極短時間内での大型スクラムジェット模型の力計測*

丹野 英 幸^{*1}, 小 寺 正 敏^{*2}, 伊 藤 勝 宏^{*1}
佐 藤 和 雄^{*1}, 小 室 智 幸^{*2}, 高 橋 政 浩^{*1}Force Measurement of Large-scale Scramjet Model within
Short Test DurationHideyuki TANNO^{*3}, Masatoshi KODERA, Katsuhiro ITOH,
Kazuo SATO, Tomoyuki KOMURO and Masahiro TAKAHASHI^{*3} Japan Aerospace Exploration Agency, Space Propulsion Research Center,
1 Koganesawa, Kimigaya, Kakuda shi, Miyagi, 981 1525 Japan

Aerodynamic force measurement technique was developed for large scramjet models within short test time. The technique was based on direct acceleration measurement with miniature accelerometers mounted on a test model, which was suspended with stainless steel wires to make the restorative force negligible. In order to cancel the natural mode of vibrations of the test model, sum averaging signal processing technique was proposed. The technique was applied on drag force measurement of a 3 m length rectangular duct scramjet in the high enthalpy shock tunnel Hiest. Measurement result was evaluated with a three dimensional Navier Stokes numerical simulation. The evaluation with numerical simulation showed that the difference between measurement and numerical simulation is less than 5%. It is demonstrated that the technique has sufficient reliability to measure aerodynamic force with time resolution of 350 μ s, which is equivalent to frequency response of 2.88 kHz.

Key Words: Hypersonic Flow, Computational Fluid Dynamics, Shock Wave, Free Vibration, Experimental Modal Analysis

1 はじめに

自由ピストン型衝撃風洞は、従来型風洞では模擬できない数百～数千気圧の淀み点圧力、数千度の淀み点温度条件を生成できることから、大気圏再突入体周りの流れ、スクラムジェット内部流れ等、反応現象を伴う超高速流れの地上試験に用いられる⁽¹⁾。宇宙航空研究開発機構が保有する高温衝撃風洞 Hiest⁽²⁾⁽³⁾は、大型の自由ピストン型衝撃風洞設備であり、世界でも最大規模である全長 3 m の大型スクラムジェット模型を用いた燃焼試験が可能である。気流条件にも依存するが、Hiest の試験時間は数ミリ秒～十数ミリ秒程度

と従来型の風洞と比べ短い。従って、スクラムジェットエンジンの性能評価として特に重要となる推力計測において、従来風洞で用いられてきたロードセルによる力計測法では時間応答性が悪く、計測精度の確保が困難である。

一方、衝撃風洞による空力試験を目的に、極短時間力計測技術は 1960 年代から多く研究され、数々の方法が開発されたが⁽⁴⁾、その方法は数 cm～数十 cm の大きさの小型模型への適用に止まり、Hiest 試験に供される大型模型での力計測実験の報告は例が無い。

本研究では、Hiest への適用を目的とした大型スクラムジェット模型用極短時間力計測法の開発を行った。この論文では、計測原理、検定結果及び全長 3 m の大型スクラムジェット模型を供試体とした Hiest での

* 原稿受付 2004 年 6 月 11 日。

^{*1} 正員、宇宙航空研究開発機構宇宙推進技術共同センター
(〒981-1525 角田市君章小金沢 1)。^{*2} 宇宙航空研究開発機構宇宙推進技術共同センター。

E-mail: tanno@kakuda.jaxa.jp

抗力計測試験結果を述べる。また、数値シミュレーションによって評価・解析を行い、本計測法の精度・信頼性を検討した。

2 力計測法

風洞試験に於いて力計測系は図1に示される単純なモデルとして表すことが可能である。このとき、 F は負荷、 m は模型慣性質量、 k は支持装置(スティング等)の剛性を示す。

大型模型を用いた場合、必然的に m が大であるため ($m(d^2x/dt^2) \gg kx$)、弾性力 kx をできるだけ無視できる状態として、模型の加速度を計測し、力を算出する方法が合理的となる。弱拘束法⁽⁵⁾、加速度天秤法⁽⁶⁾と一般的に呼ばれる方法は、スティング等の剛性の高い支持法の代わりに、模型をワイヤ、スプリング等の剛性が低い方法で支持する。模型に負荷される空力荷重は、模型に取り付けた小型加速度計出力と模型質量の積から単純に算出することが可能である。しかしこの方法の適用実績は、全長数 cm ～ 数十 cm の小型の模型にとどまる。これは、模型が大型化すると、十分な模型剛性の確保が困難となり、模型の固有振動数が出力信号に振動成分として重畳され、正確な計測を妨げるためである。振動成分の影響を除くために、移動平均により平滑化する方法は、時間分解能とトレードオフの関係にあるため、短い試験時間には安易に適用することはできない。

