

## 模型内蔵型データロガーを用いた衝撃風洞での力計測

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）  
藤田和央（宇宙航空研究開発機構 調布）

Stuart Laurence、Klaus Hannemann（ドイツ航空宇宙センター ゲッチンゲン）

### Force measurement with an onboard miniature data-logger in impulsive facilities

by

TANNO Hideyuki, SATO Kazuo, KOMURO Tomoyuki and ITOH Katsuhiko (JAXA Kakuda)  
FUJITA Kazuhisa (JAXA Chofu)

Stuart Laurence and Klaus Hannemann (DLR Goettingen)

#### ABSTRACT

A novel force measurement technique has been developed at the impulsive facility HIEST, in which the test model is completely non-restrained for the duration of the test, so it experiences completely free-flight conditions for a period on the order of milliseconds. This technique was demonstrated with a three-component aerodynamic force measurement with a blunted cone of total length 318 mm and a total mass of 22 kg. In the present wind tunnel test campaign, records of pressure, axial force, nominal force and pitching moment were obtained under conditions of  $H_0 = 4 \text{ MJ/kg}$ ,  $P_0 = 14 \text{ MPa}$ . This demonstrated that the system worked correctly in the short test duration and harsh conditions typical of HIEST. Use of this data-logger allows the elimination of a large-diameter sting, ending concerns about the sting's interference with the base flow of the model, which could cause serious errors in measurement in wind tunnel tests.

#### 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構では、平成20年度から5年間の計画で高温衝撃風洞 HIEST<sup>1</sup>の空力計測を含む計測技術向上プログラムを実施している。HIEST風洞試験では、他の風洞と同様に模型を支持するためのスティング（支持棒）を用いるが、数百kPaと高い試験気流動圧のために、他風洞と比較しても頑丈な（すなわち大直径の）スティングが必要である。従って、模型後部に取り付けられる大直径スティングが後流に干渉し、模型全体の流れ場の静定時間に影響を与える可能性は他の風洞よりも高い。更に、HIESTの試験時間は他の風洞と比較して数ミリ秒オーダーと極端に短い為、気流静定時間は計測精度に著しい影響を及ぼす恐れがある。今までにスティングと模型の干渉現象は、模型背面圧力計測および数値シミュレーションによって検討が行われたが、干渉現象を観測するのに十分な数の圧力センサ・熱電対を模型もしくはスティングに設置するのは物理的に難しい場合が多く、また、極めて複雑であるスティングと模型の干渉流れを数値シミュレートすることは困難であった。当然ながらそれらの結果を基に風洞計測結果に干渉影響の補正を加えることは精度的に無理であり、支持装置干渉の影響の無い計測を実施することが、HIEST力計測精度向上の主要研究項目の一つであった。

今回、上記の問題を解決するために従来の方法とは異なる新しい力計測法を開発した。本計測法では、スティング干渉は完全に払拭され、極めて短い時間内とはいえ、模型は風洞内部で完全に無拘束・いわゆる自由飛行と同じ状態が保証される。本試験法を実現するにあたって実施した、模型内蔵型データロガー、模型の保持・落下装置、模型捕獲装置の開発を述べると共に、予備精度評価を含めた計測結果について報告する。

#### 2. 高温衝撃風洞HIESTでの空力計測

衝撃風洞での空力計測は、従来の吹き出し型極超音速風洞と比較して、前述した通り極めて短い試験時間と高よどみ点圧力・温度のために技術的なハードルは高い。しかし、大気圏再突入に代表される、いわゆる高温極超音速流れの地上実験データは、数値コードの妥当性を検証するためのベンチマークとして必須であり、1960年代から極めて多く

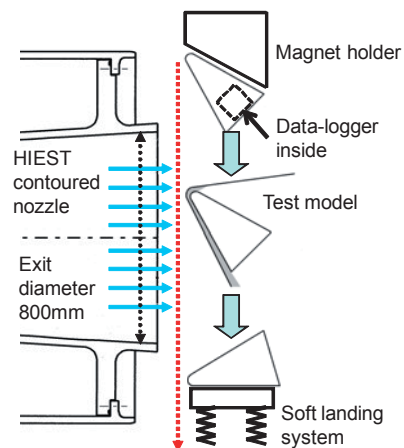


Fig.1 The 'Free-fall force measurement technique'.

