



## 炭化水素系ロケット燃料の熱分解吸熱特性に関する研究

メタデータ	言語: jpn 出版者: 公開日: 2014-12-04 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 塚野, 徹 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="https://doi.org/10.15118/00005124">https://doi.org/10.15118/00005124</a>

氏	つかのとおる	名	塚野	徹
学 位 論 文 題 目	炭化水素系ロケット燃料の熱分解吸熱特性に関する研究			
論 文 審 査 委 員	主 査	教 授	東 野	和 幸
		教 授	樋 口	健
		教 授	齋 藤	務
		名誉教授	棚 次	亘 弘
		名誉教授	杉 岡	正 敏

## 論文内容の要旨

近年、観測・測位衛星、国際宇宙ステーションなど宇宙利用が促進されている。衛星などを宇宙空間へ輸送する手段として、使い捨て型ロケットと再使用型宇宙往還機の2種類に大別することができる。これらの宇宙輸送システムには大気中の飛翔および宇宙環境特有の様々な問題があり、その中の一つとして熱の問題が挙げられる。具体的には飛行速度の増加に伴い、機体表面付近の空気が断熱圧縮されることによる機体表面の加熱および推力向上に伴う燃焼圧の増大によるエンジン燃焼器内部の高い熱負荷などの性能向上に起因する問題である。これらの熱負荷に対する冷却手段の一つに燃料を冷媒として利用する再生冷却システムがあり、現在使用されているロケットエンジンにも燃焼室壁面に対して再生冷却システムが適用されている。炭化水素系燃料は吸熱を伴った熱分解反応を示すことが分かっており、この化学的な吸熱を再生冷却に利用することで、冷却能力が約3倍になる。これにより、液体水素に対して冷却能力に劣る炭化水素系燃料を用いたロケットの適用可能な飛行マッハ数の増大と燃料密度が大きいことによる機体の小型化が可能である。

本研究では、炭化水素系燃料の熱分解吸熱を利用した再生冷却システムの構築を目指し、供試燃料に対して熱分解吸熱特性を実験的および解析的に検証した。供試燃料には、ケロシン系燃料の主要成分である環状飽和炭化水素の代表的な成分であるメチルシクロヘキサン（MCH）と、クリーン推進剤として期待されるバイオエタノール（BE）を用いた。また、分解温度の低下と反応の促進のために触媒を用いた実験を行った。さらに、熱分解吸熱を用いた再生冷却システムを実機に適用す

るための具体的な検討を進めた。実験結果より, 触媒を用いることで分解開始温度を約 350 K 低減可能であり, 制御可能であることがわかった。

また, 実験および解析結果より, ケロシン系燃料の再生冷却を用いたロケットエンジンシステムの簡易計算モデルにおいて, 冷却能力の向上によって燃焼器壁面の温度を約 140 K 低減できるという結果を得た。一方, 冷却流量を約 20% まで低減し, これにより圧力損失が低下することで燃料ポンプのヘッドを約 77% まで低減でき, エンジンシステムの性能向上に大きく寄与することを明らかにした。

## ABSTRACT

Recently, the use of space for earth observation, global positioning satellite and International Space Station (ISS), etc. have been promoted. Means of transport to space satellites are classified into two types, which are expendable launch vehicle and reusable space plane. There are various problems for the flight into the atmosphere and for space environment characteristics in these space transportation systems, in which the thermal problem is one of serious issues. In particular, these problems are due to the improved capability, that is, the vehicle surface is heated by an adiabatic air compression near the surface under flight speed increase and the thermal load of the internal rocket combustor at higher combustion pressure will cause high thermal load for thrust chamber. There is the regenerative cooling system using fuel for refrigeration as one of the means for cooling heat load, the regenerative cooling system has been applied to the combustion chamber wall of the current rocket engine. The hydrocarbon fuel has been found to exhibit the endothermic thermal decomposition reaction. Cooling capacity of the regenerative cooling is about three times by using the endothermic reaction. From this result, it is possible to increase the flight Mach number of vehicle using the hydrocarbon fuel and it can reduce the size of vehicle by larger fuel density, even though whose cooling capacity is inferior to the liquid hydrogen.

