

CFRP製ハイブリッドロケットモーターの開発・製作

○吉野啓太¹, 高野敦², 喜多村竜太²,
正井卓馬², 植村寧夫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

Development and production of CFRP hybrid rocket motors

○Keita Yoshino¹, Atsushi Takano, Ryuta Kitamura², Takuma Masai², Shizuo Uemura², Yuki Funami³

¹Kanagawa University Graduate School, ²Kanagawa University, ³National Defense Academy

Abstract: The authors are developing and manufacturing hybrid rockets to launch nano-satellites quickly and inexpensively. The development of a CFRP motor case with threaded fasteners has enabled disassembly, inspection, and reuse of the motor case, thereby reducing cost and weight. Based on previous research, there is a possibility that the motor case will burn out due to the increased thermal load caused by a larger engine. This report describes the development and fabrication of the motor case, reflecting the countermeasures and the results of combustion and launch tests of a prototype model using a metal motor case without CFRP.

1. 緒言

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。それらは大型ロケットによる相乗りで打ち上げられているため, 打ち上げ時期や軌道選択等の自由度が無い。そこで, 本研究室ではハイブリッドロケットと呼ばれるハイブリッドロケットモーターに着目し, 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モーターとは推進剤に固体燃料と液体酸化剤から構成されるロケットエンジンシステムである。固体燃料, 液体燃料エンジンと比較し安全かつ取り扱いが容易なため, 運用コストを大幅に削減することができる。一方で, 推力特性向上に技術的な課題を抱えている。ハイブリッドロケットの燃焼は固体燃料表面上の境界層内で行われ, 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。

本研究室の最高到達高度は2021年度に実施した打上試験での10.1kmであるが, 今後, 更なる高高度到達にはエンジンの軽量化が必要となる。2021年度に打ち上げたエンジンの主材料はアルミニウム合金だが, ねじ締結部を有するCarbon Fiber Reinforced Plastics (以下CFRP) モーターケースを開発することで軽量化だけでなく分解・検査および再利用が可能になると考え開発に着手した。

2. 先行研究と本研究の比較

先行研究と本研究のロケットモーターの比較を表1, モーター下流側の断面図比較を図1に示す。表からモーター大型化に伴い先行研究から燃焼時間が10.1sから75.3sへ646%増加した。燃焼時間増加により燃焼ガス漏洩の可能性がある。図1に示すように本研究ではEPDM(Ethylene Propylene Diene Monomer)

樹脂製のライナーおよび, Oリングを設けることでその対策を行った。さらに, アブレーターとしてGFRP(Glass Fiber Reinforced Plastics)円筒を使用しているが, そのライナーにアブレーターとしての機能を兼ね対策を行った。

3. CFRPモーターケース設計

3.1 まえがき

2019年に西野がCFRPモーターケース(図2)で燃焼試験を行った結果, モーターケースに穴は開かず, ねじ部・胴部共に損傷はなく, 推力及び燃焼室内圧からもCFRP製モーターケースの健全性を確認した⁽¹⁾。そこで, 同様のCFRPねじの形状(図3)で設計を行うことにした。

