端面燃焼式ハイブリッドロケットの基礎研究：その1 燃焼安定性^{*1}

A Preliminary Study of End-Burning Hybrid Rocket : Part 1 Combustion Stability

加 藤 隆 博^{*2}・橋 本 望^{*2}・永 田 晴 紀^{*3}・工 藤 勲^{*3}
Takahiro KATO, Nozomu HASHIMOTO, Harunori NAGATA and Isao KUDO

Key Words : Propulsion, Propellants, Hybrid Rocket, Flame Spread

Abstract : To overcome defects of conventional hybrid rockets such as low combustion efficiency and the O/F shift during the combustion, the authors have proposed a new form of hybrid rocket fuel. The fuel is a fibrous bed in which oxidizer gas flows. Stable diffusion flame appears at the exit surface. Previous researches show that sudden increase of the fuel regression rate occurs with the increase of ambient pressure. This sudden increase is attributed to the flame spreading between fuel fibers. To clarify the limit of fuel gap space the diffusion flame can spread into, experimental study was made. Critical gap space, which means the minimum gap space the diffusion flame can spread into, was obtained experimentally as a function of oxygen gas flow velocity and ambient pressure. Using this result, necessary conditions to realize a stable combustion with this new fuel form are shown.

1. は じ め に

今日のロケットは固体ロケットと液体ロケットが主流となっている。その一方で、ハイブリッドロケットの研究¹⁻⁵⁾が、多くの研究者により以前から進められている。ハイブリッドロケットとは、異なる種類の相からなる推進薬を用いたロケットのことであり、酸化剤に液体、燃料に固体を用いたものが一般的である。

ハイブリッドロケットには、固体ロケットのように推進薬にハロゲン系物質が含まれていることがないため環境にとってより安全な排気ガス特性であること、液体ロケットよりも構造が簡単で低コスト化が可能なこと、推力制御、エンジンの停止・再起動が可能なこと、運用に際して危険性が少ないこと、固体ロケットよりも高い理論比推力が実現可能であること等の多くの利点があり、特に固体ロケットの代替ロケットとして期待され、現在までにその早期実用化を目指した様々な研究開発が行われてきたが、未だ実用化には至っていない⁶⁻⁹⁾。その原因としては、低燃焼効率、低推力、耐圧液体酸化剤タンクを使用することによる構造重量の増加等が挙げられる。特に低燃焼効率、低推力に関しては管状に形成された固体燃料内部に一方向から酸化剤を流し、その内壁面において燃焼させる従来型ハイブリッドロケットの境界層燃焼と呼ばれる燃焼形態に起因するところが多い¹⁰⁾。この燃焼形態は、固体燃料表面の乱流境界層内でガス化した燃料が酸化剤ガスと混合・燃焼するものである。この燃焼方式では、燃料と酸化剤との混合

が不十分であるため燃焼効率は低下し、主流方向の混合比が一定ではないため燃焼速度の分布を一樣に保つことが困難で最終的に燃料の燃え残りが生じてしまう。また従来の固体推進薬ロケットと比較して、拡散火炎が固体燃料表面から離れた位置に形成されるため、固体燃料への熱流入が乏しく、燃焼速度の低下を招き、結果として低推力となる。

以上のような従来型ハイブリッドロケットの欠点を改善するため、著者らは新形式のハイブリッドロケットを提案してきた。第1図にその概念図を示す。多孔質固体燃料内部を酸化剤が流れ、酸化剤噴出面で拡散燃焼する。火炎は燃料間隙を広げながら酸化剤の上流方向へ進行する。本論文ではこのような燃焼方式を噴出面燃焼と呼ぶこととし、固体燃料端面で噴出面燃焼するハイブリッドロケットを端面燃焼式ハイブリッドロケットと呼ぶこととする。酸化剤が噴出する孔は燃料端面に無数にあるため、従来型と比較して、ガス化燃料と酸化剤の界面の面積が広くなり、混合が良くなるので燃焼効率の向上が期待できる。また、従来型ハイブリッドロケットでは酸化剤流量が一定であれば、燃焼の進行とともに燃焼面積が変化し O/F が変化することによる比推力の低下¹¹⁾があるが、端面燃焼式ハイブリッドロケットにおいては燃焼が進行しても燃焼面積が一定であるため比推力も変わらないという特徴がある。

