

STCP-2012-018

次世代固体ロケットに向けた 低融点熱可塑性推進薬の研究

○高田淳史, 福地亜宝郎, 宮川清 (IHI エアロスペース)
岡本久夫 (IHI エアロスペース・エンジニアリング)

Research of Low Melting Temperature Thermoplastic Propellant (LTP)
for the Next Generation Solid Rocket
Atsushi TAKATA, Apollo B. FUKUCHI, Kiyoshi MIYAGAWA (IHI Aerospace),
Hisao OKAMOTO (IHI Aerospace Engineering)

Abstract

次世代宇宙輸送系ではコスト低減が必須であり, 現在の熱硬化で製造する固体推進薬に比べ, 熱可塑性を有する低融点固体推進薬 (LTP) は, 運用・製造性の面で有望である. 筆者らはこれまでに 90°C 程度で流動性を有する LTP を開発した. 本報告では, これまでの LTP の組成開発, 接着システム開発についてまとめると共に, 実用化方向性の検討のため, コスト試算を実施した. LTP は, 量産による低コスト効果が見込まれるが, 宇宙用ロケットへの適用に向けては, 今後さらなる低融点化が必要である.

1. 目的および背景

現在, 一般的に用いられている固体推進薬は, AP (過塩素酸アンモニウム) を主とした酸化剤と, Al (アルミニウム) 等の燃料を, HTPB (末端水酸基ポリブタジエン) 等のバインダで化学反応により硬化させ成型したものである. 成型には硬化反応が終了するまでの日数が必要であるとともに, 一度硬化した推進薬は元に戻すことはできない.

これに対し, 低融点熱可塑性推進薬 (Low Melting Temperature Thermoplastic Propellant : 以下, LTP という) は, 高温で熔融し, 常温付近の使用温度で凝固するような物理的に可逆な性質を持つ. LTP は化学反応による硬化ではなく, 凝固させることにより成型するため, 成型日数が硬化反応よりも短く済む.

また, 一度凝固した推進薬を再加熱により熔融させて成型できるため, 残った推進薬の再利用による歩留まり向上も可能である.

このように, LTP はロケットモータ製造の低コスト化の方策となる可能性があり, 産官学の有志による「次世代固体ロケット研究会」では, 構想実現に向けて幅広い検討を行ってきた^{1,2)}. 本推進薬には低融点バインダの開発が必要であり, 著者らはこれまで, 約 90°C で熔融可能なバインダを開発すると共に, 更なる改良を進め, LTP の実機サイズモータへの適用性について検証してきた. また, 実用化を目指し

て断熱インシュレーションとの接着剤選定や, 実機製造コスト試算により実用化の方向性を検討した. 本発表ではこれまでの研究状況について報告する.

2. LTP の基本組成開発 (Al 無添加)³⁾

低融点推進薬を実現するためには, 熱可塑性を有するバインダを開発する必要がある. 著者らは 70°C 以下で熔融するブタジエンエラストマを初めとした熱可塑性樹脂 (TPE) を用いることとした.

第 1 段階として, 低融点推進薬の成立性 (主に流動性) を確認するため, バインダと酸化剤 (AP) のみで推進薬組成の適正化を実施した. 試作した推進薬組成は, バインダ 20%, 過塩素酸アンモニウム 80% を標準組成とし, バインダの配合成分を調整することにより, 推進薬の流動性, 燃焼速度, および機械的物性を評価した. 結果, 高分子量の液状ブタジエンを添加し, 低分子量の可塑性剤を減らすことで, 流動性を損なうことなく, 機械物性の良好な推進薬組成を選定した (表 2.1).