表1 先行研究と本研究のロケットモーター比較

	先行研究	本研究	差[%]
トータルインパルス[kNs]	4.34	103	2273
燃焼時間[s]	10.1	75.3	646

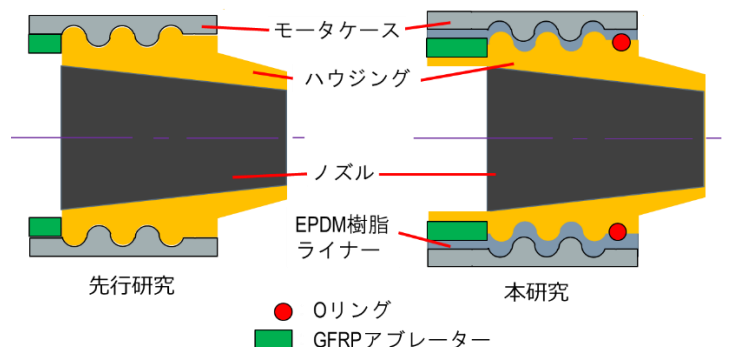


図1 先行研究と本研究の比較

3.2 設計手順

CFRPモーターケースは下記①~③の手順で設計を行う。

- ① はめあい長さ l およびねじ山数 n を決める

- ② 各ねじ山の応力を計算
- ③ 計算された応力から積層計算を行い，安全余裕 MS を確認
- ④ CFRP モーターケース製作

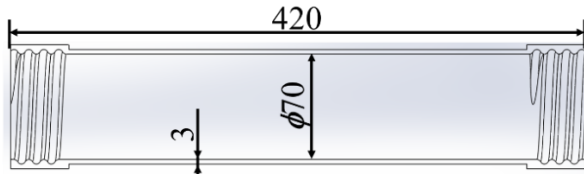


図2 CFRP製モーターケース断面⁽¹⁾

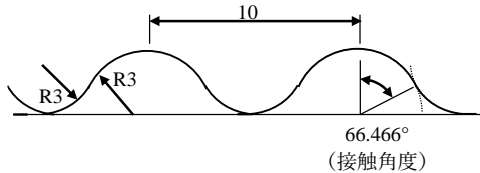


図3 丸ねじ形状 文献(4)から一部改変

3.3 はめあい長さ

モーターケースの内圧は酸化剤圧力 5 MPa より大きくならない。そこで，酸化剤圧力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た。よって，モーターケースは設計破壊圧力 10 MPa に耐えられれば良いものとし，強度計算を行った。なお，燃焼による温度上昇時の強度低下の予測は困難のため，燃焼試験で確かめることとした。CFRP モーターケースの内径 $d=160\text{mm}$ とし，設計破壊圧力 $p=10\text{MPa}$ 時にかかる荷重を式(1)から求め，それを層間せん断破壊荷重 F とする。

$$F = p \frac{\pi d^2}{4} \quad (1)$$

層間せん断強さ F_{ILSS} のデータがないため，樹脂が支配的と仮定した場合の簡易的な見積りを式(2)で計算する。

$$F_{ILSS} = \frac{F_T}{\sqrt{3}} \quad (2)$$

はめあい長さを l とし，層間せん断破壊荷重 F が負荷した時の層間せん断強さ F_{ILSS} は式(3)求められる。

$$F = \pi d l F_{ILSS} \quad (3)$$

式(3)を変形し，はめあい長さ l は式(4)で求められる。

$$l = \frac{F}{\pi d F_{ILSS}} \quad (4)$$

以上からはめあい長さ l は 17.6mm となった。1 ピッチ 10mm からねじが 2 山あれば設計破壊圧力 10MPa 時に層間せん断破壊せずに耐えられることが

わかる。

3.4 ねじ山理論値計算

文献(2)のねじ山理論値算出法で各ねじ山の強度を計算した。この算出法は図4および図5に示すようにねじ山を半球とし，軸方向および周方向にばねを連結したモデル化を考えた。おねじとめねじの接触位置が負荷荷重の変化による移動を考慮し，軸方向荷重 F_a を算出する方法である。ただし，おねじは剛体としている⁽³⁾。下記①～④に主な計算手順を示す。