過去に著者らが行ってきた研究では、タバコのフィルターと同じ形状の多孔質燃料を使ったストランド試料を用いて燃焼実験を行ってきた^{12,13)}。燃料の形状は外形7mm、長さ50mmの繊維状円柱で、原料はPolyethylene-terephthalateで、充填率は0.367である。実験では、雰囲気圧力の上昇に伴い、ある圧力範囲から火炎の移動速度が急激に上昇するという現象が観察された。このときの雰

^{*1} © 2001 日本航空宇宙学会
平成12年3月13日原稿受理

^{*2} 北海道大学大学院

^{*3} 北海道大学大学院工学研究科機械科学専攻

囲気圧力と火炎移動速度の関係を第2図に示す。この火炎移動速度の急激な上昇は、酸化剤噴出面に形成されていた拡散火炎がフィルター状燃料の繊維内部に入り込み、燃え広がった（本研究ではこれを逆火と呼ぶこととする）ためと考えられる。そしてこの逆火という現象は、酸化剤噴出面での安定した燃焼と比較すると、火炎の燃え広がり速度が非常に速く制御が困難であるため、端面燃焼式ハイブリッドロケットとしては避けなくてはならないものである。逆火が起きるかどうかは、燃焼が行われている環境において酸化剤が供給されている間隙に火炎が燃え広がることができるかどうかによって決まる。間隙がその環境での火炎の燃え広がり可能な間隙より大きい場合は、火炎は間隙に燃え広がって逆火が起こる。一方小さい場合は、火炎は間隙内に燃え広がることができず、酸化剤噴出部に保持され、間隙を広げながら上流側へ進行する。端面燃焼式ハイブリッドロケットにおいて常に噴出面燃焼を保持するためには、逆火が起こる条件や傾向を把握することが必要不可欠である。

第1図 端面燃焼式ハイブリッドロケットの概念図

第2図 フィルター状固体燃料を用いた実験での雰囲気圧力と火炎移動速度の関係

欠である。

そこで本研究では噴出面燃焼と逆火の境界領域に注目し、円筒形固体燃料の内部に気体酸化剤として酸素ガスを流し、その酸素ガス噴出面で拡散燃焼させた場合における燃え広がり限界直径を酸素流量および雰囲気圧力の関数として調べることを目的とした。試料は、燃焼そのものの観察を容易にするために、フィルター状固体燃料において火炎が燃え広がったと考えられる繊維の隙間の1つを拡大モデル化したものとして、PMMAブロックに単一孔を開けたものを使用した。また、得られた結果を用いて端面燃焼式ハイブリッドロケットの新しい燃料形状の提案およびその試設計を行い、実用のために必要となる燃料の充填率についての検討を行った。

2. 実験方法

本研究で使用した実験装置の概要を第3図に示す。酸化剤として使用する酸素ガスは酸素ボンベから供給され、レギュレータ、微流量調節バルブ等を経て燃焼室内の試料内部を通り、試料の下端に到達する。燃焼室の容量は約20 Lであり、実験に際しては試料をこのほぼ中心に固定して燃焼させる。燃焼室には観察窓が設けられており、外部に設置された8 mm ビデオカメラにより燃焼実験の様子を観察・記録する。これにより得られた映像から実験終了後に火炎の移動速度を測定する。燃焼室内の雰囲気酸素が燃焼に影響を及ぼすことを避けるため、実験前に真空ポンプによって燃焼室内の空気をいったん抜き、その後窒素を充填する。このときの窒素充填量によって燃焼室内の雰囲気圧力の設定を行う。酸素流量の測定には流量計を使用する。酸素流量はレギュレータ2次圧の設定圧力と微流量調節バルブの開度によって設定する。供給される酸素ガスは微流量調節バルブでチョークしているため実験中の酸素流量は一定に保たれている。試料の下端の酸素ガス噴出部にはニクロム線が取り付けられている。

