

# 低融点系熱可塑性樹脂燃料を用いた ハイブリッドロケットの打ち上げ実験

和田 豊<sup>\*1</sup>, 川端 洋<sup>\*1</sup>, 坂野 文菜<sup>\*1</sup>, 加藤 隆一<sup>\*2</sup>, 加藤 信治<sup>\*3</sup>, 堀 恵一<sup>\*4</sup>

## Development and Launch Experiment of Hybrid Rocket using Low-Melting-Point Thermoplastic Fuels

Yutaka WADA<sup>\*1</sup>, Yo KAWABATA<sup>\*1</sup>, Ayana BANNO<sup>\*1</sup>, Ryuichi KATO<sup>\*2</sup>, Nobuji KATO<sup>\*2</sup>, Keiichi HORI<sup>\*3</sup>

### ABSTRACT

Conventional hybrid rocket fuel such as Hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) have excellent mechanical property and adhesive property, however, it is low regression rate due to low heat transfer to fuel surface from diffusion flame. Therefore, low melting point thermoplastics (LT), which has a high regression rate, has been developed for new hybrid rocket solid fuel. The LT fuels has high regression rate, which is approximately 3 times higher than HTPB, and excellent mechanical and adhesive property. The LT fuel loaded motor was designed as 5400N level, 1.5kN level thrust motor. Several small rockets with LT fuel were launched and evaluated to the fuel performance.

**Keywords:** Hybrid Rocket, Low Melting Point Thermoplastic, High Regression Rate Fuel, Combustion Test, Small Rocket Launch Experiment

### 概要

従来のハイブリッドロケット燃料の欠点である燃料後退速度や機械的物性を改善した低融点熱可塑性樹脂燃料(LT)を用いて、これまでに実施したハイブリッドロケットの打ち上げ実験と、それに用いたモータの設計・開発・運用について紹介する。本発表では、低融点熱可塑性樹脂燃料の燃料後退速度の取得結果、引っ張り試験と接着性確認試験などの結果を紹介し、それらの実験結果を元に設計された推力 400N 級、1.5kN 級のエンジンとそれらの打ち上げ実験結果について述べる。

### 1. はじめに

ハイブリッドロケットは固体燃料として主にプラスチック材料を用いることが多く、そのため安全性が高いことや低コストが期待できるから実用化を目指した研究が進められている。しかし、燃料に不活性な高分子ポリマを用いているため、燃料として燃焼に至るためには熱分解に必要とするエネルギーを外部から与えられなければならない。その燃料表面への主たる熱エネルギーの流入は境界層火炎からの熱伝達であるため、燃料の気化速度を独立にコントロールすることが難しく、また、その熱伝達量も小さいため、気化速度が遅く大推力化が困難であるという短所を有している。これらの欠点を改善するため、燃料表面に対する火炎からの熱伝達量を増やすことを目的として、強制対流熱伝達を利用する試みや<sup>1)</sup>、酸化剤に旋回流を与える取り組み<sup>2)</sup>がなされており、一定の成果を上げている。また、燃料そのものを改良し、少ない熱伝達量でも容易に熔融、気化する燃料を用いる取り組みも行われている。その代表的な取り組みとしては極めて低温な固体メタン<sup>3)</sup>や低融点なパラフ

インワックスを燃料とした研究<sup>4)</sup>等が行われている。ハイブリッドロケットに関連した研究では、燃焼器内で燃料が気化し燃焼することを前提に、燃料の気化速度を燃料後退速度として評価している。燃料は固体から溶融、気化を経て燃焼に至るため、低融点で溶融し燃料後退速度が高くなることは望ましいと言える。これらの燃料は燃料後退速度が高く、大推力化が期待されているが、固体メタンは極低温を保持しなければならず、また、パラフィンワックスは脆く接着性に乏しいという欠点を有している。そのため、大型の燃料として成型することが困難である。そこで、これまでの研究結果から、低融点を有する燃料を採用すると燃料後退速度が向上することが確認されていることから、低融点かつ、優れた伸びと弾性を有し接着性を有する燃料の開発を本研究では進めている。その一つの候補として、本研究では低融点熱可塑性樹脂(LT)を開発した。

## 2. LT 燃料について

### 2.1. LT 燃料の種類

LT燃料は多成分系で構成されている。LT燃料はその成分比によっていくつかの種類が存在する。表1に燃料の名称と成分を示す。ここで示されているLT燃料はハイブリッドロケット用燃料として株式会社型善、千葉工業大学、JAXAが共同で開発したものである。#421が最も柔らかく、#460が最も硬い樹脂である。すべて120℃程度で溶融し流動性が出るため、型に流し込むことで成型することが可能である。

表 1 LT 系燃料の種類<sup>5)</sup>

試料片名	#421	#462	#464	#460
スチレン系エラストマー樹脂(%)	9	9	11	13
キシレン樹脂(%)	13	33	32	31
融解助剤 (脂肪酸) (%)	4	0	3	6
パラフィンオイル(%)	75	57	53	49
常温硬さ	軟	中	硬	再硬
120℃溶融状態	液状	低粘度	中粘度	高粘度
50℃耐熱	劣	可	良	優
比重	0.89	0.92	0.92	0.92

### 2.2. 燃料後退速度

燃料後退速度は推力約50N級の小型燃焼実験装置により取得した。酸化剤はガス酸素である。図1に燃焼実験装置図を示す。

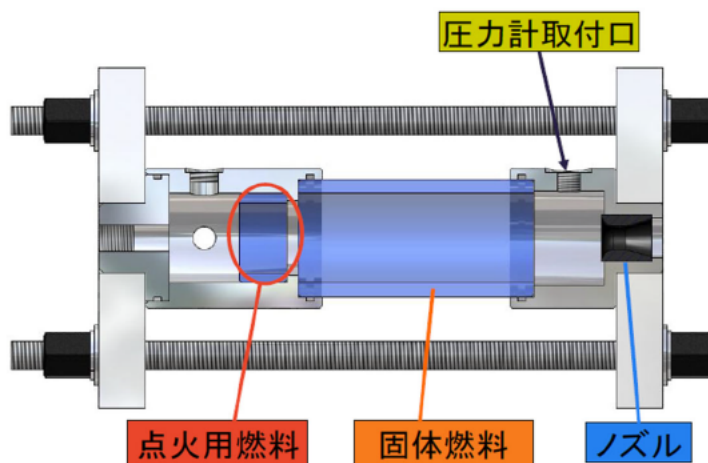


図 1 燃料後退速度測定用燃焼実験装置図

点火時に小流量のガス酸素を流し、アクリルのできた薄肉の点火用燃料に着火を確認した後、本燃焼時に所定流量の酸素ガスを流し、消火時には窒素ガスを速やかに燃焼室内へ供給し消炎する。酸素流量測定にはチョークオリフィスを用いた。また、ガス酸素の上流圧並びに燃焼室圧の測定にはひずみゲージ式圧力センサ (KYOWA PGS-100KA) を用いた。酸化剤の平均質量流束範囲は30~80kg/m<sup>2</sup>s, 燃焼室圧力は約2MPaの範囲で#421, #462, #464, #460のサンプルについて燃料後退速度を取得した。

