

2A17 ロケット燃焼器におけるエタノールフィルム冷却の 効果と燃焼器の長寿命化

○竹腰正雄, 齋藤俊仁, 小野文衛, 森谷信一 (宇宙航空研究開発機構)

Effect of Ethanol Film Cooling on Rocket Combustor and Life Extension of the Combustor
Masao Takegoshi, Toshihito Saito, Fumiei Ono, and Shin-ichi Moriya (JAXA)

Key Words: Film Cooling, Ethanol, Rocket Combustor, Life Extension

Abstract

The film cooling effectiveness on ethanol were acquired with a rocket thrust chamber. The length of the liquid phase film cooling L_c was evaluated experimentally. The calculated L_c was a good agreement with that obtained by the combustion tests. The techniques of film cooling for the long life and the reusable rocket thrust chamber were also discussed in this study.

1. 背景および目的

将来の再使用型TSTO軌道往還システムの推進系として、炭化水素燃料を利用するロケットエンジンが検討されている。特に、常温で液体であり、無毒な液体であるエタノールは、燃料として有力な候補の一つである。再使用型であり、メインエンジンとして用いる場合、燃焼器の冷却方式は、再生冷却方式が最も有力な候補として考えられる。しかし、炭化水素燃料の冷却性能は、水素に比べて大きく劣るため、特に、最も熱負荷の高いスロート部の熱負荷低減技術の獲得は、燃焼器の寿命にかかわる重要な課題である。JAXAでは、エタノールによる再生冷却式ロケット燃焼器の 200 回再使用化を目指しており、その目標達成のための熱負荷低減技術として、熱遮蔽コーティング技術とフィルム冷却技術に取り組んでいる。本研究では、このうちのフィルム冷却技術について、取り上げる。

フィルム冷却技術については、これまで空気をはじめとして、水素、メタン等の多くの研究例があり、いくつかのフィルム冷却効率の予測式が提案されている。ガスによるフィルム冷却においては、①吹き出し孔直後で、フィルム冷却系の速度境界層に吹き出し速度の影響の残る範囲¹⁾、②速度境界層の速度分布に吹き出しガスの影響の残っている範囲²⁾、③吹き出し孔から十分に離れた部分で、速度境界層の速度分布が完全に発達し、吹き出しガスの影響のない範囲³⁾、に分けて考えられている。③の範囲については、J. P. Hartnett ら³⁾の式がよく用いられ、スリ

ット幅 S 、フィルム冷却剤と主流の流量比 M 、フィルム噴射口からの距離 x_s とすると、フィルム冷却効率 η_c は、次式であらわされる。

$$\eta_c = 16.9 \left(\frac{x_s}{MS} \right)^{-0.8} \quad (1)$$

この予測式は、LE-5B エンジンにおけるフィルム冷却効率の結果においても、噴射器近傍を除いて一致することが示されている⁴⁾。

一方、燃料がエタノールの場合、燃焼器再生冷却によるエタノールの温度上昇は、エタノールをガス化させるまでは至らず、液相のフィルム冷却となることが想定される⁵⁾。液相のフィルム冷却剤噴射の場合については、液相のフィルム冷却距離を予測する式が提案されており、次式のように表される⁶⁾。

$$L_c = \left[\frac{\eta m_L C_{pL} (T_s - T_i)}{Ph_g (T_r - T_s)} + \frac{\eta m_L \lambda}{Ph_g (T_r - T_s)} \right] \quad (2)$$

ここで、 L_c : 液フィルム冷却の距離、 η : フィルムの安定性効率、 m_L : フィルム冷却流量、 C_{pL} : フィルム冷却剤の比熱、 T_s : 飽和温度、 T_i : 初期温度、 T_r : 回復温度、 P : スリット長さ (燃焼器周長)、 h_g : 燃焼ガス側熱伝達係数、 λ : 蒸発熱である。

