

スクラムジェット燃焼器における保炎挙動に及ぼす燃料性状の影響

日大生産工 (院) ○石川 雄太 日大生産工 (院) 鈴木 俊介 東大 (院) 福本 皓士郎
東大工 津江 光洋 東大新 河野 通方 日大生産工 氏家 康成

1. 緒言

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⁾⁻⁵⁾

エンジンの燃料としては、主として水素や炭化水素を用いることが考えられている。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、一般的には反応性の高い水素を用いることが燃焼には有利である。しかし一方で、水素は単位体積当りの発熱量が小さいため、航空機において必須条件となる燃料タンクの小型化には不向きである。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でこの問題を解決しようという試みがなされ、ケロシンを用いた超音速燃焼の研究が広く行われてきた。²⁾

これらの成果から、ケロシン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、ケロシンの他にも数種の液体炭化水素燃料を採用し実験を行う事で、燃料の物性値が超音速燃焼に及ぼす影響を調べることとした。前報ではディーゼルエンジン内での自発点火のし易さを表すセタン価に注目し、セタン価の高い燃料ほど超音速燃焼に有利という予測の下、実験を行った。本稿では、さらに種々の液体炭化水素燃料を用い、超音速燃焼において重要な研究課題であるとされる保炎問題について、その挙動に及ぼす性状の影響を調べ、これを報告する。

2 実験装置・測定方法

2.1 風洞設備

実験は、東京大学の超音速燃焼風洞を用いて行った。装置全体の概略図を 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、空気の加熱に水素の希薄燃焼を用いる vitiation 方式を採用している。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

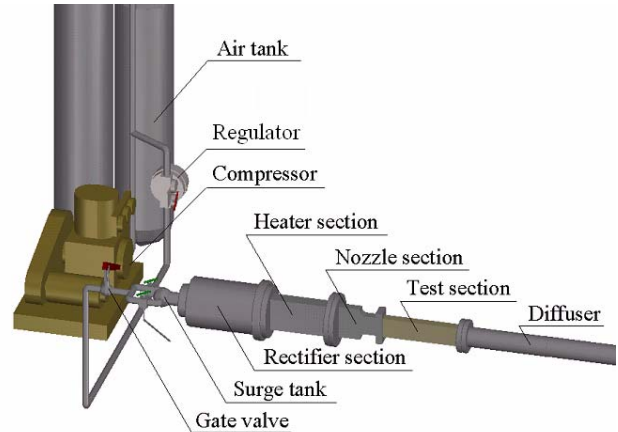


Fig.1 Supersonic wind tunnel

Table 1 Airflow conditions at the combustor entrance

mach number	total temperature [K]	total pressure [MPa]	static pressure [MPa]
2	1800~2400	0.38	0.05

の燃焼に影響を及ぼすことが懸念された。しかし、本研究の目的は成分分析的な燃焼特性を調べるのではなく、物性値の違いを対象としているため、この影響は無視するものとした。試験部入口での主流の条件を Table 1 に示す。

2.2 試験部

スクラムジェットエンジン燃焼室を模擬した試験部、および燃料噴射装置付近の詳細を Fig.2 に示す。この燃焼器は、入口において 30 [mm] × 36 [mm] の矩形断面を有し、下壁には燃焼の発熱による熱閉塞を緩和するため入口から 142 [mm] の地点から 2° の拡大角が設けてある。

本燃焼器は二つの機能を有している。一つは

The influence of the fuel property to give it to flame holding behavior in the scramjet burner

Yuta ISHIKAWA, Suzuki SYUNSUKE, Mitsuhiro, Fukumoto KOSHIRO, Mitsuhiro TSUE,
Michikata KONO and Yasushige UJIIE

