

千葉工業大学
博士学位論文

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

Study on development of hybrid rocket using the
low-melting-point thermoplastic elastomer

令和2年3月
川端 洋

論文要旨

本論文は、低融点熱可塑性エラストマ(Low-melting-point thermoplastic : LT)系燃料を用いたハイブリッドロケットを対象として、機械的物性及び燃焼特性の両観点から設計成立点の確認及び設計指針の確立と実現性を示すことを目的とする。

現在、人類の生活において気象予報等の人工衛星サービスを始めとした宇宙利用は欠かせないものになっており、その市場規模は年々増加している。この要因の一つとして、「短期・低コスト」の特長を生かした小型人工衛星の開発・運用が活発化していることが挙げられる。人工衛星の輸送手段であるロケットの需要も高まっており、近年、小型人工衛星打上げ用ロケットの開発が盛んになっている。現在運用されているロケットは液体・固体ロケットであるが、昨今の超小型衛星打上用ロケットの需要の増大と、ロケットの低価格化競争、民間会社による有人宇宙機の開発等によって高安全性・低コストの特長を有するハイブリッドロケットが注目されている。しかし、ハイブリッドロケットは燃料の燃焼速度を示す燃料後退速度が低く、低推力であることを主な要因として未だ実用化に至っていない。故に本研究では、高安全性及び低コストであり、高燃料後退速度、かつ大型モータへの適用が期待できる LT 系燃料を用いたハイブリッドロケットに注目した。

第 1 章では、本研究の対象であるハイブリッドロケットを中心に説明を加えた。さらに、本研究の背景と目的について述べ、過去の研究事例について紹介すると共に研究目的を示した。

第 2 章では、LT 系燃料の機械的物性の把握のため、各物性評価試験を実施した。本研究で対象とした全ての LT 燃料において 300[%]以上の伸び率を確認した。低融点燃料として代表的なパラフィンベース燃料の伸び率が約 1.5%であり、この低い伸び特性が大型化を阻んできた。キシレン樹脂を含む LT 燃料が 0.26[MPa]以上の弾性率及び 377[%]以上の伸び率を有しており、パラフィンベース燃料と比較してロケット燃料として優れた機械的物性を有していることを示した。また、キシレン樹脂を含む LT 燃料に対して、断熱材として一般的な EPDM ゴムとの接着性を確認した。結果、接着界面ではなく燃料自体が破壊する凝集破壊が確認され、大型モータ適用時に接着応力ではなく、燃料の物性のみを用いて

設計が可能であることを示した。

優れた機械的物性及び接着性を有している LT#460 燃料に対して、引張試験器を用いた粘弾性測定を実施した。LT#460 燃料のマスターカーブ及びシフトファクタを取得し、粘弾性特性を明らかにした。また、LT#460 燃料の有限要素解析に必要となるパラメータを取得した。さらに、LT 燃料の弾性領域は温度に関わらず真ひずみで約 0.8(伸び率 80%)までであることを示した。さらに、LT 燃料の破断包絡線図を取得し、構造体として安定する領域を示した。

LT#460 燃料を 5kN 級ハイブリッドロケットモータに適用した際の成立性を有限要素解析を用いて評価した。外径 172[mm]、内径 60[mm]、長さ 600[mm]の 5kN 級ハイブリッドロケットモータ用 LT 燃料に対して、1 カ月間の保管、燃焼実験、10G 環境での打上実験を想定し、燃料形状変化や最大応力・最大ひずみが破断応力・破断ひずみに達するかどうかを調査した。各条件における最大応力及び最大ひずみは最大でも破断応力-破断ひずみの 1/10 オーダーであり、各条件において燃料が破壊する可能性は低いことが示された。保管時を想定した条件において、いずれの条件においても径方向の最大変形量は 3[mm]以下であり、軸方向の最大変形量も 12[mm]以下である。径方向の変形量を最小にするためには、常温以下の環境で、横置き状態での保管が推奨されることが分かった。燃焼実験時を想定した条件において、径方向の最大変形量は 1.9[mm]、軸方向の最大変形量は 5.5[mm]であった。燃焼実験において、モータ固定方向による差異がないことが確認された。10G でのフライトを想定した条件において、径方向の最大変形量は 1.8, 1.7[mm]であり、軸方向の最大変形量は 5.8[mm]、6.5[mm]である。燃焼実験時の条件と比較すると、最大変形量の差異は 1[mm]以下であり、本検討での燃料サイズにおいては、フライトによる加速度が燃料形状に与える影響は微小であることが示された。また、10G 以下でのフライトにおいては、燃料形状が燃焼実験時とほぼ同様であり、燃料形状変化を起因とする燃焼パフォーマンスへの影響は微小であると考えられる。

第 3 章では、LT 系燃料の燃料後退速度及び、特性排気速度の把握を目的に、ガス酸素及び亜酸化窒素を用いた燃焼実験を実施し、LT 系燃料がパラフィンベース燃料と同等の燃料後退速度を有していることを示した。また、構成樹脂の異なる LT 系燃料の粘度と燃料後退速度を取得し、構成樹脂の違いが燃焼時の粘度及び燃料後退速度に影響を与えないことを示した。また、酸化剤を亜酸化窒素

とした場合の燃料後退速度結果から、酸化剤種の違いによる燃料後退速度指数への影響がないことが定量的に示された。

第 4 章では、酸化剤旋回流型燃焼実験を実施し、最大で 2.9 倍の燃料後退速度となることを示した。形状スワール数、推進剤質量流束、燃料長さを考慮した燃料後退速度予測式を取得し、燃料長さに対して適切な形状スワール数を選択することで未燃燃料量を最小限に抑え燃料体積充填率の優れたモータ設計が可能であることを示した。バッフルプレート形状が特性排気速度に与える影響を実験的に調査した。結果、酸化剤と燃料が同一の穴を通過し穴数が少ないバッフルプレートが最も高い特性排気速度となることを明らかにした。また、300N 級モータにバッフルプレートを適用し最大で 3.4 倍の特性排気速度となることが分かった。

第 5 章では、LT#421 及び#460 燃料及び酸化剤として N_2O を用いたロケット飛翔実験を実施した。結果、LT#460 燃料を用いたロケットにおいて音速飛行の加速度環境下において LT#460 燃料の剥離や脱落は確認されなかった。また、取得したテレメトリデータとシミュレーション結果が一致し、フライト環境において燃焼実験と同様の燃料後退速度及び燃焼室圧力となることが確認された。

N_2O /LT#460 推進剤を 5kN 級ハイブリッドロケットモータに適用し、3 回の実験において平均推力 4600[N]以上を達成した。100~500N 級の燃焼実験結果を用いて推定した N_2O /#460(バッフルプレート有)の燃料後退速度と実験値が良く一致した。本結果から、LT#460 燃料において、100~500N 級の燃焼実験結果を用いて 5kN 級モータの燃料後退速度を予測することが可能であり、5kN 級以下ではスケール効果が影響しないことが考えられる。

第 6 章では、実用されている固体ロケットのグレインサイズに LT#460 を適用した際の構造成立性を評価した。結果、史上最大の固体ロケット SRB サイズにおいても構造健全性が確認され、大型モータ適用時の構造成立性が明らかになった。

第 7 章は本論文の結論である。各章から得られた結論を要約し、本研究成果より LT 系燃料を用いたハイブリッドロケットの実現可能性を強く示した。

目次

第 1 章	序論.....	1
1.1	小型人工衛星の開発活発化.....	1
1.2	小型人工衛星打上げ用ロケットの開発動向.....	3
1.3	化学推進ロケットの特徴と比較.....	8
1.4	ハイブリッドロケット.....	12
1.4.1	ハイブリッドロケットの歴史.....	12
1.5	ハイブリッドロケットの近年の動向.....	25
1.5.1	ハイブリッドロケットの実用化.....	25
1.5.2	低融点燃料の利用.....	27
1.5.3	流れ場への工夫.....	30
1.5.4	高エネルギー燃料の利用.....	35
1.6	低融点熱可塑性エラストマ.....	36
1.7	研究の背景と目的.....	41
1.8	本論文の構成.....	43
第 2 章	低融点熱可塑性エラストマの各種物性及び成立性に関する検討.....	45
2.1	はじめに.....	45
2.2	構成樹脂が LT 系燃料の機械的物性及び接着性、粘度に与える影響....	45
2.2.1	LT 系燃料の構成樹脂及び特性.....	45
2.2.2	各物性評価試験方法と条件.....	47
2.2.3	試験結果と考察.....	49
2.2.4	LT 系燃料の構成樹脂及びその特性の調査結果.....	57
2.3	粘弾性評価.....	58
2.3.1	試験装置及び条件.....	58
2.3.2	取得データと解析手法.....	59
2.3.3	試験結果.....	62
2.3.4	マスターカーブとシフトファクタ.....	65
2.3.5	Mooney-Rivlin 式による真応力の推定.....	67
2.3.6	弾性領域.....	69
2.4	FEM 解析を用いた 5kN 級モータ適用時の成立性検討.....	74
2.4.1	材料定義.....	74
2.4.2	5kN 級ハイブリッドロケットモータの LT 燃料成立性評価.....	77
2.5	第 2 章のまとめ.....	107
2.5.1	LT 系燃料の構成樹脂と各種物性に関する結果と考察.....	107

2.5.2	LT#460 燃料の粘弾特性に関する結果と考察.....	107
2.5.3	LT#460 燃料の FEM 解析に関する結果と考察	108
第 3 章	低融点熱可塑性エラストマの燃焼実験.....	110
3.1	はじめに	110
3.2	GOX/LT 燃焼実験.....	110
3.2.1	LT 系燃料.....	110
3.2.2	実験装置	110
3.2.3	実験結果・考察	112
3.3	N ₂ O/LT 燃焼実験	118
3.3.1	実験装置	119
3.3.2	実験結果・考察	121
3.4	第 3 章のまとめ	127
3.4.1	LT 系燃料の燃料後退速度及び特性排気速度に関する結果と考察	127
第 4 章	燃料後退速度及び特性排気速度の向上.....	129
4.1	はじめに	129
4.2	GOX 旋回流型モータ燃焼実験	129
4.2.1	実験装置・条件	129
4.2.2	実験結果・考察	131
4.3	特性排気速度の向上	138
4.3.1	バッフルプレート形状が特性排気速度に与える影響	139
4.3.2	バッフルプレートと特性排気速度及び特性燃焼室長さの関係	150
4.4	第 4 章のまとめ	158
4.4.1	GOX 旋回流/LT ハイブリッドロケットに関する結果と考察.....	158
4.4.2	バッフルプレートを用いた LT 燃料の特性排気速度改善に関する結果と考察	159
第 5 章	フライトモータの設計・燃焼実験・フライト試験及び 5kN 級モータの設計・燃焼実験	161
5.1	はじめに	161
5.2	500N 級フライトモータ	161
5.2.1	設計	161
5.2.2	燃焼実験結果・考察	163
5.2.3	フライト試験	168
5.3	1.5kN 級フライトモータ	173

5.3.1	設計	173
5.3.2	燃焼実験結果・考察	175
5.3.3	フライト試験	178
5.4	5kN 級ハイブリッドロケットモータ	182
5.4.1	燃料後退速度の予測とモータ設計	182
5.4.2	燃焼実験結果・考察	190
5.5	第 5 章のまとめ	200
5.5.1	500N 級 N ₂ O/LT#421 フライトモータに関する結果と考察.....	200
5.5.2	1.5kN 級 N ₂ O/LT#460 フライトモータに関する結果と考察.....	201
5.5.3	5kN 級 N ₂ O/LT#460 モータに関する結果と考察.....	201
第 6 章	LT 燃料の大型モータ適用時の成立性	203
6.1	はじめに	203
6.2	ペガサスロケット第 1 段モータへの適用	203
6.2.1	ペガサスロケットと Orion 50S XL モータ	203
6.2.2	ハイブリッドロケットモータ設計と燃料サイズ	206
6.2.3	FEM 解析	211
6.3	M-V ロケット第 1 段モータへの適用	217
6.3.1	M-V ロケットと M-14 モータ	217
6.3.2	FEM 解析	220
6.4	スペースシャトル用 SRB への適用.....	225
6.4.1	スペースシャトルと SRB.....	225
6.4.2	FEM 解析	227
6.5	FEM 解析結果まとめ	233
6.6	第 6 章のまとめ	236
6.6.1	ペガサスロケット第 1 段モータへの適用に関する結果と考察	236
6.6.2	M-V ロケット第 1 段モータへの適用に関する結果と考察	237
6.6.3	スペースシャトル SRB への適用に関する結果と考察.....	237
6.6.4	LT#460 燃料の大型モータへの適用に関する結果と考察.....	238
第 7 章	総括.....	239
付録	242
A.	ハイブリッドロケットの燃焼メカニズムと燃料後退速度	242
B.	LT 燃料成型方法.....	247
B.1	引張試験用 LT 成型方法.....	247

B.2	LT 燃料の接着性評価試験片成型方法	250
B.3	100~1.5kN 級モータの LT 燃料成型方法	252
B.4	5kN 級モータの燃料成型方法	254
C.	ANSYS による FEM 解析	257
C.1	長緩和時間におけるせん断緩和弾性率の実験による補間	257
C.2	FEM 解析における境界条件	265
D.	燃焼実験データ解析手法	268
E.	燃焼実験装置	273
E.1	GOX/LT 燃焼実験装置	273
E.2	N ₂ O/LT 燃焼実験装置	279
E.3	GOX 旋回流型モータ燃焼実験装置	287
E.4	5kN 級ハイブリッドロケットモータ燃焼実験装置	288
F.	小型ロケットの打ち上げ場所及び安全対策	291
F.1	500N 級フライトモータを用いた小型ロケット	291
F.2	1.5kN 級フライトモータを用いた小型ロケット	298
	参考文献	303

記号表及び用語・略語説明

a [-]	: 燃料後退速度の定数
aT [-]	: 移動係数
A [m ²]	: 面積
c [m/s]	: 音速
c_p [J/kg-K]	: 定圧比熱
C [-]	: 定数
C_d [-]	: 抵抗係数
C_f [-]	: 表面摩擦係数
C^* [m/s]	: 特性排気速度
D [m, mm]	: 直径
E [MPa]	: 弾性率
f [Hz]	: 振動数
F [N]	: 推力
g [m/s ²]	: 重力加速度(= 9.81)
G [kg/m ² s, MPa]	: 質量流束, 2 章ではせん断弾性率
h [J/kg]	: 比エンタルピー
h_v [J/kg]	: 固体燃料有効気化熱
Isp [N-s/kg]	: 比推力
l [mm]	: 標点間距離
L [m, mm]	: 長さ
L^* [m]	: 特性燃焼室長さ
\dot{L} [-]	: 単位燃料長さ当たりの燃焼室長さ
n [-]	: 燃料後退速度の指数
m [-]	: 質量, 燃料後退速度の指数, 分子量
\dot{m} [kg/s]	: 質量流量
O/F [-]	: 酸化剤と燃料の質量流量比
P [MPa]	: 圧力
P_r [-]	: プラントル数
\dot{Q} [W/m ²]	: 熱流束

R [J/kg-K, m]	: ガス定数, 半径
R_e [-]	: レイノルズ数
R_f [mm/h]	: 降水量
r [m]	: 半径
\dot{r} [mm/s]	: 燃料後退速度
\dot{r}_n [mm/s]	: ノズルスロートエロージョン速度
S_g [-]	: 形状スワール数
S_t [-]	: スタントン数
t [mm, s]	: 厚さ, 実時間
t_b [s]	: 燃焼時間
T [K, °C]	: 温度
u, U [m/s]	: 速度
V [m ³]	: 体積
V_l [m]	: 視程距離
Y [wt%]	: 質量分率
α [W/m ² K]	: 熱伝導率
v [m/s]	: 速度
γ [-]	: 比熱比
ε [-]	: ひずみ, 第 6 章では構造係数
λ [-, W/m-K]	: 伸長比, 付録 A では熱伝導率
μ [Pa-s]	: 動粘性係数
ν [-]	: ポアソン比
ρ [kg/m ³]	: 密度
ρIsp [kg/m ³ - N-s/kg]	: 密度比推力
σ [MPa]	: 応力
σ_d [dB/km]	: 光波減衰量
τ [MPa]	: せん断応力

添字

c	: 燃焼室
cg	: 燃焼ガス

<i>cv</i>	: 熱伝導
<i>e</i>	: ノズル出口, 付録 A では境界層外
<i>ex</i>	: 実験値
<i>f</i>	: 燃料
<i>lo</i>	: 局所値
<i>n</i>	: 公称値
<i>or</i>	: オリフィス
<i>ox</i>	: 酸化剤
<i>p</i>	: 推進剤
<i>port</i>	: 燃料ポート
<i>r</i>	: 緩和値, 基準値, 付録 A では熱放射
<i>s</i>	: ロケット構造体
<i>t</i>	: 真値
<i>th</i>	: 理論値
<i>tht</i>	: ノズルスロート
<i>w</i>	: 壁面
<i>x</i>	: 軸方向
θ	: 半径方向
0	: 初期値
—	: 平均値

用語説明・定義

推力密度[N/m²] : 単位ノズルスロート断面積当たりの推力

特性排気速度[m/s] : 理論式 C^*_{th} は $C^*_{th} = \sqrt{\frac{1}{\gamma_{cg}} \left(\frac{\gamma_{cg}+1}{2} \right)^{(\gamma_{cg}+1)/(\gamma_{cg}-1)} \frac{RT_{cg}}{\bar{m}_{cg}}}$ で定

義される。燃焼ガス温度が高く、分子量が小さい推進剤が高特性排気速度となる。理論値は推進剤の組み合わせによってのみ決定される値であり、推進剤の性能評価に用いられる。実験値 C^*_{ex} は $C^*_{ex} = \frac{P_c A_{th}}{\dot{m}_p}$ で表される。

比推力 Isp [N-s/kg (m/s)] : 理論比推力は,

$$Isp_{th} = \sqrt{2 \frac{\gamma_{cg}}{(\gamma_{cg}-1)} \frac{RT_{cg}}{\bar{m}_{cg}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(\gamma_{cg}-1)/\gamma_{cg}} \right\}}$$

で表すことができる．燃焼ガス温度と燃焼ガス平均分子量の比に依存することは特性排気速度と等しいが，比推力は P_e/P_c が入り，ノズル形状にも依存する．SI単位では[N-s/kg]で表され，単位推進剤質量流量当たりの推力を意味し，ロケット設計に当たり最も重要な値の一つである．次元解析の結果[m/s]となり，ノズル出口における燃焼ガス速度の意味と等しくなる．比推力は慣例的に工業単位[s]で標記することがあるが，本論文では全てSI単位で統一し[N-s/kg]で示す．実験値は $Isp_{ex} \equiv \frac{F}{\dot{m}_p}$ で定義される．

ハイパーゴリック推進剤 : 自己着火性推進剤．酸化剤と燃料を接触するだけで自発的に着火し燃焼が持続する推進剤を指す．点火器が必要なく高信頼性なエンジンシステムを構築することが可能である．しかし，その反応性の高さ及び強い毒性が問題である．主な組み合わせはヒドラジン-硝酸，非対称ジメチルヒドラジン-四酸化二窒素である．

略語

ABS	: Acrylonitrile butadiene styrene copolymer
Al	: Aluminum
AMROC	: American rocket company
AP	: Ammonium perchlorate
A-SOFT	: Altering-swirling oxidizer flow type
CAMUI	: Cascaded multistage imping-jet
CFD	: Computational fluid dynamics
CFRP	: Carbon fiber reinforced plastics
EPDM	: Ethylene propylene diene monomer

FEM	: Finite element method
FFT	: Fast fourier transform
GAP	: Glycidyl azide polymer
GFRP	: Glass fiber reinforced plastics
GIRD	: Group for the study of reactive motion
GOX	: Gaseous oxygen
HAST	: High altitude supersonic target
HMDI	: Hexamethylene diisocyanate
HTPB	: Hydroxyl terminated polybutadiene
IRFNA	: Inhibited red fuming nitric acid
ISAS	: Institute of space and astronautical science
JAXA	: Japan aerospace exploration agency
LabVIEW	: Laboratory virtual instrumentation engineering workbench
LEO	: Low earth orbit
LH ₂	: Liquid hydrogen
LOX	: Liquid oxygen
LT	: Low melting point thermoplastic
MNTVC	: Movable nozzle thrust vector control
NASA	: National aeronautics and space administration
PBAN	: Polybutadiene acrylonitrile
PC	: Polycarbonate
PE	: Polyethylene
PET	: Polyethylene terephthalate
PMMA	: Polymethyl methacrylate
PP	: Polypropylene
PPE	: Polyphenylene ether
PS	: Polystyrene
PVC	: Polyvinyl chloride
SOFT	: Swirling oxidizer flow type
SPG	: Space propulsion group

SRB	: Solid rocket booster
SSO	: Sun synchronous orbit
WLF	: Willianms-Landel-Ferry

第1章 序論

1.1 小型人工衛星の開発活発化

現在、人類の生活において気象予報等の衛星サービスを始めとした宇宙利用は欠かせないものとなっており、その市場規模は年々増加している。Figure 1.1 に世界の衛星産業市場規模の推移を示す¹⁾。2017 年時点で 2,686 億ドルを示しており、1997、2007 年と比較するとそれぞれ約 5.5、2.2 倍となっている。特に衛星サービス分野及び地上設備の成長が著しく人工衛星を用いた通信サービスや地球観測が活発になっている。この要因の一つとして、600[kg]以下の小型人工衛星の開発・運用が活発化していることが挙げられる。Figure 1.2 に小型衛星の打上機数の推移を示す¹⁾。特に CubeSat は 2003 年に打上げられて以来、その「短期・低コスト」の特長を生かし打上機数は増加傾向にある。2016 年の CubeSat 打上機数が 45 機と減少しているのは、打上げ予定であった(米)SpaceX 社のロケットの失敗が原因であり、翌年の 2017 年には 288 機の CubeSat が打ち上げられている。このように従来の大型衛星による宇宙利用とは異なり、多数の同型小型衛星を打ち上げ構築した「衛星コンステレーション」から様々な地球観測データを収集するのが昨今の IT 企業の宇宙産業参入や衛星サービス・衛星地上設備産業の拡大の要因となっている。2019 年 5 月には SpaceX 社が 4,000 基以上の小型人工衛星を用いてインターネット通信網の構築を行う計画「Starlink」において最初の 60 機を Falcon9 ロケットの一度の打上で軌道投入した。

このように宇宙利用は活発化しており、人工衛星等の輸送手段であるロケットの需要も高まっている。宇宙輸送システムは化学推進ロケットと非化学推進ロケットに大別される。全てのロケットに共通しているのは推進に必要な推進剤を全て自身で貯蔵しており、推進剤を加速して後方に噴出することで得られる反作用を推力とする点である。化学推進ロケットは、燃焼によって得られた高温・高圧ガスのエネルギーをノズルを通して機軸上の運動エネルギーに変換し推進する機関である。非化学推進ロケットの中では電気推進ロケットが一般的である。それらは燃焼を伴わず、プロペラントの加速に必要なエネルギーは太陽電池あるいは原子力発電等の電源から得るのが一般的であり、小惑星探査機「はやぶさ」

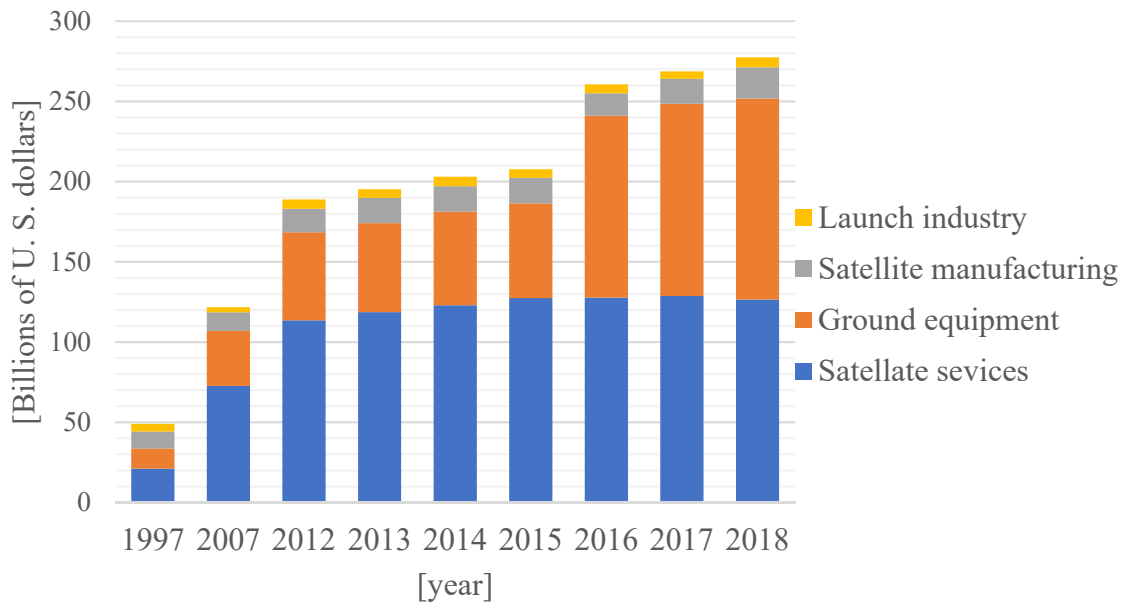


Figure 1.1 Trend in the global satellite industry market.¹⁾

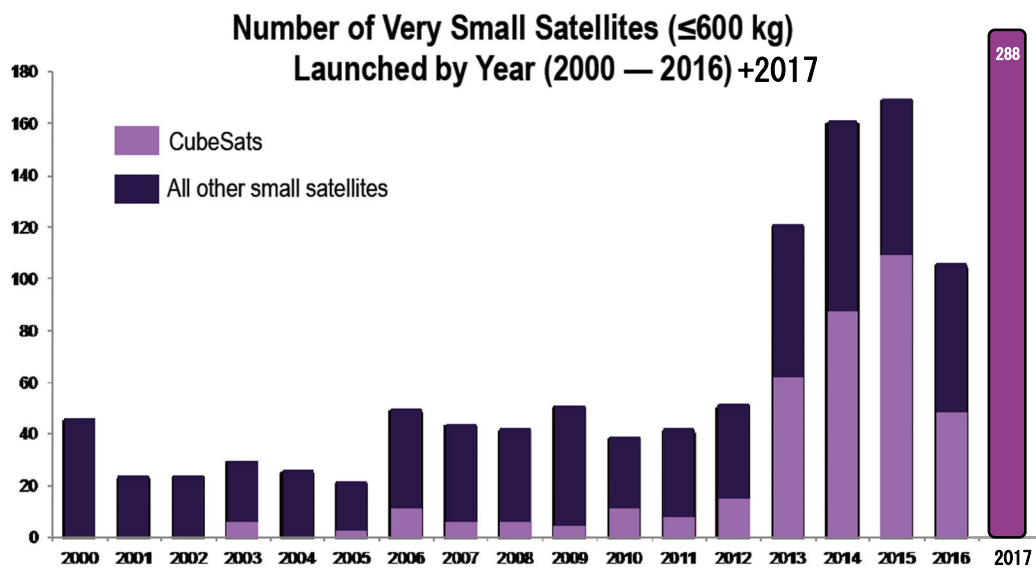


Figure 1.2 Trend in launch numbers of small satellites and Cubesat.^{1), 2)}

に搭載されたイオンロケットもその一種である。化学推進ロケットにおいて得られる排気速度は推進剤のもつ化学エネルギーの大きさに左右されるが、電気推進においては推進剤の加速に対してその単位質量当たり使用する電気エネルギーを大きくすることによりその排気速度(比推力)について原理上は特に制限がなく、化学推進ロケットと比較して 1 桁程大きい排気速度あるいは比推力を容易に得ることが出来る。しかし、推進装置重量に対して得られる推力が小さく、典

型的なもので 0.005~1[N]程度である。その性質上、地上からの発射のような高重力場に打ち勝つ必要がある場合には適用できず、宇宙空間上での衛星の推進源としての運用が主である^{3) 4)}。ゆえに、現在の宇宙開発においては化学推進ロケットが一般的である。

1.2 小型人工衛星打上げ用ロケットの開発動向

現在、小型人工衛星(500[kg]以下)や超小型人工衛星(10[kg]以下)は大型主幹ロケットによる大型主衛星のピギーバック衛星として打ち上げられることがほとんどである。故に、打上時期や軌道は主衛星が優先となり、相乗り衛星の軌道等は制約される。そこで、小型・超小型人工衛星を専門で打ち上げられる小型ロケットが求められている。

Table 1.1 に現在運用中及び開発中の小型人工衛星打上げ用ロケットを示す⁵⁾。⁶⁾ Table 中のロケットは低軌道(LEO)、太陽同期軌道(SSO)に 2,000kg 以下の人工衛星を打ち上げるロケットである。現在運用中のロケットは 13 機、開発中のロケットは 35 機と開発が活発化している。運用中である Pegasus, PSLV, Rokot は 30 回以上の打上実績を誇る。小型ロケットの開発・事業参入は世界的に拡大しており Table 1.1 以外にも新たなスタートアップ企業が参入を続けられており、小型衛星打ち上げ用小型ロケットの市場拡大と価格競争は激化している。各ロケットの推進系に注目すると、液体ロケットが最も多く、次点で固体ロケット、ハイブリッドロケットとなっている。推進系の種類及び研究・開発費はロケットの価格に直結する。各推進系は推力制御機能の有無や理論的に達成できる性能の上限等の特徴が異なり、推進系がロケットの仕様に大きく影響する。そのため、各国宇宙機関での開発・運用経験が豊富な液体・固体ロケットを選択する企業が多いと思われる。一部、空中発射やバルーン(Rockoon)を採用しているロケットもある。これらの方式はロケットの飛行に大きな障壁となる空気密度が最も高い地 Table 付近を航空機やバルーンといった非ロケット推進でパスすることによりロケットのステージを一段省略することやロケットの小型化を可能とする。また、航空機による空中発射は射点を比較的任意に選択することができ、目標の軌道までの経路を短くすることで推進剤を最低限にすることができる。加えて、周辺国や行政との調整が地上からの発射と比較して少なくすることが可能である。

現在運用中のロケットに注目すると、推進系による打上コストの差異は確認できない。現在運用中のロケットは主に各国宇宙機関及び宇宙機関のロケット開発期に推進系を提供していた企業が運用しているロケットがほとんどであり、推進系の新規開発が必要なかったためであると考えられる。Pegasus XL を除いて、30 回以上の打上実績を誇る PSLV や Rocot の打上コストが低くことがわかる。これは安定した打上機会とロケットシステムとしての成熟度によって達成されたものとする。Soyuz-2.1v 及び Vega も打上コストが低い。これらのロケットは大型基幹ロケットのシリーズとして開発されたロケットであり、根幹の技術は大型基幹ロケットと同様である。補助ブースタの有無等で打ち上げ能力及び打上コストを調整している。故に比較的打上コストを抑えることができているものと考えられる。Pegasus XL については、空中発射によって打上コストを抑えることが期待されていたが、母機である航空機の維持費によって打上コストが高くなった。ベンチャー企業としてロケットを開発・運用中の Rocket Lab 社の Electron は打上コストで他のロケットに遅れをとっている。しかし、2017 年の初打ち上げから約 2 年間で 8 機のロケットを打ち上げており、7 回連続で成功している。また、2019 年 8 月には 1 段目ロケットの回収・再使用を行う計画が発 Table された。これは打上コストの削減ではなく、打上頻度を向上させる目的で行われるが、打上頻度の向上によって打上コストの削減につながる可能性は高い。

Table 1.1 Rockets for small satellite in operation and in development.

Launch vehicle (Organization, country)	Payload capacity [kg] (altitude [km])	Launch price [\$ /kg]	Propellants
Operational launch vehicle			
Pegasus XL ⁵⁾ (Northrop Grumman Innovation Systems, US)	LEO : 310 (700 km) SSO : 210 (700 km)	181,161- 268,095	Solid
Epsilon ⁵⁾ (JAXA, Japan)	LEO : 700 (500 km) SSO : 450 (500 km)	67,143- 104,444	Solid

Long March-6 号 ⁵⁾ (CAST, China)	SSO : 1,000	-	Liquid
PSLV-XL ⁵⁾ (ISRO, India)	SSO : 1,750 (700 km)	14,285- 20,000	Liquid/ Solid
Rokot ⁵⁾ (Eurockot, Europe and Russia)	LEO : 1,580 (700 km) SSO : 1,350 (700 km)	16,304- 25,926	Liquid
Soyuz-2.1v ⁵⁾ (TsSKB, Russia)	LEO : 1,400-1,700	12,353- 15,000	Liquid
Vega ⁵⁾ (Arianespace, Europe)	SSO : 1,330 (700 km)	24,476- 33,834	Solid
Minotaur I ⁷⁾ (Northrop Grumman Innovation Systems, US)	LEO : 580	-	Solid
Minotaur IV ⁸⁾ (Northrop Grumman Innovation Systems, US)	LEO : 1,730 SSO : 331	-	Solid
Minotaur C ⁵⁾ (Northrop Grumman Innovation Systems, US)	LEO : 1,350 (400km) SSO : 1,000 (400km)	-	Solid
Shavit ⁹⁾ (IAI, Israel)	LEO : 250-300	-	Solid
Electron ⁵⁾ (Rocket Lab, US)	LEO : 150	49,000	Liquid
SS-520-5 ¹⁰⁾ (JAXA, Japan)	LEO : 4	-	Solid
Hyperbola-1 ¹¹⁾ (iSpace, China)	SSO : 225 (700 km)	-	Solid/ Liquid
Launch vehicle in development			
Alpha ^{5),6)} (Firefly, US)	LEO : 454	10,000	Liquid

Bloostar ⁵⁾ (Zero2Infinity, Spain)	SSO : 75	60,000	Balloon/ Liquid
Demi-Spite ⁵⁾ (Microcosm, US)	LEO : 160	22,500	Liquid
GO Launcher-2 ⁵⁾ (Generation Orbit, US)	LEO : 40	62,500	Liquid/ Solid
Launcher One ⁶⁾ (Virgin Orbit, US)	SSO : 300 (500 km)	20,000	Liquid
M-OV ⁵⁾ (Mishaal Aerospace, US)	LEO : 363-454	-	Hybrid
SOAR ⁵⁾ (Swiss Space Systems, Switzerland)	LEO : 250	38,444	Liquid
Super-Strypi ⁵⁾ (Univ. Hawai & Sndia and Aerojet, US)	LEO : 250 (400 km)	40,000- 50,000	Solid
Tronador ⁵⁾ (CONAE, Argentina)	LEO : 250	-	Liquid
VLM-1 ⁵⁾ (AEB and DLR, Brazil and Germany)	LEO : 150	66,666	Solid
Athena-1c and 2c ⁵⁾ (Orbital ATK and Lockheed Martin, US)	LEO : 500, 1,450 (700 km)	48,276- 100,000	Solid
Minotaur C ⁵⁾ (Orbital ATK, US)	LEO : 1,350 (400 km) SSO : 1,000 (400 km)	-	Solid
Neutrino I ¹²⁾ (Open space orbital, Canada)	LEO : 50		Hybrid
NEPTUNE N5 ¹³⁾ (Interorbital systems, US)	SSO : 200 (310 km)	-	Liquid

Sagittarius Space Arrow ⁶⁾ (Celestia Aerospace, Spain)	LEO : 16	-	Solid
RS1 ⁶⁾ (ABL Space Systems, US)	LEO : 1,200 (875 kg) SSO : 875	10,000- 13,714	Liquid
Helios ⁶⁾ (Aphelion Orbitals, アメリカ)	LEO : 20 (400 km)	37,500	Liquid
Bagaveev ⁶⁾ (Bagaveev Corp., US)	SSO : 10	-	Liquid
Cab-3A ⁶⁾ (CubeCab, US)	LEO : 5 (400 km)	50,000	-
Eris ⁶⁾ (Gilmour Space Technologies, Australia and Singapore)	LEO : 380 (350 km)	23,000	Hybrid
LandSpace-1 ⁶⁾ (Land Space, China)	SSO : 200 (500 km)	-	Solid
Rocket-1 ⁶⁾ (Launcher, US)	LEO : 773 (200 km) SSO : 400 (400 km)	33,300	Liquid
Chariot ⁶⁾ (LEO Launcher, US)	LEO : 681	-	-
NewLine-1 ⁶⁾ (LinkSpace Aerospace Technology Group, China)	SSO : 200 (500 km)	23,400	Liquid
OS-M1 ⁶⁾ (One Space Technology, China)	SSO : 143 (300 km)	15,500	Solid
Orbex ⁶⁾ (Orbex, England)	LEO : 220 (200 km)	-	Liquid
Arion 2 ⁶⁾ (PLD Space, Spain)	LEO : 150 (400 km)	47,100	Liquid
Intrepid-1 ⁶⁾ (Rocketcrafters, US)	SSO : 376 (500 km)	23,900	Liquid

Star-Lord ⁶⁾ (RocketStar, US)	LEO : 300 (450 km)	20,000	Liquid
Skylora XL ⁶⁾ (Skylora, England)	SSO : 320 (600 km)	-	Liquid
Prometheus-1 ⁶⁾ (SpaceLS, England)	LEO : 250	-	Liquid
Boreas-Hermes ⁶⁾ (Stofiel Aerospace, US)	LEO : 250	20,000	-
VALT ⁶⁾ (VALT Enterprises, US)	SSO : 25 (500 km)	68,000	-
ZERO ¹⁴⁾ (Inter stellar technologies, Japan)	LEO : 100 (500 km)	-	Liquid
HAPITH V ¹⁵⁾ (TiSPACE, Taiwan)	LEO : 390 SSO : 350	-	Hybrid

1.3 化学推進ロケットの特徴と比較

化学推進ロケットは、一般的に燃料と酸化剤を搭載し、その燃焼ガスを噴射した反作用によって推力を得る。推進剤の形態によって化学推進ロケットは固体ロケット、液体ロケット、ハイブリッドロケットの3種類に分類される。Figure 1.3 に一般的なガス加圧式液体ロケットエンジンとハイブリッドロケットエンジン、固体ロケットモータの概念図を示す。液体ロケットエンジンは酸化剤と燃料が液体、固体ロケットモータは酸化剤と燃料が固体である。ハイブリッドロケットエンジンは一般的に液体酸化剤と固体の燃料を推進剤とするロケットである。それぞれの代表的な特徴を Table 1.2 に示す^{3), 16), 17)}。液体・固体ロケットは成熟した技術とその高い比推力・推力を最大のメリットとして現存する様々なロケットに適用されている。安全性やコストはハイブリッドロケットより劣るものの、従来の国家機関主導の宇宙開発では信頼性と高性能であることが最も重要視される傾向があり研究・開発が活発に行われてきた。ハイブリッドロケットは、高比推力、比較的シンプルな構造であることや突出した高い安全性及び低コストであることが特長として挙げられるが、適用数は少なく、一部の観測ロケッ

トや有人有翼機にのみ使用されている。この要因は固体燃料の燃焼速度を示す燃料後退速度が低いためである。しかし昨今の超小型衛星打上用ロケットの需要の増大と、ロケットの低価格化競争，民間会社による有人宇宙機の開発等によって高安全性・低コストの特長を有するハイブリッドロケットが注目され研究・開発が活発になっている。

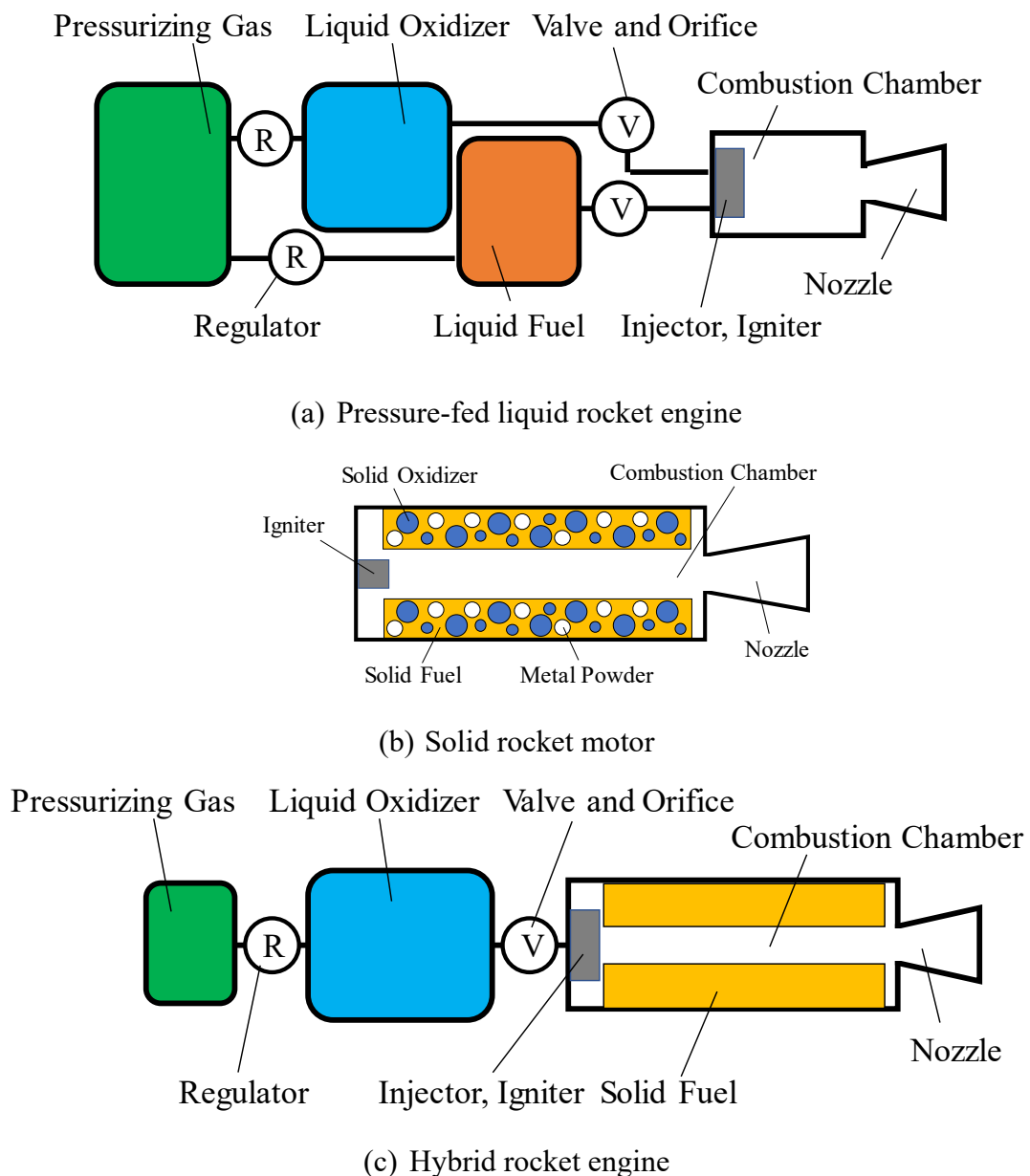


Figure 1.3 Schematic diagrams of chemical rocket propulsions.

Table 1.2 Characteristics of each rocket propulsions.

	Liquid rocket	Solid rocket	Hybrid rocket
	Middle	High	Low
Thrust density	Low thrust density for small engines due to many engine components	High propellant load density and high thrust density	Low thrust due to low fuel regression rate, low propellant load density and low thrust density
Specific impulse	High	Low	Middle
	Low	High	Middle
Density specific impulse	Low-density specific impulse owing low-density propellant	High-density specific impulse owing high-density propellant	A higher specific impulse density than liquid rockets because half of the propellant is solid
	Complexly	Simple	Normal
Structure	Requires liquid fed system for both oxidizer and fuel	Not require a propellant fed system	Liquid oxidizer fed system is required
	High	Middle	Low
Explosive	Liquid propellants are easy mixing and explosion when the rocket crashed	Explosive due to the premixed propellant of oxidizer particles and solid fuel	Propellants are stored separately and different phase
Throttling	Possible	Impossible	Possible
Re-ignition			With <i>O/F</i> shift problem

	High	Middle	Low
Cost	A large number of components and many pre-launch inspections	High propellant handing cost for pyrogenic solid propellant	A small number of parts compared to liquid rockets and easier to handle solid fuels due to inert-material
	Much	Much	little
Launch number	Established technology for the main engine for launch vehicle and thruster for satellites	It was established as a side rocket booster for launch vehicle and main motor for launch vehicle and sounding rockets motor	A small number of launch experiment is carried out for manned wing aircraft and student rocket because of focus on its low cost and high safety

小型人工衛星側の視点からロケットに求める要求は以下の通りである。

- (a) 低価格
- (b) 相乗りではなく小型人工衛星専用のロケット
- (c) 高頻度の打上機会
- (d) 高精度の軌道投入能力
- (e) 低加速度・低振動

ペイロード側の視点に立つと、推力や比推力等のパフォーマンスは度外視される。Table 1.1 に示した運用中のロケットはこれらの要求に適用した液体及び固体ロケットを研究・開発している。しかし、二つのロケットは Table 1.2 に示した通り、潜在的な危険性を有していると共に、開発費が高い。液体ロケットは、エンジンを構成する部品点数が固体ロケットより多く、部品の製造及び固体ロケットと同等の品質保証を保とうとすると高コスト化する傾向にある。固体ロケットはシンプルな構造ながら、燃焼中での停止ができず、推力制御が不可能で

あることから軌道投入精度が液体ロケットと比較して低い。また、その低比推力を要因として、高推力かつ高加速度な設計となる傾向にあり、燃焼ガス密度及び燃焼器が液体ロケットと比較して大きいことから燃焼振動等のペイロードに与える打上負荷が大きい。しかし、ハイブリッドロケットの場合は潜在的に非爆発性の推進方法であり安全性が高く、非火薬であることから燃料の管理、保管、運搬に関するコストが抑えることが出来る。また液体ロケットと比較すると構造がシンプルであることから開発及び運用コストが低減される。また、推力制御も可能であり、高い軌道投入能力が期待できる。併せて、固体ロケットと比較すると高比推力であり、打ち上げ時の加速度を軽減可能であり、消炎・再着火も可能である。ハイブリッドロケットは、打ち上げ直前の作業は酸化剤のみの充填であり、液体ロケットと比較して半分の作業量で済む。一方で、酸化剤を充填するまでは、推進系として成立しないので、固体ロケットと比較して安全な保管が可能である。また、タンクの破壊等で酸化剤と燃料が混ざったとしても爆発現象は起こりえない。故に、低コスト化による高頻度の打上機会の提供と、防衛目的でない一般的な即時発射性は液体ロケットと比較してアドバンテージがあるものと考えられる。また、低環境負荷であることや高安全性であることから、有人ロケットのブースタとしても有望視される。

これらのことから、ハイブリッドロケットは小型人工衛星打ち上げ用ロケットや有人ロケットのブースタとして十分に有望であるため、本研究では、ハイブリッドロケットに注目した。ハイブリッドロケットの優位性は示した通りであるが、実用化に至っていないことも事実であり、主な要因は燃料の燃焼速度を示す燃料後退速度が低く、ロケットとして成立し得る推力が得られないためである。以下の章では、ハイブリッドロケットの歴史の紹介と共にハイブリッドロケットの問題の詳細及びそれに対する対策アプローチを記す。

1.4 ハイブリッドロケット

1.4.1 ハイブリッドロケットの歴史

ハイブリッドロケットの研究開発は 1930 年代から始まった¹⁷⁾。ハイブリッドロケットの先駆けとしてソビエト社会主義共和国連邦(現ロシア)の反動推進研究グループ(GIRD)の Sergei P. Korolev, Mikhail K. や Tikhonravov らによって GIRD-

09 は 1933 年 8 月 17 日に打ち上げられ、高度約 1,500[m]に到達した。GIRD-9 は直径約 179[mm]、長さ約 2.4[m]、推力 500[N]、燃焼時間 15 秒、推進剤はゲル状のガソリンと液体酸素(LOX)が用いられた。その後も開発も続けられ、1937 年に(独)I. G. Farben 社の L. Andrusow, O. Lutz, W. Noeggerath らによって石炭と亜酸化窒素を用いた 10kN 級のハイブリッドロケットの実験が行われたが失敗に終わった。ドイツの H. Oberth も固体燃料にグラファイトを使用して研究を行ったが、グラファイトの高い昇華熱のため実用的な燃料後退速度を得られず開発は断念された。

1940 年代には(米)Pacific Rocket Society によって木材、蠟、ゴム等を燃料とした研究がなされ、1951 年に酸化剤に LOX、燃料にゴムベース燃料を用いたハイブリッドロケットを打ち上げ、高度 9[km]に到達した。1950 年代中期までには、(米)General Electric 社によって酸化剤に 90%過酸化水素、燃料にポリエチレンを用いたハイブリッドロケットが研究された(Figure 1.4)。過酸化水素は触媒による分解後、燃焼室に供給された。ポリエチレンはチューブ状とロッドで構成される。このエンジンは比推力 $I_{sp}=3,139$ [N-s/kg]を達成し、安定な燃焼が確認された。単一のバルブでスロットルを達成できた等多くの知見を残した。また、1952 年には(米)Applied Physics Laboratory によって逆ハイブリッドロケットの研究が行われた。これは、酸化剤として過塩素酸カリウム、硝酸アンモニウム、過塩素酸アンモニウムが使用され、燃料として、ベンゼン、ジェット燃料が用いられた。Thiokol(現 Northrop Grumman Innovation Systems), United Technology Center も、過塩素酸ヒドラジニウム及び過塩素酸ニトロニウムを用いた逆ハイブリッドロケットを研究した。バインダー(固体推進薬の燃結剤)としてフルオロカーボンを使用して燃焼実験を行った。しかし、これらの逆ハイブリッドロケットは点火や燃焼安定性が不安定であり、開発が中断された。

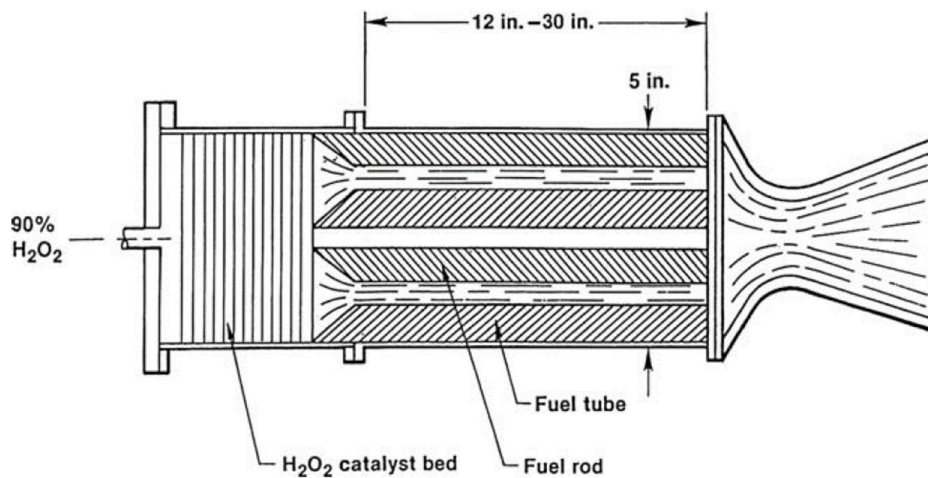


Figure 1.4 H_2O_2 -polyethylene hybrid rocket (General Electric Corp.)¹⁷⁾

1960年代半ばに、(米)United Technology Center が NASA の支援を受け、高エネルギー物質であるリチウム等を用いたハイブリッドロケットエンジンを試験した。燃料として、リチウムと水素化リチウムを末端水酸基ポリブタジエン(HTPB)に混練、酸化剤として、フッ素を酸素と混合し、約 70%のフッ素を含む FLOX を用いた。モータの直径は約 1.07[m]でグレイン形状は 11 ポートのワゴンホイールが採用された。この推進システムは真空比推力 3,727[N-s/kg], 93%の*Isp*効率を示し、再着火特性も良好な結果を残した(Figure 1.5)。この推進系が採用されなかった理由としては、リチウムの毒性や禁水性等の危険性によるものであると考えられる。他にも、理論上高*Isp*となるベリリウムを用いたハイブリッドロケットも研究されたが、ベリリウムの取り扱い及び開発中に予想される毒性の問題のため計画が中止された。

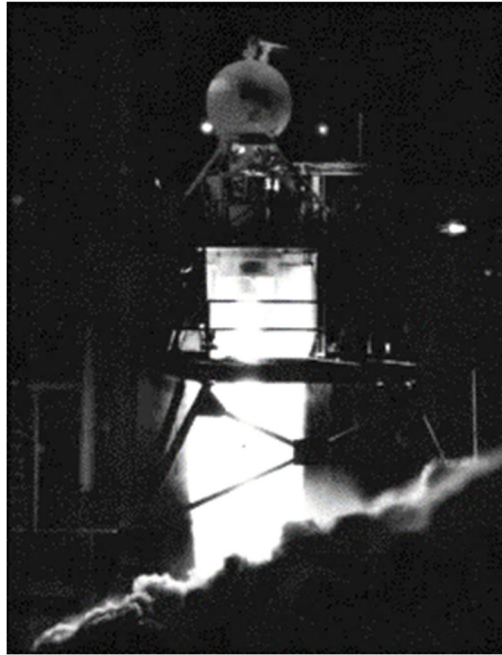


Figure 1.5 High energy upper stage hybrid-fuel. (fuel: Li/LiH/PBAN, oxidizer: F_2/O_2)¹⁷⁾

1960年代～1980年代にかけては数多くのハイブリッドロケットの飛行試験が行われた。ヨーロッパではフランスの ONERA, スウェーデンの Volvo-Flygmotor がハイブリッドロケットの開発を行った。ONERA の開発は硝酸とメタトルエンジアミン/ナイロンからなるアンナミン燃料をベースにしたハイパーゴリック推進剤を用いた。ハイパーゴリック推進剤とは酸化剤と燃料を混ぜるだけで着火する自己着火性を有する推進剤である。過去, 大陸間弾道ミサイルの推進剤やロシアのロケットの推進剤としてよく用いられていた。代表的な組み合わせは非対称ジメチルヒドラジン/四酸化二窒素である。ONERA はハイパーゴリック推進剤を用いたハイブリッドロケットを 1964 年 4 月に初打ち上げされ, 計 8 回の全ての飛行に成功, 100[km]に到達した。Volvo-Flygmotor は硝酸と鉛/芳香族アミンのハイパーゴリック推進剤を用いた。このモータは平均推力 2.3[kN]であり, 計 2 回の飛行に成功した。(米)United Technology Center と(米)Beech Aircraft 社は 25%NO / 75%N₂O₄ を酸化剤, アクリル樹脂(PMMA)/マグネシウムを燃料として使用した。燃焼時間は 300 秒であり, 高度 160[km]に到達した。高高度超音速ターゲット(HAST)プロジェクトでは, 燃焼器直径約 330[mm], 赤煙硝酸/ポリブチレン/アクリル樹脂を推進剤とし, ラムエアータービンによって加圧された。

HAST は上空でドローグシュートを展開し空中でヘリコプターによって回収された。これらのプロジェクトも結果は良好であるが、四酸化二窒素や赤煙硝酸の毒性や危険性に関係する事項のためプロジェクトが中断されたものと想定できる。

1980 年代～1990 初期にかけて小型人工衛星市場の拡大予想とスペースシャトルチャレンジャー号の事故を受けて、固体推進薬を用いるサイドロケットブースターを安全性の高いハイブリッドロケットに置換することが検討され、研究・開発が活発になった。牽引したのは(米)AMROC であり、LOX/HTPB を推進剤とする推力 321[kN]、燃焼時間 70 秒のハイブリッドロケット H-500 の開発に成功した(Figure 1.6)¹⁶⁾。1989 年には打上実験を実施した。この試験は LOX メインバルブの凍結のため失敗したが、ロケットが崩壊した後にも爆発せず、発射場の損傷は 1,000 ドル未満であった¹⁸⁾。この失敗はハイブリッドロケットの非爆発性と安全性を意図せず実証した(Figure 1.7)。次に AMROC は LOX/HTPB を推進剤とする推力 1.1[MN]クラスのハイブリッドロケットモータ H-250F を開発した。また、AMROC は Figure 1.8 に示すような Aquila ロケットの計画に関する論文を発表した²⁰⁾。Aquila ロケットは LEO に 1,450kg のペイロードを輸送するために設計された世界で初めてのハイブリッドロケットである。1996 年まで研究開発が行われたが、燃焼不安定性や低燃料後退速度の問題を解決することができなかった。AMROC の知的財産は(米)Sierra Nevada Corporation の部門である Space Dev が購入しターボポンプで酸化剤を供給するハイブリッドロケット Streaker のプロジェクトを開始したが実現には至らなかった(Figure 1.10)²¹⁾。これは、AMROC の知的財産を基に同種の推進剤を用いたことで、燃焼不安定性や低燃料後退速度の問題を解決できなかったためと推察される。



Figure 1.6 Test firing of the AMROC H-500 hybrid rocket motor.¹⁶⁾



Figure 1.7 Launch experiment and failure of sounding rocket SET-1.¹⁹⁾

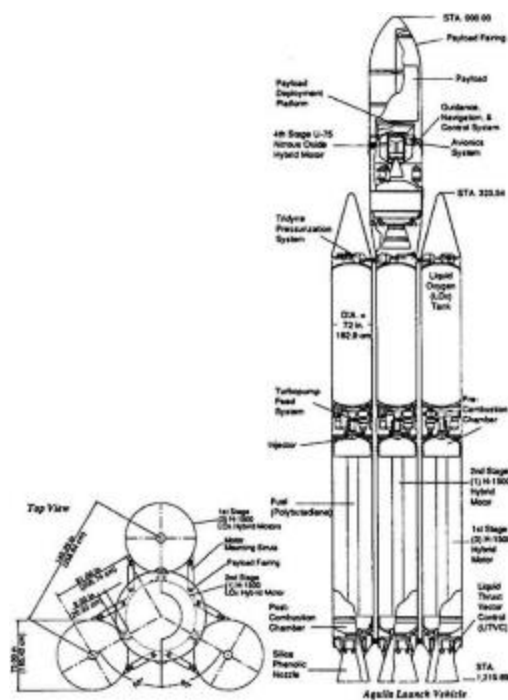


Figure 1.8 Aquila rocket.²⁰⁾

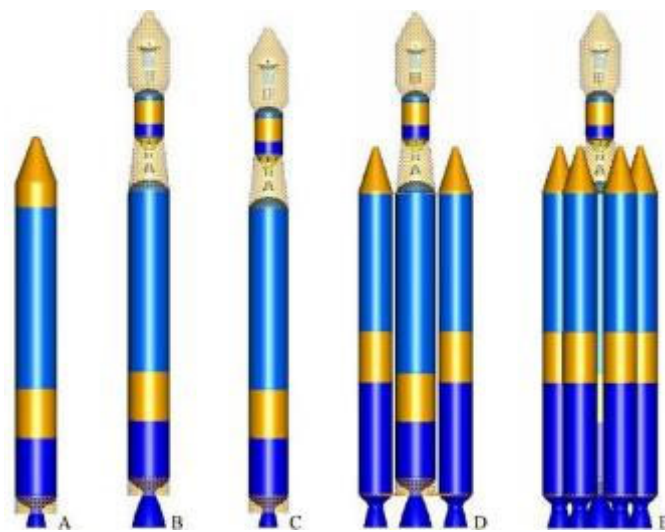


Figure 1.9 Streaker rocket sireies.²¹⁾

1.1.1 ハイブリッドロケットの利点と課題

ハイブリッドロケットを用いた人工衛星投入用ロケットは AMROC による研究・開発以降現在まで実用化に至っていない. ハイブリッドロケットの代表的なメリット, デメリットは Table 1.2 にまとめた通りだが, 本章では詳細を示す.

メリット(1)：高安全性

ハイブリッドロケットは一般的に燃料が固体、酸化剤を液体状態で保管・使用する。燃料と酸化剤は別の容器で保管されているため、燃焼中以外は混ざることはない。ロケットの転倒等で気密が破れた場合でも、固体推進薬や水素、メタン、ケロシン等の揮発性液体燃料とは異なり、固体燃料は不活性である場合が多く、酸化剤と燃料が触れ合ったとしても爆轟に至る場合は少ない。ロケットのハザード解析の結果、推進系に関するハザードが最も多く、本質的に爆発性のない推進系を選択することでハザードを排除できる²²⁾。ハイブリッドロケットも使用する推進剤によっては爆発・破裂ハザードが存在するが、代表的な LOX/HTPB 推進剤(HTPB は他の炭化水素系燃料に置換可能)には爆発・破裂ハザードが存在しない。

メリット(2)：鈍感性

燃料と酸化剤が物理的に混合されている固体推進薬とは異なり、ハイブリッドロケット燃料は不活性である場合が多く、クラックやボイドによる顕著な影響を受けない。また、固体推進薬は推進剤温度によって燃焼速度が変化する温度感度を持っているが、不活性なハイブリッドロケット燃料は温度感度を持たず、幅広い条件で信頼性の高いモータ動作が見込める。

メリット(3)：高信頼性

酸化剤のみが液体で保管されるため、ハイブリッドロケットは液体ロケットの半分の供給システムしか必要としない。これにより、供給不備等による問題が半分となり、機械的設計が簡素化され信頼性が向上する。また、メリット(2)で示した通り、燃料製造過程における不備や周囲環境からの影響を受けにくいため比較的信頼性が高い。

メリット(4)：推力制御、消炎・着火性

酸化剤の流量を調整することにより、推力制御が可能である。また、酸化剤供給バルブを閉じることで燃焼を停止することができ、再着火も可能である。これにより、人工衛星投入用第 2, 3 段目の推進系としても使用することが可能である。

メリット(5)：低環境負荷

LOX や HTPB 等のゴムベース燃料や PE 等のプラスチック樹脂を用いるハイブリッドロケットは、環境に有害な塩化水素や酸化アルミニウムを排出しない。

メリット(6)：高理論比推力

HTPB を燃料としたハイブリッドロケットは HTPB/AP(過塩素酸アンモニウム)を推進剤とする固体推進薬より高い理論比推力を示す。しかし、LOX/LH₂(液体水素)を推進剤とする液体ロケットより低い比推力となる。Figure 1.10 に燃料を HTPB とし、様々な酸化剤を用いた場合の比推力と密度比推力を示す¹⁷⁾。LOX/LH₂ の比推力は 4022~4414[N-s/kg](410~450[s])程度¹⁶⁾。HTPB/Al(アルミニウム)/AP の比推力は 2,550~2,600[N-s/kg](260-265[s])，密度比推力は，4,738~4,826[N-s/kg -g/cc](483-492[s-g/cc])である。LOX/HTPB 推進剤の比推力は LOX/Kerosene 液体ロケットの比推力と同等である。一方，HTPB を用いるハイブリッドロケットは液体ロケットより高い密度比推力となること場合がほとんどであるが，固体推進薬の密度比推力よりは低い値となる。

メリット(7)：低コスト

ハイブリッドロケットは液体ロケットと比較して半分の供給系しか持たない。また，メリット(1)で示した通り，ハイブリッドロケットは固有の安全性と最小限の故障モードのため，製造及び運用の点で費用を抑えることができる。加えて，燃料が火薬ではないため，製造，保管，運搬のプロセスにおいて，取り扱いに関する費用を大幅に抑えることが可能となる。燃料がゴムやプラスチック樹脂であり，これらは数百円/kg で購入可能であり，固体推進薬と比べて安い。ロケットでは全重量の 7~9 割が推進剤であることから，燃料の価格はロケットの価格に直結する。これらの要因からハイブリッドロケットは他のロケットと比較して低コストである。

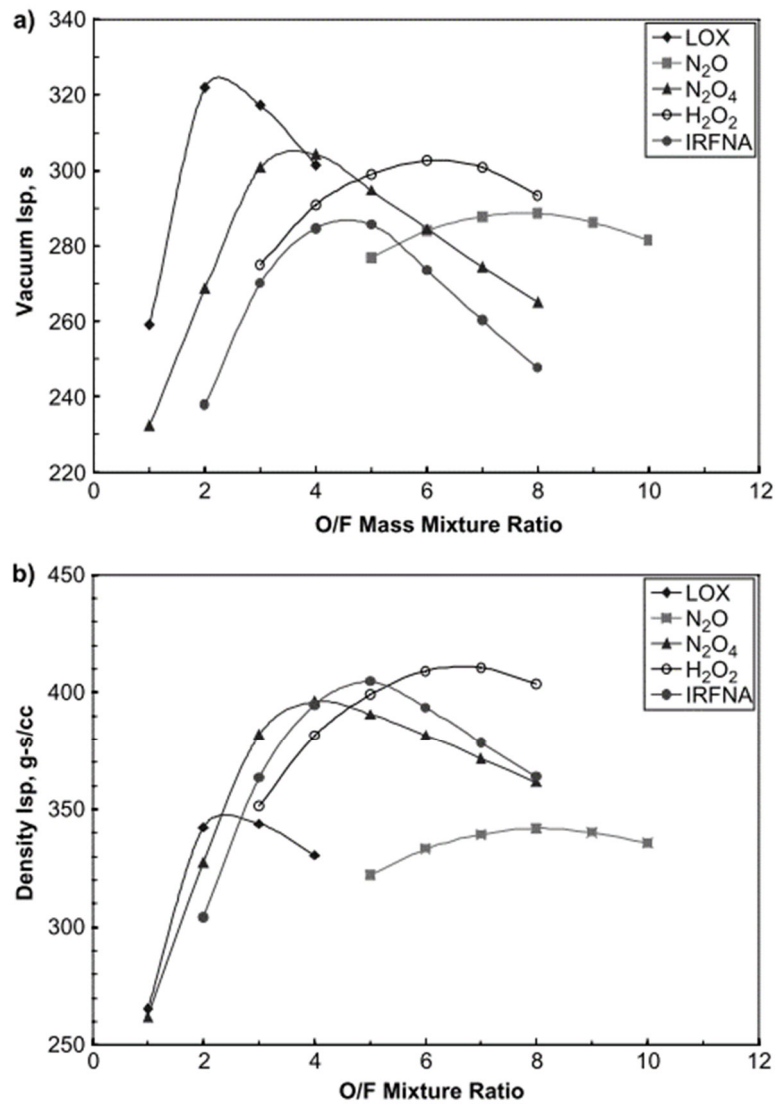


Figure 1.10 Correlation between specific impulse and mixture ratio for several oxidizers with HTPB. Chamber pressure is 1,000 [psi] and 10:1 nozzle expansion area ratio. a) vacuum specific impulse. b) density specific impulse.¹⁷⁾

デメリット(1)：低燃料後退速度

ハイブリッドロケット燃料の燃焼速度を意味する燃料後退速度 \dot{r} は以下の式で示される。

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (1.1)$$

ここで、 a 、 n は推進剤毎に決まる定数、 G_{ox} は酸化剤質量流束[kg/m²s]である。本

式の導出は付録 A に記す．本式に示されるように燃料後退速度は酸化剤質量流束にのみ依存する．メカニズムとしては，燃料表面に形成される燃焼火炎からの熱伝達が気化速度を支配しており，一般的に固体推進薬と比較して 1 桁燃焼速度が遅い．よって，燃焼表面積を増やすために燃料長さが長くなり(モータ長さと直径比 L/D が高くなる)，ロケット全質量に対する推進剤以外の構造体質量の割合を示す構造係数が高くなる．対策として，燃焼表面積を増やす燃料のマルチポート化がよく行われる．AMROC では燃料形状にワゴンホイール型を採用した．Figure 1.11 にワゴンホイール形状を採用した AMROC 製 DM-01 モータを示す¹⁷⁾．この燃料は 16 のポートが設けられ，燃料表面積の拡大により，モータ長さを短縮することに成功している．

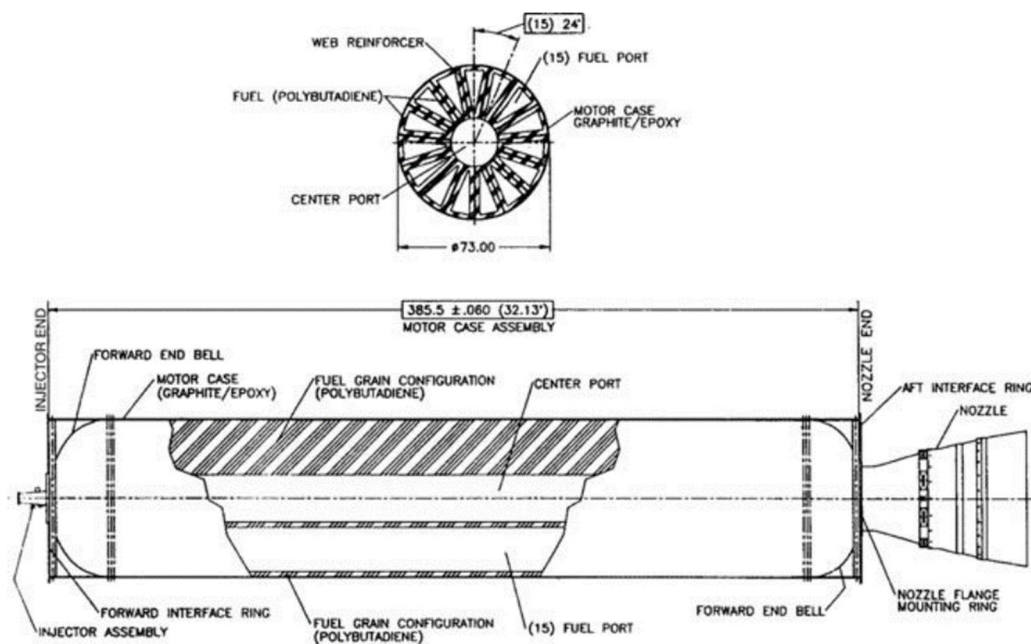


Figure 1.11 AMROC DM-01 motor.¹⁷⁾

デメリット(2)：低体積充填率・低推力密度

(2.1)後部燃焼室，低燃焼効率

ハイブリッドロケットは一般的に低燃料後退速度であることを要因として，燃焼室の体積に対する燃料の体積が占める割合を示す体積充填率が低い．また，ハイブリッドロケットは液体・固体ロケットとは推進剤の混合・燃焼プロセスが根本的に異なる．液体ロケットでは推進剤の混合はインジェクタから排出され

た推進剤の液滴サイズのスケールで行われる．固体ロケットでは μm サイズの酸化剤が燃料に物理的に混合されている．ハイブリッドロケットでは数 m 単位の燃料長さと同スケールの拡散火炎帯で推進剤の混合と燃焼が発生し，その混合・反応速度は遅い．そのため，燃料と酸化剤の燃焼完結性を高めるために燃料後方に後部燃焼室を設けられるが(Figure 1.12 中 Post-combustion chamber)，これによって液体・固体ロケットと比較して体積充填率がさらに低くなる．さらに，デメリット(2.2)で示す未燃燃料が残ることで体積充填率が低下する．ハイブリッドロケットは上記の要因により，モータ体積が大きくなることが多い．故にモータ体積に対して発生する推力の比を表す推力密度が固体ロケットと比較すると小さくなる．

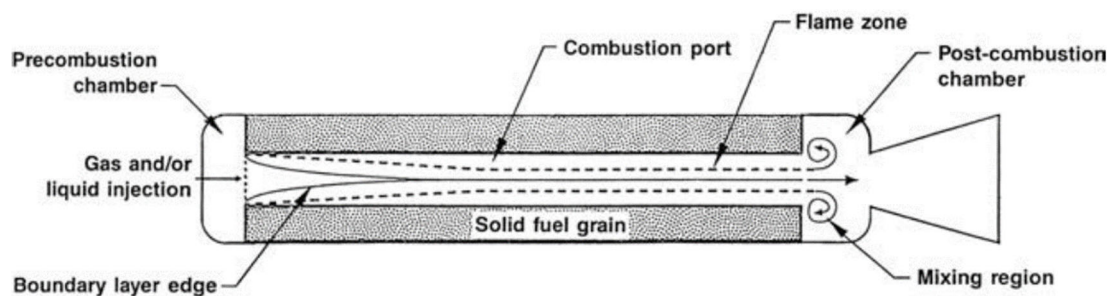


Figure 1.12 Hybrid combustion boundary layer.¹⁷⁾

(2.2)燃料サポート材

デメリット(1)で示したワゴンホイール型燃料は多量の未燃燃料残量が問題となる．ワゴンホイール型燃料の場合，燃料形状の崩壊による不安定燃焼を防ぐため，サポート部分を残す必要がある．そのため，燃焼室内に未燃の燃料が残り，構造係数が高くなり，(Figure 1.13) 構造係数の悪化はロケットの軌道投入能力に大きな影響を及ぼし得る²³⁾．また，ハイブリッドロケットの燃料後退速度 \dot{r} は

$$\dot{r} = aG_p^n x^m \quad (1.2)$$

でも表すことができる(詳細は付録 A 参照)．ここで， m は定数， G_p は推進剤質量流束 $[\text{kg}/\text{m}^2\text{s}]$ ， x は燃料長さ $[\text{m}]$ である．本式に示される通り，燃料長さが長くなると平均燃料後退速度が低下する．これは，燃料表面上の乱流境界層の発達に

伴って、火炎帯が燃料表面から遠くなることが要因である(Figure 1.12). 故に前端面付近は燃料後退速度が速くなり、乱流境界層が発達しきるまで燃料長さ方向における局所燃料後退速度は変化する. Figure 1.13 の燃焼後の燃料前後ポートの大きさに差異が生じている. また、単一ポートの燃料の場合も燃料前端面側と燃焼後端面側で局所燃料後退速度が異なるため、未燃燃料残留の原因となり、構造係数や燃料体積充填率が悪化する.

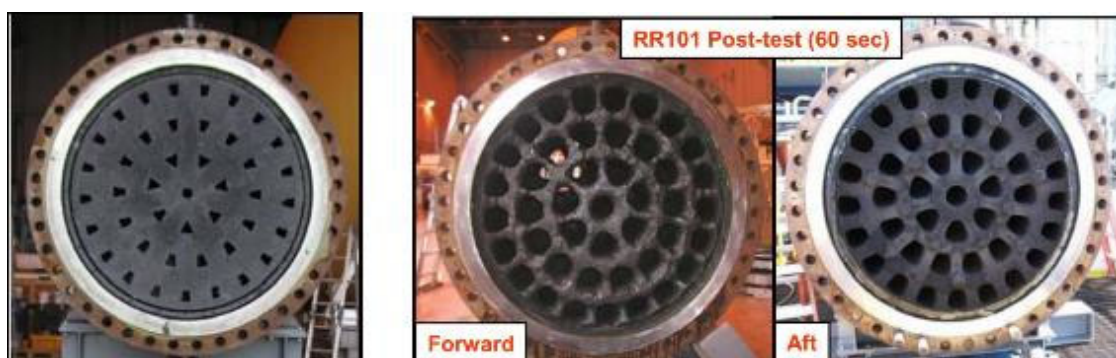


Figure 1.13 Pre and post test photos of wagon wheel fuel grain. (Left: Fuel face before test, Center: Front end face after test, Right: Post end face after test²⁴⁾)

デメリット(3) : O/F シフト

ハイブリッドロケットの場合、燃料の質量流量は主に酸化剤質量流束 $[\text{kg}/\text{m}^2\text{s}]$ にのみ依存する. 酸化剤質量流束はポートの断面積によって変化し、ポート径も逐次変化するため、酸化剤と燃料の比が時間変動を示す. ポートの拡大による酸化剤質量流束の減少と、それに伴う燃料後退速度の減少は一般的にはバランスが取られず、酸化剤と燃料の比である O/F が変動する. これによって比推力 $I_{sp}[\text{s}]$ や特性排気速度 $C^*[\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}]$ も変動することによりシステムのパフォーマンスが低下する. 燃焼時間にも影響されるが、一般的な作動条件では O/F の変化による C^* の損失は 1%未満であることが報告されており²⁵⁾、大きな問題とはならないが、デメリット(2)で示した通り、 O/F の変化は推進剤残量に直結し構造係数が悪化することが問題となる. また、酸化剤流量を変化させることで推力制御を行い際、燃料長さは一定のため O/F が大きく変動する. これによってパフォーマンスが低下することも問題として挙げられる.

デメリット(4)：スケール効果

デメリット(1)及び付録 A で示したように、ハイブリッドロケットの燃料後退速度は、燃料表面に形成される拡散燃焼火炎から燃料への対流熱伝達によって支配される。Ben-Arosh らによって、対流熱伝達率と燃料寸法スケールの間に成立する関係を用いて、固体燃料スケールが燃料後退速度に及ぼす影響が明らかにされた²⁶⁾。また、Alon Gany によって、様々な推進剤におけるハイブリッドロケットのスケール効果が理論的及び実験的に確認された²⁷⁾。結果、全ての推進剤の組み合わせにおいて燃料ポート径の増加によって燃料後退速度が低下した (Figure 1.14)。このスケール効果によって、ハイブリッドロケットの大型化が阻害されている。

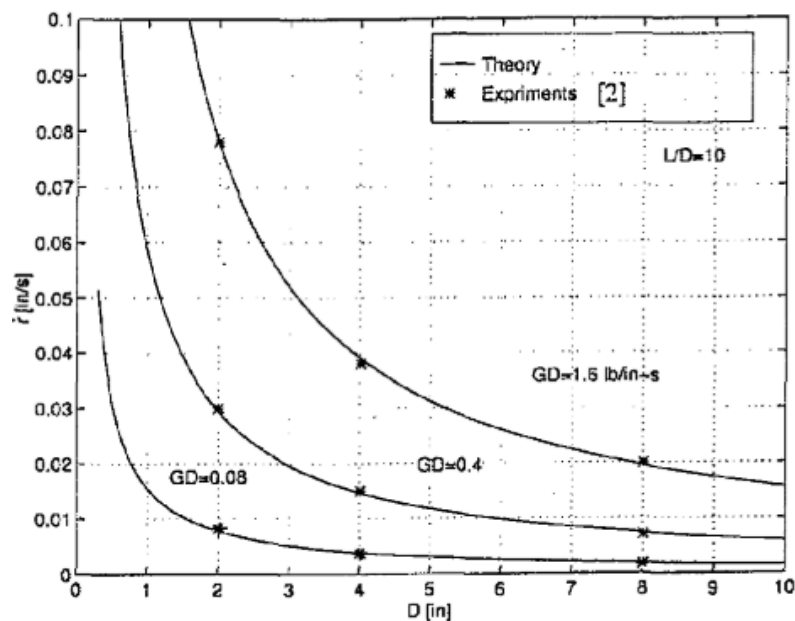


Figure 1.14 Correlation between fuel regression rate and fuel port diameter for hybrid rocket motors maintaining similarity of operation conditions.²⁷⁾

1.5 ハイブリッドロケットの近年の動向

1.5.1 ハイブリッドロケットの実用化

2004 年に(米)Space Dev 社と(米)Scaled Composites 社が HTPB/N₂O ハイブリッドロケットと使用した Space Ship One を開発し、有人搭載で高度 100[km]に到達

した(Figure 1.15). Space Ship One は母船となる航空機で高度約 14[km]まで上昇し、ロケットを切り離し点火、上昇した。燃焼時間は 80 秒であり、低燃料後退速度を改善するために 4 つのポートを持った HTPB 燃料を使用した。また、高い蒸気圧を有する亜酸化窒素(N_2O)を使用することで酸化剤の加圧ガスを搭載しない自己加圧式ハイブリッドロケット推進を実現した。



Figure 1.15 Space Ship One.²⁸⁾

Space Dev 社と Scaled Composites 社は Space Ship One の成果を受け、2007 年頃から、Space Ship Two の開発を開始した(Figure 1.16). しかし、2007 年に、酸化剤タンクへの亜酸化窒素の充填中に爆発が発生し、3 名が死亡、3 名が重症を負った。また、2014 年には、飛行試験中に墜落し、1 名が死亡、1 名が重症を負った。しかし、この事故はハイブリッドロケットを起因とする事故ではなく、操舵に関するヒューマンエラーであることが報告されている。これらの事故により Space Ship Two 計画は大幅に遅れることになった。2018 年には、VSS Unity(Space Ship Two : 2016 年に新たに命名)は母船 White Knight Two から分離された後 60 秒の燃焼を行い高度 82.7[km]に到達した。この飛行では燃焼時間は本来より短くされており、今後長秒時燃焼することでより高高度に到達できるとされている。

Space Dev 社と Scaled Composites 社によるハイブリッドロケットを用いた宇宙

機の開発はハイブリッドロケットの数少ない実用化の一つである。弾道飛行は軌道投入に比較して 1/50 以下のエネルギーしか要求されないため、比推力や構造係数への要求が高くない。また、有人ミッションには高レベルの安全性が要求される。有人弾道飛行はハイブリッドロケットが優位性を発揮する分野の代表例である。NASA のジェット推進研究所では、火星サンプルリターンミッションにおいて、 -50°C を下回る低温環境下で 1 年以上保管された後での動作が要求される火星からの離陸用ロケットとして、ハイブリッドロケットを最も有望な候補に挙げている³⁰⁾。ハイブリッドロケットが有力な候補とされるのは、一般的にハイブリッドロケット燃料が固体推進薬と比較して温度変化やクラックに対する感度が低いためである。



Figure 1.16 Space Ship Two.²⁹⁾

1.5.2 低融点燃料の利用

1990 年代初頭に現在のアメリカ空軍研究所が固体エチレンや固体メタン等の極低温固体燃料を使用したハイブリッドロケットモータの燃料後退速度及び燃焼特性の調査を開始した³¹⁾。酸化剤に GOX を使用した場合、固体ペンタンと固体エチレンの燃料後退速度は、同条件の PMMA よりそれぞれ約 3 倍と 10 倍高いことが確認された。この要因として、極低温固体燃料の表面温度が燃料後退速

度に非常に敏感であることが報告された。

上記の極低温固体燃料の研究では、その高燃料後退速度の要因やメカニズムは詳細にならなかった。しかし、Karabeyoglu らによってパラフィンベース燃料の高燃料後退速度メカニズムが報告された^{32), 33)}。この中で、パラフィンベース燃料のような低融点燃料は Figure 1.17 に示すような酸化剤のガス流によって固体燃料表面に形成される液相が波立ち、波の頂点から火炎層に飛び込む液滴が大量に発生するエントレインメント現象のため高燃料後退速度になることが示された。また、Figure 1.18 に示すように、酸化剤に GOX を用いてパラフィンベース燃料の燃料後退速度が実験的に測定され、HTPB 燃料の 3~4 倍の燃料後退速度となることが確認された³⁴⁾。Stanford 大学や、NASA エイムズ研究センター、Space Propulsion Group(SPG)社らによるこのプロジェクトは現在も進められており、パラフィンベース燃料を用いた Peregrine 観測ロケットの開発が行われている³⁵⁾(Figure 1.19)。またこれらのグループは Figure 1.20 に示すような、火星地表から火星軌道に到達するハイブリッドロケットの研究を開始している³⁷⁾。しかし、パラフィンベース(WAX)燃料は離型剤として使用されている通り、モータケースとの接着性に乏しい。また、固く脆い等機械的物性も悪く、大型ハイブリッドロケットモータへの適用は困難である。

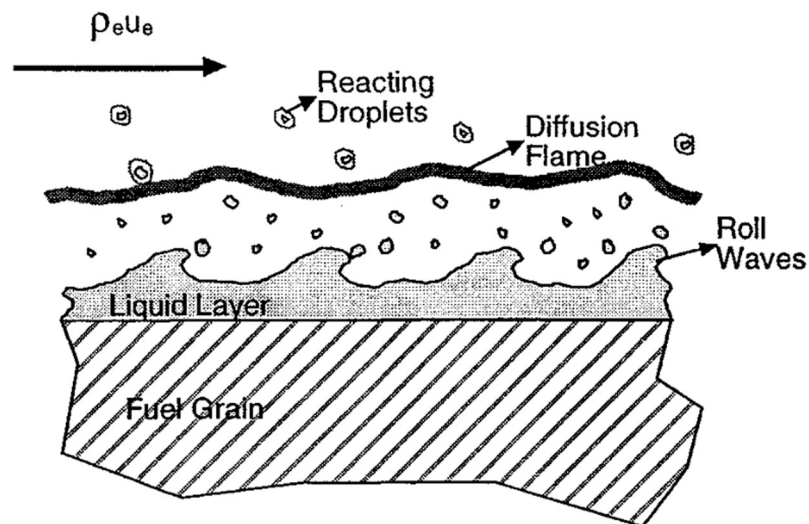


Figure 1.17 Schematic of the entrainment mechanism.³⁴⁾

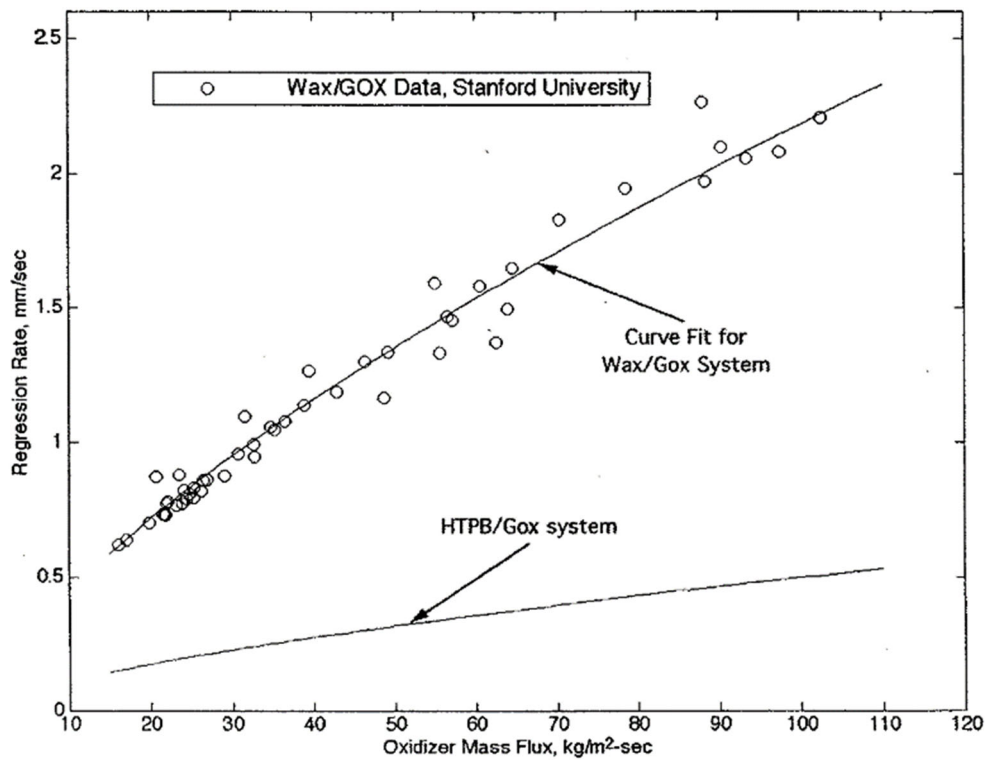


Figure 1.18 Correlation between space-time averaged regression rates and the average oxidizer mass fluxes for the paraffin.³⁴⁾



Figure 1.19 A static firing test of Peregrine hybrid rocket motor.³⁶⁾

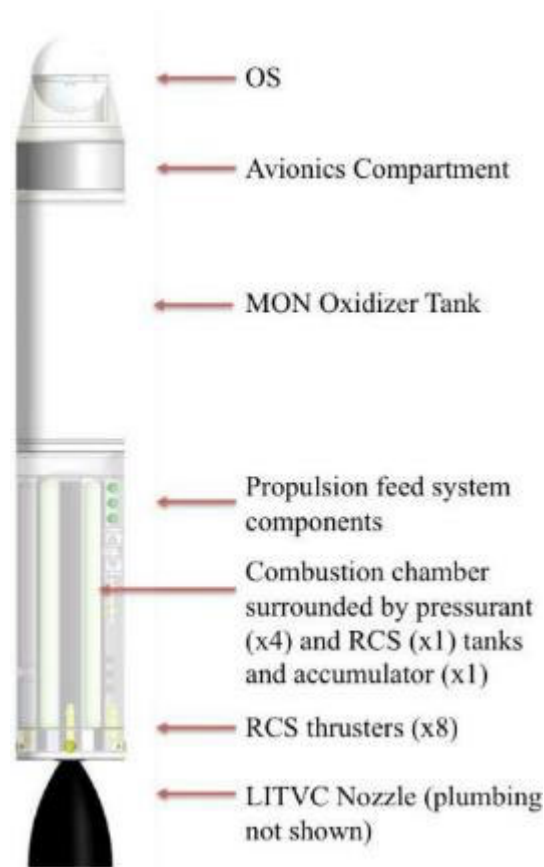


Figure 1.20 A concept design of Mars Ascent Vehicle using hybrid rocket propulsion.³⁷⁾

1.5.3 流れ場への工夫

燃料ポート内の酸化剤流れ場に旋回成分を加えることにより，燃料後退速度を向上させることが可能であることが確認されている．その主な理由としては，周方向成分の流速が速くなることで，火炎層から燃料への対流熱伝達が促進されるためである．また，未燃の酸化剤ガスは燃焼ガスと比較して密度が大きいため，旋回の遠心力によって燃焼面近傍の酸化剤濃度が高くなることも燃料後退速度の向上の寄与している³⁸⁾．Figure 1.21 に(加)Orbital Technologies 社より提案された，Vortex ハイブリッドロケットの概念図を示す³⁹⁾．酸化剤は燃料後端とノズル入り口の間の旋回型インジェクタから供給され，周方向速度成分を持ちながら燃料ポート前端面側に流れる．前端面到達後，ポート中心部を旋回しながらノズルに向かう流れに移行する．未燃の酸化剤ガスと既燃の燃焼ガスは密度

に差が有り、強い旋回により遠心力が加わるため、噴射された酸化剤ガスが中心軸方向に流れてノズルから流出することは無い。HTPB とガス酸素を用いた燃焼実験では、従来型に比較して最大で 7 倍の燃料後退速度が得られた。

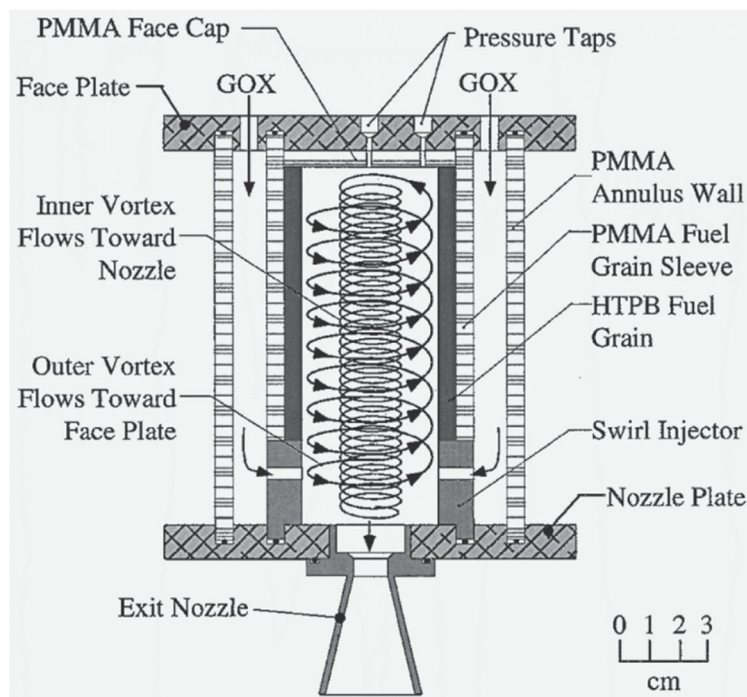
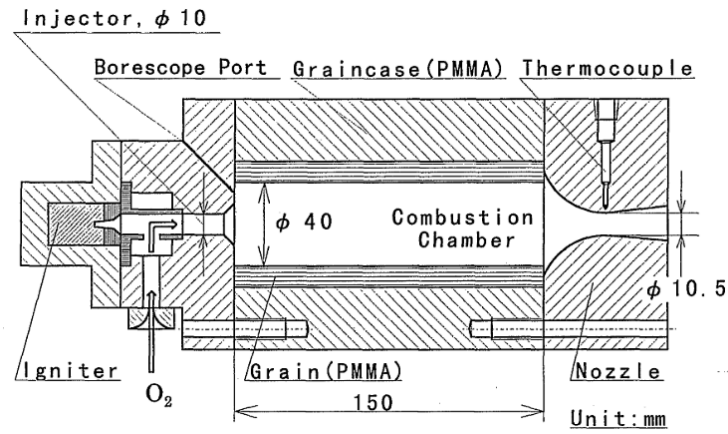
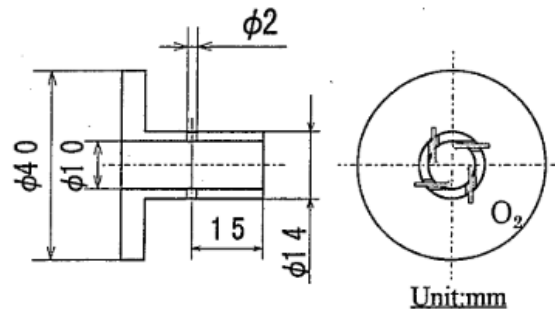


Figure 1.21 Schematic of a vortex hybrid rocket engine.³⁹⁾

湯浅らは、燃料前端面から酸化剤に旋回を付与した酸化剤旋回流型(SOFT)ハイブリッドロケットを考案し、燃料後退速度に与える影響を調査した⁴⁰⁾。燃焼実験に用いられたモータ及び旋回流インジェクタを Figure 1.22 に示す。燃料後退速度はインジェクタの形状スワール数(Geometric Swirl number : S_g)で整理され、旋回強度を示す形状スワール数が高い程高い燃料後退速度となることが報告された⁴¹⁾(Figure 1.23)。2002 年 3 月には、この旋回流型ハイブリッドロケットエンジンを用いて小型ロケットの打上実験が実施され、日本における最初のハイブリッドロケット打ち上げ事例となった⁴²⁾。



(a) Cross-section view of the small hybrid rocket with swirl-type O₂ injector.



(b) O₂ injector.; $Sg = 5.0$

Figure 1.22 SOFT hybrid rocket engine and swirling flow injector.³⁸⁾

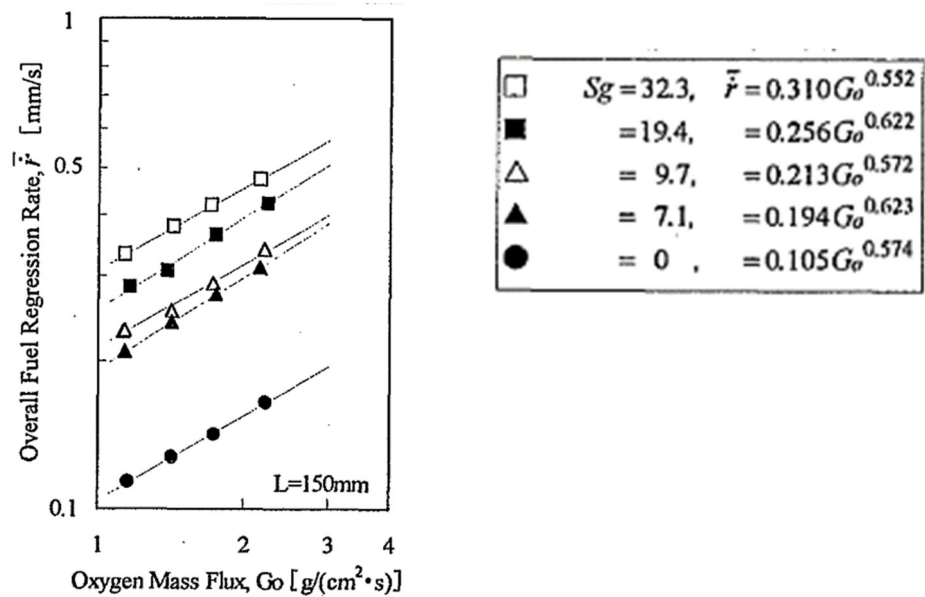


Figure 1.23 Correlation between overall fuel regression rate and oxygen mass flux.³⁹⁾

ハイブリッドロケットの利点の一つは推力制御が可能な点であるが、デメリット(4)にも示した通り、ハイブリッドロケットは潜在的に O/F シフト問題を抱えている。また、問題は、酸化剤流量を変化させ推力制御を行う際に大きな問題となる。推力制御によって酸化剤流量が変化することで、 O/F 比が設計点から外れ、 C^* が低下する。この問題を解決するために、旋回強度を制御することにより燃料後退速度を制御し、 O/F を一定に保つ強度可変旋回剤旋回流型(A-SOFT)ハイブリッドロケットが提案された⁴³⁾。A-SOFT ハイブリッドロケットの概念図を Figure 1.24, Table 1.3 に示す。酸化剤は軸流と旋回流の2方向から供給可能であり、両者への酸化剤流量を調整することで、酸化剤総流量と旋回強度を独立に制御する。一定の酸化剤流量条件で旋回強度を変えることで燃料後退速度を制御し、 O/F を一定に保つ。小澤らは観測ロケットに A-SOFT を適用し、フィードバック制御により推進剤残量を削減した場合の効果を理論的に検討した。また、燃焼実験も実施し、A-SOFT ハイブリッドロケットの燃料後退速度も取得した⁴⁴⁾。

酸化剤旋回流による燃料後退速度の改善は、単純な酸化剤軸流型ハイブリッドロケットと比較して酸化剤供給系配管の分の重量が増える。特に A-SOFT ハイブリッドロケットは制御するバルブが一つ増え、制御系が複雑となる。

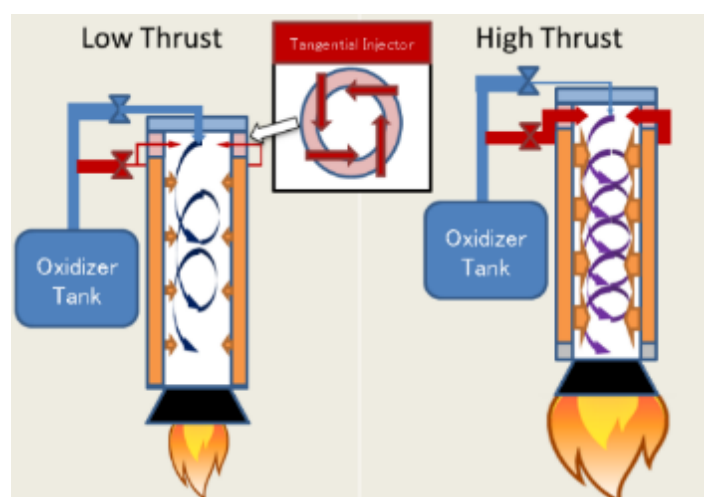


Figure 1.24 The schematic of Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type (A-SOFT) hybrid rocket.⁴³⁾

Table 1.3 The working mode of Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type
(A-SOFT) hybrid rocket.⁴³⁾

	Operation mode	Low thrust mode	High thrust mode
Input	Oxidizer mass flow rate	Low	High
	Oxidizer mass flow ratio (swirl intensity)	Low	High
Output	Thrust	Low	High
	Specific impulse	Maximum	

衝突噴流による熱伝達促進効果を積極的に利用したハイブリッドロケットも開発・研究されている。永田らは縦列多段衝突噴流(CAMUI)型ハイブリッドロケットを考案・研究している。CAMUI 型ハイブリッドロケットの概念図を Figure 1.25 に示す。燃料は複数の円柱状ブロックから構成され、それぞれの円柱ブロックには軸方向にポートが 2 箇所ずつ設けられている。隣り合うポートの位相が互いに 90°ずれるように軸方向にブロックを並べる。噴射された酸化剤は最上段ブロックの前端面に衝突する。発生した燃焼ガスはポートを通過し、次段ブロックの前端面に衝突する。これを順次繰り返すことで、全ての燃料ブロックが同時に軸方向に後退する。各ブロックの前端面が主要な燃焼面となるが、ポート内壁および後端面もガス化に寄与する。Kamps らは、燃料形状が大きく異なるハイブリッドロケット間の燃料後退速度を比較するため、体積充填率が等しい従来型円筒状燃料形状で同じ燃料流量を与える等価燃料後退速度に換算して比較する手法を提案している。それによると、CAMUI 型では Vortex ハイブリッドロケット等の旋回流を利用する方式を凌ぐ燃料ガス化速度が得られる⁴⁶⁾。しかし、CAMUI 型ハイブリッドロケットは燃料ブロックの二つのポートが燃焼によって拡大、連結するとその効果が得られなくなる。故に連結しない範囲で燃焼を停止させることになるが、マルチポート燃料と同様に大量の未燃燃料が残留することにより燃料の体積充填率が悪い。

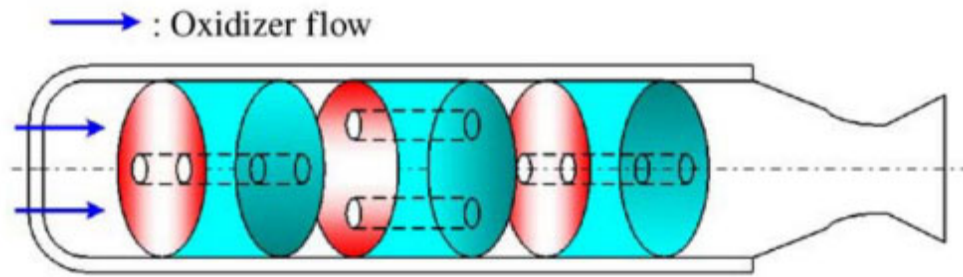


Figure 1.25 Basic concept of CAMUI combustion chamber.⁴⁵⁾

1.5.4 高エネルギー燃料の利用

ハイブリッドロケットの低燃料後退速度及び比推力を改善するために、高エネルギー物質を燃料として用いた研究も盛んである。堀らは、一定条件下で自然性を持ち、高密度、高生成熱であるグリシジルアジドポリマー(Glycidyl Azide Polymer : GAP)に注目し、ハイブリッドロケットへの適用を検討した⁴⁷⁾。GAPは常温において液体であるが、ヘキサメチレンジイソシアネート(Hexamethylene Diisocyanate : HMDI)等の硬化剤を添加して末端 OH 基を架橋することによりゴム状の固体燃料となる。硬化 GAP は窒素離脱反応に伴う発熱量が大きく、自己熱分解により自然性を有する特殊なゴムである。和田らによって、GAP の燃焼メカニズムの解明とガスハイブリッドロケットへの適用が実験的に示された⁴⁸⁾。ガスハイブリッドロケットの概念図を Figure 1.26 に示す。ガスハイブリッドロケットは固体燃料の燃焼圧を用いて酸化剤を加圧するため、従来の重く複雑な酸化剤噴射システムが不要であり、単純な構造となる。また、固体燃料から発生する燃料成分を多く含む燃焼ガスと酸化剤を二次燃焼器で拡散・混合し燃焼するため高い燃焼効率を得ることが可能である。さらに推進薬に自然性を持つ高エネルギー物質を用いることで、高比推力となる。また、塩素等を含まない推進薬を選択することで低環境負荷の理想的な推進システムが実現される。燃焼圧力 5[MPa]下での GOX/GAP ハイブリッドロケットの最大比推力は 2,784[N-s/kg]であり、同条件の GOX/HTPB 推進剤の 2,880[N-s/kg]と従来の推進剤より低い値となるが、GAP は高密度であるため、密度比推力は 3,591[N-s/kg -kg/m³]と GOX/HTPB の 2,875[N-s/kg -kg/m³]と比較して約 1.2 倍となる⁴⁸⁾。GAP を用いたガスハイブリッドロケットでは、最大で 98%のC*効率を達成し、また、推力制御にも成功し、多様なミッションに対応できる可能性を強く示した。さらに、

GOX/GAP の最大比推力は $O/F=0.75$ 付近であり，GOX/HTPB の最適 O/F 値 1.7 と比べると酸化剤が少ない条件で最大比推力となる．そのため，燃焼に必要な酸化剤量が少なくすむ．同容積の燃焼器に燃料を充填した場合，GAP は HTPB に比べて酸化剤の搭載量を約半分に軽減することが可能であり，ロケットシステムとして非常に有利である．しかし，GAP をはじめとする高エネルギー物質は数万円/kg と単価が高く，システム全体の高コスト化を招く．

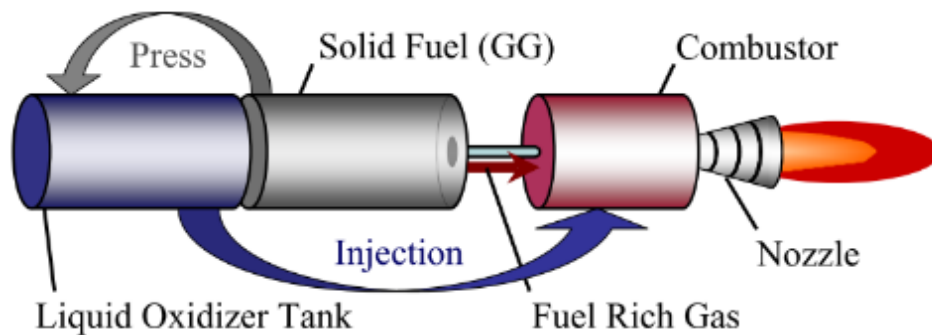


Figure 1.26 Schematic diagram of gas hybrid rocket.⁴⁸⁾

1.6 低融点熱可塑性エラストマ

1.4 及び 1.5 章でハイブリッドロケット開発の歴史，ハイブリッドロケットの問題とそれらを改善するための近年のアプローチを示した．Table 1.4 に問題点とその対策・対策の課題をまとめる．

Table 1.4 Problems of hybrid rockets and countermeasures.

Problems	Countermeasures	Problems of countermeasures
Low fuel regression rate	Multi-port grain	Reduction of structure coefficient and fuel filling density
	Use of low melting point fuel	Low combustion efficiency and poor adhesion and mechanical properties of paraffin-based fuel
	Swirling oxidizer flow	Increase in weight of oxidizer supply system
	CAMUI	The decrease in structure coefficient and difficulty of combustion completely due to its complex fuel shape.
	Use of high energetic fuel	High cost
<i>O/F</i> shift	A-SOFT	Difficult of measurement of instantaneously regression rate and oxygen supply control
Low combustion efficiency	Gas hybrid rocket using a solid propellant	The exhaust of chlorine compounds and the complexity of the propellant supply system
	Gas hybrid rocket using a high energetic fuel	The complexity of the propellant supply system and weight increase and high cost

Table 1.4 からわかる通り，各問題点に対する対策によって新たな問題点が発生する．ここでは，低融点燃料の使用による高燃料後退速度に着目する．パラフィンベース(WAX)燃料の問題点はその機械的物性及びモータケースとの接着性である．これらの問題を解決するために，千葉工業大学，(株)型善，宇宙科学研究所らは HTPB とパラフィン(WAX)系燃料のそれぞれの長所である，優れた機械的特性と高い燃料後退速度が期待できる低融点熱可塑性エラストマ(Low melting point thermoplastics : LT(特開 2015-010020))に注目した．

熱可塑性樹脂とは、加熱することによって軟化し、外力を加えることで流動させることができ、温度を下げると再度硬化する樹脂である。この熱による流動－硬化の現象は可逆的で、何回も繰り返すことができるため成形が容易である。また、失敗した場合でも何度でもやり直せる等の利点があるため、製造コストを安価に抑えることが可能である。熱可塑性樹脂は熱硬化性樹脂よりも約 30 年後に実用化されたため、熱硬化性樹脂に対して熱可塑性樹脂と呼ばれている。その主なグループを Table 1.5 に示す。熱可塑性樹脂は汎用プラスチックとエンジニアリングプラスチック及び結晶性、非結晶性に大別される。汎用プラスチックは熱可塑性樹脂の中でも比較的安価で加工もしやすい。エンジニアリングプラスチックは耐熱性等の機能を強化した樹脂である。結晶性を有する樹脂は非結晶性樹脂と比較して比較的耐薬品性が良い。非結晶性樹脂は透明性に優れるものが多い。結晶性樹脂はガラス転移点 T_g と融点 T_m を有するが非結晶性樹脂はガラス転移点 T_g のみ存在する。

Table 1.5 Typical thermosetting resins and thermoplastic resins.

