

火花点火を用いた超音速燃焼特性の改善効果に関する研究

日大生産工(院) ○中島 宏樹 東大・工(院) 野村 俊貴
東大・工 津江光洋 日大生産工 氏家 康成

1. 目的および背景

次世代の宇宙往還機用推進機関として、スクラムジェットエンジンが有望視されている。スクラムジェットエンジンは極超音速機用の推進機関として期待され、国内外問わず多くの研究が行われてきた⁽¹⁻²⁾。スクラムジェットエンジンの課題の一つとして、超音速流れ場において確実に保炎するのが困難なことが挙げられる。スクラムジェットエンジンの燃焼器内の流速は1000 [m/s] のオーダーであるため、燃焼器の長さを1 [m] 程度のオーダーにとどめようとすると、燃焼器内での滞留時間は1 [msec] のオーダーになる。この間に燃料は気化し空気と混合して反応しなければならない。すなわちスクラムジェットエンジンの燃焼器内の流れは低ダムケラ数流れである。なお、ダムケラ数は滞留時間の項と反応速度の項の比として定義される無次元数である。

このためスクラムジェットエンジンの燃料としては、主に水素と炭化水素が考えられている。燃焼室内を空気が超音速で流れるスクラムジェットエンジンにおいては、水素が点火・燃焼には有利であるが、一方で水素は単位容積当りの発熱量が小さいため燃料タンクの小型化には不利となる。そのためエネルギー密度の大きい液体炭化水素を燃料とすることが考えられている。

これまでの研究から、自発点火による液体炭化水素燃料の超音速燃焼特性はおおよそ明らかになってきた。そこで本研究では更なる燃焼の改善を狙い、点火器としてロータリーエンジン用スパークプラグを用いた。

超音速燃焼において強制火花点火をさせた場合の基礎的知見を得ることを研究目的とし、スパークプラグによる火花点火が超音速燃焼特性に及ぼす影響を調べた。

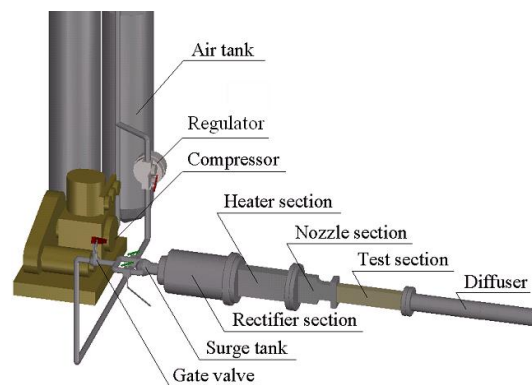


Fig.1 Supersonic wind tunnel

2. 実験

2.1 風洞

本研究は、東京大学の超音速燃焼風洞を用いて実験を行った。装置概略図をFig.1 に示す。本風洞は、貯気槽を用いたブローダウン方式の風洞であり、空気加熱に水素の燃焼を用いる vitiation 方式を採用している。これは加熱後における主流の酸素のモル分率が標準空気での酸素のモル分率と一致するように流量を調節して酸素及び水素を加え、あらかじめ燃焼させることによって目的の主流全温まで加熱する方法である。このため、試験部に供給される主流空気には水素の燃焼による副生成物が含まれ、それらが燃料の燃焼に影響を及ぼすと考えられる。しかし、本研究の目的は燃料の絶対的な燃焼特性を調べるのではなく、物性値の違いによる定性的な影響を調べることであり、問題はないと考えた。試験部入り口での主流の条件をTab.1 に示す。

Study on Improvement of Supersonic Combustion using Spark Ignition
Hiroki NAKAJIMA, Toshiki NOMURA, Mitsuhiro TSUE, Yasusige UJIIE,

Table 1 Airflow conditions at the combustor entrance

Mach Number	Total Pressure [MPa]	Total Temperature [K]
2	0.38	1800 – 2400

2.2 予燃焼器

vitiation 方式に適用した予燃焼器は、125 [mm]×30 [mm]の矩形断面、長さが400[mm] であり、予燃焼用の燃料噴射器が流れに垂直に5基設けられている。急開弁と流量調節弁を経た空気とボンベから調圧弁および流量調節弁を経た酸素が混合し、予燃焼器に至る。燃料の水素はボンベから調圧弁および流量調節弁を経て予燃焼器用燃料噴射器から噴射される。燃料の噴射方向は、混合の促進のため、主流に対して対向方向とした。安定した燃焼を達成するために噴射器後流の還流域に自動車用点火プラグを用い、点火に使用した。

