論文 CONTRIBUTED PAPERS

メタン-水素混合燃料を用いた超音速燃焼に関する研究^{*1} A Study on Supersonic Combustion Using Methane-Hydrogen Mixture Fuel

田口 秀之^{*2}・富岡 定毅^{*2}
Hideyuki TAGUCHI, Sadatake TOMIOKA,
永田 晴紀^{*2}・高橋 周平^{*2}
Harunori NAGATA, Shuuhei TAKAHASHI,
氏家 康成^{*3}・河野 通方^{*4}
Yasushige UJIE and Michikata KONO

Key Words: Combustion, Fuels, High Enthalpy Flows, Scramjet

Abstract

In order to attain combustion of methane fuel in supersonic airstreams of relatively low temperature, hydrogen fuel was added to the fuel as a ignition promotor. In experiments, rectangular combustor with backward step was adopted and the methane-hydrogen mixture fuel was injected into supersonic airstreams. The region where the self-ignition occurs was confirmed by high speed direct photographs, and self-ignition characteristics were investigated with parameters of equivalence ratio and fraction of hydrogen in the fuel. The injection form was refined with use of the obtained results to attain self-ignition with low fraction of hydrogen. The combustion of methane-hydrogen mixture fuel was compared with that of hydrogen fuel by using wall static pressure distributions and OH/CH emission images of the flame. As results, it is confirmed that the combustion of methane fuel in the airstreams is obtained by addition of hydrogen fuel, and it is considered that the self-ignition in refined injection form is obtained under same conditions as that of hydrogen fuel, independently of the fraction of hydrogen in total injected fuels. The static pressure distribution and the flame shape in methane-hydrogen mixture fuel case were similar to those in hydrogen fuel case.

P_a : 動 圧
 p : 静 圧
 T : 総 温
 t : 静 温
 M : マッハ数
 ϕ : 当量比
 F_H : 水素割合
 R_o : 噴射動圧比
 Q : 燃料の低位発熱量
 H : 燃焼器内の総エンタルピ
 Q/H : 相対発熱量
添 字
 a : 主 流
 f : 燃 料

1. ま え が き

スクラムジェットの燃料としては水素燃料が比推力性能上有利であるが、実用化を考えた場合、製造コスト、貯蔵性、要求されるタンクの大きさという点での炭化水素燃料の利点も見逃せない。特に、密度が高いことによる燃料タンクの小型化は、極超音速飛行時に大きな問題となる空気抵抗の低減、およびペイロード比の向上など、機体全体のシステムを考える際に有利となる。特にメタン燃料は、炭化水素燃料の中で最も比推力が高く、冷却剤としての性能も期待できることから、有望視されている。

メタン燃料を超音速燃焼に適用した例として Bierらの実験¹⁾があるが、この結果から、メタン燃料は反応速度が遅いため、超音速流中で自発点火・保炎させ

記 号

P : 総 圧

^{*1} 平成5年3月23日原稿受理
^{*2} 東京大学大学院
^{*3} 日本大学生産工学部機械工学科
^{*4} 東京大学工学部航空学科

るためには水素燃料の場合よりかなり高い主流総温が必要であることが判っている。このことは実際のエンジンの運用を考えた場合、エンジンが作動する最小の飛行マッハ数が水素燃料の場合に比べて非常に高くなることを意味し、メタン燃料を使用する上で最大の問題点となる。この問題を解決する方法としては、点火促進のためにプラズマトーチ²⁾を用いる方法や、燃料を亜音速の副燃焼室で過濃燃焼させ、活性基を含んだ燃焼ガスを超音速燃焼室に供給する方法^{3,4)}等が考えられるが、これらの方法は複雑な付加装置を必要とする。また、より単純な方法として、メタンにシランを混合して点火性を良くした燃料を用いた実験⁵⁾が行われているが、毒性があり自発火性のあるシランを実際の

エンジンで用いることは非現実的である。

そこで本研究では、単純で安全にメタン燃料の自発点火を促進する方法として、メタン燃料に水素燃料を混入する方式を採用し、この燃料を用いた超音速燃焼について実験的に調べた。本研究の目的は、水素燃料を混合することでメタン燃料の自発点火を促進させ、さらに混合する水素燃料をできるだけ少なくすることである。このために、自発点火が始まる領域を確認し、燃料流の状態量や混合する水素の割合が自発点火特性に与える影響について調べた。そして、この結果を基にして燃料噴射形態の改良を行った。また、水素燃料を混合したメタン燃料の燃焼の状態を評価するために、代表的な条件についての壁面静圧測定と火炎の