二相流噴射である。この噴射器は、エンジン内の流れに対し直角に設けた穴よりキャリアと呼ばれるガスを流し、そのキャリアガスへ燃料を添加し、それを燃焼室内へ噴射する。この方式を採用することで、燃料の微粒化や、主流空気と燃料の混合を促す効果があることが過去の研究から知られている。³⁾燃料の当量比は、燃料タンクの背圧により制御を行い、燃焼器内における燃料の貫通高さはキャリアガスの圧力により制御を行う。貫通高さはキャリアガスの圧力のみ依存するため、当量比と独立に貫通高さを制御することが出来る。キャリアガスには窒素 (N_2) を採用し、その圧力は全ての実験において 0.5 [MPa] で一定とした。

二つめは噴射地点下流の下壁に設けられたキャビティとよばれる窪みである。このキャビティ内に生じる流れの循環により、燃料と主流空気の混合が促進され、混合ガスの燃焼室内での滞留時間の増加が見込まれる。また、キャビティ入り口での流路の急拡大に伴う主流静圧の降下は、燃料噴射の貫通高さの増大に寄与する。キャビティは保炎器としての役割も有している。

2.3 燃料

本研究で燃料として用いた液体炭化水素とその物性値をTable 2 に示す。ケロシンは現在ジェット航空機用の燃料として広く用いられているものである。今回は比較的セタン価の高い燃料としてGTL (Gas To Liquid) 軽油を採用した。また、詳細な物性値が得られる純物質の $n\text{-C}_8\text{H}_{18}$ (オクタン) と $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ (デカン)、 $n\text{-C}_{13}\text{H}_{28}$ (トリデカン)、 $n\text{-C}_{16}\text{H}_{34}$ (ヘキサデカン)、を比較のために採用し実験を行った。

2.4 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 (Fig.2)、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燃焼、非燃焼の判別を行った。

燃焼器内部の状況は、熱閉塞 (Thermal Choke)、超音速燃焼 (Supersonic Combustion)、非燃焼 (No Combustion) のおよそ3つに分けられる。Fig.3 に、各モードにおいて得られる典型的な燃焼室内の静圧分布のグラフを示す。スクラムジェットエンジンにおいて理想とされる燃焼形態は、熱閉塞を伴わない燃焼の成立である。

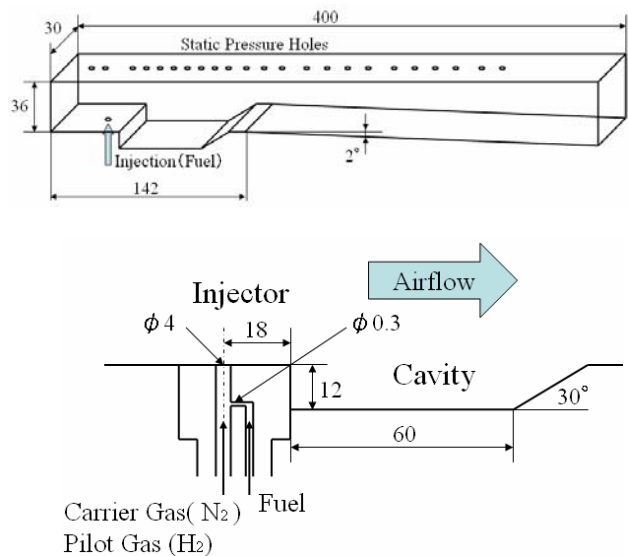


Fig.2 Combustor and Injector

Table.2 Properties of the fuels

	kerosene	GTL	C_8H_{18}	$C_{10}H_{22}$	$C_{13}H_{28}$	$C_{16}H_{34}$
Cetane number	50	77	64	77	90	100
molar weight	195	224.5	114	142	184.4	226.44
density [g/cm ³]	0.78	0.78	0.7	0.773	0.74	0.773
Boiling point [°C]	175	205	127	174	234	283
Net heating value [kJ/g]	43.0	43.5	48.3	48.1	47.8	48.0

