

星型フラクタル旋回形状グレイン搭載 ハイブリッドロケット概念設計及び打上試験

○西野沙也佳, 館山哲也 (神奈川大学大学院), 船見祐揮, 高野敦 (神奈川大学)

Conceptual design and launch of hybrid rocket with star fractal swirl fuel grain
Sayaka Nishino, Tetsuya Tateyama, Yuki Funami and Atsushi Takano (Kanagawa University)

Key Words: Hybrid rocket, Structural design, Launch

Abstract

To low cost and quickly launch microsattellites, ultra-small hybrid rockets were developed. Aiming at reaching higher altitude than in FY 2017, concept design was done in 2018 as enlarging the rocket. In the conceptual design, we first estimate the mass of the rocket by specifying the design parameters (such as the outer diameter of the rocket, the length of the engine, the oxidizer, etc.). As a result, a feasible design value was obtained. In addition, using the results of conceptual design, development, test, and flight simulation analysis of each element was conducted. The launch test of the rocket was conducted in Noshiro city, Akita prefecture, on October 6, 2018, and achieved 6.2 km of altitude.

1. 緒言

近年, 大学などで超小型衛星の開発・打上げが盛んになっている。ただし, 打上げは大型ロケットにより相乗りで行われており, 打上げ時期や軌道の選択の自由度がない。したがって超小型衛星を安価で, 迅速に打ち上げられる超小型ロケットの開発が望まれている。神奈川大学航空宇宙構造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。

ハイブリッドロケットとは液体酸化剤と燃料に樹脂材料を使用したロケットであり, 推進剤に火薬類を使用しないため比較的安全である。そのため将来超小型衛星をハイブリッドロケットにて打ち上げる際に運用・管理コストを大幅に削減することができる。

そのため本研究室では, 最終目標を超小型衛星の打上げとし, 2014年に研究室が設立されてから毎年打上試験を行っている。2015年に独自ハイブリッドエンジンの開発に着手し⁽¹⁾⁽²⁾, 2016年に初の1kN級エンジンを搭載したロケットの打上に成功, 最高到達高度は1.9kmを記録した⁽³⁾。しかしこの独自開発エンジンは, 酸化剤タンクのみ既製品を使用しており, 市販のHyperTEK ハイブリッドエンジン⁽⁴⁾のL型(2.8L)の酸化剤タンクを用いていた。そのため酸化剤タンクの独自開発に着手した。また, 並行して

エンジンの大型化開発も行い, 2017年に独自開発タンク(8.6L)⁽⁵⁾及び大型化エンジン搭載ロケットの打上に成功し, 最高到達高度は4.8kmを記録した⁽⁶⁾。そして2018年は更なる高高度到達を目指し, 機体全体の大型化開発及び打上試験を行うこと研究目的とした。

2. 概念設計

概念設計を行う目的は, 現実的な寸法・重量・性能を算出することによって, その値が各部の設計の初期値となることである。しかしその設計値は, 打上試験のための限られたスケジュールの中で迅速に決定する必要がある。そこで概念設計段階では飛行シミュレーションなどの解析は行わずに, 手計算にて算出することとした。

以下に概念設計の方針を示す。

- 最高到達高度が15km以上となるような概念設計を行う。
- 設計上の代表的な設計パラメータは, 機体外径, エンジン長さ, 酸化剤充填量とする。
- c^* 効率を確保するため, 燃焼室特性長さ L^* を2017年度機体より長くする。(0.67m以上とする)
- 比推力, O/F, 燃焼室内圧は燃焼試験での実績値を用いる。

まず, 到達高度 H を算出するには以下の設計パラメータを用いる. なお, 最大加速度は10Gで固定とする.

- 機体外径
- 最大加速度 (10G)
- 酸化剤充填量

そして, 図1のように機体質量, 燃焼時間から到達

高度 H を算出する.

また, 燃焼室特性長さ L^* を算出するには設計パラメータとしてエンジン長さを指定し, 図2のように燃焼室内体積, ノズルスロート径から算出する.

