

到達高度 15km を目指すハイブリッドロケットの概念設計

包景軒^{*1}, 喜多村竜太^{*2}, 高野敦^{*2}, 船見祐揮^{*3}

*1 神奈川大学大学院

*2 神奈川大学

*3 防衛大学校

Conceptual design of a hybrid rocket toward an altitude of 15km

Jingxuan BAO ^{*1}, Ryuta KITAMURA ^{*2} and Atsushi TAKANO ^{*2}, Yuki FUNAMI ^{*3}

*1 Kanagawa University graduate school

*2 Kanagawa University

*3 National Defense Academy

ABSTRACT

The laboratory is working on the development of micro hybrid rockets to launch micro satellites quickly and inexpensively. The goal is to reach an altitude of 100 km in 2022. This year, the engine length and grain outer diameter were designed through conceptual design, and the engine performance, combustion chamber characteristic length, and maximum altitude were calculated. A hybrid rocket that can reach 15km was designed. Based on this conceptual design, detailed design of the fuselage, separation mechanism, on-board instrument, fins, fin stays, oxidant tank, and engine was performed. In order to reach higher altitudes from 2018, the entire aircraft was also enlarged. In this report, we will summarize these results and develop future hybrid rockets.

Keywords: Hybrid rocket, 15km altitude, Conceptual design, Engine performance

概要

超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるため、超小型ハイブリッドロケットの開発・製作に取り組んでいる。目標は2022年に高度100kmに到達することである。今年度は概念設計を通して、エンジン長さと同径の設計を行い、エンジン性能、燃焼室特性長さおよび最高到達高度を算出し、15kmへ到達可能なハイブリッドロケットを設計した。また、この概念設計を基に胴体、分離機構、搭載計器、フィン、フィンステー、酸化剤タンク、エンジンの詳細設計を行った。2018年より更なる高高度を到達するため、機体全体の大型化も行った。本報告においてこれらの結果をまとめ、今後のハイブリッドロケットの開発につなげる。

1. はじめに

近年、大学などで超小型衛星の開発・打ち上げが増加している。しかし、打ち上げは大型ロケットへの相乗りで行われており、打ち上げ時期や軌道の選択の自由度は小さい。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。

当研究室では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・製作をしている。ハイブリッドロケットは安全、爆発しない、迅速に打ち上げることができる。また、2014年の設立から毎年打上試験を行い、より高高度への到達を目指している。2015年には独自ハイブリッドエンジンの開発に着手し^{[1][2]}、2016年には初の1kN級の独自開発エンジンを搭載したロケットの打ち上げに成功し、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の酸化剤タンクは市販の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。市販の酸化剤タンクの容量が限られるため、同年に酸化剤タンクの独自開発。及びエンジンの大型化

開発を行った。2017年に独自開発タンク（8.6 L）^[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4.8 kmを記録した^[6]。2018年は更なる高高度到達を目指し、機体の外形を120mmから150mmに増やし、到達高度6.2kmに到達した^[7]。そして2019年は2018年より更なる高高度到達を目指し、機体全体の大型化も行った。

2. 概念設計

概念設計の目的は、あらかじめ現実的な寸法や性能を算出しておくことで、機体各部の詳細設計の出発点とすることである。また、本研究では、限られたスケジュールの中で迅速に結果を出すために、精度は求めず手計算レベルで概念設計を行った。

概念設計の目標は最高到達高度が15km以上となるような設計を行った。また、 c^* 効率を確保するため、燃焼室特性長さ L^* を2018年度機体より長くした。

また、概念設計の出発点を以下に示す。

- ・安価で迅速に製作するため、昨年度同様、酸化剤タンクは胴部および上下蓋部の3つで構成し、胴部に関しては旋盤を用いて加工する方針とした。
- ・酸化剤タンクの外径は市販の素材の制約より、外径と共に肉厚も厚くなるため、重量が増加する。そのため、外径は2018年機体と同じく150mmとした。
- ・大型化のため、酸化剤質量は神奈川大学が保有する燃焼試験設備に格納出来る最大限の高さから26kgとした。これは2018年機体の13kgの2倍である。
- ・グレインの質量も酸化剤に合わせ2018年機体の3.6kgの2倍の7.2kgとした。
- ・分離機構及び搭載計器は2018年と同一、あるいは一部改善したものを搭載することで重量増を抑える。

