

溶接式モーターケースの開発

Development of welded motor cases

○檜山響太郎 (神大・学), 崎山英努 (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), 杉本慶隆 (神大・学), 吉野啓太 (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)

1. 諸言

本研究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. 2021年度の目的は, 燃焼試験で健全性を確認し, 打ち上げを行うことである.

エンジンの大型化に伴い, モーターケースにOリング付きのハウジングを押し込むのがOリングの抵抗力により困難となる. また, 外ネジ式は薄肉パイプに特殊なネジを旋削することから, ネジゲージもなく精度が保証しにくいいため, ネジ山のかみ合い量が浅くなり, せん断強度が確保しにくいという点を克服できるという目的のもと溶接式モーターケースの開発を行った.

2. 設計

2019エンジンは度重なる破裂が生じ, 2020年に対策を施し, 点火直後の破裂は生じなくなったものの, 2回の燃焼試験においていずれも燃焼開始後13秒程度でノズル及びハウジングがモーターケースから飛散するという不具合が生じた. この原因としては, モーターケースとノズルハウジングのねじ締結部のモーターケース内圧及び熱膨張によるねじ山かみ合い量の減少による強度低下が考えられた.

この対策として, ノズルハウジングとモーターケース締結部の改善として強度及び信頼性向上について検討を行った. アルミパイプと溶接部品の片端2か所, 両端で4か所溶接を行った. 溶接を行った後モーターケースの溶接を行った内側と外側の部分の面削を行った図面の図および拡大図を図1~2に示す.

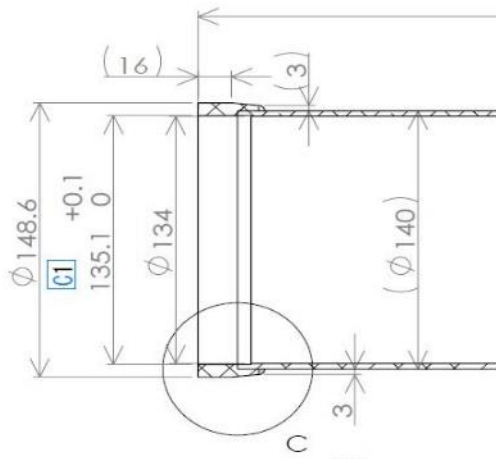


図1 溶接モーターケース面削後

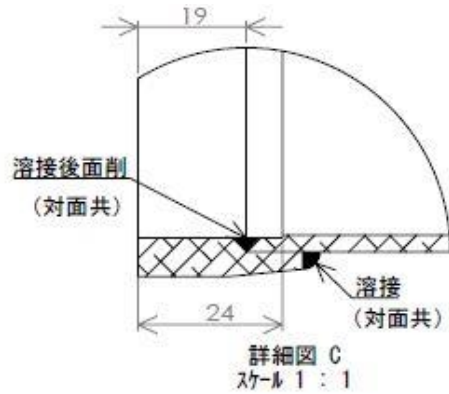


図2 溶接モーターケース面削後拡大図

また, 溶接は突合せ継手, 重ね継手の2つを用いている. その理由は, 突合せ継手の継手効率は100%で, 重ね継手の継手効率は60%~80%と言われており⁽¹⁾. 組み合わせることにより継手効率は単純計算で約160%となることが期待できるためである. また, 突合せ継手だけでも溶接が理想的に行われれば継手効率は100%であるが, これらを組み合わせた溶接によって, フランジのオフセットによる曲げモーメントを2か所の溶接個所で負担できるというメリットがある. したがって, このような継手が予想通り母材強度以上の継手効率を有することがこの研究において確認できれば今後の軽量化にも大いに有用であると考え採用した.

3. 燃焼試験

2019年エンジン改2 (以降改良したエンジンを2019年エンジン改2と呼ぶ.) の妥当性確認及び能代打ち上げ試験に向けて, エンジンの健全性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. 結果を表1および図3に示す.

