

## 外ねじ式ハイブリッドロケットエンジンの開発及び打上報告

### Development of external screw type hybrid rocket engine and launch report

杉本慶隆 (神大・学), ○吉野啓太 (神大・学), 高野敦 (神大), 喜多村竜太 (神大),

欧正葆 (神大・学), 我那覇七海 (神大・学), 崎山英努 (神大・学), 檜山響太郎 (神大・学),

五十嵐裕貴 (神大・院), 船見祐揮 (防衛大), 植村寧夫 (神大), 正井卓馬 (神大)

Yoshitaka Sugimoto (Kanagawa University), Keita Yoshino (Kanagawa University), Atsushi Takano (Kanagawa University),

Ryuta Kitamura (Kanagawa University), Masayasu Ou (Kanagawa University), Natsumi Ganaha (Kanagawa University),

Hidetoshi Sakiyama (Kanagawa University), Kyotaro Hiyama (Kanagawa University), Hiroki Igarashi (Kanagawa University),

Yuki Funami (National Defense Academy), Shizuo Uemura (Kanagawa University), Takuma Masai (Kanagawa University)

#### 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。2019年より燃焼試験でエンジンの破裂事例が続いていた<sup>[1][2]</sup>。本研究では2019改エンジンを改修した2019改2外ねじ式エンジンの開発を行った。

#### 2. ハイブリッドロケットエンジン

ハイブリッドエンジンとは固体燃料 (Acrylonitrile Butadiene Styrene (ABS) 樹脂等) と液体酸化剤 (亜酸化窒素等) から構成されるロケットエンジンシステムであり、火薬類を使用しない。燃焼の仕組みは、酸化剤を燃料グレインの孔内へ上流より噴射する。燃料グレイン孔内では霧化した酸化剤とガス化した燃料成分が反応して高温の燃焼ガスを生成する。それにより、酸化剤は燃料グレインの表面上を流れ、燃料が分解して酸化剤と混合しながら燃焼する。さらに下流では、燃焼ガス流れからの熱伝達によって燃料が分解し、可燃性ガスを発生する。すなわち、燃焼は固体燃料表面上の境界層内で行われ<sup>[3]</sup>、この燃焼ガスを噴射し、その反動で推進力を得るものである。

#### 3. 2019改エンジンからの改修

2019年に行った2019エンジンでの燃焼試験で点火と同時に酸化剤の亜酸化窒素による自己発熱分解反応が原因と思われる破裂が相次いだ。2020年に亜酸化窒素の自己発熱分解反応の原因調査が行われ、その対策を行った2019改エンジンが開発された。これにより点火直後の破裂は解消できたが、点火十数秒後にノズル、ハウジングが飛散する不具合が2度発生した。モーターケースとハウジングの締結部で破裂不具合が起きたため、締結部の強度の見直しを行った。本研究では2020年度に開発した2019改エンジンのモーターケースとハウジングの締結部を改修した2019改2外ねじ式エンジン (図1) の開発を行った。改修点の詳細図を図2, 3に示す。

##### 3.1 2019改エンジン

従来の2019改エンジンはモーターケースのみで燃焼室内圧力によるフープ応力、軸応力に対して余裕があり、常温の強度値を用いたが、モーター

ケースの温度上昇およびそれによる強度低下の予測が困難であるため、燃焼時に適切な強度余裕が確保される保証がなかった。それゆえ、フープ方向の変形を抑える安全策としてモーターケースの外側をCarbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP)で補強し、モーターケースに内ねじ、インジェクターベアリング及びハウジングに外ねじを切削加工した。それにより、従来は、ハウジングのねじ締結部はモーターケース内部に設けていた。