第1図 実験装置概要

第2図 燃料噴射孔付近詳細

観察を行った。

2. 実験装置および実験条件

2.1 実験装置の概要 実験には、東京大学航空科学風洞室内の超音速燃焼研究用の風洞を使用した⁶⁾。風洞は貯気槽を用いたブロードダウン方式で、加熱には水素燃料を希薄燃焼させて空気流の総温を上げる Vitiated Air 方式⁷⁾を用いた。このとき、空気に酸素を付加して希薄燃焼後の酸素の体積分率を標準大気と一致させた。

第1図に実験装置の概要を示す。試験部は矩形断面の直結式で入口断面 36×30 mm、長さ 400 mm となっている。ノズルスロート下流 230 mm の位置に高さ 3.6 mm のステップがあり、その後流の断面積は一定である。燃料は、電気式加熱器で設定温度まで加熱された後、試験部に噴射された。メタン-水素混合燃料の実験の場合、メタンと水素は流量調整弁の下流で混合され、加熱器を経て試験部に噴射された。

2.2 燃料噴射孔 第2図に燃料噴射孔付近の詳細を示す。実験は、混合噴射と別噴射の2種類の噴射形態で行った。混合噴射実験においては、ステップ下流 18 mm (ステップ高さの5倍) の位置にある垂直噴射孔 (直径 2.8 mm) から、メタン-水素混合燃料を噴射した。また、燃焼の比較のために垂直噴射孔から水素燃料を噴射する実験も行った。垂直噴射孔の位置を決めるに当たっては文献⁸⁾を参考にした。別噴射実験においては、ステップ面の水平噴射孔 (直径 2.0 mm)

から水素を噴射し、垂直噴射孔からメタンを噴射した。ここで、燃料の噴射は全て音速噴射である。噴射孔付近の壁面には静圧孔および熱電対を設置した。

2.3 実験条件 実験に用いた主流条件は、 $P_a =$ 約 380 kPa, $T_a = 1600$ K, 2200 K, $M_a = 2.0$ (試験部入口) である。ここで、 $T_a = 1600$ K の条件は飛行高度 36 km、飛行マッハ数 5.3 の飛行条件に相当している。供給する燃料の組成、噴射圧および量を表す変数としては、それぞれ水素割合 (F_H)、噴射動圧比 (R_D) および当量比 (ϕ) を用いた。ここで、燃料の水素割合は、噴射された全燃料に対する水素燃料の当量比の割合、噴射動圧比 (R_D) は、垂直噴射孔から噴射された燃料の動圧 (P_{dt}) と空気流の動圧 (P_{da}) の比と定義した。

自発点火試験は $F_H = 0 \sim 100\%$, $R_D = 0 \sim 1.5$, $\phi = 0 \sim 0.4$ の範囲で行った。燃焼実験は $T_a = 1600$ K で行い、比較のために相対発熱量 (Q/H) を合わせた条件を用いた。ここで相対発熱量は、噴射された燃料の全てが酸素と反応したとして計算される単位時間あたりの発熱量 (Q) を、空気と燃料が混合した後の燃焼器内の総エンタルピー (H) で割った値と定義した。第1表に燃焼実験に用いた条件における燃料の種類および諸量を示す。条件1は水素燃料、条件2はメタン-水素混合燃料で、噴射動圧比がほぼ等しい条件になっている。また条件3は、条件2と同じ量の燃料を用いて別噴射実験を行った条件である。

第1表 燃焼実験に用いた燃料の種類および諸量

	Horizontal injector	Vertical injector	Equivalence ratio	Hydrogen fraction	P_{dt}/P_{da}	Q/H
1	×	H ₂	0.160	100(ϕ -%)	0.942	0.292
2	×	CH ₄ + H ₂	0.175	40(ϕ -%)	0.949	0.289
3	H ₂	CH ₄	0.175	40(ϕ -%)	0.433	0.289

第3図 燃料噴射圧、壁面静圧、壁面温度の時間変化

3. 測定方法

3.1 壁面測定 壁面測定ではステップと反対側の壁面における静圧分析(空気流方向に13点)および噴射孔付近の壁面静圧と壁面温度を測定した。圧力の測定には半導体圧力センサ、温度の測定にはK種熱電対を用い、出力をA/D変換してパソコンで処理した。自発点火の有無は壁面静圧および壁面温度の上昇の有無から判断した。

