



HOKKAIDO UNIVERSITY

Title	端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼機構の解明
Author(s)	齋藤, 勇士
Degree Grantor	北海道大学
Degree Name	博士(工学)
Dissertation Number	甲第13203号
Issue Date	2018-03-22
DOI	https://doi.org/10.14943/doctoral.k13203
Doc URL	https://hdl.handle.net/2115/69987
Type	doctoral thesis
File Information	Yuji_Saito.pdf



平成 29 年度 博士論文

端面燃焼式ハイブリッドロケットの 燃焼機構の解明

Combustion Mechanisms of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets

北海道大学 大学院工学院
機械宇宙工学専攻 宇宙環境システム工学研究室
齋藤勇士

概要

宇宙関連技術の成熟と電子部品を始めとした汎用品の品質向上に伴い、宇宙関連活動を行う国や機関が増加しており、小型や超小型の人工衛星の打ち上げ基数は増加傾向にある。これに応じて、小型人工衛星を打ち上げるための小型打上げロケットの開発計画が各国で進んでいるが、未だ実用化段階には至っておらず、従来の大型ロケットにより複数の小型衛星が同時に打ち上げられる事例が多い。このような打上げ方式では、軌道選択の自由度を高めるためには軌道変換用推進機関の搭載が必要となる。そこで、安価で簡便なハイブリッドロケットは小型宇宙機用推進機関の有力な候補として期待される。しかしながら、ハイブリッドロケットは火炎帯から固体燃料への熱入量が少ないために燃料後退速度が低いことや、燃焼効率が悪いこと等を主な理由として、未だ実用化レベルに達していない。これらの欠点を克服するために、1990年代後半に端面燃焼式ハイブリッドロケットが提案され、その基礎燃焼機構が研究されてきた。

端面燃焼式ハイブリッドロケットは、円筒状燃料の軸方向に無数に設けられたポート内に酸化剤が流れ、ポート出口で微小拡散火炎群を形成し、円筒状燃料全体としては軸方向に後退していく、新形式のハイブリッドロケットである。先行研究により、優れた推力制御特性および高い燃料後退速度が実現可能であることが明らかとなったが、同時に、実現のためには、燃料の体積充填率をより高く、ポート間隔をより小さくする必要があることも明らかとなった。両条件を達成するためには、燃料全体に微小ポートを無数に配置しなければならず、機械加工では実現困難であったが、近年の高精度3Dプリンタの開発によって燃料製作が可能となった。2015年には高精度3Dプリンタによって成形された光硬化性樹脂を用いて、端面燃焼式ハイブリッドロケットが世界で初めて実証された。

本研究は、小型宇宙機用推進機関等への応用が期待される端面燃焼式ハイブリッドロケットの実用化を目指し、その燃焼機構を解明することを目的として進められてきた。本研究は大きく4項目に分けて進められており、第1章の背景に続く第2章から第5章までの4章が、それぞれ各4項目に対応している。

第1章では、研究の背景について説明し、端面燃焼式ハイブリッドロケットが提案されてから現在の形式に至るまでを詳細に述べ、固体燃料が満たすべき条件と、端面燃焼式により実現される利点について説明している。

第2章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度について調べている。先行研究では、単ポート燃料試料での燃焼実験結果により、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度が燃焼室圧力に正の相関を、ポート内酸化剤流速に負の相関をそれぞれ示すことが分かっている。高精度3Dプリンタにより、内径0.3 mmの微小ポートを2 mm間隔で配置した円柱状燃料で地上燃焼実験を実施し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度を明らかにした。燃焼実験用燃焼器は小型（燃料外径：20 mm）および大型（燃料外径：38 mm）の2種類が用いられた。燃焼室圧力が0.2 MPaから1 MPaまでの複数の条件で燃焼実験を実施して燃料後退速度を取得し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後

退速度が、先行研究同様、燃焼室圧力に正の相関を示すことを明らかにした。しかしながら、燃焼室圧力が 1 MPa を超える条件では、火炎がポート出口に定在せずにポート内を上流へ燃え広がる「逆火」という問題に直面し、定常燃焼が得られなかったため、逆火について先行研究を参考に摩擦速度を用いて詳細に検討し、逆火の原因がポート内径の精度であることを示した。

第 3 章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルを構築し、解析的なアプローチで燃料後退特性を調べている。実験によって取得された燃料後退速度を、解析モデルで得られた結果と比較検討することで、支配的な燃焼機構を明らかにすることが本研究項目の目的である。燃料後退モデルは固体推進剤の燃焼モデルである GDF (Granular Diffusion Flame) モデルを参考に構築され、特に端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度と燃焼室圧力の関係について考察している。本モデルにより得られる燃料後退速度は実験により得られた値と定性的な一致を示し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼において、燃料後退速度は化学反応速度に依存することを明らかにした。

第 4 章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性について調べている。準定常状態を仮定した計算では、端面燃焼式ハイブリッドロケットは優れた推力制御特性を有することが判るが、実際に推力制御を行ったときの応答特性は実験的に調べられてこなかった。本章では、大型燃料を用いて推力制御燃焼実験を行い、推力制御時の応答特性について調べている。具体的には、燃焼実験によって取得された燃焼室圧力非定常時間および燃焼室圧力のヒステリシス特性について詳細に調べている。特に酸化剤流量を増加させる推力制御時の燃焼室圧力非定常時間は、拡散火炎群の消炎距離の応答に起因しているとの仮説を立て、供給酸化剤流量の変化率が大きいとき、燃焼室圧力が立ち上がりにくくなっていることを実験的に示した。

第 5 章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼挙動について調べている。第 4 章まではロケット燃焼器内での燃焼特性について調べられてきたが、拡散火炎を個別に目視により観察することを目的として、可視化実験装置が新たに構築された。これを用いて、点火から定常端面燃焼に移行するまでの過程が調査された。得られた燃焼室圧力および燃料後退形状の各履歴から、隣接するポート同士が繋がって燃焼面が一体化し、燃焼面形状が定常に達することで定常な燃焼室圧力が得られることを確認した。

第 6 章は結論であり、本研究により得られた成果および知見を簡潔に纏めている。

主な記号説明

a	:	燃料充填率 [-]
A	:	頻度因子 [$\text{m}^3/\text{mol/s}$]
A_f	:	燃料面積 [m^2]
A_t	:	ノズルスロート面積 [m^2]
B	:	エラーバイアス
C_f	:	表面摩擦係数 [-]
C_1	:	定数 ($=1.39 \times 10^{-7}$)
C_2	:	定数 ($=1.61 \times 10^{-9}$)
C_3	:	定数 ($=9.34 \times 10^{-8}$)
C_4	:	定数 ($=2.64 \times 10^{-9}$)
c_{ex}^*	:	特性排気速度 [m/s]
c_{th}^*	:	理論特性排気速度 [m/s]
$c_{p,f}$	:	モデルにおける固体燃料の比熱 [kJ/kg K]
$c_{p,o}$	:	モデルにおける気体酸素の比熱 [kJ/kg K]
d	:	ポート直径 [m]
D	:	燃料直径 [m]
D'	:	燃料頭部径 [m]
Da	:	ダムケラ数 [-]
D_g	:	燃焼ガスの拡散係数 [m^2/s]
dt	:	刻み時間 [s]

E	:	活性化エネルギー [J/mol]
g	:	重力加速度 (= 9.8 m/s ²)
G_o	:	酸化剤質量流束 [kg/s/m ²]
h	:	燃料頭長さ [m]
H_f	:	損失ヘッド [m]
i	:	式(2.15)における個数
k_i	:	化学種 i のプランク平均吸収係数 [-]
L	:	燃料長さ [m]
L_c	:	化学反応に必要な距離 [m]
L_d	:	拡散に必要な距離 [m]
L^*	:	燃焼室特性長さ [m]
$\dot{m}_o$	:	酸化剤質量流量 [kg/s]
$\dot{m}_f$	:	燃料質量流量 [kg/s]
M_f	:	燃料消費量 [kg]
M_g	:	燃焼ガスの平均分子量 [kg]
$M_{f,cal}$	:	算術燃料消費量 [kg]
n	:	端面燃焼式ハイブリッドロケットにおける圧力指数 [-] および従来型ハイブリッドロケットにおける燃料後退速度指数 [-]
n_r	:	燃料の屈折率 [-]
N	:	ポート数 [-]
O/F	:	酸化剤および燃料の質量流量比

P_a	:	大気圧 (= 0.1013 MPa)
P_c	:	燃焼室圧力 [MPa]
Q	:	酸化剤体積流量 [m ³ /s]
q_r	:	固体燃料気化熱 [J/kg]
$\dot{Q}_c$	:	境界層における固体燃料への熱伝導 [J/kg]
$\dot{Q}_{c,g}$	:	火炎から固体燃料表面までの気相熱伝導による熱流束 [W/m ²]
$\dot{Q}_{c,f}$	:	燃料への熱伝導による熱流束 [W/m ²]
$\dot{Q}_{c,o}$	:	酸化剤への熱伝導による熱流束 [W/m ²]
$\dot{Q}_r$	:	火炎から固体燃料への輻射熱
$\dot{Q}_p$	:	燃料気化に必要な熱流束 [W/m ²]
$\dot{Q}_w$	:	固体燃料表面上での熱流束 [W/m ²]
$\dot{r}$	:	従来型ハイブリッドロケットの固体燃料後退速度 [mm/s]
R	:	気体定数 (=8.314 m ³ kg / s ² /mol/K)
R_m	:	酸素の一般気体定数 (=260 kJ/K/kg)
Re	:	レイノルズ数 [-]
Sc	:	シュミット数 [-]
St	:	スタントン数 [-]
T	:	周囲温度 [K]
T_f	:	燃焼ガス温度 [K]
T_0	:	モデル計算における周囲温度 [K]

