

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結果

高野敦^{1,*†}, 船見祐揮², 西野沙也佳³

¹ 神奈川大学工学部機械工学科, 〒221-8686 横浜市神奈川区六角橋 3-27-1

² 防衛大学校システム工学群機械工学科, 〒239-8686 横須賀市走水 1-10-20

³ 神奈川大学大学院工学研究科機械工学専攻, 〒221-8686 横浜市神奈川区六角橋 3-27-1

概要

著者らは、ハイブリッド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ハイブリッドロケットの開発に取り組んでいる。現在はより高高度到達のための機体の開発を行っている。2018年度は酸化剤充填量を増加させるために、機体全体の大型化を行った。迅速に機体の開発・製作を進めるために、限られた設計パラメータを指定することで到達高度などが算出可能な概念設計を行った。算出された設計値を基に詳細設計を行ったところ、機体質量に関しては大きな変更がなく、概念設計における質量精度が高いことが示された。また、製作した機体の打上試験を2018年10月6日秋田県能代市にて行い、エンジン燃焼・データ取得・機体回収に成功した。最高到達高度はテレメトリ装置により取得したデータを解析したところ6.2 kmとなり、2017年度の4.2 kmを上回る結果となった。本稿ではこれらの概念設計手法と打上評価に加え、機体各部の詳細設計の概要を述べることで、本設計・開発・試験・評価の概観の報告とする。

* Corresponding author, Associate Professor, Member UNISEC.

† E-mail: atakano@kanagawa-u.ac.jp

Received 6th May, Revised 20th March.

Conceptual design and launch of hybrid rocket with star fractal swirl fuel grain

Atsushi TAKANO^{1,*†}, Yuki FUNAMI², Sayaka NISHINO³

¹Kanagawa Univ., Dept. of Mechanical Engineering,
3-27-1 Rokkakubashi, Kanagawa-ku, Yokohama-shi, Kanagawa 221-8686, Japan

²National Defense Academy, Dept. of Mechanical Engineering,
1-10-20 Hashirimizu, Yokosuka-shi, Kanagawa 239-8686, Japan

³Kanagawa Univ. Graduate School of Engineering, Course of Mechanical Engineering
3-27-1 Rokkakubashi, Kanagawa-ku, Yokohama-shi, Kanagawa 221-8686, Japan

SUMMARY

In our R&D group, a hybrid rocket was employed as an ultra-small rocket for launching microsatellites quickly at low cost. The ultra-small hybrid rocket has been developed for reaching at a higher altitude than our past record. In FY2018, the fuselage of the rocket was enlarged in order to increase the loaded oxidizer mass. For rapid design process, a few important design parameters were specified in conceptual design, such as maximum altitude estimation. After detailed design, the mass of the rocket components was compared between the conceptual and detailed design. As the result, there was only a little difference. This shows that our method for conceptual design has high accuracy for mass estimation. The designed rocket was launched from Noshiro city, Akita, Japan on October 6th, 2018. In this launch experiment, the stable combustion of the engine, the acquisition of the flight data and the recovery of the launched rocket fuselage was completed successfully. It was found from the telemetry data that the rocket reached at an altitude of about 6.2 km. This altitude is higher than the record of 4.2 km in FY2017. In this paper, the summary of our conceptual design method, the outline of the detailed design of the components and the result of the launch experiment is described.

KEY WORDS: Hybrid rocket, Conceptual design, Launch test

NOMENCLATURE

A	=	空力損失を考慮するための係数
d	=	機体外径
g	=	重力加速度
H	=	最高到達高度
H_b	=	燃焼終了時の到達高度
H_i	=	燃焼終了後から最高到達高度までの慣性飛行による高度増分
l	=	機体長さ
p	=	気圧
p_0	=	海面気圧
T	=	絶対温度
t_b	=	燃焼時間
T_h'	=	高度補正をした絶対温度
u_e	=	有効排気速度
v_b	=	燃焼終了時の速度
W	=	重量
f	=	マスレシオ (= 初期全備質量 / 燃焼後質量)

1. はじめに

人工衛星を利用したサービスが身近に感じられるようになった近年, 大学などで超小型衛星の研究・開発が盛んに行われている. しかし, 超小型衛星の打ち上げは大型衛星との相乗りといった形で上げられることがほとんどである. そのため, 打ち上げの時期や軌道を選択するためには高額な打ち上げ費用が必要となるといった課題がある. 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燃料に樹脂材料を使用し, 亜酸化窒素や酸素などの液体を酸化剤として燃焼反応させて推進力を得るロケットである. 比較的構造が単純であり, 推進剤に火薬類を使用しないため取り扱いが容易であることがメリットとして挙げられる.

本研究室は 2014 年に設立されてから毎年打上試験を行い, より高高度到達を目指している. 2015 年に独自ハイブリッドエンジンの開発に着手し, 2016 年に初の 1 kN 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 1.9 km を記録した[1]. 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[2]の L 型 (2.8 L) 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 (8.6 L) [3]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 4.8 km を記録した[4]. 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

機体の開発・製作を行うための設計の初期値は概念設計で検討する. しかしこれは打上時期の制約のため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. そのため, 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. 手計算を用いた理由は迅速に結果が得られるというだけでなく, 簡潔な数式を用いることで各パラメータの因果関係の見通しが良くなることにより最適値に近づきやすくなるといったメリットもあるためである. 現実的な寸法・重量・性能を開発初期段階で算出することによって, その値が各部詳細設計の基礎値となる.

