

模型内蔵型データロガーによる力計測法

佐藤和雄、丹野英幸、小室智幸、伊藤勝宏
宇宙航空研究開発機構

Force measurement with an onboard miniature data-logger for impulsive facilities

by

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

^{*1}Japan Aerospace Exploration Agency, Kakuda, Miyagi 981-1525

ABSTRACT

An onboard miniature data-logger was developed for Piezoelectric sensors in a large scale impulsive facility Hiest. Sampling rate, sensitivity and duration of the logger were 500kHz, 16bit and 200ms. The size of the logger was 70mm x 60mm x 72mm including batteries, which run 2 hours or longer. Four Piezoelectric type amplifiers and high-speed Analogue-Digital converters were also included in the logger. The logger will be worked autonomously and wait a trigger with measured signal output from sensors. Trigger threshold and pre-trigger length were able to be adjusted arbitrarily. Measured data was stored to static memories, which data was transferred via USB interface after wind tunnel test. Using the data-logger, thick sting can be off use, which was concerned to be interfered with the wake flow of the model. In the present test campaign, four wind tunnel shots were conducted to demonstrate the whole measurement system. A cone model with blunted nose (nose radius 20mm) was applied in the test campaign, a Piezoelectric accelerometers (PCB 352C65) and a Piezoelectric pressure transducer (PCB 113A21) were instrumented inside the model. Pressure record and axial force record were measured under $H_0=4\text{MJ/kg}$ and $P_0=14\text{MPa}$ condition. The measurement revealed that the system will be worked correctly in the harsh environment in Hiest.

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 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。高温衝撃風洞 Hiest は、他の風洞と同様に模型を支持するためのスティングが必要であるが、数百 kPa と高い試験気流動圧となるために、他風洞と比較して頑丈な（すなわち太い）支持装置・スティングが必要である。更に高温衝撃風洞 Hiest の試験時間は他の風洞と比較して数ミリ秒のオーダーと極端に短い。従って、一般的に模型後流内に位置する太いスティング周りの流れが、模型全体の流れ場の静定に影響し、模型全体の流れ場が試験時間内に静定するか否かは、試験精度を確保するために極めて重要な問題である。特に力計測では、スティングと模型が干渉する部分の流れ場に十分な数の圧力トランスデューサを設置して補正することは物理的に困難であり、数値シミュレーションによる補正しか方法が無い。しかし、数値モデルの精度が確保されていない数値シミュレーションにより補正を行うことは、そもそも本末転倒である。数値シミュレーション評価用データを提供することが本来の風洞試験の目的であることを考慮すると、支持装置の影響を検証することが空力計測の精度向上に必須な研究項目の一つである。

本報告では、空力計測の精度向上を行うため将来的に完全に無拘束の空力計測法(Free-fall 法)を実現するのに、必須の開発項目となる模型内蔵型の超小型データロガーの開発について記す。この独自に開発した超小型データロガーの作動特性については、鈍頭円錐模型内部に本データロガーを設置し、高温衝撃風洞 Hiest における風洞試験を実施して調べた。本データロガーを内蔵した鈍頭円錐模型は Hiest 試験部において上部から 2 本のスチールワイヤで保持された状態となっているが、模型背後は完全にスティングフリーの状態である。この模型取付け状態における風洞試験で、超小型データロガーは完全に自立作動により模型先端の試験気流ピトー圧力及び模型の軸力履歴の計測に成功した。

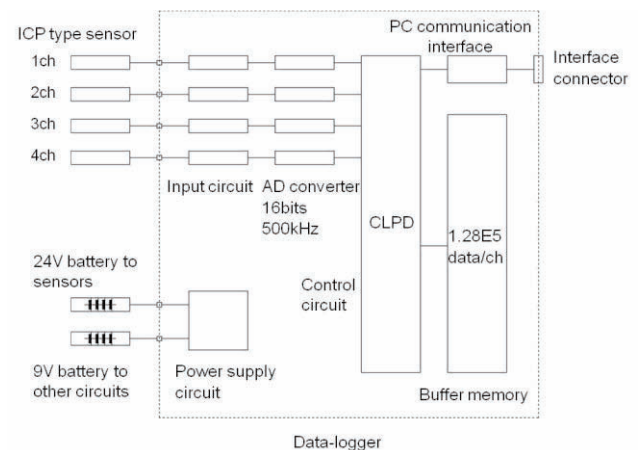


Fig.1 Block diagram of the data-logger.

