

地上試験設備による縮尺模型の自由飛行試験

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）

Free-flight testing with scaled models in ground test facilities

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

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

Key Words : Onboard measurement, data-logger, hypersonic

ABSTRACT

Free-flight test technique with scaled models based on ground test facilities has been developing in JAXA Kakuda Space Center. The key technology for the test technique is JAXA in-house miniature data-recorders, which are small enough to be on-boarded in test models. The recorders were originally built for the free-flight force measurement in the shock tunnel Hiest. The specification of the recorders is;(1) Sampling rate 100-500kHz, (2)4 to 10-channels (3) Sensitivity 16bit and (4) Duration of 1300ms. The size of a recorder was 60mm diameter and 60mm height including batteries, which run 2 hours or longer. The recorder has been applying to other wind tunnel tests and in particular ballistic range test in JAXA Kakuda Space Center. The latest results including Lessons and Learned through the development of the technique were reported in the paper.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（以下JAXA）では、高温衝撃風洞HIESTの試験精度向上を狙い、従来計測法とは全く異なる風洞内自由飛行計測法の開発を行っている⁽¹⁾⁽²⁾。この計測法では、模型はワイヤ、スティング等の支持装置はもちろんのこと、計測ケーブルも含む外部との全ての接続からフリーであり、完全に無拘束・自由飛行状態となる。当然ながら、模型に内蔵された各センサー類（加速度計、熱電対、圧力トランスデューサ）の計測値は、信号ケーブルで模型外に伝達することが不可能なため、テレメトリーあるいは、模型が自立的に計測データの記録を行うことが必須である。短時間計測ではデータの転送レートが膨大であり、テレメトリーは現実的では無い。そこで模型に内蔵可能な超小型データロガーの開発を実施した。JAXAはH22年度までに、電池を含めて10cm x 10cm x 10cmの容積に収納可能な超小型データロガーの開発に成功し、高温衝撃風洞HIESTでの風洞試験を実施した。試験では、全長約30cmの鈍頭円錐模型の3分力空力係数を高い精度で取得することに成功した。このデータロガーは、他の超秒時風洞あるいはJAXAが保有するバリスティックレンジでの自由飛行試験への応用を狙い、更なる改良を実施中である。改良型データロガー試作機は既に数機完成しており、この試作機を用いた従来型極超音速風洞での空力試験、およびバリスティックレンジでの

遷音速不安定性試験がH24年度中に計画されている。

この報告では、模型内蔵型データロガーについて述べると共に、HIEST自由飛行力計測試験の結果を示し、現在進行中である、バリスティックレンジによるカプセル模型自由飛行試験について報告の概要を記す。

2. 風洞内自由飛行計測法およびデータロガー

図1にHIESTを例とした風洞内自由飛行計測法のイメージを示す。模型は風洞試験部天井の模型支持装置（HIESTでは磁力支持）に固定され、気流到達時に主流

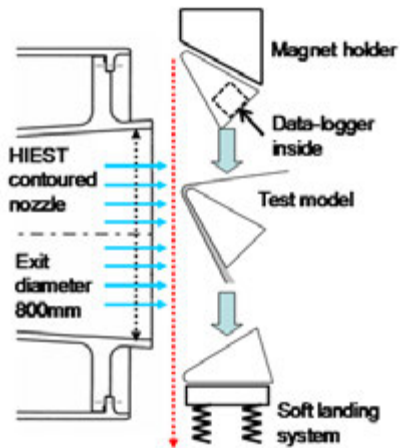


Fig.1 The 'Free-fall force measurement technique'.

Table.1 Required specifications of the miniature data-logger.

