

## 1B6 衝撃風洞による超音速燃焼の基礎実験

○アリフ ヌル ハキム（九大院）・利光 和彦（九大工）・麻生 茂（九大工）・折野 稔（九大工）

### AN EXPERIMENTAL STUDY OF SUPERSONIC COMBUSTION BY MEANS OF SHOCK TUNNEL

Arif Nur Hakim, Kazuhiko Toshimitsu, Shigeru Aso and Minoru Orino

*Keyword: Scramjet, Shock Tunnel, Self-ignition, Supersonic Flow, Combustion, Schlieren*

#### Abstract

The paper presents an overview and fundamental characteristics of a newly constructed shock tunnel in order to investigate combustion phenomena of SCRAM-jet Engine. The shock tunnel has a synchronized fuel gas (hydrogen) injection system, and generates the stable airflow of Mach number 2.6, total pressure, 0.18 MPa and total temperature, 2300 K for 250 microseconds duration. Schlieren imaging has been used to examine the mixing of a sonic jet of Helium gas injected transversely into the shock tunnel. It is concluded that self-ignited supersonic combustion experiments with hydrogen injection can be possible for developing SCRAM-jet engines by the shock tunnel facility.

#### 1. 序論

次世代宇宙往還機では、高度 20～25km、マッハ数 6～15 の飛行条件でスクラムジェットエンジンが推進装置として有望視され、活発に研究が行われている。このエンジンの開発では、燃料（水素）と酸化剤（空気）を超音速燃焼させるために、燃焼器内部の全圧損失を抑えながら、短時間に混合することが重要となる。これらを実現するために、現在では、主に吹き出し式の超音速燃焼風洞（例えば[1]）と衝撃風洞（例えば[2] - [4]）による地上実験が行われている。

吹き出し式の超音速燃焼実験装置では持続時間が数秒で衝撃風洞より長くすることができるが、希薄燃焼による vitiated air のために、主流が飛行状態における空気組成と異なるという問題がある。一方、衝撃風洞では、持続時間が数ミリ秒程度と短いものの、主流空気を汚すことなく、高い全圧と全温度を得ることができるといった利点を有する。

本研究では、反射式衝撃風洞、マッハ数 2.6 のラバルノズルを用いて、全温度約 2300K での水素 - 空気超音速燃焼のための基礎実験について報告する。

#### 2. 実験装置と方法

##### 2.1 設備の概要

本実験で用いた衝撃風洞設備の概略を図 2 に示す。風洞は高圧室、二重隔膜装置、低圧室、二次元ラバルノズル(M=2.6)、測定部とダンプタンクから構成される。高圧室に駆動気体として室温のヘリウムを充填し、低圧室には試験気体として室温の空気を使用した。高圧室と低圧室は二重隔膜装置によって分けられ、隔膜間の空気を瞬間的に抜くことで隔膜を破り、衝撃風洞をスタートさせる。衝撃波のマッハ数は圧力センサ(PCB 1, 2)を用いて測定した。特に本実験では、二重隔膜の破膜、風洞起動、及び水素噴射のタイミングを同期させることが重要である。それらにディレイジェネレータ(Retarder)、自作回路及び電磁弁によりシーケンス制御システムを製作し、実験を行った。

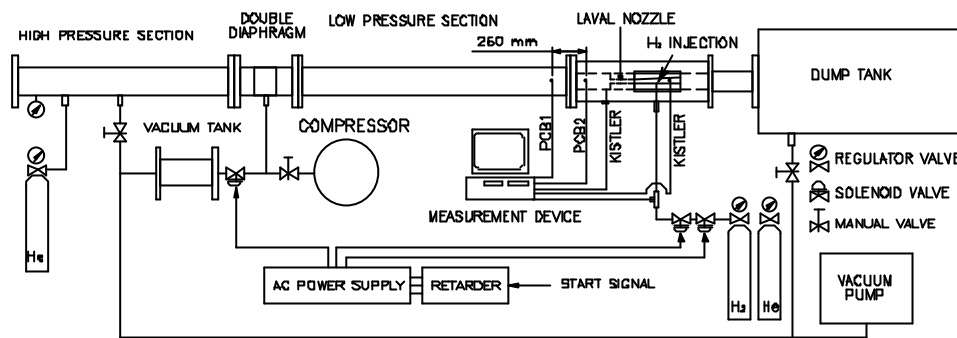


Fig.1 Schematic of Shock Tunnel Facility

## 2.2 測定部

図2は測定部を拡大した図である。低圧室は  $44 \times 44$  mm の断面寸法を持ち、ノズルの入り口は  $6 \times 44$  mm である(面積比 7.3)。燃料である水素は、スロート部から下流側 100mm に位置する直径 2mm の円孔から主流に対して垂直に噴射する。噴射の全圧は 0.15 MPa と 0.25 MPa に設定した。主流の全圧( $P_{t5}$ )は図2の圧力センサ(Kistler 1)、測定部の静圧( $P_s$ )は圧力センサ(Kistler 2)で計測し、全温度( $T_{t5}$ )は熱流束センサにより測定した熱流束の時歴より推算した。[5]

