

# 低融点熱可塑性樹脂燃料を用いた小型ハイブリッドロケットの打上実験

○和田豊 (秋田大学)

秋田大学学生宇宙プロジェクトメンバー

加藤隆一 (秋田大学)

加藤信治 (型善)

堀恵一 (ISAS/JAXA)

## 1. 目的および背景

本研究では液化燃料をハイブリッドロケット燃料に適用し、小型ロケットの打ち上げ実験によりその運用性を評価することを目的としている。液化燃料は低融点であり、容易に液化することからハイブリッドロケット用の燃料として、高い燃料後退速度を得ることができる。その代表例として、アメリカのスタンフォード大学が取り組んでいるパラフィン燃料ではHTPBなどに比べて2~3倍の高い燃料後退速度となることが報告されている<sup>1)</sup>。また、那賀川らはパラフィン燃料が液化し、酸化剤流によって飛散する様子を視覚的にとらえることにも成功している<sup>2)</sup>。しかし、パラフィン燃料は固く脆いなど機械的特性が悪い、接着性が悪いなどの問題があり、大型化すると燃料にひび割れやケースとの接着ができず剥がれてしまうなどの問題がある。そこで本研究ではHTPBとパラフィン燃料のそれぞれの利点である、優れた機械的特性を有し、低融点を達成した低融点熱可塑性樹脂(LT)に注目した。これまでの研究で、LT系燃料もパラフィン燃料と同程度の燃料後退速度を有していることが明らかとなっており<sup>3)</sup>、機械的特性も様々変化させることが可能であることが報告されている<sup>4)</sup>。

そこで、本研究ではLT系燃料を用いてLT/N<sub>2</sub>Oハイブリッドロケットを設計し、亜酸化窒素を酸化剤とした際の燃焼特性を把握し、フライトモータ設計し実際に小型ロケットへ搭載し打上実証実験を行うことである。本研究を通してLT系燃料がハイブリッドロケット用燃料として優位性を確立するとともに、今後、新規開発された燃料などを小型ロケットに搭載し打ち上げる実証実験が容易に行えるよう、小型ロケットの確実な打ち上げ回収技術の確立と、安全な実験手順の確立も目的としている。打ち上げには

これまで19機のハイブリッドロケット打ち上げ経験を有し、2011年度には海に向けての打ち上げ回収にも成功している<sup>5)</sup>秋田大学学生宇宙プロジェクトが主体となって実施した。

## 2. LT/N<sub>2</sub>Oハイブリッドロケット

LT系燃料と、亜酸化窒素を使用し、推力300Nクラスの燃焼実験装置を用いて燃焼圧力1~2MPa程度の燃焼実験を複数回実施した。亜酸化窒素は蒸気圧を有しており、蒸気圧による自己加圧でのブローダウンで燃焼室に酸化剤を供給できるため、加圧機構を必要せず、構造を簡単にすることができる。本実験では、主に燃料の後退速度と特製廃棄速度(C\*)の測定を目的とし、燃焼器長さを変えてC\*の変化を観察した。表1に実験時の各種仕様を示す。

表1 実験仕様

酸化剤	亜酸化窒素 (N <sub>2</sub> O)
固体燃料	LT系燃料(#3)
酸化剤圧力	5MPa@ 20°C
酸化剤シリンダ容積	300cc
燃焼器長さ(4種類)	130, 200, 260, 300mm
燃焼室圧力	1~2MPa
燃焼時間	2秒
酸化剤オリフィス直径	3mm
ノズルスロート系	12mm
計測	推力, 酸化剤圧力, 燃焼室圧力, 光学観察