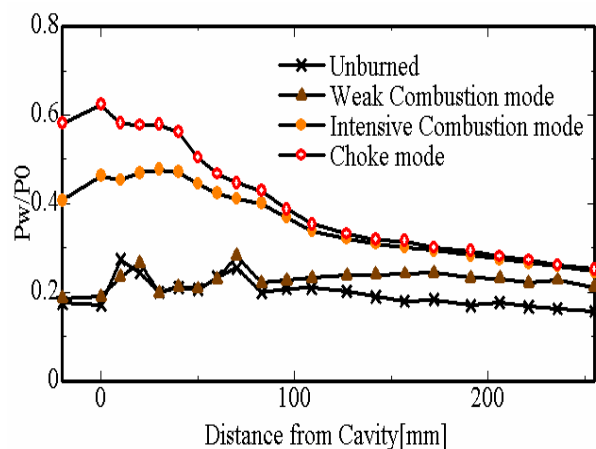


Fig.3 Typical Static Pressure Distributions

3. 実験結果および考察

保炎性能

実験開始後燃料を試験部に導く過程において、そこへ水素を添加することで試料燃料と水素の2層流での噴射を行う。水素の自発点火を用いて燃料を強制的に点火する。その後水素の供給を止めた後、燃料のみでの噴射時間中における保炎の成否を調べた。その結果をFig.4～9に示す。図は、試料燃料の保炎成立における当量比の下限界を示したものである。より低温、低当量比で保炎することが出来る燃料を保炎性の優れた燃料とした。

全ての燃料について、主流全温 1600[K] では保炎は確認できなかった。GTL軽油、オクタン、デカン、トリデカン、ヘキサデカン、は主流全温 1800[K] の条件下で保炎することができたが、ケロシンは 2000[K] 以上でしか保炎が確認されなかった。1800[K] においてはデカンが最も低い当量比で保炎することができ、それからGTL軽油、オクタン、ヘキサデカン、トリデカン の順であった。

保炎性能の優劣は燃料のセタン価との対応が良好であるということが、過去の成果から得られた知見であった⁷⁾。しかし、様々な燃料を用い研究を続けるにあたり、セタン価の保炎挙動に対する傾向が少しずつ明らかになった。その結果をFig. 10 に示す。今回用いた燃料の全てにおいて保炎が確認できた、主流全温 2000 [K] の条件に着目し、グラフは保炎することが出来る燃料の当量比の下限界を試料燃料のセタン価別に見たものである。スクラムジェット燃焼器内における保炎の成否は、強い空気の流れ場に対していかに燃焼の連鎖反応を持続させることができるかによって決まると考えられ、また燃料が投入されるのは火炎が形成された燃焼器中であるから、燃焼領域における雰囲気温度は主流全温より高温であり、流速も亜音速である。そのために燃料の気化や混合気形成に有利な状況といえる。このため揮発性などの影響が緩和されるものと思われる。

実験で使用した燃料の、燃焼器内へ投入された状態での液滴の大きさも関係しているものと思われるが、実験の性質上それを測る事は不可能である。

実際に燃焼器内での燃料の粒径は様々ではあるし、セタン価は自発点火のし易さを表す指標であるので、超音速燃焼においてはこの影響が必ずしも保炎に寄与するものではないものと考えられる。しかし前回発表時には保炎性能にセタン価が寄与するという仮説の下

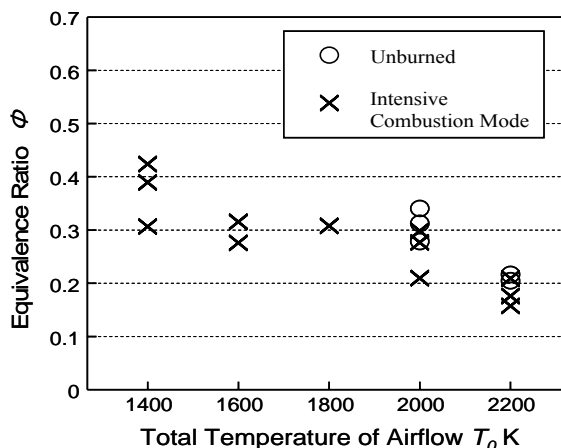


Fig. 4 Flame-holding performance (Kerosene)