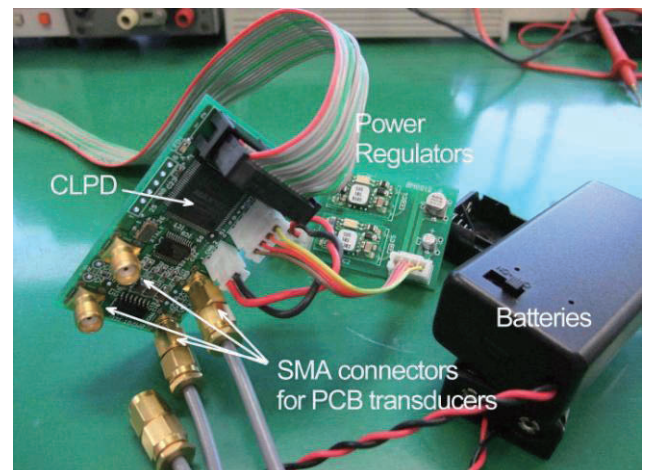


Fig.2 The data-logger includes a CLPD board, a power regulator board and batteries, with a total mass of 133 g.

2. 小型データロガー

高温衝撃風洞 Hiest における 3 分力空力計測では、軸力計測用に 1 個、垂直力およびピッチングモーメント計測用として 2 個の加速度センサーが必要である。また、空力計測精度を確保するために模型先端でのピトー圧の計測が必要となる。このため、空力計測において最低でも必要となるデータロガーの計測チャンネル数は 4CH となる。また、Hiest の計測時間が ms オーダーであることと汎用センサーの感度から、サンプリングレートは 500kHz、精度は 16bit が要求され、計測時間全体は 200ms 程度が必要である。小型データロガーによる計測にあたり、この仕様に合致するデータロガーを市場において探したが、仕様に合致する製品は皆無であった。一方、近年、MEMS 技術 (Micro Electro Mechanical System) を応用した超小型の加速度計測デバイスが市場で容易に入手が可能となり、大学等ではこれらデバイスを用いた自製装置によるオンボード計測の報告が散見される⁽¹⁾。これらの報告では、ストレージ法として、PIC (Peripheral Interface Controller) を用いたメモリへの書き込みが主流であるが、現在の一般的な PIC の能力では、500kHz、16bit の書き込み速度を確保するのにクロック速度が大幅に不足していることから技術的に困難である。ここで、PIC として要求される機能は、基本的に A/D 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、一般的な PIC で要求される複雑・多機能な命令系統は必要とされていない。そこで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、PIC の代わりに、CLPD (Complex logical programmable device) を用いた。CLPD は簡単な動作しかできないが、ハード的な動作であるために PIC に比較して極めて高速化が図れる特徴を有する。本ロガーでは、更なる高速化と同時に小型化を確保するために 4 層ボードによる回路構成を行っている。その結果、本データロガーは計測数 4 CH とし、精度 16bit で 500kHz のサンプリングレートを達成して CH 当たり 200ms の収録が可能となった。バッテリーの保持時間は約 2 時間である。バッテリーを含めた大きさは 70mm×60mm×72mm となり模型内部に十分格納できるサイズとなっている。図 1 及び図 2 に本データロガーの回路構成図と電子部品の配置を示し、図 3 に本データロガーを供試模型に取付けた状態を示す。データ取得におけるトリガ設定及びトリガ CH 設定等はこの状態で Host PC から行われる。トリガ待機指令は、データロガーを模型に組み込んだ後、外部から赤外線信号を入射する

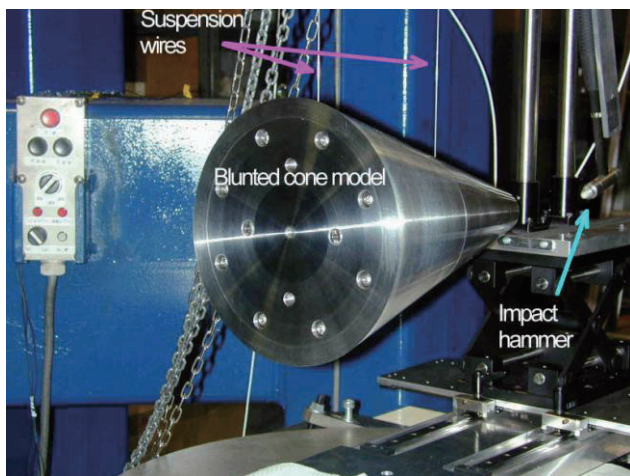


Fig.4 Photograph of dynamic calibration for blunted cone model with Miniature data-logger.