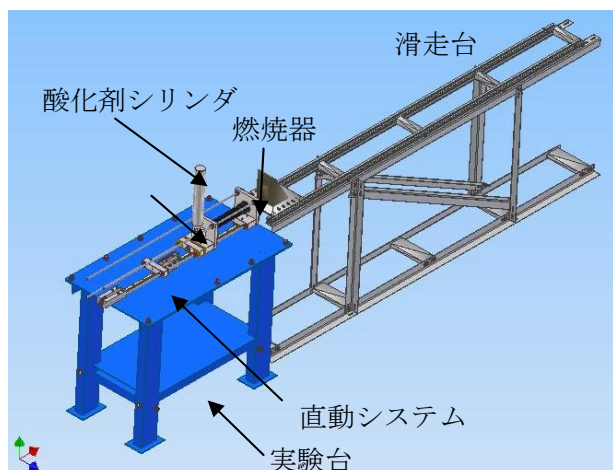


図1 実験装置図

実験装置を図1に示す。全長は3050mm、高さは約1155mmである。

燃焼器部分は酸化剤シリンダ、燃焼器にて構成され、液体の $N_2O$ を充填するために酸化剤シリンダは垂直にたてられており、燃焼器は実験台上に固定された直動システム上に固定され、荷重計によって推力を測定した。

図2に燃焼器の断面図を示す。燃焼器はステンレス(SUS304)製であり、LTはアクリルのケースに充てんされ、ケースごと燃焼器内に装填されている。ノズルはグラファイト製であり、燃焼器内壁の金属部分が露出している場所はベークライトで断熱した。

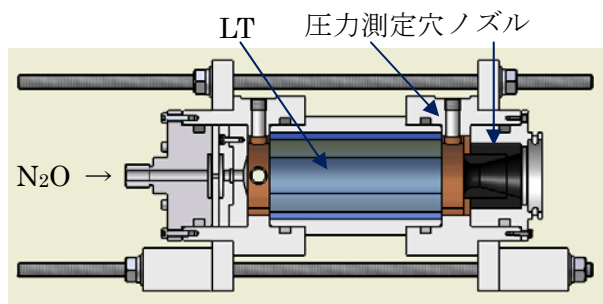


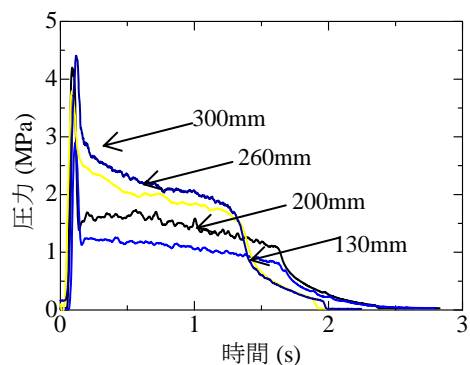
図2 燃焼器断面図

図3 燃焼時の写真を示す。燃焼中の火炎は安定しており、大きな燃焼振動などは見られなかった。

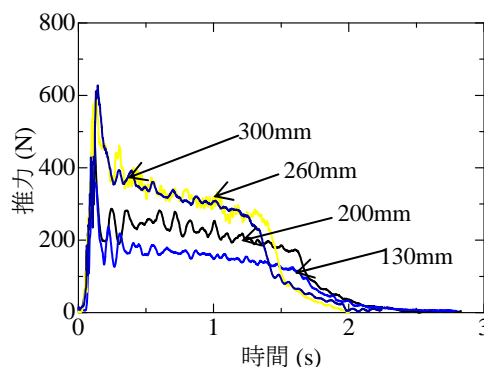


図3 燃焼時の様子

図4に燃焼実験結果例を示す。



(a) 燃焼室圧力



(b) 推力

図4 燃焼実験結果例

点火は良好であり、 $N_2O$ の供給と同時に鋭い燃焼室内圧力と推力の立ち上がりが観察された。これは、2重円管の固定を焼切るまでの間、ワイヤのスパークにより気化した燃料と点火用のガス酸素とが燃焼し、燃料過多の燃焼ガスがほぼ大気圧の状態で燃焼室内に充滿する。そこに、酸化剤タンクと燃焼室内圧力の差が大きい状態で液体の $N_2O$ が燃焼室内に流入し、多量の $N_2O$ と内部の燃料過多の燃焼ガスとが混合し一度に燃焼するため大きなスパイクが観察されると考えられる。しかし、このスパイクは設計値よりも低い値であり燃焼実験の安全性に問題はないと判断した。また、スパイクはノズルから2重円管を挿入して点火するシステムに起因するものであるため、将来的には装置を改良することで改善す

