

The Design of Regenerative Cooling Nozzle with Liquid Oxygen for Hybrid Rocket Engine

RO Takaaki, MITSUTANI Toru and YUASA Saburo
Tokyo Metropolitan Institute of Technology
6-6 Asahigaoka Hino-City Tokyo, Japan
syuasa@cc.tmit.ac.jp

Key Words: Hybrid Rocket, Re-generative Cooling, Liquid Oxygen, Swirling Flow

はじめに

ハイブリッドロケットエンジンは、一般に低コスト・低公害・高安全性などの利点があるが、燃料後退速度が小さく、当量比を制御できないなどの問題点から未だに実用化には至っていない。本研究室は、燃焼室へ噴射する酸化剤流に旋回を与える「酸化剤流旋回方式」という独自の燃焼方式を考案し研究を行ってきた。その結果、燃料後退速度を増加させることができ、また旋回強度を変化させることで当量比を制御することに成功した^[1]。そして2000年度に、それまでの研究の成果に基づいて気体酸素/PMMA (Polymethyl Metacrylate) をその推進剤とするハイブリッドロケットを開発した。2001年3月には、北海道大樹町において日本初のハイブリッドロケットの打ち上げに成功した^[2]。これにより、この燃焼方式がエンジン性能の向上に非常に有効であることを実証した。

打ち上げで用いられた酸化剤は気体酸素であったため、より高高度へとロケットを打ち上げるためには推進剤充填率の面から酸化剤を液体酸素(LOX)へと変更する必要がでてきた。そこで、液体酸素供給システムを構築し、LOXを用いたハイブリッドロケットエンジンの研究へ着手した。LOXを用いたこれまでの燃焼実験の結果、安定した燃焼を確認することはできたものの、エンジンの性能は気体酸素を用いた時に比べて低くなることが分かった^[3]。その原因として、旋回を与えたLOXを直接燃焼室へ噴射したため気化・霧化が不十分であり、LOXの粘性のため旋回の効果が気体酸素に比べて弱まることなどが分かった。

このように燃焼室内で酸素が液体の状態で存在していることが性能低下の原因だと考えられた。気体酸素を用いたこれまでの燃焼実験より、気体酸素の場合にはC*効率は理論値の99%以上を達成できることがわかっている。そこで性能向上を図るため、LOXを燃焼室へ噴射する前に気化させることにした。気化方式としては、ノズルからの熱を有効に利用することができ長時間燃焼にも耐えうる、ノズルにおける再生冷却方式を採用することにした。本報告ではこの再生冷却ノズルの設計・製作を行ったので、ここに報告する。

熱収支計算モデルと手法

設計条件として、①LOXが再生冷却ノズル流路出口において設定圧力における飽和温度を越えていること、②ノズル壁の最高温度がその材料の融点より十分に低く、使用上安全な温度であることと定めた。

再生冷却ノズルのタイプとして平行溝型構造(longitudinal channel wall type)を採用した。これは螺旋型(螺旋パイプ型および螺旋溝型)に比べて圧力損失が小さく、また、平行パイプ構造に比べて構造が簡単で大学において製造しやすい上、部品点数が少なく耐久性が大きいからである。Fig.1にその模式図を示す。図のようなノズル本体をその外側からノズルジャケットで覆うことで、溝部が矩形断面をもつ流路を形成する。また、ノズル壁の材料として、その熱伝導率の高さから無酸素銅を採用した。冷却剤であるLOXは、ノズル内の燃焼ガス流れ方向とは逆に、ノズルの下流側から上流側へとその溝を流れる。



Fig.1 Schematic of Longitudinal Channel Wall Type of Re-generative Cooling Nozzle

本ノズルの熱流束や壁温の推定には、ノズルをその軸に沿って幾何学的に多数のセクションに区切り、各セクションにおいてFig.2のようにノズル半径方向および冷却剤流れ方向の熱収支計算を行う方式を用いた^[4]。セクションの区切りは、燃焼ガスのマッハ数が0.001増加するたびに行った。

