論文 CONTRIBUTED PAPERS

ウェットタオル式ハイブリッドロケットに関する基礎研究^{*1} A Preliminary Study of the Wet Towel Hybrid Rocket Motor

永田 晴 紀^{*2}・秋葉 隼 二郎^{*3}
Harunori NAGATA, Ryoziro AKIBA,
棚 次 亘 弘^{*3}・高野 雅 弘^{*3}
Nobuhiro TANATSUGU, Masahiro KOHNO,
横 田 力 男^{*3}・加 勇 田 清 勇^{*3}
Rikio YOKOTA and Seiyu KAYUTA

Key Words: Propellants, Combustion, Hybrid Rocket

Abstract

To overcome defects of conventional hybrid rocket motors such as poor mass ratio and low combustion efficiency, the authors propose a new idea of design. The point of this idea is that the motor uses 'wet towel propellant', in which liquid oxidizer fills gap space in the fuel bed consisting of plastic fibers or films. Specific impulses of the propellants are estimated theoretically with HAN and LOX as liquid oxidizer. To investigate pressure sensitivity of the burning rates of the propellants, burning rates of LOX-polyaramid propellants are measured in a pressure range of 0.1 to 2 MPa with a specially designed strand burner. A striking feature in the experimental results is that the enhancement of the burning rate with ambient pressure is as big as the pressure exponent being larger than one. Further innovation is necessary for realization of the proposed idea.

1. 序 論

ハイブリッドロケットは、安全性が高い、作動中に推力制御を行うことが可能である、低公害、低価格である等の利点から注目されている。しかし、これまでに提案されている型式の多くは従来の固体ロケットに比較して構造が複雑であり、構造の単純化を狙って高圧ガスにより酸化剤を燃焼室に供給する方式にするとロケットの構造重量が増加する。また、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・燃焼するという従来の燃焼方式では、燃料と酸化

剤との混合が不十分であることや、流れ方向の燃焼速度の分布を一樣に保つことが困難であること等が燃焼効率の低下を招く。

著者らは、推力制御以外のハイブリッドロケットの利点を全て保持しながら、これらの欠点を取り除く新しい方式として、ウェットタオル式ハイブリッドロケットを提案した。これは、多孔質もしくは繊維状の燃料に液体酸化剤を浸潤させたものをプロペラントとして用いるもので、固体プロペラントの酸化剤粒子を液体酸化剤に置き換えたものに相当する。液体酸化剤を燃焼室に供給する機構を必要とせず、基本的な構造は従来の固体ロケットとほぼ同様である。また、前述した従来のハイブリッドロケット特有の燃焼方式に起因する燃焼効率の低下も避けることができる。ウェットタオル式ハイブリッドロケットの概念図の一例を第1図に示す。この例では、ハニカム状に成形された燃料の空隙部に液体酸化剤を充填する方式となっている。

ウェットタオル式ハイブリッドロケットは新しい概念であるため、基礎的な検討を要する課題がいくつか存在する。本論文では、液体酸化剤として液体酸素およびHAN(hydroxylammonium nitrate, $\text{NH}_2(\text{OH})\text{NO}_2$)の2種類を考え、理論的な比推力評価を行った。また、本方式で用いられるような、燃料繊維に液体酸化剤を浸潤させる方式のプロペラントの燃焼速度は、雰囲気圧力に対してどのように依存するのかを調べるため、燃料としてポリアラミドの不織布、酸化剤として液体酸素の組み合わせを用いて、雰囲気圧力を大気圧から2 MPa程度までの範囲で設定して燃焼実験を行い、燃焼速度を測定した。結果について以下に

^{*1} 平成7年10月3日, 46th International Astronautical Congressにて発表。平成7年12月29日原稿受理

^{*2} 日産自動車(株)宇宙航空事業部(現:北海道大学大学院工学研究科機械科学専攻)