の研究がなされてきた<sup>2</sup>。HIESTでは1995年より衝撃風洞用の空力計測試験技術の開発を続けており、当初は高速応答性を確保すべく高剛性天秤を用いた空力計測を実施したが<sup>3</sup>、支持系から発生する低周波の機械的振動あるいは多分力計測への展開時の振動処理の複雑さから、いわゆるセミフリーフライト計測法（弱拘束模型支持法）による計測法に切り替えた。セミフリーフライト計測法は衝撃風洞での力計測でよく使われる方法の一つであり、過去数十年間で、各種計測に応用されている<sup>4,7</sup>。HIESTではこれまでにデジタル信号処理法と組み合わせることで、セミフリーフライト空力計測技術を発展させ、 $330 \mu\text{s}$ の時間分解能を確保した単純形状模型の3分力空力計測に成功した。このとき、天秤法で用いた大直径スティングの小型化にも成功したが、模型支持ワイヤおよび模型に内蔵したセンサーの信号ケーブルを取り出すための小直径スティングによる気流の干渉が課題として残った。実際にスティング干渉によるものかどうかは議論の余地があるが、数値コードの予測値とセミフリーフライト計測値<sup>8</sup>は有意な差が確認されており、支持ワイヤおよび信号ケーブル用スティングの排除が計測精度向上のために求められていた。

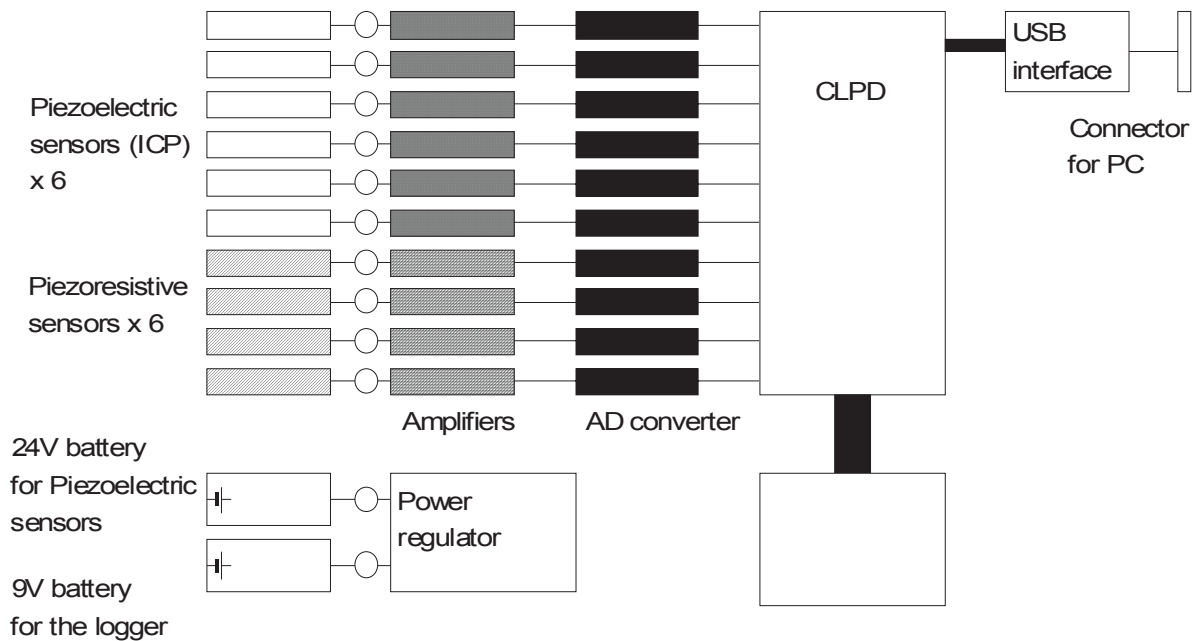


Fig.2 Block diagram of the onboard data logger

そこで今回、上記の問題を解決する新たな計測法を開発した。図 1 に本計測法の概略を示す。試験前に模型は電磁石を用いた模型保持装置によって試験部天井部に固定される。風洞始動信号をトリガーとして、電磁石は消磁され模型は落下を開始する。消磁タイミングは試験気流到達時に落下模型が風洞中心部に位置されるように調整される。試験気流が到達した際、模型は完全に自由飛行と同じ状態であり、圧力、加速度は内蔵されたセンサで受感し模型内蔵のデータロガーに記録される。模型は試験気流終了後に落下を続け、試験部床に設置されている模型捕獲装置に軟着陸する。その後模型は回収され、ホスト PC と接続し記録されたデータを回収する。模型・データロガーは再使用可能である。本計測法の実現は小型・高速・高精度のデータロガーの開発が鍵である。次に本計測法の為に開発されたデータロガーについて述べる。