このようなエタノールをフィルム冷却に用いた燃焼実験について、燃焼器壁面への熱負荷を調べた例では、LOX/エタノールでは Schoenman⁷⁾、 N_2O /エタノールでは徳留ら⁸⁾の結果があるが、液相のフィルム冷却距離の測定やフィルム冷却効率の予測については検討されていない。

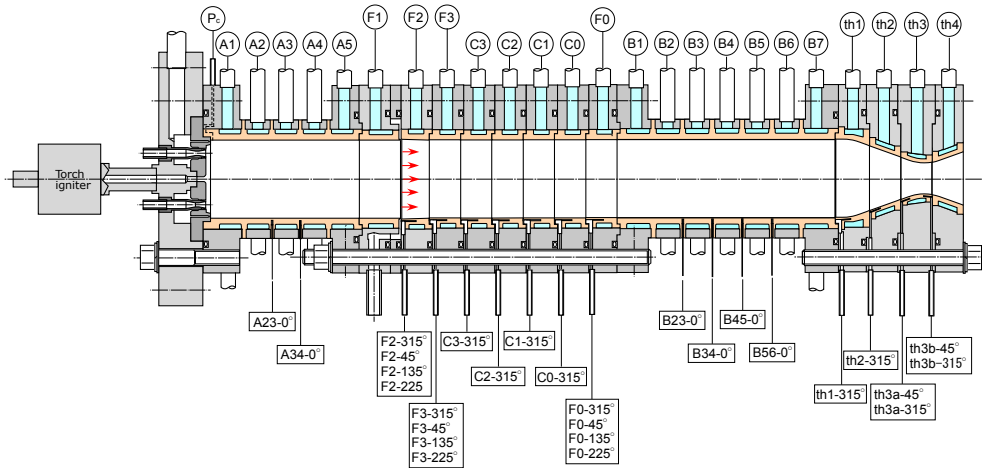
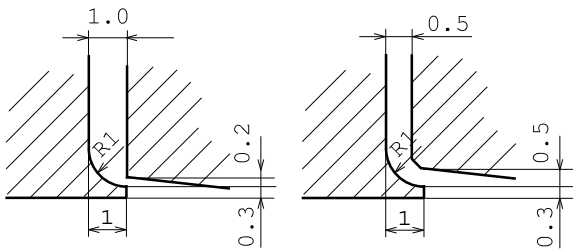


図1 フィルム冷却実験装置の概略図



(a) $S = 0.2 \text{ mm}$ (b) $S = 0.5 \text{ mm}$
図2 フィルム噴射部形状 (S:スリット幅)

そこで本研究では、液相のエタノールフィルム冷却における式(2)の有効性を確認するとともに、再使用回数目標達成可能な燃焼器に必要なフィルム冷却方法について考察を行ったので報告する。

2. 実験方法

2.1 実験装置

フィルム冷却試験には、水冷式の小型ロケット燃焼器を用いた。図1に実験に用いた燃焼器を示す。主流の燃焼ガスを発生させるための推進剤として、ガス水素とガス酸素を用いた。燃焼圧を変化させることで、主流の質量流量や壁面への熱流束を調整することができる。

燃焼器は、円周方向に冷却水の流れる24chの冷却溝からなっており、燃焼器平行部の内径は50mm、壁厚は4mmで、収縮部からノズルにかけての壁厚は2.5mmで、スロート径は26mmである。図1のF0, F2, F3およびC0~C4のチャンネルには、燃焼器内面から2mmの位置に、th1~th3のチャンネルには、燃焼器内面から1.5mmの位置に、直径0.5mmのシース型K熱電対が壁面と平行に埋め込まれており、また、A2~A4のチャンネル間の2か所と、B2~B6のチャンネル間の4か所には、壁面から1.5mmの位置に直