表 2.1 LTP 選定組成および特性値

組成 (wt%)					機械特性	
	バインダ			AP	強度 (MPa)	伸び (%)
	ブタジエン エラストマ	液状 ブタジエン	可塑性 剤			
20	25	20	55	80	0.31	16.8

3. 小型モータによる LTP の製造性・燃焼性実証³⁾

LTP の製造性と燃焼特性を確認するため、小型モータの製造と燃焼試験を実施した。

2 項で選定した推進薬を予め小さなブロックとして製造しておき、その後φ50の金属ライナに装填し、90℃で熔融させた後、室温で自然固化させる方法により薬幹を製造することができた(図 3.1)。この薬幹を小型モータとして燃焼試験に供した結果、ほぼ予想した圧力、推力履歴で安定に燃焼することを確認した(図 3.2, 図 3.3)。

これらの結果により、LTP を用いたモータ製造から燃焼までのプロセスを確認し、低融点推進薬の成立性を実証した。

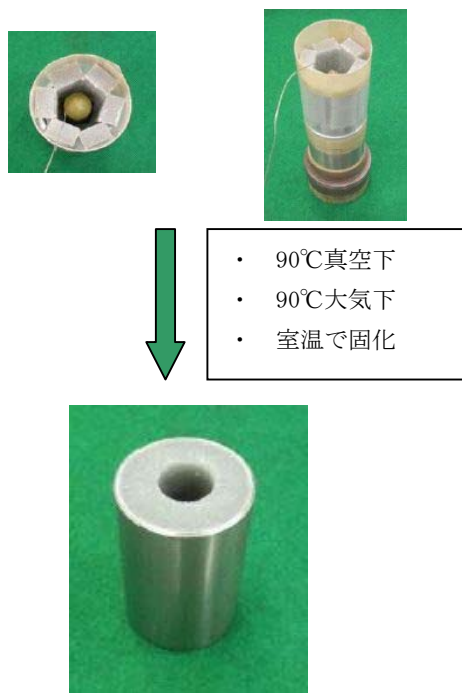


図 3.1 φ50 薬幹への熔融注型



図 3.2 φ50 モータ燃焼試験の様子

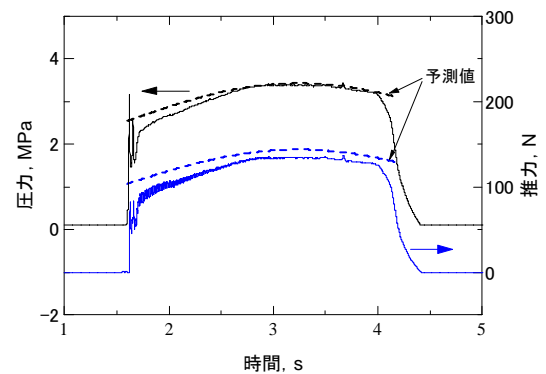


図 3.3 φ50 モータ燃焼試験結果(圧力、推力)

4. Al 添加 LTP の組成開発⁴⁾

第 2 段階として、LTP の燃焼性能向上を目指し、Al を添加した推進薬の性能検討と試作を行い、製造性、機械特性、燃焼特性を調査した。試作した Al 添加 LTP の中では、流動性と性能のバランスからバインダ/AP/Al=18/66/16 が最適組成であった(図 4.1, 表 4.1)。

この組成の理論 Isp は 256.1s であり、イプシロン上段推進薬の 261.3s に対して、98%となり、ロケットモータとして適用できる燃焼性能と考えられる。

機械特性については、現行ロケットモータと比較すると強度、伸び共に低いが、発生応力の低い小型ロケットモータには適用可能であると考えられる。

なお、使用する原材料のコストは現行品に対して安価なため、低コスト化が見込まれる。

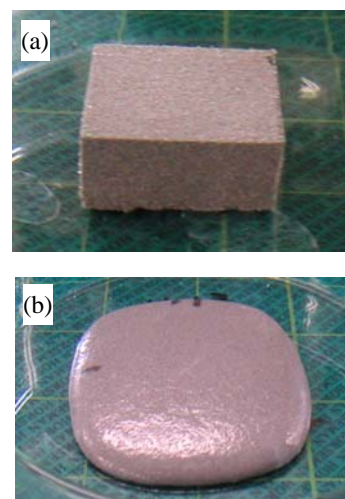


図 4.1 流動性試験状況 (a)加温前 (b)90℃加温後

表 4.1 AI 添加 LTP 選定組成および特性値

組成 (wt%)			機械特性		燃焼特性	
バインダ	AP	AI	強度 (MPa)	伸び (%)	5MPa 燃速 (mm/s)	n 指数 (-)
18	66	16	0.38	12.3	5.9	0.37