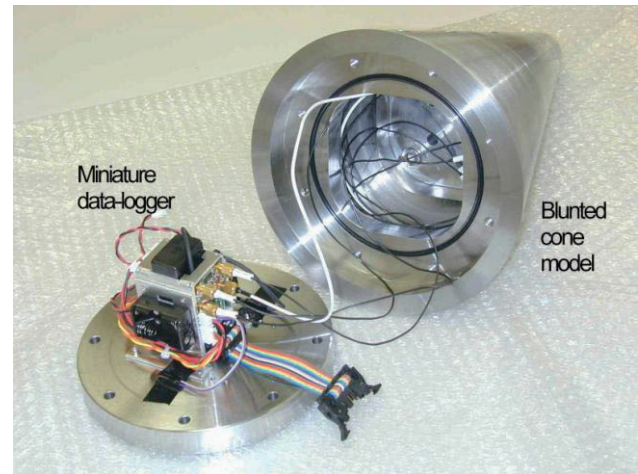


Fig.3 Miniature data-logger mounted on the bottom plate of the blunted cone model. Three piezoelectric miniature accelerometers and one piezoelectric pressure transducer were instrumented inside the blunted cone model.

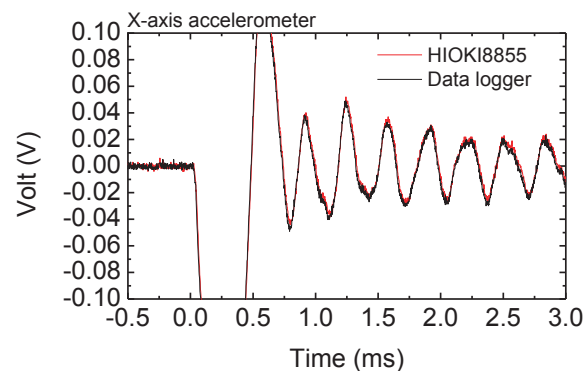
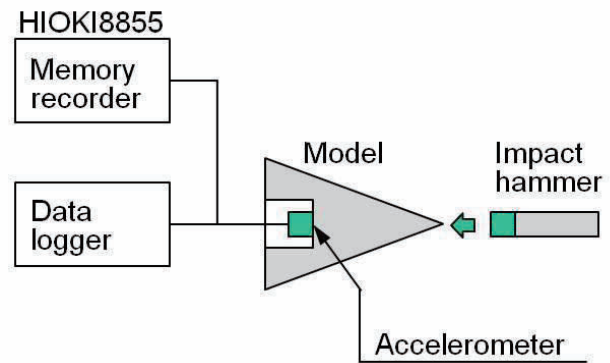


Fig.5 Sketch of dynamic calibration with impact hammer and example of dynamic calibration results to blunted cone.

ことにより模型内部に設けた赤外線フォトトランジスタスイッチによる検出によって行われる。その状態は LED 出力により模型外部から逐次監視できるシステムとなっている。表 1 に本データロガーの仕様を示す。

図 4 は本データロガーを模型内に組み込んで検定装置に吊るした状況を示す。検定は模型先端にインパクトハンマー (PCB 社製 086M36A) で振り子方式により打撃を与え、軸力方向に加わる加速度を模型内の加速度センサー (PCB 社製 352C65) により検知し、その出力を本データロガー及び汎用メモリレコーダ (HIOKI 社製 8855) と同時に記録し比

Table.1 Specifications of the miniature data-logger.

Sensor type	Piezoelectric ICP type (PCB Piezotronics, Inc.)
Number of channels	4
Input	-10V to 10V
Resolution	16bit
Sampling rate	500kHz
Duration	200ms
Pre-trigger	Adjustable from -200ms to 0ms with onboard micro switch
Trigger arm system	IR photo-switch. (with LED indicator)
Size	70mm x 60mm x 72mm
Battery duration	2 hours
Interface	USB

較した。図 5 に検定結果を示す。両者は数 mV オーダで一致しており応答性も良好であることから Hiest における極短時間空力計測に対して本データロガーは十分使用可能であることが期待できる。

