

A06 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

○西野沙也佳 (神奈川大・院), 喜多村竜太 (神奈川大), 高野敦 (神奈川大)

Sayaka Nishino (Kanagawa University), Ryuta Kitamura (Kanagawa University)

Atsushi Takano (Kanagawa University)

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。しかし、打ち上げは大型ロケットにより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がないといった課題がある。そこで当研究室ではハイブリッドロケットエンジンに着目し、超小型衛星の軌道投入が可能で、安価で迅速に打上を行うことが出来る超小型ハイブリッドロケットの実現のために研究開発を行っている。また、高高度到達を目標に毎年打上試験を実施しており、エンジンや酸化剤タンクの大型化を経て 2018 年度は高度 6.2km を達成した¹⁾。

しかし、同一設計のエンジン及び酸化剤タンクを単純に大型化するのみでは、ロケット機体の重量が増してしまい、結果的に到達高度向上の妨げになってしまう。2019 年度以前に開発されたエンジンや酸化剤タンクの主材料はアルミニウム合金²⁾であるが、その主材料をより軽くて強度剛性の高い複合材料である Carbon Fiber Reinforced Plastics (以下 CFRP) に変更することでエンジンや酸化剤タンクの軽量化が実現可能であると考えた³⁾。

一般的に FRP 製の圧力容器の成形にはフィラメントワインディング法が用いられるが、これを実現するためには特殊な設備が必要なため、高額な初期費用が生じてしまう。そこで当研究室の先行研究⁴⁾にて実績のある一方向材のプリプレグを積層して成形する方式で製作を試みた。

また、ハイブリッドロケットで使用する圧力容器として運用するためには構造物にねじ部を設ける必要がある。これには一般的に金属ライナー方式を用いられるが、特殊な加工を要するため高額な初期費用が生じてしまう。そこでねじ部を含めた構造物全体を CFRP 製化することとし、CFRP 製のねじ構造を開発した。

2. CFRP 製めねじの引張試験

2.1 試験片製作

強度計算段階では切削加工を前提として検討していたが、層間の剥離などの問題があり、加工が難しいと考えた。そこで図 1 のような丸ねじ形状を採用した。

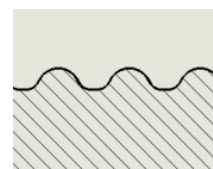


図 1 丸ねじ

図 2 のようにねじ部の積層間に帯状のプリプレグ (h) をねじの谷に沿わせるようにヘリカル方向に巻き付けることで型にプリプレグを密着させるよう工夫した。さらに、積層後に熱収縮テープを表面に巻き付けることで熱硬化中に圧力をかけるようにした。

また、プリプレグ積層のための型の材質はナイロンとし、図 3 のように 3D プリンタで成形することで、安価かつ容易な型の製作が可能となった。



図 2 帯状のプリプレグ (h) の巻き付け



図 3 3D プリンタで成形した型

試験片の仕様はねじピッチ $P=10\text{mm}$ 、有効径 $D=\phi 37\text{mm}$ 、ねじ山高さ $r=3\text{mm}$ とした。また、軸方向を 0° とし、積層構成は $[0/h/90/h/0/h(1/2)]_s$ とした。

2.2 引張試験

2.2.1 試験片仕様および実験目的

図4の引張試験機（島津オートグラフAG-Iシリーズ、島津製作所）に試験片を取り付け、軸方向に荷重をかけ、破断するまで試験を行った。引張試験に用いたCFRP製めねじ及び金属製おねじ



図4 試験片の取り付け

の模式図を図5に示す。CFRPめねじと金属製おねじは、はめ合い長さを変化させてはめ合わせた。この試験により、CFRPめねじの引張強度などの特性の測定、および破壊形態の確認を行った。

