スクラムジェットエンジンモデル燃焼器内における
液体正アルカン燃料の燃焼特性^{*1}Combustion Characteristics of Liquid Normal Alkane Fuels in a Model
Combustor of Supersonic Combustion Ramjet Engine今 村 宰^{*2}・石 川 雄 太^{*3}・鈴 木 俊 介^{*3}・福 本 皓 士 郎^{*2}

Osamu IMAMURA, Yuta ISHIKAWA, Shunsuke SUZUKI, Koshiro FUKUMOTO,

西 田 俊 介^{*2}・氏 家 康 成^{*3}・津 江 光 洋^{*2}

Shunsuke NISHIDA, Yasushige UJIE and Mitsuhiro TSUE

Key Words: Combustion, Scramjet Engine, Supersonic Combustion, Normal Alkane, Chemical and Physical Property

Abstract: Effect of kinds of one-component *n*-alkane liquid fuels on combustion characteristics was investigated experimentally using a model combustor of scramjet engine. The inlet condition of a model combustor is 2.0 of Mach number, up to 2400 K of total temperature, and 0.38 MPa of total pressure. Five kinds of *n*-alkane are tested, of which carbon numbers are 7, 8, 10, 13, and 16. They are more chemically active and less volatile with an increase of alkane carbon number. Fuels are injected to the combustor in the upstream of cavity with barbotage nitrogen gas and self-ignition performance was investigated. The result shows that self-ignition occurs with less equivalence ratio when alkane carbon number is smaller. This indicates that physical characteristic of fuel, namely volatile of fuel, is dominant for self-ignition behavior. Effect on flame-holding performance is also examined with adding pilot hydrogen and combustion is kept after cutting off pilot hydrogen with the least equivalence ratio where alkane carbon number is from 8 to 10. These points are discussed qualitatively from the conflict effect of chemical and physical properties on alkane carbon number.

1. は じ め に

極超音速まで加速可能な推進機関の燃料としては、機体を冷却する必要性やその燃焼特性の良さから液体水素の利用が想定されている。しかしながら液体水素は体積エネルギー密度が小さく巨大な燃料タンクが必要であること、また将来の燃料価格の予想が困難なことなどから、システムとして成立させるためには、技術的、社会的課題が残されているのも事実である。他方で航空用燃料として用いられている液体炭化水素燃料は、体積エネルギー密度が大きくタンクが過剰に大きくならない上、現在広く使われていることから安全性、信頼性や取り扱いの容易さに利点がある。液体炭化水素燃料の極超音速推進機関への適応を考えるにあたっては、水素に対して劣っている燃焼特性や冷却性能が問題となる。

極超音速推進機関としてスクラムジェットエンジンが考えられているが、以上のような理由から燃料としては水素を対象とした研究が非常に多い。他方で炭化水素燃料を対象とした研究も少なからず行われており、液体の炭化水素燃料であるジェット燃料を対象とした研究¹⁻⁵⁾も見受けられ

る。これらの研究は主に燃焼特性の改善と冷却性能の問題に対するものである。燃焼特性の改善¹⁻⁴⁾については、キャビティなど燃焼器の形状を工夫するもの、パイロット水素を用いて点火を促進するもの、液体燃料を気体とともに噴射して微粒化、混合の改善を図るものなどである。また冷却性能については炭化水素の吸熱熱分解を冷却性能に含む検討が散見され、熱分解後の炭化水素を燃料とした燃焼試験⁵⁾なども行われている。このように液体の炭化水素燃料をスクラムジェットエンジンに適用する研究は幅広く行われているが、多くの研究で対象とされているジェット燃料は複数の炭化水素の混合物であり、またその組成には様々な規格が存在する。そのため異なる研究者の間での結果を比較することに障害が起こることが予想される他、多成分の実燃料を数種類の単成分の燃料の混合物として単純化するサロゲート燃料の提案についても、各研究者で異なることが考えられる。また燃焼器内の圧力・温度によって現象に対する支配的な成分が異なる可能性もあり、現象の理解、考察を困難にするものと思われる。

以上のような背景から、本報は単成分の炭化水素燃料を用いてスクラムジェットエンジンのモデル燃焼器における燃焼試験を行い、それらの燃焼特性に関する基礎的な知見の取得を目的としたものである。単成分の燃焼特性が明らかとなることで、その混合物であるジェット燃料の燃焼特性の議論やサロゲート燃料の提案に対する助けとなると思

