

ハイブリッドロケットエンジンの軽量化, 大推力化および高燃焼効率化 (2019)

高野 敦* 船見 祐揮** 喜多村 竜太*** 正井 卓馬****

Research and Development of a Light-Weight, High-Thrust and High-Efficiency Hybrid Rocket Engine in 2019

Atsushi TAKANO* Yuki FUNAMI** Ryuta KITAMURA*** Takuma MASAI****

1. 緒言

現在, 大学や中小企業によって数 kg から数十 kg 程度の超小型衛星が盛んに開発されており, 今後一層その開発が活発化することが見込まれている^[1]. そのような背景の下で, 超小型衛星を軌道へ適時投入可能な, かつ, 低コストのロケットを求める声が高まっている. その要求に応え得るロケットの候補としてハイブリッドロケットが挙げられる. 燃料としてプラスチックを, 酸化剤として液体酸素や亜酸化窒素を用いることが一般的であり, 火薬を用いないことから安全性が高く, 製造や運用の過程で管理費を抑えることが可能である.

著者らもこの点に着目し, ハイブリッドロケットエンジンの開発と研究を行ってきた. エンジンの発生推力を増強するために, 固体燃料の表面積を増やして燃料ガス発生量の増加につなげることを意図し, 3D プリンタを用いた複雑形状燃料の開発を実施した. 星形フラクタル形状燃料における酸化剤供給量と燃料ガス発生速度の関係性の把握^[2], 星形フラクタル旋回形状燃料の性能評価^[3], 低損耗ノズル材料の選定^[4], 構造設計を考慮した酸化剤の選定^[5]などといった点で成果を得ている. 星形フラクタル形状燃料に関しては 2017 年度のロケット打ち上げにて実際に使用された^[6]. また, 星形フラクタル旋回形状燃料に関しては当初の計画推力 2 kN を上回る推力 2.9 kN を達成した. そのエンジンをさらに大型化して 2018 年度の打ち上げに使用し, 高度 6.2 km を達成した^[7]. しかしながら超小型衛星打ち上げ用ハイブリッドロケットの実現を考えると, まだ克服すべき課題は残されている.

本共同研究においては, 到達高度 15 km を目標にさらなる推力増強を見据え, 酸化剤タンクを含めたエンジンシステム全体を精査した上でエンジン及び酸化剤タンクの大型化・軽量化に取り組んだ. また, レベルセット法を用いた燃料後退速度の評価ツールを改良し,

それを用いて 2019 年度開発エンジンの燃焼試験結果を解析した.

2. トータルインパルス 50 kNs 級エンジンの開発^[8]

目標到達高度 15 km 達成のため, 推力 50 kNs 級エンジンを開発した. 機体全体に対する概念設計結果において, 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タンク高さから 26 kg と決定した. 酸化剤に合わせてグレインの質量も 2018 年度機体における 3.6 kg の 2 倍である 7.2 kg が必要となった. また機体の外径は酸化剤などの搭载体積と空気抵抗軽減の観点から 150 mm と決定した. モーターケース外径を機体外径と一致させた場合, 燃焼中にモーターケースが高温になり, 機体に直接接着されたフィンなどの構造物が熱で軟化して強度低下する恐れがあるため, モーターケースの外径は機体外径より 10 mm 細くして 140 mm とした. さらに, モーターケースは厚さ 3 mm, 内径 134 mm で, アブレーターの厚さは 3 mm であるので, 2019 年度のグレインの外径を 128 mm とした. また, 2019 年度のグレイン長さは概念設計の燃料重量を 7.2 kg にした結果により, 748 mm とした.

グレインのポート形状は 2018 年度と同様に星形フラクタル旋回形状を採用した. グレイン外径 128 mm, グレイン長さ 748 mm, グレイン重量 7.2 kg を満足するようにポートの寸法を設計した結果, 星形フラクタルの外接円径は 72 mm となった.

また, 実際に 3D プリンタで造型を試みたが, 1 つ作成するのに 36 時間と膨大となり, さらにグレイン密度が目標値よりも低くなってしまふなどの問題が発生した. そこで, グレインを内側と外側に分け, 内側のポートを含む部分は 3D プリンタで造型し, 外側は市販のプラスチックパイプを用いることで製作時間を 36 時間から 18 時間に短縮することが出来た.

