

# 星型フラクタル形状グレインを用いた 推力 1.8kN ハイブリッドロケットエンジンの開発と打ち上げ実証

## Development and launch of 1.8kN thrust cross hybrid rocket motor using fractal star fuel grain

諸星宏樹・田原鴻一・鎮目夢玄・館山哲也・高野敦

Hiroki Morohoshi, Koichi Tahara, Mugen Shizume, Tetsuya Tateyama and Atsushi Takano

### 1. 緒言

本研究室ではハイブリッドロケットと呼ばれるロケットエンジンに着目し、超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるための超小型ロケットの開発・製作に取り組んでいる。2017年度はより高い高度へ到達するため、大型化したエンジンの開発に取り組み打ち上げ試験を実施した。

### 2. ハイブリッドロケットエンジン

ハイブリッドロケットとは2種類の推進剤からなるロケットエンジンシステムである。最も一般的な形式は、燃焼室内の樹脂などの固体燃料へ液体か気体の酸化剤を供給することで燃焼を起こし、燃焼ガスの反動を推力とするものである。ハイブリッドロケットは推進剤に爆発物を使用せず比較的安全であるため、運用・管理コストの大幅な削減が期待できる。その反面、燃焼後退速度が低いこと等克服すべき技術的課題を抱えている。

当研究室では昨年度より新規ハイブリッドエンジンの研究・開発を行ってきた。今年度はより推力を向上させ、かつ軽量な新規大型エンジンの開発を行った。

### 3. 推力 1.8kN 級エンジンの設計

今年度の目標高度 5.4[km]達成のため、新規に推力 1.8kN 級エンジンを開発した。

昨年度よりタンクの容量が 2.4[l]から 6.8[l]に増えたため、比例計算よりグレインを昨年度の 580[g] から 1580 [g] に増量した。これによりトータルインパルス設計値は 12072[Ns]と予測される。

グレインのポート形状は昨年度の研究<sup>(4)</sup>より円型(図 1)、桜型フラクタル形状(図 2)、星形フラクタル形状(図 3)の中から選定し星形フラクタル形状が推力特性に優れていることが分かっている。以下にグレイン形状の比較と、試験結果を示す。

