

A06 低衝撃セパレーションナットによる分離機構の開発

西野沙也佳（神奈川大・学），高野敦（神奈川大）

1 緒言

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に、超小型ハイブリッドロケットの開発に取り組んでいる。本研究では、ロケットが安全に着陸及び着水するためにパラシュートを展開する分離機構の開発を行う。

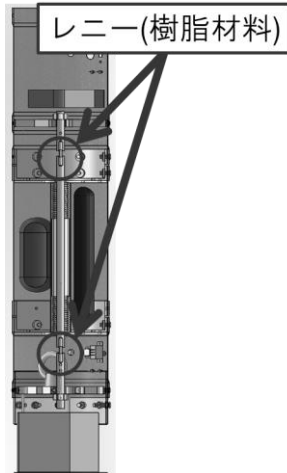


図1 昨年度までの分離機構⁽¹⁾

昨年度までの分離機構⁽¹⁾は図1のように樹脂材料であるレニーを材料としたロッドを用いていた。しかしこのロッドでは分離面で剛性が下がってしまうという問題があった。そこで、高高度のフライトを目指し機体が大型化、また、音速を超えることになっても機体が破損しない高強度・高剛性な分離機構を開発目的の一つとした。開発をするにあたって、高強度・高剛性という条件を満たす分離機構を調べ、昨年度までの分離機構と比較検討を行った。ちなみに、ハイブリッドロケットは燃料に火薬を使用していない事から安全であるという長所があるため火薬を用いた分離機構は比較検討の対象から除外した。比較検討の結果、製作難易度が比較的低いと思われるセパレーションナットによる分離機構を採用した。また、セパレーションナットを採用することで、低衝撃な分離機構の開発が可能であると考えた。

2 セパレーションナットの開発

セパレーションナットとは、縦割りにしたナットを用いた分離機構である。開発をするにあたってまず、先行文献⁽²⁾からヒントを得ることとした。図2のように先行文献での分離機構は縦割りにしたナットの分離面にバネが組み込まれていて、ナイロン糸によってナットが固定されている。また、ナイロン糸に接するようにニクロム線が巻かれている。このニクロム線に電流が流れ温まることでナイロン糸が切れてナットが分離する。

まず、先行文献のセパレーションナットを模擬して試作を行った。しかし、完成した試作品をロケットに組み込もうと試みたが十分な保持軸力が得られず、適用できなかった。また、ナットにナイロン糸を巻き付ける手順に手間がかかってしまった。これらのことを踏まえてナットを固定する部品材料を選定することとした。はじめに、Oリングや結束バンドを固定部材として候補に挙げたがこれらではセパレーションナットに口開きが生じてしまった。(図3)そこで、この問題を解決するためにセパレーションナットの外径に内径を合わせたポリカーボネートパイプを固定用のバンド(以下固定バンドと呼ぶ)として用いることとした。(図4)そして、試作品がロケットに適用できることを確認した後、詳しい設計を行った。

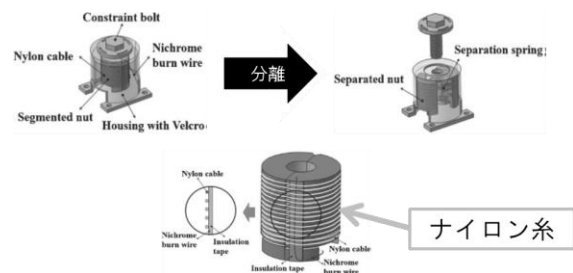


図2 先行文献⁽²⁾のセパレーションナット



図3 口開きの様子



図4 改良後の試作品

3 セパレーションナットの仕組み

開発したセパレーションナットは縦割りにしたナットを用いた分離機構である。図5のようにナットの中にはバネが組み込まれていて、そのバネの力でセパレーションナットが分離するようになっている。また、部品が飛散ないようにハウジングを設け、その中でナットが分離する仕組みになっている。ナットの固定バンドにニクロム線を巻き(図6)、そのニクロム線に電流が流れ温まることで固定バンドが切断される。そして、セパレーションナットが分離することで図7の固定ボルトが抜けると、機体が分離するようになっている。また、今回開発したセパレーションナットに適用するボルトのサイズはM6とし、要求される保持力が2.0[kN]と大きくないことから軽量化のためA5052のアルミニウム合金ボルトを採用した。