3. 小型データロガー

HIRSTでの3分力空力計測では、通常、軸力、垂直力およびピッチングモーメント計測用としてそれぞれ2個、合計6個の加速度計が必要である。また、空力計測精度を確保するために模型先端での主流ピトー圧の計測が必須であり、他に模型周りの圧力を計測用として2~3CH程度が必要であるため、データロガー全体としては最低10CHの回路が必要となる。更にHIRSTのmsオーダーの短い計測時間、および使用するセンサの感度から、サンプリングレートは500kHz、精度は16bitが要求される。計測時間は通常数百ms程度は必要である。当然ながら、要求されるチャンネル数に対してそれぞれアンプが必要であり、試験準備から試験終了まで最長2時間の間、センサを含めた全ての回路駆動用電池が必須である。これらデータロガーの要求仕様を表1に示す。

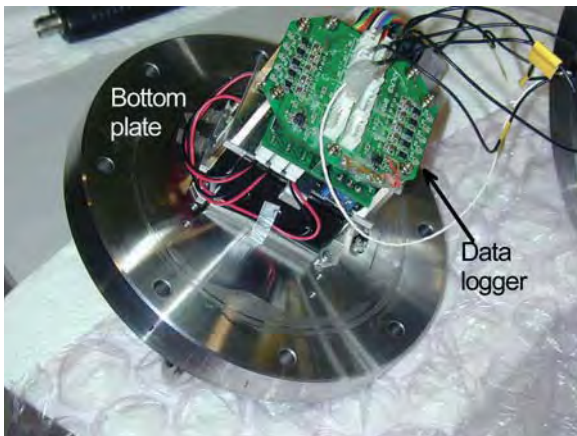


Fig.3 The miniature data-logger mounted on the bottom plate of the blunted-cone wind tunnel test model. The logger has 6-channel piezoelectric amplifiers and 4-channel piezoresistive amplifiers.

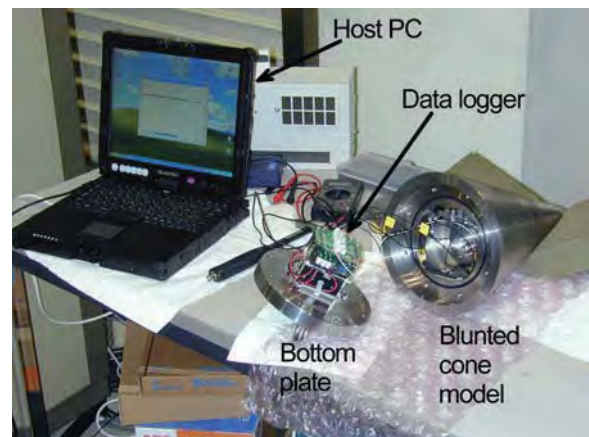
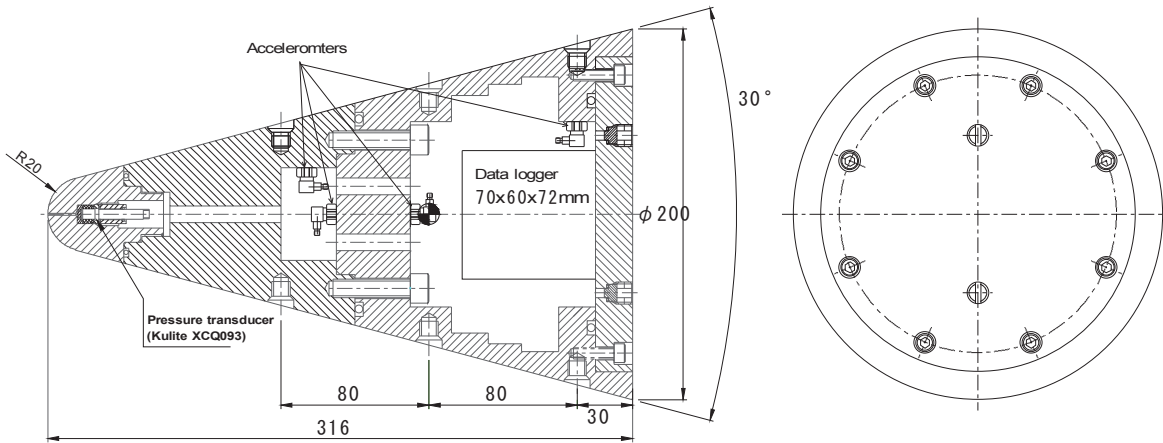


Fig.4 Measured data was transferred to the host PC via a USB interface



**Fig.5** Schematic of the blunted-cone model. The model has a cavity inside, where the miniature data-logger can be installed. Six accelerometers were instrumented inside the model. Four of the six accelerometers are shown in the figure.