2.3 試験部および燃料噴射系

スクラムジェットエンジン燃焼器を模擬した試験部をFig.2 に示す。この燃焼器は、入り口で30[mm]×36[mm]の矩形断面を有し、下流部には燃焼器の発熱による熱閉塞を緩和するため入り口から142[mm]の地点から2°の拡大角が設けてある。また、燃料の噴射方式として、主流空気に対して、平行に噴射する方式 (Parallel Injection) と、主流空気に対して垂直または角度を持たせて噴射する方式 (Perpendicular Injection 、Angled Injection) とが考えられる。前者は、燃料の持つ運動量を推力として利用できるという利点を持つが、噴射した燃料と主流空気との混合が進みにくいという欠点がある。それに対して後者は、燃料の持つ運動量を推力として利用することはできないが、主流空気との混合は速やかに行われる。本研究では超音速で飛行する際のスクラムジェットエンジンの燃焼器内部の燃焼挙動を調べることが目的とし、燃料と主流空気の混合をよりすばやく行わせることを目指すため、燃料を主流に対して垂直に噴射する方式を採用した。その特徴を以下に記述する。

本燃焼器は Fig.3 に示すように二つの特徴

的機構を有している。一つは二相流噴射である。この噴射器は、主流に対して垂直なキャリアと呼ばれる気体の流れに、燃料を横穴から投入し、試験部に燃料を噴射する方式である。この方式は、燃料の微粒化、主流空気との混合を促進することが過去の研究から知られている。また、燃料の貫通高さはキャリアの圧力に依存するため、当量比と独立に貫通高さを制御することができるという長所も有している。キャリア気体には窒素を用い、その噴射圧力は全ての実験において0.2 [MPa] で一定とした。

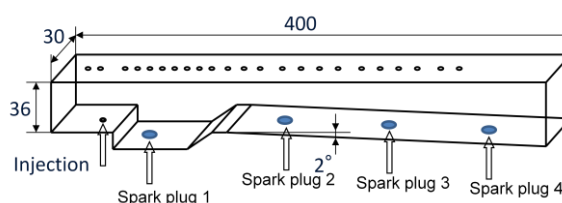


Fig.2 Configuration of the combustor

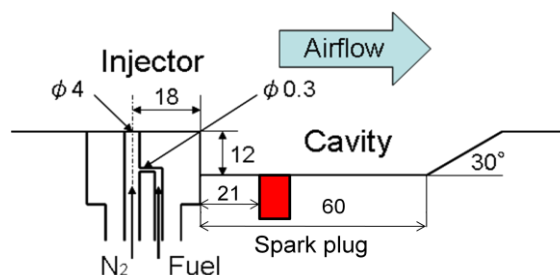


Fig.3 Injector and cavity

2.4 点火器

点火器として、沿面放電タイプのロータリーエンジン用スパークプラグを用い、燃焼器キャビティ下壁およびキャビティ下流の拡大部の下壁に設置した。設置場所は Fig.2 の通りである。本研究の主な目的としてスパークプラグによる火花点火が超音速燃焼に与える影響を明らかにすることを挙げているが、ロータリーエンジン用のスパークプラグを用いる理由としては、耐熱面を考慮してのことである。

2.5 燃料

本研究で燃料として用いた n-オクタンおよびエタノールの物性値を Table 2 に示す.

Table 2 Properties of the n-octane and Ethanol

	C_8H_{18}	C_2H_6O
Molecular Weight	114	46
density [g/cm ³]	0.7028	0.789
boiling point [°C]	127	78.4

2.6 測定

燃焼器上壁には流れ方向に 23 個の静圧孔が設けてあり, 燃焼室内の静圧分布を得ることが出来る. この分布から燃焼室内部の点火の判定を行った. Fig.4 に熱閉塞, 超音速燃焼, 非燃焼の各場合の典型的な燃焼室内の静圧分布を示す. 当量比を上げるにつれ燃焼器内の圧力分布は非燃焼から超音速燃焼, さらに熱閉塞へと至る.