燃料後退速度は、実験前と実験後の燃料の質量差から求めた平均燃料後退速度である。燃焼後、速やかに窒素ガスによる消炎を行うが、燃焼器の底面に溶融した燃料がわずかに堆積する。そのため、内径測定は実施していない。酸化剤質量流束は、燃焼前後の内径を燃料の質量差から計算し、平均内径を基準として平均酸化剤質量流束として求めている。図3に燃焼実験から得られた酸化剤上流圧力と燃焼室圧力履歴の一例を示す。

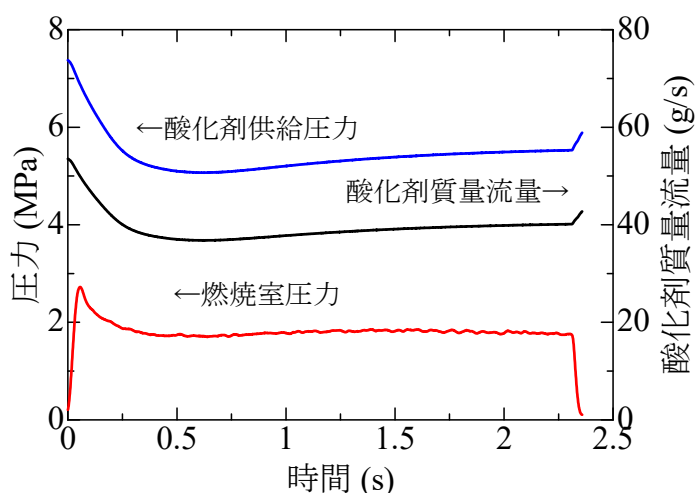


図2 燃焼実験圧力履歴の例

図2より、燃焼圧力は点火による圧力ピークが2.8MPaとなり、その後、2MPaで安定した燃焼が行われていることが確認できる。酸化剤上流圧力は点火と同時に5.2MPaまで減少し、若干の増加傾向を見せているが、本実験で用いている酸素レギュレータの特性であり、解析の際には単位時間ごとに変化する酸素量を考慮し、平均酸化剤質量流量を用いて平均酸化剤質量流束を決定している。

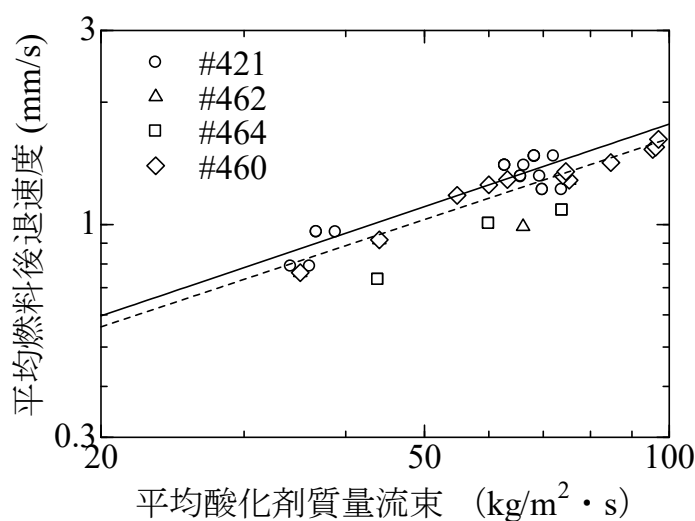


図3 燃料後退速度測定結果 (#421:実線, #460:破線)

図3に各LT系燃料の燃料後退速度測定結果を示す。#421と#460の燃料後退速度式をそれぞれ(1)式、(2)式に示す。#462と#464についてはデータ点数が少ないため評価を行っていない。#421は#460よりも高い後退速度となった。#421は120°C溶融状態において最も粘度が低いため、高い燃料後退速度を得やすいと考えられる。

$$r_b = 0.079Gox^{0.67} \quad (1)$$

$$r_b = 0.077Gox^{0.66} \quad (2)$$

### 2.3. 機械的物性

LT燃料の機械的物性を調査するため、引張試験を実施し、弾性率と伸びを計測した<sup>6)</sup>。表2に各LT燃料の機械的物性値をまとめる。

表2 LT燃料の引張試験結果

試料片名	#421	#462	#464	#460
弾性率(mN/mm <sup>2</sup> )	37.7	169.3	267.7	617.7
最大荷重(N)	1.8	5.2	8.1	11.7
最大伸び(mm)	303.0	255.5	275.2	240.2
最大応力(N/mm <sup>2</sup> )	0.09	0.26	0.41	0.58
最大ひずみ(%)	378.8	319.4	344.0	300.2

すべてのLT燃料において最大ひずみが300%を超えていることがわかる。また、弾性率は#421が最も値が小さく、#460が最も大きな値となった。

### 2.4. 接着性評価

#421と#460についてインシュレーション材に用いられているEPDMゴムとの接着性を評価した<sup>7)</sup>。表3に#421と#460の接着試験結果をまとめる。また、図4に破断後の燃料の写真を示す。

表3 LT燃料の接着性評価試験結果

プライマ	#421	#460
ポリオレフィン系	界面破壊	凝集破壊
シリコン樹脂系	界面破壊	界面破壊
フェノール樹脂系	界面破壊	界面破壊



(a) 界面破断する#421



b) 凝集破壊する#460

図4 破断後の試験片

表3より、今回の組み合わせで凝集破壊に至ったのは、#460とポリオレフィン系のプライマとなった。シリコン樹脂系、フェノール樹脂系のプライマの接着力は弱くLT燃料との接着性が無いことが明らかとなった。#421とポリオレフィン系のプライマは一定の接着力を有していたが凝集破壊には至らなかった。図4から#460では凝集破壊されている様子が観察できる。サンプル2とサンプル4の主な違いはキシレン樹脂の含有量であり、キシレン樹脂が接着性の向上に居していることが示唆されている。また、ポリオレフィン系のプライマの希釈材にもキシレンが用いられておりキシレン樹脂がプライマに利用されている他の樹脂材と反応し強固な接着となったことが考えられる。