そこで本研究では、2 個の加速度計を用いて極めて容易に固有振動の影響を回避する方法を試みた。一般的にスクラムジェットはダクト形状であり、模型軸方向振動は図2に示される固有振動モードを有する。図2の a, b 点では、2 次モードが節となり振幅は 0 となるが、他の振動モードが残存する。しかし、a, b 点では奇

数次モードの振幅は同じで位相が互いに逆となるため、a, b の相加平均を行うと奇数次の高次振動成分を打消すことが理論上可能である。

HIRST での大型スクラムジェット力計測試験では、時間分解能が 2 ～ 3 百 μs 程度であれば、推力性能評価用としては十分である。今回用いる大型スクラムジェット模型では、4 次モードの以上の振動成分(2.88kHz)を、ローパスフィルタで除去し、時間分解能として 350 μs を確保することを狙った。次に、この原理を大型スクラムジェット模型に応用し、実際に計測を試みる。

Fig. 2 Vibration modes of test scramjet model

3 大型スクラムジェット模型

計測法の評価に用いられた大型スクラムジェット模型(以後M12スクラムジェット)は超高速域での燃烧特性を研究する目的で設計された。模型全長は 2.9m、インレット入り口断面 W200×H250mm、重量289kgである。模型は側板圧縮型インレット及び側板膨脹型のノズルを有し、燃烧器は単純な矩形ダクト構造を持つ。燃料噴射用に、左右側板ステップ背後にそれぞれ11個の噴射口(φ3.0mm)が合計22個設けられており、燃料であるガス水素がこの噴射口より、スクラムジェット模型後方へ平行噴射される。尚、ガス水素は高速燃料噴射装置⁽⁷⁾によって制御され、通風時の短時間のみ噴射される。

模型概略を図3に示す。模型はボルトによる組み立て構造とした。正確な計測を妨げる高周波振動の発生を防ぐため、本模型では、構造部材の構成数量をできるだけ減らし、部材肉厚 50mm のアルミニウム合金(A7075)無垢材より製作することで、剛性確保を狙った。また、部品間の結合剛性確保のために、側板は軸方向に M14 ボルト 2 本、上下左右併せて 8 本で結合する設計とした。模型は支持拘束が無視できるものとするために、直径 2mm(素線数 7×7, 素線径 0.23mm)の

Fig. 1 Model of force measurement system

Fig.3 Schematic of the M12 scramjet test model

SUS304 製ワイヤ 4 本で風洞試験部天井から吊された。

後述する数値シミュレーションの評価のために模型右側板内面には半導体ひずみゲージ型圧力トランスデューサ (Entran 社製 EPI-58, 共振周波数 500kHz) を 38 個取り付け、圧力分布の計測を行った。力計測には圧電型小型加速度計 (PCB 社製 352C65, 共振周波数 50kHz) を用い、模型左側板外面の中心線上軸方向に 17 個取り付けた。模型先端を原点とした加速度計の軸方向位置を表 1 に示す。これらのセンサ出力は、A/D 変換器内蔵トランジェントメモリ (System

Design Service 社製 Grasper Model-1000, サンプリング周波数 500kHz, 精度 14bit) によってデジタルファイルとして記録される。力計測の為の振動処理、後述するローパスフィルタリングは試験後、コンピュータ上で実施した。

4. 検定試験

4.1 打撃検定試験

時間応答を改善する信号処理法として用いられる逆畳み込み演算処理法⁽⁸⁾⁽⁹⁾では、処理に必要な計測系の周波数応答関数を打撃試験によって予め取得する。従って、打撃試験精度は計測精度に直接影響を与えるため、精度の高い打撃試験が求められる。本方法では、打撃試験に要求されるのは、軸方向の主要な振動の励起のみであり、いわゆる技量的要求が無いため、簡便に行うことが可能である。ここでは、一般的なインパクトハンマー (PCB 社製 086C03) を用いて打撃試験を行った。図 4 には打撃試験によってインパルス入力を与え、励起させた模型の縦方向振動の周波数特性を代表例として示す。図中実線及び点線は、それぞれ図 2 に示される 1 次振動モードが節となる c 点及び 2 次

