

Design and Combustion Tests of 1[N] Micro-Thruster with H₂/O₂ Propellants

FUJII Masaya, SEKI Issei, YUASA Saburo
Tokyo Metropolitan Institute of Technology
6-6 Asahigaoka, Hino -city, Tokyo 191-0065, Japan
E-mail: syuasa@cc.tmit.ac.jp

Keywords: Micro-Thruster, Premixed, Gaseous Hydrogen & Oxygen

序論

超小型衛星は、開発期間の短縮による打ち上げ費用の低減やミッションや機能の分散化による打ち上げ失敗のリスクの低減などのメリットがあるため、その必要性が高まっている。衛星には軌道変更、軌道保持、姿勢制御、De-orbitを行うスラスタが必要不可欠で、スラスタを小型衛星に搭載できる仕様にするための小型化が課題となっている。我々の研究室では、化学推進を用いると T/W (推力/重量) が大きくなることに注目し、推進剤に水素、酸素を用いたマイクロスラスタの研究を行なっている。水素/酸素を用いる理由は、理論比推力が高いことや、国際宇宙ステーションから利用する場合、再利用不可能な水を電気分解して推進剤が得られるというメリットがあるからである。

マイクロスラスタを開発する際の大きな課題は、燃焼室を小さくしたことによる消炎距離の影響の相対的増加、壁への熱損失の相対的増加、流れ場の層流化、滞留時間の短縮、などの燃焼上の諸問題を解決することである¹⁾。

本研究ではマイクロスラスタの燃焼特性を評価する為に、インジェクタの選定、マイクロスラスタの設計、実験システムの構築、および燃焼実験を行い、H₂/O₂ マイクロスラスタの可能性を検討した。




インジェクター

実験装置

燃焼器を小型化する際には、燃焼器内で推進剤をどのような形態で燃やせば安定な保炎や完全燃焼が達成できるのか、ということをもまず考慮しなくてはならない。また、小型化すると推進剤の混合に要する時間も短くする必要がある。火炎の安定性のみ考えれば拡散燃焼方式の方が優れているが、予混合火炎を用いれば混合による時間遅れがなく、均一で完全な燃焼ができ、かつ、火炎が短くなって高負荷

燃焼させやすい。このため、我々はマイクロスラスタに予混合インジェクタを用いることにした。最適な予混合型インジェクタを決定するために、Table 1 に示すインジェクタを用いて安定限界や火炎基部の状態の観察を行った。水素/酸素の予混合インジェクタは特に逆火しやすいという欠点があるので、流速を速くして逆火を防ぐ為と個々の火炎を小さくする為にインジェクタ孔径は極力小さくした。

Table 1 Premixed injectors

	Type1	Type2	Type3
Cross-Section Diagram			
Hole Diameter [mm]	1	0.5	0.4
Hole Number	1	4	3
Total Cross Sectional Area [mm ²]	0.79	0.79	0.38

実験時には、燃焼室内での火炎の状態を観察するため、燃焼室を模擬した燃焼筒(透明石英ガラス製: 内径 5mm、長さ 10mm)を用いて予混合火炎の吹き飛び流速と当量比の関係を測定した。なお、Table 1 のインジェクタの安定性は、後述するマイクロスラスタの設計条件、すなわち推力 1[N]、燃焼室圧 0.7[MPa] を達成できる推進剤流量において、評価することにした。具体的には、当量比 3 のときに最も断面積の小さいタイプ 3 のインジェクタで噴出速度はおよそ 330[m/s] である。

実験結果と考察

a) 火炎安定限界

燃焼筒を付けて火炎安定限界を測定したところ、いずれのインジェクタも通常の予混合火炎と同様に、燃料過濃側では当量比とともに安定限界は単調に増加し、各当量比での作動流速よりも遥かに速い流速でしか吹き飛ばなかった。このことから、全てのインジェクタはマイクロスラスタの作動領域内

で安定した燃焼を行えることがわかった。

b) 火炎基部の状態

火炎基部の直接写真を Fig. 1 に、干渉フィルター（中心波長：307.1nm、半値幅：13.2nm）を用いて撮影した OH の発光の領域を Fig. 2 に示す。OH の発光の強い領域は燃焼反応が活発に進行している領域に対応している。