^{*1} © 2010 日本航空宇宙学会
平成 21 年 8 月 22 日原稿受付

^{*2} 東京大学大学院工学系研究科

^{*3} 日本大学生産工学部

われる．ジェット燃料に多く含まれる直鎖アルカンについて，炭素数が7から16までの5種類の燃料を用いて試験を行い，燃料ごとの自発点火特性，保炎特性を比較した．以下では，燃料種が燃焼特性に及ぼす影響に関する実験的な知見と，それに対する定性的な考察について報告する．

2. 実験設備および実験条件

2.1 試験燃料 本報において実験に使用した燃料は単一成分の直鎖アルカン炭化水素で，正ヘプタン ($n\text{-C}_7\text{H}_{16}$)，正オクタン ($n\text{-C}_8\text{H}_{18}$)，正デカン ($n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$)，正トリデカン ($n\text{-C}_{13}\text{H}_{28}$)，正ヘキサデカン ($n\text{-C}_{16}\text{H}_{34}$) の計5種である．以下では主に各燃料における炭素数（アルカン炭素数）を用いて，その燃料を示すこととする．第1表にこれら炭化水素燃料の主な物性値を示す．表中の沸点のように，一般的に直鎖アルカンの物性値はアルカン炭素数の順となる．他方，表中には示されていないが，比熱や低位発熱量，量論混合比における空燃比の値などはアルカン炭素数によらず，ほぼ一定の値となる．化学的な性質については，後述の式(4)を用いて評価するが，アルカン炭素数の上昇とともに，点火遅れ時間が短くなる．

2.2 実験設備 燃焼実験は東京大学における超音速風洞を用いて行われた．超音速風洞の概要を第1図に示す．本風洞は吹き出し式の超音速風洞であり，十分な気流総温を得るために水素希薄燃焼式の加熱器をノズル上流に有しているのが特徴である．高圧タンクに貯められた空気は，調圧弁，急開弁を介して加熱器および試験部に導入される．加熱器においては，水素の噴射量を調整することで総温を変化させることが可能であり，また水素の燃焼によって気流の酸素濃度が変化しないよう気流に酸素を噴射して，酸素濃度21% volとなるよう調整している．希薄燃焼を経て高温となった空気は超音速ノズルを介してモデル燃焼器に導かれる．ノズルの設計マッハ数は2.0であり，出口は30 mm × 36 mmの矩形となっている．試験気流は燃焼器を通過後，消音塔を経て大気中に放出される．よどみ点状態（超音速ノズル直前）における総圧はおよそ0.38 MPaであり，総温は1800 Kから2400 Kの間で変化させた．試験気流には水素の希薄燃焼に伴って，約25% volの水蒸気が含まれており，よどみ点の組成，温度から求まる比熱比はおよそ1.3である．過去⁶⁾に指摘されているように，モデル燃焼器に流入する水蒸気や化学活性種が燃焼特性に影響を及ぼすことが予想されるため，本報においては燃焼限界そのものの定量的な値よりも，燃料の差異が燃焼特性に及ぼす影響について調べることを主眼としている．

2.3 モデル燃焼器 スクラムジェットエンジンのモデル燃焼器の概略を第2図に示す．本報においてはすべての試験

において同一の燃焼器を用いている．燃焼器は砲金製で長さが400 mm，入り口において高さが36 mm，幅が30 mmの矩形断面を有し，風洞ノズルに直結されている．なお燃焼器の冷却はしていない．燃焼器入口より50 mm下流からおおよそ80 mmにわたり，キャビティが燃焼器下壁に設けてある．キャビティは横幅が燃焼器内幅と同じであり，深さが12 mm，最深部の長さが60 mm，下流には30°の傾斜が設けてある．文献4), 7) から，このようなキャビティ形状は閉キャビティとして作用し，キャビティ内部に燃料を含む領域が生成されるものと予測される．キャビティ出口より下流においては燃焼器下壁に2度の拡大角が設けてある．燃焼器の上壁には，中心軸上に直径1 mmの静圧孔が流れ方向に23個設けられている．静圧孔は各々圧力導管を介して圧力変換器に繋がっており，これらの圧力値は500 Hzにてサンプリングされる．なおキャビティの入口を原点として x 軸を流れ方向が正となるように定義する．