これらを反映した設計結果として, グレインが酸化剤に触れる面積が 2018 エンジンの約 2.55 倍となり, 最大推力は 2018 エンジンの約 1.59 倍になった (表 1).

打ち上げ試験に向けて, エンジンの健全性確認やトータルインパルス等のデータ収集を目的に燃焼試験を行った. その結果を表 2 及び図 1 に示す. トータルインパルス (推力の時間積分) は 50 kNs を達成した^[8]. しかし表 2 に示すように最後まで正常燃焼する場合とエンジンが破裂する場合がみられた. 7 月 13 日の燃焼試験では燃

*准教授 機械工学科

Associate Professor, Dept. of Mechanical Engineering

**講師 防衛大学校

Lecturer, National Defense Academy

***助教 機械工学科

Assistant Professor, Dept. of Mechanical Engineering

****客員研究員 工学研究所

Visiting Researcher, Research Institute for Engineering

表1 推力の比較

モーターサイズ	最大推力 F_{max10} [kN]	トータル インパルス [kNs]	比推力 (実測値) [s]	燃焼時間 [s]	ポート 表面積 A_p [m ²]
2018エンジン	1.8	23.7	153	28	0.245
2019エンジン	3.4	50.9	182	43	0.625

表2 燃焼試験結果

日付	グレイ 燃焼量 [kg]	最大推力 F_{max10} [kN]	トータル インパルス [kNs]	比推力 [s]	燃焼 時間 [s]	備考
7/13	5.02	2.7	49.6	161	36	不具合1:燃焼中に ノズルの破片が飛散
7/15 1回目	4.88	2.9	52.0	171	39	正常燃焼
7/15 2回目	0.49	-	-	-	-	不具合2:インジェクター部から破裂 グレインとハウジング が飛散・山に刺さる
8/19	5.02	3.4	50.9	182	43	正常燃焼
8/31	0.14	-	-	-	-	不具合3:タンクとインジェクターを つなぐ配管から破裂。 グレインとハウジングが飛散・山に刺さ る
9/21 1回目	5.04	2.9	51.4	197	37	正常燃焼
9/21 2回目	4.86	3.3	40.1	146	31	不具合4:燃焼十数秒後にノズルが飛散。
11/2	0.32	-	-	-	-	不具合5:エンジンが点火直後に破裂。
12/14	3.16	2.7	34.9	119	18	不具合6:約18秒間燃焼した後、 ノズルがハウジングごと飛散。 山に刺さる。

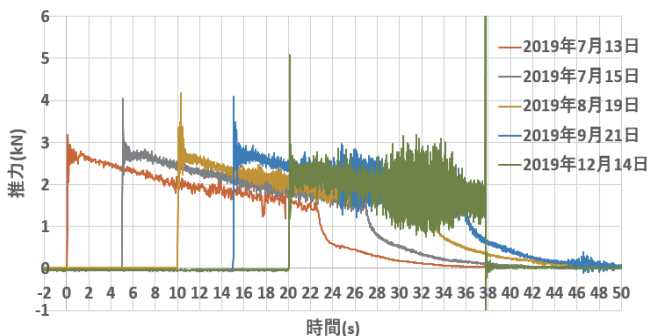


図1 燃焼試験における推力の時間変化

焼中にノズルが半分に割れてしまった。原因は、ノズルハウジングの穴加工の際にノズルも削ってしまい、端部に割れやひびが生じたことによる応力集中であると推測された。

7月15日の2回目の燃焼試験ではエンジンが破裂した。原因としてはステム（酸化剤供給配管）先端にグラインダの削り跡が残る、さらにヤスリ掛けに目の粗いものを用いたために、Oリングとの隙間から酸化剤である亜酸化窒素が漏れ、点火と同時に自己発熱分解反応を起こしたためと考えられた。そこで、ステム製作時にOリングとはめ合わせる際に傷や溝が付かないようにステム先端を仕上げることにした。

8月31日の燃焼試験ではエンジンと酸化剤タンクをつなぐ配管が破裂した。そこで、インジェクターに接続するねじを確認したところ、潤滑剤 PN55 とみられる液体が付着していた。さらに配管を切断したところ、インジェクターの近傍では焦げた形跡が見つかったが、タンクと逃がし弁をつなぐ配管には焦げた形跡が見当たらな