^{*3} 文部省宇宙科学研究所

第1図 ウェットタオル式ハイブリッドロケットの概念図

述べる。

2. プロペラントの検討および理論性能

燃料および液体酸化剤の選定にあたっては、燃料と酸化剤との化学的適合性、酸化剤の燃料への浸潤性、比推力、および密度等を考慮する必要がある。液体酸化剤としては、ここでは液体酸素およびHANの95%水和物（重量比でHAN 95%+H₂O 5%）の2種類を考える。液体酸素は高い比推力が期待できるが、沸点が大気圧下で約90 Kと低いため、取り扱いが容易ではない。一方HANは液体酸素に比較して取り扱いが容易であり、また密度が高いという利点があるが、比推力は液体酸素を用いた場合よりも低くなる。HANは腐食性が強いので、燃料や添加物・添加剤の選定には注意が必要である。HANに腐食されにくい燃料としては、ポリエチレン、ポリプロピレン、ニトリルゴム、EPDM等が候補に挙げられる¹⁾。

燃料としては、高い比推力が期待できるという点ではポリエチレンやポリプロピレン等が考えられるが、両者とも浸潤性では難点がある。浸潤性が良い燃料としてはレーヨンやポリアミドの不織布等が考えられる。ポリアミドを用いた場合の方がレーヨンを用いた場合に比較してより高い比推力が期待できるが、両者ともポリエチレンやポリプロピレンを用いた場合に比較すれば比推力は劣る。

液体酸素を酸化剤に用いたときの理論比推力を、ポリエチレンにアルミニウムを添加したものを燃料とした場合を第2図の(a)に、ポリアミドにアルミニウムを添加したものを燃料とした場合を第2図の(b)にそれぞれ示す。横軸は重量比によるO/F、縦軸は平衡計算により得られた比推力である。計算条件は、ノズル開口比が100、ノズル内は平衡流れとし、ノズル出口を真空とした。この計算条件では、一般的に従来の

(a) Polyethylene + Al (0% ~ 50%)

(b) Polyaramid + Al (0% ~ 50%)

第2図 液体酸素を用いた推進薬の理論比推力

第3図 HAN-ポリエチレン推進薬の理論比推力

固体ロケットの比推力は300 s程度となる。ポリエチレンと液体酸素の組み合わせではO/Fが約2.9のときに比推力が最大となる。これは、ポリエチレンの比重を0.95、液体酸素の比重を1.14とすると、モータ

への燃料の充填率を29%程度にすれば良いことを意味する。例えばポリエチレンのシートを糸状に裂いたものを用いる方法でも、上記の充填率を達成することは困難ではない。全体的にポリエチレンを用いた場合の方がポリアミドを用いた場合よりも高い比推力が得られているが、ポリアミドを用いた場合でも、広い O/F の範囲で、従来の固体ロケットに比較して高い比推力が得られることがわかる。両燃料を用いた場合で共通して、アルミニウムの添加が比推力の最大値の向上にはほとんど寄与せず、比推力が最大となる O/F の値を変化させる効果しか持たないことは、従来の固体燃料と大きく異なる特徴であると言える。この特徴は以下の理由によると考えられる。すなわち、従来の固体燃料の場合、アルミニウムの添加により断熱火炎温度が高くなり、その結果比推力が向上する。対して第2図で検討されているプロペラントはもともと断熱火炎温度が高い（ポリエチレンの場合で最高約3650 K、ポリプロピレンの場合で最高約3600 K）ため、アルミニウムの添加による断熱火炎温度の上昇はわずかである。このわずかな断熱火炎温度の上昇による寄与は平均分子量の増加によりほぼ相殺され、結果として得られる比推力の最大値はほとんど変化しない。

酸化剤としてHANの95%水和物を用いたときの理論比推力を第3図に示す。燃料はポリエチレンである。HANの腐食性が強いことから、アルミニウムの添加は考えていない。横軸がHANの水和物とポリエチレンとの重量比（ O/F ）、縦軸が比推力である。この組合せでは、 O/F が約11のときに比推力が最大となる。HANの水和物の比重を1.65とすると、このときの燃料の充填率は約14%、プロペラント全体の比重は約1.6となる。すなわち、従来の固体プロペラントと比較して、比推力の点では特に優れているというわけではないが、プロペラント全体の比重が大きくなるという点では有利であると言える。