T_s	:	固体燃料融点周囲温度 [K]
T_f	:	燃焼時間 [s]
u^*	:	摩擦速度 [m/s]
U_g	:	燃焼ガス速度 [m/s]
V_c	:	燃焼室容積 [m ³]
V_f	:	軸方向燃料後退速度 [mm/s]
V_o	:	ポート内酸化剤流速 [m/s]
x^*	:	モデルにおける拡散と化学反応に必要な距離 [m]
X	:	燃焼ガスのモル分率 [-]
w	:	$= (D' - D)/2$
α	:	定数 [-] および熱伝達率 [W/m ²]
β	:	定数 [-]
Δh	:	固体燃料の有効気化熱 [J/kg]
ΔP	:	燃料間の圧力損失 [Pa]
ε_f	:	固体燃料の放射率 [-]
ε_g	:	燃焼ガスの放射率 [-]
η_{c^*}	:	特性排気速度効率 [-]
λ	:	管摩擦係数 [-] および燃焼ガスの気相熱伝導率 [W/K/m]
μ	:	粘性係数 [Pa s]
ν	:	動粘性係数 [m ² /s]

ρ_f	:	燃料密度 [kg/m ³]
ρ_o	:	酸素密度 [kg/m ³]
σ	:	ステファン・ボルツマン定数 (= 5.67×10 ⁻⁸)
τ_c	:	化学反応に必要な時間 [s]
τ_d	:	拡散に必要な時間 [s]
τ_r	:	燃焼器内の非定常時間 [s]
τ_w	:	せん断応力および固体燃料表面上でのせん断応力 [Pa]

目次

概要	- 2 -
主な記号説明	- 4 -
図一覧	- 12 -
表一覧	- 16 -
1 背景	- 17 -
1.1 ロケットの分類	- 17 -
1.2 ハイブリッドロケット	- 19 -
1.2.1 境界層燃焼	- 19 -
1.2.2 O/F シフト	- 24 -
1.2.3 ハイブリッドロケットの弱点およびその克服方法	- 25 -
1.2.4 先行研究で克服できていない弱点	- 27 -
1.3 端面燃焼式ハイブリッドロケット	- 27 -
1.3.1 第 1 次先行研究（アイディア）	- 28 -
1.3.2 第 2 次先行研究（燃焼特性の理解）	- 29 -
1.3.3 第 3 次先行研究（安定燃焼火炎群）	- 33 -
1.3.4 海外の追従研究	- 37 -
1.3.5 第 4 次先行研究（高精度 3D プリンタ）	- 38 -
1.4 端面燃焼式ハイブリッドロケットの可能性	- 45 -
1.5 研究目的	- 45 -
1.6 本論文の構成	- 45 -
2 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度の解明	- 47 -
2.1 本章の目的	- 47 -
2.2 小型燃料による燃料後退速度の調査 [4]	- 47 -
2.2.1 実験手法	- 47 -
2.2.2 データ解析方法	- 54 -
2.2.3 燃焼実験結果	- 71 -
2.2.4 考察	- 73 -
2.3 大型燃料による燃料後退速度の調査 [56]	- 79 -
2.3.1 実験手法	- 79 -
2.3.2 データ解析方法	- 84 -
2.3.3 燃焼実験結果	- 85 -
2.3.4 考察	- 86 -
2.4 逆火問題	- 98 -
2.4.1 逆火問題	- 98 -

2.4.2	安定燃焼と摩擦速度.....	- 101 -
2.4.3	計算モデル.....	- 101 -
2.4.4	計算結果および考察.....	- 103 -
2.5	燃焼室特性長さに関する調査 [62].....	- 109 -
2.5.1	燃焼室特性長さと研究目的.....	- 109 -
2.5.2	燃焼実験手法.....	- 110 -
2.5.3	実験結果および考察.....	- 111 -
3	端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデル [4].....	- 115 -
3.1	本章の目的	- 115 -
3.2	参考モデル	- 115 -
3.3	端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルのコンセプト [4].....	- 116 -
3.4	計算手法	- 117 -
3.5	計算結果と考察	- 122 -
3.5.1	燃焼室圧力の影響.....	- 122 -
3.5.2	ポート内酸化剤流速の影響.....	- 123 -
3.5.3	火炎から固体燃料間の放射の影響.....	- 125 -
4	端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性の解明.....	- 127 -
4.1	本章の目的および構成.....	- 127 -
4.2	ステップ関数上に推力制御を行ったときの推力制御特性 [39].....	- 128 -
4.2.1	実験手法	- 128 -
4.2.2	実験結果	- 129 -
4.2.3	遅い応答と速い応答.....	- 131 -
4.2.4	ヒステリシス特性.....	- 135 -
4.3	推力制御時の応答特性（燃焼室圧力非定常時間） [76].....	- 137 -
4.3.1	実験手法	- 137 -
4.3.2	実験結果	- 137 -
4.3.3	燃焼室圧力非定常時間の定義.....	- 140 -
4.3.4	燃焼室圧力非定常時間と供給酸化剤流量の変化率.....	- 143 -
4.3.5	燃焼室圧力非定常時間とポート内酸化剤流速の変化量.....	- 144 -
4.3.6	燃焼室圧力非定常時間の簡易計算モデル.....	- 146 -
5	端面燃焼式ハイブリッドロケットの可視化燃焼器による燃焼挙動の解明.....	- 150 -
5.1	本章の目的	- 150 -
5.2	実験方法	- 150 -
5.2.1	実験装置	- 150 -
5.2.2	燃料	- 152 -
5.2.3	燃焼実験方法.....	- 152 -

5.3 結果および考察	- 154 -
5.3.1 燃焼実験結果.....	- 154 -
5.3.2 燃焼室圧力非定常時間.....	- 156 -
5.3.2 燃料後退速度.....	- 158 -
6 結論	- 160 -
第 1 章	- 160 -
第 2 章	- 160 -
第 3 章	- 161 -
第 4 章	- 161 -
第 5 章	- 161 -
謝辞	- 163 -
参考文献	- 165 -
発表済論文	- 171 -

図一覧

図 1.1	化学推進ロケット概要 [2].....	- 18 -
図 1.2	従来型ハイブリッドロケットの構造 [4].....	- 19 -
図 1.3	境界層燃焼モデル.....	- 19 -
図 1.4	酸化剤流速に対する火炎燃え広がり速度の関係.....	- 30 -
図 1.5	3.0 mm 内径を有する PMMA 管内を燃え広がる火炎の様子.....	- 31 -
図 1.6	円管燃料内での安定燃焼における, 流路拡大と酸化剤流速の減少の概念.....	- 32 -
図 1.7	端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力, I_{sp} および O/F の関係 [26].....	- 33 -
図 1.8	端面燃焼式ハイブリッドロケットの定常移行までの概念 [4]	- 35 -
図 1.9	ドリル加工を用いた先行研究実験結果 [26].....	- 36 -
図 1.10	それぞれのケースにおけるポート後退の概要 [4]	- 39 -
図 1.11	単ポート燃料の各径における軸方向と半径方向の安定燃焼中の燃料後退量の 関係 [26].....	- 39 -
図 1.12	燃料充填率がロケット性能に与える計算のフローチャート [39]	- 41 -
図 1.13	燃料充填率がロケット性能に与える影響 [39]	- 42 -
図 1.14	3D プリンタで成形された燃料と燃焼実験の様子 [41]	- 43 -
図 1.15	燃焼実験後の燃料(燃焼面と軸方向)と燃焼実験結果 [41]	- 44 -
図 1.16	先行研究による燃料後退速度と燃焼室圧力の関係 [33]	- 44 -
図 2.1	小型燃焼器における実験装置概要 [4].....	- 48 -
図 2.2	燃焼前の小型燃料の燃焼器概要 [4].....	- 48 -
図 2.3	小型燃焼器の点火シーケンス [4].....	- 49 -
図 2.4	燃料概要 [4].....	- 50 -
図 2.5	成形された燃料 [4].....	- 51 -
図 2.6	光硬化性樹脂・気体酸素の特性排気速度と O/F の関係 [4].....	- 51 -
図 2.7	燃料充填率計測方法 [4].....	- 52 -
図 2.8	再現法の計算フローチャート.....	- 56 -
図 2.9	各特性排気速度効率で求まる O/F 履歴	- 57 -
図 2.10	各特性排気速度効率で求まる燃料消費量履歴と燃焼実験で得られた燃料消費 量	- 57 -
図 2.11	酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 (Test-09) [4]	- 58 -
図 2.12	再現法によって取得された O/F および燃料後退速度履歴 (Test-09) [4]..	- 58 -
図 2.13	多重解問題が発生する範囲 [4].....	- 60 -
図 2.14	理論および実験 c^* と O/F の関係 [4].....	- 60 -
図 2.15	新たな再現法の計算フローチャート.....	- 62 -
図 2.16	新たな再現法によって計算された O/F および燃料後退速度履歴 (Test-09) [4]	- 63 -