第3図は燃料噴射圧と、燃料噴射孔付近の壁面静圧、壁面温度の時間変化の一例で、実験条件は $T_a=1600$ K, メタン-水素混合燃料 ($F_H=40\%$, $\phi=0.225$, $T_r=300$ K) である。図において、燃料噴射圧がある値になったときに壁面静圧が瞬間的に2倍程度に上昇している。ここでは噴射孔上流側の測定孔での壁面静圧を示したが、下流側の測定孔での壁面静圧もほぼ同時に上昇した。またこれと同時に壁面温度も上昇しているのでこの時点で自発点火が起こっているものと判断される。全ての実験は噴射圧が安定するまで行い、その途中でこの図のような安定した壁面静圧上昇のある条件を自発点火有りとした。逆に噴射圧が安定した後も壁面静圧の上昇がみられない条件を自発点火無しとした。断続的な壁面静圧上昇がある条件の場合は、火炎の吹き飛びが起こっている可能性もあるが、本研究では自発点火無しとした。また全ての実験において、安定した時の噴射圧から噴射孔で燃料流がチョークしていることを確認した。壁面温度は自発点火とともに上昇し最大値を経た後下降し、自発点火約2秒後に安定している。壁面温度が下降するのは、火炎が熱電対を設置したステップ後流付近で点火した後、熱電対より後流の噴射孔付近で保炎されているためと考えられる。

3.2 光学測定 光学測定では、側壁に測定窓(44 mm×134 mm)として熔融石英ガラスを入れた燃焼室を用い、高速直接撮影、OH/CH 自発光像撮影およびシュリーレン撮影を行った。高速直接撮影は、16 mm 高速カメラを用い、600 fps、露出時間 1/1500 s で行った。撮影において光量を上げるために光学系にイメージンテンシファイアを挿入した。自発光像撮影では干渉フィルタおよび、イメージンテンシファイアを介して撮影を行った。干渉フィルタとしては、文献9)の波長表を基に、強い自発光のある波長に合わせ、OH 自発光像では中心波長 308.1 nm, CH 自発光像では中心波長 431.1 nm のものを用いた。シュリーレン撮影は主流総温が比較的低い条件 ($T_a=1100$ K) のみを行った。これは、主流総温の高い条件ではガラスの歪みが大きく、シュリーレン像が得られなかったた

めである。

4. 点火遅れ時間の計算

水素割合の違う混合燃料の自発点火に関する物性を表す指標として、混合燃料と実験に用いた高温空気の静止予混合気を仮定し、この点火遅れ時間の計算を行った。計算において、素反応式・反応速度定数等は J. A. Miller らのモデル^{10,11)}から引用し、熱物性値は JANNAF の熱物性値表¹²⁾の値を用いた。初期条件としては、雰囲気圧力は噴射孔付近の壁面静圧の実測値、雰囲気温度は空気流のマッハ数を2として計算される静温を用い、予混合気の組成は燃料の空気に対する当量比が1になるようにした。これは、拡散燃焼においては、当量比が1の領域で最初に点火が起こると考えられるからである。また反応過程は定圧であるとし、発熱量が時間について極大になる時を点火とした。

5. 自発点火試験

自発点火試験ではまず、実験で用いた試験部において自発点火が起こる領域(以下、自発点火領域とする)を確認するために噴射孔付近の高速直接撮影を行った。またメタン-水素混合燃料において、水素割合が自発点火に及ぼす影響を調べた。そして、これらの結果を基に噴射方式を改良し、自発点火特性を調べた。

5.1 自発点火領域 第4図は噴射孔付近での自発点火の様子を高速直接撮影した写真で、(a)は点火直後、(b)は点火後1.39秒(火炎安定時)のものである。実験条件は $T_a=1600$ K, メタン-水素混合燃料 ($F_H=40\%$, $\phi=0.175$, $T_r=300$ K) である。第4図(a)の直前のコマでは何の発光も確認されていないので、第4図(a)の発光領域(初期発光領域)のどこかで自発点火が起こっていると考えられる。ところで自発点火の瞬間の流れ場は、反応熱の影響を無視できるので、噴射動圧比の等しい非燃焼実験での流れ場とほぼ同じとみなせる。そこで非燃焼実験 ($T_a=1100$ K) でのシュリーレン写真¹³⁾から流れ場の構造を求め、これと初期発光領域を比較した。第5図に初期発光領域と自発点火時の流れ場の関係を示す。