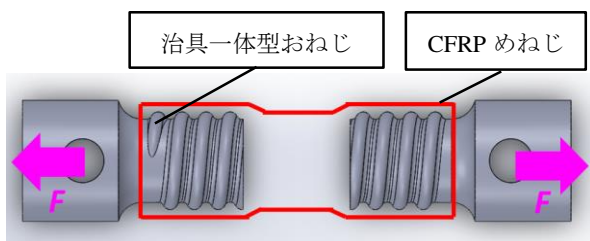


図5 CFRP製めねじ及び金属製おねじの模式図

2.2.2 試験結果

試験結果として、図6に最大荷重-はめ合い長さのデータを、図7に荷重-クロスヘッド変位のデータを示す。はめ合い長さ $l=8, 15\text{mm}$ ではねじは破壊されず、おねじが引き抜けた。一方、はめ合い長さ $l=6, 11, 16, 35\text{mm}$ ではねじ部が破断した

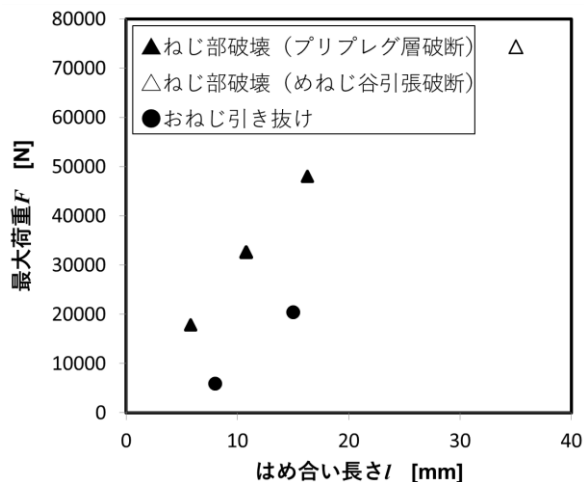


図6 最大荷重-はめ合い長さ

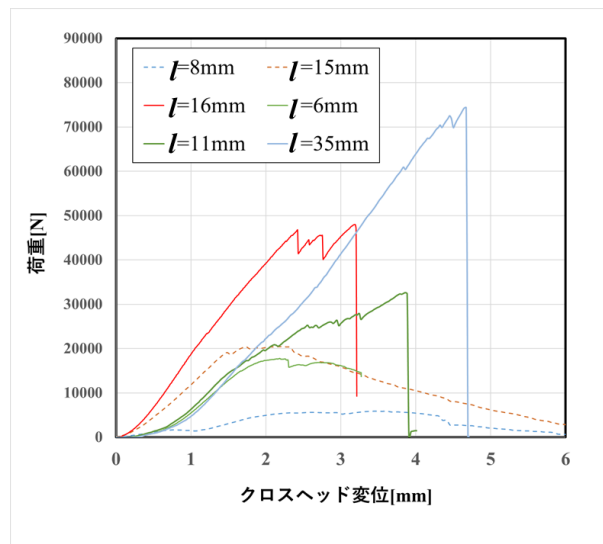


図7 荷重-クロスヘッド変位

ねじ部が破断した試験片について、はめ合い長さ $l=6, 11, 16\text{mm}$ では図8のようにフープ方向にめねじが膨らみ、最外層の帯状プリプレグ (h) 積層の繊維が破断した。また、はめ合い長さ最大である $l=35\text{mm}$ では、図9のようにめねじ谷の部分で軸方向に引張破断した。



図8 フープ方向に破断した試験片

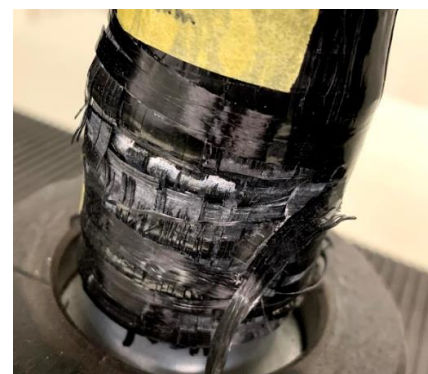


図9 めねじ谷部で引張破断した試験片

2.2.3 考察

結果に多少のばらつきが見られるが、はめあい長さを伸ばすことでめねじの保持軸力が向上した。また、フープ方向に膨らむ破壊形態が確認されたため、フープ方向の積層数を増やすことで強度向上が可能であると考えた。

