HOKKAIDO UNIVERSITY

Title	端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼機構の解明［論文内容及び審査の要旨］
Author(s)	齋藤, 勇士
Degree Grantor	北海道大学
Degree Name	博士(工学)
Dissertation Number	甲第13203号
Issue Date	2018-03-22
Doc URL	https://hdl.handle.net/2115/69935
Rights(URL)	https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/
Type	doctoral thesis
File Information	Yuji_Saito_review.pdf, 審査の要旨

Hokkaido University Collection of Scholarly and Academic Papers : HUSCAP

学位論文審査の要旨

博士の専攻分野の名称　博士 (工学)　氏名　齋藤 勇士

審査担当者　主　査　教　授　永田 晴紀
副　査　教　授　藤田 修
副　査　教　授　大島 伸行
副　査　准教授　橋本 望

学位論文題名

端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼機構の解明
(Combustion Mechanisms of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets)

宇宙関連技術の成熟と電子部品を始めとした汎用品の品質向上に伴い, 宇宙関連活動を行う国や機関が増加しており, 小型や超小型の人工衛星の打ち上げ基数は増加傾向にある. これに応じて, 小型人工衛星を打上げるための小型打上げロケットの開発計画が各国で進んでいるが, 未だ実用化段階には至っておらず, 従来の大型ロケットにより複数の小型衛星が同時に打上げられる事例が多い. このような打上げ方式では, 軌道選択の自由度を高めるためには軌道変換用推進機関の搭載が必要となるが, 安価で簡便なハイブリッドロケットは小型宇宙機用推進機関の有力な候補として期待される. しかしながら, ハイブリッドロケットは火炎帯から固体燃料への熱入量が少ないために燃料後退速度が低いことや, 燃焼効率が悪いこと等を主な理由として, 未だ実用化レベルに達していない. これらの欠点を克服するために,1990 年代後半に端面燃焼式ハイブリッドロケットが提案され, その基礎燃焼機構が研究されてきた.

端面燃焼式ハイブリッドロケットは, 円筒状燃料の軸方向に無数に設けられたポートに酸化剤が流れ, ポート出口で微小拡散火炎群を形成し, 円筒状燃料全体としては軸方向に後退していく, 新形式のハイブリッドロケットである. 先行研究により, 優れた推力制御特性および高い燃料後退速度が実現可能であることが明らかとなったが, 同時に, 実現のためには, 燃料の体積充填率をより高く, ポート間隔をより小さくする必要があることも明らかとなった. 両条件を達成するためには, 燃料全体に微小ポートを無数に配置しなければならず, 機械加工では実現困難であったが, 近年の高精度 3D プリンタの開発によって燃料製作が可能となった.2015 年には高精度 3D プリンタのよって成形された光硬化性樹脂を用いて, 端面燃焼式ハイブリッドロケットが世界で初めて実証された.

本研究は, 小型宇宙機用推進機関等への応用が期待される端面燃焼式ハイブリッドロケットの実用化を目指し, その燃焼機構を解明することを目的として進められてきた. 本研究は大きく 4 項目に分けて進められており, 第 1 章の背景に続く第 2 章から第 5 章までの 4 章が, それぞれ各 4 項目に対応している.

第 1 章では, 研究の背景について説明し, 端面燃焼式ハイブリッドロケットが提案されてから現在の形式に至るまでを詳細に述べ, 固体燃料が満たすべき条件と, 端面燃焼式により実現される利点について説明している.

第 2 章では, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度について調べている. 先行研究では, 単ポート燃料試料での燃焼実験結果により, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度が

燃焼室圧力に正の相関を, ポート内酸化剤流速に負の相関をそれぞれ示すことが判っている. 高精度 3D プリンタにより, 内径 0.3 mm の微小ポートを 2 mm 間隔で配置した円柱状燃料で地上燃焼実験を実施し, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度を明らかにした. 燃焼実験用燃焼器は小型 (燃料外径:20 mm) および大型 (燃料外径:38 mm) の 2 種類が用いられた. 燃焼室圧力が 0.2 MPa から 1 MPa までの複数の条件で燃焼実験を実施して燃料後退速度を取得し, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度が, 先行研究同様, 燃焼室圧力に正の相関を示すことを明らかにした. しかしながら, 燃焼室圧力が 1 MPa を超える条件では, 火炎がポート出口に定在せずにポート内を上流へ燃え広がる「逆火」に直面し, 定常燃焼が得られなかったため, 逆火について先行研究を参考に摩擦速度を用いて詳細に検討し, 逆火の原因がポート内径の精度であることを示した.

第 3 章では, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルを構築し, 解析的なアプローチで燃料後退特性を調べている. 実験によって取得された燃料後退速度を, 解析モデルで得られた結果と比較検討することで, 支配的な燃焼機構の明らかにすることが本研究項目の目的である. 燃料後退モデルは固体推進剤の燃焼モデルである GDF (Granular Diffusion Flame) モデルを参考に構築され, 特に端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度と燃焼室圧力の関係について考察している. 本モデルにより得られる燃料後退速度は実験により得られた値と定性的な一致を示し, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼においては燃料後退速度は化学反応速度に依存することを明らかにした.

第 4 章では, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性について調べている. 準定常状態を仮定した計算では, 端面燃焼式ハイブリッドロケットは優れた推力制御特性を有することが判るが, 実際に推力制御を行ったときの応答特性は実験的に調べられてこなかった. 本章では, 大型燃料を用いて推力制御燃焼実験を行い, 推力制御時の応答特性について調べている. 具体的には, 燃焼実験によって取得された燃焼室圧力非定常時間および燃焼室圧力のヒステリシス特性について詳細に調べている. 特に酸化剤流量を増加させる推力制御時の燃焼室圧力非定常時間は, 拡散火炎群の消炎距離の応答に起因しているとの仮説を立て, 供給酸化剤流量の変化率が大きいとき, 燃焼室圧力が立ち上がりにくくなっていることを実験的に示した.

第 5 章では, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼挙動について調べている. 第 4 章まではロケット燃焼器内での燃焼特性について調べられてきたが, 拡散火炎を個別に目視により観察することを目的として, 可視化実験装置が新たに構築された. これを用いて, 点火から定常端面燃焼に移行するまでの過程が調査された. 得られた燃焼室圧力および燃料後退形状の各履歴から, 隣接するポート同士が繋がって燃焼面が一体化し, 燃焼面形状が定常に達することで定常な燃焼室圧力が得られることを確認した.

第 6 章は結論であり, 本研究により得られた成果および知見を簡潔に纏めている.

これを要するに, 本研究は, 革新的なハイブリッドロケットとなる可能性を高く有する端面燃焼式ハイブリッドロケットについて, その基礎燃焼特性を詳細に調査し, 特に固体燃料ガス化速度の燃焼室圧力への依存性を実燃焼モータを用いた燃焼実験および単純化した解析モデルにより明らかにした. これは国内外のハイブリッドロケット研究者から注目されている先駆的な成果であり, 宇宙推進工学の分野に貢献するところが大なるものである. よって, 著者は北海道大学博士 (工学) の学位を授与される資格があるものと認める.