この計算においては以下を仮定した。

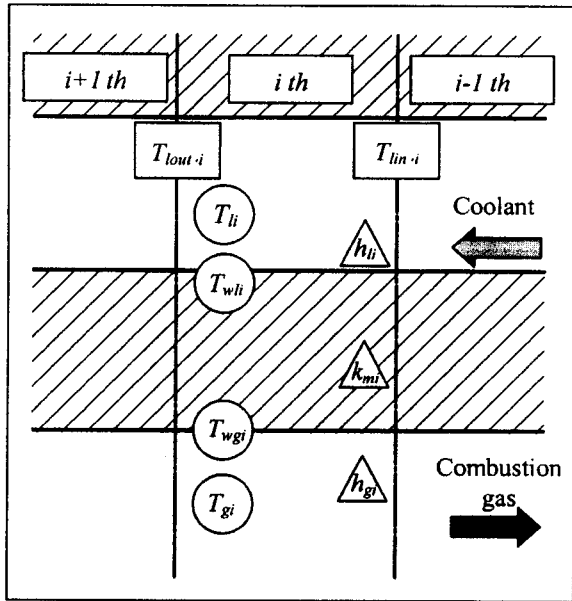
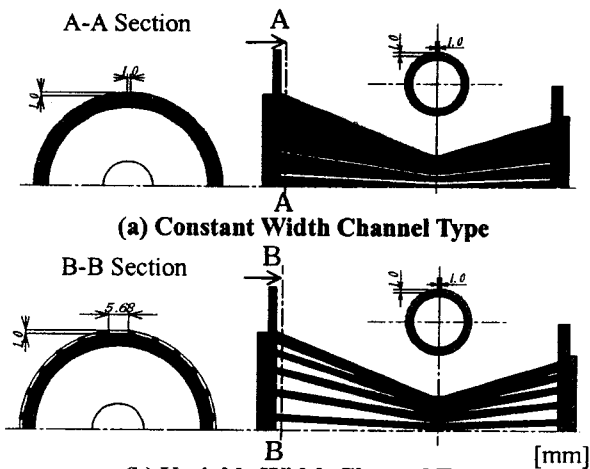


Fig. 2 Model of Heat Transfer Analysis

- (1) 燃焼ガスから LOX へ伝わる熱の流れはノズルの半径方向のみであり、ノズル軸方向や円周方向の熱移動はないものとする。
- (2) ノズルと外部 (ノズルホルダー) とは断熱されており、燃焼ガスからの熱は外部へ流出しない。
- (3) 燃焼ガスからの熱は、溝の側面 (2 面) 及び底面の計 3 面を通して LOX へと流入する。
- (4) 定常問題とする。

ノズル形状のパラメータは溝の数・幅・深さとした。特に幅については、溝幅が一定である溝幅一定タイプと、逆に溝間の仕切りの幅が一定である溝幅変化タイプの 2 タイプについて計算を行い、形状の違いが LOX 温度やノズル壁温度に与える影響について評価していくことにする。なお、Fig.3 に 2 タイプのノズルの概観図を示す。



(a) Constant Width Channel Type
(b) Variable Width Channel Type
Fig. 3 Two Different Types of Nozzle

計算基礎式

Fig. 2 に示した計算モデルの熱収支計算の基礎式及び解法は以下のとおりである。多数のセクションに区切られたノズルのうち、セクション i の部分について考える。再生冷却ノズルの溝形状より溝の幅 a_i 、深さ e_i 、数 n は与えられる。溝に関する形状は Fig. 4 のようになっている。