2.1. エンジン長さとグレイン外径の設計

酸化剤重量 m_0 と酸化剤密度 ρ_0 よりタンク体積 V_{tk} を計算する。タンクの外径 d とタンク体積 V_{tk} よりタンク長さ l_{tk} を計算する。ただし、比推力、 O/F 、燃焼室内圧などのエンジンの特性値は昨年度から変化がないと前提で設計を進めた。

$$V_{tk} = \frac{m_0}{\rho_0} \quad (1)$$

$$l_{tk} = \frac{4V_{tk}}{\pi d^2} \quad (2)$$

昨年度機体からのエンジン及びタンクを合わせた部分の延長量を指定することでエンジン長さ l_{engine} を決定し、式(3)のように燃焼室長さ l_{mt} を求める。

$$l_{mt} = l_{mt2018} + (l_{tk2018} - l_{tk}) + (l_{engine} - l_{engine2018}) \quad (3)$$

ロケットの搭載計器に過大な加速度を負荷しないように最大加速度は $G=10$ [m/s²]と制限する。打上時重量 M_o と最大加速度 G と重力加速度 $g=9.80665$ [m/s²]より最大推力 F_{max} が計算出来る。この最大推力と昨年度実績を用いて、式(5)より燃焼室断面積 A_{mt} を求め、式(6)より燃焼室内体積 V_{mt} を計算する。

$$F_{max} = M_o G g \quad (4)$$

$$A_{mt} = A_{mt2018} \frac{F_{max}}{F_{max2018}} \quad (5)$$

$$V_{mt} = A_{mt} l_{mt} \quad (6)$$

式 (7) より燃料燃焼量 m_f は

$$m_f = \frac{m_0}{O/F} \quad (7)$$

となる。なお、 O/F は 2018 年燃焼試験の実測値を使用した。

グレインの密度 ρ_f と必要なグレイン質量 $m_f = 7200[\text{g}]$ より必要なグレイン体積 V_f 算出し、また、式 (9) より、燃料燃焼体積 V_{mt} と必要なグレイン体積 V_f と燃焼室長さ l_{mt} からグレイン外径 d_{gr} が算出できる。

$$V_f = \frac{m_f}{\rho_f} \quad (8)$$

$$d_{gr} = \sqrt{\frac{4V_{mt} + V_f}{\pi l_{mt}}} \quad (9)$$

2.2. エンジン性能と燃焼室特性長さ L^* の算出^[8]

まず、最大推力 F_{\max} と推進剤重量 m_p は式 (4) 及び (10) を用いて求める。

$$m_p = m_0 + m_f \quad (10)$$

また、トータルインパルス I_t 、燃焼時間 t_b 、平均推力 \bar{F} は式 (11) ~ (13) で求められる。なお、比推力 I_{sp} は 2018 年燃焼試験の実測値を使用した。

$$I_t = I_{sp} m_p g \quad (11)$$

$$\bar{F} = \bar{F}_{2018} \frac{F_{\max}}{F_{\max 2018}} \quad (12)$$

$$t_b = \frac{I_t}{\bar{F}} \quad (13)$$

次に燃焼室特性長さ L^* を算出する。

式 (14) よりノズルスロート断面積 A_t を求める。ただし、燃焼室内圧 $p = 3.5[\text{MPa}]$ 、推力係数 $C_F = 1.5$ とする。

$$A_t = \frac{F_{\max}}{p C_F} \quad (14)$$

式 (15) より燃焼室特性長さ L^* が求まる。

$$L^* = \frac{V_{mt}}{A_t} \quad (15)$$

推進剤密度は

$$\rho_p = \frac{m_p}{m_f / \rho_f + m_o / \rho_o} [\text{g/mm}^2] \quad (16)$$

となる。また、式 (16) (17) より推進剤流量 \dot{m}_p を求めることで、滞留時間 τ_s を求められる。

$$\dot{m}_p = \frac{m_p}{t_b} \quad (17)$$

$$\tau_s = \frac{\rho_p V_{mt}}{\dot{m}_p} \quad (18)$$

2.3. 最高到達高度の算出^[9]