ることが可能である。燃焼圧力は燃焼室長さが増え、後方燃焼室の割合の増加に伴い、徐々に増加傾向にある。推力履歴も同様に燃焼室長さの増加によって増加傾向にあるが、260mm と 300mm の場合はほぼ同程度の推力となっている。図 5 に取得した燃料後退速度のグラフを示す。

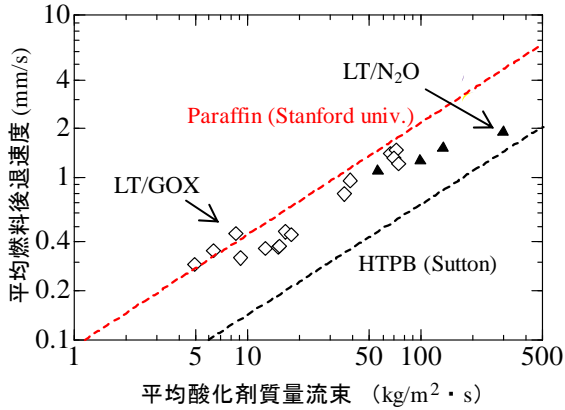


図 5 LT 系燃料の燃料後退速度と酸化剤質量流量

酸化剤を亜酸化窒素にしたことにより全体的にガス酸素を酸化剤に用いた場合と博して燃料後退速度の減少が見られるが従来の HTPB/GOX より高い後退速度を有していることが分かった。また、図 6 に燃料長さに対する後部燃焼室長と特製排気速度を比較したものを示す。本燃料は、その詳細な分子構造が公開されていないため、理論的な  $C^*$  を計算することができない。そこで、実験で得られた  $C^*$  の値を用いて燃料長さとの関係から燃焼の完結性を推察した。図では横軸が 1 のとき、燃料と同じ長さの後部燃焼室であることを示している。0.5 以下では非常に  $C^*$  の値が小さく、0.5 から 1 にかけて急激な  $C^*$  の上昇が観察された。2~3 ではほぼ  $C^*$  は横ばいとなったことから、完全燃焼に近づいているものと考えられる。那賀川<sup>2)</sup>ら実験にもある通り、低融点燃料は燃料表面から溶けた燃料が液滴となって飛散するため、飛散した燃料がノズルを通過するまでに気化し、燃焼する必要がある。そのため、ある一定以上の後部燃焼室長さが必要となると考えられる。また、今回の実験では酸化剤のオリフィスは単一孔であるため、今後、シャワーヘッドや旋回型など酸化剤の流れを変化させることで後部燃焼室長さも変化することが予想される。ここでは、フライトモータでは 2 以上の値となるよう設計を行った。

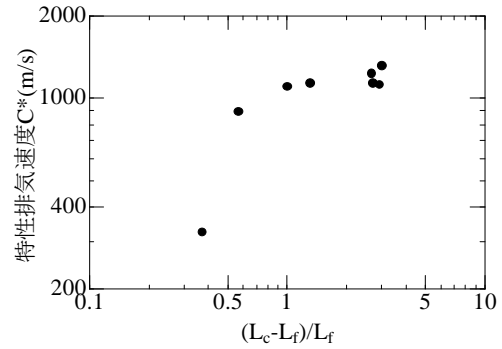


図 6 単位燃料長さあたりの後部燃焼室長さの割合

### 3. フライトモータの設計

表 2 にフライトモータの設計要求を示す。これまでの結果から点火直後のスパイク状の燃焼圧力は最大でも上流の酸化剤圧力程度までであることが経験的に明らかとなったため、フライトモータではこれまでの実験で実測された最大圧力である 4.9MPa に安全率として 1.2 を掛け、設計圧力を 5.9MPa とした。