本実験で使用した試料の概略図を第4図に示す。燃料となるPMMAは透明性に優れているため、孔内の火炎を試料の外側から観察することが可能である。PMMAとはポリメタクリル酸メチル (Polymethyl methacrylate) のこ

第3図 実験装置

とであり、一般にアクリル樹脂と呼ばれているものである。燃料となる PMMA ブロックは、外径 20 mm、長さ 30 mm の円柱形であり、そのブロックの縦方向には酸素ガスの通路ともなる穴が開けられている。酸素ポンプから供給される酸素ガスは、PMMA ブロック内部を通り下端面から噴出し、酸化剤として消費される。

本実験装置では燃焼室が閉じた空間であるため、燃焼室で燃焼ガスが生成されればその雰囲気圧力は上昇する。そこで実験結果を評価する際は、酸素ガス供給開始前と終了後の燃焼室雰囲気圧力を圧力計によって測定したものの平均値を実験中の燃焼室雰囲気圧力として採用した。ただし、実験中に供給される総酸素量は燃焼室の容積と比較して小さいものであり、実験前後での燃焼室の雰囲気圧力の上昇は 1% 程度であるので、実験結果に大きな影響はない

と考えられる。以後、本論文における燃焼室雰囲気圧力はこの燃焼室平均雰囲気圧力を指すものとする。

本実験では、試料穴径、酸素流量および燃焼室雰囲気圧力をパラメータとした。ある試料穴径において酸素流量を一定に保ち、初期燃焼室雰囲気圧力を変化させて繰り返し燃焼実験を行い、噴出面燃焼と逆火の境界条件を調べた。なお、本論文では圧力値を絶対圧力のもので示してある。また、本研究における当量比 ϕ は以下の式で定義されるものとする。

$$\phi = \left(\frac{F}{O_0 + O_F} \right) / \left(\frac{F}{O_0 + O_F} \right)_{\text{stoich}}$$

ここで、 F = 消費した燃料のうち酸素以外の成分の質量、 O_0 = 供給した酸素の質量、 O_F = 消費した燃料中の酸素の質量、である。添え字 stoich は量論混合状態を示す。

3. 実験結果と考察

3.1 燃焼形態の分類 試料の燃焼中に観察された映像をもとに燃焼形態の違いから実験結果を 3 種類に分類した。1 つ目は火炎が酸化剤噴出部に形成される噴出面燃焼、2 つ目は火炎が酸化剤噴出部から実験試料内部に入り込み、穴の内壁に沿って燃え広がる逆火である。3 つ目のものとして分類したものは燃焼中に噴出面燃焼から逆火に燃焼形態が変化したものである。本論文ではこれを途中逆火と呼び、噴出面燃焼および逆火とは区別した。

噴出面燃焼と逆火の画像を第 5 図に示す。図の上段が噴出面燃焼、下段が逆火である。酸素ガスは図の上方から下方向に流れている。噴出面燃焼においては、火炎の最上流先端部は PMMA ブロックの初期穴径が保持されている範囲より下流側の直近傍に形成されている。時間の経過とと

第 4 図 試 料

第 5 図 噴出面燃焼(上)と逆火(下)

もに、火炎の先端部はPMMAブロックの穴を広げながら上流側へ移動する。火炎の先端部より下流側では、PMMAブロックの内壁が燃料として消費されていくため、下流にいくほど穴の内径が大きくなっている。第1図に示した端面燃焼式ハイブリッドロケットでは、この噴出面燃焼で観察されている形態の火炎が多孔質固体燃料の端面に保持され、燃料間隙を広げながら上流側へと進行する。本研究における火炎移動速度は、火炎の先端部が上流側へ移動する速度を指す。定常状態を考えれば、火炎移動速度と単位長さ当たりの燃料の質量から燃料流量を求めることができる。