燃料の噴射は，キャビティ入口から18 mm上流の下壁中心軸上に設けた直径4 mmの燃料噴射孔から，気流に垂直に噴射している．本報では液体燃料を用いており，微粒化の促進と貫通高さを保持するため，燃料をキャリアガスと一緒に噴射した．本報で用いたキャリア噴射の機構は気流

第1図 実験設備の概要

第2図 モデル燃焼器の概略（上）および噴射孔近傍の模式図（下）

第1表 試験した燃料の物性値

Alkane carbon number	7	8	10	13	16	Comment
Formula	C_7H_{16}	C_8H_{18}	$\text{C}_{10}\text{H}_{22}$	$\text{C}_{13}\text{H}_{28}$	$\text{C}_{16}\text{H}_{34}$	
Molar weight	100.2	114.2	142.3	184.4	226.4	unit: g/mol
Boiling point	371.6	398.8	447.3	508.6	559.9	unit: K, at 1 atm
Specific gravity	0.6882	0.7068	0.7342	0.7601	0.7773	at 15.5°C

に垂直なキャリアガスの流路に対して横方から液体燃料を噴射して、燃料-キャリアガスの二相流として燃焼器内に噴射するものである¹⁾。キャリアガスとしては窒素を用いており、キャリアガスの噴射圧は 0.5 MPa で一定とした。液体燃料は燃料容器から背圧 0.5 ~ 10 MPa の窒素ガスによって押し出すことによって噴射した。液体燃料を押し出すガスの背圧を変化させることで燃料流量が変化させることができる。燃料配管中の流量計によって燃料流量を計測し、当量比を算出した。燃料噴射の開始、停止はストップバルブの開閉操作で行っている。

2.4 実験方法 実験の方法であるが、まず急開弁を開いて通風を開始した後に加熱器を起動し、風洞を始動させる。通風開始後、およそ 1 秒後から 2.5 秒後にかけて燃料を気流中に噴射して、壁面圧力の変化を計測した。なお防災試験においては燃料噴射の初期にパイロット水素を合わせて噴射している。1 回の試験の通風時間は、装置の熱的負荷の問題から、燃焼終了後の燃料配管や加熱器用水素配管のパーズを含めて 6 秒以内としている。また実験間隔も燃焼器が室温に戻るまで十分な時間をとって行った。

3. 実験結果および考察

3.1 燃焼室圧力の時間履歴 第 3 図に防災試験におけるステップから下流 30 mm の場所の圧力の時間履歴を示す。通風開始後、燃焼室内の壁面圧力は大気圧から気流の静圧になるように変化する。通風開始後およそ 0.9 秒後にパイロット水素と主燃料（この場合は正デカン）が気流内に投入され、自発点火による燃焼器内の圧力上昇がキャビティ対面の壁面圧力の上昇として捉えられている。この後およそ 1.5 秒後からパイロット水素の添加を止め、主燃料のみの噴射としている。壁面圧力は幾分低下しているが、燃料の噴射を行っていない場合に比して圧力上昇が観察されており、失火せず燃焼が継続されている様子がわかる。自発点火試験はパイロット水素の添加がないことを除いて同様である。

以上の現象を燃焼器内の流れ方向の圧力分布として示したものが第 4 図である。図には、主流のみの場合、キャリア窒素のみを噴射した場合、パイロット水素と主燃料をキャリア窒素と噴射した場合、主燃料のみをキャリア窒素と噴射した場合の 4 つの場合について示してあり、燃料の噴射、燃焼によって特にキャビティ付近で顕著な圧力上昇が確認できる。キャリア窒素の流量は 14 g/s 程度であり主流の流量 (2000 K で 189 g/s) に比して小さく、第 4 図に示されるようにキャリア窒素の噴射により圧力上昇は認められるものの、燃焼に起因する圧力上昇に比べて十分に小さい。図において $x = -110$ mm はノズル出口に対応しており、パイロット水素と主燃料をともに噴射した場合においては、ノズル内にまで圧力上昇が遡っていることがわかる。この場合には圧力上昇の様子から気流は亜音速となっているものと思われる。以下の結果においては、キャビティ付近での圧力上昇が認められたときに主燃料が燃焼していると判断している。なお一次元解析から求まるキャリア窒素と燃料

第 3 図 計測された壁面圧力の時間履歴 (ステップ下流 30 mm におけるステップの対面の壁面圧力)