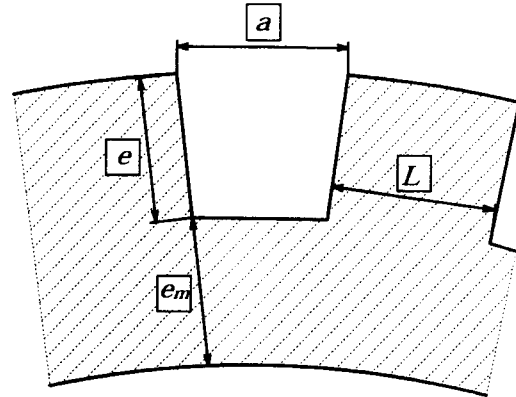


Fig. 4 Schematic and Nomenclature of a Channel

ロケットエンジンの設計目標から、化学平衡流計算プログラム NASA SP-273^[5]によりノズル内の燃焼ガス温度 T_{gi} [K] を与えると、燃焼ガスの定圧比熱 c_{pgi} [kJ/(kg·K)]、燃焼ガスの平均分子量 M_{gi} [kg/kmol] が求まる。これより燃焼ガスの熱伝導率 k_{gi} [kJ/(m·s·K)] を (1) 式により求める^[4]。

$$k_{gi} = \left(c_{pgi} + \frac{5 R_0}{4 M_{gi}} \right) \quad (1)$$

ここで、 R_0 は一般ガス定数 [kJ/(kmol·K)] である。また、燃焼ガスの粘性係数 μ_{gi} [m/s] は、 T_{gi} における燃焼生成物の物性値として与えられる^[4]。燃焼ガスの局所熱伝達率 h_{gi} [kJ/(m²·s·K)] は、ロケットのノズル内流れの場合 (2) 式で与えられるとした^[4]。

$$h_{gi} = 0.0162 \left(\frac{k_{gi}}{\mu_{gi} c_{pgi}} \right)^{0.18} \cdot \left(\frac{4}{\pi} \right)^{0.82} \cdot c_{pgi} (\mu_{gi})^{0.18} \cdot \frac{\dot{w}_{gi}^{0.82}}{D_{gi}^{1.82}} \cdot \left(\frac{T_{gi}}{T_{wgi}} \right)^{0.35} \quad (2)$$

LOX の温度が T_l [K] と与えられている場合、LOX の温度及び圧力が分かっているので、物性値から LOX の粘性係数 μ_{li} [m/s] が求まる。これと a_i 、 e_i 、 n および LOX の質量流量 \dot{m}_{LOX} を与えることで、LOX の管内の Reynolds 数 Re_{li} が (3) 式で与

えられる。

$$Re_{li} = \frac{2\dot{m}_{LOX}}{\mu_{li} \cdot n(a_i + e_i)} \quad (3)$$

LOX の熱伝導率 k_{li} [kJ/(m·s·K)] および定圧比熱 c_{pli} [kJ/(kg·K)] は、LOX の温度と圧力が分かっているのので、物性値表から温度・圧力に関して内挿して求める。これと μ_{li} とから、LOX の Prandtl 数 Pr_{li} が求められる。

$$Pr_{li} = \frac{\mu_{li} \cdot c_{pli}}{k_{li}} \quad (4)$$

(3)式と(4)式より、管内流の場合の McAdams による(5)式で LOX の Nusselt 数 Nu_{li} が求まる^[4]。

$$Nu_{li} = 0.023 Re_{li}^{0.8} Pr_{li}^{0.33} \quad (5)$$

流路の特性長さ[m] D_{li} は、平行溝型構造では、

$$D_{li} = \frac{2a_i e_i}{a_i + e_i} \quad (6)$$

と表される。

ゆえに(5)式、(6)式および熱伝導率 k_{li} [kJ/(m·s·K)] を Nusselt 数の定義式(7)に適用することで、冷却剤の局所熱伝達率 h_{li} [kJ/(m²·s·K)] を求めることができる。