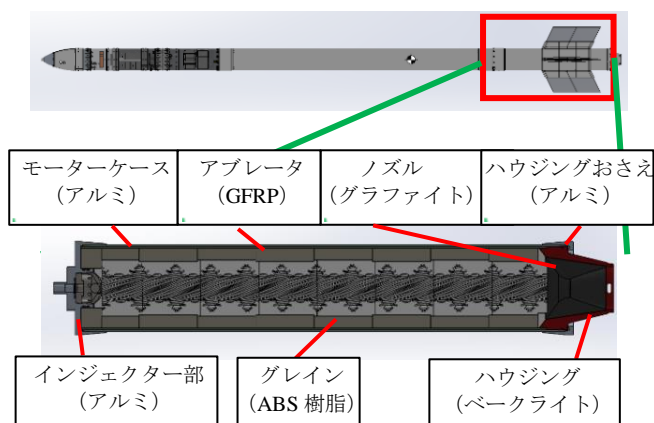


図1 2019改2外ねじ式エンジンの全体図

##### 3.2 2019改2外ねじ式エンジン

2019年よりエンジンの破裂およびノズルの飛散事例が続いていた<sup>[1][2]</sup>。燃焼試験を重ねた結果、2019改エンジンの大きさ、燃焼時間であればアブレータが機能している限り、温度上昇はそれほど高くならず、熱伝導の遅れにより、温度が高くなるのは燃焼後であることが判明していたため、温度上昇による強度低下の対策としてのCFRPによる補強を廃止した。一方で、ノズルの飛散については燃焼時の温度、圧力上昇を起因とする膨張によりハウジングとのねじかみ合い量が減少し、ねじ山に生じるせん断応力が増えたことが原因である可能性を疑い、ハウジングの引張試験を行った。試験結果は燃焼室内圧換算で約1.2MPaでハウジングのねじ山がせん断破壊した。ハウジングの設計破壊圧力は10MPaのため、強度不足であった。そのためベークライトのハウジングにねじを切るのを避け、モーターケースに外ねじを切り、ハウジングを固定するためのアルミ合金のブラケット

(ハウジングおさえ) を設け、モーターケースが膨張した場合、ねじ部に食い込む設計にした。ハウジングおさえとハウジングが直接当たるのを避けるため、クッションとして O リングを付けた。また、ハウジングの外周部に O リングを付け、モーターケースとハウジングの間から燃焼ガスが漏れるのを防いだ。インジェクター側も同様にモーターケースに外ねじ、インジェクターベルに内ねじを切り締結した (図 3)。

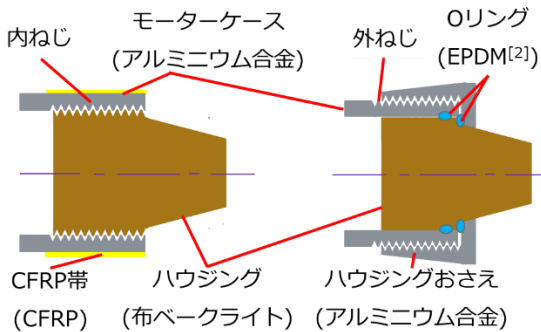


図 2 エンジンのハウジング側の改修概略図 (2019 改 (左)・2019 改 2 外ねじ (右))

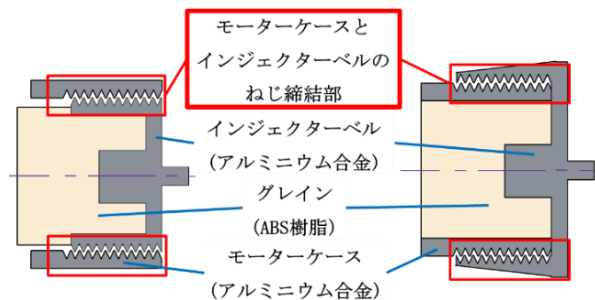


図 3 エンジンのインジェクター側の改修概略図 (2019 改 (左)・2019 改 2 外ねじ (右))

### 3.3 強度計算

燃焼室内圧は酸化剤圧力 5MPa より大きくなるため、5MPa を最大予想使用圧力とし、それに安全係数 2.0 を乗じた 10MPa を設計破壊圧力としてモーターケースの強度計算を行った。モーターケースの材質 A5052-TD-H34 から引張り強さ  $\sigma_u=250$ [MPa] として、引張り強さと軸応力およびブープ応力を比較して引張り強さの方が大きいこと