第 4 図 計測された壁面圧力の空間分布

第 5 図 主流総圧と燃料流量の時間履歴

噴射による燃焼器のチョーク当量比は、0.33 ~ 0.35 程度であり、およそこれらの当量比より大きな主燃料当量比においては熱閉塞が観察された。以下では熱閉塞が起こっていない場合についての実験結果を示す。

第 5 図には主流総圧と燃料流量の時間履歴を示す。この図に示されるように主流総圧は燃焼期間を通じてほぼ一定であり、主流の流量はほぼ一定と推察される。他方で主燃料の流量は時間とともに変動している。これは配管長に起因する非定常な効果であると思われる。本報においては自発

第6図 正トリデカンの自発点火特性

点火や保炎の可否を決める限界当量比という観点から，得られた燃料流量の最大値を使って，その試験の当量比を評価することとする．噴射期間の当量比の平均値はその最大値の85%から92%程度の範囲にあり，本報で述べる当量比は-12%程度の誤差を含んでいるといえる．

3.2 自発点火試験 自発点火試験においては，主流総温と液体燃料を押し出すガスの背圧を変化させて実験を行っており，主流総温は2000 K から 2400 K の間で変化させた．本報においては自発点火の可否は，第4図に示されたような壁面の圧力上昇から判断している．火炎の様子や点火の過程については本報では議論可能なデータがないが，過去⁸⁾に同様の燃焼器で主燃料をケロシンとして自発点火の様子を高速度カメラ (4000 fps) を用いて観察しており，それと同様な現象が生じているものと推測している．ケロシンの自発点火の観察においては，キャビティより下流で自発点火（発光の確認）後，2 ms から 3 ms の間に火炎が上流に遡り，キャビティからキャビティ下流にかけて火炎が空間的に安定し保炎している様子が観察されている．

第6図は正トリデカンを燃料とした場合の，自発点火の可否を主流総温と燃料当量比のグラフ上に示したものである．各プロットが1回の通風試験を示しており，図中における○印が自発点火した場合，×印が自発点火しなかった場合を示している．この図に示されるように試験した当量比の範囲内においては，総温が2000 K では自発点火が起らず，他方総温が2400 K においてはすべてのケースで自発点火している．総温2200 K においては当量比0.2付近において，自発点火するケースと自発点火しないケース双方が起こっており，これは主に当量比の計測誤差によるものと推測している．一般に当量比の増加に伴って自発点火しやすくなると予測されることから，第6図より当量比が0.3の場合には，2400 K および 2200 K で自発点火が起こり，2000 K では自発点火が起こらないと推測される．もちろん過剰な発熱により不始動となり，主流が亜音速となる可能性もあるが，ここでは燃料間の自発点火特性の比較を行うためにこのような指標を用いることとする．第7図はこのような考えに基づいて，当量比が0.33の場合に予測される自発点火の可否について，アルカン炭素数を横軸，主流総温を縦軸としてまとめたものである．この図からアル

第7図 アルカン炭素数および気流総温が自発点火特性に及ぼす影響

第8図 正デカンの保炎特性

カン炭素数が小さいほど，気流総温が高いほど自発点火しやすいことがわかる．アルカン炭素数が小さいことは揮発性がよいことに関連しており，本実験結果は揮発性のよい燃料ほど自発点火特性がよいことを示している．

3.3 保炎試験 主に自発点火実験で着火しなかった気流総温および当量比を対象にして，パイロット水素を用いて点火後に，パイロット水素の供給が断たれても保炎可能かどうかの試験を行った．第8図に正デカンの保炎実験の結果を示す．図中のプロットは第6図と同様に，各プロットが1回の通風試験を示しており，図中には自発点火試験の結果も合わせて示している．この図に示されるように自発点火試験においては着火が確認されなかった気流総温，および当量比についても保炎が確認された．このような保炎特性の評価として，各々の気流総温において保炎可能であった最小の当量比と保炎不可能であった最大の当量比を用いることとする．各気流総温における保炎可能な限界の当量比は，第8図中における保炎可能であった最小の当量比より小さく，保炎不可能であった最大の当量比より大きい値であると予測される．しかしながら，現象の不確かさや当量比の計測誤差のために，第8図の1800 K に見られるように常に保炎可能であった最小の当量比の方が，保炎不可能であった最大の当量比より大きい値とは限らない．逆に言えば，保炎可能であった最小の当量比の方が保炎不可能であった最大の当量比より大きい場合には，この2つの当量比の間に保炎可能な限界当量比が存在し，再現性のある