Thermosetting resins			Phenol
			HTPB
			Unsaturated polyester
			Epoxy
			Polyurethane
			Alkyd
Thermoplastic resins	Commodity plastic	Crystalline plastics	PE
			PP
			Teflon
		Amorphous plastic	PVC
			PS
			ABS
	Engineering plastic	Crystalline plastics	PMMA
			Polyamide
			Polyolefin
		Amorphous plastic	PET
			PPE
			Polyacetal
			PC

LT 系燃料(Figure 1.27)は，その構成物質の含有量や構成物質の差異によって数十種類存在する．Figure 1.28 に示すように，パラフィンベース燃料と同等の燃料後退速度を有していることが分かっている⁵⁰⁾．また，引張試験によって物性も調査され，300%以上の伸びを有しており，パラフィンベース燃料と比較して良い伸び特性を有していることが示された．Figure 1.29 に LT 系燃料の公称ひずみ-公称応力線図，Table 1.6 に引張試験結果を示す．パラフィンベース燃料(WAX)の一つである，日本精蠟株式会社製 FT-0070 の最大応力及び伸び率はそれぞれ，約 0.8[N/mm²]，1.5[%]程度である⁵¹⁾．LT#460 は最大応力 0.58[N/mm²]，最大伸び率 300.2[%]であり，近しい最大応力と高い伸び率を有しており，パラフィンベース燃料と比較して優れた機械的物性を有している．また，LT 系燃料を構成する

キシレン樹脂は OH 基を有しており、イソシアネート系プライマによるウレタン結合によってモータケースや固体ロケットモータの断熱材としてよく使用されるエチレンプロピレンゴム(EPDM)との良好な接着性が期待される。これらのことより、LT 系燃料は大型ハイブリッドロケットモータへの適用が期待されている。



Figure 1.27 LT#421 fuel.⁴⁷⁾

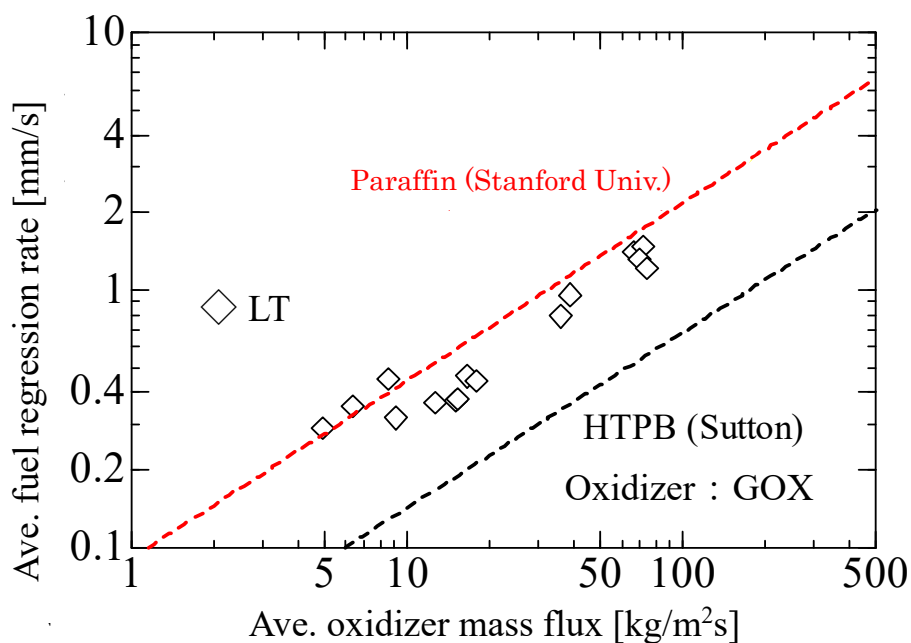


Figure 1.28 Averaged fuel regression rates of LT#421 fuel⁵⁰⁾, paraffin-based fuel³⁴⁾ and HTPB fuel.³⁾

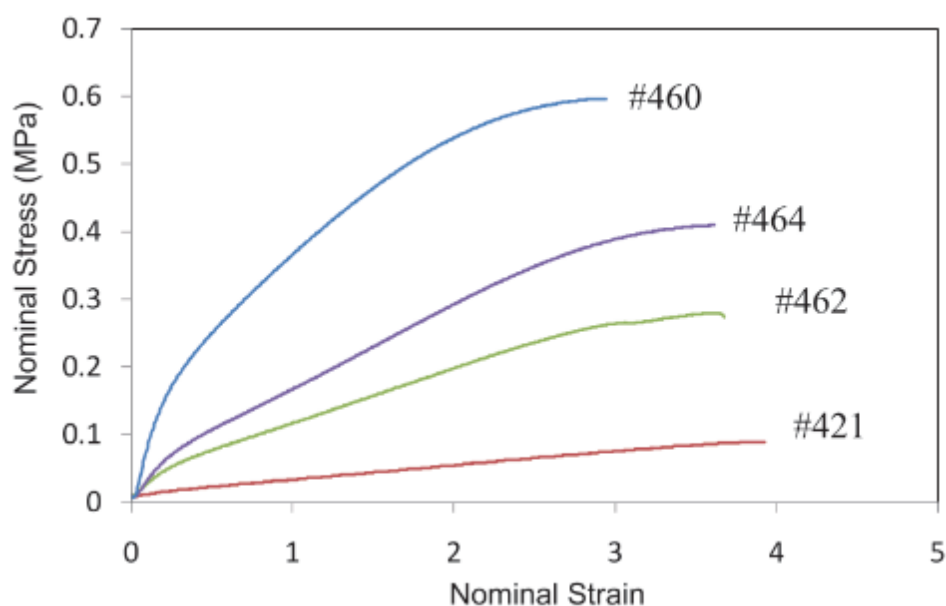


Figure 1.29 Nominal strain-stress of LT fuels.⁵⁰⁾

Table 1.6		Tensile test results of LT fuels. ⁵⁰⁾			
Fuel No.		#421	#462	#464	#460
Elastic modulus [N/mm ²]		0.037	0.017	0.268	0.618
Max stress [N/mm ²]		0.09	0.26	0.41	0.58
Max elongation [%]		378.8	319.4	344.0	300.2

1.7 研究の背景と目的

上述した章をまとめると、ハイブリッドロケットには優れた長所を多く有しているが、低燃料後退速度等の問題により実用化が阻まれてきた。また、問題への対策により、ハイブリッドロケットの最大のメリットである安全性が損なわれることや、構造係数及び燃料体積充填率の低下や高コスト化が新たな問題となる。故に、有人ロケットのメインブースターや有翼ロケット補助ブースタ、観測ロケットのメインブースター、地球外惑星からの離脱用ロケットへの適用には、長所を最大限生かしたハイブリッドロケットが必要となり、それには以下の事が求められると言える。

(1) 高燃料後退速度による大推力

- (2) シンプルな構造による良構造係数及び低コスト
- (3) 少燃料残量，高体積充填効率
- (4) 大型モータに適用可能な燃料の優れた機械的物性及び接着性
- (5) 固体推進薬と同等の密度比推力
- (6) 塩素系フリーによる低環境負荷
- (7) 低価格燃料を用いた低コスト化
- (8) 可能な限り高い C^* 及び C^* 効率

これらの要求に対して，低融点燃料を用いたハイブリッドロケットはシングルポート燃料として設計が可能であり，シンプルなシステム設計が可能となる．また，比較的優れた構造係数及び充填効率となり，低コスト化も図れる．良好な機械的物性及び接着性を有する LT 系燃料を用いることで大型モータへの適用も期待できる．加えて，LT 系燃料はアルミニウム粉末やプラスチック樹脂粉末を添加することが可能であり，高密度化及び高密度比推力化も期待できる^{52), 53)}．LT 燃料は数百円/kg であり，GAP 等の高エネルギー物質と比較して燃料価格が低く，システム全体の低価格化が見込める．LT 系燃料のような低融点燃料はその燃焼メカニズムを起因とする低 C^* 効率となることが予想されるが，酸化剤インジェクタや燃焼器内へのバッフルプレートと呼ばれる邪魔板を設置することによって，重量増加によるパフォーマンス低下を上回る効率の改善が期待できる．

故に本研究では，高安全性及び低コストであり，高燃料後退速度かつ大型モータへの適用が期待できる LT 系燃料を用いたハイブリッドロケットに注目した．しかし，LT 系燃料の基礎的な燃焼後退速度及びその燃焼メカニズム，粘弾性を含めた機械的物性や接着性は明確にされていない．また，どの程度までのモータサイズまで適用が可能なのか，実用サイズでの燃料後退速度及び C^* 等の燃焼特性は明らかにされていない．

そこで，本研究では，LT 系燃料の粘弾性及び機械的物性，接着特性の取得を行うと共に 5kN 級ハイブリッドロケットモータ適用時の燃料成立性の検討を行う．また，基礎的な燃料後退速度及び比推力， C^* の検証と取得を実施する．さらに，実用サイズモータでの燃焼実験及び飛翔実験を実施し，打上環境下での燃料後退速度及びその適用性を評価する．これら LT 系燃料に対して網羅的な調査を実施し，LT 系燃料を用いた高燃焼効率な 5kN 級ハイブリッドロケットの成立点

の確認及び大型モータへ適用した際の構造成立性を評価する．これら一連のプロセスを実施することで、機械的物性及び燃焼特性の観点から LT 系燃料を用いたハイブリッドロケットの設計指針の確立を目的とする．

1.8 本論文の構成

本論文の構成を Figure 1.30 に示す．本論文は 7 章から構成される．本章(第 1 章)に続き、第 2 章では、LT 系燃料の機械的物性の把握のため、機械的物性や接着性、粘度等の各物性評価試験を実施した．また、LT 燃料の粘弾性を引張試験により取得し、マスターカーブを得た．その結果を基に 5kN 級ハイブリッドロケットモータ用の LT 燃料に対して FEM 解析を実施し、構造成立性を評価した．

第 3 章では、LT 系燃料の燃料後退速度及び、特性排気速度の把握を目的に、ガス酸素及び亜酸化窒素を用いた燃焼実験を実施し、他の燃料の燃料後退速度との比較及び、酸化剤の差異による燃料後退速度について考察した．

第 4 章では、燃料後退速度及び特性排気速度の向上を目指し、ガス酸素旋回流型燃焼実験及びバッフルプレートを挿入した燃焼実験を実施した．酸化剤旋回流型燃焼実験では、4 種類の旋回流インジェクタを用いて、 S_g が燃料後退速度及び局所燃料後退速度に与える影響について評価した．バッフルプレートを用いた実験では、バッフルプレート形状が特性排気速度に与える影響を実験的に明らかにし、最も特性排気速度の向上が確認できたバッフルプレートを用いて、酸化剤を N_2O とした 500N 級燃焼実験を実施し、特性燃焼室長さ L^* と特性排気速度の関係を確認した．

第 5 章では、フライト環境における LT#421 及び#460 燃料の燃料後退速度を主とする燃焼特性の確認を目的に、両燃料を用いた小型ハイブリッドロケットの打上実験を実施した．また、2 章で機械的物性の観点から成立性を実証した LT#460 燃料を用いて 5kN 級燃焼実験を実施し、モータケースからの剥離や燃料の破壊の有無を確認すると共に、5kN 級モータにおけるバッフルプレートの効果の確認、燃料後退速度の取得を行った．

第 6 章では、LT 燃料の実現可能性の評価を目的とした．5 章までの結果を基に、実用されている固体ロケットの推進性能を満たす LT#460 を用いたハイブリッドロケットモータを設計、その燃料に対して、FEM 解析によって構造成立性を評価した．また、SRB 等の固体ロケットのグレインサイズに LT#460 を適用

した際の構造成立性も FEM 解析によって評価した。

第 7 章では、本研究で検討した内容の結論について述べる。

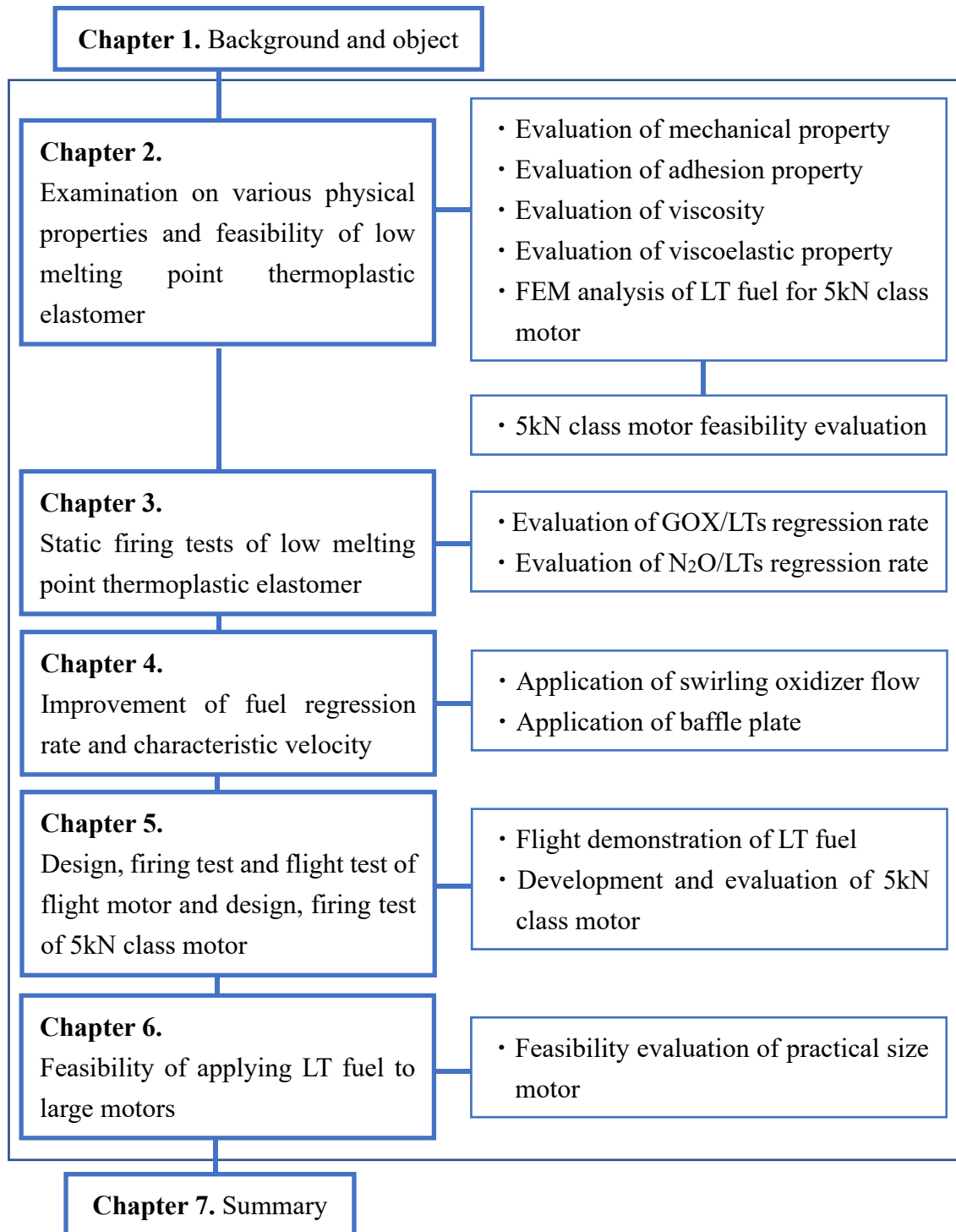


Figure 1.30 Organization of this paper

第2章 低融点熱可塑性エラストマの各種物性及び成立性に関する検討

2.1 はじめに

本章では、低融点熱可塑性エラストマ(LT)系燃料の基礎的な機械的物性及び接着性について調査を行った結果を示す。ハイブリッドロケット燃料は、保管、輸送等による環境温度変動、燃焼に伴う熱と圧力、飛翔加速度、宇宙空間における環境圧力及び温度変化等の運用中における様々な外部荷重に曝されるため、これらの諸荷重に耐えうることが不可欠な条件となる。固体燃料の機械的物性として低弾性、低強度、熱膨張が大きいなどの場合は、外部荷重に対して耐負荷性能が乏しくなる。このため、ハイブリッドロケットモータ運用時における不具合の要因として、固体燃料の亀裂の発生や接着部の剥離等の力学的な局所破壊、あるいは過大な変形を生じさせる可能性が高くなる。これらの不具合は燃焼面積の増大によるモータ内圧の異常昇圧を誘起し、過度の場合にはモーターケース等の構造部材の破壊の原因となり、飛翔体として致命的なダメージに直結する。このため、ロケットモータの設計に際しては燃焼性と共に固体燃料の機械構造設計は不可欠な要素である⁵⁴⁾。

LT 系燃料はその構成物質の差異や含有量によって数十種類存在する。そのため、まず構成樹脂が異なる LT 系燃料について機械的物性及び接着性を評価し大型モータへ適用可能な LT 系燃料の選定を行う。次に有望とされる LT 系燃料に対して粘弾性の調査を実施し、大型モータへの適用性を評価する。

2.2 構成樹脂が LT 系燃料の機械的物性及び接着性、粘度に与える影響

2.2.1 LT 系燃料の構成樹脂及び特性

本章で扱う LT 系燃料の構成樹脂及びその含有率を Table 2.1 に示す。本検討では 4 種類の LT 系燃料を用いる。全ての燃料に同量含まれているベースエラストマはスチレン系熱可塑性エラストマであり、これは LT 系燃料の粘弾性特性を制

御する。また、このエラストマ単体では Figure 2.1 に示すように、900[%]以上の伸び率を有している。Table 2.2 にスチレン系熱可塑性エラストマの引張試験結果を示す。平均弾性率は 16.7[MPa]、平均最大応力は 12.3[MPa]、平均最大伸び率は 967[%]であった。

パラフィンオイル及びナフテンオイルは低融点化及びスチレン系熱可塑性エラストマの軟化を目的に添加されている。キシレン樹脂及びテルペン樹脂は接着性の向上及び硬さの制御を目的に添加されている。ステアリン酸は熔融特性の制御を目的に添加されている。4つの樹脂はそれぞれスチレン系熱可塑性エラストマ及びステアリン酸が同量添加されており、低融点化物質であるパラフィンオイル、ナフテンオイル、及び接着性付与樹脂であるキシレン樹脂、テルペン樹脂の有無がパラメータとなっている(Table 2.3)。

Table 2.1 Constituent resin and content of four LT fuels.

Fuel No.		#460	#673	#674	#675
Base polymer	Styrene thermoplastic elastomer	13.1	13.1	13.1	13.1
Low melting agent	Paraffin-oil	49.4	5.6	49.4	5.6
	Naphthene-oil	-	43.8	-	43.8
Adhesive resin	Xylene resin	31.3	31.3	-	-
	Terpene resin	-	-	31.3	31.3
Melting aid agent	Stearic acid	6.3	6.3	6.3	6.3

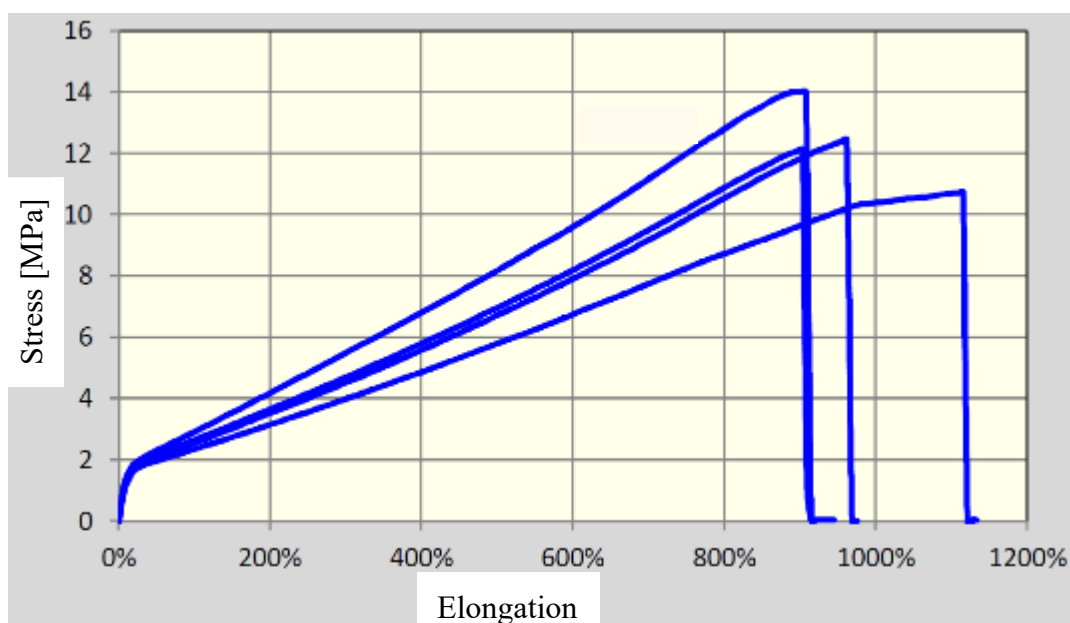


Figure 2.1 Nominal strain-stress of styrene thermoplastic elastomer.

Table 2.2 Tensile test results of styrene thermoplastic elastomer.

Test No.	1	2	3	4	Ave.
Elastic modulus [MPa]	17.1	15.7	18.8	15.4	16.7
Max stress [MPa]	10.7	12.1	14.0	12.4	12.3
Max elongation [%]	1,109	903	901	955	967

Table 2.3 Parameter resin of four LT fuels.

Low melting agent	Adhesive resin	Xylene resin	Terpene resin
Paraffin-oil		#460	#674
Naphthene-oil		#673	#675

2.2.2 各物性評価試験方法と条件

本検討では引張試験，接着性評価試験，粘度測定を行った．本章における試験片成型方法については付録 B.1 に示す．

(1) 引張試験

引張試験は A&D Corporation 製の RTG-1250 を用いて実施した．Figure 2.2 に

試験片寸法を示す。JIS K 6251「加硫ゴム及び熱可塑性ゴム-引張試験の求め方」に準拠を試みたが、製作中や試験機への取り付け時に破断が観察されたため、JIS 上では2[mm]の厚さを5[mm]とした。また、チャック掴み部の厚さのみ7[mm]とした。引っ張り速度は50[mm/min]である。

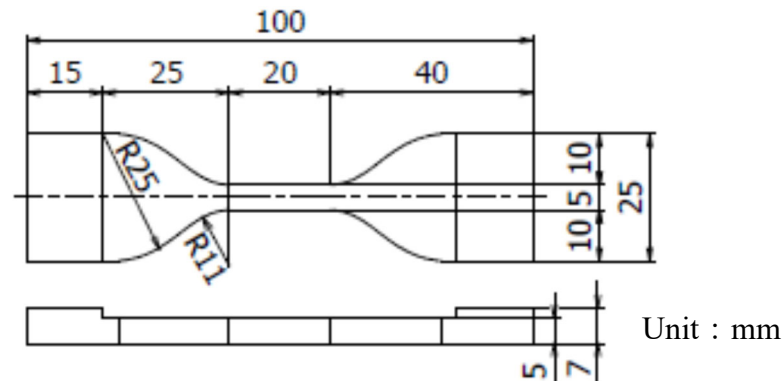


Figure 2.2 Specimen for tensile tests.

(2) 接着性評価試験

接着性評価試験はインストロン社製 INSTRON5967 引張試験機で行った。本試験では、EPDM ゴムの接着端面に加硫プライマを用いて LT を接着し、EPDM 部分を掴み引っ張った。Figure 2.3 に接着性評価試験片を示す。EPDM ゴムは固体推進薬の断熱材としてよく用いられており、ハイブリッドロケットにおいても燃料周辺の断熱材として用いられる。試験片全長は 100[mm]、燃料部分は 75[mm]、幅 25[mm]、厚さ 10[mm]である。引っ張り速度は 1000 ± 50 [mm/min]とした。これは、ハイブリッドロケット燃料にとって最も動的な点火時の荷重を想定し、試験機で最も早い引っ張り速度とした。

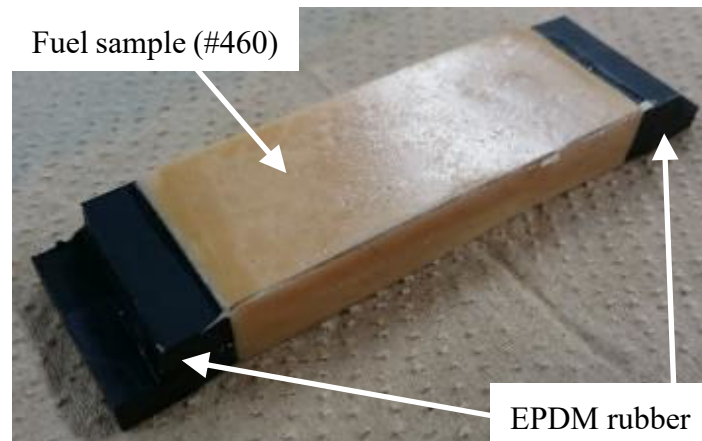


Figure 2.3 Specimen for adhesive tests.

(3) 粘度測定

LT 系燃料のような低融点燃料は粘度が燃料後退速度に大きく影響する^{32), 33)}. 粘度は島津製作所製 CFT-500D を用いて測定した. 試験温度は 60[°C]及び 100[°C]である.

2.2.3 試験結果と考察

2.2.3.1 引張試験

Figure 2.4 に引張試験によって得られた, 各 LT 燃料の公称ひずみ-公称応力線図を示す. また, Table 2.4 に試験結果を示す. 全ての燃料で標点間での破壊が確認された. キシレン樹脂を含む#460 及び#673 で他の燃料と比較して高い弾性率が確認された. この結果からキシレン樹脂が弾性率の向上に寄与していることがわかる. また, テルペン樹脂は LT 燃料の可塑性及び伸び率を促進している. 丸山らによって報告されたパラフィンベース燃料(日本精蠟製 FT-0070)の伸び率は 1.5[%]である⁵¹⁾. 4 つの LT 燃料の最大伸び率は 377[%]以上であり, パラフィンベース燃料と比較して高い伸び率を有している.

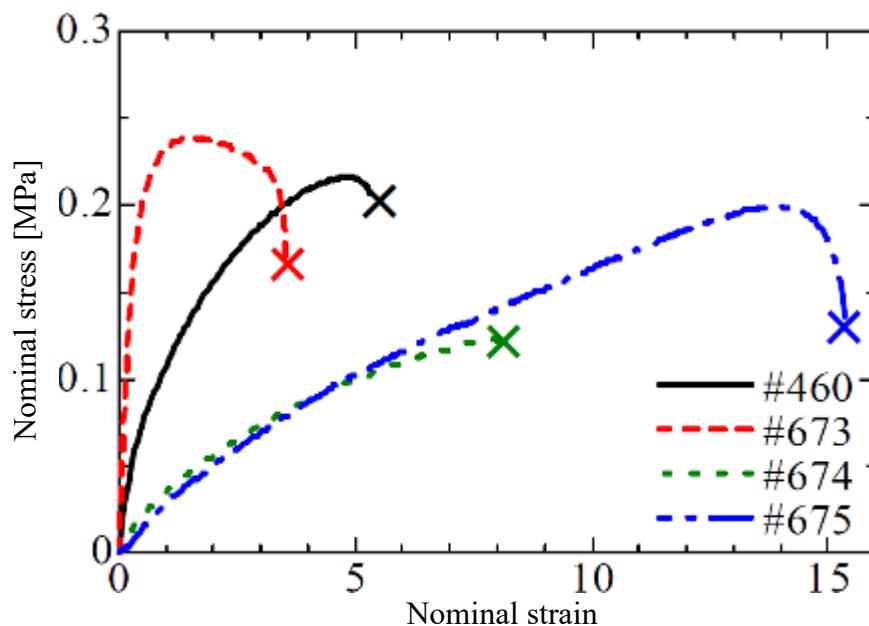


Figure 2.4 Nominal strain-stress of four LT fuels.

Table 2.4 Tensile test results of four LT fuels.

Fuel #	Elastic modulus [MPa]	Max stress [MPa]	Max elongation [%]
#460	0.26	0.227	499.8
#673	0.61	0.212	377.3
#674	0.06	0.121	812.2
#675	0.04	0.205	1,534.5

LT 燃料のベースポリマであるスチレン系熱可塑性エラストマは Figure 2.5 に示すような構造である。ポリスチレンブロックがハードセグメントとして働いている。LT 燃料等のブレンドポリマは通常、相互連結構造または海島構造を有している。LT 燃料の場合、Figure 2.6 に示すような相互連結構造(二相構造)であることが考えられる。ベース樹脂及び低融点オイル、溶融助剤に接着性付与樹脂が混練されている。LT 燃料の伸び特性はスチレン系熱可塑性エラストマの高い伸び特性(Figure 2.1)に基づいていると考えられる。スチレン系熱可塑性エラストマは全ての燃料に含まれており、このことが 4 つの LT 燃料の伸び率を支配していると考えられる。一方で弾性率については構成樹脂によって明確な違いが観察された。相互連結構造を有する LT 燃料が引っ張られた場合の概念図を Figure

2.7 に示す．引張りによりエラストマ構造中のエラストマブロックが延伸しておりスチレン系熱可塑性エラストマ特有の伸び特性を示すことが考えられる．Table 2.2 のスチレン系熱可塑性エラストマの弾性率と Table 2.4 の各 LT 燃料の弾性率を比較すると LT 燃料の弾性率が低くなっている．これにより，低融点オイル等の添加樹脂によりエラストマブロックが軟化していることが想定される．また最大引張応力も低下している．ブレンドポリマの場合各樹脂の表面張力が破断応力を支配することが考えられ，LT 燃料の場合，Figure 2.8 に示すように，接着性付与樹脂との界面における剥離が発生することが考えられ，破断応力は各樹脂間の界面張力が支配的であると考えられる．

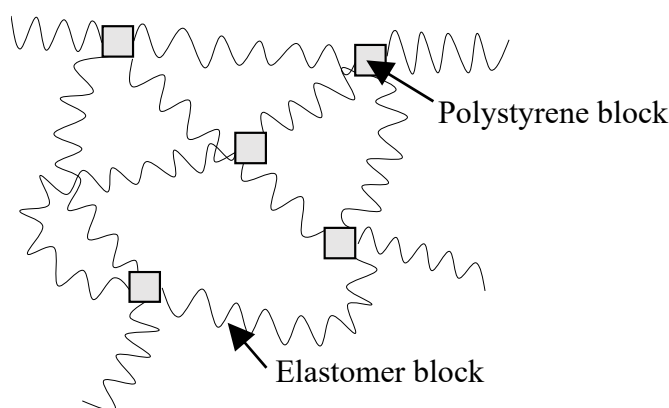


Figure 2.5 Structure of styrene thermoplastic elastomer.

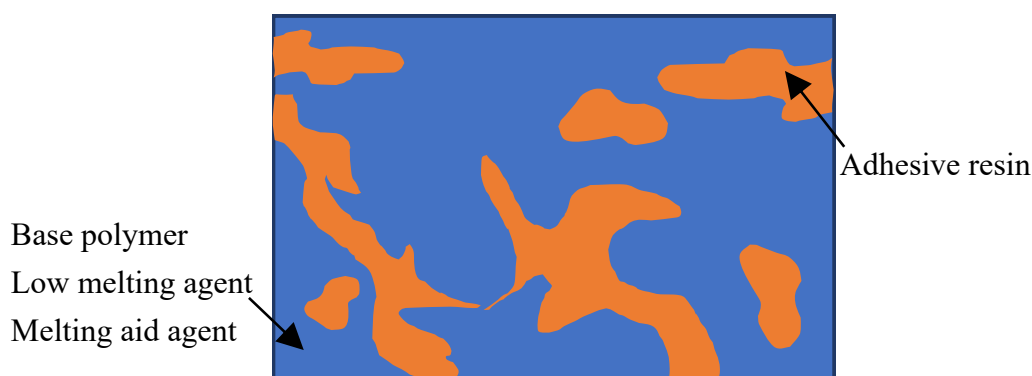


Figure 2.6 Two-phase structure of LT fuels.

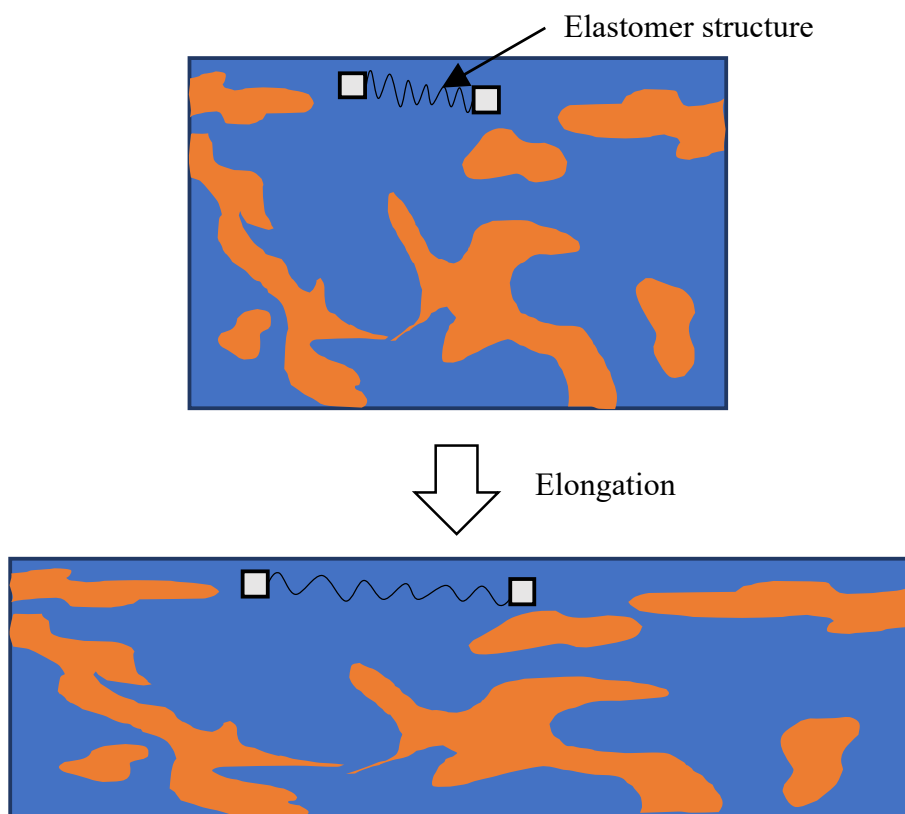


Figure 2.7 Schematic diagram of elongated a LT fuel.

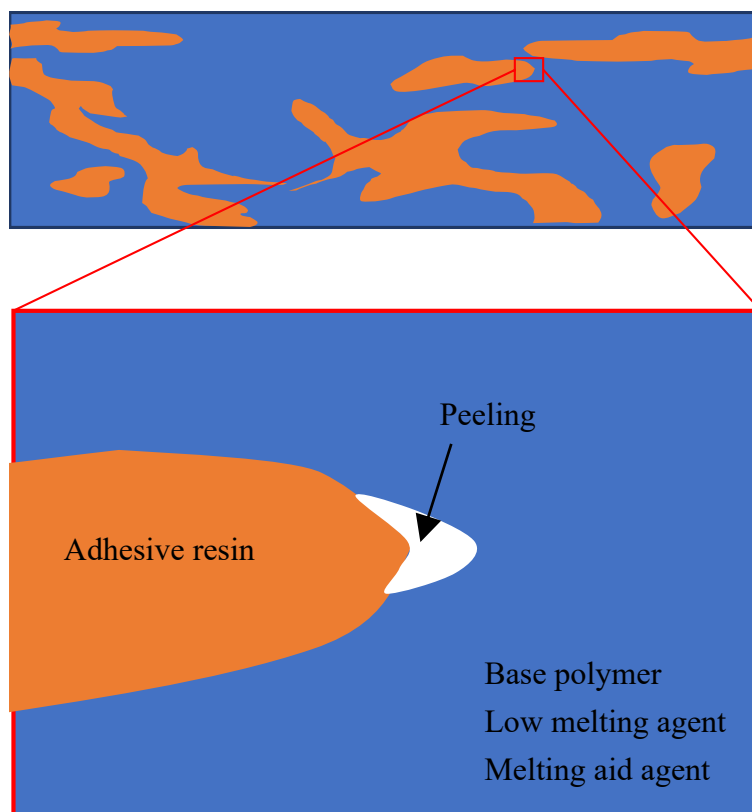
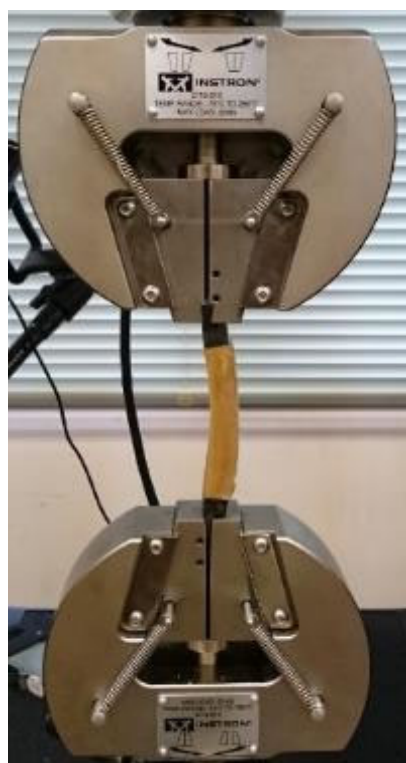


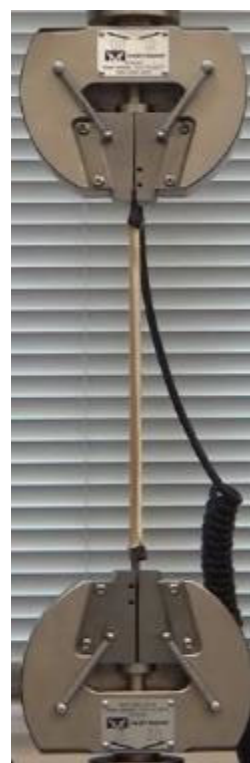
Figure 2.8 Peeling between constituent resins.

2.2.3.2 接着性評価試験

各試験片に対して引張試験を4回行った。Figure 2.9 に引張試験中の試験片を示す。Table 2.5 に接着性評価試験の結果を示す。Table 2.5 の結果は4回の結果の平均値である。#674 及び#675 の LT 燃料と EPDM ゴム間での界面破壊における接着応力は微小であったため、本試験機では測定ができなかった。LT 燃料自体が破壊する凝集破壊は Figure 2.10 に示すように#460 でのみ観察された。他の燃料においては全て EPDM ゴムと LT 燃料間での界面破壊しか観察されなかった(Figure 2.11)。LT#460 及び#673 は他のサンプルと比較して高い最大応力と伸び特性を示した。しかし、#673 は凝集破壊が確認されなかった。Figure 2.12 に#460 及び#673 の破壊時における接着応力を示す。#460 及び#673 の接着応力は $0.5 \sim 0.7$ [MPa] であり、LT#673 は#460 より高い接着応力を示した。この両 LT 燃料はキシレン樹脂が添加された燃料であり、接着に用いた加硫プライマの希釈剤にもキシレンが用いられており、キシレン樹脂がプライマに利用されている他の樹脂材と反応し強固な接着になったことが考えられる。



(a) Experimental setup of a test piece.



(b) Test piece during a tensile test.

Figure 2.9 During an adhesive test photographs.

Table 2.5 Results of adhesive test.

Fuel #	Max stress [MPa]	Elongation at cohesive or interfacial failure [%]	Stress at cohesive or interfacial failure [MPa]
#460	0.54	379.2	0.531
#673	0.72	241.1	0.680
#674	0.07	-	-
#675	0.17	-	-

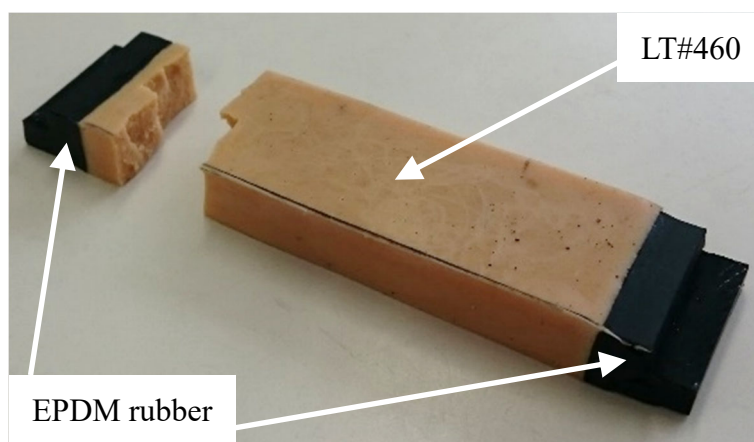


Figure 2.10 Observation of cohesive failure mode at LT#460.

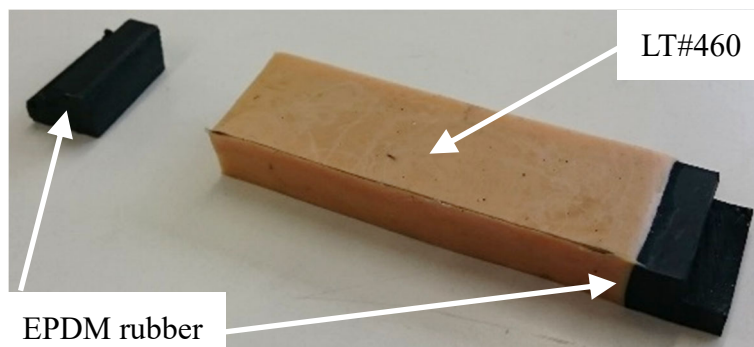


Figure 2.11 Interfacial failure mode between rubber and fuel.

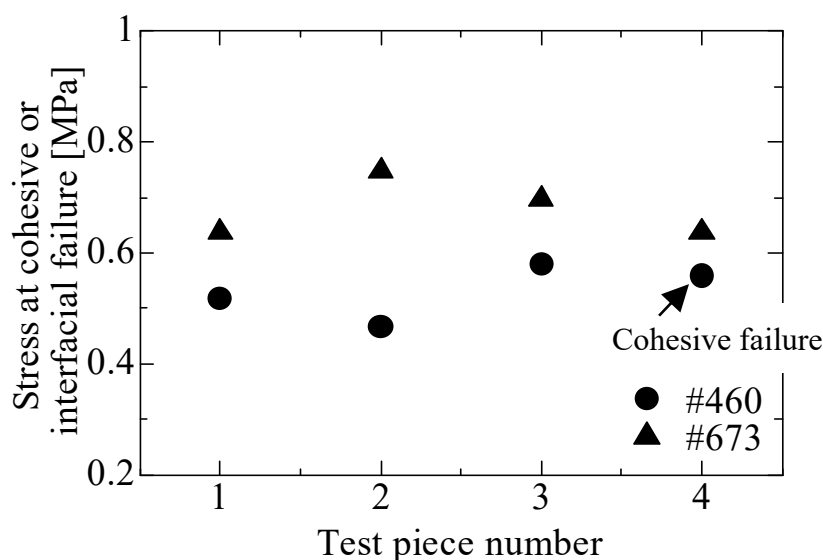


Figure 2.12 Test piece number and stress at cohesive or interfacial failure in LT#460 and #673.

2.2.3.3 粘度測定試験

Table 2.6 及び Figure 2.13 に粘度測定結果を示す。温度の上昇に伴い全ての燃料の粘度が低下した。燃料間の粘度の差異は特に 60[°C]の試験結果で顕著となった。60[°C]における LT 燃料#673, #674 の粘度を比較すると 563.3[Pa-s]であり、測定結果中最も差異が観察された。60[°C]では、#673 の粘度は#460 の 2.6 倍であり、#675 の粘度は#674 の 2.1 倍であった。Table 2.7 に低融点オイル及び接着性付与樹脂の物理的特性を示す。パラフィンオイルとナフテンオイルの粘度は、40[°C]でそれぞれ約 2.6×10^{-2} と 40×10^{-2} [Pa-s]である。60[°C]における LT 燃料の粘度は、パラフィンオイルやナフテンオイルなどの低融点剤の粘度を反映すると考えられる。100[°C]における粘度のばらつきは、60[°C]環境下での粘度と比較してはるかに小さくなった。100[°C]では、#460 の粘度は#674 の粘度の 1.1 倍であり、#673 の粘度は#675 の粘度の 1.1 倍であった。Table 2.7 に示すように、キシレンおよびテルペン樹脂の軟化温度は、それぞれ約 115 および 105[°C]である。パラフィンオイルおよびナフテンオイルの 100[°C]での粘度は、約 0.46×10^{-2} [Pa-s]および 1.6×10^{-2} [Pa-s]であり、60[°C]でのナフテンオイルの粘度はパラフィンオイルの 15 倍だが、100[°C]でのナフテンの粘度はパラフィンオイルの 3.4 倍である。このことから LT 燃料の粘度の差のばらつきは、100[°C]でのパラフィンとナフテンオイルの粘度差が小さいためであると考えられる。さらに、100[°C]以上

での LT 燃料の粘度は、約 100[°C]でのキシレンおよびテルペン樹脂の軟化温度以上となるためさらに低下すると考えられる(Table 2.6).

Table 2.6 Results of viscosity measurement test.

Fuel #	Test temp. [°C]	Viscosity [Pa-s]
#460	60	24.62
#673		65.16
#674		8.86
#675		18.91
#460	100	2.85
#673		2.57
#674		2.59
#675		2.33

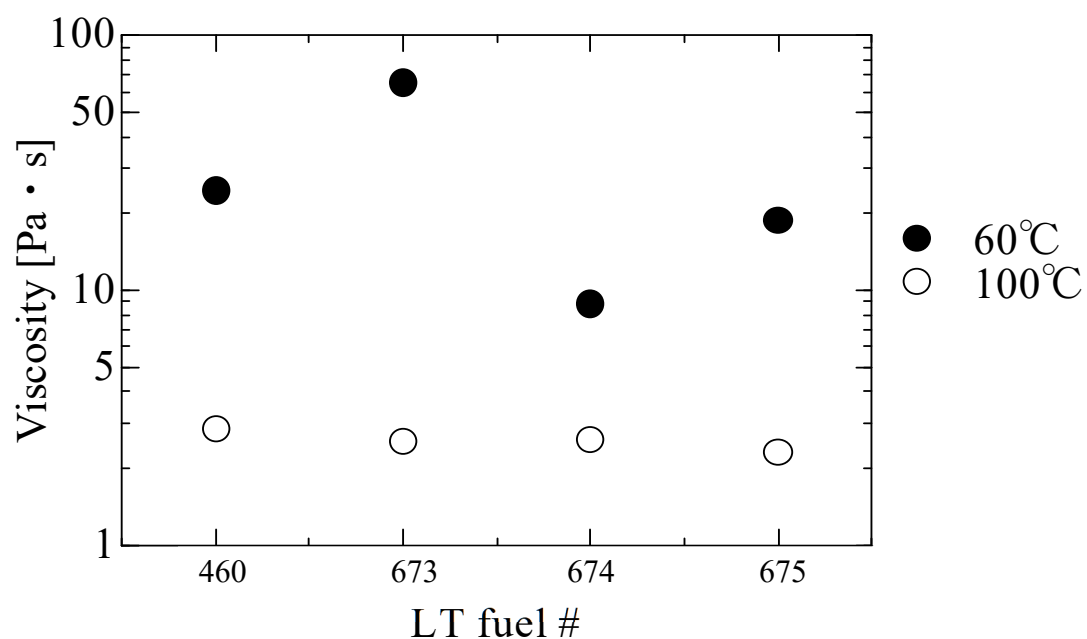


Figure 2.13 Viscosity of four LT fuels at 60 and 100 degree Celsius.

Table 2.7 Physical properties of low melting agent and adhesive resin.

	Viscosity at 40[°C] (100 [°C]) [Pa-s]	Softening temperature [°C]
Paraffin-oil	2.6×10^{-2} (0.46×10^{-2})	-
Naphthene-oil	40×10^{-2} (1.6×10^{-2})	-
Xylene resin	-	105~125
Terpene resin	-	100~110

2.2.4 LT 系燃料の構成樹脂及びその特性の調査結果

本節での結果，以下のことが判明した．

- (1) LT 系燃料のベースエラストマであるスチレン系熱可塑性エラストマは 900[%]以上の伸び率を有している．
- (2) 構成樹脂が異なる 4 つの LT 燃料の最大伸び率は 377[%]以上であり，パラフィンベース燃料の伸び率約 1.5[%]と比較して高い伸び率を有している．
- (3) 低融点オイル等の添加樹脂によりスチレン系熱可塑性エラストマのエラストマブロックが軟化していることが想定される．
- (4) ブレンドポリマの場合各樹脂の表面張力が破断応力を支配することが考えられ，LT 燃料の場合，接着性付与樹脂との界面における剥離が発生し，破断応力は各樹脂間の界面張力が支配的であると考えられる．
- (5) 接着試験において，パラフィンオイル及びキシレン樹脂で構成される LT#460 のみ凝集破壊が確認された．#460 の接着応力は 0.5~0.7[MPa]であった．
- (6) 接着に用いた加硫プライマの希釈剤にもキシレンが用いられており，キシレン樹脂がプライマに利用されている他の樹脂材と反応し強固な接着になったことが考えられる．
- (7) 60[°C]における粘度はパラフィンオイル等の低融点化オイルの影響が強く，100[°C]における粘度はキシレン樹脂等の接着性付与樹脂の影響が強く反映される．

- (8) 接着性付与樹脂の軟化点を上回る実際の液相温度においては、粘度に大きな差異がないことが予想される。

ハイブリッドロケット燃料において機械的物性及び接着性が重要であることは、本章冒頭に示した通りである。また、燃料粘度は燃料後退速度に直結することが報告されており、こちらも重要な物性である。これらのことから高燃料後退速度及び、優れた機械的物性及び接着性を示し、大型ハイブリッドロケットモータへ適用が期待できる燃料はパラフィンオイル及びキシレン樹脂で構成されたLT系燃料であるといえる。故に本節以降ではLT#460について粘弾性の評価を行った。

2.3 粘弾性評価

LT 燃料はゴム状弾性を有した低融点樹脂であるため、他の高分子材料と同様に粘弾性を有しているといえる。粘弾性を有している材料は金属材料等と比較してクリープや応力緩和が顕著であり、単純な引張強さや破断応力では正確な力学的物性を表すことができない。そこで、本節ではLT#460を対象とし引張試験を実施し粘弾性特性を調査した。

2.3.1 試験装置及び条件

本試験で使用した引張試験機は、東京都立産業技術研究センターにある、株式会社島津製作所製万能試験機 AG-100kNXplus である。試験条件を表 2.8 に示す。試験片の温度を-40, -30, -20, -10, 0, 22.7, 30, 40[°C]とした。これは、一般にロケットモータに要求される運用環境温度が概ね-40~60[°C]のためである⁵⁴⁾。50[°C]以上を実施しない理由としては、試験片の軟化点に近く、燃料の軟化により、引っ張り試験機のチャックにて保持を行うことが困難で定量的なデータの取得が困難であったためである。本試験では試験片をダンベル 3 号形に成型し試験した。試験片厚さは 5[mm]である。常温以外の温度における試験においては、試験機付属の恒温槽内に試験片を入れ、試験片温度が所定の温度になったことを確認し試験を実施した。Figure 2.14 に恒温槽内に設置された試験片を示す。また、各温度において引張速度を 5, 30, 100, 300, 500[mm/min]とした。

Table 2.8 Tensile rate and ambient temperature conditions.

Temperature [°C]	-40, -30, -20, -10, 0, 22.7, 30, 40
Tensile rate [mm/min]	5, 30, 100, 300, 500

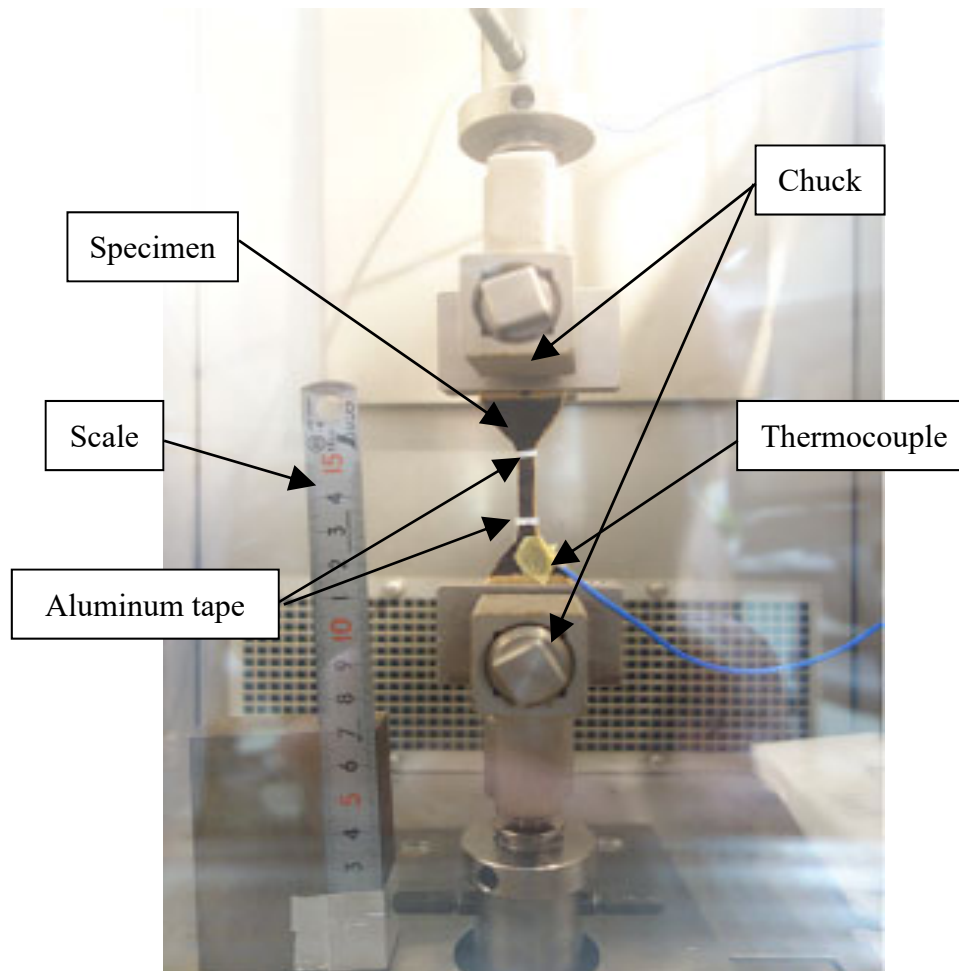


Figure 2.14 Tensile test setup with a thermostatic oven.

2.3.2 取得データと解析手法

本実験では、以下のデータを取得した。

- ・引張荷重

引張荷重は引張試験機に備え付けられているロードセルから計測した。AG-100kNXplus では、低温域で 500[N], 高温域では 50[N]ロードセルを使用した。

- ・ 標点間距離

標点間距離の測定のため、試験片の標点周辺を黒く塗り、アルミテープを張り付けた。標点間距離は 20[mm]である。試験中、ビデオカメラを用いて動画を撮影し動画から標点間距離の伸びを計測した。AG-100kNXplus ではカメラの画像から自動的にアルミテープを動画内で捕捉し、距離データとして取得した。

- ・ 破断時の試験片幅

本試験片は初期の試験片断面積と破断時の試験片断面積が大きく異なる。そのため、正しい機械的物性の評価には公称応力ではなく真応力が必要になる。そこで真応力 σ_t の計算のため、任意時刻における標点間距離と試験片幅を画像解析によって取得した。厚さ方向に関しては、本燃料はゴムの機械物性を有しており、ひずみ時の体積変化は無いと考え、厚さ方向の変形量は幅の変形量と等しいとした。これにより、任意の時刻における幅と厚さの値から断面積が求まり、引張試験から得られた試験力を断面積で割れば真応力が求められる。真縦ひずみ ε_t は式(2.1)により求める。ここで ε_n は公称縦ひずみである。緩和弾性率 E_r は(2.2)式で求められる。公称ひずみ ε_n は(2.3)式で求められる。ここで l_0 は初期の標点間距離、 l は破断時の標点間距離、 t_0 は初期の試験片厚さである。

$$\varepsilon_t = \ln(1 + \varepsilon_n) \quad (2.1)$$

$$E_r = \frac{\sigma_t}{\varepsilon_t} \quad (2.2)$$

$$\varepsilon_n = \frac{l-l_0}{l_0} \quad (2.3)$$

本研究では LT 燃料が他の高分子材料と同じく、「熱レオロジー的単純性」を有することを確認するため、緩和弾性率 E_r の時間依存性について、温度を変え両対数グラフにプロットする。その際、各温度における実時間カーブを基準温度の実時間カーブに重なるまで平行移動した距離を $\log aT$ で Table す。このとき aT は移動係数と呼ばれる温度のみに依存数する換算係数となり WLF 式より $\log aT$ は式(2.4)の通り求められる⁵⁵⁾。WLF 式はウィリアムズ・ランドル・フェリーの式

であり，多くの無定形高分子材料に対する時間温度重ね合わせの原理に関する経験式である．このとき T は温度， T_r は基準温度であり，本研究では-30[°C]とした． C_1 ， C_2 は定数であり，緩和時間，基準温度，実験温度を代入することで求める．

$$\log aT = -\frac{C_1(T-T_r)}{C_2+(T-T_r)} \quad (2.4)$$

実時間 t を aT で割ると以下の通り換算時間 t_r が得られる．

$$t_r = \frac{t}{aT} \text{ or } \log t_r = \log t - \log aT \quad (2.5)$$

換算時間(緩和時間) t_r を用いて基準温度 T_r より高い温度のカーブは長時間側に，低い温度のカーブは短時間側にシフト操作でマスターカーブを得る．

また，ゴムの弾性的振る舞いを記述するために経験式としてよく知られた Mooney-Rivlin 式がある．真応力，真ひずみに対する Mooney-Rivlin 式を式(2.6)に示す．ただし，伸長比 $\lambda = \varepsilon_t + 1$ ， C_{m1} ， C_{m2} は実験により求まるパラメータである．

$$\sigma_t = 2 \left(\lambda^2 - \frac{1}{\lambda} \right) \left(C_{m1} + \frac{C_{m2}}{\lambda} \right) \quad (2.6)$$

(2.6)式を変形すると式(2.7)のようになる．

$$\frac{\sigma_t}{\left(\lambda^2 - \frac{1}{\lambda} \right)} = 2 \left(C_{m1} + \frac{C_{m2}}{\lambda} \right) \quad (2.7)$$

(2.7)式より，縦軸に $\sigma_t / \left(\lambda^2 - \frac{1}{\lambda} \right)$ ，横軸に $\frac{1}{\lambda}$ を取った Mooney plot の直線部分より C_{m1} ， C_{m2} を求めることが出来る⁵⁶⁾．

2.3.3 試験結果

Figure 2.15, Figure 2.16 に試験より得られた基準温度及び 100[mm/min]の引張速度での応力-ひずみ線図を示す. Figure 2.15, Figure 2.16 から公称応力と真応力では大きくカーブが異なることが分かる. この要因としては, LT#460 がゴム状材料であり, 表 2.9 に示す通り破断時の断面積が公称値と真値で大きく異なるためである. このため, 本研究では真応力を評価に採用する.

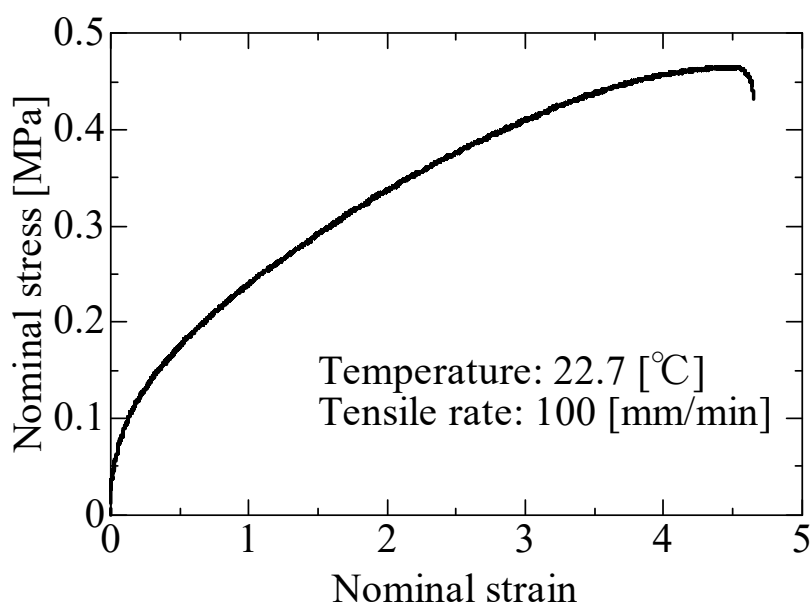


Figure 2.15 Nominal strain-stress of LT#460.

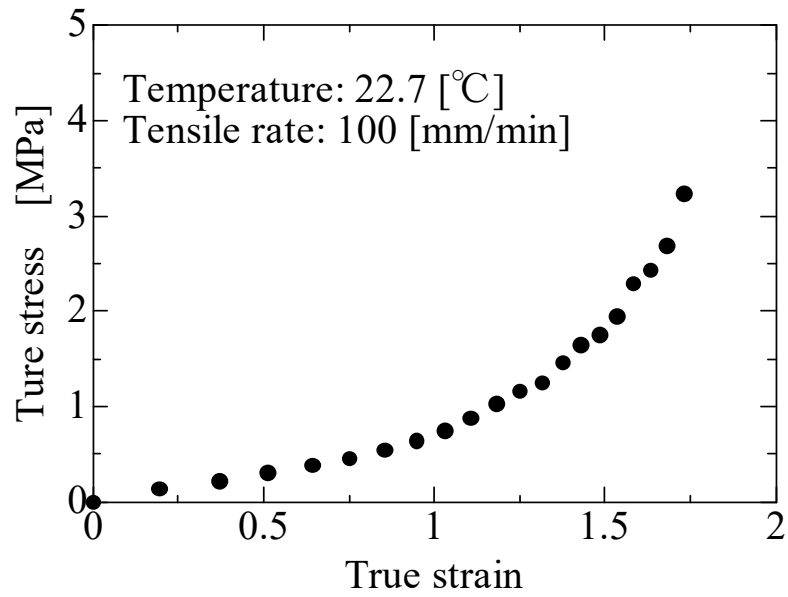


Figure 2.16 True strain-stress of LT#460.

Table 2.9 Comparison in nominal and true value from tensile tests.

	Tensile stress [MPa]	Max strain	Area at break [mm ²]
Nominal value	0.43	4.65	24.5
True value	3.23	1.73	3.28

Figure 2.17 に標準温度 22.7[°C]における各引っぱり速度での真応力 σ_t -真ひずみ ε_t 線図を示す. Figure 2.18 に引張速度 100[mm/min]における各温度での真応力-真ひずみ線図を示す.

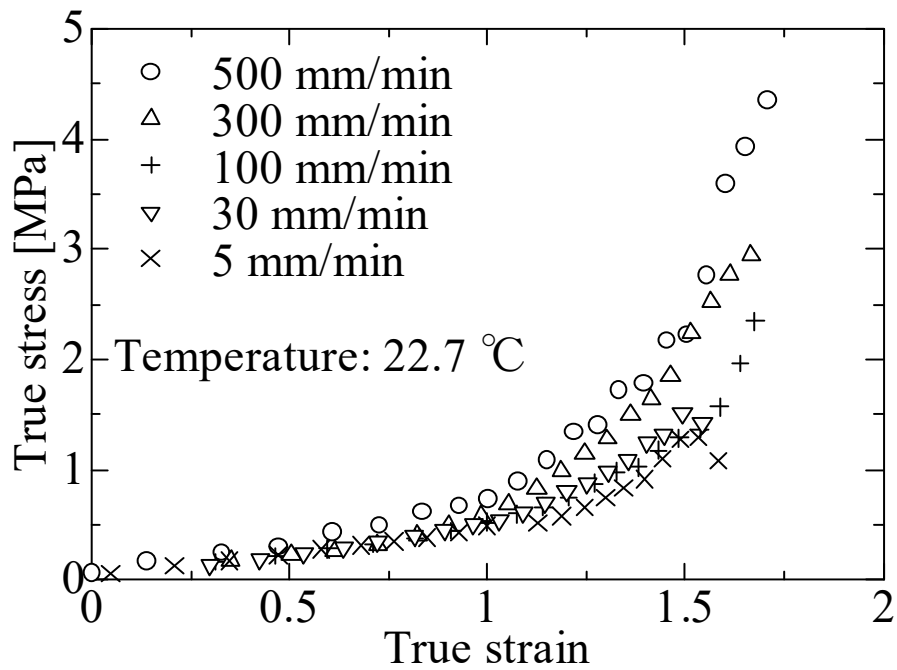


Figure 2.17 True strain-stress at each tensile rate.

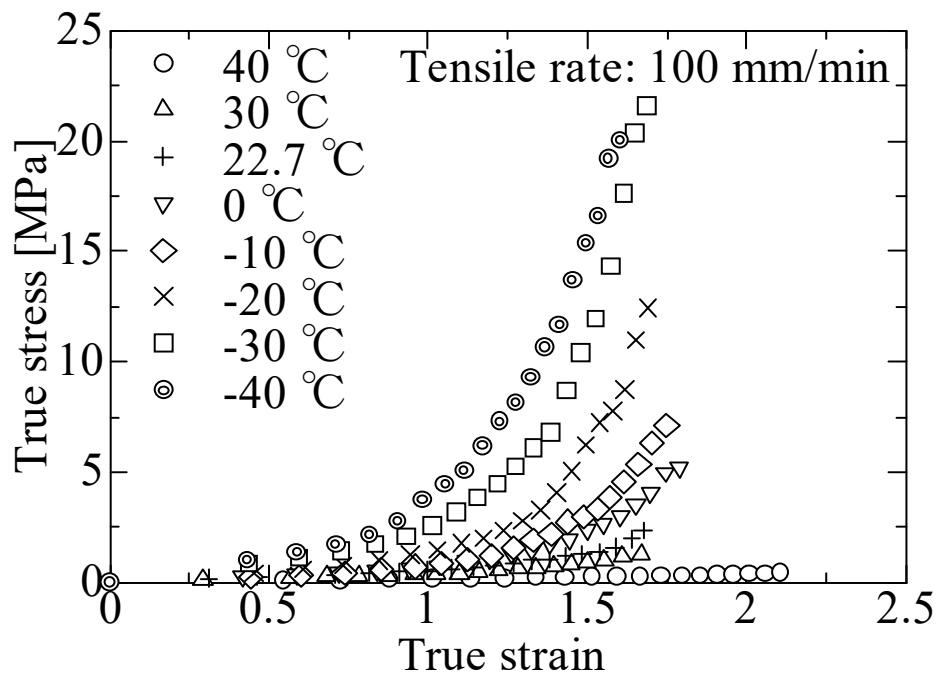


Figure 2.18 True strain-stress at each temperature.

Figure 2.17 から引っ張り速度を上げるとヤング率が増加し、破断応力が高まる
ことが分かり、引っ張り速度を下げると破断応力が低くなることが分かる。また、
Figure 2.18 から温度が低いほど破断応力が高く、温度が高くなるにつれて破断応

力が低くなることが図から読み取れる。

2.3.4 マスターカーブとシフトファクタ

Figure 2.19 に緩和弾性率の時間依存性を温度に変えて取得した両対数グラフにプロットした結果を示す。

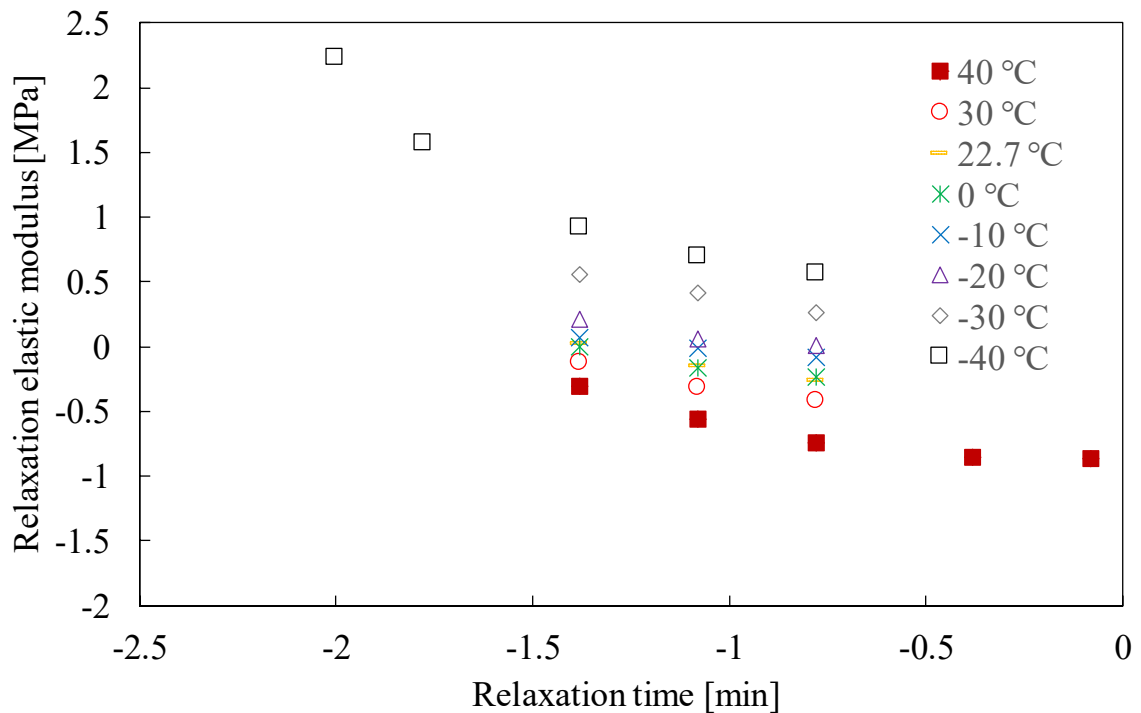


Figure 2.19 Temperature dependence of relaxation modulus in LT#460.

温度を変えて求めたこれらの曲線群の内、-30[°C]のカーブを基準とし、異なる温度のカーブを基準カーブに重なるまで時間軸に平行に移動させたものを Figure 2.20 に示す。-30[°C]を基準としたのは、短秒時側において約 0.1 秒の緩和時間を確保しつつ、可能な限り長秒時側の緩和弾性率を記述するためである。Figure 2.20 より重ね合わせはおおむね良好であり連続性が認められる。Figure 2.21 に温度とシフトファクタの関係を示す。この結果及び式(2.4)より、LT#460 における WLF 式の定数 C_1 、 C_2 はそれぞれ 11.3、112.7 となった。

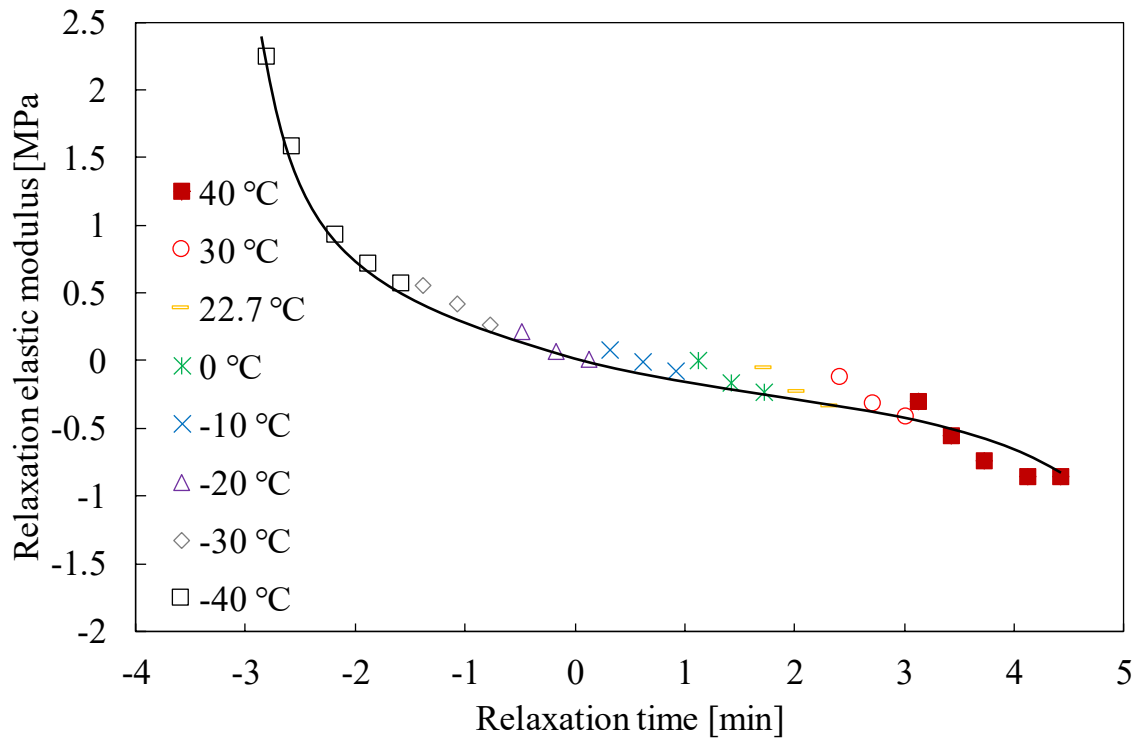


Figure 2.20 The master curve of LT#460.

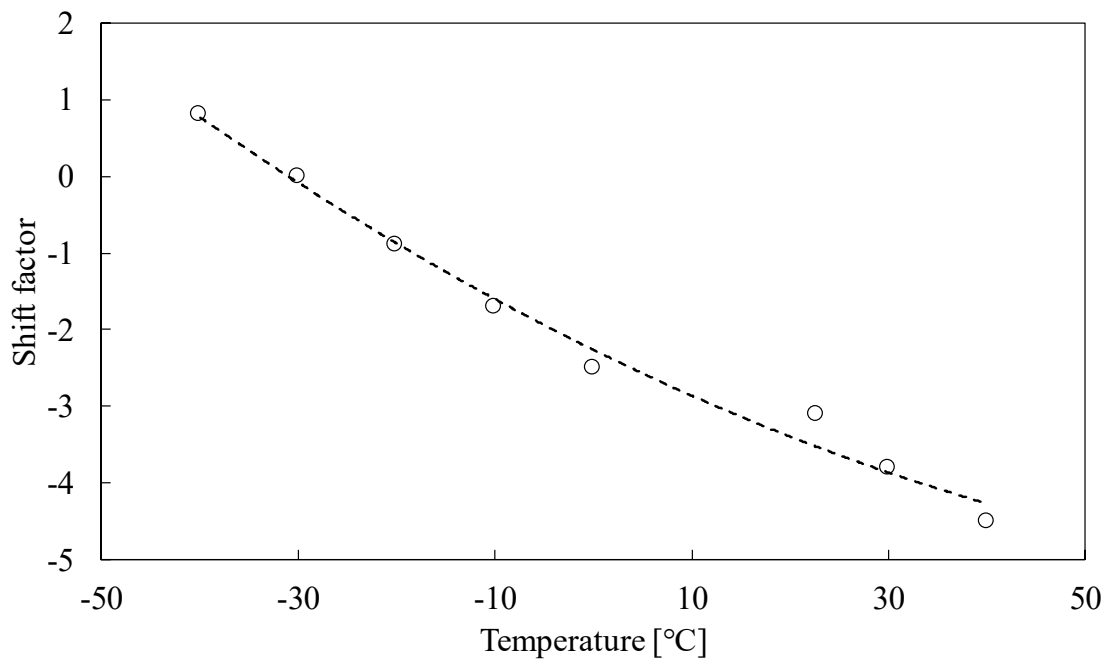


Figure 2.21 Temperature and shift factor.

2.3.5 Mooney-Rivlin 式による真応力の推定

Mooney-Rivlin 式はゴムのように大変形が可能な材料が応力を受けて歪んだとき，外部から与えられたエネルギーをひずみエネルギーという形でゴム試料の中に貯蔵される仮定をしており，そのひずみエネルギーをひずみ関数として多項式で表したのから求めたものである．実験結果を $1/\lambda$ と $\sigma/(\lambda^2 - 1/\lambda)$ の関係としてプロットする Mooney プロットでは式(2.7)は直線となる．しかし Figure 2.22 に示す Mooney plot は部分的にしか直線にならないことがわかる． C_{m1} と C_{m2} を決定することができるのはプロットが直線となる範囲であることから，プロットが直線となる範囲が式の適用範囲となる．

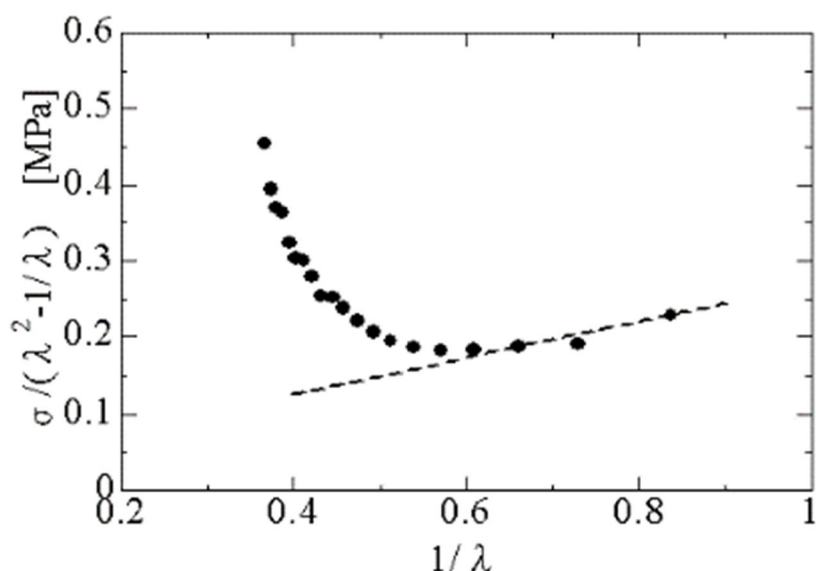


Figure 2.22 Mooney plot and approximately line.

上記の(2.6)，(2.7)式から C_{m1} ， C_{m2} のそれぞれの値が 0.016，0.117 となった．

Figure 2.16 の結果を Mooney-Rivlin 式に適用し，にフィットさせた結果を Figure 2.23 に示す．伸長比が 1.8 程度までは実験値と近似していることがわかる．また，他の温度(40[°C]，-40[°C])において同様に Mooney-Rivlin 式に適用した図をそれぞれ，Figure 2.24，Figure 2.25 に示す．

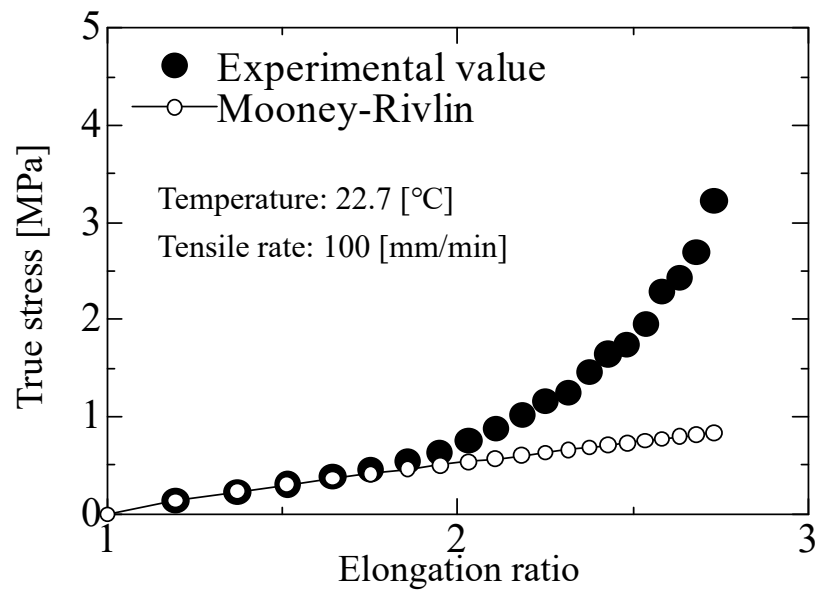


Figure 2.23 Elongation ratio-true stress and Mooney-Rivlin value at 22.7 [°C] and 100 [mm/min].

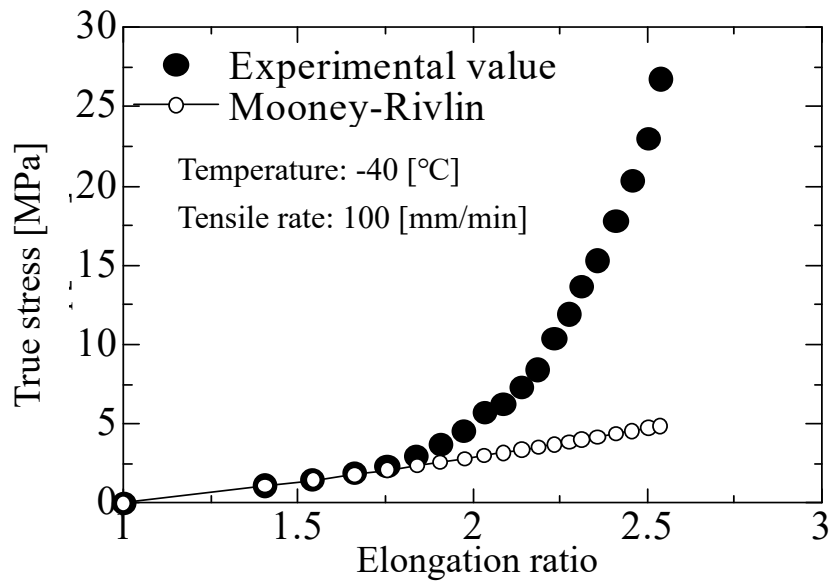


Figure 2.24 Elongation ratio-true stress and Mooney-Rivlin value at -40 [°C] and 100 [mm/min].

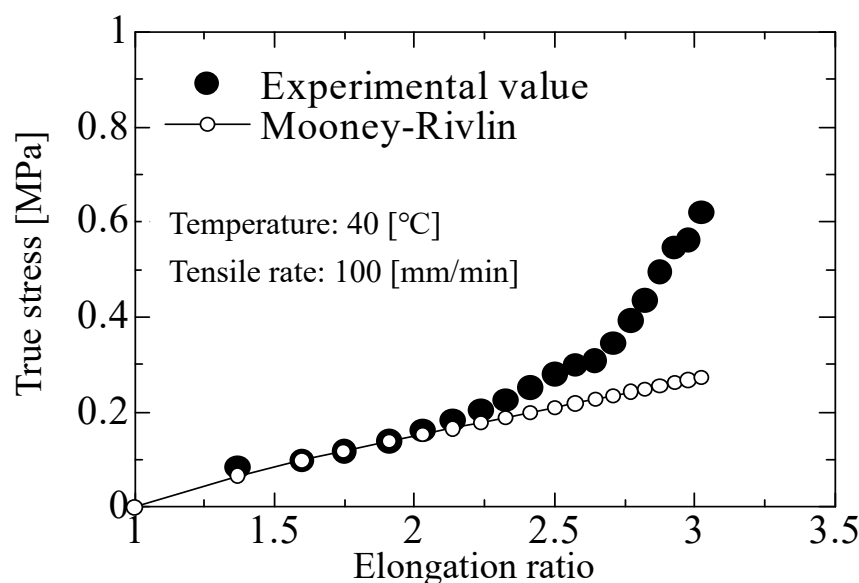


Figure 2.25 Elongation ratio-true stress and Mooney-Rivlin value at 40 [°C] and 100 [mm/min].

Figure 2.23, Figure 2.24, Figure 2.25 から伸長比 1.8 程度で実験値と近似していることが分かり、また近似可能な範囲は温度に依存しないことが図から読み取れる。しかし、伸長比が 1.8 より大きくなると近似しなくなり弾性領域から塑性領域に達していることが分かり、適用範囲の検討を行っても引張の大変形領域までは記述することができない。

2.3.6 弾性領域

インストロン社製万能試験機を用いて、LT#460 燃料の弾性範囲がどの程度の伸長比となっているかを調査した。Figure 2.26 のように試験片をチャックに固定、試験片の標線間距離を 20[mm]とし、引張り速度 100[mm/min]、室温 23[°C]において試験片が伸長比 $\lambda = 1.2, 1.6, 1.8, 1.85, 1.9, 2.2, 2.5, 2.7$ まで引張り、任意の伸長比值に達した後、5 秒間試験片をそのまま固定して 5 秒後、チャックを初期位置まで戻して試験片の塑性変形領域を調査した。これを伸長比ごとに 3 回ずつ行った。

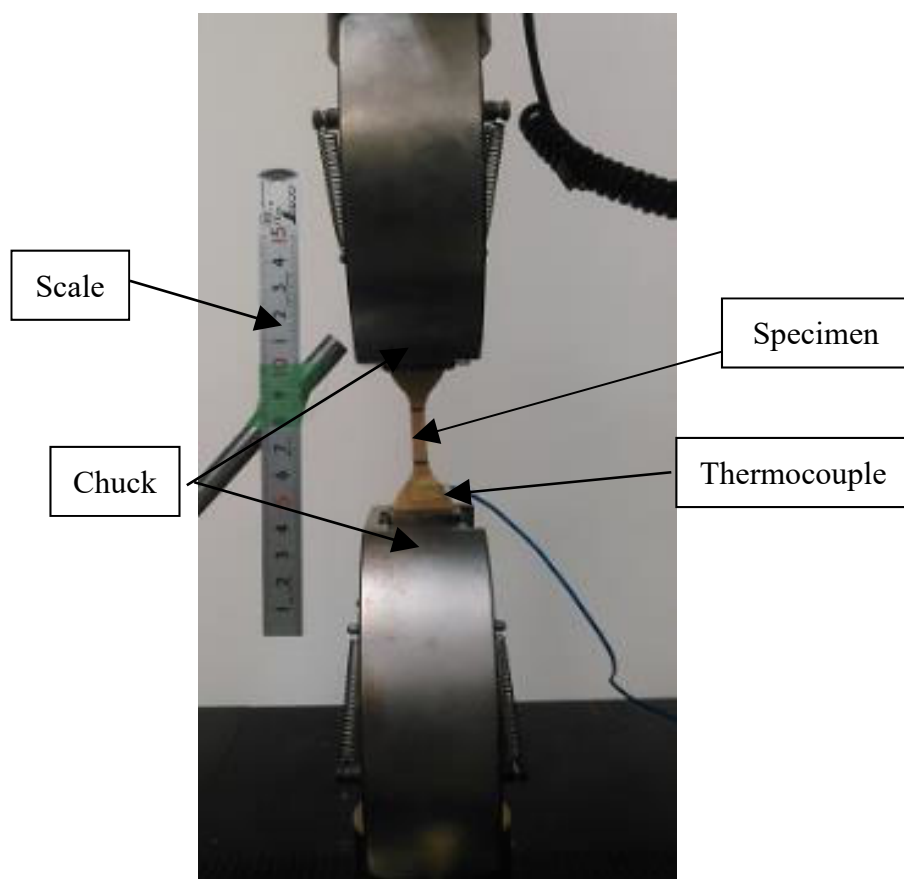


Figure 2.26 Experimental setup of a test piece.

Figure 2.27 に伸長比 1.2 における引張試験前後の試験片，Figure 2.28 に伸長比 2.5 における引張試験前後の試験片を示す．

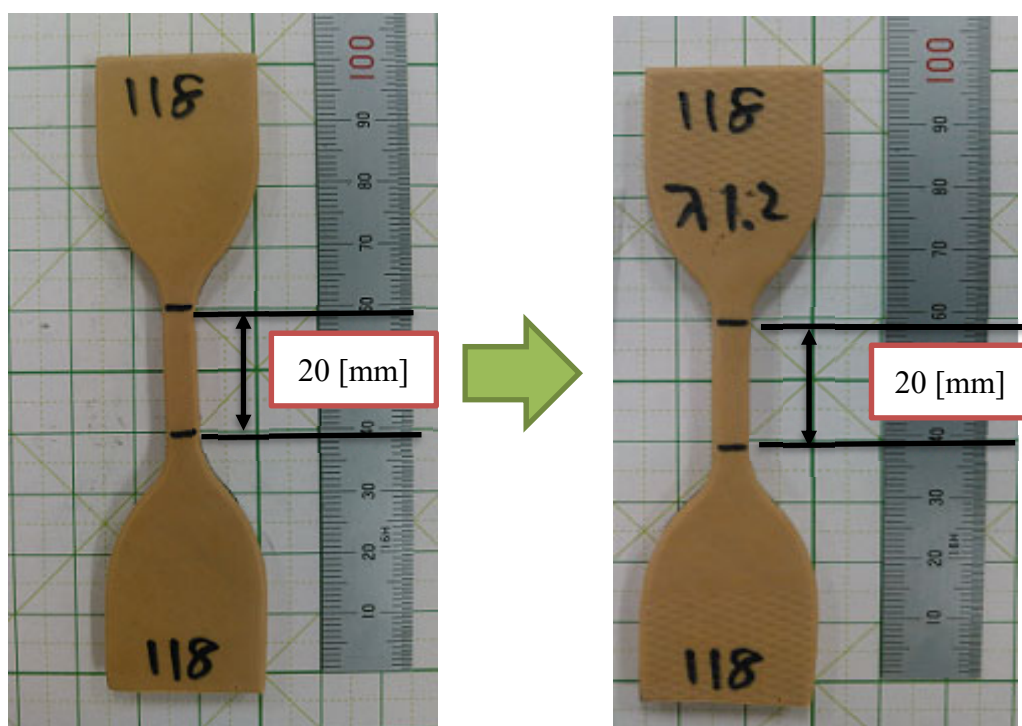


Figure 2.27 Specimen before and after tensile test at elongation ratio 1.2.

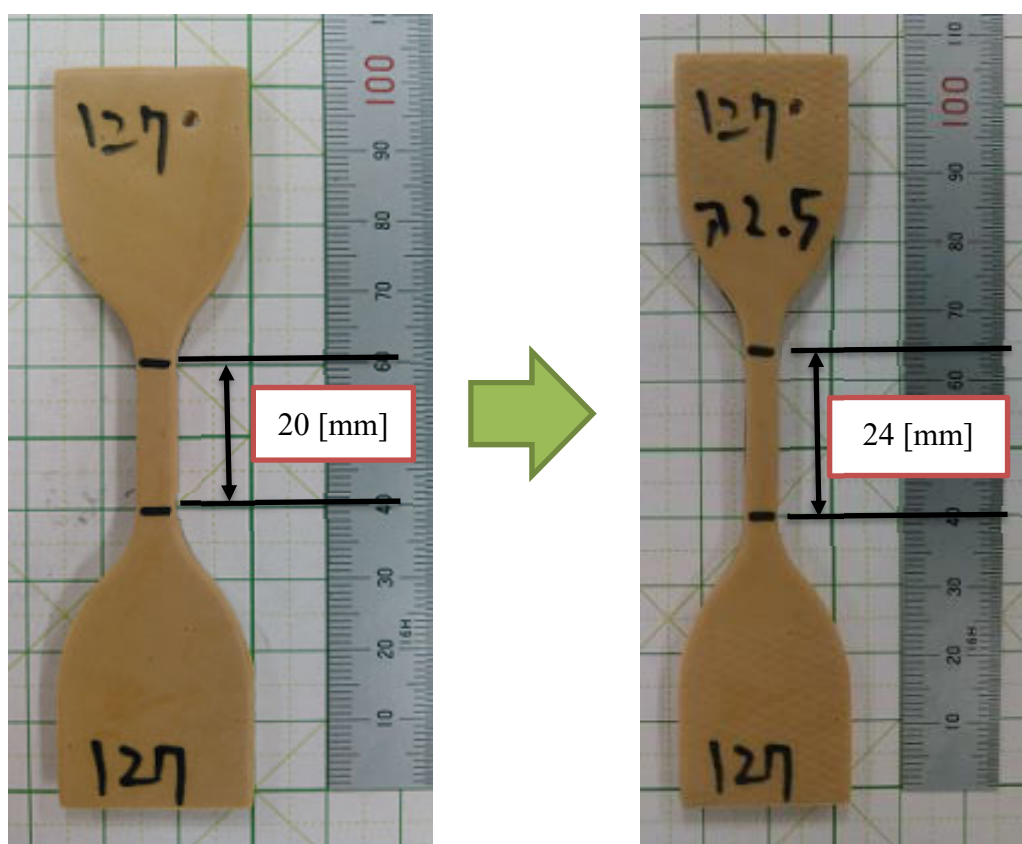


Figure 2.28 Specimen before and after tensile test at elongation ratio 2.5.

Figure 2.27 から伸長比 1.2 における試験片の標線間距離は試験前と比べて値が変わらず, Figure 2.28 から伸長比 2.5 における試験片の標線間距離は試験前と比べて距離が 4[mm]程伸びた.

Figure 2.29 に各伸長比における引張試験前後の変形量を示す. 引張後の標点間距離を初期の標点間距離(20[mm])で除した値を歪みとし, 各伸長比における試験結果をプロットした.

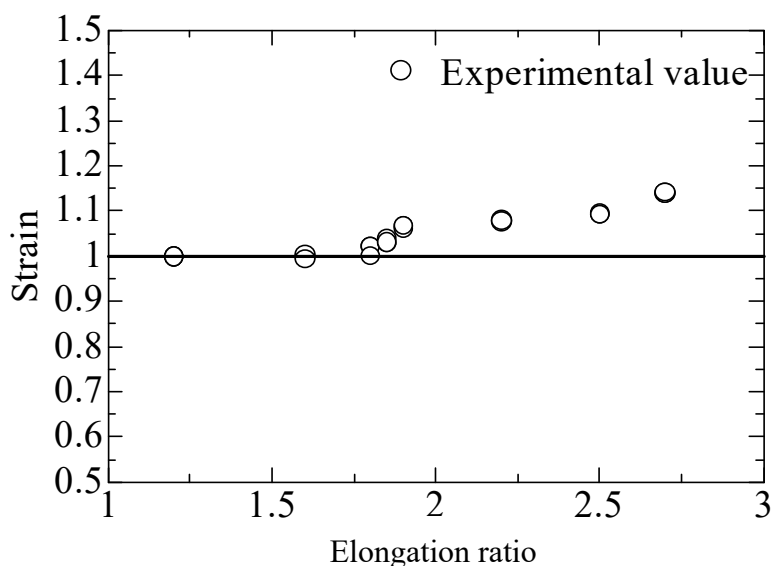


Figure 2.29 各伸長比における試験前後の変形量

Figure 2.29 から, 伸長比 $\lambda=1.8$ 程度まで弾性変形であり, $\lambda=1.8$ 程度を超えると塑性領域であることが確認された. また, Mooney-Rivlin の式から求められた伸長比の値と一致することがこの実験から分かった.

$\lambda=1.8$ 程度を超えると塑性領域であることが確認された理由として, Figure 2.30 に示すようにゴムは分子鎖が均一な網目を形成すると考え, ゴムの網目は架橋によって作られる. 架橋の化学構造は一定ではなく, 様々な化学結合が見出される. また, 熔融状態で架橋するため熔融状態でゴムの粘度を考えた場合, 架橋点は均一に練り込むのは困難であり, 架橋点は均一に生成できず, 網目の構造は極めて複雑といえる. また, 網目が不均一でからみあいを含んでいること, すべての分子鎖末端が架橋点でなく, 自由末端を持つ分子鎖が存在する為, これに変形を加えた際, 拡散, 再配置し, 変形を取り除いても再び元の位置に戻らないため, 永久変形が起きる.

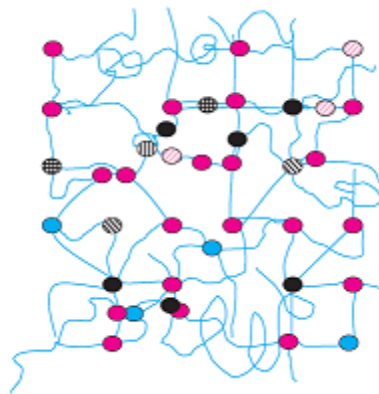


Figure 2.30 Schematic diagram of the network structure of rubber formed by polymer chains.⁵⁷⁾

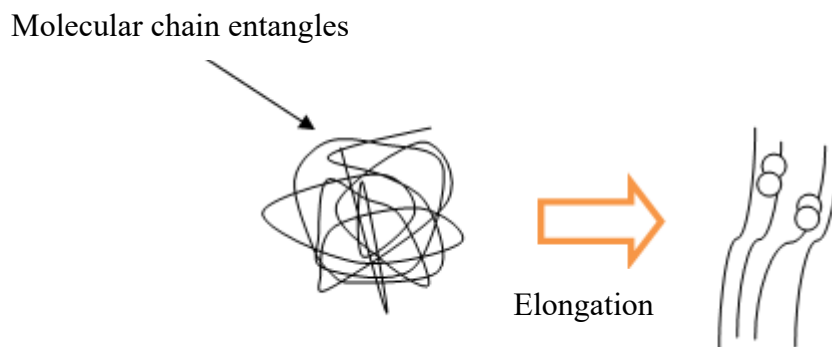


Figure 2.31 Schematic diagram of the fuel elongation.

そのため LT 燃料の場合も, Figure 2.31 に示すように燃料の中の分子鎖のからまりが, 引張り試験において延伸して, 一定の数値を超えると分子鎖が元に戻らなくなり塑性領域に達したと考えられる.

Figure 2.32 に LT 燃料の破断包絡線図を示す. 破断包絡線は包絡線を境界とする内側の面積がその材料が有する固有の力学エネルギーを示しており, 破壊に至ることが無く構造体として安定した領域となる. Figure 2.32 より緩やかなカーブとなっていることが読み取れ, 左側の領域に納まるようにモータを設計することで燃料として構造が保たれることが分かった.

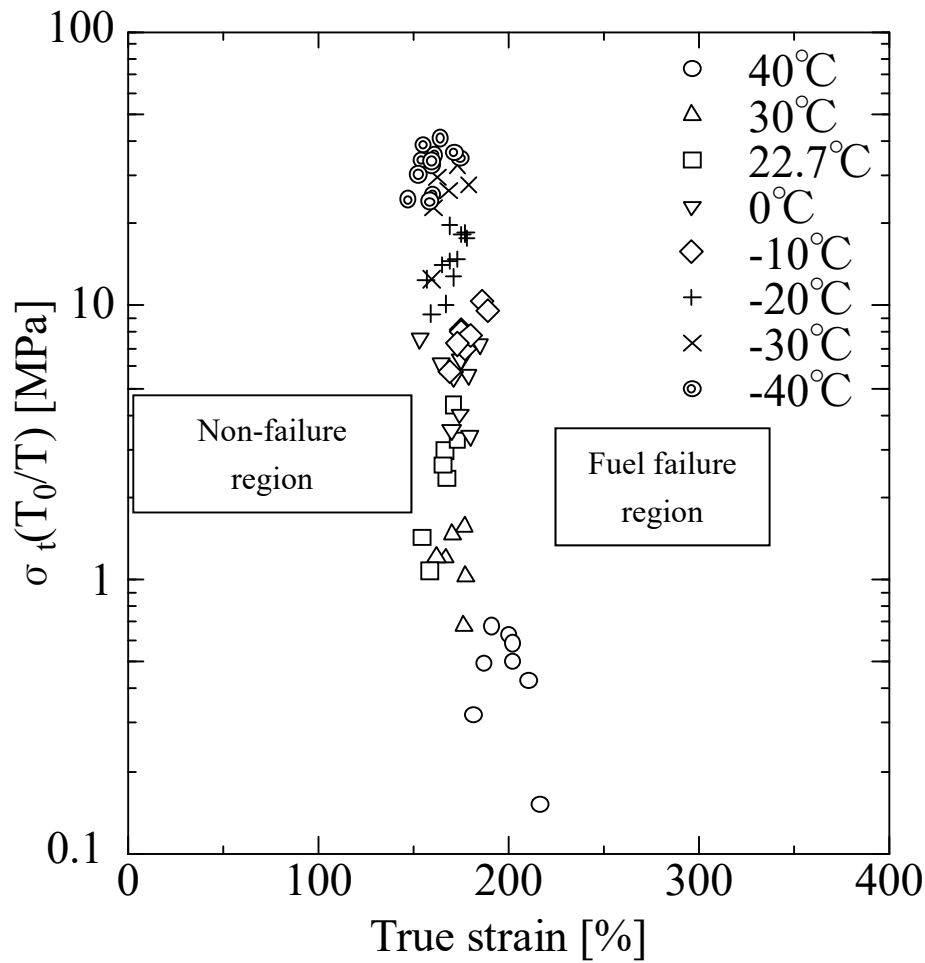


Figure 2.32 The failure envelope of LT#460.

2.4 FEM 解析を用いた 5kN 級モータ適用時の成立性検討

2.4.1 材料定義

有限要素法(FEM)で粘弾性材料を表現するためには、温度依存性と速度依存性を記述する必要がある。温度依存性については、2.3.4 章で求めたシフト関数で表現し、WLF 式の定数 $C_1=11.3$ 、 $C_2=112.7$ を用いる。速度依存性については Prony 級数を用いて表現する。粘弾性体のような応力緩和やクリープ特性を有する材料を力学的に表すモデルとして Figure 2.33 に示すようなマクスウェルモデルが知られている。マクスウェルモデルは、バネとダンパが直列に繋がれている。

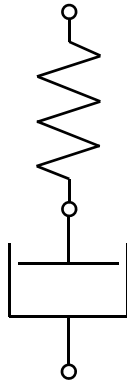


Figure 2.33 Maxwell model.

しかし、マクスウェルモデルでは粘弾性体の力学的挙動を完全に表現することはできない。そこで、Figure 2.34 に示すようなマクスウェルモデルを並列に繋いだ一般化マクスウェルモデルで表現する。

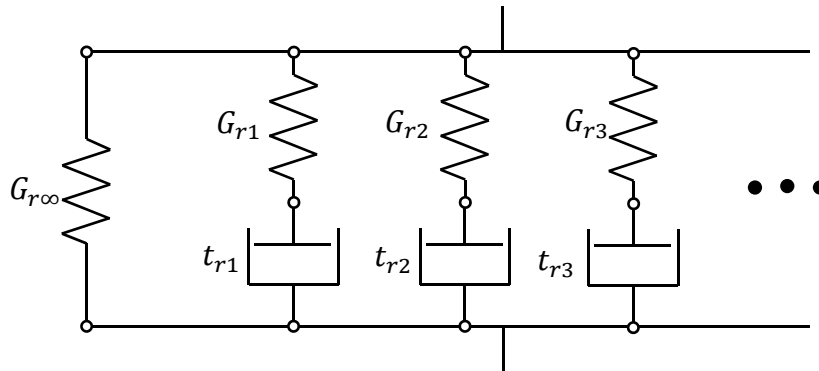


Figure 2.34 Generalized Maxwell model.

単軸引張試験により得られた、引っ張り速度：100 [mm/min]，燃料温度：-40 [°C]での緩和弾性率[MPa]を式(2.8)より，せん断緩和弾性率に変換する。

$$E_r = 2G_r \times (1 + \nu)$$

$$G_r = \frac{E_r}{2(1+\nu)} \quad (2.8)$$

ここで E_r ：緩和弾性率[MPa]， G_r ：せん断緩和弾性率[MPa]， ν ：ポアソン比である。マスターカーブ(Figure 2.20)を式(2.8)を用いてせん断緩和弾性率と緩和時間

に変換した結果を Figure 2.35 に示す．実験結果のみの緩和時間では，約 10^6 [s]までしか解析ができない．後に記述する荷重条件(Table 2.8)の中で最も緩和時間が長いものは，温度 $40[^\circ\text{C}]$ で 1 カ月の解析である．この解析を実施するためには 10^{10} [s]までの緩和時間が必要である．そこで，解析対象である 5kN 級モータの燃料と同様の外径，内径の燃料を $40[^\circ\text{C}]$ 環境下で保管し，実際の変形量と解析結果が合致するように 10^{10} [s]までの緩和せん断弾性率を補間した．Figure 2.36 に補間後の緩和時間と緩和せん断弾性率の関係を示す． $40[^\circ\text{C}]$ 環境下における保管及びせん断緩和弾性率の補間について，詳細は付録 C に示す．

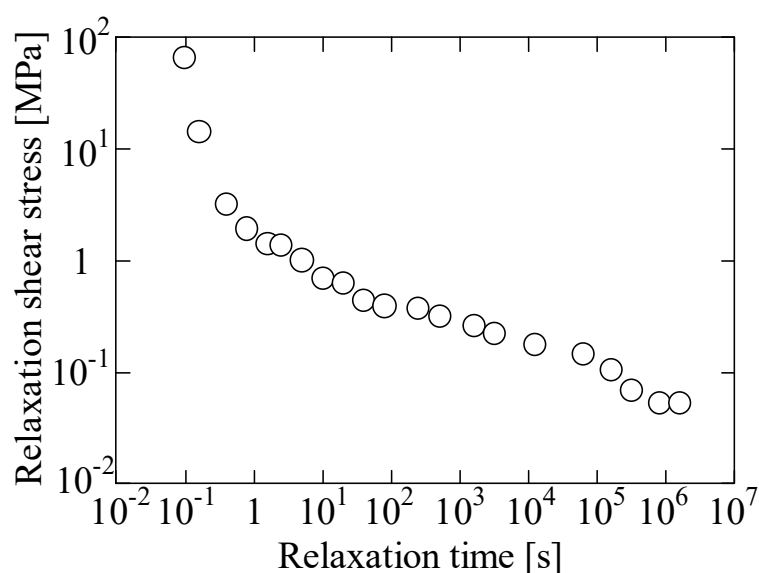


Figure 2.35 Correlation between relaxation time and relaxation shear stress.

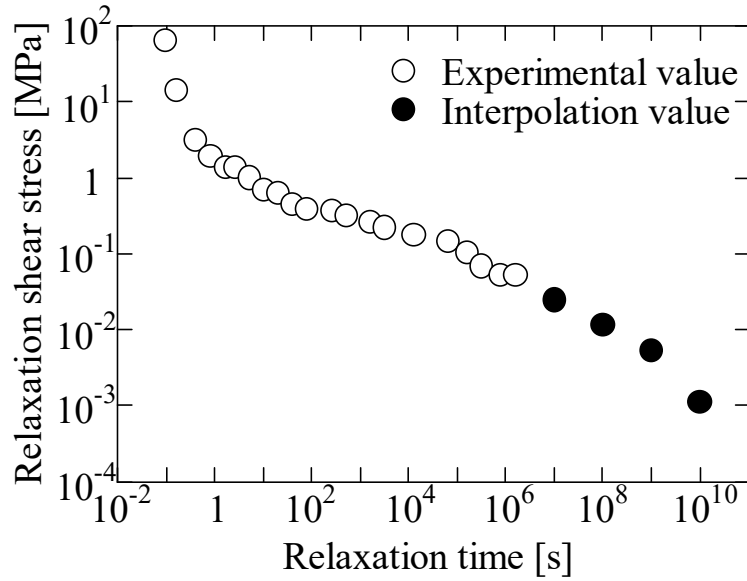


Figure 2.36 Relaxation time and relaxation shear stress after value interpolation.

Figure 2.36 を FEM ソフトに入力し，式(2.9)の Prony 級数によりせん断緩和弾性率の近似直線を求める．

$$G_r(t) = G_{r\infty} + \sum_{i=1}^n G_{ri} \exp\left(-\frac{t}{t_{ri}}\right) \quad (2.9)$$

ここで， $G_r(t)$ ：せん断緩和弾性率[MPa]， G_i ：初期のせん断弾性率 G_0 との比率(相対係数)， G_{∞} ： G_0 から各 G_i を引いた，時間によらず一定のせん断緩和弾性率[MPa]， t ：時間[s]， t_{ri} ：緩和時間[s]である．

2.4.2 5kN 級ハイブリッドロケットモータの LT 燃料成立性評価

5kN 級ハイブリッドロケットモータに使用する LT#460 燃料に対して構造解析を実施した．燃料外径は 172[mm]，内径 60[mm]，長さ 600[mm]である．5kN 級ハイブリッドロケットモータ詳細については 5.4 章に記す．

本検討で想定した荷重条件を Table 2.10 に示す．条件 1~4 は常温もしくは 40[°C]環境下で 1 カ月間，横もしくは縦置きで保管することを想定している．条件 5, 6 は燃焼実験を想定し，横及び縦置きした燃料に 0.5 秒間で 3[MPa]が負荷された状態を検討する．条件 7, 8 は，常温及び 40[°C]環境下においてフライト

を想定し，0.5 秒間で 3[MPa]の燃焼室圧力及び 10G の負荷を想定した．

Table 2.10 Analysis case parameters.

Case	Temp. [°C]	Accel. [m/s ²]	Pressure [MPa]	Gravity direction	Duration times
1	22.7	9.81	0	Radial	720 [h]
2	22.7	9.81	0	Axial	720 [h]
3	40	9.81	0	Radial	720 [h]
4	40	9.81	0	Axial	720 [h]
5	22.7	9.81	3	Radial	0.5 [s]
6	22.7	9.81	3	Axial	0.5 [s]
7	22.7	98.1	3	Axial	0.5 [s]
8	40	98.1	3	Axial	0.5 [s]

解析モデルを Figure 2.37 に示す．メッシュは四面体(10[mm])である．メッシュ寸法はメッシュ寸法に対する解析時間及び変形量を確認し，適当な 10[mm]とした．拘束条件は円筒部外面を完全固定とした．解析条件を Table 2.11 に示す．サブステップは想定時間に対する計算の回数を示すものである．荷重条件(1)を例に示すと，720[h]は 2592000[s]であり，初期サブステップは 1000000 なので，2.592[s/回]となる．つまり，計算開始直後は 2.592 秒毎に計算を行うことを示す．メッシュ寸法や，拘束条件の詳細は付録 C に示す．

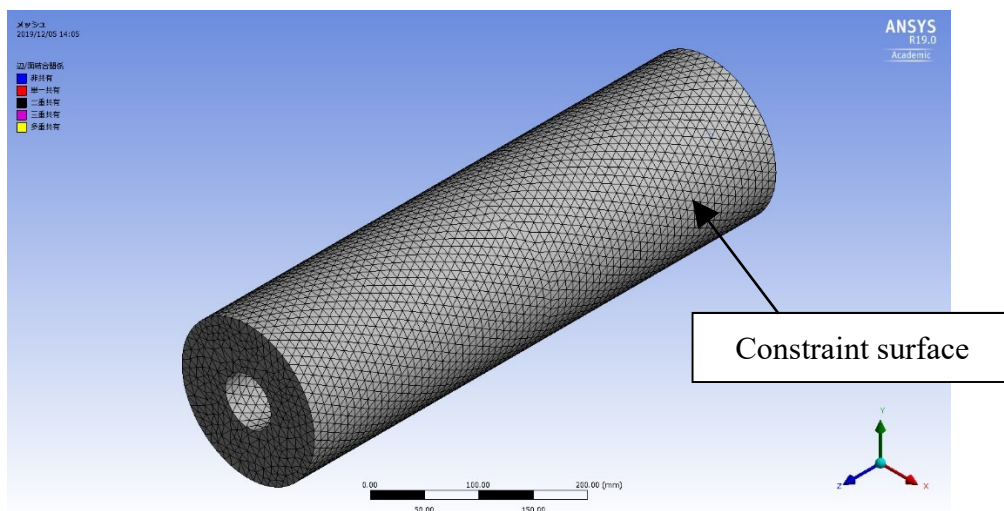


Figure 2.37 Analysis model of fuel garin.

Table 2.11 Analysis conditions setup.		
Analysis case	1~4	4~8
Grid mesh	Tetrahedron (10[mm])	
Initial sub step	1,000,000	100
Minimum sub step	10	10
Maximum sub step	1,000,000	1,000,000

2.4.2.1 FEM 解析結果

条件(1)；温度：22.7[°C]，重力加速度：9.81[m/s²]，燃焼室圧力：0[MPa]，重力方向：垂直，想定時間：720[h]

Figure 2.38 に燃料端面の全変形量[mm]を示す。燃料ポート上下の縁が最大の変形量となった。最大変形量は 3.1[mm]である。Figure 2.39 に燃料断面の軸方向変形量を示す。最大変形量は、燃料端面のポート上部において 2.9[mm]である。これは、燃料長さに対して 0.48[%]の変形量である。Figure 2.40 に燃料断面の径方向変形量を示す。最大値は 1.7[mm]と、燃料半径の約 2.0[%]である。これらのことから、常温かつ横置き、1 カ月の保管において、ポートの偏心や燃料形状の変形は問題とならないと考えられる。Figure 2.41 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す。変形の傾向としては、ポート下部の端面が自重による変形で外側に張り出す。一方で、ポート上部の燃料は内部に入り込むと共に重力方向に垂れ下がる。ポートの内径は上に凸の弓なりの変形となる。

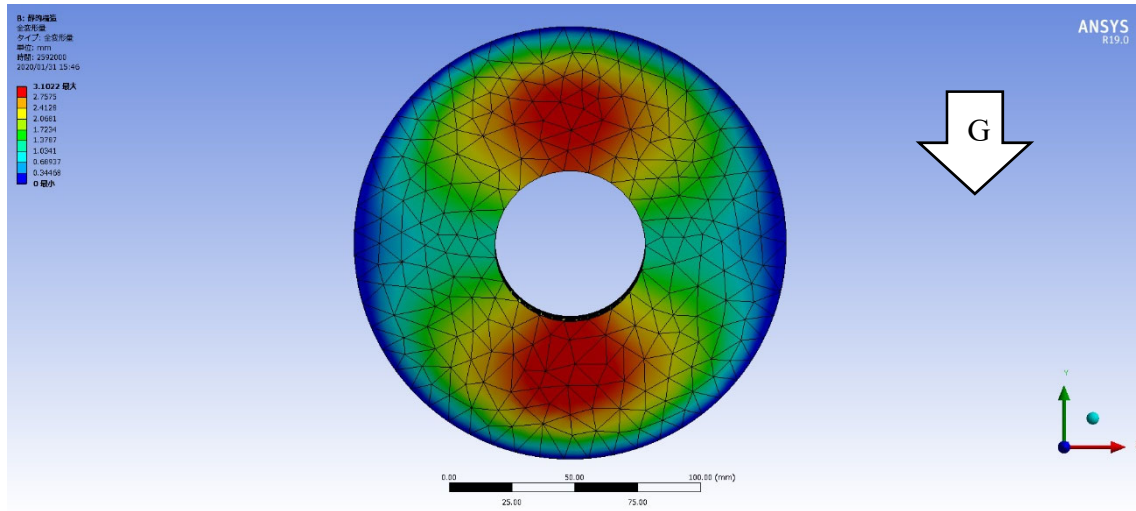


Figure 2.38 Total deformation of fuel end face at case (1).

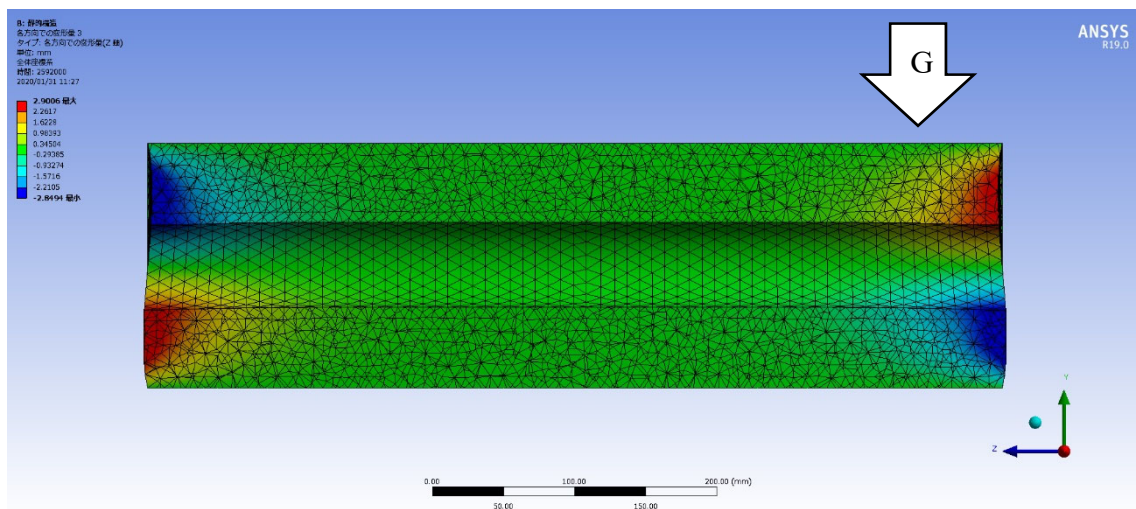


Figure 2.39 Axial deformation of fuel cross section at case (1).

