

超音速空気流へ低動圧・斜め噴射されたヘリウムと衝撃波との干渉

## The interaction between helium flow within supersonic boundary layer and oblique shock waves

○郭 相賢<sup>†</sup> (韓国空軍士官学校)

岩堀 儀樹 五十嵐 咲恵 小幡 茂男 (防衛大学校)  
防衛大学校 航空宇宙工学科  
神奈川県横須賀市走水 1-10-20

○Sang-hyun KWAK (Korea Air Force Academy)

Yoshiki IWAHORI, Sakie IGARASHI, Sigeo OBATA (National Defense Academy)

National Defense Academy AeroSpace Engineering Department

1-10-20 Hashirimizu, YOKOSUKA, Kanagawa

[obata@cc.nda.ac.jp](mailto:obata@cc.nda.ac.jp)

*Keyword : SCRAM Jet Engine, Baroclinic Torque, Supersonic Mixing, Helium*

### Abstract

Various jet engines (Turbine engine family and RAM Jet engine) have been developed for high speed aircrafts, but their application to hypersonic flight is restricted by principle problems such as increase of total pressure loss and thermal stress. Therefore, the development of next generation propulsion system for hypersonic aircraft is a very important subject in the aerospace engineering field. SCRAM Jet engine based on a key technology, Supersonic Combustion, is supposed as the best choice for the hypersonic flight. Since Supersonic Combustion requires both rapid ignition and stable flame holding within supersonic air stream, much attention have to be given on the mixing state between air stream and fuel flow. However, the wider diffusion of fuel is expected with less total pressure loss in the supersonic air stream. So, in this study the direction of fuel injection is inclined 30 degree to downstream and the total pressure of jet is controlled for lower penetration height than thickness of boundary layer. Under these flow configuration both streams, fuel and supersonic air stream, would not mix enough. To spread fuel wider into supersonic air an aerodynamic force, baroclinic torque, is adopted. Baroclinic torque is generated by a spatial misalignment between pressure gradient (shock wave plane) and density gradient (mixing layer). A wedge is installed in downstream of injector orifice to induce an oblique shock. The schlieren optical visualization from side transparent wall and the total pressure measurement at exit cross section of combustor estimate how mixing is enhanced by the incidence of shock wave into supersonic boundary layer composed by fuel and air. In this study non-combustionable helium gas is injected with total pressure 0.66MPa instead of flammable fuel to clarify mixing process. Mach number 1.8, total pressure 0.5MPa, total temperature 288K are set up for supersonic air stream.

### まえがき

極超音速飛行を可能とする未来型航空機のための推進システムの開発は航空宇宙技術分野において重要な研究テーマである。なぜなら機械的に空気を圧縮する従来型のターボ系エンジンでは飛行マッハ数3程度が効率的運用の限界とされているため、これを克服し得る非ターボ系エンジンとしてラムジェットエンジンが開発された経緯がある。しかし、空気取入口での空気流速度を超音速から亜音速にまで

落とす必要があるラムジェットエンジンでは、巨大な全圧損失の発生と静温上昇による金属材料への負荷を避けることが出来ないため、飛行マッハ数6程度の運用が限界とされている。これに対して、更なる高速飛行用の推進システムとしてスクラムジェットエンジン (Supersonic Combustion Ramjet Engine)<sup>1~3)</sup>が提案されている。スクラムジェットエンジンの基本的な構造はラムジェットエンジンと似ているが、決定的な違いは超音速空気流中で燃焼を行う点であり、それにより圧縮過程におけ

<sup>†</sup> 現在、防衛大学校へ留学中

る全圧損失を減少させ、熱的な負荷の軽減を図っている。ただしスクラムジェットエンジンの燃焼器へは音速を遥かに超える速度で空気が流入して来るため、燃焼を持続することが極めて困難である。これまでも超音速燃焼の実現のために様々に先駆的な取組<sup>4~6)</sup>が行われてきたが、本研究では燃焼持続のためにまず、第一に空気と燃料との均質的な混合を達成すること、さらに全圧損失を抑えながら成立させることが理想と考え、それを実現する手法の開発を目指すことにした。

具体的には模擬燃料としてヘリウムを超音速空気流へ噴射するが、噴射孔を30°下流側に傾けて斜め噴射し、ヘリウムの貫通高さについても主流境界層の中に留まるような低動圧噴射を行い、超音速空気流の全圧損失が出来るだけ小さくなるように工夫した。このような流れ状態では供給ヘリウムは超音速空気中へ十分に浸透することが出来ない。そこで噴射孔から下流側へ60mm離れた位置に楔を設置し、斜め衝撃波を発生させて、ヘリウム-空気の境界面(密度勾配)と衝撃波(圧力勾配)との干渉による空力作用(バロクリニクトルク)<sup>7~9)</sup>を応用した混合領域の拡大を試みた。バロクリニクトルクは以下のような渦度方程式の右辺最終項で表現され、流れ場に強い渦を生じさせる。この効果をヘリウムと空気の混合に利用した。

$$\frac{d\omega}{dt} = (\omega \cdot \nabla)U - \omega \nabla \cdot U + \frac{\nabla \rho \times \nabla p}{\rho^2}$$