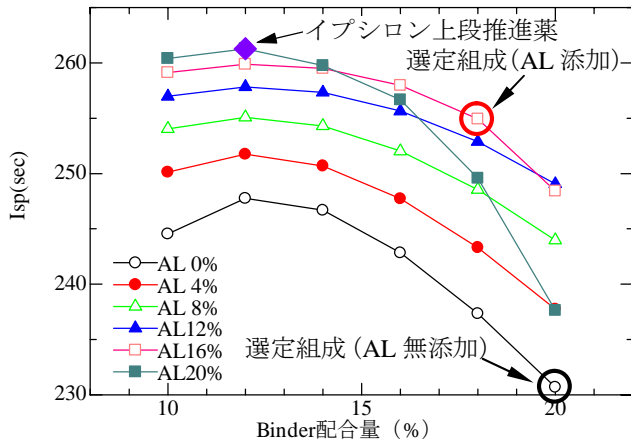


図 4.2 AI 添加 LTP の理論燃焼性能

5. 接着システムの開発⁵⁾

LTP をロケットモータに適用するためには、断熱インシュレーション（ゴム材料）との接着が重要である。従来とは異なるバインダを用いるため、従来の接着剤では接着出来ない事から（図 5.1）、LTP とインシュレーションとの適切な接着システムの開発を行った。

推進薬とインシュレーションの接着システムは、接着剤とライナから構成される。ライナにはバインダ成分である熱可塑性樹脂（TPE）を用い、この TPE ライナと良好な接着性を持つ接着剤を選定した。様々な接着剤について簡易ピール試験を実施し接着性を確認した結果、イソシアネート系接着剤がライナと高い接着性を有することが明らかになった（図 5.2）。また、この接着剤について推進薬との接着性を確認した結果、接着界面での剥離は見られず、推進薬の凝集破壊が生じ、推進薬強度以上の接着強度を有することが確認できた（図 5.3）。

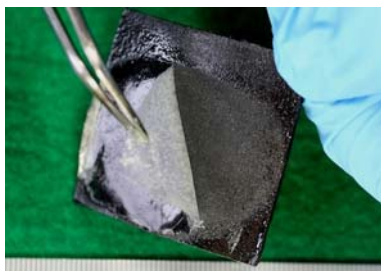


図 5.1 ゴム系接着剤を用いた TPE の簡易ピール試験結果（界面剥離）

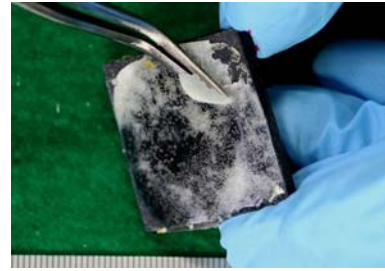


図 5.2 イソシアネート系接着剤を用いた TPE の簡易ピール試験結果（凝集破壊）

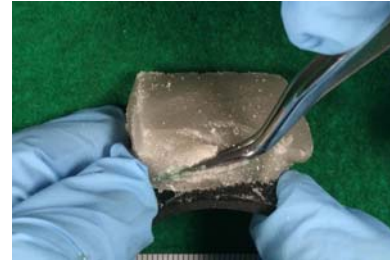


図 5.3 選定接着システムを用いた LTP の簡易ピール試験結果（凝集破壊）

6. コスト試算

LTP のメリットを活かしたロケットモータを設定するため、コストを試算した。対象ロケットは、小型のモデルロケットおよび観測用ロケットとした。

(1) モデルロケット

コンポジット推進薬を用いている H 型モータ（薬量約 100g）について LTP を使用した際のコスト試算を実施した。国内で年間 100 機以上を生産した場合のコスト試算結果を、同型モータの市販価格と比較し表 6.1 に示す。

その結果、年間 100 機では市販価格の 1.5 倍と高価格になるが、1000 機の量産を行うことで市販価格より約 1 割安くなる。さらに製造設備を大型化し、製造数を増やせば更に低コスト化が見込まれる。

(2) 観測用ロケット

推進薬量 500kg、モータ外径 300mm、モータ全長 5,000mm の観測用ロケットについて、試算を実施した。製造工程としては、直填方式で 1 バッチ混和により 1 本のモータを製造する手法と、小型ミキサを用いて 10 バッチを連続で混和する事により 1 本のモータを製造する場合について試算した（表 6.2）。