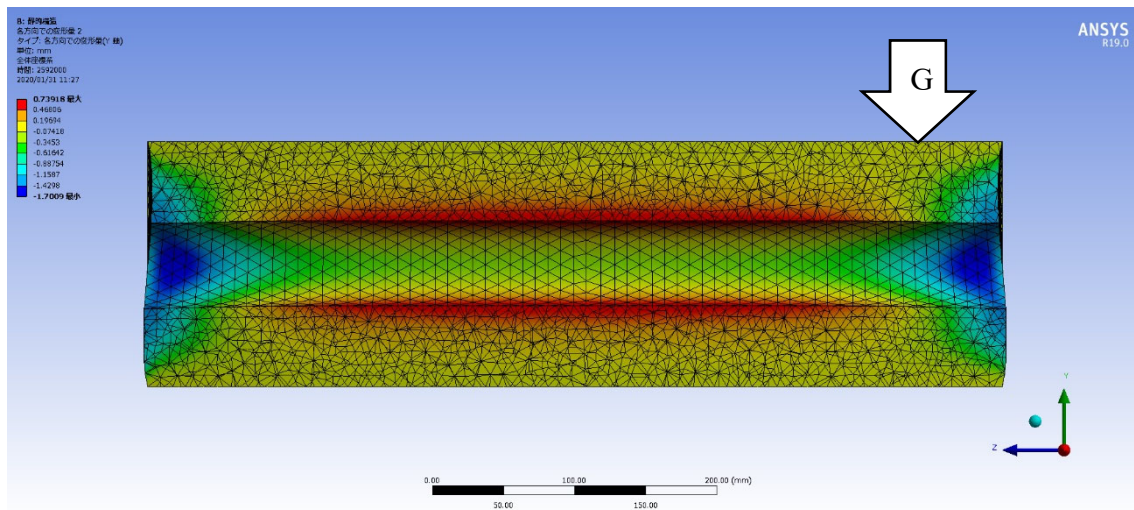


Figure 2.40 Radial deformation of fuel cross section in case (1).

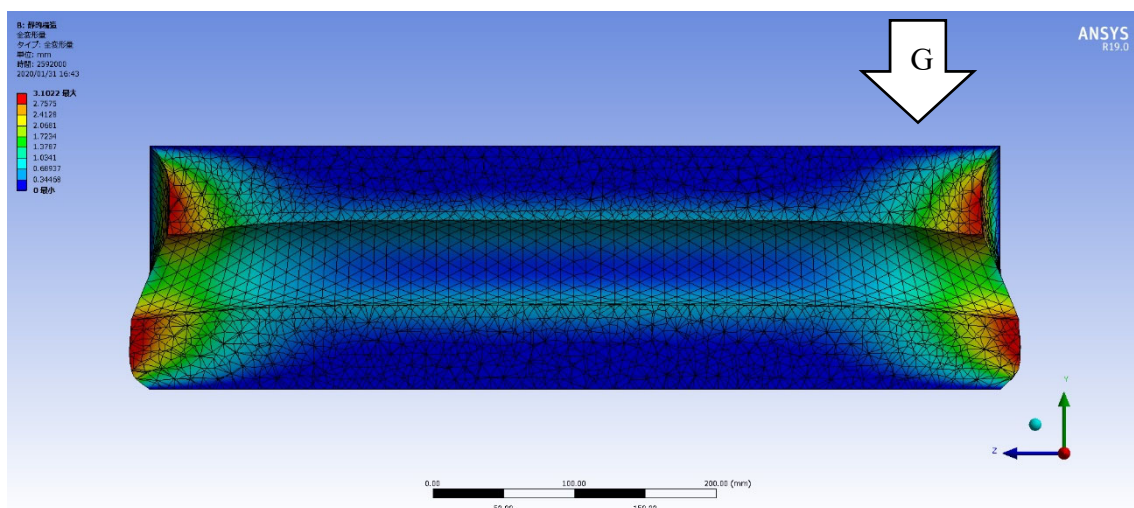


Figure 2.41 Five times the total deformation of the fuel cross-section at case (1).

Figure 2.42, Figure 2.43 に応力及びひずみ分布を示す．いずれも最大値は燃料外径の縁であった．それぞれ最大値は 7.3×10^{-4} [MPa], 0.19 である．いずれも, 22.7[°C], 5[mm/min]の引張試験から得られた破断応力 1.6[MPa]及び破断ひずみ 1.6 と比較すると微小であり, 自重による燃料の破壊は発生しないと考えられる．

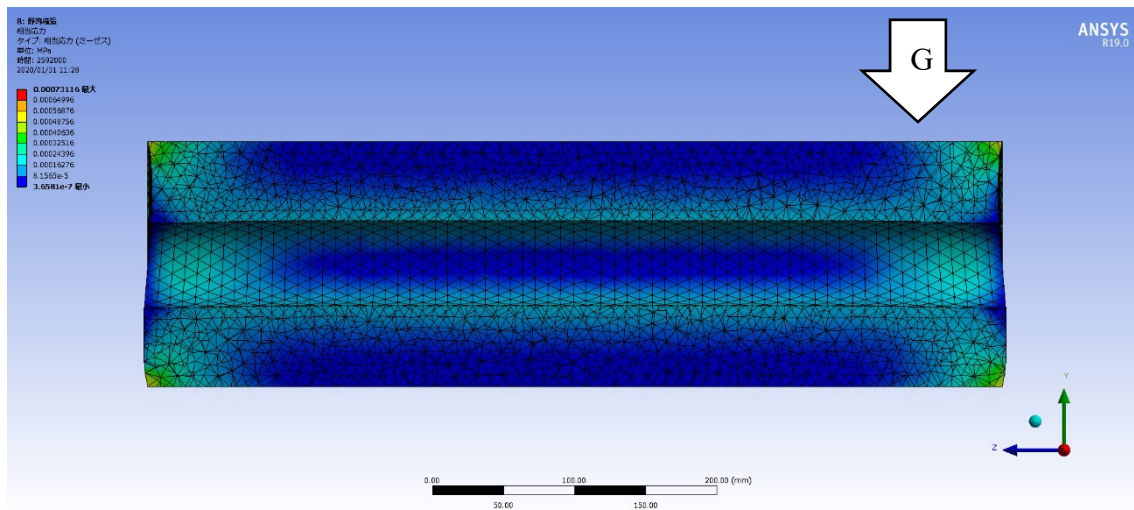


Figure 2.42 Stress distribution of fuel cross section at case (1).

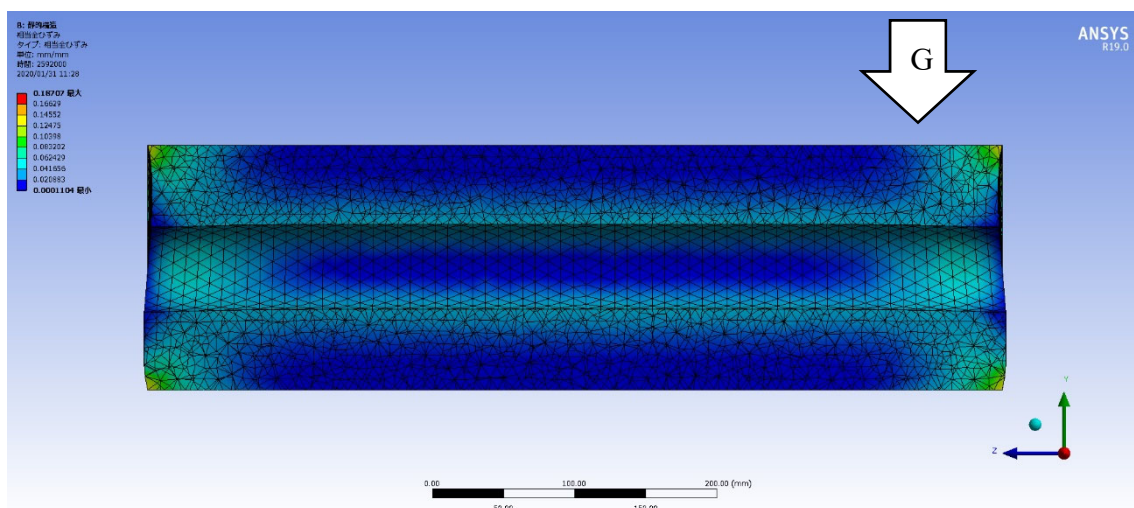


Figure 2.43 Strain distribution of fuel cross section in case (1).

条件(2) ; 温度 : 22.7[°C], 重力加速度 : 9.81[m/s²], 燃焼室圧力 : 0[MPa], 重力方向 : 軸, 想定時間 : 720[h]

Figure 2.44 に燃料断面における軸方向変形量を示す. 燃料ポート内径が最大の変形量となった. 最大変形量は 7.6[mm]である. この変形量は燃料長さ 600[mm]に対して 1.3[%]であり, 微小である. Figure 2.45 に燃料断面における径方向変形量を示す. 最大変形量は燃料ポート縁における 1.8[mm]である. 条件(1)と比較す

ると約 5.9[%]増加した. このことから, 常温かつ縦置き, 1 カ月の保管において, ポートの偏心や燃料形状の変形は問題とならないと考えられる. また, 径方向の変形による燃料ポートの偏心を抑制するには, 縦置きでの保管ではなく, 横置きでの保管が適していることが定量的に示された. Figure 2.46 に燃料断面の全変形量を 5 倍した結果を示す. 変形の傾向としては, 燃料ポート内径が重力方向にずり下がる. それに伴い上端面が凹む.

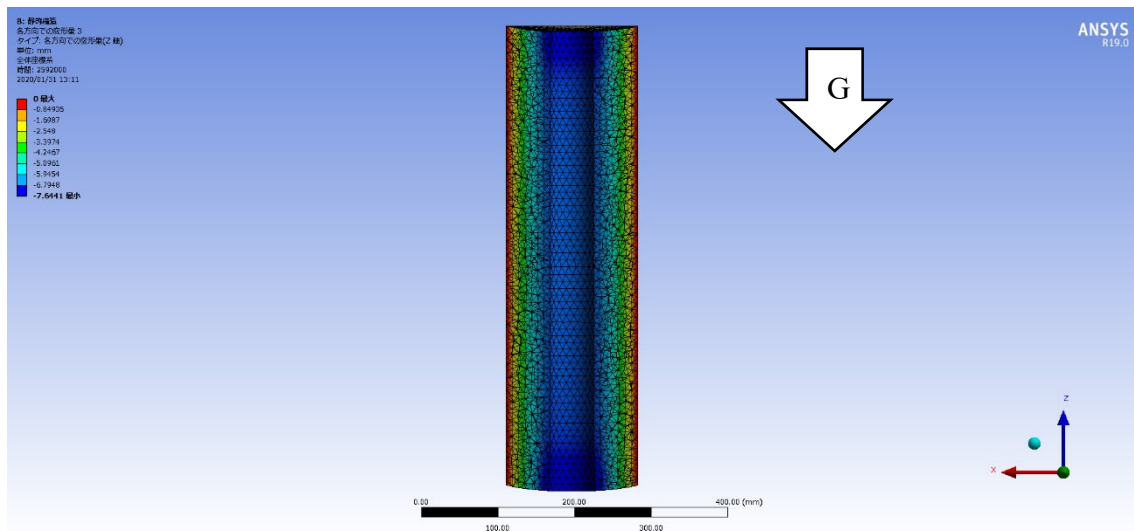


Figure 2.44 Axial deformation of fuel cross section in case (2).

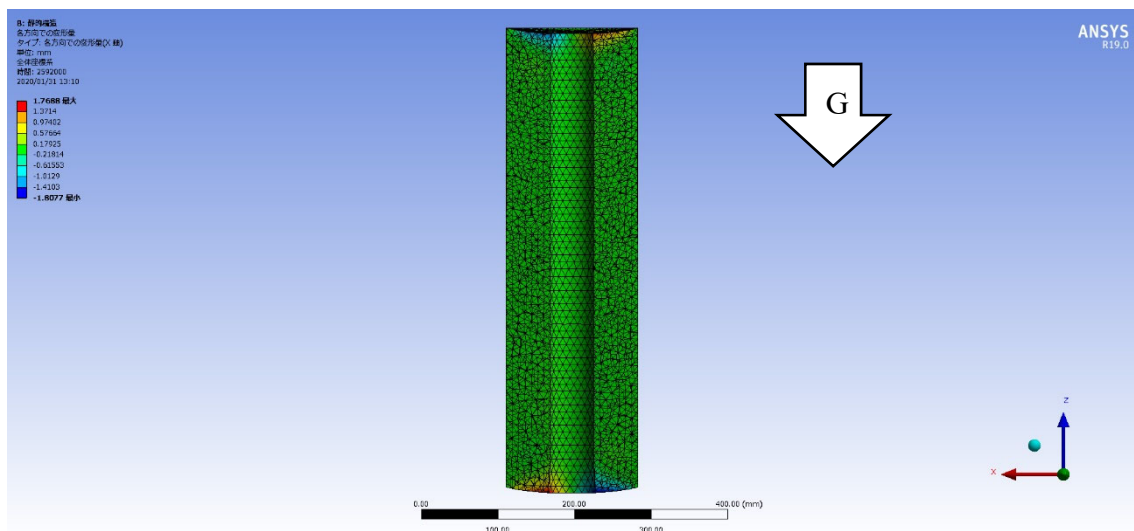


Figure 2.45 Radial deformation of fuel cross section in case (2).

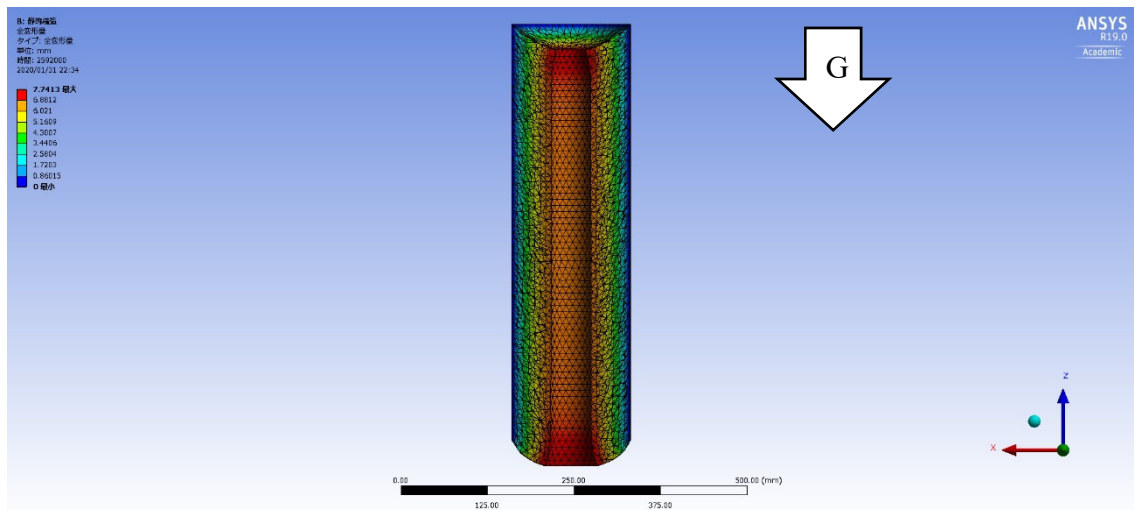


Figure 2.46 Five times the total deformation of fuel cross section in case (2).

Figure 2.47, Figure 2.48 に応力及びひずみ分布を示す．いずれも最大値は燃料両端面の外周であった．それぞれ最大値は $10.5 \times 10^{-4} [\text{MPa}]$, 0.26 である．重力方向に下がる燃料を端面外周の燃料が支えているため，端面外周における応力及びひずみが最大となったと考えられる．条件(1)同様，引張試験結果と比較して十分に微小な応力及びひずみ値であり，自重による燃料の破壊は発生しないことが分かった．また，燃料の自重は約 $110 [\text{N}]$ であり，燃料外周を EPDM ゴムとの接着で保持した場合，接着面に発生する応力は最大で約 $8.1 \times 10^{-4} [\text{MPa}]$ である．2.2.3.2 章から得られた LT#460 と EPDM ゴムの接着応力は約 $0.5 [\text{MPa}]$ であり，常温かつ縦置き，1 カ月の保管において，燃料の剥離は発生しないと推察される．

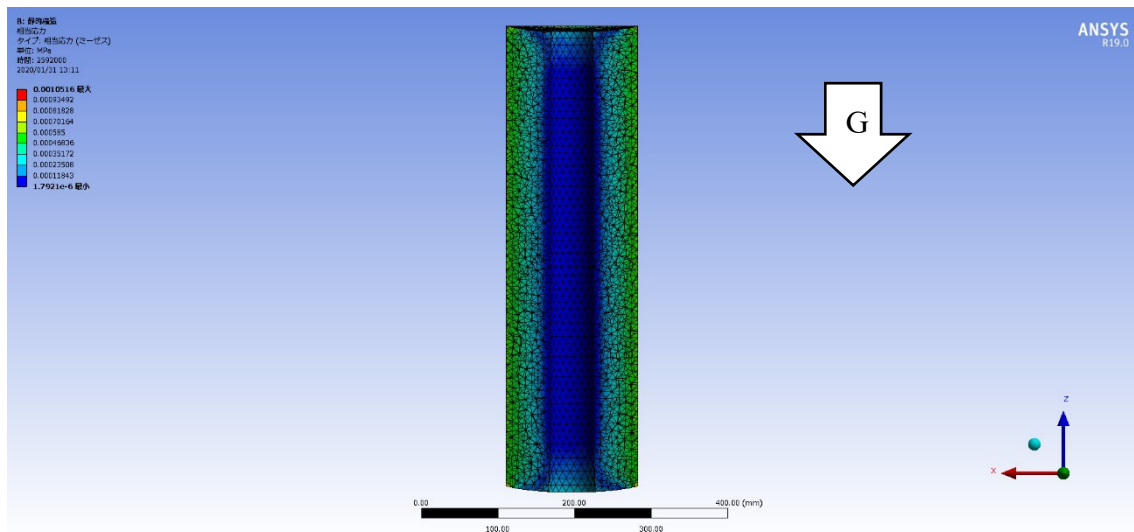


Figure 2.47 Stress distribution of fuel cross section in case (2).

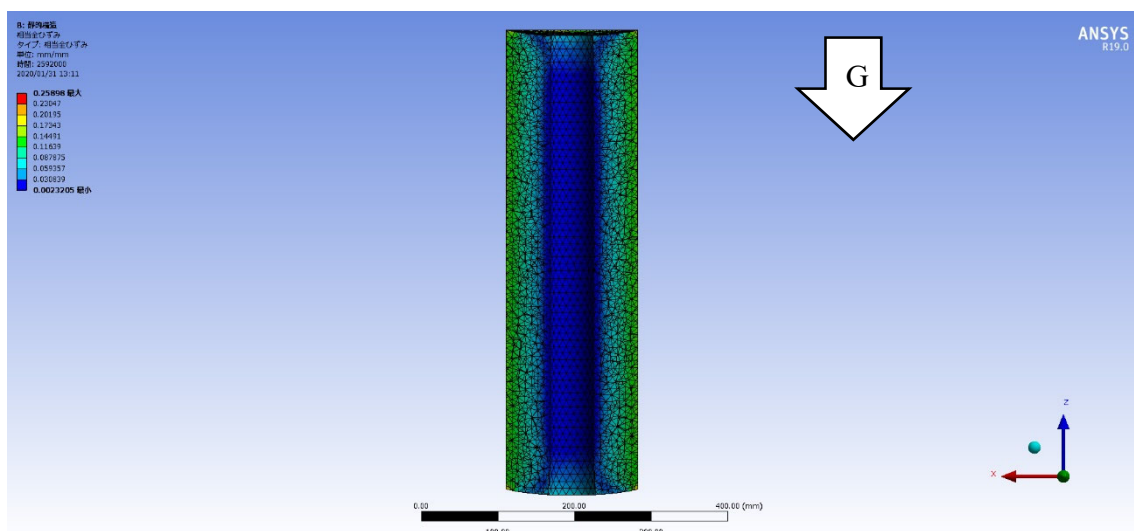


Figure 2.48 Strain distribution of fuel cross section in case (2).

条件(3) ; 温度 : 40[°C], 重力加速度 : 9.81[m/s²], 燃焼室圧力 : 0[MPa], 重力方向 : 垂直, 想定時間 : 720[h]

Figure 2.49 に燃料端面の全変形量[mm]を示す. 条件(1)同様, 燃料ポート上下の縁が最大の変形量となった. 最大変形量は 4.9[mm]である. 条件(1)と比較すると, 最大全変形量が約 58[%]増加した. Figure 2.50 に燃料断面における軸方向変形量を示す. 最大変形量は, 燃料端面のポート上部において 4.6[mm]である. こ

れは、燃料長さに対して 0.77[%]の変形量である．条件(1)と比較すると，58[%]増加した．Figure 2.51 に燃料断面の径方向変形量を示す．最大変形量は，燃料ポート縁周辺における 2.6[mm]である．条件(1)同様，径方向の変形量は燃料ポート半径に対して十分小さく，40[°C]かつ横置き，1カ月の保管においても，ポートの偏心や燃料形状の変形は問題とならないことが分かった．Figure 2.52 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す．変形の傾向も条件(1)と同様である．

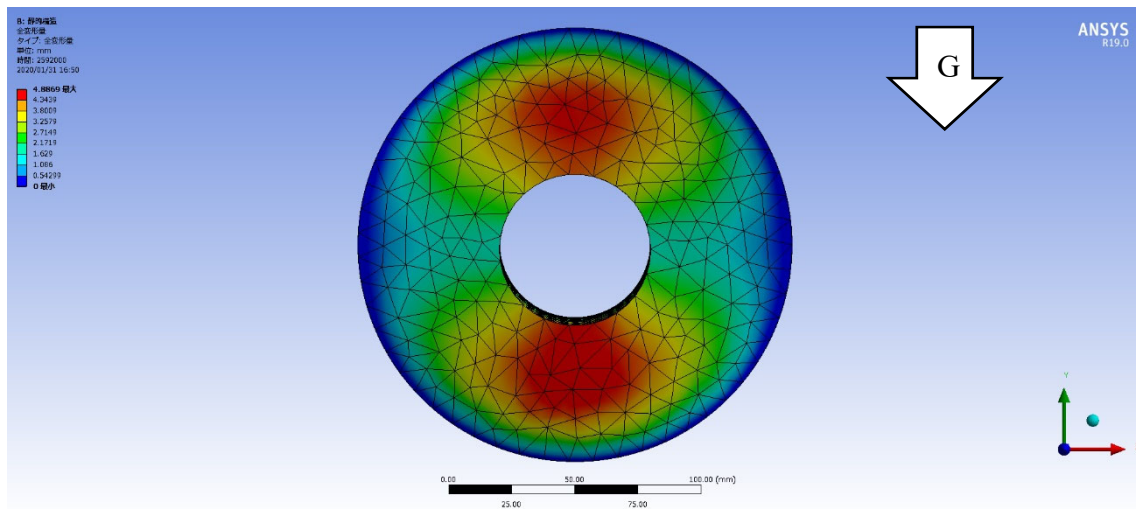


Figure 2.49 Total deformation of fuel end face in case (3).

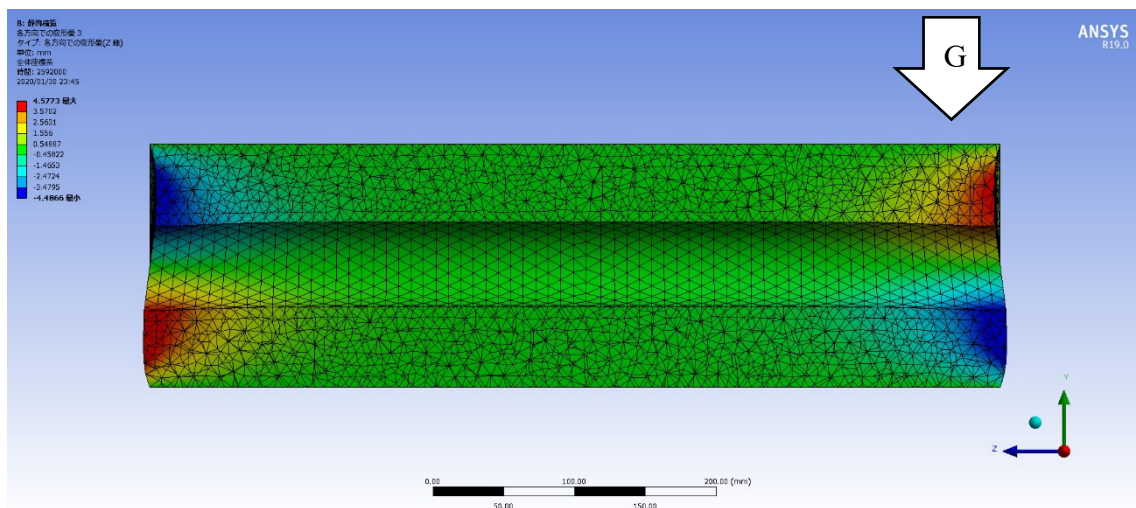


Figure 2.50 Axial deformation of fuel cross section in case (3).

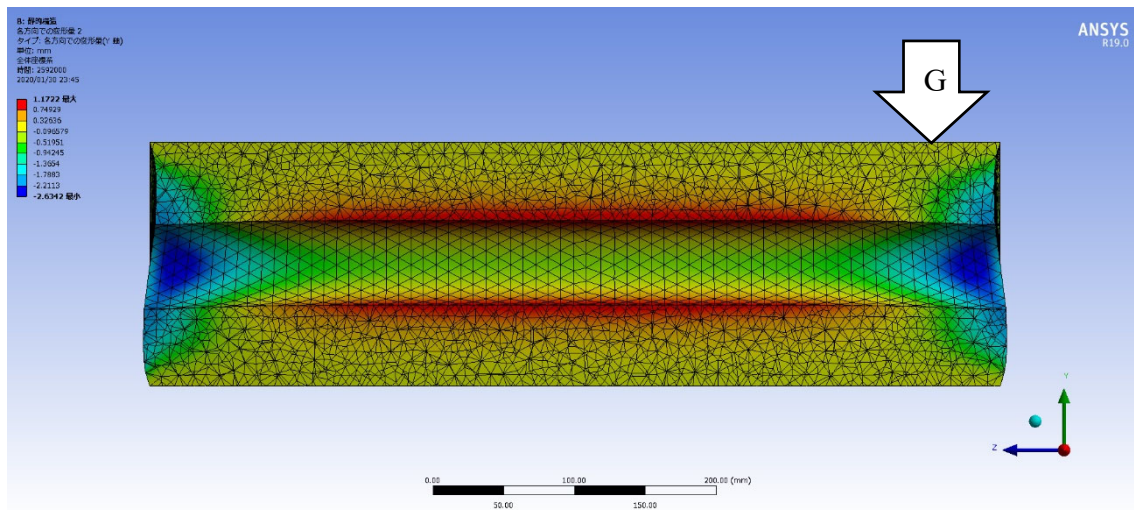


Figure 2.51 Radial deformation of fuel cross section in case (3).

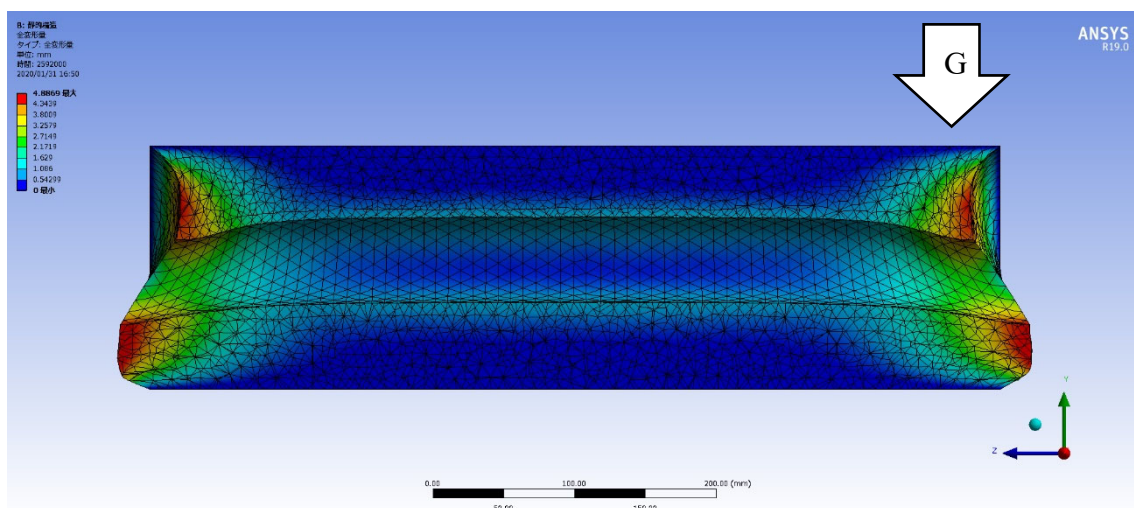


Figure 2.52 Five times the total deformation of fuel cross section in case (3).

Figure 2.53, Figure 2.54 に応力及びひずみ分布を示す．いずれも最大値は燃料外径の縁であった．それぞれ最大値は $6.8 \times 10^{-4} [\text{MPa}]$, 0.26 である．いずれも, $40[^\circ\text{C}]$, $5[\text{mm/min}]$ の引張試験から得られた破断応力 $0.16 [\text{MPa}]$ 及び破断ひずみ 2.1 と比較すると微小であり, $40[^\circ\text{C}]$ 環境においても自重による燃料の破壊は発生しないと考えられる．

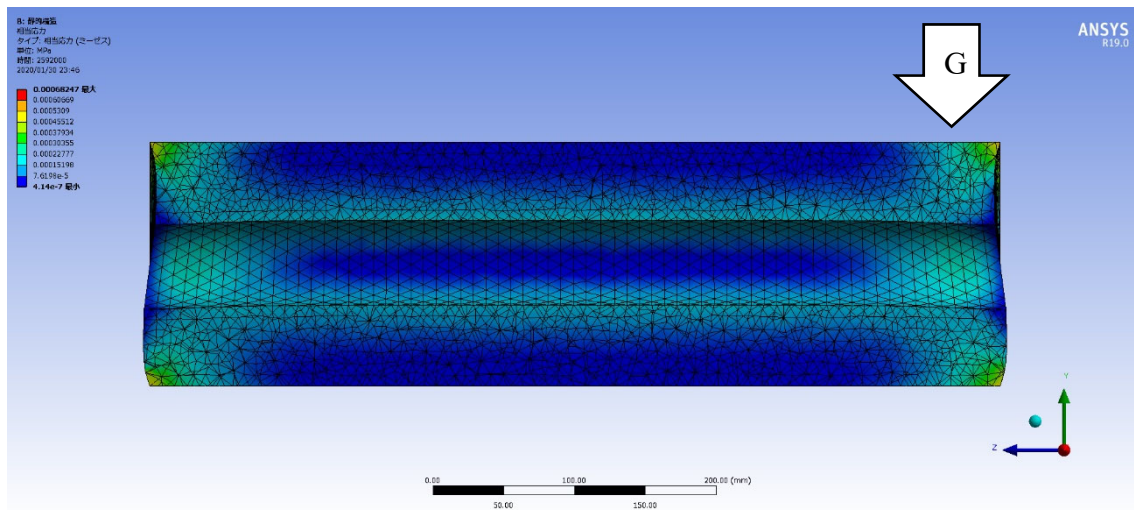


Figure 2.53 Stress distribution of fuel cross section in case (3).

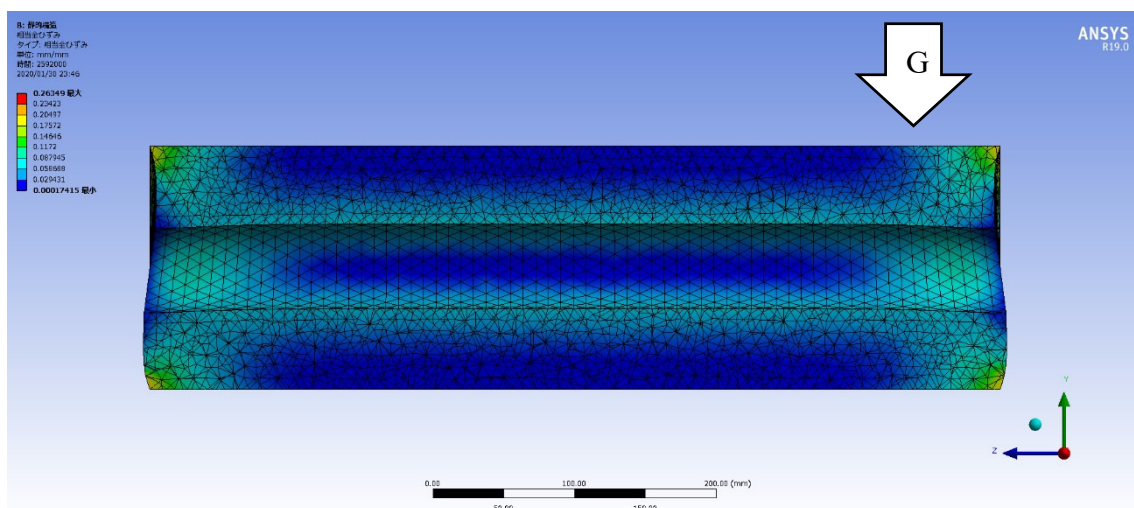


Figure 2.54 Strain distribution of fuel cross section in case (3).

条件(4) ; 温度 : 40[°C], 重力加速度 : 9.81[m/s²], 燃焼室圧力 : 0[MPa], 重力方向 : 軸, 想定時間 : 720[h]

Figure 2.55 に燃料断面の軸方向変形量を示す. 燃料ポート内径が最大の変形量となった. 最大変形量は 12[mm]である. この変形量は燃料長さ 600[mm]に対して 2[%]であり, 微小である. Figure 2.56 に燃料断面の径方向変形量を示す. 最大変形量は燃料下部のポート縁であり, 2.9[mm]である. 条件(2)と比較すると約

61[%]増加した．条件(3)と比較すると，約 37[%]低下した．このことから 40[°C] かつ縦置き，1 カ月の保管においても，ポートの偏心や燃料形状の変形は問題にならないと考えられる．また，条件(2)の結果からも示された通り，40[°C]の保管においても，横置きではなく縦置きの方が燃料ポートの変形を抑制できることが分かった．Figure 2.57 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す．変形の傾向は条件(2)同様である．

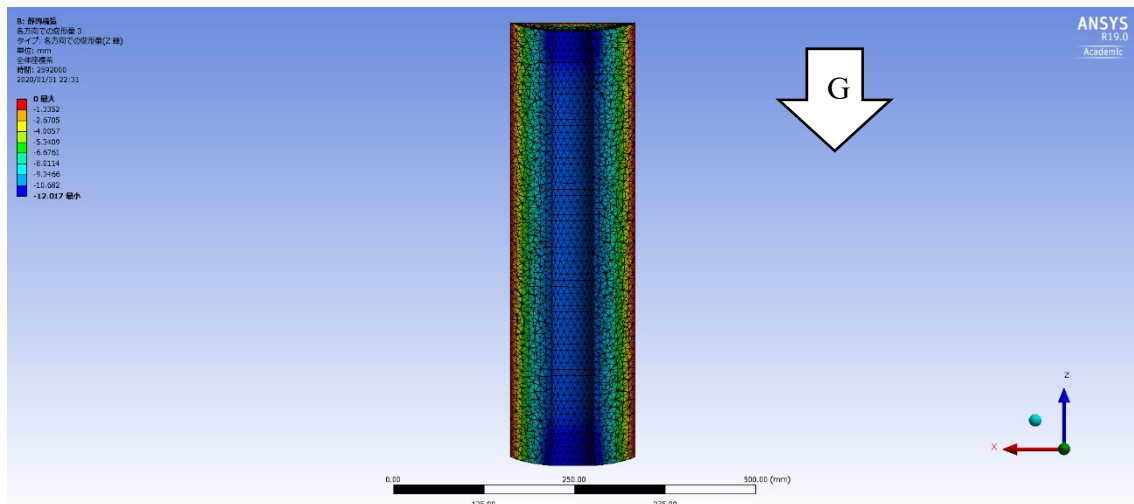


Figure 2.55 Axial deformation of fuel cross section in case (4).

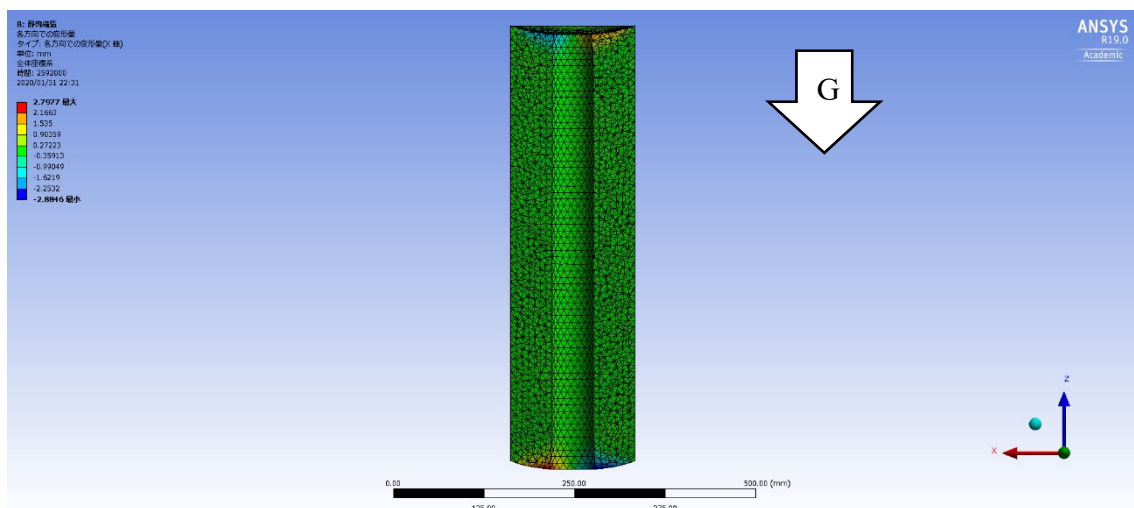


Figure 2.56 Radial deformation of fuel cross section in case (4).

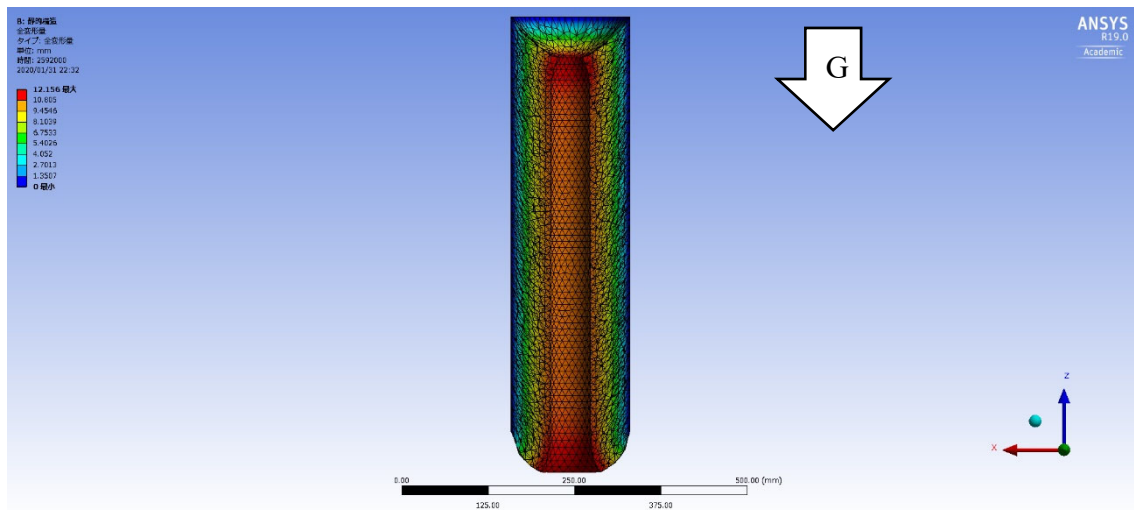


Figure 2.57 Five times the total deformation of fuel cross section in case (4).

Figure 2.58, Figure 2.59 に応力及びひずみ分布を示す．いずれも最大値は燃料外周であった．それぞれ最大値は $10 \times 10^{-4} [\text{MPa}]$, 0.39 である．条件(3)同様，引張試験結果と比較して十分に微小な応力及びひずみ値であり，自重による燃料の破壊は発生しないと考えられる．

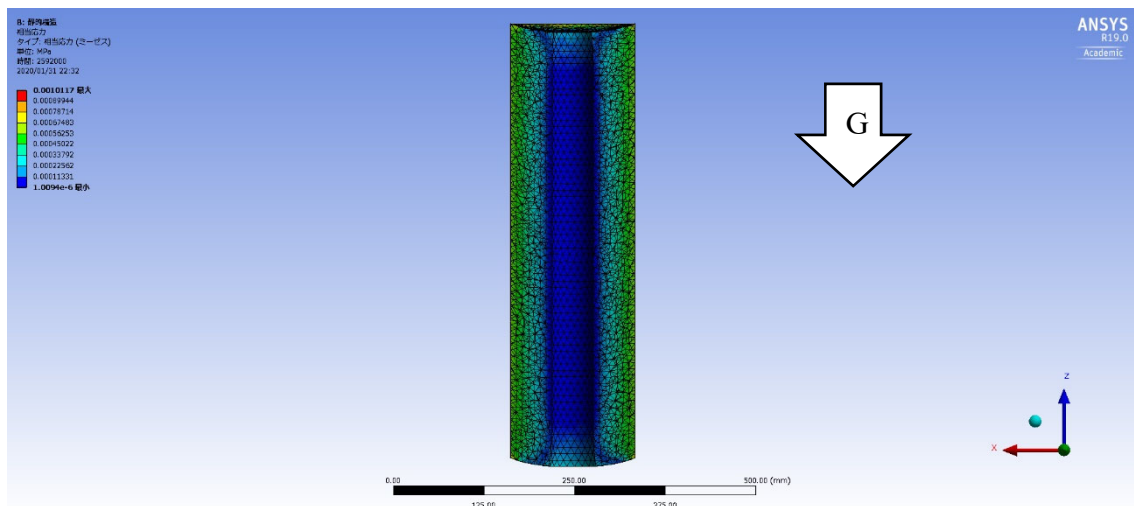


Figure 2.58 Stress distribution of fuel cross section in case (4).

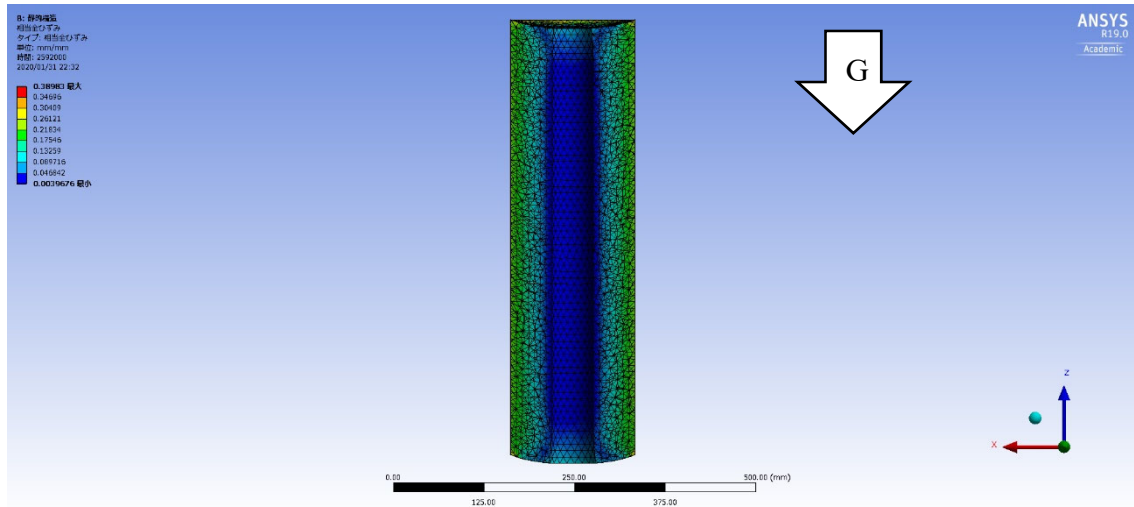


Figure 2.59 Strain distribution of fuel cross section in case (4).

条件(5) ; 温度 : 22.7[°C], 重力加速度 : 9.81[m/s²], 燃焼室圧力 : 3[MPa], 重力方向 : 垂直, 想定時間 : 0.5[s]

Figure 2.60 に燃料端面の全変形量を示す．燃料ポートの縁が最大変形量となり，最大変形量は 5.5[mm]である．Figure 2.61 に燃料断面における軸方向変形量を示す．最大変形量は 5.5[mm]であり，両端面で約 11[mm]燃料ポート長さが減少する．これは，燃料長さに対して 1.8[%]の減少である．Figure 2.62 に燃料断面における径方向変形量を示す．最大変形量は燃料中心部ポート下側において 1.9[mm]である．ポート上側は 1.7[mm]となった．この差異は重力による影響だと考えられる．ポート端面の縁では，約 1[mm]の変形量であり，燃料中心から離れると変形量が小さくなる．燃料中心部において，平均約 5.5[mm]の径変化が確認された．初期ポート径 60[mm]に対して約 8.4[%]の変化である．燃料中心部において，局所的に目標の酸化剤質量流束より約 20[%]低下することが考えられる．Figure 2.63 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す．変形の傾向としては，両端面が圧力によって燃料中心方向へ凹み，燃料ポートは中心部が径方向へ変形し，弓なりの変形となる．

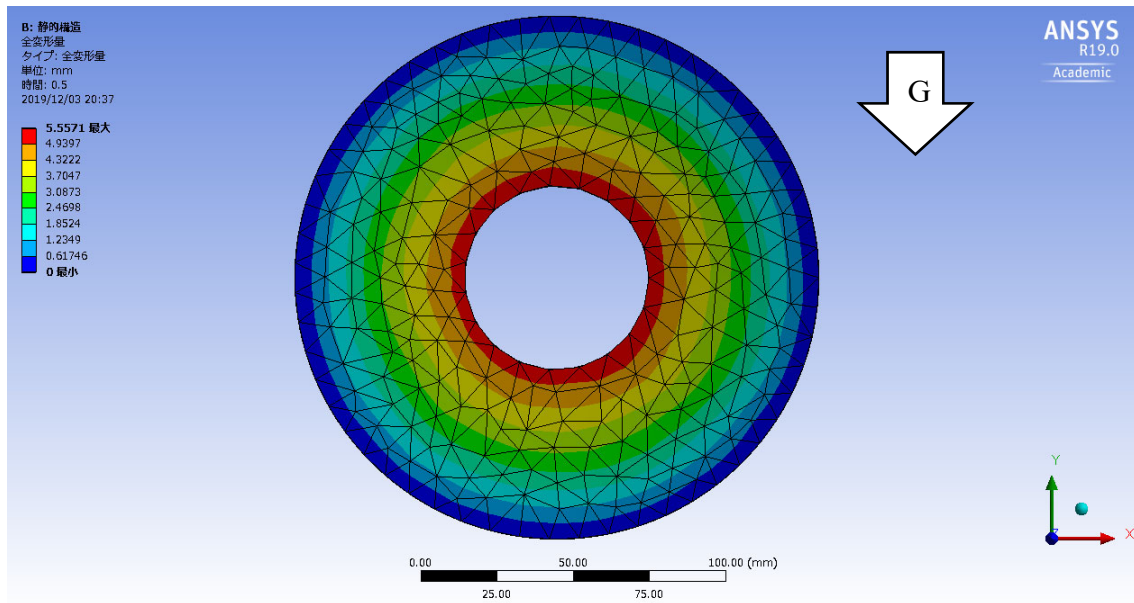


Figure 2.60 Total deformation of fuel end face in case (5).

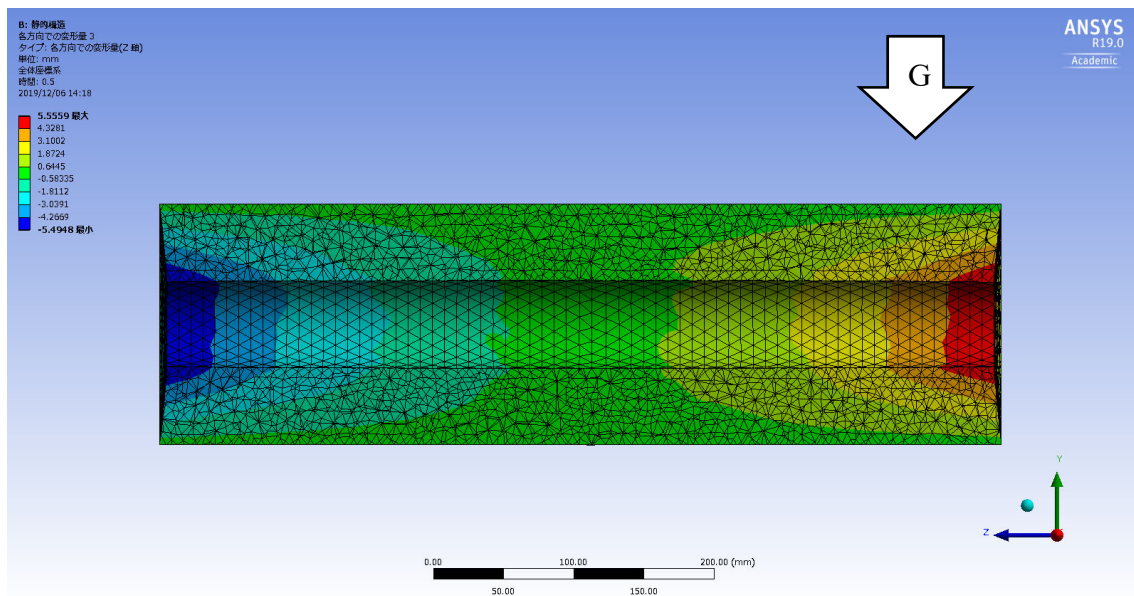


Figure 2.61 Axial deformation of fuel cross section in case (5).

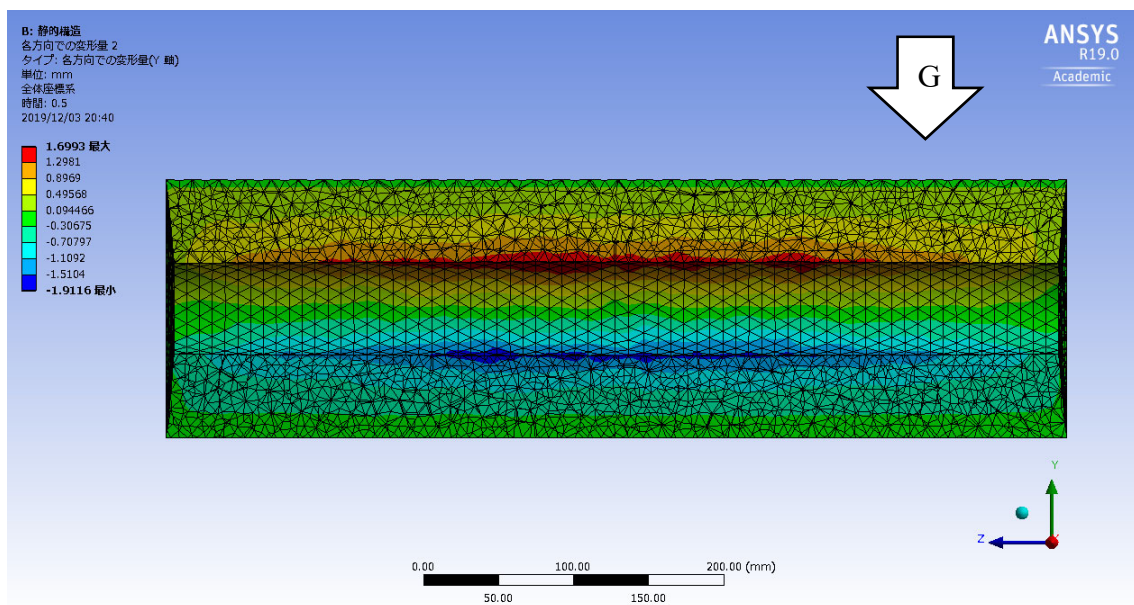


Figure 2.62 Radial deformation of fuel cross section in case (5).

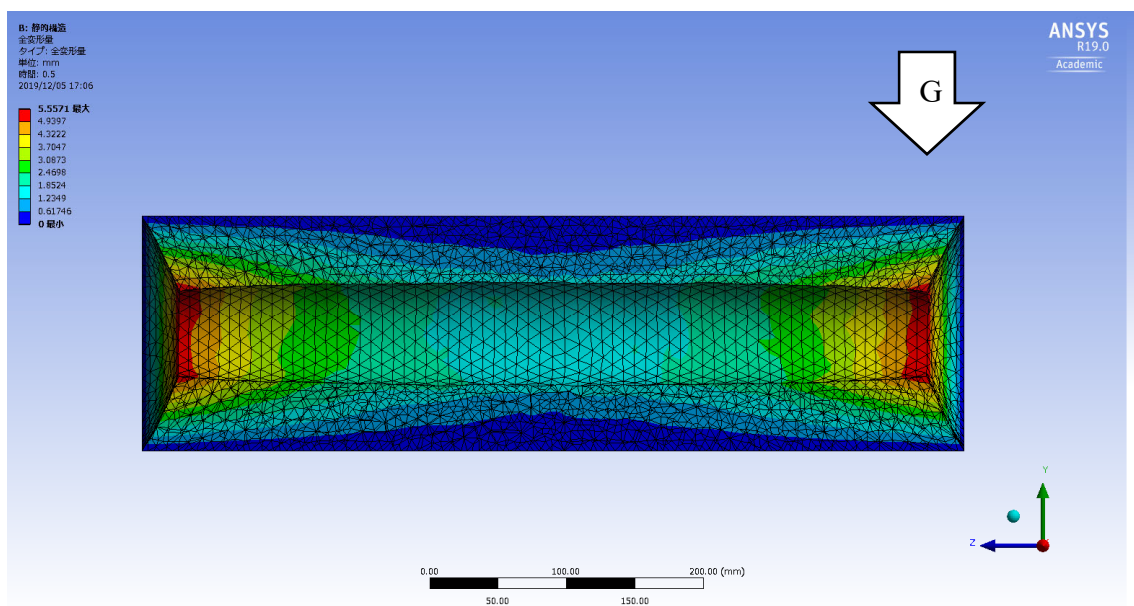


Figure 2.63 Five times the total deformation of fuel cross section in case (5).

Figure 2.64, Figure 2.65 に応力及びひずみ分布を示す．いずれも最大値は燃料中心部のポート円周であった．それぞれ最大値は $68 \times 10^{-3} [\text{MPa}]$, 0.11 である． $22.7 [^{\circ}\text{C}]$, $500 [\text{mm}/\text{min}]$ 引張試験から得られた破断応力 $4.4 [\text{MPa}]$ 及び破断ひずみ 1.7 と比較すると微小であり，横向き燃焼実験時の環境において燃料の破壊は発生しないと考えられる．

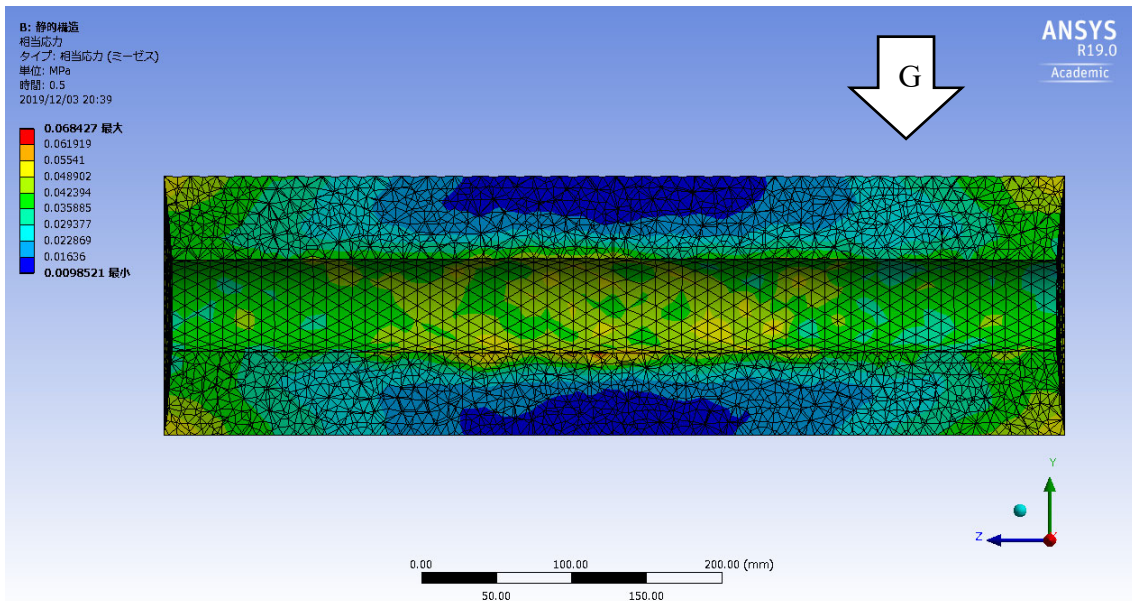


Figure 2.64 Stress distribution of fuel cross section in case (5).

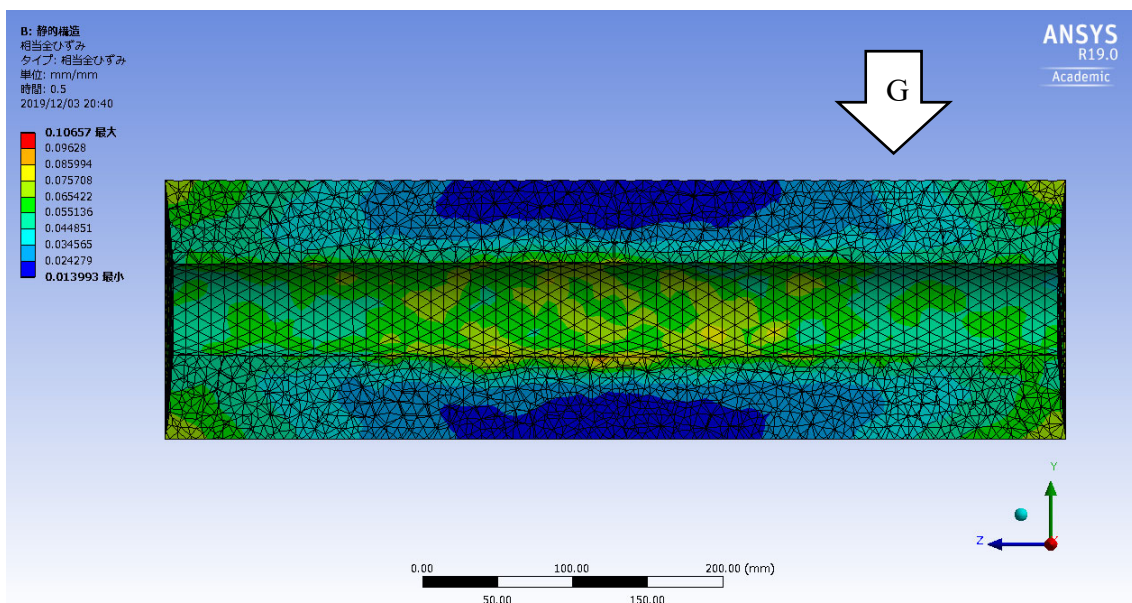


Figure 2.65 Strain distribution of fuel cross section in case (5).

条件(6) ; 温度 : 22.7[°C], 重力加速度 : 9.81[m/s²], 燃焼室圧力 : 3[MPa], 重力方向 : 軸, 想定時間 : 0.5[s]

Figure 2.66 に燃料断面における軸方向変形量を示す. 燃料ポートの縁が最大変

形量となり，最大変形量は 5.5[mm]である．Figure 2.66 に燃料断面における径方向変形量を示す．最大変形量は燃料中心部ポートにおける 1.8[mm]である．軸及び径方向変形量は条件(5)とほぼ同等の変形であり，軸方向への重力への影響は微小であることが考えられる．Figure 2.68 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す．変形の傾向は，条件(5)と同様であった．

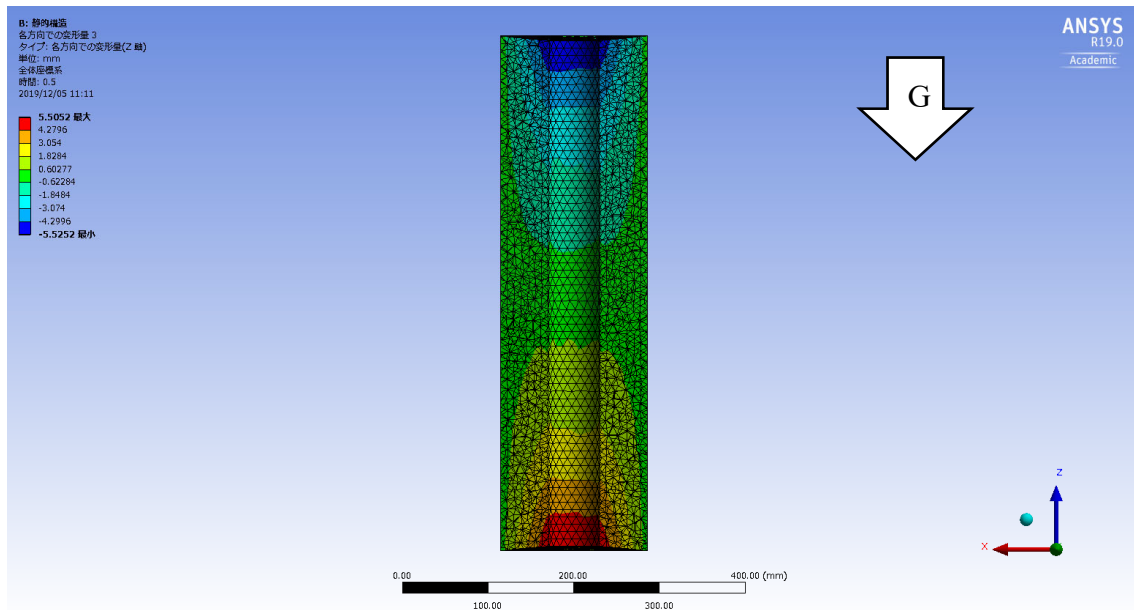


Figure 2.66 Axial deformation of fuel cross section in case (6).

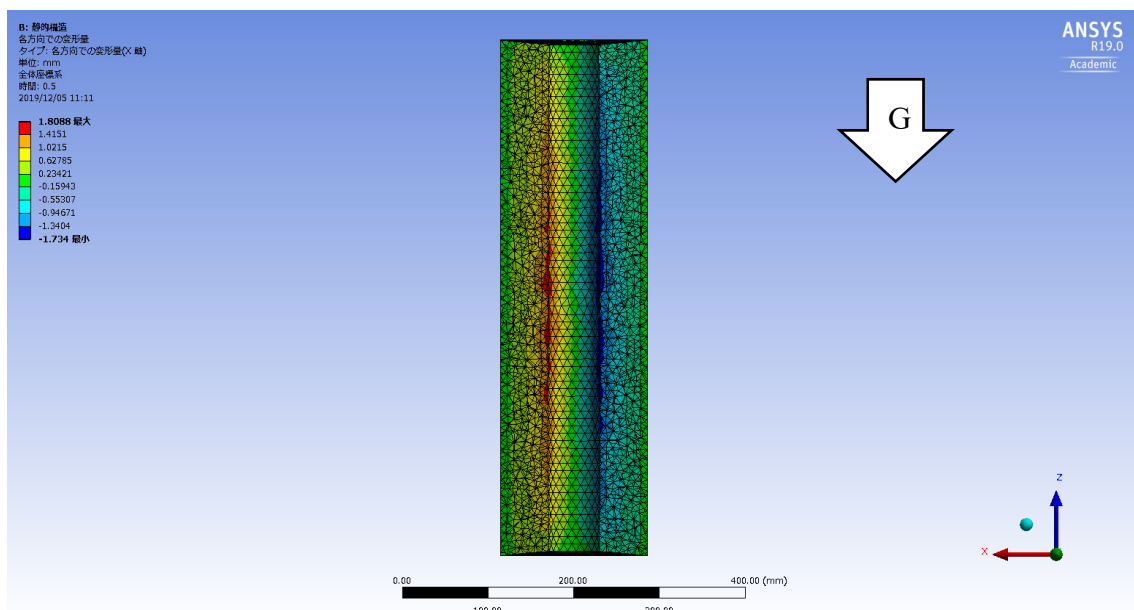


Figure 2.67 Radial deformation of fuel cross section in case (6).

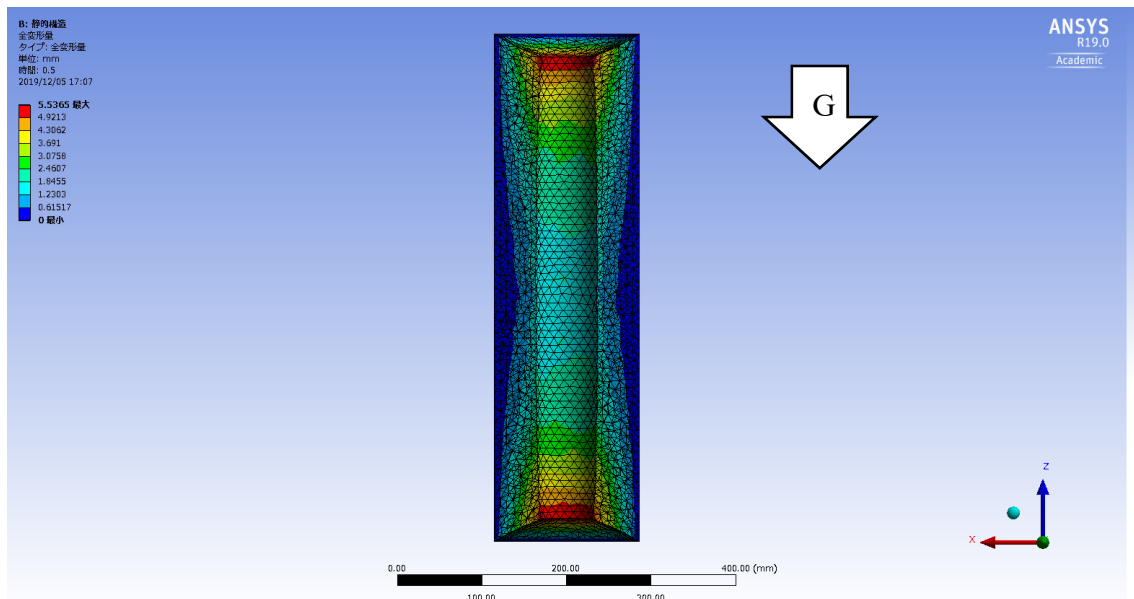


Figure 2.68 Five times the total deformation of fuel cross section in case (6).

Figure 2.69, Figure 2.70 に応力及びひずみ分布を示す. いずれも最大値は燃料中心部のポート圆周であった. それぞれ最大値は $68 \times 10^{-3} [\text{MPa}]$, 0.11 である. 条件(5)同様, 引張試験から得られた結果と比較すると微小であり, 縦向き燃焼実験時の環境においても燃料の破壊は発生しないと考えられる.

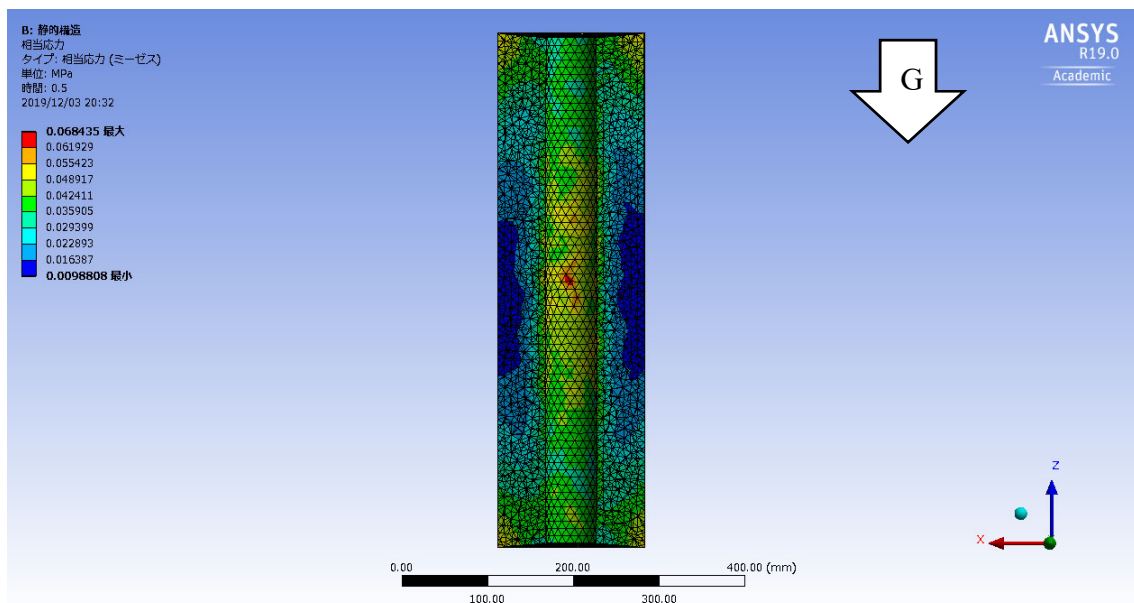


Figure 2.69 Stress distribution of fuel cross section in case (6).

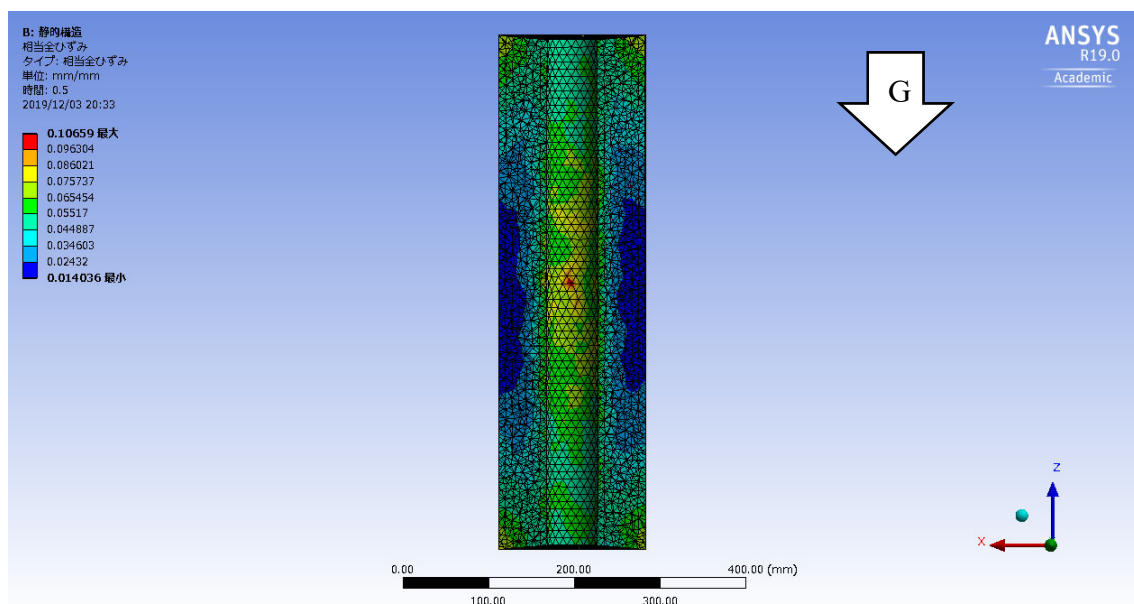


Figure 2.70 Strain distribution of fuel cross section in case (6).

条件(7) ; 温度 : 22.7[°C], 重力加速度 : 98.1[m/s²], 燃焼室圧力 : 3[MPa], 重力方向 : 軸, 想定時間 : 0.5[s]

Figure 2.71 に燃料断面における全変形量を示す. 燃料ポートの縁が最大変形量となり, 燃料中心部に向かい変形量が小さくなった. 最大変形量は 5.8[mm]である. Figure 2.72 に燃料断面における軸方向変形量を示す. 最大変形量は, 燃料上部の燃料ポート縁における, 5.8[mm]である. 下部のポート縁では 5.2[mm]の変形であり, 加速度が軸方向への変形量に影響していることが分かる. この変形によって, 燃料ポート表面積は約 1.8[%]減少するため, フライト用燃料設計の際には表面積減少を考慮した設計が必要になると考えられる. Figure 2.73 に燃料断面における径方向変形量を示す. 最大変形量は燃料中心部ポート円周において 1.8[mm]である. ポート端面の縁では, 約 0.1[mm]の変形量であり, 燃料中心から離れると変形量が小さくなる. 燃料中心部において, 平均約 3.6[mm]の径変化が確認された. 初期ポート径 60[mm]に対して約 5.6[%]の変化である. これにより, 局所的に目標の酸化剤質量流束より約 12[%]低下することが考えられる. Figure 2.74 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す. 変形の傾向としては, 条件(6)と同様である.

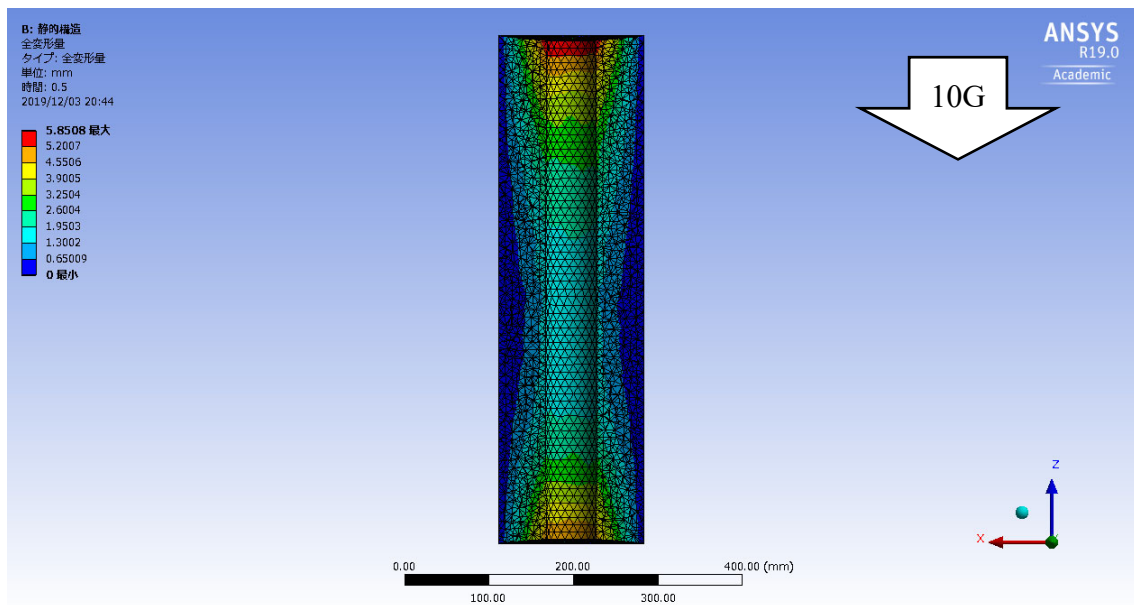


Figure 2.71 Total deformation of fuel cross section in case (7).

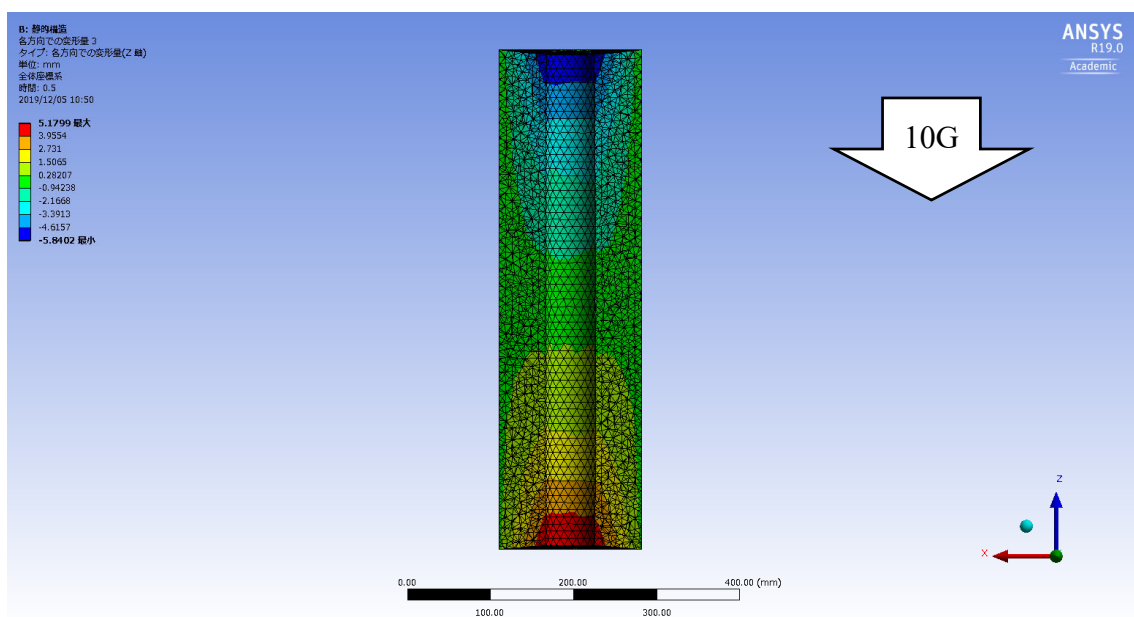


Figure 2.72 Axial deformation of fuel cross section in case (7).

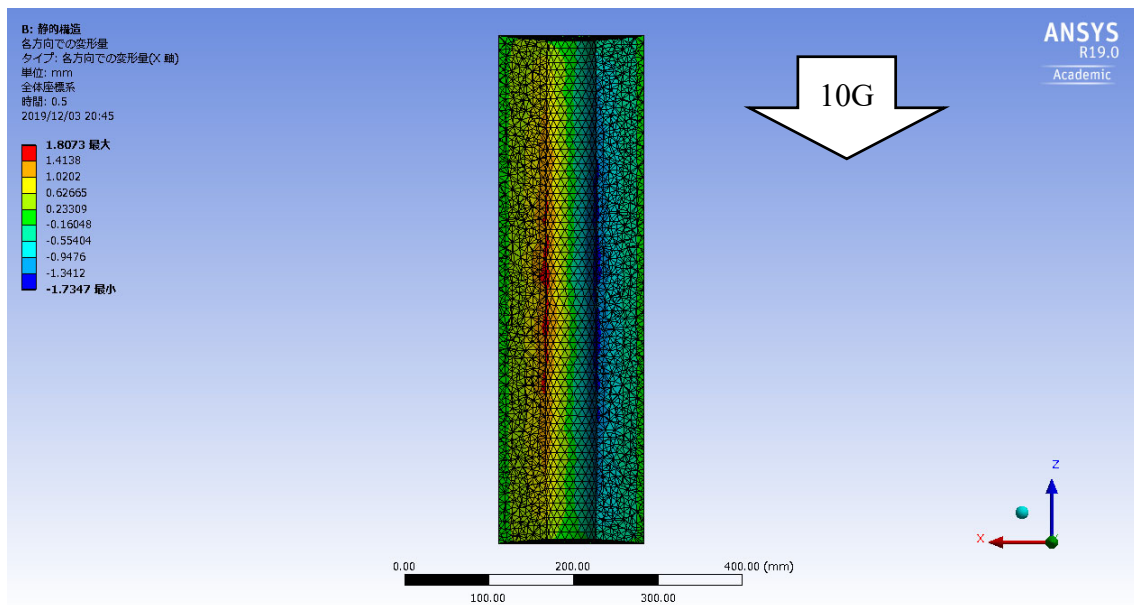


Figure 2.73 Radial deformation of fuel cross section in case (7).

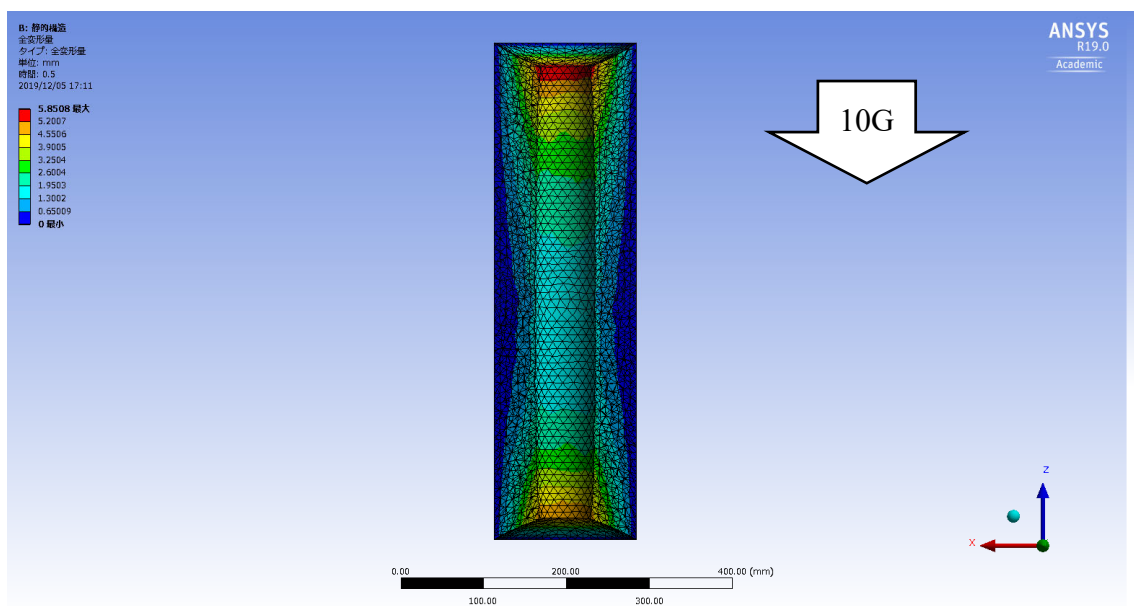


Figure 2.74 Five times the total deformation of fuel cross section in case (7).

Figure 2.75, Figure 2.76 に応力及びひずみ分布を示す. いずれも最大値は燃料中心部のポート円周であった. それぞれ最大値は $68 \times 10^{-3} [\text{MPa}]$, 0.11 である. $22.7[^\circ\text{C}]$, $500[\text{mm}/\text{min}]$ 引張試験から得られた破断応力 $4.4[\text{MPa}]$ 及び破断ひずみ 1.7 と比較すると微小であり, $22.7[^\circ\text{C}]$ かつ 10G のフライト環境において燃料の破壊は発生しないと考えられる. この結果は条件(6)とほぼ同様である. このこ

とから、本検討の燃料サイズにおいて、燃料に与えられる外部荷重は燃焼室圧力が支配的であり、加速度が燃料の変形に与える影響は微小であると考えられる。

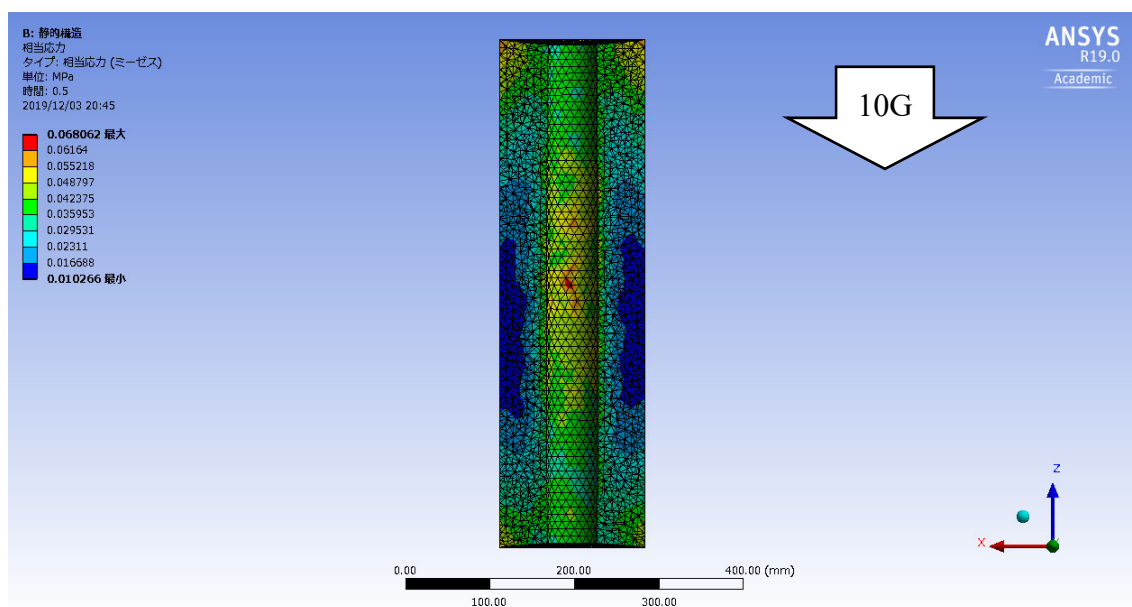


Figure 2.75 Stress distribution of fuel cross section in case (7).

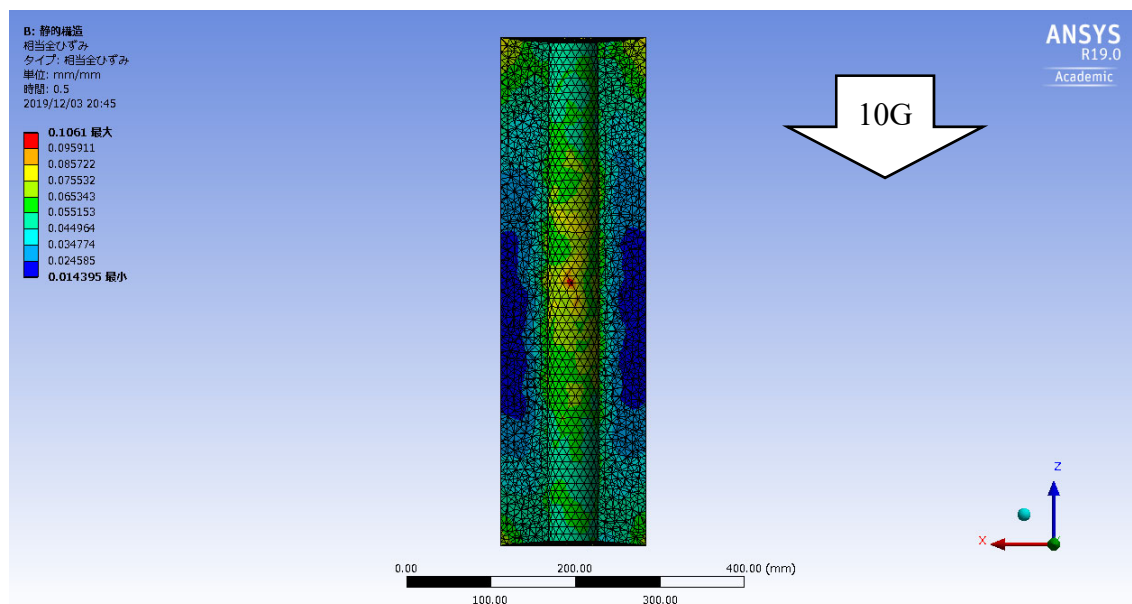


Figure 2.76 Strain distribution of fuel cross section in case (7).

条件(8) ; 温度 : 40[°C], 重力加速度 : 98.1[m/s²], 燃焼室圧力 : 3[MPa], 重力方向 : 軸, 想定時間 : 0.5[s]

Figure 2.77 に燃料断面における全変形量を示す. 燃料ポートの縁が最大変形量となり, 燃料中心部に向かい変形量が小さくなった. 最大変形量は 6.5[mm]である. Figure 2.78 に燃料断面における軸方向変形量を示す. 最大変形量は, 燃料上部の燃料ポート縁における, 6.5[mm]である. 下部のポート縁では 5.5[mm]の変形であり, 最大変形量が条件(7)と比較して約 11[%]増加した. この変形によって, 燃料ポート表面積は約 2[%]減少するため, 40[°C]環境におけるフライト用燃料設計の際には表面積減少を考慮した設計が必要になると考えられる. Figure 2.79 に燃料断面における径方向変形量を示す. 最大変形量は燃料中心部ポート円周において 1.7[mm]であり, 燃料中心から離れると変形量が小さくなる. 燃料中心部における, 径方向変形量は条件(7)とほぼ同様であった. Figure 2.80 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す. 変形の傾向も条件(6), (7)と同様であった.

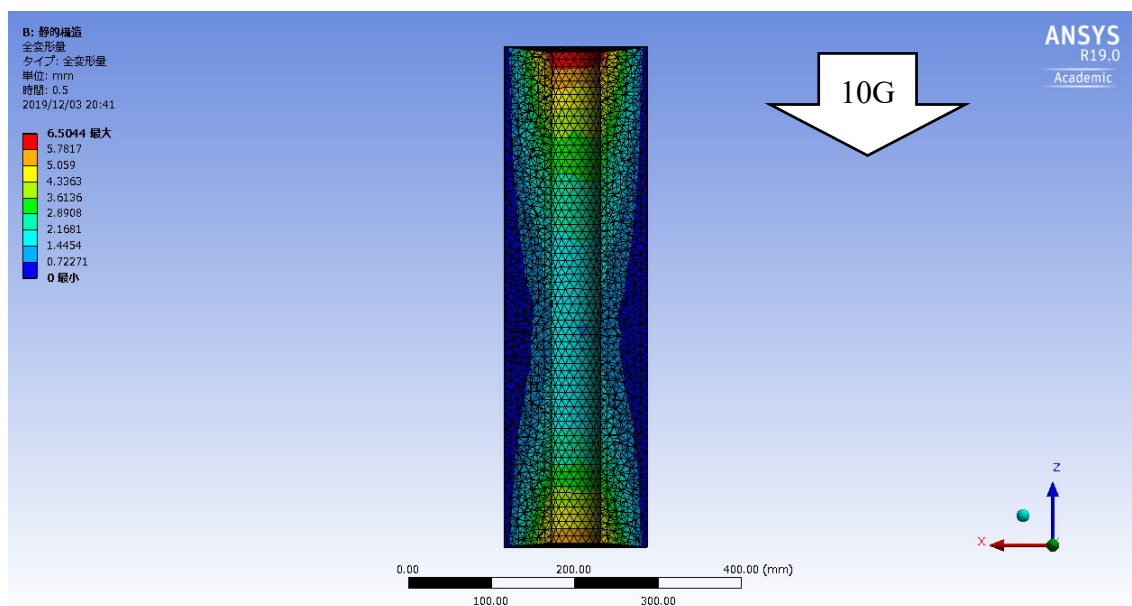


Figure 2.77 Total deformation of fuel cross section in case (8).

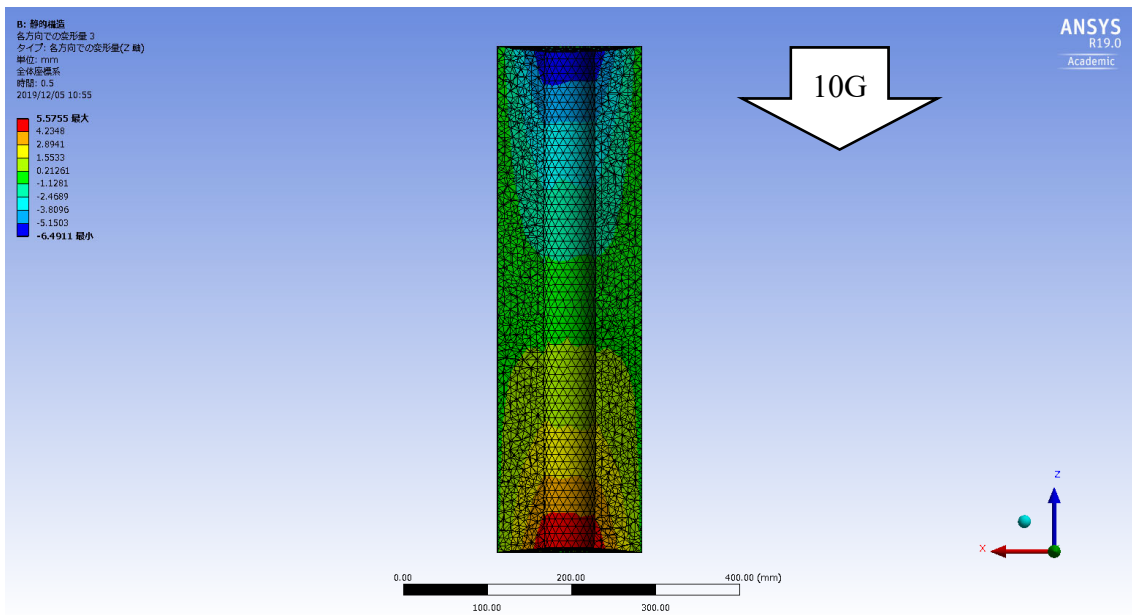


Figure 2.78 Axial deformation of fuel cross section in case (8).

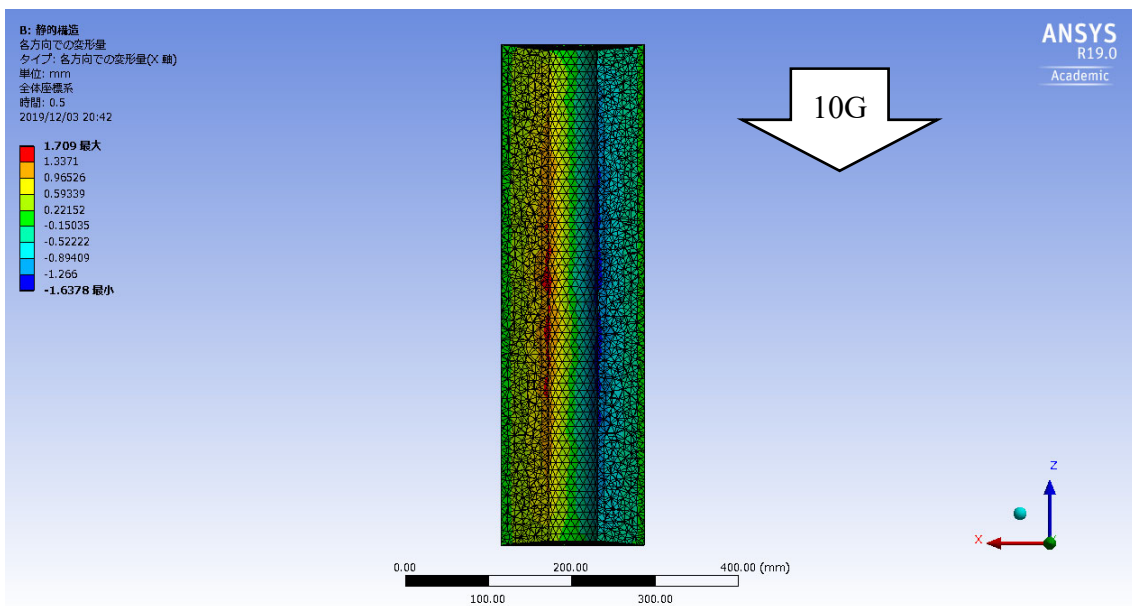


Figure 2.79 Radial deformation of fuel cross section in case (8).

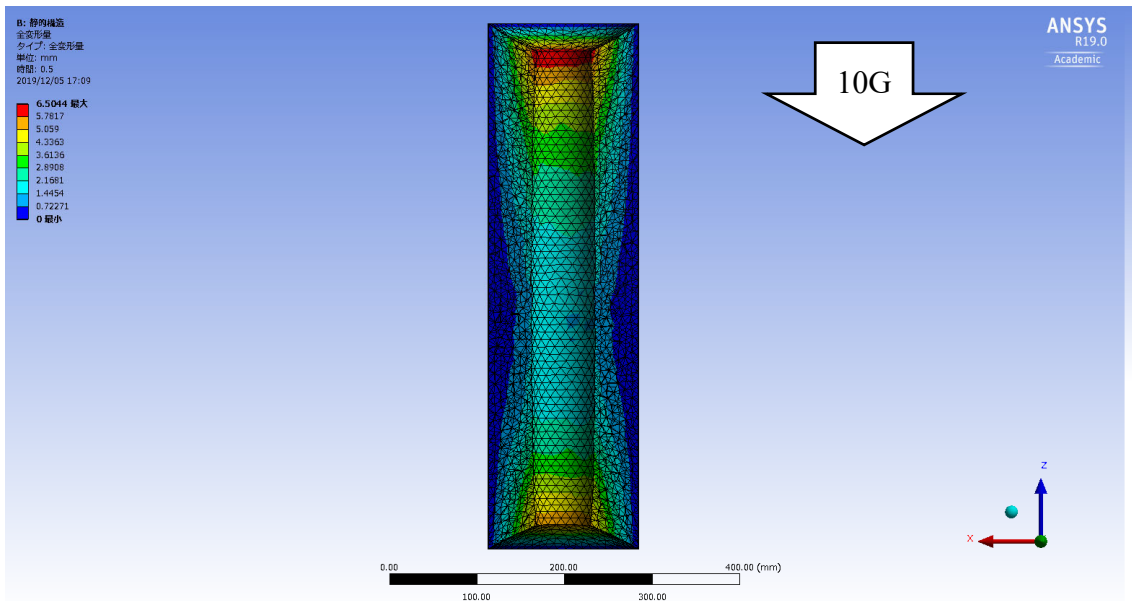


Figure 2.80 Five times the total deformation of fuel cross section in case (8).

Figure 2.81, Figure 2.82 に応力及びひずみ分布を示す. いずれも最大値は燃料中心部のポート圆周であった. それぞれ最大値は $49 \times 10^{-3} [\text{MPa}]$, 0.10 である. $40[^\circ\text{C}]$, $500[\text{mm/min}]$ 引張試験から得られた破断応力 $0.66[\text{MPa}]$ 及び破断ひずみ 2.0 と比較すると微小であり, $40[^\circ\text{C}]$ かつ 10G のフライト環境において燃料の破壊は発生しないと考えられる.

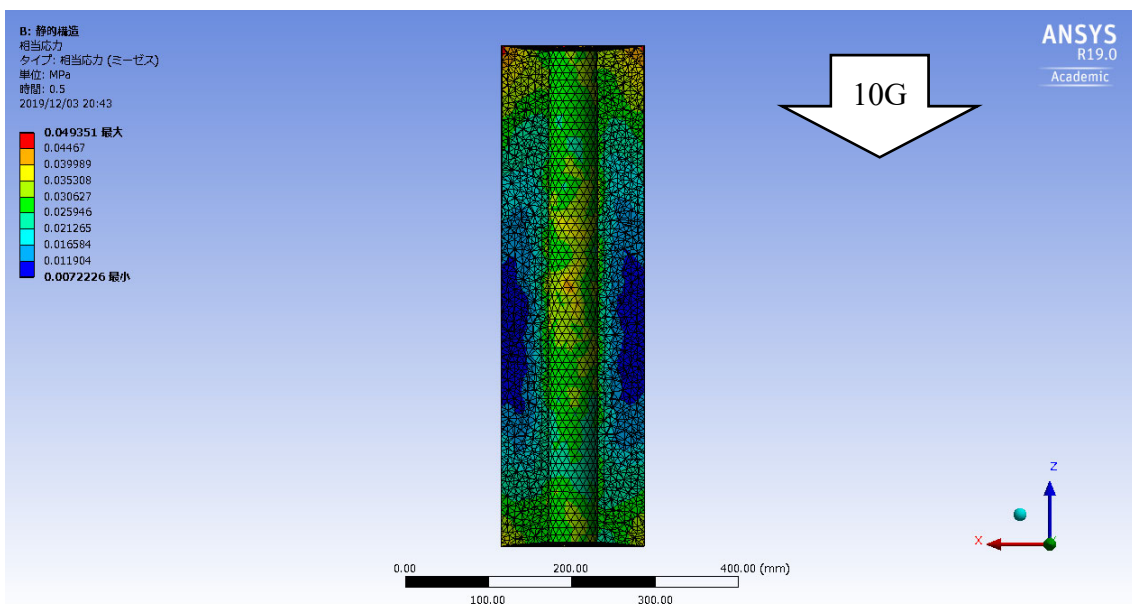


Figure 2.81 Stress distribution of fuel cross section in case (8).

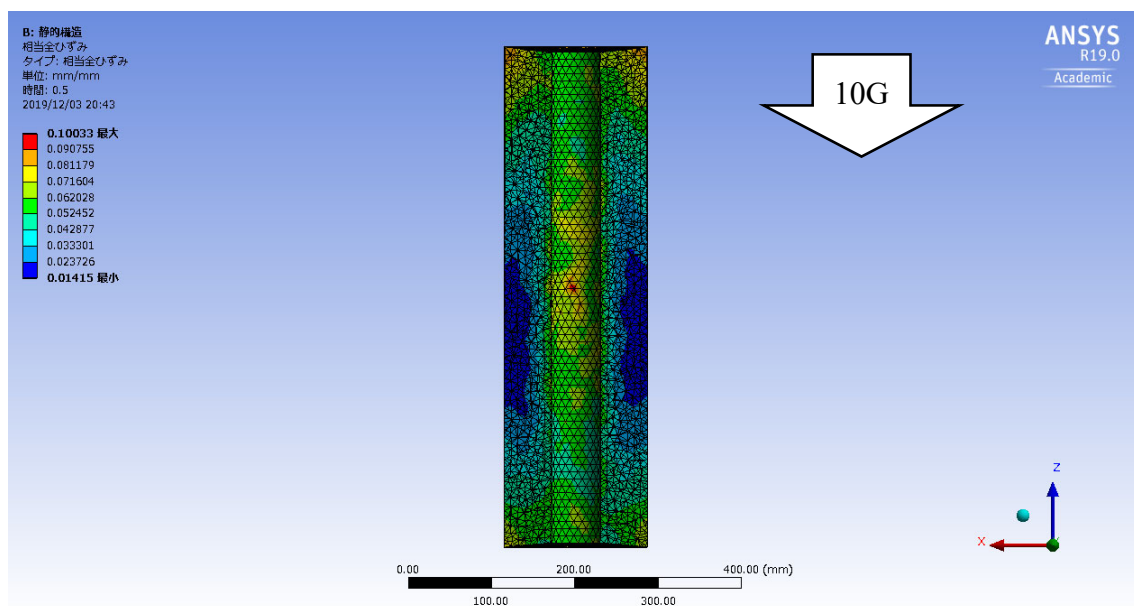


Figure 2.82 Strain distribution of fuel cross section in case (8).

2.4.2.2 FEM 解析結果まとめ

Table 2.12 に FEM 解析結果を示す．また，Figure 2.83 に条件 5～8 における最大応力-最大ひずみを破断包絡線図上に示した．下記に保管時，燃焼実験時，フライト時における結果のまとめを記す．

保管時(条件 1～4)：

保管時を想定した条件 1～4 において，いずれの条件においても径方向の最大変形量は 3[mm]以下であり，軸方向の最大変形量も 12[mm]以下である．それぞれ，代表長さに対して約 3.4[%]，2[%]である．径方向の変形量を最小にするためには，常温環境かつ横置きで保管するのが推奨されることが分かった．また，横向きでの保管においても，常温以下かつ燃料成型治具を取り外さない，燃料を定期的に回転させる，等の工夫で，径方向及び軸方向変形量を抑えることが可能である．Table 2.12 から，保管時において正立状態(条件 2，4)の方が応力及びひずみが大きいことが分かる．しかし，破断応力に対して 1/100 オーダー，破断ひずみに対して 1/10 オーダーと微小であり，保管時において燃料が破壊する可能性は低いことが示された．

燃焼実験時(条件 5, 6) :

燃焼実験時を想定した条件 5, 6 において, 径方向の最大変形量は 1.9, 1.8[mm] であり, 軸方向の最大変形量は 5.5[mm] である. 条件(5)において, 代表長さに対して約 2.2[%], 1.8[%] である. 両条件で各軸変形量及び最大応力, ひずみはほぼ同様であり, 燃焼実験において, モータ固定方向による差異がないことが推察される. 条件(5), 燃料ポート中心部において, 局所的に目標の酸化剤質量流束より約 13[%]低下することが考えられる. Figure 2.83 から, いずれの条件においても, 最大応力及び最大ひずみは, 破断応力に対して 1/10 オーダー, 破断ひずみに対して 1/10 オーダーと微小であり, 燃焼実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された.

フライト時(条件 7, 8) :

フライトを想定した条件 7, 8 において, 径方向の最大変形量は 1.8, 1.7[mm] であり, 軸方向の最大変形量は 5.8[mm], 6.5[mm] である. 条件(7)において, 代表長さに対して約 2.1[%], 1.9[%] である. 燃料ポート中心部において, 局所的に目標の酸化剤質量流束より約 12[%]低下することが考えられる. 条件(5)及び(6)と(7)を比較すると, 最大変形量の差異は 1[mm]以下であり, フライトによる加速度が燃料形状に与える影響は微小であることが示された. また, 条件(5)と条件(7)を比較すると, 10G 以下でのフライトにおいては, 燃料形状が燃焼実験時とほぼ同様であり, 燃料形状変化を起因とする燃焼パフォーマンスへの影響は微小であると考えられる. 両条件においても, 最大応力及び最大ひずみは, 破断応力に対して 1/10 オーダー, 破断ひずみに対して 1/10 オーダーと微小であり, 10G 以下の打上実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された.

Table 2.12 FEM analysis results.

Case	Maximum deformation in radial direction [mm]	Maximum deformation in axial direction [mm]	Max. stress [MPa]	Max. strain
1	1.7	2.9	0.73×10^{-3}	0.19
2	1.8	7.6	1.1×10^{-3}	0.26
3	2.6	4.6	0.68×10^{-3}	0.26
4	2.9	12	1.0×10^{-3}	0.39
5	1.9	5.5	68×10^{-3}	0.11
6	1.8	5.5	68×10^{-3}	0.11
7	1.8	5.8	68×10^{-3}	0.11
8	1.7	6.5	49×10^{-3}	0.10

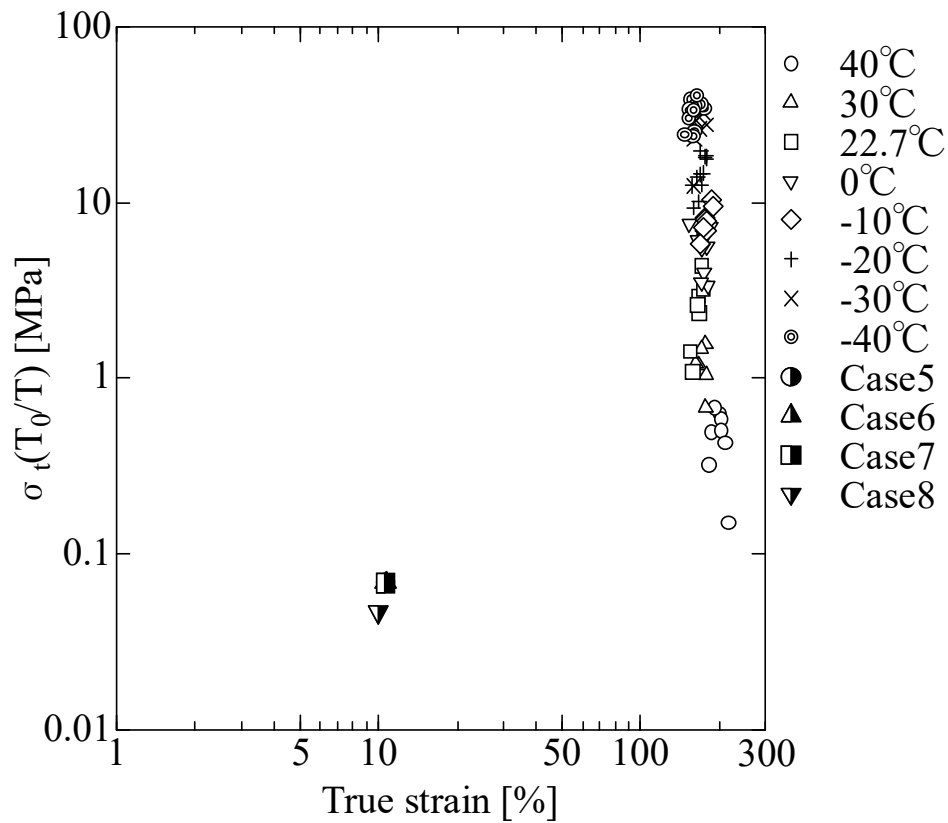


Figure 2.83 FEM analysis results of case 5 to 8 on the failure envelope.

2.5 第2章のまとめ

2.5.1 LT系燃料の構成樹脂と各種物性に関する結果と考察

1. LT系燃料のベースエラストマであるスチレン系熱可塑性エラストマは900[%]以上の伸び率を有している。
2. 構成樹脂が異なる4つのLT燃料の最大伸び率は377[%]以上であり、パラフィンベース燃料の伸び率約1.5[%]と比較して高い伸び率を有している。
3. 低融点オイル等の添加樹脂によりスチレン系熱可塑性エラストマのエラストマブロックが軟化していることが想定される。
4. LT燃料のようなブレンドポリマの場合各樹脂の表面張力が破断応力を支配することが考えられ、接着性付与樹脂との界面における剥離が発生し、破断応力は各樹脂間の界面張力が支配的であると考えられる。
5. 接着試験において、パラフィンオイル及びキシレン樹脂で構成されるLT#460のみ凝集破壊が確認された。#460の接着応力は0.5～0.7[MPa]であった。
6. 接着に用いた加硫プライマの希釈剤にもキシレンが用いられており、キシレン樹脂がプライマに利用されている他の樹脂材と反応し強固な接着になったことが考えられる。
7. 60[°C]における粘度はパラフィンオイル等の低融点化オイルの影響が強く、100[°C]における粘度はキシレン樹脂等の接着性付与樹脂の影響が強く反映される。
8. 接着性付与樹脂の軟化点を上回る実際の液相温度においては、粘度に大きな差異がないことが予想される。
9. 高燃料後退速度及び、優れた機械的物性及び接着性を示し、大型ハイブリッドロケットモータへ適用が期待できる燃料はパラフィンオイル及びキシレン樹脂で構成されたLT#460燃料である。

2.5.2 LT#460燃料の粘弾特性に関する結果と考察

10. LT#460燃料は粘弾性材料であり、マスターカーブからWLF式の定数はそれ

ぞれ $C_1=11.3$, $C_2=112.7$ である.

11. 実験より, 伸長比 $\lambda=1.8$ 程度まで弾性変形であり, $\lambda=1.8$ 程度を超えると塑性領域であることが確認された. これは, Mooney-Rivlin の式から求められた伸長比の値と一致した. この要因として, 燃料の中の分子鎖のからまりが, 引張り試験において延伸して, 一定の数値を超えると分子鎖が元に戻らなくなり塑性領域に達したと考えられる.
12. 引張り試験より LT#460 の破断包絡線が得られ, LT#460 が構造として成立する範囲が示された.