第5図の下段に示されている逆火では、火炎の先端部がPMMAブロックの初期穴径が維持されている範囲に入り込み、上方向へ燃え広がっていることが画像から確認できる。火炎先端部は噴出面燃焼と比較して非常に高速で内壁を移動しているためPMMAブロックの形状の変化はほとんど見られない。この逆火が第1図に示されている端面燃焼式ハイブリッドロケットで起こると、火炎が燃料間隙を広げる速度に比較して非常に高速で火炎の先端部が上流側へ燃え広がり、端面燃焼を維持できなくなる。そのため、端面燃焼式ハイブリッドロケットにおいて、逆火は避けなくてはならない。

噴出面燃焼、逆火および途中逆火における火炎の上流側先端部の位置履歴を示したものを第6図に示す。雰囲気圧力0.325 MPaは噴出面燃焼、0.363 MPaは途中逆火、0.375 MPaは逆火における火炎先端部の位置履歴をそれぞれ示している。これら3つの実験結果においては、雰囲気圧力のみが異なり、他の条件は同じである。それぞれの火炎先端部の位置履歴における傾きが火炎の移動速度を意味している。逆火における火炎移動速度は噴出面燃焼のものと比較して非常に速いことが分かる。また、途中逆火においては噴出面燃焼から逆火へ燃焼形態が変化したことにより、火炎の移動速度が急激に大きくなっていることが分かる。

3.2 燃焼形態の分布と燃え広がり限界直径 試料の穴径2.0 mmにおける実験結果を上述の3つの燃焼形態に分類して酸素流量と雰囲気圧力の2つのパラメータにおいて評価したものを第7図に示す。▽は逆火、●は途中逆火、○は噴出面燃焼である。それぞれの酸素流量において、ある雰囲気圧力よりも高い範囲で逆火が起きているこ

第6図 火炎先端部位置履歴

とが分かる。さらに、それぞれの酸素流量において最も低い雰囲気圧力で逆火したものに注目すると、それらは酸素流量と雰囲気圧力に関して1次の関係にあることが分かる。図中の破線はそれぞれの酸素流量において最も低い雰囲気圧力で逆火したものを最小二乗法により直線近似したものである。つまり、この破線より上の領域では逆火が起こるということである。破線は右上がりであり、酸素流量が大きいほど逆火が起こる雰囲気圧力は大きくなっていることが分かる。そして、この破線は燃え広がり限界直径が2.0 mmとなるときの酸素流量と雰囲気圧力の関係を示している。ここで燃え広がり限界直径とは、ある条件において逆火が起こる最小直径を意味するものである。この破線より上の範囲では逆火が起こり、その酸素流量と雰囲気圧力の条件では燃え広がり限界直径は2.0 mmよりも小さいと言える。一方、下の範囲では逆火は起こらず、途中逆火もしくは噴出面燃焼となることを意味している。穴径0.5 mm, 1.0 mm, 3.0 mmにおいても、それぞれの穴径が燃え広がり限界直径となるときの酸素流量と雰囲気圧力の間には1次の関係があり、穴径が2.0 mmのときと同様の傾向が確認された。

今回実験を行った0.5 mm, 1.0 mm, 2.0 mm, 3.0 mmの4種類の穴径が燃え広がり限界直径となるときの酸素流量と雰囲気圧力の関係を第8図にまとめて示す。図中のプロットは、それぞれの穴径において、逆火が確認された中で最も低い雰囲気圧力を示す(第7図において、各酸素流量条件での最も下にある▽に相当する)。穴径が小さくなるに従い、直線の傾きは大きくなっていることが分

