

ハイブリッドロケット用 LT 燃料の長時間保管を想定した FEM 解析

○大場 香輝 (福岡大学・学), 川端 洋 (福岡大学), 和田 豊 (千葉工業大学),
加藤 信治(株式会社型善), 堀 恵一(宇宙航空研究開発機構)

FEM analysis assuming long-time storage of LT fuel for hybrid rockets

Oba Kouki(Fukuoka University Student), Yo Kawabata(Fukuoka University), Yutaka Wada(Chiba Institute of Technology), Nobuji Kato(Katazen Corporation), Keiichi Hori(Japan Aerospace Exploration Agency)

Abstract

In the structural analysis of this study, the data obtained by the tensile test is used. LT fuel was stored in an environment of 40 °C for about two months, and the amount of deformation was measured. The purpose is to improve the analysis accuracy by simulating long-time storage by adding the measured deformation value. However, by approximating the relaxation shear modulus of 10⁶s or less using a master curve and extending it along an approximate straight line, it was found that accurate analysis for a long time could not be performed. As a countermeasure method, accurate analysis for a long time can be improved by changing the relaxation shear modulus.

1. 緒言

本研究では、ハイブリッドロケットの燃料である、低融点熱可塑樹脂(Low melting point thermoplastics:以下 LT) 燃料に着目した。ハイブリッドロケットは、一般的に固体燃料と液体酸化剤を用いて打ち上げるロケットである。欠点としては低燃料後退速度が問題であり、補うために燃料表面積を増大させるため、体積充填効率が低くなることが挙げられる。そのための改善策として出てきたものがパラフィン (WAX) 燃料であり、文献 1 からわかるように HTPB 燃料に比べて 2~3 の非常に高い燃料後退速度である。しかし、このパラフィン燃料は固く脆い。ま

た離型剤としても使用されているように接着性に乏しいなどの問題がある。その改善案として LT 燃料が開発されたが、大型ハイブリッドロケットの燃料に適用した際、構造成立性が明確にされていない。ここでの構造成立性とは、燃料がその使用環境下において受ける荷重に対する応力や変形に構造体として耐えるかどうかを示す。そこで、本研究では先行研究において保管期間約 11 日までのマスターカーブ²⁾を作成した LT 燃料に対し ANSYS による有限要素法(Finite Element Method:以下 FEM)解析を行うことで長期間保管時の変形量を予測、評価する。また、保

管時のハイブリッドロケットの LT 燃料の実測値を二カ月間計測する。この 2 つを比較し、どれほどの誤差が出るのかを調べる。

2. LT 燃料

LT 燃料は、構成樹脂や配合量によって 10 種類以上存在する。主な特徴としては、従来燃料 HTPB の 2~3 倍の燃料後退速度である。また、化学組成を変更することで弾性率や伸び率、機械的物性の変化が挙げられる。本研究では、LT#460 を使用する。

表 1 LT#460 の基本組成及び物性²⁾

ベース樹脂	ポリスチレン系エマストマ
低融点オイル	パラフィンオイル
接着性付与樹脂	キシレン樹脂
密度[g/cm ³](室温)	0.92
弾性率[Mpa](室温)	0.26
最大伸び率[%](室温)	499.8
軟化温度[°C]	約 65
粘度[Pa・s](60°C)	24.62

3. 緩和時間と緩和せん断弾性率

図 1 に示している縦軸が緩和せん断弾性率、横軸は、緩和時間と表している。縦軸の緩和せん断弾性率は、FEM 解析に入力するため、マスターカーブの緩和弾性率から計算したものである。この図 1 から、引張試験から得られた緩和時間では 10⁶s となっている。10⁶s は約 11 日分であり、11 日以上保管を想定した解析を実施することができない²⁾。約一カ月の解析を可能とするために、図 2 のように、緩和時間と緩和せん断弾性率を延長する。延長の方法としては、緩和時間が 10⁴s から 10⁶s の時の緩和せん断弾性率を