図 2.17	酸化剤流量と燃焼室圧力履歴 (Test-10, Sequence-2) [4].....	- 67 -
図 2.18	酸化剤流量と燃焼室圧力履歴 (Test-12, Sequence-3) [4].....	- 68 -
図 2.19	各シーケンスにおける燃焼開始時刻の定義 (Test-09 および Test-12) [4]-	68 -
図 2.20	各シーケンスにおける燃焼終了の定義 (Test-09 および Test-12) [4].....	- 69 -
図 2.21	Test-07 における酸化剤流量および O/F 履歴 [4].....	- 70 -
図 2.22	Test-07 における O/F, 燃料後退速度, およびポート内酸化剤流速履歴 [4]... 72 -	
図 2.23	燃焼前燃料 (上) および Test-07 の燃焼後での燃料 (下) の様子 [4].....	- 72 -
図 2.24	Test-01 から Test-04 の燃焼室圧力履歴 [4]	- 74 -
図 2.25	Test-01 から Test-04 の酸化剤流量履歴 [4]	- 74 -
図 2.26	Test-01 から Test-04 の燃料消費量と再現法による Test-04 の燃料消費量履歴 [4].....	- 75 -
図 2.27	燃焼室圧力と燃料後退速度の関係 [4]	- 76 -
図 2.28	V_f/V_o^m vs. P_c の関係 [4]	- 78 -
図 2.29	V_f/P_c^n vs. V_o の関係 [4].....	- 78 -
図 2.30	大型燃焼器における実験装置概要 [4]	- 80 -
図 2.31	大型燃料の燃焼器概要 [56]	- 80 -
図 2.32	大型燃焼器の点火シーケンス	- 82 -
図 2.33	高精度 3D プリンタによって成形された大型燃料 [56]	- 83 -
図 2.34	大型および小型燃料の燃焼実験結果 (V_f vs. P_c) [56].....	- 87 -
図 2.35	燃焼実験結果 (V_f vs. P_c) と後退速度式 ($V_f \sim P_c$) [56].....	- 87 -
図 2.36	V_f/V_o^m と P_c の関係 [56].....	- 89 -
図 2.37	V_f/P_c^n と V_o の関係 [56]	- 90 -
図 2.38	特性排気速度効率と O/F の関係	- 92 -
図 2.39	特性排気速度と O/F の関係	- 92 -
図 2.40	量論 O/F 付近での特性排気速度効率と燃焼室圧力の関係.....	- 93 -
図 2.41	量論 O/F 付近での特性排気速度効率とポート内酸化剤流速の関係.....	- 93 -
図 2.42	燃料後退速度と G_o の関係.....	- 95 -
図 2.43	燃焼室圧力と酸化剤質量流束 G_o の関係	- 95 -
図 2.44	燃料後退速度と燃焼室圧力の関係 (G_o : 178-205 kg/m ² /s)	- 97 -
図 2.45	燃料後退速度と G_o の関係 (P_c : 0.49-0.61 MPa).....	- 97 -
図 2.46	逆火した時の各圧力履歴 (Test-16) [56]	- 99 -
図 2.47	逆火した後に取り出された燃料グレイン (Test-16) [56]	- 99 -
図 2.48	Test-15 の各圧力履歴 [56].....	- 100 -
図 2.49	燃焼実験後の燃料グレイン (Test-15) [56]	- 100 -
図 2.50	ギター線によって押し出されたポート内に詰まっていた未硬化レジン [56] .-	

100 -

図 2.51	計算コンセプト [56].....	- 102 -
図 2.52	計算フローチャート [56].....	- 102 -
図 2.53	d_2 と摩擦速度の関係 (Re_c : 2300) [56].....	- 104 -
図 2.54	d_2 とレイノルズ数の関係 (Re_c : 2300) [56].....	- 104 -
図 2.55	d_2 と摩擦速度の関係 (Re_c : 3000) [56].....	- 105 -
図 2.56	d_2 と摩擦速度の関係 (Re_c : 2000) [56].....	- 105 -
図 2.57	各燃焼室圧力における d_2 と層流乱流遷移領域の関係 [56].....	- 107 -
図 2.58	d_2 ポート数と摩擦速度の関係 [56].....	- 107 -
図 2.59	各ノズルスロート径における, d_2 と摩擦速度の関係 [56].....	- 108 -
図 2.60	端面燃焼式ハイブリッドロケットで燃焼中に増加する燃焼室体積の概念 [62]	- 109 -
図 2.61	CAMUI 型ハイブリッドロケットの L^* と特性排気速度効率 η_c^* の関係 [63].....	- 110 -
図 2.62	燃焼後の燃料 [62].....	- 112 -
図 2.63	Test-1 から Test-4 の酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 [62]	- 112 -
図 2.64	燃料消費量と Test-5 の算術燃料消費量履歴 [62]	- 113 -
図 2.65	Test-4 の特性燃焼室長さ履歴 [62]	- 114 -
図 2.66	特性排気速度効率と燃焼時間の関係 [62]	- 114 -
図 3.1	端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルのコンセプト [4]	- 116 -
図 3.2	固体燃料表面での熱収支.....	- 117 -
図 3.3	プランク平均吸収係数と温度の関係 [70]	- 120 -
図 3.4	計算および燃焼実験結果における, 燃焼室圧力と燃料後退速度の関係 ...	- 123 -
図 3.5	各ポート径における化学反応および拡散に必要な距離.....	- 123 -
図 3.6	ポート内酸化剤流速と燃料後退速度の関係.....	- 124 -
図 3.7	計算結果における熱収支 ($d=0.00$ mm, $P_c=1.0$ MPa, $V_o=20$ m/s, Total heat flux 44.8 MW/m ²)	- 124 -
図 3.8	計算結果における熱収支 ($d=0.00$ mm, $P_c=1.0$ MPa, $V_o=20$ m/s, Total heat flux 44.8 MW/m ²)	- 125 -
図 3.9	$d=0.00$ mm, $V_o=20$ m/s 正味の放射率と燃焼室圧力の関係.....	- 126 -
図 4.1	各雰囲気圧力における単ポートにおける燃料後退の軸方向と半径方向の関係 [26].....	- 127 -
図 4.2	銅管・熱伝セメントを用いない大型燃料の燃焼器 [39]	- 128 -
図 4.3	燃焼前後の燃料 (右から燃焼前の燃料, Test-1 および Test-2 の燃焼後の燃料) [39].....	- 129 -
図 4.4	Test-1 の各圧力の履歴 [39].....	- 130 -

図 4.5	Test-2 の各圧力の履歴 [39].....	- 130 -
図 4.6	Test-1 の②および④における酸化剤流量および P_c 履歴 [39].....	- 132 -
図 4.7	Test-2 の②および④における酸化剤流量および P_c 履歴 [39].....	- 132 -
図 4.8	Test-1-① の $\dot{m}_o$, P_c , および $P_{c,app}$ の履歴 [39].....	- 133 -
図 4.9	予想される酸化剤供給前 (Case A) および酸化剤供給直後 (Case B) の消炎距離の模式図 [39].....	- 134 -
図 4.10	Test-1 の各時間における供給酸化剤流量に対する燃焼室圧力 [39]	- 136 -
図 4.11	Test-2 の各時間における供給酸化剤流量に対する燃焼室圧力 [39].....	- 136 -
図 4.12	Test-1 および Test-2 の酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 [76]	- 138 -
図 4.13	Test-3 の酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 [76]	- 139 -
図 4.14	Test-4 の酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 [76]	- 139 -
図 4.15	Test-3 における燃焼室圧力のヒステリシス特性 [76]	- 140 -
図 4.16	Test-1 における $\dot{m}_o$ および $P_c/\dot{m}_o$ 履歴 [76]	- 142 -
図 4.17	燃焼室圧力非定常時間の定義 [76]	- 142 -
図 4.18	供給酸化剤流量の変化率と燃焼室圧力非定常時間の関係 [76]	- 143 -
図 4.19	Test-1 のポート内酸化剤流速履歴 [76]	- 145 -
図 4.20	ポート内酸化剤流速の変化量と燃焼室圧力非定常時間の関係 [76]	- 145 -
図 4.21	燃焼室圧力非定常時間計算フローチャート [76]	- 147 -
図 4.22	計算によって求めた, P_c , V_o , および O/F 履歴 [76].....	- 148 -
図 4.23	計算によって求めた燃焼室圧力非定常時間と推力制御後の酸化剤流量 [76]	- 149 -
図 5.1	可視化実験の装置図.....	- 151 -
図 5.2	燃焼前の可視化燃焼器の上断面図.....	- 151 -
図 5.3	可視化燃料の詳細寸法.....	- 152 -
図 5.4	点火時 (a) および燃焼中 (b) のノズル出口の様子.....	- 153 -
図 5.5	加圧直前 (A) および直後 (B) の観察窓からの火炎の様子	- 153 -
図 5.6	Test-1, 2 および 3 における酸化剤流量, 燃焼室圧力, ポート内酸化剤流速および 窒素流量履歴 (左), および火炎先端位置および燃料後退速度 (右)	- 154 -
図 5.7	Test-1 における, 各燃焼時間における火炎の様子	- 155 -
図 5.8	特性後退長さの選択方法.....	- 156 -
図 5.9	特性後退長さ比および燃焼室圧力履歴.....	- 157 -
図 5.10	可視化燃焼器およびロケット燃焼器で取得した燃料後退速度 [56] と燃焼室 圧力の関係	- 158 -
図 5.11	ロケット燃焼実験から取得した燃料後退速度式 [56] と可視化燃焼器で取得 した燃料後退速度の関係.....	- 159 -