表1 燃焼試験結果

日付	モデル	エンジン重量 (燃焼前)	エンジン重量 (燃焼後)	トータル インパルス [Ns]	比推力 (実測値) [s]	燃焼時間 [s]
5月30日	開発	14.3	8.78	51216	178	46.32
6月26日	フライト	14.28	8.18	55158	179	46
6月27日	開発	14.24	8.73	39120	137	43.41

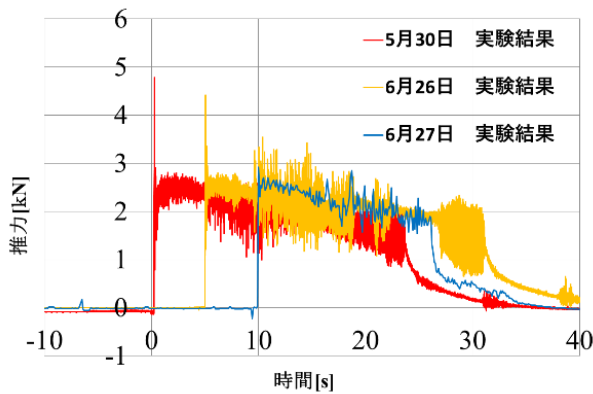


図3 燃焼試験における推力の時間変化

開発モデル1回目およびフライトモデル1回目の燃焼試験ではトータルインパルスが $50\text{kN}\cdot\text{s}$ および正常燃焼を達成したものの、開発モデル2回目の試験で、溶接の継ぎ目部分から火炎が噴き出る異常燃焼が起こったため、トータルインパルス $50\text{kN}\cdot\text{s}$ に達成することが出来なかった。

燃焼試験後の様子を図4に示す。異常燃焼前の写真を詳しく確認した結果、破裂が発生した部分には目立ったピンホールや大きな傷を確認することが出来ず原因は特定できなかった。しかし、別の場所にピンホールがあることは確認することが出来たためおそらくそこから高温のガスが連続的に長時間吹き付けたことにより穴が開いたのではないかと考えられる。2022年度以降に溶接式モーターケースを使用するために溶接部の改善案を考案するための強度試験を行うこととなった。

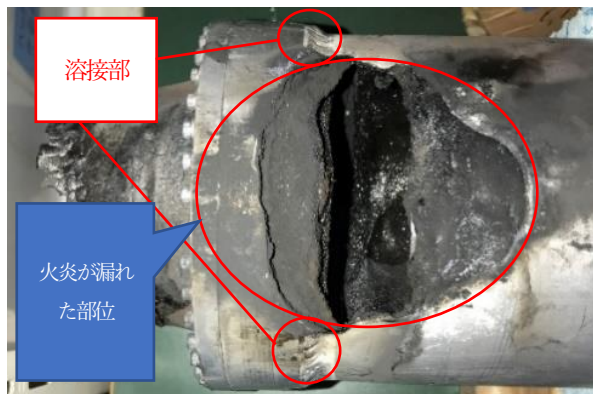


図4 開発モデル2回目 燃焼後の様子

4. 溶接式モーターケースの耐圧試験

燃焼室圧力は亜酸化窒素の充填時の圧力を超えることがないため最大予想使用圧力を 5MPa 、安全率 $2.0^{(3)}$ として設計破壊圧力を 10MPa と設定した。設計破壊圧力 10MPa に耐えられることを確認するために耐圧試験を実施した。圧力を 1MPa 、 5MPa 、 6MPa 、 7.5MPa の順番で圧力を負荷した結果、 5MPa あたりから残留ひずみが出始め、 7.5MPa 時点でインジェクター側の溶接部から水が噴き出し、圧力の維持ができなくなった。また、残留ひずみも 5MPa の時の10倍ほどになった。水が噴き出している様子を図5に示す。



図5 水が噴き出している様子

ひずみ残差が大きくなっているのは、 5MPa から 7.5MPa 負荷で溶接部に破損が始まり、モーターケース材質の耐力に到達し、塑性変形により残留ひずみが生じた原因である。 1MPa および 5MPa 、 7.5MPa のひずみグラフを図6～図8に示す。