最高到達高度を算出するため、有効排気速度 u_e と飛行体の質量比 ϕ を求める必要がある。有効排気速度 u_e は比推力 I_{sp} と重力加速度 g から求められる。

$$u_e = I_{sp} g \quad (19)$$

飛行体の質量比 ϕ は機体全体の質量（燃焼前）と機体全体の質量（燃焼後）の比である。

$$\phi = \frac{M_0}{M_b} \quad (20)$$

燃焼終了時の速度 v_b [m/s]は

$$v_b = u_e \ln \phi - A_2 g t_b \quad (21)$$

となる。ここで A_2 は燃焼終了までの空気抵抗係数である。この値は過去のフライト実績から経験的に $A_2=3.0$ を用いた。

燃焼終了時間における飛行高度 h_b [m]は

$$h_b = u_e t_b \left\{ 1 - \frac{\ln \phi}{\phi - 1} \right\} - \frac{g t_b^2}{2} A_1 \cos \theta \quad (22)$$

となる。ここで A_1 は燃焼終了から頂点到達時刻までの空気抵抗係数である。この値も過去のフライト実績から経験的に $A_1=3.0$ を用いた。ここで、 θ は発射角で、 $\theta=90^\circ$ の時、ロケットが水平に飛行する。

燃焼終了後における飛行高度 h_i [m]は

$$h_i = \frac{V_b^2 \cos^2 \theta}{2 A_2 g} \quad (23)$$

となる。

最高到達高度 h_f [m] は燃焼終了時間における飛行高度 h_b と燃焼終了後における飛行高度 h_i の和で求まる。

$$h_f = h_b + h_i \quad (24)$$

2.4. 概念設計結果

概念設計結果の結果を表 1 に示す。

2019年機体の全長は4019mmである。2019年機体の酸化剤質量は2018年機体の13kgの2倍の26kgとした。また、推進剤重量/打上時重量は41%から58%に向上した。そのため、概念設計上の最高到達高度は2018年の10.7kmから15.9kmに向上した。

表1 概念設計結果

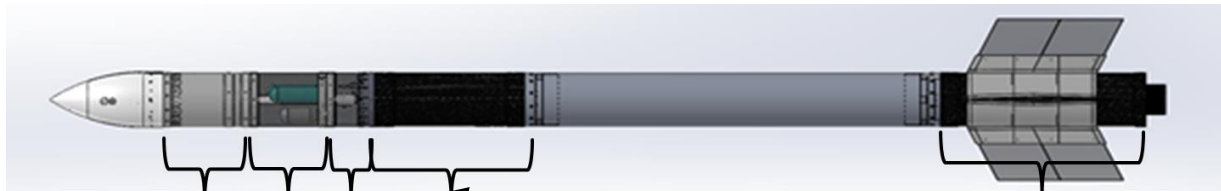
	2018年	2019年	備考
機体長さ[mm]	2917	4019	
機体外径[mm]	150	150	
打上時重量[kg]	37.4	54.1	酸化剤満充填時
酸化剤充填量[kg]	13	26	2018年度の2倍
酸化剤タンク長さ[mm]	855	1940	
エンジン長さ[mm]	763	780	
グレイン質量[kg]	3.6	7.2	2018年度の2倍
グレイン外径[mm]	110	130	
燃焼室特性長さ L^* [m]	1.17	1.35	
最高到達高度[km]	10.7km	15.9km	2019年の飛行シミュレーションの最高到達高度は12.8km

3. 詳細設計

概念設計結果を基に詳細設計を行った。

3.1. 胴体

横風突風^[10]による曲げとダイバージェンス^[11]を考慮して胴体の詳細設計を行った。図1に示すように、胴体の材料にはGFRPおよびCFRPを用い、積層構成については、横風突風による曲げとダイバージェンスと軸方向の圧縮座屈を考慮して決定した。