第7図 燃焼形態の分布

第8図 燃え広がり限界直径における酸素流量と雰囲気圧力の関係

かる。つまりこれは、酸素流量が大きいほど、そして雰囲気圧力が低いほど、燃え広がり限界直径は大きくなることを示している。

3.3 途中逆火について 第7図に示されているように、酸素流量一定条件において雰囲気圧力条件を上げると燃焼形態は噴出面燃焼から途中逆火、そして逆火へと変化する。途中逆火は噴出面燃焼と逆火の境界付近の比較的狭い雰囲気圧力範囲で観察された。また、途中逆火が起こる位置は、長さ30 mmの燃料部に対して様々な位置で確認された。酸素流量が大きい条件では酸素ガス供給中に燃焼室雰囲気圧力が上昇するため、実験途中に噴出面燃焼する雰囲気圧力範囲から逆火が起こる雰囲気圧力範囲に変化していることが考えられる。しかし、酸素流量が非常に小さく、実験前後で燃焼室雰囲気圧力がほとんど変化しないような場合においても途中逆火現象は観察された。このことから、燃焼中の雰囲気圧力上昇以外の要因が途中逆火の主要原因となっている可能性が高い。雰囲気圧力上昇以外の要因としては、燃焼中に固体燃料の温度が上昇することが考えられる。

3.4 燃え広がり限界酸素流速 第8図より、燃え広がり限界直径を一定としたときの酸素流量 q と雰囲気圧力 P には $P=aq+b$ の1次の関係がある（ a, b ：定数）。また、酸素流速 v は $v=cq/P$ となることから、ある燃え広がり限界直径における酸素流速と雰囲気圧力には $P=b/(1-dv)$ の関係があることになる（ c ：定数、 $d=a/c$ ）。燃え広がり限界直径が0.5 mm, 1.0 mm, 2.0 mm, 3.0 mmとなるときの酸素流速と雰囲気圧力の関係を第9図に示す。これは第8図の横軸を酸素流量から酸素流速に変えたものであり、図中のそれぞれの曲線は第8図にある直線に対応する。酸素流速が大きいほど、そして雰囲気圧力が低いほど、燃え広がり限界直径は大きくなっている。逆火が起こる最低酸素流速は雰囲気圧力が高いほど大きくなる。

燃え広がり限界直径において酸素流速と雰囲気圧力に上述の $P=b/(1-dv)$ の関係があるということは、この曲線にはある酸素流速の値を示す漸近線が存在することになる。そしてその漸近線となる酸素流速の値は、上述の式より、 $v=1/d$ である。第9図にある酸素流速一定の直線は、それぞれの燃え広がり限界直径における曲線が漸近する酸素流速を、それぞれの線種ごとに示したものである。燃え広がり限界直径の変化にかかわらず、漸近線となる酸素流速の値はあまり変動しておらず、どの漸近線も酸素流速25 m/s付近の範囲にあることが分かる。そしてこれらの漸近線は、その燃え広がり限界直径を示す曲線において雰囲気圧力がどれだけ大きくなっても、逆火が起こる最低酸素流速は大きくなることを意味しており、高压条件においてもそれらの漸近線より大きい酸素流速であれば、逆火を避けられることが予想される。つまり、これらの漸近線となっている酸素流速は、それぞれの燃え広がり限界直径における燃え広がり限界酸素流速といえることができる。以上のことから、端面燃焼式ハイブリッドロケットにおい