近似し、その近似直線に沿って延長した。

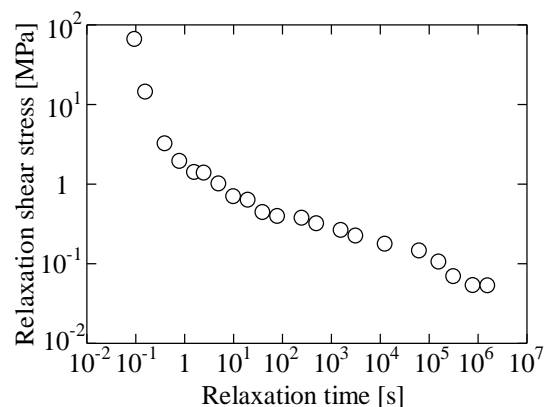


図 1 緩和時間と緩和せん断弾性率の関係³⁾

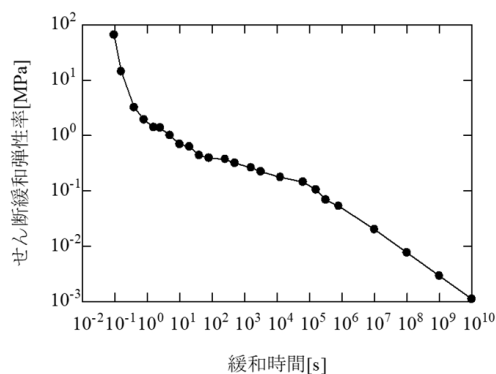


図 2 近似により補完した緩和時間と緩和せん断弾性率の関係

4. 実験・FEM 解析条件

ANSYS Mechanical 2019 R3 上で材料定義した LT#460 の再現性を確認するために、実測試験を行った。恒温槽を用いて 100°C 付近まで加熱し溶解させ、燃料成型治具にセットしたアクリルに流し込み、燃料外径 φ129mm、内径 φ45mm、長さ 225mm となるように成型した。これは、先行研究である⁴⁾推力 5kN 級ハイブリッドロケットモータに使われる LT#460 の燃料長さを半分にした値(燃料外径 φ172 mm、内径 φ60 mm、長さ 300 mm)から、3/4 したものである。恒温槽内に横置きで設置し、40°C の温度下で八週間保

管し、この時の燃料の変形量を計測し、図3、4に計測箇所、FEM解析条件を表2に示す。表2の想定時間は、一、二、四、五、八週間を表している。

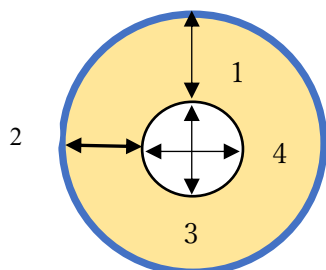


図3 燃料計測箇所，端面



図4 燃料計測箇所，断面

表2 FEM解析条件

温度 (°C)	40
重力方向	燃料軸に対して垂直
圧力 (Mpa)	0
想定時間	168h, 336h, 720h, 888h, 1440h
重力加速度 (mm/s ²)	9.81
メッシュサイズ(mm)	10
メッシュ形状	三角錐型

5. 実験結果及び考察

5.1 全体の変形傾向

表3に示しているのは、燃料の変形量実測値であり保管前の実測値と八週間の変形量を表している。また、図5、6では、図3、4の1~6の番号を計測した全体の模式図である。LT燃料の全体の変形について、図5の通り断面の上下が対

照的に変形し、図6では、中心から下にへこんでいるようになっている。図7、8では、FEM解析での全体変形量を2倍しているものであり変形の傾向をとらえることができている。

表3 燃料の変形量実測値

表番号	保管前の燃料の実測値(mm)	8週間後の変形量(mm)
図3の1	47.10	48.705
図3の2	47.10	47.917
図3の3	46.35	45.989
図3の4	46.10	47.021
図4の5	0	-5.234
図4の6	0	3.806



図5 実測値の全体の変形傾向模式図(断面)

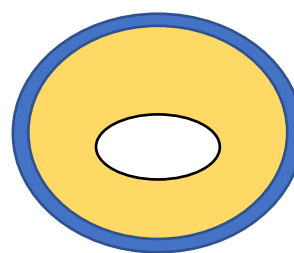


図6 実測値の全体の変形模式図(正面)