表 2 フライトモータ設計要求

燃焼時間	1.5 s
平均推力	450 N
全長	340 mm 以下
直径	85 mm 以下

図 7 にフライトモータの断面図を示す。また、地上試験用にはノズルケース部に燃焼圧力用のポートを用意し、燃焼圧力を測定することで、地上燃焼実験装置とのデータの比較を行った。

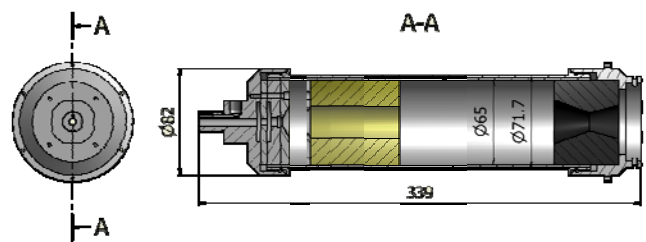


図 7 フライトモータ断面図

本実験ではフライトモータ (Flight Motor : FM) と地上試験 (Experimental Motor : EM) の結果を比較する形で実施した。EM には同じ燃焼室長さ、燃焼圧力となる実験データを比較対象に選択した。FM は 2 回の実験を実施し、性能の再現性を確認した。表 4 に実験結果の比較を示す。

表 4 FM と EM の実験結果比較

LT/N <sub>2</sub> O No.	EM	FM-1	FM-2
燃焼時間 (sec)	1.49	1.54	1.46
最大推力 (N)	853.3	1105.3	848.5
平均推力 (N)	463.2	424.6	422.0
最大酸化剤圧力 (MPa)	4.79	4.46	4.24
平均酸化剤圧力 (MPa)	3.38	3.17	3.03
最大燃焼室圧力(MPa)	4.48	3.87	3.76
平均燃焼室圧力 (MPa)	2.22	1.99	1.98
平均酸化剤質量流量 (g/s)	237	234	258
平均燃料質量流量 (g/s)	27	26	25
平均酸化剤質量流束 (kg/m <sup>2</sup> s)	293.4	297.8	338.0
C*(m/s)	1314.8	1233.3	1137.3
O/F	8.62	9.09	10.5
平均燃料後退速度 (mm/s)	4.73	4.21	4.24