3. 風洞試験

3-1. 供試模型

図 6 に供試模型の形状及び内部構造を示す。供試模型は、これまで高温衝撃風洞 Hiest の空力試験で用いられた形状と同一形状であり半頂角 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である。模型材質は、磁性ステンレス鋼材 SUS410 を使用し、データロガーを含む模型質量は 19.62kg である。同模型は模型重心から前後同位置において直径 1.0mm のワイヤによりテストセクション上部から吊るされる。図 7 にテストセクション内における模型の試験準備状況を示す。供試模型の水平度は角度レベル計 (Wyler 社製 clinotronic) を用い、ワイヤの調整により定めた。この供試模型が受ける力は模型内部に取り付けた加速度センサーから求める。本試験では模型重心近傍の軸力方向に加速度センサー (PCB 社製 352C65) を設置している。また、気流のよどみ点となる模型先端に圧力測定孔を設け、気流ピトー圧力を計測する圧力センサー (PCB 社製 113A21) を模型内部に設けた。テストセクション内は試験前に真空状態となることから、模型内部は Oリング等による気密構造としデータロガーの電子回路及びバッテリーを保護している。データロガーは模型底面板に固定されており、データロガーへのトリガ待機指令等は模型底面板に設けたアクリル製隔壁の光学信号ポートから赤外線信号により行われ、データロガーの状態がもう一方の光学信号ポートを通して LED 信号により監視できる構造となっている。このため、誤動作によりトリガが作動してもデータロガーのトリガリセットは模型外部から容易に行える。

3-2. 試験設備及び試験条件

風洞試験は、宇宙航空研究開発機構が所有する自由ピス

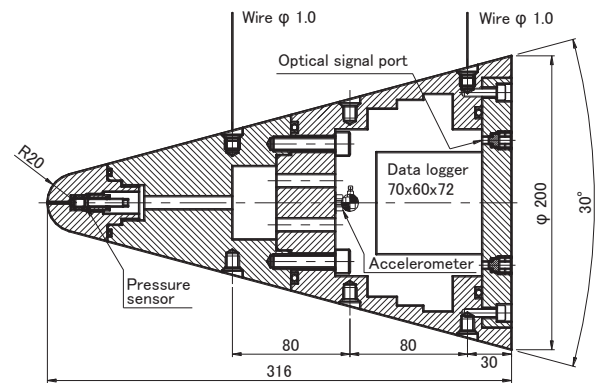


Fig.6 A blunted cone test model applied in this wind tunnel test.

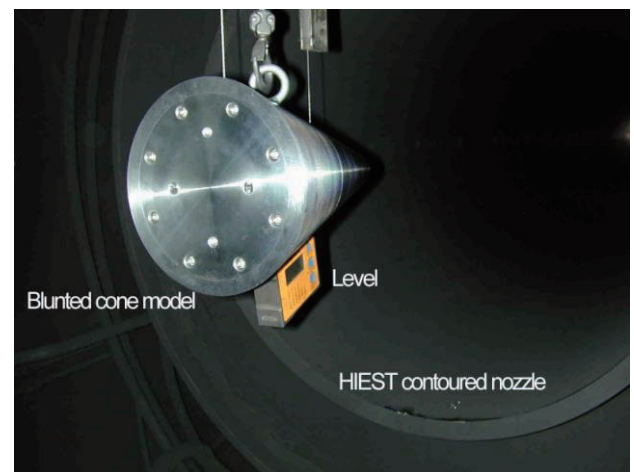


Fig.7 Blunted cone was installing in to the Hiest test section. Length of two suspension wires were adjusted to level the model.

Table.2 Test flow conditions.

Shot No.	Stagnation Temperature $T_0(K)$	Stagnation Pressure $P_0(MPa)$	Stagnation Enthalpy $H_0(MJ/kg)$	Static Temperature $T_\infty(K)$	Static Pressure $P_\infty(kPa)$	Density $\rho_\infty(kg/m^3)$	Velocity $V_\infty(m/s)$	Mach Number M_∞	Viscosity	Unit Re Number $Re_\infty(1/m)$
1831	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
1832	2.96E+03	1.32E+01	3.62E+00	2.76E+02	1.15E+00	1.45E-02	2.54E+03	7.61E+00	1.73E-05	2.12E+06
1833	2.97E+03	1.34E+01	3.64E+00	2.78E+02	1.17E+00	1.47E-02	2.54E+03	7.60E+00	1.74E-05	2.14E+06
1835	4.64E+03	1.70E+01	6.97E+00	6.67E+02	2.03E+00	1.05E-02	3.46E+03	6.74E+00	3.23E-05	1.13E+06