Sensor type and number of sensors	Piezoelectric type(ICP) 6, Piezoresistive type 4
Input	-10V to 10V
Resolution	16bit
Sampling rate	500kHz
Duration	400ms
Pre-trigger	Adjustable from -400ms to 0ms with onboard micro switch
Trigger arming system	IR photo-switch. (with LED indicator)
Trigger level	Adjustable from -10V to 10V
Size	70mm x 70mm x 50mm
Battery duration	2 hours
I/O Interface	USB

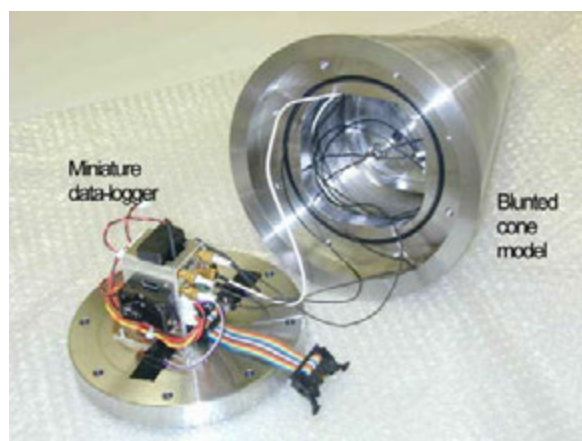


Fig.2 Miniature data-logger mounted on the bottom plate of the blunted cone. Three piezoelectric miniature accelerometers and one piezoelectric pressure transducer were instrumented inside the blunted cone.

中心に位置するタイミングで落下する。試験時間は数ミリ秒、模型重量が数10kgであるため、たかだか数m/sの模型落下速度の影響および空力荷重による位置の変動は無視できる。試験後模型は試験部床に設置されている捕獲装置に軟着陸する。その後模型からデータロガーを取り出し、データをPCに転送した後、模型およびデータロガーは再使用される。

この計測法成立の可否を決める技術課題は、模型に内蔵可能な超小型・超高速のデータロガーの開発であるが、本ロガーのアーキテクチャの設定にあって、大学等で多くの報告があるPICを使用したアーキテクチャーの採用は行わなかった。PICは入手が容易且つ安価であるが、このデータロガーに求められるデータ転送量は16bit×500kHz×必要CH数であり、現在入手可能な最も高速なPICを用いてもクロック速度が不十分である。更に、PICへの要求機能はA/Dチップからのデータをメモリに書き込むだけの極めて単純な動作であり、複雑・多機能な命令系を持つPICにはそぐわない。そこで本ロガーではPICの代わりに、CLPD(Complex logical programmable device)を採用した。CLPDはロジック変更の柔軟性は無いが、ハードロジックであるため、PICに比較して極めて高速化が図れる。本ロガーでは、更なる高速化と同時に小型化を確保す

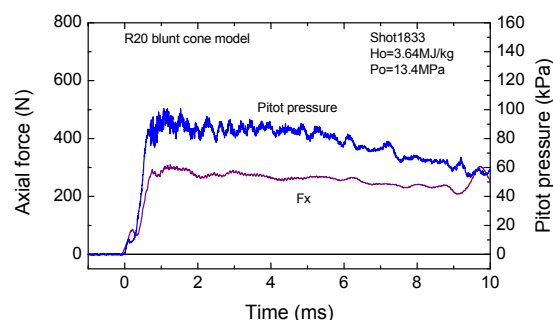


Fig.3 Axial force and Pitot pressure histories obtained in shot1833 ($H_0=4\text{MJ/kg}$ condition).

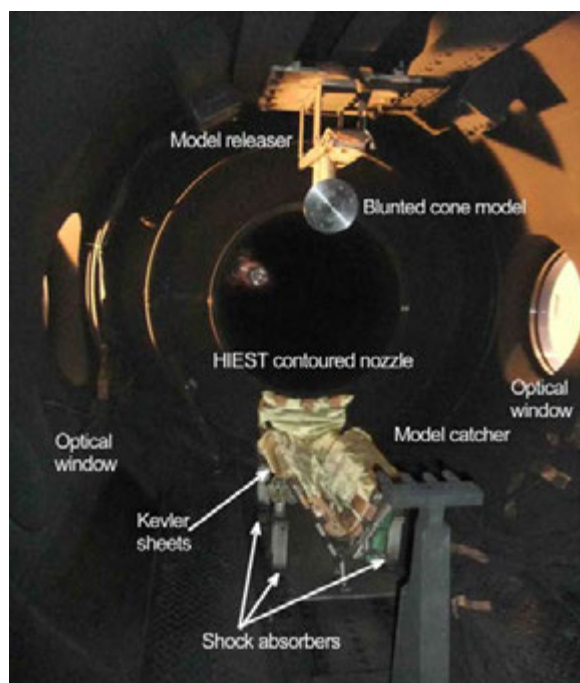


Fig.4 Model releaser and model catcher in the HIEST test section. Blunted cone model has already clutched with the releaser. After the test, the model will be fall down in the catcher, which was covered by the Kevlar sheets.