Fig. 1 と Fig. 2 より Type1(d=1mm) のインジェクタでは、火炎基部がインジェクタリムから浮き上がっていることから、燃焼筒内の一部の領域でしか燃焼しておらず、ロケットエンジン燃焼室のような高負荷燃焼を達成することは難しいと考えられる。Type2(d=0.5mm) のインジェクタでは、直接写真で燃焼筒の赤熱が見られることと、OH の発光写真より燃焼筒に沿って OH 発光が見られることから、燃焼筒壁面に沿っては活発な燃焼反応が起こるが、中央部では燃焼反応が十分には進行していないと考えられる。このことより、燃焼室を損傷する可能性が高く、熱損失も大きくなると危惧された。Type3(d=0.4mm) のインジェクタでは燃焼筒は赤熱しておらず、また OH 発光を見ると燃焼筒中央部で活発な燃焼反応が行なわれていると考えられることから、燃焼室を損傷する可能性は低く、熱損失も Type1(d=1mm)、Type2(d=0.5mm) のインジェクタより小さくなり、燃焼室内で高負荷燃焼を達成できる可能性が高いと考えられる。ロケットエンジンの燃焼では、火炎長さとして意味があるのは、過濃予混合気の場合、いわゆる内炎のみである。残念ながら、Fig. 1 と Fig. 2 の写真では内炎の様子ははっきりとは分からなかった。なお、燃焼筒上部に形成されている火炎は当量比 1 より大きいため、余剰燃料と空気との反応による火炎である。

以上のことから、本実験でのマイクロスラスターのインジェクタには Type3(d=0.4mm) を用いて設計・製作を行なった。

マイクロスラスター

設計

マイクロスラスターの推力としては現在姿勢制御等に広く使用されている小型スラスターの 1[N] を設計目標とし、推進剤供給圧は、大規模な圧縮装置や高圧貯蔵容器を必要としない 0.7[MPa] を用いることにした。このような条件下で最適な当量

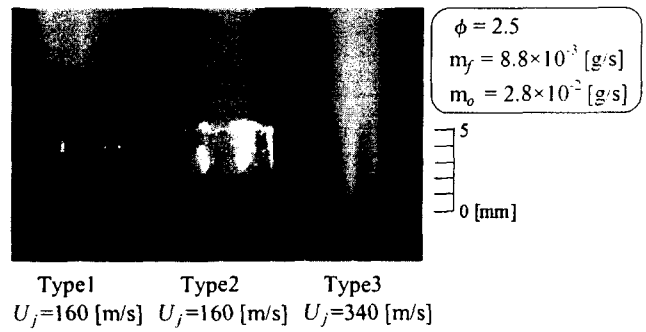


Fig. 1 Direct photographs of the flame base

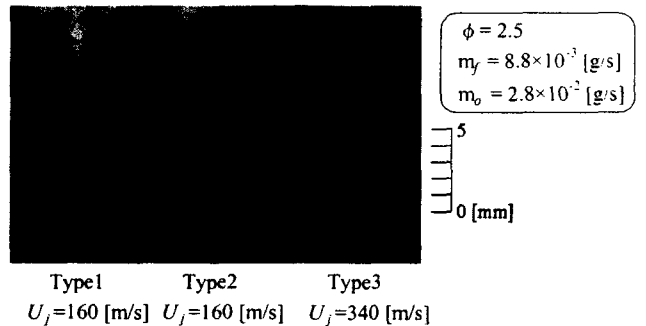


Fig. 2 OH filter photographs of the flame base

比とノズルの膨張比を決定するために、SP273²⁾ を用いて、 ϕ に対する I_{sp} の値を、 P_c/P_e をパラメータにして求めた³⁾。その結果のうち、 $P_c/P_e=6.91$ 、691、6910 において I_{sp} が最大となるときに ϕ 条件における H_2/O_2 マイクロスラスターの性能を Table 2 に示す。なお、このスラスターのスロート径は、MR-103G（推進剤：ヒドラジン、推力：1.1[N]、燃焼室圧：2.8[MPa]、スロート径：0.7[mm]、燃焼室長さ：23mm、PRIMEX 社）を参考にして 1mm とした。Table 2 より、真空中では $P_c/P_e=691$ であれば推力 0.98N が達成できることがわかる。この時の I_{sp} は、ヒドラジンを推進剤とする MR-103G の $I_{sp}=224[s]$ よりも 2 倍近く大きくなることが分かった。地上でこのスラスターの燃焼実験を行うにあたり、燃焼状態の確認を主目的としているため、ノズルは先細ノズルで代用した。またこの燃焼室は、一次元層流火炎の火炎構造に基づく化学反応の特性時間よりも十分に長い 0.1[ms] 程度の滞留時間を考慮し、長さを 3.5[mm]、容積 76.6[mm³] とした。このスラスターの断面図を Fig. 3 に示す。