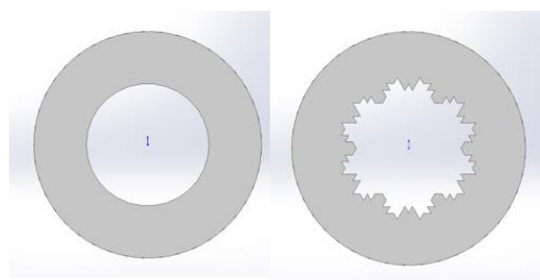


図 1 円型

図 2 桜型フラクタル

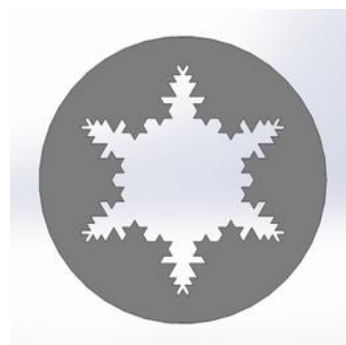


図 3 星形フラクタル

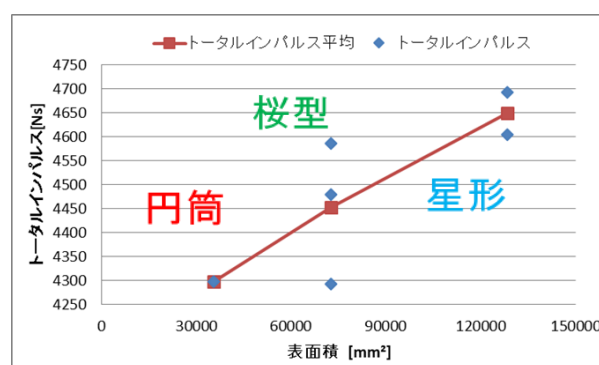


図 4 円型

また昨年度はモーターケースが局所的に炙られ穴が開いてしまうことを懸念し桜型フラクタルを打ち上げ試験で用いたが、今年度は外形を増やし

たことにより対策が取れたため、星形フラクタル形状<sup>(1)</sup>を採用した。

グレインの増量に対応し、モーターケースとインジェクターベルも大型化した。軽量化のためケースとインジェクターベルの締結方法を図5のようなフランジ式に変更し、M3ねじ24本での締結することに挑戦した。この挑戦を達成させるためにねじの強度設計を以下の二つの条件で行った。

- ・燃焼室内圧によって口開きしない。(適切な初期軸力を与える)
- ・初期軸力と燃焼室内圧による軸力増加分によってねじが破断しない。

この条件を達成した上で締め付けトルクを管理し、また、摩擦抵抗を減らし、摩擦係数を安定させ、高く安定した軸力を得るため二硫化モリブデン(潤滑剤)をねじに塗布した。

完成した新規インジェクターベルを図6(右)に、HyperTEK M型インジェクターベルを図6(左)に示す。新規開発のインジェクターベルは燃焼試験で実証試験をし、問題なく繰り返し使用できることが確認できた。

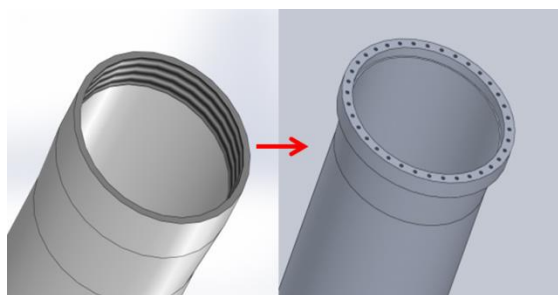


図5 モーターケース締結部



図6 インジェクターベル

新規開発エンジンの概要としてグレインとGFRPを入れたアルミモーターケースに新規インジェクターベルを締結し、その後モーターケースにノズルの収まったハウジングを締結するというものである。

#### 4. 強度計算

新規エンジンの開発にあたり、強度計算<sup>(2),(3),(4)</sup>を行った。その結果を表1に示す。また、HyperTEK M型と互換性を持たせるためタンクを含むエンジンの全長をHyperTEK M型エンジンに一致させた。

表1 強度計算結果

部位	MS
インジェクターベル上部蓋円盤の曲げ応力	0.17
インジェクターベル上部ねじ部	9.9
インジェクターベル下部ねじ部	30
バルブねじ部	33
止めねじの引張り強度	0.20
モーターケースねじ部の強度	2.0
モーターケースの内圧に対する応力(アルミ)	0.048
モーターケースの内圧に対する応力(CFRP)	4.6

#### 5. 燃焼試験

新規開発エンジンの妥当性確認及び伊豆大島単独打ち上げ試験に向けて燃焼試験を行った。

目的を以下に示す。

- ・新規開発したエンジンを使用し正常に燃焼できること
  - ・妥当な推力が測定・記録できること
  - ・再現性・安全性を確認
- 実験計画を以下に示す。
- ・新規開発大型エンジンで妥当な推力データを得て、健全性を確認できたら打ち上げ試験で使用する。
  - ・エンジンが複数回使用できることを確かめるために横型燃焼試験架台で2回、フライトに近い状態で1回燃焼試験を行う。その結果を表3に示す。

表2 燃焼試験結果

日付	グレイン燃焼量 [kg]	最大推力 [N]	トータルインパルス [Ns]	比推力 [s]	燃焼時間 [s]	備考
7/16	1.063	1810	10992	156	14.4	成功。しかしインジェクターベルに損傷が見られた
7/23	0.964	1559	4860	72	14.4	モーターケースに穴が開いた
8/7	1.090	1999	10997	158	13.3	成功
8/8	1.053	1755	11338	163	11.7	成功(縦型)