$$Nu_{li} = \frac{h_{li} \cdot D_{li}}{k_{li}} \quad (7)$$

ここで Fig. 2 に示した計算モデルには 1 次元定常熱伝導問題として考えているので、セクション i におけるノズル半径方向の熱伝導量は、燃焼ガスからの熱がノズル壁を通り LOX へと伝わる熱量と等しくなり、定常状態では以下の式が得られる。

$$Q_i = \Phi_{gi} A_{gi} = h_{gi} (T_{gi} - T_{wgi}) A_{gi} \quad (8)$$

$$= \Phi_{mi} A_{mi} = \frac{k_{mi}}{e_{mi}} (T_{wgi} - T_{wli}) A_{mi} \quad (9)$$

$$= \Phi_{li} A_{li} = h_{li} (T_{wli} - T_{li}) A_{li} \quad (10)$$

ここで Q_i は各セクションにおいて燃焼ガスから伝わってくる単位時間あたりの総熱量[kJ/s]、 $\Phi_{gi} \cdot \Phi_{mi} \cdot \Phi_{li}$ はそれぞれ燃焼ガス・ノズル壁内部・LOX における熱流束[kJ/(m²·s)]、 A_{gi} は燃焼ガス側のノズル壁面の表面積[m²]、 T_{gi} は燃焼ガス温度[K]、 T_{wgi} は燃焼ガス側のノズル壁温度[K]、 A_{mi} は溝の底面と燃焼ガス側のノズル壁との中間位置の面積[m²]、 k_{mi} はノズル壁材の熱伝導率[kJ/(m·s·K)]、 e_{mi} は溝部におけるノズル壁の厚さ[m]、 T_{wli} は LOX 側のノズル壁温度[K]、 A_{li} は溝の側面(2面)及び底面の総表面積[m²]、 T_{li} は

LOX 温度[K]である。従って、 T_{wgi} が与えられれば、これまでに求めた h_{gi} と h_{li} を上記3式に代入し Q_i を消去することで、 T_{wli} および Q_i が求められる。

一方、冷却剤流れ方向について考える。LOX はノズル壁から伝わってきた熱によって温度上昇し、隣のセクションへと移動するので(11)式が得られる。

$$T_{lout-i} = T_{lin-i} + \frac{Q_i}{\dot{m}_{LOX} \cdot c_{li}} \quad (11)$$

ここで、 T_{lout-i} は LOX がセクション i を出るときの温度[K]、 T_{lin-i} は LOX がセクション i に入るときの温度[K]、 c_{li} は LOX の比熱[kJ/(s·K)]である。このセクションにおける LOX 温度は T_{lin-i} 、 T_{lout-i} の平均値で定義する。すなわち、

$$T_{li} = \frac{T_{lin-i} + T_{lout-i}}{2} \quad (12)$$

である。

上記のように、セクション i における燃焼ガス側ノズル壁温度 T_{wgi} が与えられれば、計算を行うことにする。すなわち、 i 番目の位置における T_{gi} から T_{wgi} を推定し、この温度を用いてその他の値を(3)~(12)式から求め、 T_{wgi} が収束するまで計算を繰り返す。なお、この時の T_{li} は(8)~(10)式ではまだ求まっていないので、1 回目は T_{lin-i} を T_{li} の値を用いて計算する。第 1 回目の計算が終了したのち、2 回目以降の繰り返し計算を行う際には T_{li} を上記3式に用いて計算することにした。そして初めに近似的に与えた燃焼ガス側のノズル壁温度 T_{wgi} が収束するまで繰り返し計算することにした。収束条件として燃焼ガス側のノズル壁温度 T_{wgi} の差が 0.005% 以内に収束するまでとした。この繰り返し計算をノズル出口側から入口に向かって、全てのセクションに対して行った。