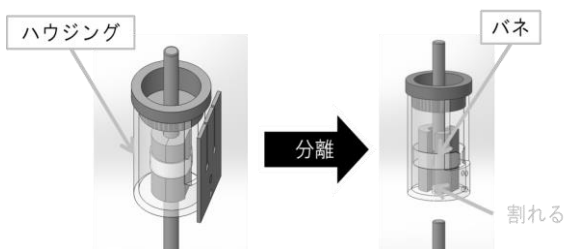


図5 セパレーションナット分離の様子

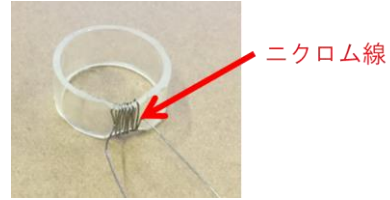


図6 ニクロム線を巻いた固定バンド

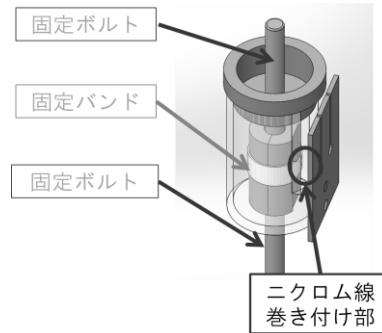


図7 部品名称

4 伊豆大島打ち上げ実験

開発したセパレーションナットをロケット機体(図9)の二段目分離機構部(図8)に搭載し、伊豆大島にて打ち上げた。また、一段目分離機構部には樹脂のロッドを使った分離機構⁽¹⁾を採用した。この機体の最高到達高度は4779[m]であり、最大加速度はエンジン推力からの推定で10[G]である。打ち上げ後、機体の一部を回収することが出来たが、回収後の機体は図10のように計測モジュールが大きく破損していて、これより上部の分離機構部は回収することが出来なかった。機体カメラのデータを確認したところ図11のように一段目の分離は成功したことが分かった。しかし、無線により得られた高度データと機体の破損状態より、二段目分離は失敗したと推測される。

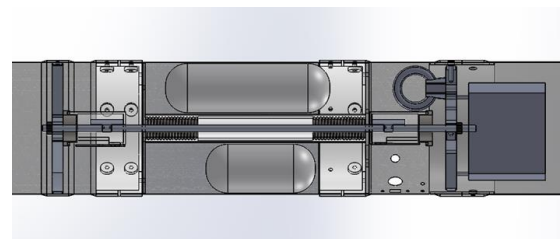


図8 二段目分離機構部

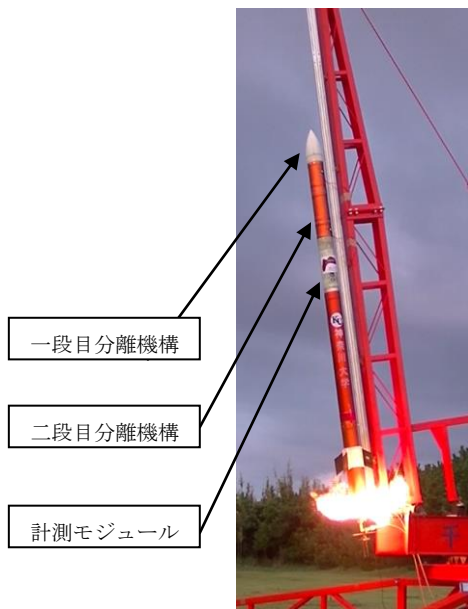


図9 打ち上げたロケット機体



図10 破損した計測モジュール



図11 機体カメラの映像(一段目分離の瞬間)

5 試験

打ち上げ実験における分離が失敗してしまった原因の検討を行ったところ、打ち上げまでに時間が足りず実施できなかった試験があり、セパレーションナットの特性を詳しく把握していなかったことが原因の一つではないかと考えた。また、開発したセパレーションナットが将来衛星に搭載が可能であるかの検討を行うためにもセパレーションナットの特性を把

握する必要があった。そこで、セパレーションナットの特性を詳しく把握するためにいくつかの試験を行うこととした。

5.1 最大保持力測定

セパレーションナットに最大まで荷重をかけて、その荷重を測定する。

結果は、荷重 4.3[kN]を超えたところで固定バンドが破断した。そのため、この固定バンド(肉厚 1[mm])を用いたセパレーションナットの最大保持力は 4.3[kN]であることが分かった。