## 2.5. LT 燃料のまとめ

以上の事から、小型で加速度などの影響が小さな小型モータには燃料後退速度が高く、120°C溶融状態において低粘度となる#421が適していることが分かった。また、#460は120°C溶融状態で粘度が高めであるが、比較的大型な燃料としての成型であれば十分可能で、高い弾性率を持ち、接着性にも優れていることから加速度などの負荷に耐え、長期保存にも適していると言える。硬さの異なるLT燃料を開発したことで、小型から大型までの幅広いサイズに燃料として適用することが可能である。

## 3. LT ハイブリッドロケットモータと打上実験

### 3.1. 300N 級ハイブリッドロケットモータ

#### 3.1.1. 燃焼実験

小型ロケットの打ち上げに利用できる推力300N級のハイブリッドロケットモータを設計するために、地上燃焼実験により設計パラメタの洗い出しを行った。燃料にはLT燃料#421、酸化剤には打ち上げ時のシステムの簡素化が可能な亜酸化窒素( $N_2O$ )を選択した。まず、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<sup>8)</sup>。図5に燃焼器の長さを変えて取得した燃焼実験の実験結果を示す。

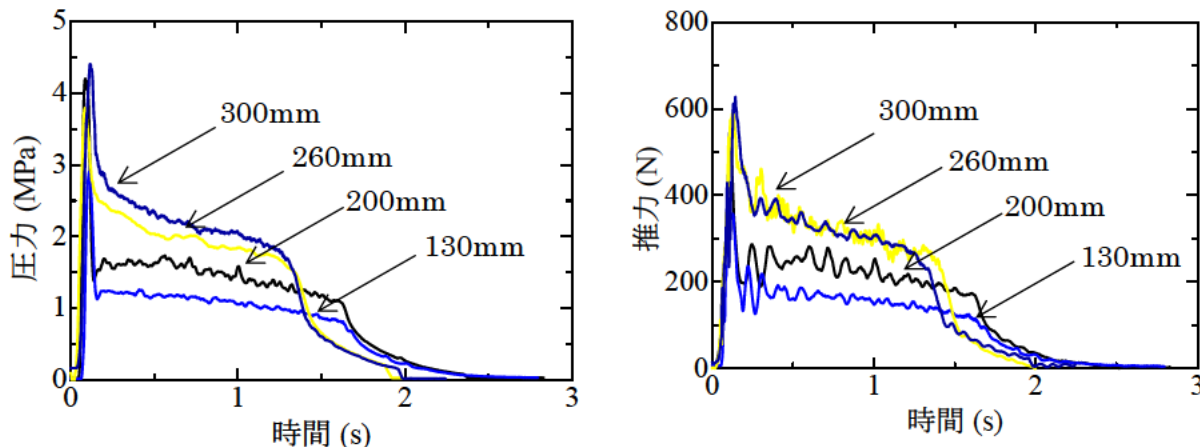


図5 燃焼実験結果 (左：圧力履歴，右：推力履歴)

このように、燃焼室の長さによって得られる履歴が異なっていることがわかる。おおよそ260mm以上の長さになると同じような履歴が得られることが分かった。また図6に燃料後退速度のグラフを示す。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比較して燃料後退速度の減少と質量流束指数が減少した。LT#421と $N_2O$ の燃料後退速度予測式を(3)式に示す。また、図7に燃料長さに対する後部の燃焼室長さと特性排気速度 $C^*$ の比較を示す。本燃料は、含有するポリマの詳細な分子構造は不明であり、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から燃焼完結性を推察した。図7では横軸が1のとき、燃料と同じ長さの後部燃焼室長さ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、完全燃焼に近いものと考えられる。Hikone<sup>9)</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。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。

$$r_b = 0.272Gox^{0.34} \quad (3)$$

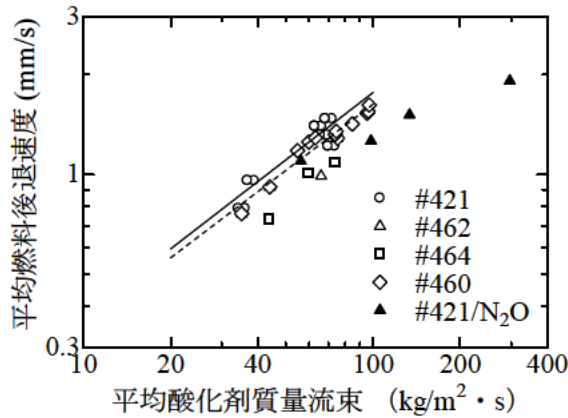


図6 酸化剤質量流束と燃料後退速度

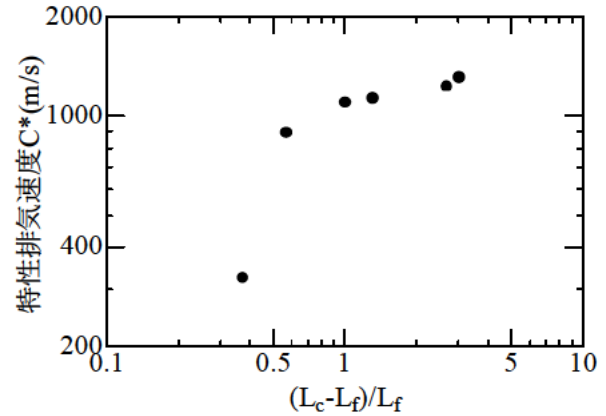


図7 単位燃料長さあたりの後部燃焼室長さの割合

図8に設計したフライトモータを、図9にフライトモータの燃焼実験結果を示す。

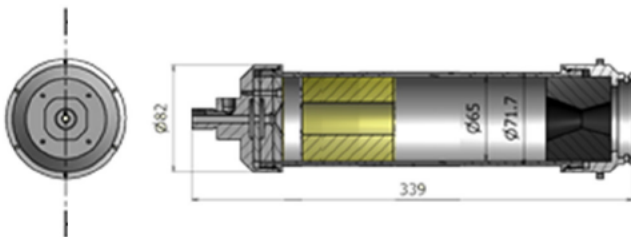


図8 400N級フライトモータ

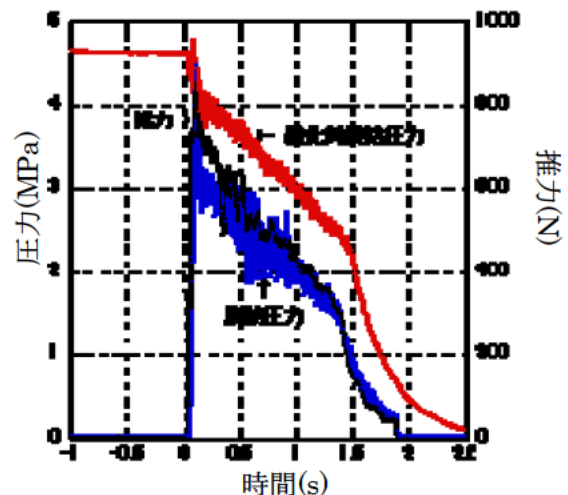


図9 燃焼実験結果

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。点火によるスパイク状のピークが観察され、 $N_2O$ のブローダウンによる酸化剤供給の影響で全体的に右肩下がり履歴となっている。燃焼終了時は、液体の $N_2O$ 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。平均推力400Nを達成することができ、フライトモータとしての性能を確認することができた。