計算結果と考察

将来、筆者らの研究室では推力 3000[N]級ハイブリッドロケットエンジンを用いて、高度 60[km] へ観測機器を搭載したロケットを打ち上げることを計画している。今回は再生冷却方式に関する熱収支計算及び設計手法を、このロケットの地上燃焼実験用の第 1 段階として、推力 1000[N]級ロケットエンジンの開発に用いることを目的としている。そのため、熱収支計算においては、燃焼室圧力 4[MPa]、推力 1000[N]の条件のもとでノズルの形状を決定した。熱収支計算の代表的な例と

して Table 1 の条件における 2 タイプの再生冷却ノズル（溝幅一定タイプと溝幅変化タイプ）の結果を Fig. 5・Fig. 6・Fig. 7 に示す。グラフの横軸はスロートを原点としたノズルの軸方向距離を表している。なお、参考のためにノズル概形を表す曲線を各グラフの下部に記入している。

Table 1 Calculating Condition

Nozzle Configuration	
Number of Channel: n	24
Depth of Channel: e	1[mm]
Coolant Condition	
Entrance Pressure of LOX: $P_{l_{in}}$	7[MPa]
Entrance Temperature of LOX: $T_{l_{in}}$	75[K]
Mass Flow Rate of LOX: \dot{m}_{LOX}	200[g/sec]
Width of Channel	
Constant Width Type	
Width of Channel: a	1.0[mm]
Variable Width Type	
Thickness of Fin: L_m	1.2[mm]
Width of Channel at Throat: a	1.0[mm]

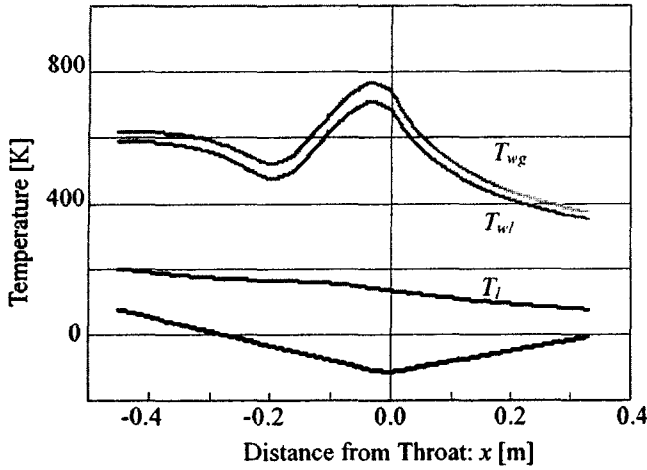
溝幅一定タイプの結果について考察する。Fig. 5(a) より、 T_{wg} および T_{wl} はスロート近傍にて最大値となっていることが分かった。これは Fig. 6(a) に示された熱流束が、スロート近傍において最大値をとっていることに対応している。しかし、その最高温度は無酸素銅の融点 (1358[K]) より十分に小さく、使用上十分に安全であるといえる。また、LOX はその流路出口において、臨界圧における臨界温度 (155[K]) を越えているので、この再生冷却ノズルによって LOX は気化できることがわかった。ところで、この圧力においては、約 170[K] が T-s 線図の変曲点であるので、この温度付近では物性値が大幅に変化する。Fig. 5(a) から、LOX 温度は流路に沿って一様に温度上昇しているのに対して、LOX 温度が約 170 [K] になったところ ($x=-0.2[m]$) で T_{wg} および T_{wl} が極小値をとっている。これは LOX の熱伝達率がこの付近で大きいためである。この熱伝達率は(3)~(7)より、最終的にはその場の Reynolds 数と Prandtl 数に依存しているが、この圧力・温度付近では、粘性係数が小さくなるため Reynolds 数は大きくなるが^[6]、Prandtl 数は逆に小さくなる。しかし、Reynolds 数の 0.8 乗、Prandtl 数の 0.33 乗でこの値が支配されているので、結局 Reynolds 数による影響の方が大きい。そのため、LOX の熱伝達率が大きくなったと判断できる。その後、熱伝達率が低下するのに対応して、 T_{wg} および T_{wl} が再び上昇している。Fig. 7(a) は、溝幅一定タイプでは流路面積はどこも同じなので、LOX が温度上昇して、密度が小さくなるにつれて LOX の流速が大きくなり、圧力が低下することを