2.5.3 LT#460 燃料の FEM 解析に関する結果と考察

13. 保管時を想定した条件において, いずれの条件においても径方向の最大変形量は 3[mm]以下であり, 軸方向の最大変形量も 12[mm]以下である. それぞれ, 代表長さに対して約 3.4[%], 2.0[%]である. 径方向の変形量を最小にするためには, 常温環境かつ横置き状態で保管するのが推奨されることが分かった. 最大応力及び最大ひずみはそれぞれ, 破断応力に対して 1/100 オーダー, 破断ひずみに対して 1/10 オーダーと微小であり, 保管時において燃料が破壊する可能性は低いことが示された.
14. 燃焼実験時を想定した条件において, 径方向の最大変形量は 1.9, 1.8[mm]であり, 軸方向の最大変形量は 5.5[mm]であり, 代表長さに対して約 2.2[%], 1.8[%]である. 各軸変形量及び最大応力, ひずみはほぼ同様であり, 燃焼実験において, モータ固定方向による差異がないことが推察される. 条件(5), 燃料ポート中心部において, 局所的に目標の酸化剤質量流束より約 13[%]低下することが考えられる. いずれの条件においても, 最大応力及び最大ひずみは, 破断応力に対して 1/10 オーダー, 破断ひずみに対して 1/10 オーダーと微小であり, 燃焼実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された.
15. 10G でのフライトを想定した条件において, 径方向の最大変形量は 1.8, 1.7[mm]であり, 軸方向の最大変形量は 5.8[mm], 6.5[mm]である. 条件(7)において, 代表長さに対して約 2.1[%], 1.9[%]である. 燃料ポート中心部において, 局所的に目標の酸化剤質量流束より約 12[%]低下することが考えられる. 燃焼実験時の条件と比較すると, 最大変形量の差異は 1[mm]以下であり,

フライトによる加速度が燃料形状に与える影響は微小であることが示された。また、10G 以下でのフライトにおいては、燃料形状が燃焼実験時とほぼ同様であり、燃料形状変化を起因とする燃焼パフォーマンスへの影響は微小であると考えられる。両条件においても、最大応力及び最大ひずみは、破断応力に対して 1/10 オーダー、破断ひずみに対して 1/10 オーダーと微小であり、10G 以下の打上実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された。

第3章 低融点熱可塑性エラストマの燃焼実験

3.1 はじめに

本章では，LT 系燃料の燃料後退速度取得を目的とし，酸化剤に GOX を使用した 100N 級燃焼実験及び酸化剤に N_2O を使用した 500N 級燃焼実験を実施した．対象とした LT 系燃料は 7 種類であり適度な弾性を有した LT 系燃料に対して 100N 級燃焼実験を実施し，その結果を基に 500N 級燃焼実験を実施した．500N 級燃焼実験結果から第 5 章に示すフライトモータを設計した．なお，本章における LT 系燃料の成型方法は付録 B.3，実験データ解析手法の詳細は付録 D に示す．また，本章における実験装置の詳細は付録 E に示す．

3.2 GOX/LT 燃焼実験

3.2.1 LT 系燃料

Table 3.1 に本章で用いる LT 系燃料の種類とその成分を示す．加えて，Table 2.1 に示した #673，#674，#675 についても燃焼実験を実施した．

Table 3.1 Constituent resin and content of four LT fuels.				
LT fuel No.	#421	#462	#464	#460
Styrene thermoplastic elastomer	9%	9%	11%	13%
Paraffin-oil	75%	57%	53%	49%
Xylene resin	13%	33%	32%	31%
Stearic acid	4%	0%	3%	6%
Specific gravity	0.89	0.92	0.92	0.92

3.2.2 実験装置

Figure 3.1 に 100N 級燃焼器の断面図を示す．燃焼室は主にインジェクタ，点火用燃料，燃焼室，燃料，ノズルケース，ノズルで構成されている．酸化剤は図

中左側から、燃焼ガスはノズルを通過し図右方向に排気される。燃焼スタンドに設置された燃焼器を Figure 3.2 に示す。酸化剤は GOX を使用した。酸化剤流量はチョークオリフィスを用いて制御した。点火は二芯並行ビニル線をノズルから挿入し点火用燃料に接着、先端をスパークさせると共に少量のガス酸素を供給することで行った。点火や酸化剤供給バルブ等の制御及び実験データの測定は(米)National Instruments 社の LabVIEW を用いた。燃焼終了後は速やかに N₂ を供給し消火した。

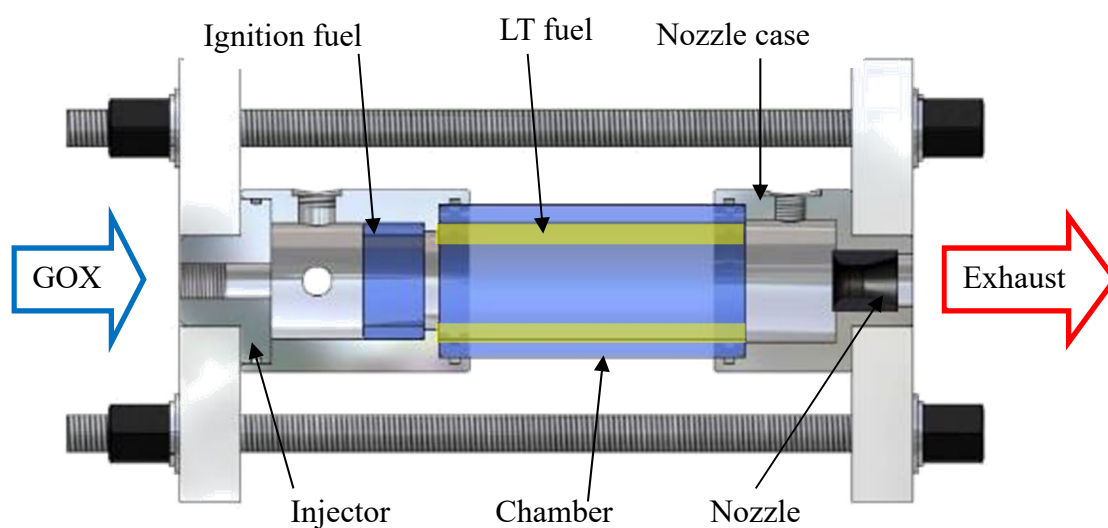


Figure 3.1 Cross-section view of a small static firing test motor.

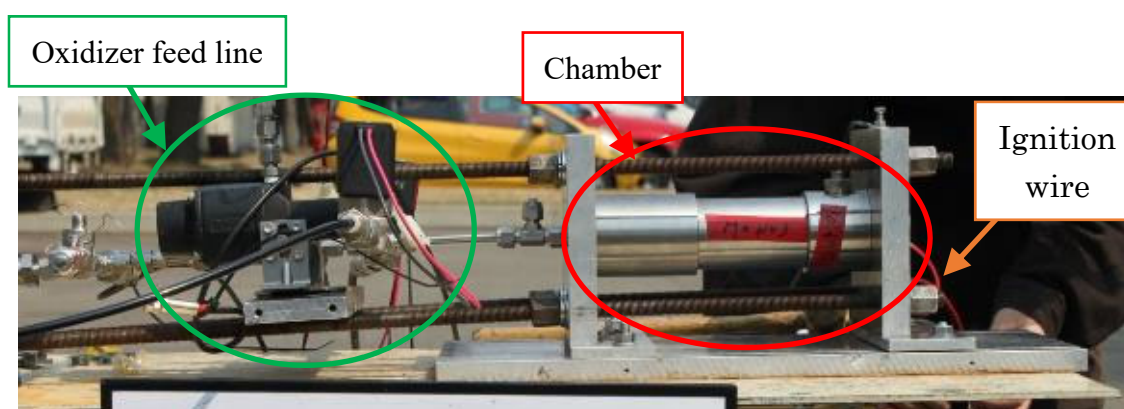


Figure 3.2 Experimental setup of the test motor.

3.2.3 実験結果・考察

LT#421 の実験結果例を Table 3.2 に示す．まず，酸化剤質量流束の低い領域においてそれぞれの燃料後退速度測定を実施した．結果は全て平均値である．

Table 3.2 Example of static firing test results.			
Experiment No.	1	2	3
Burning time [s]	5.9	5.1	4.4
Oxidizer pressure [MPa]	0.43	0.56	0.76
Chamber pressure [MPa]	0.28	0.36	0.50
Oxidizer mass flux [$\text{kg/m}^2\text{s}$]	4.93	6.31	8.56
Characteristic velocity [m/s]	1,638.8	1,682.3	1,726.4
Fuel regression rate [mm/s]	0.29	0.35	0.45
<i>O/F</i>	0.97	1.08	1.23

各実験の燃焼時間は約 4~6.5 秒であり，燃料厚さが決まっているため燃料後退速度の速い燃料ほど燃焼時間が短くなる．燃焼圧力はすべて 0.2[MPa]以上であり，ノズルスロート部においてチョーク条件を満たしている．酸化剤質量流束は 5~20[$\text{kg/m}^2\text{s}$]であり，比較的低い領域での実験である．これは実験開始当初 LT 系燃料の燃料後退速度が不明であり，安全に考慮し低圧力，低質量流量で実験をスタートしたためである．Figure 3.3 に燃焼実験時の写真を示す．

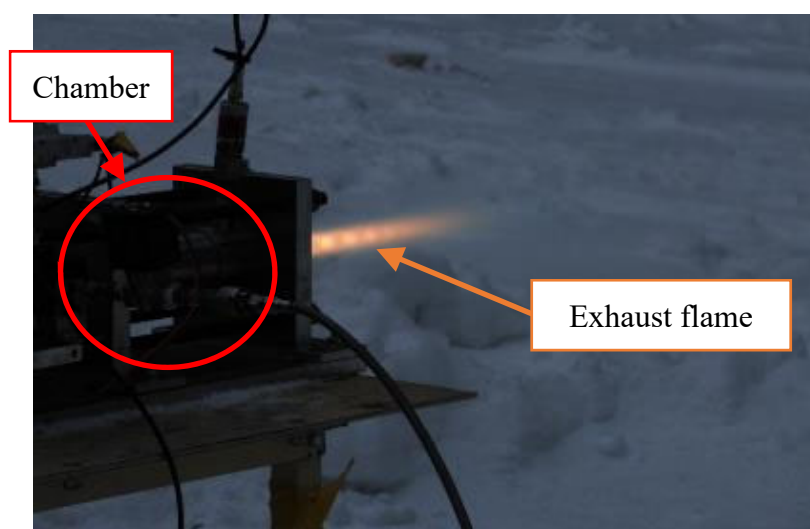


Figure 3.3 Photographs of during combustion.

本実験での酸化剤質量流束範囲では燃焼室圧力が燃料後退速度に影響を及ぼしていることが分かった．Figure 3.4 に平均酸化剤質量流束，平均燃焼圧力と平均燃料後退速度の関係を示す．

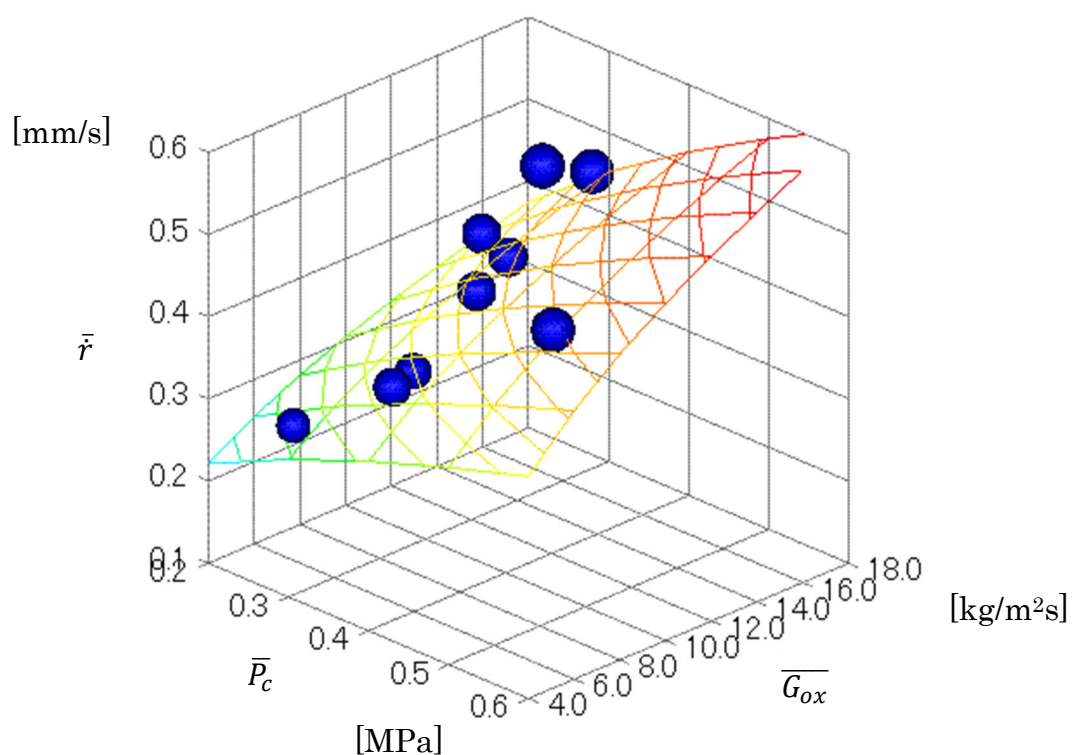


Figure 3.4 Relationship between fuel regression rate, chamber pressure and oxidizer mass flux of LT#421

この結果より、#421の平均燃料後退速度と酸化剤質量流束、燃焼室圧力の関係は(3.1)式で示される。

$$\bar{r} = 0.29 \overline{G_{ox}}^{0.35} \overline{P_c}^{0.47} \quad (3.1)$$

(3.1)式は、Figure 3.4中の曲面を表現する関数であり、決定係数（R2値）は0.8である。このことから、酸化剤質量流束が5～20[kg/m²s]、燃焼室圧力0.2～0.6[MPa]の条件下における #421の燃料後退速度を予測することが可能である。ハイブリッドロケットの燃料後退速度は拡散火炎による燃料表面への熱伝達が支配的となるため酸化剤質量流束に依存し、燃焼室圧力による影響はほぼ無いとされているが、低酸化剤質量流束においては、火炎による輻射の影響が強くなるため圧力に対する依存性が生じることが示唆されており、本実験結果と良く一致する⁵⁸⁾。

次に、燃料後退速度の見積もりが出来たため、酸化剤質量流束 $\overline{G_{ox}} \sim 100$ [kg/m²s]の範囲で実験を実施した。燃焼室圧力は約 1.5～2[MPa]とした。また、燃料は#421に加え、#462、#464、#460 も同様に実験を実施した。Figure 3.5 に燃焼実験から得られた酸化剤圧力と燃焼室圧力履歴の一例を示す。また、取得した燃料後退速度と酸化剤質量流束との関係を Figure 3.6 に示す。

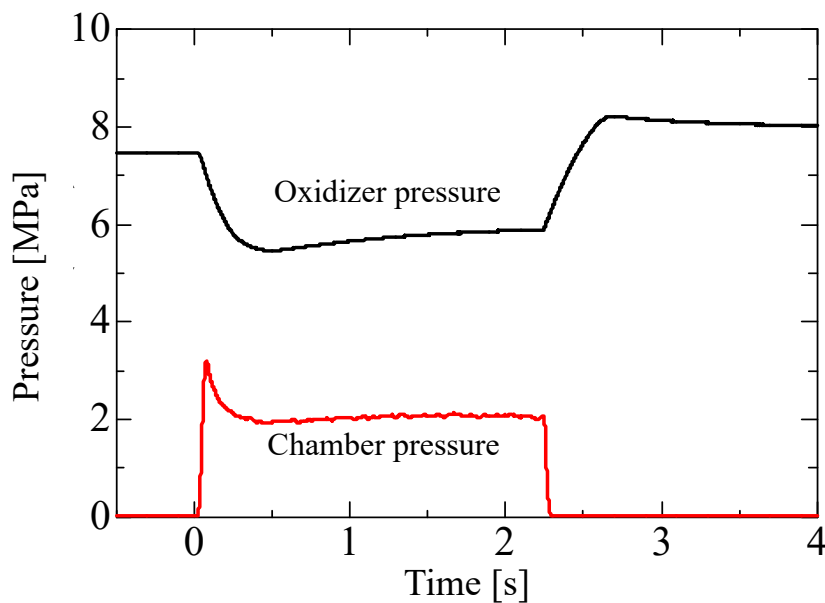


Figure 3.5 Example of pressure history.

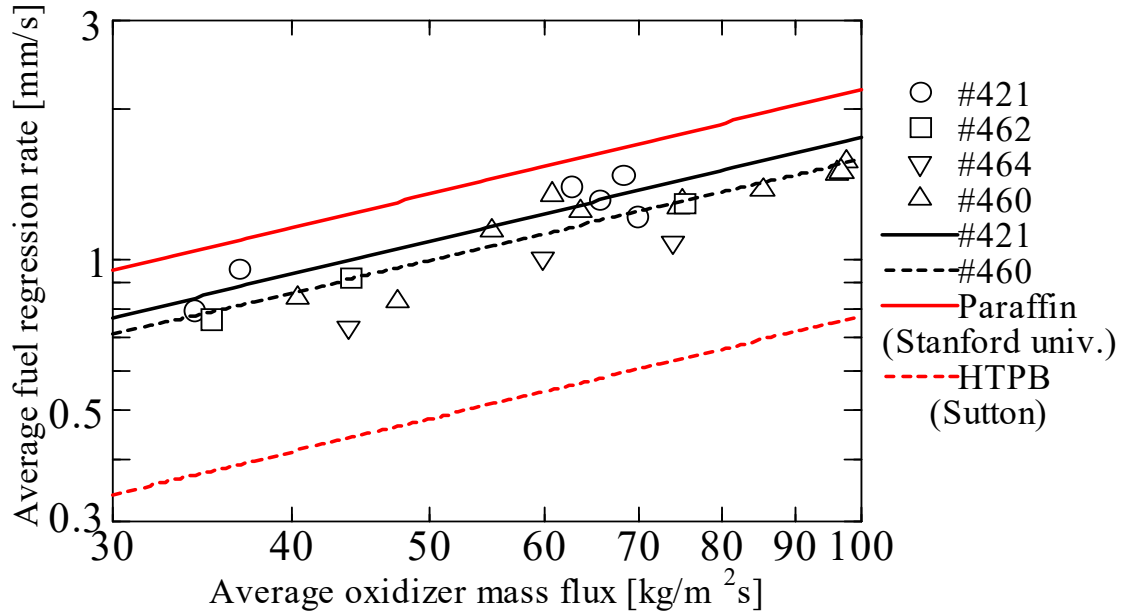


Figure 3.6 Relationship between oxidizer mass flux and fuel regression rate of LT fuels, Paraffin-based fuel³⁴⁾ and HTPB³⁾.

Figure 3.5より、燃焼圧力は点火による圧力ピークが3.2[MPa]となり、その後、2[MPa]で安定した燃焼が行われていることが確認できる。酸化剤上流圧力は点火と同時に5.8[MPa]まで減少し、若干の増加傾向を見せているが、本実験で用いている酸素レギュレータの特性であり、解析の際には単位時間ごとに変化する酸素量を考慮し、平均酸化剤質量流量を用いて平均酸化剤質量流束を決定している。#421～#464のLT系燃料は、KarabeyogluらによるParaffin-based燃料の実験結果³⁴⁾と比較して、最大で59.3[%]の燃料後退速度となった。HTPB燃料と比較すると、最大で約2.5倍の燃料後退速度を示し、従来のハイブリッドロケット燃料と比較して高い燃料後退速度を示すことが確認された。#421と#460の燃料後退速度と酸化剤質量流束の関係式をそれぞれ(3.2)式、(3.3)式に示す。

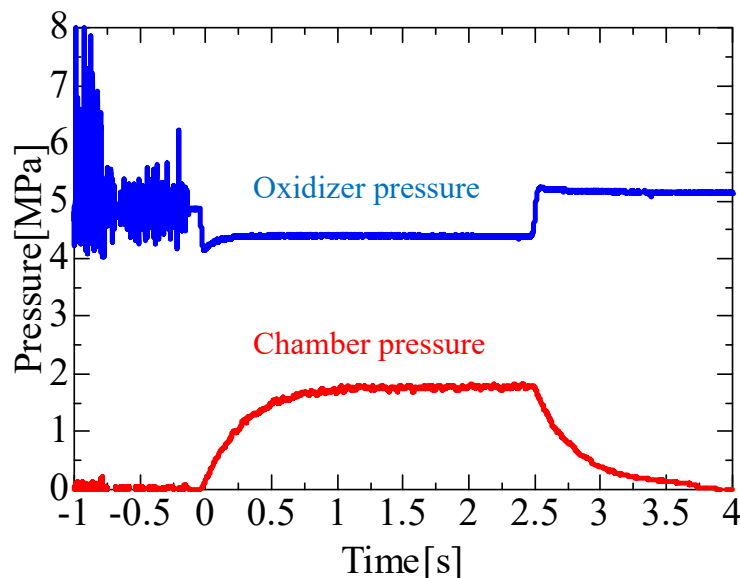
$$\bar{r} = 0.075 \bar{G}_{ox}^{-0.69} \quad (3.2)$$

$$\bar{r} = 0.073 \bar{G}_{ox}^{-0.67} \quad (3.3)$$

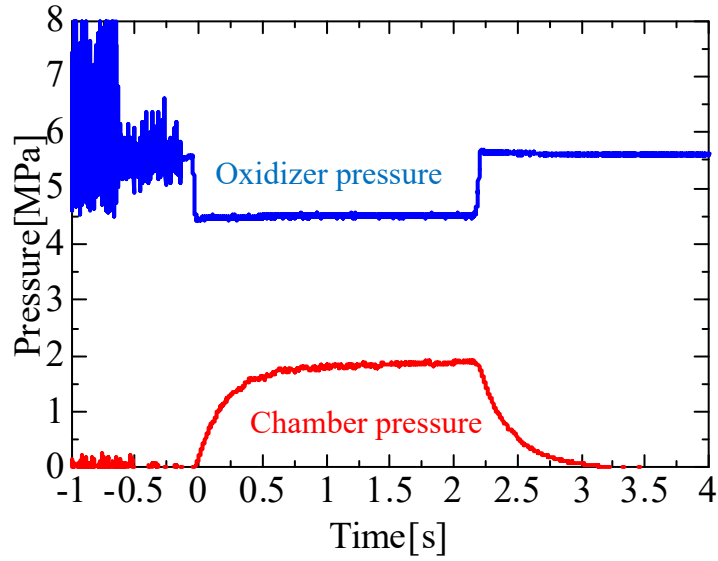
パラフィンオイルの量を減らし、スチレン系熱可塑性エラストマの量を増やすことで燃料の機械強度を上げると燃料後退速度の低下が観察られた。しかし、最

も硬い#460 でも HTPB の約 2 倍の燃料後退速度を有していることが明らかとなった。また、機械的強度を変更させた場合でも酸化剤質量流束指数が顕著な影響がないことも明らかとなった。

Figure 3.7 に#673, #674 の燃焼実験履歴を示す。これらの燃料においてもスムーズな点火及び安定した燃焼が確認された。0 秒以前のノイズは点火に用いたスパークワイヤによる電氣的なノイズである。Figure 3.8 に LT 燃料, HTPB, パラフィン燃料の燃料後退速度を示す。LT 燃料の後退速度は $75[\text{kg/m}^2\text{s}]$ で $1.18 \sim 1.36[\text{mm/s}]$ で得られた。LT 燃料の後退速度の分散は、全酸化剤質量流束条件で $0.24[\text{mm/s}]$ 以内である。LT 燃料の平均燃料後退速度は、HTPB の約 2 倍であった。坂野らによって報告されているように、LT#460 の燃料表面に近い融解層の温度は約 $330[^\circ\text{C}]$ である⁵⁹⁾。燃料後退速度とハイブリッドロケット燃料の粘度の相関関係は Kobald ら及び那賀川らによって報告されている^{60), 61)}。2.2.3 章に示したように、 $100[^\circ\text{C}]$ での 4 つの LT 燃料の粘度は値が近い。燃焼中の燃料の融解層温度は $100[^\circ\text{C}]$ を超えるため、粘度の値は近いと想定される。したがって、4 つの LT 燃料の燃料後退速度に有意差が観察されなかったものと考えられる。



(a) #673($T_b=2.5$, $\overline{P_{ox}}=4.5$, $\overline{P_c}=1.7$, $\overline{G_{ox}}=54$, $\overline{O/F}=3.3$)



(b) #674 ($T_b = 2.2$, $\overline{P_{ox}} = 4.6$, $\overline{P_c} = 1.8$, $\overline{G_{ox}} = 86$, $\overline{O/F} = 3.3$)

Figure 3.7 Pressure history of LT#673 and #674.

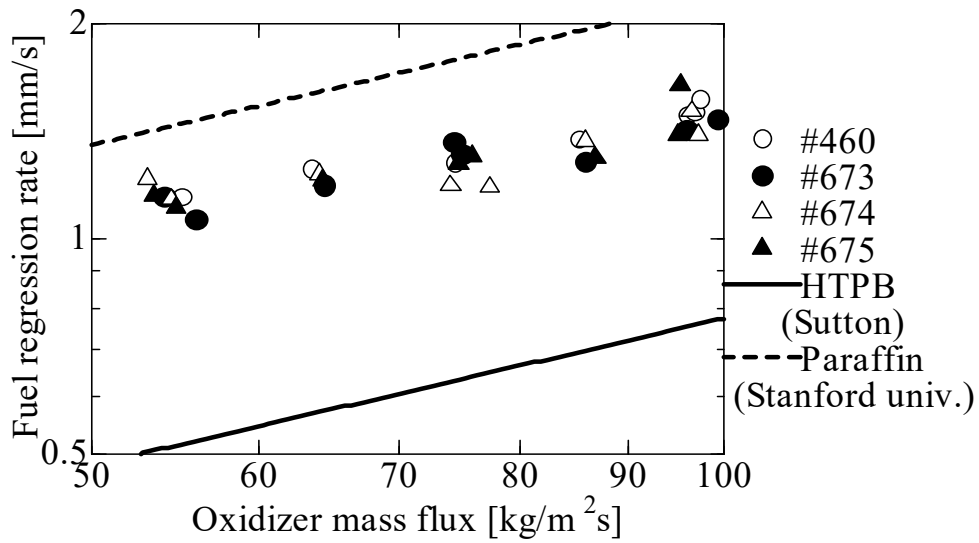


Figure 3.8 Fuel regression rates of LT fuels, Paraffin-based fuel³⁴⁾ and HTPB³⁾.

Figure 3.9 に、LT 燃料、HTPB、純パラフィン、純ナフテンの特性排気速度を示す。HTPB、パラフィン、ナフテンの理論特性排気速度は、NASA-CEA プログラムによって計算した⁶²⁾。計算条件は、ノズルの凍結流、燃焼室圧力 2[MPa]、酸化剤は GOX とした。LT 燃料の特性排気速度は、 $O/F \approx 3.2$ で 1,392.8 から 1,494.5[m/s]となった。LT 燃料の特性排気速度のばらつきは、全ての O/F 条件で

283.4[m/s]以内であった。パラフィンとナフテンは、単位あたりに保持されている炭素と水素の数、および生成熱が酷似しており、Figure 3.9 に示すように、理論特性排気速度は近い値となる。したがって、燃料成分は LT 燃料の特性排気速度に大きな影響を与えないと考えられる。4 つの LT 燃料の特性排気速度は、HTPB、パラフィン、ナフテンの理論特性排気速度と比較して約 80~90[%]であった。

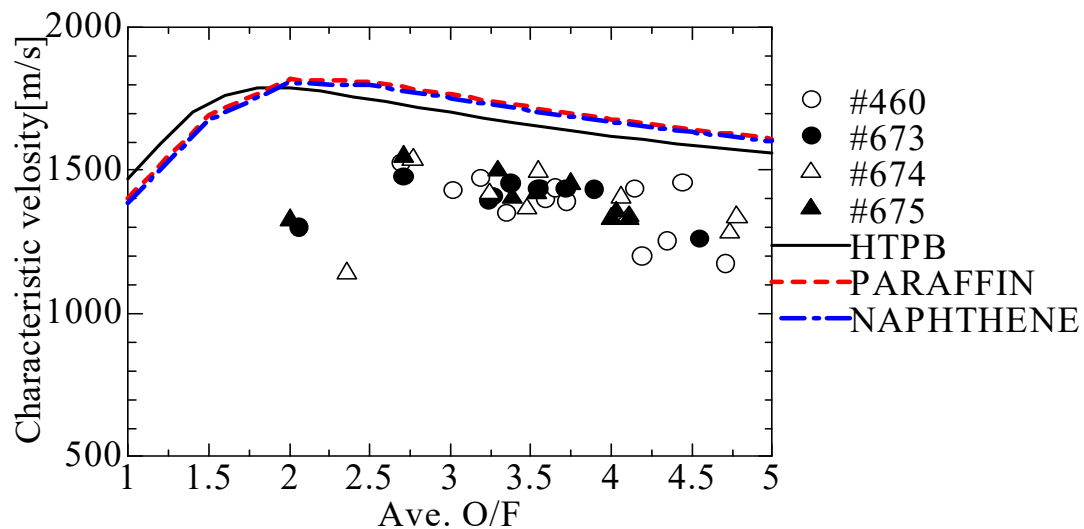


Figure 3.9 Characteristic velocity of LT fuels, HTPB³⁾, pure paraffin and pure Naphthene.

3.3 N₂O/LT 燃焼実験

本実験は推力 100N 級燃焼実験の結果を基に、酸化剤に N₂O、燃料に LT#421 燃料を用いて推力 500N 級の燃焼実験を実施した。#421 を選定した理由としては、500N 級のハイブリッドロケットモータで必要となる燃料の質量は 300[g]程度であり、自重や圧力によって燃料形状が顕著に変化することは想定されないと共に、LT 系燃料の中で#421 が最も速い燃料後退速度を示していたからである。本実験では平均燃料後退速度、推力、特性排気速度等、フライトモータ設計に求められるパラメータの測定を目的とした。

3.3.1 実験装置

Figure 3.10 に燃焼器の断面図を示す．燃焼器は，インジェクタフランジ，オリフィス，2重円管(ランチシステム)シール板，耐熱材，燃焼室，燃料カートリッジ，燃料，ノズル，ノズルケースで構成されている．酸化剤は図中左側から，燃焼ガスはノズルを通過し右側に排出される．燃焼スタンドに設置された燃焼器を Figure 3.11 に示す．また，今回用いた4種類の燃焼室を Figure 3.12 に示す．なお，燃焼室内壁の金属部分が露出している場所はベークライトで断熱した．点火方法は 3.2.2 章で示した方法と同様である．

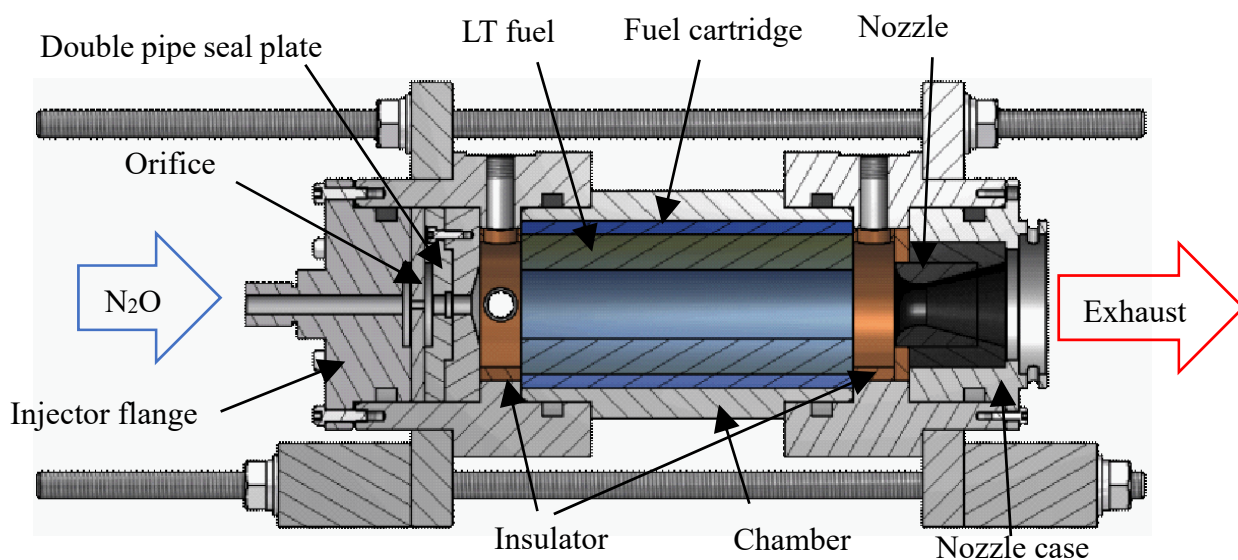


Figure 3.10 Cross-section view of a 500N thrust class test motor.

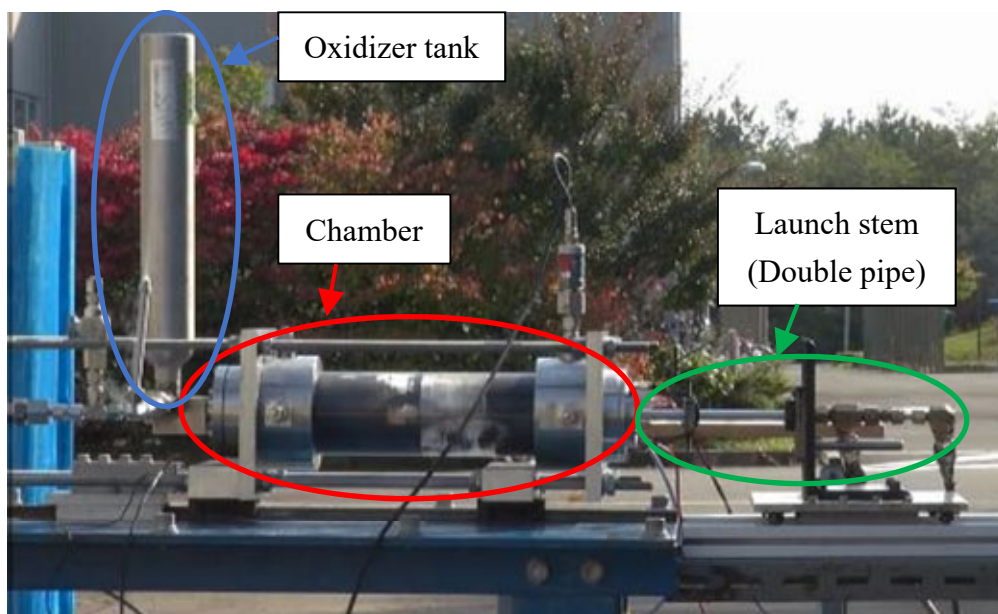


Figure 3.11 Experimental setup of a 500N thrust class test motor.

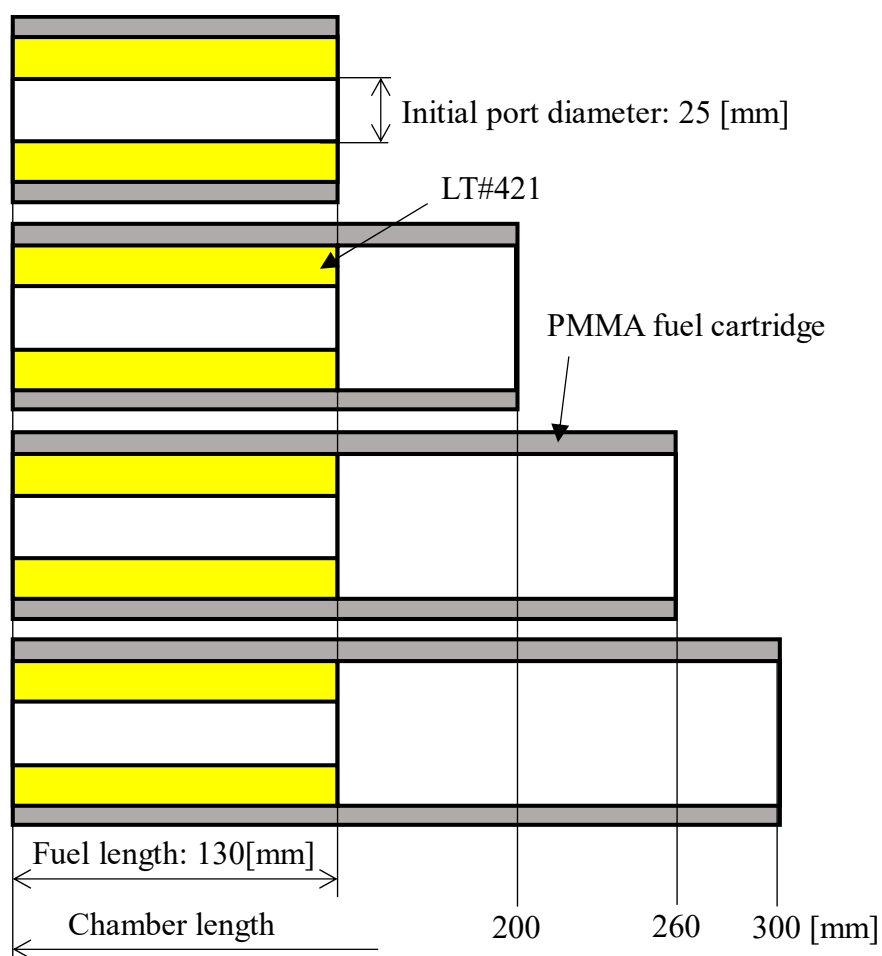


Figure 3.12 Schematic diagram of each fuel cartridge length.

3.3.2 実験結果・考察

Table 3.3 に実験結果例を示す.

Table 3.3 Example of N ₂ O/LT#421 static firing test results.			
Experiment No.	1	2	3
Burning time [sec]	1.7	1.4	1.3
Fuel length [mm]	122.3	127.1	124.0
Chamber length [mm]	200	260	300
Max thrust [N]	471.4	668.2	705.1
Average thrust [N]	284.8	332.4	341.4
Total impulse [N-s]	477.1	449.7	458.1
Max oxidizer pressure [MPa]	3.52	4.62	4.93
Average oxidizer pressure [MPa]	2.81	3.51	3.72
Max chamber pressure [MPa]	3.39	5.00	5.15
Average chamber pressure [MPa]	1.84	2.11	2.29
Average oxidizer mass flow rate [g/s]	160	182	182
Average fuel mass flow rate [g/s]	28	33	41
Average oxidizer mass flux [kg/m ² s]	231.1	270.7	254.2
Characteristic velocity [m/s]	1,170.0	1,172.9	1,226.0
<i>O/F</i>	5.7	5.6	4.5
Average fuel regression rate [mm/s]	2.77	3.14	3.90

Figure 3.13 に燃焼時の写真を示す。燃焼中の火炎は安定しており、顕著な燃焼振動などは見られなかった。Figure 3.14 に燃焼室圧力履歴，Figure 3.15 に推力履歴を示す。Figure 3.15, 3.16 中，燃焼室の全長が 130[mm]の結果を青線，200[mm]の結果を黒線，260[mm]の結果を黄色，300[mm]の結果を紺色で示す。

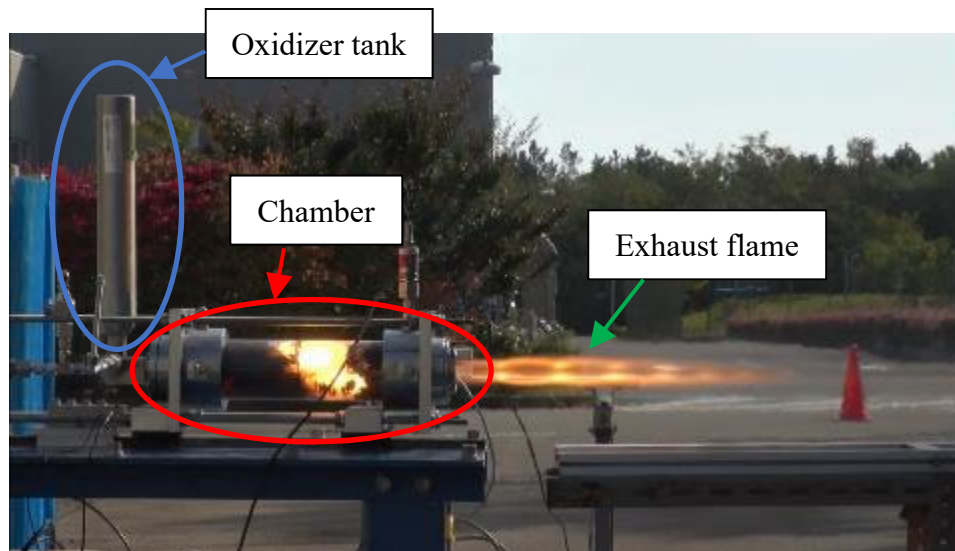


Figure 3.13 Photograph of during a working hybrid rocket motor.

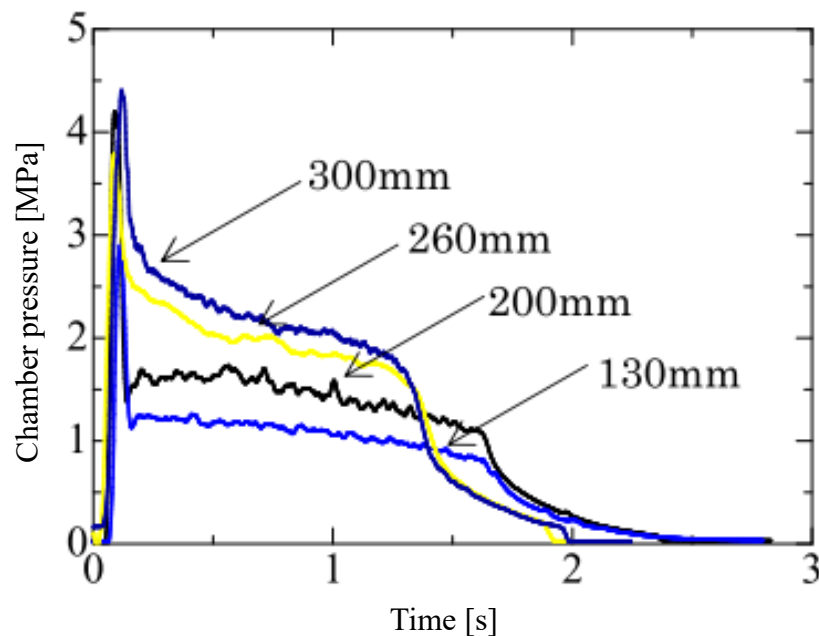


Figure 3.14 Chamber pressure history of $\text{N}_2\text{O}/\text{LT}\#421$ as firing test results.

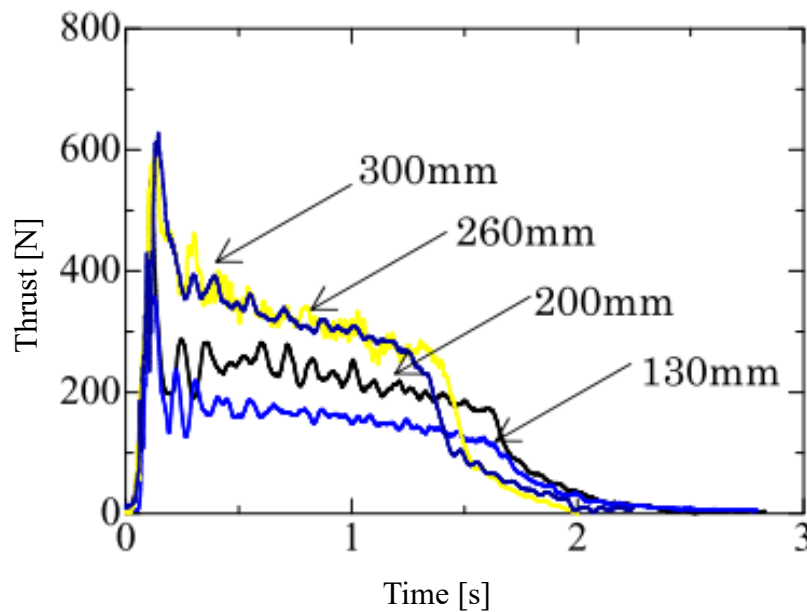


Figure 3.15 Thrust history of N_2O /LT#421 as firing test results.

点火は良好であり、 N_2O の供給と同時に鋭い燃焼室内圧力と推力の立ち上がりが観察された。これは、2重円管の固定を焼切るまでの間、点火ワイヤのスパークにより気化した燃料と点火用の GOX とが燃焼し、燃料過多の燃焼ガスがほぼ大気圧の状態に燃焼室内に充満する。そこに、酸化剤タンクと燃焼室内の圧力差が大きい状態で N_2O が燃焼室内に流入し、多量の N_2O と内部の燃料過多の燃焼ガスとが混合し一度に燃焼するため大きなスパイクが観察されたと考えられる。しかし、この圧力ピークは設計値よりも低い値であり燃焼実験の安全性に問題はないと判断した。また、小型ロケットの場合、推進剤質量に対してロケットの構造質量が重く、高構造係数となる傾向がある。そのようなロケットの場合、高初期推力のモータはランチャ脱出速度を速め、安全なロケットの飛翔に寄与する。燃焼圧力は燃焼室長さが増え、後方燃焼室の割合の増加に伴い、徐々に増加傾向にある。推力履歴も同様に燃焼室長さの増加によって増加傾向にあるが、260[mm]と300[mm]の場合はほぼ同様の推力となっている。Figure 3.16 に燃料後退速度結果を示す。酸化剤を N_2O にしたことにより GOX を酸化剤に用いた場合と比較して燃料後退速度の減少が確認された。LT#421 と N_2O の燃料後退速度予測式を(3.4)式に示す。しかし、酸化剤質量流束指数に顕著な変化は確認されなかった。これは、低融点燃料の燃料後退速度がエントレインメント現象(Figure

1.16)に基づいていることが要因として考えられる．低融点燃料のエントレインメント現象による燃料後退速度は式(3.5)に示すように，燃焼室圧力及び酸化剤質量流束の実験条件と熔融燃料の粘度・表面張力の燃料特性にのみ依存することが報告されている³¹⁾．故に，酸化剤の種類によって酸化剤質量流束指数は変化しないことが考えられる．燃料後退速度が約 8[%]低下した要因としては，酸化剤によって断熱火炎温度が変化することであると考えられる．酸化剤を GOX とした場合，最適 O/F，燃焼室圧力 2[MPa]の時，理論断熱火炎温度は 3,554[K]であるが，同条件で酸化剤を N₂O とした際は 3,284[K]である．このことから，燃料表面に形成される火炎帯からの熱流束の差異によって燃料後退速度定数が変化したと推察される．

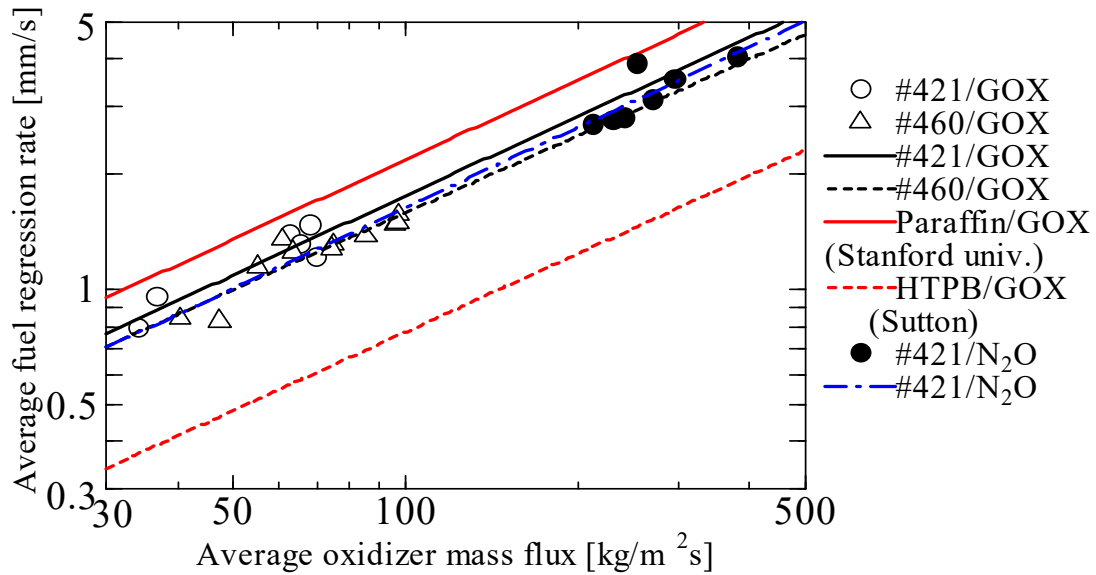


Figure 3.16 Fuel regression rates of LT fuels, Paraffin-based fuel³⁴⁾ and HTPB³⁾.

$$\bar{r} = 0.065 \bar{G}_{ox}^{-0.69} \quad (3.4)$$

$$\dot{m}_{ent} \propto \frac{P_d^\alpha h^\beta}{\sigma^\pi \mu_l^\gamma} \quad (3.5)$$

Operational parameters
(Pressure, Oxidizer flux)

Material properties
(Viscosity, Surface tension)

Figure 3.17 に特性燃焼室長さと特性排気速度の関係, Figure 3.18 に単位燃料当たりの燃焼室長さと特性排気速度の関係を示す. 単位燃料当たりの燃焼室長さ \dot{L} は式(3.6)で求めた.

$$\dot{L} = \frac{L_c - L_f}{L_f} \quad (3.6)$$

\dot{L} が1のとき, 燃料と同じ長さの後部燃焼室長さであることを示している. LTのような低融点燃料は, 燃料表面の熔融層が燃焼室後方に輸送されることが和田らによって観察されている⁶³⁾. 故に, 熔融燃料がノズルを通過するまでに気化する燃焼室滞留時間が重要となる. 特性燃焼室長さ L^* [m]は式(3.7)で求められる.

$$L^* = \frac{V_c}{A_{th}} \quad (3.7)$$

ここで V_c は燃焼室体積[m³], A_{th} はノズル断面積[m²]である. L^* の場合, 燃焼室内径が大きく, ノズル断面積が小さい場合, つまり燃料後端面からノズルまでの距離が短い場合でも高 L^* となる. 低融点燃料では燃料後端面からノズルまでの距離及び滞留時間が重要であるため, 本研究では L^* と共に \dot{L} でも評価する. Figure 3.17, 3.18 から, $L^*=0.8$, $\dot{L}=0.4$ 付近では特性排気速度の値が 324[m/s]と非常に小さい. しかし, $L^*=2.0$, $\dot{L}=0.5\sim 1$ になると特性排気速度が急激に上昇した. $L^*>3.5$, $\dot{L}>2.5$ となると特性排気速度がほぼ横ばいとなり, 燃焼完結性が高まったと考えられる. 故に5章で示す, LT#421 を用いたフライトモータでは \dot{L} が2以上になるように設計を実施した.

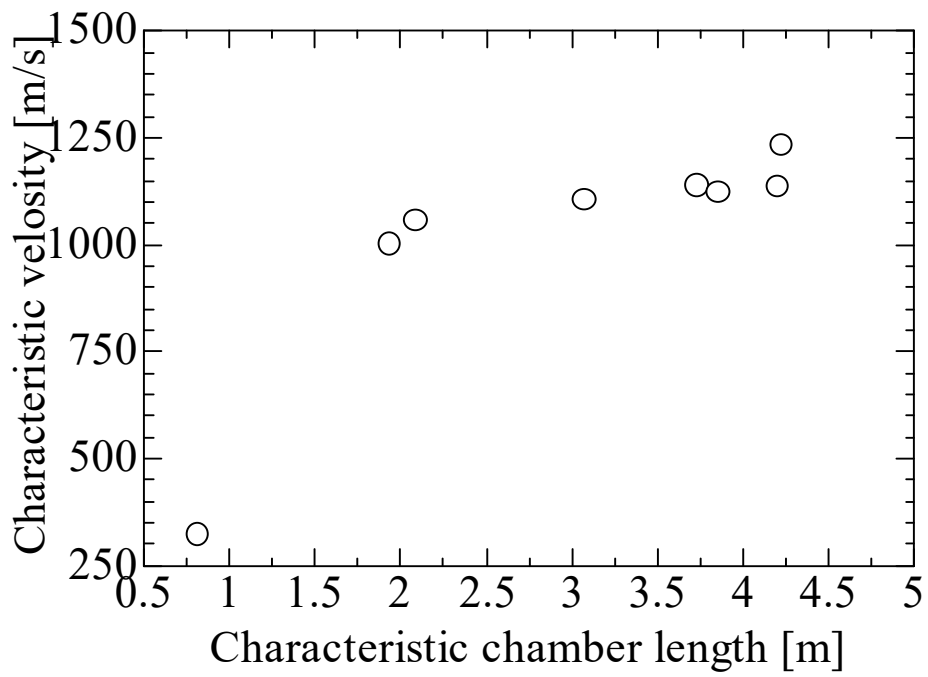


Figure 3.17 Relationship between characteristic chamber length and characteristic velocity.

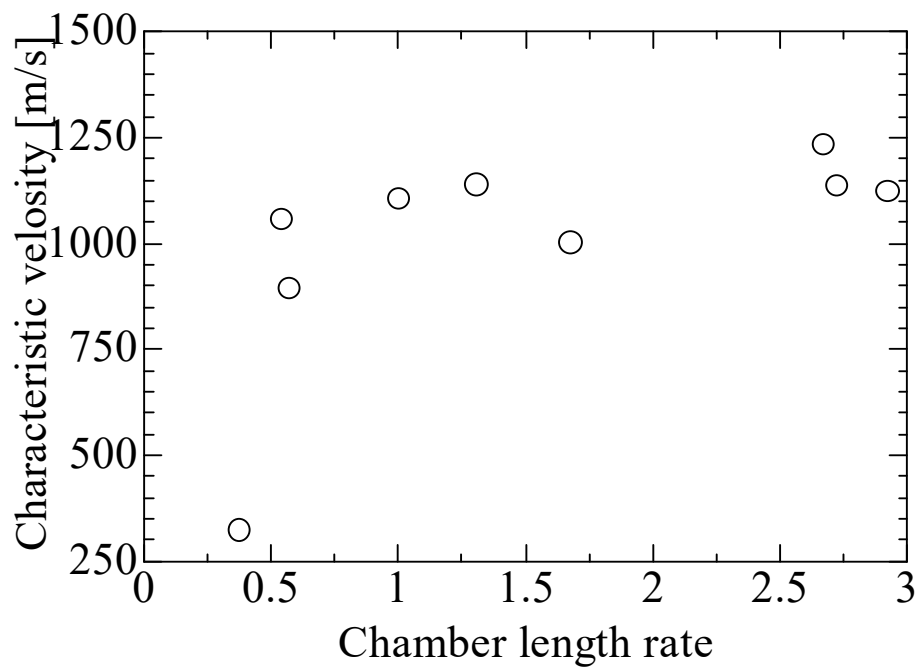


Figure 3.18 Relationship between chamber length rate and characteristic velocity.

3.4 第3章のまとめ

3.4.1 LT系燃料の燃料後退速度及び特性排気速度に関する結果と

考察

1. 酸化剤質量流束が $5 \sim 20[\text{kg/m}^2\text{s}]$ の範囲では燃焼室圧力が燃料後退速度に影響を及ぼしていることが分かった. ハイブリッドロケットの燃料後退速度は低酸化剤質量流束において、火炎による輻射の影響が強くなるため圧力に対する依存性が生じることが示唆されており、本実験結果と良く一致した.
2. #421, #460, #462, #464のLT系燃料は、Paraffin-based燃料の実験結果と比較して、最大で59.3[%]の燃料後退速度となった. HTPB燃料と比較すると、最大で約2.5倍の燃料後退速度を示し、従来のハイブリッドロケット燃料と比較して高い燃料後退速度を示すことが確認された.
3. パラフィンオイルの量を減らし、スチレン系熱可塑性エラストマの量を増やすことで燃料の機械強度を上げると燃料後退速度の低下が観察された. しかし、最も硬い#460でもHTPBの約2倍の燃料後退速度を有していることが明らかとなり、機械的強度を変更させた場合でも酸化剤質量流束指数が顕著な影響がないことも明らかとなった.
4. #460, #673, #674, #675燃料の平均燃料後退速度は、HTPBの約2倍であり、燃料構成樹脂の違いによる燃料後退速度の顕著な違いは確認されなかった. LT#460の燃料表面に近い融解層の温度は約 $330[^\circ\text{C}]$ であり、燃料後退速度とハイブリッドロケット燃料の粘度の相関関係が報告されている. $100[^\circ\text{C}]$ における4つのLT燃料の粘度は値が近い. 燃焼中の燃料の融解層温度は $100[^\circ\text{C}]$ を超えるため、粘度の値は近いと想定される. したがって、4つのLT燃料の燃料後退速度に有意差が観察されなかったものと考えられる.
5. #460, #673, #674, #675燃料の特性排気速度に顕著な差異は確認されなかった. パラフィンとナフテンは、単位あたりに保持されている炭素と水素の数、および生成熱が酷似しており、理論特性排気速度は近い値となる. したがって、燃料成分はLT燃料の特性排気速度に大きな影響を与えないと考えられる.

6. 酸化剤を N_2O とすると GOX を酸化剤に用いた場合と比較して燃料後退速度の減少が確認されたが、酸化剤質量流束指数に顕著な変化は確認されなかった。低融点燃料の燃料後退速度がエントレインメント現象に基づいていることが要因として考えられる。低融点燃料のエントレインメント現象による燃料後退速度は燃焼室圧力及び酸化剤質量流束の実験条件と熔融燃料の粘度・表面張力の燃料特性にのみ依存することが報告されている。故に、酸化剤によって酸化剤質量流束指数は変化しないことが考えられる。燃料後退速度が約 20[%]低下した要因としては、酸化剤によって断熱火炎温度が変化することであると考えられる。酸化剤を GOX とした場合、理論断熱火炎温度は 3,554[K]であるが、酸化剤を N_2O とした際は 3,284[K]である。このことから、燃料表面に形成される火炎帯からの熱流束の差異によって燃料後退速度定数に変化したと推察される。
7. $L^* > 3.5$, $\dot{L} > 2.5$ となると特性排気速度がほぼ横ばいとなり、燃焼完結性が高まったと考えられる。

第4章 燃料後退速度及び特性排気速度の向上

4.1 はじめに

本章では、LT 系燃料の燃料後退速度及び特性排気速度の向上を目的とし、酸化剤に GOX を使用した酸化剤旋回流型燃焼実験及び酸化剤に GOX, N_2O を使用し、燃焼室内にバッフルプレートを設置した燃焼実験を実施した。対象とした LT 系燃料は 2 種類であり、GOX 旋回流型燃焼実験では#460, バッフルプレートを設置した燃焼実験では#421 を使用した。最良の結果を示したバッフルプレートを用いて酸化剤に N_2O を用いた小型ロケット打ち上げ可能な 500N 級燃焼実験を実施し、バッフルプレートにより特性排気速度の改善を確認した。なお、本章における LT 系燃料の成型方法は付録 B.3, 実験データ解析手法の詳細は付録 D に示す。また、本章における実験装置の詳細は付録 E に示す。

4.2 GOX 旋回流型モータ燃焼実験

本節では、LT#460 燃料を大型モータに適用した際の燃料後退速度を向上するために、酸化剤旋回流を用いた燃焼実験を実施し、酸化剤旋回流が LT#460 の平均燃料後退速度及び局所燃料後退速度に与える影響を調査した。

4.2.1 実験装置・条件

燃焼器及び形状スワール数(Geometric Swirl number : S_g)が 37.3 の旋回流インジェクタを Figure 4.1, 4.2 に示す。実験は横向きで行った。GOX は燃焼器前部にあるフランジの半径方向から供給し旋回流インジェクタによって旋回がかけられ燃焼室に供給される。LT 燃料は PMMA 製燃料カートリッジに充填して燃焼室内に配置した。燃料後方及びノズル周辺には燃焼器を保護するためにベークライト製断熱材を配置した。燃焼室圧力はノズル前端面で計測した。Table 4.1 に実験条件を示す。それぞれ目標酸化剤質量流束, 燃料長を変化させた。燃焼時間は 5 秒である。酸化剤の流量はチョークオリフィスによって計測を行った。酸化剤旋回流時の形状スワール数 S_g は式(4.1)によって求めた。 \dot{m}_{ox} は酸化

剤質量流量[kg/s], $v_{\theta ox}$ はインジェクタ出口における半径方向酸化剤流速[m/s], R は半径[m] v_{xox} はインジェクタ出口における軸方向酸化剤流速[m/s]である. インジェクタ設計の際はスリット幅及び深さをパラメータとし $v_{\theta ox}$ 及び v_{xox} を調整, 形状スワール数を決定した. 本研究での形状スワール数 S_g は 9.7, 19.4, 37.3 である. 主な測定項目はオリフィス上流酸化剤圧力, 燃焼室圧力, 推力, 光学観測である. 点火方法及び実験のシーケンス制御及び各種計測方法は3.2.2章と同様である.

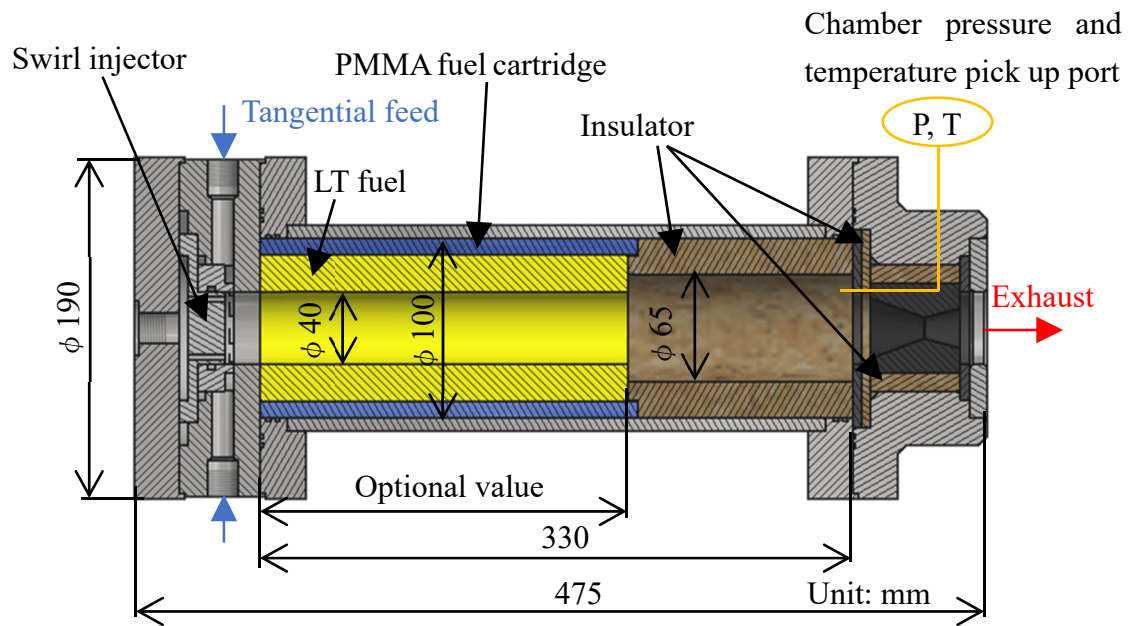


Figure 4.1 Cross-section view of a swirling oxidizer flow type hybrid rocket motor.

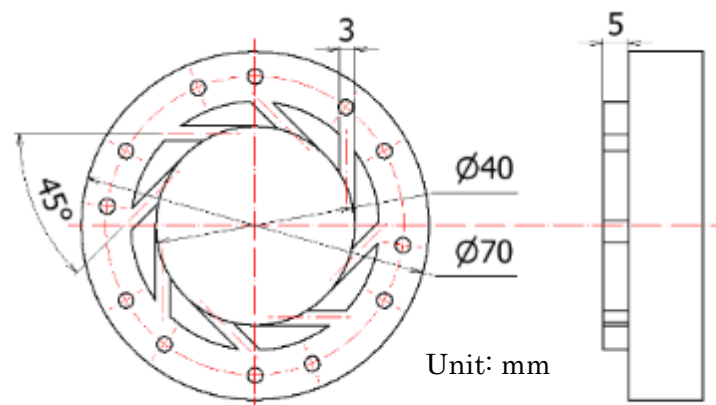


Figure 4.2 Swirling oxidizer injector. ($S_g=37.3$)

Table 4.1 Experimental conditions.

S_g	Oxidizer mass flux [kg/m ² s]	Chamber pressure [MPa]	Fuel length [mm]	Burning time [s]
0	30~90	2~3	80, 200, 320	5
9.7				
19.4				
37.3				

$$S_g \equiv \frac{\text{Angular momentum flux}}{\text{Axial momentum flux} \times \text{Radius}} \cong \frac{\dot{m}_{ox} u_{\theta ox} R}{\dot{m}_{ox} u_{x ox} R} = \frac{u_{\theta ox}}{u_{x ox}} \quad (4.1)$$

4.2.2 実験結果・考察

(1) 平均燃料後退速度

Figure 4.3 に形状スワール 0, 37.3 における LT 及び PP の燃料後退速度を示す. PP の燃料後退速度は参考文献 64) から引用したもので同じ燃焼器で実験した値である. LT 燃料の燃料後退速度は実験前後の質量差から求めた. $S_g=0$ における #460 の燃料後退速度は $S_g=37.3$ における PP の燃料後退速度と同等である. また, $S_g=37.3$ における #460 の燃料後退速度は $S_g=0$ の値と比較すると, 約 2.9 倍であった. 各 S_g における #460 の燃料後退速度式を以下に示す.

$$\bar{r}|_{S_g=0} = 0.048 \bar{G}_{ox}^{-0.709} \quad (4.2)$$

$$\bar{r}|_{S_g=37.3} = 0.103 \bar{G}_{ox}^{-0.786} \quad (4.3)$$

酸化剤質量流束の指数 n はそれぞれ 0.709 及び 0.786 であった. これは従来燃料の指数 0.8 に近く, 拡散律速境界層燃焼に基づいていたと考えられる¹⁶⁾. $S_g=37.3$ における PP の燃料後退速度は $S_g=0$ の燃料後退速度の約 2 倍であり, $S_g=37.3$ による燃料後退速度の増加率は #460 の方が高かった. 酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットにおいて, 旋回流が半径方向の酸化剤速度が熱化学反応を促進し, これによって燃料前縁部の燃料後退速度が向上する. これは酸化剤の流れが境界層厚さを減少させ, 燃料表面近くの局所ガス速度を増加させることで乱流熱伝

達を改善するためである⁶⁵⁾。燃料後方においては乱流境界層が発達する。故に燃料後方における局所燃料後退速度は均一になることが予想される。ハイブリッドロケット内の燃焼火炎の可視化を試みた実験において、LT 燃料のような低融点燃料は、酸化剤流によって燃料表面で液化した燃料が下流に流されることが確認されている⁶³⁾。そのため、低融点燃料の燃料後退速度が高いことが予想される。酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットにおける低融点燃料は、液化燃料が周方向に輸送される可能性が考えられる。Figure 4.4 に $S_g=0$, 37.3 における燃焼後の燃料表面を示す。Figure 4.4 は燃焼後の燃料を PMMA 燃料カートリッジから剥がし、円周上 1 か所で切断し平面状に広げ撮影した。酸化剤は写真上方向から流れた。Figure 4.4 から $S_g=0$ において、燃焼後、上流側の低粘度液体が N_2 パージによって晒され、下流側の燃料にのみ煤が付着したと考えられる。また、酸化剤流れとは垂直方向に波が形成された。 $S_g=37.3$ においては、酸化剤の流れ方向に平行な荒い波が形成され、酸化剤旋回流が液化燃料の輸送及び、燃焼表面積の拡大を促進していることが分かる。また、200[mm]の燃料長さ全域に渡って斜め方向の波が形成されており、旋回流が燃料後方まで影響していることが分かった。

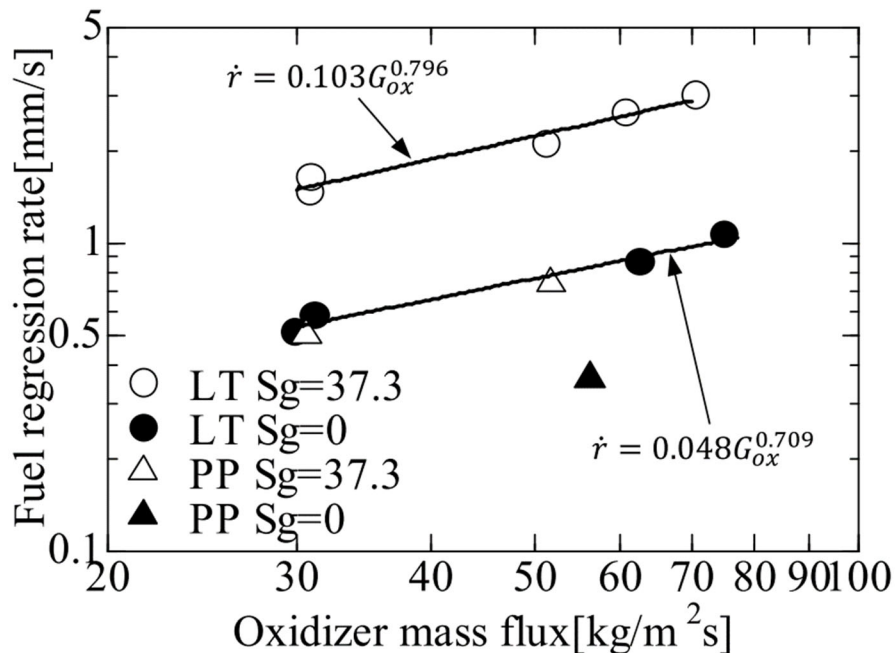


Figure 4.3 Averaged fuel regression rate of LT#460 and PP⁶⁴⁾ at $S_g=0, 37.3$.

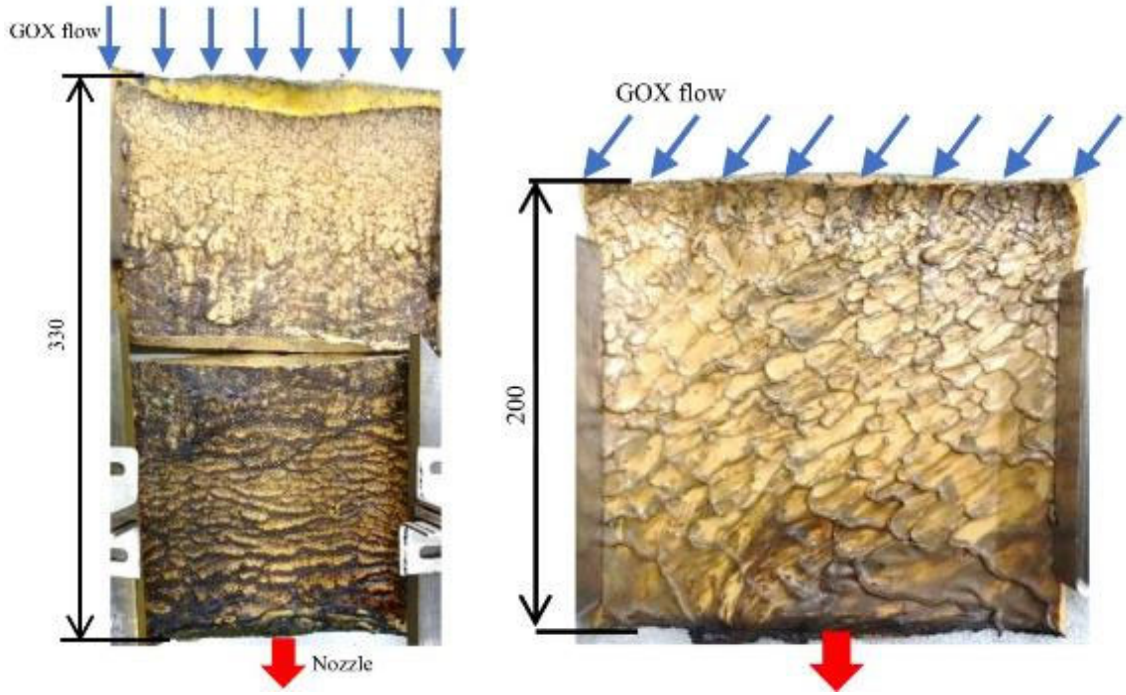


Figure 4.4 Fuel surface observations after firing tests. (Left: $S_g=0$, Right: $S_g=37.3$)

Figure 4.5 に $S_g=0, 9.7, 19.4, 37.3$ における燃料後退速度を示す. $S_g=9.7, 19.4$ の酸化剤質量流束 $60\sim 80[\text{kg}/\text{m}^2\text{s}]$ での結果は $G_{ox}=30\sim 50$ の燃料後退速度の傾向から逸脱し低い結果となった. この要因として, 本研究で行った $G_{ox}=30\sim 50[\text{kg}/\text{m}^2\text{s}]$ で行った実験では, 燃料長さ $80\sim 170[\text{mm}]$ に対し $G_{ox}=60\sim 90[\text{kg}/\text{m}^2\text{s}]$ 範囲の実験では燃料長 $205, 323[\text{mm}]$ であるため, 燃料後縁部に行くにつれ酸化剤旋回流の影響が減衰し, 平均の燃料後退速度が低下したものと考えられる. Figure 4.6 に $S_g=19.4$, 燃料長さ $323[\text{mm}]$ の燃焼後の燃料表面を示す. Figure 4.6 から燃料前端面から約 $200[\text{mm}]$ までの燃料表面には凹凸が有り, 以降は凹凸が確認されない. 燃料表面の凹凸は酸化剤旋回流によることが Figure 4.4 から分かっており, 旋回流の影響が燃料後縁部に向かうに従い減衰している事が確認できる. 従って, 燃料長が $200[\text{mm}]$ 以上の実験結果において平均の燃料後退速度が低くなったと考えられる. 回帰分析により求めた形状スワール数 S_g , 推進剤質量流束 G_p , 燃料長さ L_f を考慮した燃料後退速度式を式(4.4)に示す(重決定値 $R^2=0.92$).

$$\dot{r} = 0.059 S_g^{0.224} G_p^{0.788} L_f^{-0.166} \quad (4.4)$$

式(4.4)から、燃料長さの乗数がマイナスになっていることが分かり、燃料長さが長くなると燃料後退速度が低くなることが分かった。

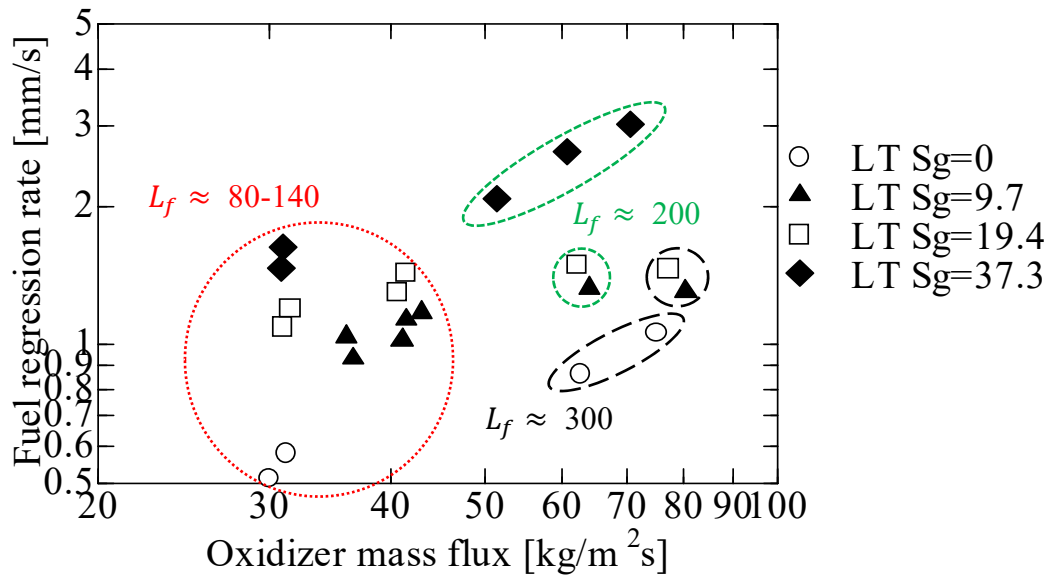


Figure 4.5 Averaged fuel regression rate of LT#460 with $S_g=0, 9.7, 19.4, 37.3$.

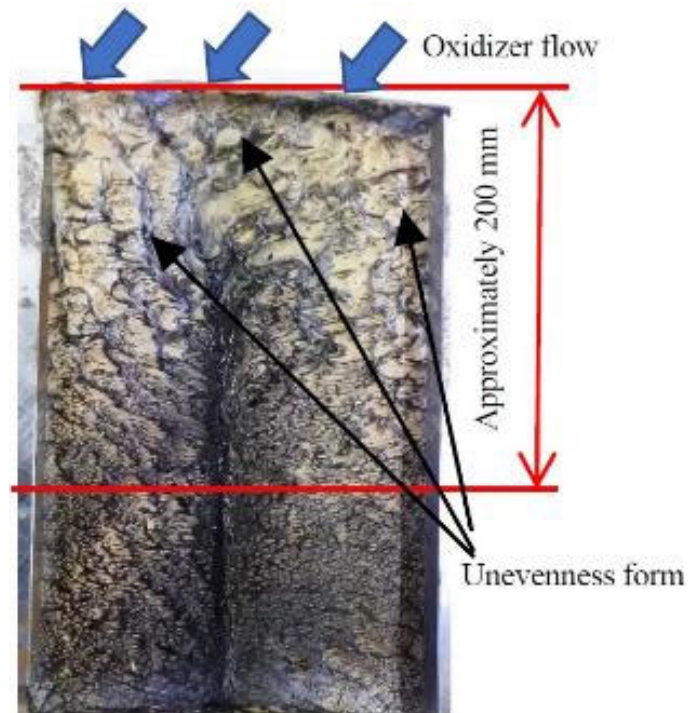


Figure 4.6 Fuel surface observation after firing test; $S_g=19.4$, $L_f=323$ [mm].

(2)局所燃料後退速度

Figure 4.7, 4.8 に $S_g=0$, 37.3 における局所燃料後退速度を示す. 局所燃料後退速度は燃料前端面から約 10[mm]で最大値となった. 要因として, 燃料前縁では, 酸化剤の半径方向の運動量及び高酸化剤濃度により境界層火炎が燃料表面に近づくためであると考えられる. Figure 4.7 から $S_g=0$ における局所燃料後退速度は燃料後方に向かうにつれて緩やかに減少するが, $S_g=37.3$ では最初のピークを過ぎた後もほぼ一定となっている. これは, Figure 4.4 からわかる通り, 燃料後方においても旋回流の影響が及んだためと考えられる.

旋回流が局所燃料後退速度に与える影響を調査するために, 局所燃料後退速度を前縁・後縁に分けてそれぞれ酸化剤質量流束との関係を検証した. 前縁は最初のピーク後初めて平均の局所燃料後退速度と交わる点までとした. 後縁はその交点以降を指す. Figure 4.9 に定義を示す. Figure 4.10 に局所平均酸化剤質量流束及び前縁・後縁の平均局所燃料後退速度の関係を示す. 前縁の平均局所燃料後退速度の n 指数は 1.033 と従来の拡散律速における指数と比較すると高い値となった. このことから, LT 燃料のような低融点燃料において, 前縁の局所燃料後退速度は, 熱化学反応のみでなく, 液化燃料が後方に輸送される等, 流体力学な挙動が強く影響することが考えられる.

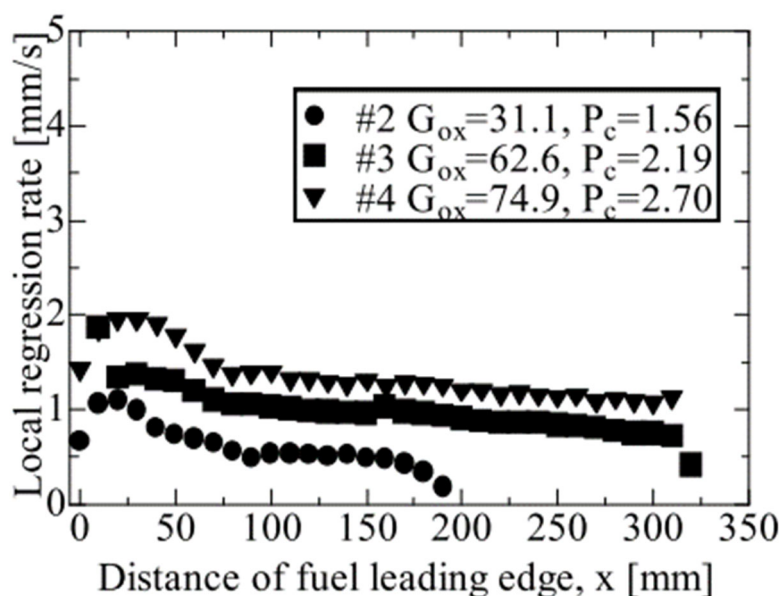


Figure 4.7 Time-averaged local fuel regression rate at $S_g=0$.

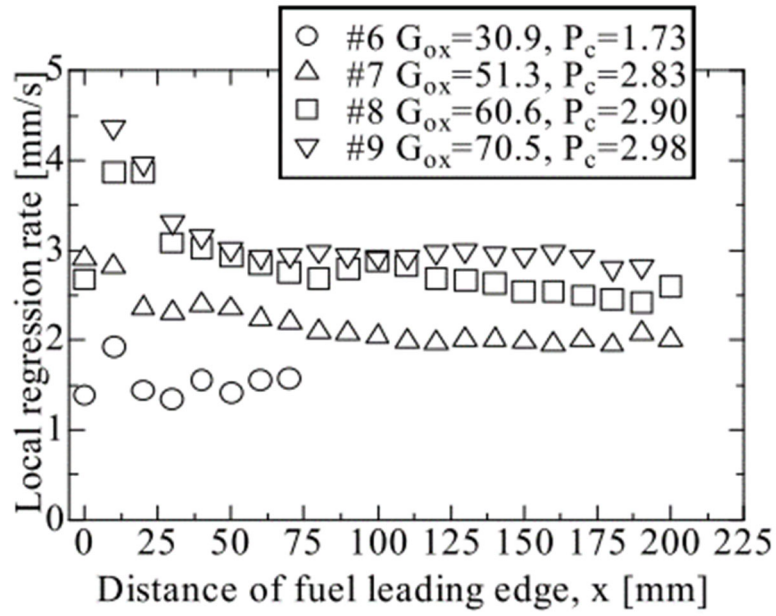


Figure 4.8 Time-averaged local fuel regression rate at $S_g=37.3$.

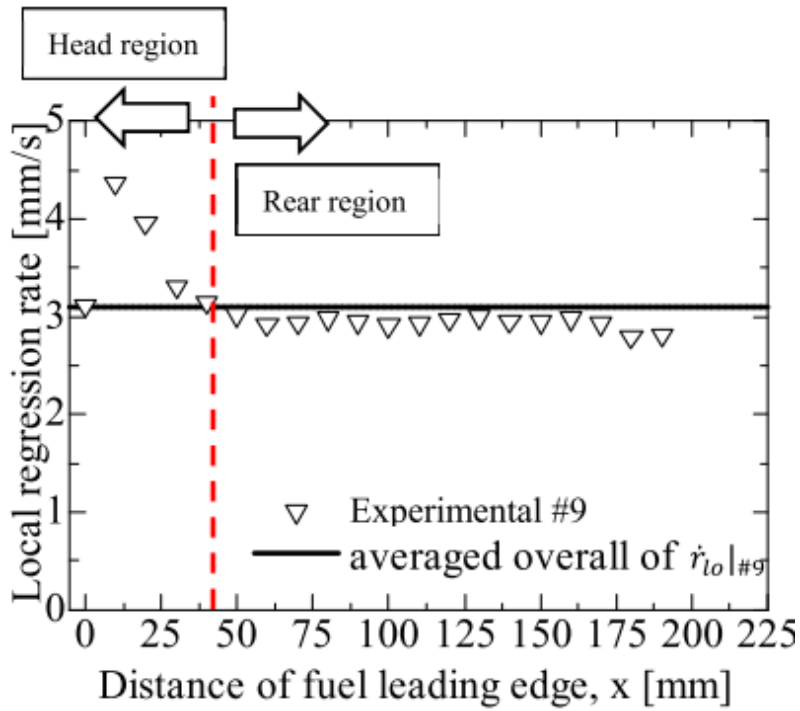


Figure 4.9 Example of local regression rate of head and rear regions.

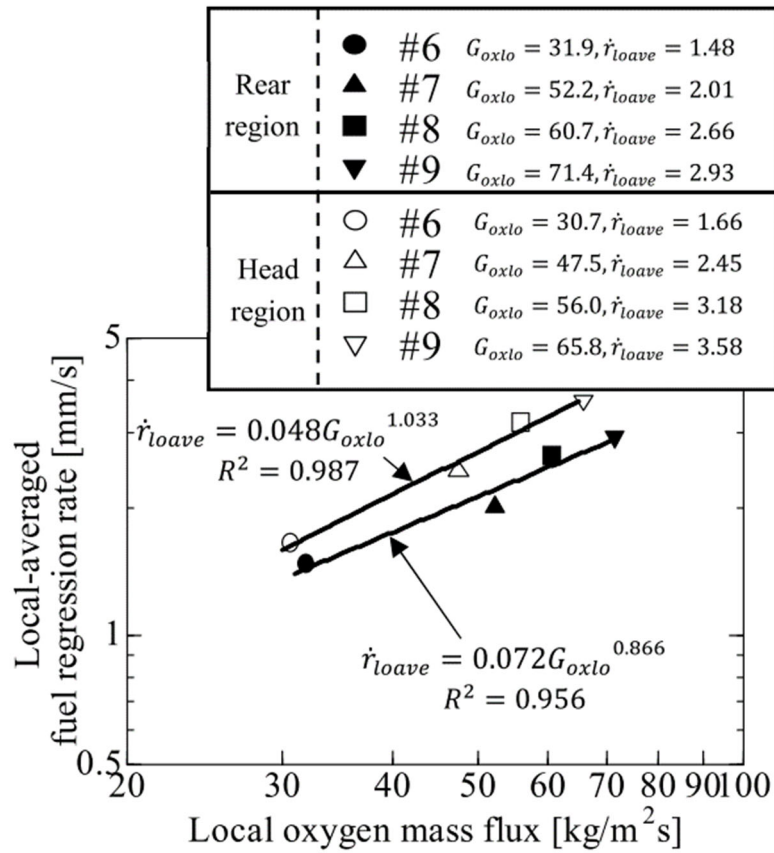


Figure 4.10 The relationship between the local oxygen mass flux and the local averaged fuel regression rate.

Figure 4.11 に $S_g=0, 9.7, 19.4$ における局所燃料後退速度を示す．図中酸化剤質量流束 G_{ox} [kg/m²s]及び P_c [MPa]は平均値である．Figure 4.11 から $S_g=0$ と比較して $S_g=9.7, 19.4$ の燃料後方における局所燃料後退速度が下がっていないことが確認される．この要因としては乱流境界層の発達に影響していると考えられる．乱流境界層が発達しきると境界層火炎と燃料表面との距離が一定となり，局所燃料後退速度が一定となる⁶⁴⁾．Table 4.2 に燃料長さが約 320[mm]での平均燃料後退速度が燃料最外径($\phi 90$ [mm])に達したと想定した際の各形状スワールにおける燃料残量を比較した． $S_g=9.7, 19.4$ において $S_g=0$ と比較して燃料残量が少なく， $S_g=9.7$ においては，充填質量に対して約 2.2[%]の燃料残量割合となる．このことから燃料長さに対応した適切な形状スワール数を選択することで高燃料後退速度かつ燃料残量の少ないハイブリッドロケットエンジンの実現が可能であることが示唆された．

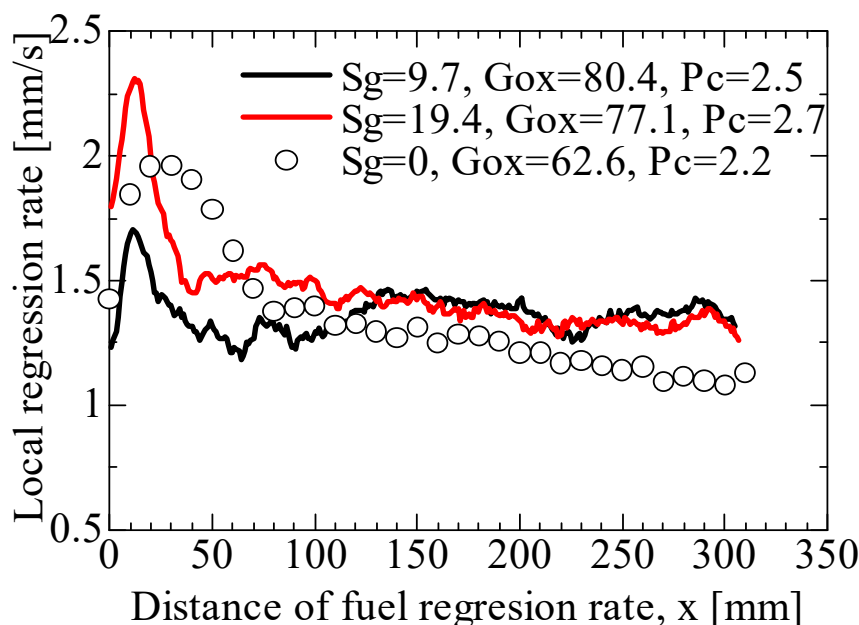


Figure 4.11 Time-averaged local fuel regression rate at $S_g=0, 9.7, 19.4$.

Table 4.2 Comparison of unburned fuel amount for each S_g when fuel length is approximately 320 [mm].

	Volume of unburned fuel [cm ³]	Weight of unburned fuel [g]	Weight of unburned fuel [%]
$S_g=0$	113.86	105.62	7.5
$S_g=9.7$	34.01	31.56	2.2
$S_g=19.4$	71.91	66.73	4.7

4.3 特性排気速度の向上

低融点燃料を用いたハイブリッドロケットの場合，3.3.2 章で示した通り，液化した燃料が未燃のままノズル外へ排出され，低特性排気速度になることが問題である．そこで，バッフルプレートと呼ばれる複数の穴を有する板状の部品を燃料後方に設置することで，ノズルまでの推進剤流路を妨げ，燃料の燃料室滞留時間を改善することで特性排気速度を改善することが可能である．本研究では初めに，GOX を用いてバッフルプレート形状が特性排気速度に与える影響につ

いて調査した．その結果，最良の結果が得られたバッフルプレートを用いて，酸化剤を N_2O とした 500N 級ハイブリッドロケットモータで検証した．燃料は#421を用いた．#421 は LT 系燃料の中でも柔らかく，溶融した際の粘度が低いことが想定され，バッフルプレートによる特性排気速度向上の影響が顕著に表れることが期待できたため#421 を選定した．

4.3.1 バッフルプレート形状が特性排気速度に与える影響

4.3.1.1 実験装置・条件

Figure 4.12 に本検討で使用した燃焼器を示す．燃料初期内径は 25[mm]，外径 70[mm]，長さ約 125[mm]である．燃料後方にバッフルプレートを設置した．燃焼器は Figure 4.13 に示すように縦に設置した．本検討で使用した 4 種類のバッフルプレートを Figure 4.14 に示す．バッフルプレートの外径は 70[mm]，厚さは 10[mm]である．バッフルプレートは形状が異なり，バッフルプレートの穴面積は燃料の初期ポート径断面積(バッフル穴面積/ポート径断面積比=1)に可能な限り近い値になるように穴径を決定した．Table 4.3 にバッフルプレートの形状データを示す．Table 4.4 に実験条件を示す．実験#1 はバッフルプレートを入れずに実施した．目標燃焼室圧力は 2.0[MPa]であり，全ての条件で酸化剤質量流束は約 25[kg/m²s]である．燃焼時間は全て 10 秒とした．

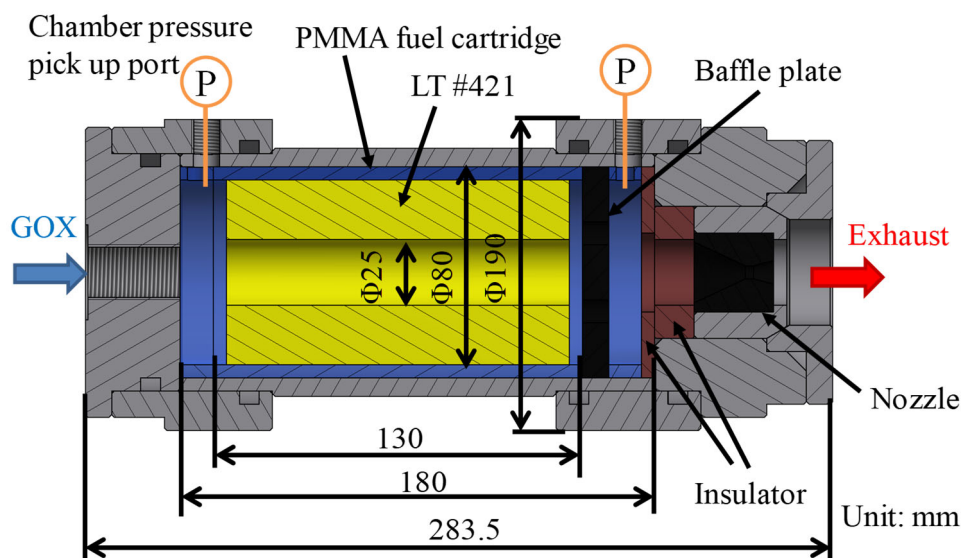


Figure 4.12 Cross-section view of a test motor with a baffle plate.

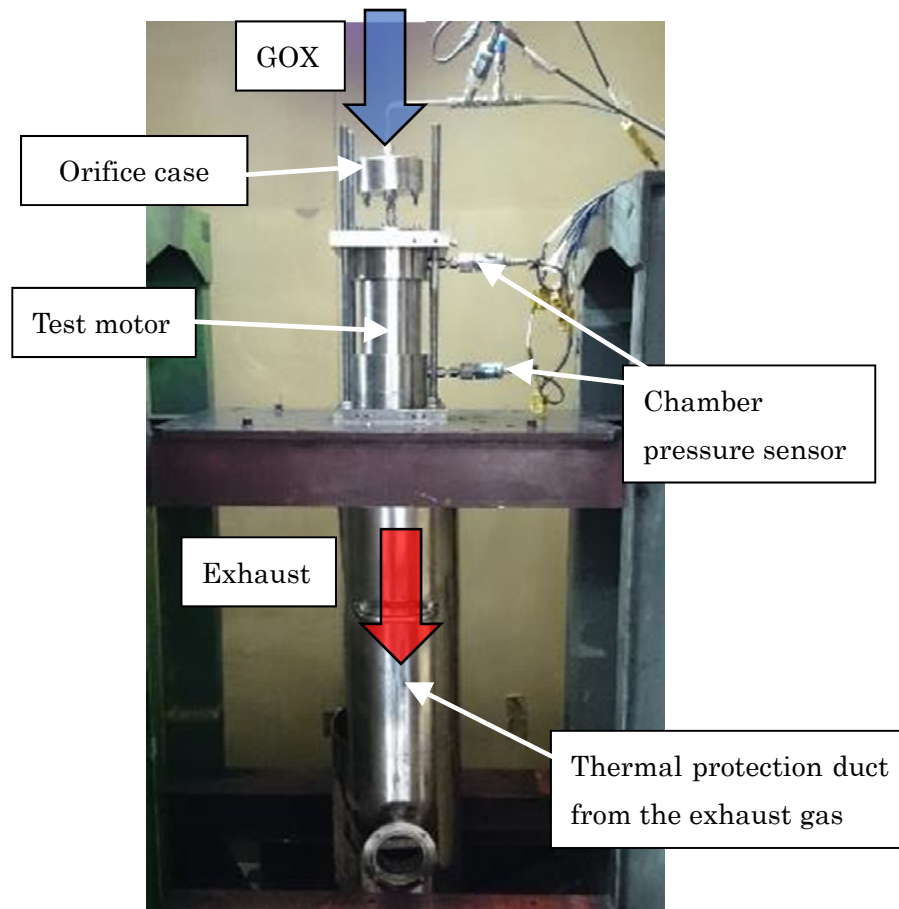


Figure 4.13 Photograph of the test motor set up on the test stand.

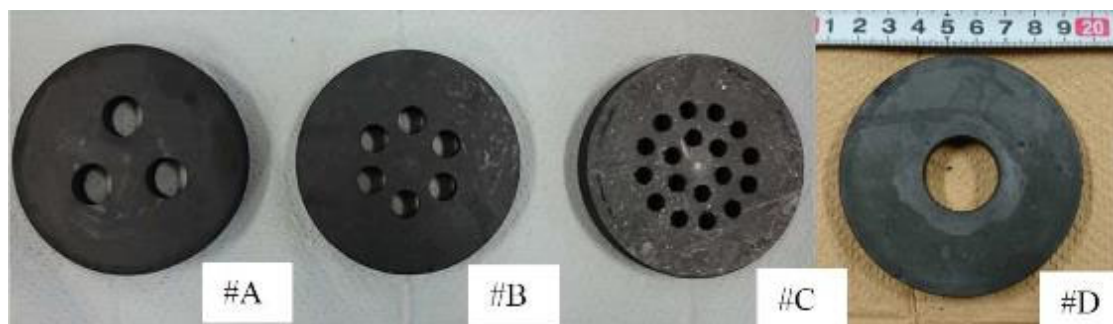


Figure 4.14 Four types of baffle plates.

Table 4.3 Specifications of baffle plates.

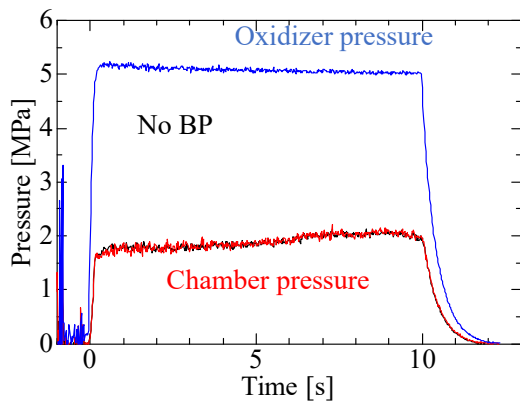
Baffle plate No.	Number of holes	Area of all holes	Diameter at each
		Initial port area of fuel	holes [mm]
#A	3	0.94	14
#B	6	0.96	10
#C	18	1.04	6
#D	1	1.00	25

Table 4.4 Experimental conditions.

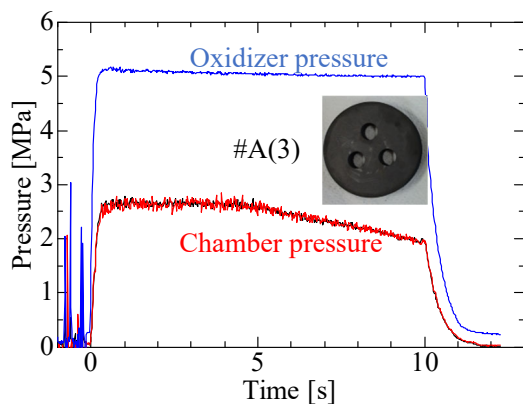
Experiment No.	1	2	3	4	5
Baffle plate # (No. of holes)	-	A(3)	B(6)	C(18)	D(1)
Chamber pressure [MPa]			2.0		
Initial fuel port diameter [mm]			25		
Burning time [s]			10		
Initial nozzle throat diameter [mm]	5.07	5.06	5.10	5.06	5.06

4.3.1.2 実験装置・考察

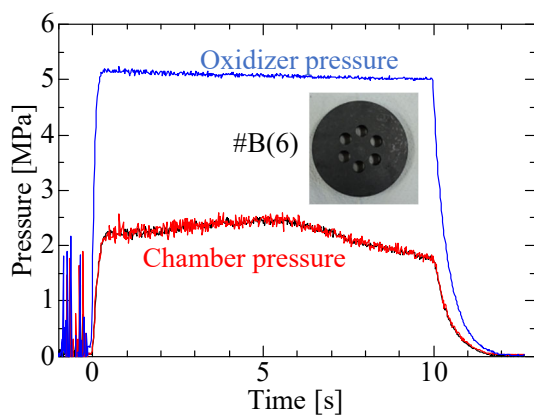
Figure 4.15 にそれぞれの実験条件における圧力履歴を示す．各圧力履歴には全て上下燃焼室圧力を示している．いずれの条件においても上下燃焼室圧力に大きな差異は確認されなかった．Figure 4.15 中の(b), (c), (d)において燃焼開始後約 5 秒後から燃焼室圧力の低下が確認された．この 3 つは全てバッフルプレートを設置した実験である．この原因はノズルのエロージョンによるものである．一方、バッフルプレートを用いなかった、もしくは燃料ポート径と同じ径の穴が開いている条件で実施した(a)及び(e)においては燃焼室圧力の増加が確認された．Figure 4.16 に理論計算から求めた燃焼室圧力履歴を示す．燃焼による燃料表面積の拡大と、酸化剤質量流束の減少がほぼ平衡となり、燃焼室圧力は緩やかな減少傾向となる．このことから、実験条件 1 及び 5 では溶融した燃料がノズルを塞ぐことによって燃焼室圧力が増加したと考えられる．



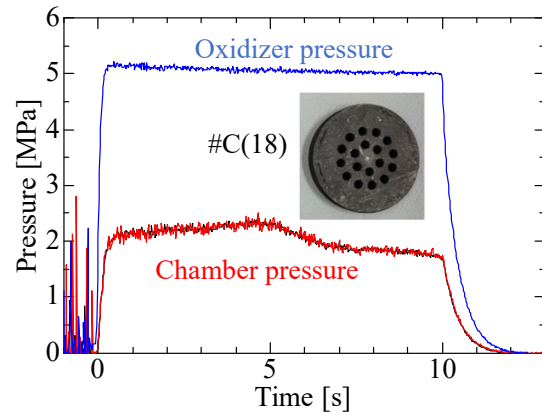
(a) Ex. No. 1



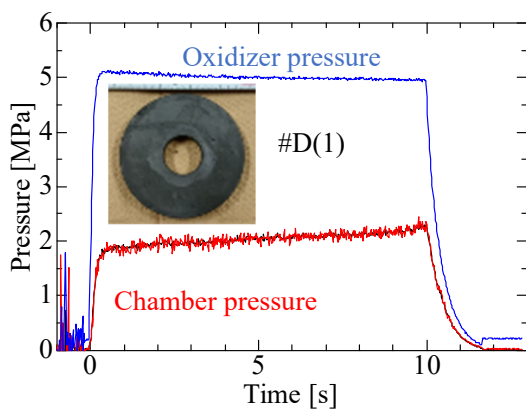
(b) Ex. No. 2



(c) Ex. No. 3



(d) Ex. No. 4



(e) Ex. No. 5

Figure 4.15 Time histories of the oxidizer pressure and bottom chamber pressure.

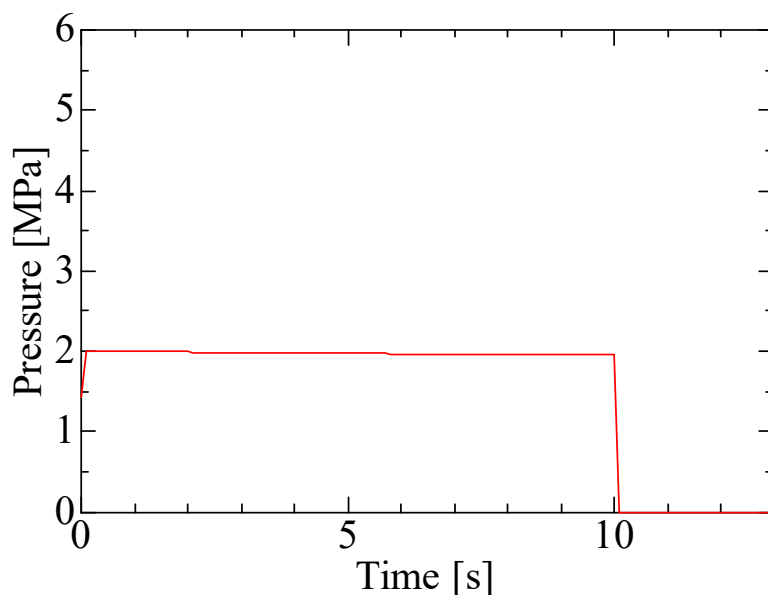


Figure 4.16 Theoretical chamber pressure history using the averaged regression rate.

Figure 4.17 に実験#1 における燃焼開始直後及び終了直前の燃焼火炎を示す。図から分かる通り、燃焼終了直前の火炎は開始直後の火炎と比較すると約 2 倍の長さとなっている。これは、ノズルから未燃の燃料が排出され、ノズル外で燃料に着火しているためと考えられる。Figure 4.18 に実験#1 及び 5 における燃焼概念図を示す。図に示すように、実験#1, 5 では、未燃燃料がノズルに達し、比較的多くの未燃燃料がノズルを覆っていたものと推察できる。Table 4.5 に各実験条件におけるノズルエロージョン速度を示す。実験#1, 5 は#2, 3 と比較するとエロージョン速度が遅い。このことから、実験#1, 5 においては、熔融燃料がノズルを保護しノズルスロートのエロージョンを防いだと考えられる。さらに、ノズルスロートを熔融燃料が通過することでスロート径が狭くなり、燃焼室圧力が増加したものと考えられる。本研究において、ノズルスロート径は約 5[mm]であり、スロートの拡大が燃焼室圧力に顕著に影響する。この結果から、LT 燃料のような低融点燃料をノズルの前に配置することで、ノズルエロージョンを防げることが示唆された。

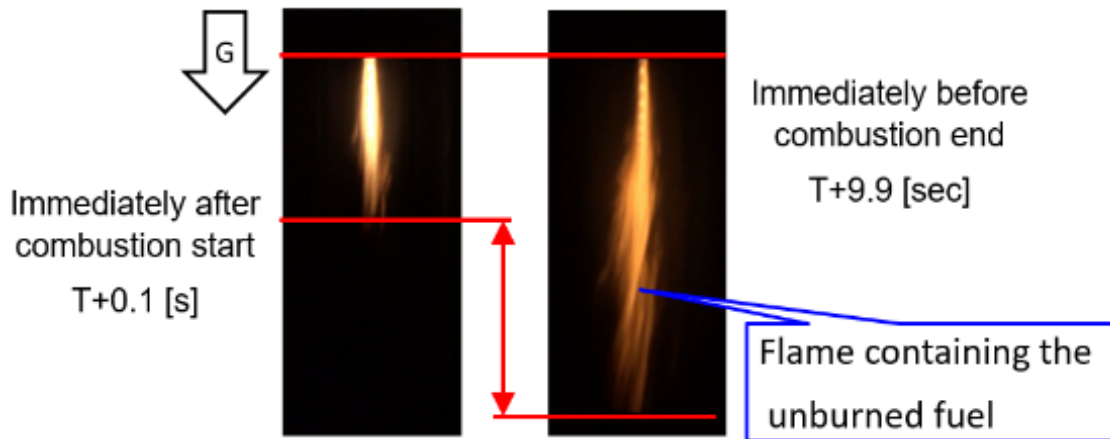


Figure 4.17 Exhaust flame of test No. 1. (Left: Immediately after combustion start, Right: Immediately before combustion end)

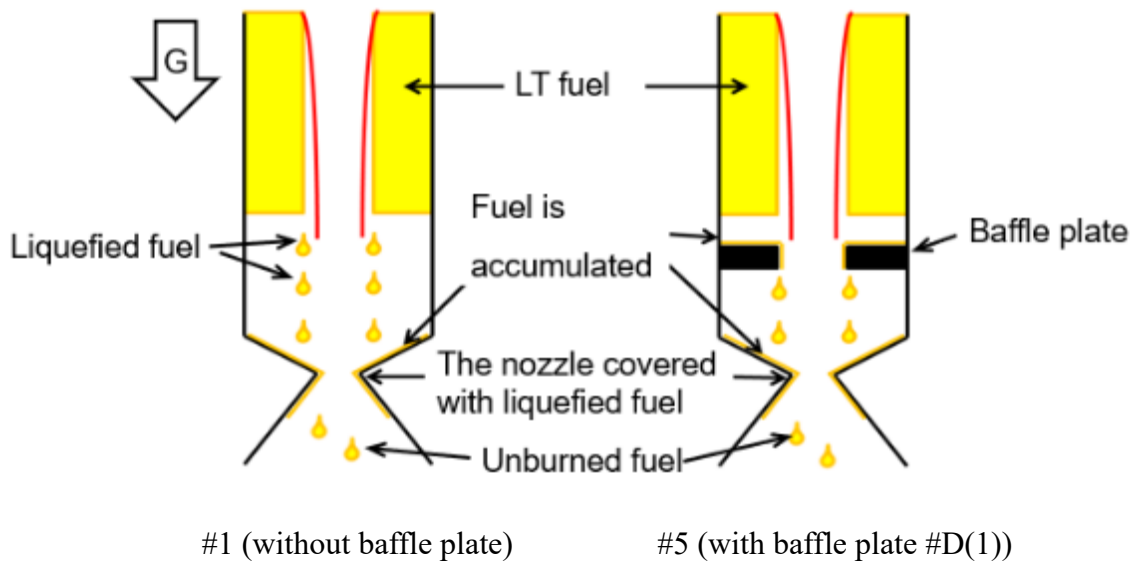


Figure 4.18 Schematic of nozzle blocking by the liquefied fuel.

Table 4.5 Average nozzle throat diameter before and after the static firing test, and nozzle erosion rate.

Experiment #	1	2	3	4	5
Nozzle throat diameter before test [mm]	5.071	5.060	5.104	5.057	5.058
Nozzle throat diameter after test [mm]	5.181	5.969	5.490	5.064	5.063
Nozzle erosion rate [mm/s]	0.005	0.045	0.019	0.040	0.000

4.3.1.3 特性排気速度に関する結果と考察

Figure 4.19 にバッフルプレートの穴数と特性排気速度の関係を示す。図からバッフルプレート#A(3)が最も高い特性排気速度を示すことが分かる。穴数が3つ以上の場合、穴数が増えると特性排気速度は低下することが分かった。バッフルプレート#C(18)においてはバッフルプレート無や#D(1)の特性排気速度と同程度であった。Figure 4.20 に燃焼後のバッフルプレートを示す。図から#C(18)の内側の穴径が顕著に拡大していることが分かる(赤丸)。Table 4.6 にバッフルプレートの穴径のエロージョン速度を示す。表から、#C(18)の内側の穴のエロージョン速度が $0.11[\text{mm/s}]$ と、他の穴と比較して速いことが分かる。また、外側の穴に関しては全く拡大していなかった。Figure 4.21 に燃焼後、燃焼器から取り出した直後のバッフルプレート#C(18)の写真を示す。図から、外側の穴が溶融した LT 燃料に覆われており、内側の穴には燃料がないことが分かる。これらのことから、バッフルプレート#C(18)においては、高温の酸化剤が内側の穴を通ることでエロージョンが促進されたと考えられる。

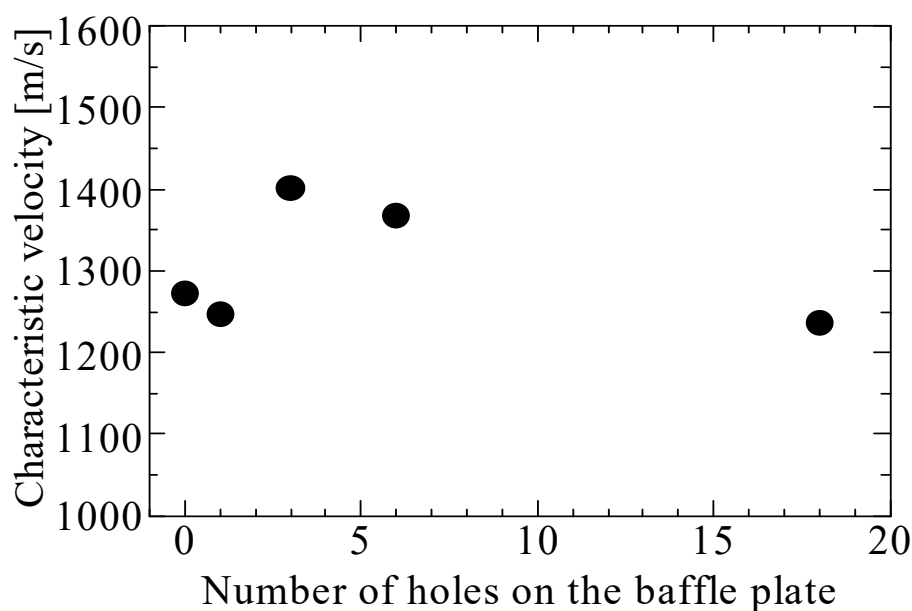


Figure 4.19 Relationship between the number of holes on the baffle plate and the characteristic velocity.



