

氏名（本籍）	川端 洋（福井県）
学位の種類	博士（工学）
学位記番号	甲第 228 号
学位授与の日付	令和 2 年 3 月 22 日
学位授与の要件	学位規則第 4 条第 1 項該当
学位論文題目	低融点熱可塑性エラストマを用いたハイブリッドロケットの実用化に関する研究
論文審査委員	(主査) 教授 長瀬 亮 (副査) 准教授 和田 豊 教授 仁志 和彦 JAXA 宇宙科学研究所 教授 堀 恵一 長岡技術科学大学 准教授 勝身 俊之

学位論文の要旨

低融点熱可塑性エラストマを用いたハイブリッドロケットの実用化に関する研究

近年小型人工衛星打上げ用ロケットの開発が盛んになっている。現在運用されているロケットは液体・固体ロケットであるが、昨今の超小型衛星打上用ロケットの需要の増大と、ロケットの低価格化競争、民間会社による有人宇宙機の開発等によって高安全性・低コストの特長を有するハイブリッドロケットが注目されている。しかし、ハイブリッドロケットは燃料の燃焼速度を示す燃料後退速度が低く、低推力であることを主な要因として未だ実用化に至っていない。故に本研究では、高安全性及び低コストであり、高燃料後退速度かつ大型モータへの適用が期待できる低融点熱可塑性エラストマ(Low-melting-point thermoplastic : LT)系燃料を用いたハイブリッドロケットに注目した。

本論文では以下に示す 6 つの成果により、LT 燃料を用いた高推力・高燃焼効率及び大型ハイブリッドロケットの成立点の確認及び設計指針の確立と実現性を示した。

(1)LT 燃料の機械的物性及び接着性調査

本研究で対象とした全ての LT 燃料において 300%以上の伸び率を確認した。低融点燃料として代表的なパラフィンベース燃料の伸び率が約 1.5%であり、この低い伸び特性が大型化を阻んできた。LT 燃料において、キシレン樹脂を含む燃料が 0.26MPa 以上の弾性率及び 377%以上の伸び率を有しており、パラフィンベース燃料と比較してロケット燃料として優れた機械的物性を有していることを示した。また、キシレン樹脂を含む LT 燃料に対して、断熱材として一般的な EPDM ゴムとの接着性を確認した。結果、接着界面ではなく燃料自体が破壊する凝集破壊が確認され、大型モータ適

用時に接着応力ではなく、燃料の物性のみを用いて設計が可能であることを示した。

引張試験を用いた粘弾性測定により、LT 燃料のマスターカーブ及びシフトファクタを取得し、有限要素解析に必要となるパラメータを取得した。また、LT 燃料の弾性領域は温度に関わらず真ひずみで約 0.8(伸び率 80%)までであることを示した。さらに、LT 燃料の破断包絡線図を取得し、構造体として安定する領域を示した。

(2)有限要素解析による 5kN 級ハイブリッドロケットモータ用 LT 燃料の構造成立性評価

外径 ϕ 172mm, 内径 ϕ 60mm, 長さ 600mm の 5kN 級ハイブリッドロケットモータ用 LT 燃料に対して、1 カ月の保管、燃焼実験、打上実験を想定した応力解析を実施した。結果、加速度 10G, 燃焼室圧力 3MPa とした打上環境の場合に最も高い応力-ひずみを示し、それぞれ、 68×10^3 [MPa], 0.11 ひずみであった。いずれも LT 燃料の破断包絡線内であり、本検討のサイズにおいて機械的な要因による燃料破壊は起こらず、適用可能であることが示された。最大変形量も軸方向変形量が 5.8mm とモータサイズに対して十分小さい値となった。

(3)燃料後退速度の取得

ガス酸素及び亜酸化窒素を用いた燃焼実験を実施し、LT 系燃料がパラフィンベース燃料と同等の燃料後退速度を有していることを示した。また、構成樹脂の異なる LT 系燃料の粘度と燃料後退速度を取得し、構成樹脂の違いが燃焼時の粘度に顕著な違いに繋がらないことが示された。また、酸化剤を亜酸化窒素とした場合の燃料後退速度結果から、酸化剤種の違いによる燃料後退速度指数への影響がないことが定量的に示された。

