

氏 名	熊 川 彰 長
授 与 学 位	博 士 (工 学)
学位授与年月日	平成 7 年 2 月 8 日
学位授与の根拠法規	学位規則第 4 条第 2 項
最 終 学 歴	昭 和 50 年 3 月 東北大学大学院工学研究科精密工学専攻前期課程修了
学 位 論 文 題 目	高圧液体ロケット燃焼器の燃焼・熱伝達特性に関する研究
論 文 審 査 委 員	東北大学教授 新岡 嵩 東北大学教授 相原 利雄 東北大学教授 齋藤 武雄 東北大学助教授 北野三千雄

論 文 内 容 要 旨

1. 緒 言

近年の液体ロケットエンジンの開発においては、高圧化により高性能化を図るのがさう勢になっている。また、旧ソ連が開発を進めていた液酸/ケロシン/水素の三元系推進剤を用いる燃焼圧30 MPaのRD-701に触発されて、三元系推進剤に関する研究も活発化してきている。

一般に、高圧ロケット燃焼器に負荷される熱流束は極めて大きく、例えば、わが国が自主開発したH-IIロケット用第一エンジンLE-7エンジン主燃焼器(燃焼圧13.2MPa)における最大熱流束の値は約84MW/m²に達している。このような苛酷な環境にさらされるロケット燃焼器の熱設計に際しては、燃焼特性、熱負荷特性、冷却剤の熱伝達特性等の詳細な把握が不可欠である。

ところで、わが国においてはこれまで、これら高圧ロケット燃焼器に関する研究はほぼ皆無に等しかったのが実情である。そこで、本研究では、二元系推進剤および三元系推進剤を用いて、高圧液体ロケット燃焼器の燃焼、熱負荷、冷却特性に関してロケット燃焼実験を中心とした研究を行った。得られた結果を以下に要約する。

2. 高圧ロケット燃焼器の燃焼特性

二元系推進剤および三元系推進剤を用いた場合の、同軸型エレメント及び衝突型エレメント噴射器の各種噴射パラメータが、特性排気速度効率に及ぼす影響について検討した。

水素、メタンを燃焼とした同軸型エレメント噴射器の場合、低圧ロケット燃焼器の結果から導出された既存の無次元燃焼室長さを用いた性能予測式は、二段燃焼を含む広範囲な高圧ロケット燃焼実験の結果を良く整理することができることがわかった。一方、RJ-1Jを燃料とする衝突型エレ

メント噴射器の場合、燃焼圧等に関わらず、特性排気速度効率は運動量比によってほぼ整理できることが明らかとなった。さらに、メタンおよびRJ-1Jに水素を添加した三元系推進剤の場合、噴射方式が性能向上を図る上での主要因子であり、噴射方式によっては、水素の添加が必ずしも性能向上には結びつかない場合があることが実験により明らかになった。

3. 高圧ロケット燃焼器の熱負荷特性

二元系推進剤および三元系推進剤における熱負荷特性について高性能水冷却燃焼器を用いて検討した。その結果、以下のことが判明した。

同軸型エレメント噴射器を用いた場合、同一燃焼圧では、ガス燃焼の噴射温度や混合比によって燃焼室内の熱流束は大きく変化するが、噴射速度比が同一であればおおよそ等しい値が得られることがわかった。また、最大熱流束は水素の場合がもっとも大きく、メタン、RJ-1Jの順で小さい値を示して、おおよそ燃焼圧の0.8乗に比例して変化すること、さらに、ノズル近傍の熱流束分布は修正Bartzの式によってほぼ与えることができることがわかった。これらを踏まえて、同軸型エレメント噴射器を用いた場合のロケット燃焼室内における熱流束分布に関して噴射器からの無次元距離を用いて導出した噴射器端効果を修正Bartzの式に掛け合わせた、比較的簡便で精度の高い予測式を得た。