示している。

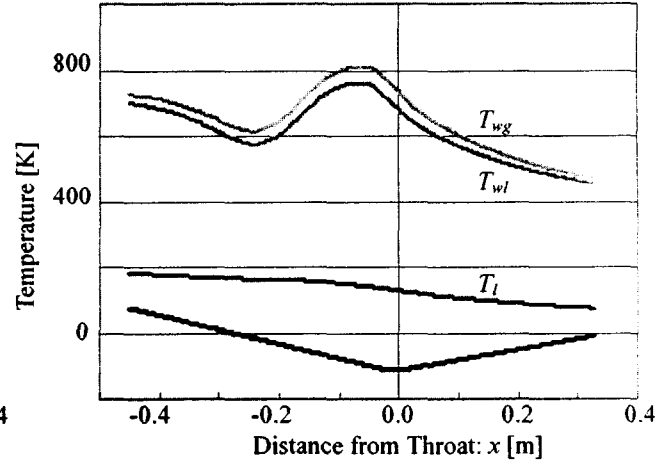
溝幅変化タイプの場合、Fig. 5(b) より、溝幅一定タイプと同様に T_{wg} および T_{wl} はスロート近傍にて最大値をとっていることが分かった。しかし、その最高温度は溝幅一定タイプに比べて高くなっている。スロート部では両タイプとも流路の最小断面積は 1[mm²]であるが、スロートより離れたところでは溝幅変化タイプのほうの流路面積は大きくなる。そのため、LOX の流速が低下することによって熱伝達率が小さくなり、溝幅一定タイプに比べてノズル壁温度が大きくなる。LOX はその流路出口において、溝幅一定タイプと同様、臨界圧における臨界温度を越えているので、再生冷却ノズルによって LOX は気化できることがわかった。また、LOX 温度が約 170[K]付近で、 T_{wg} および T_{wl} が極小値をとっているのは、溝幅一定タイプと同様な理由による。Fig. 7(b) の圧力について考えると溝幅一定タイプと同様に、下流へ進むにつれて LOX の温度が上昇し、密度が小さくなることから流速が大きくなり、圧力が小さくなる。しかし、溝幅変化タイプでは、スロートにおける流路面積が小さいため一時的に圧力が低下するが、スロートより LOX 流路下流側では前述のように流速が小さくなるため、再び圧力が大きくなる効果がある。溝幅変化タイプでは、この効果が温度上昇の効果を上回っているため、スロートより LOX 下流における圧力は、Fig. 7(b) に示すようになっていると考えられる。

ところで、今回の熱収支計算は燃焼ガスからの熱が全て LOX へ伝わり、ノズルと外部とは断熱されていると仮定した。溝幅一定タイプでは、ノズル断面中を占める流路の割合が溝幅変化タイプに比べて小さい。すなわち、実際には流路のない金属部を通して外部へ熱が逃げることや、LOX 溝から離れたノズル壁面の温度が計算結果以上になって、円周方向に温度勾配が生ずることが考えられる。そのため、溝幅変化タイプに比べて、溝幅一定タイプの計算結果は実際との差が大きくなることが予想される。

計算結果を基に再生冷却ノズルを設計した。設計にあたっては①大学で製作することができること、②ノズル部を溝形状の異なる他のノズルと交換することができることを考えた。その概観図を Fig. 8 に示す。図のように溝を掘ってあるノズル部を、その外側からノズルホルダーで覆い、これらを円筒状のノズルケースへ入れ、ノズルキャップで蓋をする仕組みになっている。特に②については 2 タイプのノズルの比較実験のみならず、溝の深さや数などを変えたノズルで実験することも可能である。なお、ノズル部の材質は無酸素銅で、その他はステンレスとした。