図 8 に燃焼時の写真を示す。フライトモータも燃焼中の火炎は安定しており、大きな燃焼振動などは見られなかった。図 9 に燃焼実験で得られたデータを示す。



図 8 フライトモータの燃焼時の様子

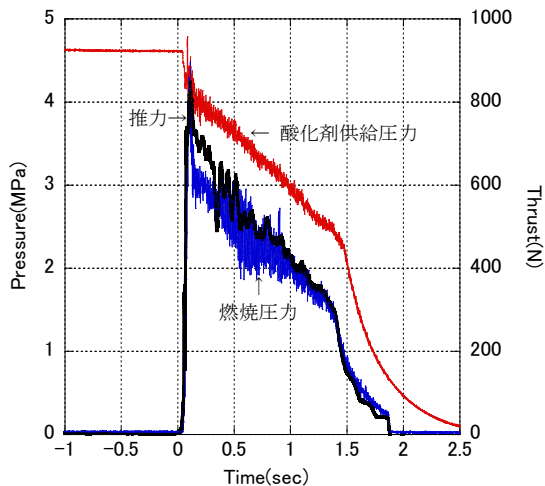


図 9 FM 燃焼実験結果例

図 9 より、比較的安定した推力履歴が得られていることが分かった。FM でも EM と同じ程度の点火によるスパイク状のピークが観察され、EM と同じく N<sub>2</sub>O のブロードダウンによる酸化剤供給の影響で全体的に右肩下がりの履歴となっている。燃焼終了時は、液体の N<sub>2</sub>O の供給がなくなると共に急激な圧力・推力の減少がみられ、速やかな消炎が確認された。FM による 2 回の燃焼実験ではほぼ同じ性能であることが表 4 から読み取ることが可能である。しかし、要求性能と比較すると、平均推力が 2 回の平均で約 423N と要求値の 94% である。また、トータルインパルスも FM 実験値では 634Ns でありこちらも要求値の 94% である。わずかに要求性能を満たさなかった原因としては、EM では燃料カートリッジ兼後部燃焼器断熱材として PMMA を用いていたが、FM では軽量化を狙い GFRP としたことがあげられる。まず、GFRP (不飽和ポリエステル樹脂) の熱伝導率は約 5.8W/mk であり、PMMA の熱伝導率は 0.19W/mk であり約 31 倍である。このため燃焼熱が断熱材を通してモーターケースに逃げたことによる熱損失が考えられる。また、GFRP と PMMA の焼損量を比較すると、GFRP が 17g の質量減少であり、PMMA が 30g の質量減少がみられ、PMMA の方が多く焼損していることが確認されている。従って焼損しガス化した PMMA も燃料成分として燃焼に寄与していることが考えられ、GFRP では焼損によって発生したガス量が少なく PMMA ほど燃料として燃焼に寄与しなかったと考えられる。しかしながら、わずかに性能が要求値に届かなかったものの、小型ハイブリッドロケットを打ち上げるには十分な性能を有していることから、本実験で得られた各種基礎燃焼データを用いて LT 系燃料によるフライトモータの開発に成功したといえる。

#### 4. 小型ロケットによる実証実験

地上燃焼実験の成果を基に、フライトモータを設計製作し、による小型ハイブリッドロケットの打ち上実験を実施した。実験の主な目的は、比較的柔らかい LT 系燃料がロケット飛翔中の高い加速度環境下で変形や燃料ケースからの剥がれなどを生じず、地上燃焼実験と同様の性能となることを確認することである。本実験のため設計製作したハイブリッドロケットは全長 1.55m、直径 152mm、重量 6.4kg である。ロケットの機体には秋田県産業技術センターと共同で開発した 0.5mm 厚の CFRP チューブを使用した。また、パラシュートの放出には無火薬式の分離・

開頭機構を用い、ロケット全体の回収を試みる。図10に機体概要と寸法、表5に機体の概要を示す。

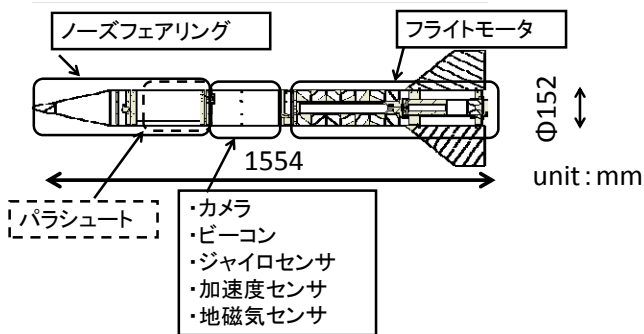


図10 機体概要と寸法

表5 ロケット概要

名称	ASSP-HMJ-19
全長 (mm)	1550
直径 (mm)	151
質量 (kg)	6.4
エンジン	LT/N <sub>2</sub> O ハイブリッドロケット
予想到達高度(m)	168
回収方法	軌道頂点付近でパラシュート放出後 ビーコンを受信し機体の 位置を特定、回収を行う。

ロケットの打上げは秋田県能代市にある能代宇宙広場（秋田県浅内第三鉱さい堆積場）で実施した。土地は秋田県が所有しており、短期間の場合は無料で借りることが可能である。実施時には、能代市役所、能代警察、能代消防などに事前連絡を実施した。