を確認した (表 1)。

表 1 モーターケースの強度計算

引張強さ $\sigma$ [MPa]	250
胴部のブープ応力 $\sigma_\theta$ [MPa]	223
胴部の軸応力 $\sigma_x$ [MPa]	112

モーターケース端部のおねじ部の破裂内圧は 8.77[MPa] となり、表 2 のように最大予想使用圧力より大きく、設計破壊圧力より小さい値となり、異常燃焼時に図 4 のおねじ部を破壊させることで保安距離が長くないようにした。

表 2 モーターケースおねじ部の強度計算結果

最大予想使用圧力 [MPa]	5.00
設計破壊圧力 [MPa]	10.0
おねじ部の破壊圧力 $p_{in}$ [MPa]	8.77

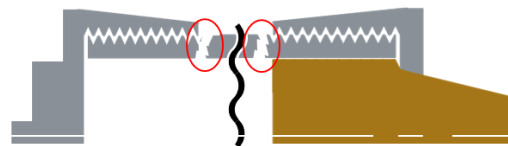


図 4 異常燃焼時に破壊させる箇所

## 4. 燃焼試験

2019 改 2 外ねじ式エンジンの設計の妥当性およびワークマンシップの確認、打ち上げ試験に向けた推力データ取得のため燃焼試験全 3 回を実施した結果、全試験でノズル、ハウジングの飛散なく正常に燃焼が行われた。トータルインパルスのバラツキ評価を表 1 に示す。なお、モーターケースの端部にインジェクターベルやハウジングおさえを固定するための部品を溶接した溶接式エンジン<sup>[4]</sup>は燃焼器としての構造は同じため、推力データおよび燃焼室内圧力データに加えた。表 3 から平均トータルインパルスに対するバラツキも -4.97% から 5.06% と再現性があることが確認できた。図 5 より 6 回の燃焼試験での推力データの軌跡は重なっていることが確認できる。また、図 6 より燃焼室内圧力上でも燃焼振動はあるがその発散が無いことが確認できる。

表 3  $I_t$  (トータルインパルス) のバラツキ評価

	外ねじ 5月16日	溶接 5月30日	溶接 6月26日	外ねじ 7月24日	外ねじ 7月24日	実測の 平均値	外ねじ 11月13日
$I_t$ [kN・s]	56.6	51.2	55.2	53.1	56.0	53.9	*1 47.0
比推力[s]	192.0	178.4	179.2	187.3	189.5	185.3	*1 178.4
設計値[50kN・s] に対する差[%]	13.2	2.4	10.4	6.2	12.0	-	-
平均 $I_t$ [kN・s] に対する差[%]	5.06	-4.97	2.46	-1.44	3.94	-	-
備考	*2 圧力換算	実測	実測	実測	実測	-	実測

\*1 11/13 の外ねじ式は打ち上げ試験後であるため打ち上げ試験前におこなった評価には使用していない。また、破裂が生じずに燃焼したが、亜酸化窒素が満充填でないため平均値の計算には加えていない。