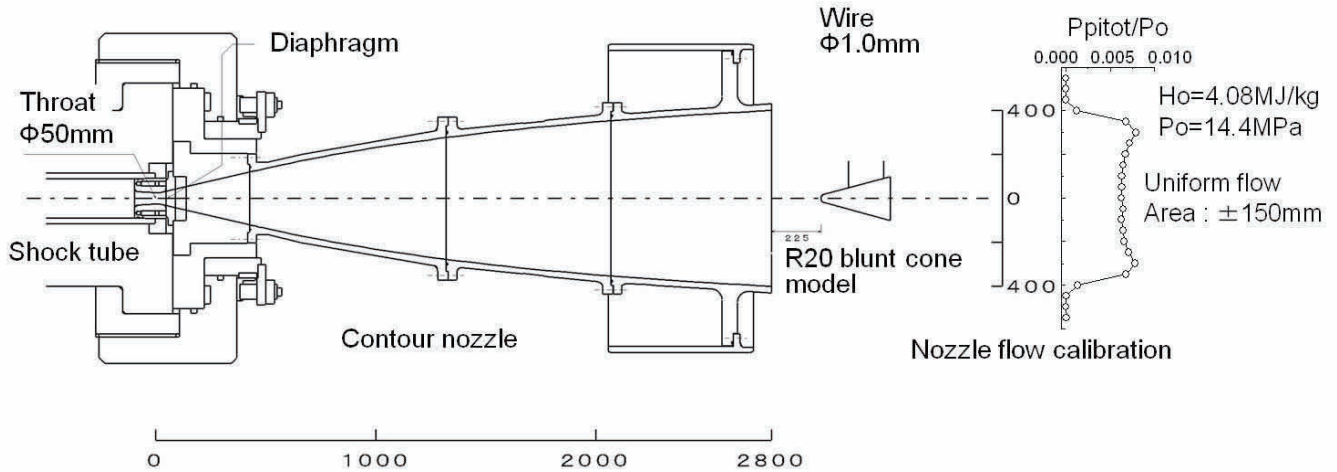


Fig.8 Test section geometry of Hiest with contoured nozzle and flow uniformity of nozzle exit at $H_0=4MJ/kg$ conditions .

トン型高温衝撃風洞 Hiest⁽²⁾を用いて行った。図8に Hiest 設備ノズル及び模型の配置を示す。試験気流は空気を用い、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、模型内蔵型データロガーによる空力計測のシステムチェックを主目的としているため、よどみ点圧力 P_0 は Hiest の稼働範囲で最低圧力のほぼ 13MPa、よどみ点エンタルピー H_0 は、最低レベルの $H_0=4MJ/kg$ および $7MJ/kg$ の2条件を選び合計 4shot を実施した。表2に準一次元化学非平衡ノズル流計算コード NENZF⁽³⁾で算出した試験気流条件を示す。また、模型は迎角を0度とし、ノズル中心軸上に模型中心を一致させて設置した。この試験条件において気流の様性を示すコア領域は気流検定結果からノズル中心より±150mm以内であり、最大直径φ200mmの模型は気流のコア領域内に入る。また、試験気流終了後、模型後方から進行してくる反射衝撃波によって模型が激しく揺らさるることから、模型及びデータロガーへのダメージを回避するため本試験では模型背後に三角注形状の反射衝撃波防止板を設けた。

4. 風洞試験結果

図9は風洞試験後に回収した模型とデータロガーにより収録した風洞試験データを USB インターフェースを介してホスト PC に取り込んでいる状況を示す。この場合、データロガーのトリガレベル及びプリトリガ設定はそれぞれ 11.15V であり、10ms である。図10はホスト PC に取り込んだ軸力方向加速度センサーの電圧出力の時間履歴を示す。インシデントショック通過後、気流が模型に到達してから模型の軸力方向加速度が増加し、設定通りのトリガレベル電圧で完全に自立作動による所定の計測が行われている。また、気流が到達する前のデータロガーのノイズレベルは±1.5mV程度であった。

図11は、ノズル貯気槽よどみ点エンタルピー $H_0=4MJ/kg$ 試験条件においてデータロガーで同時計測した電圧データを物理量に換算した気流のピトー圧力と軸力方向の加速度の時間履歴を示す。ここで、時間軸はピトー圧力及び加速度の立ち上がりを 0ms として整理した。加速度は気流到達後高周波振動が生じているため 105 点の移動平均処理を行った。気流到達後ピトー圧力及び加速度はほぼ安定し同期している。図12は軸力 F_x の時間履歴をピトー圧力とともに示す。軸力 F_x は試験時間 3ms から 5ms において約 270N でほぼ安定し、ピトー圧力も約 5.5ms までほぼ一定であり、