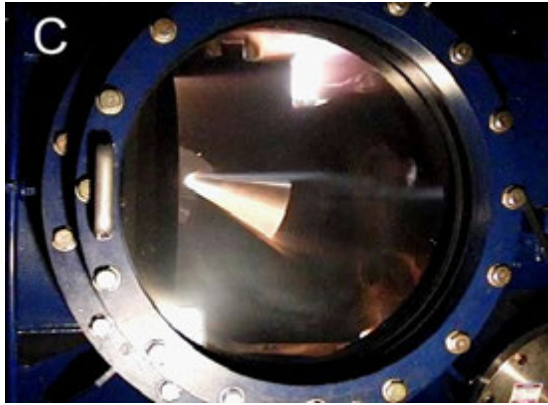


Fig.5 A photograph of the blunt cone just flying in the Hiest test section. Hypersonic test flow ($V_\infty=3\text{km/s}$) came from left to right. Shock wave around the cone and slip line were apparently observed.

るために4層ボードによる回路構成とした。このアーキテクチャを検証するために、2機の試作データロガーを製作した。

3. 4CH 小型データロガー(試作1号機)

試作1号機では、小型・高速作動、バッテリー容量を同時に成立させると共に、許容される容積に収まるかどうかを検証する目的で、チャンネル数を4CHに制限した。

試作ロガー1号機検証の風洞試験は、供試模型として半頂角15度の鈍頭円錐模型(図2)を用い、HIESTで平成22年に行われた⁽¹⁾。風洞内部は試験時に真空となるが、この模型は、ロガーと電池を内蔵するために、模型内部が気密構造となっており、2時間以上内部を大気圧に保持できる。この試験はロガーの検証が目的であるため、自由飛行試験は行わず、模型は2本のワイヤで風洞試験部に吊された状態で試験された。

試験条件はJAXA極超音速風洞試験と比較を行うため、HIESTでの最低よどみ点圧13MPa、最低よどみ点エンタルピー $H_0=4\text{MJ/kg}$ とした。模型迎角は0度で軸力計測(加速度計PCB352C65)および模型先端Pitot圧(圧力トランスデューサPCB113A21)の2CHのみの計測を行った(図3)。計測結果は良好で、懸念されていた振動の影響・ノイズ等はHIEST既存の計測系を用いるよりも改善された。

4. 10CH 小型データロガー(試作2号機)

本格的な3分力計測を実施するための試作2号機は、加速度計用6CH(加速度計PCB352C65)、圧力計測用4CH(圧力トランスデューサKuliteXCQ093)の構成とした⁽²⁾。アーキテクチャは1号機と同じであり、チャンネル数の増大に伴ってロガー容積は70mm×70mm×50mmに増大した。使用した模型は4CH用と同一の鈍頭円錐であるが、自由飛行法での磁力模型支持装置のために、磁性材料SUS410で製作した。模型そのものが電磁シールドとして機能するため、電磁石の励

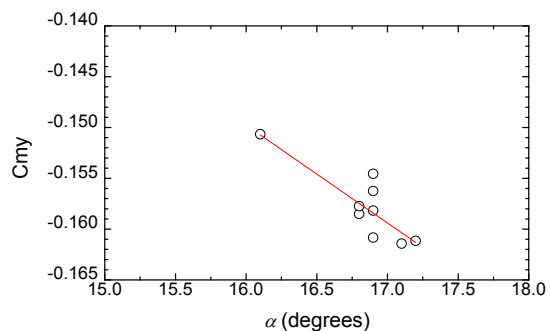
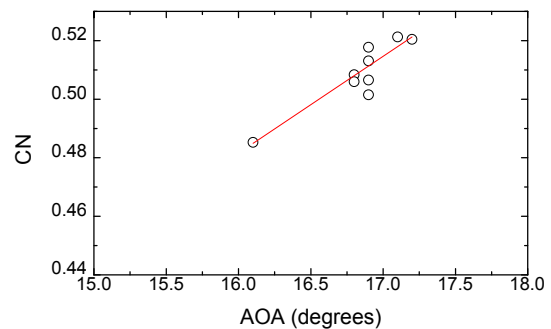
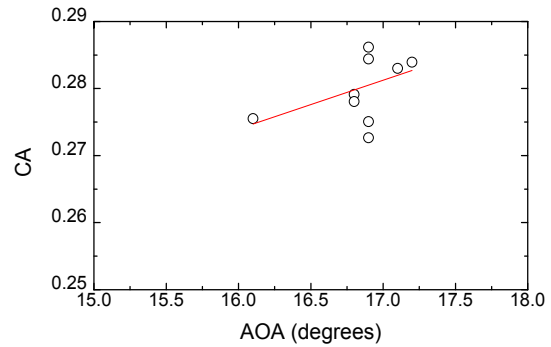