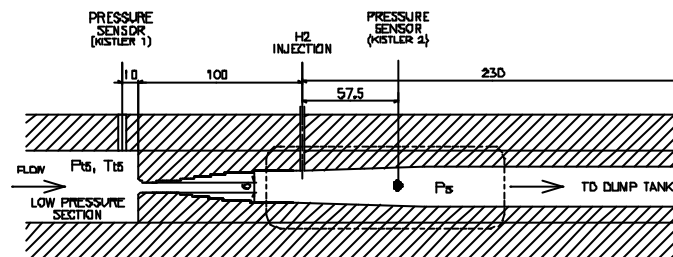


Fig.2 Detailed view of test section

## 3. 実験結果と考察

### 3.1 衝撃風洞の基本性能

#### 3.1.1 噴射無しの場合の性能実験

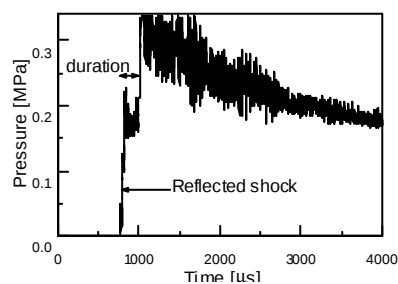


Fig. 3 Stagnation Pressure ( $P_{t5}$ )

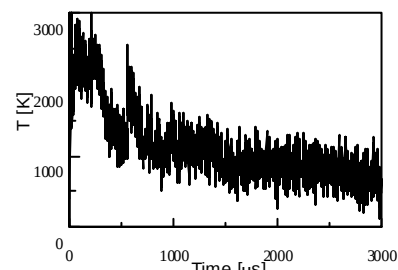


Fig. 4 Stagnation Temperature ( $T_{t5}$ )

一般に、スクラムジェットエンジン内部で、水素の自己着火燃焼を行うには、マッハ数 2.6 の主流空気に対して、全圧 0.2 ~ 1.0 MPa , 全温 1500 ~ 2000 K 程度が必要である。本実験では、まず、噴射無しで、これらの条件を満足することを確認するために、測定部全圧および全温の測定を行った。実験条件を表1の No.1 に示す。得られた全圧( $P_{t5}$ )と熱流束センサから推算された全温の時間履歴を図3, 図4に示す。衝撃波反射後のスロート部直前の全圧および全温は 0.18MPa , 2300K、持続時間約 250  $\mu$  秒と上記燃焼条件を達成でき

ていることが分かる。また、測定された衝撃波マッハ数( $M_s$ )は 4.92 となり、理論値 5.46 より約 11%小さい。

Table 1 . Test Conditions

| Condition No. | HP (P4) (He) | LP(P1) (Air) | Shock Wave Mach Number |        | $P_{t5}$ | $T_{t5}$ | $P_{tj}$ |
|---------------|--------------|--------------|------------------------|--------|----------|----------|----------|
| Unit          | MPa          | MPa          | Exp.                   | Theory | MPa      | Kelvin   | MPa      |
| 1             | 1.1          | 0.001        | 4.92                   | 5.46   | 0.18     | 2300     | 0        |
| 2             | 1.1          | 0.001        | 6.13                   | 5.46   | 0.13     | -        | 0.15     |
| 3             | 1.1          | 0.001        | 6.72                   | 5.46   | 0.11     | -        | 0.25     |

### 3.1.2 噴射ありの場合の性能試験

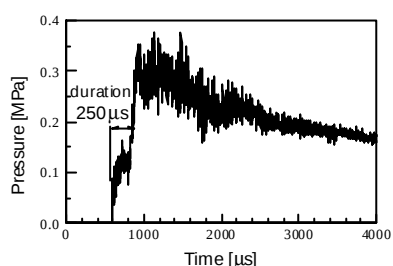


Fig. 5 Stagnation Pressure ( $P_{t5}$ ) with Injection ( $P_{tj}=0.25$  MPa)

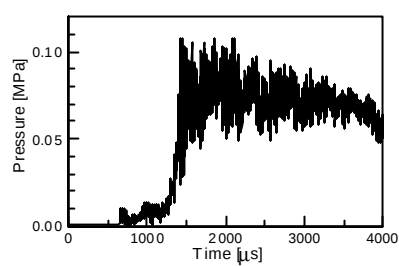


Fig. 6 Static Pressure ( $P_s$ ) with Injection ( $P_{tj}=0.25$  MPa)

衝撃風洞による超音速燃焼実験では、短い風洞持続時間に合わせて水素噴射させる必要がある。本風洞では、測定部における持続時間が約 250  $\mu$ 秒と短いために、持続時間中にタイミング良く水素噴射させることがきわめて困難である。そのため、(1) 風洞起動前に予め水素を噴出させる適当なシーケンス制御のタイミングを見つけること、(2) 噴射による低圧部の気体組成の変化やノズル内部圧力変化に起因する風洞特性の変化について調べる必要がある。噴射は水素の代わりにヘリウムを用い、実験条件は表 1 の No. 2,3 でヘリウムの噴射全圧を 0.15, 0.25 MPa の 2 種類について行った。図 5, 6 に No. 3 での  $P_{t5}$ ,  $P_s$  を示す。衝撃波マッハ数は 6.13, 6.72 で噴射なしの場合より大きく、逆に全圧は 0.13 MPa, 0.11 MPa と小さくなる。



a)  $P_{tj} = 0.15$  MPa



b)  $P_{tj} = 0.25$  MPa

Fig. 7 Schlieren Photograph of Test Section with Helium Injection;