試験においてははめあい長さ最大の $l=35\text{mm}$ の条件下でめねじ谷で軸方向に引張破断したためフープ方向のみではなく軸方向の強度も考慮すべきである。

3. CFRP 製めねじ破壊理論値の算出

3.1 はじめに

開発した CFRP 製めねじは丸ねじという特殊な形状のねじであるため強度に関して考察検討が必要であると考えた。また、引張試験においてめねじはフープ方向に膨らみ、図 10 のようにねじ山接触位置が荷重増加に伴い移動していることが明らかとなった。

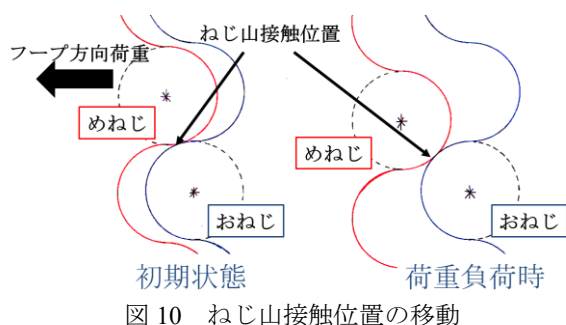


図 10 ねじ山接触位置の移動

また、以下を前提として計算を行った。

- (1) めねじの半径方向（フープ方向）の弾性変形のみ考慮、おねじは剛体とする。
- (2) ねじ山接触位置は荷重増加により移動する。
- (3) 図 11 のように初期状態でめねじとおねじの間にギャップ（隙間）がある。
- (4) おねじとめねじの山形状の変形は考慮しない。
- (5) おねじめねじは一山のみを考慮し、軸方向の荷重分担率は考慮しない。

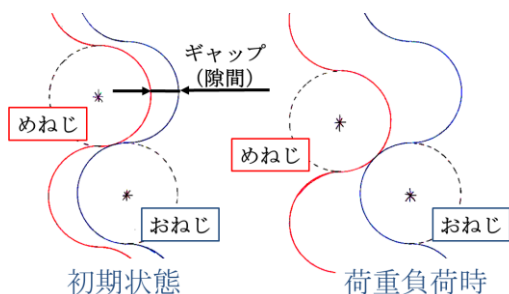


図 11 ねじ山接触位置の移動およびギャップ

3.2 破壊理論値の算出

軸力 F_x が加わった際にフープ方向に F_θ が生じたとすると、フープ方向応力 σ_θ 及び軸方向応力 σ_x は平均的な値として式(1), (2)で求めることができる。ただし、 t : フープ方向積層厚さ、 l : はめあい長さ、 d : めねじの呼び径とする。

$$\sigma_\theta = \frac{F_\theta}{2tl} \quad (1)$$

$$\sigma_x = \frac{F_x}{\pi dt} \quad (2)$$

図 12 に示すように、初期状態の接触位置角度を α_0 とし、めねじがフープ方向に膨らむと接触位置角度が α だけ変化すると、フープ方向荷重 F_θ は軸方向荷重 F_x を用いて式(3)となる。