Figure 4.20 Photographs of the baffle plates after the firing test.

Table 4.6 Holes diameter and erosion rate of each baffle plate after combustion.

Baffle plate #		A	B	C
Hole diameter after combustion [mm]	Hole of inside	14.30	10.44	8.283
	Hole of outside			6.042
Erosion rate [mm/s]	Hole of inside	0.02	0.02	0.11
	Hole of outside			0.00

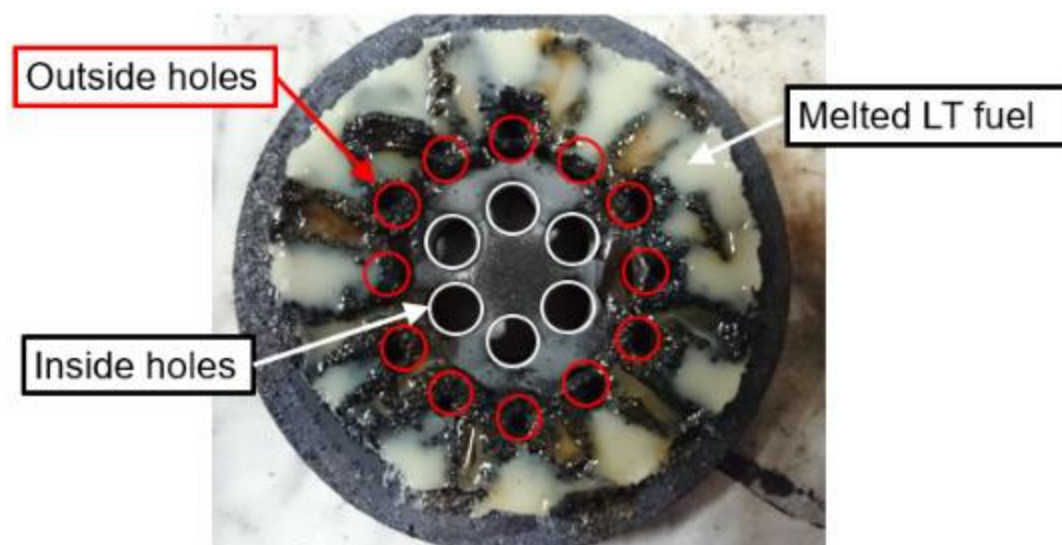


Figure 4.21 Picture of baffle plate #C(18), which has just been taken out after combustion.

Figure 4.22 に PMMA 製燃料カートリッジの燃焼箇所及び燃焼質量を示す。
Figure 4.22 の写真はそれぞれバッフルプレート #A(3), #B(6)の実験に使用した燃料カートリッジの後端面である。燃料カートリッジの主な焼損箇所はバッフル

プレートの穴数及び穴位置と一致した。それぞれ、焼損質量は#A(3)のカートリッジが 6.5[g], #B(6)のカートリッジが 0.5[g]であり, #A(3)の方がより焼損した。Figure 4.23 にバッフルプレートを用いた実験における燃焼概念図を示す。バッフルプレート#A(3), #B(6)の場合, 熔融した燃料と酸化剤がバッフルプレートに衝突し, 燃料とバッフルプレートの間に滞留することによって, バッフルプレート上で燃料と酸化剤の混合が促進され, バッフルプレートの穴を通過することで燃焼ガスの滞留時間が向上し, 特性排気速度が向上したものと考えられる。一方, バッフルプレート#C(18)の場合, 熔融した燃料と酸化剤がバッフルプレートに衝突後, 酸化剤は内側の穴, 燃料は外側の穴に分かれ, 別々の穴を通過したと推定できる。故に燃料と酸化剤が混合されず, 特性排気速度が低かった。

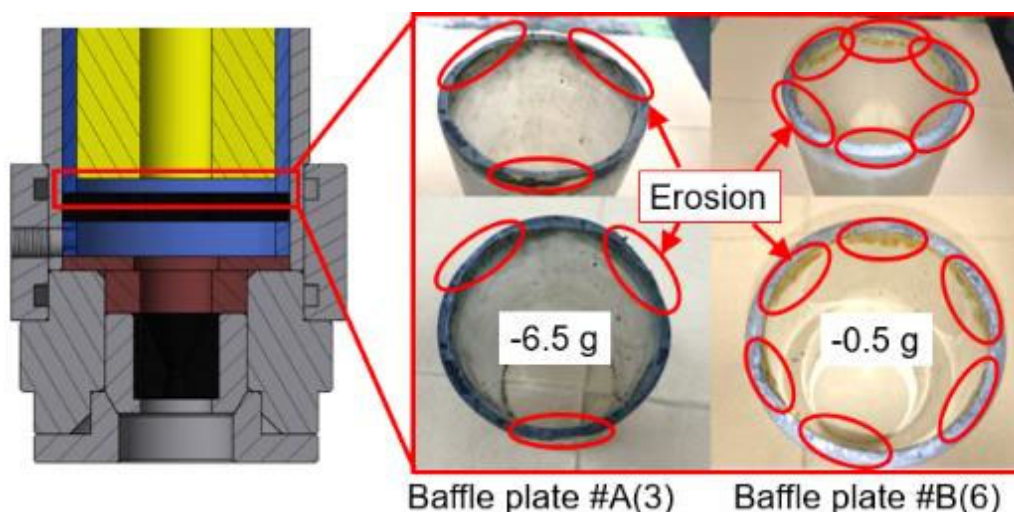


Figure 4.22 Photographs of the firing test using baffle plate #A and #B on the downstream side of the PMMA fuel cartridge after combustion.

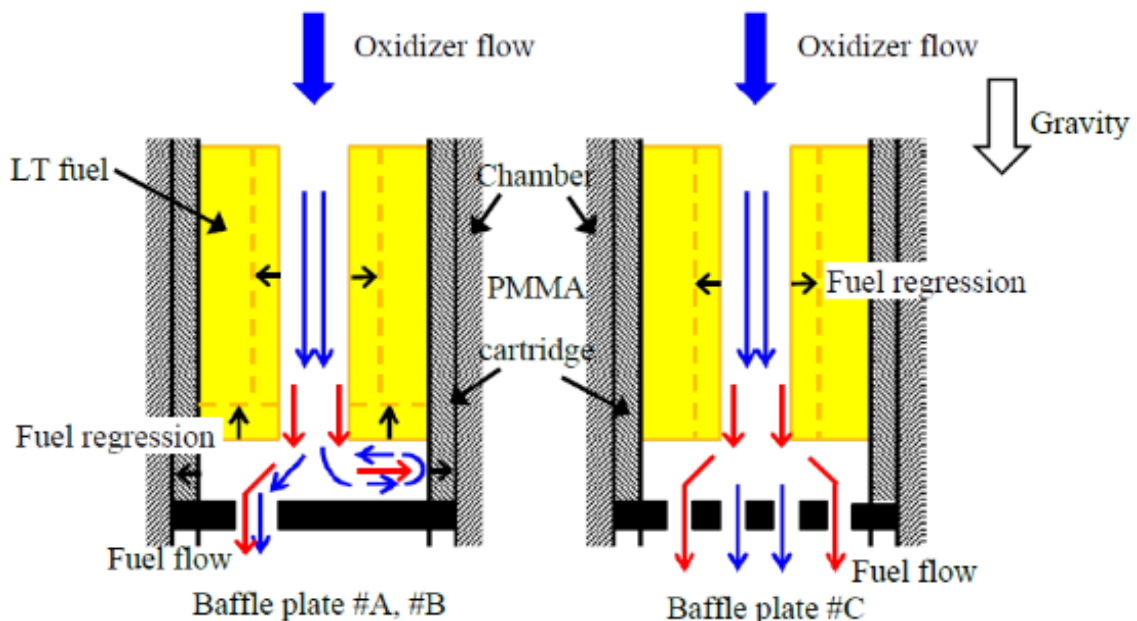


Figure 4.23 Schematic of fuel and oxidizer flow at baffle plates #A, #B and #C.

4.3.1.4 燃料後退速度に関する結果と考察

Figure 4.24 にバッフルプレートの穴数と平均燃料後退速度の関係を示す．図から，3 つ穴以上の穴数のバッフルプレートを設置することで，平均燃料後退速度が $0.2\sim0.3[\text{mm/s}]$ 速くなった．この要因として，燃料後方における燃焼ガスの滞留と考えられる．Figure 4.23 に示した通り，バッフルプレート#A(3)，#B(6)を使用した場合，燃料とバッフルプレート間で燃焼ガスが滞留することが考えられ，燃料後端面の燃料後退速度を促進したと推察できる．これは，石黒らや⁶⁶⁾，Bettella による同様の実験においても観察されており，CFD によるシミュレーションでも，バッフルプレート前部において対流が確認されている⁶⁷⁾．

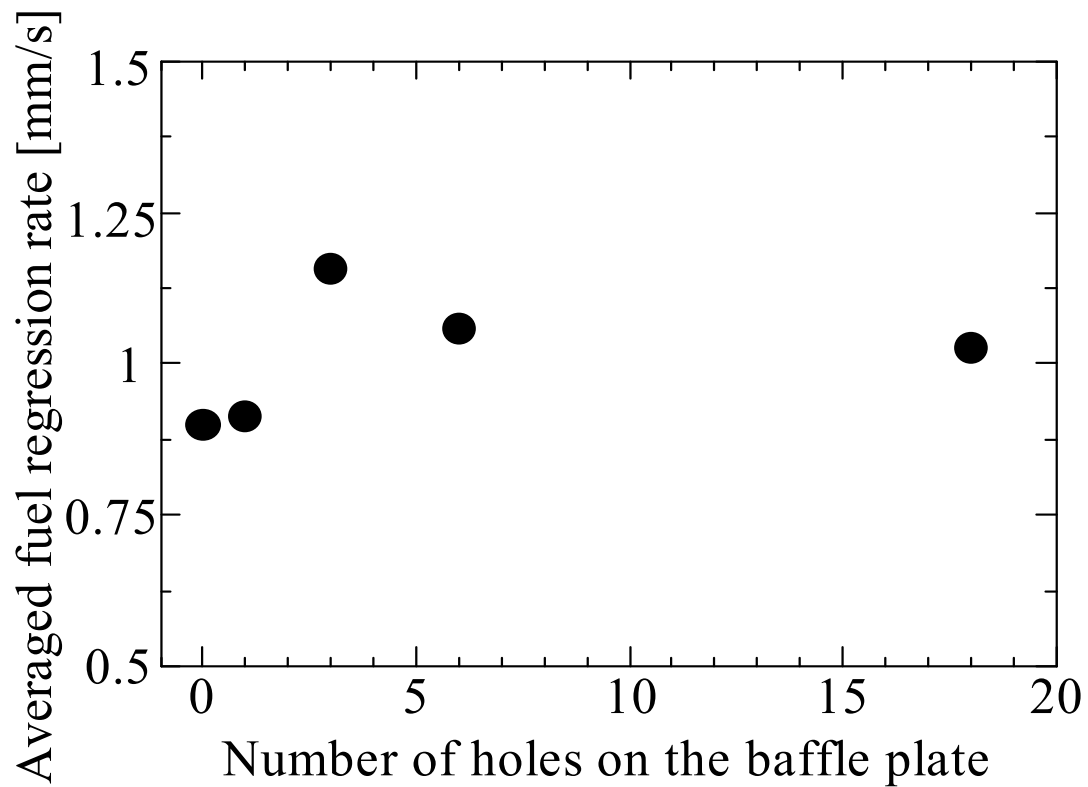


Figure 4.24 Relationship between the number of holes on the baffle plate and the averaged fuel regression rate.

本結果から，Figure 4.25 に示すようなモータシステムが提案できる．3つの穴を有するバッフルプレートを設置し，ノズルの前に LT 燃料を設置する．これにより，高燃料後退速度，高特性排気速度，低ノズルエロージョン速度なハイブリッドロケットシステムが実現可能であるといえる．

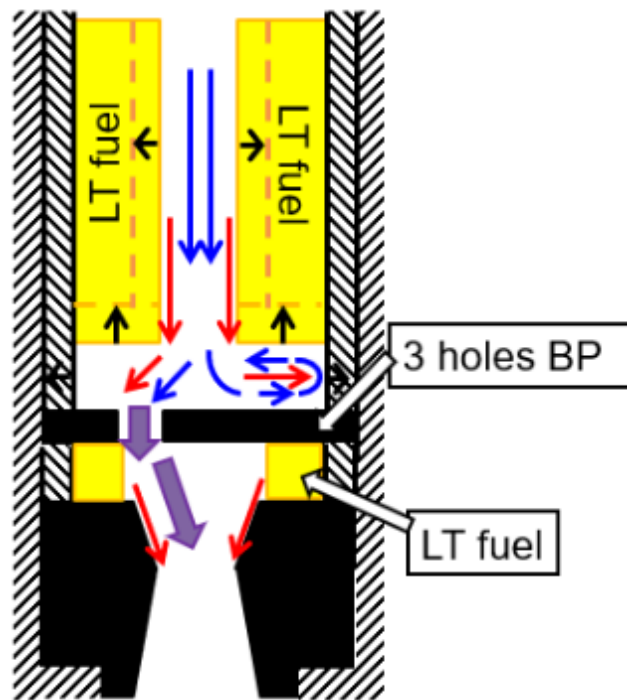


Figure 4.25 Concept of the hybrid rocket system of high regression rate, high characteristic velocity, and low nozzle erosion rate.

4.3.2 バッフルプレートと特性排気速度及び特性燃焼室長さの関係

4.3.2.1 実験装置・条件

本検討で使用した燃焼器等は 3.3 章で示したものを同じである。Figure 4.26 に バッフルプレート，Figure 4.27 にカートリッジにバッフルプレートを設置した際の 写真を示す。本実験は 6 回実施した。それぞれの実験条件を Table 4.7 に示す。酸化剤は N_2O ，燃料は LT#421 である。燃焼室長さ 120，200，260[mm] の 3 つを 用意し，それぞれバッフルプレート有無の実験を実施した。オリフィス，ノズル 径等のパラメータは同一である。燃料長さについては燃料充填の方法上誤差が 生じるが可能な限り等しくした。



Figure 4.26 Shape of baffle plate.

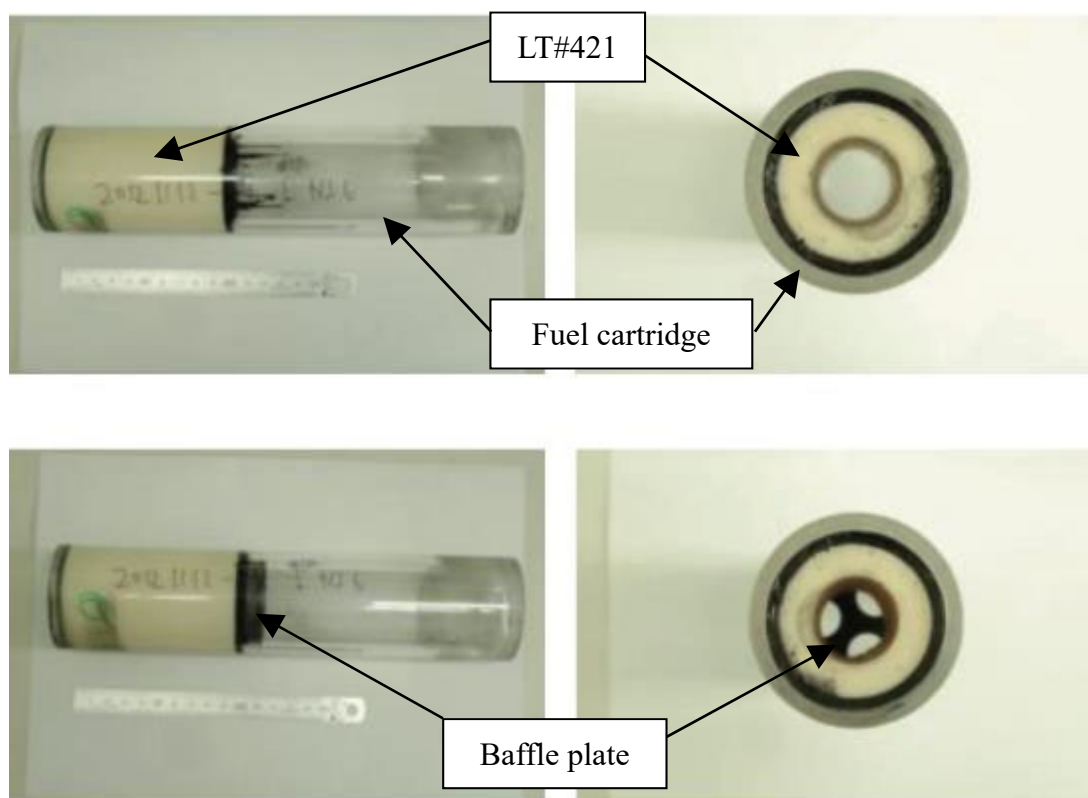


Figure 4.27 LT#421 filled in PMMA fuel cartridge with baffle plate and without.

Table 4.7 Experimental conditions.

Experiment No.	1	2	3	4	5	6
Baffle plate	Without	With	Without	With	Without	With
Orifice diameter [mm]	4.112	4.112	4.112	4.112	4.112	4.112
Nozzle diameter [mm]	15.626	15.585	15.562	15.620	15.576	15.713
Fuel length [mm]	87.50	90.39	96.21	91.89	97.08	91.83
Chamber length [mm]	120	120	200	200	260	260
L^* [m]	0.81	0.79	1.32	1.34	1.92	1.93
\dot{L}	0.37	0.33	1.08	1.18	1.68	1.83

4.3.2.2 実験結果

Figure 4.28 に実験結果例を示す．図から分かるようにスムーズな点火が確認された．点火直後に燃焼室圧力，推力のスパイクが観察された．これは，点火によって燃焼器内にガス化燃料が滞留し，そこにメインの酸化剤である N_2O が供給されることで爆発的な燃焼が起こったためと考えられる．この特性は，小型ロケットが空力安定性を達成するのに十分な飛行速度を得ることができる．燃焼室圧力の最大圧力は約 4.5[MPa]であった．平均燃焼室圧力は 2.3[MPa]，最大推力は 600[N]，平均推力は 300[N]であった．Figure 4.29 にバッフルプレート有無による燃焼火炎の比較を示す．二つの実験の条件の違いはバッフルプレートの有無のみである．図から，燃焼火炎には明確な違いがあり，バッフルプレートによって燃焼室圧力及び特性排気速度効率を向上させていると推定できる．Figure 4.30 に燃焼器上下で取得した燃焼室圧力を示す．燃焼室下流圧力が上流圧力から約 0.2[MPa]低い結果となった．これはバッフルプレートによる圧力損失である可能性が高いが，定常圧力である 1.5~2.0[MPa]と比較すると十分小さい値となった．Table 4.8 に実験結果を示す．最も特性燃焼室長さが短く，バッフルプレートを挿入していない実験 No.1 に関しては，平均燃焼室圧力が 0.4[MPa]と低く，バッフルプレートを挿入した実験 No.2 と比較すると燃焼完結性が低いことが分かる．

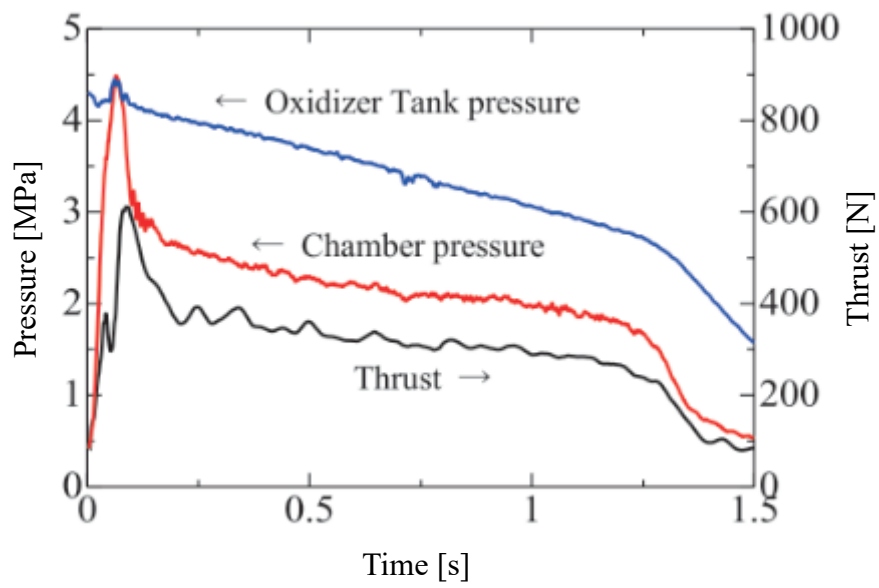
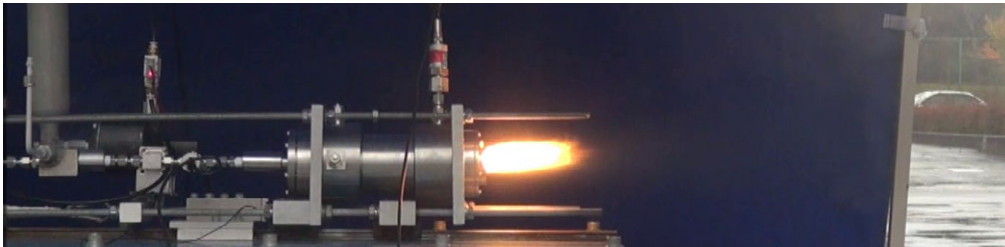
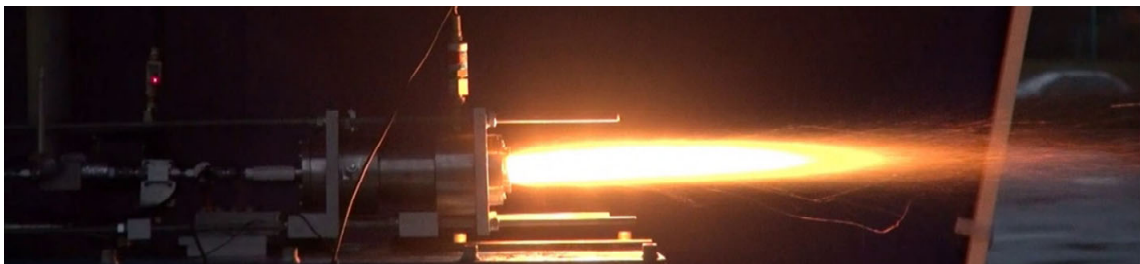


Figure 4.28 Example of time histories for the pressure and thrust.



(a) Without baffle plate (Experiment No.1)



(b) With baffle plate (Experiment No.2)

Figure 4.29 Comparison of exhaust flame shape.

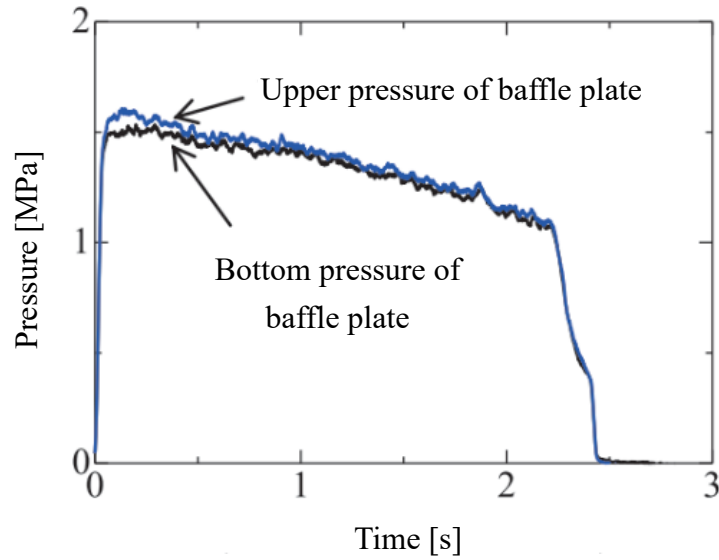


Figure 4.30 Comparison of upper chamber pressure and after chamber pressure.

Table 4.8 Static firing test results.

	1	2	3	4	5	6
Burning time [s]	3.66	3.63	2.21	2.14	2.18	2.20
Fuel length [mm]	87.5	90.4	96.2	91.9	97.1	91.8
Chamber length [mm]	120	120	200	200	260	260
Max thrust [N]	245	581	347	526	438	466
Average thrust [N]	87.9	340	206	326	269	358
Total impulse [N-s]	322	1234	454	697	588	788
Max oxidizer pressure [MPa]	3.0	3.3	2.5	2.5	2.6	2.5
Ave. oxidizer pressure [MPa]	2.5	2.6	2.3	2.2	2.3	2.3
Max chamber pressure [MPa]	1.0	3.5	1.5	2.0	1.7	1.7
Ave. chamber pressure [MPa]	0.4	1.4	1.0	1.4	1.2	1.5
Ave. oxidizer mass flow rate [kg/s]	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
Ave. fuel mass flow rate [kg/s]	0.01	0.01	0.01	0.01	0.02	0.01
Total mass flow rate [kg/s]	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
Ave. oxidizer mass flux [kg/m ² s]	359	280	320	293	291	308
Characteristic velocity [m/s]	321	1052	864	1190	1005	1263
<i>O/F</i>	40.6	15.1	19.5	13.6	12.2	17.5
Ave. fuel regression rate [mm/s]	0.79	1.83	1.34	1.92	2.03	1.53

4.3.2.3 燃料後退速度に関する結果と考察

Figure 4.31 にバッフルプレートを挿入した実験の燃料後退速度を示す。バッフルプレートは挿入していない実験については、燃焼室圧力が他の実験と比較して低いため、結果を反映しない。バッフルプレートは挿入することで、燃料後退速度が低下した。この要因としては、バッフルプレートは挿入することで、未燃のまま燃焼室外へ排出されていた燃料が燃焼室内に留まったことが考えられる。また、4.3.1 章で確認された、バッフルプレートによって燃料後退速度が向上する効果も確認できなかった。この要因としては、燃焼時間の差異が考えられる。本実験では燃焼時間が 2.1~3.6 秒と 4.3.1 章と比較すると約 1/3 である。そのため、バッフルプレートが加熱される前に燃焼が終了し、燃料後端面の燃焼が発生しなかったものと推察できる。

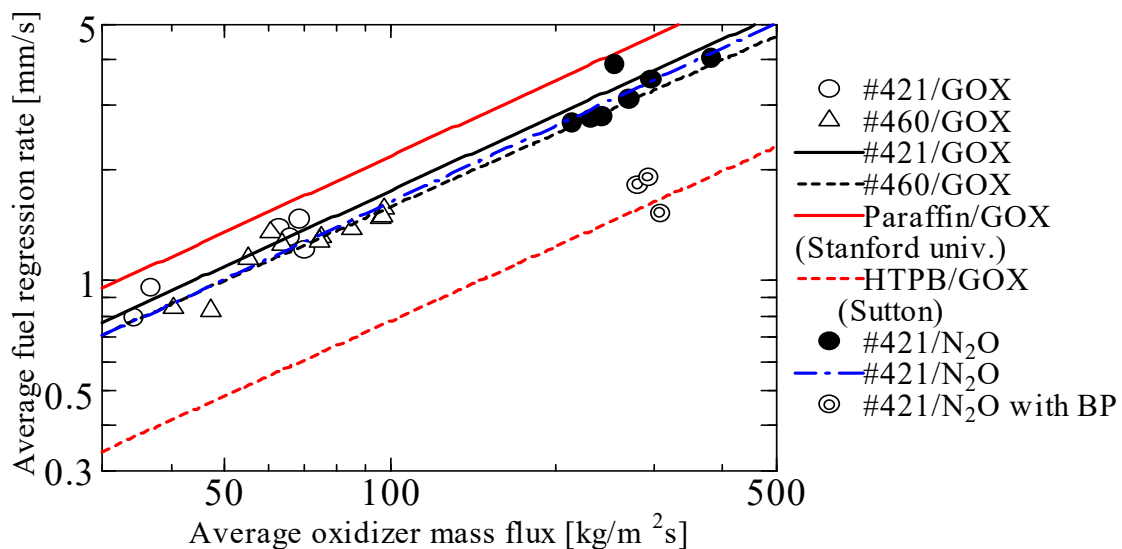


Figure 4.31 Fuel regression rate of tests using the baffle plate and each fuel regression rate.^{3), 34)}

4.3.2.4 特性排気速度に関する結果と考察

Figure 4.32 に特性燃焼室長さ L^* と特性排気速度 C^* の関係、Figure 4.33 に単位燃料当たりの燃焼室長さ \bar{L} と C^* の関係を示す。両図から、 L^* 及び \bar{L} の増加に伴い C^* が改善されることが分かる。バッフルプレートを用いることで低 L^* の実験において約 3.4 倍の C^* となることが分かった。このことより、バッフルプレートが酸化剤を N_2O とした、よりフライト環境に近い条件でも C^* の改善に有効であることが

示された。その要因としては、1)バッフルプレートにより燃焼ガスの燃焼室内滞留時間の増加、2)パラフィンベース燃料等の液化燃料と同じメカニズムにより LT 燃料液滴の霧化が促進される⁵⁹⁾、3)燃焼火炎によりバッフルプレートが加熱され溶融燃料のガス化が促進、以上のことが考えられる。

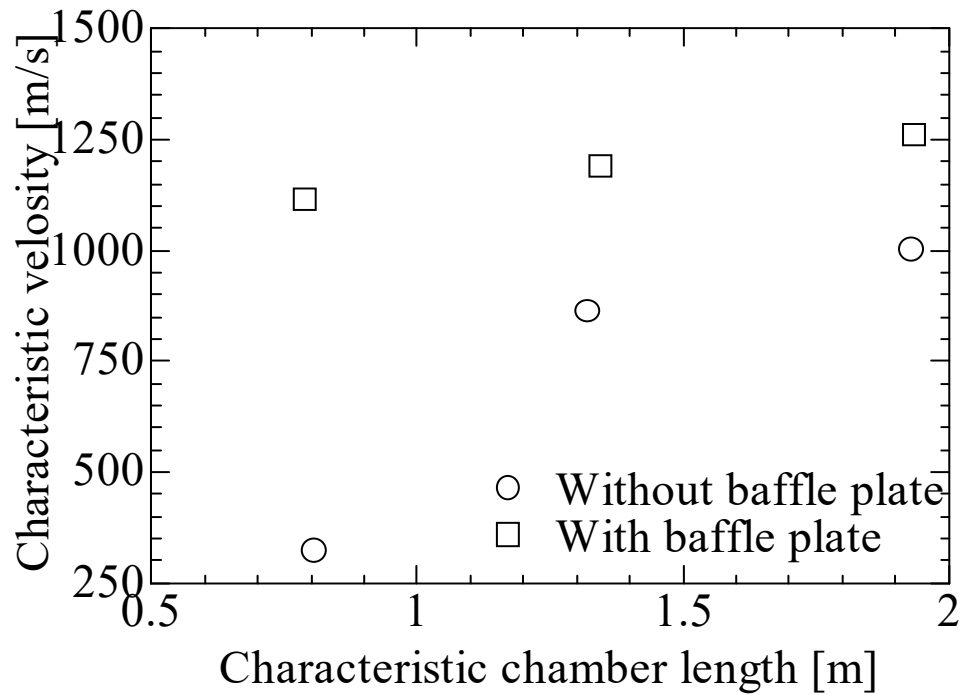


Figure 4.32 Relationship between characteristic chamber length and characteristic velocity.

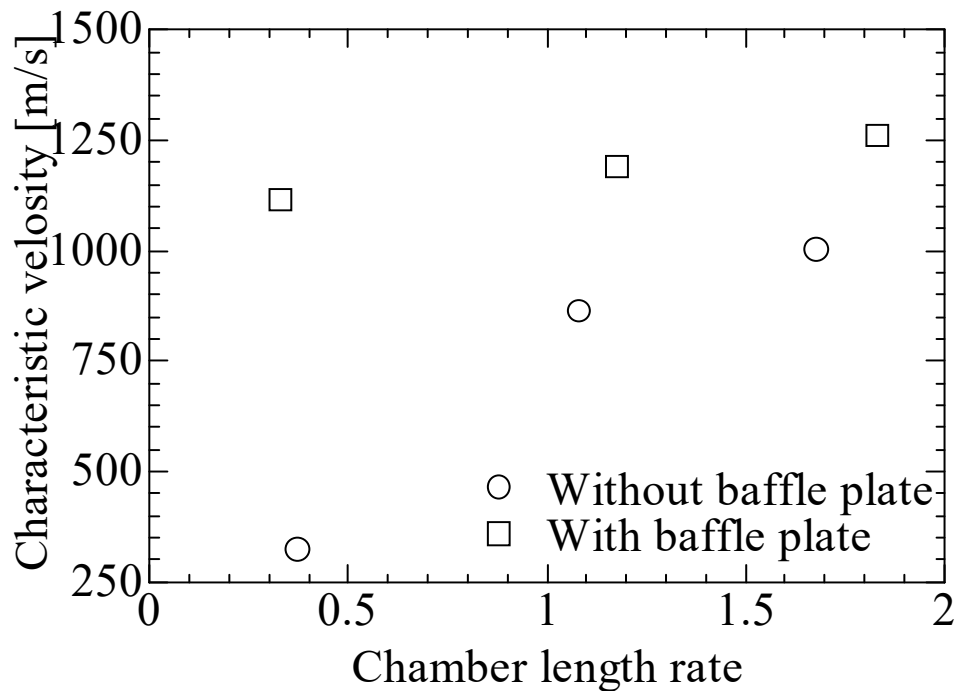


Figure 4.33 Relationship between chamber length rate and characteristic velocity.

4.4 第4章のまとめ

4.4.1 GOX 旋回流/LT ハイブリッドロケットに関する結果と考察

1. LT#460 燃料に酸化剤旋回流を適用すると、 $S_g=37.3$ における PP の燃料後退速度は $S_g=0$ の燃料後退速度の約 2 倍であり、 $S_g=37.3$ による燃料後退速度の増加率は #460 の方が高かった。酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットにおいて、旋回流が半径方向の酸化剤速度が熱化学反応を促進し、これによって燃料前縁部の燃料後退速度が向上する。これは酸化剤の流れが境界層厚さを減少させ、燃料表面近くの局所ガス速度を増加させることで乱流熱伝達を改善するためである。
2. 燃料後方においては乱流境界層が発達する。故に燃料後方における局所燃料後退速度は均一になることが予想される。ハイブリッドロケット内の燃焼火炎の可視化を試みた実験において、LT 燃料のような低融点燃料は、酸化剤流によって燃料表面で液化した燃料が下流に流されることが確認されている。そのため、低融点燃料の燃料後退速度が高いことが推察される。

3. 燃焼後の燃料表面観察から、 $S_g=37.3$ においては、酸化剤の流れ方向に平行な荒い波が形成され、酸化剤旋回流が液化燃料の輸送及び、燃焼表面積の拡大を促進していることが分かる。また、200[mm]の燃料長さ全域に渡って斜め方向の波が形成されており、旋回流が燃料後方まで影響していることが分かった。
4. 燃料長さが平均燃料後退速度に影響することが確認された。この要因として、本研究で行った $G_{ox} = 30 \sim 50[\text{kg/m}^2\text{s}]$ で行った実験では、燃料長さ 80~170[mm]に対し $G_{ox} = 60 \sim 90[\text{kg/m}^2\text{s}]$ 範囲の実験では燃料長 205, 323[mm]であるため、燃料後縁部に行くにつれ酸化剤旋回流の影響が減衰し、平均の燃料後退速度が低下したものと考えられる。燃焼後の燃料表面観察から燃料前端面から約 200[mm]までの燃料表面には凹凸が有り、以降は凹凸が確認されない。旋回流の影響が燃料後縁部に向かうに従い減衰している事が確認できる。従って、燃料長が 200[mm]以上の実験結果において平均の燃料後退速度が低くなったと考えられる。
5. 重回帰分析から式(3.11)が得られ、燃料長さが長くなると燃料後退速度が低下することが示された。

$$\dot{r} = 0.059 S_g^{0.224} G_p^{0.788} L_f^{-0.166} \quad (3.11)$$

6. 前縁の平均局所燃料後退速度の n 指数は 1.033 と従来の拡散律速における指数と比較すると高い値となった。このことから、LT 燃料のような低融点燃料において、前縁の局所燃料後退速度は、熱化学反応のみでなく、液化燃料が後方に輸送される等、流体力学な挙動的が強く影響することが考えられる。
7. $S_g=0$ と比較して $S_g=9.7, 19.4$ の燃料後方における局所燃料後退速度が低下しないことが確認される。この要因としては乱流境界層の発達に影響していると考えられる。乱流境界層が発達しきると境界層火炎と燃料表面との距離が一定となり、局所燃料後退速度が一定となる。
8. $S_g=9.7, 19.4$ において $S_g=0$ と比較して燃料残量が少なく、 $S_g=9.7$ においては約 29.8%の燃料残量となる。このことから燃料長さに対応した適切な形状スワール数を選択することで高燃料後退速度かつ燃料残量の少ないハイブリッドロケットエンジンの実現が可能であることが示唆された。

4.4.2 バッフルプレートを用いた LT 燃料の特性排気速度改善に関

する結果と考察

9. バッフルプレートを用いない、もしくは単一孔のバッフルプレート#D(1)を用いた場合、未燃燃料がノズルに達し、ノズルエロージョン速度が遅くなる。この結果から、LT 燃料のような低融点燃料をノズルの前に配置することで、ノズルエロージョンを防げることが示唆された。
10. バッフルプレート#A(3)が最も高い特性排気速度を示すことが分かる。穴数が 3 つ以上の場合、穴数が増えると特性排気速度は低下することが分かった。バッフルプレート#C(18)においてはバッフルプレート無や#D(1)の特性排気速度と同程度であった。
11. バッフルプレート#A(3)、#B(6)の場合、熔融した燃料と酸化剤がバッフルプレートに衝突し、燃料とバッフルプレートの間に滞留することによって、バッフルプレート上で燃料と酸化剤の混合が促進され、バッフルプレートの穴を通過することで燃焼ガスの滞留時間が向上し、特性排気速度が向上したものと考えられる。一方、バッフルプレート#C(18)の場合、熔融した燃料と酸化剤がバッフルプレートに衝突後、酸化剤は内側の穴、燃料は外側の穴に分かれ、別々の穴を通過したと推定できる。故に燃料と酸化剤が混合されず、特性排気速度が低かった。
12. 3 つ穴以上の穴数のバッフルプレートを設置することで、平均燃料後退速度が $0.2\sim0.3[\text{mm/s}]$ 速くなった。この要因として、燃料後方における燃焼ガスの滞留が考えられる。バッフルプレート#A(3)、#B(6)を使用した場合、燃料とバッフルプレート間で燃焼ガスが滞留することが考えられ、燃料後端面の燃料後退速度を促進したと推察できる。
13. 3 つの穴を有するバッフルプレートを設置し、ノズルの前に LT 燃料を設置する。これにより、高燃料後退速度、高特性排気速度、低ノズルエロージョン速度なハイブリッドロケットシステムが実現可能であるといえる。
14. L^* 及び \dot{L} の増加に伴い C^* が改善された。バッフルプレートを用いることで L^* の実験において約 3.4 倍の C^* となることが分かった。このことより、バッフルプレートが酸化剤を N_2O とした、よりフライト環境に近い条件でも C^*

の改善に有効であることが示された．その要因としては，バッフルプレートにより燃焼ガスの燃焼室内滞留時間の増加，パラフィンベース燃料等の液化燃料と同じメカニズムにより LT 燃料液滴の霧化促進，燃焼火炎によりバッフルプレートが加熱され溶融燃料のガス化が促進することが考えられる．

第5章 フライトモータの設計・燃焼実験・フライト試験及び 5kN 級モータの設計・燃焼実験

5.1 はじめに

本章では、LT#421, #460 を用いて、3 及び 4 章の結果を反映した 500N, 1.5kN 級フライトモータの設計・燃焼実験及びフライト試験の結果を示す。小型ではあるが、LT 燃料がフライト環境でモータケースからの脱落や燃焼実験通りの燃焼履歴を示すかの確認を目的とした。5kN 級ハイブリッドロケットモータでは、安全率が高い地上試験モデルモータを設計し、フライトモータ設計に必要なデータの取得を目的とした。使用した燃料は、2 章で機械的物性の観点から成立性を実証した LT#460 である。

5.2 500N 級フライトモータ

LT 燃料を用いたハイブリッドロケットが打上環境下における正常な燃焼を確認するために、500N 級フライトモータを設計・製作し、地上燃焼実験及びフライト試験を実施した。燃料には LT#421 を採用した。これは 3.3 章でも述べた通り、比較的小型のモータでは必要となる弾性は小さく、高燃料後退速度である #421 を選択することでより高推力のモータを目指した。

4.1.1 設計

Table 5.1 にフライトモータの設計要求を示す。これまでの実験結果から点火直後のスパイク状の燃焼圧力は最大でも上流の酸化剤圧力程度までであることが経験的に明らかとなったため、フライトモータではこれまでの実験で実測された最大圧力である 4.9[MPa]に安全率 1.2 を掛け、設計圧力を 5.9[MPa]とした。設計は「JIS B 8265 圧力容器の構造」に則った。

Table 5.1 500N class flight motor design requirements.

Required parameter	Value
Burning time [s]	1.5
Average thrust [N]	450
Total impulse [N-s]	675
Overall length [m] $\times L^* < 3$	340<
Diameter [mm]	85<

Table 5.2 にフライトモータの材質を示す．燃焼室には高い引張強さを有し軽量な Al2024(超ジュラルミン)を採用した．燃料カートリッジに関してはこれまで PMMA を利用していたが，軽量化のため GFRP を採用した． Figure 5.1 にフライトモータの断面図を示す．インジェクタケース外径は 82[mm], 全長 339[mm], 燃焼室内径 65[mm], 燃焼室外径 71.7[mm]となった．本設計では, 3.3.2 章の結果を反映し, $\dot{L}=2.0(L^*=2.6)$ となるように設計した．また, 地上試験用にはノズルケース部に燃焼圧力用のポートを用意し, 燃焼圧力を測定することで, 地上燃焼実験装置とのデータの比較を行った．

Table 5.2 Material of 500N class flight motor.

Parts No.	Parts name	Material
1	Chamber	Al2024
2	Fuel cartridge	GFRP
3	Injector case	Al2024
4	Injector	Al2024
5	Nozzle case	Al2024
6	Nozzle	Graphite

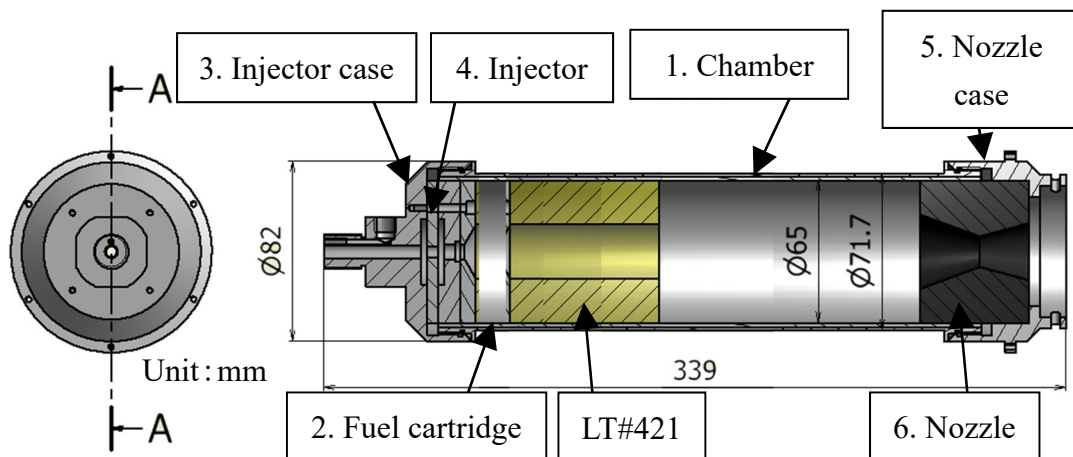


Figure 5.1 Cross-section view of a 500N class flight motor.

5.2.1 燃焼実験結果・考察

実験はフライトモータ(Flight Motor: FM)と3章で示した地上試験(Experimental Motor: EM)の結果を比較した。EMには同じ L^* 、燃焼圧力となる実験データを比較対象に選択した。FMは2回の実験を実施し、性能の再現性を確認した。Table 5.3に実験結果の比較を示す。

Table 5.3 Comparison of FM and EM static firing test results.

Experiment No.	EM	FM-1	FM-2
Burning time [s]	1.49	1.54	1.46
Max thrust [N]	853.3	1105.3	848.5
Average thrust [N]	463.2	424.6	422.0
Total impulse [N-s]	691.2	653.4	615.3
Max oxidizer pressure [MPa]	4.79	4.46	4.24
Average oxidizer pressure [MPa]	3.38	3.17	3.03
Max chamber pressure [MPa]	4.48	3.87	3.76
Average chamber pressure [MPa]	2.22	1.99	1.98
Average oxidizer mass flow rate [g/s]	237	234	258
Average fuel mass flow rate [g/s]	27	26	25
Average oxidizer mass flux [kg/m ² s]	293.4	297.8	338.0
Characteristic velocity [m/s]	1,314.8	1,233.3	1,137.3
<i>O/F</i>	8.62	9.09	10.5
Average fuel regression rate [mm/s]	4.73	4.21	4.24

Figure 5.2 に燃焼時の写真を示す．フライトモータも燃焼中の火炎は安定しており，顕著な燃焼振動などは見られなかった．Figure 5.3 に FM 燃焼実験で得られた圧力，推力履歴を示す．また，Figure 5.4 に FM-1 と FM-2 から得られた燃焼室圧力履歴を示す．

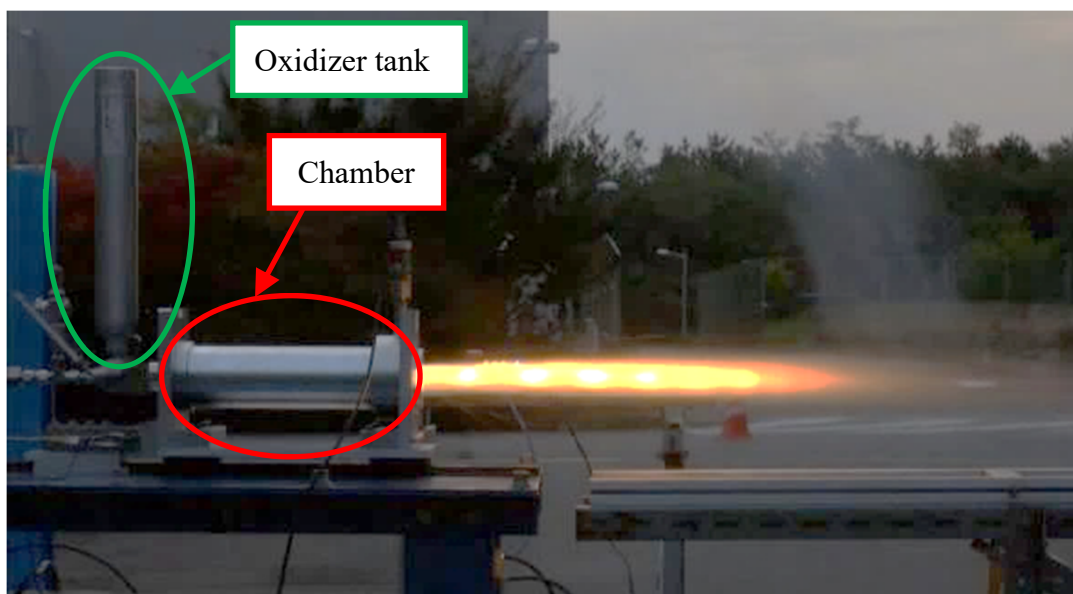


Figure 5.2 Photograph of 500N class flight motor during combustion.

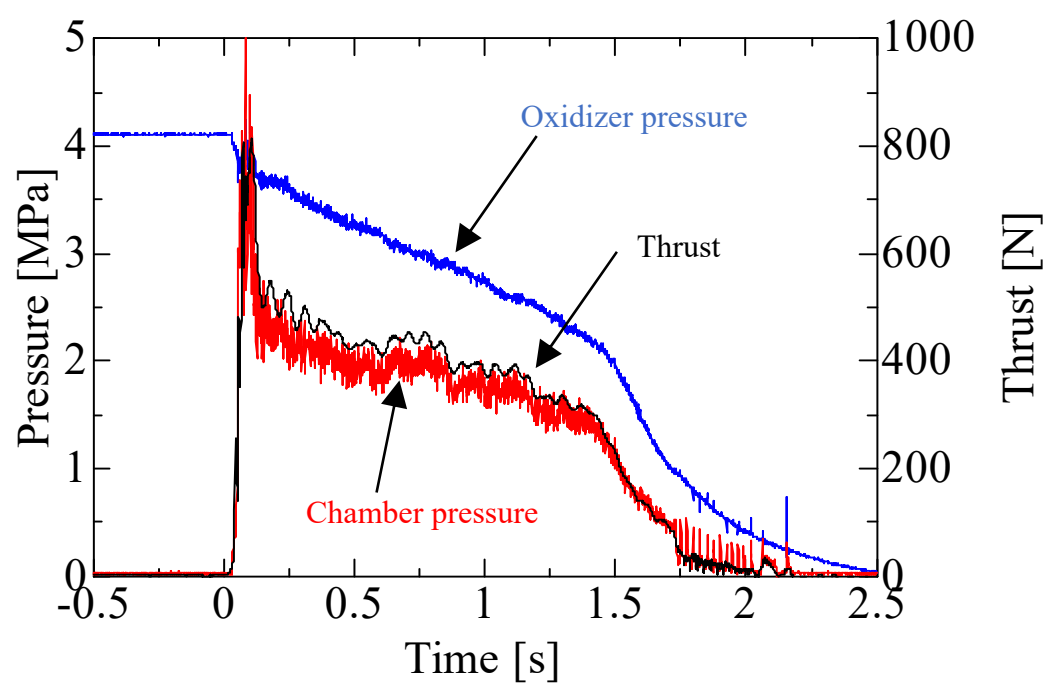


Figure 5.3 Time history of pressure and thrust of FM-2 firing test.

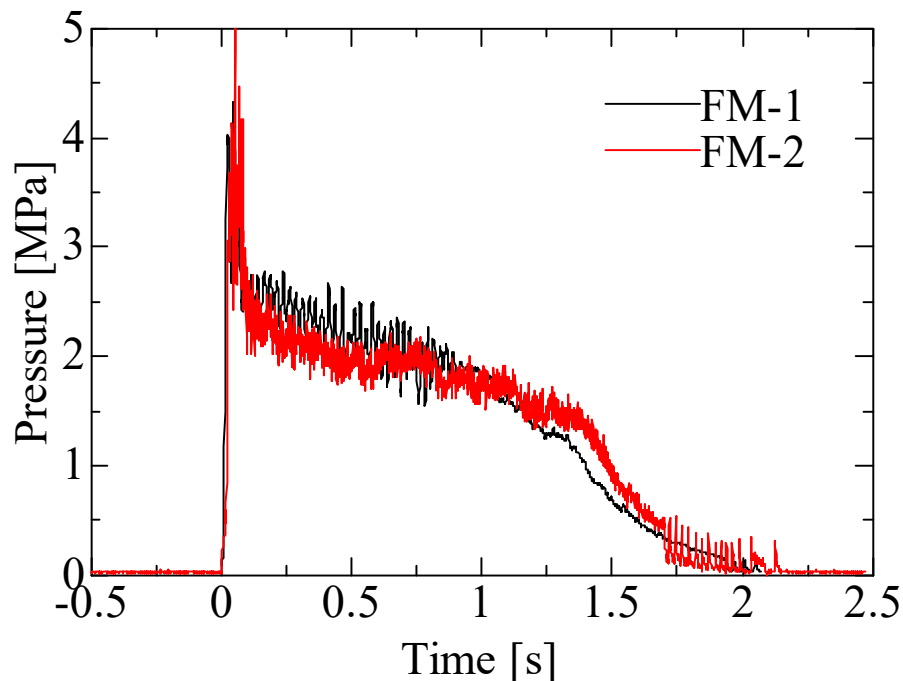


Figure 5.4 Chamber pressure time history between FM-1 and FM-2.

Figure 5.3 より、比較的安定した推力履歴が得られていることが分かった。FM でも EM と同じ程度の点火によるスパイク状のピークが観察され、EM と同じく N_2O のブローダウンによる酸化剤供給の影響で全体的に右肩下がり履歴となっている。燃焼終了時は、液体の N_2O の供給がなくなると共に急激な圧力・推力の減少がみられ、速やかな消炎が確認された。FM による 2 回の燃焼実験ではほぼ同じ履歴であることが Figure 5.4 から読み取ることが可能である。しかし、要求性能と比較すると、平均推力が 2 回の平均で約 423[N]と要求値の 94[%]である。また、トータルインパルスも FM 実験値では 634[N-s]でありこちらも要求値の 94[%]である。わずかに要求性能を満たさなかった原因としては、EM では燃料カートリッジ兼後部燃焼器断熱材として PMMA を用いていたが、FM では軽量化を狙い GFRP としたことが挙げられる。まず、GFRP(不飽和ポリエステル樹脂)の熱伝導率は約 5.8[W/mK]、PMMA の熱伝導率は 0.19[W/mK]であり、約 31 倍である。このため燃焼熱が断熱材を通してモータケースに逃げたことによる熱損失が考えられる。また、GFRP と PMMA の焼損量を比較すると、GFRP が 17[g]の質量減少であり、PMMA の場合 30[g]の質量減少が確認された。PMMA の方が多く焼損していることが分かる。従って焼損しガス化した PMMA も燃料

成分として燃焼に寄与していることが考えられ、GFRP では焼損によって発生したガス量が少なく PMMA ほど燃料として燃焼に寄与しなかったと考えられる。

FM-2 の燃焼実験データを用いた飛行シミュレーションの結果を Figure 5.5 に示す。飛行シミュレーションは、参考文献 68) 及び 69) を基に計算した。ランチャ仰角は $70[^\circ]$ 、風速は $10[\text{m/s}]$ である。5[m] のランチャ脱出時に横風の影響によりロケット姿勢角が約 $35[^\circ]$ 変化するが、約 $30.5[\text{m/s}]$ の速度を有しており、風見効果により姿勢が復元する。約 1.5 秒の燃焼終了後、ロケット仰角は約 $41.7[^\circ]$ であり、徐々に機軸を下げながら約 6.1 秒で軌道頂点に達する。このことから、500N 級フライトモータは設計要求値をわずかに満たさなかったものの、 $10[\text{m/s}]$ の横風環境でも安定した飛翔をすることが想定される。また、二回の燃焼実験結果からトータルインパルスの差異は $5.8[\%]$ であり、この要因としては、 N_2O 温度による酸化剤圧力の差異だと考えられる。燃焼時の酸化剤温度は、気温、酸化剤タンク温度、 N_2O ボンベ温度、充填時間、充填から点火までの時間等様々な要因で変化する。 N_2O の温度と圧力の関係は Figure 5.6 のとおりである。Figure から、FM-1 と FM-2 の酸化剤温度はそれぞれ $14.5[^\circ\text{C}]$ 、 $12.3[^\circ\text{C}]$ である。当日の気温は $18.2[^\circ\text{C}]$ 及び $18.0[^\circ\text{C}]$ であり、充填時間等の要因で気温と比較して酸化剤温度が低下したと考えられる。これらのことから、酸化剤温度が顕著に異なる場合を除いて、500N 級フライトモータの再現性があると判断でき、かつ、小型ハイブリッドロケットを打ち上げるには十分な性能を有しているといえる。

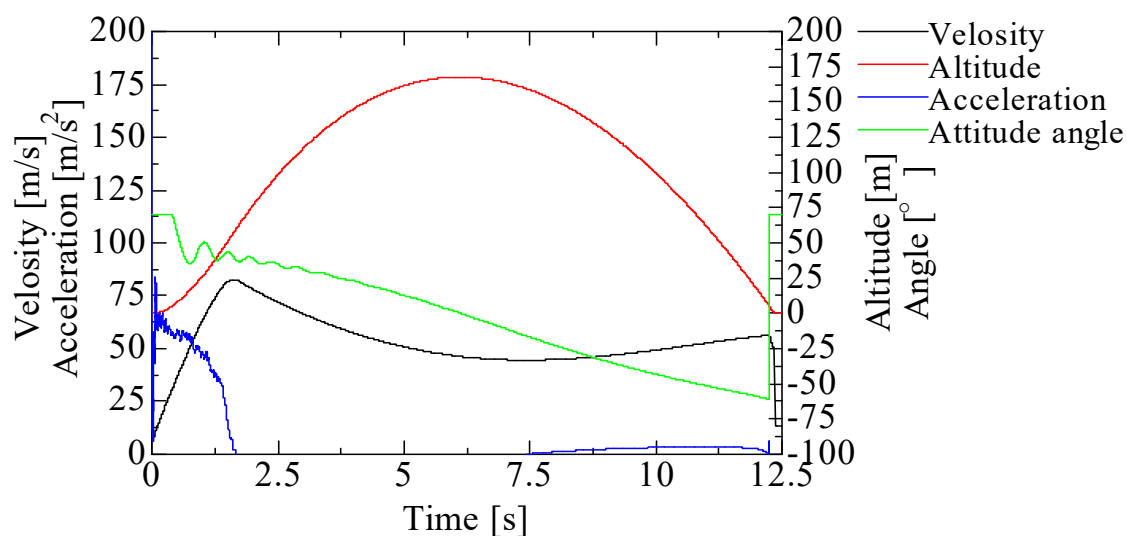


Figure 5.5 Flight simulation results of hybrid rocket using 500N class flight motor. (Launcher elevation angle is 70 [°], wind speed is 10 [m/s])

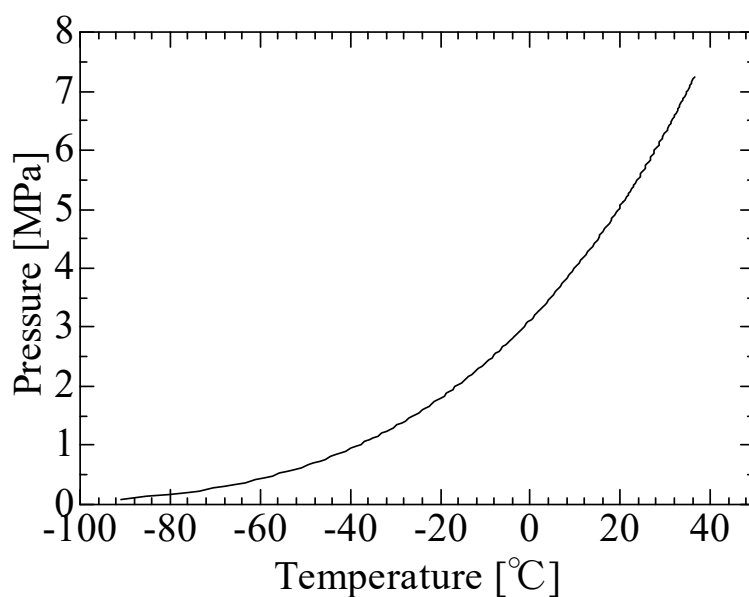


Figure 5.6 Relationship of N₂O temperature and vapor pressure.⁷⁰⁾

5.2.2 フライト試験

地上燃焼実験の結果を基に、フライトモータを設計製作し、小型ハイブリッドロケットの打ち上実験を実施した。実験の主な目的は、比較的柔らかい燃料である LT#421 がロケット飛翔中の高い加速度環境下で変形や燃料ケースからの剥が

れ等を生じず，地上燃焼実験と同様の性能となることを確認することである．打上は秋田県能代市能代宇宙広場で行った．ロケットは陸上回収を目指した．

5.2.2.1 ハイブリッドロケット

本実験のため設計製作したハイブリッドロケットは全長1.55[m]，直径152[mm]，重量6.4[kg]である．ロケットの機体には秋田県産業技術センターと共同で開発したの0.5[mm]厚のCFRPチューブを使用した．また，パラシュートの放出には無火薬式の分離・開頭機構を用い，ロケット全体の回収を試みる．Figure 5.7に機体概要と寸法，Table 5.4に機体の概要を示す．

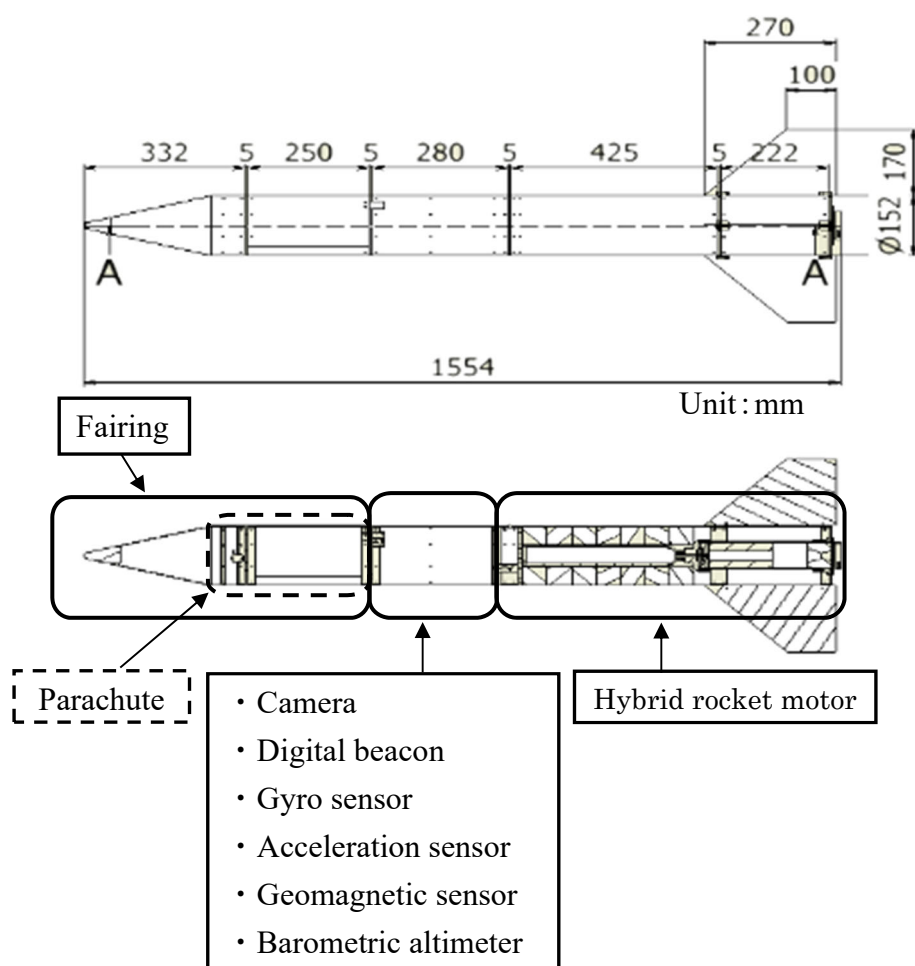


Figure 5.7 Schematic view of the small hybrid rocket with 500N thrust level hybrid rocket motor using LT fuel.

Table 5.4 Specifications of small rocket.	
Overall length [mm]	1,554
Diameter [mm]	152
Dry mass [kg]	6.4
Motor	500N class N ₂ O/LT#421 hybrid rocket motor
Calculation altitude [m]	168
Recovery method	Parachute release near the orbit top. Identify and recover the position of the rocket by visually tracking and receiving beacons.
Payload	<ul style="list-style-type: none"> • Powderless separation mechanism • Parachute • Digital beacons • Gyro sensor • Acceleration sensor • Geomagnetic sensor • Barometric altimeter • Camera

5.2.2.2 結果及び考察

ロケットは無線点火装置によって発射点から 340[m]離れた地点から点火され、発生した推力により発射台を離脱、頂点を通過後、タイマー回路からの信号を受け、分離機構が作動し、パラシュートの放出・開傘に成功した。その後、機体はパラシュートによって減速され、落下予定範囲内に落下した。Figure 5.8 に発射台にセットされたロケットの様子、Figure 5.9 に打ち上げの様子、Figure 5.10 に回収時の様子を示す。

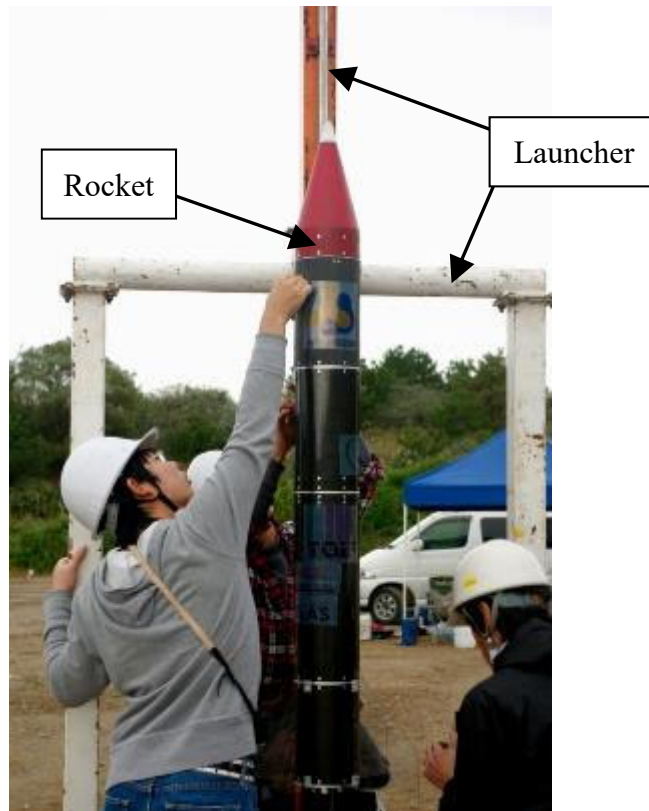


Figure 5.8 The hybrid rocket launcher setup.

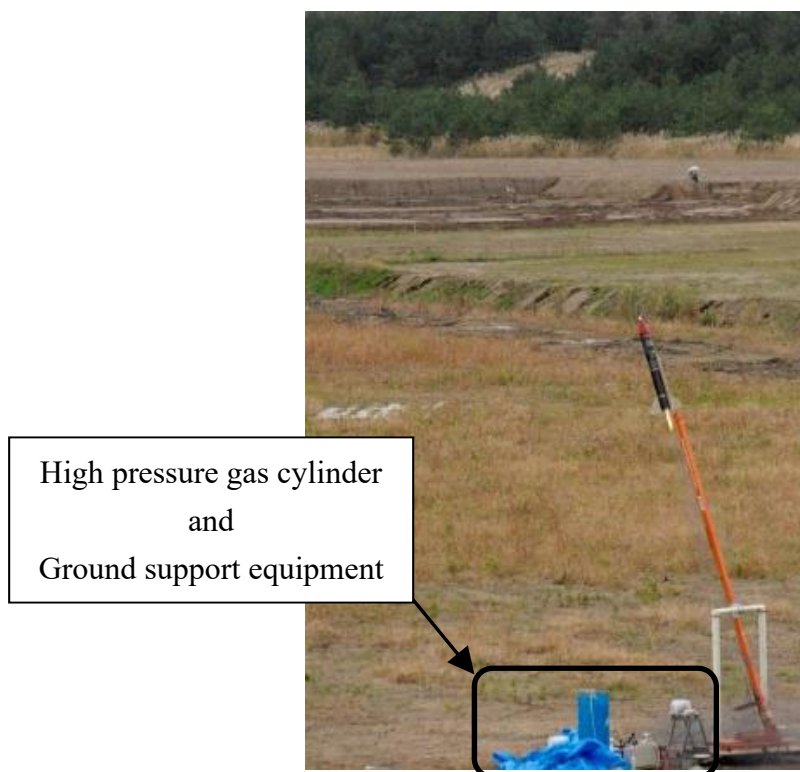


Figure 5.9 Photograph of rocket take off.

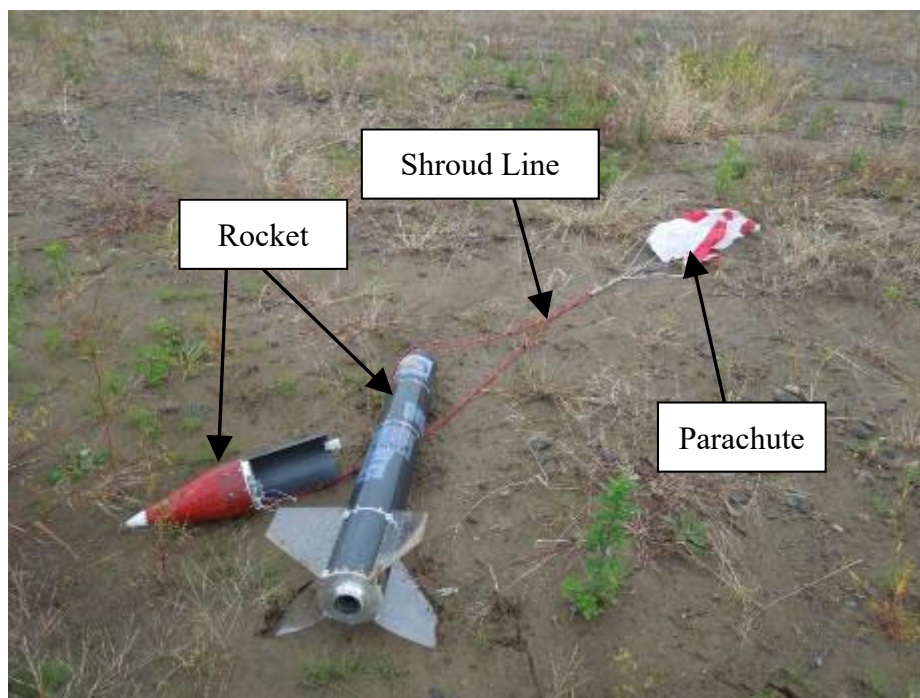


Figure 5.10 The rocket after soft landing.

フライトモータへの点火はスムーズであり，ノズルからは地上試験と同様にオレンジ色の火炎が観察された．燃焼終了時にはノズル部の火炎が消え，速やかな消火に至った様子が確認できた．Table 5.5 に実験結果を示す．

Table 5.5 Summary of a flight test result.

	Static firing test and flight simulation results	Flight test results
Burning time [s]	1.46	1.4
Combustion LT fuel mass [g]	35.89	25.59
Max speed [m/s]	55.0	-
Max altitude [m]	174	160
Fuel regression rate [m/s]	4.2	3.3

燃焼時間はロケットの内部に搭載したビデオカメラの音から判断した．到達高度は気圧高度計によるデータである．最大加速度の計測には失敗したため，速度などのデータを得ることができなかった．そこで，到達高度のデータを信頼し，

当日の打ち上げ時の風向風速を考慮し同程度の到達高度まで飛翔した場合の飛翔シミュレーション結果では機体に 10~12G の最大加速度がかかっていたことが分かった。したがって、本実験では 10~12G の加速度環境下においては LT#421 の燃料カートリッジからの剥離、脱落などは見られず、また燃焼時間もほぼ地上試験時と同程度であった。しかしながら、回収されたフライトモータ中の残存燃料量を測定すると、地上試験時と比較して 30[%]もの質量が残存していた。質量差から燃料後退速度を求めたところ、地上試験では 4.2[mm/s]であったが加速度環境下で燃焼させた場合は 3.3[mm/s]と約 1[mm/s]の燃料後退速度の低下がみられた。これにより、燃焼ガスは燃料不足になったと考えられ、 $O/F \approx 14.2$ と大きくシフトし酸素リッチ火炎での燃焼となっていた可能性がある。最適 O/F から外れているため特性排気速度の低下により推力が減少し、到達高度が 14[m]低い結果になったと考えられる。以上のことから、燃焼状況は加速度環境下において地上試験とは異なる可能性が示唆された。

5.3 1.5kN 級フライトモータ

ここでは、500N 級フライトモータで得られた知見及び 4.3 章の結果を反映し設計・製作した、推力 1.5kN 級フライトモータについて示す。本モータは、LT 燃料を用いた音速飛翔ロケットを目的に開発した。燃料には LT#460 が用いられている。燃焼室にはバッフルプレートを入れることでバッフルプレート上流の燃料の燃焼完結性を高めている。また、インジェクタには、(加)Cesaroni Technology 社製 HyperTEK シリーズの M 型インジェクタベルを採用した⁷¹⁾。打上は東京都大島町 (伊豆大島)の差木地の公園で実施した。ロケットは地上から海に向かって発射し、海上での回収を目指した。

5.3.1 設計

Table 5.6 に 1.5kN 級フライトモータの設計要求を示す。平均推力 1.5kN を目指し、要求トータルインパルスは 7,500[N·s]となった。設計圧力は酸化剤として用いる N_2O の常用圧力である 5.0[MPa]とした。設計は「JIS B 8265 圧力容器の構造」に則った。

Table 5.6 1.5kN class flight motor design requirements.

Required parameter	Value
Burning time [s]	5
Average thrust [N]	1,500
Total impulse [N-s]	7,500
Diameter [mm]	100<

Table 5.7 に 1.5kN 級フライトモータの材質を示す．燃焼室には入手性の良さ及び低コスト化を目的に Al5056 を採用した．燃料カートリッジには布入りベークライトを採用した．これは，500N 級フライトモータで GFRP を使用していたが，熱伝導による熱損失が示唆されたため，本モータでは熱伝導率の低いベークライトとした．ベークライト及びノズルにはグラファイトを使用した．Figure 5.11 に 1.5kN 級フライトモータの断面図を示す．モータ最外径は 95[mm]，全長 522.6[mm]，燃焼室内径 61[mm]，燃焼室外径 68[mm]となった．本設計では，3.5.1 章の結果を反映し，バッフルプレートの下流にも LT 燃料を設置し，意図的に燃料過多の燃焼ガスをノズルの上流で発生させ，ノズルのエロージョンを防止した．

Table 5.7 Material of 1.5kN class flight motor.

Parts No.	Parts name	Material
1	Chamber	Al5056
2	Nozzle case	Al5056
3	Fuel cartridge	Bakelite
4	Baffle plate	Graphite
5	Nozzle	Graphite

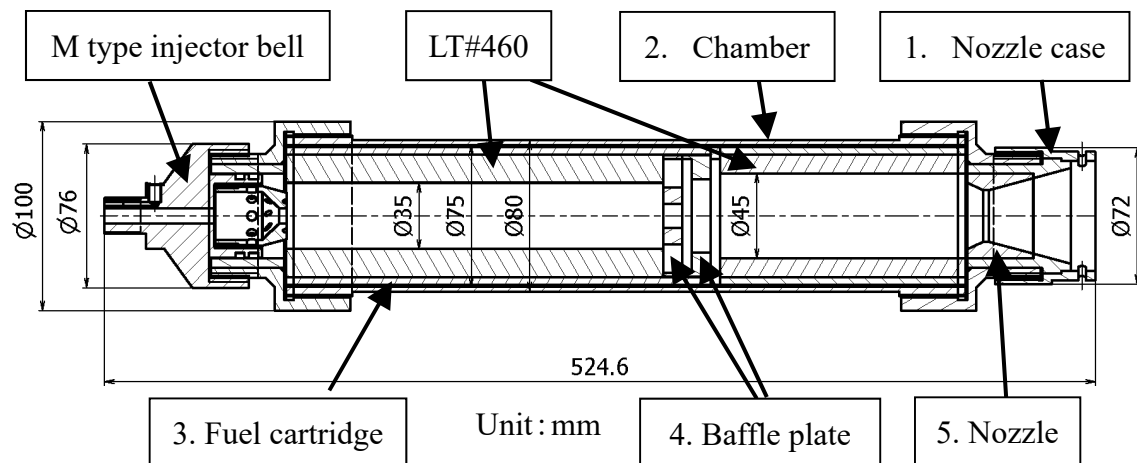


Figure 5.11 Cross-section view of a 1.5kN class flight motor.

5.3.2 燃焼実験結果・考察

Figure 5.12 に燃焼実験時の写真を示す．点火はスムーズに実施され，約 5 秒間燃焼した．顕著な燃焼振動は観察されず，最大推力 1,630.9 [N]，平均推力 1,290.5[N]，トータルインパルスは 6,452.5[N-s]となった．Table 5.8 に実験結果，Figure 5.13 に燃焼履歴を示す．要求性能と比較すると，平均推力が要求値の 86[%]，トータルインパルスも要求値の 86[%]である．平均推力及びトータルインパルスが要求値より低くなった要因としては，特性排気速度が 1,084[m/s]と想定より低かったためと考えられる．これは，バッフルプレート後部に設置したノズルエロージョン防止用LT燃料が気化することなく燃焼室外に排出されたためと推察できる．一方で，燃焼前後のノズルスロート径変化は 0.02[mm]と非常に小さく，ノズルエロージョンを防止する目的は達成できたものとする．推進系として要求値は満たさなかったが，飛行シミュレーションの結果，最高速度約 411[m/s]と，ロケットの目的である音速に到達することが確認出来たため(Figure 5.14)，本モータを用いて超音速飛行用のハイブリッドロケットを設計した．

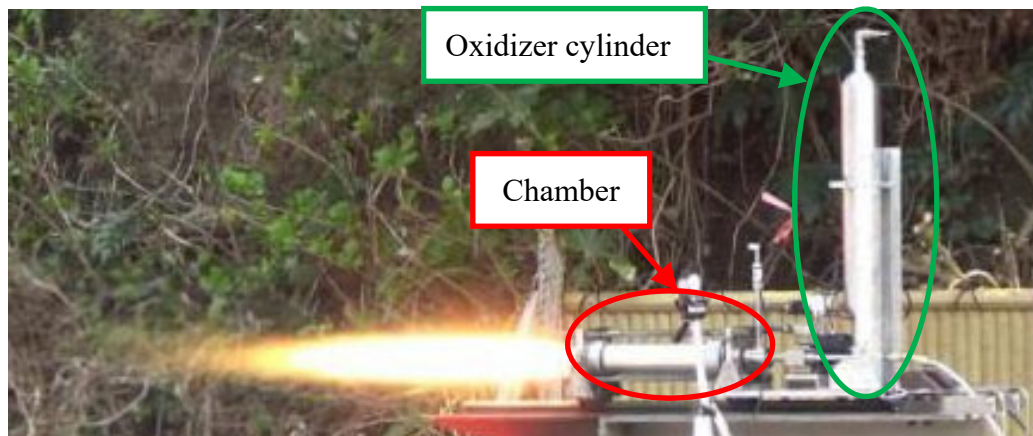


Figure 5.12 1.5kN class flight motor during combustion.

Table 5.8 Static firing test results of 1.5kN class flight motor.

Parameters	Results
Burning time [s]	5.01
Max oxidizer pressure [MPa]	3.26
Average oxidizer pressure [MPa]	2.74
Max thrust [N]	1,630.9
Average thrust [N]	1,290.5
Total impulse [N-s]	6,452.5
Average oxidizer flow rate [kg/s]	0.699
Average fuel flow rate [kg/s]	0.173
Average oxidizer mass flux [kg/m ² s]	382.1
Characteristics velocity [m/s]	1,084.8
<i>O/F</i>	4.0
Fuel regression rate of front fuel [mm/s]	3.76
Fuel regression rate of bottom fuel [mm/s]	2.77

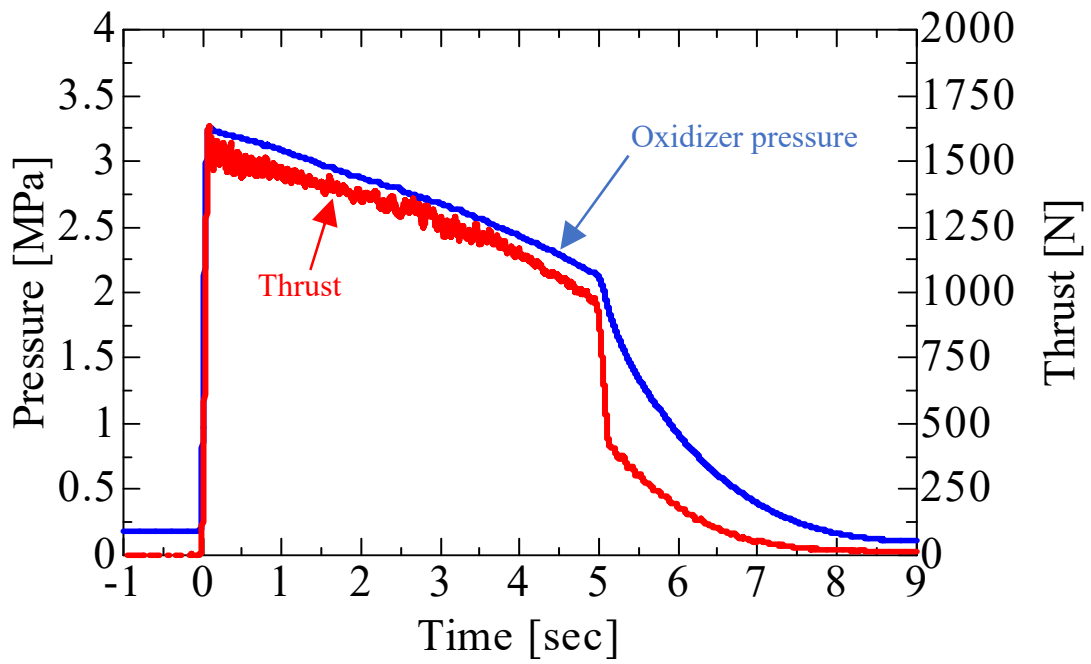


Figure 5.13 Pressure and thrust time history of 1.5kN class flight motor.

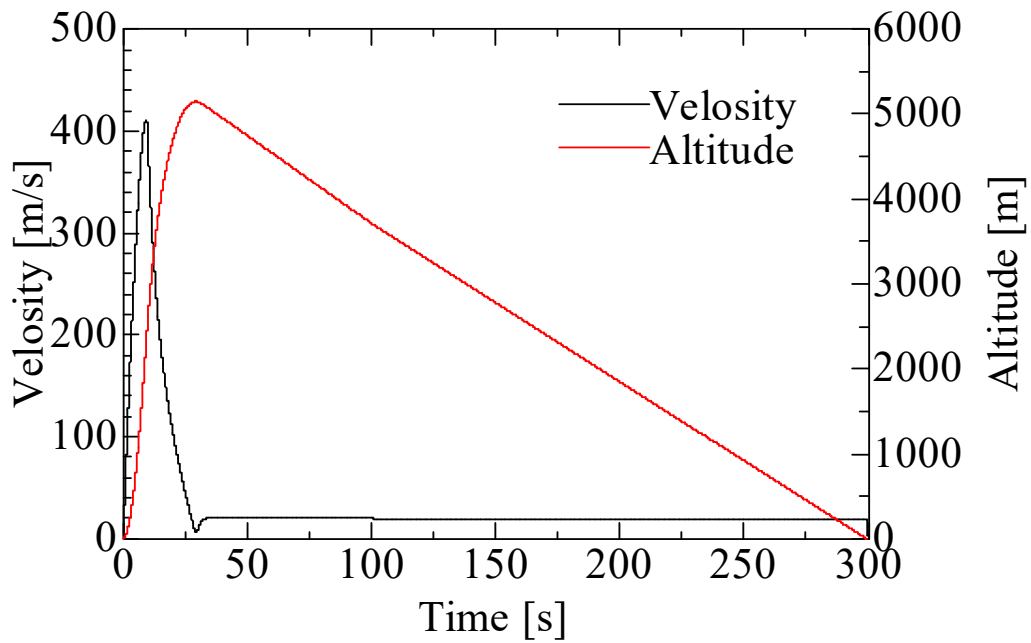


Figure 5.14 Flight simulation results of hybrid rocket using 1.5kN class flight motor. (Launcher elevation angle is 80 [°], wind speed is 5 [m/s])

5.3.3 フライト試験

打ち上げ実験の主な目的は、LT#460 燃料を用いた小型ロケットにて超音速飛翔を行うことである。同時に、ロケット飛翔中の高い加速度環境下で変形や燃料ケースからの剥がれなどを生じず、地上燃焼実験と同様の性能となることを確認する。

5.3.3.1 ハイブリッドロケット

本実験のため設計製作したハイブリッドロケットは全長約 2.4[m]，直径 102[mm]，重量 17[kg]である。ロケットの機体には 0.5[mm]厚の CFRP チューブを使用した。また、パラシュートの放出には無火薬式の分離機構を用い、ロケット全体の回収を試みる。Figure 5.15 に機体概要と寸法，Table 5.9 に機体の概要を示す。

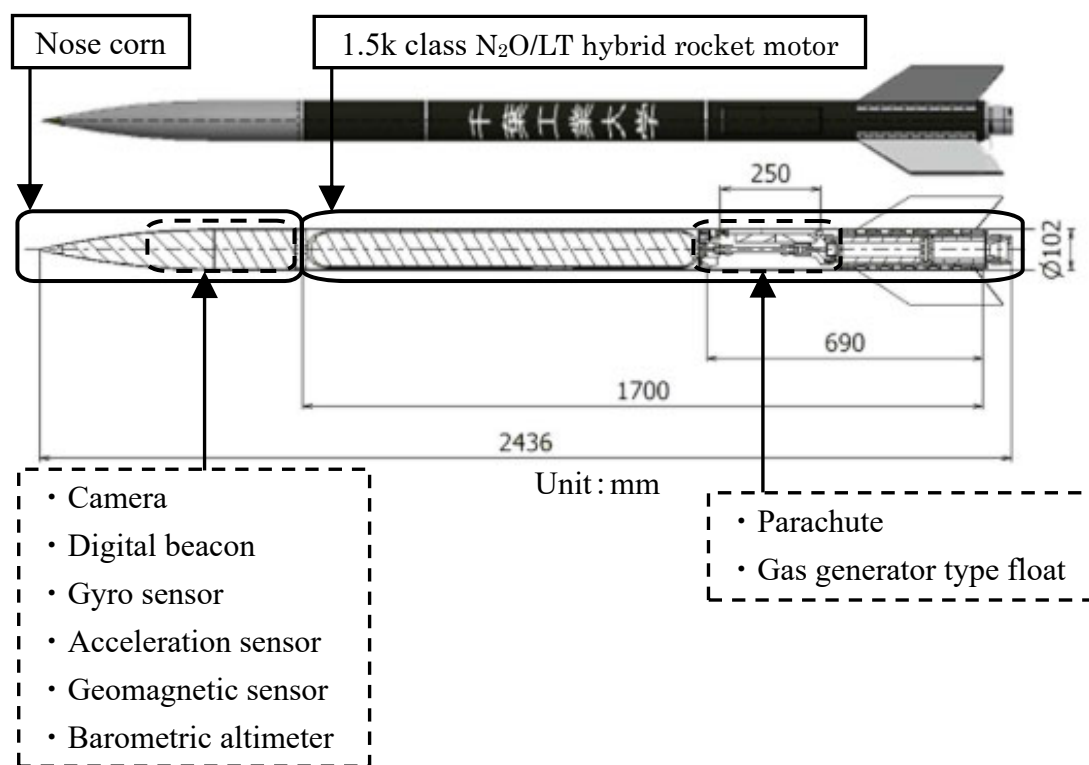


Figure 5.15 Schematic view of the supersonic prototype hybrid rocket.

Table 5.9 Supersonic prototype hybrid rocket overview.	
Overall length [mm]	2,436
Diameter [mm]	102
Dry mass [kg]	17
Motor	1.5kN class N ₂ O/LT#460 hybrid rocket motor
Calculation altitude [m]	4,900
Recovery method	Parachute and float release near the orbit top. The float expands when landing on the sea. Identify and recover the position of the rocket by receiving beacons. Recovery by the ship.
Payload	<ul style="list-style-type: none"> • Powderless separation mechanism • Parachute • Gas generator type float • Solid float • Telemetry (Digital beacons, GPS sensor) • Gyro sensor • Acceleration sensor • Geomagnetic sensor • Barometric altimeter • Camera

5.3.3.2 結果及び考察

Figure 5.16 に発射台に設置されたロケットと打ち上げ時の写真を示す. 打上時刻は 2016 年 7 月 8 日 8 時 00 分を予定していたが直前に保安円内に小型船舶の侵入があり, 小型船舶が保安円外に出たことを確認し打ち上げ実験を行ったため, 8 時 6 分 45 秒に打ち上げが行われた. 亜酸化窒素の充填並びに点火は問題なく実施された. Figure 5.17 にテレメトリから得られた GPS 高度データと飛翔シミュレーションとの比較を示す. 打上直後, 高加速度環境となったため, テレメトリから GPS による高度データの送信が途切れ, 32 秒後に再び受信に成功した. GPS データから得られた最高高度は 4,889.2 [m]となり, ほぼシミュレーション値と一致した. そして, パラシュート解散時の落下速度で降下していることが確認され, 67 秒後に再びデータの送信が途絶えた. このことからロケットがほぼ頂点付近でパラシュートの開傘に成功したことが分かる. その後, 何らかの理

由により、再びデータの送信がストップした。その時の高度は 4,145.3m であった。ロケットの回収は、通信切断時の GPS 座標位置からわずかに潮に流された場所で酸化剤タンクの回収に成功した。酸化剤タンクの中からは、熔融した LT 燃料が発見された。このことから、ロケットはパラシュートを開傘後、予定通りノーズを下向きにした状態でパラシュートにぶら下がり降下していたことが分かった。搭載計器類が回収できなかったため、詳細な到達高度、機体速度は得られなかったが、GPS の高度データから、パラシュートの開傘とほぼシミュレーション通りの降下を確認できたことから、本ロケットは予定通りマッハ 1.2 で飛翔したものと考えられる。

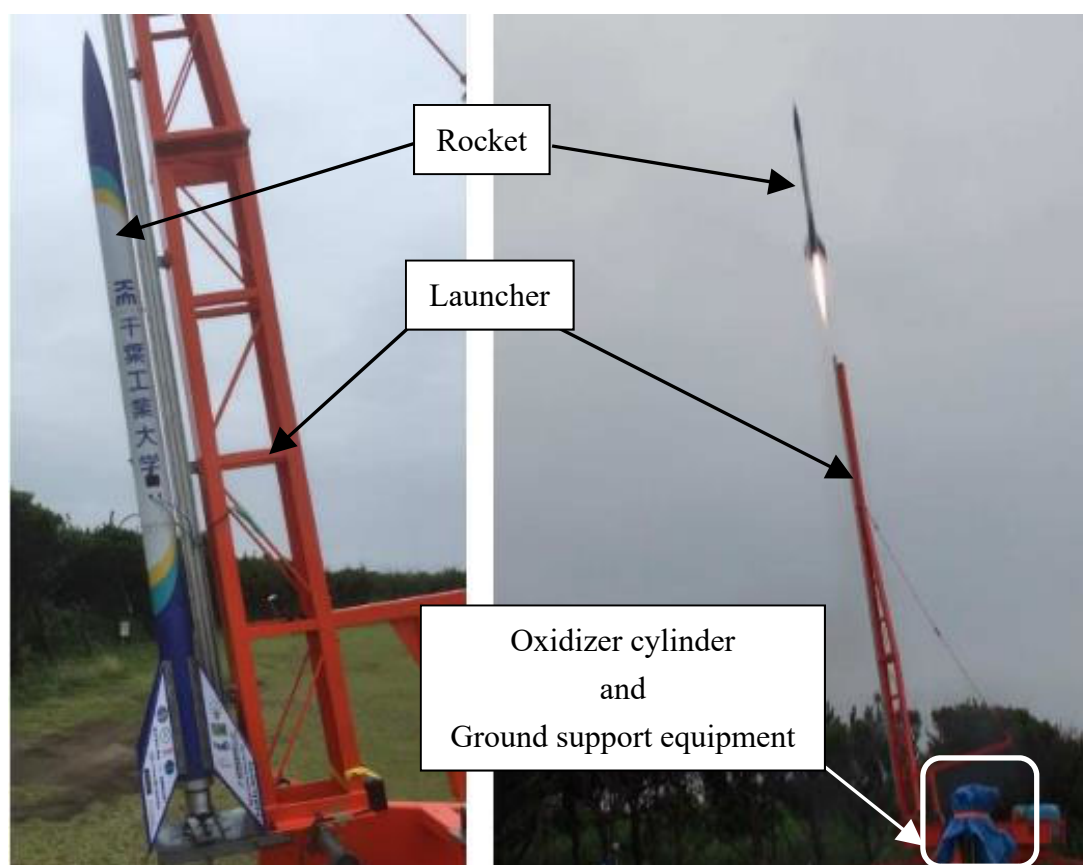


Figure 5.16 The hybrid rocket launcher setup and rocket launch.

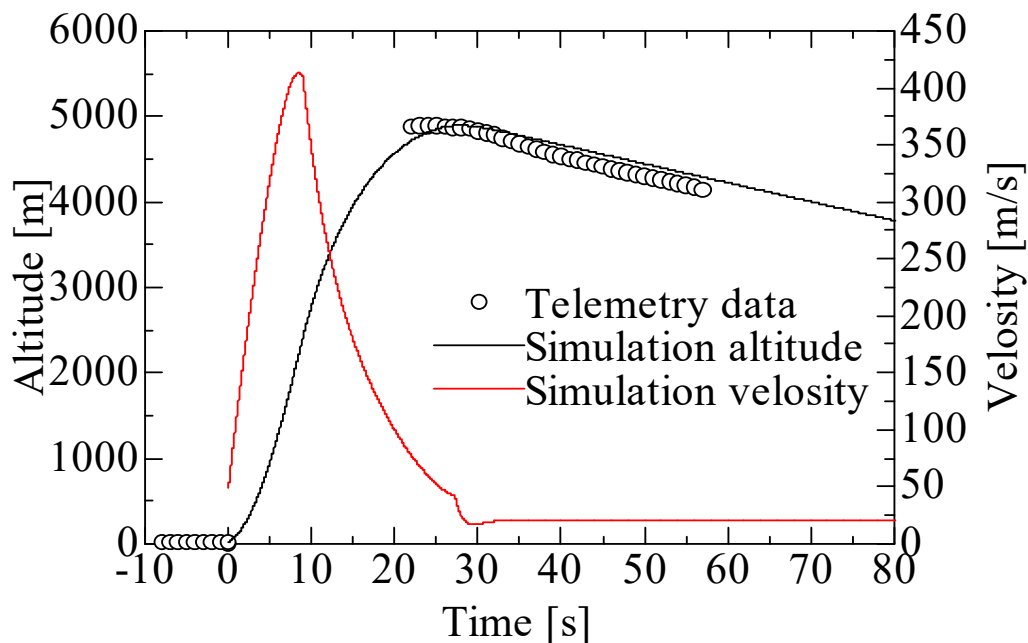


Figure 5.17 Comparison of telemetry data and flight simulation.

以上の結果から、本実験で発生したと思われるロケットのアクションを Figure 5.18 にまとめた。ロケットは①8 時 6 分 45 秒に発射され、②解析の結果、本実験で得られた高度まで約 33 秒で到達するためには少なくともマッハ 1.2 が必要であることが分かった。そして、③パラシュートの展開に成功したが、想定よりも開傘衝撃が小さく、搭載していたショックアブソーバーによるショックの吸収もほとんどなかったものと考えられる。すると、④パラシュートは機体から 2[m]離れた位置で開傘するがショックアブソーバーが伸びなかった場合、ノズルから 0.4[m]程度しか離れない。ロケットは予定では頭を下向きに、ノズルを上向きにしてパラシュートが開傘し降下する。35 秒間は頭が下向きになっていたためタンク内に燃料成分が逆流したと考えられる。35 秒にショックアブソーバーにノズルから火が燃え移り、パラシュートのコードが焼き切られたのではないかと考えられる。⑤そのため、高度約 4,000[m]からの自由落下に入り、再びテレメトリデータが失われた。最終的に、⑥ノーズから海面にたたきつけられたことでノーズ部が破壊、⑦強度的に弱いタンク下部のカプラ部が曲げ衝撃に耐えられず破壊され、⑧タンクのみが浮力で海面に浮上し、回収されたと考えられる。

これらの結果から LT#460 は音速飛行環境下においても剥離や形状破壊を起こ

さず正常に燃焼することが推察される．また，燃焼実験結果を基にしたシミュレーションと実際の到達高度がほぼ等しいことが上記から分かる．故に，500N 級 FM で観察されたようなフライト環境における燃料後退速度の減少は発生しなかったと考えられる．500N 級 FM と 1.5kN 級 FM の大きな違いはバッフルプレートの有無である．500N 級 FM ではバッフルプレートが無いことからロケットの加速度によって，熔融した燃料が未燃のままノズルから排出された可能性が高い．1.5kN 級 FM ではバッフルプレートを用いることで加速度環境下でも未燃燃料の流出を防ぎ地上燃焼実験結果通りのパフォーマンスを発揮したものと考えられる．

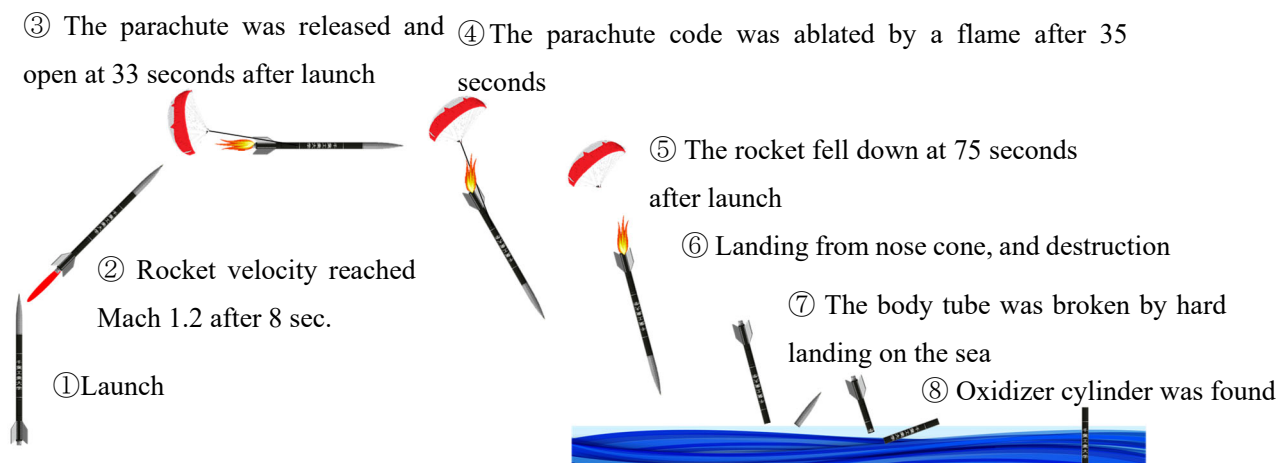


Figure 5.18 Time history of rocket actions between rocket launch and recovery of the oxidizer cylinder.

5.4 5kN 級ハイブリッドロケットモータ

2 章及び，3 章，5.3 章までの結果を反映し，LT 燃料を用いた 5kN 級ハイブリッドロケットモータを設計・製作し燃焼実験を実施した．本モータは高度約 30[km]に到達するロケットに搭載される 5kN 級フライトモータの設計に必要な実験データ取得を目的としている．使用した燃料は LT#460 である．

5.4.1 燃料後退速度の予測とモータ設計

第 3 章及び 4 章の結果から $\text{N}_2\text{O}/\#460$ の燃料後退速度を予測した． $\text{GOX}/\#421$ 及び $\text{GOX}/\#460$ は 3 章で明らかになっており，式(3.2)及び(3.3)で示される．両燃

料において、 n 指数の顕著な差異は確認されなかった。また、3.3 章から酸化剤を変更した場合においても、 n 指数への影響は小さいことが分かっている。5kN 級モータではバッフルプレートを用いるため、 N_2O 及びバッフルプレートを用いた 4.3.2 章の結果を反映した。4.3.2 章の結果(Figure 4.31)に合致するような燃料後退速度式を求めた。 n 指数は、最も多くの実験結果を取得した GOX/#421(式 3.2)の n 指数 0.67 とした。バッフルプレートを用いた N_2O /#421 の燃料後退速度式は以下の通りである。

$$\bar{r} = 0.039 \bar{G}_{ox}^{-0.69} \quad (5.1)$$

式(3.2)と式(5.1)を比較すると約 44[%]の燃料後退速度の低下となった。故に、GOX/#460 の燃料後退速度においても、酸化剤を N_2O に変更及びバッフルプレートを挿入することで、燃料後退速度が 44[%]低下することが考えられる。推測した N_2O /#460(バッフルプレート有)の燃料後退速度予測式を式(5.2)に示す。GOX/#460 の式(3.3)を基にしたため、 n 指数は 0.67 となっている。各燃料後退速度を Figure 5.19 に示す。モータ設計や、燃焼実験履歴の予測には式(5.1)を用いた。

$$\bar{r} = 0.038 \bar{G}_{ox}^{-0.67} \quad (5.2)$$

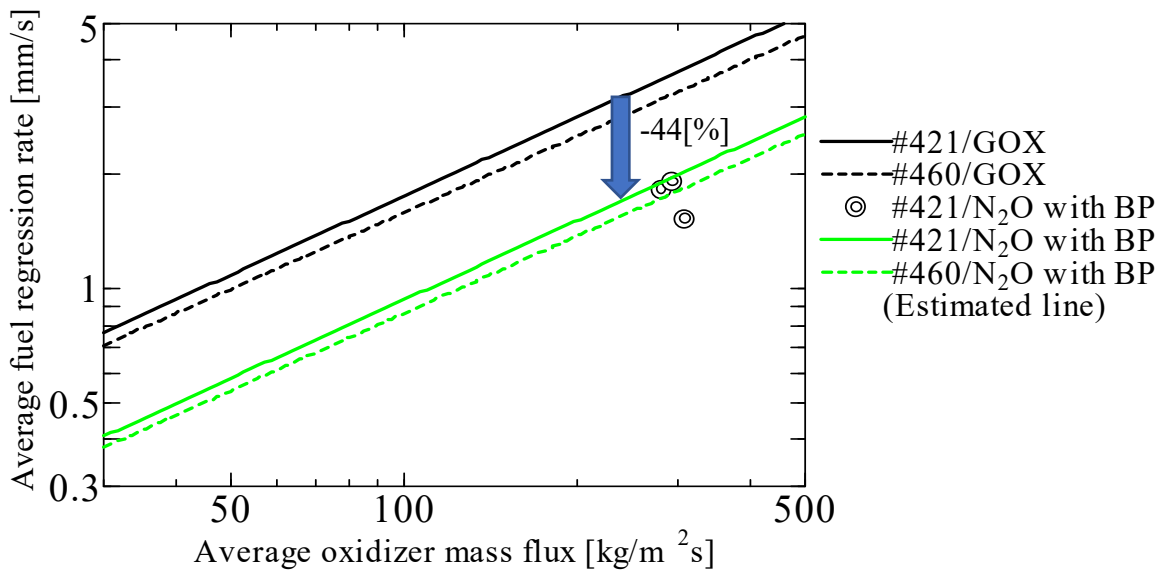


Figure 5.19 Estimated regression rate of N_2O /#460 using the baffle plate.

モータの機械強度設計は「JIS B 8265 圧力容器の構造」及び「JIS B 8267 圧力容器の設計」に基づいて行った。設計条件を Table 5.10 に示す。燃焼室設計圧力は 3[MPa]とした。これは酸化剤として使用する N_2O の 20[°C]での蒸気圧が約 5[MPa]であることと供給流量と特性排気速度の兼ね合いから決定した。燃焼室内径及び燃焼室外径は、価格、入手製及び加工設備の観点から規格品を使用した。最大燃焼時間が 15 秒であることと、式(5.2)の燃料後退速度を用いて必要な燃焼室内径を算出し、これを満たす規格品である「JIS G 3454 STPG 200A」を用いた。設計温度は 4.3.1 章で実施した、燃焼時間 10 秒の実験から、ノズル周辺が最も高温となることが分かっており、この結果を踏まえ 100[°C]とした。Table 5.10 の設計条件から設計圧力及び安全機構作動圧力を算出した。計算結果を Table 5.11 に示す。ここで安全機構許容作動圧力はこの圧力以下では安全機構が作動しないとする圧力を示し、安全機構作動圧力は、安全機構許容作動圧力を Table 5.10 の安全機構許容作動圧力公差で除した値である。また、安全機構の最高・最低設定圧力は安全機構作動圧力に Table 5.10 の安全機構破断圧力許容公差をそれぞれ掛けた値である。結果、設計圧力は 18.4[MPa]となった。Figure 5.20 にモータ断面図を示す。モータの最外径は 350[mm]、燃焼室長さは 998[mm]、全長は 1203[mm]である。初期燃料内径は 60[mm]、燃料カートリッジ内径は 172[mm]、燃料長さは 600[mm]、燃焼室断熱材内径は 100[mm]である。Table 5.12 に 5kN 級ハイブリッドロケットモータの材質を示す。セーフティボルトは、Table 5.11 に示す安全機構作動圧力に達するとせん断によりボルトが破壊され、ノズルを燃焼室外へ排出することで燃焼室内圧力を大気開放する。安全機構動作概要 Figure を Figure 5.21 に示す。

Table 5.10 Design conditions.

Item	Value
Nominal chamber pressure [MPa]	3.0
Max burning time [s]	15
Inner diameter of the chamber [mm]	195.7
Outer diameter of the chamber [mm]	216.3
Design temperature [°C]	100
Combustion chamber pressure rise rate due to uncertain factors	1.5
Safety mechanism allowable operating pressure tolerance	0.9
Safety mechanism break pressure tolerance [%]	±10
Uncertainties in material behavior	1.5
Accuracy of design calculation model	1.78

Table 5.11 Design calculation results

Item	Value
Expected maximum combustion chamber pressure [MPa]	4.50
Allowable operating pressure of safety mechanism [s]	5.00
Safety mechanism operating pressure [MPa]	5.56
Maximum set pressure of safety mechanism [MPa]	6.92
Minimum set pressure of safety mechanism [MPa]	5.66
Design pressure [MPa]	18.4

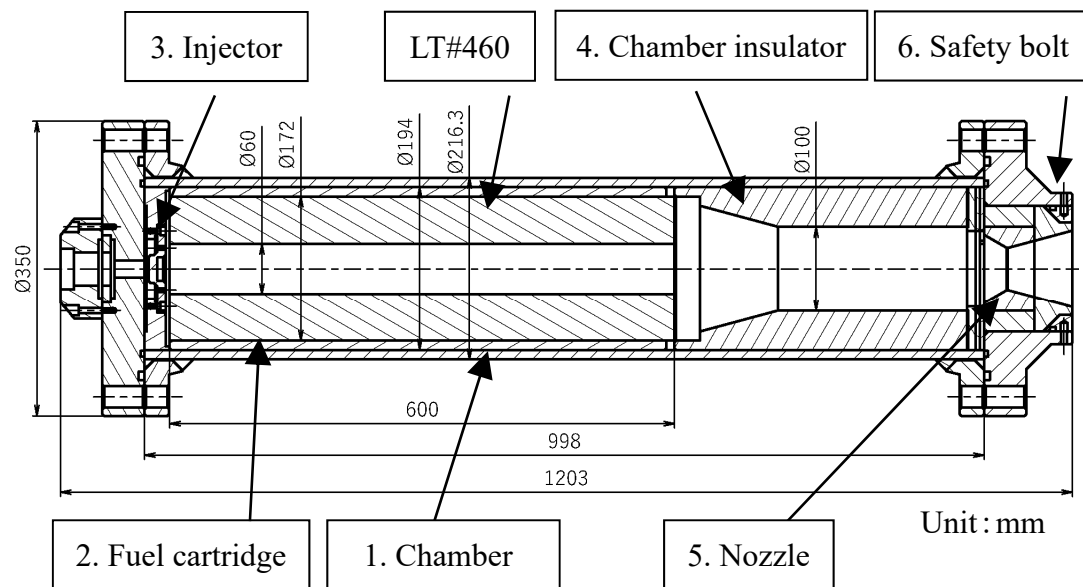


Figure 5.20 Cross-section view of a 5kN class motor.

Table 5.12 Material of 5kN class hybrid rocket motor.

Parts No.	Parts name	Material
1	Chamber	STPG370, SS400
2	Fuel cartridge	Reinforced PVC pipe
3	Injector	SUS303
4	Chamber insulator	Bakelite
5	Nozzle	Graphite
6	Safety bolt	SCM435

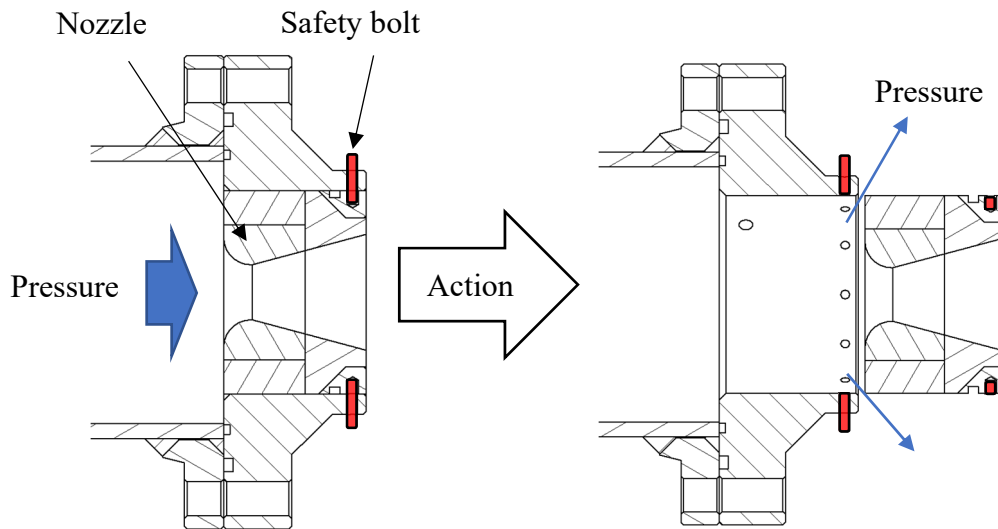


Figure 5.21 Schematic diagram of operating safety mechanism.

実験条件を Table 5.13 に示す. 実験 No.1 は燃料後退速度の確認及びモータ, 実験システムの健全性確認するために, 燃焼時間を 3 秒とし実施した. 結果, 燃料後退速度の把握ができた. しかし, 燃焼室断熱材(ベークライト)が想定以上に燃料し, O/F が最適値を大きく逸脱した. また, バッフルプレートを入れることで特性排気速度が大きくなり, 目標平均燃焼室圧力を 2[MPa]に設定するためにノズル径を拡大する必要が生じた. ノズル径拡大により, 初期燃料ポート径が 60[mm]の場合, ポート/ノズル断面積比が 2 を大きく下回るため, 実験 No.2 以降は初期燃料ポート径を 80[mm]とした. 加えて, 燃料後退速度を取得できたため, 目標燃焼室圧力とするために燃料長さを 600[mm]から 420[mm]に変更した. 第 2 章で示した FEM 解析モデル寸法とは異なるが, 燃料質量が減少する安全側の設計変更であるため, 燃料の破壊等構造成立性は問題ないと判断した. 実験 No.2, 3 及びバッフルプレートを挿入した No.4 のモータ断面図を Figure 5.22, 5.23 に示す. Table 5.14 に材質表を示す. 燃焼室断熱材の燃料を防ぐために後部燃焼室に円筒状の燃焼室保護材(グラファイト)を挿入した. また, バッフルプレート(グラファイト)を挿入しない場合は, リング状のダミーバッフルプレート(グラファイト)を挿入し, 実験 No.3 及び 4 の実験条件が限りなく近くなるようにした. Figure 5.24 にバッフルプレート寸法を示す. 中心及び 100[mm]の円周上に 40[mm]の穴を計 4 つ有している. トータルの断面積は 80[mm]の初期燃料ポート断面積の 2 倍となる.