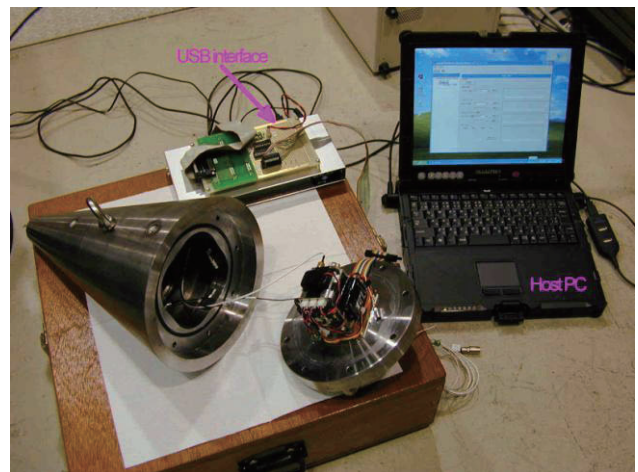


Fig.9 Measured data was transferred to the host PC via a USB interface.

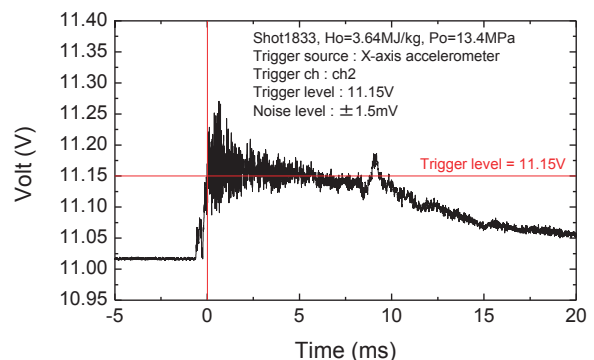


Fig.10 Raw data of acceleration on axis force direction obtained in shot1833.

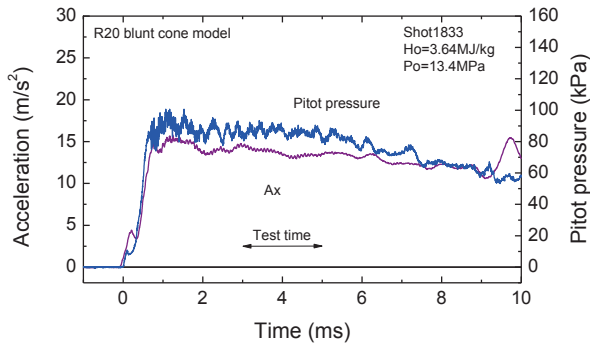


Fig.11 Acceleration on axis force direction and pitot pressure histories obtained in shot1833($H_o=4MJ/kg$ condition).

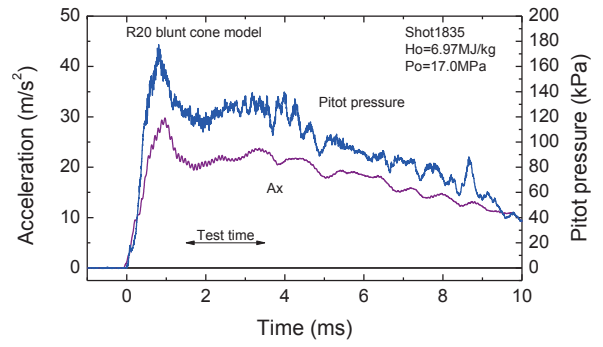


Fig.14 Acceleration on axis force direction and pitot pressure histories obtained in shot1835($H_o=7MJ/kg$ condition).

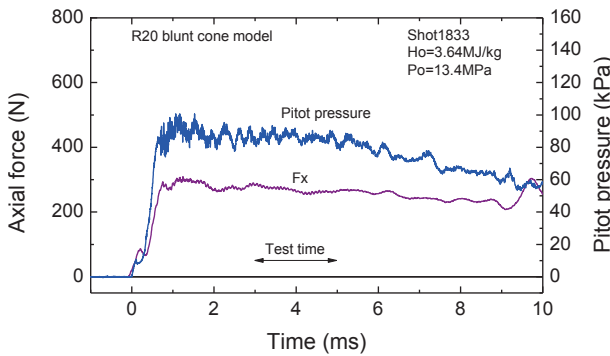


Fig.12 Axial force and pitot pressure histories obtained in shot1833 ($H_o=4MJ/kg$ condition).