設計値は, 図3のように方針に沿っていない場合は設計パラメータを見直し, 条件をすべて満たした設計値を採用する.

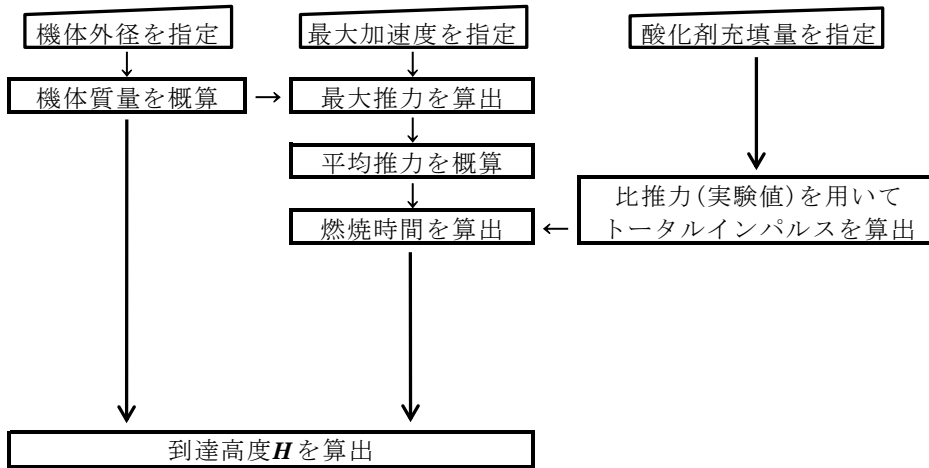


図1 到達高度 H 算出の流れ

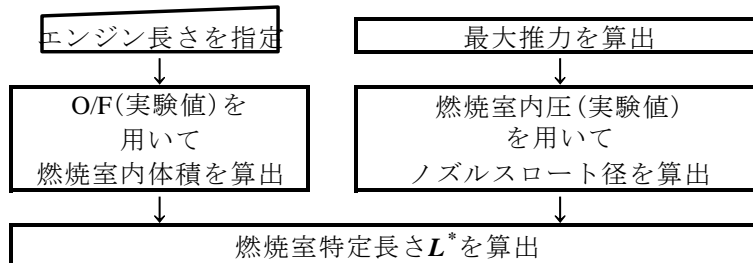


図2 燃焼室特性長さ L^* 算出の流れ

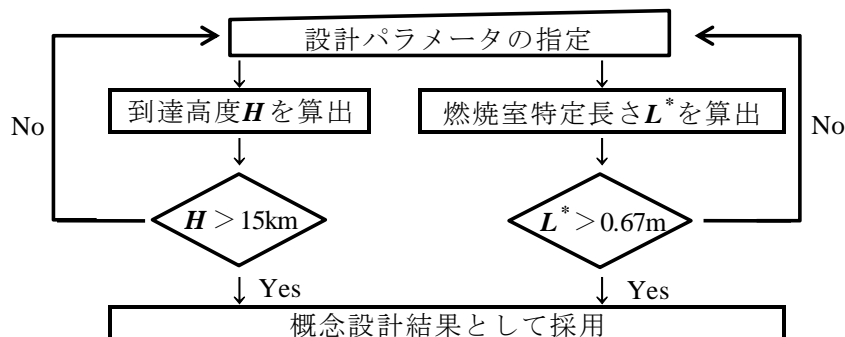


図3 概念設計値決めの流れ

次に、機体質量の概算方法について示す。機体質量は機体外径 d の比（指定した値/2017年度機体）で質量を概算する。また、強度を満足するための質量の増分を考慮する。

例としてタンク及びモーターケース質量の概算方法を示す。

タンク蓋部の形状は図4のようにカップ型となっており、カップ底面積 A は機体外径 d の2乗に比例する。また、カップ底面の厚さ t は強度計算の結果、機体外径 d の1乗に比例する。また、タンク蓋部の質量 W_1 は A に比例する。よって W_1 は式(1)となる。ただし、 W_{2017} は2017年度質量、 d_{2017} は2017年度機体外径とする。