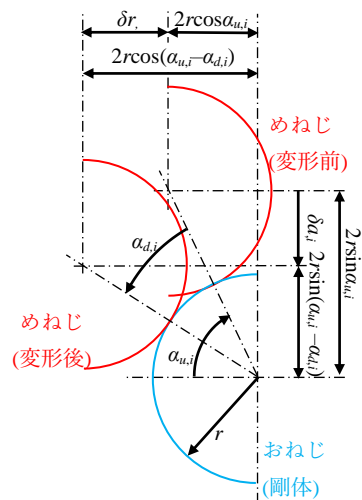


図4 変形前後のねじ山位置 文献(2)から一部改変

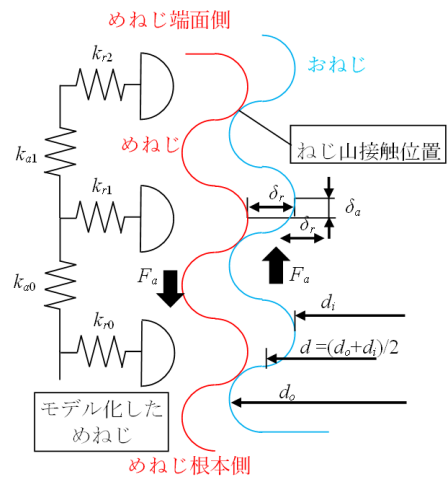


図5 めねじの離散モデル 文献(2)から一部改変

- ① 積層を設定し，ヤング率 E_x, E_y ，板厚 t を用いて，設計破壊圧力時の軸方向荷重 F_a から変形後の i 番目のねじ山の接触角度 $\alpha_{d,i}$ (図4参照) を式(5)から計算

$$F_a = \pi d \sum_{i=0}^n \left[2rk_{r,i} \left\{ \cos(\alpha_{u,i} - \alpha_{d,i}) - \cos \alpha_{u,i} \right\} \times \tan(\alpha_{u,i} - \alpha_{d,i}) \right] \quad (5)$$

- ② 変形後の角度 α_{di} から i 番目のねじ山の線荷重 f_{ri}, f_{ai} を式(6), 式(7)から計算

$$f_{r,i} = 2k_{r,i}r \left\{ \cos(\alpha_{u,i} - \alpha_{d,i}) - \cos \alpha_{u,i} \right\} \quad (6)$$

$$f_{a,i} = 2rk_{r,i} \left\{ \cos(\alpha_{u,i} - \alpha_{d,i}) - \cos \alpha_{u,i} \right\} \times \tan(\alpha_{u,i} - \alpha_{d,i}) \quad (7)$$

- ③ ②から各山の最大応力を求め、積層計算を行い MS を評価
 ④ $MS < 0$ なら再度手順①, $MS > 0$ なら製作可能

設計に使用したプリプレグの諸元を表 2, 計算結果を表 3 に示す. 表 3 から各ねじ山および胴部における軸応力 σ_a およびフープ応力 σ_r の MS は全て正となった.

表 2 プリプレグの諸元表 文献(4)から一部改変

板厚 t [mm]	0.24	F_L [MPa]	1843
樹脂含有量 [%]	33	F_T [MPa]	39.4
繊維目付 [gm^{-2}]	250	F_{LT} [MPa]	53.5
E_L [GPa]	137	F_L [MPa]	592
E_T [GPa]	8.9	F_T [MPa]	124
G_{LT} [GPa]	4	α_L [$^{\circ}\text{C}_{-1}$]	0.02×10^{-6}
ν_{LT} [-]	0.33	α_T [$^{\circ}\text{C}_{-1}$]	22.5×10^{-6}

表 3 強度計算結果

	0山	1山	2山	3山	4山	胴部
σ_{amax} [MPa]	136	32.0	24.3	19.5	17.2	139
σ_{rmax} [MPa]	165	120	89.6	71.3	62.7	278
MS_{min} [-]	1.70	5.30	6.13	6.18	6.17	1.70



図 6 带状のプリプレグ(h)⁽¹⁾

表 3 積層構成

プリプレグ	TR380G250S																		
積層数	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12							
板厚 [mm]	0.24																		
角度 [$^{\circ}$]	0	h	90	h	90	h	0	h	90	h	90	h	90	h	0	h	90	90	0

3.5 設計結果

プリプレグを厚さ 0.024mm の TR380G250S を用いて積層計算をした結果を表 3 に示す. 積層は 12 層にし, マンドレルにより密着させるため, 積層間に带状のプリプレグ(h) (図 6) をヘリカル方向にねじの谷に沿わずよう巻き付ける構成とした. 4.3, 4.4 項から設計した CFRP モーターケースと従来のアルミ合金製モーターケースの比較を表 4 に示す. 表から同一のトータルインパルス 100kNs サイズにおいてモーターケースをアルミニウム合金から CFRP 化することで約 56%軽量化の見込みである. また, ねじ締結によりモーターケースとハウジングを固定するアルミニウム合金製の留め具が不要となりさらなる軽量化が望める.