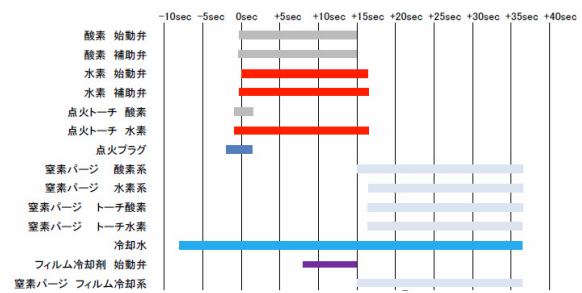


図3 バルブシーケンス

径1.0mmのシース型K熱電対が垂直に埋め込まれており、壁温が計測される。なお、F0, F2, F3では45°, 135°, 225°, 315°の方向の4か所で、th3では45°, 315°の方向の2か所で、C0~C3では、315°の方向の1か所で、A1~A5とB1~B7では0°の方向に熱電対が埋め込まれている。ただし、ここで示した角度は、燃焼器の上方を0°として、ノズルから噴射器方向に向かって時計回りの角度とする。

燃焼器へ流入する熱流束は、各冷却チャンネルの冷却水の流量・圧力、入口と出口での冷却水温度を計測し、冷却水の温度上昇から求めた。

フィルム冷却剤は、3/8インチの4本のチューブからF1とF2に挟まれたマニホールドに供給し、図2に示す形状のリング状スリットから噴射した。フィルム冷却剤流量は、4本のチューブに分岐する手前の供給配管で、タービン流量計を用いて体積流量を計測し、その直下流で圧力と温度を計測し、質量流量を求めた。

2.2 加熱試験

図3に加熱実験でのバルブ作動シーケンスを示す。水素の主弁が開になるタイミングを0秒とする。冷却水は-8秒から通液を開始し、燃焼開始前に冷却剤圧力を安定させる。-1秒に水素と酸素の混合比O/F =

1.8の点火器を着火させ、-0.6秒に酸素補助弁を、-0.2秒に水素補助弁と酸素主弁を開にする。点火器の酸素供給を+1.5秒で停止し、点火器を停止させる。点火器用の水素は、点火器の冷却のため燃焼終了時まで供給を続ける。フィルム冷却剤は、燃焼が安定した7.5秒目から供給を開始する。15秒目に酸素とフィルム冷却剤の供給を停止し、16.5秒目に水素の供給を停止する。

2.3 実験条件

フィルム冷却剤として、純度99%以上のエタノールと、比較用として純水を用いた。

実験条件として、主流とフィルム冷却剤の流量比Mを変化させるため、燃焼圧を1~3 MPa、フィルム冷却剤の流量を10~150 g/sの間で変化させた。水素酸素の混合比O/Fは4とした。また、フィルム冷却剤の噴射スリットは、図2に示すように0.2 mmと0.5 mmを使用した。エタノールの温度は、275~285K(常温)とした。

2.4 フィルム冷却効率の評価手法

一般に、フィルム冷却効率の算出は、断熱壁の壁温を用いて、式(3)のようにあらわされる。しかし、ロケット燃焼器での断熱壁の採用は難しいため、本研究では、フィルム効率として壁温を基準とした式(4)と、熱流束を基準とした式(5)を定義した。ただし、水冷式燃焼器における冷却通路の伝熱面では、強制対流熱伝達による冷却と、核沸騰熱伝達による冷却が熱負荷に応じて遷移するため、本実験では核沸騰熱伝達が起きない冷却条件で評価した。また、フィルム冷却剤を噴射すると、噴射しない場合に比べて、燃焼室圧が増加する。壁面への熱流束は、一般に燃焼室圧の0.8乗に比例するが、冷却剤噴射によって、基準とするフィルム冷却剤なしの場合の熱流束が変化している可能性が考えられる。このような熱流束基準での評価の場合には、式(6)のような補正の仕方も提案されている⁹⁾が、本研究では式(5)を用いて評価した。

$$\eta_c = \frac{T_{aw} - T_{w,f}}{T_{aw} - T_f} \quad (3)$$



図4 試験中の火炎の様子 ($P_c = 3 \text{ MPa}$, $M = 4.8$)
(左) フィルム噴射前、(右) フィルム噴射後

$$\eta_c = \frac{T_{w0} - T_{w,f}}{T_{w0} - T_f} \quad (4)$$

$$\eta_c = 1 - \frac{q_f}{q_0} \quad (5)$$

$$\eta_c = 1 - \frac{q_f}{q_0} \cdot \left(\frac{P_{c,0}}{P_{c,f}} \right)^{0.8} \quad (6)$$