かった。このことから、破裂はインジェクターの近傍で起こり、ねじ締結部に塗布した PN55 の成分が触媒となり、亜酸化窒素の自己発熱分解反応が起こったことが原因であると考えられた。今後は潤滑剤 PN55 を使わずに配管締結をすることとした。

9月21日の2回目の燃焼試験では点火から十数秒後にノズルが飛散した。これはノズルのR部の応力集中が原因であると考えられた。SOLIDWORKS や Marc による応力解析からノズルのR部周辺に最も応力がかかっていることが分かった。このことからノズルのR部を廃止することとした（図2）。

改良したノズルを用い燃焼試験を行った。しかし、他の部位で亜酸化窒素の自己発熱分解反応と思われる事象による破裂が相次ぎ、打ち上げには至らなかった。11月2日の燃焼試験では点火直後にエンジンが破裂した。これはステムとはめあうOリングに塗布したグリスを触媒とした亜酸化窒素の自己発熱分解反応が原因であると考えられ、このことからエンジン内部のOリングにもグリスの塗布を廃止することとした。反応の原因となったと思われるOリングを図3に示す。

12月14日の燃焼試験では点火後18秒にてノズルが飛散した。原因としては、試験後のエンジン分解時にグレインのインジェクター側に穴が開いていたことから判断すると、その穴から未燃の亜酸化窒素を含む燃焼ガスが漏出して自己発熱分解反応を起こした可能性がある。さらにインジェクターが大きいことから火炎の熱放射を受けてインジェクター内部のOリングが熱せられたため、Oリングが触媒となり、亜酸化窒素の自己発熱分解反応によって破裂が起きた可能性も考えられる。以上のことからグレインとインジェクターとのはめあいの改良を実施した。加えて、インジェクターの改良が必要となるとともに、公知の文献などを調べても情報の少ない亜酸化窒素の自己発熱分解反応に対する基礎的な研究も必要となる。

エンジンの性能を評価する上で燃焼効率は重要なパラメータと

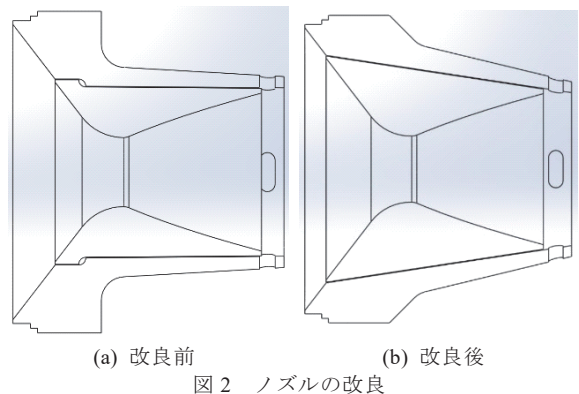


図2 ノズルの改良



図3 11/2実施の燃焼試験（エンジン破裂）後に回収したOリング

なるが、ロケットエンジンにおいては特性排気速度と呼ばれる指標を基に効率を評価することが一般的に行われている。開発したエンジンの試験においてはこれまで述べてきたように種々のトラブルに見舞われたが、その影響が比較的小さいと思われる試験の結果に対して補正を行うことによって、特性排気速度効率の算出を行った。その結果を図4に示す。いずれも8割弱とまだ改善の余地が見られる値となっているが、今後の高効率化に向けて参考となる大型エンジンのデータを取得することができた。

以上のように本研究期間中では燃焼試験にてエンジン破裂が度重なり、打ち上げ試験を実施する事はできなかった。その一方で、トータルインパルスは50.9 kNs以上となり、目標の50 kNsを達成することができた。ただし、特性排気速度効率についてはまだ改善の余地が見られるものとなった。エンジンの設計・制作に関しては、グレインを内側と外側に分割することにより、作業時間削減を実現した。また、エンジン製作にあたり潤滑剤の塗布を行わないことによりエンジン破裂を防げる可能性を見出した。