表一覧

表 1.1	各項目における化学ロケットの懸念事項 [2]	- 18 -
表 1.2	各研究グループにおける火炎燃え拡がりの実験手法	- 32 -
表 2.1	燃料詳細寸法 [4]	- 50 -
表 2.2	燃料の組成	- 51 -
表 2.3	小型燃焼実験の計測器の誤差 [3]	- 65 -
表 2.4	加圧シーケンス一覧 [4]	- 67 -
表 2.5	小型燃焼器の燃焼実験結果 [4]	- 71 -
表 2.6	Test-01 から Test-04 の燃料消費量と再現法による燃料消費量 [4]	- 75 -
表 2.7	大型燃料の詳細寸法 [56]	- 83 -
表 2.8	大型燃焼実験の計測器の誤差 [56]	- 84 -
表 2.9	大型燃料の燃焼実験の a , A_t , 加圧シーケンスおよび燃焼実験結果 [56]	- 85 -
表 2.10	大型燃料の燃焼実験結果 [56]	- 86 -
表 2.11	端面燃焼式ハイブリッドロケット燃料の後退速度式の各定数 [56]	- 88 -
表 2.12	燃料精度および燃料消費量 [62]	- 111 -
表 3.1	式 (3.11) の近似式の係数	- 120 -
表 3.2	端面燃焼式ハイブリッドロケット燃料後退モデルで使用了値	- 121 -
表 4.1	燃焼時間と推力制御タイムシーケンス [39]	- 128 -
表 4.2	ポート精度評価 [39]	- 128 -
表 4.3	各シーケンスにおける t_s および式 (4.1) の定数 [39]	- 131 -
表 4.4	燃焼時間と推力制御方法 [76]	- 137 -
表 4.5	燃料精度 [76]	- 138 -
表 4.6	計算に用いた定数 [76]	- 147 -

1 背景

1.1 ロケットの分類

現在、宇宙開発において人工衛星、探査機、有人宇宙船などの輸送手段として様々なロケットが用いられている。大気の薄い宇宙空間では外部から酸化剤を取り込めないため、ロケットは推進剤をすべて自分自身で貯蔵している。推進剤を加速して後方に噴射した反作用により推力を得る推進装置がロケットである。ロケットは推進剤の加速方法により化学推進ロケットと電気推進等の非化学推進ロケットに大別される。化学推進ロケットは、酸化剤と燃料の燃焼反応によって推進剤の体積を増大させ高速（通常は超音速）で排出することで推力を得る。化学推進ロケットは酸化剤と燃料の相によりさらに 3 種類に分けられる [1]。酸化剤と燃料が共に液相である液体ロケット、酸化剤と燃料が共に固相である固体ロケット、そして酸化剤と燃料の相が異なるハイブリッドロケットである。一般的にハイブリッドロケットは、液相の酸化剤と固相の燃料を用いる。図 1.1 にそれぞれのロケットの概要を示す。ここで、ハイブリッドロケットの特徴をそれぞれのロケットと比較する。

○固体ロケットとの比較

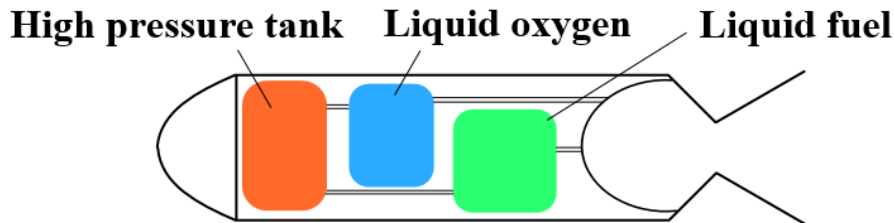
- ・ 酸化剤と燃料を別々に貯蔵しているため安全である。
- ・ 酸化剤の供給を調節することによって燃焼の停止、再点火および推力制御が可能である。
- ・ 酸化剤に酸素を、燃料に炭化水素系樹脂を用いることで、塩化水素などの有害物質が排出されない。
- ・ 比推力が高い。

○液体ロケットとの比較

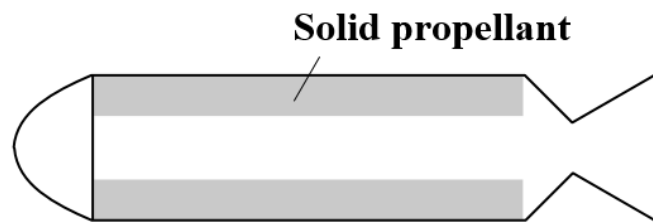
- ・ 酸化剤と燃料を異なる相で、別々に貯蔵しているため安全である。
- ・ 適切な推進薬の組み合わせによって、ロケット全体の密度比推力を高くできる。
- ・ 液体推進薬の供給系が 1 つで良いので、構造が簡単になり製造コストを抑えられる。

表 1.1 に、各項目における化学ロケットの懸念事項をまとめる。固体ロケットおよび液体ロケットは取り扱いに多くの制約を伴い、技術的ハードルが高い。一方で、ハイブリッドロケットは燃料及び酸化剤共に入手や取り扱いが容易なものを選択することが可能であり、安全性が高く運用上の制限が少ない。これらの特徴を持つハイブリッドロケットは近年注目されている。

Liquid Rocket



Solid Rocket



Hybrid Rocket

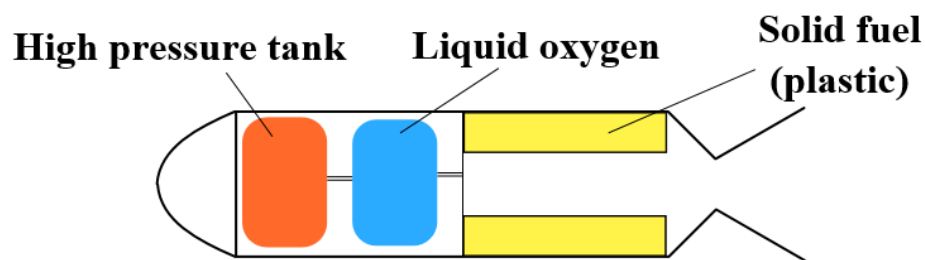


図 1.1 化学推進ロケット概要 [2]

表 1.1 各項目における化学ロケットの懸念事項 [2]

項目	液体ロケット	固体ロケット	ハイブリッドロケット
安全に関わる懸念	危険物 (液体燃料)	火薬	高圧ガス
固形物の扱い易さ	-	難しい	良い
加圧の必要性	燃料・酸化剤で必要	なし	酸化剤のみ必要
構造の複雑さ	複雑	簡易	中程度
推力制御	可能	不可能	O/F シフト
停止・再点火	可能	不可能	可能

1.2 ハイブリッドロケット

1.2.1 境界層燃焼

図 1.2 は従来型のハイブリッドロケットの構造を示す [4]. 従来型ハイブリッドロケットは, 筒型の燃料の中に液体もしくは気体の酸化剤が流れる. 燃焼は, 筒型燃料内部で行われ, 一般的にその燃焼形態は境界層燃焼と呼ばれている.

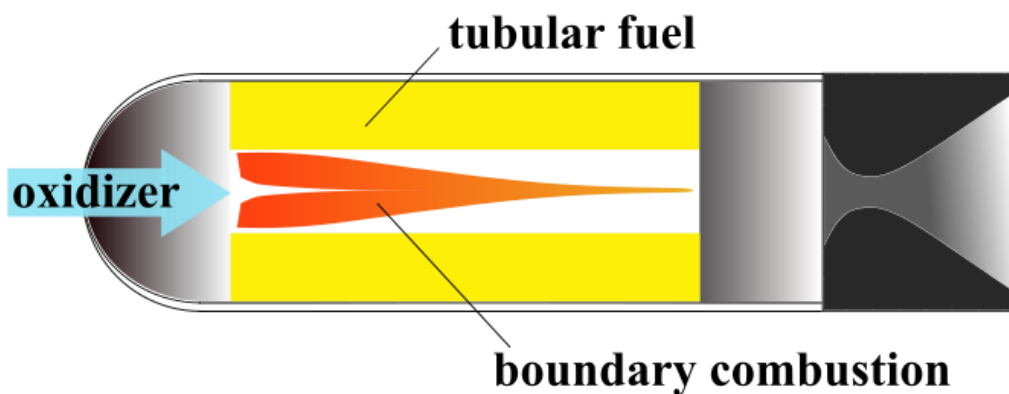


図 1.2 従来型ハイブリッドロケットの構造 [4]

境界層燃焼の概念は, Marxman と Gilbert によって乱流拡散火炎として提唱された [5]. ここでは, この境界層燃焼モデルについて Marxman と Gilbert の論文を参考に紹介する. 図 1.3 は, 境界層燃焼モデルを示す.