Table.1 Location of accelerometers

No.	Location(m)	No.	Location(m)
1	0.2828	10	1.6428
2	0.3428	11	1.8428
3	0.7828	12	1.9828
4	0.8428	13	2.0428
5	0.9828	14	2.1828
6	1.0428	15	2.2428
7	1.1828	16	2.4828
8	1.3828	17	2.5428
9	1.4428		

振動モードが節となる a 点に設置された加速度計の振動特性を示す。振動は 720Hz の周波数を持つ基本固有振動モードとその高調波が主成分であった。加速度計の取り付け位置に対する各振動モードの振幅を図 5 に示す。図中の振幅は、模型先端に最も近い位置(先端より 283mm)に取り付けられた加速度計振幅値で無次元化した。図より、信号処理に用いる加速度計は、2 次振動モードの節の部分である a 点(先端より 783mm)及び b 点(先端より 2183mm)に選定した。図 6 に打撃

Fig. 4 Impulse response of accelerometers at point a and at point c

Fig. 5 Vibration characteristics of the test model

Fig. 6 Impulse response of accelerometers at point a and at point b

試験で得られた a 点, b 点の加速度計出力を示す。両点での加速度計出力は軸方向の基本振動周波数である 720Hz の振動を示し、振幅は同等で、位相が逆である。

4.2 噴射検定試験

力計測法の簡易的な検定のために、M12 スクラムジェット模型の水素噴射試験を行い、噴射によって発生する推力計測を行った。図 7 に水素マニホールド圧力 $P_m=4.5$ MPa の条件で噴射した際の推力履歴を示す。図中点線は a 点に設置された加速度計出力、細い実線は b 点に設置された加速度計出力である。太い実線は a, b 点出力を相加平均で処理した値を示す。水素噴射によって発生する力は、風洞試験に比べ絶対値が小さい。また図中の水素マニホールド圧力履歴に示される通り、噴射開始から圧力が定常となるまで 4ms 程度と遅いため、噴射によって模型に与えられる力の成分は低周波であり、720Hz の模型の固有振動は強く励起されない。しかし、点線と破線に重畳している 720Hz の振動成分は、相加平均処理により十分低減されていることが確認できた。

同様に P_m を変化させ計測した推力増分 ΔF を図 13 中に記号□で示す。図中点線は水素が噴射口より音速で噴射されることを仮定して予測した理論値を示す。計測値と理論値はほぼ一致し、最小自乗法で得られた計測値と理論値の $\Delta F/P_m$ の傾きの差は 5% であった。

Fig. 7 History of measured thrust produced with hydrogen injection

5. 風洞試験

5.1 風洞試験条件及び数値シミュレーション

続いて、本計測処理法を風洞試験に適用する。風洞試験は自由ピストン型衝撃風洞 HIEST で行った。試験気流動圧は風洞ノズル貯気槽圧力 P_0 とほぼ比例するため、 P_0 を 19, 36, 59MPa と変化させ、模型に負荷される空力荷重を変えた 3 条件で風洞試験を行った。気流

エンタルピは M12 スクラムジェット模型の設計条件である飛行マッハ数 12 相当の $H_0=7.5\text{ MJ/kg}$ で固定した。気流条件は計測された衝撃波管端圧力、衝撃波速度より化学平衡反応コード⁽¹⁰⁾、及び軸対称 Navier-Stokes コード⁽¹¹⁾によって算出した(表2)。図8に各条件のピトー圧力時間履歴を示す。 $P_0=36\text{MPa}$ 、 $P_0=59\text{MPa}$ において、風洞運転条件が若干アンダーテイラード条件で有るため、始動時における Pitot 圧力の変動は大きいが、 $t=2\text{ms}$ 以降に静定し、 P_0 の減少に伴い、Pitot 圧力が低下する $t=6\text{ms}$ までほぼ一定値を示す。従って、試験時間は Pitot 圧力がほぼ定常となる $3\sim 5\text{ms}$ とした。