LT を燃料とした小型ハイブリッドロケットは2012年10月28日(日)11時40分に発射台へ設置され、12時10分に発射点から340m離れた地点から無線点火装置によって点火した。ロケットは発生した推力により発射台を離脱、頂点を通過後、タイマー回路からの信号を受け、分離機構が作動し、パラシュートの放出開傘に成功した。その後、機体はパラシュートによって減速され、落下予定範囲内に落下した。図11に打ち上げの様子を示す。



図11 打上直後の様子

フライトモータへの点火はスムーズであり、ノズルからは地上試験と同様にオレンジ色の火炎が観察された。燃焼が終了はノズル部の火炎が消え、速やかな消火に至った様子が確認できた。表6に実験結果を示す。

表6 実験結果まとめ

	燃焼実験結果及び 飛行シミュレーション結果	打上実験
燃焼時間 (s)	1.46	1.4
LT 減少質量 (g)	35.89	25.59
最大速度 (m/s)	55.0	-
到達高度 (m)	174	160
燃料後退速度 (mm/s)	4.2	3.3

燃焼時間はロケットの内部に搭載したビデオカメラの音から判断した。到達高度は気圧高度計によるデータである。最大加速度の計測には失敗したため、速度などのデータを得ることができなかった。そこで、当日の打ち上げ時の風向風速を考慮し同程度の到達高度まで飛行した場合の飛行シミュレーション結果では機体に10~12Gの最大加速度がかかっていたことが明らかとなった。したがって、本実験では10~12Gの加速度環境下においては燃料カートリッジからの剥離、脱落などは見られず、また燃焼時間もほぼ地上試験時と同程度であることから、安定した燃焼であったことが考えられる。しかしながら、

回収されたフライトモータ中の残存燃料量を測定すると、地上試験時と比較して 30%もの質量が残存していることが明らかとなった。質量差から燃料後退速度を求めたところ、地上試験では 4.2mm/s であったが加速度環境下で燃焼させた場合は 3.3mm/s と約 1mm/s も燃料後退速度の低下がみられた。これにより、O/F が 14.2 と大きくシフトし酸素過多火炎での燃焼となった可能性がある。設計 O/F から外れているため推力も減少し、到達高度が 14m 低い結果につながったものと考えられる。以上のことから、燃焼状況は加速度環境下において地上試験とは異なる可能性が示唆された。今後、ロケット飛翔中の酸化剤圧力や燃焼圧力のデータを取得し、燃焼状況の相違点について深く考察を行う必要がある。

トメンバー：小型ハイブリッドロケット打ち上げ  
海上回収実験，日本航空宇宙学会北部支部 2012  
年講演会，JSASS-2012-H048，2012

## 6. まとめ

LT/N<sub>2</sub>O ハイブリッドロケットの地上燃焼実験結果に基づき、FM の設計を行った。FM の地上燃焼実験結果から、小型ロケットによる実証実験を実施し、打上げに成功した。

### 謝辞

本研究はハイブリッドロケット WG の支援を受け実施している。また燃焼実験場所には秋田県産業技術センターより借用した。秋田県産業技術センター及び株式会社アクトラスより無線点火システムを開発、提供頂いた。株式会社日本テクノカーボンよりノズル材のグラフィイトを提供頂いた。関係者の皆様へ深く感謝致します。

### 参考文献

- [1] M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, D. Altman: "Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels", AIAA2001-4503, 2001
- [2] S. Hikone, T. Isiguro, S. Maruyama, I. Nakagawa: "Regression Rate Characteristics and Burning Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels, *AIAA Paper*, pp. 2010-7030., 2010
- [3] 和田 豊, 寺境 光俊, 加藤 信治, 堀 恵一: "低融点熱可塑性樹脂(LTP)のハイブリッドロケット用燃料への適用, 第 54 回宇宙科学技術連合後援会, 2B07, 2010
- [4] Y. Wada, M. Jikei, R. Kato, N. Kato, K. Hori, "Application to Hybrid Rocket Fuel of Low Melting Point Thermoplastics" The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-a-04, (2011)
- [5] 川端洋, 和田豊, 菅原佳城, 学生宇宙プロジェクト