Fig. 4 にマイクロスラスター燃焼実験システムの概略図を示す。水素/酸素はそれぞれ高圧ポンプよ

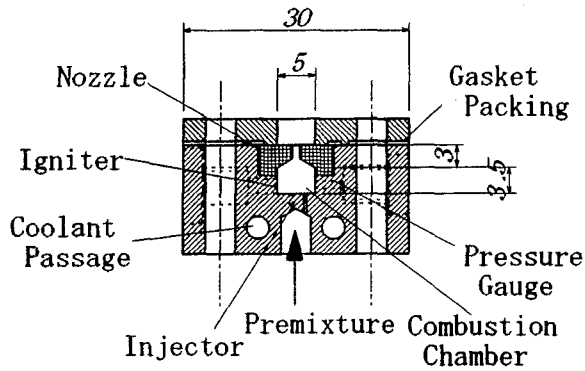


Fig. 3 Schematic of the micro thruster

り供給され、減圧弁 V-1、V-2 で圧力調整された後、マスフローメータ、流量調整用バルブ C-1、C-2 を通って供給される。燃焼室に近い位置に電磁弁があり、制御装置によって任意のタイミングで電磁弁とイグナイタの着火シーケンスを設定することができる。また、混合部には熱電対が設けられており、逆火したときに電磁弁が自動的に閉じるようになっている。

燃焼実験

イグナイタの着火や水素/酸素の電磁弁の開けるタイミングにより安定な燃焼にいたる場合と逆火する場合とが生じた。

着火シーケンスを 水素電磁弁開 イグナイタ点火 酸素電磁弁開の順にした場合には、イグナイタを点火したとたん逆火が起こって、水素・酸素供給ラインにある電磁弁が閉じたために、燃焼室で安定に燃焼させることができなかつた。これに対し Fig. 5 に示すように、着火シーケンスを 酸素電磁弁開

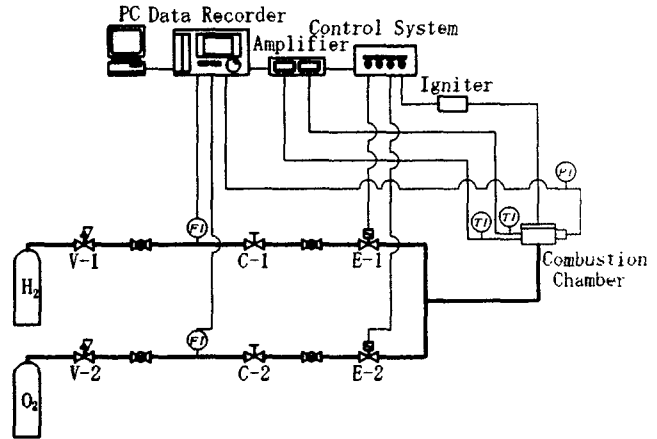


Fig. 4 Experimental apparatus

イグナイタ点火 水素電磁弁開の順にした場合には、イグナイタ点火時に燃焼室圧が急速に上昇し、イグナイタにスパークが飛んでいる間はノイズのために圧力が振動しているが、イグナイタを切ると燃焼室圧が一定となり、安定な燃焼に移行されていることが分かった。

着火シーケンスの違いによって逆火したり着火後安定な燃焼に移行するが、この原因は、以下のように考えられる。水素を先導して噴出した場合には、スパークが飛んで着火した瞬間に燃焼室内の圧力が一時的に上昇し、これに伴って燃焼室内に流入する実質的な水素及び酸素流量が低下する。この時酸素噴流より水素噴流の方が運動量が小さいために水素流量の減少量が大きくなる。この結果、スパークが飛んだ直後に当量比が 1 に近づき予混合気の燃焼速度が増すと、流速の低下と相まって、逆火する。し