ここで、 T_{aw} : フィルム冷却なしの断熱壁温度、 $T_{w,f}$: フィルム冷却ありの壁温、 T_f : 噴射前のフィルム冷却剤温度、 T_{w0} : フィルム冷却なしの壁温、 q_0 : フィルム冷却なしの熱流束、 q_f : フィルム冷却ありの熱流束、 $P_{c,0}$: フィルム冷却なしの燃焼室圧、 $P_{c,f}$: フィルム冷却ありの燃焼室圧である。

3. 実験結果

3.1 燃焼試験の結果

図4に、フィルム冷却剤の噴射前後の火炎の様子の一列を示す。フィルム冷却剤が噴射されると燃焼器の外で空気と反応し、火炎の色が変化することがわかる。

図5に燃焼室圧 P_c 、酸素/水素の混合比 O/F の変化および F2 の水冷銅燃焼器の壁温の時間変化を示す。 P_c は、フィルム冷却剤噴射と同時に上昇し、壁温はそれと同時に減少することがわかる。一方で、酸素/水素の混合比 O/F はほとんど変化しなかった。

図6に、フィルム冷却剤噴射前後の各冷却チャンネルの熱流束の変化の一列を示す。フィルム噴射位置は噴射器から126 mmであるが、図6においてフィルム噴射位置の下流で急激に熱流束が減少している。また、その影響は過去の文献で報告されている通り、スロート部下流まで続くことがわかる。一方で、フィルム噴射部上流においては、熱流束はほとんど変化しなかった。このような結果から、式(6)のようなフィルム冷却剤噴射による燃焼圧変化の影響を考慮

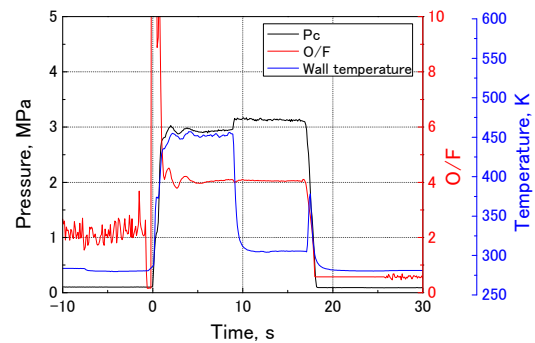


図5 燃焼圧 P_c 、混合比 O/F、壁温の時間変化

した熱流束の補正については、特に必要がないと考えられる。唯一、フィルム噴射部上流（図 1、F1 の位置）において若干熱流束が下がったのは、フィルム冷却剤が燃焼器側面を流れるため、フィルム冷却剤が燃焼器壁の熱を奪ったためと考えられる。

3.2 フィルム冷却効率

実験で得られた壁温から式(4)を用いて求めたエタノールのフィルム冷却効率を図 7 に、実験で得られた熱流束から式(5)を用いて求めたエタノールのフィルム冷却効率を図 8 に示す。どちらのフィルム冷却効率も、主流とフィルム冷却剤の流量比 M とスリット幅 S の値に関係なく x_s/MS によって統一的に整理されることがわかる。 x_s/MS が小さい領域では、フィルム冷却効率は緩やかに減少し、 $x_s/MS = 20 \sim 25$ で減少率が大きくなっている。緩やかに減少する領域は、液相のフィルム冷却であり、燃焼ガスによりフィルム温度が徐々に上昇するために、フィルム冷却効率は下がる。その後、エタノールがガス化し、エタノールガスによるフィルム冷却に変化したと考えられる。ガス化した後のフィルム冷却効率は、試験結果を平均すると、図 7 では式(7)で、図 8 では式(8)で表わされる。