	分離部一段目	分離部二段目	分離部三段目	計測部	下部
材料	GFRP	CFRP	CFRP	GFRP	CFRP
積層構成	[-45/0/45/0/-45/0/0 _(1/2)]s	[-65/0/65]s	[-65/0/65]s	[-45/0/45/0/-45/0/0 _(1/2)]s	[-55/0/0/55/0]s
積層数	13層	6層	6層	13層	10層
長さ [mm]	230	202	128	401.5	770
外径 [mm]	152.5	150.7	152.5	152.5	151.2

図1 胴体の詳細設計結果

また、機体胴体を接合させるための部品にはカプラを用いた。ただし、2019年カプラ（図3）は2018

年カプラ（図2）と同形状だが、軽量化のため、材料はアルミからCFRPに変更した。



図2 2018年カプラ



図3 2019年カプラ

3.2. 分離機構

分離機構は一段目分離部と二段目分離部の二つで構成されている。分離機構一段目は図4に示すようなフェアリンク分離機構（図5）で、樹脂ボルトをニクロム線で焼き切る無火薬式分離ボルトを用いた。また、先端はキャップ型であり、下部には分離スイッチモニタを搭載した。

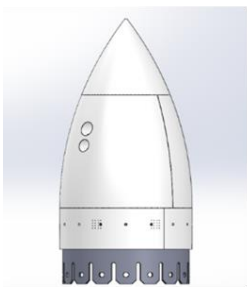


図4 分離機構一段目

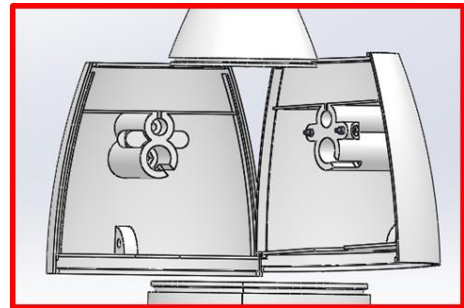
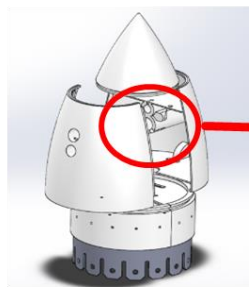


図5 フェアリンク分離機構（左；分離前，右；分離後）

分離機構二段目には図6に示す無火薬式セパレーションナット（図7）による分離機構を用いた。機体降下中にメインパラシュート及び展開式フロートを展開する。そして、分離機構二段目は分離スイッチモニタを搭載した。

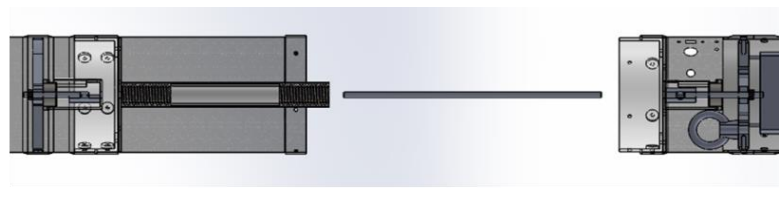
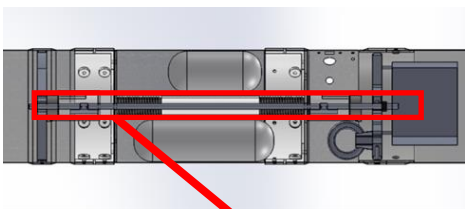


図6 分離機構二段目（左；分離前，右；分離後）

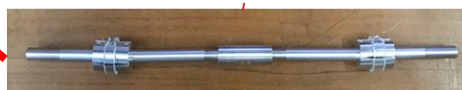


図7 セパレーションナット

分離機構一段目のパラシュートは、打ち上げ軌道頂点で開傘する。その時、パラシュートによる開傘衝撃荷重は、機体にせん断曲げを与えるため、2018年機体の固定ボルトは曲がってしまった。そのため、2019年機体は開傘する時に固定ボルトが曲がらないようにセパレーションナットの最大保持軸力を考慮して設計を行った。また、開傘する時に機体胴体を接合部分にもせん断曲げを与え