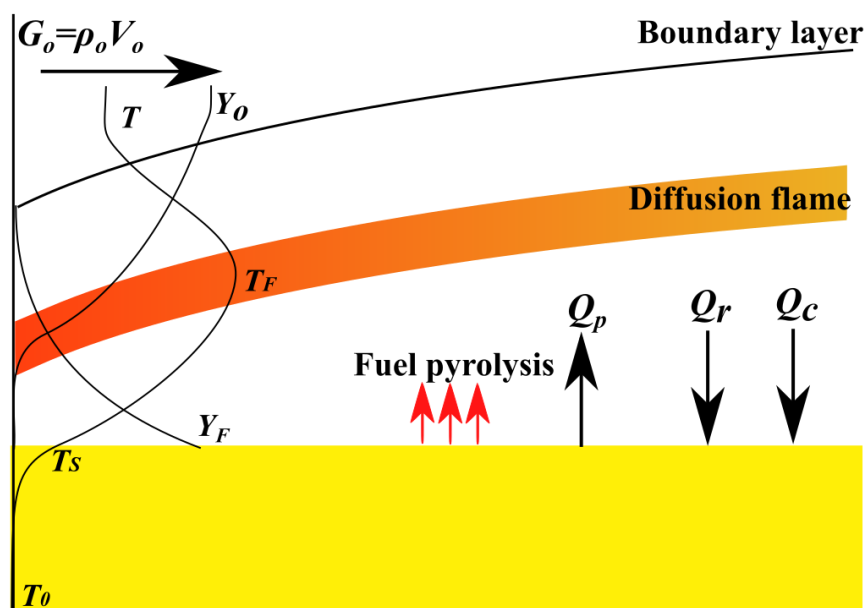


図 1.3 境界層燃焼モデル

固体燃料は，境界層における熱伝導 $\dot{Q}_c$ [W/m²] および火炎から固体燃料への輻射熱 $\dot{Q}_r$ [W/m²] によって後退すると，以下の式によってエネルギー収支を表すことができる [5][6]：

$$\dot{Q}_c + \dot{Q}_r = \Delta h \rho_f \dot{r} . \quad (1.1)$$

ここで， Δh ， ρ_f および $\dot{r}$ は，固体燃料の有効気化熱 [J/kg]，固体燃料密度 [kg/m³]，および固体燃料後退速度 [m/s] をそれぞれ示す．ここで，固体燃料の有効気化熱は，常温から気化温度まで温度上昇させる熱量および蒸発に必要な潜熱の両方を含む．境界層における熱伝導は

$$\dot{Q}_c = -\lambda \frac{\partial T}{\partial y} = -\frac{\lambda}{c_p} \frac{\partial h}{\partial y} = \frac{\lambda}{c_p} \frac{\Delta h}{\Delta y} = \frac{\alpha}{c_p} \Delta h \quad (1.2)$$

と表される．ここで， λ ， c_p ， h ，および α は，気層熱伝導率 [W/m/K]，定圧比熱 [J/kg/K]，比エンタルピー [J/kg]，および熱伝達率 [W/m²] をそれぞれ表す．流体および固体間の熱伝達と固体の比熱の比を表すスタントン数は

$$St = \frac{\alpha}{c_p \rho u} \quad (1.3)$$

と定義され，式 (1.2) に代入すると

$$\dot{Q}_c = St \rho_c u_c \Delta h \quad (1.4)$$

となる．スタントン数を評価するために，ここでレイノルズ・アナロジー（相似則）を用いる．レイノルズ・アナロジーは，境界層内の温度およびエンタルピー分布が速度分布と相似であるというものである．このレイノルズ・アナロジーに加え，プラントル数およびレイス数が 1 であるとする

$$\frac{\partial h / \partial y}{\partial u / \partial y} = \frac{\dot{Q}}{\tau} = \frac{\dot{Q}_w}{\tau_w} \quad (1.5)$$

となる．ここで， $\dot{Q}$ ， $\dot{Q}_w$ ， τ ，および τ_w は，任意 y における熱流速，固体燃料表面上での熱流束 [W/m^2]，任意 y におけるせん断応力および固体燃料表面上でのせん断応力 [Pa] それぞれを表す．式 (1.5) を変形し， y について積分すると

$$\frac{\dot{Q}_w}{\Delta h} = \frac{\tau_w}{u_c} \quad (1.6)$$

となる．式 (1.6) の両辺を $\rho_c u_c$ で割ると

$$\frac{\dot{Q}_w}{\rho_c u_c \Delta h} = \frac{\tau_w}{\rho_c u_c^2} \quad (1.7)$$

となる．式(1.4)および(1.7)より

$$\text{St} = \frac{\dot{Q}_w}{\rho_c u_c \Delta h} = \frac{\tau_w}{\rho_c u_c^2} \quad (1.8)$$

となる．ここで，表面摩擦係数 $C_f[-]$ を導入すると，せん断応力は

$$\tau_w = \frac{1}{2} \rho_e u_e^2 C_f \quad (1.9)$$

と表される．ここで， ρ_e および u_e は境界層外の気体密度 [kg/m^3] および流速 [m/s] をそれぞれ表す．式 (1.8) および (1.9) より，

$$St = \frac{1}{2} \frac{\rho_e u_e^2}{\rho_c u_c^2} C_f \quad (1.10)$$

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，密度および流速はそれぞれ等しくなるので

$$St_0 = \frac{1}{2} C_{f,0} \quad (1.11)$$

となる．ここで， St_0 および $C_{f,0}$ 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および表面摩擦係数である．平板上の乱流境界層において，スタントン数と摩擦係数は，経験的に

$$St = \frac{1}{2} C_f \quad (1.12)$$

となることが分かっている．式 (1.11) および式 (1.12) 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および表面摩擦係数の関係は

$$\frac{St}{C_f} = \frac{St_0}{C_{f,0}} \quad (1.13)$$

となる．また，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

$$C_{f,0} = 2 \times 0.03 Re^{-0.2} Pr^{-2/3} \quad (1.14)$$

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 (1.11) および式 (1.13) より

$$C_{f,0} = 0.03 Re^{-0.2} \left(\frac{St_0}{St} \right) C_f \quad (1.15)$$

となる．ここで，レイノルズ数 $Re [-]$ は

$$\text{Re} = \frac{\rho u x}{\mu} = \frac{G_p x}{\mu} \quad (1.16)$$

となる． G_p および μ は推進剤質量流束 [$\text{kg/m}^2/\text{s}$] および動粘性係数 [$\text{Pa}\cdot\text{s}$] をそれぞれ表す．式 (1.1), (1.4), (1.13), および (1.16)より，燃料後退速度は

$$\rho_f \dot{r} = 0.03 G_p^{0.8} x^{-0.2} \mu^{0.2} \left(\frac{\text{St}}{\text{St}_0} \right) \left(\frac{u_e}{u_c} \right) \left(\frac{\Delta h}{h_v} \right) + \frac{\dot{Q}_r}{h_v} \quad (1.17)$$

と表すことができる．

式 (1.17) において，右辺第一項は対流熱伝達，第二項は輻射熱伝達を表す．対流熱伝達の項の括弧内の項について説明する．まず初めに，スタントン数の比 (St/St_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高い値を得ることができない．次に，速度比 (u_e/u_c) 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．最後に，エンタルピー比 ($\Delta h/h_v$) は，固体燃料の熱化学特性を表す．式 (1.17) 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，また輻射熱伝達は対流熱伝達に比べて十分小さいとし，燃料後退速度は

$$\dot{r} = \alpha G_p^n x^m \quad (1.18)$$

とまとめられる．各定数は推進剤の性質によって異なり，指数 n および m は，0.5 から 0.8 および -0.2 の値になる．下流に進むにしたがって，推進剤質量流束 G_p は燃料の付加により増加するが，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相殺される傾向があるため，酸化剤質量流束 G_o [$\text{kg/m}^2/\text{s}$] を用いて燃料後退速度は

$$\dot{r} = \alpha G_o^n \quad (1.19)$$

と一般的に表され，距離 x の関数でなくなる．

1.2.2 O/F シフト

従来型ハイブリッドロケットで 2 種類の O/F シフトが発生する。O/F [-] は、酸化剤質量流量 $\dot{m}_o$ [kg/s] および燃料質量流量 $\dot{m}_f$ [kg/s] の比として

$$O/F = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} \quad (1.20)$$

と定義される。従来型ハイブリッドロケットにおいて、燃料質量流量は式 (1.19) より

$$\dot{m}_f = \pi D L \dot{r} = \pi D L \alpha G_o^n \quad (1.21)$$

となる。ここで、 D および L は燃料ポート直径 [m] および燃料長さ [m] である。ポート径を用いると酸化剤質量流束は

$$G_o = \frac{\dot{m}_o}{\pi D^2/4} \quad (1.22)$$

と表される。式 (1.20), (1.21), および (1.22) より O/F は

$$O/F = \frac{\dot{m}_o^{1-n} D^{2n-1}}{4^n \alpha L \pi^{1-n}} \quad (1.23)$$

と書き直すことができる。

式 (1.23) において、O/F は酸化剤流量および燃料ポート直径によって変化することが分かる。この 2 つの変数によって、従来型ハイブリッドロケットの 2 種類の O/F シフトを説明することができる。まず、燃焼時間に対する O/F シフトである。指数 n が 0.5 ではないとき、燃焼時間の増加による燃料ポート径 D の増加によって、O/F は増加していくこととなる。 $n=0.5$ のときは、燃焼時間に対する O/F シフトは発生しない。 $n \neq 0.5$ のとき、燃焼時間に対する O/F シフトが発生し、設計した特性排気速度 c^* [m/s] からずれてしまう「 c^* ロス」が発生する。Karabeyoglu らは、液体酸素・パラフィンの推進剤で、 $n=0.7$ で 150 秒の燃焼時間での O/F シフトを、式 (1.23) を用いて計算した結果、1% 程度の c^* ロスが発生するだけであり、燃焼時間に対する O/F シフトは大きな問題とはならないとしている [7]。一方

で、推力制御に対する O/F シフトは顕著である。 $n=1.0$ にならない限り、酸化剤流量を変化させたときに O/F が著しく変化してしまうため、燃料と酸化剤のうち余った側は推進剤残渣となり、質量比を悪化させるため、ロケットの軌道投入能力に大きな影響を及ぼし得る [8].