7月16日は新規開発大型エンジンでの初の燃焼試験を行った。燃焼終了後にエンジンの健全性を確認したところインジェクターベルに若干の損傷が見られたが、再使用に問題は無いと判断した。7月23日に同じインジェクターベルを使用し、機体組み込み後と同等の熱的環境にするため、浮力材を巻いて試験を行った。その結果燃焼2秒付近でモーターケースに穴が開いてしまった。原因はイ

ンジェクターベルとグレインの隙間から火炎が漏れ出していたことと推定された。対策としてインジェクターベルとグレインの形状を修正した。この対策を踏まえ、8月7日に試験を行った結果正常な燃焼に成功し、健全性も保たれた。8月8日にフライトに近い状態で縦型燃焼架台を用いた燃焼試験を行った。再び正常な燃焼に成功し、エンジンが複数回使用できる事を確認した(図7)ため、伊豆大島単独打ち上げ試験に使用することとした。

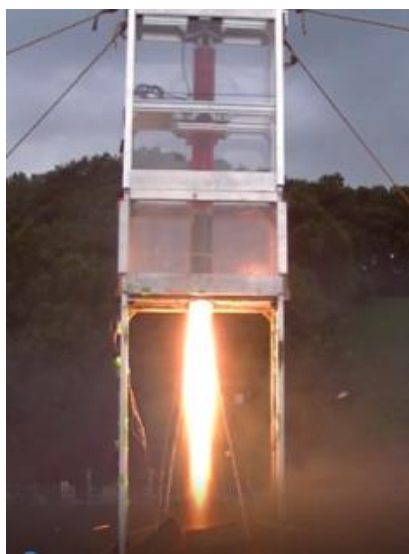


図7 縦型燃焼試験の様子

エンジンの性能を評価するために推力 1.0kN 級エンジンとの比較を行った。

表3 1.0kN 級エンジン

	最大推力 [N]	トータルインパルス [Ns]	比推力 (実測値) [s]	燃焼時間 [s]
昨年度	861	4452	157	9.6
CEA		6076	213	

表3は推力 1.0kN 級エンジンの桜型グレインで試験をした結果と NASA CEA(解析)の結果である。

表4 1.8kN 級エンジン

	最大推力 [N]	トータルインパルス [Ns]	比推力 (実測値) [s]	燃焼時間 [s]
今年度	1855	11109	159	13
CEA		14386	206	

表4は推力 1.8kN 級エンジンの星型グレインで試験をした結果と NASA CEA(解析)の結果である。

表3と表4より、トータルインパルスと最大推力は二倍以上になった。しかし比推力に差はでなかった。これはノズルの損耗によるものと推測される。

## 6. 打ち上げ試験

伊豆大島にてロケットの打ち上げ試験を行った。以下に目的を示す。

- ・打ち上げ試験で到達高度 5.4 km 打ち上げること
- ・最高到達高度 5.4km を達成するための軽量大型化エンジンの飛行実証
- ・無線を用いたフライトデータの回収
- ・新規開発及び改良した分離機構の飛行実証
- ・低抗力のフィンステーの飛行実証
- ・CFRP および GFRP 胴体の飛行実証
- ・安全性を考慮した作業が出来ること

機体は主にノーズコーン(ABS樹脂)、分離機構1段目(パラシュート)、分離機構二段目(パラシュート)、計測モジュール(機体カメラ、GPS、計測装置)、タンク、エンジン、フィン及びフィンステーから構成されている。概要図を図8に示す。