3. 実験装置および方法

第4図に示すように、内径20 mmのアクリルパイプの一端を塞ぎ、他端から燃料を充填する。燃料充填部分の長さは50 mmである。これに液体酸素を浸潤させたものをストランド試料とする。燃料としては、予備試験の結果液体酸素の浸潤が容易であることが判明したこと、期待される比推力が比較的高いこと、および入手が容易であることなどの理由から、ポリアミドの不織布を用いることとした。試料には、上端から10 mmを起点として15 mmごとに、燃焼速度測定用のヒューズを通してあり、これらのヒューズが切れる時間差を測定することにより燃焼速度を得る。燃料

第4図 ストランド試料の概要

第5図 浸潤作業の概要

の充填方法は、燃料を短冊状に切ったものをロール状に巻いて充填する（Rolled fuel）方式、および燃料を直径20 mmの円盤状に切り抜いて積層させる（Stacked layer fuel）方式の2種類とする。液体酸素の浸潤が不十分であると試料の中に間隙が残り、この状態で試料を点火すると不安定で爆発的な燃焼が起こり易くなるため、浸潤を完全に行うことが重要である。液体酸素の浸潤を完全に行うために以下の方法を用いる。アクリルパイプの下端には、第4図に示してあるように、外径6 mm、内径4 mmのアクリルチューブをL字型に曲げたものが挿入されている。この

第6図 ストランドバーナの概要

アクリルチューブの先端を排気チューブにつなぎ、第5図に示すように液体窒素で冷却された液体酸素の中に試料を沈める。液体酸素はヘッド圧により燃料の内部に押し込まれ、液体酸素の気化により発生したガスはアクリルチューブを通じて排気される。充填完了後、排気用のアクリルチューブはノッチの部分から折り取られる。燃料の空隙が完全に液体酸素で満たされると考えると、試料の O/F は燃料の充填率で決定されることになる。充填率が小さいと O/F は大きく、逆に充填率が高いと O/F は小さい。一方、今回用いられたような、液体酸素のヘッド圧のみを利用して浸潤させる方法では、燃料の充填率が高い条件では液体酸素をヘッド圧のみで完全に浸潤させることは困難である。今回は液体酸素の浸潤を完全に行うことを優先させ、 O/F が大きい試料を用いることとし、充填する燃料の重量を3g（厚さ約5mmのシートを用いて、短冊状の場合で50mm×約280mm、円盤状の場合で直径20mmの円盤約45枚）に固定した。このとき、燃料および液体酸素の比重をそれぞれ1.37および1.14とすると、空隙部を完全に満たすために必要な液体酸素の重量から計算される O/F は約5.1となる。燃焼試験に先立ち、試料に液体酸素を浸潤させ、浸潤前後の試料の重量差から浸潤した液体酸素の重量を求める予備試験を数回行い、上記 O/F が毎回達成されていることを確認した。

上記方法により燃料に浸潤させた液体酸素は、室温では蒸発によりすぐに失われてしまう。これを防止するため、試料を燃焼室にセットしてから極力短時間で燃焼室の圧力を設定圧力まで加圧できるようなストランドバーナを設計した。概要を第6図に示す。燃焼室の上部に容量約200lの高圧室を設け、高圧室と燃焼室との間の隔壁をピストンにより開閉させる。試料を燃焼室にセットするときは隔壁は閉じられており、燃焼室は大気解放、高圧室は設定圧力に加圧されている。試料のセットが完了後バイパスバルブを開けると、燃焼室の圧力は速やかに設定圧力まで昇圧される。最後にピストン内部を大気解放すると、隔壁が上

第7図 ストランド試料の組立図

に押し上げられ、準備が完了する。点火は、試料の先端に取り付けられたニクロム線を電気加熱することにより行う。

これらの準備に要する時間は5分程度である。その間に液体酸素が蒸発により失われるのを防ぐため、試料全体を液体窒素バスの中に入れて冷却する。試料ホルダ、液体窒素バス、および試料の概要を第7図に示す。各部分の取り付けは以下のような手順で行われる。まず、液体窒素で十分に冷却・浸潤された液体窒素バスを試料ホルダに取り付ける。次に、浸潤が完了した試料を液体窒素から取り出し、液体窒素バスに挿入する。排気用のアクリルチューブはノッチ部分で折り取る。最後に、燃焼速度測定用のヒューズおよび点火用のニクロム線をそれぞれ液体窒素バス側のリード線に接続する。