### 3.1.2. 打上実験

地上燃焼実験の成果を基に設計製作したフライトモータ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、LT系燃料がロケット飛行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4に機体の概要を示す。

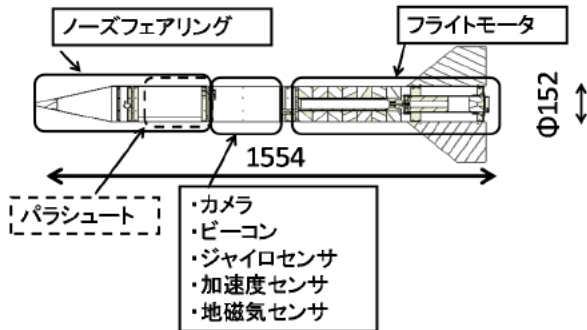


図10 LT燃料ロケットの概要

表4 ロケット概要

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5に実験結果を示す

表5 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		打上実験結果
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、ロケット飛行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。

また、本燃焼器のアルミケースを応用し、内部に様々な材料を詰めて燃焼実験が可能となるよう、バッフルプレートを用意した燃焼器を開発した(図12)<sup>10</sup>。燃焼器内には、速やかな点火と燃焼中の助燃を目的にLT燃料を外側に配置した。バッフルプレートを入れることで燃焼器内部に様々な形状の材料を詰め込むことが出来るようになった。表6に燃焼実験に用いたお菓子燃料を示す。

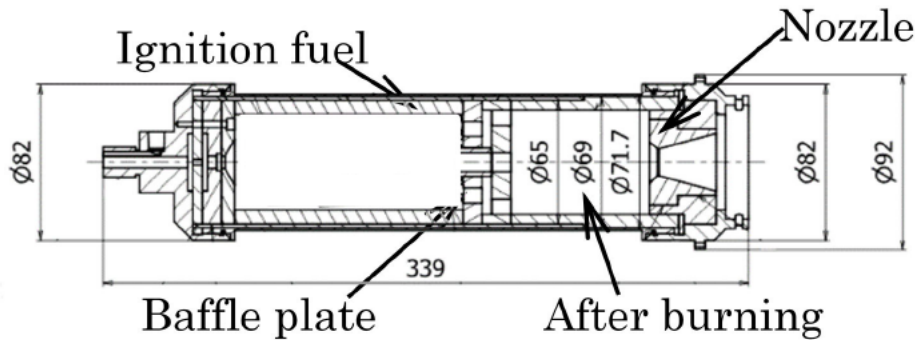


図12 バッフルプレートを用意したLT燃料燃焼器

表6 燃焼実験に用いたお菓子燃料

燃料候補	形状
ソフトキャンディぷっちょ (日本)	ブロック
スニッカーズ (アメリカ)	スティック
ハリボー (ドイツ)	小さいグミ
マドレーヌ (フランス)	ソフトクッキー
フォーチュンクッキー (中国)	ハードクッキー



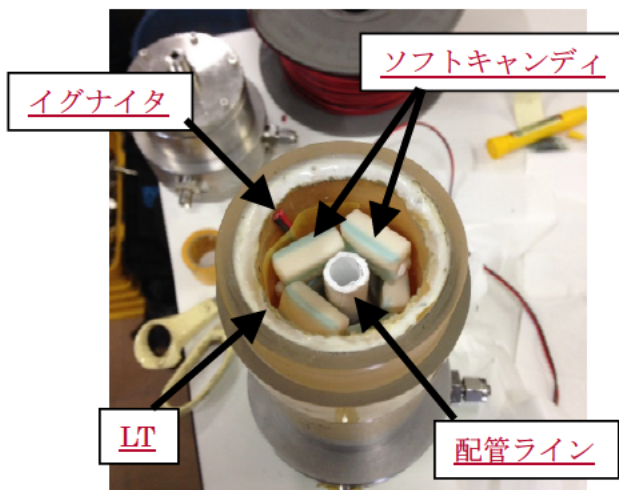


図13 ソフトキャンディを入れた状態

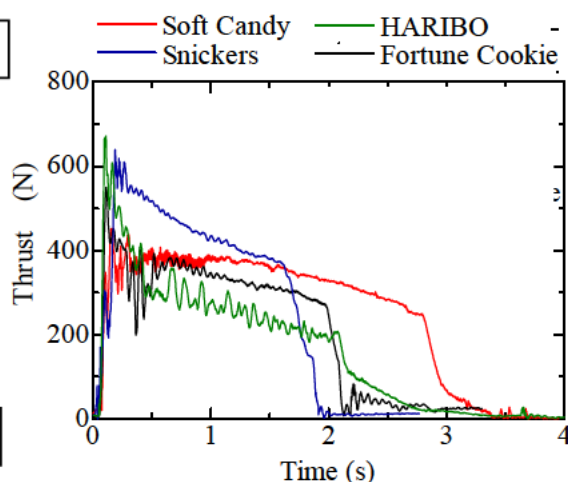


図14 燃焼実験結果

図13にソフトキャンディを燃焼器の中に詰めた様子を示す。外側にLT燃料が配置され、中心には、タンクに亜酸化窒素を充填するための配管が通るラインが確保されている。ソフトキャンディであれば約20個を詰めることが可能であり、他の材料についても可能な限り同重量を詰めて燃焼実験を実施した。図14に燃焼実験の結果を示す。マドレーヌについては計測系の不具合によりデータを得ることが出来なかった。ハリボーは小さなグミであるため、ほぼ原形をとどめた状態のものが燃焼後のノズル軸上の地面にて発見された。このことから、燃焼開始時に燃焼中にバッフルプレートの間隙から圧力によって押し出され、未燃のままノズルから排出された可能性が高い。図14の結果を見ても最も低推力である。フォーチュンクッキーについては非常に硬く、また、空隙が多い材料のため、他の材料と比較して半分程度の質量しか詰め込むことが出来なかった。燃焼は比較的安定しており、ハリボーよりも推力が発生しているがトータルインパルスは低い。スニッカーズはもっとも大きな推力を発生させていたが、燃焼時間が短くまた、燃焼後の燃焼機内に未燃のピーナッツが観察された。ソフトキャンディがもっとも高いトータルインパルスとなった。適度な燃焼速度であったため、燃焼器内にキャンディが残り続け燃焼に寄与したと考えられる。小型ロケットを打ち上げるためには十分な性能を有していたことから、ソフトキャンディを燃料としたハイブリッドロケットを企業用商業打上実験と、高校生らによるロケットの打ち上げ実験に用いた。ここではソフトキャンディを燃料としたキャンディロケットについて紹介する。図15にキャンディロケットの概要図を示す。表7にロケット搭載物の一覧を示す。