この要求仕様に合致するデータロガーを市場において調査したが、仕様合致する製品は当然ながら皆無であり入手は不可能であった。一方、近年大学等では自製データロガーによるオンボード計測の報告が散見され<sup>9</sup>、これらに応用することも検討された。大学等のロガーでは、計測データを PIC を用いてメモリへ書きこむ構成とするのが一般的である。しかし 10CH、500kHz、16bit の書き込み速度を確保するには、現在市販の PIC では能力が大幅に不足であり、実現が困難であった。そこで JAXA では独自のデータロガーの開発を行う方針を取った。データロガーの記録回路として要求される機能は、基本的に ADC 出力をメモリに書き込むだけの比較的簡単な動作であり、市販されている PIC の複雑・多機能な命令系は不必要である。今回のオンボードデータロガーでは、高速性を確保するために、PIC の代わりに、カスタムメイドの CLPD (Complex logical programmable device) を用いた。CLPD は簡単な動作しかできないが、ハードウェアロジックであるため、PIC に比較して極めて高速動作が可能である。本回路では、高速 ADC チップ出力を CPLD でメモリに直接書き込む単純な構成としている。また、実装では、高速化と同時に小型化を確保するために 4 層ボードによる構成とした。図 2 に本データロガーの回路構成図を示し、図 3 に本データロガーを供試

模型に取り付けた状態を示す。

図 2 に示される通り本ロガーでは、加速度計用として圧電型 (PCB piezotronics, Inc. ICP type) 6CH、半導体ひずみ型 (Kulite Semiconductor Products, Inc. XCQ-093) 4CH を接続可能である。システムはロガーボード、電源レギュレータボードおよび電池を全て含めた状態で、100mm x 100mm x 70mm のサイズである。また、ロガーはマイクロスイッチでプリトリガー時間を任意に設定可能であり、トリガー待ち状態にするために IR フォトスイッチと、ロガーのステータスを示す LED インジケータが取り付けられている。本試験では模型底面に 2 つの光学窓を設け、トリガー待ち状態の設定と状況確認ができるようにした。風洞試験後、ロガーのメモリーに保存された計測データは、USB インタフェースを通してホスト PC へ転送される (図 4)。

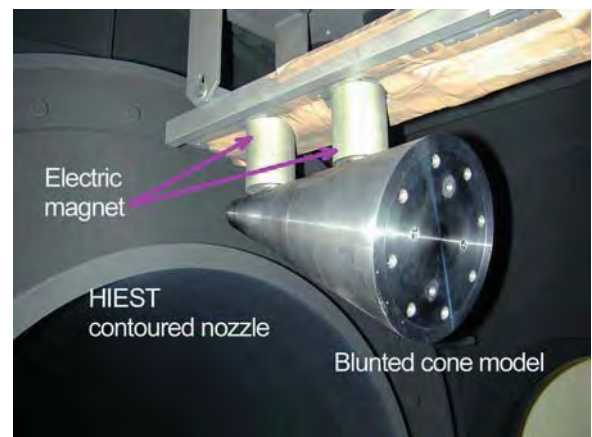
**4. 模型等**

**4.1. 供試模型**

供試模型は、これまで HIEST の空力試験で用いられた形状と同一の半頂角 15 度、底面直径 200mm、先端の鈍頭曲率半径 20mm、全長 316mm の鈍頭円錐形状模型(図 5)であ