3.6 プロトタイプ燃焼試験

ねじ締結式 CFRP ロケットモーター製作前に燃焼特性のデータ取得のためプロトタイプとしてアルミニウム合金製モーターケースで燃焼試験を 8 回行った. そのロケットモーター断面図を図 7 に示す. ねじ締結を除いて燃焼器としての構造は同じである.

表 4 アルミニウム合金と CFRP モーターケースの比較表

	アルミ	CFRP	差[%]
トータルインパルス [kNs]	103		-
長さ [mm]	1020		-
内径 [mm]	160		-
板厚 [mm]	4	2.88	-28.0
質量 [kg]	5.62	2.46	-56.2
留め具 [kg]	0.12	-	-

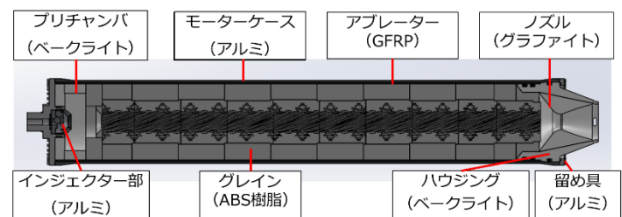


図 7 プロトタイプアルミ製ロケットモーター

3.7 燃焼特性取得後の燃焼試験

8 回の燃焼試験のうち 2 回異常燃焼が発生した⁽³⁾が, いずれもグレインとハウジングの繋ぎ目から火炎が漏れた. 設計変更後の設計変更後の CFRP ロケットモーター概略図を図 8 に示す. 図 8 のように気密性を高めるためアブレーター内部までハウジングを伸ばし, Oリングを 2 個設ける対策を施した. また, 固体燃料の燃え残り量が多かったことから, 燃料の最適化を図りグレインを $\phi 154$ から $\phi 134$ に見直し軽量化した.

4. 推力増加検討

2022 年に CFRP 製を模擬したプロトタイプとしての金属製モーターケースの打ち上げ試験を行った.

目標到達高度は 30km だが、取得した大気圧データ (図 9) から到達高度 3.7km と推定された。これは搭載機器への加速度負荷低減のため、推力を抑制し燃焼時間を伸ばした設計であったため、ランチャー離脱後の速度が不足し風の影響を強く受けたことが原因と考えられた。また、飛行シミュレーションから同じトータルインパルスでも、推力を 1.5 倍以上にして、燃焼時間を短くすることで解消されることが判明した。そこで、CFRP ロケットモーターの推力を 2 倍にするか検討を行った。前提条件として燃焼室内圧は推力 1 倍および 2 倍で変わらないこととした。燃焼室内圧はタンク圧力より高くなり、タンク圧力はボンベ調圧により管理しているためである。また、トータルインパルス一定の下検討を行った。推力 1 および 2 倍の温度と圧力の時間履歴概略図を図 10 に示す。図 10 から推力 2 倍の場合、燃焼時間が短いことから熱的負荷が小さいことが推測される。同様に推力 1 倍の場合、燃焼時間が長く、燃焼後の最大温度も高いことから熱的負荷が大きいことが推測される。そのため、モーターケースにより熱的負荷をかけるため、開発モデルとしては推力 1 倍で設計を進めた。また、推力を 2 倍にするためにはグレイン、インジェクター等の大規模な設計変更が必要になることから挙げられる。