その結果、LTP を適用することで、原材料費は 2 割減となるもの、小型ミキサを用いた 10 バッチ混和では、混和、注型時間の増加により、低コスト効果は見られなかった。1 バッチ混和で製造する場合は、

現行よりもバイндаが低コストであることから、原材料費の低減が見込まれた。

表 6.1 コスト試算結果 (モデルロケット)

製造条件	少量設備 (100 機/バッチ)		設備大型化 (1000 機/バッチ)	
	100	1000	1000	2000
製造量 (機/年)	100	1000	1000	2000
製作費	55%	90%	20%	35%
設備費	45%	10%	80%	65%
市販品 との比*	1.5	0.9	0.8	0.5

※市販品を 1 とした時の比率を示す。

表 6.2 コスト試算結果 (観測用ロケット) *

項目	現行品	1バッチで 1本	10バッチで 1本
原材料費	1	0.8~0.7	0.8~0.7
準備	1	1	10
混和	1	1	5
注型	1	1	10
硬化・冷却	1	1	1
設備	大型設備 (既存)	大型設備 (新規)	小型設備 (新規)

※現行工程費を 1 とした時の比率を示す。

LTP は混和、注型後は常温放置で成型するため、現行推進薬の硬化成型で必要な恒温設備は不要である。従って、製造数を増やした場合、設備費は現行推進薬よりも低く抑えられると考えられ、硬化期間も短いことから、LTP はモデルロケットのような量産可能なロケットモータにはコスト面で有利と考えられる。

現在、モデルロケットは教育用にも注目されており、販売数量増加が期待される。このモデルロケットへの LTP の適用により、さらなる低コスト化の可能性がある。

7. 今後の適用検討

LTP の特徴である低原材料コスト、短期間硬化の特徴を活かした製品としては、民生品の分野で需要拡大が期待できるモデルロケットが考えられる。

現在、一部の教育用及び研究用に使用されているが、潜在的な需要は大きいものの各種の規制により、打上げ機会が限定されている。今後、これら規制の

中で打上げ機会を増やせる方法や、規制緩和の働きかけなどの検討が必要である。また、モデルロケットは低コストでロケットの飛翔環境を実現できることから、ロケット機器の開発における実証試験へ適用する事などでも、需要拡大が期待できる。

また、現状の LTP の融点は約 90℃のため、現行よりも高温で混和ができるよう、新規製造設備の導入が必要となり、コスト増になる可能性がある。既存設備の使用が可能となるよう、さらなる低融点化を実施中である。

8. まとめ

固体推進薬の低コスト化が見込まれる低融点熱可塑性推進薬 (LTP) の研究により、90℃で溶融し、現行の大型ロケットモータ用推進薬に近い燃焼性能を持つ LTP を開発した。また、小型モータにより正常に製造、燃焼出来ることを確認した。LTP は量産効果により低コスト化が見込まれる事から、今後小型のモデルロケットの適用と需要拡大を図る予定である。低コスト化を目指すためには、既存の設備が使用できるよう、今後さらなる低融点化を実施する。

9. 謝辞

本研究は、「次世代固体ロケット研究会」のメンバーにより検討を重ねながら進めたものである。ここに各関係者へ深く感謝の意を表するものである。

参考文献

- 1) 是木武正, 堀恵一, 森田泰弘, 秋葉鎌二郎他: "固体ロケットコスト低減研究会の活動", 平成 18 年度宇宙輸送シンポジウム, pp.142-145, 2007.
- 2) 堀恵一, 是木武正, 秋葉鎌二郎, 次世代固体ロケット研究会: "次世代固体ロケットの研究", 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, pp.22-25, 2008.
- 3) 福地亜宝郎, 堀恵一, 森田泰弘, 秋葉鎌二郎他: "次世代固体ロケット用低融点熱可塑性推進薬の実験的研究", 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 2009.
- 4) 高田淳史, 福地亜宝郎, 松浦新, 宮川清, 岡本久夫: "次世代固体ロケット用低融点熱可塑性推進薬のアルミ添加による高性能化", 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 2010.
- 5) 高田淳史, 福地亜宝郎, 宮川清, 岡本久夫: "次世代固体ロケット用低融点熱可塑性推進薬に用いる接着システムの開発", 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011.