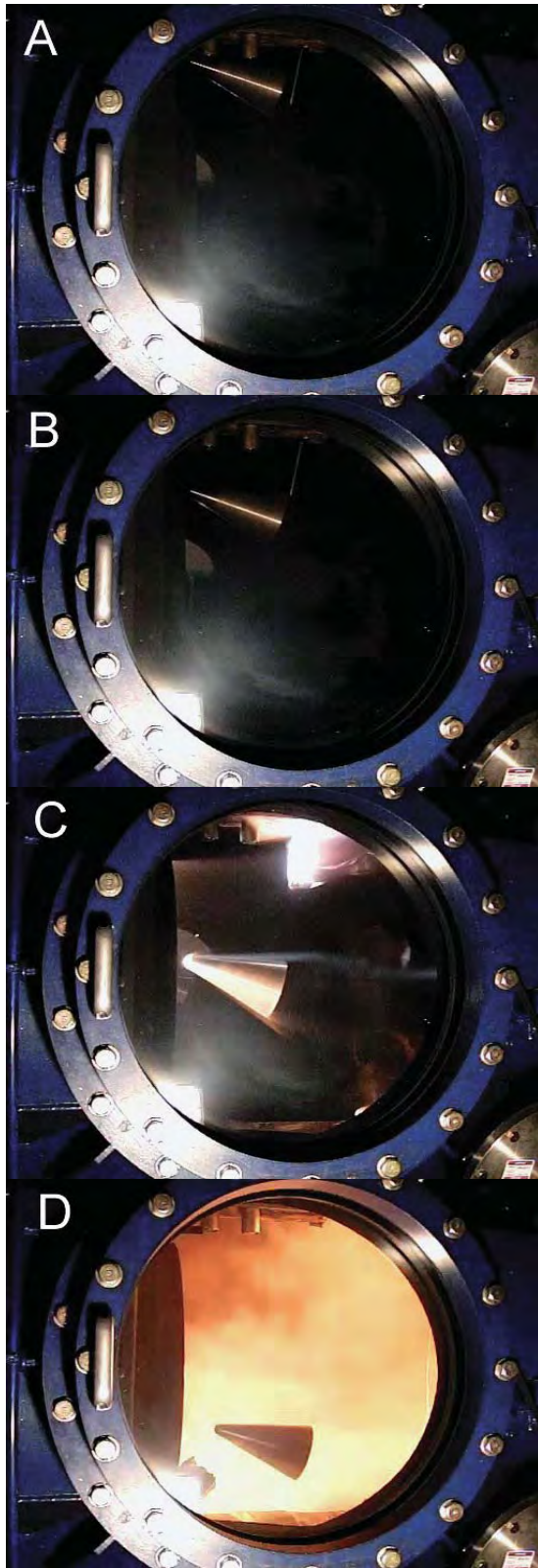
**Table.1** Specifications of the miniature data-logger.

Sensor type	piezoelectric ICP type (PCB) and piezoresistive (Kulite)
Number of channels	10 (six channels for piezoelectric and four channels for piezoresistive)
Input	-10 V to 10V
Resolution	16 bit
Sampling rate	500 kHz (for each channel)
Duration	400 ms
Pre-trigger	Adjustable from -400 ms to 0 ms with onboard micro switch
Trigger arm system	IR photo-switch. (with LED indicator)
Size	100 mm x 100 mm x 70 mm
Battery life	2 hours
Interface	USB



**Fig.6** A blunted cone is installed on the ceiling in the HIEST test section, held by two electromagnets. The model will be released in synchrony with the test flow's arrival. The trigger signal for its release will come from the facility initiation signal.





**Fig.7** Sequential images of the model dropping in the HIEST test section. A. Model held by the system. B. Model released and dropping. C. Test flow (from left to right) established around the model. D. Test finished. The model fell into the catcher.

る<sup>10</sup>。模型材質は、磁性ステンレス鋼材 SUS410 を使用し、模型質量は 19.62kg である。後述するように今回の試験で



**Fig.8** The test model and the model catcher immediately after the wind tunnel shot (#1923). The blunted cone successfully soft landed on the catcher without any damage. Model and data-logger have been reused through the present test campaign.

は模型は電磁石を用いた模型保持・投下装置によって試験部上部に取り付けられる。磁性ステンレス材は、模型を磁力支持するためと共に、強力な電磁石の消磁時に発生する電磁パルスからロガーの電子機器を保護する電磁シールドの目的で用いた。