#### 実験装置

##### ・超音速気流発生装置

図1に示すとおり、全圧1.48MPaの貯気タンクから内径80mmのダクトにより取り出された空気は安全弁と調圧弁を通り全圧0.5MPaに維持される。続いてこの空気流は入口断面84.6×63mm、全長106mmの角ダクトに導かれる。この角ダクトは下流側に向かって流路断面が113×63mmへと拡大し、さらに長さ1000mmの整流胴へ続いている。整流胴からは長さ300mmの接続管を通して、2次元ノズルへと繋がる。接続管の出口断面は65.4×63mmであり、亜音速空気流を加速させる。接続管の後に続く2次元ノズルは長さ300mm、スロート断面42.4×63mm、出口断面62.3×63mmであり、ノズル出口でのマッハ数が1.8になるように、亜音速部にはSauerの方法<sup>9)</sup>、超音速部には特性曲線法<sup>10)</sup>をそれぞれ用い、境界層の成長も考慮して設計されている。

##### ・テストセクション

テストセクションは62.3×63mm断面で

300mm長さの直方体である。図2のとおり、入口から120mm下流側の真中に下流側へ30°傾けてヘリウムを噴射する直径3mmの噴射孔を1個設けた。そして斜め衝撃波を発生させる楔は入口から180mm離れた位置にエッジ角14°で40mm長さの物を設置する。楔はテストセクションの流路幅63mmに対して、流路幅と同じ横幅の物、流路幅半分の物の2種類を用意して衝撃波の3次元性の影響を比較した。

##### ・光学的可視化

テストセクションの側面を厚み20mmのアクリル板で製作し、キセノン光源からの光を集点距離300mmの凸面鏡2枚に反射させたシュリーレン写真撮影を可能とした。可視化範囲は62.3×260mmであり、側方からヘリウムと空気の境界面の密度勾配を観察して超音速空気流の混合を評価した。

##### ・圧力測定装置(ピトー管)

図3のとおり、本研究で使われるピトー管は正面有効断面積が60mm<sup>2</sup>長さ240mmのアルミ角棒に外径1.48mm、内径0.33mmのステンレス管を1本だけ20mm突き出した構造の物を製作した。アルミ角棒の先端には半頂角7.5°のエッジを立ててある。これを用いて、テストセクション出口断面での全圧損失分布から空気とヘリウムとの混合状態を調べた。

#### 実験条件

##### ・超音速空気流

2次元ノズルから成立するマッハ数1.8の空気流は全温が288K、全圧が0.5MPa、全密度が6.22kg/m<sup>3</sup>である。また、空気の流量は3.22kg/sである。その他の空気流の諸元を表1に示す。

##### ・ヘリウム噴射

ヘリウムは下流側に30°傾けて噴射するが、その貫通高さを抑え境界層内に留まるような比較的低動圧の条件で音速噴射を行う。噴射静圧は3.25Mpaとし、超音速気流との動圧比は約1.3である。その時ヘリウムの流量は約1750ℓ/min(標準状態)であり、貫通高さは2.99mmと予想<sup>11)</sup>される。ヘリウムの具体的な噴射条件を表2に示す。

##### ・実験方法

冒頭で述べたように、低動圧で噴射されたヘリウムは境界層内に留まるが、その混合領域を拡大させるため、斜め衝撃波を導入することにした。そこで衝撃波発生装置である楔の設置方法を2つの場合に分けて実験を行う。すなわち、テストセクションの入口から下流側に180mmの位置に流路幅を全部カバーするような

63mm スパン長の楔を設置し2次元斜め衝撃波が発生する場合と、同じ位置にその半分のスパン長を持った楔を設置し3次元衝撃波が発生する場合である。

**実験結果・考察**  
現在実験実施中

参考文献

1) 須浪哲治、村上淳郎、工藤賢司、小寺正敏 “縦渦導入スクラムジェット燃焼器の超音速燃焼実験、日本航空宇宙学会北部支部 2003 年講演会及び第4回再使用型宇宙推進系シンポジウム講演論文集(2003) pp.167-172  
2) 荻田丈士 “スクラムジェットモードにおけるエンジン作動特性” 第 39 回航空原動機・宇宙推進講演会 (1999) pp.48-53  
3) 荻田丈士、工藤賢司 “スペースプレーン用のサイクルエンジンシステムの研究”第41回航空原動機・宇宙推進講演会 (2001) pp.44-49  
4) H.Huh and J.F.Drisoll “Shock-Wave-Enhancement of The Mixing and The Stability Limits of Supersonic Hydrogen-Air Jet Flames” Twenty-Sixth Symposium (International) on Combustion/The Combustion Institute (1996) pp.2933-2939