第 9 図 アルカン炭素数と保炎特性の関係

現象であると考えることができる．この 2 つの当量比をアルカン炭素数の関数として示したものが第 9 図である．図においてプロットが塗りつぶされたものが保炎した最小の当量比，中が塗りつぶされていないものが保炎しなかった最大の当量比を示している．この図に示されるように気流総温が 2200 K および 2000 K においては，すべての燃料において（保炎可能な最小の当量比）>（保炎不可能な最大の当量比）となっており，保炎可否の限界当量比はこの間に存在すると予測される．他方で気流総温が 1800 K の場合には，（保炎可能な最小の当量比）<（保炎不可能な最大の当量比）となる場合があり，現象の再現性が悪いことが示唆される．第 9 図において，総温にかかわらずアルカン炭素数が増えるところでは，アルカン炭素数の上昇に伴って保炎可能な最小当量比は増加しており，これは自発点火実験で得られた傾向と同様である．他方で，アルカン炭素数が小さいところでは，保炎可能な最小当量比がアルカン炭素数に対して減少しており，これから化学反応特性についても考慮する必要があることが示唆される．

3.4 考察 自発点火や保炎可能な限界当量比が燃料によって異なることについて考察を行う．燃焼器内の自発点火や保炎については，燃料の燃焼器内の滞留時間 τ_{res} と混合気自発点火に至るまでの化学的誘導時間 τ_{chem} を用いて議論されることが多い^{9, 10)}．本報においては，燃料の滞留時間の間に燃料が蒸発する時間を考えなければならず，これを物理的な誘導時間 τ_{phys} として定義する．すなわち，燃焼器内において自発点火や保炎するかどうかの判定は，

$$\tau_{\text{res}} > \tau_{\text{chem}} + \tau_{\text{phys}} \quad (1)$$

が成立すれば，自発点火・燃焼するものと理解できる．このような燃料液滴の自発点火の考察において誘導時間を物理的側面と化学的側面に分離することは必ずしも正しくないが，考察を容易にするため分離して議論を行う．式 (1) における右辺を総誘導時間と以下では述べることにする．しかしながら後述のように，現象の定性的な理解を助けるものであったが必ずしも定量的な一致は見られなかった．

まず混合気の滞留時間 τ_{res} であるが，燃焼器の長さ $L_{\text{c.c.}}$ を気流の速度 U_{∞} で除したものを代表時間と考える．

$$\tau_{\text{res}} = L_{\text{c.c.}} / U_{\infty} \quad (2)$$

$L_{\text{c.c.}}$ については自発点火・保炎試験ともに燃焼器長さ 400 mm としてここでは考察する．これはケロシンの燃焼試験⁸⁾において，保炎している場合でも火炎はキャビティより下流にまで広がっていることによる．この見積もりを用いると，滞留時間は 0.3 ms 程度となる．過去¹¹⁾に同様の燃焼器で，ケロシン，GTL 軽油，正トリデカンの噴霧の様子を比べたが，それらの様子はおよそ等しく，流れ場は燃料種に大きくは依存しないと予想されるので，ここでは滞留時間は気流条件が決まれば燃料によらず一定であると考える．

次に物理的な誘導時間 τ_{phys} であるが，液滴が気流から一様な熱流束で加熱され沸点に達するまでの時間として以下のように仮定する．

$$\tau_{\text{phys}} = \frac{\rho_l V c (T_{\text{bp}} - T_{l0})}{h S (T_{\text{gas}} - T_{\text{bp}})} \quad (3)$$

ここで， T_{gas} ， T_{bp} ， T_{l0} は各々，気流の温度，液相の沸点，液相初期温度であり，その他の記号は以下のとおりである． ρ_l ：液相密度 [kg/m³]， c ：液相比熱 [J/kgK]， h ：熱伝達係数 [W/Km²]， S ：代表面積 [m²]， V ：代表体積 [m³]．