Table 2 Characteristics of micro thrusters

Characteristics of the Engine	Nozzle	Nozzle Diameter r_t [mm]	1.00		
		Throat Cross-Sectional Area A_t [mm ²]	7.85×10^{-1}		
		Exit Diameter r_e [mm]	6.54×10^{-1}	3.37	8.29
		Exit Area A_e [mm ²]	1.34	35.7	215.7
		Area Ratio A_e/A_t	1.71	45.4	274.6
		Pressure Ratio P_c/P_e	6.91	691	6910
		Burning Characteristics	Combustion Chamber	Pressure P_c [MPa]	0.7
Temperature T_c [K]	2242			2461	2557
Propellant	equivalent ratio ϕ		3.55	3.05	2.85
	Total Rate of Flow \dot{m} [g/s]		2.15×10^{-1}	2.16×10^{-1}	2.17×10^{-1}
	H ₂ Rate of Flow \dot{m}_f [g/s]		6.62×10^{-2}	5.96×10^{-2}	5.69×10^{-2}
	O ₂ Rate of Flow \dot{m}_o [g/s]		1.49×10^{-1}	1.56×10^{-1}	1.60×10^{-1}
Thrust (vacuity) F [N]	0.65		0.98	1.05	
Specific Impulse (vacuity) I_{sp} [s]	306.9	461.6	492.3		

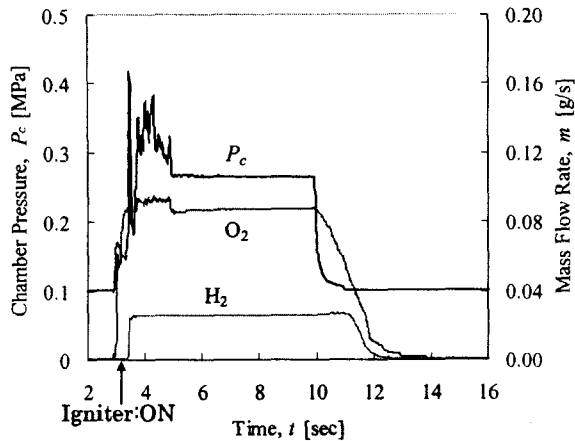


Fig. 5 Typical traces of propellant flow rates and chamber pressure at $\phi=2.34$

しかし、現段階では推論の域を出ず、原因の詳細はまだ不明である。実用的なスラスターの場合には逆火は非常に重要な課題の一つである。

性能評価

本実験では、ノズル部が先細ノズルであるため、推力は測定していない。そこで、 C^* 効率 η_{C^*} を用いて性能の評価を行なった。 η_{C^*} はノズルの条件に無関係に、燃焼室内の燃焼ガスの特性 (γ : 燃焼ガス比熱比、 M : 燃焼ガス平均分子量、 T_c : 燃焼室温度) だけによって定まる量であり、燃焼室で消費される推進剤の燃焼効率を評価するための指標である。理論燃焼室圧 $P_c(th)$ が 0.3 [MPa]、0.5 [MPa]、0.7 [MPa] となるように推進剤質量流量を設定したときの、当量比 ϕ に対して実験で求めた P_c の変化を Fig. 6 に、 η_{C^*} の変化を Fig. 7 に示す。

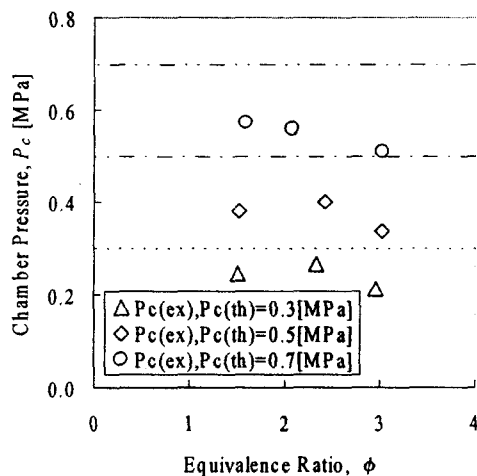


Fig. 6 Chamber pressure vs. equivalence ratio

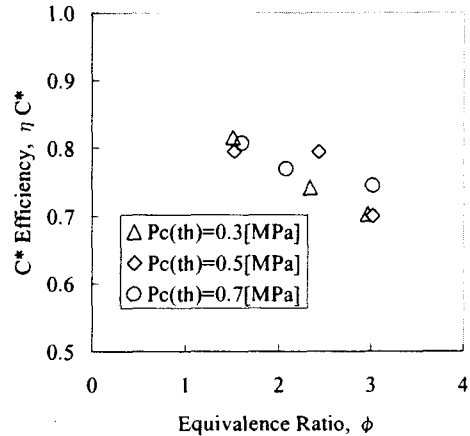


Fig. 7 C^* efficiency vs. equivalence ratio

Fig. 6 より、実験を行った範囲では P_c は ϕ が増加するにつれて減少する若干傾向が見られる。また、理論圧力よりも低い燃焼室圧となっている。Fig. 7 の η_{C^*} も ϕ が増加するにつれて減少している。 η_{C^*} は燃焼室内圧力によらず 0.70~0.82 と、一般のロケットエンジン (η_{C^*} : 0.95~0.97) に比べ低い値になった。