Fig. 8 Free stream Pitot pressure histories under condition 1, 2 and 3

Fig. 9 Pitot pressure distribution at the HIEST nozzle exit under condition 2

Table. 2 Test flow condition

Condition	1	2	3
P_0 Stagnation pressure(MPa)	19	36	59
H_0 Stagnation enthalpy(MJ/kg)	7.2	7.4	8.3
T_∞ Temperature(K)	7.3×10^{-2}	7.7×10^{-2}	9.0×10^{-2}
P_∞ Pressure(kPa)	2.6	5	8.5
ρ_∞ Density(kg/m ³)	1.3×10^{-2}	2.3×10^{-2}	3.3×10^{-3}
V_∞ Velocity(km/s)	3.5	3.6	3.8
M_∞ Mach number	6.6	6.5	6.4
Re Unit Re number(1/m)	1.3×10^6	1.3×10^6	3.1×10^6

また、本風洞試験に先立ってノズル気流一様性を計測した。図9にPitot レークを用いて計測したノズル出口の主流 Pitot 圧力分布を示す。M12 スクラムジェットインレット入り口断面の範囲において気流は十分一様であり、圧力分布の変化は $\pm 3\%$ 以下であった。

模型内流れ解析及び計測結果の評価には非構造格子3次元NS数値シミュレーションコード⁽¹²⁾を用いた。ここで計算格子点数は250万点である。表2の主流Re数から、スクラムジェット内部流れはほぼ乱流と考えられる⁽¹³⁾ため、計算には全域乱流を仮定し、乱流モデルには、Spalart-Allmarous⁽¹⁴⁾を用いた。

5.2 抗力変化

図10は3つの風洞試験条件で計測されたスクラムジェット内圧力分布を数値シミュレーション結果と併せて示す。インレット先端で発生した衝撃波はスクラムジェット燃焼器内で反射を繰り返し、波状の圧力分布を示した。数値シミュレーション結果と計測値は圧力値、衝撃波反射位置においてほぼ合致しており、本

Fig. 10 Pressure distribution inside the M12 scramjet. Pressure was normalized by stagnation pressure

Fig. 11 Force history measured at point b, at point c and b-c averaged under condition 2.

数値シミュレーションはスクラムジェットエンジン内流れを十分に模擬しているものと考えられる。

図 11 は $P_0=36\text{MPa}$ で計測された軸力時間履歴を示す。図中の点線は a 点、波線は b 点の加速度計出力を表す。風洞試験では模型に負荷される空力荷重が大きく、燃料噴射試験での入力負荷に比べ急峻に立ち上がるため、高い周波数帯が励起されることから、燃料噴射試験に比べて振動の振幅は大きい。振動処理方法は燃料噴射試験と同様に相加平均処理を行い、実線で示される抗力処理結果を得た。基本振動およびその高調波によって激しい振動を示す a 点、b 点の出力値は本処理法によってうち消され、4 次の高調波成分 (2.88kHz) のみが残る。この振動成分は、商用解析ソフトウェア

Fig. 12 Measured drag force under different P_0 condition

Fig. 13 Thrust variation with manifold pressure

Table. 3 Drag reduction effect on thrust increment

P_m (kPa)	$\dot{m}_{H_2}$ (g/s)	ΔF in vacuum (N)	ΔF in free stream(N)	$\Delta F_{\text{freestream}}$ $-\Delta F_{\text{vacuum}}$ (N)	Friction reduction (N)
0	0	0	0	0	0
1179	74	164	234	70	24
2262	141	315	458	143	67
3397	212	473	676	203	98
4251	266	592	834	242	115

(OriginLab 社製 Origin7.5) を使い、遮断周波数を 2.88kHz としたデジタルフィルタにより除去した。除去結果を図 12 の抗力履歴として示す。図 12 には同様な処理を $P_0=19\text{MPa}$, $P_0=59\text{MPa}$ の抗力計測値に適用した結果も併せて示した。また、図中に示される直線はそれぞれの条件で行った数値シミュレーションによる予測値である。計測値は数値シミュレーションの値より最大 5% 過大であった。

5.3 水素噴射による抗力減少

次に水素噴射を伴った風洞試験を行い、模型に発生

Fig. 14 Friction parameter variation along the axial direction. (a) du/dy , (b) μ and (c) $du/dy \times \mu$

した軸力を計測した。今回の試験条件の様に超高速流れ場で燃焼を伴った場合は、数値シミュレーションの信頼性が未だ不足している。そのため、試験気流には窒素を用い、未燃条件での試験を行った。風洞ノズル貯気槽圧力は $P_0=36\text{MPa}$ に固定し、水素マニホールド圧力 P_m を 0 から 4300kPa まで変化させた。図 13 に風洞試験結果を○、同条件での数値シミュレーション結果を実線として示す。このとき、図中で示される推力増分 ΔF は噴射無し試験での計測抗力と噴射有りでの計測抗力の差として定義した。計測値と数値シミュレーションの差は 5% 以内であり、図 12 に示した無噴射条件試験との有意な差は認められなかった。