一方、衝突型エレメント噴射器を用いた場合では、熱流束分布の形状は混合比、燃焼圧にはさほど依存しないことがわかった。また、RJ-1Jの結果に関して、熱流束の予測値からの減少量をカーボン層の体積による熱抵抗と考えると、カーボン層の熱抵抗を与える式を得た。同式による予測量は従来よりかなり小さい値を与えるもので、噴射エレメントの差異やフィルム冷却の有無がその差異の主な原因であると考えられた。

さらに、液酸/炭化水素に水素を添加した三元系推進剤の場合には、噴射エレメントの形式、水素添加の方法により、熱流束分布形状や最大熱流束が変化すること、また、最大熱流束の変化はほぼ二元系推進剤の結果から推定される値の範囲内にあることがわかった。

4. 熱遮断層を有する高圧ロケット燃焼器の試作

高圧ロケット燃焼器の高熱負荷に対処するための方策として、各種熱遮断層を有する燃焼器を試作して、その熱遮断性能等に関して検討を加えた。

ニッケルメッキ層を有する燃焼器では、スロート部での最大熱流束がニッケルメッキ層無しに比べて約20~30%低下した。一方、ジルコニア分散ニッケル複合メッキ層の場合、最大熱流束の値はメッキ層のない場合の約60%の値であり、複合メッキ層はニッケルメッキ層よりもさらに熱遮断性能に優れていることが明らかになった。いずれの場合にも、厚さ方向に過大な熱応力によりマイクロクラックが多数生じていたので、これが熱抵抗の主因子であると推定された。また、これらのマイクロクラックは熱応力を緩和させるので、脱落時の巨視的損傷防止の上で有効である。この熱抵抗と、燃焼静圧にはメッキ層の厚さによらず良い相関があることがわかった。

一方ジルコニア溶射層の場合には、軸方向及び周方向の剥離、脱落が一部観察されたが、この場

合の損傷は、熱応力のみならず、燃焼ガスの不均一、施工上の不均一にも関連している可能性がある。一方、熱流束の実験値は、被覆なしの場合より約20～25%程低い値であるので、本溶射層も熱遮断層として有効であるが実証された。また、実験から求めた有効熱伝導率は、同一気孔率の場合には、単なる混合則による予測値及び従来の大気圧溶射による試料の有効熱伝導率の値より小さい値であった。その差異の原因として、燃焼開始直後の厳しい熱応力による熱遮断層内部のマイクロクラックの発生が考えられた。

5. 液体水素・液体メタン冷却ロケット燃焼器の試作

本節では、最初に、ロケット燃焼器の冷却剤に用いられる液体水素、および液体メタンの熱伝達特性に関してジュール加熱実験により検討した。その結果、以下のことが明らかになった。

超臨界圧水素およびメタンの場合、擬臨界温度近傍での熱伝達率の減少によるサーマルスパイク現象が高熱流束下で観察されたが、既存の実験整理式では入り口効果、粗さ効果を考慮してもこの減少を精度良く表すことはできなかった。水素の場合、フィルム温度型の式が比較的良好な結果を与えるが、メタンに対しては適用できなかったことがわかった。そこで、混合平均温度型のパラメータについて検討し、実験整理式を導出した。本式は、本実験結果および既存のデータをほぼ±40%内で整理することができるものであった。

次に、これらの結果および前述の燃焼、熱負荷特性を踏まえて、液体水素および液体メタンを冷却剤とする分離冷却式高圧ロケット燃焼器を試作し、燃焼実験を行った。その結果、液体水素冷却ロケット燃焼器では、実験により求めた熱伝達率を整理し、ジュール加熱実験で良い結果を示したフィルム温度型の実験整理式を求めた。同式は全データの95%を±20%内で予測でき、熱設計式として優れたものであった。

一方、液体メタン冷却ロケット燃焼器による燃焼実験結果は、ジュール加熱実験により求めた混合温度型の実験整理式により、ほぼ±30%内の精度で整理することができることを実証した。本実験から、いずれの場合においても、ジュール加熱実験の結果は、より高熱流束の条件である実際のロケット燃焼器においても適用が可能であり、良い結果を与えることが立証された。