液相の密度など各物性値の算出にあたっては文献 12) を参考に $(T_{\text{bp}} + T_{l0})/2$ の温度における値を求め，また熱伝達に関してはヌッセルト数を 2.0 と仮定する．ここで液滴の直径であるが，これは微粒化特性に依存し，燃料種，当量比などに依存する．しかしながら，それらに対する知見は十分ではないため，ここでは燃料種や当量比，気流全温などによって液滴径の分散が変化しないと仮定して考察する．代表液滴径であるが，静止雰囲気中にて本報と同様な噴射機構を用いて正デカンの燃料粒径の測定を前方微小角散乱粒径計測法 (LDSA) により行ったところ，ザウター平均粒径 (SMD) が 4.9 μm であり，最大粒径は 15 μm から 20 μm の間であった．この計測装置においては粒径の測定下限界が 5 μm 程度であることから，ここでは代表粒径として最大粒径を考え，18 μm と固定して検討を行う．すなわちすべての噴射された燃料が気体になる時刻が，物理的誘導時間に対応することとなる．

化学的誘導時間 τ_{chem} についてであるが，ここでは Horning ら¹³⁾が提案している混合気の点火遅れに関する実験式を用いる．Horning らは，プロパン，正ブタン，正ヘブタン，正デカンについて 1300 ~ 1700 K，1 ~ 4 atm の条件で

(a) $\tau_{phys} \gg \tau_{chem}$ または $\tau_{phys} \ll \tau_{chem}$ となる場合 (b) $\tau_{phys} \sim \tau_{chem}$ となる場合

第10図 誘導時間に及ぼす温度の影響

衝撃波管を用いた実験を行い、量論混合比の点火遅れについて以下の実験式を示している。

$$\tau_{chem} = 9.4 \times 10^{-12} P^{-0.55} X_{O_2}^{-0.63} C^{-0.50} \times \exp(46,550/RT). \quad (4)$$

点火遅れ時間 τ_{chem} は s, 雰囲気気圧 P は atm, 活性化エネルギーは cal/mol の単位で表示してある。 X_{O_2} は酸素のモル分率, C はアルカン炭素数である。算出にあたってはマッハ2の主流の条件, すなわち非燃焼時の静圧, 静温を用いて算出した。

第10図は異なる温度における τ_{phys} , τ_{chem} および $\tau_{phys} + \tau_{chem}$ についてアルカン炭素数を横軸として示したものである。アルカン炭素数の増加に伴い, 物理的誘導時間 τ_{phys} は増加し化学的誘導時間 τ_{chem} は減少するが, その温度依存性は化学的誘導時間の方が大きい。第10図(a)の見積もりでは静温 1500 K において, 物理的誘導時間が支配的でアルカン炭素数に対して総誘導時間 $\tau_{phys} + \tau_{chem}$ は増加する。他方で静温 1250 K においては, 化学的誘導時間の方が支配的であり総誘導時間は炭素数の増加とともに減少している。自発点火試験で得られた現象は, このうち温度が高い領域の現象が観察されたものと思われる。気流の総温を下げた場合には, 滞留時間 τ_{res} に対して総誘導時間が長くなり自発点火に至らなかったものと考えられる。第10図(b)においては, これら物理的誘導時間と化学的誘導時間が拮抗しており, その結果, 総誘導時間がアルカン炭素数 8~10 のあたりで極小値を取っていることがわかる。こ

のような総誘導時間の極小値は第9図における限界当量比の極小値に対応しているといえる。

以上の考察は蒸発と化学反応の誘導時間のみから実験結果を定性的には説明するものであるが, 微粒化特性については考慮しておらず, 燃料種が微粒化特性に与える影響については今後検討が必要である。また考察にて示されたように, 温度変化による化学的誘導時間の変化が大きく, 定量的に議論するには特に燃料が経験する温度を丁寧に見積もる必要がある。化学的誘導時間の見積もりであるが, 一般に点火遅れの実験式を導く実験結果は, 各研究者によって実験装置や点火遅れの定義などが多少異なり, 特に異なる燃料における結果を単純比較して実験式を導くのは困難である。本報で検討しているような比較的高温低圧における実験結果は限られている上, 異なる燃料における結果を同一の実験式にまとめるような試みは極めて少なく, これが定量的な検討を困難にしている一因でもある。これらの点が今後の検討課題である。

4. ま と め

スクラムジェットエンジンの模擬燃焼器を用いて単成分の正アルカン液体燃料の燃焼特性について実験的に調べた。キャリアガスを用いた燃料噴射による自発点火試験と, パイロット水素を燃焼の初期に用いた保炎試験を行った。正アルカンはアルカン炭素数が大きくなるほど, 揮発性は劣るが化学反応性は向上するとされるので, その拮抗する効果について誘導時間の観点から考察を行った。