第9図 燃え広がり限界直径における酸素流速と雰囲気圧力の関係

第10図 円筒形固体燃料を用いた実験での雰囲気圧力と火炎移動速度の関係

て、常にこの燃え広がり限界酸素流速よりも大きい酸素流速で酸素ガスが供給されていれば、逆火を避けて安定した噴出面燃焼を保持することが可能であると考えられる。

3.5 火炎移動速度 穴径2.0 mm、酸素流量8.68 L/minにおける雰囲気圧力と火炎移動速度の関係を第10図に示す。図において●は逆火、○は噴出面燃焼を示している。図中の点線で結ばれたプロットは途中逆火における結果であり、その結果を噴出面燃焼と逆火に分割して火炎移動速度を求めたものである。噴出面燃焼の火炎移動速度に対して逆火における燃え広がり速度が非常に大きいことが分かる。また、噴出面燃焼、逆火に共通して雰囲気圧力上昇に伴い火炎移動速度が大きくなる傾向が見られる。このことは、他の穴径および酸素流量においても共通の傾向であった。さらにこの第10図は、第2図に示されているフィルター状固体燃料を用いた実験における雰囲気圧力の上昇に伴う火炎移動速度の急激な上昇という傾向が類似していることが分かる。このことから、フィルター状固体燃料における雰囲気圧力の上昇に伴う火炎移動速度の急激な上昇は、拡散火炎がフィルター内部へ燃え広がり、逆火が起こったためであったと推測することができる。

4. 端面燃焼式ハイブリッドロケットの試設計

4.1 燃料形状 端面燃焼式ハイブリッドロケットの新たな燃料形状として第11図のものを提案する。燃料は円柱状の細長いロッドを多数束ねて固定することにより形成されている。円柱状のものを束ねることによってできるロッド間の間隙を酸化剤が流れ、酸化剤噴出面において拡散

第11図 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料形状

燃焼する。等しい直径のロッドを最も密に充填した場合の充填率は90.7%である。試設計により、実際の端面燃焼式ハイブリッドロケットで必要となる燃料の充填率を見積もる。

4.2 設計条件 今回の試設計にあたり以下のことを条件として設定した。

燃料の原料は今回の実験におけるデータを参考にするためPMMAとした。端面燃焼式ハイブリッドロケットにおいて逆火は避けなくてはならない。そのためには、燃料間隙を流れる酸素流速が燃え広がり限界酸素流速より大きくなるように設計しなければならない。今回の実験では燃え広がり限界酸素流速は穴径0.5mmにおいて25.4m/sであったことをはじめ、ほぼ25m/s付近の値であったことから、設計においては酸素流速25.0m/s以上を保つことを条件とした。また今回の設計では、燃料をPMMAとしたとき理論比推力が最大となる当量比1.3の状態での燃焼することを想定して設計を行う。化学平衡計算にはNASAのソフトSP273¹⁴⁾を使用する。

4.3 試設計 まず、燃焼室圧力 P_c を決定する。今回の実験では約1MPaの雰囲気圧力までのデータが得られているので、燃焼室圧力を1MPaとする。当量比と P_c から、化学平衡計算により、特性排気速度 C^* が求められる。酸素流量 $\dot{M}_0$ は混合比 O/F とノズルスロット面積 A_t を用いて以下の式で表される。

$$\dot{M}_0 = \frac{O/F}{O/F+1} \frac{P_c A_t}{C^*}$$

燃焼室断面積 A_c とスロット面積 A_t の比と、燃料の充填率 a を使うと、燃料間隙を流れる酸素流速 V_{O_2} は以下の式で表される。

$$V_{O_2} = \frac{A_t}{A_c(1-a)} \frac{RT}{C^*} \frac{O/F}{O/F+1}$$

ここで R は酸素の気体定数、 T は供給する酸素の温度である。逆火を避けるため、 V_{O_2} の値を25m/s以上になるように設計しなくてはならない。燃焼室圧力 P_c による C^* の変化は小さいため、燃料充填率 a と A_c/A_t の値で V_{O_2} の値がほぼ決まる。端面燃焼式ハイブリッドロケットでは、燃料充填率 a と A_c/A_t の値を適正な値にすることが重要となる。

A_c/A_t の値と燃料間隙を流れる酸素流速との関係を第12図に示す。供給する酸素の温度は今回の実験と同じ25°C (298 K)とした。直径が等しいロッドを充填した場合の充填率90.7%の他に、充填率93%、95%、97%における結果も併せて表示してある。酸素流速25.0m/sが破