るためベアリング強度^[12]も考慮し設計した。

3.3. 搭載計器

2019年機体の独自開発ロガー、テレメトリ大気圧およびテレメトリGPSの信頼性を向上するため、万能基板からプリント基板に改良した。各搭載計器を表2に示す。

表2 各搭載計器

名称	台数	機能	水密処理
独自開発ロガー	1	気圧, 気温, 3軸加速度, 3軸ジャイロ	プラボックス IP67
MSRロガー	1	気圧, 3軸加速度	
テレメトリ大気圧	2	気圧, 気温	タッパー
テレメトリGPS	1	GPS	
分離系回路	2	分離モニタ	なし
カメラ	1	映像	ケース

3.4. フィン, フィンステー

2019年機体をより軽量化するため、フィンの構造は2018年のCFRPの中実構造(図9)から2019年のCFRPのハニカムサンドイッチ構造^[13](図8)に変更した。また、フィンステーの材質はABS樹脂(図11)からCFRP(図10)に変更した。フィンおよびフィンステーの質量は表3に示す通りであり、2064[g]から1008[g]への軽量化に成功した。



図8 CFRPハニカムサンドイッチフィン



図9 CFRP中実構造フィン



図10 CFRPフィンステー

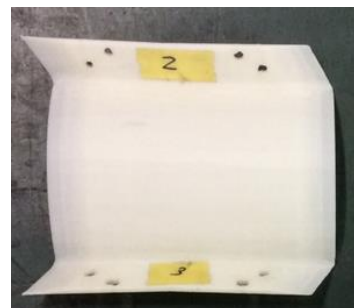


図11 ABS樹脂フィンステー

表3 フィンとフィンステーの材料および質量

	2018年	2019年
フィン材料	CFRP (中実構造)	CFRP (ハニカムサンドイッチ)
フィン質量 [g]	1940	640
フィンステー材料	ABS樹脂	CFRP
フィンステー質量 [g]	706	368
質量合計 [g]	2646	1008

3.5. 酸化剤タンク，エンジン

一般的な圧力容器は図12に示すように金属ライナーをCFRPなど強化する金属ライナー方式で作製される。この方式による酸化剤タンクは特殊な加工方法を要し、マンドレルやCFRP自動巻きつけ装置などが必要になるため、初期費用がかかる^[14]。

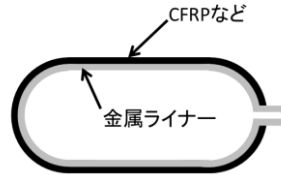


図12 ライナー式圧力容器

そこで、独自開発酸化剤タンクでは低コスト化のため、強度保証が難しい溶接を避け、旋盤加工を採用した。また、内部確認を容易にする、仕上げ試験後に蓋を取り外すことで丸洗いができる、再利用が可能である、などの観点から、図13に示すように胴部、上下蓋部の3つの部品で構成し、胴部と上下蓋部はねじで締結するものとした^[15]。

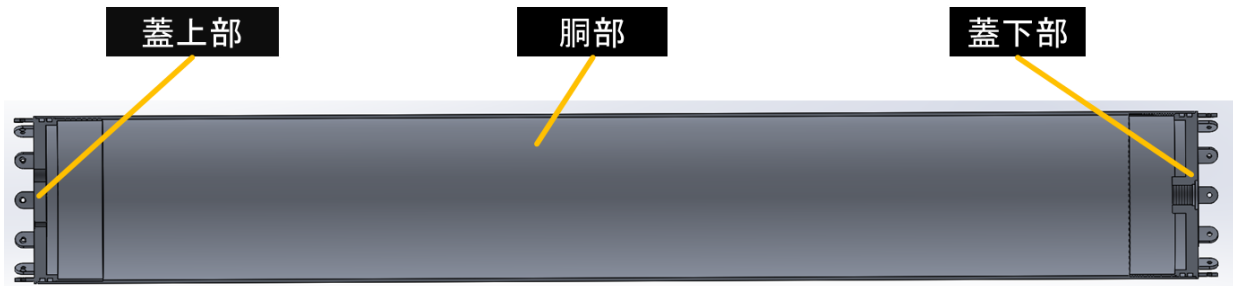


図13 独自開発酸化剤タンク

独自開発エンジンの構造を図14に示す。旋回成分(図15)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ため、グレインは星型フラクタル旋回形状とした^[16]。モーターケースとインジェクターとハウジングはねじで締結するものとした。モーターケースも旋盤加工を採用した。火炎を止めるため、アブレーターは不燃性材料のGFRPを使用した。