$$\eta_c = 15.15(x_s/MS)^{-1.06} \quad (7)$$

$$\eta_c = 14.63(x_s/MS)^{-1.00} \quad (8)$$

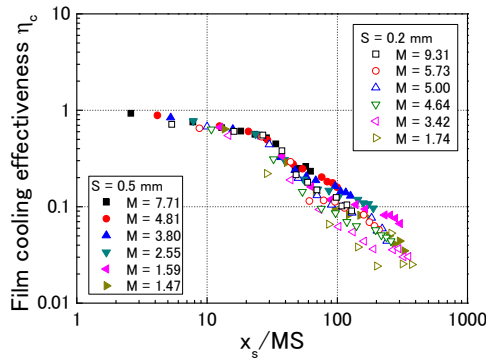


図 7 エタノールのフィルム冷却効率（壁温基準）

式(7)および式(8)の x_s/MS の指数は式(1)と異なるが、断熱壁と水冷壁との違いによりフィルム冷却以外に、水冷却による壁温への影響があるためと考えられる。この点に関しては、詳細な検討が必要と考えられるが、ここではその点について考察しない。

図 9 に式(4)を用いて求めた水のフィルム冷却効率を、図 10 に式(5)を用いて求めた水のフィルム冷却効率を示す。 $M = 20.9$ の条件において、フィルム冷却効率が他の条件から外れているのは、水の噴射圧が高かったため、水フィルムの壁面に沿った流れが形成されなかったためではないかと考えられるが、その他の条件では、横軸に x_s/MS を取ることによって、統一的に整理されることがわかる。ただし、エタノールの場合と異なり、図 10 では $x_s/MS = 30 \sim 70$ でフィルム冷却効率が急激に減少している。