破断した箇所がナット部分ではなく固定バンドであったことから、固定バンドの厚さを変えることで最大保持力を上げることが出来るのではないかと考えたが、分離時間が長くなるなど特性が変わる可能性がある。そこで、この固定バンドを用いたセパレーションナットの使用荷重を 2.0[kN]とした。

5.2 剛性測定

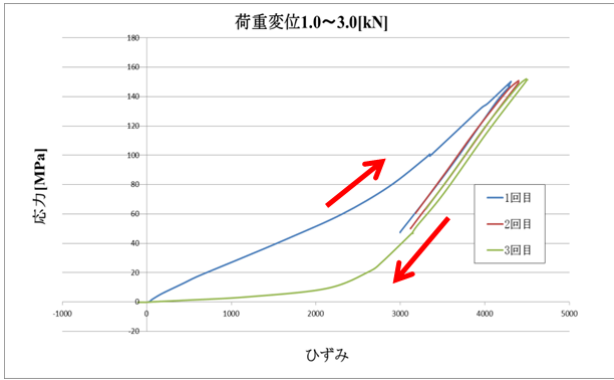
引張試験機に取り付けたセパレーションナットを跨いで伸び計を取り付ける。(図12)そして、荷重・変位・伸びを測定する。

試験では、プリロード 2.0[kN]荷重状態で外力が負荷した場合を想定し、外



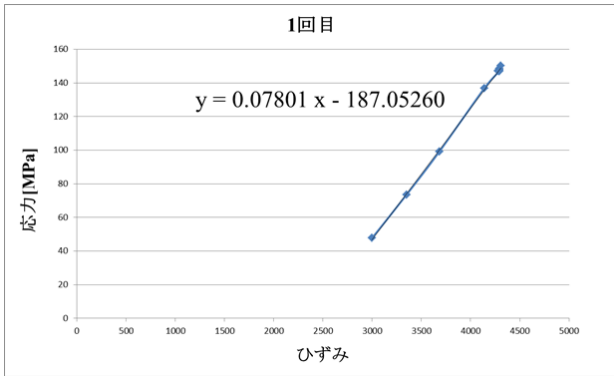
図12 剛性試験の様子

力が±1.0[kN]及び±0.5[kN]の2種類の条件下で剛性を測定した。求めた剛性はM6ボルト単体と比較するために、図13のようにヤング率で整理し、比較値 70.31[GPa](5052のヤング率)⁽³⁾と比較した。結果は、負荷外力±1.0[kN]のとき 78.03[GPa]、負荷外力±0.5[kN]のとき 75.58[GPa]となり、比較値より大きな値が測定された。そのため、このセパレーションナットはアルミボルト単体以上の剛性があることが分かった。



(a) 負荷外力±1.0[kN]のとき

荷重1.0～3.0[kN]
の範囲



(b) 近似直線を与えた結果

図 13 試験の結果

また、プリロードに対する剛性の依存性を確認した。最大荷重をいくつか決定し、最大荷重～最大荷重×0.4の範囲のヤング率を求めて整理したところ、プリロードが大きくなると剛性も上がることが分かった(表 1)。

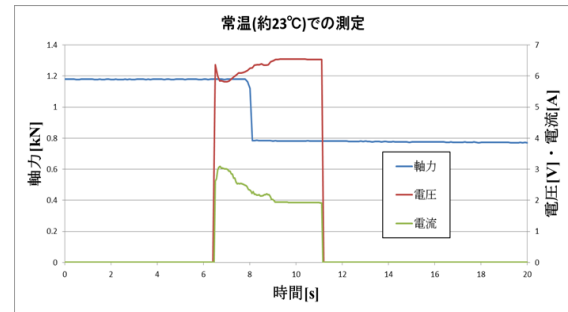
表 1 ヤング率比較結果

最大荷重[kN]	ヤング率[GPa]	誤差[%]
1.5	62.22	-11.5
	61.39	-12.7
	60.06	-14.6
2.5	67.00	-4.7
	67.23	-4.4
	65.87	-6.3
2.7	66.65	-5.2
	65.95	-6.2
	65.87	-6.3
4.0 (1回目)	71.88	2.2
	72.02	2.4
	71.32	1.4
4.0 (2回目)	74.00	5.2
	73.79	4.9
	73.46	4.5