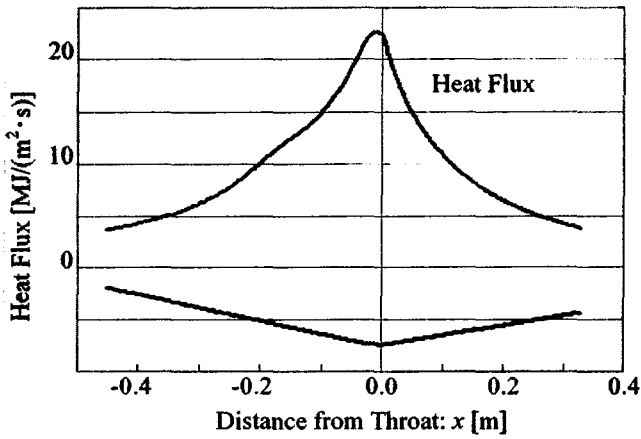


(a) Constant Width Channel Type

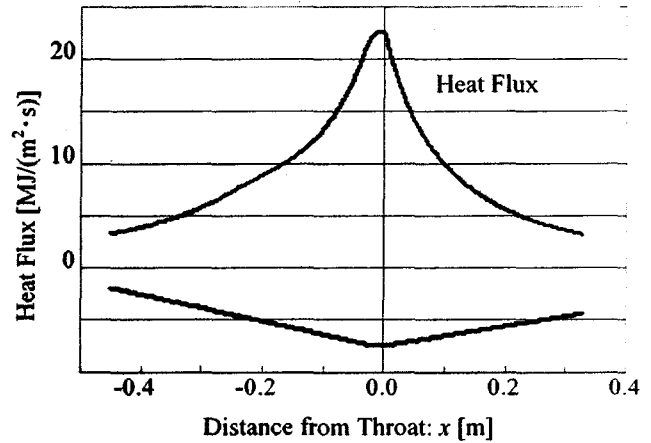


(b) Variable Width Channel Type

Fig.5 Results of Analysis – LOX and Nozzle Wall Temperatures

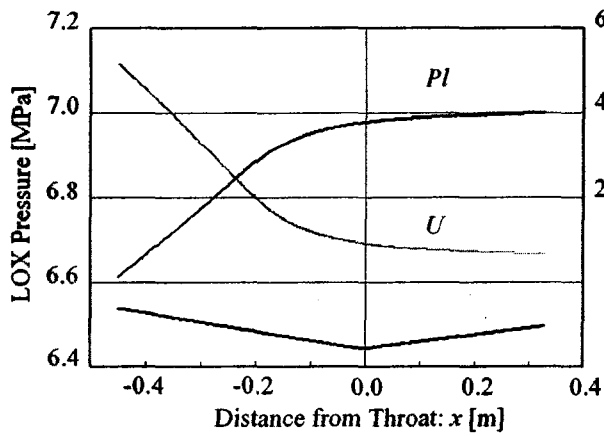


(a) Constant Width Channel Type

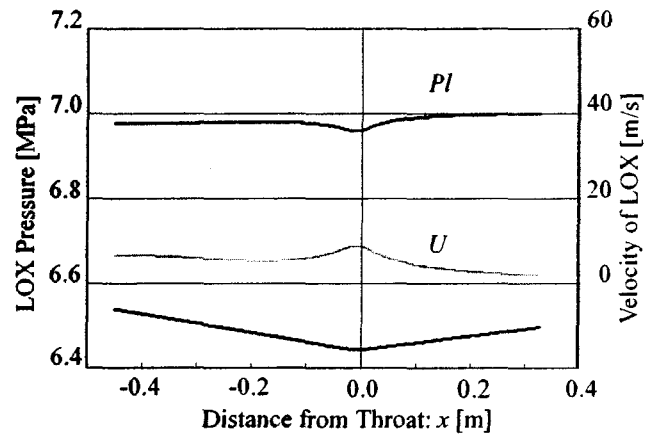


(b) Variable Width Channel Type

Fig.6 Results of Analysis – Heat Flux



(a) Constant Width Channel Type



(b) Variable Width Channel Type

Fig.7 Results of Analysis – LOX Pressure and Velocity

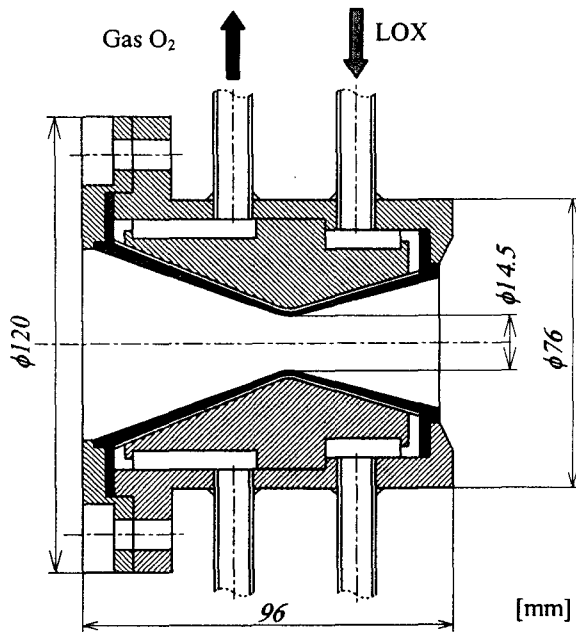


Fig. 8 Schematic of Re-generative Cooling Nozzle



Fig. 9 Schematic of Re-generative Cooling Nozzle

まとめと将来計画

液体酸素を直接燃焼室へ噴霧していたために性能が低下していた問題点を解決するため、LOXを用いた再生冷却方式を採用した。熱収支計算の結果、Table 1 に示すような条件の時に、LOXは流路出口において気化できることが分かった。また、ノズル壁の最高温度はノズル壁材の融点より十分に低く、使用上十分に安全であることが分かった。この計算結果を基にして再生冷却ノズルを設計した。

再生冷却ノズルの製作はすでに完了している。Fig. 9 に製作した再生冷却ノズルのノズル本体及びノズルホルダーの概観を示す。現在燃焼実験において推力 1000[N]の達成を目指し、同時に再生