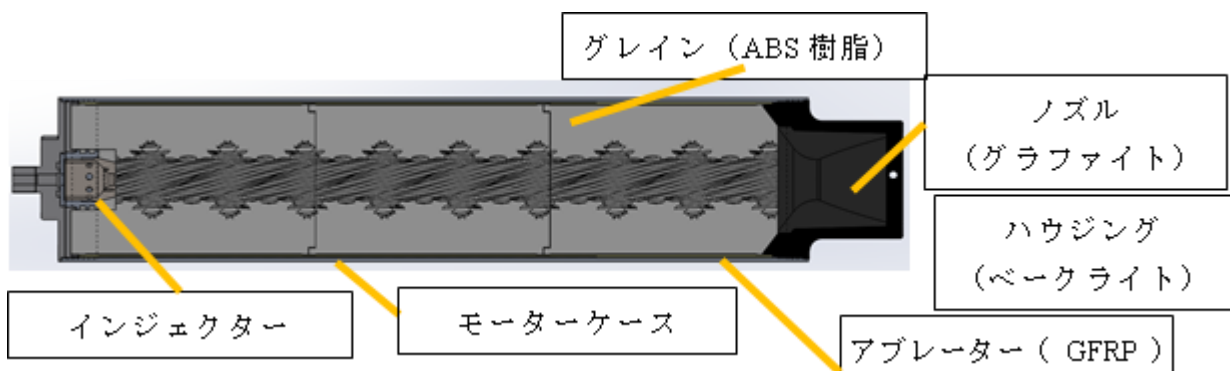


図14 独自開発エンジン



図15 星型フラクタル旋回形状グレイン (左；軸方向断面，右；円周方向断面)

4. まとめ

ハイブリッドロケットの到達高度15kmを目指し、エンジン長さでグレイン外径の概念設計を行い、エンジン性能、燃焼室特性長さおよび最高到達高度を算出した。また、この概念設計を基に胴体、分離機構、搭載計器、フィン、フィンステー、酸化剤タンク、エンジンの詳細設計を行った。

その結果、2019年機体は機体全体およびエンジンの大型化、また、フィンにハニカムサンドイッチ構造を採用することで軽量化を実現した。また、推進剤を増やすことで、推進剤重量/打上時重量は41%から58%に向上した。そのため、概念設計上の最高到達高度は2018年の10.7kmから15.9kmに向上した。2018年の打ち上げ試験の6.2kmから12.8kmへの向上が期待出来る。

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, 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-2017-2.106, 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-2017-005.2018.
- [7] 西野沙也佳, 舘山哲也, 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結果, Space Takumi Conference, 2019.
- [8] 永田晴紀: 宇宙推進工学(ロケット), UNISEC 宇宙工学講座(16-A61), 2016.
- [9] 久保田浪之介: ロケット燃料工学, 日刊工業新聞社, PP.4~7, 1995.
- [10] 幸節雄二, 液体ロケットの構造システム設計, 九州大学出版会, 2013年.
- [11] 池田健, ロケットのボディダイバージェンスについて, 航空学会誌, 第7巻, 第70号.
- [12] 島崎拓己, 鈴木理史: 超小型ハイブリッドロケットの空力弾性及び飛行シミュレーション, 神奈川大学卒業論文 (2018).
- [13] 小林繁夫: 航空機構造力学, プレアデス出版, pp.106, 2014
- [14] 西野沙也佳, 高野敦: ハイブリッドロケットにおけるFRP製軽量酸化剤タンクの開発, 日本航空宇宙学会, 第50期年会講演会, 1E13, 2019.
- [15] 舘山哲也, 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, 第62回宇宙科学技術連合講演会, 1N13, 2018.
- [16] 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, 2018.