5) 新井隆影、笠原次郎、咲間文順、三浦淳二、溝端一秀、杉山弘 “超音速流中に垂直に噴出する噴流の挙動” 第 40 回航空原動機・宇宙推進講演会 (2000) pp.211-216  
6) 山根善行、麻生茂、澤口誠一、安藤安則、坂田公夫 “斜め衝撃波がランプ型並行噴射方式の超音速混合流流れ場へ与える影響についての研究” 日本航空宇宙学会論文集 第 47 巻 第 544 号 (1999) pp.202-209  
7) J.-F. Haas and B. Sturtevant “Interaction of Weak Shock Waves with Cylindrical and Spherical Gas Inhomogeneities” J.Fluid Mech vol.181 (1987) pp.41-76  
8) G.Rudinger and L.M.Somers “Behavior of small regions of different gases carried in accelerated gas flows” Journal of Mechanics Vol.7 Part2 pp.161-176  
9) M.J.Zucrow and J.D.Hoffman “Gas Dynamics” Vol.2 Multidimensional flow (1977) pp.86-111  
10) M.J.Zucrow and J.D.Hoffman “Gas Dynamics” Vol.2 Multidimensional flow (1977) pp.112-160  
11) F.S.Billig,R.C.Orth and M.Lasky “A Unified Analysis of Gaseous jet Penetration” AIAA J. Vol.5 No.6 (1971) pp. 1048-1058

Table 1 The condition of supersonic air stream

Total Pressure	Static Pressure	Total Temperature	Static Temperature	Total density	Static Density	Mass Flow Rate	Mach Number	Velocity
$5 \times 10^5$ Pa	$9 \times 10^4$ Pa	288 K	174 K	6.22 kg/m <sup>3</sup>	1.78 kg/m <sup>3</sup>	3.26 kg/s	1.8	478.37 m/s

Table 2 The condition of sonic helium injection

Total Pressure	Static Pressure	Total Temperature	Static Temperature	Dynamic Pressure Ratio	Static Density	Velocity
$6.6 \times 10^5$ Pa	$3.25 \times 10^5$ Pa	232.1 K	174.75 K	1.3	0.895 kg/m <sup>3</sup>	775.51 m/s