1.2.3 ハイブリッドロケットの弱点およびその克服方法

従来型ハイブリッドロケットの弱点をここにまとめる

- (1) 乱流境界層が厚いことにより対流熱伝達が弱く燃料後退速度が遅い、
- (2) 熱伝達を促進して燃料後退速度を改善しようとしても、気化燃料によって熱伝達を阻害するブローイング効果によって、燃料後退速度の改善に限界がある、
- (3) 推力制御中に著しい O/F シフトが発生する、
- (4) 境界層内において酸化剤と燃料とが十分に混合・拡散されないために燃焼効率が低い、
- (5) 燃焼効率向上を図るノズル上部の混合領域は体積充填率の減少を招く。

これらの弱点を克服するために、世界的にハイブリッドロケットの研究が進められており、本項では酸化剤供給、燃料形状、燃料、および、酸化剤供給および燃料形状への工夫に分類して紹介する。

1.2.3.1 酸化剤供給への工夫

供給酸化剤に旋回成分を加えることにより、乱流境界層を薄くして対流熱伝達を促進し燃料後退速度を向上させることが可能である。Orbital Technologies Corporation により提案された旋回流ハイブリッドロケット [9] では、酸化剤は燃料後端とノズル入り口の間の 4 つの旋回型インジェクタから噴射され、旋回しながらポート前端方向に流れる。前端に到達後は、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。半径方向への強い圧力勾配および強い遠心力によって、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、同一条件での従来型ハイブリッドロケットと比較して最大で 7 倍の燃料後退速度が得られた。

東京都立大学（現・首都大学東京）では、ノズル側ではなく前端側に旋回型インジェクタを介して酸化剤に旋回を加えて噴射するハイブリッドロケットの研究開発を行っており、燃料後退速度の向上を図っている [10]。旋回型インジェクタでは、旋回が強くなるに従って燃料後退速度が増加することが分かった。酸化剤供給の工夫によって、乱流境界層を薄くして対流熱伝達を促進し燃料後退速度を向上させることが可能である。

1.2.3.2 固体燃料形状への工夫

衝突噴流を利用することでも、乱流境界層を薄くして対流熱伝達を促進し燃料後退速度

を向上させることが可能である。

Nagata らが開発を進める縦列多段衝突噴流 (Cascaded Multistage Impinging-jet, CAMUI) 方式と呼ばれる手法を提案し開発を進めている [11]。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 度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。

燃料内に複数のポートを有する Multi-Row Muti-Port 燃料グレイン [12] が存在する。これは、低い燃料後退速度およびブローイング効果の欠点を有する境界層燃焼を複数のポートで発生させ、燃料流量の大幅な改善を図ろうとするものである。

らせん形状ポートは固体燃料形状への工夫によって燃焼ガスの流れ場を工夫している。Whitmore らが開発を進めるらせん型ハイブリッドロケット [13] は、複雑な燃料形状は 3D プリンタによって製造され、らせん形状によって表面摩擦係数を増加させる。表面摩擦係数は、式 (1.15) および式 (1.17) に示すとおり燃料後退速度と比例の関係を示す。らせん形状では、従来型ハイブリッドロケットと比較して 2 から 4 倍程度の燃料後退速度の向上が燃焼実験により明らかとなった。

1.2.3.3 固体燃料への工夫

酸化剤供給および固体燃料形状への工夫によって、燃料後退速度の向上を主に目指している。しかしながら、前述のように、燃料後退速度が増加すると燃料表面から湧き出すガスの流束が増大し、対流熱伝達が阻害されるブローイング効果は解決できていない。Karabeyoglu らはパラフィンベース燃料のハイブリッドロケットの研究開発を進めている [14]。パラフィンベース燃料は溶融すると低粘度および高い表面張力を有する溶融層を生成する。酸化剤が溶融燃料面の上側を高速で流れると、溶融相が不安定になり、微小な表面波が生成する。ガスの流れによるせん断力で液膜表面から液滴が生成されて主流に取り込まれ、燃料後退速度を大幅に増加させることができる。燃料流量の増加はブローイング効果が発生するが、燃料表面から湧き出す流れは二相流であり、液相の湧き出しにより熱伝達が阻害される効果は、気相の湧き出しによる効果と比較してほぼ無視できるため、燃料後退速度を大幅に増大させることが可能となる。

1.2.3.4 酸化剤供給および固体燃料形状への工夫

酸化剤供給および固体燃料形状への工夫として、半径方向インジェクタおよび旋回型端面燃焼式ハイブリッドロケットがある。両者は、酸化剤供給および固体燃料形状に工夫を加えており、筒形の燃料を有するのではなくディスク状の燃料を有し燃料端面で燃焼する。

Caravella らによって提案された半径方向インジェクタは、2枚のディスク状燃料の間を酸化剤が流れ、燃焼ガスは中央のノズルから排出される [15]。この半径方向インジェクタ端面燃焼式ハイブリッドロケットは提案されたのみで、燃焼実験は行われていないが、燃焼形態としては境界層燃焼で燃料が後退していくと考えられる。

旋回型端面燃焼式ハイブリッドロケット [16] は、酸化剤が旋回流によってノズル直上から供給されディスク状燃料端面に燃焼火炎を形成し、燃料軸方向に後退していく。旋回型ハイブリッドロケットと同様に旋回強度が大きくなると燃料後退速度が向上する。ディスク状の端面燃焼式ハイブリッドロケットは、燃料残渣の減少および非常に高い燃料体積充填率が期待される。

1.2.4 先行研究で克服できていない弱点

前項で述べたように、ハイブリッドロケットの弱点を克服するために、世界中で活発に研究が進められてきている。しかしながら、未だ克服できていない弱点があるため、ハイブリッドロケットは実用レベルに達していない。

旋回流を利用した酸化剤供給への工夫、および衝突型らせん形状の燃料形状への工夫をすることで、熱伝達を促進して燃料後退速度を劇的に向上しようとしてきた。しかしながら、気化燃料によって熱伝達を阻害するブローイング効果によって、燃料後退速度の改善に限界がある。そのため、**Multi-Row Muti-Port** 燃料グレインおよびワックススペース燃料以外の工夫は、後退速度の劇的向上もしくは燃料流量の向上にはつながらない。

Multi-Row Muti-Port 燃料グレインは、ブローイング効果による燃料後退速度の改善限界を妥協したうえでの、燃料流量向上への解と言える。しかし、**Multi-Row Muti-Port** 燃料グレインは、燃料全てを燃え切ることが困難であり、質量比を悪化させるという欠点を有する。

ワックススペース燃料は、ブローイング効果による燃料後退速度の改善限界を解消することができる。しかし、高加速度場では溶融層がノズル方向に流れ、ノズル付近に大量の燃え残りが発生するのではないかと懸念される [17]。この改善のために、ワックススペース燃料とノズルの間にスペーサーやプレートを設置することはできるが、体積充填率の減少を招く。また、ワックス燃料は熱膨張率が大きく、鋳込んで成型する過程において燃料内にクラックが発生することがある。この製造性を改善するために、エチレン酢酸ビニル共重合体 (EVA) を配合させるが、これは燃料後退速度の減少を招く。固相状態でのワックススペース燃料は他の燃料と比較して機械的に脆弱である。引張強さは、PMMA 燃料は 80 MPa [18] である一方、ワックススペース燃料は 4 MPa 程度 [19] であり、ワックススペース燃料の大型化が難しい。

1.3 端面燃焼式ハイブリッドロケット

従来型ハイブリッドロケットの欠点を克服するために永田・秋葉・橋本ら ([20], [21], [22], [23], [24], [25], [26]) によって軸方向端面燃焼式 (Axial-Injection End-Burning) ハイ

ブリッドロケットが提案されてきた。ここで、端面燃焼式ハイブリッドロケットは、1.2.3.4で説明した旋回流を用いて円柱燃料端面で燃焼させる旋回流端面燃焼式 [16] と燃料軸方向から酸化剤が噴出し燃料端面で燃焼する軸方向端面燃焼式が存在するが、本論文では軸方向端面燃焼式を、端面燃焼式ハイブリッドロケットと呼ぶこととする。

本節では、端面燃焼式ハイブリッドロケットが提案されてから実証されるまでの過程および現在の高精度3Dプリンタを用いるに至った経緯を説明する。それらの流れを、第1次、第2次、第3次および第4次に分けて説明する。また、近年の海外追従研究についても紹介する。

1.3.1 第1次先行研究（アイディア）

1.3.1.1 ウェットタオル式ハイブリッドロケット [20]