以下に概念設計の方針を示す[5]. なお, 酸化剤には自己加圧性を有するため加圧タンクや加圧ポンプが不要となりシステムの簡素化が図れる亜酸化窒素(N_2O)を採用した[6].

- ・最高到達高度が 15 km 以上となること.
- ・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[4]より長くする (0.67 m 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 10 G で固定とする. 加速度の上限は, 将来のペイロードに対する環境条件を考慮して設定した.

- ・機体外径
- ・最大加速度 (10 G)
- ・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. 到達高度は以下の (1) 式~(4) 式を用いて算出した. A は空力損失を考慮するための係数で, $A=1$ では空力損失を無視, $A>1$ で空力損失を考慮することとなる. この値を正確に決めることは難しいため, 2017 年度打ち上げ機体の高度実績と(1)式~(4)式による高度を合わせこむことで推定した値を用いた.

$$v_b = u_e \ln \phi - Agt_b \quad (1)$$

$$H_b = u_e t_b \left\{ 1 - \frac{\ln \phi}{(\phi - 1)} \right\} - A \frac{g t_b^2}{2} \quad (2)$$

$$H_i = \frac{v_b^2}{2Ag} \quad (3)$$

$$H = H_b + H_i \quad (4)$$

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。ノズルスロート径は最大推力 = 燃焼室内圧 × スロート断面積 × 推力係数の関係を用いて求めた。

設計値は、図 3 のように方針に沿っていない場合は上記の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。