3. レベルセット法を用いた50 kNs級エンジン燃焼試験結果の解析

ハイブリッドロケットエンジンの評価指標の一つとして燃料後退速度が挙げられる。これは燃料ガスの発生速度に直結するパラメータであり、発生推力へと影響を与える。燃焼の観点でみると、酸化剤と燃料の混合割合であるO/Fは燃焼状態に大きな影響を与えるパラメータであり、燃焼効率にも影響する。このO/Fを決めるにあっても燃料後退速度についての理解は鍵となる。また、燃料後退速度は固体燃料グレインの設計においても必要不可欠な情報となる。これらを踏まえて2018年度では、星形フラクタル旋回形状ポートを有する固体燃料グレインへの適用を見据えて、三次元のレベルセット法を用いた平均燃料後退速度の評価手法を開発した^[9,10]。レベルセット法とは界面の時間変化を捉えるための数値解析手法の一種であり、符号付距離関数として定義されるレベルセット関数についての移流方程式を解く手法である^[11]。固体燃料グレインの表面を固気界面として取り扱い、固体燃料の気化に伴って表面が後退していく挙動をレベルセット法により数値解析することで、固体燃料の消費質量と固体燃料表面の後退距離に関するデータベースを作成する。ハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験結果とそのデータベースを照らし合わせることで固体燃料表面が後退した平均の距離を推測し、ひいては平均の燃料後退速度を求めることができる。以上が2018年度に開発した手法の概略である。しかしながら数値解析の観

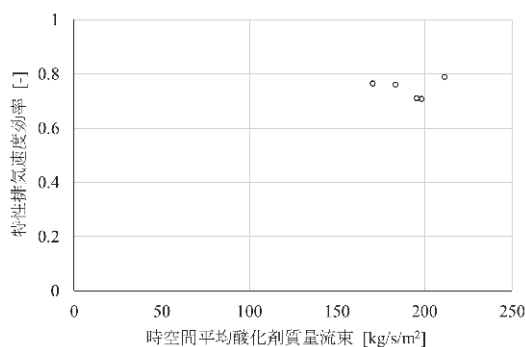


図4 2019年度開発エンジンの特性排気速度効率

点から改善しなければならない課題を残している状況であった。レベルセット法においては数値的な問題から、レベルセット関数が満たすべき距離関数としての特性を徐々に喪失していくという課題が知られている。その対策としてレベルセット関数の再初期化という方法を探るのが一般的であるが、2018年度に開発した解析ツールには未実装であった。そこで2019年度には、2018年度に開発した解析ツールに Sussman らの再初期化アルゴリズム^[12]を実装し、解析ツールの改良を行った。これにより、より高い信頼性をもってハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験結果から平均燃料後退速度を得ることが可能となった。

2章にて既に述べたが、2019年度ではトータルインパルス50 kNs級のハイブリッドロケットエンジンの開発を行った^[8]。このエンジンの地上燃焼試験の結果に対して、上記のレベルセット法による評価手法を適用することで、2019年度に開発したエンジンにおける平均燃料後退速度を算出した。エンジンの開発にあたっては亜酸化窒素の自己分解反応などに起因するトラブルが多発したが、その影響が比較的小さいと思われる試験の結果を選び、可能な範囲で補正を行うことで燃焼試験結果を後退速度の評価に用いた。ここで得られた後退速度を図5に示す。補正された試験結果を用いたことから図5の取り扱いには注意を要するものの、今後の大型エンジンの開発にあたって参考となる重要なデータを得ることができた。

4. 34 L酸化剤タンクの開発^[13]

概念設計の結果、トータルインパルス50 kNsのエンジンを実現するためには、酸化剤充填量は26 kg必要となった。この酸化剤タンク（以下2019タンクと呼ぶ）は、2018年度開発の酸化剤タンク（以下2018タンクと呼ぶ）を基に、胴部の長さを約2倍の1940 mmへ延長することで内容積を34 Lへと拡大した。タンク外径及び蓋のねじ部構造は2018タンクと同一とした。機体のタンク位置及び外観を図6及び図7に示す。

開発した酸化剤タンクに対して耐圧試験を実施したところ、初めて圧力を負荷したタンクS/N2の蓋下部が5.3 MPaで抜けてしまった（図8）。調査の結果、5.3 MPaでの胴部と蓋部のねじ同士の摩擦