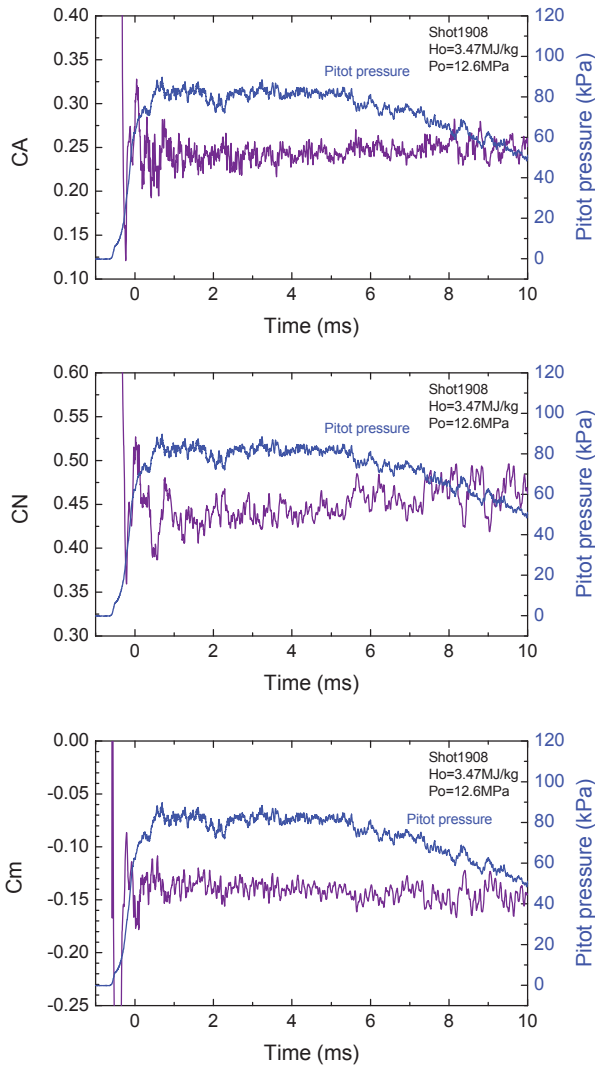
模型は、軸力・垂直力・ピッチングモーメントの3分力計測用として、圧電型加速度計(PCB352C65)6個と主流 Pitot 圧力計測用として半導体ひずみ式圧力トランスデューサ(Kulite XCQ-093)1個を内蔵している。加速度計はそれぞれ模型軸線方向、垂直方向、横方向にそれぞれ2個を平行に配置した。圧力トランスデューサは模型先端部に設置されており、空力係数はこのセンサーの圧力から算出した動圧より得た。ロガーには半導体ひずみ式の圧力トランスデューサ用として3CH 残余したが、今回の試験キャンペーンでは未使用である。

試験前に HIEST テストセクションは 2Pa 以下の真空状態となることから、真空におけるデータロガー、特に電池の健全性が極めて懸念される。今回の模型では模型内部を O-ring を用いた気密構造(Air cabin)として設計し、約2時間の試験中 cabin 内部は大気圧力を確保した。

#### 4.2. 模型保持・投下装置

図6に示されるように、模型保持・投下装置には電磁石を用いた。風洞計測部外部には模型保持・投下装置のコントローラーとして、電磁石の励磁・消磁を行うシーケンサー、リレーおよびデジタル・リターダーが設置される。本試験キャンペーン中、模型保持・投下装置は傾き角 17 度に固定された為、模型のノミナル迎え角は 17 度である。電磁石は2個用いているが、1個あたりつり上げ能力は 60kgf であり、今回の模型の保持には十分であった。電磁石は気流到達時間に正確に同期して電磁石を消磁すなわち模型を投下しなければならない。開発した模型投下装置はノズル中心より 400mm 上部に設置されているため、消磁は気流到達の 286ms 前に行う必要がある。今回は消磁トリガー信号は、風洞の最も上流部に位置するピストン発射装置の作動信号を用いた。消磁タイミングを微調整には、デジタル・リターダーを用いた。

#### 4.3. 模型捕獲装置



**Fig.9** Time records of aerodynamic coefficients obtained in shot #1908. Axial force coefficient  $C_A$  (top), nominal force coefficient  $C_N$  (middle) and pitching moment coefficient  $C_m$  (bottom) are shown. Pitot pressure history is also shown on each figure.