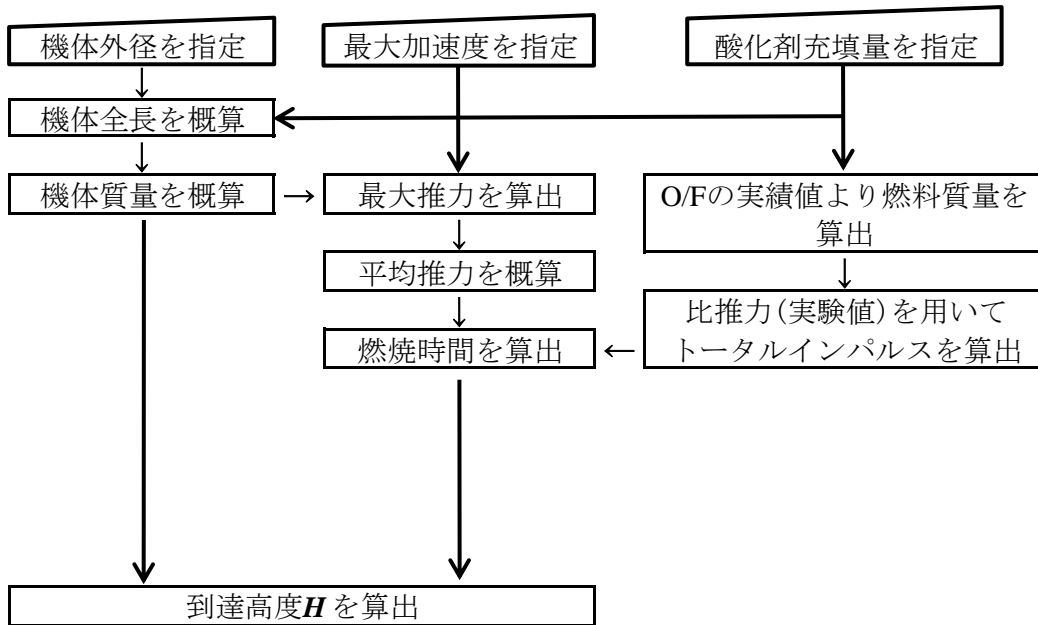


図 1 到達高度 H 算出の流れ

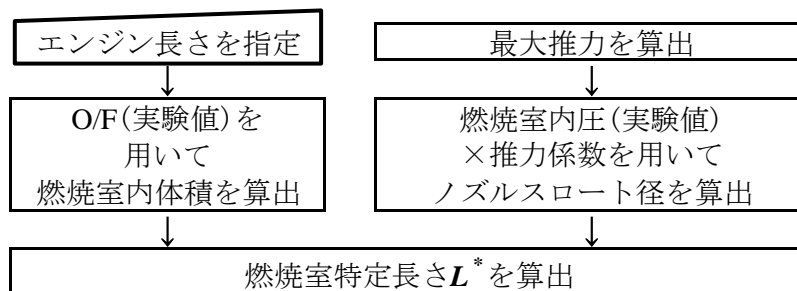


図 2 燃焼室特性長さ L^* 算出の流れ

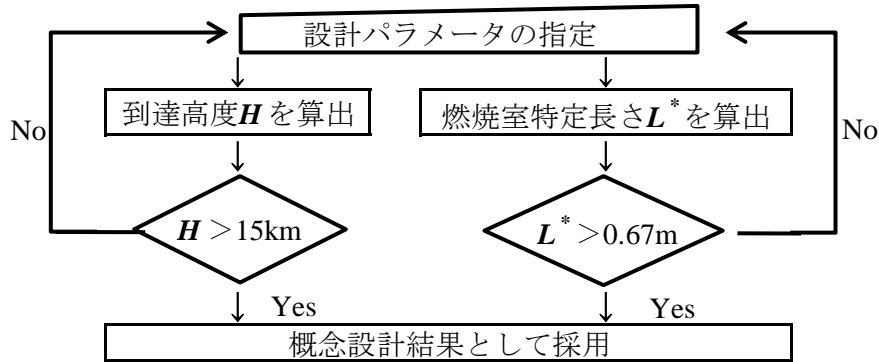


図3 概念設計値決定の流れ

次に、機体質量の概算方法について示す[5]。機体質量は機体外径 d の比（指定した値/2017年度機体）を用いて質量を概算する。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 S は機体外径 d の2乗に比例する。また、内圧による曲げモーメントが機体外径 d の2乗、断面係数がカップ底面厚さ t の2乗に比例することから、材料強度が同じであればカップ底面の厚さ t は機体外径 d の1乗に比例する。また、タンク蓋部の質量 W_1 は Sr に比例する。

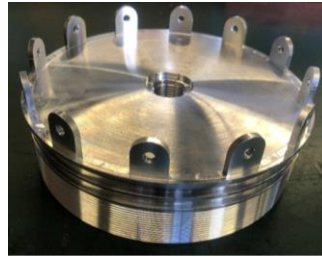


図4 タンク蓋部

よって W_1 は(5)式となる。ただし、 W_{2017} は2017年度質量、 d_{2017} は2017年度機体外径とする。

$$W_1 = W_{2017} \left(\frac{d}{d_{2017}} \right)^3 \quad (5)$$

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いる。写真はアルミニウムのみであるが強度不足の場合はCFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic)を巻いて補強することとした。

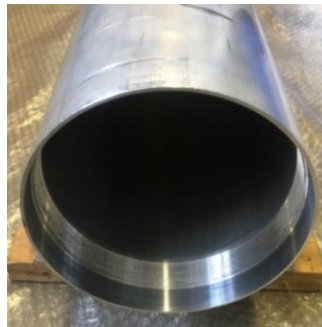


図5 タンク胴部

このアルミニウム部分の質量 W_2 は機体外径 d 及び長さ l の 1 乗に比例する。また、この厚さは 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(6)式となる。

$$W_2 = W_{2017} \left(\frac{d}{d_{2017}} \right) \left(\frac{l}{l_{2017}} \right) \tag{6}$$

補強に用いる CFRP の質量も発生するが、アルミニウム部分の質量 W_2 に比べ小さいので無視した。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した。ただし、例えば空力弾性に対する剛性の要求は機体の最高速度に依存するなど、この仮定は必ずしも正しくはないが、全機質量に対する寄与度はそれほど大きくないことから概算として採用した。

その結果、機体全体の質量は 21.0 kg (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できた。

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詳細設計に反映した。

飛行シミュレーション解析は詳細設計の段階で行った。飛行シミュレーション解析のプログラムは [7] に基づくものであり、機体を 6 自由度剛体として扱い、空気密度の高度依存、抗力係数のマッハ数依存、空力的ダンピング、燃焼方式に伴う慣性モーメントの時間的变化などが考慮されている。打上試験を行うためには落下分散範囲を明確にする必要がある。そこで到達高度が最大となる条件にて解析を行ったところ、2018 年度機体の予想到達高度は 10.9 km (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、概念設計時の空力損失の見積もりの精度が十分でないことが考えられる。

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、詳細設計後も変更がなかった。そのため概念設計で概算した質量の精度が非常に高いことが示された。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たうえで変更している。分離機構部の質量は、新規で分離モニタを搭載したことで 0.8 kg 増加した。また、フィン は CFRP を積層した中実構造にて製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を図ることが可能である。

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

2018 年度機体の諸元を表 3 に、機体全体の外観を図 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

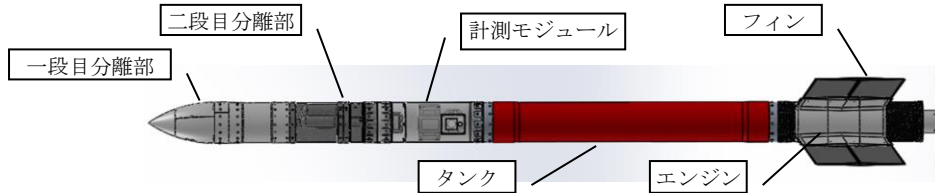


図 6 機体全体

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, 主要な機体搭載物を以下に示し, それぞれの詳細設計結果概要について述べる。また, 今回の打ち上げではランチャー(発射台)の開発も行ったので合わせて紹介する。機体及びランチャーの設計・加工・組み立て・試験は一部の機械加工部品を除いて, すべて神奈川大学内で実施した。

- ・炭素繊維強化軽量エンジン
- ・炭素繊維強化軽量タンク
- ・無火薬式分離機構
- ・テレメトリ (大気圧, GPS, 分離モニタ)
- ・胴体及びフィン
- ・ランチャー