(4)酸化剤旋回流, バッフルプレートによる燃料後退速度, 特性排気速度の向上

酸化剤旋回流によって最大で 2.9 倍の燃料後退速度となることを示した。また、形状スワール数, 推進剤質量流束, 燃料長さを考慮した燃料後退速度予測式を取得し、燃料長さに対して適切な形状スワール数を選択することで未燃燃料量を最小限に抑え燃料体積充填率の優れたモータ設計が可能であることを示した。バッフルプレート形状が特性排気速度に与える影響を実験的に調査した。結果、酸化剤と燃料が同一の穴を通過し穴数が少ないバッフルプレートが最も高い特性排気速度となることを明らかにした。また、300N 級モータにバッフルプレートを適用し最大で 3 倍の特性排気速度効率となること、及び同じ特性排気速度効率を達成するのに、バッフルプレートを用いることで特性燃焼室長さを約 1.3m 短くできることを示した。

(5)フライト実験及び 5kN 級ハイブリッドロケットモータの燃焼実験

LT 燃料を用いたロケット飛行実験を実施した。結果、音速飛行の加速度環境下において LT 燃料の剥離や脱落は確認されなかった。また、取得したテレメトリデータとシミュレーション結果が一致し、フライト環境において燃焼実験と同様の燃料後退速度及び燃焼室圧力となることが確認された。LT 燃料を 5kN 級ハイブリッドロケットモータに適用し、平均推力 4600[N]以上を達成した。本結果から、100~500N 級の燃焼実験結果を用いて 5kN 級モータの燃料後退速度を予測することが可能であり、5kN 級以下ではスケール効果が影響しないことが示唆された。

(6)LT 燃料の実用サイズモータ適用時の構造成立性検証

実用されている固体ロケットの推進性能を満たす N_2O/LT ハイブリッドロケットモータを設計し、その燃料及び、実用されている固体ロケットのグレインサイズに LT 燃料を適用した際の構造成立性を評価した。結果、史上最大の固体ロケットである SRB サイズにおいても構造健全性が確認され、実用モータ適用時の構造成立性が明らかになった。

審査結果の要旨

センサデバイスの小型化、高機能化、低価格化が進み小型で安価な高機能なデバイスが開発されている。人工衛星もその恩恵を受け、10 cm 立方の超小型人工衛星が開発・運用が行われている。2017 年には 200 機を超える超小型人工衛星が打ち上げられ低軌道に投入された。その多くは大型ロケットによる大型人工衛星の打ち上げの際、小型である故、その隙間に相乗りをして宇宙に行くことが多い。超小型人工衛星は低価格で開発可能であるが搭載可能な機能は限られている。しかし、衛星コンステレーションによる運用で大型衛星と同じ能力を有し、かつ、1 台が故障してもその他の複数台で機能をカバーすることが出来るため、宇宙を利用した盤石なインフラシステムとしての運用が可能になることが期待されている。同時に、超小型人工衛星のみを、希望のタイミングで望み通りの軌道に投入したいというニーズも高まっているが、超小型人工衛星の打ち上げに適したロケットシステムはいまだ世界中で開発段階にあり、その多くは従来の液体ロケットや固体ロケットの技術を用いて開発が行われている。これらの推進系は事故発生時に燃料と酸化剤が反応しやすく、周囲に甚大な被害を与える爆発現象を生じるため、高品質管理を徹底し高い安全性を確保する必要がある。従って、小型ロケットでも大型ロケットと同様の管理コストが発生するため、ロケットシステムの低価格化が進んでいない。そこで、超小型衛星を打ち上げるロケットの低価格化を実現できる推進システムとして、ハイブリッドロケットが注目されている。