冷却ノズルの性能評価を行っているところである。2004 年度・2005 年度には再生冷却方式による大推力・長時間燃焼化を行い、推力 3000[N]を達成することを目標とし、将来はこのエンジンによって高度 60[km]へハイブリッドロケットを打ち上げる計画である。

謝辞

本開発研究の遂行にあたり、文部省科学研究補助金・基盤研究 (B) (平成 14~16 年度) ならびに大学宇宙工学コンソーシアム (UNISEC) (平成 15 年度一般プロジェクト) の補助を受けた。また、本実験を行うにあたっては本学 4 年生の嶋田明洋君、牧田雅之君の多大なる協力を得た。ここに記して感謝の意を表す。

参考文献：

- 1) Yuasa, S., Tamura, T. and Yamamoto, K., "A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines," AIAA Paper, 99-2322, 1999.
- 2) Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H., Kitagawa, K. and Oowada, Y., "Development of a Small Sounding Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine," AIAA Paper, 2001-3537, 2001.
- 3) Kitagawa, K., Ro, Takaaki. and Yuasa, S., "Combustion Characteristics of a Hybrid Rocket Engine with Swirling Liquid Oxygen," 43rd Conference on Aerospace Propulsion, 2003, pp.55-60.
- 4) Marcel Barrère, "Rocket Propulsion", Elsevier Publishing Company, 1960, pp.420-462.
- 5) 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, 1971
- 6) NIST Scientific and Technical Databases, <http://www.nist.gov/srd/thermo.htm>