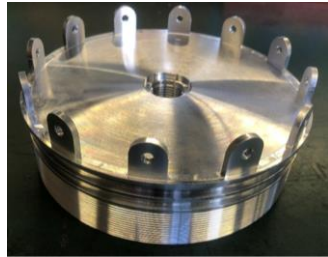


図4 タンク蓋部

$$W_1 = W_{2017} \left(\frac{d}{d_{2017}} \right)^3 \quad (1)$$

また、タンク胴部及びモーターケースの形状は図5のような円筒型となっており、質量 W_2 は機体外径 d 及び長さ l の2乗に比例する。また、フープの厚さは2017年度から変えず、強度不足の場合はCFRPで補強することとする。よって W_2 は式(2)となる。

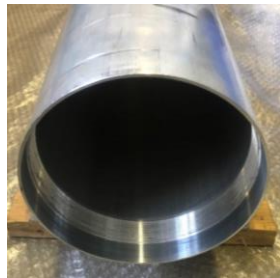


図5 タンク胴部

$$W_2 = W_{2017} \left(\frac{d}{d_{2017}} \right) \left(\frac{l}{l_{2017}} \right) \quad (2)$$

また、その他の空力弾性に対する強度、剛性が必要な部品は機体外径 d の3乗に比例することとする。

結果、機体全体の質量は21.0kg（酸化剤充填前）となり、設計パラメータが表1の場合で方針に沿った設計値を算出することが出来た。

表1 指定した設計パラメータ

| | 単位 | 設計値 | 備考 |
|--------|----|-----|--------------|
| 機体外径 | mm | 150 | |
| 酸化剤充填量 | kg | 15 | |
| エンジン長さ | mm | 632 | 2017年度+240mm |

3. 詳細設計結果

概念設計結果をそれぞれの担当に共有し、試作、強度試験による評価を反映した詳細設計を行った。

飛行シミュレーション解析はこの詳細設計の段階で行い、2018年度機体の予想到達高度は10.9km（最大）となった。概念設計段階で算出した到達高度と異なる要因としては、飛行シミュレーション解析では落下分散範囲（打上角）を考慮していること、また、空気抵抗の影響がより詳細に反映されていることなどが考えられる。

質量に関して、概念設計と詳細設計結果を比較したところ表2のようになった。酸化剤タンク及び燃焼後のエンジンの質量は、詳細設計後も概念設計で算出した値とほぼ変わらず、概念設計で概算した質量の精度が非常に高いことが分かる。なお、グレイン及び酸化剤の質量は燃焼試験での結果を評価して概念設計時より変更している。分離機構部の質量は、新規で分離モータを搭載したことで0.8kg増加した。また、フィンにはCFRPを積層した中実構造にて制作したため質量が増加した。これは今後ハニカム構造などを採用することで更なる軽量化に期待できる。

表2 概念設計と詳細設計結果の比較

| | 単位 | 概念設計 | 詳細設計結果 | 増減量 |
|------------------|----|------|--------|-----|
| 機体全体 (酸化剤充填前) | kg | 20.8 | 24.3 | 3.5 |
| 酸化剤タンク | kg | 6.0 | 6.0 | 0 |
| エンジン(燃焼後) | kg | 10.8 | 10.8 | 0 |
| グレイン | kg | 4.0 | 3.6 | 0.4 |
| 酸化剤 | kg | 15 | 13 | 2.0 |
| 分離機構 | kg | 4.9 | 5.7 | 0.8 |
| フィン | kg | 0.6 | 2.8 | 2.2 |

4. 2018年度機体概要

2018年度機体の諸元を表3に、機体全体のCADを図6に示す。

表3 2018年度機体諸元

| | 単位 | 値 |
|------------|----|-------|
| 全長 | mm | 2990 |
| 外径 | mm | 155.0 |
| 乾燥質量 | kg | 24.3 |
| 酸化剤質量 | kg | 13.0 |
| グレイン(燃料)質量 | kg | 3.6 |