ハイブリッドロケットは、燃料と酸化剤の貯蔵時の相が異なるため、異常発生時でも爆発に至ることがなく、管理コストの大幅な削減が期待できる。さらに燃料が安価なプラスチック材料であるため、システム全体としての低価格化が期待できる新たな推進システムである。一方、ハイブリッドロケットには「低推力」という大きな欠点が存在する。そこで、本研究では、本質的に非爆発性であるハイブリッドロケットの実用化を目指し、千葉工業大学、株式会社型善、JAXA の 3 社が共同開発した低融点熱可塑性樹脂燃料 (LT 燃料) を用いてハイブリッドロケットの「低推力」を改善し、高安全性、低コスト、大推力化を達成すること目的としている。本論文は、新たな燃料の機械的物性や燃焼性能評価とエンジン設計手法について論じており、全 7 章で構成されている。

第 1 章では、ハイブリッドロケットを中心にロケットシステムと現在の小型ロケットの動向につ

いて触れ、新たな燃料である低融点熱可塑性樹脂の優れた特長について述べている。

第2章では、LT燃料の機械的物性把握のために実施した各種物性評価試験とその結果について述べている。特に接着性が良好であることや高い伸びを有することなどが紹介され、それらの物性値を用いて推力5kN級ハイブリッドロケット用の固体燃料の機械強度的成立性について、有限要素解析を用いて評価し、保管時、打ち上げ時を想定した条件下にて成立することを明らかにしている。

第3章では、LT燃料の燃焼性能の評価について述べており、従来燃料よりも約3倍速い燃焼速度（燃料後退速度）を有していること、LT燃料を構成する樹脂の配合割合に燃料後退速度が依存しないこと、酸化剤に旋回流を与えることによってさらに最大で2.9倍の燃料後退速度となることを明らかにしている。

第4章では、さらなる燃料後退速度と、燃焼完結性の向上に関する知見を述べている。これまで、LT燃料に旋回流を与えた場合の燃焼性能の変化は明らかにされておらず、複数種類の旋回強度を用いて実験を繰り返し、旋回強度と燃料後退速度の変化の関係が旋回強度、酸化剤質量流束、燃料長さに依存することを明らかにした。その結果、燃料長に対して適切な旋回強度を与えることで、充填した燃料を長さ方向に均一に燃やし切ることができる条件を発見した。また、燃焼室内にバッフルプレートを導入することで、最大3.4倍の特性排気速度の向上が得られることを明らかにしている。これらの成果は、燃焼後の未燃燃料の残留を少なくすることができ、高い燃焼効率を発揮することができるため、本ロケットシステムにおいて大幅な弾道性能の向上に寄与する重要な設計指針を与えている。

第5章では、LT燃料を用いたロケットの飛翔実験とその結果について述べている。飛翔実験ではロケットを超音速まで加速させ、予定通りの到達高度が得られたことが確認された。これにより、LT燃料が超音速飛翔中の高加速度環境下においても正常に燃焼することを証明している。さらにより大きなサイズのロケットに適用するため推力5kN級のハイブリッドロケットの燃焼実験を実施し、予測通りの性能が出ることを示している。

第6章では、実用化されている固体ロケットと同等のサイズのハイブリッドロケットを想定し、LT燃料の機械的物性によって構造的な成立性について述べている。その結果、スペースシャトルの固体ブースター相当のサイズにおいても構造が成立することについて有限要素解析手法を用いて明らかにしている。これによりLT燃料の実用化が可能であることを証明した。

第7章では、本論文の総括と今後の展望をまとめている。

以上、本論文は高安全、低コストな超小型衛星用ロケットに適用可能なLT燃料を用いたハイブリッドロケットの実現の可能性について論じており、適切な機械的物性を有した燃料であれば大型構造物として成立することを明らかとし、高い燃焼完結性が得られる手法を体系的に整理し、燃焼実験と飛翔実験を通して実証したものである。これらの技術的貢献は宇宙工学における学術論文として高く評価できる。

よって本論文は、博士（工学）の学位論文として合格と認められる。