第5図において、ステップ後流の再循環領域と空気流の間の剪断層での発光が強いことから、この領域で自発点火が始まっていると考えられる。点火後の火炎は約1秒程不安定な状態が続いたあと安定な状態(b)に移行する。火炎安定後は燃料噴射孔付近での発光が強いことから、この領域で保炎していると考えられる。

5.2 自発点火特性 第6図にメタン-水素混合燃

第4図 高速直接写真 (メタン-水素混合燃料, 露出時間 1/1500 秒)

第5図 初期発光領域と流れ場の構造の関係

第6図 メタン-水素混合燃料/空気予混合気 (量論比) の点火遅れ時間

料の水素割合と点火遅れ時間の関係を示す。ここで点火遅れ時間は $T_a=1600\text{ K}$ の条件 ($p=60\text{ kPa}$, $t=976\text{ K}$) と $T_a=2200\text{ K}$ の条件 ($p=60\text{ kPa}$, $t=1313\text{ K}$) で計算された。この図から水素割合が小さくなるほど点火遅れ時間が大きくなり、主流総温が大きくなると点火遅れ時間が小さくなることが判る。

第7図に $T_a=1600\text{ K}$, 2200 K における、水素割合と当量比で整理したメタン-水素混合燃料の自発点火特性を示す。ただし、 $T_a=1600\text{ K}$ の時は $T_i=300\text{ K}$, $T_a=2200\text{ K}$ の時は $T_i=600\text{ K}$ である。ここで縦軸に当量比を採用したのは、予備実験で自発点火特性には噴射動圧比よりも当量比の方が影響が大きいことが確認された¹⁴⁾からである。 $T_a=1600\text{ K}$ においては、水素割合が小さくなるほど当量比を大きくしなければ自発点火が起こらず、水素割合が35%未満では自発点火が起こらないことが判る。第6図の結果と併せて考えると、これは水素割合が下がることで混合気の点火遅れ時間が大きくなり、混合気の点火領域での滞留時間を上回ったためであると考えられる。また、主流総温が上がると自発点火する限界の水素割合が小さくな

第7図 メタン-水素混合燃料の自発点火特性

第8図 別噴射実験 (メタン, 水素) での自発点火特性

るのは、点火遅れ時間が小さくなっているためであると考えられる。

5.3 別噴射実験 メタン-水素混合燃料の問題点はその水素割合が低い領域で自発点火しなくなることである。一方、5.1節の考察から自発点火領域は再循環領域と空気流の間の剪断層であることが予想され、5.2節の考察から、水素割合が高い方が低い当量比でも自発点火することが判っている。そこで低い水素割合での自発点火を実現するためにステップ面の水平噴射孔から水素燃料を別噴射して、自発点火領域の水素割合のみを上げる実験を試みた。

第8図に $T_a=1600\text{ K}$ における、水素割合と水素当量比で整理した別噴射実験での自発点火特性を示す。水平噴射孔からは水素燃料、垂直噴射孔からはメタン燃料を噴射した。この図から水素割合に関係なく水素当量比がある程度 (0.065) 以上になれば自発点火することが予想される。これは別噴射によって、全体の水素割合が小さくなくても点火領域での水素割合が100%近くに保たれ、点火遅れ時間が大きくならないためと考えられる。つまり別噴射によって自発点火領域の水素割合を上げれば、 $T_a=1600\text{ K}$ で比較的低い水素割合でもメタン燃料を自発点火させることができるといえる。

6. 燃 焼 実 験

自発点火試験の結果から、水素燃料を混合するか別噴射することで、メタン燃料を低い主流総温でも自発点火させることができることが判った。しかしメタンは反応速度が遅いので、点火後十分に反応していない可能性もある。そこで点火後の燃焼の様子を知るために、相対発熱量を合わせた代表的な条件について火炎安定後の壁面静圧分布の測定と OH/CH 自発光像の撮影を行った。