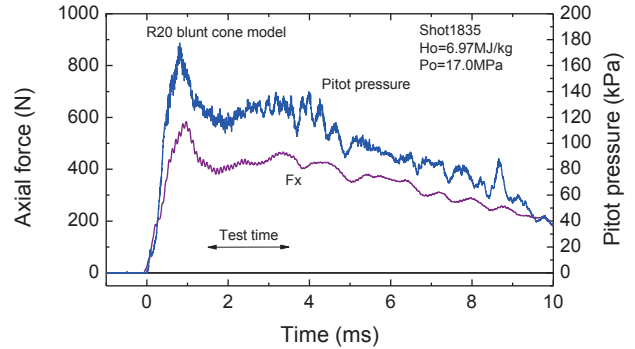


Fig.15 Axial force and pitot pressure histories obtained in shot1835 ($H_o=7MJ/kg$ condition).

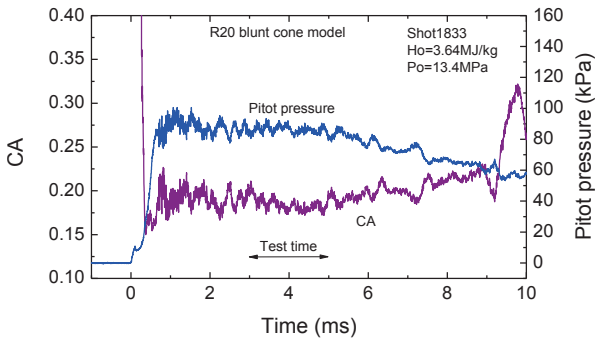


Fig.13 Axial force coefficient CA and pitot pressure histories obtained in shot1833 ($H_o=4MJ/kg$ condition).

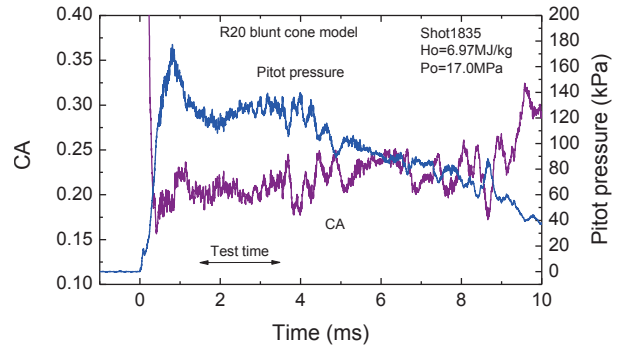


Fig.16 Axial force coefficient CA and pitot pressure histories obtained in shot1835 ($H_o=7MJ/kg$ condition).

過去に行った同一試験条件の結果⁽⁴⁾と比べ計測手法の違いによる傾向の違いは見られない。図 13 は軸力係数 CA の時間履歴を示す。ここで、軸力係数 CA は軸力 F_x をピトー圧力 P_t から導出した気流動圧 q と鈍頭円錐模型の底面積 A で除して算出した。

$$CA = \frac{F_x}{qA}$$

$$q = \frac{\rho u^2}{2}$$

ここで、 ρu^2 は比熱比による影響をエンタルピー条件で区別し、以下の通り算出した。

$$\rho u^2 = 1.073Pt \quad , \quad H_o = 4MJ/kg$$

$$\rho u^2 = 1.064Pt \quad , \quad H_o \geq 7MJ/kg$$

ピトー圧力が安定する 3ms から 5ms の試験時間 2ms において CA の平均値は 0.182 となる。図 14 から図 16 にノズル貯気槽よみ点エンタルピー $H_o=7MJ/kg$ 試験条件における結果を示す。模型軸力方向の加速度及び軸力はピトー圧力履歴

歴とほぼ同期するが、 $Ho=4MJ/kg$ 試験条件と比べ安定する時間域が短い。また、加速度及び軸力は $Ho=4MJ/kg$ 試験条件の結果に比べ約 1.6 倍高い条件となっている。図 16 は軸力係数 CA の時間履歴をピトー圧力とともに示す。この条件の場合、ピトー圧力及び加速度が安定する時間が $Ho=4MJ/kg$ の場合よりも短いため、 CA がほぼ一定となる 1.5ms から 3.5ms を試験時間とした。この区間の CA の平均値は 0.203 であり、 $Ho=4MJ/kg$ 条件の CA 平均値よりも高くなっている。図 17 は、各試験条件における R20 鈍頭円錐模型の CA を粘性干渉パラメータに対して示す。同図には CFD 結果及び参考文献⁽⁴⁾における計測手法の異なる同一形状模型の試験結果も示している。粘性干渉パラメータは以下の通り算出した。

