP-32 HYFLEX-HOPE シンポジウム講演論文集、1996.
- 3) Bertin, JJ, "Hypersonic aerothermodynamics", AIAA Education series, 1994.

- 4) 丹野英幸他、高温衝撃風洞による極短時間空力計測、第45回応用力学連合講演会論文集、1995.
- 5) Tanno, H., et al., "Design and evaluation of a strain gauge force balance with a shot test duration", *Transaction of JSASS*, Vol.48, No.159, 2005.
- 6) Bernstein, L., "Force measurement in short-duration hypersonic facilities.", AGARD-AG-214, edited by R.C. Pankhurst (Technical Editing and Reproduction, London, 1975).
- 7) Duryea, G. R. & Sheeran W. J. "Accelerometer force balance techniques", ICIASF'69 record, IEEE publication 69 C 19-AES, 1969.
- 8) Reddy, N. M., "Aerodynamic force measurements in the IISc hypersonic shock tunnel", *Proc.14th Int. Symp. on Shock Waves and Shock Tubes*, pp.358-362., 1983.
- 9) H.Tanno, et al., "Aerodynamic force measurement technique with accelerometers in the impulsive facility Hiest", *Proc.26th Int. Symp. on Shock Waves*, pp.471-476., 2007.
- 10) H.Tanno, et al., "Experimental and numerical study to evaluate real-gas effects on generic models in the free-piston shock tunnel Hiest", *Proceedings of the 6th European symposium on aerothermodynamics for space vehicles*, 2008.
- 11) Tanno, H., et al., "Free-flight force measurement technique in shock tunnel", *AIAA Paper No.2012-1241*, 2012.
- 12) 丹野他、地上試験設備による縮尺模型の自由飛行試験、第44回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2012.
- 13) Lordi JA et.al, Computer program for the numerical simulation of non-equilibrium expansion of reacting gas mixtures, NASA CR-472, 1966
- 14) Takahashi M., et al., "Influence of Thermal Non-Equilibrium on Nozzle Flow Condition of High Enthalpy Shock Tunnel Hiest", *AIAA Paper No.2009-7267*, 2009.
- 15) 丹野他、極超音速風洞でのカプセル形状模型の自由飛行空力計測、第50回飛行機シンポジウム講演論文集、2012.
- 16) H.Tanno, et al., "Free-flight test of HTV-R capsule shaped projectile in two-stage light ga gun HEK-G", *Proceedings of the 29th ISTS to be published*, 2013.