Table 5.13 Experimental conditions of 5kN class motor.

Experiment No	1	2	3
Burning time [s]	3	10	10
Average thrust [kN]	5.0		
Baffle plate	Without	Without	With
Oxidizer pressure [MPa]	4.0		
Chamber pressure [MPa]	2.0		
Initial fuel port diameter [mm]	60	80	80
Fuel length [mm]	600	420	420
Orifice diameter [mm]	$\phi 4.4 \times 8$		
Nozzle throat diameter [mm]	49.8	59.0	58.2
Characteristics chamber length [m]	3.1	2.8	2.7

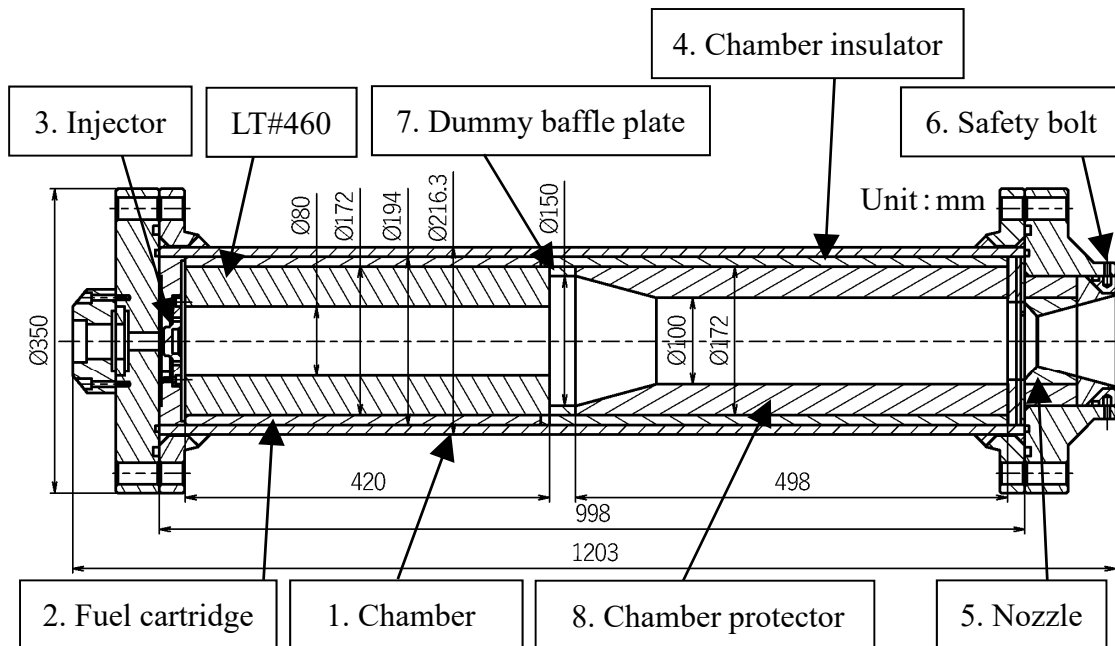


Figure 5.22 Cross-section view of a 5kN class motor in experiment No. 2.

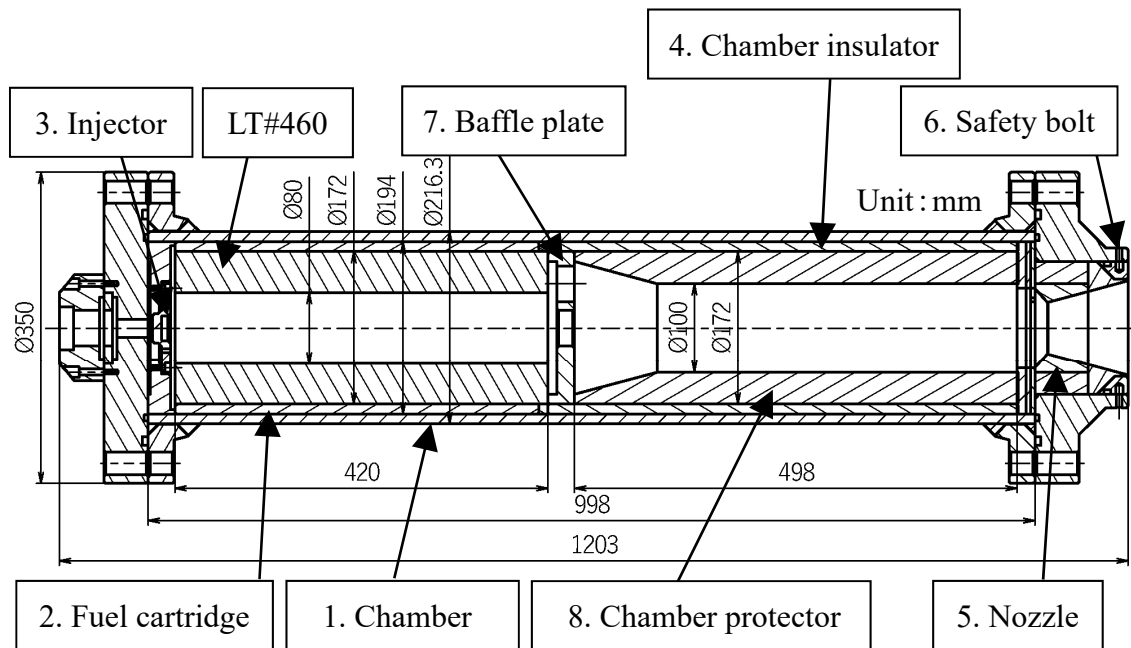


Figure 5.23 Cross-section view of a 5kN class motor in experiment No. 3.

Table 5.14 Material of 5kN class hybrid rocket motor in experiment No 2 and 3.

Parts No.	Parts name	Material
1	Chamber	STPG370, SS400
2	Fuel cartridge	Reinforced PVC pipe
3	Injector	SUS303
4	Chamber insulator	Bakelite
5	Nozzle	Graphite
6	Safety bolt	SCM435
7	(Dummy) Baffle plate	Graphite
8	Chamber protector	Graphite

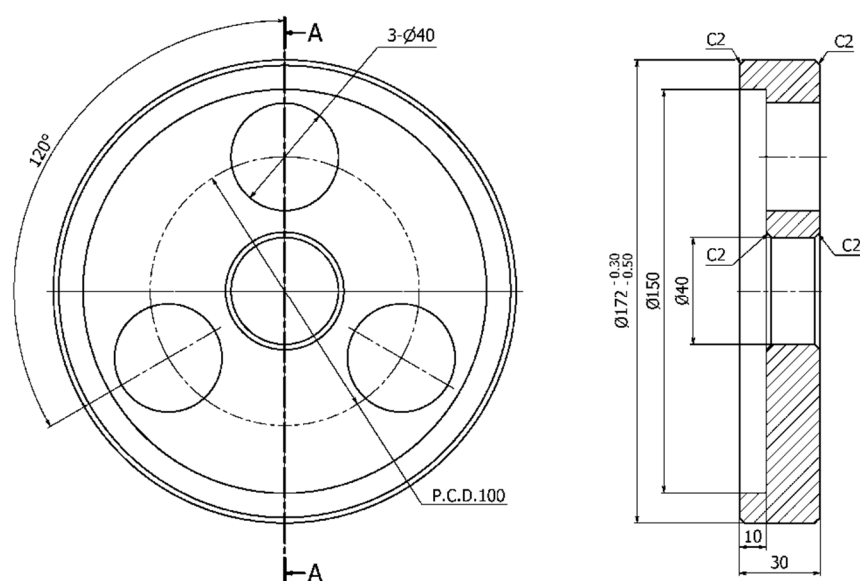


Figure 5.24 Dimension of a baffle plate.

5.4.2 燃焼実験結果・考察

Figure 5.25 に燃焼実験時の様子を示す．全ての実験において，モータや燃料の破壊は確認されなかった．Figure 5.26 に実験 No.1 の圧力及び推力履歴，Figure 5.27 に実験 No.2 の圧力及び推力履歴，Figure 5.28 に実験 No.3 の圧力及び推力履歴を示す．点火は正常に行われ，実験 No.1 でのみ燃焼開始後約 1.5 秒まで燃焼室圧力及び推力に燃焼振動が確認された．Table 5.15 に燃焼実験結果を示す．全ての実験において平均推力 4,600[N]以上を達成した．

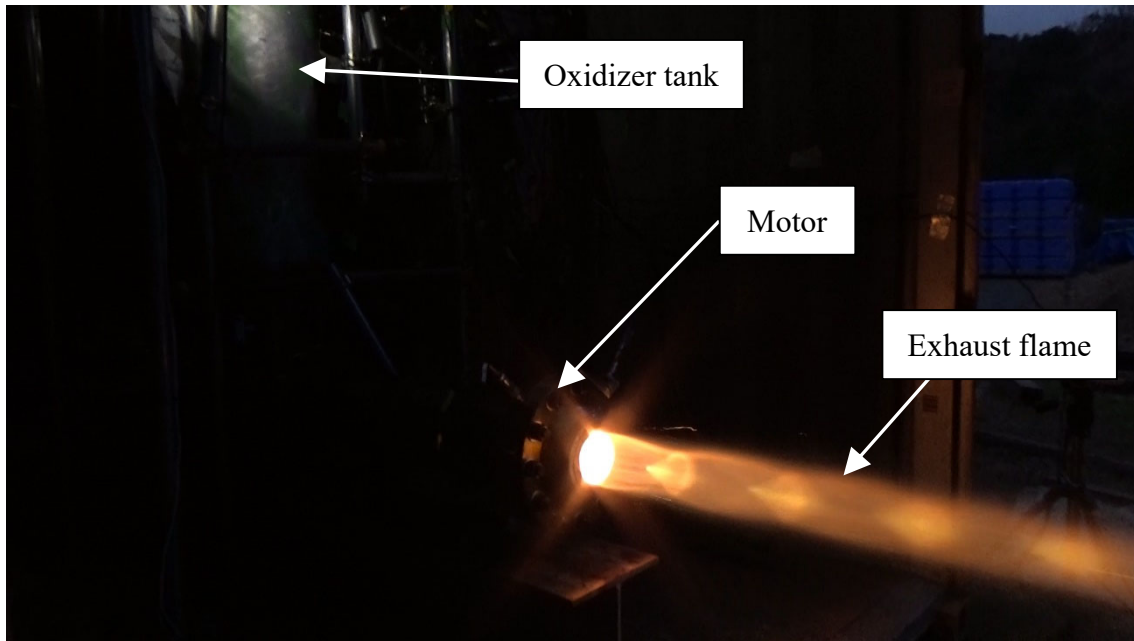


Figure 5.25 5kN 級ハイブリッドロケットモータ燃焼時の様子

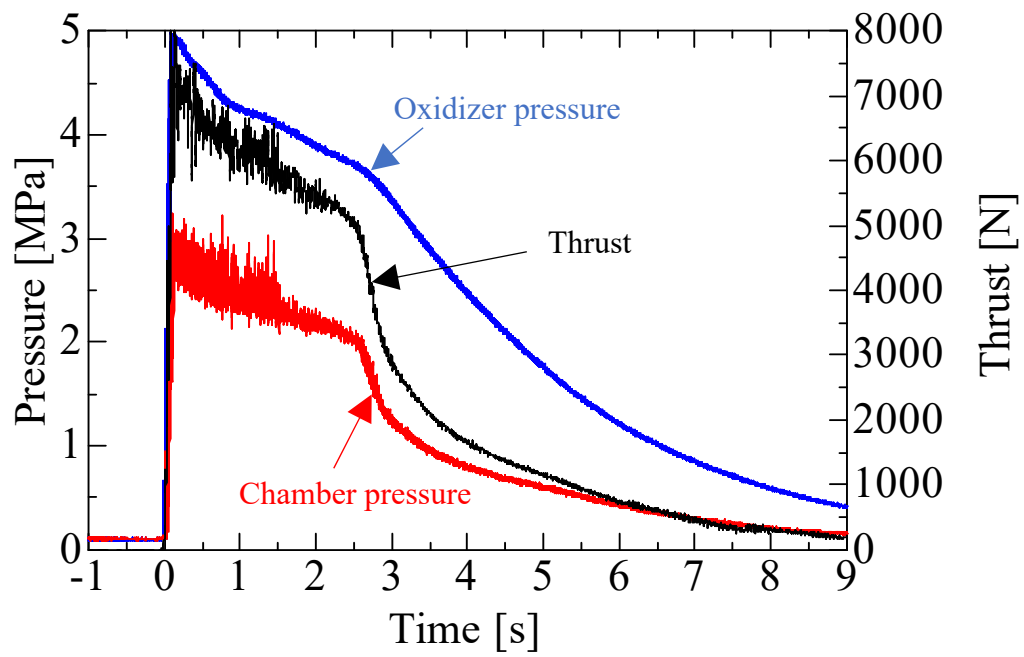


Figure 5.26 Pressure and thrust time histories of experiment No. 1.

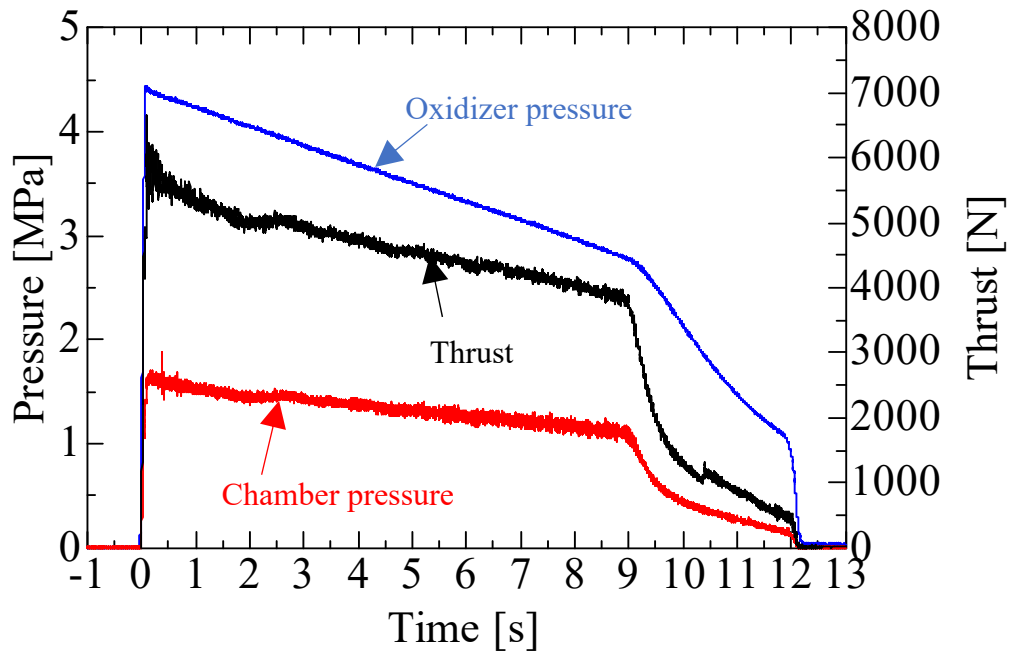


Figure 5.27 Pressure and thrust time histories of experiment No. 2.

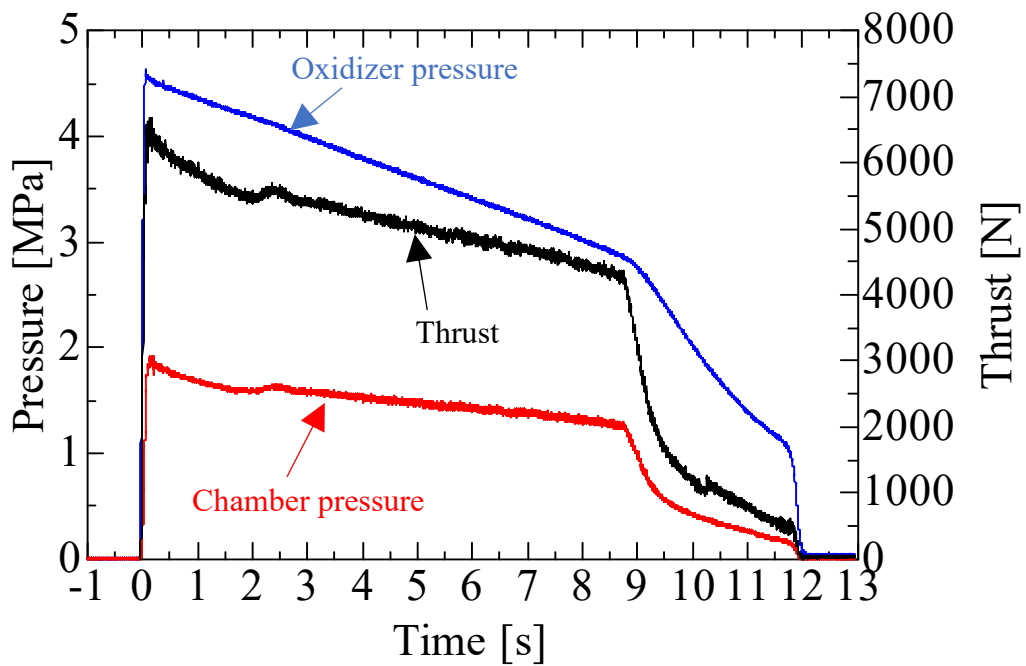


Figure 5.28 Pressure and thrust time histories of experiment No. 3.

Table 5.15 Static firing test results of 5kN class hybrid rocket motor.

Experiment No.	1	2	3
Burning time [s]	2.74	8.92	8.80
Max thrust [N]	8,930	6,640	6,689
Average thrust [N]	5,801	4,657	5,154
Total impulse [N-s]	15,902	41,526	45,328
Max oxidizer pressure [MPa]	4.99	4.54	4.74
Average oxidizer pressure [MPa]	4.11	3.70	3.81
Max chamber pressure [MPa]	3.25	1.98	2.02
Average chamber pressure [MPa]	2.30	1.44	1.61
Average oxidizer mass flow rate [kg/s]	3.67	3.41	3.43
Average fuel mass flow rate [kg/s]	1.10	0.24	0.37
Average oxidizer mass flux [kg/m ² s]	942	461	434
Characteristics velocity [m/s]	1,119	1,092	1,123
<i>O/F</i>	3.32	14.0	9.26
Average fuel regression rate [mm/s]	3.80	1.91	2.31

5.4.2.1 燃焼振動に関する考察

実験 No.1 における燃焼開始～1.0 秒までの FFT 解析結果と 1.6～2.6 秒間の燃焼室圧力 FFT 解析結果を Figure 5.29 に示す。図から、燃焼時間冒頭において約 90, 160, 370[Hz]帯にピークが確認された。1.6～2.6 秒間においては、0～1.0 秒間と比較すると燃焼振動は微小であった。この違いの主な要因としては、初期燃料ポート断面積とノズルスロート断面積の比であると考えられる。実験 No.1 において、燃焼開始直後の断面積比は約 1.5 である。Table 5.15 から、実験 No.1 の平均燃料後退速度は 3.8[mm/s]である。このことから、燃焼開始 1.5 秒後は約 2.1 の断面積比となる。Figure 5.27, 5.28 から、断面積比を 2 以上とした実験においては顕著な燃焼振動は確認されていない。これらのことから、初期燃料ポート/ノズルスロート断面積比を 2 以上に設計することで燃焼振動の軽減が可能であると考えられる。

Karabeyoglu らによって、ハイブリッドロケットには固有の燃焼振動が観察されることが示されている⁷²⁾。文献では初期ポート径 114[mm], 燃料長さ 1148[mm]

サイズのモータに対して解析が実施され、約 30, 100, 350[Hz]帯で振動ピークが確認され、それぞれハイブリッドロケット特有の低周波振動、ヘルムホルツ共鳴、気柱振動であることが示されている。本実験結果においても、ハイブリッドロケット特有の低周波振動、ヘルムホルツ共鳴、気柱振動であると考えられる。そこで、Figure 5.30 のモデルに対して、式(5.3)~(5.5)を用いて、本モータにおける気柱振動数及びヘルムホルツ共鳴周波数を求めた。気柱振動モデルはオリフィスとスロートでチョークしていることから燃焼室内はオリフィス上流や大気圧からの影響はないものと考え、両端固定の弦振動とした。ヘルムホルツ共鳴モデルはオリフィス面からスロートまでの体積を燃焼室内体積とし、スロートからノズル出口までの体積を振動体積とした。

(a)気柱振動周波数

$$c_{cg} = \sqrt{\gamma_{cg} \frac{R}{\bar{m}_{cg}} T_{cg}} \quad (5.3)$$

$$f = \frac{c_{cg}}{2L_c} \quad (5.4)$$

(b)ヘルムホルツ共鳴周波数

$$f = \frac{c_{cg}}{2\pi} \sqrt{\frac{A_{tht}}{L_{nozzle} V_c}} \quad (5.5)$$

周波数計算結果を Table 5.16 に示す。気柱振動周波数は、基本周波数が 550[Hz]であり、1/3 倍周波数が 183[Hz]と実験結果の 170[Hz]と比較的近い値を示した。また、ヘルムホルツ周波数が 374[Hz]となり、実験結果の 370[Hz]と近い値となった。これらの誤差は、式(5.3)に用いた平均燃焼ガス分子量及び燃焼ガス温度の誤差によるものだと考えられる。これらはNASA-CEA プログラムにより求めたが、実際の燃焼室内には熔融した燃料やベークライトの煤といった液体や固体を含んでいる。これらは気体より密度が高く、燃焼室空間内の平均密度は理論計算とは異なることが考えられる。また、燃焼ガス温度には断熱火炎温度を用いて計算しているが、燃焼ガスは断熱火炎温度より低いことが推察される。

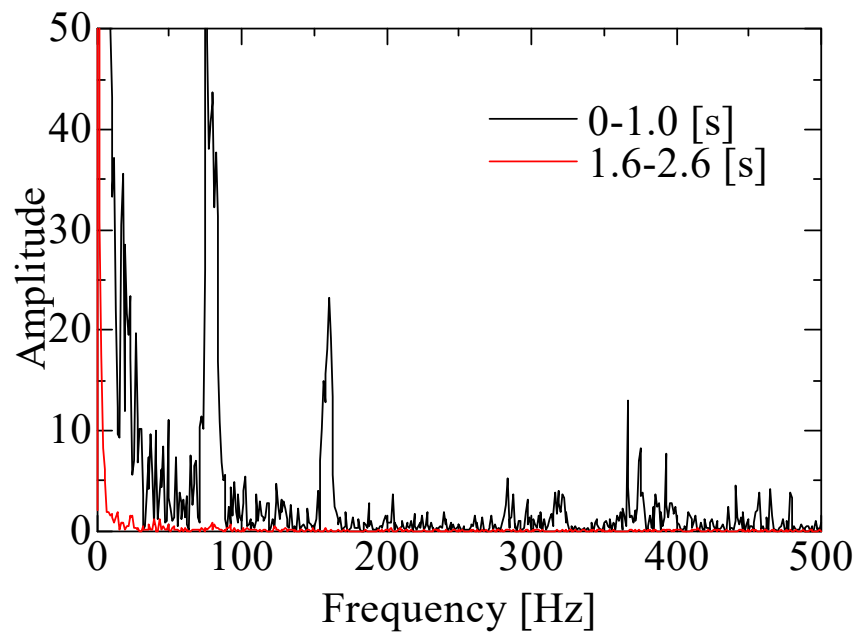


Figure 5.29 Chamber pressure FFT analysis results of experiment No.1.

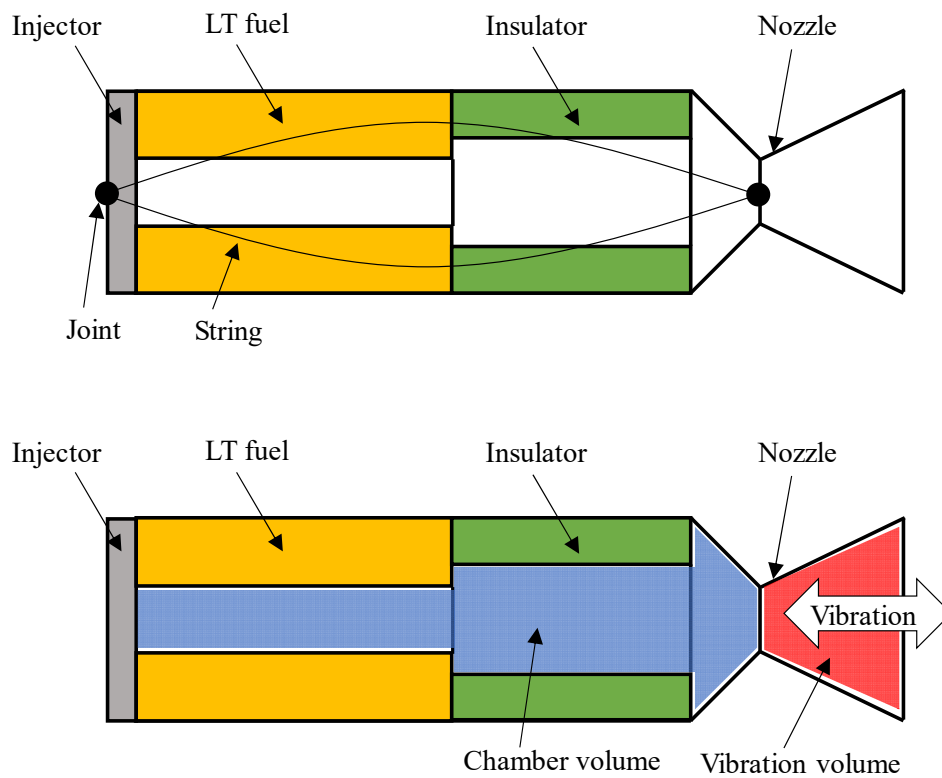


Figure 5.30 Vibration frequency analysis model. (Up: Pipe vibration, Down: Helmholtz)

Table 5.16 Frequency calculation results.

Vibration mode		Frequency [Hz]
Pipe vibration [Hz]	Standard frequency	550
	1/2 times frequency	275
	1/3 times frequency	183
	1/4 times frequency	137
	1/5 times frequency	110
Helmholtz frequency [Hz]		374

5.4.2.2 燃料後退速度に関する結果と考察

Figure 5.31 に第 3, 4 章で得られた燃料後退速度及び, $N_2O/\#460$ の予想燃料後退速度, 5kN 級ハイブリッドロケットモータの燃焼実験から得られた燃料後退速度を示す. 推定した, $N_2O/\#460$ (バッフルプレート有)の燃料後退速度と実験値が良く一致した. ハイブリッドロケットはスケール効果によって, 大型化に伴い燃料後退速度が低下することが知られている⁷³⁾. 本結果から, LT#460 燃料において, 100~500N 級の燃焼実験結果を用いて 5kN 級モータの燃料後退速度を予測することが可能であり, 5kN 級以下ではスケール効果が影響しないことが考えられる.

実験 No.2 及び No.3 の結果を比較すると, バッフルプレートを挿入することで燃料後退速度の向上が確認された. これは, 4.3.1 章で観察された現象と同様であると考えられる. 燃焼火炎によって加熱されたバッフルプレートが燃料後端面の燃料を溶融することで燃料後退速度が向上した. Figure 5.32 に実験 No.2 及び 3 の燃焼後燃料後端面の画像を示す. 図から, 実験 No.3 の後端面が大きく凹んでいるのに対し, No.2 の燃料においては燃料カートリッジの端面とほぼ揃っている. 故に, 4.3.1 章と同様の要因から燃料後退速度が向上したものと考えられる. 実験 No.1 の燃料後退速度が, 推定した $N_2O/\#460$ (バッフルプレート有)の燃料後退速度と同等になっている理由としては, インジェクタ形状の差異が考えられる. Figure 5.33 に 5kN 級ハイブリッドロケットモータで使用したインジェクタを示す. 断面図の右側が上流側, 左側が燃焼室側であり, $8 \times \phi 4.4$ のポートから N_2O が供給される. 3 及び 4 章で示した結果は全て単一ポートのインジェクタで行った実験結果である. Figure 5.34 に実験 No.1 の燃焼後の燃料前

端面の写真を示す。図から、燃料ポートにインジェクタポートの個数と同じ8つの凹みがあることが確認できる。これは N_2O が燃料ポート表面近傍に噴射されることで燃料への熱流束の増加及び、熔融燃料の燃焼室後方への輸送を促した結果であると推察でき、これにより燃料後退速度が従来の単一ポートインジェクタを用いた実験と比較して高い燃料後退速度を示したと考えられる。特に実験 No.1 においては、初期燃料ポート径が 60[mm]であり、他の実験と比較して小さかった。故に他の実験よりインジェクタの影響を顕著に受けたものと推察できる。

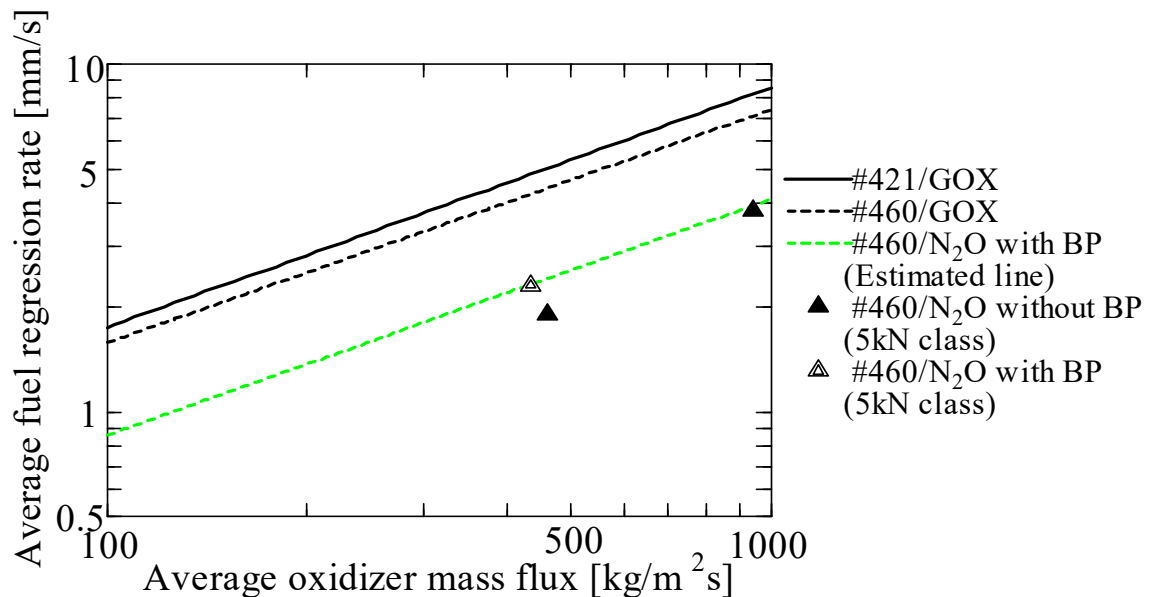


Figure 5.31 Fuel regression rate of GOX/LT#421, #460 and estimated $\text{N}_2\text{O}/\#460$ and 5kN class motor.

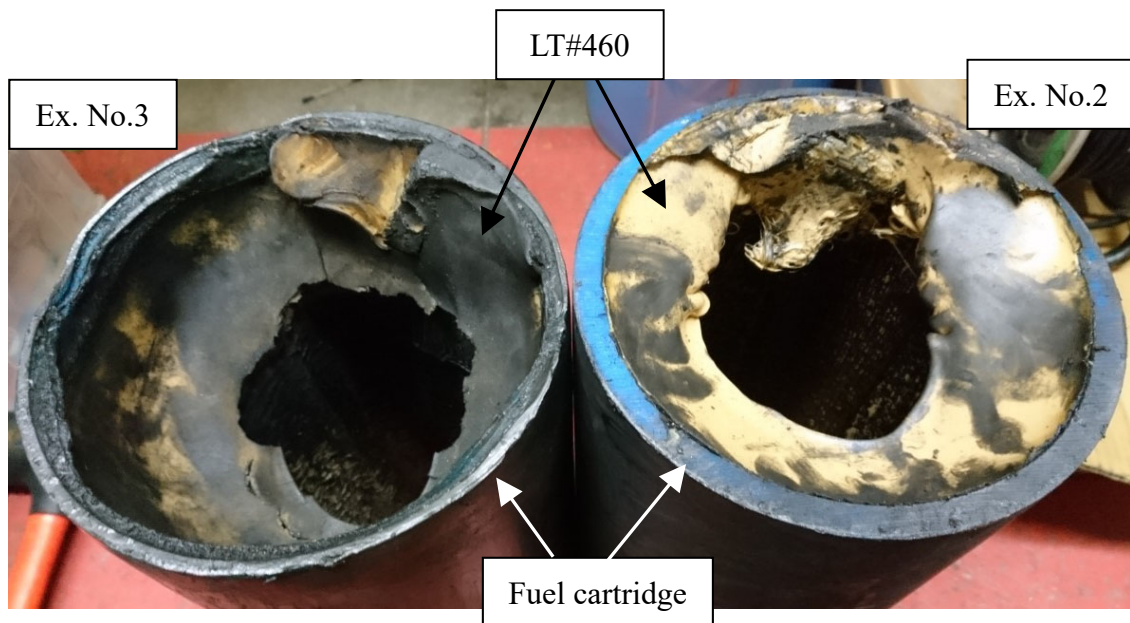


Figure 5.32 Fuel rear end face after firing test of experiment No. 2 and 3. (Left: with baffle plate, Right: without baffle plate)

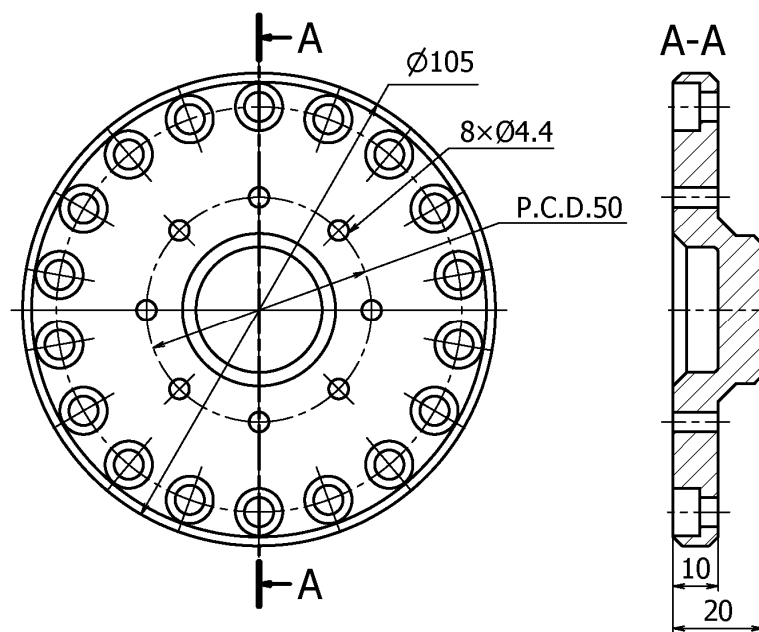


Figure 5.33 Injector design of 5kN class motor.

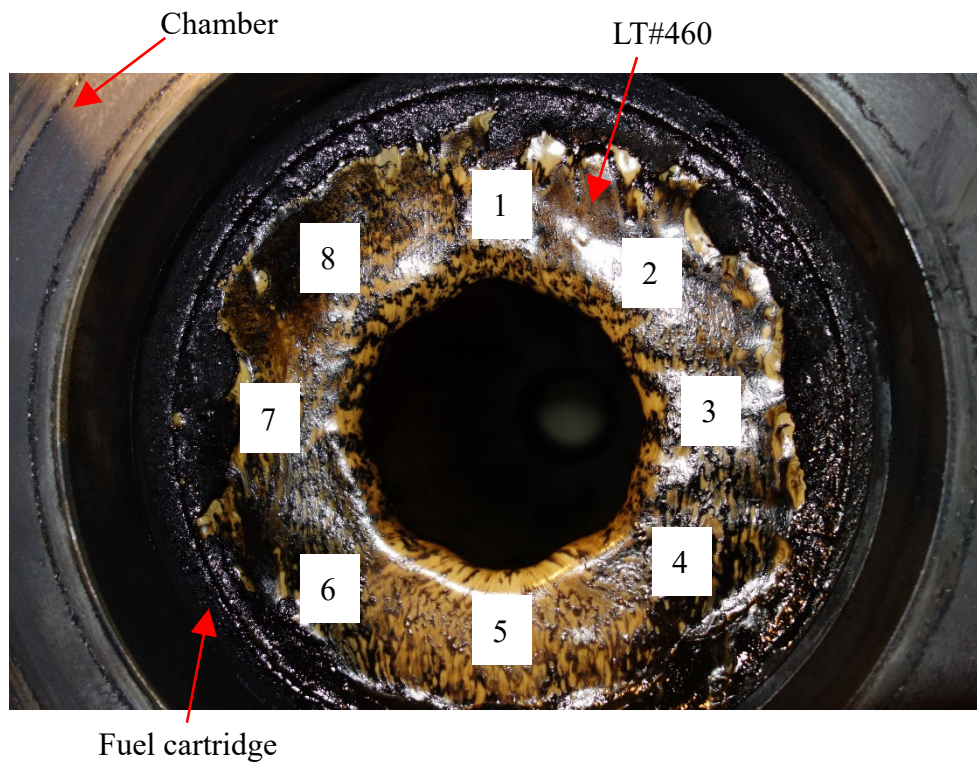


Figure 5.34 Fuel front end face after firing test No. 1.

5.4.2.3 特性排気速度に関する結果と考察

Figure 5.35 に特性燃焼室長さと特性排気速度の関係を示す．本実験において，バッフルプレートによる特性排気速度への顕著な影響は確認されなかった．この要因としては，特性燃焼室長さが十分に大きいことが考えられる．4.3.2 章の Figure 4.32 から， $N_2O/\#421$ の場合特性燃焼室長さが約 2.4[m] でバッフルプレート有無の有意差がなくなることが分かる．本実験では，特性燃焼室長さが最小で 2.7[m] であり，バッフルプレートによる特性排気速度の向上が確認されなかったものとする．

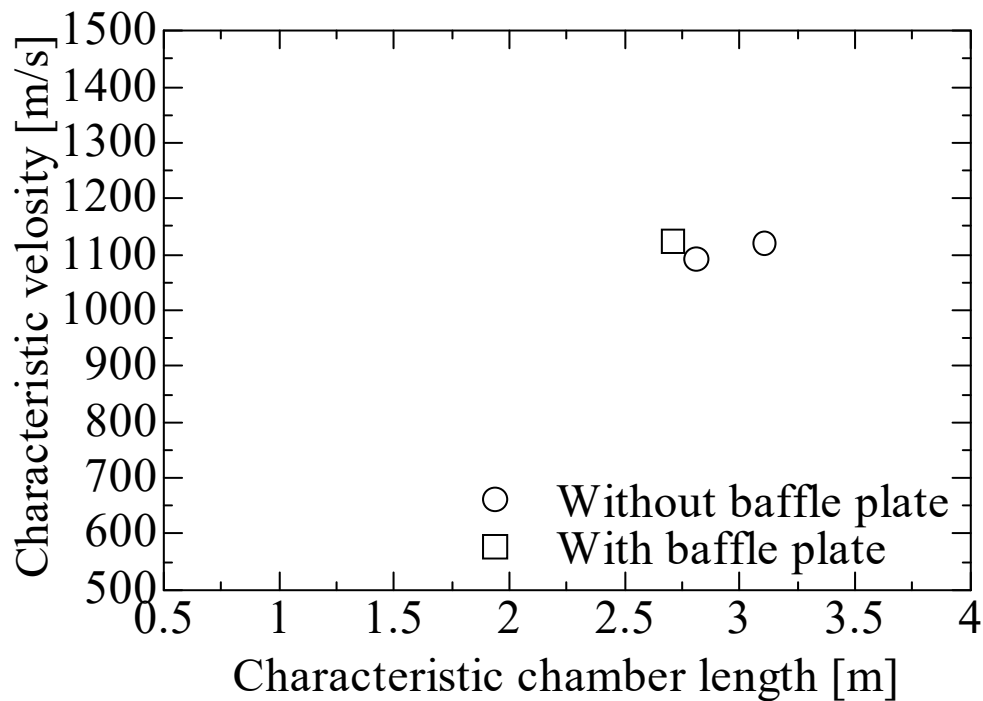


Figure 5.35 Relationship between characteristic chamber length and characteristic velocity.

5.5 第5章のまとめ

5.5.1 500N 級 N_2O /LT#421 フライトモータに関する結果と考察

1. LT#421 を用いて 500N 級フライトモータの燃焼実験を実施した. 平均推力が要求値の 94[%], トータルインパルスが要求値の 94[%]であった. これは, 燃料カートリッジを PMMA から GFRP としたことが要因として考えられる. GFRP の熱伝導率は約 5.8[W/mK], PMMA の熱伝導率は 0.19[W/mK]であり, 燃焼熱が断熱材を通してモータケースに逃げたことによる熱損失が考えられる. GFRP と PMMA の焼損量を比較すると, GFRP が 17[g]の質量減少であり, PMMA の場合 30[g]の質量減少が確認された. 従って焼損しガス化した PMMA も燃料成分として燃焼に寄与していることが考えられ, GFRP は PMMA ほど燃料として燃焼に寄与しなかったと考えられる.
2. 500N 級ハイブリッドロケットモータを用いて小型ロケットの打上実験を実施した. 10~12G の加速度環境下においては LT#421 の燃料カートリッジが

らの剥離，脱落は確認されなかった．燃焼実験の燃料後退速度は 4.2[mm/s]であったが加速度環境下における燃料後退速度は 3.3[mm/s]であった．これにより，燃焼ガスは燃料不足になったと考えられ， $O/F \approx 14.2$ と大きくシフトし酸素リッチ火炎での燃焼となっていた可能性がある．最適 O/F から外れているため特性排気速度の低下により推力が減少し，到達高度が 14[m]低い結果になったと考えられる．

5.5.2 1.5kN 級 $N_2O/LT\#460$ フライトモータに関する結果と考察

3. $LT\#460$ を用いて 1.5kN 級フライトモータの燃焼実験を実施した．平均推力が要求値の 86[%]，トータルインパルスが要求値の 86[%]となった．これは，これは，バッフルプレート後部に設置したノズルエロージョン防止用 LT 燃料が気化することなく燃焼室外に排出され，特性排気速度が 1,084[m/s] と想定より低くなったためと考えられる．一方で，燃焼前後のノズルスロート径変化は 0.02[mm]と非常に小さく，ノズルエロージョンを防止する目的は達成できた．
4. 1.5kN 級ハイブリッドロケットモータを用いて小型ロケットの打上実験を実施した．GPS データから得られた最高高度は 4,889.2[m]となり，ほぼシミュレーション値と一致し，本ロケットは予定通りマッハ 1.2 で飛翔したものと考えられる． $LT\#460$ は音速飛行環境下においても剥離や形状破壊を起こさず正常に燃焼することが示された．また，500N 級フライトモータで観察されたようなフライト環境における燃料後退速度の減少は発生しなかったと考えられる．1.5kN 級フライトモータではバッフルプレートを用いることで加速度環境下でも未燃燃料の流出を防ぎ地上燃焼実験結果通りのパフォーマンスを発揮したものと考えられる．

5.5.3 5kN 級 $N_2O/LT\#460$ モータに関する結果と考察

5. $LT\#460$ を用いて 5kN 級ハイブリッドロケットモータの燃焼実験を実施した．3 回の実験において平均推力 4,600[N]以上を達成した．
6. 実験 No.1 においてのみ燃焼振動が確認された．燃焼室圧力の FFT 解析の結果，約 90, 160, 370[Hz]帯に燃焼振動が確認された．理論計算より，160,

370[Hz]の振動はヘルムホルツ共鳴及び気柱振動であると考えられ、文献から 90[Hz]の振動はハイブリッドロケット特有の低周波振動であると推定される。これらは、初期燃料ポート/ノズルスロート断面積比を 2 以上とすることで軽減が可能である。

7. 100~500N 級の燃焼実験結果を用いて推定した $\text{N}_2\text{O}/\#460$ (バッフルプレート有)の燃料後退速度と実験値が良く一致した。本結果から、LT#460 燃料において、100~500N 級の燃焼実験結果を用いて 5kN 級モータの燃料後退速度を予測することが可能であり、5kN 級以下ではスケール効果が影響しないことが考えられる。バッフルプレートを挿入することで燃料後退速度の向上が確認された。これは、燃焼火炎によって加熱されたバッフルプレートが燃料後端面の燃料を溶融することで燃料後退速度が向上したと考えられ、燃焼後の燃料後端面からも、バッフルプレートによって後端面の燃料が溶融したことが確認された。初期燃料ポート径が 60[mm]の実験において、初期燃料ポート径が 80[mm]の実験と比較し高い燃料後退速度が観察された。これは、インジェクタ形状の影響であると推察できる。
8. 本実験において、バッフルプレートによる特性排気速度への顕著な影響は確認されなかった。4.3.2 章から、 $\text{N}_2\text{O}/\#421$ の場合特性燃焼室長さが約 2.4[m]でバッフルプレート有無の有意差がなくなることが分かっており、本実験では、特性燃焼室長さが最小で 2.7[m]であった。故に、バッフルプレートによる特性排気速度の向上が確認されなかったものとする。

第6章 LT 燃料の大型モータ適用時の成立性

6.1 はじめに

本章では、LT#460 を空中発射ロケットであるペガサスロケットの第 1 段モータ Orion 50S XL や、現 ISAS/JAXA が開発・打上を行った固体ロケット M-V の第一段モータ M-14、スペースシャトル用 SRB サイズに適用した場合の構造成立性を FEM 解析によって評価した。本検討では、フライト環境で燃料の破壊が確認できなければ、燃料温度の調整や、保管時燃料の回転等の運用によって保管時燃料の変形量を最小限に抑えることができるものとして、フライト環境における構造解析のみ実施した。

6.2 ペガサスロケット第 1 段モータへの適用

本節では、ペガサスロケット第一段モータ Orion 50S XL モータと同推進能力のハイブリッドロケットモータを 3~5 章の結果を基に $\text{N}_2\text{O}/\text{LT}\#460$ を用いて設計し、その固体燃料に対して FEM 解析を実施、構造成立性を評価する。

6.2.1 ペガサスロケットと Orion 50S XL モータ

ペガサスロケットは(米) Northrop Grumman Innovation Systems 社が開発・運用中の空中発射 3 段式固体ロケットである。これまで、2020 年 1 月現在で 44 回の打ち上げが行われ、39 回成功している。ペガサスロケットの軌道投入能力は、Table 1.1 に示す通り、LEO に約 310[kg]、SSO に 210[kg]であり、小型人工衛星をターゲットとしている。空中発射のメリットは 1.2 章に示した通りであるが、固体ロケットと比較して推力が低く、理論比推力が高いハイブリッドロケットは、空気密度が最も高い地表付近を航空機等の非ロケット推進でパスすることによりロケットのステージを一段省略することやロケットの小型化を可能とする空中発射の適しているといえる。また、目標の軌道までの経路を短くすることで推進剤を最低限にすることができるため、固体ロケットと比較してモータ全長が長くなり、構造係数が高くなる傾向にあるハイブリッドロケットに適して

いる． N_2O を酸化剤とするハイブリッドロケットの空中発射は，1.5.1 章に示した通り，(米)Virgin Galactic が運用する Space Ship Two によって実証されており，実現可能性は高いといえる．

ペガサスロケットの構成を Figure 6.1 に示す．第 1 段モータにはデルタ翼及び尾翼が取り付けられており，これらにより姿勢制御される．2 段目以降は MNTVC によって姿勢制御される．各段の仕様を Table 6.1 に示す．第 1 段モータの最大真空推力は 726[kN]，燃焼時間 68.6[s](推進薬温度：21[°C])，トータルインパルスは 43,586[kN-s]である．なお，構造係数 ε は式(6.1)を用いた計算した．

$$\varepsilon = \frac{m_s}{m_s + m_p} \quad (6.1)$$

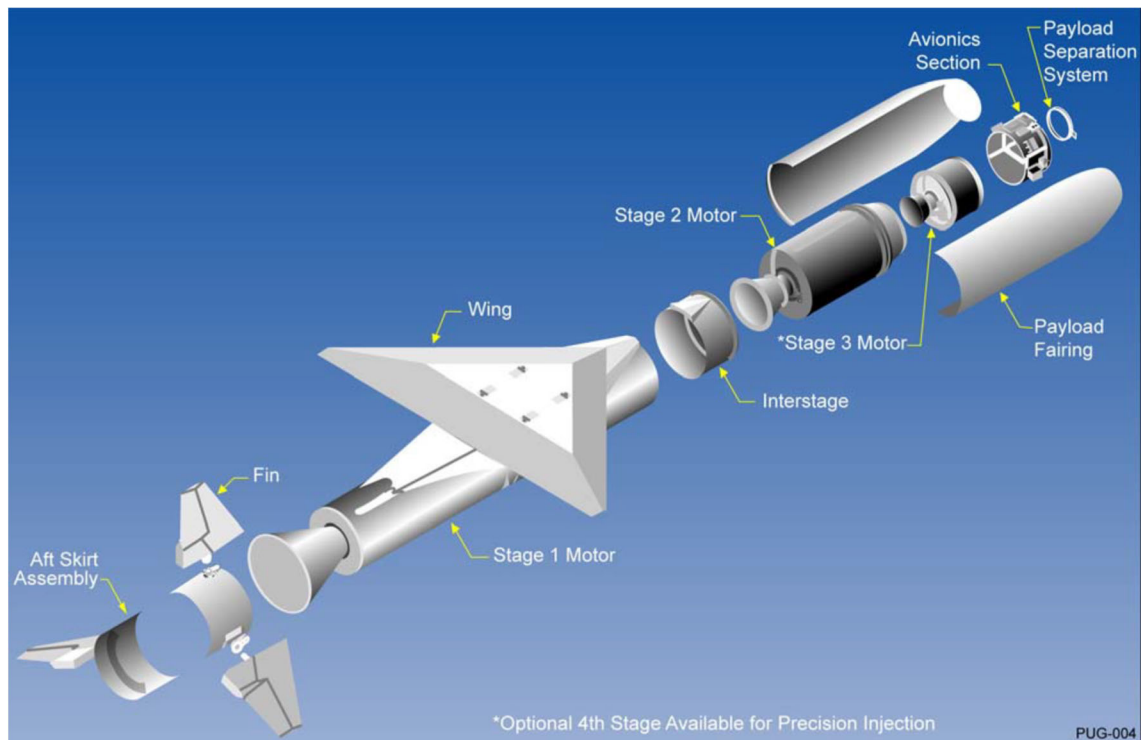


Figure 6.1 Expanded view of Pegasus XL configuration.⁷⁴⁾

Table 6.1 Typical Pegasus XL motor characteristics.⁷⁴⁾

Parameter	Stage 1 motor	Stage 2 motor	Stage 3 motor
	Orion 50S XL	Orion 50 XL	Orion 38
Overall length [m]	10.27	3.11	1.34
Diameter [m]	1.28	1.28	0.97
Inert weight [kg]			
(Including wing saddle, Truss and associated fasteners)	1369	416	126
Propellant weight [kg]			
(Includes igniter propellants)	15,014	3,925	770
Total vacuum impulse [kN-s]	43,586	11,218	2,185
Average pressure [MPa]	7.515	7.026	4.523
Burning time [s]			
(Propellant temp.: 21[°C])	68.6	69.4	68.5
Max. vacuum thrst [kN]			
(Propellant temp.: 21[°C])	726	196	36
Vacuum specific impulse [N-s/kg]	2,846	2,838	2,817
Structure coefficient	0.084	0.096	0.14

Table 6.1 を基に Orion 50S XL(第 1 段モータ)のみの場合及び第 2 段, 第 3 段目を考慮したペガサスロケットの速度増分を計算した. 計算にはツィオルコフスキーの式を用いた. 各計算において, 空気密度による速度低下等は考慮していない. また, Orion 50S XL のみの場合は, 初速 0[m/s], ペガサスロケットの場合では, ペイロードを 310[kg], 母船である航空機(ペガサスロケットの初期速度)はマッハ 0.8 相当の 272[m/s]とした. 第 1 段, 第 2 段を切り離すと同時に上段モータを点火するものとした. 結果を Table 6.2 に示す. 第 1 段モータ単体では, 7064.2[m/s]の速度増分を得られる. ペガサスロケットの場合第 1 段モータで 3556.3[m/s], 第 2 段モータで 7045.9[m/s], 第 3 段モータ燃焼終了時には 9912.0[m/s]の速度増分となる.

Table 6.2 Acquisition ideal speed increment. (Payload is 310 [kg])		
	Motor	Ideal speed increment [m/s]
Orion 50S XL (Only stage 1 motor)		7,064.2
	Stage 1	3,556.3
Pegasus XL	Stage 2	7,045.9
	Stage 2	9,912.0

6.2.2 ハイブリッドロケットモータ設計と燃料サイズ

本節ではペガサスロケット第 1 段モータをハイブリッドロケットモータに置換することを目標としているため、モータ直径が約 1.28[m]となるように、最大燃料外径を 1,260[mm]とした。また、段 1 段モータ燃焼終了時に理想速度増分が 3,556.3[m/s]に限りなく近くなるように理論計算を実施した。N₂O/#460 の燃料後退速度は式(5.2)を用いて理論計算を行った。

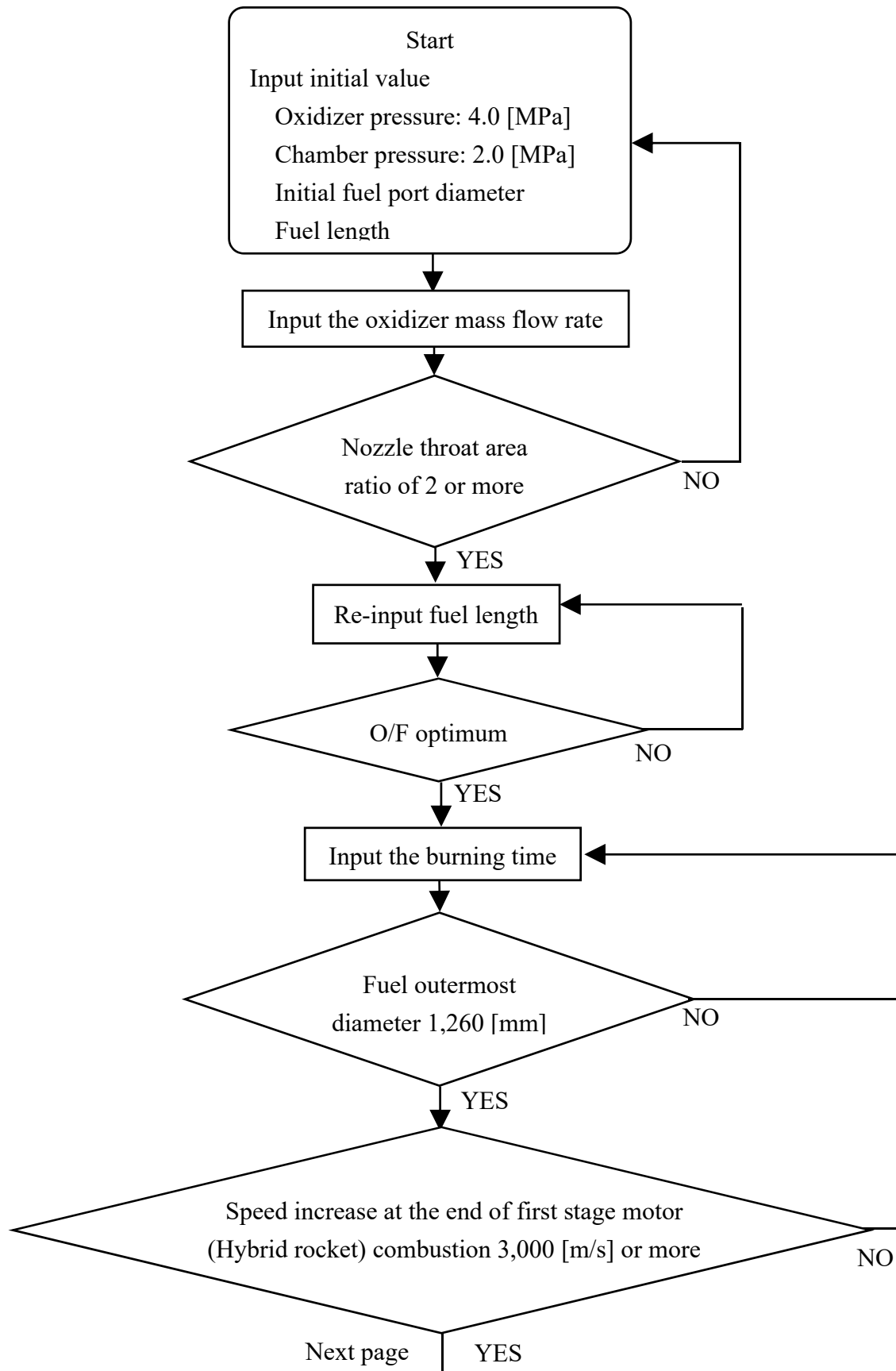
Table 6.3 に本検討におけるハイブリッドロケットに対する要求事項を示す。Table 6.1 に示した Orion 50S XL 相当の推進性能となるように設定した。第 3 段燃焼終了時獲得速度がペガサスロケットと同様の 9,912[m/s]の速度増分となるようにペイロード質量を調整した。第 1 段以降は Table 6.1 に示した、ペガサスロケットの第 2 段、3 段を参照した。また、Table 6.4 に本検討における理論計算条件を示す。N₂O は、蒸気圧を利用したブローダウン方式での供給を想定し、5 章での結果から、供給圧力は 4.0[MPa]とした。燃焼室圧力は、第 3~5 章と同様 2.0[MPa]とした。構造係数は、ハイブリッドロケットであることを考慮し、0.2 とした。これまでの実験結果から最大で約 94[%]の特性排気速度効率が確認されており⁷⁵⁾、比推力効率も同程度の効率が見込める。本検討では、特性排気速度及び比推力効率を 0.94 とした。初期燃料ポート断面積とノズルスロート断面積比は、スロートでのチョーク条件を確実に満たすため、2 以上とした。また、O/F、比推力、特性排気速度は、最も性能が良くなる最適値を理論計算により求め、平均値がその値に限りなく近くなるように設計した。理論計算は NASA CEA RP-1311 を用いて⁶²⁾、ノズル内反応流で計算した。第 1 段点火時の高度は約 12[km]であるため⁷⁴⁾、気圧を 193.99[hPa]として計算した⁷⁶⁾。計算のフローチャートを Figure 6.2 に示す。なお、理論計算には付録 D に示す式を用いた。

Table 6.3 Requirements for the first stage hybrid rocket motor.

Parameter	Value
Max. fuel diameter [mm]	1,260 <
Ideal speed increase at the end of first stage combustion [m/s]	< 3,000

Table 6.4 Calculation conditions for the first stage hybrid rocket motor.

Parameter	Value
Average oxidizer pressure [MPa]	4.0
Average chamber pressure [MPa]	2.0
Structure coefficient	0.2
Specific impulse efficiency	0.94
Characteristics velocity efficiency	0.94
Nozzle efficiency	0.98
Initial fuel port, nozzle throat area ratio	< 2
Orifice drag coefficient	0.5
Characteristic chamber length [m]	2.0



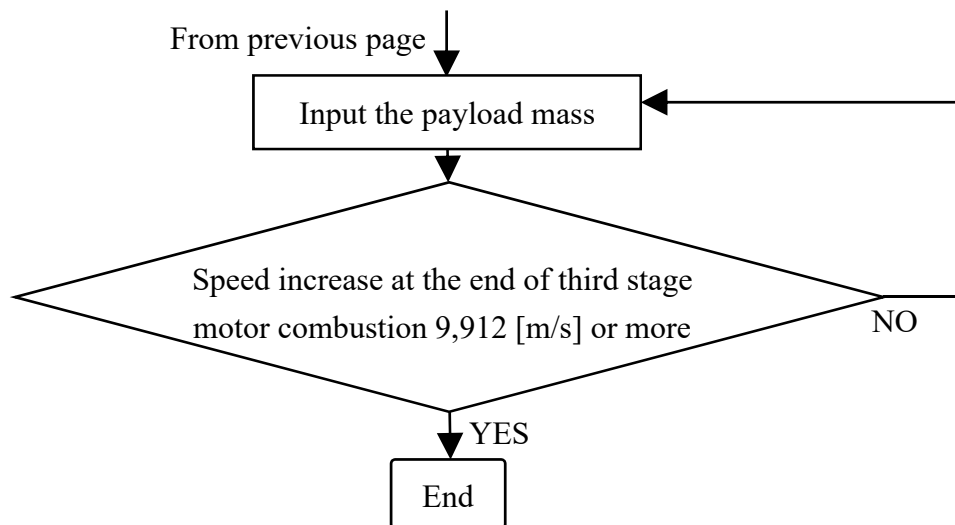


Figure 6.2 Theoretical calculation flowchart.

結果を Table 6.5 に示す. ペガサスロケットの第 1 段モータを, 酸化剤を N_2O , 燃料を LT#460 とするハイブリッドロケットに置換することで, $3,000[\text{m/s}]$ 以上の速度増分を獲得することが可能である. 燃料形状は, 初期ポート径 $490[\text{mm}]$, 燃焼後ポート径 $1,113[\text{mm}]$, 燃料長さ $4,500[\text{mm}]$ となり, 平均推力 $307[\text{kN}]$, トータルインパルス $666,048[\text{kN}\cdot\text{s}]$ となった. 計算によって明らかになった燃料寸法を Figure 6.3 に示す. 図のモデルに対して FEM 解析を実施した.

本検討における条件では, モータ全長ならびに燃焼時間が, ベースにした Orion 50S XL と比較して約 3 倍長くなることが分かった. これは, ハイブリッドロケットの比推力が Orion 50S XL より低いこと, 及び推進剤の密度が低いことが要因として挙げられる. そのため, 燃焼時間を長くすることで速度増分を達成する必要があると考えられる. また, 3 段目燃焼終了時獲得速度をペガサス XL と同等の獲得速度を得ようとする, ペイロード質量を $310[\text{kg}]$ から $221[\text{kg}]$ まで小さくする必要があることが分かった. これは, 第 1 段における獲得速度が Orion 50S XL モータと比較して約 $539[\text{m/s}]$ 低いことが理由として挙げられる. これらのことから, 比推力及び推進剤密度を向上させることで, より多くのペイロードを搭載可能なロケットが実現するといえる.

Table 6.5 Theoretical calculation results.

Parameter	Unit	Requirement value	Calculated value
Oxidizer density (First stage)	kg/L		851
Oxidizer mass (First stage)	kg		25,800
Fuel mass (First stage)	kg		3,254
Propellant mass (First stage)	kg		29,054
Inert mass (First stage)	kg		7,264
Total mass (First stage)	kg		36,318
Initial port diameter	mm		490
Port diameter after combustion	mm	1260	1,113
Ave. port diameter	mm		855
Ave. fuel regression rate	mm/s		1.45
Ave. fuel flow rate	kg/s		15.1
Fuel length	mm		4,500
Ave. N ₂ O mass flux	kg/m ² s		209
Orifice diameter	mm		72.4
Ave. characteristic velocity	m/s		1,392
Ave. specific impulse	N-s/kg		2,302
Nozzle throat diameter	mm		346
Theoretical nozzle throat area ratio			12.1
Nozzle exit diameter	mm		1,205
Thrust coefficient			1.63
Ave. thrust	kN		307
Ave. N ₂ O flow rate	kg/s		120
Total mass flow rate	kg/s		135
Burning time	s		215
Total impulse	kN-s	43,586	66,048
Acquisition speed at the end of first stage combustion	m/s	3,000	3,017

Acquisition speed at the end of third stage combustion	m/s	9,912	9,914
Chamber length	m		4,740
Oxidizer tank diameter	mm	1,280	1,280
Oxidizer tank length	m		23.9
Oxidizer tank volume	m ³		30.8
Minimum engine length	m		28.7
Payload mass	kg		221
Payload ratio			0.00529

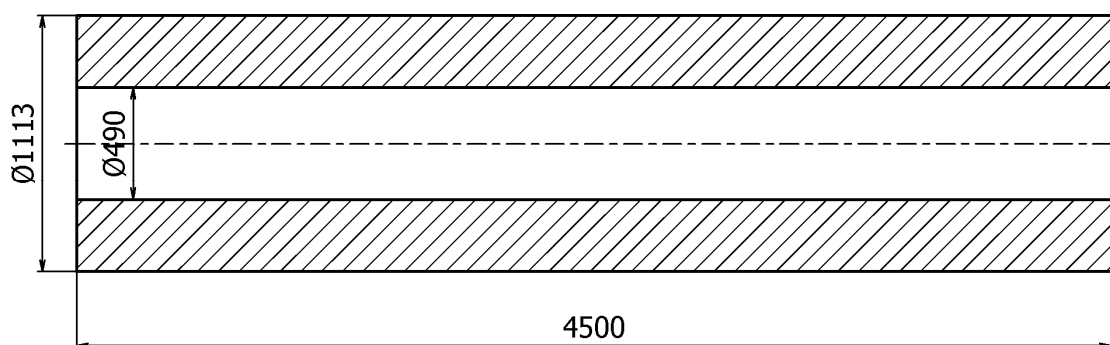


Figure 6.3 Designed hybrid rocket fuel using LT#460 equivalent performance to Orion 50S XL.

6.2.3 FEM 解析

6.2.3.1 解析モデルと条件

Figure 6.3 のモデルに対して FEM 解析を実施した．解析条件を Table 6.6 に示す．メッシュ形状は第 2 章と同様四面体，メッシュの大きさは 50[mm]である．荷重条件は，フライト時を想定し，Table 2.8 中の条件 7 を選択した(Table 6.7)．拘束箇所及び加圧箇所を Figure 6.4 に示す．図中赤線の箇所を完全固定とし，水色の箇所を加圧箇所とした．境界条件の詳細は付録 C に示す．

Table 6.6	Analysis conditions.
Grid mesh	Tetrahedron (10[mm])
Initial sub step	100
Minimum sub step	10
Maximum sub step	1,000,000

Table 6.7	Analysis case (7)
Temp. [°C]	22.7
Accel. [m/s ²]	98.1 (10G)
Pressure [MPa]	3.0
Gravity direction	Axial
Duration time [s]	0.5

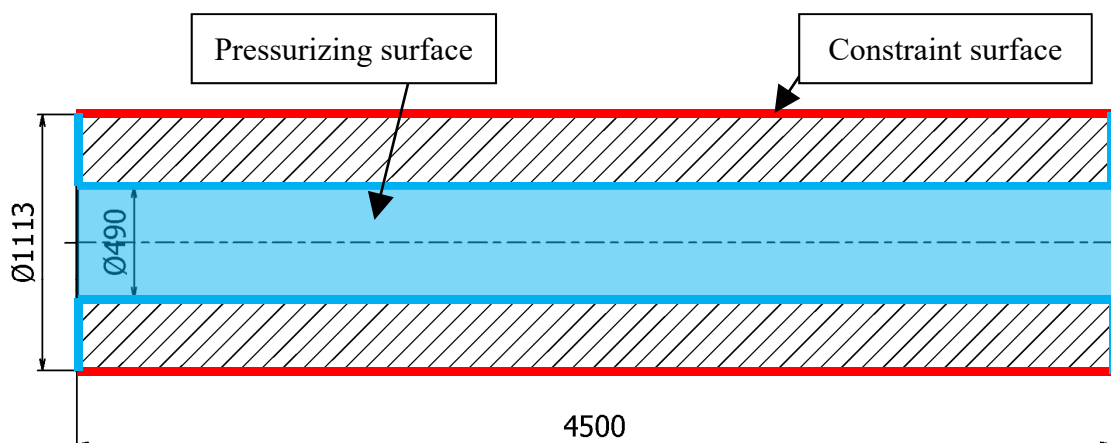


Figure 6.4 Pressurizing and constraint surface of analysis model.

6.2.3.2 FEM 解析結果

Figure 6.5 に燃料断面における全変形量を示す．燃料上部のポート縁が最大変形量となり，燃料端面に向かい変形量が小さくなった．最大変形量は 27.8[mm] である．Figure 6.6 に燃料断面における軸方向変形量を示す．最大変形量は，燃料上部のポート縁における，27.7[mm]である．Figure 6.7 に燃料断面における径方向変形量を示す．最大変形量は燃料中心部において 10.6[mm]である．初期ポート径 490[mm]に対して約 4.2[%]の変化である．これにより，局所的に目標の酸化

剤質量流束より約 8.8[%]低下することが考えられる． Figure 6.8 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す． 燃料上部端面における重力方向の変形が顕著であり， 燃料下部に端面においても重力方向への変形が確認された． 第 2 章に示した， 5kN 級の結果(Figure 2.74)と比較すると， 燃料下部端面の変形方向が異なった． これは， 燃料質量が増えることによって加速度が変形に対して支配的になることを示している． この結果から， Orion 50S XL 級以上の場合， 加速度の発生しない燃焼実験時とフライト時では燃料変形形状が異なる可能性が高く， 燃焼履歴に違いが現れる可能性が示唆された．

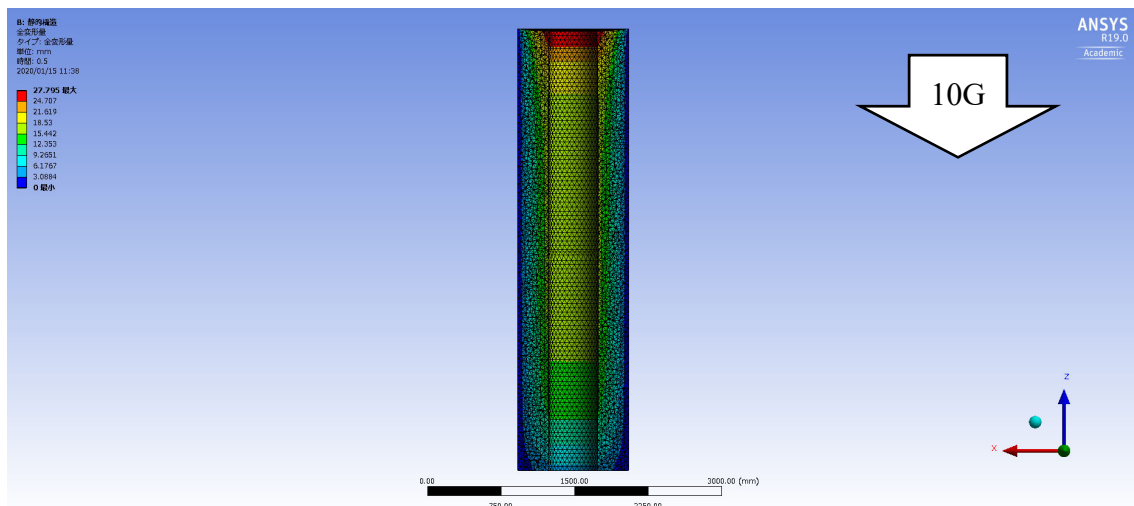


Figure 6.5 Total deformation of Orion 50S XL equivalent fuel in cross-section in case (7).

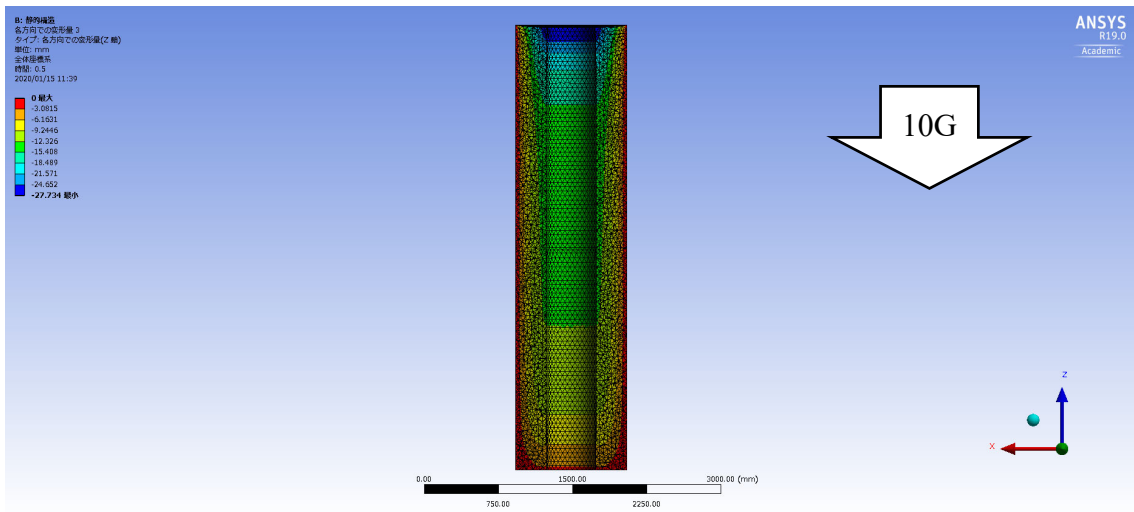


Figure 6.6 Axial deformation of Orion 50S XL equivalent fuel in cross-section in case (7).

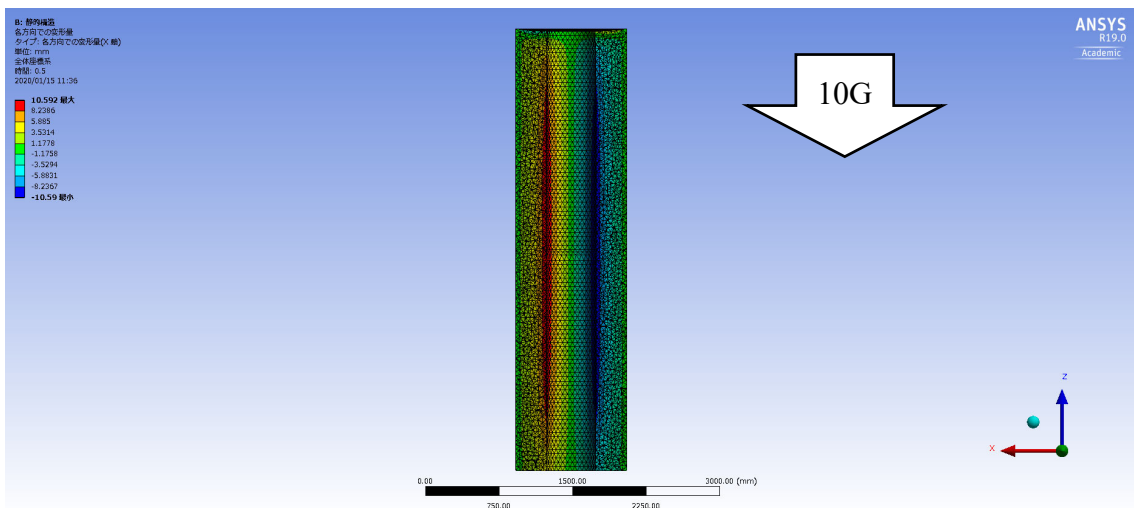


Figure 6.7 Radial deformation of Orion 50S XL equivalent fuel in cross-section in case (7).

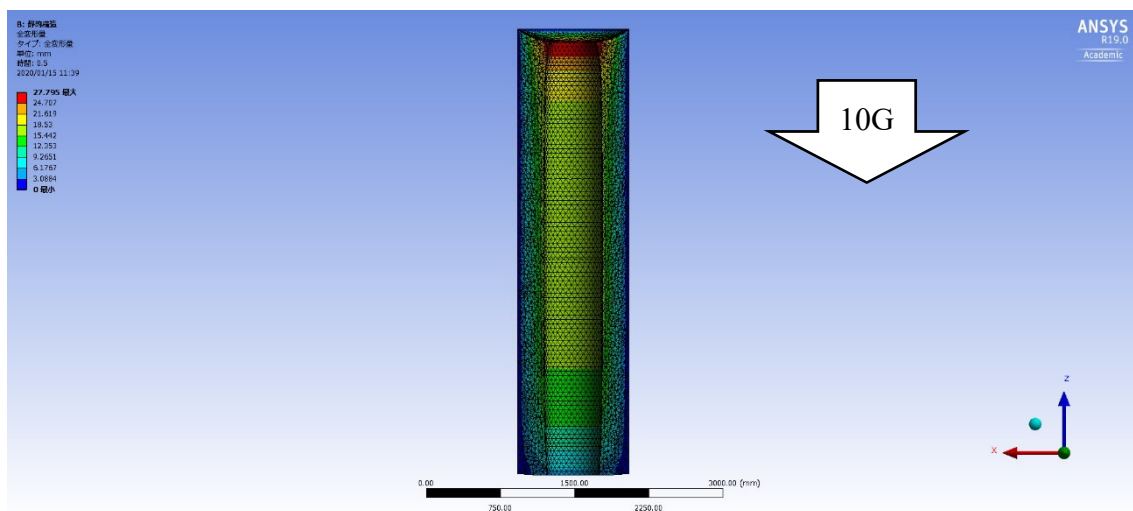


Figure 6.8 Five times the total deformation in the fuel cross section of Orion 50S XL equivalent fuel in case (7).

Figure 6.9, Figure 6.10 に応力及びひずみ分布を示す. いずれも最大値は燃料上部のポート縁であった. それぞれ最大値は $0.14[\text{MPa}]$, 0.19 である. $22.7[^\circ\text{C}]$, $500[\text{mm/min}]$ 引張試験から得られた破断応力 $4.4[\text{MPa}]$ 及び破断ひずみ 1.7 と比較すると小さく, $22.7[^\circ\text{C}]$ かつ 10G のフライト環境において燃料の破壊は発生しないと考えられる. Figure 6.11 に破断包絡線図上における Orion 50S XL 相当の最大応力-ひずみを示す. 図から, 5kN 相当の解析結果と比較すると, 最大応力及びひずみが大きくなり, 破断包絡線側に近づいたことが分かる. しかし, 破断包絡線と比較すると, 最大応力及びひずみはそれぞれ, $3.1[\%]$, $11.1[\%]$ である. これらの結果から, Orion 50S XL モータ相当の LT#460 においても, 10G 以下の打上実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された.

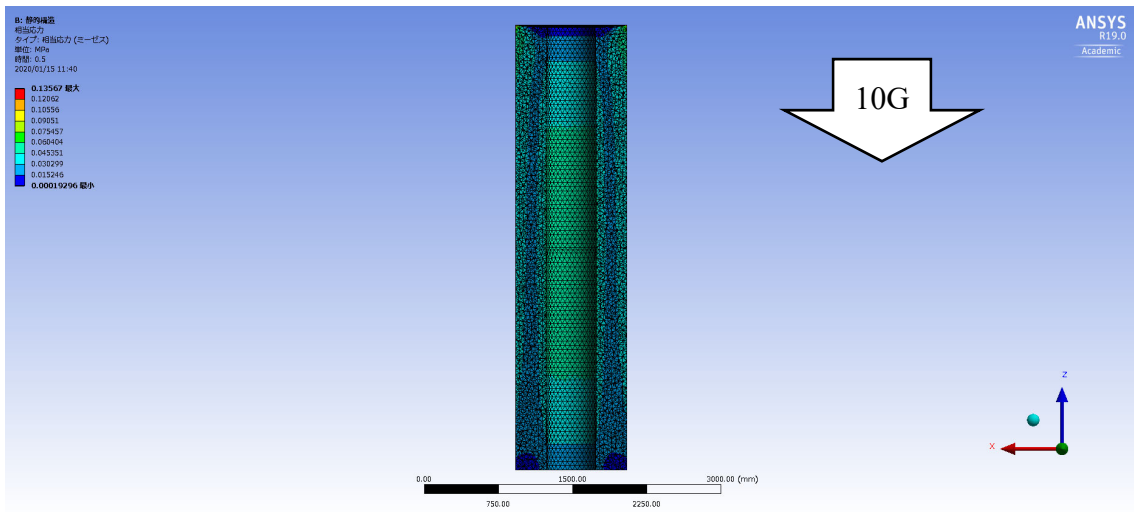


Figure 6.9 Stress distribution of Orion 50S XL equivalent fuel in cross-section in case (7).

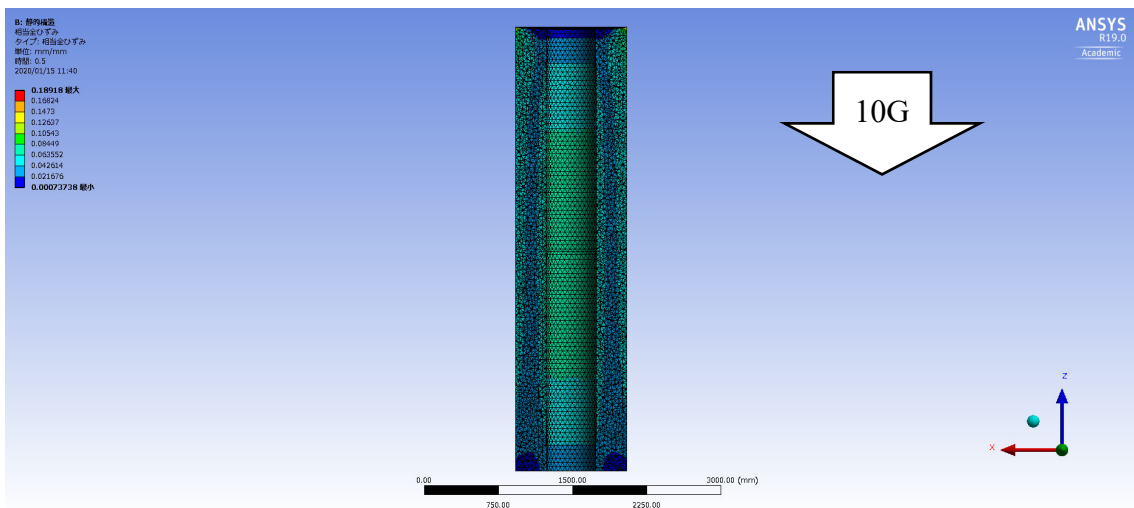


Figure 6.10 Strain distribution of Orion 50S XL equivalent fuel in cross-section in case (7).

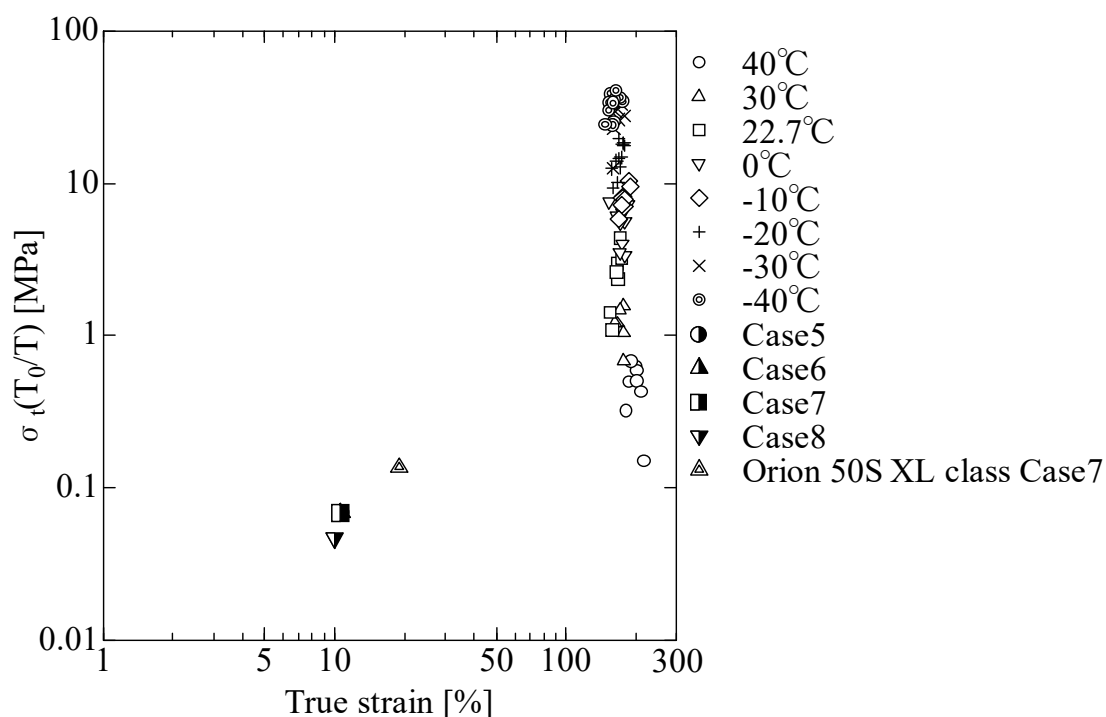


Figure 6.11 FEM analysis results of Orion 50S XL equivalent fuel on the failure envelope.

6.3 M-V ロケット第1段モータへの適用

ここでは、M-V ロケット第1段モータ M-14 のグレインとして LT#460 を適用した際の構造成立性を FEM 解析によって評価する。固体推進薬は酸化剤と燃料が混錬させられている状態であり、酸化剤と燃料が異相であるハイブリッドロケットの燃料をそのまま固体ロケットのグレインサイズに適用しても同推力レベルのモータにはならない。しかし、6.2 章でも示した通り、酸化剤を N_2O とした場合、固体ロケットと同レベルの推進性能を満たすハイブリッドロケットを設計した場合、固体燃料のサイズはグレインサイズより小さくなる⁷⁷⁾。よって本検討では、M-V グレインサイズでの構造成立性が確認できれば、同推力レベルのハイブリッドロケットへの適用が可能なものとして取り扱う。

6.3.1 M-V ロケットと M-14 モータ

M-V ロケットは日本の JAXA 宇宙科学研究所が開発・運用していた全段固体の世界でも最大級の固体ロケットである(Figure 6.12)⁷⁸⁾。標準的な仕様の M-V ロ

ケットの全長は約 30.7[m], 直径約 2.5[m], 重量約 139,000[kg]である. 1997~2006 年まで運用され, 5 号機ではオプションとしてキックステージを用いて, 小惑星探査機「はやぶさ」を打ち上げた. 全 7 回中 6 回の成功を誇っている.

M-14 モータ概要図を Figure 6.3 に示す⁷⁹⁾. M-14 モータは, 1 セグメント 5,500[mm]のグレインが 2 つ結合されている. イグナイタ側のグレインとノズル側のグレインでは代表内径, グレイン形状が異なる. これは, 製造上の観点及び, 要求される初期推力を満たすためのグレイン形状設計のためであると考えられる. また, 浸食燃焼によるノズル側燃料の浸食に対応する設計であることも考えられる. 2 つのセグメント端面は端面燃焼防止のためレストクトされ, 火炎の回り込み防止のため接着されている. M-14 モータの諸元を Table 6.2 に示す⁷⁹⁾. 全長は 13.73[m], 平均燃焼室圧力 5.09[MPa], 推進薬質量は 71,885[kg]である. 推進薬は HTPB/AP/Al である.



Figure 6.12 Photograph of M-V rocket.⁷⁸⁾

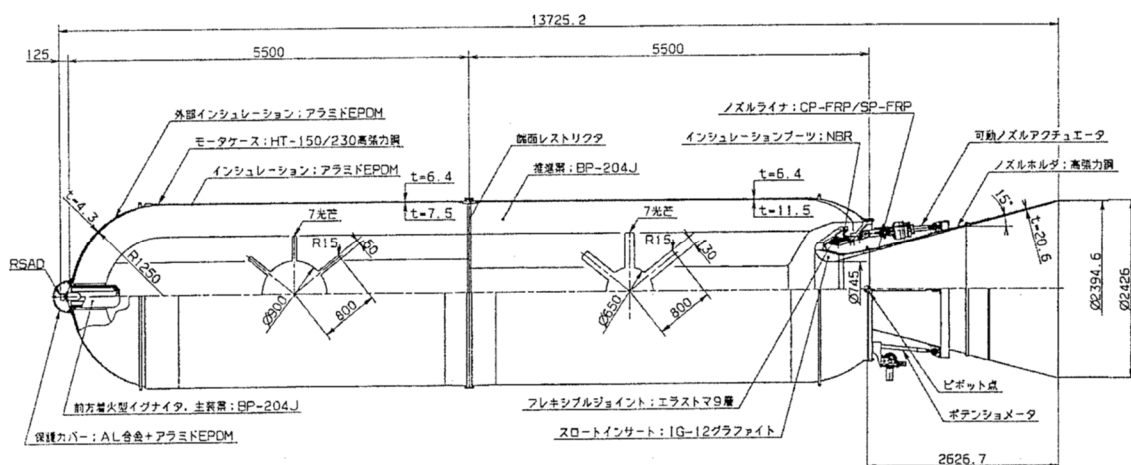


Figure 6.13 Schematic diagram of M-14 motor.⁷⁹⁾

Table 6.8 Characteristics of M-14 motor.⁷⁹⁾

		Parameter	Value
Dimension		Overall length [m]	13.7
		Diameter [m]	2.52
		Nozzle throat [mm]	745
		Initial nozzle throat area ratio	10.3
Combustion characteristics		Vacuum impulse [N-s/kg]	2,687
		Burning rate [mm/s]	9.12
		Total burning time [s]	96.9
		Ave. vacuum thrust [kN]	3,854
		Max. vacuum thrust [kN]	3,874
		Ave. chamber pressure [MPa]	5.09
		Max. chamber pressure [MPa]	5.49
Weight characteristics [kg]		Propellant	71,885
		Motor case	5,669
		Insulator	1,447
		Nozzle	3,321
		Igniter	85
		Other	446

6.3.2 FEM 解析

6.3.2.1 解析モデルと条件

Figure 6.13 を参考にした燃料を Figure 6.14 に示す．直径 2500[mm]，全長約 10,734[mm]である．M-14 モータのグレインは上段側セグメント及びノズル側セグメント共に 7 光芒形状となっている．本検討では，燃料体積がより増え，厳しい条件とするために円筒形状とした．Figure 6.14 のモデルに対して FEM 解析を実施した．解析条件を Table 6.9 に示す．メッシュ形状は第 2 章と同様四面体，メッシュの大きさは 100[mm]である．荷重条件は，フライト時を想定し，Table 2.8 中の条件 7 を選択した(Table 6.7)．拘束箇所及び加圧箇所を Figure 6.15 に示す．図中赤線の箇所を完全固定とし，水色の箇所を加圧箇所とした．

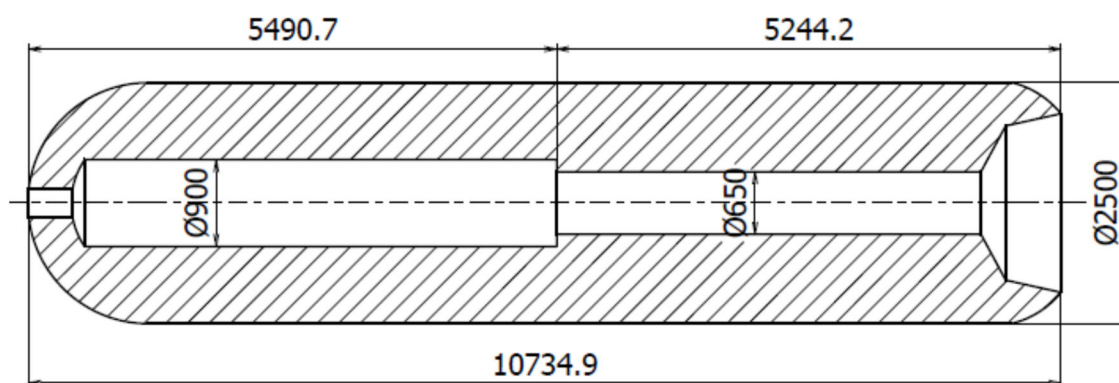


Figure 6.14 Replace to LT#460 fuel at M-14 grain shape.

Table 6.9	Analysis conditions.
Grid mesh	Tetrahedron (100[mm])
Initial sub step	100
Minimum sub step	10
Maximum sub step	1,000,000

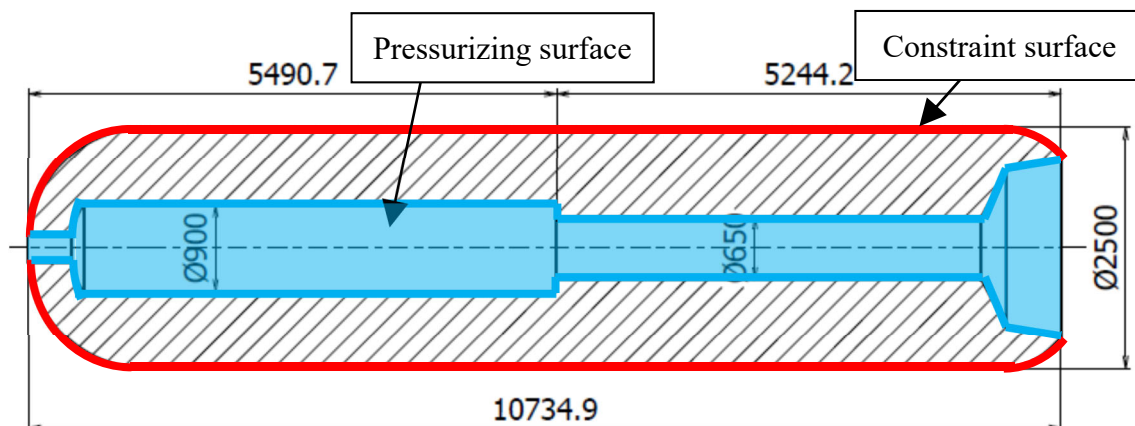


Figure 6.15 Pressurizing and constraint surface of analysis model.

6.3.2.2 FEM 解析結果

Figure 6.16 に燃料断面における全変形量を示す。燃料ポート中心部の異径箇所が最大変形量となり、燃料端面に向かい変形量が小さくなった。最大変形量は 116.8[mm]である。Figure 6.17 に燃料断面における軸方向変形量を示す。最大変形量は、燃料ポート中心部の異径箇所における、112.2[mm]である。Figure 6.18 に燃料断面における径方向変形量を示す。最大変形量は燃料上部ポート円周において 61.4[mm]である。初期ポート径 900[mm]に対して約 12[%]の変化である。これにより、局所的に目標の酸化剤質量流束より約 29[%]低下することが考えられる。Figure 6.19 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す。燃料上部における内径拡大方向の変形が顕著であり、燃料下部においては、上部ほど変形が確認されない。これは、加速度によって燃料上部の燃料が重力方向に引っ張られるためであると考えられる。

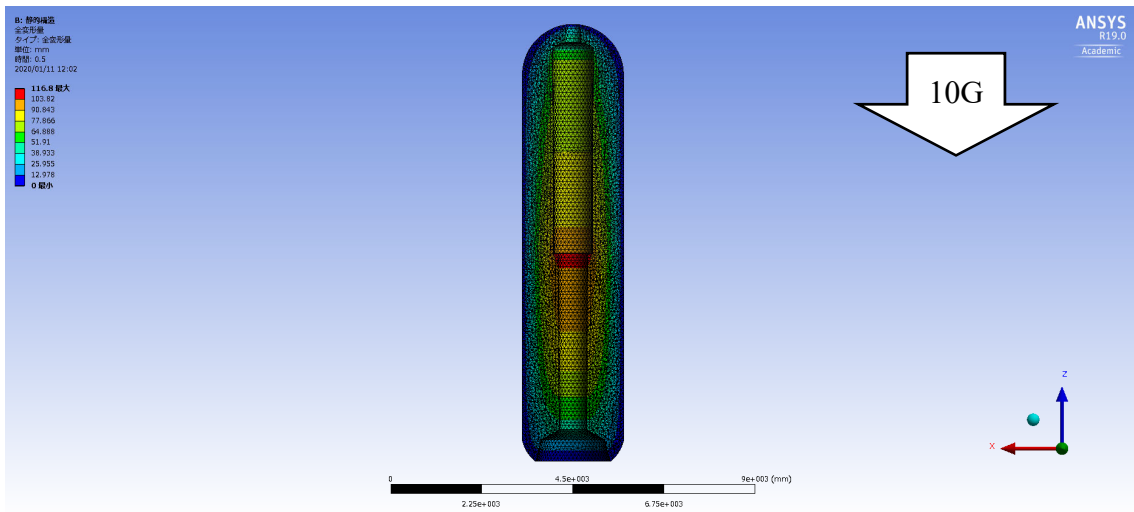


Figure 6.16 Total deformation of M-14 equivalent fuel in cross-section in case (7).

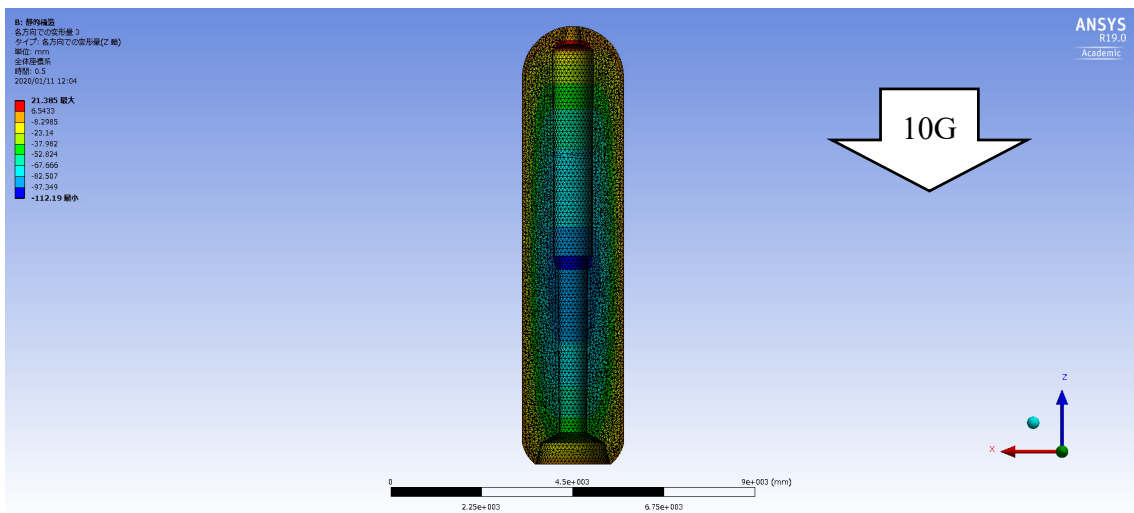


Figure 6.17 Axial deformation of M-14 equivalent fuel in cross-section in case (7).

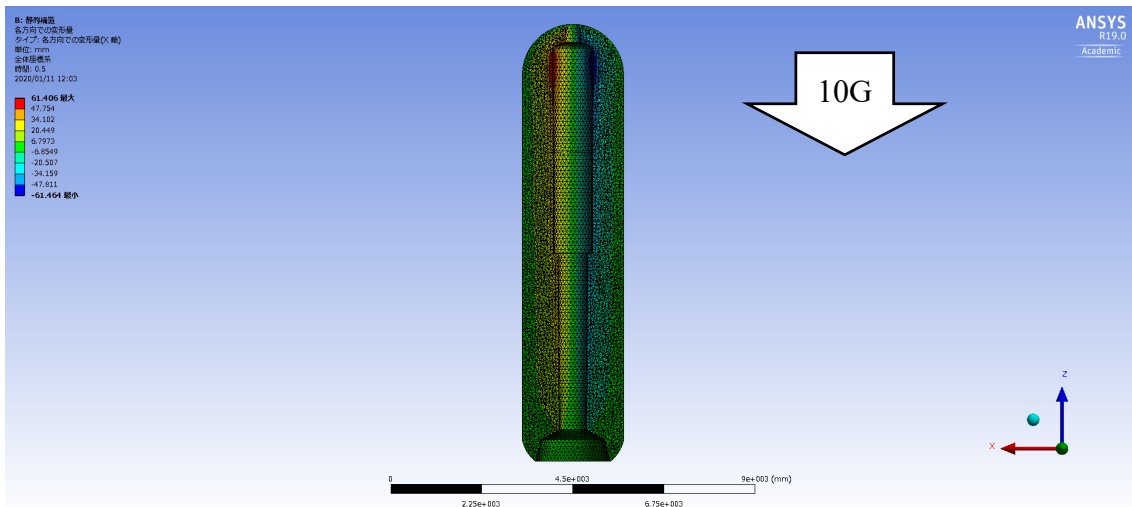


Figure 6.18 Radial deformation of M-14 equivalent fuel in cross-section in case (7).

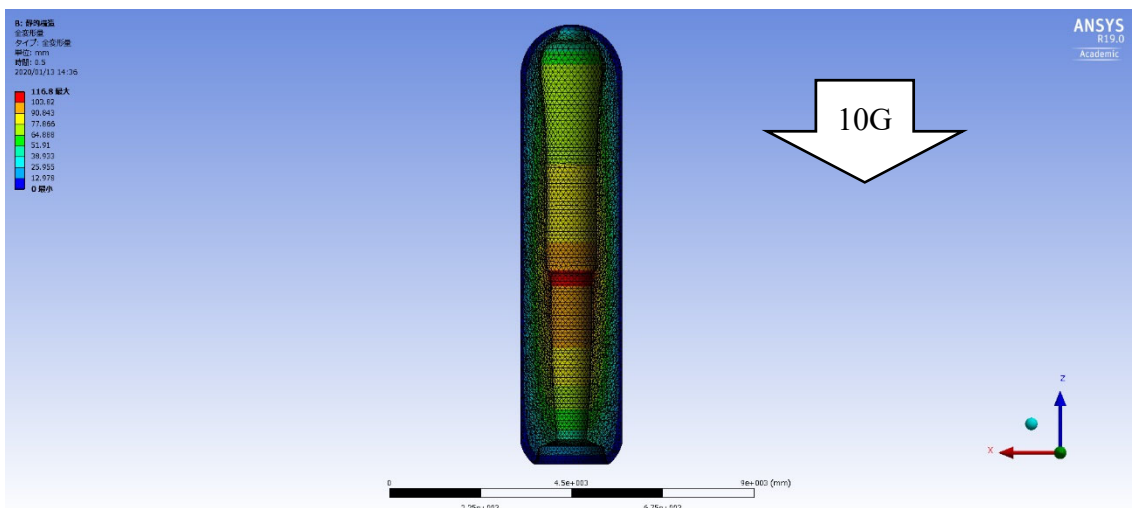


Figure 6.19 Five times the total deformation in the fuel cross section of M-14 equivalent fuel in case (7).

Figure 6.20, Figure 6.21 に応力及びひずみ分布を示す. いずれも最大値は燃料上部のポート縁であった. それぞれ最大値は 0.24[MPa], 0.33 である. 22.7[°C], 500[mm/min] 引張試験から得られた破断応力 4.4[MPa]及び破断ひずみ 1.7 と比較すると小さく, 22.7[°C]かつ 10G のフライト環境において燃料の破壊は発生しないと考えられる. Figure 6.22 に破断包絡線図上における M-14 相当の最大応力-ひずみを示す. 図から, 5kN 相当の解析結果と比較すると, 最大応力及びひず

みが大きくなり、破断包絡線側に近づいたことが分かる。しかし、破断包絡線と比較すると、最大応力及びひずみはそれぞれ、5.4[%], 19.4[%]である。これらの結果から、M-14 モータ相当の LT#460 においても、10G 以下の打上実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された。

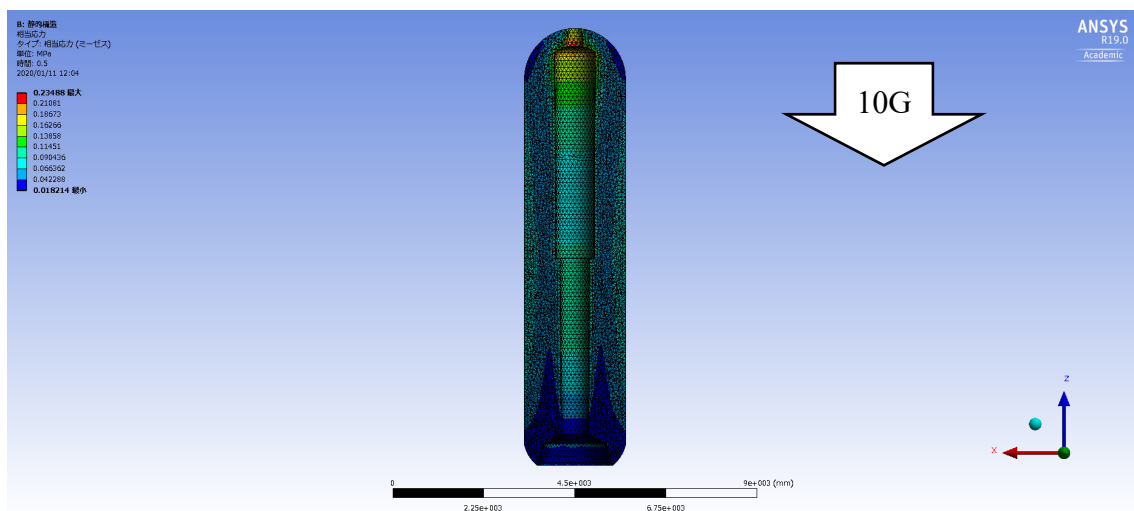


Figure 6.20 Stress distribution of M-14 equivalent fuel in cross-section in case (7).

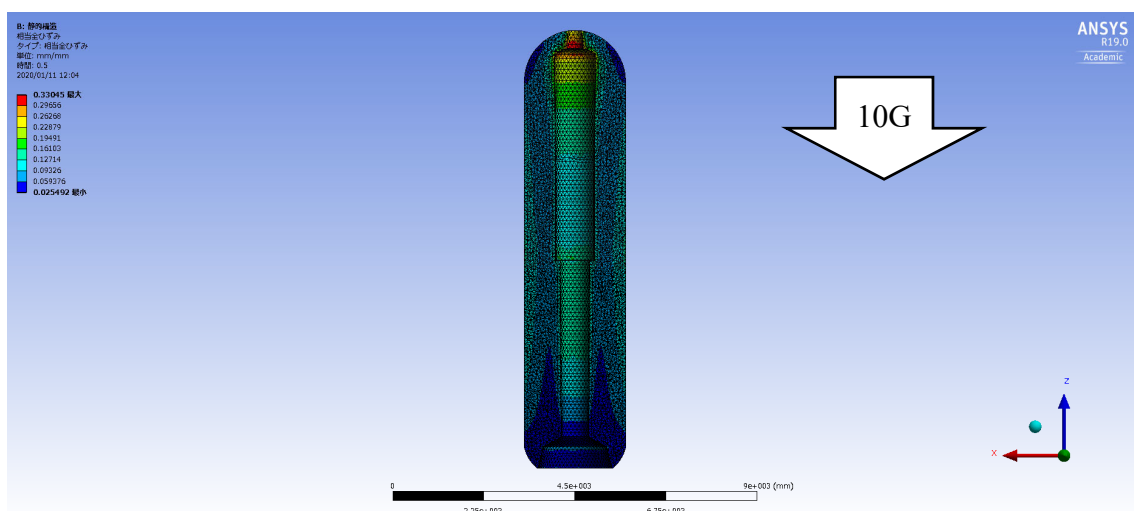


Figure 6.21 Strain distribution of Orion 50S XL equivalent fuel in cross-section in case (7).

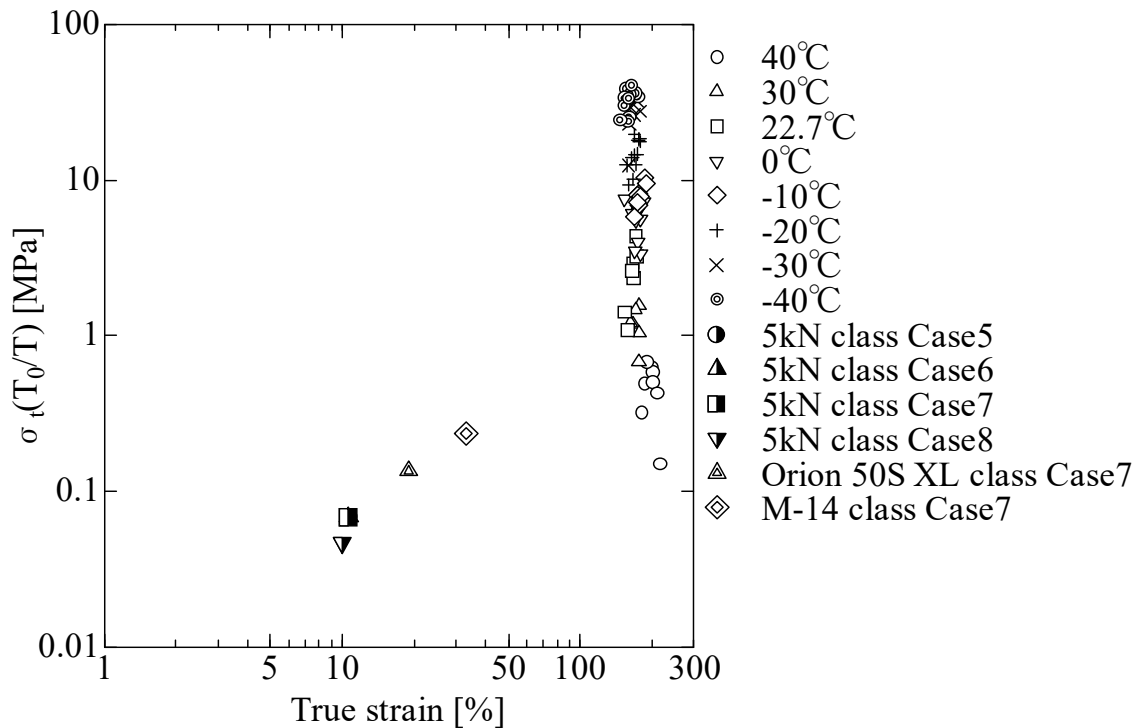


Figure 6.22 FEM analysis results of M-14 equivalent fuel on the failure envelope.