Fig.6 Aerodynamic coefficients (CA, CN and Cm) obtained in this free-fall measurement.

磁・消磁によるノイズの発生は皆無である。試験条件は1号機検証試験と同様によどみ点圧13MPa、最低よどみ点エンタルピー $H_0=4\text{MJ/kg}$ とした。図4に模型試験部の写真を示す。試験部天井に電磁石式模型支持装置、床には軟着陸装置が設置され、供試模型である鈍頭円錐は支持装置に取り付けられている。自由飛行時の写真を図5に示す。模型迎角は16度に固定したが、落下時のぶれにより試験毎に多少のばらつきが計測された。試験は21ショット実施し、落下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。この試験で得られた鈍頭円錐の3分力計測結果を図6に示す。本計測法による計測精密度は極めて良好で、 2σ の値は、CA、CNで $\pm 1\%$ 以下、Cmで $\pm 2\%$ 以下と吹き出し型極超音速風洞と同等レベルの値を得た。現在、この2号機をベースに、熱電対計測用の派生型も設計・製作が完了している。

5. バリスティックレンジ試験

JAXAで現在研究中である再突入カプセルの技術的課題の一つとして遷音速領域での空力不安定性がある。遷音速不安定性の風洞試験は、模型支持装置（スティング等）による干渉があるため、比較用データとして、自由飛行状態での計測試験が必須である。JAXA角田は、直径100mmのプロジェクトイルを最大飛行マッハ数2で射出するオープンレンジの2段式軽ガス銃HEK-Gを有しており(図7)⁽³⁾、内部に加速度計およびデータロガーを内蔵したカプセル形状プロジェクトイルを遷音速で射出することで、自由飛行するカプセルのピッチおよびヨー減衰係数を計測することを狙う。

HEK-G試験では試験時間、すなわちプロジェクトイルの飛行時間が数百msとHIESTに比べて長い。そのため、CLPDのクロック周波数を1/5下げること、サンプリング周波数を100kHzへ低下させる同時に収録時間を1秒に延長した。

図8が直径100mmのHRVカプセル形状プロジェクトイルおよび2分割タイプのポリエチレン製サボである。図9に示される通り、データロガーはプロジェクトイル底面に取り付けられる。計4個の圧電型加速度計はピッチ・ヨー成分の計測のため、全て軸方向に設置されている。

HEK-G試験はサボ-の作動確認および模型・データロガーの回収技術を確立する目的で、予備試験を実施中である。図10は全重量1.7kgのHRV模型を射出マッハ数0.7で射出した際の連続高速ビデオイメージを示す。既にサボ-展開の確認および模型の回収は成功している。

6. 極超音速風洞試験

JAXA-DLRの計測技術に関する共同研究の一環として、上記HEK-G用カプセル模型を用いた極超音速自由飛行風洞試験がDLR Koeln極超音速風洞H2Kで平成24年5月に予定されている。H2Kは従来型の吹き出し風洞で試験時間が長秒時となるため、模型への熱負荷が衝撃風洞と比べ高い。模型内部への高温ガスの流入を防ぐために分割部分はO-ringによるシール構造とした。