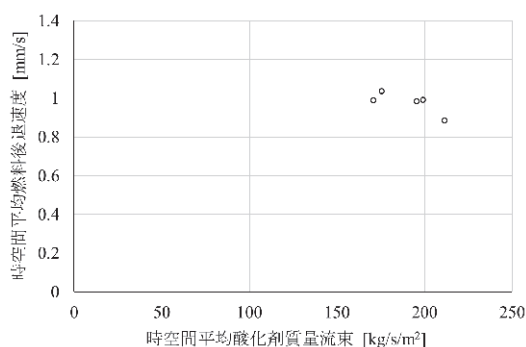


図5 2019年度開発エンジンの平均燃料後退速度



図6 機体におけるタンク位置



図7 タンクの全体図（上：2018 タンク，下：2019 タンク）

係数が 0.016 となった場合には蓋が抜け、さらに摩擦係数が 0 の時に MS (Margin of Safety) < 0 となることが分かった。結論として内圧を负荷させていくうちに胴部が広がり、ねじのかみ合い量が減少したことが原因と考えられる。この対策として、タンク胴部と蓋部のねじの長さを 2 倍にした。これは過去の試験からめねじの強度はめあい長さに比例するという知見があった^[4]ためである。このねじ部の長さを 2 倍としたタンクを S/N 3 及び S/N 4 として作製した。図 9 に改修前後の蓋の CAD 画像を示す。

タンク胴部には補強を目的に CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic) を巻いている。タンク S/N3 及び 4 に CFRP (HyEJ12M65PD, 繊維方向弾性率 380 GPa, 板厚 0.096 mm) を積層構成[-55/0/55]_sで 6 層巻き付けた。しかし、CFRP が 130 °C での加熱成型時に大きく収縮し、高温下から常温下へ取り出した際に起こる膨張の影響でひび割れが生じた。この事象を受けて、熱応力を下げるために、繊維弾性率が低く、板厚が厚い CFRP (TR380G250, 繊維方向弾性率 109 GPa, 板厚 0.24 mm, 以下 TR と呼ぶ) を積層構成[-55/55]で 2 層巻き付けた。TR への変更及びねじ部の延長によって CFRP のひび割れや蓋が抜けるという問題は解決し、さらに耐圧試験にも成功したため、燃焼試験で問題なく使用できると判断し、タンク S/N3 及び 4 を用い

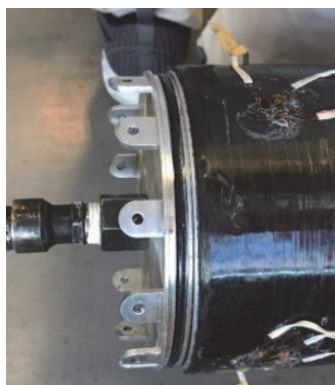


図8 蓋下部が抜けた様子

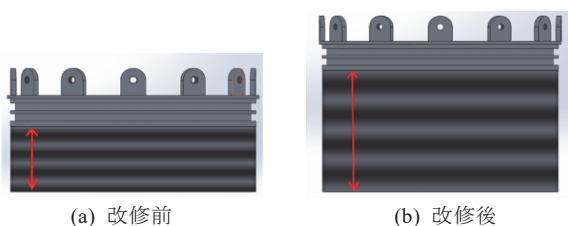


図9 酸化剤タンクの蓋の改修

た燃焼試験を実施した。しかし、8月18日の燃焼試験にて亜酸化窒素の充填不具合が発生した。これは、充填前からタンク温度が約 36 °C と高く、充填開始直後にタンク圧力がすぐに上昇して供給側圧力との逆転が起きたためであった (図 10)。その対策として、翌 19 日にはタンクへ保冷剤を貼り付けて、タンク温度約 20 °C を目標に冷却を行い、結果として正常に充填を行うことが出来た。

2019 年 8 月 31 日の燃焼試験では、8 月 19 日と同様にタンクへ保冷剤を貼り付けて冷却を行いながら実施した。結果として充填不具合は起きず、正常に点火まで行えたため、この対策は有効であると考えられる。しかし、この方法では打ち上げ試験において保冷剤を貼り付けたまま打ち上げることになるため、夏季の打ち上げを避けるか、夏季に打ち上げ試験を行う場合には別のタンク冷却方法を考えなければならない。

酸化剤タンクの長さを延長することで容量 34 L への大型化を達成し、軽量化性能指数 (= 圧力×容積/タンク重量) は 2018 タンクと比較して 1.7 倍増となった。開発過程において、タンク蓋の抜けや CFRP の割れ等の事象が発生したが、それぞれ改善を施したタンク S/N3 及び 4 は耐圧試験にて健全性が確認でき、燃焼試験においてもリーク等の異常なく充填できることを確認した。また、燃焼試験においてもタンクとしては正常に使用できることを確認できた。以上から打ち上げ試験にこれらのタンクを用いても問題なく充填ができ、打ち上げを行うことが出来るものであると考える。