図6 機体全体

機体製作費は約120万円となり、2017年度の110万円に比べて比較的安価で大型化に成功したと考えた。また、機体搭載物を以下に示す。

- ・カーボン繊維強化軽量エンジン
- ・無火薬式分離機構
- ・分離モータ
- ・パラシュート×2
- ・展開式フロート
- ・シーマーカー（海面着色剤）
- ・カメラ
- ・テレメトリ（大気圧，GPS）
- ・センサ（気圧，気温，加速度，ジャイロ）

図7にエンジンに搭載したグレイン（燃料）を2017年度と比較して示す。なお、先行研究⁽⁶⁾にてグレインのポートに旋回成分を付加することで、燃料質量流量が向上し燃料後退速度が若干向上することが確認された。そのため2018年度のグレインには、星形フラクタル形状に旋回成分を付加したポートを採用した。

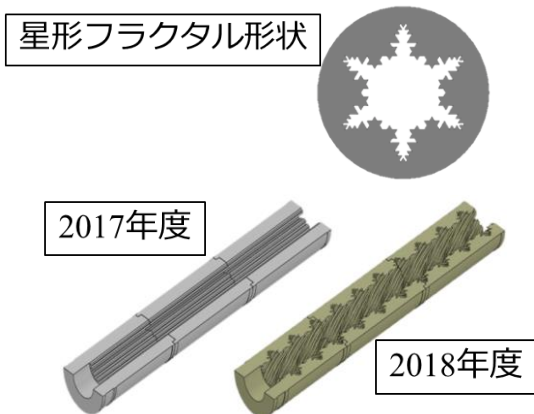


図7 グレイン（燃料）ポート形状

5. 2018年度打上報告

大型化したロケット機体の飛翔実証及び2017年度打上結果以上の到達高度を目指すことを目的として2018年10月6日（土）AM6:00 秋田県能代市において打上試験を行った。

図8のようにエン



図8 打上時の様子

ジンの燃焼及び飛翔は正常に行われ、最高到達高度は6.2kmとなり、2017年度の4.8kmを上回る結果となった。

機体の回収に関しては、分離機構部のみ回収することが出来なかったが、図9のように機体（下部）は大きな損傷なく回収することに成功した。また、計測結果及び回収機体の状態から、1段目分離と同時に2段目が分離していたことが推測される。



図9 機体回収時の様子

6. 結言

2018年度は2017年度より高高度到達を目指すため、機体全体を大型化した。実際にものづくりを進めていくために概念設計を行い、質量の概算では強度設計を考慮したことで詳細設計後も大きな変更はなく、概念設計における質量精度が非常に高いという結果となった。

また、打上試験では最高到達高度6.2kmを記録し、2017年度の記録4.8kmを大きく上回る結果となった。今後更なる高高度到達のためには、フィンや酸化剤タンクの軽量化やエンジン性能の向上などの課題がある。

参考文献

- (1) 丸島雄健，平山晶太：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（2015）
- (2) 柳沼友希：3Dプリンタ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（2015）
- (3) 舘山哲也，高野敦：CFRP強化軽量ハイブリッドロケットエンジンの開発，日本航空宇宙学会第48期年会講演会講演集，JSASS-2017-1106，2017
- (4) Cesaroni Technology Incorporated，
<http://www.hypertekhybrids.com/manual.pdf>，
February 2018
- (5) 舘山哲也，高野敦：ハイブリッドロケットにおける軽量酸化剤タンクの開発，日本航空宇宙学会第49期年会講演会講演集，JSASS-2018-1040，2018
- (6) 諸星宏樹，鎮目夢玄，田原鴻一，舘山哲也，高野敦：星形フラクタル形状グレインを用いた推力1.8kN級ハイブリッドロケットエンジンの開発と打ち上げ実証，平成29年度宇宙輸送シンポジウム，STCP-2017-005，2017