\*2 燃焼室内圧力から推力の時間履歴を推算し、推力は燃焼室内圧力にノズルスロート径と推力係数  $C_F=1.49$  を乗じた値を用いた。

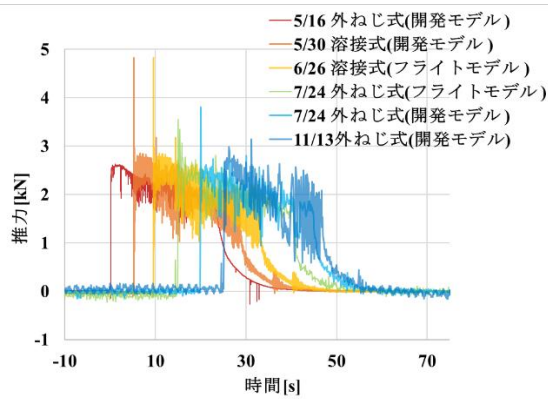


図5 推力データ

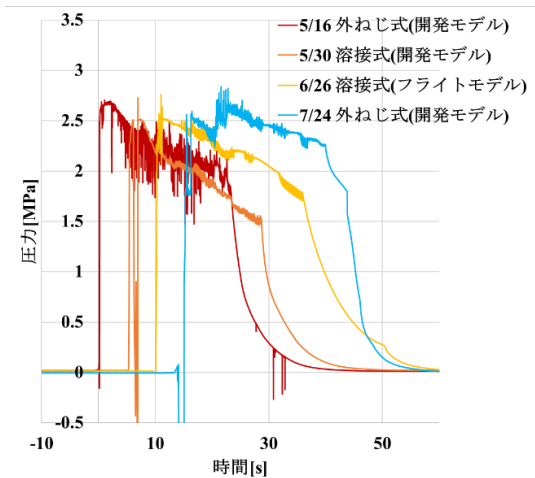


図6 燃焼室内圧力データ

### 5. 打ち上げ試験

外ねじ式化した 2019 改 2 外ねじ式エンジンの飛翔実証を行うため、2021 年 9 月 19 日に秋田県能代市で打ち上げ試験を行った。打ち上げ試験の結果、最高到達高度約 10.1km を達成し、日本新記録を更新した。機体の回収は失敗したが、高度データの上昇過程が解析結果とよく一致しているため(図 7)、エンジンの燃焼は問題なく行われたと考えられる。また、打ち上げ時の様子を図 8 に示す。

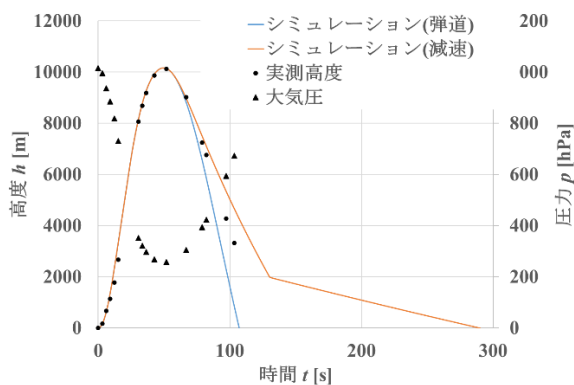


図7 シミュレーションと実測の比較<sup>[5]</sup>



図8 打ち上げ時の様子 (道浦直人氏提供)

### 6. 結言

2020 年に行った燃焼試験でノズル、ハウジングの飛散が相次いだ 2019 改エンジンを改修した 2019 改 2 外ねじ式エンジンの開発を行った。燃焼試験を 4 回行ったところノズル、ハウジングの飛散なく正常に燃焼、推力データも取得でき、エンジンの健全性を確認できたため、打ち上げ試験を実施した。結果、最高到達高度約 10.1km を記録した。

今後、到達高度 30km に向け、大型化した 2020 エンジンの開発を行う。

### 参考文献

- [1] 五十嵐, 「亜酸化窒素によるハイブリッドロケットエンジンの破裂事例と対策」, 10th UNISEC Space Takumi Conference, 2020 年
- [2] 兼頼, 「ハイブリッドロケットエンジンのための亜酸化窒素の反応調査」, STCP-2019-013, 宇宙輸送シンポジウム, 2020 年
- [3] 久保田, 「ロケット燃焼工学」, 日刊工業新聞, 1995 年
- [4] 崎山, 檜山, 「溶接式モーターケースの開発」, STCP-2022-010, 宇宙輸送シンポジウム, 2021 年
- [5] 高野, 他, 「高度 15km を目指したハイブリッドロケットの打ち上げ結果」, A23, MoViC2021/SEC'21, 2021 年より引用し, 一部改変