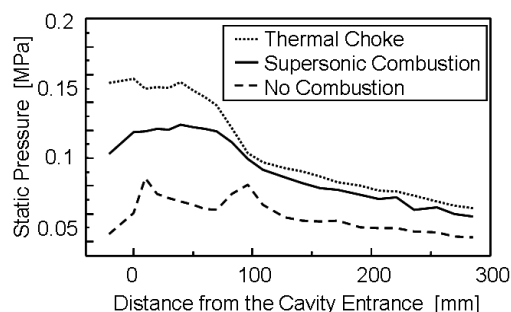


Fig.4 Typical Static Pressure Distributions

3. 結果

主流全温, 当量比および燃料を種々に変え, 噴射した燃料の燃焼の有無を調べた. 主流全温を 1800[K]から 2400[K]まで 200[K]刻みで変更し, スパークプラグ無し, Spark plug 1 のみ, Spark plug 3 のみ, の 3 条件で各燃料を噴射し実験を行った. その結果を Fig.5 から Fig.10 に示す. すべての図において横軸が主流全温, 縦軸が当量比であり, 各条件において自発点火の成立を○, 不成立を×で示している. 本研究ではより低温,

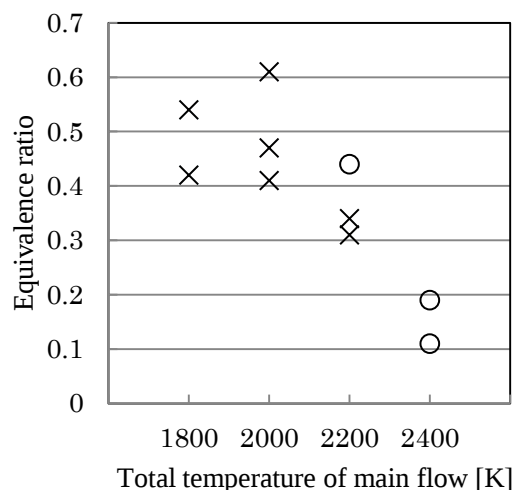


Fig.5 Self-ignition performance of n-octane

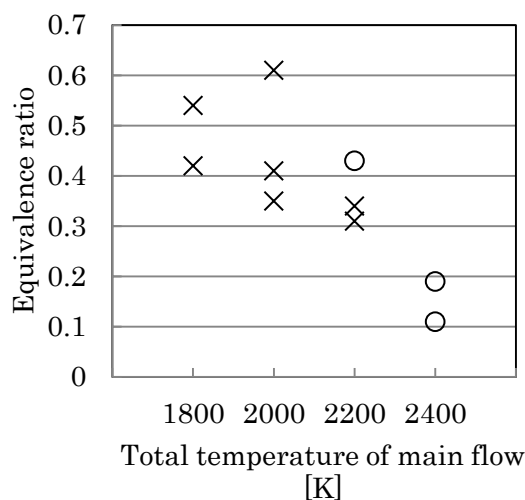


Fig.6 Spark-ignition performance of n-octane
(Spark plug 1)

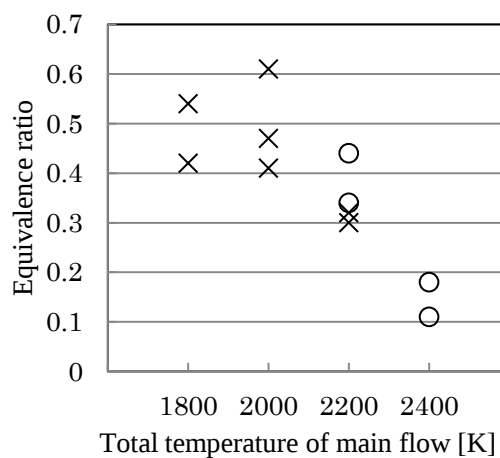


Fig.7 Spark-ignition performance of n-octane
(Spark plug 3)