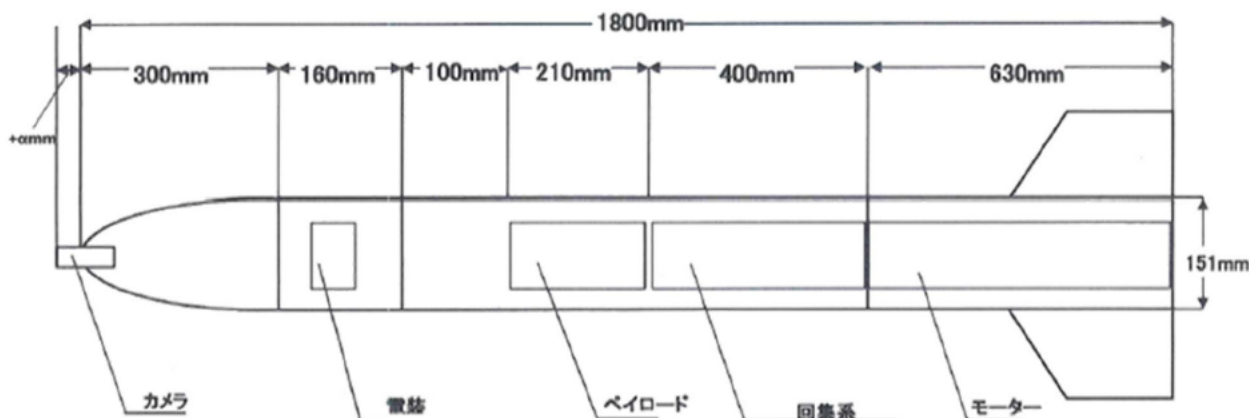


図15 キャンディロケットの概要

表7 キャンディロケットの諸元

長さ	1800 mm
直径	150 mm
質量	10 kg
モータ名称	Candy hybrid rocket
回収装置	パラシュート
予想到達高度	約 313 m
落下速度	約 9 m/s
落下範囲	100 m 以内
搭載物	ビデオカメラ 加速度センサ 気圧センサ 回収用ビーコン

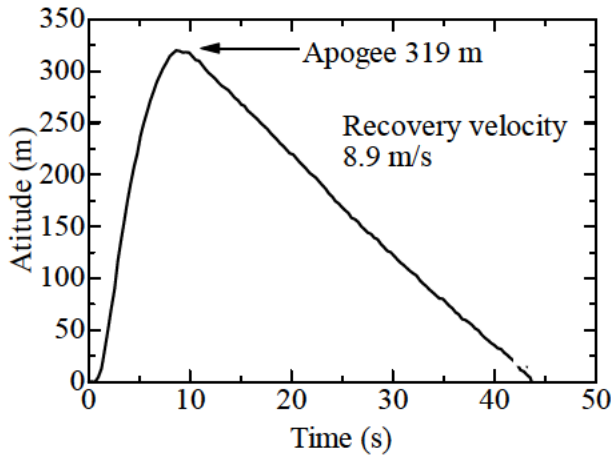


図16 打ち上げ実験結果



図17 打ち上げ時の様子  
(左右のスモークは演出用)

図16に打ち上げ実験結果を、図17に打ち上げ時の様子を示す。点火は正常に行われ、打ち上げ後、約8秒で頂点となる319mに到達し、パラシュートが開傘し、約43秒後に着地した。到達高度もほぼ予定通りであったことから、加速度環境下においても正常な燃焼が行われたと考えている。現在、本モータを利用して、様々な材料を入れ燃焼させコマーシャルに利用する取り組みが実施されている。

### 3.2. 1.5kN 級ハイブリッドロケットモータ

ここでは、400N級フライトモータで得られた知見を活かし設計された、推力1.5kN級のハイブリッドロケットモータについて紹介する。本モータの燃料にはLT#460が用いられている。燃料の中間にバッフルプレートを入れることでバッフルプレート上流の燃料の燃焼完結性を高めている。また、インジェクタには、HyperTEKシリーズのM型インジェクタベルを採用した。バッフルプレートの下流にも燃料を設置し、意図的に燃料過多の燃焼ガスとしてノズルのエロージョンを防止する工夫を施した。図18に1.5kN級モータの断面図を示す。

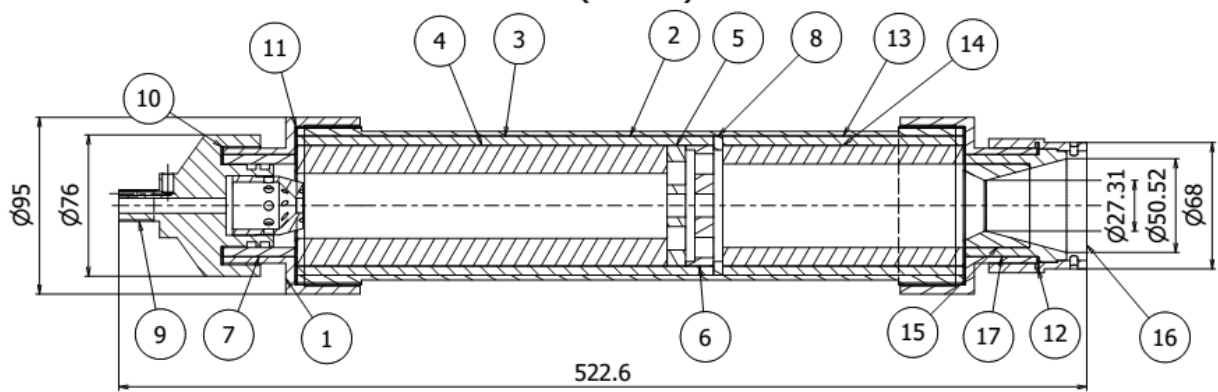


図18 1.5kN級ハイブリッドロケットモータの断面図

### 3.2.1. 燃焼実験

図19に燃焼実験時の写真を示す。点火はスムーズに実施され、5秒間燃焼した。大きな燃焼振動は観察されず、最大推力1630.9 N，平均推力1290.5 Nとなった。ほぼ、予定通りの推力を得ることが出来たため、本モータを用いて超音速飛翔用のハイブリッドロケットを設計した。



図19 1.5kN級ハイブリッドロケットモータの燃焼実験の様子

表8 燃焼実験結果のまとめ

ロケット	亜酸化窒素
固体燃料	LT 燃料#460
燃焼時間	5.0 s
最大酸化剤圧力	3.2 MPa
平均酸化剤圧力	2.7MPa
最大推力	1630.9 N
平均推力	1290.5 N