これらの原因の一つとして、燃焼器を小型化したことによる熱損失の増大が考えられる。そこで、下記の式を用いて熱損失を考慮した $\eta_{C^*}(CO)$ を求めた⁴⁾。

$$\eta_{C^*}(CO) = f_{HL} \times \eta_{C^*}(CO)_{p,DIS}$$

$$f_{HL} = 1 + \frac{Q_{loss}}{2(\dot{m}_f + \dot{m}_o)C_p T_c}$$

$$\eta_{C^*}(CO)_{p,DIS} = f_p f_{DIS} \times \eta_{C^*}$$

ここで、

f_{HL} : 熱損失に対する補正係数

Q_{loss} : 熱損失 [W]

C_p : 燃焼ガスの比熱 [J/g · K]

T_c : 燃焼ガス温度 [K]

f_p : 燃焼室圧に対する補正係数

f_{DIS} : ノズル流出係数

$\eta_{C^*}(CO)_{p,DIS}$: ノズル流出係数を考慮した C^* 効率

補正した $\eta_{C^*}(CO)$ の結果を Fig. 8 に示す。

$\eta_{C^*}(CO)$ は補正前の η_{C^*} と比べると 1%~8% 増加しており、燃焼器を小型化したことによる熱損失の増大が、 C^* 効率を低下させている一因であることがわかった。しかし、熱損失の補正を加えても C^*

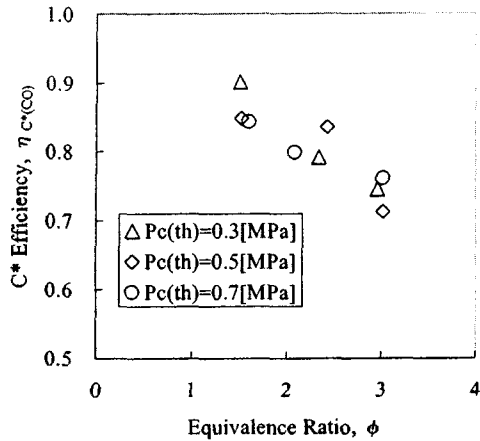


Fig. 8 Corrected C^* efficiency for heat losses vs. equivalence ratio

効率は 0.71~0.90 と低く、熱損失以外の原因があると考えられる。

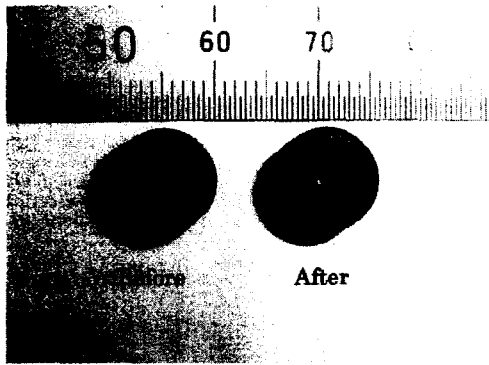


Fig. 9 Photographs of nozzles : before and after a burning test

Fig. 9 に実験前後のノズルの内側の様子を示す。これらを比較すると実験後には、インジェクターの各孔の位置に対応してノズルが削られていることが分かる。このことは、火炎が長すぎて燃焼が完了する前にノズルに衝突していたことを示唆しており、これによって火炎の消炎が起こり、不完全燃焼が起こったと考えられる。その場合には ϕ が濃くなるほど火炎が長くなることが予想され、高当量比側の燃焼室圧や η_c の性能が悪化する原因と考えられる。

新インジェクター

前述のことを確認するため、予混合火炎長さを厳密に測定する追加実験を行った。水素が過濃の場合、Fig. 1 や Fig. 2 に示された燃焼筒では、インジェクタ出口に形成される火炎は、予混合火炎と大