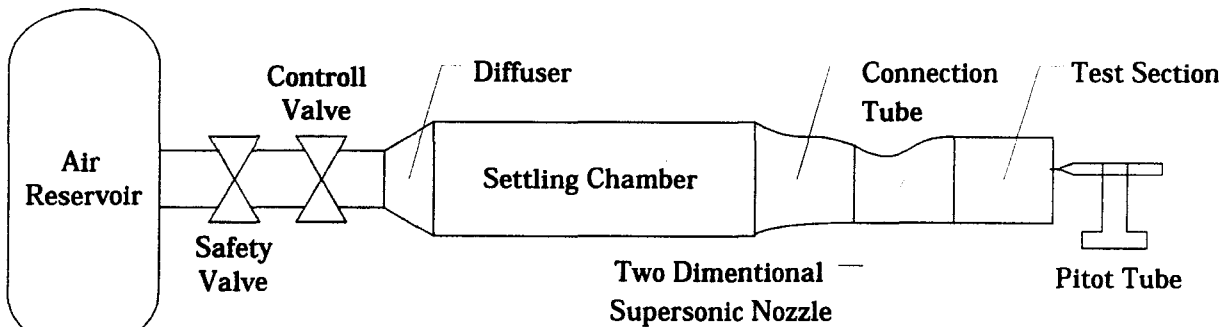


Figure 1 : Two Dimensional Supersonic Wind Tunnel

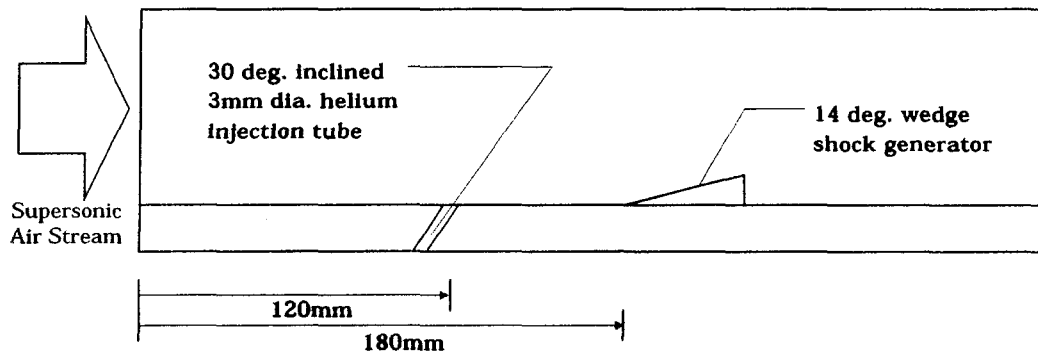


Figure 2 : Test Section

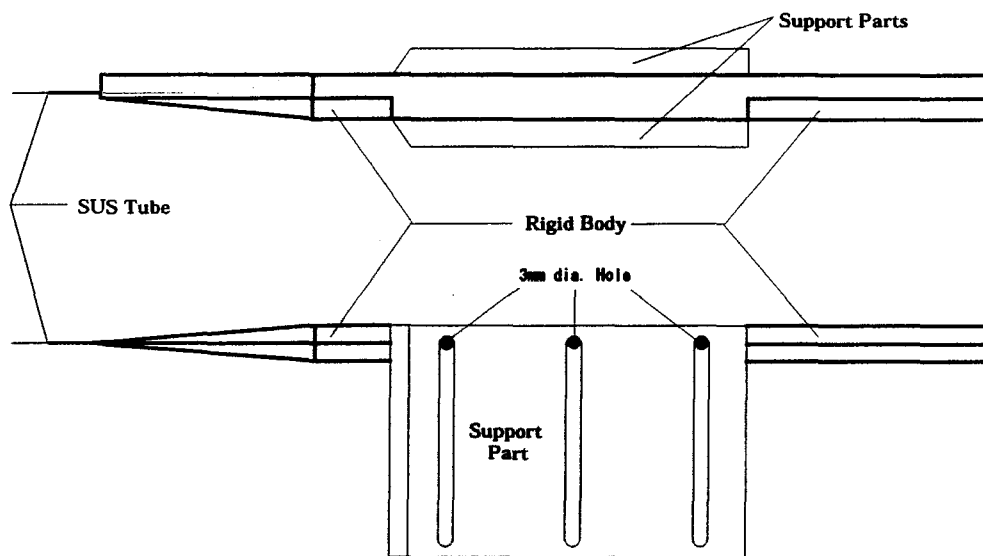


Figure 3 : Pitot Tube

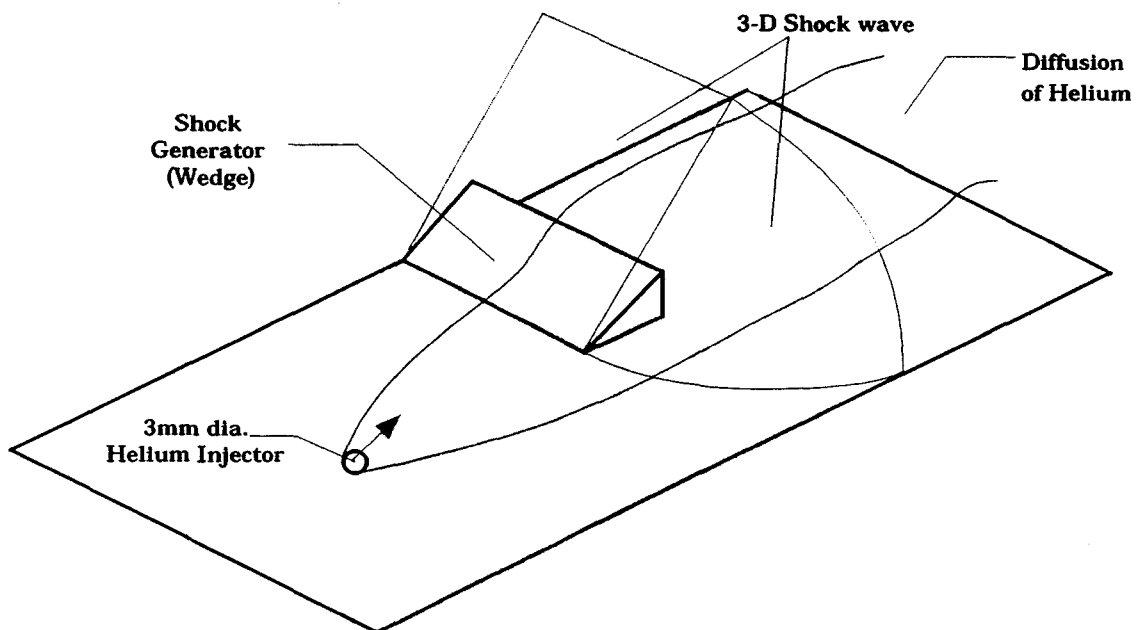


Figure 4 : Interaction between Helium and Three-Dimensional Shock Wave