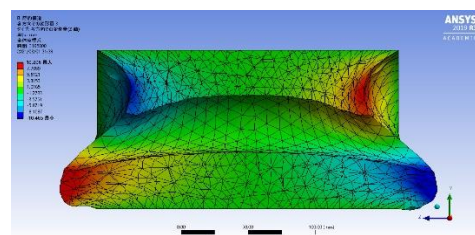


図7 八週間 FEM 解析の二倍全変形量(断面)

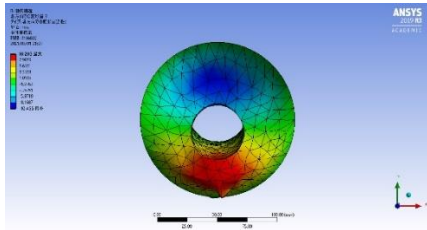


図 8 八週間 FEM 解析の二倍全変形量(正面)

5.2 解析誤差

図 4 の 6 の部分の実測値と FEM 解析値を表 4 に示す。表 4 から、保管期間が長くなるほど、実測値と FEM 解析値の誤差がなくなっている。一週間の変形量では約 9.5 倍、二週間では約 4 倍、三週間では約 2.8 倍、四週間では約 2.7 倍、八週間では約 2.68 倍であることがわかる。以上の結果を踏まえて誤差の原因は、図 2 で 10^6 s 以下の緩和せん断弾性率を近似して求めているためであると考える。また、実際に 1~8 週間保管時した際の変形量と FEM 解析による変形量が合うように 10^6 s 以上の緩和せん断弾性率を変更することで、より正確な構造解析が可能である。

6. 結言

本研究では、FEM 解析を用いて LT 燃料#460 がハイブリッドロケットの燃料の保管時の変形量を定量化・評価した。全体の変形量については、実測値と FEM 解析の値の変動が同じ傾向であり、保管時の変形を解析する上では妥当な手法であることが証明された。次に LT#460 の実測値と解析を行った変形量について比較。Z 軸方向の変形量に関しては、一週間 89.89%、二週間 74.94%、三週間 64.13%、四週間 63.99%、八週間 62.74%の誤差が出た。理由は、マスターカーブを用いて 10^6 s 以下の緩和せん断弾性率を近似し、近似直線に沿って延長したことで、誤差が大きくなったと考えられる。対策方法としては、単純な近似ではなく、実験結果と FEM 解析値が合致す

るように緩和せん断弾性率を補間することで長時間の解析精度が向上することができる。

表 4 図 4 の 6 番の実測値と観測値の比較

保管期間	実測値 (mm)	解析値 (mm)	誤差 (%)
一週間	0.82	7.9138	89.89
二週間	2.4	9.5754	74.94
三週間	3.654	10.188	64.13
四週間	3.675	10.206	63.99
八週間	3.806	10.215	62.74

7. 謝辞

FEM 解析を行うにあたり、福岡大学工学部機械工学科山辺純一郎教授、和田健太郎助教にご支援いただきました。本研究は公益財団法人泉科学技術振興財団の助成を受けました。上記の方々に深く御礼申し上げます。

8. 参考文献

- 1) M. A. Karabeyoglu, et. al., “Combustion of Liquefying Hybrid Propellants : Part 1, General Theory” JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 18, No. 3, pp610-620, 2002.
- 2) 川端 洋 “低融点熱可塑性エラストマを用いたハイブリッドロケットの実用化に関する研究, 令和 2 年千葉工業大学, 博士学位論文
- 3) Yo Kawabata, et. al., “Experimental and Numerical Study on Feasibility of 5 kN Thrust Level Hybrid Rocket Motor Using the Low-Melting-Point Thermoplastic Fuel” 71st International Astronautical Congress, IAC-20-C4.4.6, 2020.
- 4) Yo Kawabata, et. al., “Experimental Study on 5-kN Thrust Level Hybrid Rocket Motor Using Low-Melting-Point Thermoplastic Fuel” AIAA2020-3751, 2020.