3.1 炭素繊維強化軽量エンジン

エンジンのモーターケースには市販されているアルミニウム円筒を炭素繊維強化プラスチック (CFRP) で補強したものをを用いた。アルミニウム円筒のみでは, 圧力による軸応力には耐えられるものの, フープ応力には耐えられないこと, 一方で CFRP のみでは気密性および端部のインジェクター及びノズルの接合が困難となるため, このような方式を採用した。また, グレイン(燃料)には 3D プリンタで造形した ABS(Acrylonitrile Butadiene Styrene)樹脂を採用した。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。

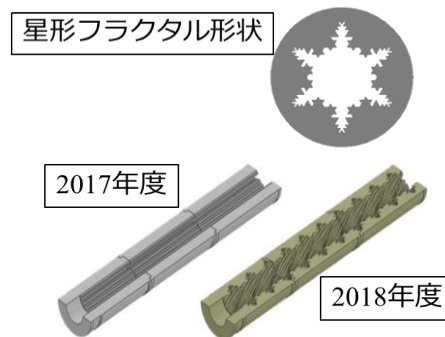


図 7 グレイン(燃料)ポート形状

なお、先行研究[4]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。

燃焼試験結果を概念設計および 2017 年度エンジン実測と比較したものの表 4 に示す。当初の燃焼試験において、燃焼後期にモーターケースに穴が開いたため酸化剤重量を減らした。そのためトータルインパルスは概念設計よりも低い値となった。またインジェクター孔断面積を最大推力に比例させ増加したがタンクと繋ぐ配管の径を大きくしなかったため酸化剤流量が不足、燃料過多の燃焼となり、かつ燃焼時間も伸びたため 2017 年度実績から想定された 2018 年設計値よりも大きな O/F シフトが生じたことにより比推力が低下した可能性がある。

表 4 燃焼試験結果との比較

項目	グレイン 燃焼量 [kg]	最大 推力 [kN]	トータル インパルス [kNs]	比推力 [s]	燃焼 時間 [s]	酸化剤 充填量 [kg]	酸化剤 質量流量 [kg/s]	O/F
2017 エンジン 実測	1.06	1.76	11.3	163	11.7	6.0	0.52	5.7
概念設計	2.66	3.52	28.2	163	14.5	15.0	1.0	5.7
燃焼試験結果	2.63	2.91	23.7	153	27.6	13.0	0.47	4.9

3.2 炭素繊維強化軽量タンク[3]

タンクについてもモーターケース同様にアルミニウム円筒を CFRP で補強したものを採用した。タンク蓋部はアルミニウム合金で製作し、胴部及び配管との締結はネジによって行っている。締結部の気密は O リングによって確保した。耐圧試験は N₂O の常用圧力 5MPa の 1.5 倍かつ N₂O の臨界圧力 7.24MPa を超える 7.5MPa で 20 分間耐えることを確認した。タンクは 2 セット製作し、それぞれ燃焼試験及び打ち上げ試験に使用した。

3.3 無火薬式分離機構[8]

パラシュート展開に伴う衝撃加速度を軽減すること及び、海面への落下範囲をより小さくするために、パラシュートは 2 段階に分けて放出している。そのため、分離機構には 2 段階分離機構を採用した。いずれの分離機構も火薬を用いず、樹脂をニクロム線で焼き切ることで分離する機構を採用した。火薬を使用していないため分離衝撃も小さく運用管理も容易である。また一段目、二段目共にニクロム線による分離部は確実に分離することを目的に冗長構成とした。

一段目分離機構（図 8）は、左右二つに割れるフェアリングをニクロム線が巻き付けられたレニー（エンジニアリングプラスチック）ボルトで固定した。ニクロム線に電流を流し、レニーボルトを焼き切ることで抑えられていたバネが開放され分離される。