6.4 スペースシャトル用 SRB への適用

ここでは、スペースシャトル用 SRB のグレインとして LT#460 を適用した際の構造成立性を FEM 解析によって評価する。

6.4.1 スペースシャトルと SRB

スペースシャトルは NASA が開発・運用していた再利用可能な有人宇宙船である。計 135 回の打上を実施し、133 回の成功を収めた。Figure 6.23 に概要図を示す³⁾。スペースシャトルは、パイロットが乗り込む有翼オービタ、外部推進剤タンク、固体ロケットブースタ(SRB)2 基で構成されている。オービタには LOX/LH₂ エンジンが 3 基搭載されている。また、打上時には LOX タンク、LH₂ タンクが搭載されている外部推進剤タンクが取り付けられており、オービタに供給される。外部推進剤タンクには SRB が 2 基接続されている。外部タンクと SRB は飛翔中に切り離される。

SRB の概要図を Figure 6.24 に示す⁸⁰⁾。SRB は、4 セグメントのグレインで構

成されている。SRB 諸元を Table 6.10 に示す^{80), 81)}。全長は約 45.7[m], 直径約 3.7[m]である。平均推力は 11,787 [kN], 燃焼時間は 127[s]であり, 世界最大の固体ロケットモータである。本モータは, 上空での分離後, パラシュートを放出, 海面に着水する。着水した SRB は回収され, 推進薬を充填後再使用される。推進薬は PBAN/AP/Al である。3

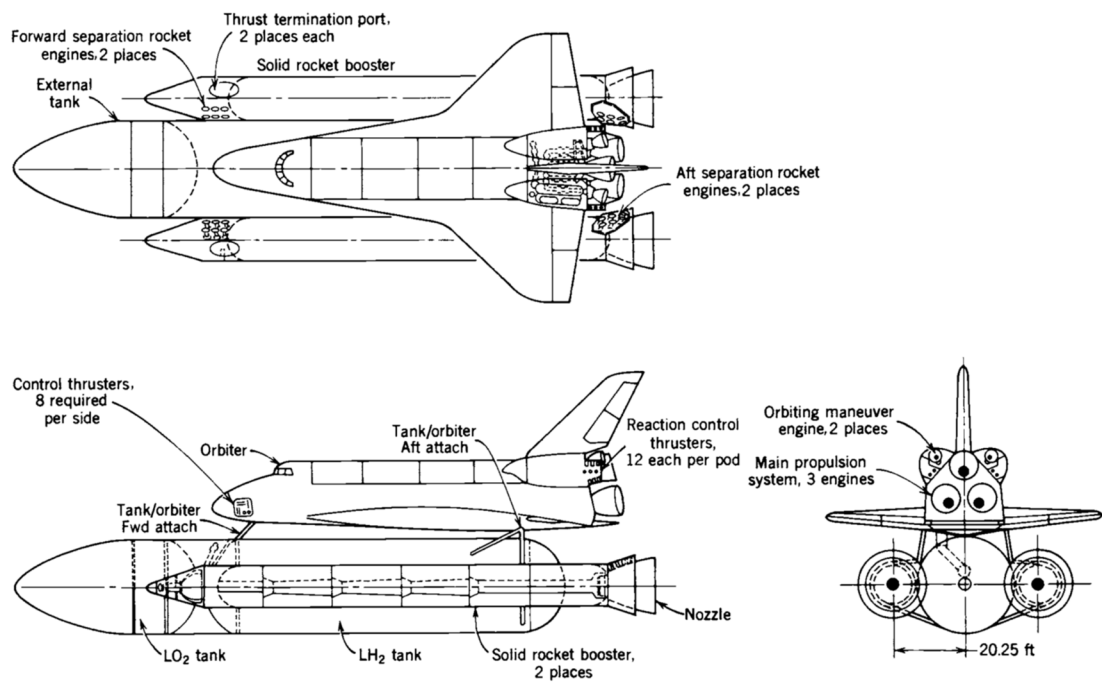


Figure 6.23 Schematic diagram of Space Shuttle.³⁾

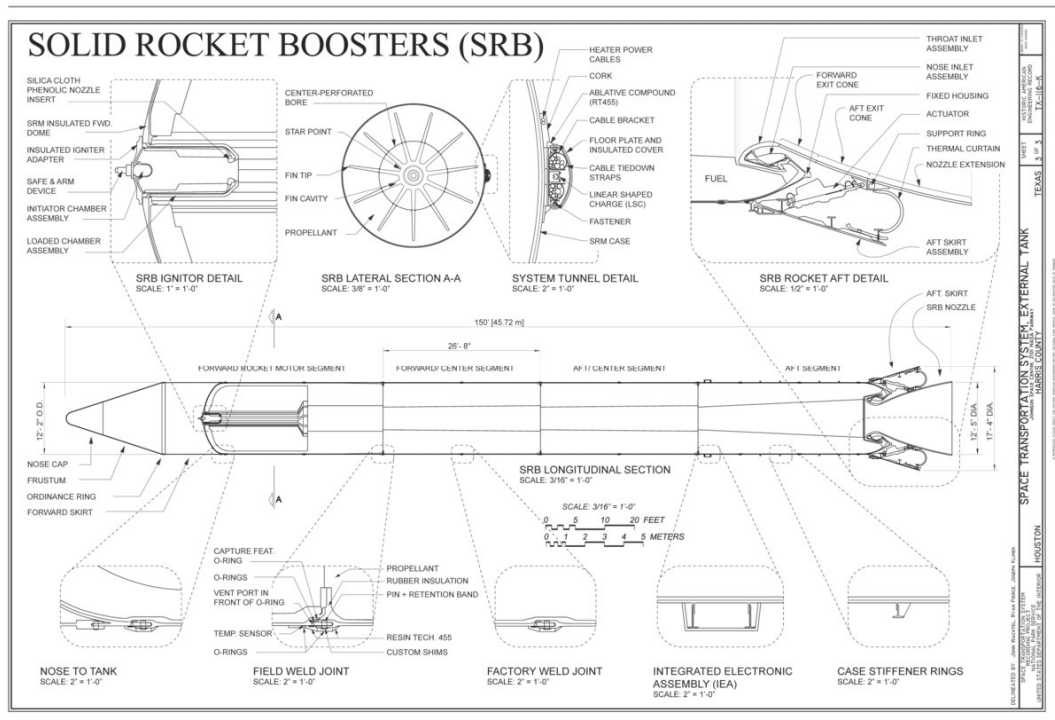


Figure 6.24 Schematic diagram of SRB.⁸⁰⁾

Table 6.10 Characteristics of SRB.^{80), 81)}

	Parameter	Value
Dimension	Overall length [m]	45.7
	Diameter [m]	3.7
	Nozzle throat [m]	1.3
	Initial nozzle throat area ratio	8.47
Combustion characteristics	Specific impulse [N-s/kg]	2,374
	Burning time [s]	127
	Thrust [kN]	11,787
Weight characteristics	Propellant	502,126
	Structure mass	87,543

6.4.2 FEM 解析

6.4.2.1 解析モデルと条件

Figure 6.24 を参考にした燃料を Figure 6.25 に示す．直径約 3,580[mm]，全長約

35,206[mm]である．SRB モータの最上段グレインは 11 光芒形状となっている．本検討では，燃料体積がより増え，厳しい条件とするために円筒形状とした．Figure 6.25 のモデルに対して FEM 解析を実施した．解析条件を Table 6.11 に示す．メッシュ形状は第 2 章と同様四面体，メッシュの大きさは 200[mm]である．荷重条件は，フライト時を想定し，Table 2.8 中の条件 7 を選択した(Table 6.7)．拘束条件を Figure 6.26 に示す．図中赤線の箇所を完全固定とした．

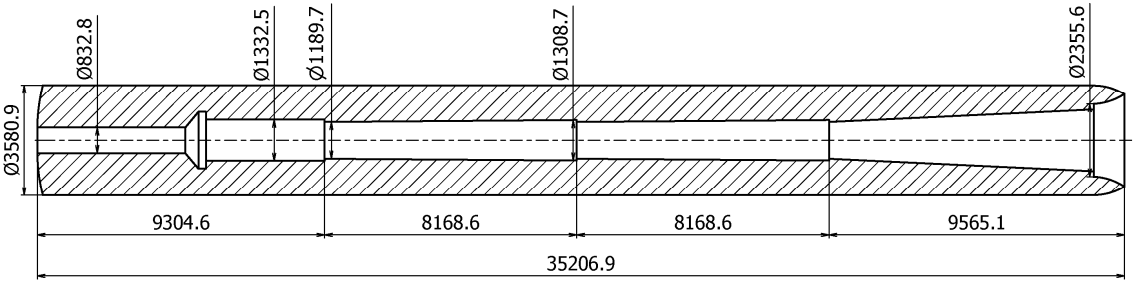


Figure 6.25 Replace to LT#460 fuel at SRB shape.

Table 6.11	Analysis conditions.
Grid mesh	Tetrahedron (200[mm])
Initial sub step	100
Minimum sub step	10
Maximum sub step	1,000,000

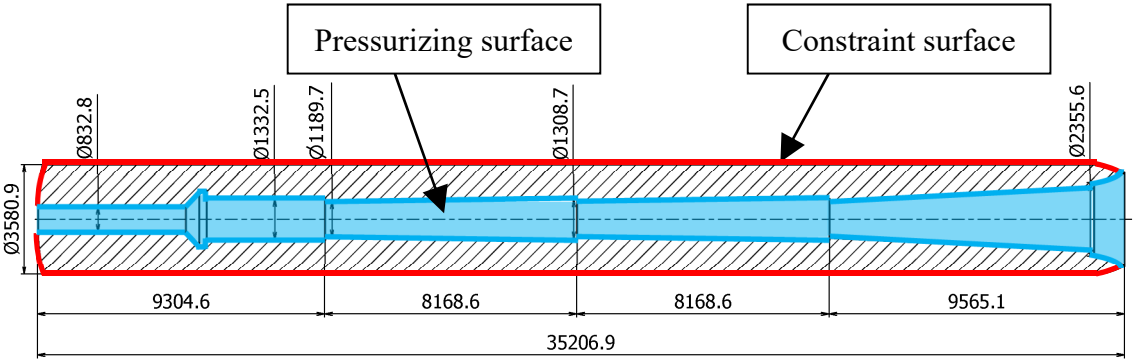


Figure 6.26 Pressurizing and constraint surface of analysis model.

6.4.2.2 FEM 解析結果

Figure 6.27 に燃料断面における全変形量を示す．燃料ポート中心部が最大変形量となり，燃料端面に向かい変形量が小さくなった．最大変形量は 176.8[mm]である．Figure 6.28 に燃料断面における軸方向変形量を示す．最大変形量は，燃料ポート中心部における，117.2[mm]である．Figure 6.29 に燃料断面における径方向変形量を示す．最大変形量は燃料上部ポート円周において 167.0[mm]である．初期ポート径 832.8[mm]に対して約 12[%]の変化である．これにより，局所的に目標の酸化剤質量流束より約 96[%]低下することが考えられる．Figure 6.30 に燃料断面の全変形量を 5 倍にした結果を示す．燃料上部における内径拡大方向の変形が顕著であり，燃料下部においては，上部ほど変形が確認されない．これは，加速度によって燃料上部の燃料が重力方向に引っ張られるためであると考えられる．

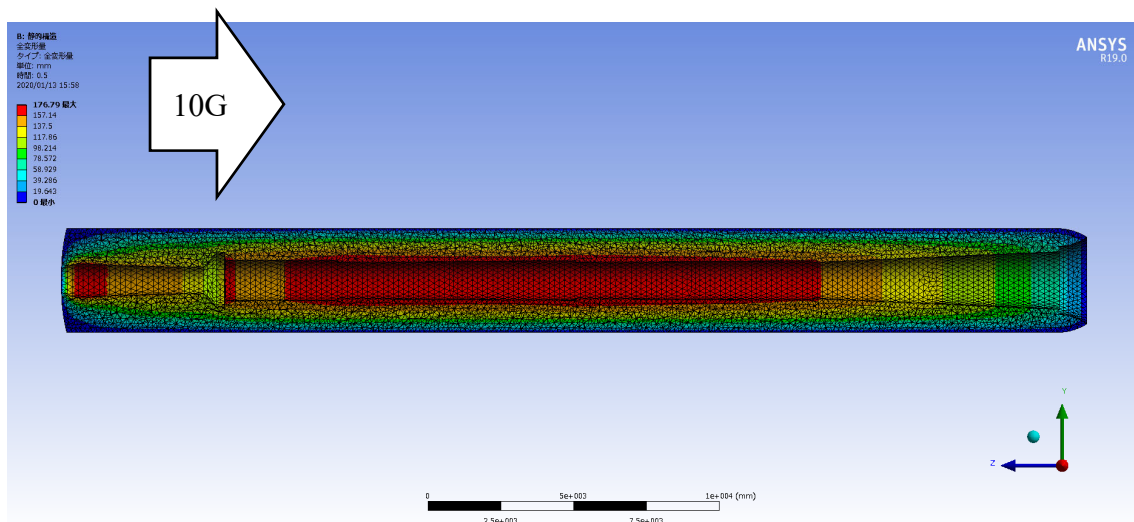


Figure 6.27 Total deformation of SRB equivalent fuel in cross-section in case (7).

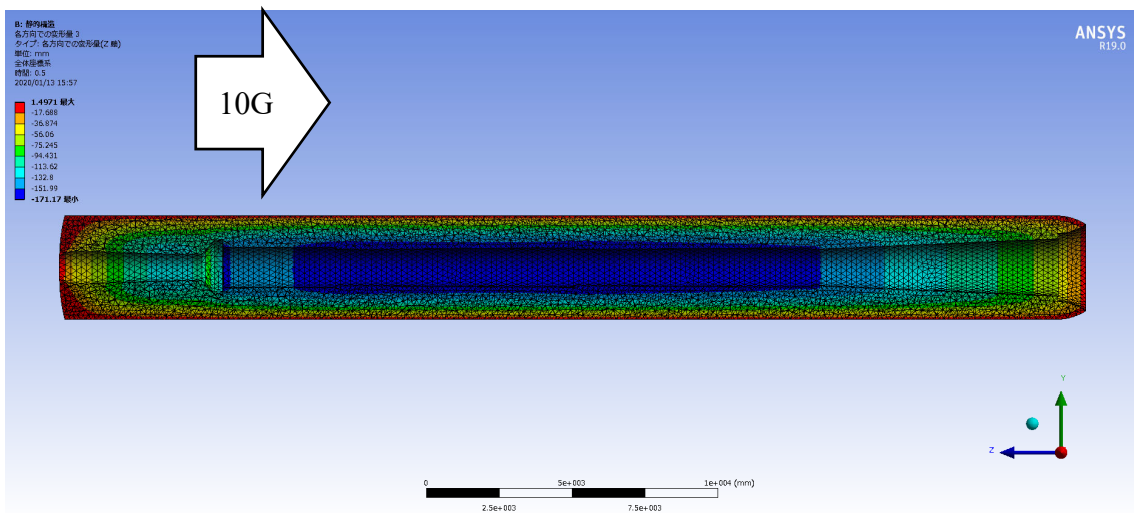


Figure 6.28 Axial deformation of SRB equivalent fuel in cross-section in case (7).

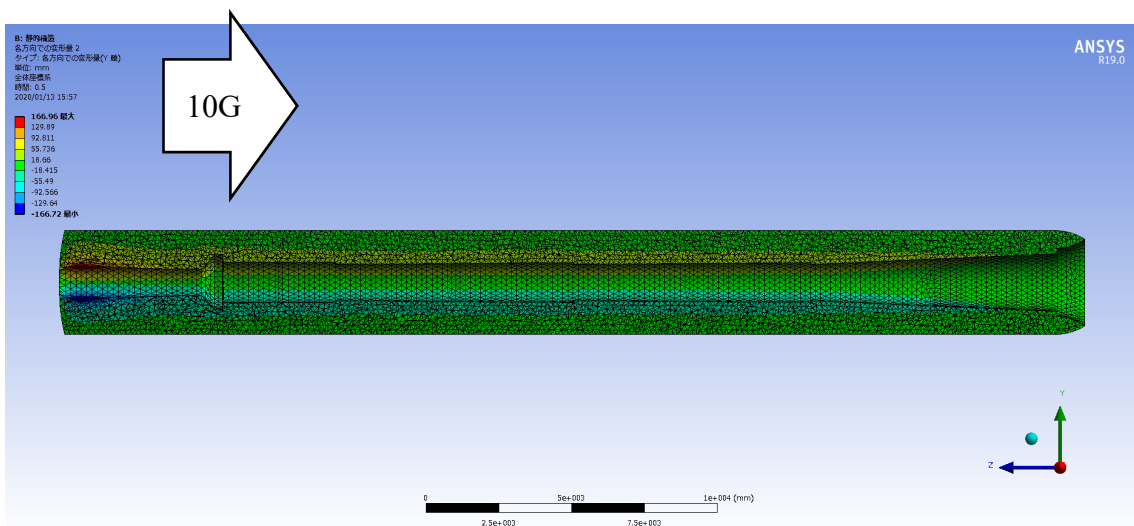


Figure 6.29 Radial deformation of SRB equivalent fuel in cross-section in case (7).

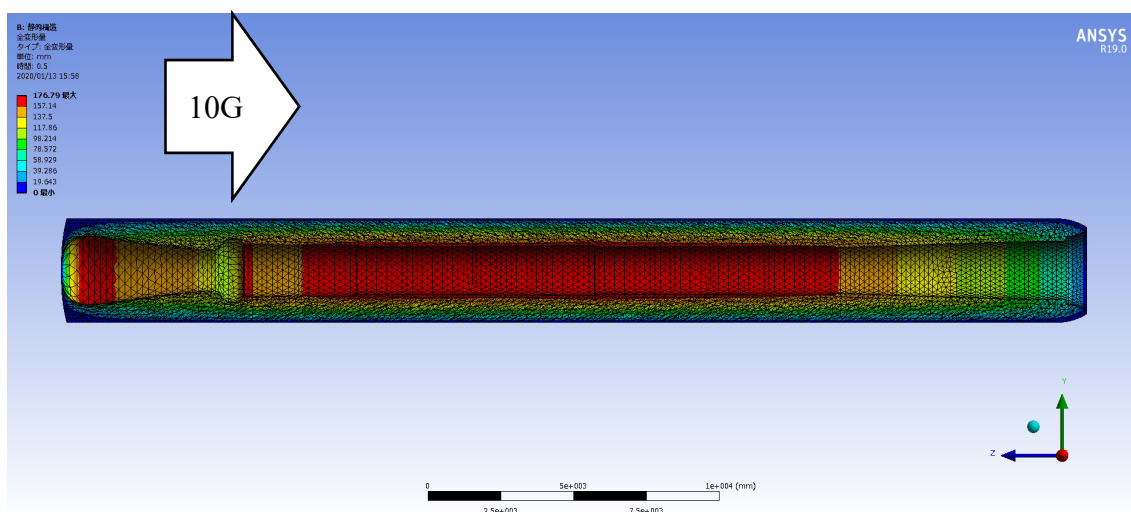


Figure 6.30 Five times the total deformation in the fuel cross section of SRB equivalent fuel in case (7).

Figure 6.31, Figure 6.32 に応力及びひずみ分布を示す．いずれも最大値は燃料上部のポート縁であった．それぞれ最大値は 0.44[MPa], 0.61 である．22.7[°C], 500[mm/min] 引張試験から得られた破断応力 4.4[MPa]及び破断ひずみ 1.7 と比較すると小さく，22.7[°C]かつ 10G のフライト環境において燃料の破壊は発生しないと考えられる．Figure 6.33 に破断包絡線図上における SRB 相当燃料の最大応力-ひずみを示す．図から，M-14 相当の解析結果と比較すると，最大応力及びひずみが大きくなり，破断包絡線側に近づいたことが分かる．しかし，破断包絡線と比較すると，最大応力及びひずみはそれぞれ，10.0[%], 36.0[%]である．これらの結果から，SRB モータ相当の LT#460 においても，10G 以下の打上実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された．また，固定箇所において，2.2.3.2 章で示した EPDM-LT#460 間の接着応力 0.53[MPa]以下の応力であり，SRB 相当のモータにおいても，燃料の剥離が発生する可能性が低いことが分かった．

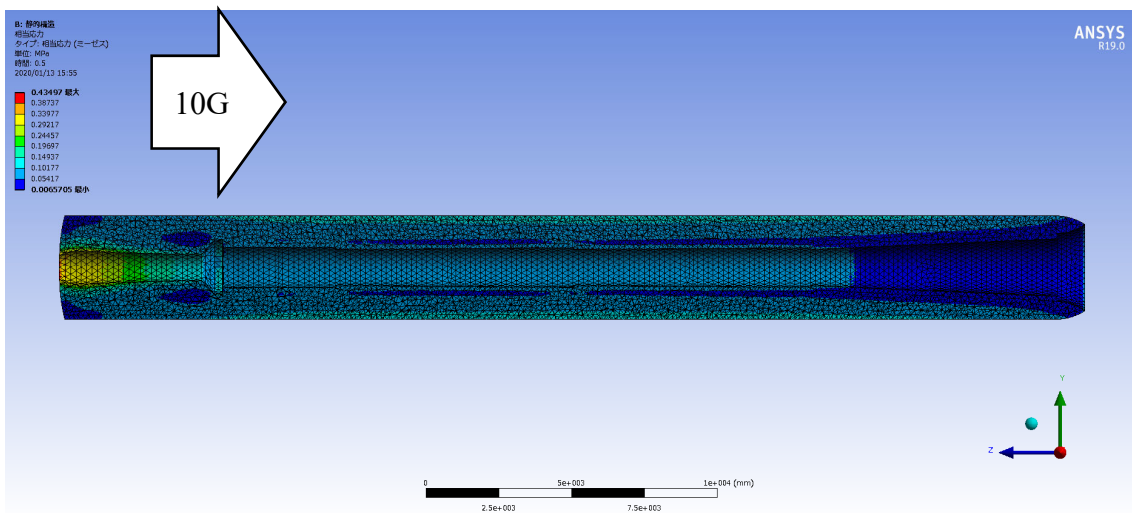


Figure 6.31 Stress distribution of SRB equivalent fuel in cross-section in case (7).

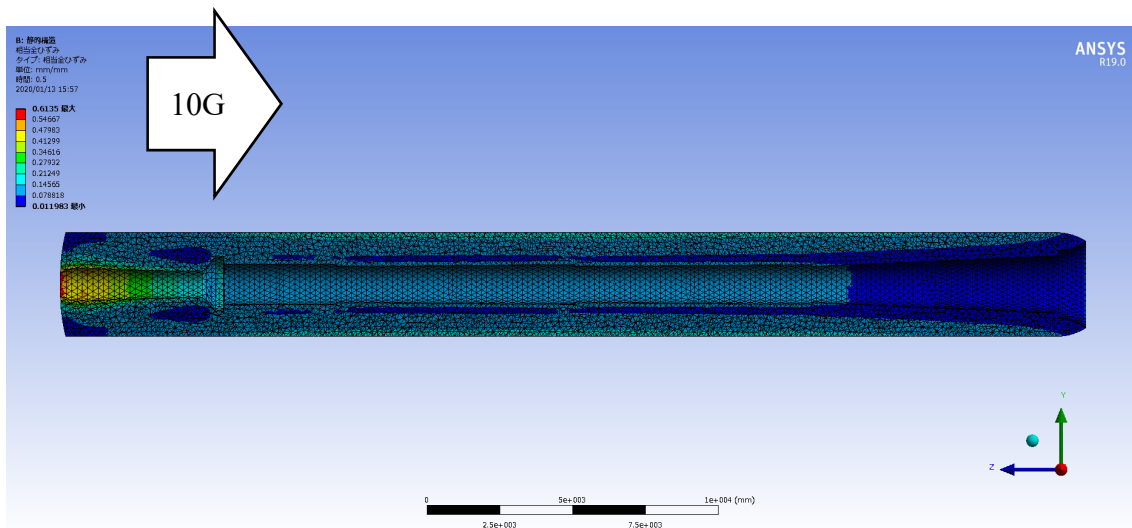


Figure 6.32 Strain distribution of SRB equivalent fuel in cross-section in case (7).

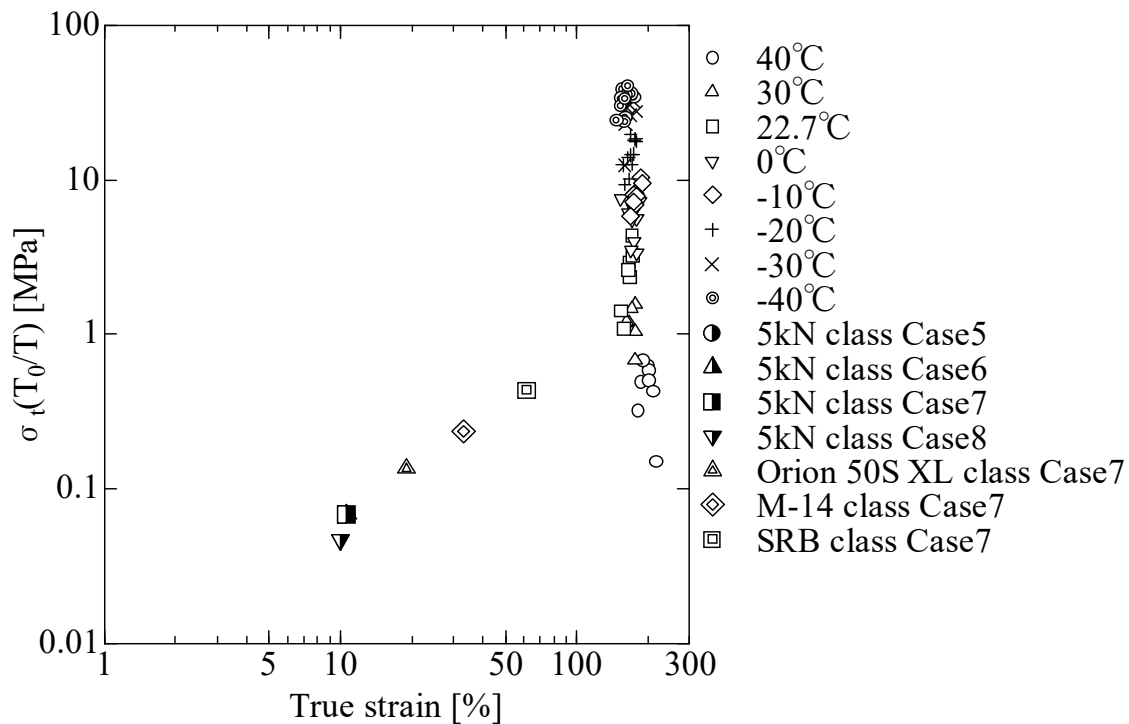


Figure 6.33 FEM analysis results of SRB equivalent fuel on the failure envelope.

6.5 FEM 解析結果まとめ

Table 6.12 に、荷重条件(7)における、5kN 級及び Orion 50S XL 相当、M-14 相当、SRB 相当燃料の FEM 解析結果を示す。モータサイズが大きくなるにつれて変形量及び最大応力、最大ひずみが大きくなった。Figure 6.33 に示す通り、いずれの場合においても破断包絡線を超えることはなく、史上最大の固体ロケットである SRB 相当の燃料においても、本検討条件下においては燃料が破壊する可能性は低いことが示され、大型モータ適用時の構造成立性が明らかになった。

Table 6.12 FEM analysis results of each fuel size in case (7).

Fuel size	Maximum deformation in radial direction [mm]	Maximum deformation in axial direction [mm]	Max. stress [MPa]	Max. strain
5kN	1.8	5.8	0.068	0.11
Orion 50S XL	10.6	22.7	0.14	0.19
M-14	61.4	112.2	0.24	0.33
SRB	167	117.2	0.44	0.61

また，SRB 相当燃料に対して，最大応力，最大ひずみが破断包絡線上に近似する荷重条件を FEM 解析によって求めた．荷重条件は条件(7)を基に，影響が顕著である加速度を調整した．荷重条件を Table 6.13 に示す．解析条件を Table 6.14 に示す．本解析ではメッシュを 400[mm]とした．

Table 6.13 Analysis case (9).

Case	Temp. [°C]	Accel. [m/s ²]	Pressure [MPa]	Gravity direction	Duration times
9	22.7	294.3 (30G)	3	Axial	0.5 [s]

Table 6.14 Analysis conditions.

Grid mesh	Tetrahedron (400[mm])
Initial sub step	100
Minimum sub step	10
Maximum sub step	1000000

条件(9)における応力及びひずみ分布を Figure 6.34, 6.35 に示す．いずれも最大値は燃料上部のポート縁であった．それぞれ最大値は 0.80[MPa], 1.7 である．22.7[°C], 500[mm/min] 引張試験から得られた破断応力 4.4[MPa]及び破断ひずみ 1.7 と比較すると，最大応力は十分小さいが，最大ひずみは等しい値となった．Figure 6.36 に破断包絡線図上における最大応力-ひずみを示す．図から，条件(7)の解析結果と比較すると，最大応力及びひずみが大きくなり，破断包絡線に重

なったことが分かる．本結果から，SRB 相当燃料において，30G 以上の打上環境では燃料が破壊する可能性が高いことが分かった．

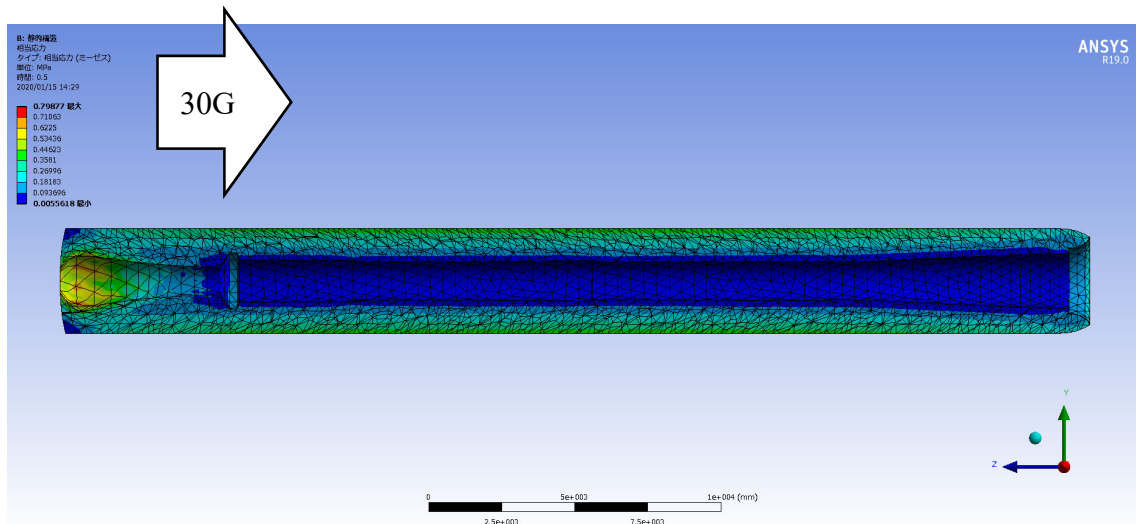


Figure 6.34 Stress distribution of SRB equivalent fuel in cross-section in case (9).

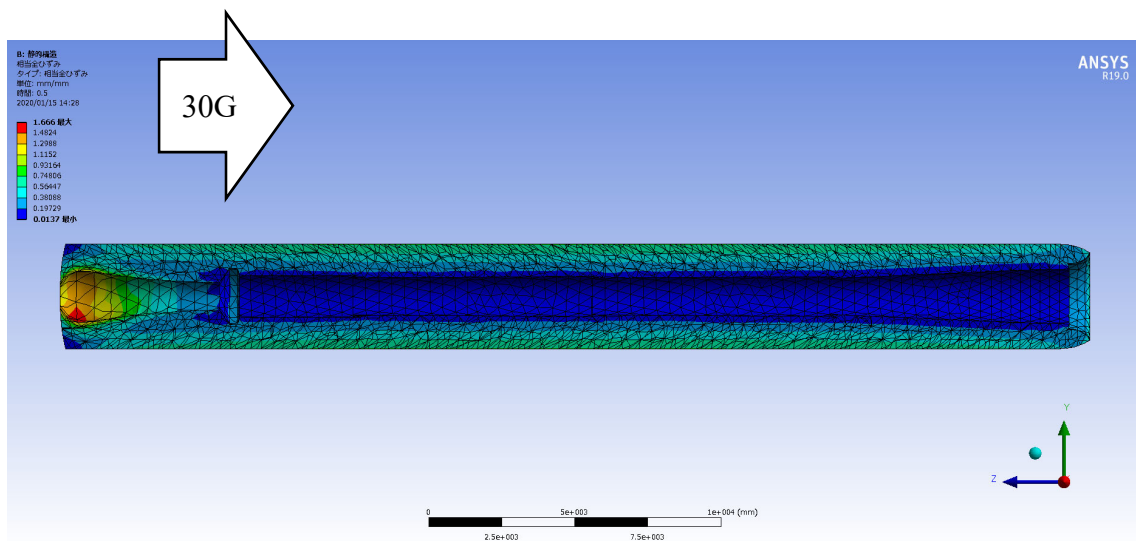


Figure 6.35 Strain distribution of SRB equivalent fuel in cross-section in case (9).

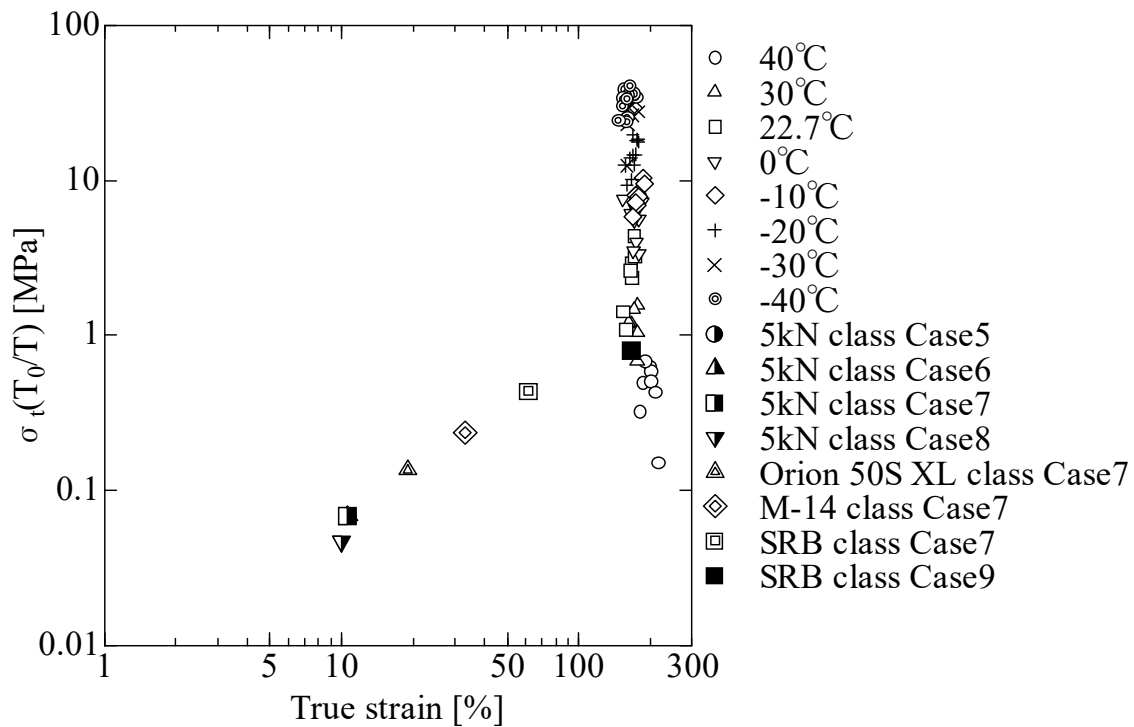


Figure 6.36 FEM analysis results of SRB equivalent fuel in case (9) on the failure envelope.

6.6 第6章のまとめ

6.6.1 ペガサスロケット第1段モータへの適用に関する結果と考察

1. ペガサスロケットの第1段モータを，酸化剤を N_2O ，燃料を LT#460 とするハイブリッドロケットに置換することで，3,000[m/s]以上の速度増分を獲得することが可能である．燃料形状は，初期ポート径 490[mm]，燃焼後ポート径 1,113[mm]，燃料長さ 4,500[mm]となり，平均推力 307[kN]，トータルインパルス 666,048[kN-s]となった．計算によって明らかになった燃料寸法を基にしたモデルに対して FEM 解析を実施した．
2. 燃料温度 22.7[°C]，圧力 3[MPa]，加速度 10G でのフライトを想定した条件において，軸方向最大変形量は 27.7[mm]である．径方向最大変形量は 10.6[mm]である．初期ポート径 490[mm]に対して約 4.2[%]の変化である．これにより，局所的に目標の酸化剤質量流束より約 8.8[%]低下することが考えられる．燃

料上部端面における重力方向の変形が顕著であり、燃料下部に端面においても重力方向への変形が確認された。第2章に示した、5kN級の結果と比較すると、燃料下部端面の変形方向が異なった。これは、燃料質量が増えることによって加速度が変形に対して支配的になることを示している。この結果から、Orion 50S XL 級以上の場合、加速度の発生しない燃焼実験時とフライト時では燃料変形形状が異なる可能性が高く、燃焼履歴に違いが現れる可能性が示唆された。

3. 最大応力、最大ひずみは 0.14[MPa]、0.19 である。破断応力 4.4[MPa]及び破断ひずみ 1.7 と比較すると小さかった。これらの結果から、Orion 50S XL モータ相当の LT#460 においても、22.7[°C]、3[MPa]かつ 10G 以下の打上実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された。

6.6.2 M-V ロケット第1段モータへの適用に関する結果と考察

4. M-V ロケット第1段モータ M-14 のグレインとして LT#460 を適用した際の構造成立性を FEM 解析によって評価した。燃料温度 22.7[°C]、圧力 3[MPa]、加速度 10G でのフライトを想定した条件において、軸方向最大変形量は 112.2[mm]である。径方向最大変形量は 61.4[mm]である。初期ポート径 900[mm]に対して約 12[%]の変化である。これにより、局所的に目標の酸化剤質量流束より約 29[%]低下することが考えられる。燃料上部における内径拡大方向の変形が顕著であり、燃料下部においては、上部ほど変形が確認されない。これは、加速度によって燃料上部の燃料が重力方向に引っ張られるためであると考えられる。
5. 最大応力、最大ひずみは 0.24[MPa]、0.33 である。破断応力 4.4[MPa]及び破断ひずみ 1.7 と比較すると小さかった。これらの結果から、M-14 モータ相当の LT#460 においても、22.7[°C]、3[MPa]かつ 10G 以下の打上実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された。

6.6.3 スペースシャトル SRB への適用に関する結果と考察

6. スペースシャトル SRB のグレインとして LT#460 を適用した際の構造成立性を FEM 解析によって評価した。燃料温度 22.7[°C]、圧力 3[MPa]、加速度

10Gでのフライトを想定した条件において、軸方向最大変形量は117.2[mm]である。径方向最大変形量は167.0[mm]である。初期ポート径832.8[mm]に対して約12[%]の変化である。これにより、局所的に目標の酸化剤質量流束より約96[%]低下することが考えられる。燃料上部における内径拡大方向の変形が顕著であり、燃料下部においては、上部ほど変形が確認されない。これは、加速度によって燃料上部の燃料が重力方向に引っ張られるためであると考えられる。

7. 最大応力、最大ひずみは0.44[MPa]、0.61である。破断応力4.4[MPa]及び破断ひずみ1.7と比較すると小さかった。これらの結果から、SRB相当のLT#460においても、22.7[°C]、3[MPa]かつ10G以下の打上実験において燃料が破壊する可能性は低いことが示された。固定箇所において、2.2.3.2章で示したEPDM-LT#460間の接着応力0.53[MPa]以下の応力であり、SRB相当のモータにおいても、燃料の剥離が発生する可能性が低いことが分かった。

6.6.4 LT#460 燃料の大型モータへの適用に関する結果と考察

8. モータサイズが大きくなるにつれて変形量及び最大応力、最大ひずみが大きくなった。いずれの場合においても破断包絡線を超えることはなく、史上最大の固体ロケットであるSRB相当の燃料においても、本検討条件下においては燃料が破壊する可能性は低いことが示され、大型モータ適用時の構造成立性が明らかになった。
9. SRB相当燃料に対して、30Gのフライト環境におけるFEM解析を実施したところ、最大応力及びひずみは0.80[MPa]、1.7であった。22.7[°C]、500[mm/min]引張試験から得られた破断応力4.4[MPa]及び破断ひずみ1.7と比較すると、最大応力は十分小さいが、最大ひずみは等しい値となった本結果から、SRB相当燃料において、30G以上の打上環境では燃料が破壊する可能性が高いことが分かった。

第7章 総括

本研究は、小型人工衛星打ち上げ用ロケットへの適用が期待される低融点熱可塑性エラストマ(LT)燃料を用いたハイブリッドロケットに関して、燃焼特性の観点のみでなく、LT 燃料の機械的物性も考慮し実用化の検討を実施した。2~4 章に示す成果より、LT 系燃料の機械的物性、粘弾性、燃焼特性を明らかにすると共に 5kN 級モータに LT 燃料が適用可能であることを定量的に示した。加えて、燃料後退速度の向上及び特性排気速度の改善が可能であること、かつその現象について実験的に明らかにした。5 章に示す成果により、音速飛翔環境における正常燃料を確認した。5kN 級モータの燃焼実験を行い、バッフルプレートを用いた実験において、平均推力 5,000 [N]を達成すると共に、本研究の推力レベルにおいては、スケール効果による燃料後退速度の減少がないことを確認した。6 章に示す成果より、小型~大型衛星を打ち上げ可能なロケットに LT#460 燃料を適用した際の構造成立性を明らかにした。また、本研究によって、粘弾性を有する低融点燃料を用いたハイブリッドロケットを設計するには Figure 7.1 に示す設計フローが必要であることが判明した。100~500N 級の小規模燃焼実験結果から大型モータ適用時の燃料後退速度が予測可能であるため、図 7.1 の設計フローを簡略化できるものと考えられる。設計フロー中のターニングポイントとしては、

- ・理論性能評価
- ・燃料の構造としての成立性評価
- ・接着性検討
- ・ミッション要求成立検討

であると考えられる。理論性能評価に関しては、第 1.4.1 章で示した通り、一般的にハイブリッドロケットは固体ロケットと比較して高比推力である。また、LT 燃料においても、固体ロケットの代替となり得る速度増分を得られることが本研究から明らかになっている。燃料の構造としての成立性評価については、6 章で示した通り、ペガサスロケットや M-V ロケット等の実用サイズモータにおいても LT#460 燃料が適用可能であることが示されている。接着性検討に関しては、2.2.3.2 章で示した通り、EPDM との接着応力が 0.53 [MPa]であることを確認して

おり、FEM 解析の結果から SRB サイズにおいても、接着応力を上回る応力は確認されず、SRB 相当のモータにおいても、燃料の剥離が発生する可能性が低いことが分かった。ミッション要求成立検討に関しては、他のロケットと比較して価格の面で優位性があり、固体ロケットと比較して衛星搭乗環境の観点から優位性があると考えられる。

これらのことから、本研究成果は LT 系燃料を用いたハイブリッドロケットの実現可能性を強く示し、燃焼特性および機械的物性の両観点から設計指針を明らかにしたことで LT 燃料を用いたハイブリッドロケットの実用化に向けて大きく貢献する成果であるといえる。

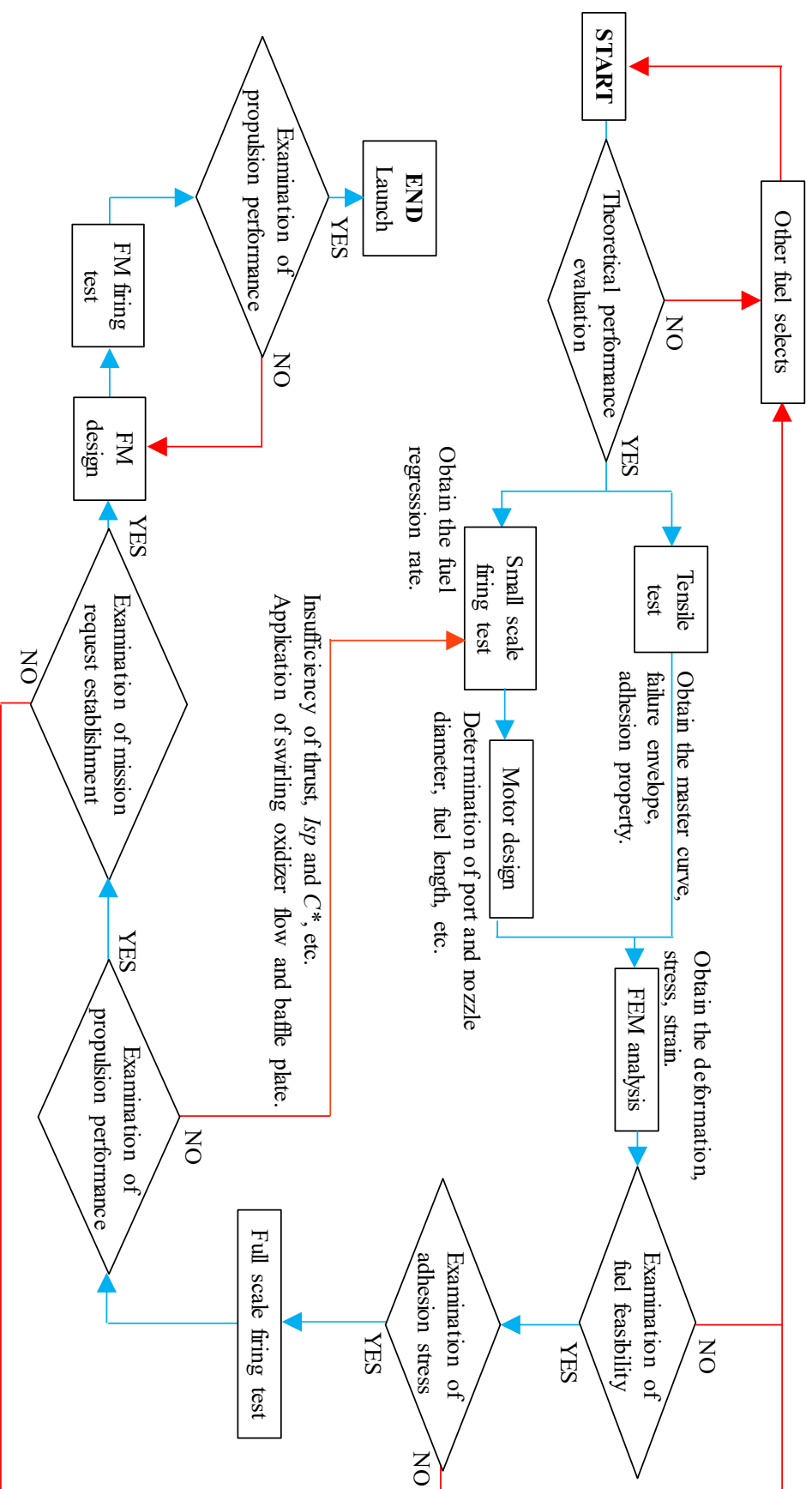


Figure 7.1

The design flow of the hybrid rocket using the low melting point fuel with viscoelasticity.

付録

A. ハイブリッドロケットの燃焼メカニズムと燃料後退速度

一般的なハイブリッドロケットは、Figure 1.3(c)のような管状固体燃料の内表面に酸化剤が吹き付けられることによりガス化した燃料と反応、拡散火炎を形成し燃焼する「境界層燃焼」の形態をとる。境界層燃焼モデル概念図を Figure A.1 に示す。乱流境界層内、燃料表面上部に燃料過多領域と酸化剤過多領域があり、その混合比が最も良い箇所に拡散火炎帯が形成される。 Y_{Ox} ・ Y_F 、 U 、 T はそれぞれ酸化剤・燃料質量分率、速度、温度を示している。拡散火炎からの熱伝導及び熱放射によって燃料表面に伝熱し燃料の熱分解及び吹き出しによって燃料が半径方向に後退していく。これらハイブリッドロケットにおける乱流境界層燃焼は Marxman らが提唱した。以下に燃料後退速度の導出を Marxman らの文献を基に紹介する^{82), 83), 16), 17)}。

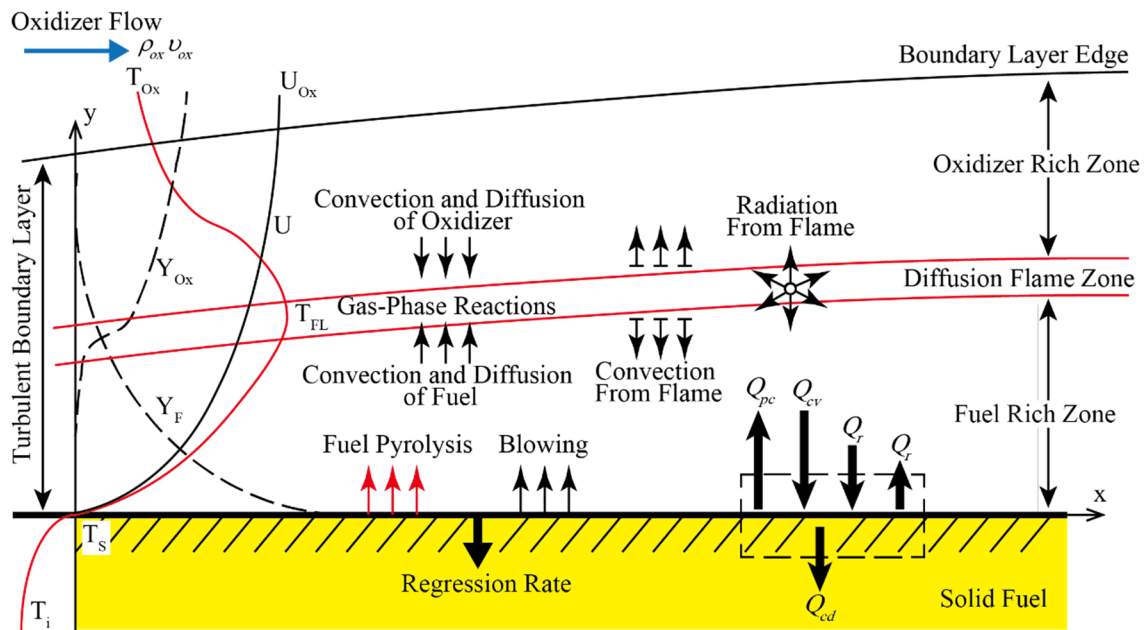


Figure A.1 Schematic diagram of turbulent boundary layer combustion.

燃料表面におけるエネルギー収支を表すと以下の式になる．

$$\dot{Q}_{cv} + \dot{Q}_{r\ in} = \dot{Q}_{cd} + \dot{Q}_{pc} + \dot{Q}_{r\ out} \quad (\text{A.1})$$

ここで， \dot{Q}_{cv} は火炎からの熱伝導[W/m²]， $\dot{Q}_{r\ in}$ は火炎からの熱放射[W/m²]， \dot{Q}_{cd} は固体燃料内の熱伝導[W/m²]， \dot{Q}_{pc} は相変化によるエネルギー流束[W/m²]， $\dot{Q}_{r\ out}$ は固体燃料表面からの熱放射[W/m²]である． ρ_f ， \dot{r} ， h_v はそれぞれ，固体燃料密度[kg/m³]，固体燃料後退速度[m/s]，固体燃料有効気化熱[J/kg]である．固体燃料表面への主な熱伝達メカニズムは対流及び放射であり，金属を含まない燃料では対流が支配的である．故に(A.1)式は(A.2)式に簡略化できる．

$$\dot{Q}_{cv} = \dot{Q}_{pc} = \rho_f \dot{r} h_v \quad (\text{A.2})$$

ここで， h_v は固体燃料表面の温度上昇に使用される熱及び，気化熱，ガス化前の潜熱を含んでいる．境界層内における熱伝導は温度勾配に比例し，以下の式となる：

$$\dot{Q}_{cv} = -\lambda \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{y=0^+} = -\frac{\lambda}{c_p} \frac{\partial h}{\partial y} = \frac{\lambda}{c_p} \frac{\Delta h}{\Delta y} = \frac{\alpha}{c_p} \Delta h \quad (\text{A.3})$$

ここで， λ ， c_p ， h ， α はそれぞれ熱伝導率[W/m-K]，定圧比熱[J/kg K]，ガスの比エンタルピー[J/kg]，熱伝達率[W/m²K]を示す．スタントン数 S_t は

$$S_t = \frac{\alpha}{c_p \rho u} \quad (\text{A.4})$$

と定義され，式(A.3)に代入すると以下の式となる．

$$\dot{Q}_{cv} = S_t \rho_b u_{cg} \Delta h \quad (\text{A.5})$$

ここで， ρ_{cg} は火炎内のガス密度[kg/m³]， u_b は火炎内のガス速度[m/s]， Δh は火炎と燃料表面間の比エンタルピー差である[J/kg]．スタントン数を評価するために，

Reynolds analogy(レイノルズの相似則)を用いる．レイノルズの相似則は，境界層内の温度とエンタルピ分布が速度分布に比例することを意味している．レイノルズの相似則とプラントル数とルイス数が1であるとする

$$\frac{\partial h / \partial y}{\partial u / \partial y} = \frac{\dot{Q}}{\tau} = \frac{\dot{Q}_w}{\tau_w} \quad (\text{A.6})$$

となる．ここで \dot{Q} ， \dot{Q}_w ， τ ， τ_w は任意の y における熱流束，せん断応力，固体燃料表面上での熱流速[W/m²]，せん断応力[Pa]をそれぞれ表す．式(A.6)を変形して y について積分すると，

$$\frac{\dot{Q}_w}{\Delta h} = \frac{\tau_w}{u_{cg}} \quad (\text{A.7})$$

となる．式(A.7)の両辺を $\rho_{cg}u_{cg}$ で割ると

$$\frac{\dot{Q}_w}{\Delta h \rho_{cg} u_{cg}} = \frac{\tau_w}{\rho_{cg} u_{cg}^2} \quad (\text{A.8})$$

となる．式(A.5)，(A.8)より

$$S_t = \frac{\dot{Q}_w}{\Delta h \rho_{cg} u_{cg}} = \frac{\tau_w}{\rho_{cg} u_{cg}^2} \quad (\text{A.9})$$

となる．ここで，表面摩擦係数 C_f を用いると，せん断応力は，

$$\tau_w = \frac{1}{2} \rho_e u_e^2 C_f \quad (\text{A.10})$$

となる．ここで ρ_e ， u_e はそれぞれ境界層外の気体密度[kg/m³]及び流速[m/s]を表す．式(A.9)，(A.10)より，

$$S_t = \frac{1}{2} \frac{\rho_e u_e^2}{\rho_{cg} u_{cg}^2} C_f \quad (\text{A.11})$$

となる．ここで固体燃料からの気化燃料の吹き出しがないと考えると，密度及び流速はそれぞれ等しくなるので

$$S_{t_0} = \frac{1}{2} C_{f_0} \quad (\text{A.12})$$

となる． S_{t_0} ， C_{f_0} は固体燃料からの気化燃料の吹き出しがないときのスタントン数及び表面摩擦係数である．平板上の乱流境界層において，スタントン数と表面摩擦係数は経験的に

$$S_t = \frac{1}{2} C_f \quad (\text{A.13})$$

となることが分かっている．式(A.12)，(A.13)より，固体燃料からの気化燃料の吹き出しに関するスタントン数及び表面摩擦係数の関係は，

$$\frac{S_t}{C_f} = \frac{S_{t_0}}{C_{f_0}} \quad (\text{A.14})$$

となる．低マッハ数乱流境界層において，吹き出しのない表面摩擦係数は経験的に，

$$C_{f_0} = 2 \times 0.03 R_e^{-0.2} P_r^{-2/3} \quad (\text{A.15})$$

となることが分かっており，プラントル数が 1 であること，式(A.12)，(A.14)より，

$$C_{f_0} = 0.03 R_e^{-0.2} \frac{S_{t_0}}{S_t} C_f \quad (\text{A.16})$$

となる．ここで，レイノルズ数 R_e は，

$$R_e = \frac{\rho u x}{\mu} = \frac{G_p x}{\mu} \quad (\text{A.17})$$

となる． G_p 及び μ は推進剤質量流束 $[\text{kg}/\text{m}^2\text{s}]$ ，動粘性係数 $[\text{Pa}\cdot\text{s}]$ をそれぞれ表す．式(A.2)，(A.5)，(A.14)，(A.17)より，燃料後退速度は

$$\rho_f \dot{r} = 0.03 G_p^{0.8} x^{-0.2} \mu^{0.2} \left(\frac{S_t}{S_{t_0}} \right) \left(\frac{u_c}{u_{cg}} \right) \left(\frac{\Delta h}{h_v} \right) + \frac{\dot{Q}_r}{h_v} \quad (\text{A.18})$$

と表すことができる．式(A.18)の右辺第一項は対流熱伝達，第二項は輻射熱伝達を表す． S_t/S_{t_0} はブローイング(blowing)もしくはブロッキング(blocking)効果を表す．このブローイング効果は燃料後退速度が増加するとき，燃料表面から湧き出すガスの流束が増大し，温度境界層が厚くなることで対流熱伝達が阻害することを表す．このブローイング効果によって，ハイブリッドロケットの燃料後退速度は固体ロケットと比較して低い値となる．速度比 u_e/u_{cg} は，境界層内の火炎の位置の関数であり，推進剤の燃焼特性を表す．エンタルピー比 $\Delta h/h_v$ は，固体燃料の熱化学特性を示す．式(A.18)の右辺第一項の括弧で示した値は，酸化剤流量に依存しない定数とされ，また，金属を含まない燃料では対流が支配的であり，輻射が十分に小さい．故に燃料後退速度 \dot{r} は，

$$\dot{r} = a G_p^n x^m \quad (\text{A.19})$$

となる．各定数は推進剤の性質によって異なり，指数 n 及び m は0.5から0.8及び-0.2となる．燃焼器内下流において，推進剤質量流束 G_p は燃料のガス化によって増加するが，同時に流れ方向の距離である x も増大する．これらの燃料後退速度への影響は無視できるほど小さく，燃料後退速度は

$$\dot{r} = a G_{ox}^n \quad (\text{A.20})$$

と表され，係数 a 及び，酸化剤質量流束 $G_{ox}[\text{kg}/\text{m}^2\text{s}]$ のみの関数として示される．

B. LT 燃料成型方法

B.1 引張試験用 LT 成型方法

2 章で実施した引張試験では，LT#460 燃料をダンベル形状に成型した．成型手順は以下の通りである．

- ① シート状燃料成型治具の低板と上板の間にシリコンシートを挟み込み，4 箇所をボルト固定する．組み立て後の成型治具を Figure B.1 に示す．

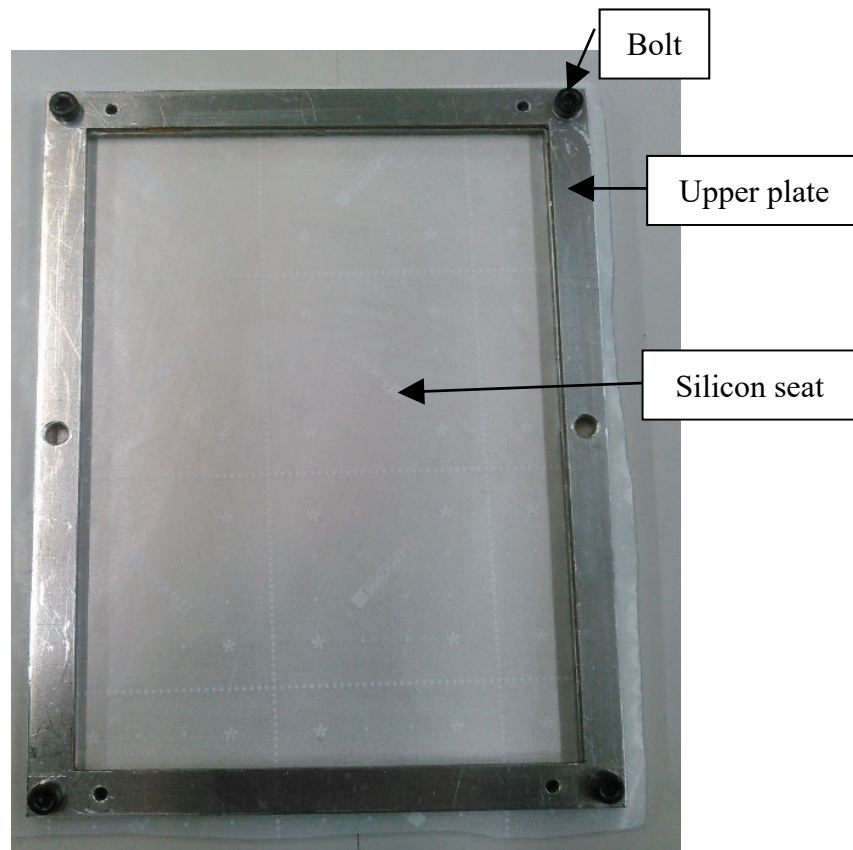


Figure B.1 LT fuel molding board.

- ② LT#460 を光洋サーモンシステム株式会社製恒温槽 KLO-69M にて 120[°C] に加熱する．
- ③ 熔融した LT#460 を①で組み立てた治具に流し込む(Figure B.2, B.3).

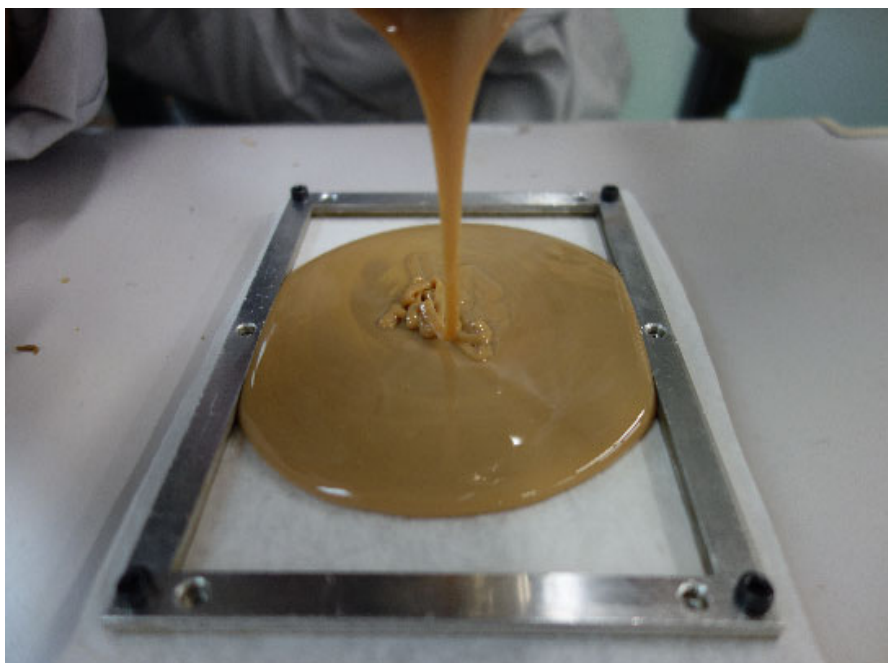


Figure B.2 The melted LT#460 fuel during poured into the molding board.



Figure B.3 The melted LT#460 fuel after poured into the molding board.

- ④ LT 燃料を一定の厚さにするために、流し込み後の LT#460 の上に蓋と錘を乗せる。

- ⑤ 恒温槽内で約半日徐冷し LT 燃料を硬化させる(Figure B.4).



Figure B.4 The solid LT#460 fuel in the molding board.

- ⑥ 治具から LT#460 を取り外し，ダンベル打ち抜き刃(Figure B.5)でダンベル状 LT 燃料を製作(Figure B.6).



Figure B.5 Dumbbell-shaped punching tool.



Figure B.6 LT#460 fuel with dumbbell shape.

B.2 LT 燃料の接着性評価試験片成型方法

2 章で実施した接着性評価試験に用いた試験片は以下の手順で成型した.

- ① EPDM ゴムを $50 \times 15 \times 10$ [mm] に加工する. その後短辺方向端面から 10 [mm] の厚さを 10 [mm] から 5 [mm] に加工 (Figure B.7).

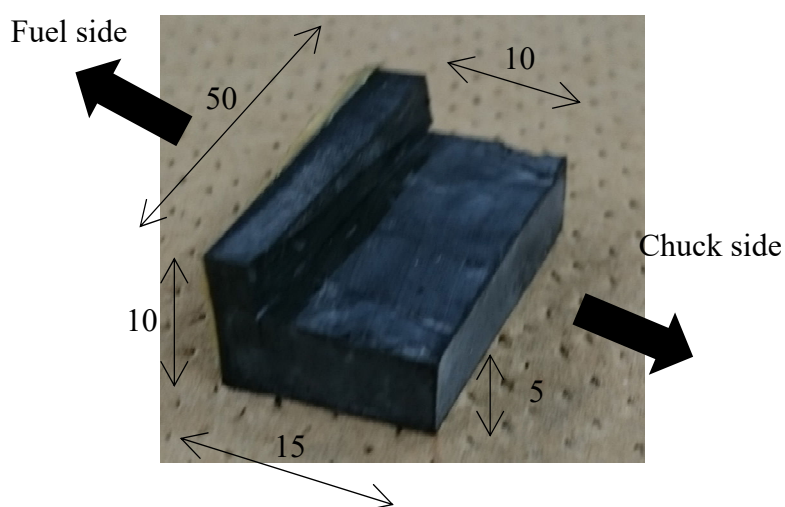


Figure B.7 EPDM rubber for adhesion tests.

- ② EPDM ゴムの接着端面を #60 やすりで処理する.

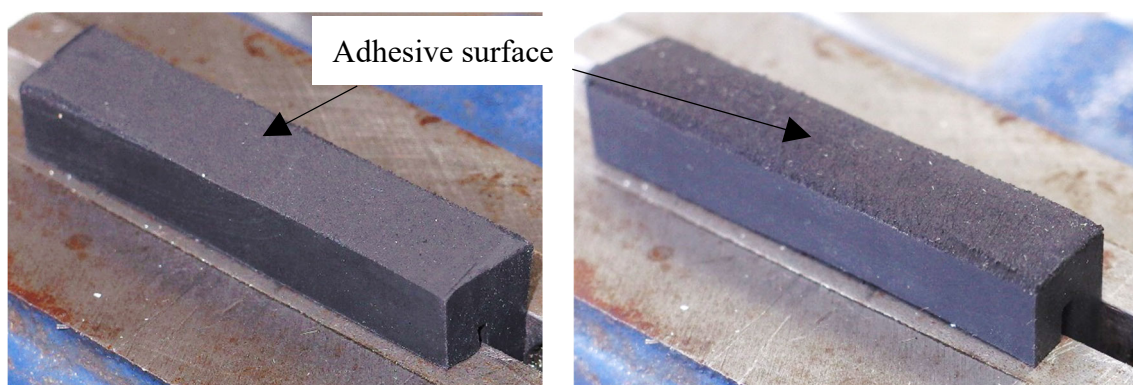


Figure B.8 Before and after bonding surface treatment. (Left: before, Right: after)

- ③ 接着表面を脱脂し，120[°C]恒温槽で乾燥させる．成型治具も 120[°C]環境で加熱する．
- ④ 接着表面にプライマを塗布し，室温で1時間放置する．
- ⑤ 成型治具に EPDM ゴムを設置し，EPDM 間に燃料を流し込む(Figure B.9)．流し込み後室温で硬化するまで放置．

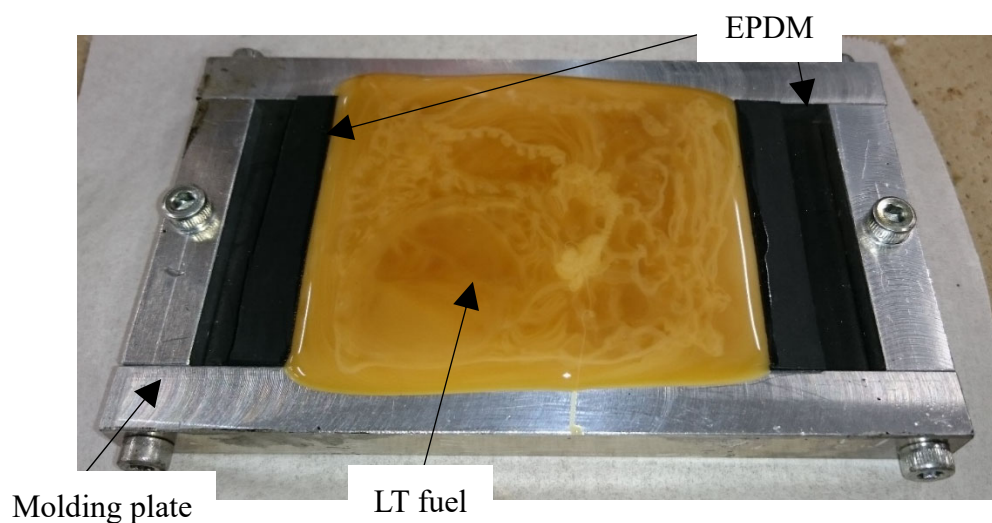


Figure B.9 The melted LT#460 fuel after poured into the molding board and EPDM rubber.

- ⑥ 硬化した試験片を成型治具から取り外し，半分に切断する(Figure B.10).

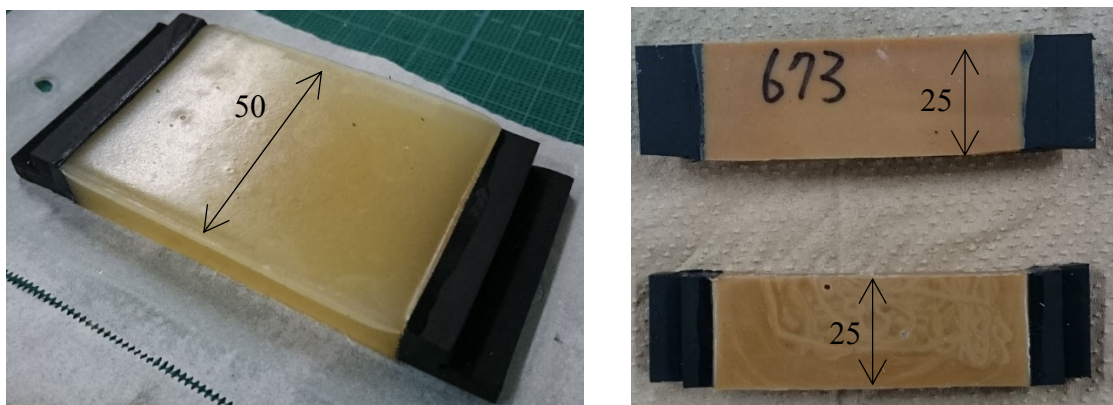


Figure B.10 Specimen for the adhesion test. (Left: molded specimen, Right: specimen cut in half)

B.3 100~1.5kN 級モータの LT 燃料成型方法

3 章～5.3 章までで実施した燃焼実験では，LT 燃料を燃焼室もしくは，燃料カートリッジ内に円筒状に成型した．成型手順は以下の通りである．

- ① 成型治具を組み立て，恒温槽内に入れる．
- ② 燃料及び成型治具，燃料カートリッジを恒温槽内で 100～120[°C]に加熱する(Figure B.11).



Figure B.11 LT fuels in thermostatic oven. (Left: before, Right: after)

- ③ 成型治具に LT 燃料を流し込む(Figure B.12). 概念図を Figure B.13 に示す．

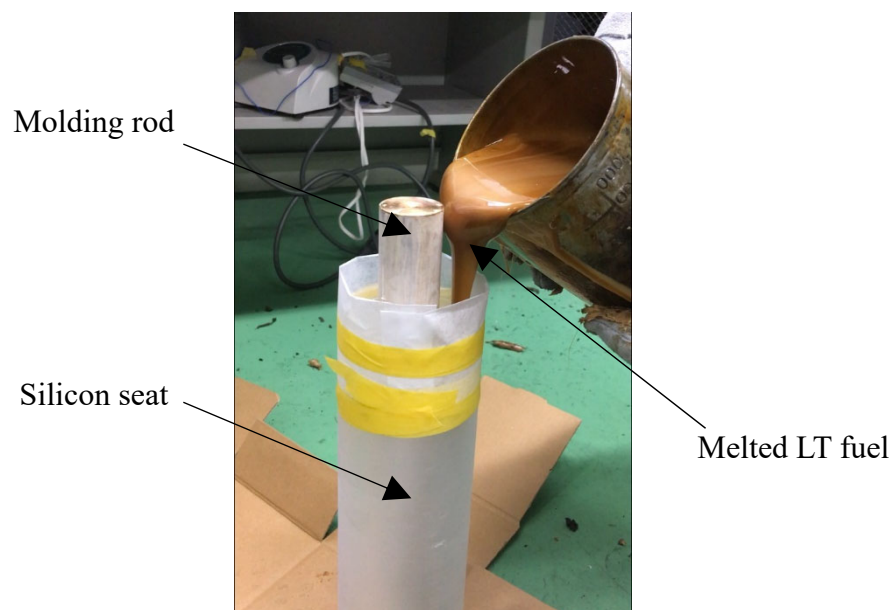


Figure B.12 The melted LT fuel during poured into the fuel cartridge.

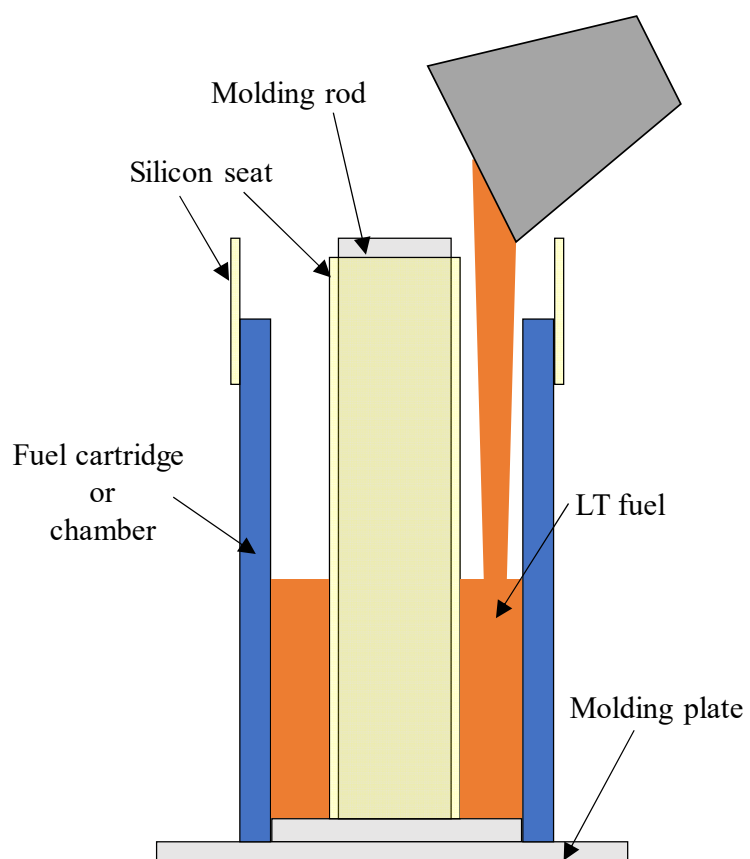


Figure B.13 Schematic diagram of LT fuel molding.

- ④ LT 燃料が流し込まれた治具を恒温槽に戻し，約半日徐冷する。
- ⑤ 硬化後，LT 燃料を成型治具から取り外す。
- ⑥ 燃料カートリッジのシリコンシートを剥がし，燃料カートリッジからあふれている分の LT 燃料を切断する．これは，熱収縮による LT 燃料の端面の凹みを抑制するためである。
- ⑦ 燃料両端面にエポキシ樹脂を塗布する．これは，端面の燃焼を防止するためである．⑤～⑦の手順の概念図を Figure B.14 に示す。

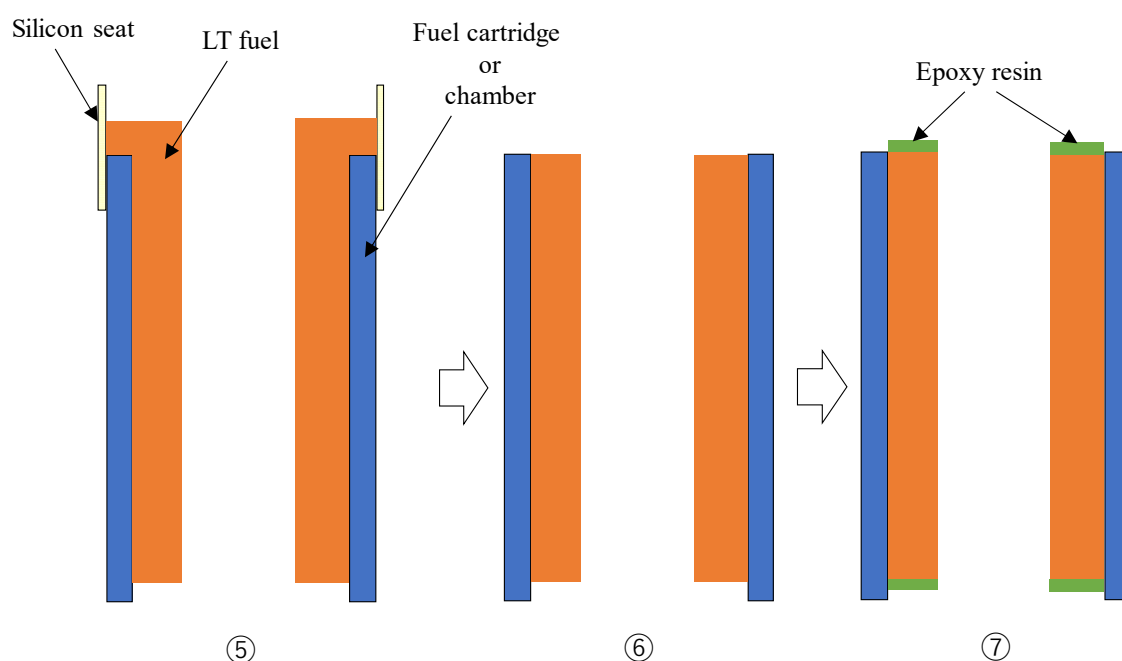


Figure B.14 LT fuel end face treatment procedure.

B.4 5kN 級モータの燃料成型方法

5.4 章で実施した 5kN 級ハイブリッドロケットモータの燃焼実験に使用した LT#460 燃料は燃料カートリッジ内に円筒状に成型した。成型手順は以下の通りである。

- ① 型善(株)製 LT 燃料充填器(Figure B.15)に LT#460 を投入し，120[°C]で溶融させる。



Figure B.15 The LT fuel charger made by Katazen corporation.

- ② 成型治具を組み立て、心棒及び燃料カートリッジにシリコンシートを貼る.
- ③ 燃料カートリッジ外周に断熱材を貼る.
- ④ LT 燃料充填器のポンプを ON にし、燃料カートリッジ内に LT#460 を流し込む. 概念図を Figure B.16 に示す.

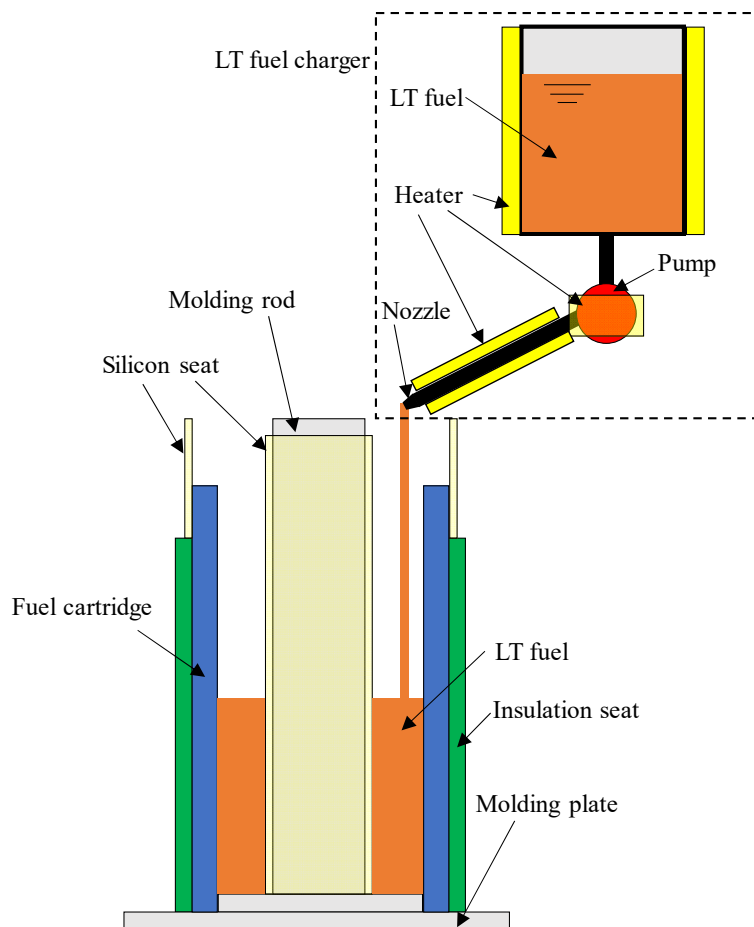


Figure B.16 Schematic diagram of LT fuel molding of 5kN class motor using the LT fuel charger.

- ⑤ 硬化するまで約半日放置する。
- ⑥ 硬化確認後，LT 燃料を成型治具から取り外す。
- ⑦ 燃料カートリッジのシリコンシートを剥がし，燃料カートリッジからあふれている分の LT 燃料を切断する．これは，熱収縮による LT 燃料の端面の凹みを抑制するためである。
- ⑧ 燃料両端面にエポキシ樹脂を塗布する．これは，端面の燃焼を防止するためである．⑦～⑧の手順は Figure B.14 と同様である。

C. ANSYS による FEM 解析

本研究では、サイバーネットシステム株式会社 ANSYS Workbench 19.0 (ANSYS Mechanical Enterprise)を使用した。

C.1 長緩和時間におけるせん断緩和弾性率の実験による

補間

2.4.1 章で示した通り、引張試験から得られた緩和時間と緩和せん断弾性率 (Figure 2.35)では、約 1 カ月間の保管を想定した解析条件を実施することができない。そこで、LT#460 燃料を 40[°C]環境下で保管し、実際の変形量と合致するように緩和時間 $10^7 \sim 10^{10}$ [s]における緩和せん断弾性率を補間した。

B.4 章と同様の方法で、外径 212[mm]、内径 172[mm]、長さ 300[mm]のエスロンパイプに流し込み、外径 172[mm]、内径 60[mm]、長さ 300[mm]の燃料を成型した。これは、5.4 章に示した 5 kN 級ハイブリッドロケットモータに使用する LT#460 の燃料長さを半分にしたものである。そして、成型した燃料を光洋サーモシステム株式会社製恒温槽に Figure C.1 のように横置きで入れ、40[°C]の温度下で二週間保管し、この時の燃料の変形量を計測した。Table C.1 に成型時の計測値を示す。

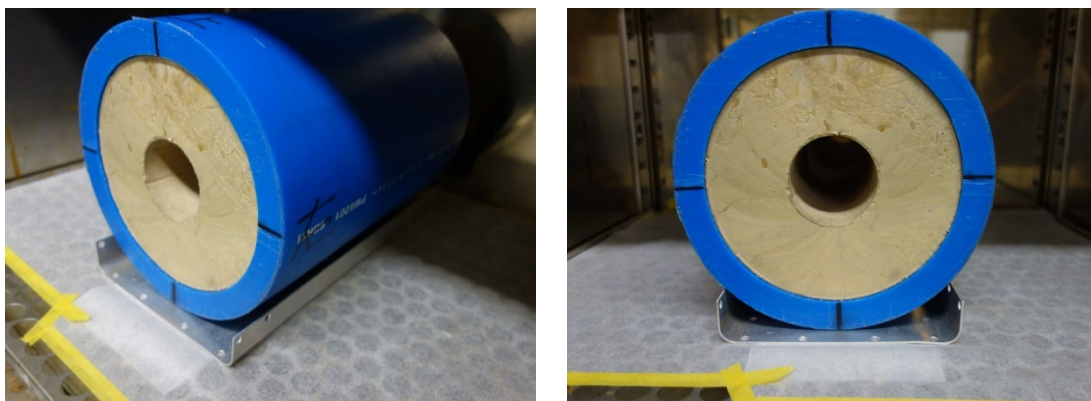


Figure C.1 LT fuel for thermostatic test in thermostatic oven.

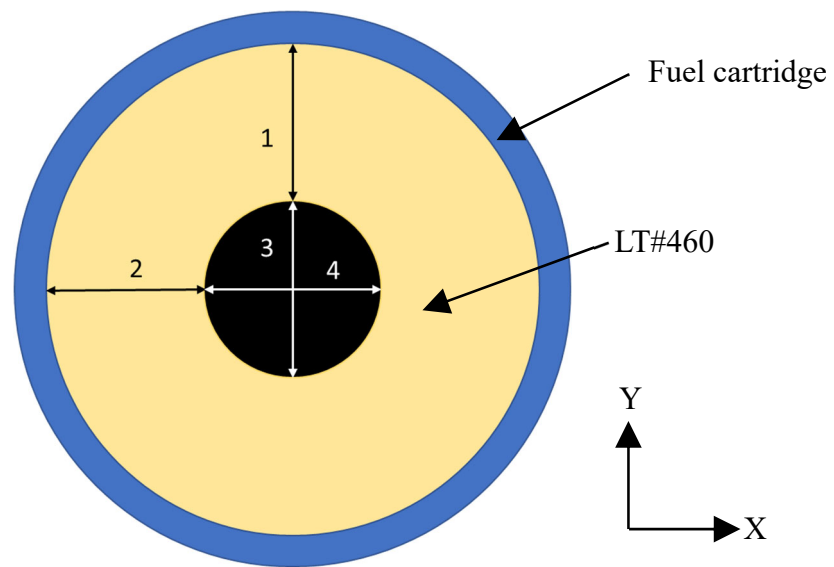


Figure C.2 Deformation measurement points on fuel end face.

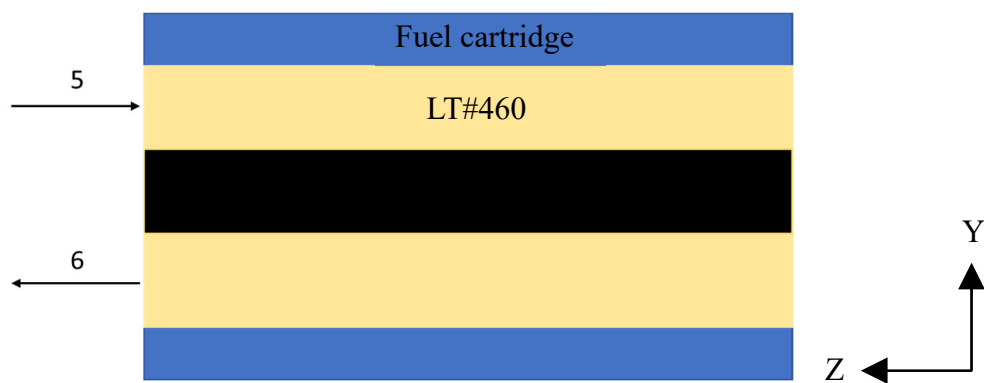


Figure C.3 Deformation measurement points on fuel cross-section.

Table C.1 Initial dimension of each measurement point.

Point	Dimension [mm]
1	57.202
2	60.108
3	56.772
4	60.112
5	0
6	0

Autodesk Inventor 2017 で作成した，エスロンパイプを模した外径 212[mm]，内

径172[mm]の円筒を剛体とし、これにLT#460を模した外径172[mm], 内径60[mm], 長さ300[mm]の円筒を挿入した解析モデルに対して、Table C.2 に示す条件で解析を実施した。40[°C], 横置き, 重力加速度9.81[m/s²]の条件下で、1, 2週間の想定時間で解析を行い、実測で最も変形量の大きな燃料上側凹み部分の変形量と解析で得られたZ軸方向の最大変形量を比較した。解析モデルをFigure C.4, C.5に示す。

Table C.2 Analysis case parameters.

Case	Temp. [°C]	Accel. [m/s ²]	Pressure [MPa]	Gravity direction	Duration times
AP. 1	40	9.81	0	Radial	168 [h]
AP. 2	40	9.81	0	Radial	336 [h]

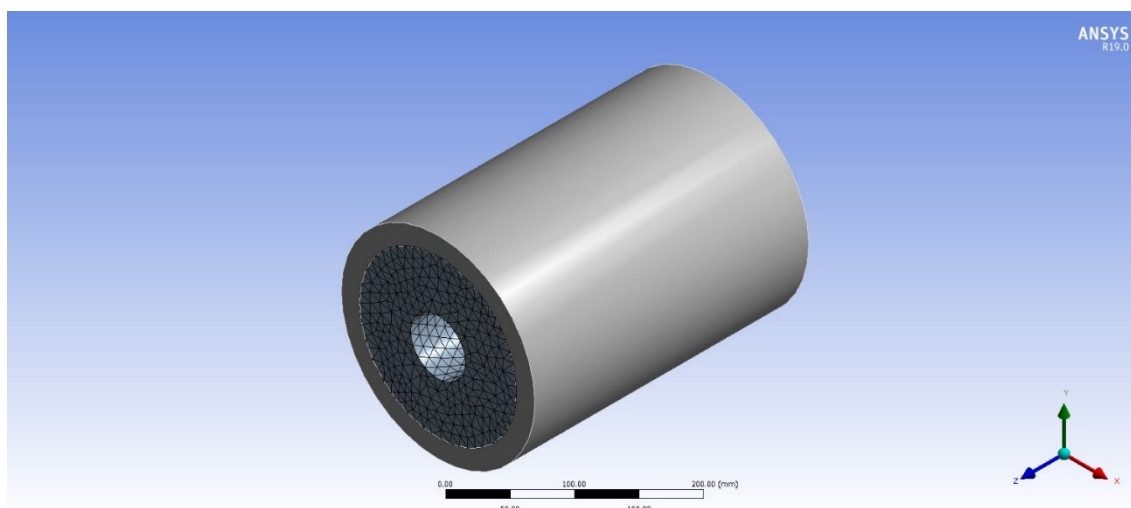


Figure C.4 Diagonally view of the analysis model.

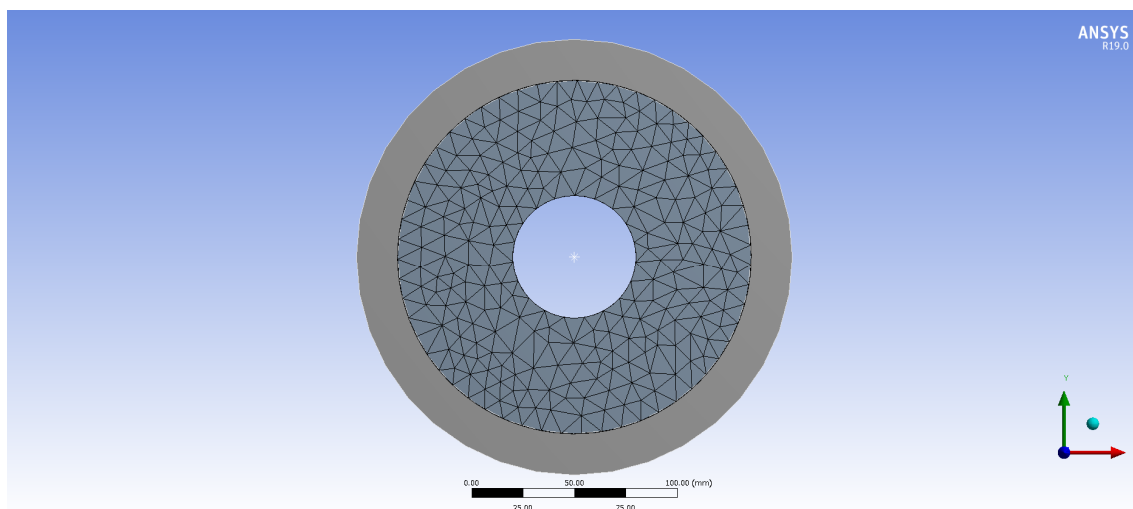


Figure C.5 Front view of the analysis model.

Table C.3 に解析条件を示す. Table C.3 に示すサブステップは, 想定時間に対する計算の回数を示すものである. 本節の解析では, 1 週間は 604,800[s]であり, 初期サブステップは 1,000,000 なので, 計算開始直後は 0.6048 秒毎に計算を行うことを示す. また, 最小サブステップは 10 であり 60480 秒毎より大きな時間の解析は行われず, 最大サブステップは 10000000 であるから 0.648 秒毎より小さい時間の解析は行われない.

Table C.3	Analysis conditions.
Initial sub step	1,000,000
Minimum sub step	10
Maximum sub step	1,000,000

FEM による近似解が実際の解に比べて極端に硬く評価されてしまう現象をロッキングと呼ぶ. これにより, 精度を劣化させるだけではなく, 収束性にも悪影響を及ぼすこともある. また, FEM における精度向上の基本であるメッシュの細分化を行ったとしても, ロッキングの改善は期待できず, 問題をさらに難しくしている. 低次要素を用いて, 細長い構造物の曲げ変形を求める際, 表現できる節点の動きが少なすぎるために硬く評価されてしまう現象をせん断ロッキングという. これは, 内部的に偽りのせん断ひずみが生じることにより, 変形に対しより大きなエネルギーが必要となってしまうことが原因である⁸⁴⁾. したがって,

燃料保管時の変形は，上部が縮み下部が伸びる曲げ変形であることから，メッシュ形状は四面体の二次要素とした．二次要素では，節点と節点を繋ぐ辺の中心に節点で作られ，一次要素と比較して解析時間は延びるが精度の高い解析結果が得られる．四面体における一次要素と二次要素の違いを Figure C.6 に示す．

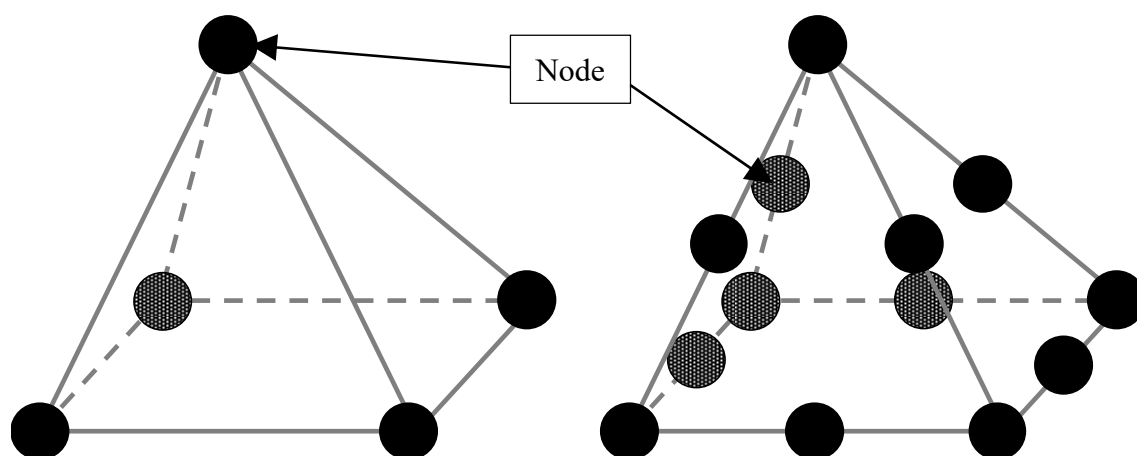


Figure C.6 Left: first order element, Right: second order element.

前述のとおり，一般的にメッシュの細分化により，解析値と実測値の誤差は小さくなるが，その分，解析時間に多くの時間を要することになる．Table C.4 と Figure C.7 に，一週間，40[°C]，横置きで条件でメッシュサイズの違いによる軸方向の最大変形量の解析結果を示す．

Table C.4 Analysis results of mesh size, deformation and analysis time.

Mesh size [mm]	Maximum axial deformation [mm]	Element number	Analysis time [h]
200	0.46278	459	0.003056
100	0.50987	518	0.003333
50	0.45622	886	0.006667
20	0.58626	7,351	0.049167
15	0.57740	16,887	0.128889
10	0.58534	54,514	0.613611
5	0.57941	429,273	17.11

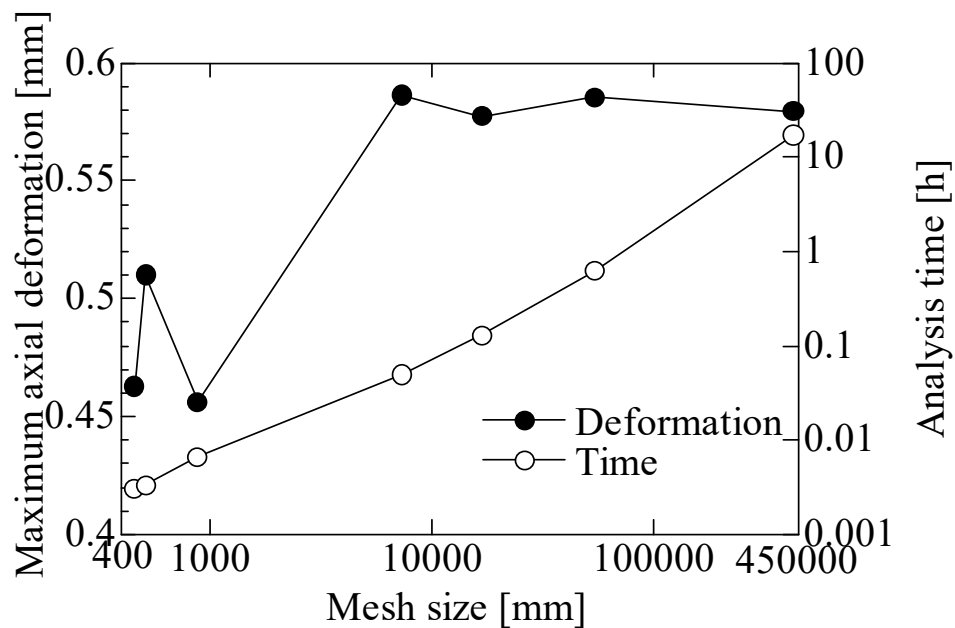


Figure C.7 Relationship between of mesh size, maximum axial deformation and analysis time.

要素数 10,000 個前後から，軸方向変形量の値の差は小さくなっている．メッシュサイズ 10[mm]と 5[mm]を比較すると，軸方向変形量の差は，約 0.7[%]である．それに対して，解析時間の差は，約 28 倍である．解析時間に対する変形量の誤差を考え，本検討では，メッシュサイズを 10[mm]とした．

Table C.5 に 1 週間保管後の各ポイントの実測変形量及び変形量を示す．Table C.6 に 2 週間保管後の各ポイントの実測変形量及び変形量を示す．

Table C.5 Dimension and deformation of each point after one week storage.

Point	Dimension [mm]	Deformation [mm]
1	57.59	0.388
2	60.42	0.312
3	56.50	-0.272
4	60.28	0.168
5	2.864	-2.864
6	1.102	1.102

Table C.6 Dimension and deformation of each point after two week storage.

Point	Dimension [mm]	Deformation [mm]
1	58.60	1.398
2	60.65	0.542
3	56.34	-0.432
4	60.69	0.578
5	3.940	-3.940
6	1.730	1.730

Figure C.8 に保管時間と軸方向最大変形量の関係、Table C.7 に各時間における実測値と解析値の比較を示す。Figure C.8 から、時間経過と共に FEM 解析による変形量変化が小さくなることが分かる。また、実測値も同様の傾向となっている。Table C.7 から、1 週間における誤差が約 8.8[%]、2 週間における誤差が約 2.7[%]となっており、軸方向最大変形量の傾向を捉えることが出来ていると判断した。また、補正後の緩和時間と緩和せん断弾性率の関係を Figure C.9 に示す。この値を FEM ソフトに入力し解析を実施した。

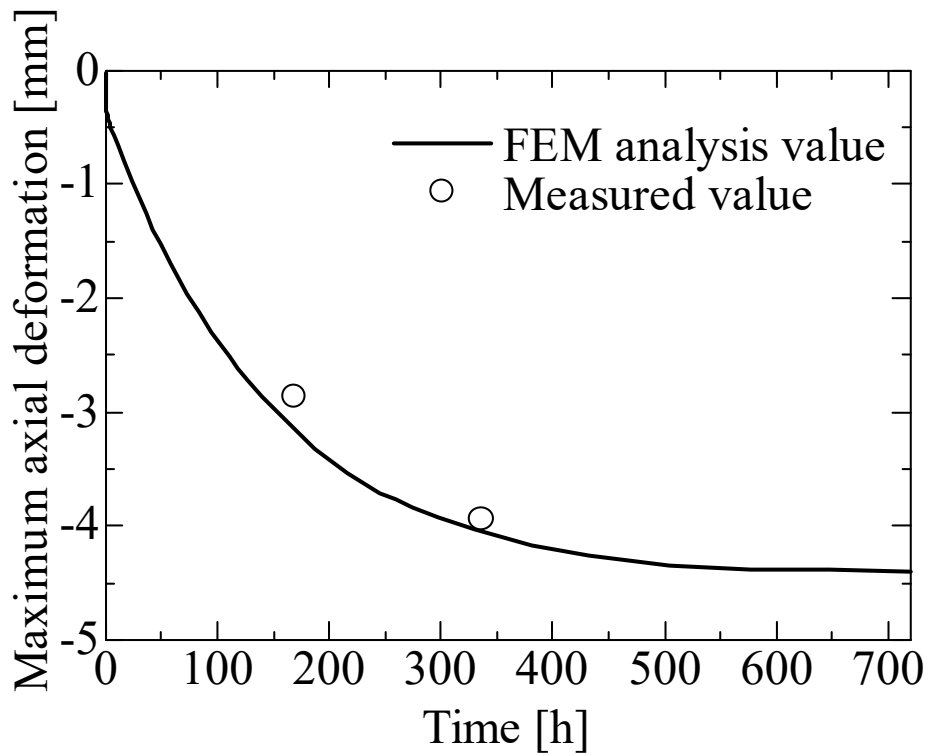


Figure C.8 Relationship between of storage time and maximum axial deformation (at point 5).

Table C.7 Comparison between analysis value and measured values of maximum axial deformation.

	One week	Two weeks	One month
Measured value[mm]	-2.864	-3.940	-
FEM analysis value[mm]	-3.142	-4.049	-4.394
Error [%]	8.833	2.711	-

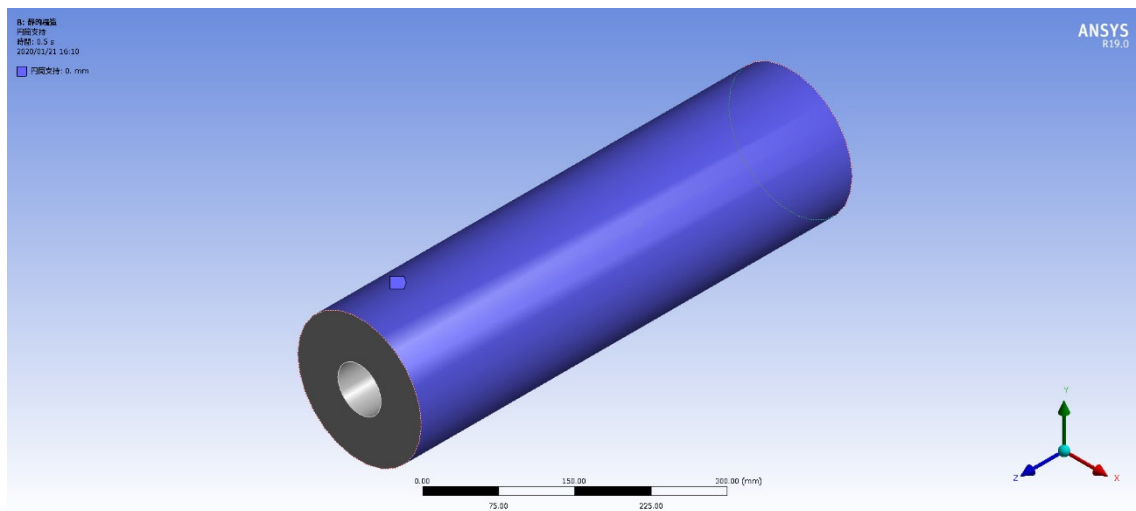


Figure C.10 Fuel support surface in Chapter 2.

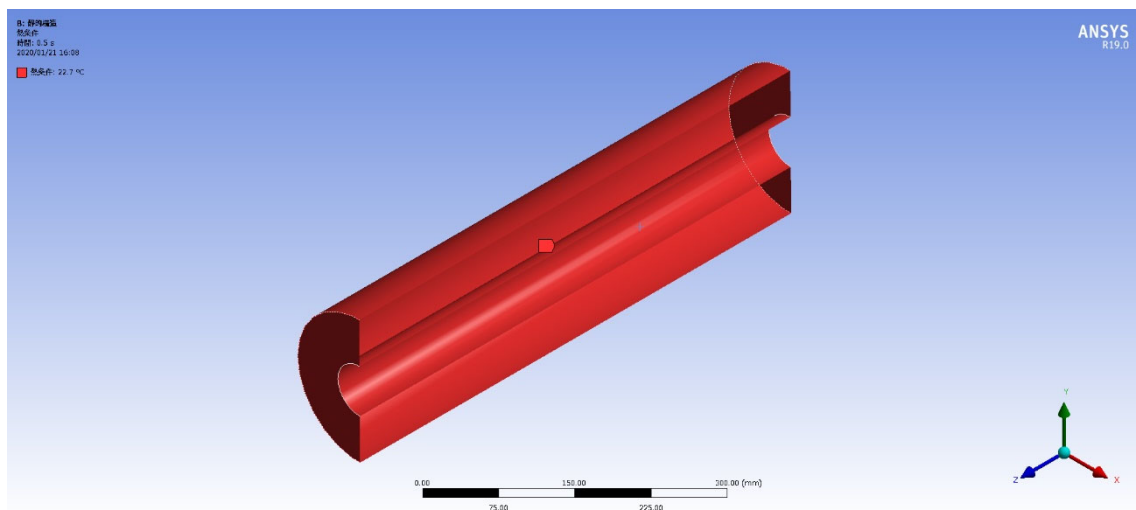


Figure C.11 Temperature conditions in Chapter 2.

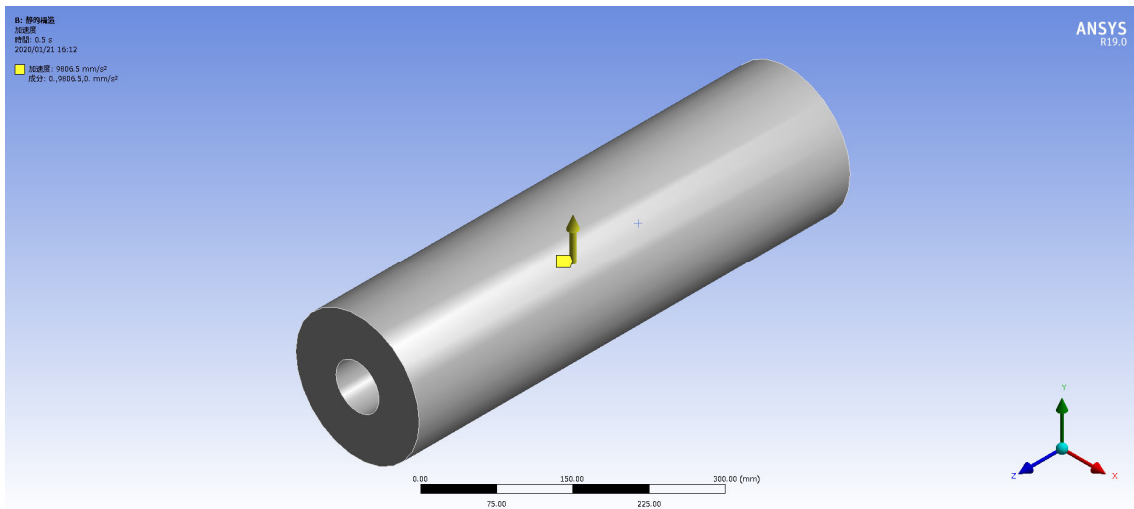


Figure C.12 Specific gravity in Chapter 2.

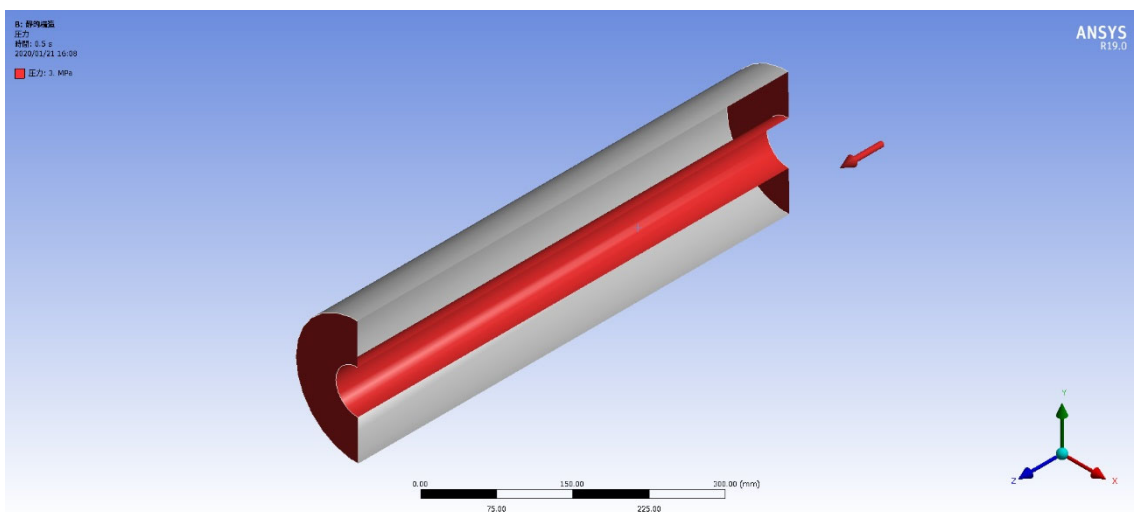


Figure C.13 Chamber pressure 3MPa on fuel surface in Chapter 2.

D. 燃焼実験データ解析手法

燃焼実験時における主な計測項目は、チョークオリフィス上流の酸化剤圧力、酸化剤温度及び燃焼室圧力、推力、焼損する PMMA 製カートリッジ、EPDM ゴム、LT 燃料、点火用燃料、ベークライト等の燃焼前後の質量である。質量計測には 1/100[g]まで測定可能な電子量り、ノズルスロート径の測定には 1/1000[mm]まで測定可能な万能投影器(Figure C.1)を用いた。燃焼時間についての定義を Figure C.2 に示す。燃焼開始の定義は燃焼室圧力もしくは推力の最大値の 10[%]となった時間である。燃焼室圧力を計測していない場合のみ推力を用いて燃焼時間を求めた。また、燃焼終了時間は燃焼室圧力が下がる前後の近似直線が為す角の 2 等分線が燃焼室圧力と時間のグラフと交わった箇所である。実験データの電氣的ノイズ等が大きい場合は、生データの 10 点平均を取ったもので燃焼時間を判定した。これは、ノイズによる燃焼時間の不明瞭さを除去するためである。以上の項目から式(D.1~D.15)を用いて各パラメータを求めた。燃焼前後の燃料の質量差から燃焼後の拡大した燃料内径を計算し、平均燃料後退速度を算出している。また、平均酸化剤質量流束は燃焼前後の燃料内径の平均値で評価した。以下に、各性能評価パラメータの算出方法を記述する。



Figure D.1 Profile projector

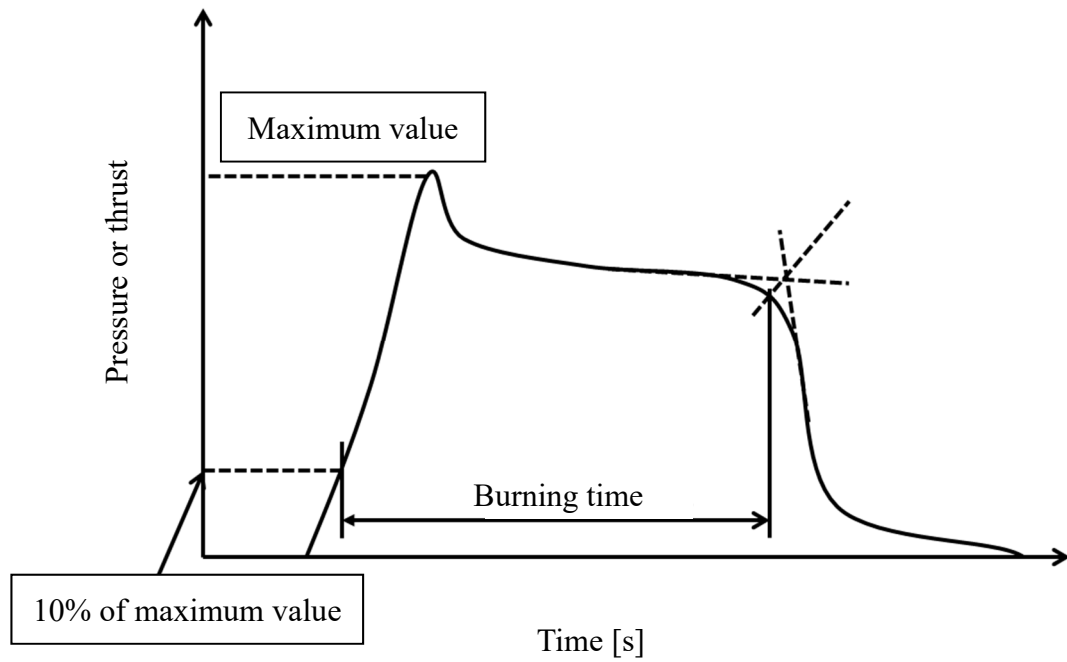


Figure D.2 Definitions of the burning time.