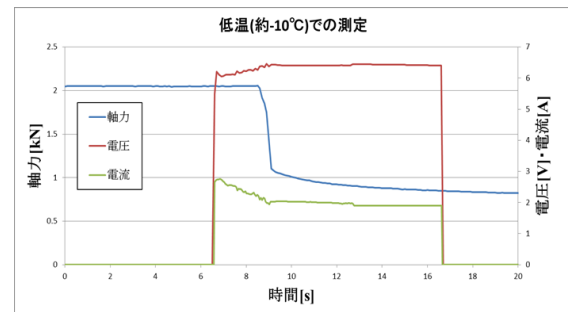
5.3 動作電力及び分離時間測定

デジタルマルチメーターで電流を測定し、同時にデータロガーにて電圧及び軸力を測定する。また、試験は常温・低温(-10℃)の2種類の条件下で行った。なお、低温条件下で測定を行ったのは、ニクロム線の温度上昇の遅れや不足を懸念したためである。

結果、分離に必要な最大電力は、常温のときは約 17.5[W]、低温(-10℃)のときは約 16.3[W]と測定された(図 14)。また、低温条件下でも正常に分離し、かつ分離時間もあまり変化しないことが確認できた。なお、この試験では、ボルトが抜ける方向にバネを入れず自重で落下するのみとしたため、ボルトが途中で引っかかり軸力が 0[kN]にならなかった。



(a) 常温(約 23℃)での測定



(b) 低温(約-10℃)での測定

図 14 試験の結果

5.4 軸力低下測定

図 15 のようにナットを締めることでプリロードがかかる機構を作成し、セパレーションナットにプリロードをかけ、アルミ円筒の外側・内側・アルミ円板の上面の 3 か所に熱電対を取り付ける。そして、データロガーで軸力及び温度を測定した。試験は常温・高温(60°C)の 2 種類の条件下で行った。なお、高温条件下で試験を行ったのは部材のクリープ現象による軸力の低下を考慮したためである。常温条件では、測定開始時と開始から約 3 日後の軸力を比較する。ここで、使用したロードセルの校正値が温度によってへんかする事から、比較する際には同じ温度の軸力を比較する。高温(60°C)条件では、温度上昇前から測定を開始し、高温状態(60°C)のまま 24 時間測定した後常温に戻す。そして、温度上昇前と上昇後の同じ温度の軸力を比較する。

結果、常温では測定開始時の軸力が 1.966[kN] (22°C)であったのに対して、常温で 3 日間保持した後の軸力は 2.046[kN] (22°C)であった。そのため、3 日間での軸力低下はほぼないものと考えられる。また、高温(60°C)では測定開始時の軸力が 2.137[kN] (25°C)であったのに対して、高温(60°C) で 24 時間保持し、常温に戻した後の軸力は 1.976[kN] (25°C)であった。ここから、約 0.2[kN]軸力低下したことが分かった。

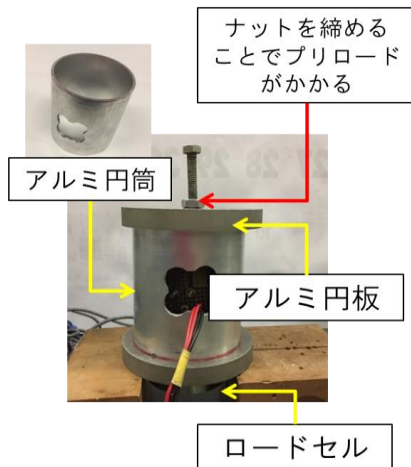


図 15 プリロードをかける装置

5.5 衝撃測定

図 16 のように軸力低下測定の際と同様の仕組みでセパレーションナットにプリロードをかけ、加速度センサーを取り付ける。そして、セパレーションナットを分離させて分離衝撃を測定する。

プリロードを 1.0[kN], 1.2[kN], 2.0[kN], 2.3[kN] と変化させて測定を行った結果、いずれも時刻歴で 10[G]以下と衝撃は極めて小さいことがわかった(図 17)。今後 SRS 解析を行い詳しく分析する。