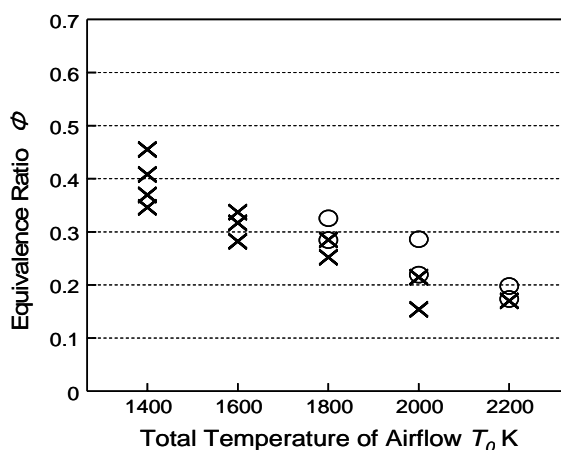


Fig. 5 Flame-holding performance (GTL)

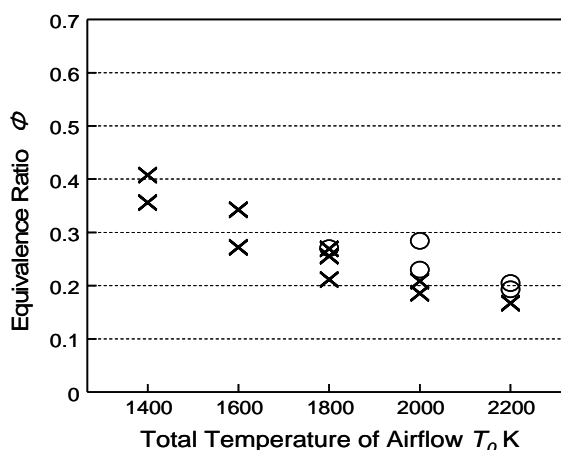


Fig. 6 Flame-holding performance (n-C₈H₁₈)

実験を行ったが、これについて考察するためには、同一成分でのセタン価別のデータが不可欠となると思われる。より低い当量比で保炎が成立するための最適な物性値が存在するものと思われ、これについては今後更なる調査を行なう予定である。

4. 結論

様々な液体炭化水素を試料燃料として用い、スクラムジェット燃焼器における保炎挙動の研究を行い、以下のような結論を得た。

- 1) 保炎性能は $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$ が最も優れており、次にGTL軽油、 $n\text{-C}_8\text{H}_{18}$ 、 $n\text{-C}_{16}\text{H}_{34}$ 、 $n\text{-C}_{13}\text{H}_{28}$ の順であり、ケロシンが最も劣っていた。
- 2) スクラムジェット燃焼器においては、保炎挙動に最も有効であるセタン価数が存在する。

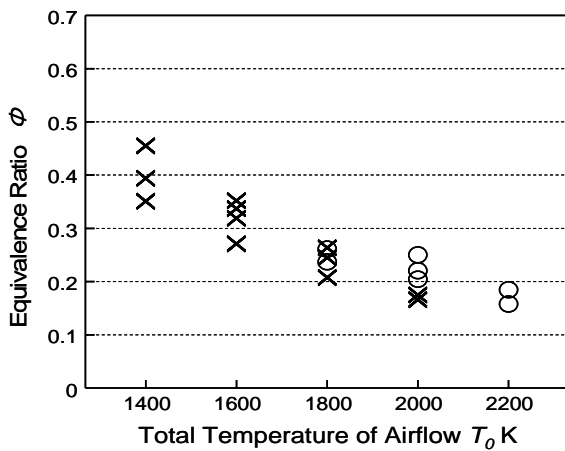


Fig. 7 Flame-holding performance ($n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$)