燃焼後燃料ポート半径 r_2 の求め方

$$r_2 = \sqrt{\frac{\Delta m_f}{\pi \rho_f L_f} + r_{port}^2} \quad (D.1)$$

平均燃料後退速度 \bar{r} [mm/s]の求め方

$$\bar{r} = \frac{r_2 - r_{port}}{t_b} \quad (D.2)$$

平均燃料ポート半径 \bar{r}_{port} の求め方

$$\bar{r}_{port} = \frac{r_2 + r_{port}}{2} \quad (D.3)$$

平均燃料ポート断面積 \bar{A}_{port} の求め方

$$\bar{A}_{port} = \pi \bar{r}_{port}^2 \quad (D.4)$$

平均酸化剤圧力 \bar{P}_{ox} 及び平均燃焼室圧力 \bar{P}_c [MPa]の求め方

$$\bar{P} = \frac{\int_0^{t_b} P(t) dt}{t_b} \quad (D.5)$$

酸化剤が GOX の場合の酸化剤特性排気速度 C_{ox}^* [m/s]の求め方

$$C_{ox}^* = \sqrt{\frac{1}{\gamma_{ox}} \left(\frac{\gamma_{ox} + 1}{2} \right)^{\gamma_{ox} + 1} / \gamma_{ox} - 1} \frac{R}{\bar{m}_{ox}} T_{ox} \quad (D.6)$$

酸化剤が GOX の場合の平均酸化剤質量流量 \bar{m}_{ox} [kg/s]の求め方

$$\bar{m}_{ox} = C_d \frac{A_{or} \bar{P}_{ox}}{C_{ox}^*} \quad (D.7)$$

酸化剤が N₂O の場合の平均酸化剤質量流量 \bar{m}_{ox} [kg/s]の求め方

$$\bar{m}_{ox} = C_d A_{or} \sqrt{2 \rho_{ox} (P1_{ox} - P2_{ox})} \quad (D.8)$$

ここで、 $P1_{ox}$ [MPa]はオリフィス上流の酸化剤圧力、 $P2_{ox}$ [MPa]はオリフィス下流の酸化剤圧力である。実験によっては $P2_{ox}$ を測定しない場合があった。その場合は P_c を用いた。また、N₂O は高い蒸気圧を有しており、温度、圧力によって密度が変化する。Figure C.3 に圧力と密度の関係を示す。この曲線は、

$$\begin{aligned} \rho_{ox} = & -0.0261 P1_{ox}^6 + 0.2596 P1_{ox}^5 + 0.8849 P1_{ox}^4 - 20.452 P1_{ox}^3 + \\ & 95.642 P1_{ox}^2 - 248.82 P1_{ox} + 1239.6 \end{aligned} \quad (D.9)$$

で表すことができる。

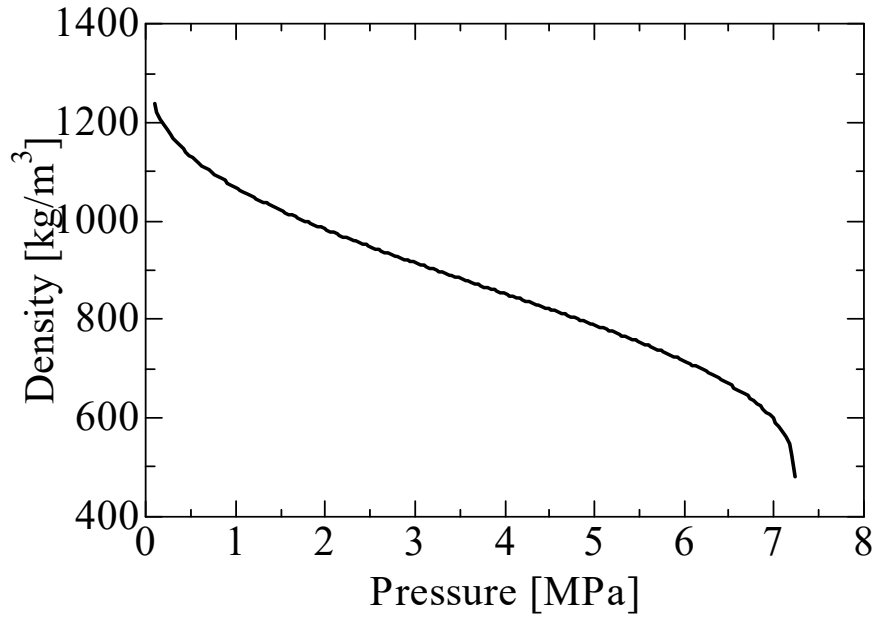


Figure D.3 Relationship between of vapor pressure and density of N₂O.

平均酸化剤質量流束 \bar{G}_{ox} [kg/m²s] の求め方

$$\bar{G}_{ox} = \frac{\bar{m}_{ox}}{\bar{A}_{port}} \quad (D.10)$$

平均燃料質量流量 \bar{m}_f [kg/s] の求め方. 燃料カートリッジやベークライトが焼損している場合は燃焼前後の燃料質量減少 Δm_f [kg] にカートリッジやベークライトの質量減少分も含む.

$$\bar{m}_f = \frac{\Delta m_f}{t_b} \quad (D.11)$$

平均 O/F の求め方

$$\overline{O/F} = \frac{\bar{m}_{ox}}{\bar{m}_f} \quad (D.12)$$

平均推進剤質量流量 \bar{m}_p [kg/s] の求め方

$$\bar{m}_p = \bar{m}_{ox} + \bar{m}_f \quad (\text{D.13})$$

平均比推力 Isp [N-s/kg] の求め方

$$Isp = \frac{\bar{F}}{\bar{m}_p} \quad (\text{D.14})$$

平均特性排気速度 \bar{C}^* [m/s] の求め方

$$\bar{C}^* = \frac{\bar{A}_{tht} \bar{P}_c}{\bar{m}_p} \quad (\text{D.15})$$

燃焼後ノズルスロート半径を r_{n2} とした時の平均ノズルスロートエロージョン速度 \bar{r}_n [m/s] の求め方

$$\bar{r}_n = \frac{r_{n2} - r_{tht}}{t_b} \quad (\text{D.2})$$

E. 燃焼実験装置

第3章及び第4章，第5章で実施した燃焼実験に関して，配管系及び計測・制御系の詳細を本章で示す．

E.1 GOX/LT 燃焼実験装置

3.2章及び4.3.1章で実施した酸化剤にGOXを用いた燃焼実験は同じ配管系及び計測・制御系で行った．これらの燃焼実験は，秋田県産業技術センター及び，秋田大学構内，千葉工業大学構内で実施した．

E.1.1 配管系

Figure E.1 に実験で使用した配管，Figure E.2 に配管図を示す．酸化剤供給系のシステムにはガス酸素ボンベ2本とガス窒素ボンベを1本用いる．燃焼実験では点火用ガス酸素，本燃焼用ガス酸素，消火用窒素の3つのラインが必要である．使用する配管系は，点火用ガス酸素を流す際の弁と本燃焼用酸素を流す際の弁にアクチュエータ付ボール弁を用いている．このアクチュエータ付ボール弁の作動媒体は消火用の窒素であり，点火，本燃焼中はアクチュエータ付ボール弁の作動媒体となり，燃焼後は電磁弁から消火用ガスとして燃焼器内に供給される．点火用，及び本燃焼用ガス酸素の流量はチョークオリフィスにより制御した．ガス酸素流量は約60[g/s]まで調節可能である．

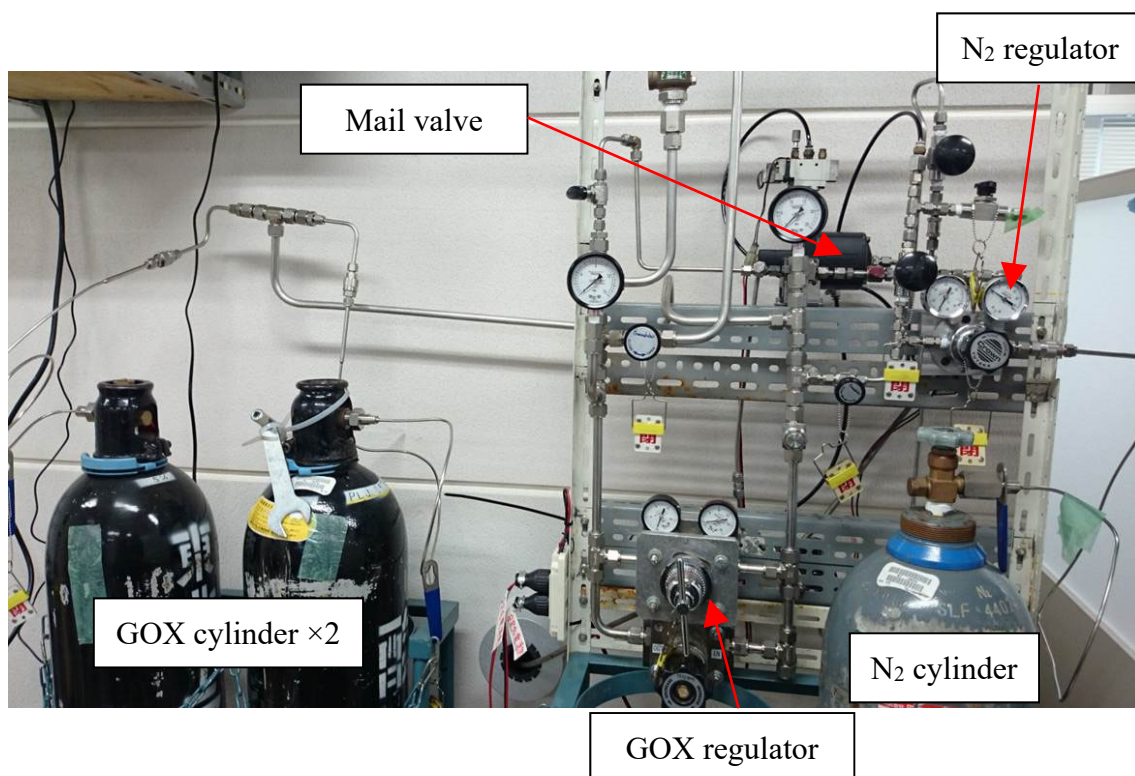


Figure E.1 Photograph of the GOX supply system.

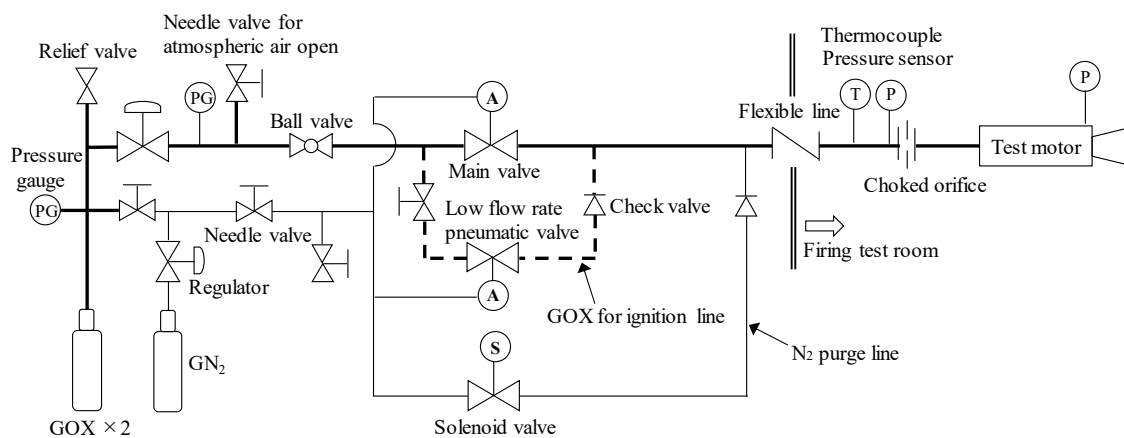


Figure E.2 The GOX feed system diagram.

E.1.2 計測・制御系

酸化剤及び燃焼室圧力の測定には共和電業製小型圧力変換器 PGS-100KA(Figure E.3)を, 推力の測定には共和電業製小型圧縮型ロードセル LMA-A

1kN(Figure E.4), 動ひずみ測定器はミネベヤ株式会社製 DAS-406-B(Figure E.5)を用いた。計測は各センサ, 動ひずみ測定器, マルチファクションデータ収集器(Figure E.6), PC の順に接続し, (米)NATIONAL INSTRUMENTS 社製の LabVIEW 上でデータを収録した。データ計測は全て 1000[Hz]で収録した。



Figure E.3 Small-sized pressure transducer; PGS-100KA.



Figure E.4 Small-sized compression load cell; LMA-A 1KN.



Figure E.5 Dynamic strain amplifier; DAS-406-B.



Figure E.6 Multifunction I/O device; NI USB-6218 BNC.

圧力計の校正は燃焼室圧力計測用圧力計に対して，基準重鎮型圧力計(Figure E.7)を用いて校正した．その後，校正済みの圧力計を用いて，酸化剤圧力用圧力計等を窒素ガスを用いて二次校正した．校正結果例を Figure E.8 に示す．Figure E.8 の場合，校正曲線は式(E.1)になった．

$$P = 0.0025\varepsilon - 0.0067 \quad (\text{E.1})$$



Figure E.7 Dead weight type pressure gauges.

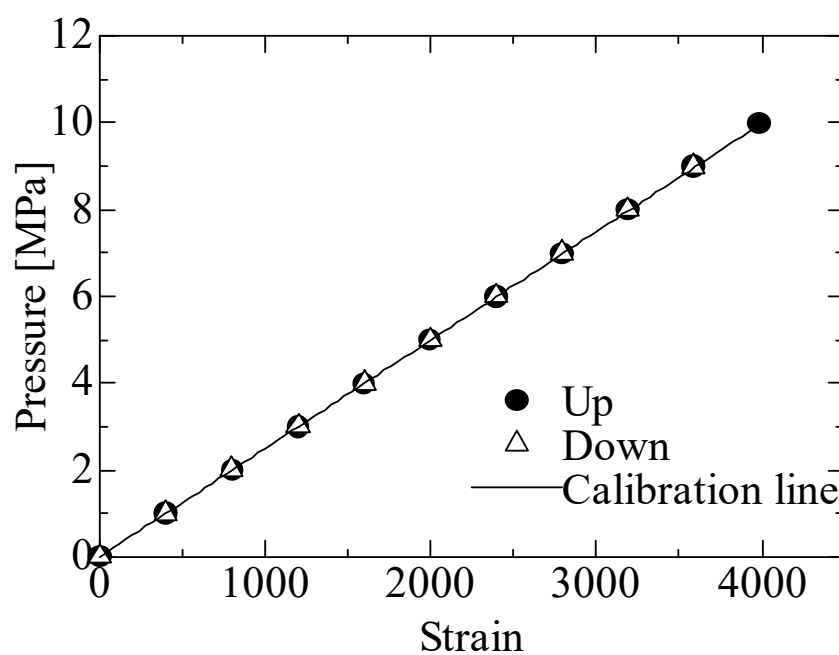


Figure E.8 Example of pressure sensor calibration results.

温度計測には主に線径 1[mm]のシース型 K 型熱電対及び(米)ANALOG DEVICES 社製の零接点補償付きモノリシック熱電対アンプ AD595A を用いた。熱電対，熱電対アンプ，マルチファクションデータ収集器(Figure E.6)，PC の順に接続し，圧力や推力データ等と共に記録した。

酸化剤供給，点火，計測の制御は LabVIEW により行った．TTL 信号によりソリッドステートリレーを制御，電磁弁へ安定化電源より 12[V]DC で給電することによって電磁弁を駆動する．7 個のソリッドステートリレーをまとめたリレーボックスを Figure E.9，回路図を Figure E.10 に示す．PC からの TTL 信号をリレーボックスに送信するにはマルチファクションデータ収集器(Figure E.6)を用いた．

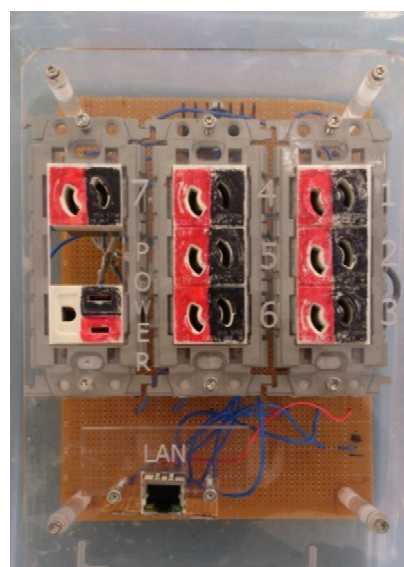
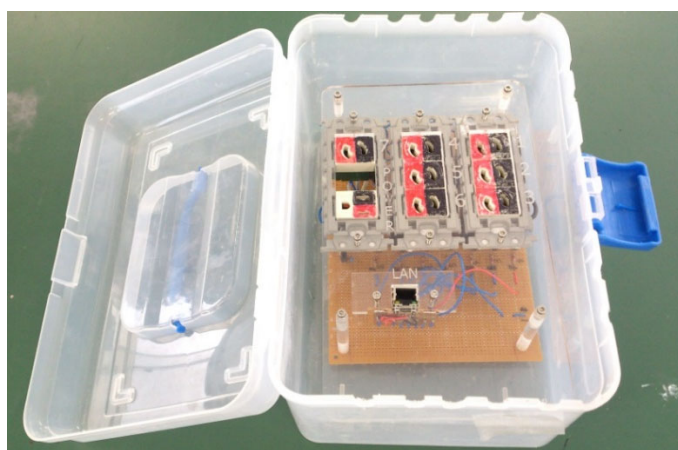


Figure E.9 Relay box.

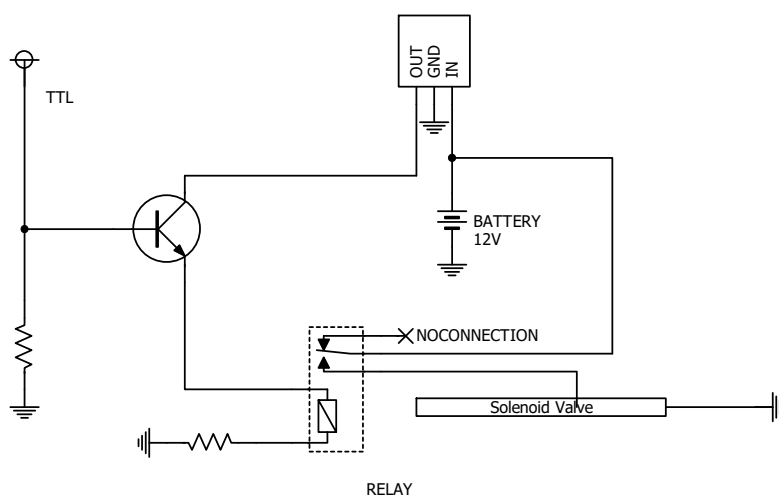


Figure E.10 Relay circuit diagram. (Only solenoid valve one drive)

E.1.3 実験手順

燃焼実験のシーケンス例を Table E.1 に示す． T-10 秒時に計測及びビデオカメラの収録を開始する． 点火 5 秒前からカウントダウンを開始し， $T\pm 0$ で点火する． 光学データから点火を確認すると本燃焼用酸素の供給を開始する． LabVIEW 上で設定した燃焼時間が経過すると自動で本燃焼用酸素の供給が停止され， 同時に消火用窒素が 30 秒間供給される． 供給が停止され， 火炎が完全に消えているのを確認した後， データ及びビデオカメラの収録を停止し， 実験終了となる．

Table E.1 Example of static firing test sequence.

	Ignition sequence	Time [s]
1	Start recoding optical data	T-30
2	Start measurement data recording	T-10
3	Start countdown	T-5
4	Ignition	$T\pm 0$
5	Pull out the ignition wire after confirming ignition	T+3
6	Main valve open	T+5
7	Main valve close	T+8
8	N ₂ purge valve open	T+8
9	N ₂ purge valve close	T+38
10	Measurement and optical data recording end	T+40
11	End of firing test	T+50

E.2 N₂O/LT 燃焼実験装置

3.3 章及び 5.2 章， 5.3 章で実施した酸化剤に N₂O を用いた燃焼実験は同じ配管系及び計測・制御系で行った． これらの燃焼実験は， 秋田県産業技術センター及び千葉県夷隅郡御宿町の千葉工業大学惑星探査研究センター御宿ロケット実験場で行った．

E.2.1 配管系

Figure E.11 に配管図を示す．本供給系には点火用 GOX ボンベ，主酸化剤の N_2O ボンベ，アクチュエータ駆動用の N_2 ボンベを用いた． N_2O ボンベは液体で使用するために倒立させて使用した．

実験装置は酸化剤シリンダ，燃焼器にて構成され，液体の N_2O を充填するために酸化剤シリンダは垂直に立てられており，燃焼器は実験台に固定された直動システム上に固定した．ノズルから N_2O と点火用のガス酸素を供給するためのランチシステム(2 重円管)，及び点火用のスパークワイヤを挿入する．充填時は 2 重円管の中心部から N_2O が酸化剤タンクに供給される．酸化剤タンク内には極細管がシリンダ上部まで伸びており，液体の N_2O がタンク内に満たされると，液体の N_2O が細径管を通り，外部に排出される．その際，白い霧状に見えるため，点火操作者は N_2O の充填を確認することができる．点火時には，2 重円管の外側から燃焼器内にガス酸素が供給され，同時にスパークワイヤによって先端が放電し，燃料の一部がガス化することで燃焼器内に火炎が形成される．十分な火炎が燃焼器内に生成されると，ノズルから火炎が噴出し，2 重円管と燃焼器に固定しているプラスチック製のストラップが焼切れ，2 重円管とスパークワイヤがノズルから抜け，同時に N_2O の供給が開始され燃焼がスタートする．2 重円管とスパークワイヤは，その勢いでガイドレール上を後方へ滑走する．ブローダウンによって N_2O は約 2 秒間燃焼器に供給され液体 N_2O が無くなると燃焼が終了する．このとき，窒素ガス等による消炎作業は実施していない．ランチシステム(2 重円管)を Figure E.12, 2 重円管挿入時の燃焼器断面図を Figure E.13 に示す．

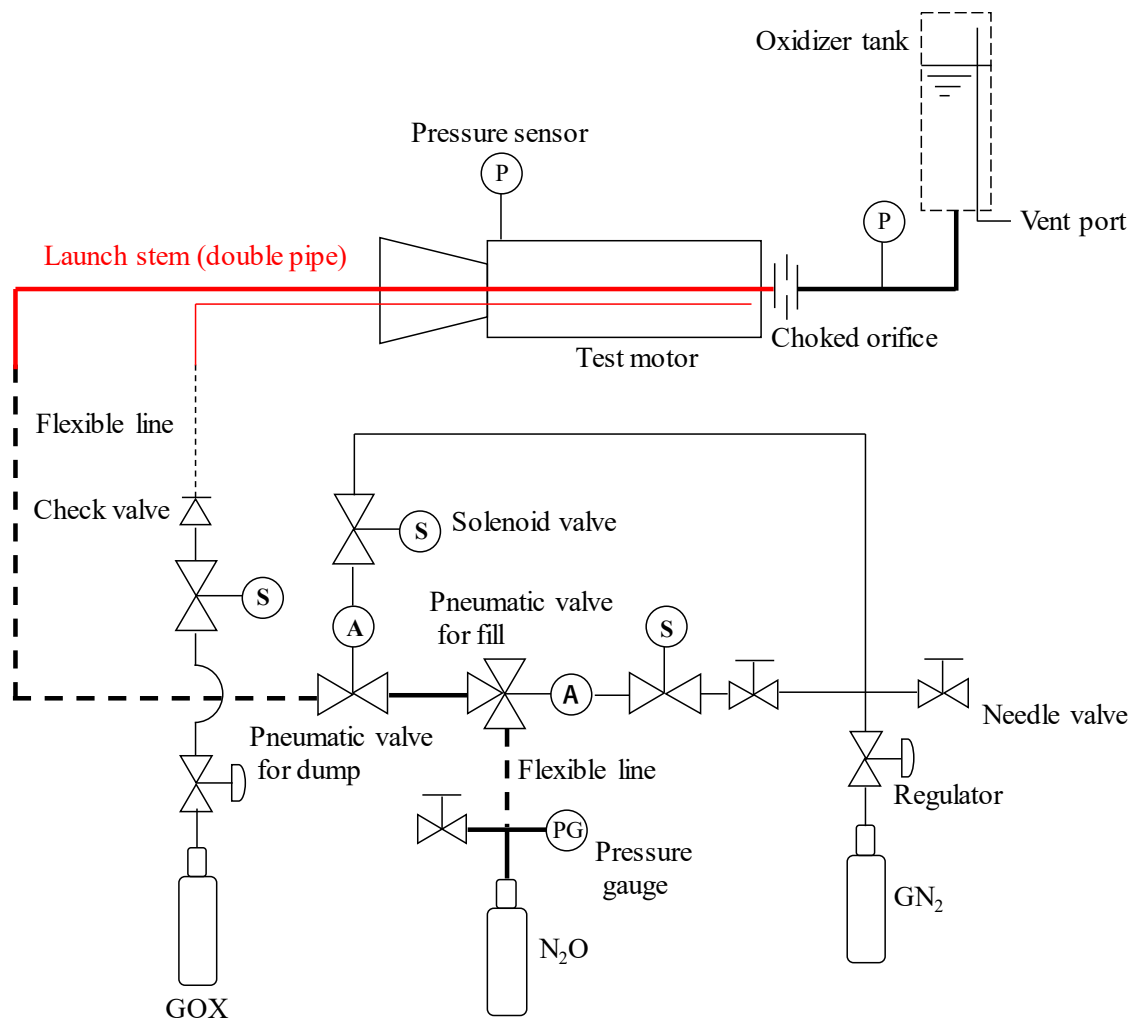


Figure E.11 The oxidizer feed diagram.



Figure E.12 Launch-stem. (Double pipe)

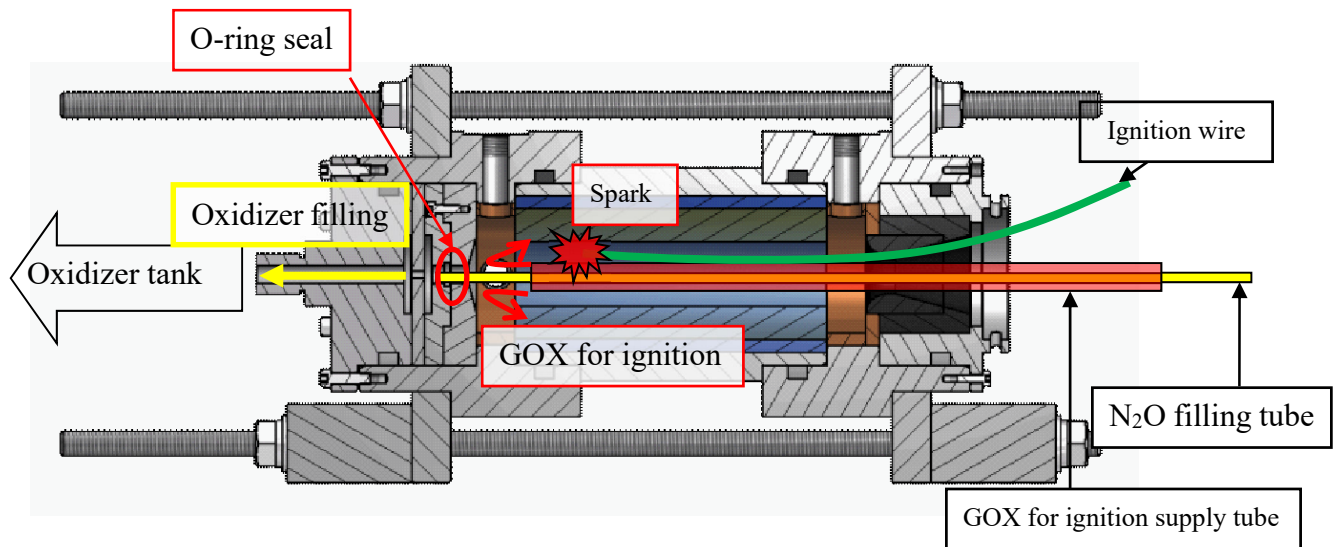


Figure E.13 Cross-section view of test motor before combustion.

4.3.2 章で実施した燃焼実験は、燃焼室内にバッフルプレートを設置した実験であり、ノズルからランチシステム(2重円管)を挿入することが出来ない。この実験の際は Figure E.14 に示す配管系を使用した。主酸化剤である N_2O の供給タイミングはアクチュエータ付きボールバルブで制御した。また、燃焼終了時には N_2 を供給し消火した。

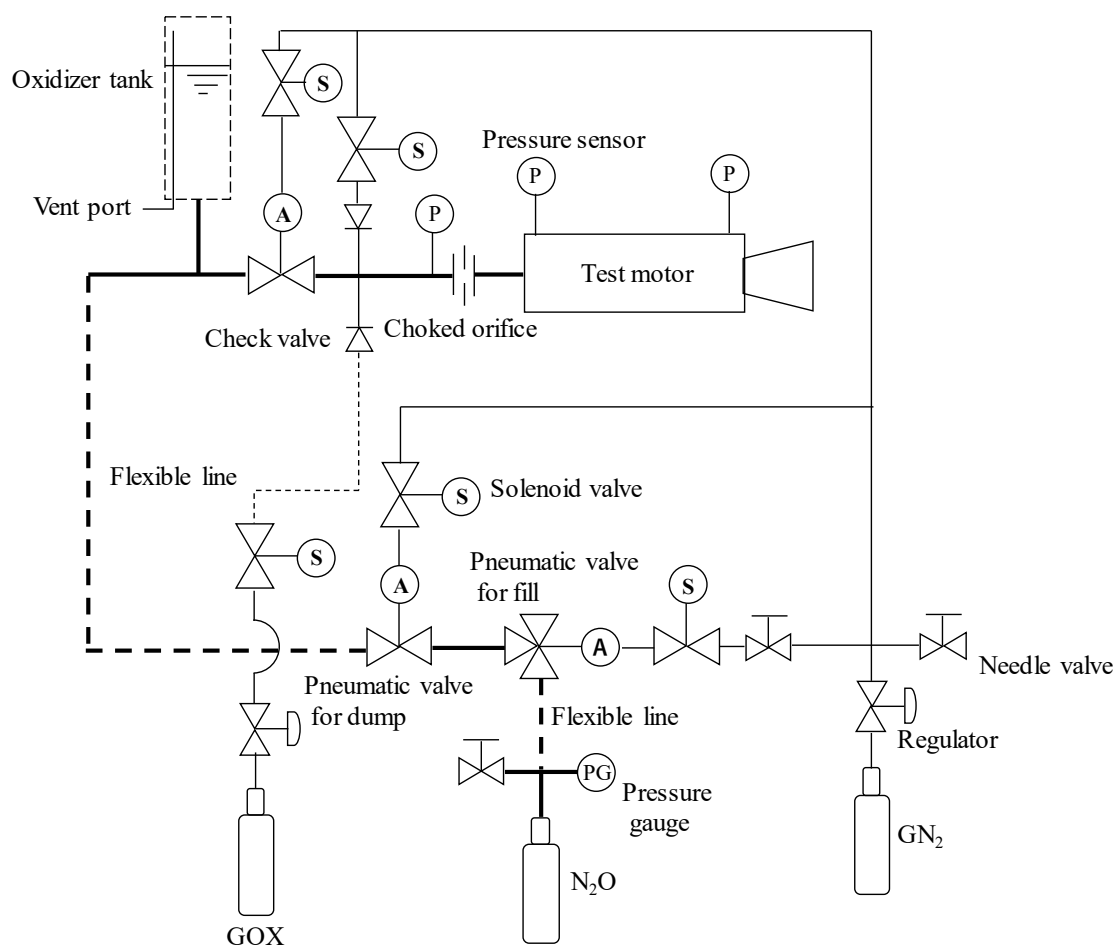


Figure E.14 The oxidizer feed diagram in Chapter 4.3.2.

E.2.2 計測・制御系

計測は、共和電業製コンパクトレコーダ EDS-400A データロガー(Figure E.15)を用いた。測定はEDS-400A を PC と接続し、共和電業製ソフトウェア上でデータ収録を行った。サンプリング周波数は 1000[Hz]である。使用した圧力計及びロードセルは E.1.2 章と同様であり、校正方法も同様である。



Figure E.15 Compact recorder; EDS-400A.

各電磁弁及びイグナイターの制御には株式会社アクトラスが開発した，無線点火システム(Figure E.16)を使用する．MASTER を点火点，SLAVE を射点に設置する．約 300[m]までの通信実験を完了しており，万が一通信が不安定な場合は中継器を使用することで改善が可能である．これはチャンネル 1～6 任意のチャンネルに 5[V]の出力が可能である．無線点火システムの電源は 5V1A モバイルバッテリーを使用する．各電磁弁は 12[V]駆動のため，SLAVE をリレーボックス(Figure E.9)に LAN ケーブルで接続し，各チャンネルのソリッドステートリレーを作動させることにより，カーバッテリーから 12[V]を供給する．またカーバッテリーは電磁弁及びイグナイターの動作による電圧降下を防止するために 2 つのバッテリーを並列に接続する．制御系装置接続図を Figure E.17 に示す．また無線規格を Table E.2 に示す．

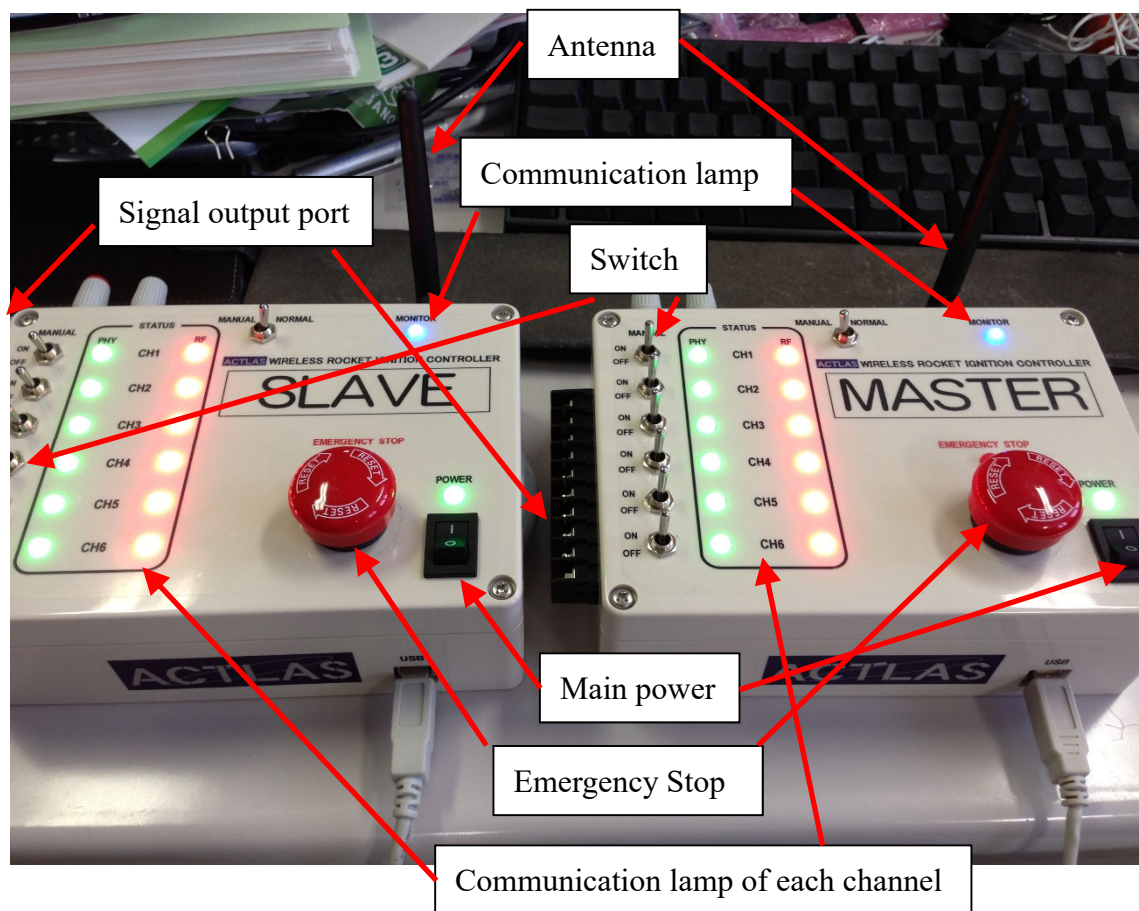


Figure E.16 Wireless ignition system.

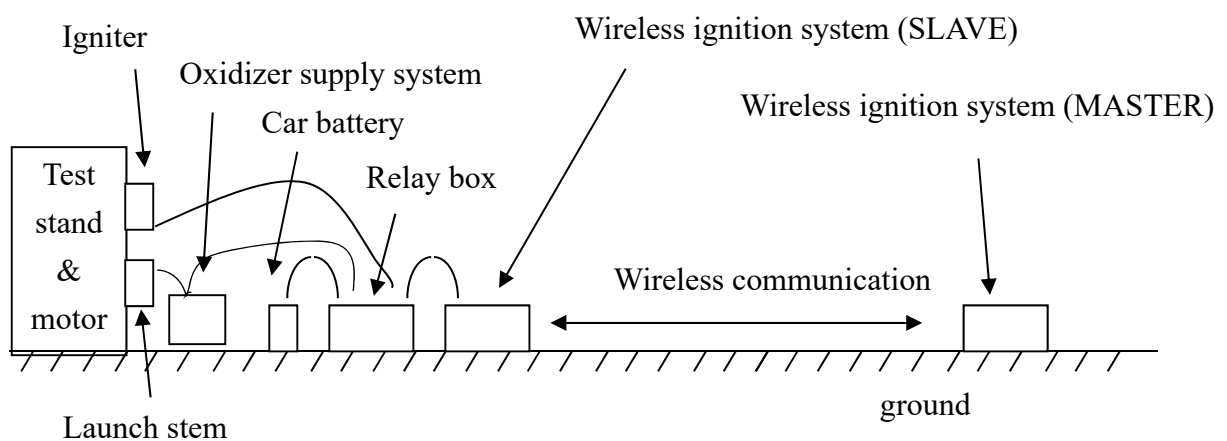


Figure E.17 Control system connection diagram.

Table E.2 Wireless standards.

Model number	ZB S2B
Product name	Xbee Pro
Transmission system	Modulation system: Offset-QPSK Diffusion process: DSSS
Communication system	ZigBee
Wireless communication rate	250 [kbps]
The transmission output	10 [mW]
Communication frequency	2.4 [GHz]
Communication range	100 [m]

E.2.3 実験手順

燃焼実験のシーケンス例を Table E.3 に示す. T-25 秒時に計測及びビデオカメラの収録を開始する. T-20 秒で酸化剤の充填を開始し, 本研究で最もよく用いた 440[cc]の酸化剤タンクの場合約 10 秒間で充填が完了する. 点火 5 秒前からカウントダウンを開始し, $T \pm 0$ で点火する. 約 3 秒間で燃焼器とランチシステムを固定しているバンドが焼き切れ, 本燃焼が開始される. 燃焼終了確認後データ及びビデオカメラの収録を停止し, 実験終了となる. N_2 による消火を行った場合は, 燃焼終了確認後約 30 秒間 N_2 を供給する.

Table E.3 Example of sequence of static firing test using N₂O.

Ignition sequence	Time [sec]
1 Start recoding optical data and measurement	T-25
2 Oxidizer filling started	T-20
3 Oxidizer filling completed	T-10
4 Countdown start	T-5
5 Ignition	T
6 Plastic band burned out, main combustion started	T+3
7 Main combustion end	T+6
8 Measurement and optical data recording end	T+10
9 End of firing test	T+15

E.3 GOX 旋回流型モータ燃焼実験装置

4.2 章で実施した酸化剤である GOX に旋回流を付与した燃焼実験は JAXA 宇宙科学研究所が保有する、宇宙科学研究所あきる野実験施設で実施した。

E.3.1 配管系

Figure E.18 に実験で使用した配管図を示す。酸化剤供給系のシステムにはガス酸素ボンベ 3 本とガス窒素ボンベを 1 本用いる。燃焼実験では点火用ガス酸素、本燃焼用ガス酸素、アクチュエータ駆動用窒素、消火用窒素の 4 つのラインが必要である。使用する配管系は、点火用ガス酸素を流す際の弁と本燃焼用酸素を流す際の弁にアクチュエータ付ボール弁を用いている。このアクチュエータ付ボール弁の作動媒体は窒素であり、点火、本燃焼中はアクチュエータ付ボール弁の作動媒体となり、燃焼後は電磁弁から消火用ガスとして燃焼器内に供給される。点火用、及び本燃焼用ガス酸素の流量はチョークオリフィスにより制御し、コリオリ流量計を用いて流量を計測した。ガス酸素流量は約 140[g/s]まで調節可能である。

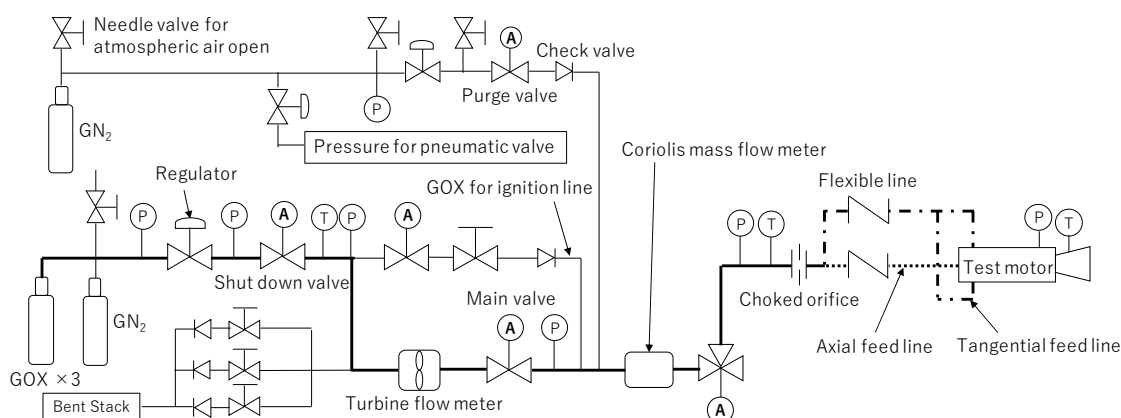


Figure E.18 The oxidizer feed system diagram at Akiruno experiment laboratory.

その他，制御・計測系は参考文献 85)に記載の通りである．実験手順は，秒数の違いはあるが基本的に Table E.1 と同様である．

E.4 5kN 級ハイブリッドロケットモータ燃焼実験装置

4.4 章で実施した酸化剤を N_2O とした 5kN 級ハイブリッドロケットモータの燃焼実験は千葉工業大学惑星探査研究センター御宿ロケット実験場で実施した．

E.4.1 配管系

Figure E.19 に配管図を示す．本供給系には点火用 GOX ボンベ，主酸化剤の N_2O ボンベ×2，アクチュエータ駆動用の N_2 ボンベを用いた． N_2O ボンベは液体で使用するために倒立させて使用した．実験装置は酸化剤タンク，燃焼器にて構成され，液体の N_2O を充填するために酸化剤タンクは垂直に固定されており，燃焼器は実験台に固定された直動システム上に固定した．酸化剤タンク上部には微小穴を有する配管が取り付けられており， N_2O が上部まで充填されると白い霧状で外部に排出され，充填を確認できる．本実験で用いた酸化剤タンクの容量は 30[L]である．実験時の酸化剤圧力を調整するために， N_2O ボンベ及び酸化剤タンクに水道用ホースを巻き付け，内部に温水を循環させることでボンベ及びタンクの温度を調整した．酸化剤タンクから燃焼器までの配管は 1-1/2 インチ配管を用いた．その他の配管径は 1/4 インチである．また，30[L]の酸化剤タンク

内の液面レベルを確認するため、酸化剤タンクと並列になるように液面計を設置した。液面計をカメラでモニタリングすることで液面の位置を確認するとともに、フル充填の必要がない短秒時燃焼実験の際は液面が任意の位置になることを確認し実験を実施した。

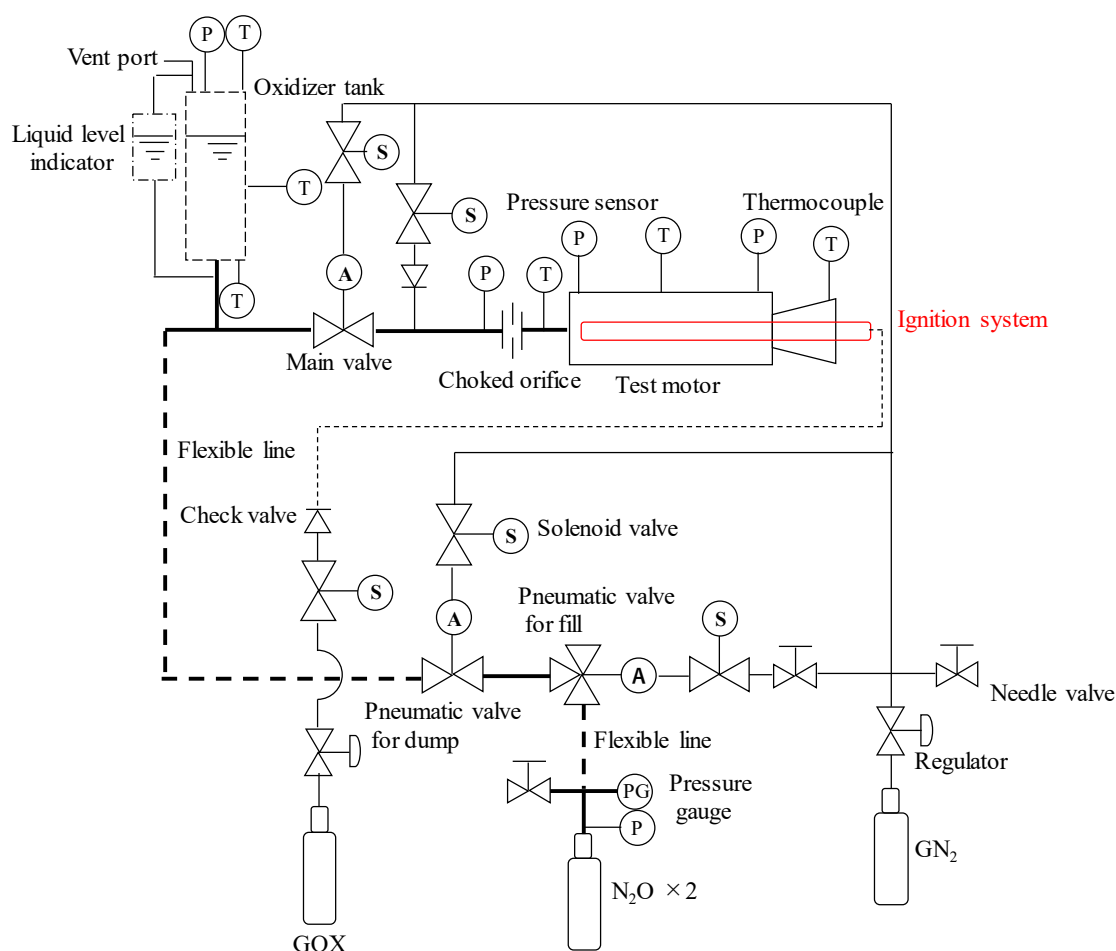


Figure E.19 The oxidizer feed system diagram for the 5kN class firing test.

E.4.2 計測・制御系

本実験では、データ測定に共和電業製 EDX-10 シリーズを使用した。使用した圧力計、熱電対は E.1.2 章で示したセンサと同様である。推力の計測には共和電業製引張圧縮両用型ロードセル LUK-A-10KN 及び LUK-A-20KN を使用した。圧力計及びロードセルから、EDX-10 シリーズまでは 30[m] のたじみケーブルで接続した。本実験では、各センサの公称校正係数を 30[m] 分のケーブル補正をかけた。

たデータを各性能計算に用いた。データの記録は LabVIEW 上で行った。

本実験では NI 製デジタル I/O デバイス USB-6501 を PC に接続し各出力チャンネルを任意のリレーボックスのチャンネルに接続した。PC から LabVIEW を通して TTL 信号が出力され、リレー回路を動作させる。リレー回路には 12[V] カーバッテリーが接続されており、12[V] が各電磁弁に供給されることで電磁弁が動作する。

E.4.3 実験手順

燃焼実験のシーケンス例を Table E.4 に示す。T-55 分時に計測及びビデオカメラの収録を開始する。T-50 分で酸化剤の充填を開始し、フル充填の場合約 50 分間で充填が完了する。点火 5 秒前からカウントダウンを開始し、T±0 で点火する。T+3 秒でメインバルブを開き、本燃焼が開始される。燃焼終了及びメインバルブを閉じた後に約 1 分間消火用 N₂ を供給する。

Table E.4 Example of 5kN class static firing test.

Ignition sequence		Time
1	Sequence and measurement start	T-55 [min]
2	Oxidizer filling started	T-50 [min]
3	Oxidizer filling completed	T-30 [sec]
4	Countdown start	T-5 [sec]
5	Ignition	T±0 [sec]
6	Main valve open	T+3 [sec]
7	End of combustion	T+6 [sec]
8	Main valve close	T+13 [sec]
9	N ₂ purge valve open	T+15 [sec]
10	N ₂ purge valve close	T+75 [sec]
11	Measurement and optical data recording end	T+80 [sec]
12	End of firing test	T+80 [sec]

F. 小型ロケットの打ち上げ場所及び安全対策

第 5 章で実施した小型ロケットの打上実験に関して，打上場所及び実験実施体制，安全対策，落下範囲予測を本章で示す．

F.1 500N 級フライトモータを用いた小型ロケット

5.2.2 章で示した 500N 級フライトモータを用いた小型ロケットの打ち上げは秋田県能代市にある能代宇宙広場(秋田県浅内第三鉱さい堆積場)で実施した．能代宇宙広場では毎年 8 月に全国から大学生らが人工衛星やロケットを持参し競技会を開催し各々の技術力を競う能代宇宙イベントが開催されている⁸⁶⁾．能代宇宙広場での到達上限高度は約 400[m]に設定されており，これは，敷地内でのロケットの回収に無制御のパラシュートを用いた場合，安全に回収できる上限値として設定されている．Figure F.1 に能代宇宙広場の位置図，Figure F.2 に打ち上げ場所の詳細図を示す．打ち上げ場所は鉱さいの捨て場に河川から発生した土砂を入れ，地面が造成されており，発射台を設置することが可能となっている．周囲には防風林としての松林があり，約 1[km]以内には近くに民家や国道などは存在しない．また，風力発電の風車が海岸沿いに設置されているが，東北自然エネルギー株式会社の協力によって実験時には施設賠償保険に加盟することを条件に実験の実施許可が得られている．土地は秋田県が所有しており，短期間の場合には無料で借りることが可能である．実験の実施時には，能代市役所，能代警察，能代消防等に事前連絡を実施する．

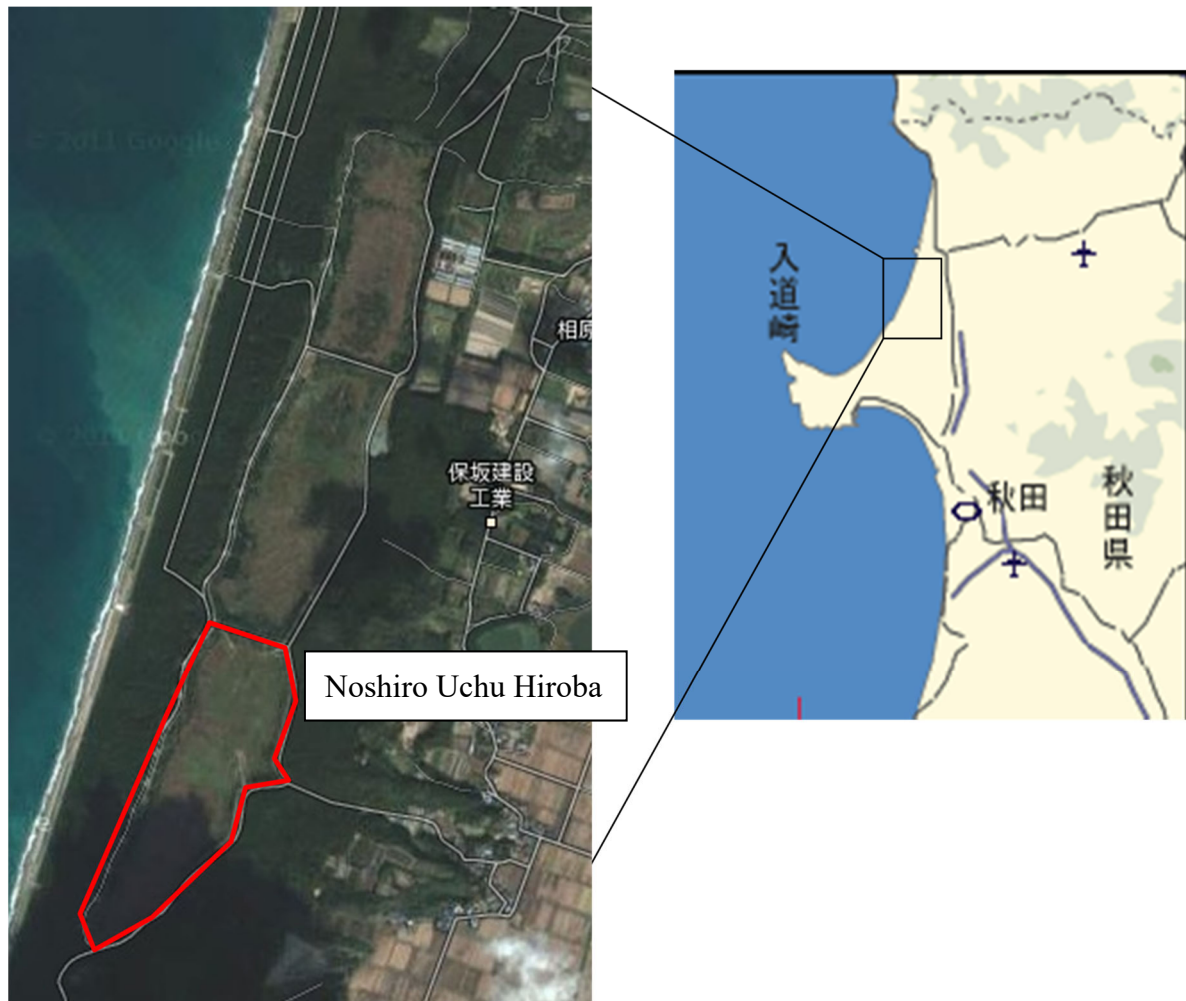


Figure F.1 The “Noshiro Uchu Hiroba” location. (Map data: Google,DigitalGlobe)

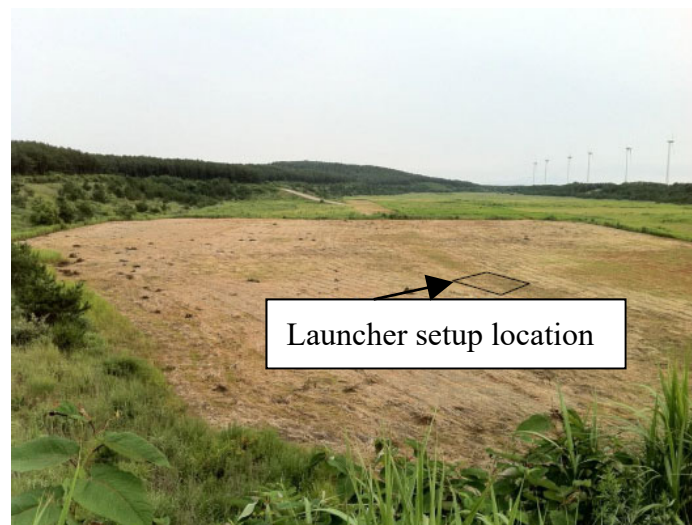


Figure F.2 Launcher setup location.

F.1.1 安全対策と緊急時連絡体制

ロケットの打ち上げ実験には多くの危険が存在し、国が定める法を厳守するのはもちろんのこと、安全に打ち上げ実験が行なえるように自主規制を定め、その規制を守った上で打ち上げ実験を実施した。以下に実験実施条件及び緊急時連絡体制を示す。

- 射点から打ち上げ点火点までの距離：150[m]
- 安全保安距離：200[m]
ロケット打ち上げ時には、ロケット発射点周辺300[m]の点火作業員以外の立ち入りを禁止する。また、一般人のロケット打ち上げ時立ち入り禁止区分として射点より半径200[m]内側は立ち入り禁止とする。また、ロケット落下予測領域への立ち入りも禁止する。
- 風速制限：5[m/s]
- 発射仰角：70[°]
- 立ち入り制限半径：150[m]
打ち上げ時、射点から半径150[m]以内の立ち入りを禁止する。(作業員含む)
- 視界遮断距離に関する制限：
以下の制限を満たしていなければ原則として打上を延期または中止する。ただし、この判断はプロジェクトマネージャ及び指導教員が行う。
- 雨による視界遮断距離制限：
降雨によって目視による1[km]以内の観測が不可能であると判断される総合気象観測装置の単位時間当たりの降雨量が11.3[mm/h]以上を観測した場合打上を中止する。

視程距離 V_l と光波減衰量 σ_d の関係式は

$$\sigma_d = \frac{13}{V_l} \quad (\text{F.1})$$

で示され、10分間降雨降雪量 R_f と光波減衰量 σ_d の関係式は

$$\sigma_d = 4.9R_f^{0.63} \quad (\text{F.2})$$

で示されるの1[km]の視程を確保するためには10分間降雨降雪量が4.7[mm/10min]である必要があり1時間当たりの降雨降雪量に直すと約28.2[mm/h]である。

- 濃霧による視界遮断距離制限：
打ち上げ現場にて濃霧の発生を確認し、飛翔、落下時にロケットを確認するための十分な視界の確保が困難であると判断した場合は打ち上げを延期または中止する。
- 煙による視界遮蔽距離制限：
打ち上げ現場にて煙の発生を確認し、飛翔、落下時及び回収時にロケットを確認するための十分な視界の確保が困難であると判断した場合は打ち上げを延期または中止する。
- 天候による制限：
以下の警報、注意報が発令された場合は原則として打上を延期または中止する。
警報(暴風警報、暴風雪警報、大雨警報、大雪警報、波浪警報、高潮警報)
注意報(強風注意報、風雪注意報、大雨注意報、大雪注意報、雷注意報、濃霧注意報、低温注意報、波浪注意報、高潮注意報)
また、雷を観測した場合はシーケンスを中断し、直ちに高圧ガス関係の元栓を締め、配管を外発射台から遠ざける。もし、日没までに雷雲が通過しない場合は打ち上げ実験を延期する。
- 地震による制限：
発生時、発射台横転の危険性、地上燃焼支援装置周りにボンベがある場合、その場から避難する。地震発生後、ロケット、発射台及び地上支援装置に破損がないか確認する。
- 竜巻による制限：
巻き込まれる危険性があるため、発生後直ちに避難する。

- 気温による制限：
外気温が10℃を大幅に下回る場合は、十分な発射台離脱速度での打ち上げが出来ない恐れがあるため打ち上げを延期または中止する。
- 消化隊：
万が一ロケットが姿勢を崩し火炎を伴いながら地面に落下し、落下地点付近が炎上した場合に備え、射点付近及び着陸予定地までの経路付近に、小型消火器を持った消火隊を待機させ、直ちに消火活動が行なえるようにする。
- 保安要員：
一般の人が立ち入り制限区域(安全保安距離内)に立ち入りらないように保安要員が監視を行う。
- 地元との協力：
その他、地元消防署、警察署、能代港湾事務所から指導仰ぎながら安全対策を行なう。
- 緊急時連絡方法：
現地本部に安全統括責任者を置き、緊急時には能代市役所・能代消防署・能代警察署・地元自治会長に電話にて連絡を入れる。
- 事前説明：
秋田県県庁、能代市、能代港湾事務所に実験計画書を提出。

前日・当日の連絡：能代警察署、能代消防署に打ち上げ 30 分前、及び打ち上げ完了後に電話で連絡を入れる。また、緊急時の連絡体制図を Figure F.3 に示す。

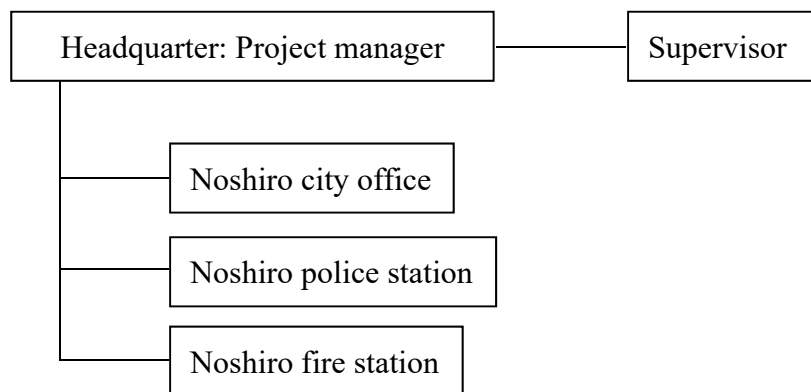


Figure F.3 Emergency contact chart.

F.1.2 落下範囲予測

ロケットの落下範囲は航空宇宙技術研究所(旧 NAL)の「地上付近の横風の影響による小型ロケットの姿勢角変化」⁶⁸⁾及び「地上付近の風の影響による小型ロケットの方位角変化」⁶⁹⁾を参考にしたシミュレーションにより求めた．シミュレーション条件を Table F.1 に示す．

Table F.1 Flight simulation conditions.	
Launcher elevation angle [°]	89
Launcher azimuthal angle [°] (Counterclockwise with east as 0 degree)	240
Wind direction	East, west, north and south
Wind speed [m/s]	1～5
Total plot number	20

弾道飛行時の落下範囲を Figure F.4, パラシュート開傘時の落下範囲を Figure F.5 に示す．

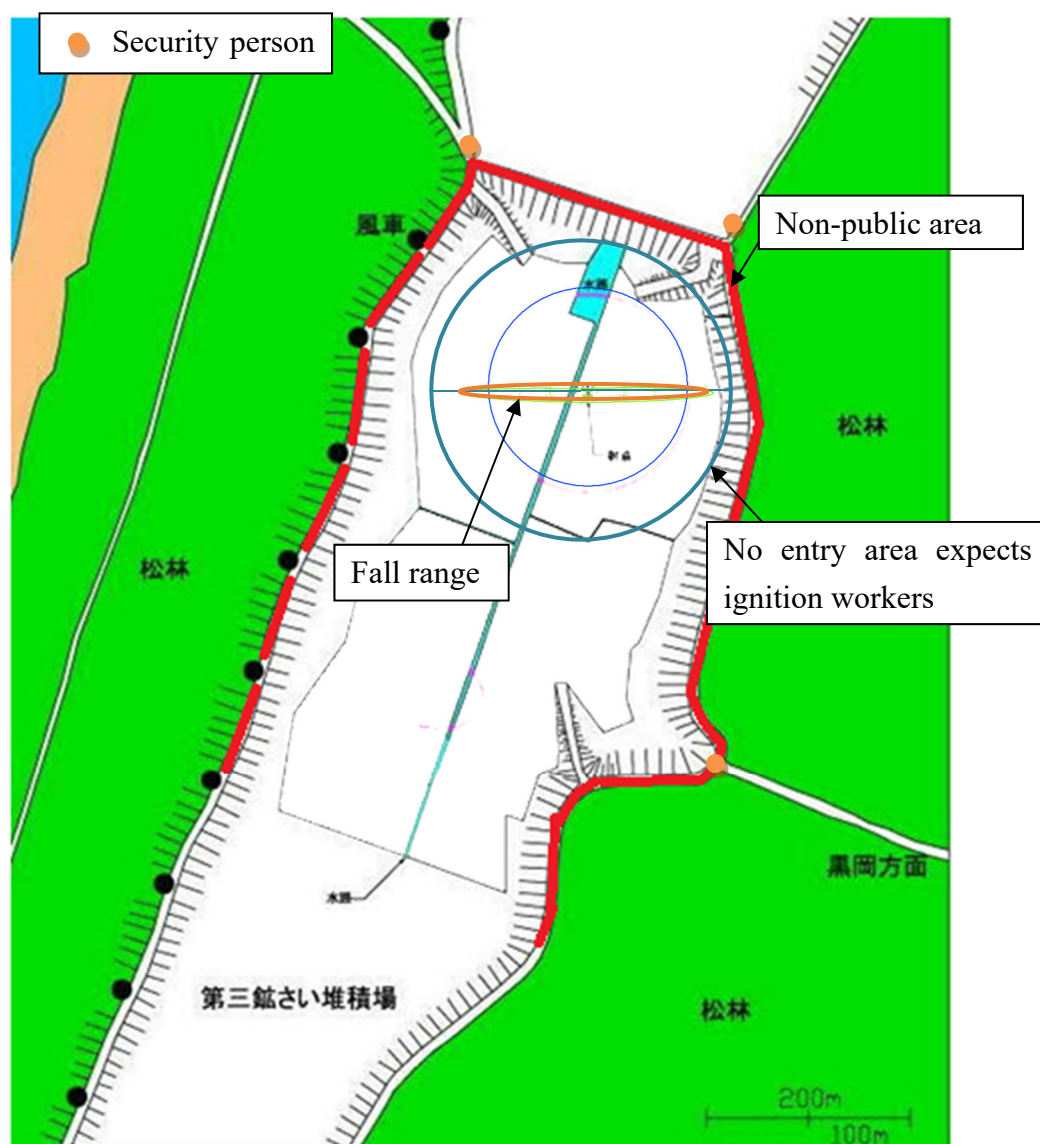


Figure F.4 Ballistic flight fall range.

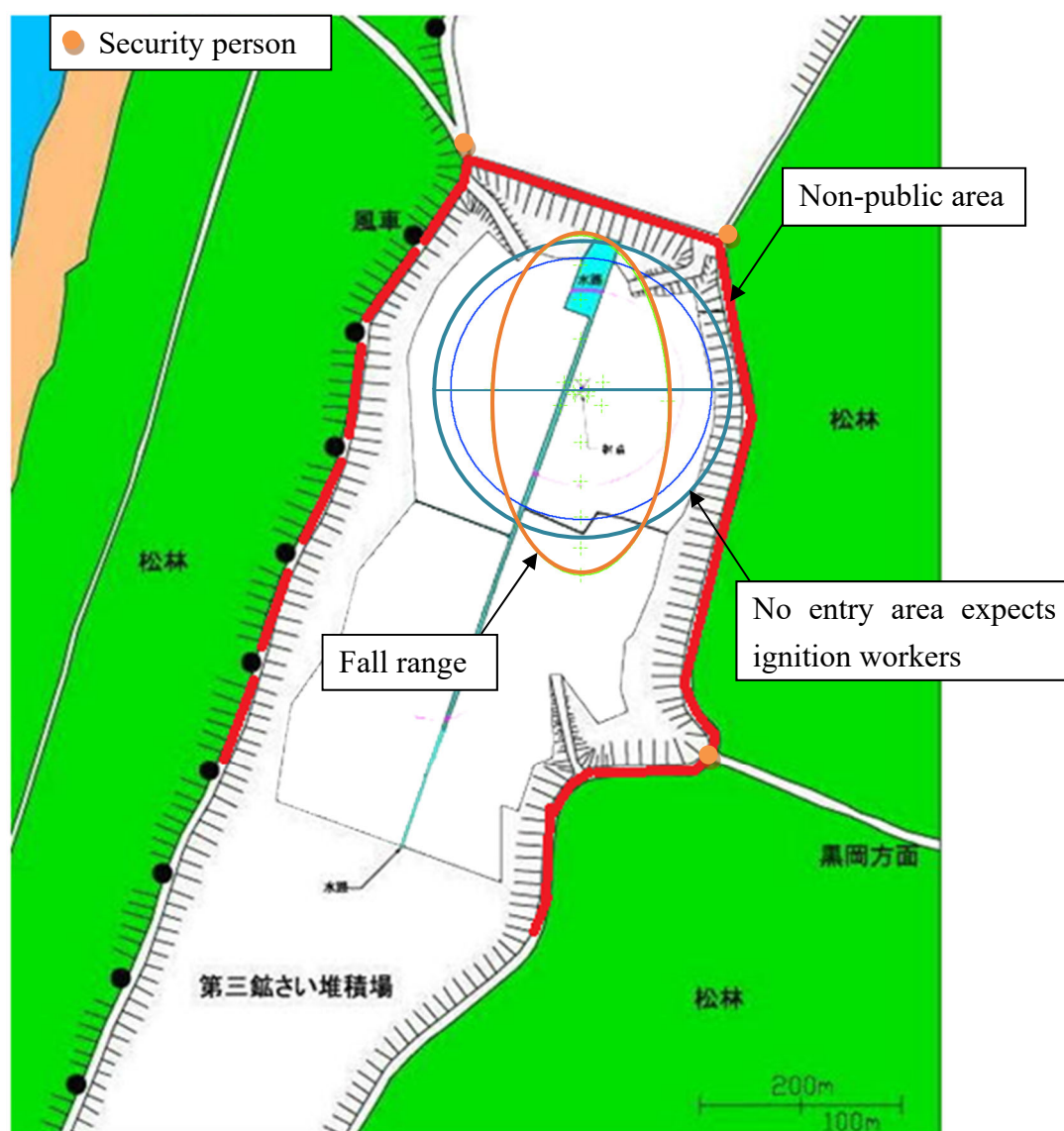


Figure F.5 Fall range when parachute is opened.

F.2 1.5kN 級フライトモータを用いた小型ロケット

5.3.3 章で示した 1.5kN 級フライトモータを用いた小型ロケットの打ち上げは東京都大島町 (伊豆大島) の差木地の公園で実施した。ロケットは地上から海に向かって発射し、海上での回収を目指した。Figure F.6 に伊豆大島全景と打上場所を示す。

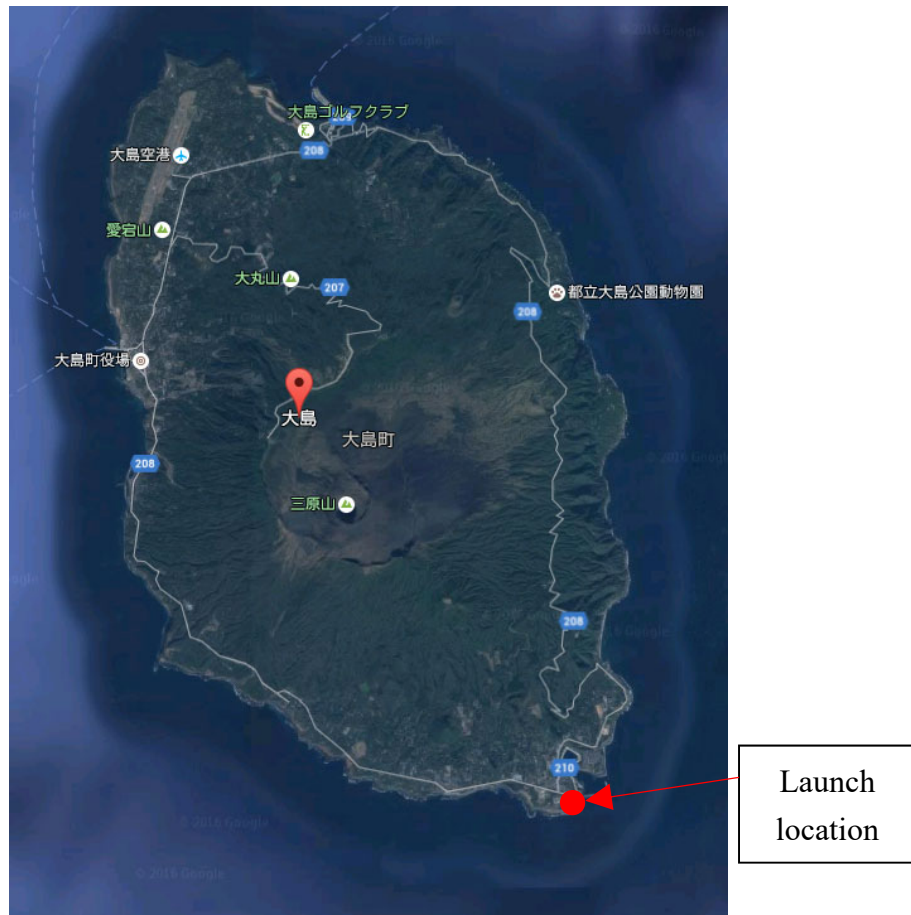
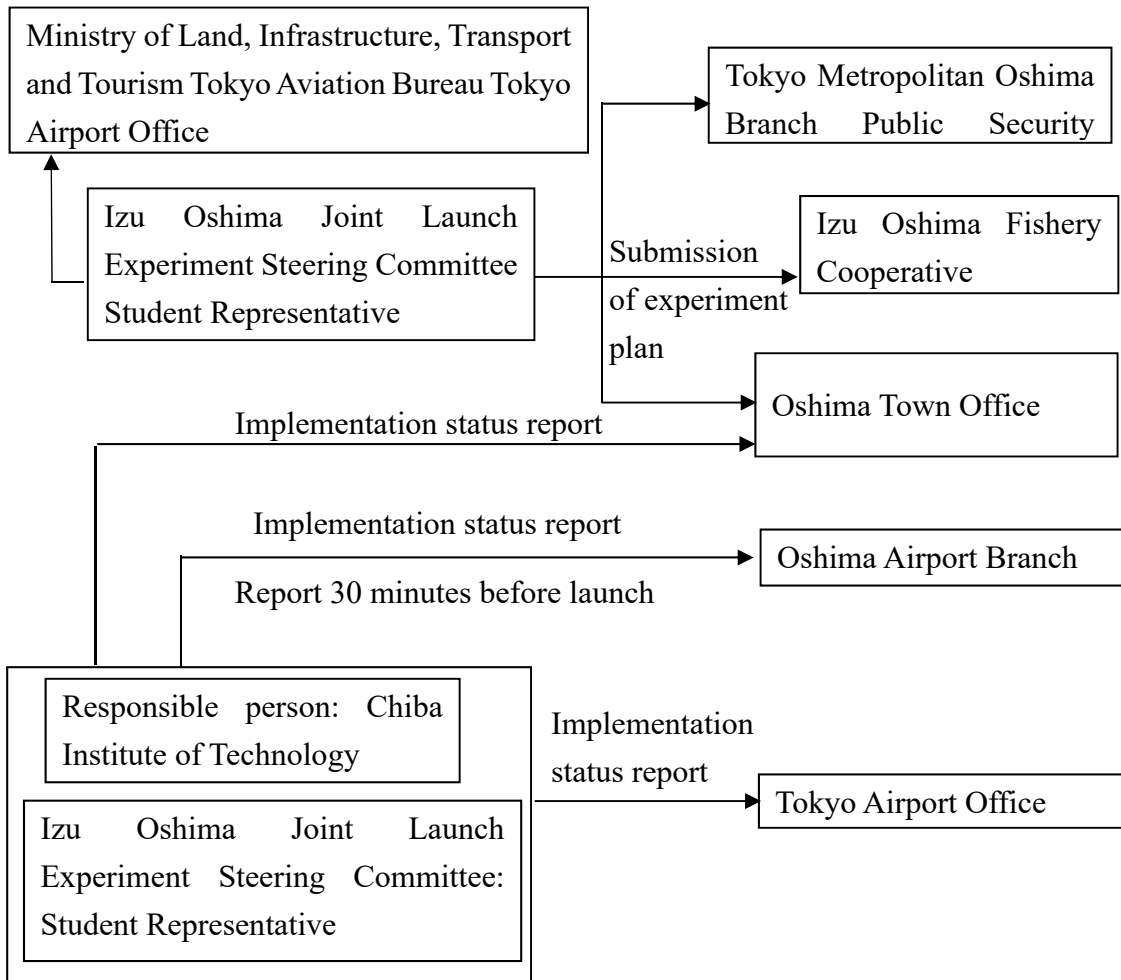


Figure F.6 Izu Oshima panoramic view and launch location. (map data: Google,DigitalGlobe)

F.2.1 安全対策と緊急時連絡体制

実験実施条件は F1.1 章と基本的に同様である．本実験では，漁船による海上回収のため，回収・警戒船が出航できない気象では実験を延期もしくは中止する条件とした．また，本実験のロケットは予想到達高度が 250[m]以上のため，空港管制に事前説明及び実験前後の実施連絡を行った．Figure F.7 に陸上及び海上における連絡体制を示す．

<On the land>



<On the sea>

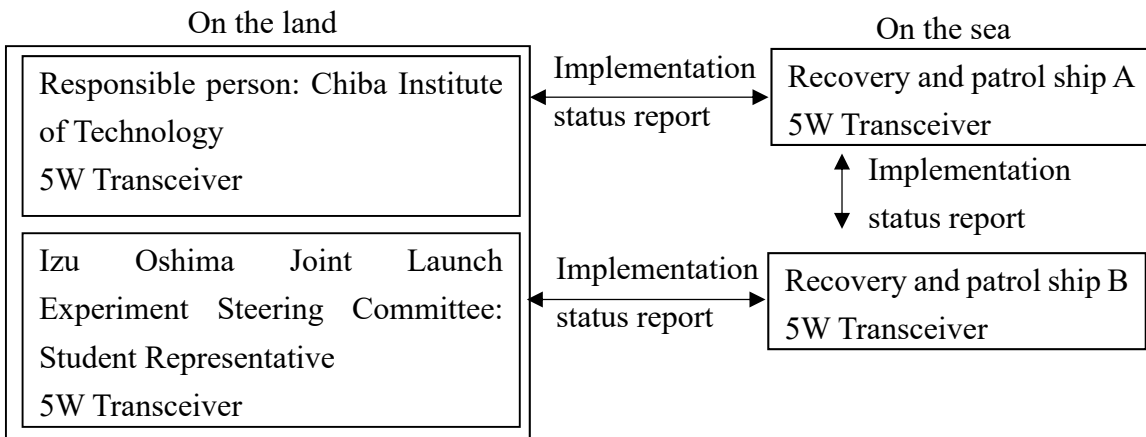


Figure F.7 Contact chart.

F.2.2 落下範囲

ロケットの落下範囲は航空宇宙技術研究所(旧 NAL)の「地上付近の横風の影響による小型ロケットの姿勢角変化」⁶⁸⁾及び「地上付近の風の影響による小型ロケットの方位角変化」⁶⁹⁾を参考にしたシミュレーションにより求めた．シミュレーション条件を Table F.2 に示す．また，パラシュート開傘時の落下範囲を Figure F.8 に示す．

Table F.2 Flight simulation conditions.

Launcher elevation angle [°]	80
Launcher azimuthal angle [°] (Clockwise with north as 0 degree)	135
Wind direction	East, west, north and south
Wind speed [m/s]	1～5
Total plot number	20
Launch rail length	5

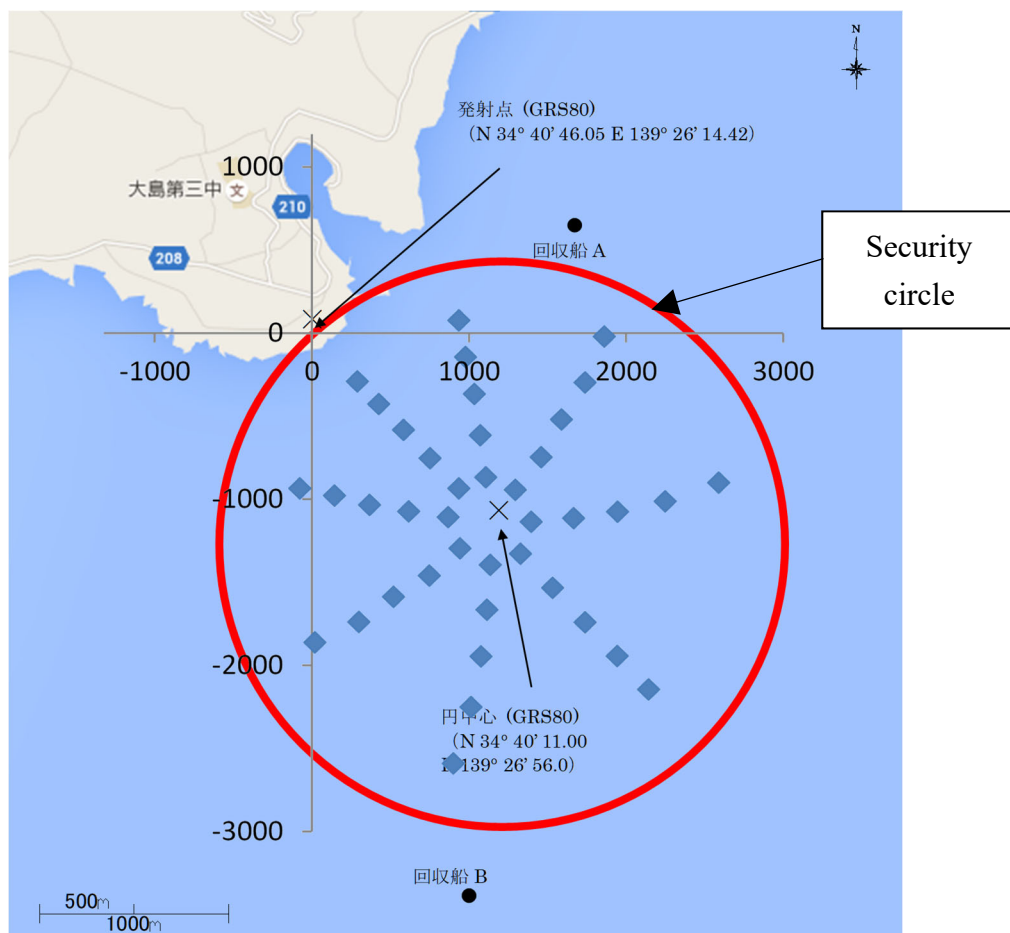


Figure F.8 Fall range when parachute is opened.

参考文献

- 1) The Satellite Industry Association “State of the Satellite Industry Report” June 2004, August 2011, June 2017, May 2019, SIA/Bryce Space and Technology.
- 2) 日本航空宇宙工業会 “工業会活動 世界の宇宙産業動向” 航空と宇宙, 2019年9月号, 2019.
- 3) George P. Sutton and O. Biblarz “Rocket Propulsion Elements Seventh Edition” A Wiley - Interscience Publication, 2001.
- 4) 木村 逸郎 “ロケット工学” 株式会社養賢堂, 1993.
- 5) Timo Wekerle, Jose Bezerra Pessoa Filho, Luis Eduardo Vergueiro Loures da Costa, Luis Gonzaga Trabasso “Status and Trends of Smallsats and Their Launch Vehicles – An Up-to-date Review” *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 9, No. 3, 2017.
- 6) Carlos Niederstrasser “Small Launch Vehicles – A 2018 State of the Industry Survey” Small Satellite Conference, SSC18-IX-01, 2018.
- 7) Minotaur I Fact sheet, Northrop Grumman Innovation Systems.
- 8) Minotaur IV Fact sheet, Northrop Grumman Innovation Systems.
- 9) Shavit Launch Report, Israel Aerospace Industries, Ltd.
- 10) JAXA HP: http://www.jaxa.jp/index_j.html
- 11) iSpace HP: <http://www.i-space.com.cn/>
- 12) Matteo Tugnoli, Martin Sarret, Marco Aliberti “European Acces to Space: Business and Policy Perspectives on Micro Launchers” Springer, 2019.
- 13) Interorbital Systems HP: <http://www.interorbital.com/>
- 14) Interstellar Technologies HP: <http://www.istellartech.com/>
- 15) TiSPACE: <http://www.tispace.com/>
- 16) Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Wiley J. Larson “Space Propulsion Analysis and Design” The McGraw-Hill Companies, Inc., Primis Custom Publishing, 1995.
- 17) Martin J. Chiaverini and Kenneth K. Kuo “Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion” AIAA Inc., 2007.
- 18) Kniffen, R. J., McKinney, B., and Estey, P. “Hybrid Rocket Development at the American Rocket Company” AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion

- Conference, Orlando, FL: AIAA, 1990, p. AIAA 90-2762.
- 19) “SET-1 LAUNCH ATTEMP” : <https://www.youtube.com/watch?v=zhlbnbluUxk>
 - 20) Estey, P. and Flittie, K. “Aquila - The Next Generation Launch Service for Small Satellites” 14th International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit, AIAA 92-1844, 1992.
 - 21) Macklin, F., Grainger, C., Veno, M. and Benson, J. “New Applications For Hybrid Propulsion” 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AL: AIAA, 2003, p. AIAA 2003-5202.
 - 22) 高橋 晶世 “ハイブリッドロケット推進系にかかわる保安距離の定量評価に関する研究” 平成 29 年度博士論文, 東京大学, 2017.
 - 23) Francesco B., Matthias G. and Alberto B. “Hybrid Rocket Residuals – An Overlooked Topic” 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2014-3753, 2014.
 - 24) D. A. Kearney, K. F. Joiner, M. P. Gnau, M.A. Casemore “Improvements to the Marketability of Hybrid Propulsion Technologies” AIAA SPACR 2007 Conference & Exposition, AIAA 2007-6144, 2007.
 - 25) Karabeyoglu, M. A., Toson, E. and Evans, B. “O/F shift in Hybrid Rockets” 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2014-3851, 2014.
 - 26) Rachel Ben-Arosh and Alon Gany “Similarity and Scale Effects in Solid-Fuel Ramjet Combustors” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 3, pp. 615–623, 1992.
 - 27) Alon Gany “Scale effects in hybrid motors under similarity conditions” 32th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 95-2846, 1996.
 - 28) “SpaceShipOne Press Gallery” Scaled Composites : http://www.scaled.com/hires_gallery/gallery/press_gallery/single/SS1_on_ground_lr.
 - 29) “Space Ship Two” Virgin Galactic HP: <https://www.virgingalactic.com/>
 - 30) Karp, Ashley C., Barry Nakazono, Robert Shotwell, Joel Benito, David Vaughan, and George T. Story “Technology Development Plan and Preliminary Results for a Low Temperature Hybrid Mars Ascent Vehicle Concept” 53rd Joint Propulsion Conference, AIAA 2017-4900, 2017.

- 31) Carrick, P. G. and Larson, W. C. “Lab Scale Test and Evaluation of Cryogenic Solid Hybrid Rocket Fuels” AIAA Paper 95-2948, 1995.
- 32) Karabeyoglu, M. A., Altman, D., and Cantwell, B. J. “Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General Theory” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3, pp. 610–620, 2002.
- 33) Karabeyoglu, M. A. and Cantwell B. J. “Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 2, Stability of Liquid Films” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3, pp. 621–630, 2002.
- 34) Karabeyoglu, M. A. and Cantwell B. J., Altman D. “DEVELOPMENT AND TESTING OF PARAFFIN-BASED HYBRID ROCKET FUELS” 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2001-4503, 2001.
- 35) Zilliac Greg, Benjamin S. Wazman, Brian Evans, Karabeyoglu, M. A. and Cantwell B. “Peregrine Hybrid Rocket Motor Development” 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2014-3870, 2014.
- 36) “NASA Ames Tests Peregrine Hybrid Sounding Rocket Motor” NASA’s Ames Research Center: <https://www.youtube.com/watch?v=d8iOzQXyMA4>
- 37) Karp, A. C., Nakazono, B., Benito, J., Shotwell, R., Vaughan, D. and Story, G. “A Hybrid Mars Ascent Vehicle Concept for Low Temperature Storage and Operation” 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2016-4962, 2016.
- 38) 永田 晴紀 “ハイブリッドロケットに関する燃焼技術” *日本燃焼学会誌*, 第 59 巻 190 号, 243-252, 2017.
- 39) Carmicino, C. and Sorge, A. R. “Experimental Investigation into the Effect of Solid-Fuel Additives on Hybrid Rocket Performance” *Journal of Propulsion and Power*, Volume 31, Issue 2, pp. 699–713, 2015.
- 40) Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T. and Yamamoto, K. “A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines” 35th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 99-2322, 1999.
- 41) Tamura, T. Yuasa, S. and Yamamoto, K. “Effects of Swirling Oxidizer Flow on Fuel Regression Rate of Hybrid Rockets” 35th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 99-2323, 1999.

- 42) Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H. and Kitagawa, K. “Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine” 37th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2001-3537, 2001.
- 43) Kohei Ozawa and Toru Shimada “Flight Performance Simulations of Vertical Launched Sounding Rockets Using Altering-Intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Motors” 51th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2015-38232, 2015.
- 44) Kohei Ozawa, Koki Kitagawa, Shigeru Aso and Toru Shimada “Hybrid Rocket Firing Experiments at Various Axial-Tangential Oxidizer-Flow-Rate Ratios” *Journal of Propulsion and Power*, Volume 35, pp. 1-15, 2018.
- 45) Harunori Nagata, Mitsunori Ito, Takenori Maeda, Mikio Watanabe, Tsutomu Uematsu, Tsuyoshi Totani, Isao Kudo “Development of CAMUI hybrid rocket to create a market for small rocket experiments” *Acta Astronautica* 59, 253-258, 2006.
- 46) Landon Kamps, Tor Viscor, Ryo Yamaguchi, Yurika Kiyotani, Kazuhito Sakurai, Tsuyoshi Totani, Masashi Wakita, Harunori Nagata “Tubular Equivalent Regression Rate in Hybrid Rockets with Complex Geometries” 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-a-14, 2017.
- 47) Keiichi Hori, Yuya Nomura, Koji Fujisato, Takeshi Yagishita, Makihito Nishioka, Yutaka Wada and Motoyasu Kimura “GLYCIDYL AZIDE POLYMER AND POLYETHYLENE GLYCOL MIXTURES AS HYBRID ROCKET FUELS” *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 11(2), 97-106, 2012.
- 48) 和田 豊 “GAP の燃焼に関する研究-燃焼機構の解明とハイブリッドロケットへの応用” 2008 年度博士論文, 総合研究大学院大学, 2008.
- 49) 堤 明正, 和田 豊, 加藤 信治, 宮川 清, 長谷川 宏, 堀 恵一 “熱可塑性樹脂の宇宙輸送推進系への応用” 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2013-006, 2014.
- 50) Yutaka Wada, Mistutoshi Jikei, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori, “Application to Hybrid Rocket Fuel of Low Melting Point Thermoplastics” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 10, No. 128, pp. 1-5, 2012.

- 51) Shinya Maruyama, Takafumi Ishiguro, Keiji Shinohara and Ichiro Nakagawa “Study on Mechanical Characteristic of Paraffin-Based Fuel” 47th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2011-5678, 2011.
- 52) 川端 洋, 加藤 隆一, 堤 明正, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一 “ハイブリッドロケット用 LT 系燃料の低燃料効率と物性の改善に関する実験的研究” 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 1A05, 2015.
- 53) 川端 洋, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 “樹脂粉末を添加したハイブリッドロケット用 LT 系燃料の機械的物性評価” 日本機械学会 2017 年度年次大会, S1920106, 2017.
- 54) 火薬学会 “プロペラント・ハンドブック” 園企画プリント, 2005.
- 55) 小野木 重治 “高分子材料科学” 誠文堂新光社, 1973.
- 56) 田中 文彦 “高分子の物理学” 裳華房, 1994.
- 57) 編集委員会 “入門講座 やさしいゴムの物理” 第 9 講 実在ゴムの力学挙動, 2009.
- 58) Muzzy, R. J. "Demonstration of a High Thrust Hybrid thrust Chamber Assembly" Final Technical Report (Part II) of Contract AF 04(611)-11618, United Technology Center, AFRPL-TR-68-56, Part II, 1968.
- 59) Banno, A., Wada, Y., Mishima, Y., Tsugoshi, T., Kato, N., Hori, K. and Nagase, R “Pyrolysis Behavior of a Paraffin-Based Thermoplastic Polymer Used in Hybrid Rocket Fuel” 11th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion & Energetic Materials, Stuttgart, Germany, IJEMCP-23817, 2018.
- 60) Kobald, M., Schmierer, C., Ciezki, K. H., Schlechtriem, S., Toson, E. and De Luca, T. L. “Viscosity and Regression Rate of Liquefying Hybrid Rocket Fuels” *Journal of Propulsion and Power*, 33, No. 5 (2017), pp. 1245-1251.
- 61) Hikone, S., Maruyama, S., Ishiguro, T., Nakagawa, I., “Regression Rate Characteristics and Burning Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels” 46th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2010-7030, 2010.
- 62) Gordon, S. and McBride, J. B. “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications” NASA Reference Publication 1311, 1994.
- 63) Wada, Y., Kawabata, Y., Kato, R., Kato, N., and Hori, K. “Observation of Combustion

- Behavior of Low Melting Temperature Fuel for a Hybrid Rocket Using Double Slab Motor” *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 15, pp. 351-369, 2016.
- 64) Kohei Ozawa “A Study on Highly-Functional Hybrid Rockets Using Axial and Tangential Oxidizer Injections” Doctoral Thesis, University of Tokyo, 2018.
- 65) 白石 紀子 “酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットエンジンのエンジン性能パラメータの時間変化の予測に関する研究” 2012 年度博士論文, 首都大学東京, 2013.
- 66) Takafumi Ishiguro, Keizi Sinohara, Kazuki Sakio, Ichiro Nakagawa “A Study on Combustion Efficiency of Paraffin-based Hybrid Rockets” 47th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2011-5679, 2011.
- 67) Alberto Bettella, Marta Lazzarin, Nicolas Bellomo, Francesco Barato, Daniele Pavarin “Testing and CFD Simulation of Diaphragm Hybrid Rocket Motors” 47th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2011-6023, 2011.
- 68) 戸川 隼人, 石黒 登美子 “地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化” 航空宇宙技術研究所資料 72 号, 1965.
- 69) 戸川 隼人, 石黒 登美子 “地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化” 航空宇宙技術研究所資料 90 号, 1966.
- 70) “NIST Chemistry WebBook” NIST HP: <https://webbook.nist.gov/chemistry/>
- 71) “HyperTEK” HyperTEK HP: <http://www.hypertekhybrids.com/>
- 72) Karabeyoglu, M. A. Greg, Z. and Cantwell B. J. “Scale-Up Tests of High Regression Rate Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 6, 2004.
- 73) P. Estey, D. Altmam and J. McFarlane “An Evaluation of Scaling Effects for Hybrid Rocket Motors” 27th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, AIAA 91-2517, 1991.
- 74) Orbital ATK “Pegasus User’s Guide” Release 8.0, 2015.
- 75) Yutaka Wada, You Kawabata, Kotaro Shinnakazaki, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori “A Study on Combustion Efficiency Improvement of Low Melting Temperature Point Thermoplastics as a Hybrid Rocket Fuel” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 12, No. 129, pp. 9-14,

- 2014.
- 76) 理科年表プレミアム 1925-2020 : <https://www.rikanenpyo.jp/>
- 77) 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一 “使い切り上段推進系を想定した大型ハイブリッドロケットエンジンの成立性検討” 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2014-4182, 2014.
- 78) JAXA デジタルアーカイブス : <http://jda.jaxa.jp/>
- 79) 高野 雅弘, 嶋田 徹, 堀 恵一, 徳留 真一郎, 羽生 宏人 “M-V 型ロケットの推進性能” 宇宙科学研究所報告, 特集第 47 号, 2003.
- 80) NASA “Space Transportation System, Solid Rocket Booster” TX-116-K, 1968.
- 81) NASA “Space Shuttle” NASA HP : https://web.archive.org/web/20130406193019/http://www.nasa.gov/returntoflight/system/system_SRB.html
- 82) G. Marxman, and M. Gilbert “Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket” International Symposium on Combustion, Volume 9, Issue 1, pp. 371-383, 1963.
- 83) Greg Zilliac and M. A. Karabeyoglu “Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling” 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2006-4504, 2006.
- 84) サイバネット株式会社 “ANSYS Workbench Mechanical 中級セミナー” 2011.
- 85) Yo Kawabata, Ayana Banno, Yutaka Wada, Kohei Ozawa, Toru Shimada, Nobuji Kato, Keiichi Hori and Ryo Nagase “Experimental Investigation of Fuel Regression Rate of Low-Melting-Point Thermoplastic Fuels in the Altering-Intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Aerospace Technology Japan*, Vol. 16, No. 3, pp. 267-273, 2018.
- 86) 和田 豊, 齊藤 亜由子, 加藤 隆一, 神谷 修, 土岐 仁, 秋山 演亮 “第 7 回能代宇宙イベント” 第 55 回宇宙科学技術連合後援会, 2J13, 2011.

発表論文リスト

査読付き論文

1. Yutaka Wada, **You Kawabata**, Koutaro Shinnakazaki, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori “A study on Combustion Efficiency Improvement of Low Melting Temperature Thermoplastics as a Hybrid Rocket Fuel” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace technology Japan*, Vol. 12, Issue ists29, pp. 9-14, 2014.
2. Yutaka Wada, **Yo Kawabata**, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori “OBSERVATION OF COMBUSTION BEHAVIOR OF LOW MELTING TEMPERATURE FUEL FOR A HYBRID ROCKET USING DOUBLE SLAB MOTOR” *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Begell House Inc. Publishers, Vol. 15, Issue 5, pp. 351-369, 2016.
3. **Yo Kawabata**, Ayana Banno, Yutaka Wada, Kohei Ozawa, Toru Shimada, Nobuji Kato, Keiichi Hori, Ryo Nagase “Experimental Investigation of Fuel Regression Rate of Low-Melting-Point Thermoplastic Fuels in the Altering-Intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace technology Japan*, Vol. 16, Issue 3, pp. 267-273, 2018.
4. Yutaka Wada, **Yo Kawabata**, Kenji Ogimoto, Hiroaki Akiyama, Takao Yanagi, Seiichi Sakamoto “Development of a Candy Hybrid Rocket Motor for Undergraduate Space Education” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 16, Issue 6, pp. 506-510, 2018.
5. Yutaka Wada, Shintaro Hatano, Ayana Banno, **Yo Kawabata**, Hiroshi Hasegawa, Tetsuya Oda, Keiichi Hori “DEVELOPMENT OF A DIRECT INJECTION GAS-HYBRID ROCKET SYSTEM USING GLYCIDYL AZIDE POLYMER”

International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, Begell House, Inc. Publishers, Vol. 18, Issue 2, pp. 267-273, 2019.

6. **Yo Kawabata**, Yutaka Wada, Ryo Nagase, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori “IMPROVEMENT OF COMBUSTION EFFICIENCY USING A BAFFLE PLATE FOR A LT/GOX HYBRID ROCKET MOTOR” *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Begell House, Inc. Publishers, Vol. 18, Issue 4, pp. 367-383, 2019.

国際学会における発表(7 のみ Interactive presentation)

1. **Yo Kawabata**, Yutaka Wada, Nobuji Kato, Keiichi Hori, Ryo Nagase “Study on Improvement of Mechanical Characteristics of LT Fuels for Hybrid Rocket” Thirteenth International Conference on Flow Dynamics, OS8-22, Miyagi, October 2016.
2. **Yo Kawabata**, Ayana Banno, Yutaka Wada, Nobuji Kato, Keiichi Hori, Ryo Nagase “Experimental Investigate of Fuel Regression Rate in Low Melting Point Temperature Thermoplastic Fuels Hybrid Rocket Using the Altering Swirling Oxidizer Flow” 31st International Symposium on Space Technology and Science, o-5-22, Ehime, June 2017.
3. **Yo Kawabata**, Yutaka Wada, Nobuji Kato, Keiichi Hori, Ryo Nagase “Investigation of Viscoelasticity of the Low-Melting-Point Thermoplastic Fuel for the Hybrid Rocket” The 6th International Symposium on Energetic Materials and their Application, O19-2, Miyagi, November 2017.
4. **Yo Kawabata**, Ayana Banno, Yutaka Wada, Nobuji Kato, Keiichi Hori, Ryo Nagase “Effects of Swirling Oxidizer Flow on Fuel Regression Rate of the Low Melting Point Thermoplastic Fuel for Hybrid Rocket” 15th International Space Conference of Pacific-basin Societies, Montreal, Quebec, July 2018.

5. **Yo Kawabata**, Yutaka Wada, Ryo Nagase, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori “Improvement of Combustion Efficiency using a Baffle Plate for a LT/GOX Hybrid Rocket Motor” 11th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion & Energetic Materials, isicp2018-23818, Stuttgart, September 2018.
6. **Yo Kawabata**, Yutaka Wada, Takeshi Yasuda, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori and Ryo Nagase “Influence of the Chemical Composition of Physical Properties of Low-Melting-Point Thermoplastics for Hybrid Rocket Fuel” 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-a-62, Fukui, June 2019.
7. **Yo Kawabata**, Kazunari Onagano, Yutaka Wada, Nobuji Kato, Keiichi Hori and Ryo Nagase “The Effect of Fuel Length on the Regression Rate in Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Using a Liquefying Fuel” 70th International Astronautical Congress, IAC-19, C4, IP, 34, Washington D.C., October 2019.

国内学会における発表(2 及び 14 はポスター発表)

1. **川端 洋**, 和田 豊, 菅原 佳城, 学生宇宙プロジェクトメンバー “小型ハイブリッドロケット打ち上げ海上回収実験” 日本航空宇宙学会北部支部 2012 年講演会, JSASS-2012-H048, 室蘭市, 2012 年 3 月.
2. **川端 洋**, 和田 豊, 加藤 隆一, 学生宇宙プロジェクト, 加藤 信治, 堀 恵一 “低融点樹脂燃料/亜酸化窒素による 300N 級フライト用ハイブリッドロケットの開発” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, P28, 別府市, 2012 年 11 月.
3. **川端 洋**, Mohd Zamri Bin Yahya, 板垣 智紀, 新中崎 浩太郎, 関 啓亮, 加藤 隆一, 和田 豊 “ダブルスラブモータを用いたハイブリッドロケット燃料の燃焼火炎観察法” 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会, JSASS-2014-H009, 仙台市, 2014 年 3 月.

4. 川端 洋, 加藤 隆一, 和田 豊, 堀 恵一 “低融点燃料/亜酸化窒素による 5kN 級ハイブリッドロケットモータの開発” 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会, JSASS-2015-H017, 能代市, 2015 年 3 月.
5. 川端 洋, 加藤 隆一, 堤 明正, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一 ”ハイブリッドロケット用 LT 系燃料の低燃焼効率と物性の改善に関する実験的研究” 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 1A05, 鹿児島市, 2015 年 10 月.
6. 川端 洋, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 ”ハイブリッドロケット用 LT 系燃料の機械的物性と燃焼特性に関する研究” 日本機械学会 2016 年度年次大会, S1920203, 福岡市, 2016 年 9 月.
7. 川端 洋, 坂野 文菜, 小澤 晃平, 和田 豊, 嶋田 徹, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 ”旋回型酸化剤流がハイブリッドロケット用低融点熱可塑性樹脂燃料の燃料後退速度に及ぼす影響” 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2016-017, 相模原市, 2017 年 1 月.
8. 川端 洋, 坂野 文菜, 和田 豊, 小澤 晃平, 嶋田 徹, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 ”強度可変型酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットを用いた低融点熱可塑性樹脂燃料の燃焼特性に関する研究” 第 57 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2B03, 那覇市, 2017 年 3 月.
9. 川端 洋, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 ”樹脂粉末を添加したハイブリッドロケット用 LT 系燃料の機械的物性評価” 日本機械学会 2017 年度年次大会, S1920106, さいたま市, 2017 年 9 月.
10. 川端 洋, 山本 満瑠, 坂野 文菜, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 ”ハイブリッドロケット用低融点熱可塑性樹脂燃料の粘弾性特性” 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2H16, 新潟市, 2017 年 10 月.

11. 川端 洋, 山本 満瑠, 坂野 文菜, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 “ハイブリッドロケット用低融点熱可塑性樹脂燃料の単軸引張試験による粘弾性評価” 第 26 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, 1B3, 三浦市, 2017 年 12 月.
12. 川端 洋, 北澤 将貴, 坂野 文菜, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 “酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットにおける低融点熱可塑性樹脂燃料の後退速度評価” 平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2017-015, 相模原市, 2018 年 1 月.
13. 川端 洋, 鈴木 雅弥, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 “酸化剤旋回流が LT ハイブリッドロケット燃料の局所燃料後退速度に与える影響” 2018 年度日本機械学会年次大会, J1920103, 吹田市, 2018 年 9 月.
14. 川端 洋, 小長野 一成, 和田 豊, 加藤 信治, 堀 恵一, 長瀬 亮 “燃料長さや形状スワール数が LT 燃料を用いた酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの局所燃料後退速度に与える影響” 2019 年度日本機械学会年次大会, U01024, 秋田市, 2019 年 9 月.

謝辞

本論文は、筆者が千葉工業大学大学院工学研究科工学専攻及び秋田大学大学院工学資源学研究科機械工学専攻にて行った研究成果をまとめたものである。

本論文執筆にあたり、千葉工業大学工学部機械電子創成工学科・長瀬亮教授に適切なご指導をいただきました。博士課程から千葉工業大学に進学した私を快く受け入れてくださり、貴重な機会を与えてくださりました。深く感謝致します。博士号を取得するということは自分の専門を一つ持つことである、と入学時に先生から賜った時は大変な重圧を感じました。今、自分の専門を持ったという実感を得ることは困難ではありますが、長瀬先生ご指導の下博士号を取得できたことを大変嬉しく、誇りに思います。厚く感謝致します。

千葉工業大学工学部機械電子創成工学科・和田豊准教授には秋田大学に入学した時から約10年に渡ってロケット燃焼工学のみならず、燃焼実験や打上実験、機械工作等に関する様々な知識、技術をご教授いただきました。多種多様な失敗をする私に対して、懇切丁寧なご指導をいただき、適切な方向へと導いてくださいました。先生のご指導の下、研究者としてだけでなく、一人の人間としても大きく成長できたものと思っています。本当にありがとうございました。

JAXA 宇宙科学研究所・堀恵一教授には、研究に関して多くの貴重なご助言をいただきました。堀先生がチーフを務める多くの学会にも参加させていただき、海外研究者との交流の機会を与えていただきました。本論文審査に関しても、貴重なお時間を割いて1章毎に添削とご助言をいただきました。堀先生がいらっしゃらなければこのテーマにも出会うことが出来ませんでした。この場を借りて感謝申し上げます。

論文審査に貴重なお時間をさいていただいた、千葉工業大学工学部機械工学科・仁志和彦教授、長岡技術科学大学工学部機械創造工学専攻・勝身俊之准教授に感謝申し上げます。ご多忙のところ、詳細に審査していただき、それぞれのご専門の観点から貴重なご意見とご指摘を賜り、本論文執筆にあたり大変参考になりました。

株式会社型善・加藤信治様には、LT 燃料のご提供及び物性に関する考察に対して多くのご助言をいただきました。機械工学よりの私にとって、化学的観点からのご指摘やご助言は大変勉強になりました。加藤様がいらっしゃらなければこのテーマは存在しませんでした。この場を借りて感謝申し上げます。

秋田大学・加藤隆一様には、モータや燃焼実験装置、ロケット等の製作に関して多大なサポートをいただきました。私の無知な設計に対して、機械工作の観点から有益なご指摘をくださったり、製作をしていただき、加藤さんがいらっしゃらなければ本論文は成り立ちませんでした。覚えの悪い私に対して根気強く機械工作のいろはをご教授いただき、千葉工業大学進学後も都度ご支援いただき大変助かりました。約 10 年という長い時間、加藤さんとのものづくりを出来たことは私の財産の一つです。誠にありがとうございました。

千葉工業大学惑星探査研究センター・前田恵介様にも約 10 年に渡ってご支援いただきました。燃焼実験や打上実験に際して、車の運転やユニック操作等だけでなく、叱咤激励のお言葉をいただきました。超音速ロケット打上に際には、職員と学生の関係でなく、チームの一員として前田さんと働けたことが大変嬉しかったです。プライベートでもご助言や激励をいただき、都度背中を押してくださりました。数えきれないほどのご迷惑をおかけしてしまい申し訳ございません。本当にありがとうございました。今後とも末永く宜しくお願い申し上げます。また、現ヤマトプロテック株式会社・堤明正様、秋田大学旧ものづくり創造工学センター事務系補佐員・佐藤忍様、海津由紀子様、秋田大学職員・能登竜一様、武内亜希子様、現秋田工業専門学校・斎藤亜由子准教授には公私に渡ってお世話になりました。この場を借りて感謝申し上げます。

東京都立産業技術研究センター・安田健様には、LT 燃料の引張試験等に際して多大なご協力をいただきました。試験方法やデータ処理方法についてご助言をいただき大変参考になりました。また、学会のご紹介もいただき、高分子化学分野の貴重な議論の場をご提供いただき、本論文の執筆に際して一助となりました。本当にありがとうございました。

千葉工業大学惑星探査研究センター・秋山演亮教授には、学生ロケット打ち上げ機会を創出いただきました。秋田県能代市での実験をはじめ、私がロケット打上実験を実施できたのは、先生のご尽力の賜物です。先生がいらっしゃらなければ、私がこの道に進むことはあり得ませんでした。この場を借りて御礼申し上げます。

ます。ロケットを題材としたプロジェクト教育を受けた者として、全国にいるロケット工学徒の目標となるよう今後精進致します。

JAXA 宇宙科学研究所・嶋田徹教授，北川幸樹助教授，九州工業大学・小澤晃平助教授には，JAXA あきる野実験施設で行った SOFT ハイブリッドロケットの燃焼実験に際して，実験主任，保安主任を務めていただきました。燃焼実験の安全に関する考え方や，実験に関するノウハウについてもご教授いただき大変参考になりました。また，嶋田先生をはじめとする JAXA ハイブリッドロケット WG の諸先生方には，研究に関するご助言とご支援をいただきました。この場を借りて感謝申し上げます。

千葉工業大学工学部機械電子創成工学科・手嶋吉法教授，同・菅洋志准教授には TA 業務だけでなく，日々の研究生活において気にかけてくださいました。心より感謝申し上げます。

燃焼実験場所のご提供及び，超音速ロケットのボディを製作していただきました秋田県産業技術センター・藤嶋基様，無線点火システムを開発，提供していただきました秋田県産業技術センター・佐々木信也様ならびに株式会社アクトラス・真田様，戸巻様，松下様，グラフィートを提供していただきました株式会社日本テクノカーボン・伊藤様，佐藤様，山下様にこの場をお借りして深く感謝致します。

有限会社タイプエス・設楽丘様，千葉泰彦様には燃焼実験，打上実験に際して総合気象観測装置を借用させていただきました。お二人には，秋田大学在学時から公私に渡りお世話になりました。御礼申し上げます。

千葉工業大学職員・氏原憲二様には御宿における燃焼実験や打上実験に関して多大なご協力をいただきました。本当にありがとうございました。

千葉工業大学工作センター・村越茂様，久我光則様には，実験装置の製作，機械加工方法のご相談等多岐に渡りご支援いただきました。この場を借りて御礼申し上げます。

ASTROCEAN 株式会社・森琢磨 CEO には，御宿における燃焼実験や打上実験に関してご助力いただきました。森 CEO，千葉工業大学入試広報課・海老根克磨様両名には，公私に渡りお世話になりました。感謝申し上げます。

実験，研究生活全般に渡ってご支援いただきました和田研究室の坂野文菜さん，小長野一成君，石澤譲一郎君，木村誠弥君，小川田啓恭君をはじめとする研究室の皆様，山本満様，鈴木雅也様，小山竜也様をはじめとする和田研 OB・OG の皆様，和田研事務職員・坂本ひとみ様に感謝申し上げます。研究に行き詰った時は皆様に励ましていただくと共に，笑いの絶えない大変楽しい時間を過ごす

ことが出来ました。また、長瀬研究室の松田健太郎様、栗林薫様をはじめとする長瀬研の皆様、長瀬研 OB の境目賢義様には、多くのご助言をいただきました。松田様には FEM 解析に関しても多くのご支援をいただきました。厚く感謝致します。

その他、ロケット打ち上げ実験にご理解いただきました秋田県能代市民の方々、東京都大島町民の方々に感謝申し上げます。新中崎浩太郎君をはじめとする秋田大学学生宇宙プロジェクトの OB・OG の方々には実験の準備から実験装置の組み立てまで多くの場面でご協力をいただくと共に、楽しい学生生活を共に過ごさせていただきました。この場を借りて御礼申し上げます。

この場では紹介しきれませんが、私に関わってくださいました全ての方々に感謝申し上げます。

最後に、長い学生生活を支えてくださいました両親、祖父母、兄に深く深く感謝致します。私が博士号を取得できたのは、ひとえに家族の支援があったらからです。本当にありがとうございました。

令和 2 年 2 月