6. 結 論

本研究では、高圧ロケット燃焼実験により、二元系推進剤および三元系推進剤の燃焼特性、熱負荷特性について明らかにした。特に、これら推進剤の噴射特性と燃焼および熱伝達特性の関連性について明らかにした。また、これらの結果を踏まえて、セラミックス等の熱遮断層を有する燃焼器を試作し、熱負荷低減技術を確立した。さらに、ジュール加熱試験により超臨界圧下での液体水素および液体メタンの熱伝達特性を明らかにするとともに、液体水素および液体メタン冷却ロケット燃焼器を試作してそれぞれの冷却技術を立証した。

尚、本研究の成果は、わが国が自主開発した液酸／液水ロケットエンジンLE-5およびLE-7の開発に反映されている。さらに、将来の三元系推進剤を含む高圧ロケット燃焼器の開発においても、これまで以上にロケット燃焼器の燃焼、熱伝達特性の詳細な把握、精度の高い設計式が不可欠になるところから、この意味において、本研究の成果は重要な指針を与えるものと期待される。

審査結果の要旨

近年の液体ロケットエンジンの開発においては、高圧化により高性能化を図るのがすう勢になっている。また、同時に、燃焼の特性を最大限に引き出すため、液酸/メタン/水素あるいは液酸/ケロシン/水素などの三元系推進剤に関する研究も活発化してきている。一般に、高圧ロケット燃焼器内の熱流束は、圧力と共に大きくなる傾向にあり、例えば、わが国が自主開発したH-IIロケット用第一段エンジン（LE-7エンジン）の主燃焼器における最大熱流束の値は約 $84\text{MW}/\text{m}^2$ に達している。このような過酷な環境にさらされるロケット燃焼器の熱設計に際しては、燃焼特性、熱負荷特性、冷却剤の熱伝達特性等の詳細な把握が不可欠である。

本研究は、二元系推進剤および三元系推進剤を用いて、高圧液体ロケット燃焼器の燃焼、熱負荷、冷却特性に関して、ロケット燃焼実験を中心とした研究を行った結果をまとめたもので、全編6章よりなる。

第1章は緒論であり、本研究の背景と目的について述べている。

第2章では、同軸型エレメント及び衝突型エレメント噴射器の各種噴射パラメータにより特性排気速度効率を整理する手法について述べ、三元系推進剤の場合、噴射方式と水素添加量が性能向上を図る上での主要因子であることを明らかにしている。

第3章では、最大熱流束が燃焼圧の0.8乗に比例して変化することを実験的に明らかにし、同軸型エレメント噴射器の場合、同一燃焼圧では、噴射速度比が同一であれば熱流束はほぼ等しいことを見出し、噴射器端効果を含む簡便な実験整理式を導出し、三元系推進剤の場合の最大熱流束の変化は、ほぼ二元系推進剤の結果から推定される値の範囲内にあることなどを明らかにした。

第4章ではニッケルメッキ、ジルコニア分散ニッケル複合メッキ、ジルコニアコーティング層がそれぞれ熱遮断層として有効であることを実証し、これらの熱遮断性能が主に高熱流束下における過大な熱応力によって生じたミクロな損傷によるものであることを明らかにした。

第5章では、液体水素冷却ロケット燃焼器による燃焼実験から、全データの95%を±20%内で予測できるフィルム温度型の熱伝達整理式を導出し、さらに、液体メタン冷却ロケット燃焼器による実験結果を、ほぼ±30%内の精度で整理できる混合温度型の熱伝達整理式を導出した。

第6章は結論であり、本研究で得られた結果をまとめるとともに、成果が実用化された実績を示し、今後の展望について述べている。

以上要するに本論文は、三元系推進剤を含む高圧ロケット燃焼器の燃焼、熱負荷、冷却等の諸特性を明らかにし、液体ロケット燃焼器の設計に関して有用な知見を得たものであり、機械工学および宇宙工学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士（工学）の学位論文として合格と認める。