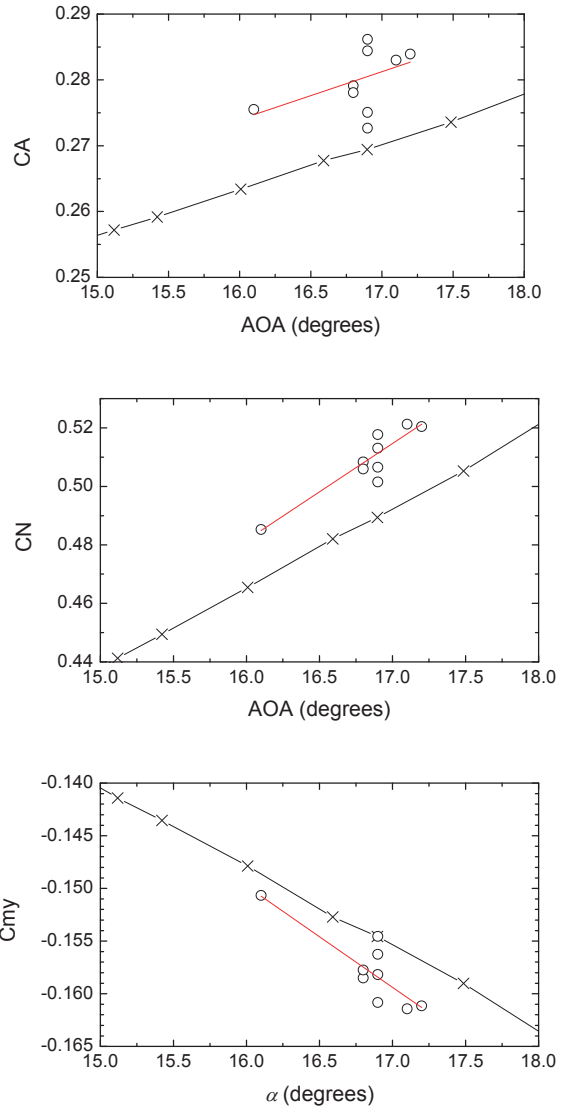
試験後、模型は約 4m/s 程度の落下速度で HIEST 測定部の床に設置された模型捕獲装置に軟着陸する。模型とデータロガーの再使用を可能とするために、模型とデータロガーに負荷される減速度はできるだけ低く抑える必要があり、模型捕獲装置は油圧式ダンパーを 4 つ使用し、落下エネルギーを吸収する。また、捕獲装置表面には更なる緩衝材として Kevlar シートを設置した。

#### 4.4. 模型迎え角

模型投下時の迎え角が保持・投下装置の設定値である 17 度であるのか検証するために、本試験キャンペーンでは、高速シュリーレンビデオ(SHIMAZU Hypervision)撮影による迎え角の計測を実施した。光学撮影による迎え角計測法は、DLR の協力を仰いだ<sup>11</sup>。光学撮影による模型の迎え角計測の解像度は 0.1 度以上であり、Shot 毎の迎え角の変化は 16.1 度～17.2 度と 1 度程度である。表 2 に本試験キャンペーンで測定された迎え角を示す。

### 5. 風洞試験結果

#### 5.1. 気流条件等



**Fig.10** Aerodynamic coefficients ( $C_A$ ,  $C_N$  and  $C_m$ ) obtained in this free-fall measurement. Open circles show the data, with the  $\times$ s providing a comparison with blow-down wind tunnel (JAXA-HWT2) results.

**Table.2** Angle of attack of the blunt cone model.

Shot number	Angle of attack (degree)
#1912	17.1
#1913	16.9
#1914	16.9
#1915	16.8
#1916	17.2
#1917	16.8
#1918	16.9
#1919	16.1
#1920	16.9

試験気体は空気を用い、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。本試験は、本空力計測法のシステムチェックおよび精度評価を目的とした為、よどみ点圧力  $P_0$  は HIEST での最低圧力のほぼ 13MPa、よどみ点エンタルピー  $H_0$  は、最低の  $H_0=4\text{MJ/kg}$  に固定して実施した。本条件は HIEST で運用で

Table.3 Test flow conditions

Stagnation temperature $T_0$ (K)	Stagnation pressure $P_0$ (MPa)	Stagnation enthalpy $H_0$ (MJ/kg)	Static temperature $e$ (K)	Static pressure (kPa)	Free stream density ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	Free stream velocity (m/s)	Free stream Mach number	Viscosity	Free stream Unit Re (1/m)
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

きる最低のエンタルピ条件であり、試験時間も最低 6ms と比較的長い時間が確保できる。条件として後述する JAXA 調布の極超音速風洞 HWT2 に気流条件が最も近いことも、結果を比較する目的で考慮された。

表 3 に JAXA 内製の非平衡ノズル流計算コード<sup>12</sup>で算出した今回の試験の試験条件例を示す。

図 7 は、風洞試験時に模型が落下する連続イメージを示す。模型は、適切な時間に模型捕獲装置より解放され、試験期間中ノズル試験流のコア中心に位置していることが確認できる。風洞試験後、模型は予定通り模型捕獲装置に軟着陸した。本試験キャンペーン全試験において模型とロガーは衝撃による破損を受けなかった。図 8 は試験直後の模型と捕獲装置を示す(Shot#1923)。