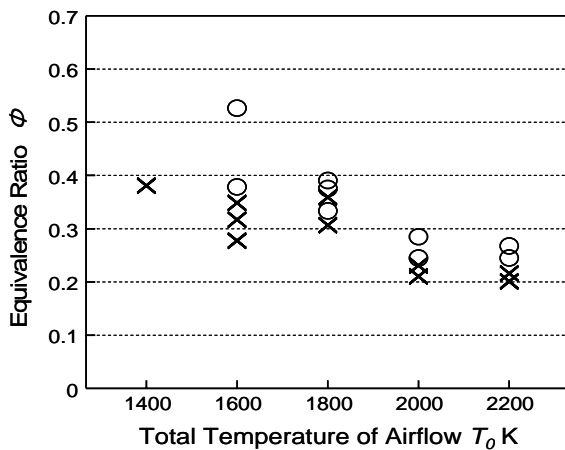


Fig. 8 Flame-holding performance ($n\text{-C}_{13}\text{H}_{28}$)

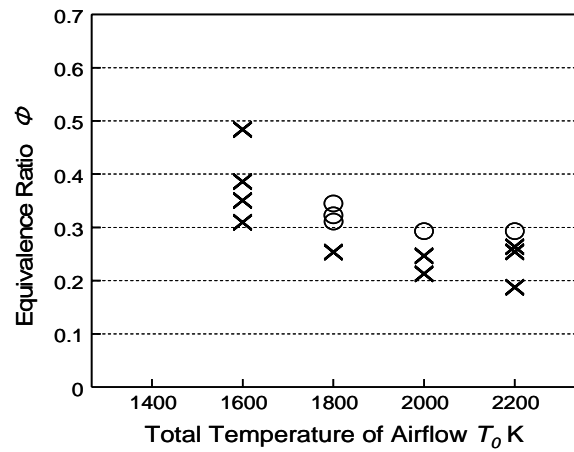


Fig. 9 Flame-holding performance ($n\text{-C}_{16}\text{H}_{34}$)

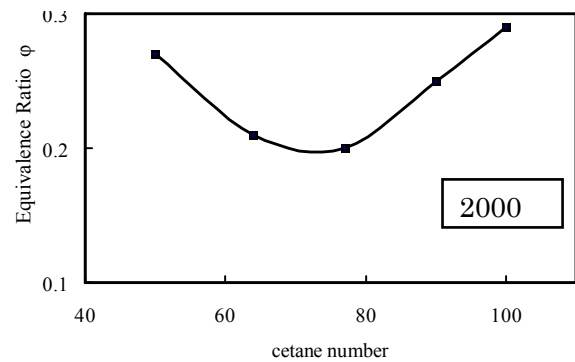


Fig. 10 Equivalence Ratio as a function of Cetane

5. 参考文献

1. 参考文献
- 1) Billig, F.S., "Research on Supersonic Combustion," Journal of Propulsion and Power, Vol.9, No.4, July-Aug.1993 pp. 499-514
- 2) Waltrup, P.J., "Liquid-Fueled Supersonic Combustion Ramjets: A Research Perspective," Journal of Propulsion and Power, Vol. 3, No.6, Nov.-Dec. 1987, pp.515-524
- 3) Takahashi, S., Tanaka, H., Noborio, D., and Miyashita, T., "Mach 2 Supersonic Combustion with Hydrocarbon Fuels in a Rectangular Scramjet Combustor," Proceedings of 16th ISABE, paper No.2003-1172, Cleveland, 2003.
- 4) Avrashkov, V., et.al, "Organization of Supersonic Combustion in a Model Combustion Chamber," AIAA-Paper 90-5268, 1990
- 5) Gruenig, C and Mayinger, F., "Supersonic Combustion of Kerosene/ H_2 Mixtures in a Model Scramjet combustor," Combustion Science and Technology, Vol. 146, pp.1-22