$$F_\theta = \frac{F_x}{\tan(\alpha_0 - \alpha)} \quad (3)$$

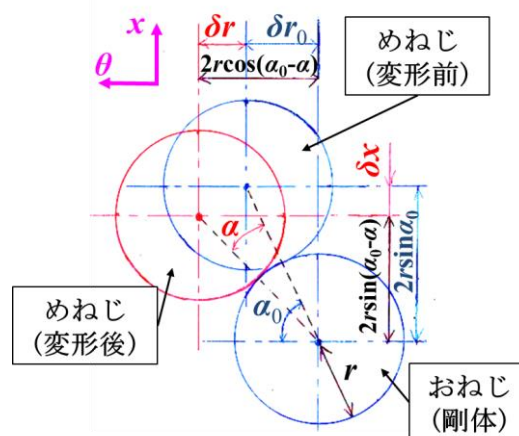


図 12 めねじ山とおねじ山の関係

フープ方向の変形量 δr を図 12 より幾何学的に導出すると式(4)となり、ひずみ ϵ の関係式(5)に応力の関係式を代入すると、接触位置角度 α による軸方向荷重 F_x が式(6)のように算出できる。ここで、軸方向の荷重負担率を考慮しないことから軸方向の変形は考えないため、ポアソン比の影響は無視した。また、 E_θ : フープ方向ヤング率とした。

$$\delta r = 2r \cos(\alpha_0 - \alpha) - 2r \cos \alpha_0 \quad (4)$$

$$\varepsilon_{\theta} = \frac{\delta r}{r} = \frac{\sigma_{\theta}}{E_{\theta}} \quad (5)$$

$$F_x = 4\{\cos(\alpha_0 - \alpha) - \cos \alpha_0\} t l E_{\theta} \tan(\alpha_0 - \alpha) \quad (6)$$

引張試験片の積層構成[0/ h/90/ h/0/ h(1/2)]sのヤング率を求めたところ、 $E_x=72.2\text{GPa}$ 、 $E_{\theta}=74.5\text{GPa}$ となった。さらに、Tsai-Wu 則を用いてはめあい長さにおけるねじの強度を求めたところ、図13のようになり、フープ方向応力に比べて軸方向応力が大きくなることが分かった。

また、試験片の熱硬化成型中の熱ひずみ(成型温度 130°C)の影響についても検討した。ねじ間ギャップ $\delta r_0=0.1\text{mm}$ を用いて、各はめ合い長さの軸方向強度 F_x を熱ひずみ考慮のうえ算出した(図14)。初期状態でのねじ間ギャップ δr_0 を同様としても、熱ひずみを考慮するか否かで強度に約50%の差が生じた。

次に試験片の実測のねじ間ギャップ $\delta r_0=0.67\text{mm}$ を用いて、軸方向強度 F_x を算出し、実験値と比較した(図15)。その結果、破壊荷重の実験値と理論値のオーダーは合っているものの、実験においてはめあい長さを伸ばすことで強度が上がる傾向が理論値では現れなかった。これに関しては、理論値の初期破壊荷重と試験結果の最終破壊荷重を比較していることや、理論値では軸方向の荷重分担率や応力分布が及ぼす強度への影響を考慮できていないことが原因として挙げられる。