5. 結言

到達高度 15 km を目標にさらなる推力増強を見据え、酸化剤タンクを含めたエンジンシステム全体を精査し、エンジン及び酸化剤タンクの大型化・軽量化を行った。さらにレベルセット法による燃料後退速度の評価ツールの改良に取り組んだ。

酸化剤タンクの開発には成功し、エンジン燃焼試験において妥当性の評価も完了できたが、エンジンは相次ぐ破裂により打ち上げには至らず、さらなる原因究明と改善が必要となった。しかしこれら一連の試験中で得られた知見により、今後さらなる大型化につなげてゆけるものと信ずる。

参考文献

- [1] E. Buchean, et al., SpaceWorks Enterprises, Inc., 2014.
- [2] 船見祐揮, 内島圭祐, 本目将大, 高野敦, 星形フラクタル形状

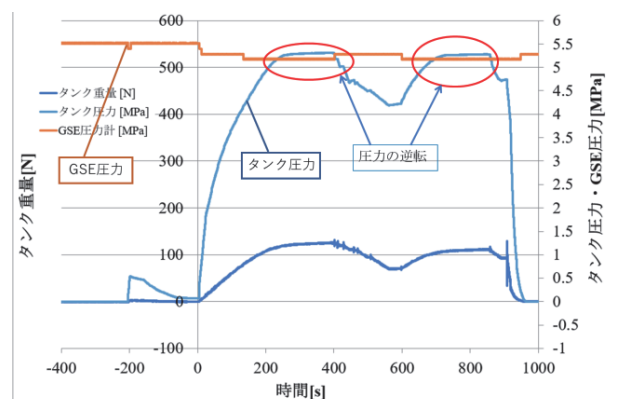


図10 8/18 実施の燃焼試験でのタンク圧力及び供給側圧力

- グレインを用いたハイブリッドロケットの燃料後退速度特性，第 62 回宇宙科学技術連合講演会，1N03（久留米，2018）。
- [3] 鎮目夢玄，高野敦，船見祐揮，諸星宏樹，田原鴻一，寺田俊樹，3D プリンタによる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エンジンの開発，平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム，STCP-2017-012（相模原，2018）。
- [4] 田原鴻一，諸星宏樹，鎮目夢玄，寺田俊樹，高野敦，船見祐揮，低損耗・低コストノズルの開発，平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム，STCP-2017-014（相模原，2018）。
- [5] 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（相模原，2018）。
- [6] 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（相模原，2018）。
- [7] 高野敦，船見祐揮，西野沙也佳，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，UNISEC Space Takumi Journal, 9, 1-16 (2020)。
- [8] 五十嵐裕貴，船見祐揮，喜多村竜太，高野敦，トータルインパルス 50kNs 級ハイブリッドロケットエンジンの開発，令和元年度宇宙輸送シンポジウム，STCP-2019-041（相模原，2020）。
- [9] 船見祐揮，高野敦，星形フラクタル旋回形状ハイブリッドロケット燃料グレインの平均後退速度，第 2 回ハイブリッドロケットシンポジウム，HR-2019-001（相模原，2019）。
- [10] 高野敦，船見祐揮，軽量・高性能ハイブリッドロケットエンジンの研究・開発（2018），神奈川大学工学研究，3, 81-84 (2020)。
- [11] S. Osher and R. Fedkiw, Level Set Methods and Dynamic Implicit Surfaces, Applied Mathematical Sciences 153, Springer (2003)。
- [12] M. Sussman, A. S. Almgren, J. B. Bell, P. Colella, L. H. Howell and M. L. Welcome, An Adaptive Level Set Approach for Incompressible Two-Phase Flows, J. Comput. Phys., 148, 81-124 (1999)。
- [13] 三徳春季，西條紀之，齊藤慶紀，船見祐揮，喜多村竜太，高野敦，ハイブリッドロケット用酸化剤タンクの開発，令和元年度宇宙輸送シンポジウム，STCP-2019-038（相模原，2020）。
- [14] 高野敦，長井隆博，日高暢大，低強度めねじ/高強度ボルト締結体の強度と軸力低下，第 57 回構造強度に関する講演会，3B08（岡山，2015）。