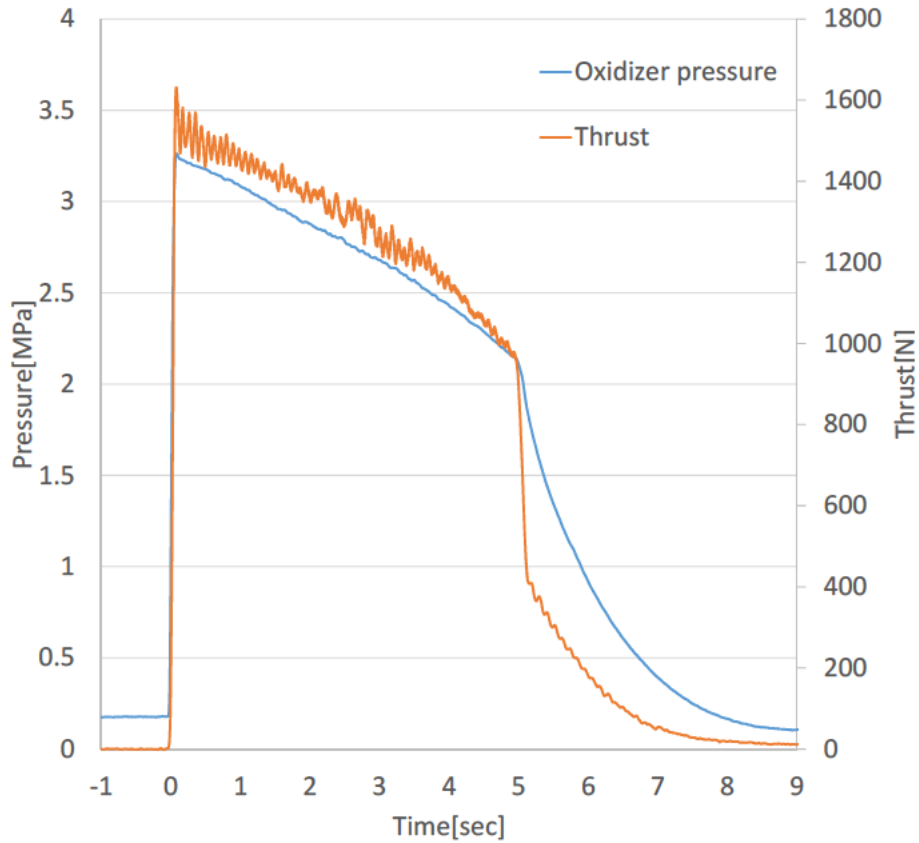


図20 燃焼実験結果

### 3.2.2. 打上実験

打ち上げ実験の主な目的は、LT系燃料を用いた小型ロケットにて超音速飛翔を行うことである。同時に、引き続き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。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約2.4m、直径102mm、重量17kgである。ロケットの機体には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機構を用い、ロケット全体の回収を試みる。図21に機体概要と寸法、表9に機体の概要を示す。

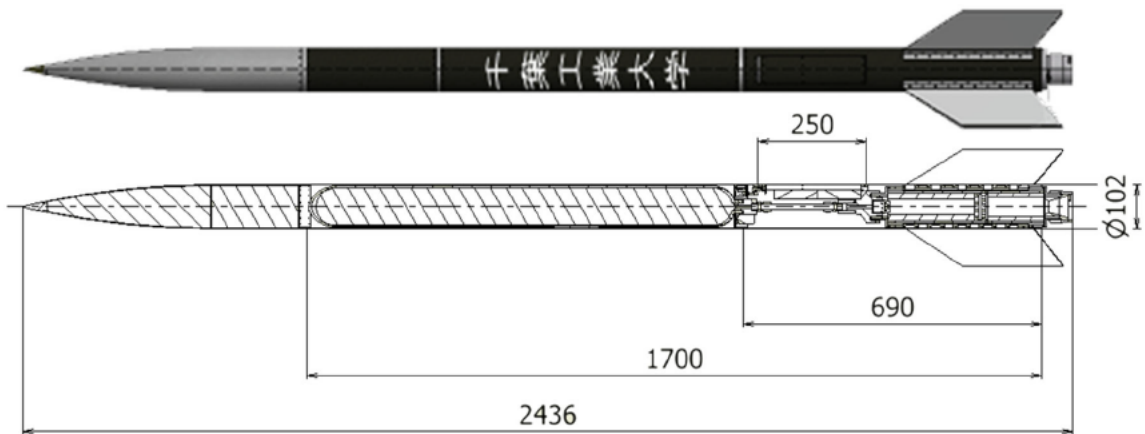


図21 LT燃料を搭載した超音速試作機

表9 超音速試作機の概要

名称	小型観測ロケット用超音速試作機
型番	CSSR-01
全長	2436 mm
直径	102 mm
質量	17 kg
モータ	1.5kN 級 LT 燃料ハイブリッドロケットモータ
到達高度	4900 m (直前のシミュレーション結果)
回収方法	軌道頂点付近でパラシュート及びフロートの放出後着水。着地と同時にフロートが膨張。その後指向性の特定周波数ビーコンを受信し機体の位置を特定。回収を行う。
搭載物	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 無火薬式分離機構</li> <li>・ テレメトリ (特定周波数ビーコン)</li> <li>・ パラシュート ・ ガス展開フロート</li> <li>・ 固体フロート ・ 加速度計</li> <li>・ 地磁気センサ ・ ジャイロセンサ</li> <li>・ 気圧センサ ・ 気象観測装置 ・ カメラ</li> </ul>
打上日時	2016年7月8日8時6分45秒

打ち上げは本実験のために伊豆大島差木地の公園を借用し、地元漁業者協力の下、海打上場を設置した。図22に打ち上げ場所と今回の実験のために設置した保安円と落下予定場所をプロットした図を示す。今回の保安円は直径3kmとした。