6.1 壁面静圧分布 第9図に非燃焼時、および燃焼時 (条件1~3) の壁面静圧分布を示す。ここで、非燃焼時においても $R_0 \approx 1.0$ の燃料を噴射しているので、燃料噴射による壁面静圧の上昇はほとんどないといえる。条件1~3の壁面静圧の上昇は急激でないため強い垂直衝撃波は存在しないと考えられるが、境界層と数個の弱い垂直衝撃波の干渉による擬似衝撃波によって亜音速に移行している可能性はある。そこで文献15)の結果から、擬似衝撃波によって流れが亜音速に移行した時の壁面静圧を推算したところ、条件1~3の最大壁面静圧はいずれもこれより低い値になっているので、超音速流は保たれているといえる。超音速流中では一次元的に考えると燃料の発熱量に応じた静圧上昇が起こる¹⁶⁾。そこで、各条件の相対発熱量

は合わせてあるので、静圧上昇の大小から発熱量の大小を評価できる。図において条件1と条件2では分布がほぼ一致している。つまり水素燃料でもメタン-水素混合燃料でも火炎安定後の発熱量分布はほぼ同じであるといえる。一方、条件3は比較的静圧が低く、発熱量が少ないことが伺われる。これは、条件3においては自発点火領域の水素割合が高いので、それ以外の領域での水素割合が小さくなり、反応速度が遅くなったためであると考えられる。

6.2 火炎の OH/CH 自発光像 火炎の分光測定によって CH 自発光は水素燃料の燃焼では存在せず、メタン-水素混合燃料の燃焼では得られることが確認された¹⁷⁾。また水素燃料や炭化水素燃料が反応しているところには OH の自発光が観測される¹⁸⁾といわれている。よって、火炎の OH 自発光像と CH 自発光像を用いれば、メタン-水素混合燃料の反応域を評価できると考え、この撮影を行った。

第10図に水素燃料を燃焼させたとき (条件1) の OH 自発光像、第11図にメタン-水素混合燃料を燃焼させたとき (条件2) の、(a) OH 自発光像と (b) CH 自発光像、第12図に別噴射実験 (条件3) での (a) OH 自発光像と (b) CH 自発光像を示す。

第11図において (a) と (b) を比較すると、火炎の上流側では OH 自発光と CH 自発光の両方があるが、下流の壁面付近では CH 自発光がなくなり、OH 自発光のみになっている。これは、メタンが反応する時に、初期の分解で CH と OH を生じ、そのあとの反応で OH のみを生じるという過程¹⁹⁾を示しているものと考えられる。すなわち、CH 自発光域はメタンの初期分解域に対応し、燃料が反応している領域は OH 自発光域に対応しているといえる。

第9図 壁面静圧分布 (条件1~3)

第10図 水素燃料を燃焼させたときのOH自発光像 (条件1)

(a) OH自発光像

(b) CH自発光像

第11図 メタン-水素混合燃料を燃焼させたときの自発光像 (条件2)

(a) OH自発光像

(b) CH自発光像

第12図 別噴射実験 (メタン, 水素) での自発光像 (条件3)

そこで条件1～条件3のOH自発光像から、燃料が反応している領域の形状つまり火炎の形状について考察する。条件1と条件2の火炎はいずれも噴射孔付近で保炎され、ほぼ同様の形状をしている。一方条件3の火炎だけは異なる形状で、ステップの上流まで遡っている。またCH自発光がステップ上流にまで及んでいることから垂直噴射されたメタンもここまで到達して反応していることが伺われる。結果として、混合噴射においては水素燃料でもメタン-水素混合燃料でもほぼ同様の火炎形状となるが、噴射形態を変えて別噴射にすると火炎形状が大きく変わることが判った。

7. おわりに

本研究では水素燃料を加えたメタン燃料の超音速流中における自発点火および燃焼についてステップを有する燃焼器を用いて実験的に調べ、以下のような知見を得た。

- 1) 実験に用いた試験部における自発点火領域はステップ後流の再循環領域と空気流の間の剪断層である。
- 2) メタン-水素混合燃料においては、主流総温に応じて自発点火する限界の水素割合が存在し、主流総温が上がるとこれが低くなる。
- 3) 水平噴射孔から水素燃料を別噴射して自発点火領域の水素割合を高く保つと、主流総温 1600 K で全体の水素割合が比較的低くても自発点火が得られる。
- 4) メタン-水素混合燃料を燃焼させたときの静圧分布と火炎形状は、同じ相対発熱量の水素燃料を燃焼させたときとほぼ同じである。
- 5) 同じ量の燃料を用いても単孔噴射と別噴射では、静圧分布や火炎形状が異なる。