$$\chi = C^{0.5} \frac{M}{\sqrt{Re}}$$

ここで、係数 $C^{0.5}=1$ 、 M : 気流マッハ数、 Re : 単位レイノルズ数である。今回のデータロガーにより取得した CA は、 $Ho=4MJ/kg$ 条件、 χ ≈ 約 0.0053 において CFD の結果、加速度計測手法及び空力天秤計測手法による試験結果の近傍に位置し、 $Ho=7MJ/kg$ 条件の CA は CFD の結果に近く、これまでのデータの傾向とある程度同一である。これらの結果より、HIEST において模型内蔵型データロガーによる極短時間空力計測が可能であり、更に、この試験方法により模型とスティングとの干渉流れ場による空力特性への影響を排除できる計測手法が確立できた。しかし、模型支持スティングの有無による空力特性への影響について、今回は試験回数及び試験領域が不足しているために詳細な評価ができなかったが、今後は高エンタルピー領域での試験実施も含め明らかにしていく予定である。

また、気流終了後、両ワイヤが切断したケースもあったが、模型下部に予め模型捕獲装置を設けたことにより図 18 に示すように落下する模型をうまく捕獲することができた。捕獲装置は模型を受ける V 型構造アルミ板の表面に厚さ 20 mm のスポンジゴム緩衝材を張り付け、その板をショックアブソーバ (FEST 社製 YSR-25-40) 4 本で支持する構造となっている。この構造のため落下した模型及び模型内データロガーへの損傷はなく、この状況でも空力データの取得が可能であった。この成功は完全に無拘束の空力計測 Free-fall 法に応用できることを示唆している。

5. おわりに

模型内蔵型の超小型データロガーを開発した。データロガーは 4CH の圧電型センサーが使用可能であり、精度 16bit、サンプリングレート 500kHz 及び計測時間 200ms を確保することができた。データロガーのシステムチェックとして、鈍頭円錐模型に本データロガーを内蔵させ、抗力計測と主流ピトー圧力計測を対象とした風洞試験を高温衝撃風洞 HIEST で実施した。同風洞試験では本計測システムに大きな問題は確認されず、データロガーによる極短時間空力計測が可能であることを実証できた。

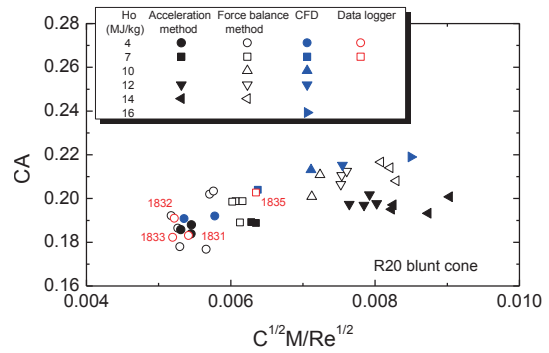


Fig.17 Relation between axial force coefficient CA and viscous interaction parameter $C^{0.5}M/Re^{0.5}$ for R20 blunt cone model.

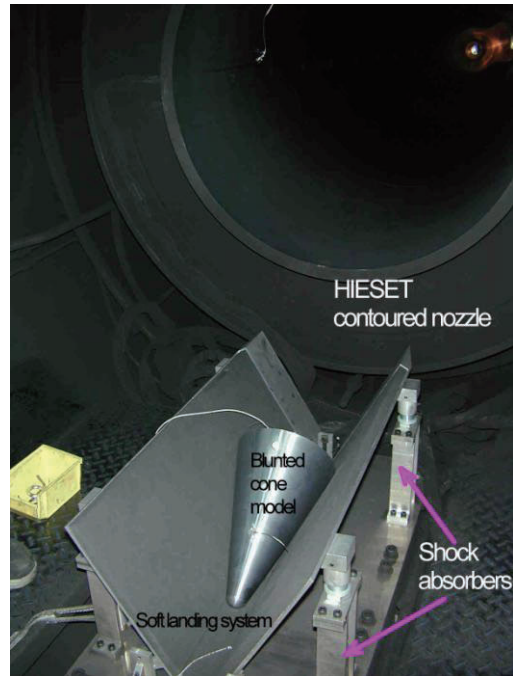


Fig.18 Blunted-cone model caught by the soft-landing system. The suspension wires accidentally broke and the model fell down on the system after the test flow passed by. Neither the model nor the logger was damaged.

6. 参考文献

- (1) 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.
- (2) 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
- (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.
- (4) 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