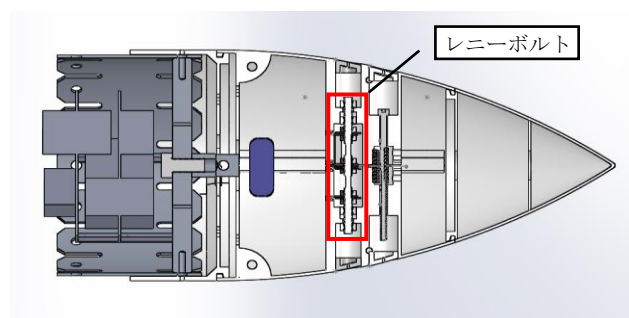


図 8 一段目分離機構

二段目分離機構（図 9）は、円筒状の胴体の中心に配置したアルミニウム合金製の固定ボルトをセパレーションナット（図 10）で連結させ固定している。

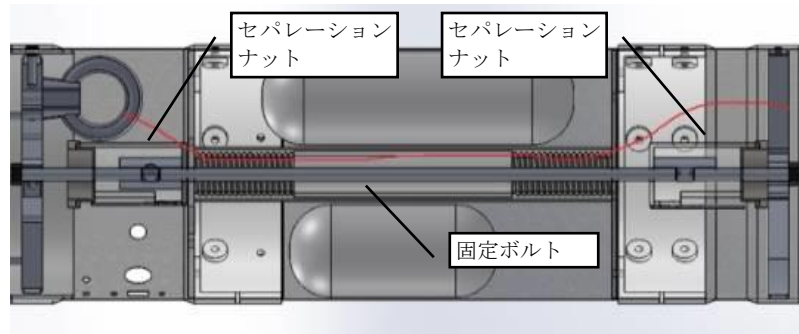


図 9 二段目分離部

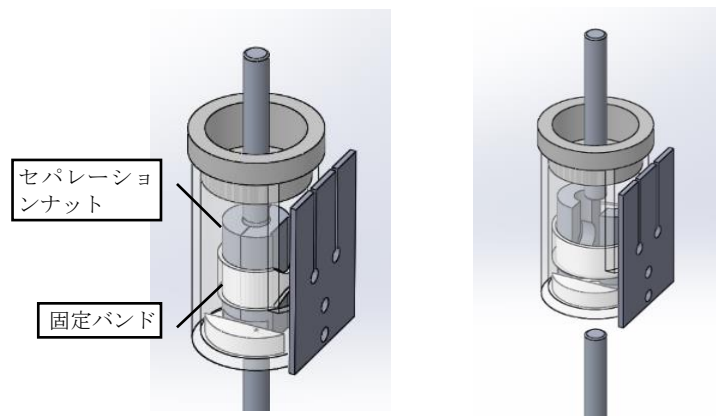


図 11 二段目分離前

図 12 二段目分離後

セパレーションナットはニクロム線が巻きつけられたポリカーボネート固定バンドで固定されている。ニクロム線に電流を流し、固定バンド（図 11）を焼ききることで押さえられていたセパレーションナット内部のばねの力で固定ボルトから外れ分離される（図 12）。

一段目、二段目共にボルトで固定するため、分離部にプリロードを加えることが可能となり、その結果、ダイバージェンスやフラッタなどの空力弾性現象が生じる速度を向上させるための分離部の高剛性化を実現している。また、1 段目の分離はニクロム線への通電から 2 秒程度、二段目の分離は 3 秒程度で行われ、その分離時間のばらつきは±1 秒以下と、再現性は極めて高い。

3.4 テレメトリ（大気圧、GPS、分離モニタ）[10,11]

テレメトリは LoRa (Low Power, Wide Area)による特定小電力無線モジュールを用いて開発した。ダウンリンクするデータとしては高度を推定するための大気圧、機体を回収するための GPS 座標、および分離スイッチによる分離信号である。テレメトリとは別に機体にはデータロガーを搭載し、大気圧、温度、加速度、ジャイロデータおよび機体搭載カメラによる動画が記録される。テレメトリによる大気圧データは万一機体を回収できない場合でも高度データは回収できるように冗長構成とした。このテレメトリは 2017 年に伊豆大島で打ち上げた機体に向け開発・搭載した実績のあるもの[9]を採用した。2017 年の伊豆大島打上では分離機構が正常に分離しなかった疑いがあったため、分離動作をマイクロスイッチで検出し、その信号をダウンリンクする分離モニタを新たに開発・搭載した[10]。

3.5 胴体及びフィン[12]

一般に超小型ロケットでも飛行速度が増大すると、空力弾性現象、特にフラッタやダイバージェン

スなどによる機体の破損が考えられる。これらを防止するためには機体およびフィンの剛性向上が重要となる。分離機構の剛性向上については3.3節で述べた通りプリロード負荷による分離部の剛性向上を行った。それ以外の胴体部にはCFRPあるいはGFRPを用い、設計段階で機体曲げ剛性からダイバージェンス速度を評価して十分に余裕があることを確認した。フラッタ速度の向上のためにフィンにCFRP積層による中実ダイヤモンド翼を採用し剛性向上を図った。そのうえフィン単体でフラッタ評価を行い、ダイバージェンス速度同様十分な余裕があることを確認した。ただし、胴体同士や分離部、胴体とタンク、およびフィンと胴体との接合部の剛性は解析的に評価することが困難なため、組み立て後の機体各部について剛性試験を行い、その結果からダイバージェンス速度及びフラッタ速度を改めて評価し、予想最大速度に対してなお余裕があることを確認した。機体上部の剛性試験の様子を図13に示す。

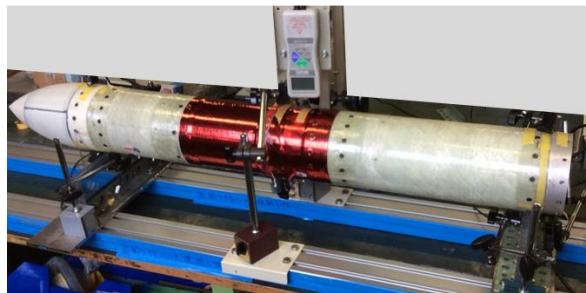


図13 機体上部剛性試験の様子

3.6 ランチャー[13]

ランチャーについては従来他団体から借用していたが、今回機体全長が2.99mと大型化したこと、将来の高高度化に向けてさらに大型化することを見据え、全長5m、質量15kgの機体を打ち上げることを想定し長さ12mのランチャーを新たに開発した。その外観を図14に示す。ランチャーは打ち上げ場所へ移動して現地で組み立てることを想定し、分解したサイズが輸送用コンテナに収納できるサイズとし、かつ各部品が人力で持ち運びできるように、アルミニウム合金トラスなどを用いて設計した。現地での設置時および打ち上げ時の風荷重についてはクレーンの設計基準[14]を適用し、作動時（立ち上げ時）の風速は16m/s、停止時（保管時）の風速は56m/sとして強度設計を行った。打ち上げ時の仰角誤差は±1°以内と設定し設計を行ったが、ワーストケースである機体質量150kg、発射角60°において仰角誤差を0.55°に抑えることに成功した。