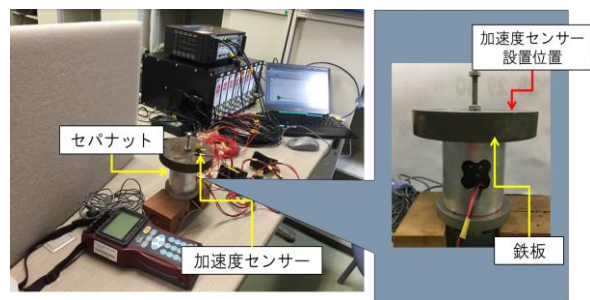


図 16 衝撃試験装置

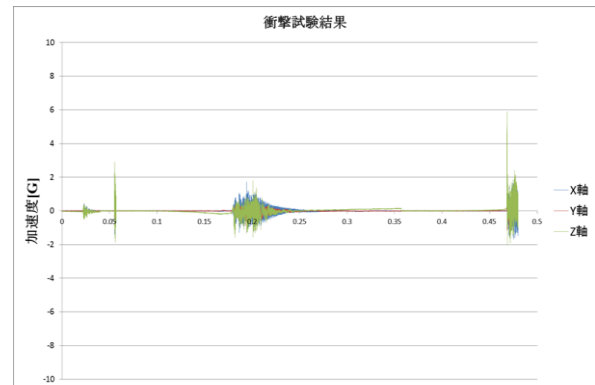


図 17 衝撃試験結果

表 2 既存品との比較

	開発したセパナット	低衝撃保持解放機構 ⁽⁴⁾ (LSRD-10K/C-2000)	Heavy-duty hold-down release mechanism ⁽⁵⁾
質量	30[g] ハウジングを含む	350[g]以下	241[g] ケーブル含む
寸法	φ16×30[mm]	φ52×43[mm]	φ43×44[mm]
ボルトサイズ	M6	1/4-28 UNJF	1/4-28 UNJF
最大保持軸力	4.3[kN]		35.6[kN] (8000[lb])
常用保持軸力	2.0[kN]	10[kN]	22.2[kN] (5000[lb])
動作電力	常温 17.5[W], 3.01[A], 1.93[Ω] 低温(-10°C) 16.3[W], 2.68[A], 2.26[Ω]	108[W] 動作電流6.0[A] 抵抗値0.0[Ω]	
分断時間	常温 1.6[s] 低温(-10°C) 2.5[s]	動作時間 150msec以下 動作電流パルス幅 30±3msec	
分断衝撃	10G以下@2.3[kN]	200Gsrs以下@10[kN]	625Gsrs以下@22.2[kN]
軸力低下	常温3日後 なし 高温60°C24h後 0.2[kN]低下		
温度範囲	非動作 -10°C~60°C	非動作 -80°C~60°C 動作 -55°C~60°C	

5.6 既存品との比較

試験で得られたデータを整理し既存品⁽⁴⁾⁽⁵⁾と比較した(表 2)。その結果、開発したセパレーションナットは既存品に比べると保持力が小さいことが分かった。また、動作電力及び分離衝撃は優れていることが分かった。

6 結言

本研究で試験を行ったことで、打ち上げにおける分離失敗の原因を発見するまでには至らなかったがセパレーションナットの特性をいくつか理解することが出来た。また、開発したセパレーションナットは非常に低衝撃な分離機構であることが分かった。

今後セパレーションナットの耐衝撃試験を行い、引き続き打ち上げにおける分離失敗の原因究明を行う。また、改良したセパレーションナットを機体に搭載して打ち上げを行い、分離を成功させることで妥当性を確認する必要がある。

7 参考文献

- (1) 榊原裕太,「ハイブリッドロケット分離機構の開発」,神奈川大学卒業論文,2016 年
- (2)Hyun-Ung OH and Myoung-Jae LEE,Development of a Non-explosive Segmented Nut-type Holding and Release Mechanism for Cube Satellite Applications,2015 年
- (3)日本アルミニウム協会,アルミニウムハンドブック(第 8 版),2017 年
- (4)低衝撃保持解放機構(LSRD-10K/C-2000) ,
<http://www.kenkai.jaxa.jp/database/db-gnc001.html>
- (5)Heavy-duty hold-down release mechanism,
<https://www.glenair.com/space-mechanisms/a.htm>