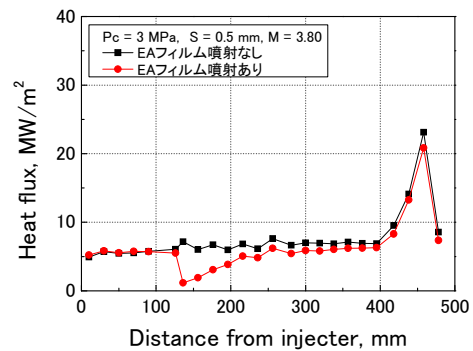


図 6 フィルム冷却剤噴射前後の熱流束分布の一例

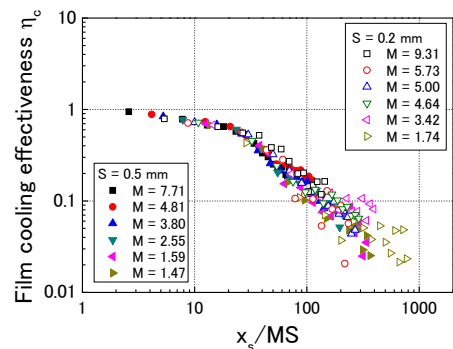


図 8 エタノールのフィルム冷却効率（熱流束基準）

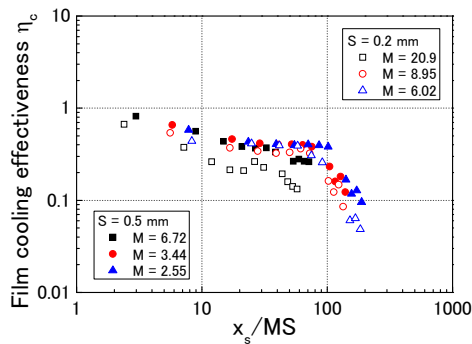


図 9 水のフィルム冷却効率（壁温基準）

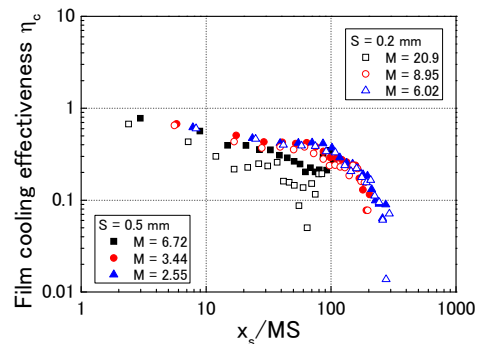


図 10 水のフィルム冷却効率（熱流束基準）

3.3 フィルムの均一性

噴射位置による冷却剤の噴射量の均一性を評価するため、図1のF0, F2, F3の供試体において、90°ごとの壁温基準のフィルム冷却効率を比較した。図11に位相ごとのフィルム冷却効率を示す。フィルム冷却剤流量を少なくすると、噴射差圧が小さくなり、場所による噴射量の偏りが発生する可能性がある。また、スリット幅が0.2 mmと0.5 mmと非常に狭いため、燃焼器の組み立て精度により、スリット幅に場所による誤差が生じる可能性が考えられる。しかし、スリット幅0.5 mmの場合では、場所によるフィルム冷却効率のばらつきは見られなかったことから、均一にフィルム冷却剤が噴射されていたと推測される。一方、スリット幅0.2 mmの場合では、フィルム冷却効率が315°の位置で低く、225°の位置で高かったことから、フィルム噴射量にばらつきがあったことが推測される。

3.4 液相フィルム冷却距離 L_c の評価

表1および表2に、式(2)によって求めた L_c と、各実験条件での流量比 M およびスリット幅 S で除した L_c/MS を、燃焼室圧 P_c 、酸素/水素の混合比 O/F と共にエタノールと水の場合について、それぞれ示した。

図7および図8に示すエタノールの場合、フィルム冷却効率が急激に減少し始めるのは $x_s/MS = 20 \sim 25$ であった。フィルム冷却効率が急激に減少する点はエタノールが液からガスに変化した位置と考えられ、 M が大きい条件では、実験結果より計算値が小さくなる傾向にあるが、表1の L_c/MS と良く一致することがわかる。

一方、図9および図10に示す水の場合、フィルム冷却効率が急激に減少し始めるのは $x_s/MS = 30 \sim 70$ であった。 M が小さい条件では、実験結果より表2の計算値が大きくなっているが、その他の条件については良い一致を示している。また、エタノールに比べて L_c/MS が大きくなる傾向も良く表わしていることから、冷却剤の種類が変わっても式(2)によって L_c を見積もることが可能であると考えられ、液相のフィルム冷却距離の推測に非常に有効であることが確認できた。

水の場合の L_c が大きくなる理由は、式(2)における比熱 C_{pL} と蒸発熱 λ について、エタノールより水の方が大きいと考えられる。また、 x_s/MS が増加しても、フィルム冷却効率が変化しない領域は、冷却剤の潜熱により壁面近傍のフィルム冷却剤温度が上昇しないためと考えられる。今回の実験では、燃焼圧がエタノールの臨界圧力以下の実験条件であったため、