図14 ランチャー外観（側面）

4. 2018 年度打上結果

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 秋田県能代市旧落合浜海水浴場において打上試験を行った。図15のようにエンジンの燃焼は正常に行われ、データの取得にも成功した。



図15 打上時の様子

機体の回収に関しては、分離機構部のみ回収することができなかったが、図16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、後述の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。

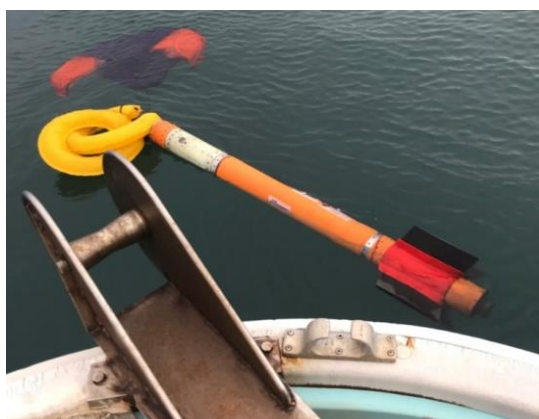


図16 機体回収時の様子

打上高度の解析はテレメトリ装置にて得られた大気圧データをもとに算出を行った[10]。以下に算出に用いた数値を示す。

- ・テレメトリ大気圧にて測定した最低気圧： $p = 462.85 \text{ hPa}$
- ・2018年10月6日（土）AM6:00における秋田県の海面気圧[11]： $p_0 = 1016.8 \text{ hPa}$
- ・風速計にて測定した現地気温： $T = 16.9 \text{ }^\circ\text{C}$

高度の計算は以下の手順で行った。まず、(7)式にて高度を推定し、(8)式にて近似温度を求める。さらに求めた近似温度を使用して高度の再計算を行い、これを高度の変化が小さくなるまで繰り返した。その結果最高到達高度は 6.2 km と求められ、2017 年度の 4.8 km を上回る結果となった。

$$H = \frac{\left\{ \left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{1}{5.257}} - 1 \right\} (T + 273.15)}{0.0065} \tag{7}$$

$$T_h' = T - 6.5 \times \frac{H}{1000} \tag{8}$$

図 17 に高度グラフを示す。冗長性を持たせるために、テレメトリによる大気圧データは 2 ch 計測し、機体に搭載したセンサより測定した加速度からも高度を求めた。あわせて分離モニタ信号も示した。52 秒付近の 1 段目開傘直後に 2 段目も展開してしまったことが読み取れる。この時点を境に高度データの傾きが緩やかになり減速していることも読み取れる。加速度から高度を求める際は以下 2 点を考慮して補正し求めた。

- ・加速度センサがパラシュートの開傘衝撃により共振または過大な入力があると思われる異常値を計測していたため、この値は除外した。
- ・ジャイロセンサのデータが打上時の機体のスピンにより一部レンジオーバーしていたため、機体搭載カメラの動画データを用いて補正した。

これらを考慮したが、依然として大気圧データより計測した着水時間より大幅に早く着水したことになるため、今後更なる検討が必要である。

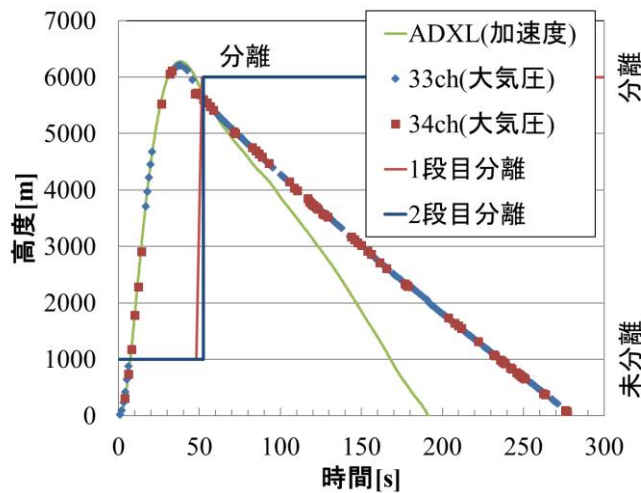


図 17 高度の時間履歴

1 段目と 2 段目がほぼ同時に分離してしまった原因は、1 段目開傘衝撃によって 2 段目分離面に設計時に考慮していなかった曲げ荷重が加わり、その結果 2 段目分離機構の固定ボルトにセパレーションナットの最大保持軸力 4.3kN(試験結果)を大きく超える 5.0kN の軸力が加わったためと推定された[12]。

テレメトリ装置による GPS データ取得 (ランチャ挿入時から着水後まで) にも成功した。図 18 および図 19 に取得した GPS 座標を地図にプロットしたものを示す。陸上から海上に出てパラシュートが展

開するまでのデータが取得できていないがこれは高速移動体に対する GPS 側からのデータ制限がかかったためと考えられる。なお図 19 左のランチャーと発射時 (0 秒) のずれは GPS の誤差によるものであると考えられる。