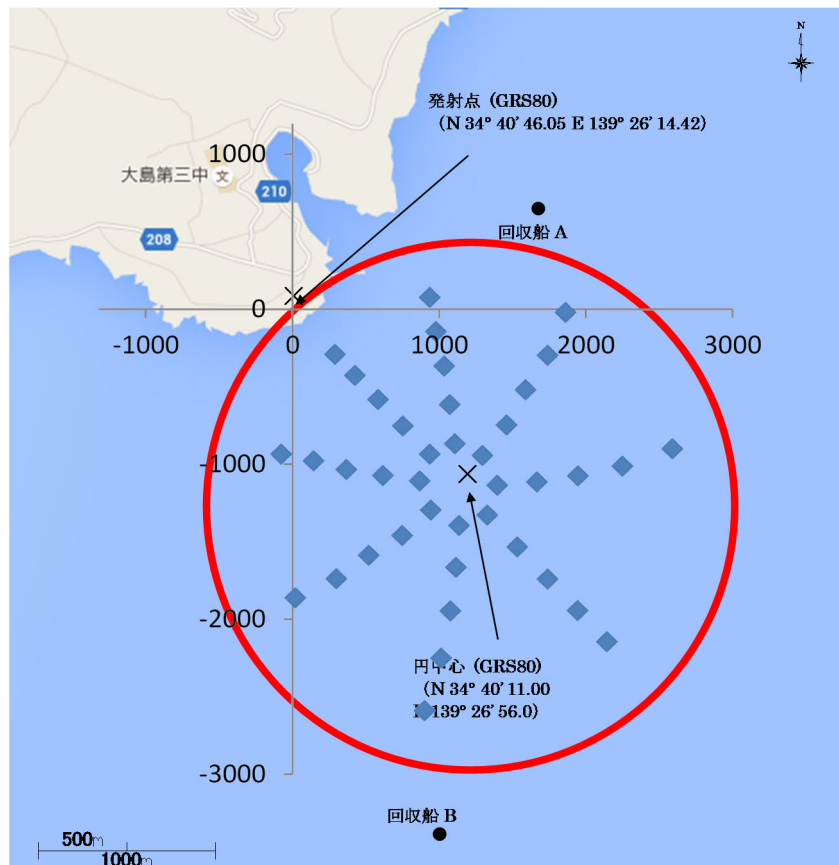


図22伊豆大島差木地海打上場位置と会場に設置した保安区域(地図データ: Google, DigitalGlobe)

図23に発射台に設置されたロケットと打ち上げ時の写真を示す。打上時刻は2016年7月8日8時00分を予定していたが直前に保安円内に小型船舶の侵入があり、小型船舶が保安円外に出たことを確認し打ち上げ実験を行ったため、8時6分45秒に打ち上げが行われた。亜酸化窒素の充填並びに点火はスムーズに実施された。図24にテレメトリから得られたGPS高度データと飛行シミュレーションとの比較を示す。打上直後、テレメトリからGPSによる高度データの送信が途切れ、32秒後に再び受信に成功した。GPSデータから得られた最高高度は4889.2mとなり、ほぼシミュレーション値と一致した。そして、パラシュート解散時の落下速度で降下していることが確認され、67秒後に再びデータの送信が途絶えた。このことからロケットがほぼ頂点付近でパラシュートの開傘に成功したことがわかる。その後、何らかの理由により、再びデータの送信がストップした。その時の高度は4145.3mであった。ロケットの回収は、通信切断時のGPS座標位置からわずかに潮に流された場所で酸化剤タンク回収に成功した。酸化剤タンクの中からは、熔融したLT燃料が発見された。このことから、ロケットはパラシュートを開傘後、予定通りノーズを下向きにした状態でパラシュートにぶら下がり降下していたことが分かった。搭載計器類が回収できなかったため、詳細な到達高度、機体速度は得られなかったが、GPSの高度データから、パラシュートの開傘とほぼシミュレーション通りの降下が確認できたことから、本ロケットは予定通りマッハ1.2で飛行したものと考えられる。