第12図 A_c/A_t と酸素流速の関係

第13図 酸素流速条件22~28 m/sにおける噴出面燃焼の火炎移動速度と雰囲気圧力の関係

線によって示されている。安定燃焼のためには、燃料間隙の酸素流速が25.0m/s以上である必要があるが、酸素流速を大きくすると当量比1.3を保持することが困難になるので、酸素流速を安定燃焼ぎりぎりの25.0m/sとする。充填率90.7%を例にとると、酸素流速を25.0m/sとするための A_c/A_t は11.545である。

A_c/A_t を決定すると、当量比を1.3とするために必要な燃料後退速度 r は以下の式で表される。

$$r = \frac{A_t}{a \cdot A_c} \frac{P_c}{C^*} \frac{1}{O/F+1} \quad (*)$$

上式の燃料後退速度 r を見積もることによって、当量比1.3で燃焼させるために必要な燃料充填率を求めることができる。試設計を行っている端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料形状は、今回実験を行った試料を多数束ねたものと考えることができる。それぞれの燃料間隙に今回の実験で観察された噴出面燃焼の火炎が形成され则认为と、今回の実験で得られた火炎移動速度で、実際のロケットの火炎移動速度を見積もることができると考えられる。実験で得られた、酸素流速22~28m/sの条件における噴出面燃焼の火炎移動速度を第13図に示す。横軸、縦軸共に対数表示である。火炎移動速度は穴径にあまり依存せず、雰囲気圧力に大きく依存していることが分かる。また、プロットはほぼ直線関係にあるため、 $V_f = eP^n$ の式により近似することができる(V_f :火炎移動速度、 P :雰囲気圧力、 n :圧力指数、 e :定数)。酸素流速22~28m/sの条件におけるデータを近似して得られた定数 e の値は7.79、圧力指数 n の値は0.86であった。これらの値を使い、酸素流速が25m/sのときの燃料端面の後退速度を見積も

第14図 燃焼室圧力と燃料端面の必要後退速度の関係

る。3.1節で述べたように、定常状態を考えれば、噴出面燃焼における火炎移動速度が燃料端面の後退速度となる。

(*)式より得られた、当量比を1.3とするために必要な燃料端面の後退速度と燃焼室圧力との関係を第14図に示す。 A_c/A_t は、第12図より、燃焼室圧力1 MPaのとき酸素流速が25 m/sとなる値を使用している。そのため、低い燃焼室圧力のとき、酸素流速が25 m/sよりも高い値となる（特性排気速度が燃焼室圧力によって多少変化すること起因）が、その差は小さい（0.2 MPaで25.47 m/s）ので無視することとした。各充填率における必要後退速度は燃焼室圧力にほぼ比例することが分かる。また、図中には第13図において近似した雰囲気圧力と火炎移動速度の関係が実線により示されており、前述したように、実際の燃料端面後退速度はほぼこの値で表されることが考えられる。燃料間隙の酸素流速を25.0 m/s、当量比を1.3とするために必要とされる燃料充填率は95～97%程度であることが分かる。これよりも低い燃料充填率では当量比が下がり、高い比推力が得られないため、実際の端面燃焼式ハイブリッドロケットは95～97%の燃料充填率が必要になるということである。

充填率が95～97%程度必要とされるということは、等しい直径のロッドを充填した場合よりもさらに燃料を充填する必要があるということである。その方法としては、ゴムのような軟質のロッドを圧縮して充填することにより充填率を上げる、充填したロッドを高温環境下において僅かに融解した後に圧着させて間隙を小さくする、直径の異なるロッドを混入してより充填率を上げる、等が考えられる。

5. ま と め

円筒形固体燃料を用いて燃え広がり限界直径における酸素流量および雰囲気圧力の関係を調べる燃焼実験を行い、その結果をもとにして端面燃焼式ハイブリッドロケットの試設計を行った。結論を以下に示す。