4. 実験結果および考察

実験の結果得られた燃焼速度の圧力依存性を第8図に示す。(a)は燃料を短冊状に切ってロール状に丸めて充填したもの、(b)は燃料を円盤状に切って積層したものである。横軸は雰囲気圧力、縦軸は燃焼速度

(a) Rolled fuel

(b) Stacked layer fuel

第8図 LOX-ポリアラミド推進薬の燃焼速度

で、ともに対数表示で示してある。試料には3本のヒューズが通してあるが、ヒューズ1とヒューズ2、およびヒューズ2とヒューズ3から得られた燃焼速度をそれぞれ前半および後半の燃焼速度、ヒューズ1とヒューズ3から得られた燃焼速度を平均の燃焼速度として表示してある。(a)、(b)両結果に共通して、雰囲気圧力が高くなると燃焼速度は急激に大きくなり、圧力指数は1を越えていることがわかる。両者で異なる結果としては、以下のものが挙げられる。ロール状の燃料を用いた(a)の場合、雰囲気圧力が高い条件では前半よりも後半の方が燃焼速度が大きい、すなわち、火炎面が加速していると思われる結果が得られた。雰囲気圧力が2 MPaの条件では、ヒューズ2が切れた直後に爆発的な燃焼に移行し、試料全体が破壊されてしまったために後半の燃焼速度のデータは得られなかったが、試料ケースが粉々に破碎されていること、および激しい破裂音が観測されたという両事実は燃焼による急激な圧力上昇を示唆しており、この条件でも後半の燃焼速度は前半の燃焼速度よりも大きくなったも

のと推定される。一方、積層状の燃料を用いた(b)の場合、前半と後半とで燃焼速度が大きく異なるデータが観測される場合もある(図中の黒塗りのデータ)が、多くの場合では前半と後半で一定した燃焼速度が観測された。前半と後半の燃焼速度がほぼ等しいデータだけを見ると、雰囲気圧力と燃焼速度は対数グラフ上で直線関係にある。この直線の傾き、すなわち圧力指数は約2.1である。

燃料と液体酸素がガス化して気相で混合、燃焼し、発生した熱の一部が熱伝導により未燃焼部分にフィードバックされて次のガス化を促すという機構で燃焼が進行すると考えると、本プロペラントの燃焼機構は基本的にはコンポジットプロペラントの燃焼機構と同じであると予想される。Summerfieldら²⁾は過塩素酸アンモニウムをベースとしたコンポジットプロペラントの燃焼において、プロペラントの表面から放出されたガス塊(pocket)状の燃料ガスと酸化剤ガスがプロペラント表面のごく近傍で拡散により混合し、燃焼するというモデル(Granular Diffusion Flame Model, またはGDFモデル)を用いて、燃焼速度の圧力依存性の理論的予測を行い、圧力指数は圧力が低い条件では1に近く(気相反応として燃料と酸化剤との2体反応を仮定した場合)、圧力が高くなると1/3に近くなるという結果を得ている。これは、圧力が低いときは拡散が充分速やかで、予混合に近い燃焼が起こるのに対し、圧力が高くなるに従って拡散係数が小さくなり、拡散の過程が火炎の厚さに影響を及ぼすようになるためである。このモデルでは未燃焼部分への熱伝達は主に熱伝導に依るとされ、輻射の影響は無視されている。また、反応は気相のみで起こり、固相-気相間等の不均一系の反応は考慮されていない。本プロペラントにおいても上記モデルが適用可能であるとすれば、圧力指数は1を超えず、また圧力が高くなるに従って圧力指数は小さくなると予想されるが、試験の結果得られた圧力指数は第8図の(a)、(b)どちらの条件でも1を大きく超えており、また、(a)の後半の燃焼速度を見ると圧力指数は図に示すように圧力の上昇に従って大きくなっている。このような予想と異なる結果が生じた理由としては、以下のような可能性が考えられる。

- (1) 気相からプロペラント表面への輻射の影響が無視できない。
- (2) 固体燃料と酸化剤ガスとの間で不均一系の反応が起こり、この反応による発熱がプロペラントのガス化に寄与している。
- (2)が起こる機構として考えられるものを第9図に示す。液体酸素は固体燃料よりも沸点がはるかに低い