In the present study, endothermic thermal decomposition characteristics were verified experimentally and analytically for the test fuel in order to achieve the regenerative cooling system using the endothermic thermal decomposition of the hydrocarbon fuel. Methylcyclohexane (MCH) which is a typical main component

of naphthenic hydrocarbons in the kerosene-based fuels and Bio-ethanol (BE) which is expected as new clean propellant fuel were used as test fuels. The experiment was performed using the catalysts in order to accelerate the reaction and to lower the decomposition temperature. In addition, reasonable investigation was proceeded to apply the regenerative cooling system for practical rocket engine by using endothermic thermal decomposition system. From the experimental results, it was found that the drop in the initiation temperature in the decomposition of fuel was 350 K with the catalyst. From these results in experiments and analysis, it was expected that the temperature of combustion chamber wall in the rocket engine system can be lowered 140 K by improving the cooling capacity using the regenerative cooling of kerosene-based fuels in a simple calculation model. On the other hand, this technology will considerably contribute to improve the performance of the engine system by reducing the cooling flow to about 20 % and, as the result, the head of fuel pump can be reduced to about 77 %.

## 論文審査結果の要旨

大気中および宇宙空間を高速度で飛行する、スペースプレーンに代表される再使用型宇宙往還機に関する推進系は環境にやさしく、低コスト化、高信頼性化にむけて果敢な挑戦が続いている。推進系システムをささえる基盤技術に関しては、極限的であり高度な研究開発のレベルにある。本研究はクリーン燃料である炭化水素系燃料の中でも注目されている、ケロシンとバイオエタノールを対象にし、熱分解吸熱反応（E F）の基本的な機構を考察し、機体やエンジンの冷却性能を飛躍的に高め、その結果としてシステム性能全般を向上することを目的としている。特に冷却性能向上については、空気が断熱圧縮されることによる機体表面が加熱されることや、宇宙空間では小型かつ高压化に伴うロケットエンジン燃焼器内部の高い熱負荷下での性能向上に付随する重要課題である。

本研究では、ケロシン燃料の主要成分の一つである環状飽和炭化水素の例としてメチルシクロヘキサン（MCH）および再生可能クリーン燃料であるバイオエタノール（BE）を用い、以下のように理論的および実験的に特性を初めて明らかにした。特にバイオエタノールについて吸熱反応を示す可能性を初めて明らかにし、実

験的に分解温度、分解ガス成分およびこれらに対する触媒効果による吸熱的な温度変化を実験的にも把握した。

本研究成果を以下に要約すると

- (1) E Fは炭素—炭素間の結合を切断する熱分解によって吸熱を示し、触媒反応で解離エネルギーが大きい炭素—水素間の結合を切断する脱水素反応などの活性化エネルギーが低下することで、反応温度を低下させ吸熱量を増加することができる。実験結果から反応経路および反応機構を推定し、反応温度によって吸熱効果が変わることを明らかにした。
- (2) M C HおよびB Eの両方でE Fによる吸熱現象を確認し、特に触媒を利用することで吸熱効果が得られる温度が低下することについて実験的に初めて立証した。このことは理論の検証とガス成分等の傾向が一致することからも裏付けられる。具体的には、M C Hの場合では、P t/A l<sub>2</sub>O<sub>3</sub>を用いることで約 400 Kから吸熱効果を得られ、約 550 Kで吸熱量は最大となった。B Eの場合では、γ-A l<sub>2</sub>O<sub>3</sub>およびP t/A l<sub>2</sub>O<sub>3</sub>を用いることで約 650 Kから吸熱効果を得られ、温度上昇に伴って吸熱量の増加傾向を確認した。また、触媒近傍の滞留時間において、流動状態が違う場での吸熱能力をある程度推定することができるという実機適用に重要な知見を得た。
- (3) 再生冷却エンジンシステムとして、吸熱効果によって冷却溝内部を流通させる燃料の流量を約 20%まで低下させても温度上昇を抑制することが可能であることを見出した。このことは、吸熱効果を推進システムに適用することで、冷却流量の低減によって冷却圧損減少、システム圧力レベルを低下させることによる信頼性向上やエンジンシステムの小型化に寄与する。

以上、本研究論文は、航空宇宙分野に大きく寄与することにより、博士（工学）の学位に該当すると認める。