- ・円筒形固体燃料の酸化剤噴出面で点火を行い拡散燃焼させる実験を行った結果、穴径、雰囲気圧力、酸素流量の違いにより逆火、途中逆火、噴出面燃焼の3種類の燃焼形態が観察された。
- ・一定の燃え広がり限界直径となる酸素流量と雰囲気圧力の間には1次の関係があり、酸素流量の増加に伴い雰囲気圧力は大きくなる。燃え広がり限界直径が小さくなる

に従い、酸素流量と雰囲気圧力の関係を示す直線の傾きは大きくなる。

- ・一定の燃え広がり限界直径となる酸素流速と雰囲気圧力の関係を表す曲線には酸素流速一定の漸近線が存在し、それよりも酸素流速が大きい範囲では高压条件においても逆火を避けることができると予想される。今回実験を行った穴径においては、この漸近線はいずれも酸素流速25 m/s付近の値であった。
- ・本研究の実験と試設計の結果から、逆火を避け、当量比を適正な値とするためには、95～97%程度の燃料充填率が必要であるという見積もりが得られた。

なお、本研究は宇宙開発事業団、(財)日本宇宙フォーラムが推進している「宇宙環境利用に関する地上研究公募」プロジェクトの一環として行ったものである。

参 考 文 献

- Altman, D.: Hybrid Rocket Development History, 27th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-91-2515, 1991.
- Korting, P. A. O. G., Schöyer, H. F. R. and Timnat, Y. M.: Advanced Hybrid Rocket Motor Experiments, Acta Astronautica, **15** (1987), pp. 97-104.
- Jones, M. D., Abel, T. M. and Weeks, D. J.: Subscale Hybrid Rocket Motor Testing at the Marshall Space Flight Center in Support of the Hybrid Propulsion Demonstration Program (HPDP), 33rd AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-97-2800, 1997.
- Boardman, T. A., Abel, T. M., Clafin, S. E. and Shaeffer, C. W.: Design and Test Planning for a 250-klbf-Thrust Hybrid Rocket Motor under the Hybrid Propulsion Demonstration Program, 33rd AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-97-2804, 1997.
- Baker, A. M., Keravala, J., MacFarlane, J., Newlands, R., Sadler, D., Smith, R. and Osborne, R.: Hybrid Motor Developments within the UK Amateur Rocketry Field, 49th International Astronautical Congress, IAF-98-S. 2.02, 1998.
- Lips, H. R.: Experimental Investigation on Hybrid Rocket Engines Using Highly Aluminized Fuels, J. Spacecraft Rockets, **14** (1977), pp. 539-545.
- Durgapal, U. C. and Chakrabarti, A. K.: Regression Rate Studies of Aniline Formaldehyde-Red Fuming Nitric Acid Hybrid System, J. Spacecraft Rockets, **11** (1974), pp. 447-448.
- Smoot, L. D. and Price, C. F.: Regression Rates of Nonmetalized Hybrid Fuel Systems, AIAA J., **3** (1965), pp. 1408-1413.
- Smoot, L. D. and Price, C. F.: Regression Rates of Metalized Hybrid Fuel Systems, AIAA J., **4** (1966), pp. 910-915.
- Sutton, G. P.: Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley and Sons, New York, 1992, pp. 508-514.
- Humble, R. W., Henry, G. N. and Larson, W. J.: Space Propulsion Analysis and Design, McGraw-Hill, New York, 1995, pp. 384-386.
- Nagata, H., Aikawa, N., Akiba, R., Kudo, I., Ito, K. and Tanatsugu, N.: Combustion Characteristics of Propellants for Dry Towel Hybrid Rocket Motor, 48th International Astronautical Congress, IAF-97-S. 2.08, Turin, Italy, 1997.
- Nagata, H., Okada, K., Sanda, T., Kato, T., Akiba, R., Satori, S. and Kudo, I.: Combustion Characteristics of Fibrous Fuels for Dry Towel Hybrid Rocket Motor, J. Space Technol. Sci., **13** (1999), pp. 11-16.
- Gordon, S. and McBridge, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations, NASA SP-273, 1971.