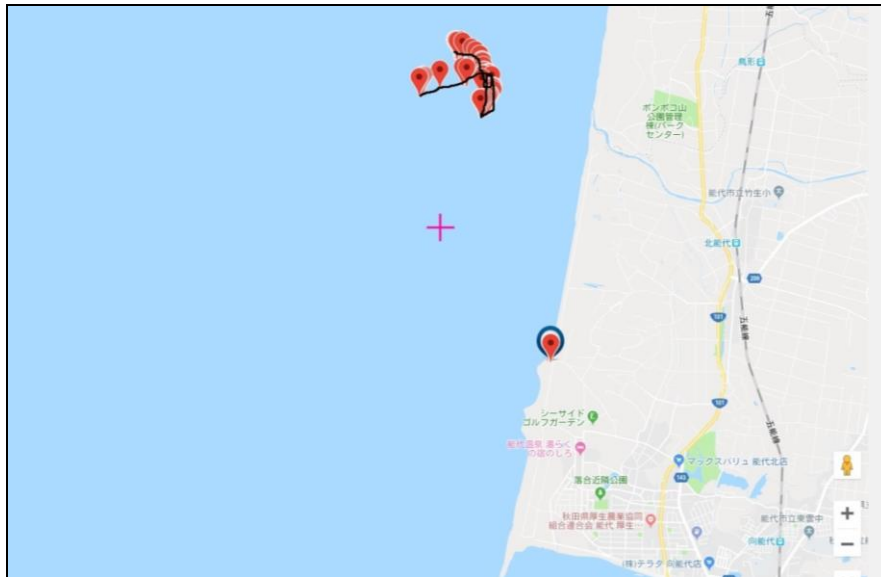


図 18 取得した座標-全体

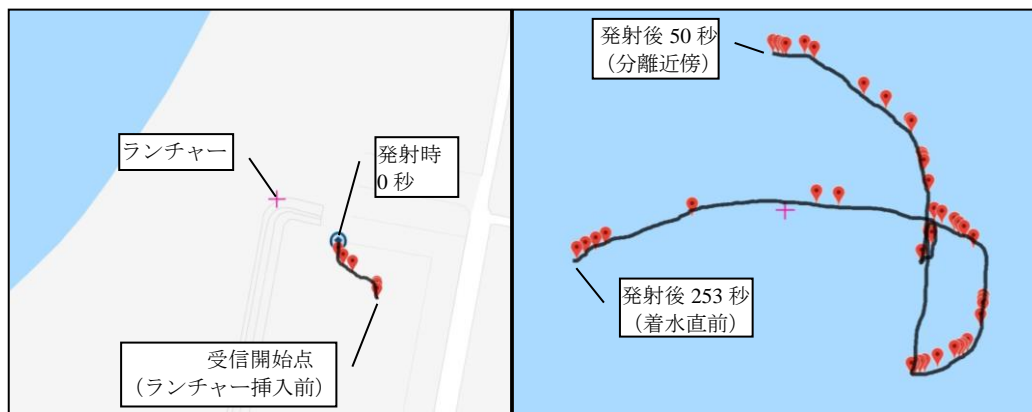


図 19 取得した座標-射場拡大 (左), 海上拡大 (右)

打ち上げ後にフライト時の風や酸化剤充填量を用いた飛行シミュレーションによりフライト結果とのコリレーションを行った。高度に対する風向風速の変化を模擬するため打上時刻に最も近い時刻において気象庁が予測した高度に対する風向風速データ[11]を用いた。ただしこのデータは当該時間帯での最大値であるため、打ち上げ時の風向風速そのものではないため打ち上げ時に地上で実測した風向風速と気象庁が予測した高度に対する風向風速データの地上での値を比較し比例倍したものをを用いた。パラシュート開傘タイミングはフライトデータから得た時間を用いた。

解析結果を表 5 および図 20 に示す。コリレーション解析結果は打ち上げ結果とよい一致を示しており、解析手法と計測データ双方の精度が信頼できるものであることを示している。実験で設定した警戒区域 (図 20 内の赤線) の中に納まっていることが確認できる。また、解析と実際の落下位置のずれは図中に示すように直線距離で 1.4 km であった。この差は上述のように解析においては実測した風速分布を用いられていないことや、パラシュートや機体の抗力特性の精度によると思われる。