永田らは、端面燃焼式ハイブリッドロケットの前身として、ウェットタオル式ハイブリッドロケットを提案した [20]。これは、多孔質もしくは繊維状の燃料に液体酸化剤を浸潤させたものを推進剤として用いるもので、固体プロペラントの酸化剤粒子を液体酸化剤に置き換えたものに相当する。液体酸化剤を燃焼室に供給する機構を必要とせず、基本的な構造は従来の固体ロケットとほぼ同様である。永田らは、ポリアミド不織布を燃料として、短冊状に切りロール状に巻いたもの、および燃料を円盤状に切り抜いて積層させたものの2種類を、酸化剤である液体酸素に浸潤させたストランド試料による燃焼実験を行った。燃焼実験では、高い圧力条件では燃焼速度が非常に速くなり、圧力指数が1を超える結果を示した。ここで、固体推進剤の場合、圧力指数が1を超えると安定的な燃焼が得られないことを意味しており、基本構造が固体ロケットと同様なウェットタオル式ハイブリッドロケットでも、圧力指数が1を超えることは実用化には向かないことを示す。

1.3.1.2 ドライタオル式ハイブリッドロケット [21][22][23]

永田・橋本・加藤らは、端面燃焼式ハイブリッドロケットの実用化を目指すために、ウェットタオル式ハイブリッドロケットにおいて酸化剤に浸潤させていた燃料から、燃料のみを取り出した、ドライタオル式ハイブリッドロケットを提案した [21][22][23]。このドライタオル式を端面燃焼式ハイブリッドロケットとしても呼んでいる。

永田らは、ドライタオル式ハイブリッドロケットの基礎研究として、ポリエチレン燃料をストランド試料として燃焼実験を行った。燃焼実験では、供給する酸化剤流量と燃焼室圧力をパラメタとし、酸化剤流量の変化によって燃焼状態が大きく異なることを示した [22]。酸化剤流量を絞った条件では、逆火と呼ばれる急激に火炎が燃え広がっていく現象が報告されている。一方で、酸化剤流量を大きくしたとき、火炎が吹き消える現象も報告された。流路径が大きいときに、酸化剤流量を大きくする場合、燃焼速度は減少する結果となった。これについて、燃焼中のシュリーレン画像によって調査を行った [22]。ポート径の大きい（2 mm）場合のシュリーレン画像は、ポート径の小さい（0.5 mm）ときと比較し、明らか

に密度の異なる領域があることが分かる。これを、永田らは **Cold core flow of oxygen** と呼び、火炎面からの **Cold core flow of oxygen** が燃焼速度の減少に寄与していることを示唆している。

1.3.2 第 2 次先行研究（燃焼特性の理解）

1.3.2.1 ドライタオール式ハイブリッドロケットの逆火問題の克服 [24]

ドライタオール式ハイブリッドロケットで報告された逆火問題は、さらに高圧条件では頻発するため、加藤・橋本・永田らは透明度の高い **PMMA** 燃料にドリルで穴をあけて、その中に酸化剤を流し、拡散火炎を観察し逆火問題の追及を行った [24][25][26]。燃焼実験では、ポート径、燃焼室圧力、およびポート内酸化剤流速の違いによって、逆火もしくは定常燃焼となることが分かり、大きいポート径、高い燃焼室圧力、および遅いポート内酸化剤流速のいずれかのときに逆火することが分かった。そのため、高い燃焼室圧力での端面燃焼を実現するためには、小さいポート径および速いポート内酸化剤流速が必要であることが分かった。それらを考慮し最適 **O/F** を満たす条件を計算した結果、燃料が単位面積あたりに占める割合すなわち燃料充填率は、**95～97%**が必要であることが分かった [26]。

端面燃焼を形成する火炎（後述、安定燃焼）は、吹き消え近くの領域で形成される拡散火炎であるため、ポート径、燃焼室圧力、およびポート内酸化剤流速の違いによって、逆火、定常燃焼に区別できると考えられる。ポート径が小さくなると、拡散火炎は単位発熱量に対して周囲に奪われる熱損失量が増える。また、火炎から固体燃料表面までの距離である消炎距離よりポート径が小さくなると、火炎はポート内部に入り込めなくなる。燃焼室圧力の増加は燃え拡がり速度に正の相関がある。また、吹き消え近くの燃え拡がり現象において、酸化剤流速の減少は燃え拡がり速度の増加につながる。以上のことより、大きいポート径、高圧、低いポート酸化剤流速、それぞれの条件においてポート内部を燃え拡がった現象が逆火であると言える。次の 1.3.2.2 では、この火炎燃え拡がり現象について説明する。

1.3.2.2 火炎燃え拡がり現象

固体燃料上の火炎燃え拡がり現象は、火災などのメカニズムを理解するために古くから研究されてきた [27][28][29][30].

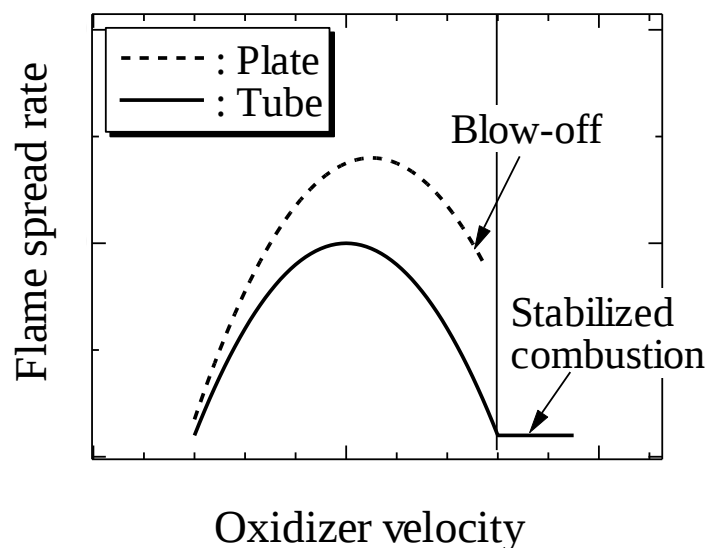


図 1.4 酸化剤流速に対する火炎燃え拡がり速度の関係

図 1.4 は、対向酸化剤流速に対する火炎燃え拡がり速度の関係を示す。点線は、平板上における関係を示す。酸化剤流速が十分遅いとき、火炎の燃え拡がり速度は消炎距離によって決まる熱流入量に依存する (Thermal regime)。酸化剤流速が高くなると、火炎は固体燃料表面へ近づく。酸化剤流速が高くなると速度境界層が薄くなり、それによって温度境界層も薄くなるからである。消炎距離は温度境界層の厚さに比例するため、温度境界層が薄くなれば消炎距離も小さくなる。消炎距離が小さくなることで、火炎から燃料表面への熱流入量が増加する。このようにして、Thermal regime では酸化剤流速と共に火炎から固体燃料への熱流入が増加し、火炎燃え拡がり速度が増加するのである。しかし、酸化剤流速が十分に速くなると、気相化学種の滞留時間が短くなり、Chemical regime へと移り変わる。酸化剤流速の増加と共に火炎は固体燃料へ近づき続けるが、同時に火炎は後方へ押しやられる。Chemical regime では、酸化剤流速の増加とともに火炎先端部が固体燃料の熱分解が始まる位置に対して後方に押しやられるため、火炎燃え拡がり速度が減少する。さらに酸化剤流速が増加すると火炎の吹き飛びが起こる。

2010 年、Hashimoto らは円管燃料内での火炎燃え拡がり実験を行い、今まで吹き消えとされてきた酸化剤流速域で火炎が維持され、通常燃え拡がり火炎とは異なる燃焼形態である安定燃焼となることを世界で初めて報告した [26][31][32]。図 1.4 に黒線で示すのは、円管燃料内での対向酸化剤流速に対する燃え拡がり速度の関係である。平板燃料表面では、酸化

剤流速が比較的高い領域では吹き飛んでしまい点火すらしない領域が存在する．しかし，円管燃料管内では一般的に吹き消え領域とされてきた酸化剤流速域で火炎が維持されることが分かった．

図 1.5 は，3.0 mm 内径を有する PMMA 管内を燃え広がる火炎の様子を表す [33]．図 1.5 (a)では酸化剤流速 7.8 m/s ときの燃え広がり燃焼の様子を示し，火炎が燃料管内表面上を燃え広がっていることが分かる．一方，図 1.5 (b) では酸化剤流速 25 m/s での円管燃料内での燃え広がり実験の様子を示す．(a) の通常燃え広がりとは燃焼の様子が異なることが分かる．火炎は燃料管内を半径方向に広げるように燃え広がっていることが分かる．なお，Hashimoto らは円管燃料のほかに，片側平板燃料とスチール板で形成される矩形流路での安定燃焼も報告している [32]．

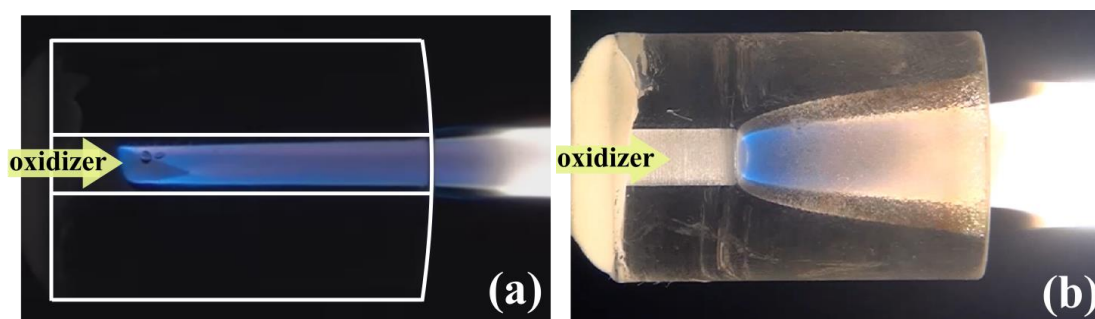


図 1.5 3.0 mm 内径を有する PMMA 管内を燃え広がる火炎の様子
(a) 対向流酸化剤流速：7.8 m/s, (b) 対向流酸化剤流速：25 m/s [33]