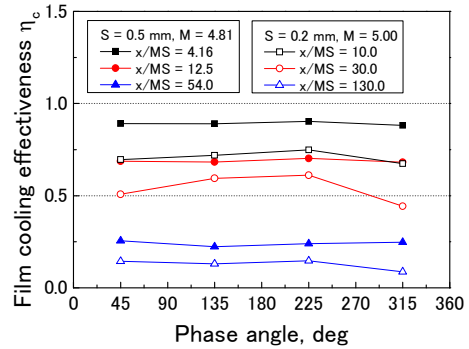


図11 フィルム冷却効率の位相ごとの比較

表1 エタノールの液相フィルム冷却距離

P_c , MPa	O/F	S, mm	M	L_c , mm	L_c/MS
2.20	4.02	0.5	7.71	60.7	15.8
3.14	4.07	0.5	4.81	38.9	16.2
3.13	4.04	0.5	3.8	35.8	18.8
3.04	4.01	0.5	2.55	26.2	20.5
3.00	4.04	0.5	1.59	16.2	20.4
3.02	4.08	0.5	1.47	16.7	22.7
2.01	4.42	0.2	5.00	18.6	18.6
3.02	4.18	0.2	3.42	14.1	20.6
3.00	4.16	0.2	1.74	7.55	21.7
1.05	3.99	0.2	5.73	21.9	19.1
1.09	4.35	0.2	9.31	34.2	18.4
3.07	4.13	0.2	4.64	20.2	21.8

表2 水の液相フィルム冷却距離

P_c , MPa	O/F	S, mm	M	L_c , mm	$L_c/M S$
2.14	3.98	0.5	6.72	119.3	35.5
3.09	4.05	0.5	3.44	82.3	47.8
3.07	4.08	0.5	2.55	57.3	44.9
1.12	4.31	0.2	20.9	148.8	35.4
2.11	4.15	0.2	8.95	74.9	41.8
3.08	4.12	0.2	6.02	54.2	45.0

エタノールの蒸発過程が存在し、液相のフィルム冷却距離は式(2)により表されたが、燃焼圧がエタノールの臨界圧以上の場合、そのまま使用することができなくなる。しかし、実際には、蒸発熱を $\lambda = 0$ とし、エタノールの密度が急激に変化する擬臨界温度を飽和温度と仮定すれば、同様に L_c が得られる

4. 考察 長寿命化のためのフィルム冷却手法

再使用型 TSTO 軌道往還システム の概念検討におけるオービター段のロケットエンジンの一例として、燃焼圧 $P_c = 7 \text{ MPa}$ 、 $O/F = 1.6$ 、スロート径 0.15 m が挙げられている¹⁰⁾。本研究では、これを諸元とする燃焼器について、長寿命化のためのフィルム冷却手法を検討する。スロート部の熱負荷低減による再使用回数増加手法としては、燃焼器内面への遮熱コーティ

ング手法もあるため、フィルム冷却によるスロート部の熱負荷低減割合は、フィルム冷却がない場合の-20%とする¹¹⁾。本研究から得られた式(8)がスロート部の縮流部に適用できると仮定すると、フィルム冷却効率 20% の場合は、 $x_s/MS = 73.15$ となる。

図 12 に NASA SP-125 を基に、諸元を満たす燃焼器を設計した場合の燃焼器内面形状を示す。燃焼器特性長さ $L^* = 1.2$ m、燃焼器長さ 0.471 m、平行部直径 $D_c = 0.252$ m、収縮比 2.8 である。

図 12 の燃焼器を用いて、燃料全体流量に占めるフィルム冷却剤流量の割合を変化させた時の、フィルム冷却剤を噴射器面から噴射した場合と、平行部の収縮部開始点から噴射する場合について、スロート部でのフィルム冷却効率を図 13 に示した。

フィルム冷却効率は、フィルム冷却剤流量に比例して増加し、スロート部で 20% のフィルム冷却効率を達成するためには、噴射器面からフィルム冷却剤を噴射する場合では、燃料噴射量の 24% をフィルム冷却剤に回す必要があることがわかる。一方、燃焼器平行部からフィルム冷却剤を噴射させる場合、燃料流量の 10% を用いるだけで、スロート部の熱流束を 20% 低減できることから、燃焼効率が良く、長寿命で再使用可能な燃焼器の達成には、平行部途中からのフィルム冷却剤の噴射が効果的であると言える。さらにフィルム冷却剤流量を低減させるためには、