第9図 不均一系の反応を伴った燃焼の概念図

ため、火炎近傍の構造は第9図(a)に示すように、液体酸素が満たされた領域、ガス化した酸素が固体燃料の間を火炎の方向に流れている領域、およびガス化した燃料と酸素が拡散火炎を形成している領域から成ると考えられる。ガス化した酸素は、固体燃料の間を流れている領域の特に火炎近傍において、すなわち第9図(b)で楕円に囲まれた領域において、一部が固体燃料と不均一系の反応を行い、これによる発熱が固体燃料のガス化に寄与し、燃焼速度に影響を及ぼす。酸素ガスの残りはガス化した燃料と反応して拡散火炎を形成する。不均一系の反応で生じる発熱により燃焼速度が影響を受ける現象はコンポジット推進薬においては古くから指摘されている。例えば Hermance³⁾らは前述の GDF モデルに不均一系の反応を考慮に加えることにより、高圧力条件において圧力指数が1に近くなるという結果を得ている。

(1)の輻射の影響については燃料を着色する等の方法で調査することが可能であると思われる。(2)が理由であるとすれば、燃料の表面に適当な厚さで反応抑制層を形成することにより、圧力指数を小さくすることが可能であるかもしれない。

第8図の(a)で後半の燃焼速度が前半に比較して大きくなった理由としては、のり巻き状に巻いた燃料が加熱されて収縮し、生じた燃料のシートの間隙に拡散火炎が形成されることにより、後半になるほど火炎面の面積が大きくなっている可能性が考えられる。しかし、前半と後半とではほぼ等しい燃焼速度が得られた(b)の方が、(a)よりも全体的に燃焼速度が大きくなっている事実は上記の理由では説明がつかず、燃料の充填方法による火炎伝播の機構の違いに関しては更なる研究および考察が必要である。

ウェットタオール式ハイブリッドロケットの実用化のためにはプロペラントの圧力指数を1より小さくすることが必要不可欠であり、そのためには火炎がどのように伝播しているのかを詳細に観察し、その機構を解明することが今後の課題である。また、本プロペラントと従来の固体推進薬とが、その火炎伝播の機構においてどこが異なるのかを解明することにより、従来の固体推進薬の火炎伝播に関する理解が深まることも考えられ、本テーマは燃焼学的な見地からも重要であると考えられる。

5. ま と め

従来のハイブリッドロケットの欠点を取り除く新しい方式として、ウェットタオール式ハイブリッドロケットを提案した。これは、多孔質もしくは繊維状の燃料に液体酸化剤を浸潤させたものをプロペラントとして用いることを特徴とする。このようなプロペラントの燃焼特性を調べるため、液体酸素を酸化剤としたプロペラントについて、雰囲気圧力を大気圧から2 MPa程度までの範囲で設定して燃焼実験を行い、燃焼速度の圧力依存性を調べた。その際、液体酸素が蒸発により失われるのを極力防止することに配慮したストランドバーナを新たに製作した。このストランドバーナを用いた実験により、雰囲気圧力が高い条件では燃焼速度は極めて大きく、圧力指数は1よりも大きいという予想外の結果が得られた。ウェットタオール式ハイブリッドロケットの実用化のためにはプロペラントの圧力指数を1より小さくしなければならず、そのため燃焼速度がどのような機構で決定されているのかを解明する必要がある。また、ハイブリッドロケットの燃焼効率向上という原点に戻って、構想を新たにすることも本研究発展の方向であろう。

本実験の実施にあたり、日産エアロスペースエンジニアリング(株)の伊東弘二さん、および東海技研(株)の北坂秋秀さんから多大な御協力を頂きましたことをここに記し、謝意を表します。

参 考 文 献

- 1) Ramohalli, K., Bates, R., Yi, J., Wygle, B. and Dowler, W.: HAN-Hybrids, NASA OACT 5th Advanced Space Propulsion Workshop, 18-20 May, 1994.
- 2) Summerfield, M., Sutherland, G. S., Webb, M. J., Taback, H. J. and Hall, K. P.: Burning Mechanism of Ammonium Perchlorate Propellants, Solid Propellant Rocket Research, Academic Press, New York, 1960, pp. 141-182.
- 3) Hermance, C. E.: A Model of Composite Propellant Combustion Including Surface Heterogeneity and Heat Generation, AIAA J, 4 (1966), pp. 1629-1637.