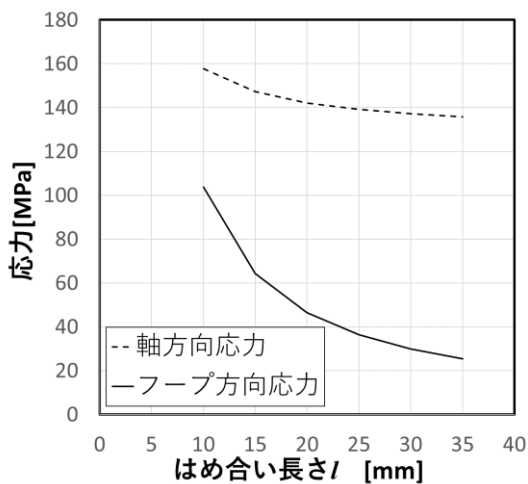


図13 応力の比較

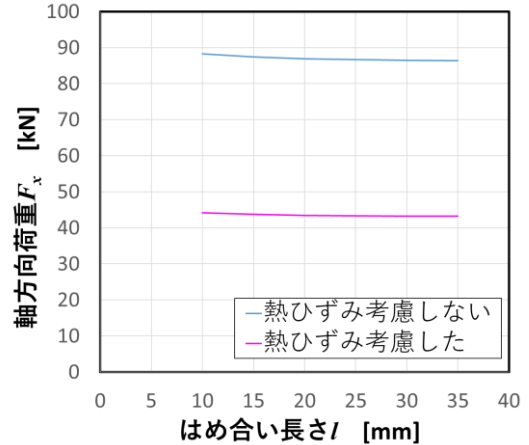


図14 軸方向強度に及ぼす熱ひずみの影響
(ねじ間ギャップ $\delta r_0=0.1\text{mm}$)

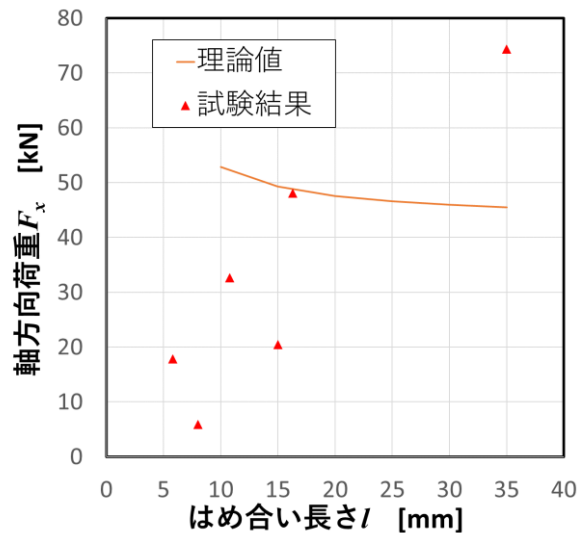


図15 軸方向強度の理論値と試験結果の比較
(ねじ間ギャップ $\delta r_0=0.67\text{mm}$ (実測値)の場合)

3. CFRP製めねじを用いた圧力容器

3.1 ハイブリッドロケットに用いる圧力容器

図16に示すハイブリッドロケットには2種類の圧力容器(図17:酸化剤タンク、図18:エンジン)が用いられており⁵⁾、パイプ形状の胴部の内径にめねじをきり、おねじを設けた蓋部・バルブ・ノズルと組み合わせるといった構成となっている。

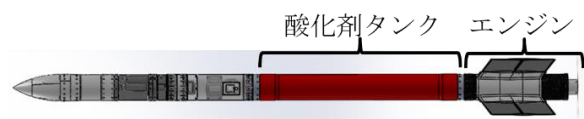


図16 ハイブリッドロケット全体

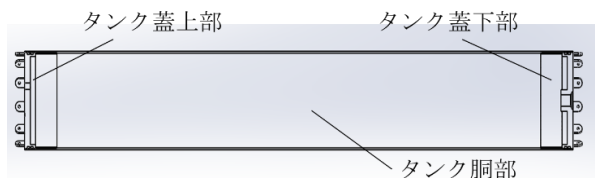


図 17 酸化剤タンク構成

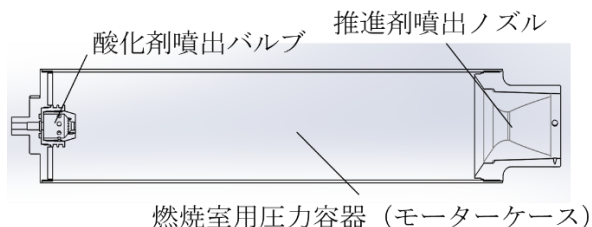


図 18 エンジン構成

3.2 CFRP 製エンジン

CFRP 製エンジンの設計・製作を行い、燃焼試験にて燃焼室用圧力容器としての機能を満たすか確認した。ただし、ねじ部の強度に着目するために胴部の積層数は燃焼室内圧 p に対して安全側に設計した。