低当量比で燃烧することができ条件を優れた条件と考えている。当量比は主流中の酸素が全て消費されたときの燃料流量を当量比 1 としている。

Fig.5 Fig.6 および Fig.7 を比較すると、2200[K] においてスパークプラグ無しおよび Spark plug 1 のみの場合は燃焼限界当量比が 0.4 付近であるのに対し、Spark plug 3 のみの場合は 0.3 程度で燃焼が確認できた。この傾向はエタノールにおいても同様であり、Fig.8 Fig.9 および Fig.10 を比較すると、2400[K]において、スパークプラグ無しおよび Spark plug 1 のみの場合は、燃焼限界当量比が 0.25 付近であるのに対し、Spark plug 3 のみの場合は 0.1 程度で燃焼が確認できた。しかし、今回の実験において主流全温 1800[K],および 2000[K]ではいずれの燃料、条件でも燃焼が確認できず、今回の条件ではスパークプラグが燃焼限界主流全温を低下させるほどの影響を及ぼさなかったと考えられる。

4. 結論

n-オクタンおよびエタノールを燃料とし、スクラムジェットエンジンを模擬した燃焼器を用いて超音速燃焼実験を行い、以下のような結論を得た。

- 1) いずれの燃料においても Spark plug 3 の位置にスパークプラグ設置することによって、燃焼限界当量比は若干低下する。
- 2) スパークプラグ設置による燃焼限界主流全温の低下は、どの条件においても確認できなかった。

「参考文献」

- 1) Chadwick C. Rasmussen*, James F. Driscoll, Kuang-Yu Hsu, Jeffrey M. Donbar, Mark R. Gruber, Campbell D. Carter: “Stability limits of cavity-stabilized flames in supersonic flow” Proceedings of the Combustion Institute 30 (2005) 2825–2833
- 2) Hyungrok Do *, Mark A. Cappelli, M. Godfrey Mungal : “Plasma assisted cavity flame ignition in supersonic flows ” Combustion and Flame 157 (2010) 1783–1794

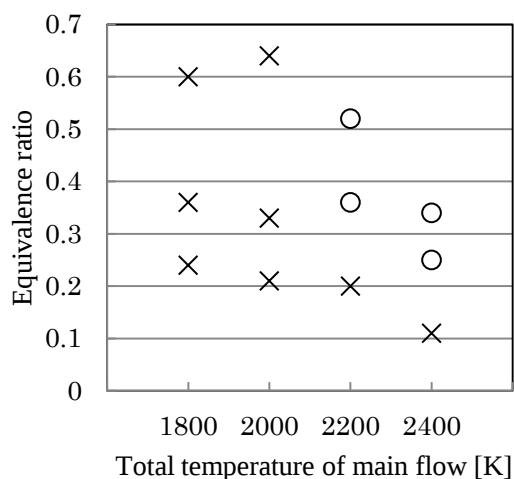


Fig.8 Self-ignition performance of Ethanol

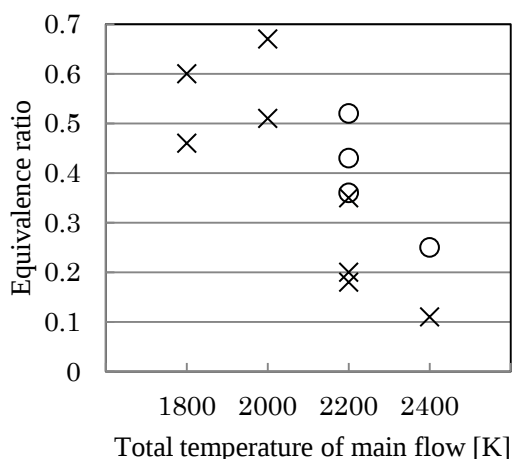


Fig.9 Spark-ignition performance of Ethanol (Spark plug 1)

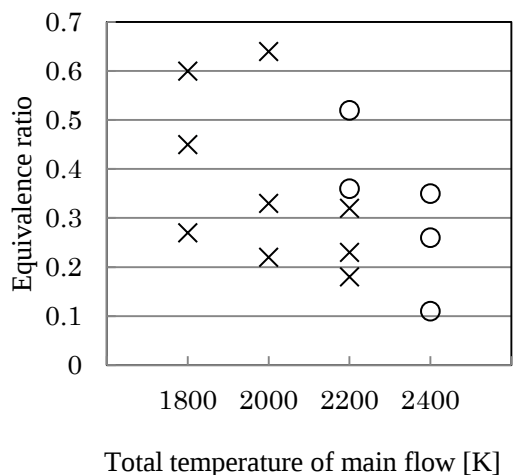


Fig.10 Spark-ignition performance of Ethanol (Spark plug 3)