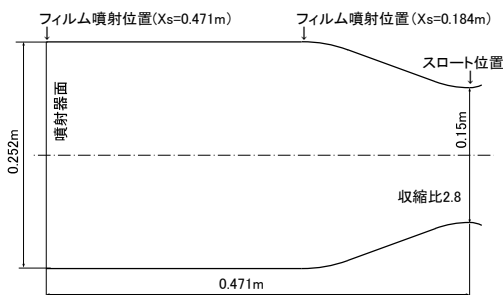


図 12 オービター段に想定されるロケットエンジンの燃焼器内面形状

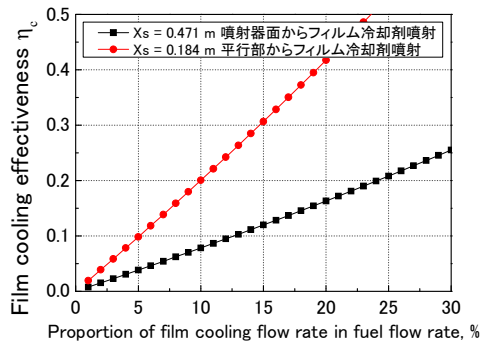


図 13 フィルム冷却効率に及ぼすフィルム冷却流量と噴射位置の影響

収縮比を小さくしフィルム噴射位置を下流へ移動させるなどの案が考えられるが、 L^* を変えない場合は燃焼器長さが長くなるなどの変更が生じるため、最終的には再生冷却による冷却性能を考慮した上で設計する必要がある。また、縮流部では、流速が速くなる一方で、燃焼ガスからの熱伝達係数 h_g が大きくなるため、縮流部の L_c への影響については、さらなる調査・確認が必要と考えられる。

5. まとめ

本研究では、エタノールを用いた燃焼器のフィルム冷却について、フィルム冷却効率を実験的に取得すると共に、長寿命で再使用可能な燃焼器に必要なフィルム冷却方法について考察を行った。この結果、液相フィルム冷却長さの推定には、計算によって求まる L_c が有効であることが確認された。また、スロート部の熱流束低減によって再使用可能な燃焼器を達成させるには、平行部途中でのフィルム冷却剤噴射が効果的であることが示された。

参考文献

- 1) R.A. Seban, L.H. Back: Trans ASME, C (1962), P. 45.
- 2) 三田地, 山野, 斎藤: フィルム冷却に関する研究 (第 1 報), 北海道大学工学部研究報告 57 (1970), P. 73-85.
- 3) J.P. Hartnett, R.C. Birkebak, E.R.G. Eckert: Trans. ASME, C (1961), P. 239.
- 4) 新野, 熊川, 八柳, 五味, 鈴木, 坂本, 佐々木, 柳川: 航空宇宙技術研究所報告 TR-767 (1983).
- 5) 佐藤, 木村, 竹腰, 森谷, 橋本: 炭化水素燃料利用再使用ロケットエンジンの設計課題, JSASS-2012-4508.
- 6) R. Carl Stechman, J. Oelee Oberstone, J.C. Howell: Film Cooling Design Criteria for Small Rocket Engines, AIAA-paper-No.68-617.
- 7) L. Schoenman: LOX/Propane and LOX/Ethanol Combustion Chamber Heat Transfer, J. Propulsion, Vol. 7, No. 4, (1991), p.538-548.
- 8) 徳留, 羽生, 八木下, 後藤, 大毛: N_2O /エタノール推進系の実証研究について, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2009-23.
- 9) C. U. Kirchberger, G. Schlieben, O. J. Haidn: Investigation on Film Cooling in a GOX/Kerosen Rocket Combustion Chamber, ISTS2013-a-32.
- 10) 木村, 佐藤, 加藤, 富岡, 石本: 再使用型 TSTO 軌道往還システムの概念検討, JSASS-2012-4505.
- 11) 森谷, 木村, 横山, 鈴木: 再使用ロケットエンジン燃焼器のための熱流束制御技術および熱環境模擬試験技術の研究, JSASS-2012-4511.