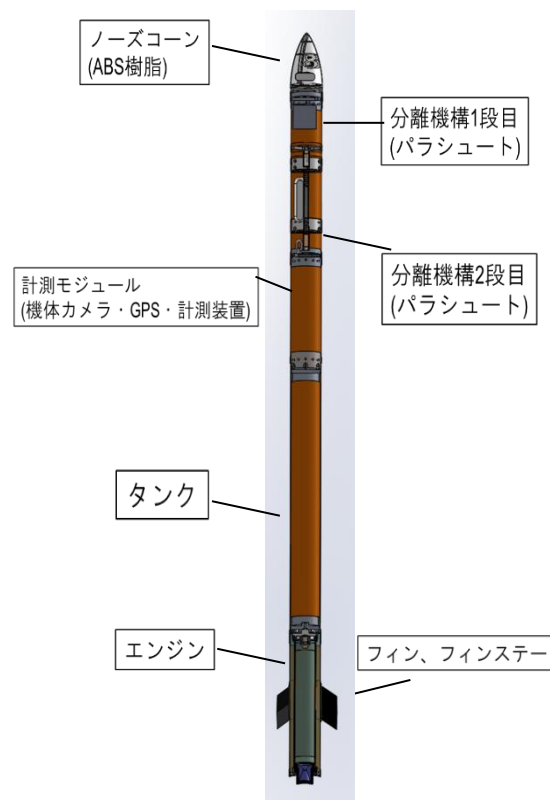


図8 機体全体図

9月3日(日)5:30にニクロム線によって点火し打ち上げ直後に機体は蛇行した。打ち上げから約35秒後、無線データにより最高到達高度 4720m (速報)を記録した。打ち上げから約110秒後、高度データ 100m を最後に無線データが途絶えた。この結果は、飛行シミュレーションによる着水時間より、1段目のみ分離し、2段目は分離しなかったと推測した。

また無線データの GPS により機体を発見し、回収に成功した(図 9).



図 9 回収時の様子

大気圧データより到達高度 4779m を記録した。しかし、発射直後に機体が動揺した他、分離機構が正常に動作せず海水にたたきつけられた衝撃で計測モジュール部が破損し(図 10)、分離機構と計測装置が回収できない等課題も残った。



図 10 計測モジュール破損の様子

機体エンジンとタンクの回収は成功し、回収後の健全性確認では顕著な損傷は認められなかった。この回収結果と機体カメラの映像より正常な燃焼に成功したと言える。

打ち上げ時の様子を図 11 に示す。



図 11 打ち上げ時の様子

伊豆大島打ち上げ試験で使用したロケット一機当たりの材料費・加工費を以下の図 12 に示す。

	千円
合計	1083
内訳	
エンジン	287
フィン及びフィンステー	21
酸化剤タンク	228
分離機構部	99
テレメトリ装置	387
機体胴体	59

図 12 一機体当たりの製作費

以上のように安価に機体の製作を行うことができた。安価にできた理由を以下に示す。

- ・設計を学生が行っている。
- ・難易度の高い加工は外注しているがその他の加工・制作は学内工作センターと学生によって行っている。
- ・試験も学生が行っている。

さらに、上記のように設計・製作・試験すべてを独自で実施したことにより、ブラックボックス化も回避できた。

## 7. 結言

星形フラクタル形状グレインでの打ち上げに成功し、大型化エンジンを搭載した機体の最高到達高度は 4,779m を記録し、当研究室最高の高度に達した。これにより 1.8kN エンジンの開発に成功したと言える。

またロケットを安価に製作することができた。この方法を継続・発展させてゆくことにより、設計・製作・試験を独自で行う事で将来のロケットも安価に製作できることが見込まれる。

### 1. 参考文献

- 1) 柳沼, 3D プリンターを利用したハイブリッドロケット用軽量構造物の開発, 神奈川大学卒業論文, 2016 年
- 2) 日高, 低強度めねじ/高強度ボルト締結体の強度と軸力低下, 神奈川大学卒業論文, 2015 年
- 3) 平山, 丸島, ハイブリッドロケットエンジンの研究・開発, 神奈川大学卒業論文, 2016 年
- 4) 佐藤, 米山, 館山, 軽量ハイブリッドロケットエンジンの開発 神奈川大学卒業論文, 2016 年