図 13 より明らかな通り、窒素気流中への水素噴射による ΔF は同じ噴射圧力での真空中への水素噴射による ΔF に比べ 1.4 倍である。この原因を探るため、数値シミュレーションによる解析を行った。表 3 に数値シミュレーションによって算出された推力増分への摩擦抗力寄与の内訳を示す。真空中への噴射と窒素気流中への噴射の差 ($\Delta F_{\text{Free stream}} - \Delta F_{\text{Vacuum}}$)、即ち抗力減少は、摩擦抗力減少による寄与が 34%~48% であった。ここでは、摩擦抗力が低下する原因について数値シミュレーションで更に検討を行った。

摩擦抗力は壁面近傍の速度勾配 (du/dy) および粘性係数 (μ) に影響されるので、その 2 つのパラメータに注目する。図 14(a), (b), (c) は水素マニホールド圧力 P_m を 0kPa , 2262kPa , 4251kPa と変化させた条件において、平行燃焼器内での速度勾配、粘性係数およびその積 ($du/dy \times \mu$) を示す。図 14(a) に示される様に、水素噴射を行った場合、速度分布の周期的変動振幅が減少し、燃焼器全体の平均値は増加した。一方、図 14(b) に示される粘性係数 (μ) は、水素噴射量の増加に伴い、主流中の水素濃度が増加するために低下する。粘性係数と速度勾配の積 ($du/dy \times \mu$) は図 14(c) に示される通り減少し、燃焼器内の摩擦抗力が低下する。以上から、摩擦抗力の減少は水素噴射によって、燃焼器内気流中の水素濃度が増加し、粘性係数の低下が原因と推定される。

6. 結論

小型加速度計による極短時間での空力計測法を全長 3m の大型スクラムジェット模型の力計測試験に適用した。2 箇所同時の加速度計測により、模型自体の固有振動を 3 次モードまで打ち消すことで、時間解像度 $350\mu\text{s}$ (応答周波数 2.88kHz) を保証した。校正試験として行った真空中への水素噴射試験では、計測された発生推力が理論値に比べ 5% 過大であった。また、大

型衝撃風洞 Hiest 風洞での抗力計測試験において、計測値は数値シミュレーションに比べ 5% 過小であった。

Hiest を用いた抗力計測試験では、窒素試験気流中への水素噴射試験も併せて行い、水素噴射による摩擦抗力低下が確認された。数値シミュレーションによる解析では、燃焼器内気流中の水素濃度増加により、粘性抵抗が減少することが原因と推定された。

謝辞

本研究の実施、論文の作成にあたって、試験の実施、データ処理を協力して頂いた航空宇宙技術振興財団の前原卓哉さん、成田智昭さん、藤村健太郎さん、及び論文作成を手伝って頂いた玉山薫さんに感謝致します。

参考文献

- (1) Paull A., AIAA 99-2450 (1999)
- (2) 伊藤他 10 名, 航空宇宙学会誌, 第 49 巻, 第 572 号 (2001), pp. 199-207
- (3) 伊藤他 6 名, 航空宇宙学会誌, 第 50 巻, 第 576 号 (2002), pp. 1-6
- (4) Bernstein L., A GARDograph, AGARD-AG-214 (1975)
- (5) Sheeran W. J., et al, ICIASF '69 records, pp. 190-197 (1969)
- (6) Reddy N. M., Proc. 15th Int. Symp. Shock tubes and Waves, pp. 358-362 (1985)
- (7) Tanno H., et al, ISTS 2000-a-15 (2000)
- (8) Sanderson SR and Simmons JM, AIAA J. 29:2185-2191 (1991)
- (9) Tanno H., et al, Rev. Sci. Inst. Vol. 75, No. 2 (2004)
- (10) Prabhu RK and Erickson WD, NASA TP-2792 (1988).
- (11) Takahashi M et al., AIAA 01-3681 (2001).
- (12) Kadera M., et al, AIAA 2000-0886 (2000)
- (13) Goynes C. P., et al, Proc. 20th Int. Symp. Shock tubes and Waves, pp. 1125-1130 (1997)
- (14) Spalart P. R. et al, AIAA-92-0439 (1992).