本研究を行うに当たり多大の御助力をいただいた北川聡君、松本英敬君、廣田和男君、若林千弘君、本学航空学科の百々悟助手、奥抜竹雄技官、岩田梯次技官、ならびに石川島播磨重工業株式会社に謝意を表します

参考文献

- 1) Bier, K., Kappler, G. and Wilhelmi, H.: Experiments on the Combustion of Hydrogen and Methane Injected Transversely into a Supersonic Air Stream, Thirteenth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 1970, pp. 675-682.
- 2) Wagner, T.C. and O'Brien, W.F.: Plasma Torch Igniter for Scramjets, J. Propulsion Power, 5 (1989), pp. 548-554.
- 3) Waltrup, P.J.: Liquid-fueled Supersonic Combustion Ramjets: A Research Perspective, J. Propulsion Power,

- 3 (1987), pp. 515-524.
- 4) 小坂勝明, 船木功水, 桑原卓雄, 光野 実: メタン燃料スクラムジェット燃焼器の実験的研究, 第25回燃焼シンポジウム前刷集, 1987, pp. 250-252.
 - 5) Gerstein, M. and Choudhury, P. R.: Use of Silane-Methane Mixtures for Scramjet Ignition, *J. Propulsion Power*, 1 (1985), pp. 399-402.
 - 6) 富岡定毅, 瀬川大資, 和田佳之, 河野通方: 超音速燃焼研究用の風洞の試作, 第29回航空原動機に関する講演会講演集, 1989, pp. 76-80.
 - 7) Russin, W. R.: Performance of a Hydrogen Burner to Simulate Air Entering Scramjet Combustors, NASA TND7567, 1974.
 - 8) Huber, P. W., Schexnayder, C. J., Jr. and McClinton, C. R.: Criteria for Self-Ignition of Supersonic Hydrogen-Air Mixtures, NASA TP-1457, 1979.
 - 9) Gaydon, A. G.: *The Spectroscopy of Flames*, Chapman & Hall Ltd., London, 1957.
 - 10) Thorne, L. R., Branch, M. C., Chandler, D. W., Kee, R. J. and Miller, J. A.: Hydrocarbon/Nitric Oxide Interactions in Low-pressure Flames, Twenty-first Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 1986, pp. 965-977.
 - 11) Kee, R. J., Miller, J. A., Evans, G. H. and Dixon-Lewis, G.: A Computational Model of the Structure and Extinction of Strained, Opposed Flow, Premixed Methane-Air Flames, Twenty-second Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 1988, pp. 1479-1494.
 - 12) Stull, D. R. and Prophet, H.: *JANNAF Thermochemical Tables*, 3rd ed., U.S. Dept. Commerce, 1986.
 - 13) 田口秀之, 富岡定毅, 瀬川大資, 永田晴紀, 氏家康成, 河野通方: メタン燃料を用いた超音速燃焼に関する研究, 第32回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 1992, pp. 232-236.
 - 14) 田口秀之, 富岡定毅, 永田晴紀, 氏家康成, 河野通方: 超音速流中に噴射されたメタン-水素混合燃料の自発点火に関する研究, 第33回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 1993, pp. 170-175.
 - 15) 玉木貞一, 富田幸雄, 山根隆一郎: 擬似衝撃波に関する研究 (第2報, X形擬似衝撃波について), 日本機械学会論文集, 36-292, 1970.
 - 16) 小室智幸, 村上淳郎, 工藤賢司, 升谷五郎, 鎮西信夫: 円形断面スクラムジェット燃焼器の実験(II)模擬飛行マッハ数4.4, NAL TR-969, 1988.
 - 17) 田口秀之, 富岡定毅, 永田晴紀, 氏家康成, 河野通方: 超音速流におけるメタン-水素混合燃料の反応に関する研究, 第3回ラム/スクラムジェットシンポジウム講演論文集, 1993, pp. 194-199.
 - 18) 幸田清一郎, 田久保嘉隆: 火炎の分光学的計測とその応用, 学会出版センター, 東京, 1990.
 - 19) 疋田 強: 燃焼概論, コロナ社, 東京, 1971.
 - 20) 田口秀之: メタン-水素混合燃料を用いた超音速燃焼に関する研究, 東京大学航空学科修士論文, 1993.