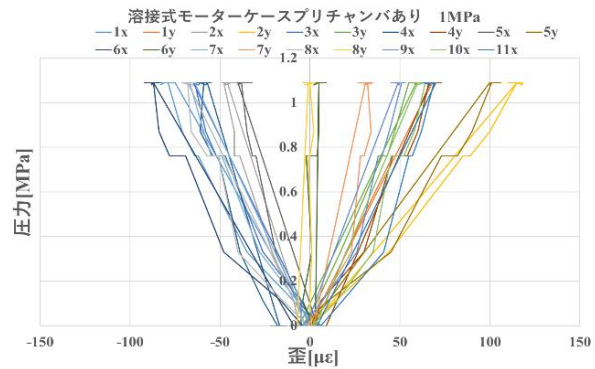


図6 1MPa ひずみグラフ

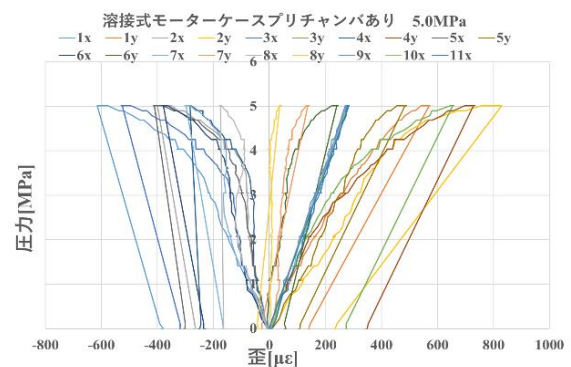


図7 5MPa ひずみグラフ

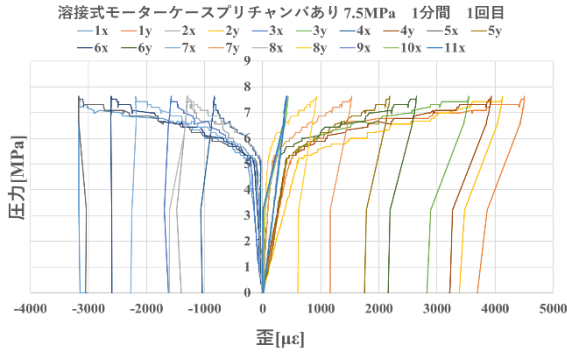


図8 7.5MPa ひずみグラフ

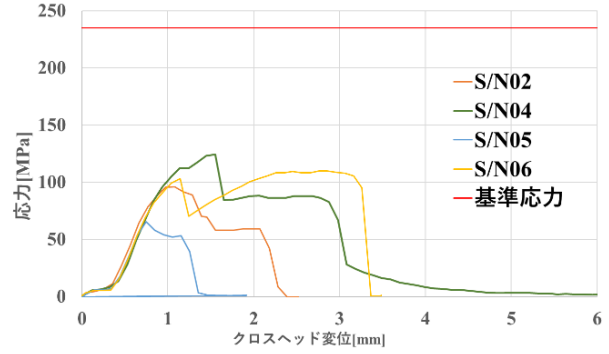


図11 応力-変位曲線

5. 溶接継ぎ手引張試験片の引張試験

耐圧試験を行ったところ溶接部から水漏れおよび内側溶接部の破断を確認したため、溶接部の強度の確認および溶接部で破断せず、薄い母材で破断することを確認するために溶接部を模擬し、文献(2)を参考に13号試験片と選定して溶接継手引張試験片を作成し、引張試験を行った。試験片を図9に示す。

試験の結果、S/N2～S/N6すべて薄い母材で破断することなく突合せ継手の部分から破断し、突合せ継手および重ね合わせ継手の組み合わせによる目標の1.6倍の継手効率まで到達しなかった(図10)。また、図11は応力-変位曲線であり、最大応力は66～124MPaと、A5052-H34の基準応力235MPaに到達しなかった。



図9 溶接継手試験片 試験前



図10 溶接継手試験片 試験後

6. 結言

燃焼試験では、トータルインパルス50kNsを達成することができた。2回目の燃焼でモーターケースの溶接部に穴が開き火炎が噴出したため打ち上げ試験で使用できなくなった。ピンホールから高温のガスが連続的に長時間吹き付けたことが原因と考えられる。

耐圧試験では、5MPaの圧力を加えたあたりまでは水漏れも見られなかったが、6MPa～7.5MPaの圧力を加えた時点でインジェクター側およびハウジング側両方とも溶接にき裂がみられ全周破断していたが、外部側の溶接は破断しなかったためフランジ部の分解に至らなかった。また、溶接部から水が噴き出してしまったことから気密性を確保することができなかった。

引張試験を行い、すべての試験片は66～124MPaの荷重で突合せ継手の部分で破断し、基準応力235MPaに到達することなく溶接部で破断してしまった。設計では突合せ継手および重ね合わせ継手のハイブリットにより単純計算で1.6倍の継手効率があるはずだったが到達しなかった。突合せ継手部分の溶接が母材に浸透しておらず溶接自体に問題がある可能性があるため、一概に突合せ継手および重ね合わせ継手のハイブリットが悪いと言えない。したがって溶接方法、特に内部側の溶接を改善し気密を確保できれば今後エンジンとして採用できる可能性は十分にある。

参考文献

- (1) 溶接学会, 溶接・接合工学の基礎, 丸善株式会社 1993, pp.201-205.
- (2) 日本規格協会, JISハンドブック鉄鋼, 2010, pp.325-332.
- (3) 宇宙航空研究開発機構, 宇宙高圧ガス機器技術基準, 平成21年3月9日C改訂, p.20.