試験目的は、吹き出し型風洞での模型・データロガーの健全性の確認および計測の成立性であるため、加速度計の配置はHEK-G用カプセル模型と同じとしている。

7. これまでの知見と開発の方向

小型・高速・高精度・多チャンネルの仕様としては、例を見ない高性能を確保している本データロガーだが、更なる改良を継続中である。改良点を以下にまとめる。

- (1) 充電型電池の採用
- (2) チャージ型圧電トランスデューサの採用

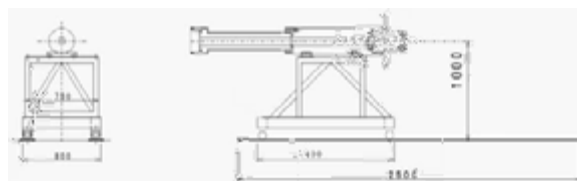
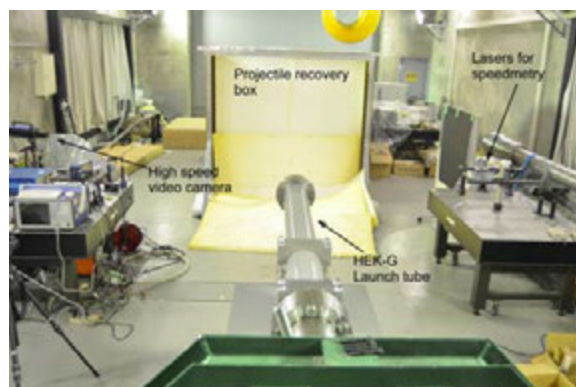


Fig.7 Open-range two-stage light-gas gun HEK-G

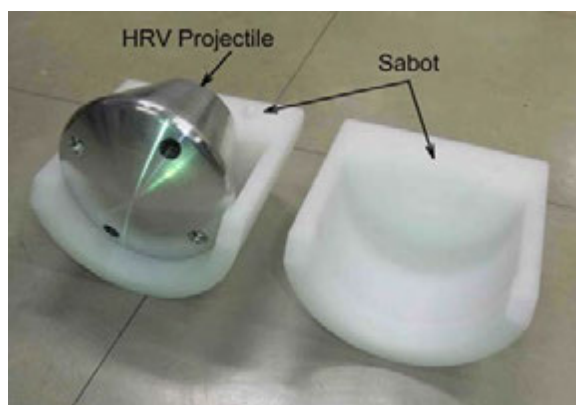


Fig.8 HRV projectile and two-piece sabot for HEK-G.

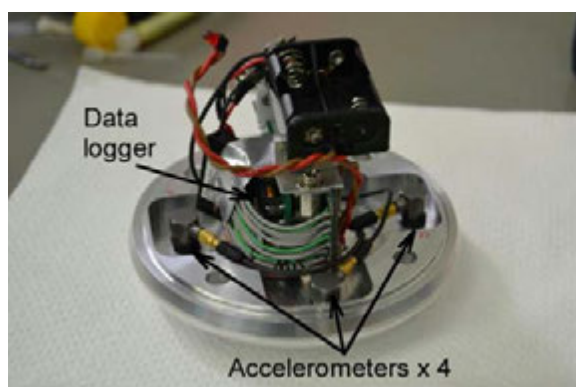


Fig.9 Miniature data-recorder and Piezo-electric accelerometers instrumented in a HRV projectile

(3) 回路のモジュール化

充電型電池は開発当初から検討されていたが、電池損傷による爆発の危険性とアンプ内蔵圧電型トランスデューサ（ICP）の電圧が28Vと高い為に見送られてきた。ICP型の代わりにチャージ型圧電トランスデューサを採用することで、アンプ回路



Fig.10 Sequential high-speed video Images of preliminary test (flight length = 3m)

が全ての使用センサに対して同じ構成となりセンサ使用についての自由度が格段に増加している。本ロガーは今回の試験だけでなく、カプセル模型の着水試験にも使用されており信頼性の評価が続

けられている。

参考文献

- (1) Tanno, H., et al., “Miniature data-logger for aerodynamic force measurement in impulsive facility”, AIAA Paper No.2010-4204, 2010
- (2) Tanno, H., et al., “Free-flight force measurement technique in shock tunnel”, AIAA Paper No.2012-1241, 2012
- (3) 丹野他、2 段軽ガス銃 HEK-G を用いた空力試験、日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会、2011