図 19 燃焼後 CFRP 製モーターケースねじ

また、ねじ補強のためにめねじ部にフープ方向積層を行った。燃焼室内圧 p は予想使用圧力 5MPa の 2 倍である 10MPa を用いて強度設計を行った。設計後のエンジンを図 20 に示す。

燃焼試験の結果、CFRP 製エンジンに穴は開かず、また、ねじ部・胴部共に損傷はなく（図 19）、燃焼圧力に耐えることを確認した。図 21 に推力及び燃焼室内圧の時間履歴を示す。推力及び燃焼室内圧は正常な値を示していることから CFRP 製モーターケースはこの燃焼試験において問題なく使用出来ていたことを確認した。

CFRP 製モーターケースは燃焼圧力に耐えることが確認されたが、今後、燃焼時間増加による耐熱性の評価も必要となる。

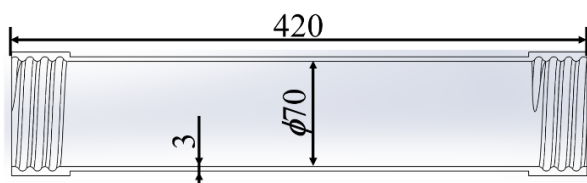


図 20 エンジン断面

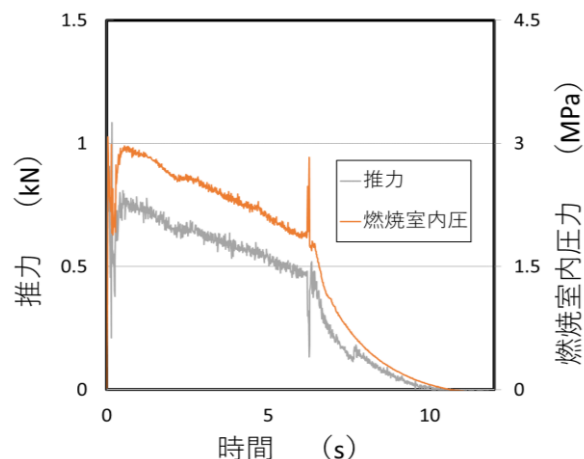


図 21 推力及び燃焼室内圧の時間履歴

3.3 CFRP 製酸化剤タンク

ねじ部からのリークを考慮して十分なシーリングの検討が必要である。また、CFRP のような複合材料は面に高圧力を受けると圧力溶媒液が層を通して浸透するといった問題があるため、内面にプライマーを塗布する必要がある。

4. まとめ

はめあい長さを伸ばすことでめねじの保持軸力が向上した。また、フープ方向の積層数を増やすことで強度向上が可能であることが分かった。

めねじの引張試験において、はめあい長さ最大の $l = 35\text{mm}$ の条件下で軸方向に引張破断したため、フープ方向のみではなく軸方向の強度も考慮すべきであることが分かった。

さらに、破壊荷重の実験値と理論値のオーダーは合っているものの、理論値では軸方向の荷重分担率や応力分布が及ぼす強度への影響を考慮できていないため、両者には差が表れた。よって、軸方向の荷重分担率を考慮した計算を行う必要がある。

CFRP 製モーターケースを製作して燃焼試験を行い、燃焼内圧に耐えることを確認した。

参考文献

- 1) 西野沙也佳, 館山哲也, 船見祐揮, 高野敦, 星型フラクタル巡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, 9th UNISEC Space Takumi Conference for Practical Study of Problem Finding and Solving in Space Systems, 2019
- 2) 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, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 2018

- 3) 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 期年会講演会講演集, 2019
- 4) 伊藤直由, 高山泰成, 鈴木直人, CFRP 円筒の強度試験とハイブリッドロケット強度設計, 神奈川大学卒業論文, 2016
- 5) 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, 2017