燃料の自発点火試験においては, 気流全温が高いほど, またアルカン炭素数が小さいほど自発点火特性が良好であった。これから自発点火試験を行った試験条件では, 蒸発などの物理的な過程が支配的なものと推測された。他方, 保炎試験においては, アルカン炭素数が 8~10 あたりで相対的に小さい当量比で保炎することが確認された。考察から保炎試験においては, 揮発性などの物理的特性と化学反応性が拮抗している状況であると定性的に理解された。

本研究の実施に当たり, 岐阜大学 高橋周平准教授, 東京大学 内海正文技術専門員, 奥抜竹雄技術専門員, 東京大学大学院生の風見秀樹氏(当時), 橋本 晋氏(当時), 東京大学学部生の平本 歩氏(当時), 日本大学学部生の長尾康司氏(当時)のご協力を頂いた。ここに記して謝意を表する。

参 考 文 献

- 1) 大坂 淳, 瓜生田義貴, 今村 宰, 山下清孝, 高橋周平, 津江光洋, 河野通方: スクラムジェットエンジン燃焼器内におけるケロシンの燃焼特性, 日本航空宇宙学会論文集, **55** (2007), pp. 98-103.
- 2) Owens, M., Segal, C. and Auslender, A. H.: Effects of Mixing Schemes on Kerosene Combustion in a Supersonic Airstream, J. Propul. Power, **13** (1997), pp. 525-531.
- 3) Yu, G., Li, J. G., Chang, X. Y., Chen, L. H. and Sung, C. J.: Investigation of Kerosene Combustion Characteristics with Pilot Hydrogen in Model Supersonic Combustor, J. Propul. Power, **17** (2001), pp. 1263-1272.
- 4) Yu, G., Li, J. G., Chang, X. Y., Chen, L. H. and Sung, C. J.: Fuel Injection and Flame Stabilization in a Liquid-Kerosene-

- Fueled Supersonic Combustor, *J. Propul. Power*, **19** (2003), pp. 885–893.
- 5) Fan, X., Yu, G., Li, J. and Zhang, X.: Investigation of Vaporized Kerosene Injection and Combustion in a Supersonic Model Combustor, *J. Propul. Power*, **22** (2006), pp. 103–110.
 - 6) Mitani, T., Hiraiwa, T., Sato, S., Tomioka, S., Kanda, T. and Tani, K.: Comparison of Scramjet Engine Performance in Mach 6 Vitiated and Storage-Heated Air, *J. Propul. Power*, **13** (1997), pp. 635–642.
 - 7) Yu, K. H., Wilson, K. J. and Schadow, K. C.: Effect of Flame-Holding Cavities on Supersonic-Combustion Performance, *J. Propul. Power*, **17** (2001), pp. 1287–1295.
 - 8) Hashimoto, S., Hiramoto, A., Tsue, M., Kono, M., Ishikawa, Y., Suzuki, S. and Ujiie, Y.: A Study of Supersonic Combustion Using Various Liquid Hydrocarbon Fuels, *Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, 2008, B4-1 (in CD-ROM).
 - 9) Niioka, T., Terada, K., Kobayashi, H. and Hasegawa, S.: Flame Stabilization Characteristics of Strut Divided into Two Parts in Supersonic Airflow, *J. Propul. Power*, **11** (1995), pp. 112–116.
 - 10) Jeong, E., Jeung, I.-S., Choi, J.-Y., O'Byrne, S. and Houwing, A. F. P.: Analysis and Size Determination of Cavity Flameholder in the Supersonic Combustor, 7th Asia-Pacific Conference on Combustion, 2009, 10122 (in CD-ROM).
 - 11) Hashimoto, S., Kazami, H., Tsue, M. and Kono, M.: Effects of Liquid Fuel Properties on Supersonic Combustion, 18th International Society for Air Breathing Engine Conference, 2007, ISABE 2007-1174 (in CD-ROM).
 - 12) Poling, B. E., Prausnitz, J. M. and O'Connell, J. P.: *The Properties of Gases and Liquids*, Fifth ed., McGraw Hill, Singapore, 2007, pp. 4.1–4.52.
 - 13) Horning, D. C., Davidson, D. F. and Hanson, R. K.: Study of the High-Temperature Autoignition of n-Alkane/O₂/Ar Mixtures, *J. Propul. Power*, **18** (2002), pp. 363–371.