表 5 コリレーション解析の結果と打ち上げ結果の比較

項目	コリレーション解析	打ち上げ結果
最高高度	6588m	6204m
最大速度	337m/s	302m/s

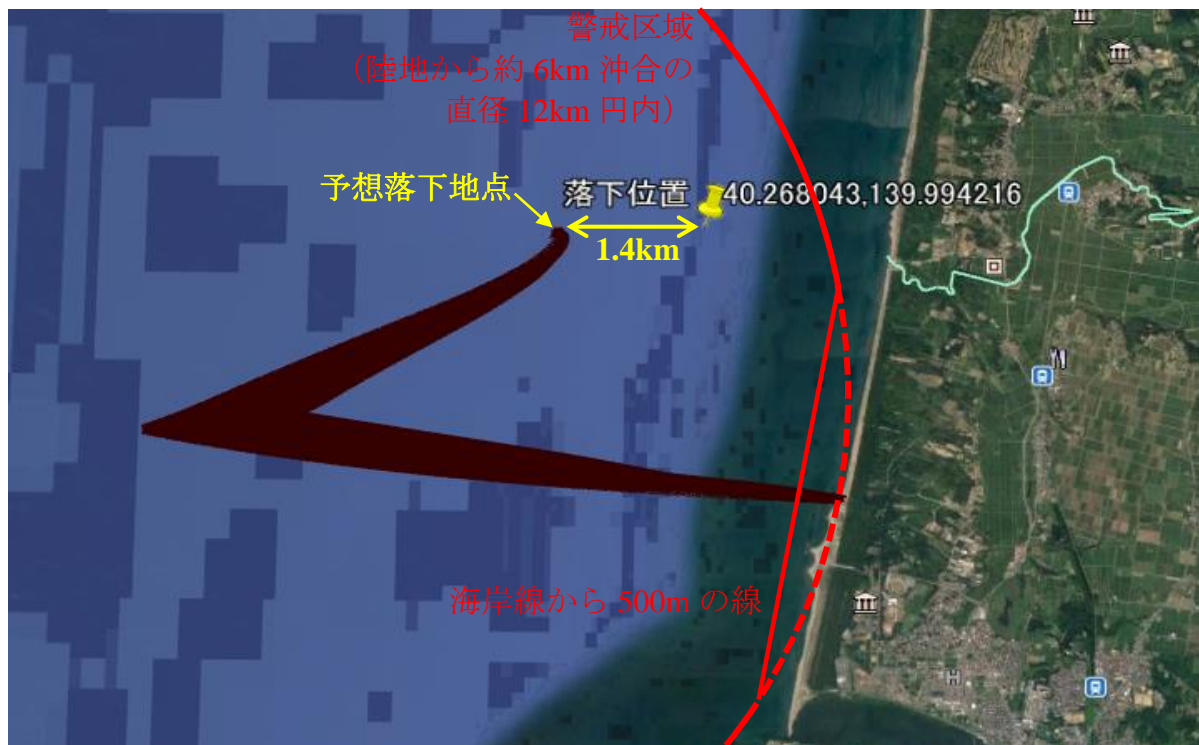


図 20 コリレーション解析の結果

6. おわりに

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。機体各部の詳細設計の基礎値を決定するために概念設計を行い、質量の概算は詳細設計後も大きな変更はなかった。このことから、質量概算時に強度設計を考慮することで、概念設計においての質量精度が高く保つことが可能であることが示された。

また、打上試験で開発・製作を行った機体の実証を行うことでエンジン燃焼、データ取得の実績を得ることができた。テレメトリ装置にて得られたデータを解析したところ最高到達高度は 6.2 km であり、2017年度の記録 4.8 km 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が課題となる。

参考文献

- [1] 館山哲也, 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, 航空宇宙技術, 17 巻 p. 237-243, 2018.
- [2] Cesaroni Technology Incorporated, <http://www.hypertekhybrids.com/manual.pdf>, February 2018.
- [3] 館山哲也, 高野敦: ハイブリッドロケットにおける低コスト・軽量酸化剤タンクの開発, 航空宇宙技術, 19 巻, p. 19-26, 2020.
- [4] 諸星宏樹, 鎮目夢玄, 田原鴻一, 館山哲也, 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, 2018.
- [5] 西野沙也佳, 館山哲也, 船見祐揮, 高野敦: 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, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2018-022, 2018.
- [6] 館山哲也, 船見祐揮, 高野敦: 到達高度 100km を目指すハイブリッドロケットにおける構造設計を考慮した最適酸化剤, 第 1 回 ハイブリッドロケットシンポジウム, HR-2018-003, 2018.
- [7] 戸川隼人, 石黒登美子, 山本浩通: スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム, NAL TM-145, 航空宇宙技術研究所, 1967.
- [8] 北野裕己, 西野沙也佳, 高野敦: ハイブリッドロケット用無火薬式分離機構の開発と打ち上げ実験評価, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2018-026, 2019.
- [9] 島崎拓己, 石津陽基, 武田直毅, 武井知葉, 高野敦: テレメトリ装置の開発と伊豆大島打ち上げ結果, 8th UNISEC Space Takumi Conference, UNISEC 2018-003, 2018.
- [10] 吉田誠, 島崎拓己, 高野敦: ハイブリッドロケット用テレメトリ装置の開発と打上結果, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2018-024, 2019.
- [11] 気象庁ホームページ> 各種データ・資料 > 過去の気象データ検索 > 秋田 2018 年 10 月 6 日 (10 分ごとの値),
https://www.data.jma.go.jp/obd/stats/etrn/view/10min_s1.php?prec_no=32&block_no=47582&year=2018&month=10&day=6&view, 最終閲覧日 2020 年 2 月 28 日.
- [12] 島崎拓己, 鈴木理史, 高野敦: 超小型ハイブリッドロケットの空力弾性, 第 34 回宇宙構造・材料シンポジウム, B03, 2018.
- [13] 山口雄介, 立花優, 高野敦: 5m ハイブリッドロケット用 12m ランチャーの開発, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2018-025, 2019.
- [14] JIS B 8830: 2001. クレーン—風荷重の評価.