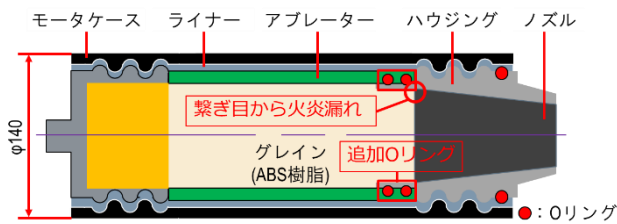


図 8 設計変更後の CFRP ロケットモーター概略図

5. 実施試験検討

本研究室従来のロケットモーター開発では燃焼試験設備が自前であるため、熱と圧力を同時に負荷可能な燃焼試験で耐えれば耐圧試験を省略していた。しかし、本研究は新規性が高いことおよびモーターケース製作後のライナーの板厚が厚かったため、ねじの強度はライナーが支配的であると考えられる。そこで、耐圧試験および燃焼試験の実施する順序の検討を行った。先に燃焼試験を実施し異常燃焼が発生した場合、モーターケースの耐圧性が不明である。先に耐圧試験を実施すれば、予想最大使用圧力 5MPa に 1.5 倍の安全係数を乗じた 7.5MPa を負荷した際に耐えなくても、モーターケースとしての耐圧性を定量的に取得可能である。そのため、開発モデルでは燃焼試験前に耐圧試験を実施することにした。

6. 結言

従来のアルミニウム合金製モーターケースに代わる、軽量・分解・再利用可能・低コストなねじ締結 CFRP モーターケースの製作を行った。モーターの大型化に伴う熱的負荷増大に対応するため、ライナーおよび O リングを設け、燃焼ガス漏れ対策を施した。モーターケースをアルミニウム合金製から CFRP 製

にすることで約 56%の軽量化の見込みである。打上試験結果から推力増加検討を行い、よりモーターケースに負荷をかけるため開発モデルは推力を増加させず設計を進めた。今後、耐圧試験を実施し、モーターケースおよびねじ部の強度評価を行う。

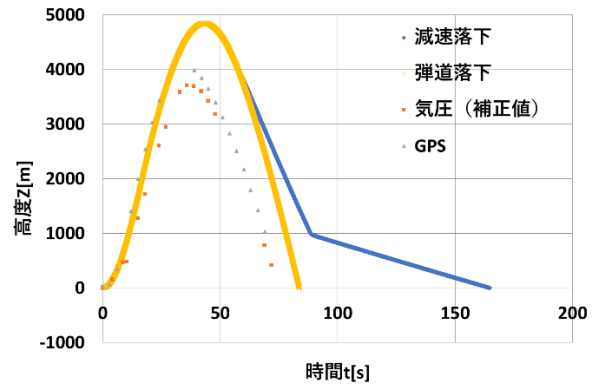


図 9 シミュレーションと実測の比較(4)
(点：実測，線：シミュレーション)

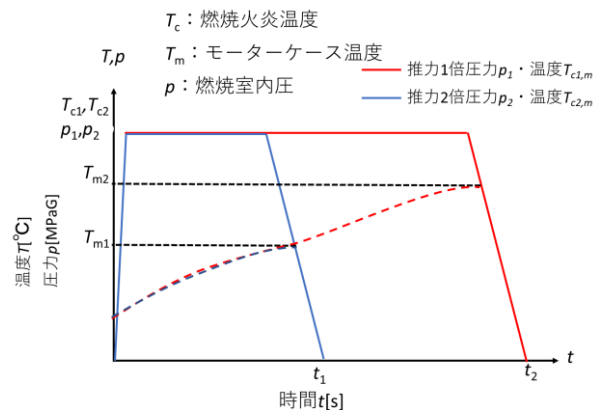


図 10 推力 1, 2 倍の温度と圧力の時間履歴概略図

7. 参考文献

- (1) 西野, 喜多村, 高野, 「CFRP 製めねじを用いたハイブリッドロケット構造物の開発」, 第 35 回宇宙構造・材料シンポジウム, A06, 2019 年
- (2) 高野, 喜多村, 正井, 西野, 「Development of pre-molded internal thread on composite tubes」, Composites and Advanced Materials Vol. 30, pp.1-8, 2021 年
- (3) 村瀬, 渡邊, 高野, 喜多村, 正井, 植村, 船見, 「トータルインパルス 100kN・s 級ハイブリッドロケットエンジンの開発」, 令和 4 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2022-005, 2023 年
- (4) ウイ, 高野, 喜多村, 「トータルインパルス 100kN・s 級ハイブリッドロケットの打ち上げ試験と飛行シミュレーション」, 令和 4 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2022-010, 2023 年