図23発射台に設置されたロケットと打ち上げ時の様子

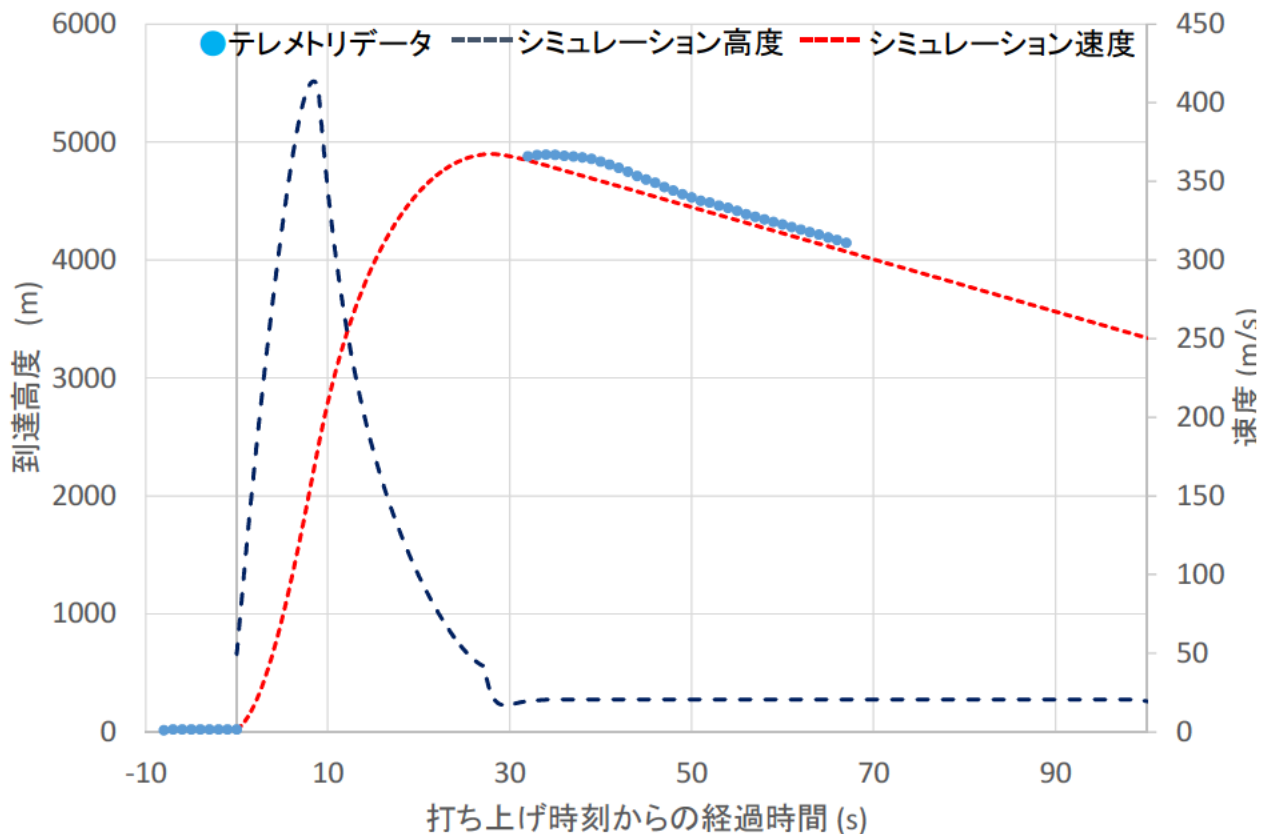


図24 テレメトリデータとシミュレーション値の比較

以上の結果から、本実験で発生したと思われるロケットのアクションを図25にまとめた。ロケットは①8時6分45秒に発射され、②解析の結果、本実験で得られた高度まで約33秒で到達するためには少なくともマッハ1.2が必要であることが分かった。そして、③パラシュートの展開に成功したが、想定よりも開傘衝撃が小さく、搭載していたショックアブソーバーによるショックの吸収もほとんどなかったものと考えられる。すると、④パラシュートは機体から2m離れた位置で開傘するがショックアブソーバーが伸びなかった場合、ノズルから40cm程度しか離れない。ロケットは予定では頭を下向きに、ノズルを上向きにしてパラシュートが開傘し降下する。35秒間は頭が下向きになっていたためタンク内に燃料成分が逆流したと考えられる。35秒にショックアブソーバーにノズルから火が燃え移り、パラシュートのコードが焼き切られたのではないかと考えられる。⑤そのため、4000mからの自由落下に入り、再びデータが失われた。最終的に、⑥ノーズから海面にたたきつけられたことでノーズ部が破壊、⑦強度的に弱いタンク下部のカプラ部が曲げ衝撃に耐えられず破壊され、タンクのみが浮力で海面に浮上し、回収されたと考えられる。

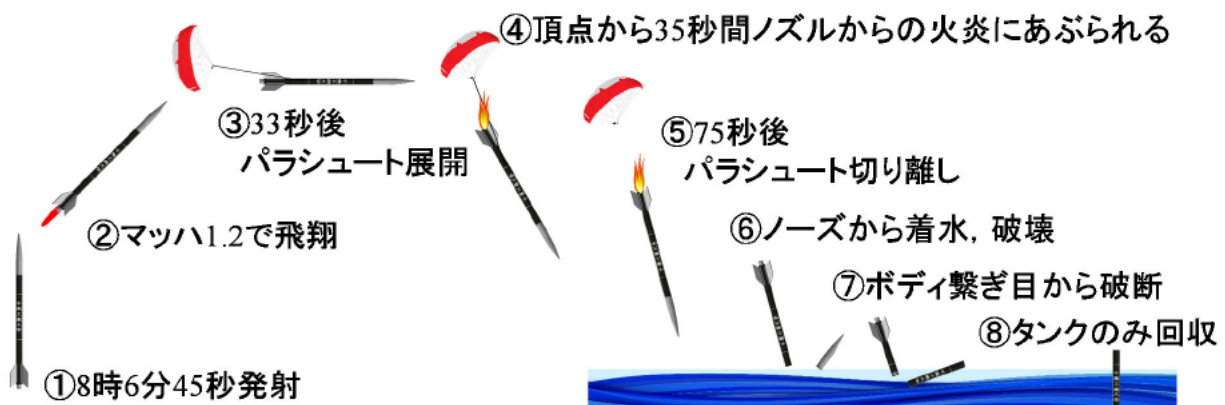


図25 ロケット打ち上げからタンク回収までの流れ

#### 4. まとめ

ハイブリッドロケット用燃料として高燃料後退速度、優れた機械物性と接着性を有するLT燃料を開発した。本燃料はその成分比を変えることで硬さや伸びを変化させることが出来、現在は#421, #462, #464, #460の4種類を提供している。それぞれの燃料後退速度、ヤング率、伸び、接着性が評価されデータの定量化が行われた。#421を用いて推力400N級のフライトモータが設計され打ち上げ実験が行われた。その結果、LT燃料は加速度環境下でも正常に燃焼することが実証された。同フライトモータを応用し、バッフルプレートを入れることでLT燃料を助燃材とし、様々な材料を燃やすことが可能なキャンディロケットモータを開発した。本モータを用いてお菓子を燃料としたキャンディロケットの打ち上げに成功した。#460を用い、キャンディモータの知見を応用し、バッフルプレートを備えた推力1.5kN級のフライトモータが設計され超音速飛翔を目的とした打ち上げ実験が実施された。ロケットは正常に点火し打ち上げられ、テレメトリのGPS高度データからシミュレーションに沿った飛翔をしたことが確認され、超音速飛翔に成功したと考えている。以上の結果からLT燃料のハイブリッドロケット用燃料としての適性を実証した。今後は、本燃料を用いてさらに大型な推力5kN級モータの開発と、宇宙から流星ダストの回収を目的に高度100kmからのサンプルリターンを目指す小型観測ロケットの主モータへの適用を行う予定である。

#### 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た。秋田県産業技術センターからはロケットのボディに用いる CFRP 材の提供、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。株式会社ナカヨよりロケットに搭載するテレメトリを開発、提供を頂いた。株式会社新日本テクノカーボンよりノズル材のグラファイトを提供頂いた。関係者の皆様へ深く感謝致します。

#### 参考文献

- (1) Yuasa, S. et al., Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine, AIAA Paper, pp. 2001-3537, 2001.
- (2) Nagata, H. et al., Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments, Acta Astronautica, 59(1-5), pp. 253-258, 2006.
- (3) Carrick, P. G. and Larson, C. W., Lab Scale Test and Evaluation of Cryogenic Solid Hybrid Rocket Fuels, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, CA, 1995.
- (4) Karabeyoglu, M.A. et al., Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels, AIAA Paper, 2001-4503, 2001.
- (5) 和田 豊ら;低融点熱可塑性樹脂の大型ハイブリッドロケット用燃料への適用, 平成23年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, STCP-2011-042, 2011.
- (6) 和田 豊ら,, 点熱可塑性樹脂 (LTP) 燃料の機械的物性, 平成22年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, AA0065073028, 2010.
- (7) 和田 豊ら, 低融点熱可塑性樹脂燃料の接着性と機械的物性に関する検討, 第57回 宇宙科学技術連合講演会集, 57巻, 3A07, 2013.
- (8) 和田, 豊ら;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, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, STCP-2012-078, 2012.
- (9) Hikone, S. et al., Regression Rate Characteristics and Burning Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels, AIAA Paper, pp. 2010-7030., 2010.
- (10) Wada, Y. et al., Development of a Candy Hybrid Rocket Motor for Undergraduate Space Education, Trans. Transactions of JSASS, Aerospace. Technology Japan ISTS Special Issue: Selected papers from the 31st International Symposium on Space Technology and Science, accepted. 2017.

- 
- \* 平成 30 年 X 月 X 日受付 (Received X, XXXX 2018)
  - \*1 千葉工業大学大学院 (Chiba Institute of Technology)
  - \*2 秋田大学(Akita University)
  - \*3 株式会社型善(Katazen Corporation)
  - \*4 JAXA 宇宙科学研究所(ISAS/JAXA)