気中の空気と反応する拡散火炎とから成っており、スラスターの燃焼室内の純粋な予混合燃焼の様子は分からない。そこで、予混合火炎と拡散火炎とが分離できるように燃焼筒を長くし、スラスター内部を模擬して予混合火炎の観察を行った。

分離した火炎の写真を Fig. 10 に示す。Fig. 10 のインジェクタ出口直径に見られる火炎は予混合火炎で、石英ガラスの上端にある火炎は、未燃水素と空気との拡散火炎である。

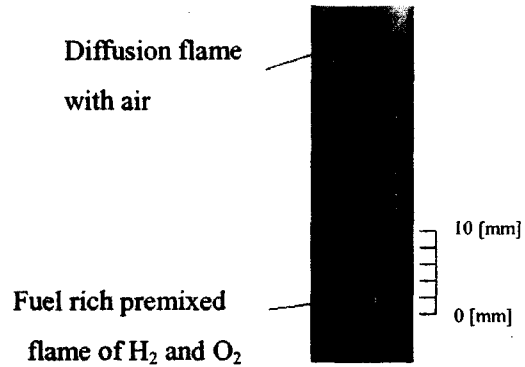


Fig. 10 OH filter photograph of Separated premixed flame attached to the type 3 injector ($\phi : 3.5$, $U_j: 100$ [m/s])

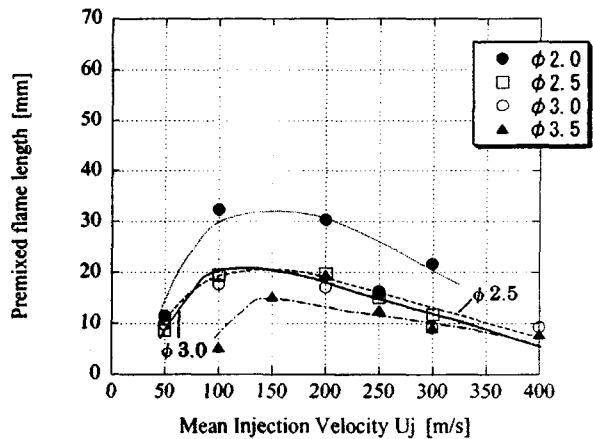


Fig. 11 Premixed flame length (Type3) in a tube burner

Fig. 11 に OH の発光から測った噴出速度に対する内炎の火炎長さの変化を $\phi=2.0\sim 3.5$ の範囲で示す。この図より実験条件近くでは、予混合火炎の反応は明らかに Fig. 3 のマイクロスラスターの燃焼室内では完了しておらず、インジェクタ上に形成された火炎が長いので、ノズルに火炎先端が接触し、その部分が消炎したため、 C^* 効率が低下したと結論づけられる。

実用的なマイクロスラスタを設計するには、燃焼室長さを長くするか、より孔径の小さな予混合インジェクターを用いて、火炎を短くする必要がある。仮に燃焼室長さが 15[mm] になったとしても、前述の MR-103G (燃焼室長さ 23[mm]) よりも十分に小さく、超小型衛星に搭載するには適しているといえる。しかし、当量比に対する火炎長さの関係は、必ずしも前節の予想通りとはなっておらず、この原因を今後明らかにする必要がある。また、もし熱損失の影響を無視できるならば、インジェクター噴出孔径が極限的に小さいインジェクター、すなわち flat-flame が理想的な燃焼形態といえるかもしれない。

まとめ

- 予混合型インジェクターを用いれば、超小型燃焼室内でも安定な火炎を形成することができる。
- 着火シーケンスを 酸素電磁弁開 イグナイタ点火 水素電磁弁開にした場合、逆火させずに安定燃焼へと移行できる。
- 火炎が長い場合ノズルに火炎先端が接触し、その部分が消炎したことと、燃焼器の小型化に伴い熱損失の増大が、C*効率を低下させる原因である。

参考文献

1. 湯浅三郎、”小特集：ガスタービンの極小型化に向けて「極超小型水素燃焼器の現状と課題」”日本ガスタービン学会誌、Vol.29, No.4, pp21-28, 2001.
2. Gordon, S. and McBride J. B., ”Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations”, NASA-SP273, 1971.
3. 藤井 雅也、”水素/酸素マイクロスラスタの燃焼特性”、東京都立大学大学院修士論文、2002”。
4. 鈴木昭夫, 八柳信之, 五味広美, 坂本博, ”液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼性能 ()”, 航空宇宙技術研究所報告, TR-473, 1976.