## 5.2. 風洞試験結果

図 9a~c に、軸力係数  $C_A$ 、垂直力係数  $C_N$  およびピッチング・モーメント係数  $C_m$  の各空力係数の履歴を示す。係数はすべて模型先端に設置された圧力トランスデューサから得られた動圧  $q$  と模型断面積によって無次元化した。ここで動圧  $q$  を模型先端圧力  $P_t$  から算出する際、よどみ点エンタルピ  $H_0$  が 4MJ/kg の条件で、 $q=1.064 P_t$  として計算した。図 9 に示されるように、空力係数はタイムスケール(X軸)の 1~5ms でほぼ定常であり、空力係数はこの定常区間(4ms)の平均値として得た。

図 10 は、本試験キャンペーンで得られた空力係数と 4.4 で述べた光学計測法で得られた AOA(迎え角)の関係を示す。計測された迎え角は図中○として示す。本計測法の精密度(2 $\sigma$ )は表 4 に要約した。標本数が 9 と精密度を評価するには十分なデータでは無いが、このデータから得られた精密度は $\pm 1\%$ 程度と極めて良好であった。図には、JAXA 調布極超音速風洞(JAXA-HWT2)結果も同時に図示した。誤差評価の検討は現在実施中であり、今回のグラフにはロガーの試験後校正が反映されていないため、さらなる検討が必要だが、今までの予備的比較として、計測の正確度は JAXA-HWT2 との差が 4.5%以下であり、良好な結果を示した。

Table.4 Angle of attack of the blunted cone.

	2 $\sigma$	Difference from HWT2
CA	$\pm 1.04\%$	4.1%
CN	$\pm 0.96\%$	4.5%
My	$\pm 0.45\%$	-2.5%

## 6. おわりに

模型を落下させることで、模型を自由飛行と同じ完全無拘束状態として計測を行う新しい計測法の開発を行った。本計測法は、自由ピストン型高温衝撃風洞 Hiest で実証試験を行い、Hiest 極超音速気流中での鈍頭円錐模型の 3 分力空力係数(軸力、垂直力、ピッチングモーメント係数)の取得に成功した。本技術の最も重要な技術課題であった小型・高速データロガー、模型保持・投下装置、模型捕獲装置は Hiest の過酷な試験条件において全て正

常に作動した。詳細な誤差評価は現在実施中だが、予備的な精密度は $\pm 1\%$ 程度であった。また正確度評価として同じ模型で行った JAXA 調布極超音速風洞 HWT-2 との空力係数比較では、その差が最大でも 4.5%であった。

## 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) Bernstein, L., "Force measurement in short-duration hypersonic facilities.", AGARD-AG-214, edited by R.C. Pankhurst (Technical Editing and Reproduction, London, 1975).
- (3) Tanno, H., Itoh, K., Komuro, T., Sato, K. and Ueda, S., "Design and evaluation of strain gauge force balance with short test duration", *Trans. JSASS*, Vol.48 No.159 May 2005.
- (4) Duryea, G. R. & Sheeran W. J. "Accelerometer force balance techniques", ICIASF'69 record, IEEE publication 69 C 19-AES, 1969.
- (5) Reddy, N. M., "Aerodynamic force measurements in the IISc hypersonic shock tunnel", *Proc.14<sup>th</sup> Int. Symp. on Shock Waves and Shock Tubes*, pp.358-362., 1983
- (6) Nauman, K.W., Ende, H., Mathieu, G., & George, A. "Millisecond Aerodynamic force measurement with side-jet model in the ISL shock tunnel.", *AIAA J.*, Vol.31., No.6. 1993
- (7) Tanno, H. et al., "Unsteady force measurement technique in shock tubes", *Rev.Sci.Inst.* Vol.75, No.2, 2004.
- (8) 佐藤和雄, 他 4 名: 高温衝撃風洞における鈍頭円錐模型の加速度計測空力試験, 平成 19 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp353-356, 2008
- (9) 北川一敬, 丹野英幸: 小型・高速応答加速度センサーシステムの開発, 愛知工業大学総合技術研究所研究報告, 第 11 号, pp. 61-65, 2009.
- (10) Tanno, H., et al., "Miniature data-logger for aerodynamic force measurement in impulsive facility", *AIAA Paper No.2010-4204*, 2010
- (11) Stuart J.L. M., and S. Karl "An improved visualization-based force-measurement technique for short duration hypersonic facilities", *Experiments in Fluids*, Vol.48, 6, 2010.
- (12) 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.