次に、同実験条件 (No.2,3) における測定部のシュリーレン像を図 7(a),(b)に示す。 $P_{tj}=0.15$ MPa よりも 0.25MPa の方がジェット周りの弓形衝撃波が強く現れている。測定部後方のテープによって発生する斜め衝撃波によって流れ場全体がほぼ超音速に保たれていることが確認できる。

### 3.2 飛行・燃焼条件と実験装置の関係

本実験装置、代表的な約  $M = 2.5$  の超音速燃焼装置として吹き出し式風洞 NASA Langley DCSCF<sup>1)</sup>及びクイーンズランド大学衝撃風洞 T4<sup>2)</sup>の作動範囲を図 8 に示す。飛行条件は Lockwood ら<sup>6)</sup>を、燃焼器内部の燃焼条件は Heiser ら<sup>7)</sup>を参考に決定した。なお、図 8 の  $P_{t3}$ ,  $T_{t3}$ ,  $q_0$  はそれぞれ燃焼器入り口の全圧 [MPa]、全温 [K]、飛行動圧 [MPa]を示す。本実験装置では全圧が両者より低めであるものの全温などスクラムジェットエンジンの燃焼実験に十分使用出来る範囲であると考えられる。

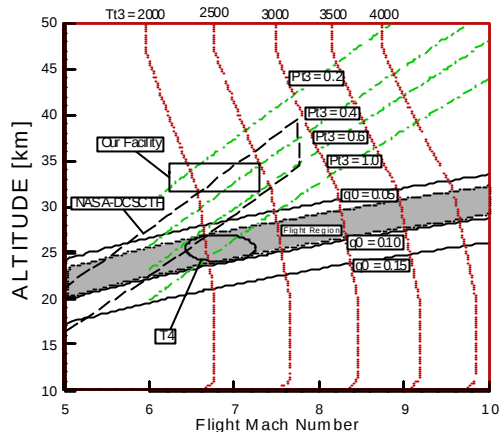


Fig. 8 Airbreathing Flight Corridor

#### 4. 結論

スクラムジェットエンジン内部流れを模擬するために、衝撃風洞を用いた超音速燃焼実験装置を製作し、燃焼のための基礎実験を行った。現在までの結論は次のようになる。

1. マッハ数 2.6, 全圧 0.18MPa, 全温 2300K の自己着火が可能な流れが得られることを確認した。
2. 試験気体の持続時間は約  $250 \mu s$  となった。
3. ヘリウム噴射を行った場合でも、測定部全域で試験気体の流れが超音速になっていることをシュリーレン写真より確認した。

今後、ヘリウム噴射による性能実験及び水素噴射による燃焼実験を進めていく予定である。

#### 謝辞

二重隔膜装置の製作にあたり、九州大学大学院総合理工学研究院、松尾一泰 先生、青木俊之 先生、近藤信昭 先生に貴重な御助言をいただきました。ここに心よりお礼を申し上げます。

#### 参考文献

- [1] R. C. Roger, D. P. Capriotti and R. W. Guy, : Experimental Supersonic Combustion Research at NASA Langley, AIAA-Paper 98-2506, June 1998.
- [2] R. R. Boyce, A. Paull, R. J. Stalker, M. Wendt, N. Chinsei and H. Miyajima, : Comparison of Supersonic Combustion Between Impulse and Vitiation-Heated Facilities, Journal of Propulsion and Power, Vol.16, No.4, 2000, pp.709-717.
- [3] G. Smeets, C. Quenett, : Shock Tube Investigation of  $H_2$  Combustion in a High Temperature Supersonic Air Flow. (Scramjet), Proceeding of IUTAM Symposium on Combustion in Supersonic Flows, Netherlands, 1997, pp 173-178.
- [4] B. K. McMillin, J.L. Palmer and R.K. Hanson, : Temporally resolved, two-line fluorescence imaging of NO temperature in a transverse jet in a supersonic cross flow, Applied Optics, Vol. 32, No. 36, 1993, pp 7532-7545.
- [5] 仲, : 極超音速流中における二次流による熱防御および全温度推定法に関する研究, 九州大学学士論文, 1993.
- [6] M. K. Lockwood, D. H. Petley, J. G. Martin and J. L. Hunt, : Airbreathing Hypersonic Vehicle Design and Analysis Methods, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 35, No.1, 1999, pp. 1-32.
- [7] W. H. Heiser and D. T. Pratt, : Hypersonic Airbreathing Propulsion, AIAA Education Series, 1994, pp.232-235.