古くから研究されてきている固体燃料上の火炎燃え広がりや安定燃焼が報告されていないことから，安定燃焼は閉じられた空間での特別な現象であるように一見思える．しかし，Ndubizu らは平板燃料表面上の開いた空間で安定燃焼らしきものを報告している [34]．Hashimoto らが報告した円管燃料内での安定燃焼と同様に，平板燃料表面を拡大するようにして燃焼が進んでいたことが分かる．

Hashimoto ら [32] と Ndubizu ら [34] の研究結果より，安定燃焼に必要な条件は流路の拡大と考えられる．流路が拡大し，酸化剤流速が減少することで火炎は維持できていると考えられることができる．しかし，例えば Pello [28] らは吹き消え領域とされる酸化剤流速で，なぜ安定燃焼を観察することができなかったのか疑問を抱く．ここで，表 1.2 に各研究グループの火炎燃え広がり実験の手順についてまとめる．

表 1.2 各研究グループにおける火炎燃え拡がりの実験手法

	Pello ら [28]	Hashimoto ら [32]	Ndubizu ら [34]
流路	平板表面上 (開いた空間)	矩形, 円形 (閉じた空間)	解放平板 (開いた空間)
安定燃焼の報告	無	有	有
点火装置	スパークプラグ	ニクロム線	放射パネル
点火位置	燃料シートの下端	燃料出口端面	平板の上
点火タイミング	酸化剤整流後	酸化剤整流後	酸化剤整流前
備考	燃料下端が燃えないように 断熱材を燃料下端に装着		

安定燃焼を報告していない Pello と Hashimoto らを比較すると、点火位置が違う、また、Pello らは意図的に燃料端面が燃えないようにしている。図 1.6 は、円管燃料内での安定燃焼における流路拡大と酸化剤流速の減少の概念を示す。点火時に酸化剤流速が吹き消え流速より高いとき、円管内で点火することは難しい。しかし、円管端面では円管流路から解放空間へ流線が広がることによって酸化剤流速が減少するために、点火することは可能である。Ndubizu は、酸化剤整流前に点火し、点火前に拡大流路を作ったと考えられる。これらのように、安定燃焼を報告している実験では吹き消え領域での酸化剤供給時、燃料後退もしくは流路端面による酸化剤流速の減少が考えられ、それによって火炎が維持できているのではないと思われる。

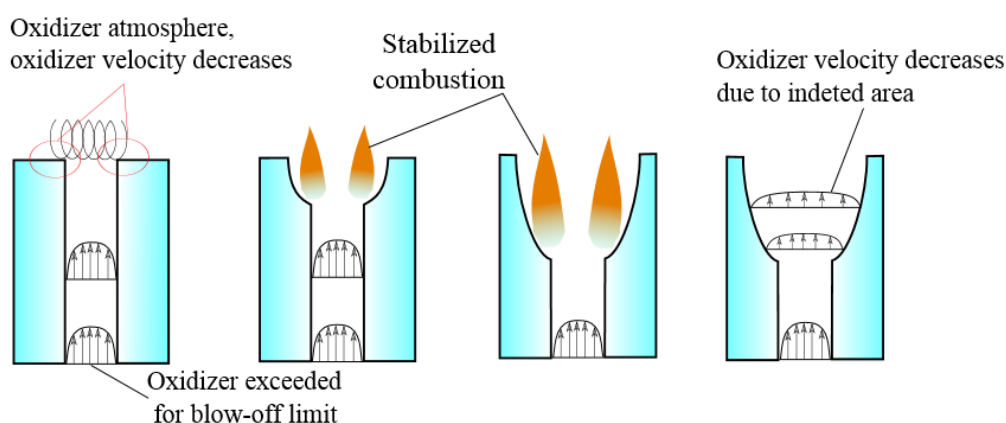


図 1.6 円管燃料内での安定燃焼における、流路拡大と酸化剤流速の減少の概念

1.3.3 第3次先行研究（安定燃焼火炎群）

1.3.3.1 単ポート内の安定燃焼火炎の挙動 [26]

橋本は単ポートでの燃焼実験で雰囲気圧力を変えて燃焼実験を行った [26]。そのとき、燃料後退速度は

$$V_f = (C_1/V_o + C_2)P_c^n \quad (1.24)$$

と整理された。ここで、 V_f 、 V_o 、 P_c および n は、燃料後退速度 [m/s]、ポート内酸化剤流速 [m/s]、雰囲気圧力 [Pa] および圧力指数 [-] を表す。なお、 C_1 および C_2 は定数で 1.39×10^{-7} および 1.61×10^{-9} である。圧力指数 n は、0.951 であった。

橋本は、取得された圧力指数を用いて推力制御特性について調査した [26]。図 1.7 は式 (1.24) に圧力指数 0.951 を代入し、NASA-CEA [35] を用いて計算したものである。圧力指数が 1 に近いことで、推力制御を行うために酸化剤流量を変化させても、 O/F シフトが小さく、ほとんど比推力が変化していないことが分かる。

端面燃焼式ハイブリッドロケットは、従来型ハイブリッドロケットとは異なる燃焼形態をとることで、燃焼中および推力制御時に O/F シフトを起こさないという長所を持つ。

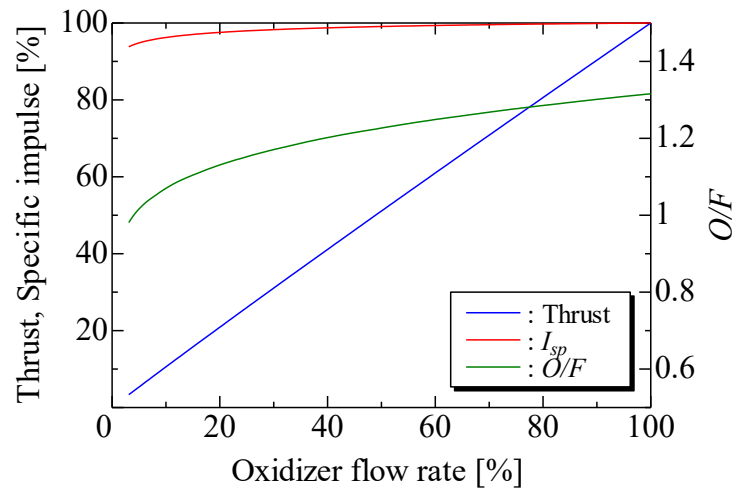


図 1.7 端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力、 I_{sp} および O/F の関係 [26]

1.3.3.2 必要な燃料充填率

橋本は式 (1.24) を用いて，端面燃焼式ハイブリッドロケット用燃料の必要条件を示した [26]．安定燃焼で燃焼が進むとき，必要な燃料充填率は

$$a = \frac{1}{1 + \frac{O/F R_m T}{V_o} \frac{\rho_f (C_1/V_o + C_2)}{P_c^{1-n}}} \quad (1.25)$$

と表せられる．ここで， a および ρ_f は燃料充填率 [-] および燃料密度 [kg/m^3] を表す．また，燃料とノズルスロート面積比は

$$\frac{A_f}{A_t} = \frac{P_c^{1-n}}{(1+O/F)\rho_f c_{th}^* (C_1/V_o + C_2)} + \frac{O/F}{O/F+1} \frac{R_m T}{V_o c_{th}^*} \quad (1.26)$$

と表される．ここで， A_f ， A_t および c_{th}^* は，燃焼室断面積 [m^2]，ノズルスロート面積 [m^2] および NASA-CEA [35] によって求まる理論特性排気速度 [m/s] である．橋本は，PMMA を燃料としたときに燃料充填率が 98.14%，燃焼室断面積とノズル面積比が 46.58 であることを示した [26]．燃料充填率の定義は

$$a = \frac{\pi D^2/4 - N \pi d^2/4}{\pi D^2/4} = 1 - N \left(\frac{d}{D} \right)^2 \quad (1.27)$$

である．ここで， D ， d および N は，燃料外径 [m]，ポート直径 [m] およびポート数 [-] を表す．

1.3.2.3 安定燃焼火炎群による端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼実験 [26]

橋本は、安定燃焼火炎を用いて端面燃焼式ハイブリッドロケットの研究を進めてきた。固体燃料に微小ポートを無数にあけて、その中に酸化剤を流す。点火した火炎がポート内部に入り込まないような燃焼形態（安定燃焼）で燃焼を進める。図 1.8 は定常に達するまでの概念を示す。図 1.8 において (a) から (b) にかけて燃料が点火され燃料端面で燃焼する。(b) から (c) にかけて徐々にポート軸方向に後退しながらポート半径方向にも後退し、(c) の状態で隣接するポート同士がつながる。このときから定常状態となり、(c) から (d) にかけては燃焼面積が一定で燃焼が進み、*O/F* シフトが発生しない。

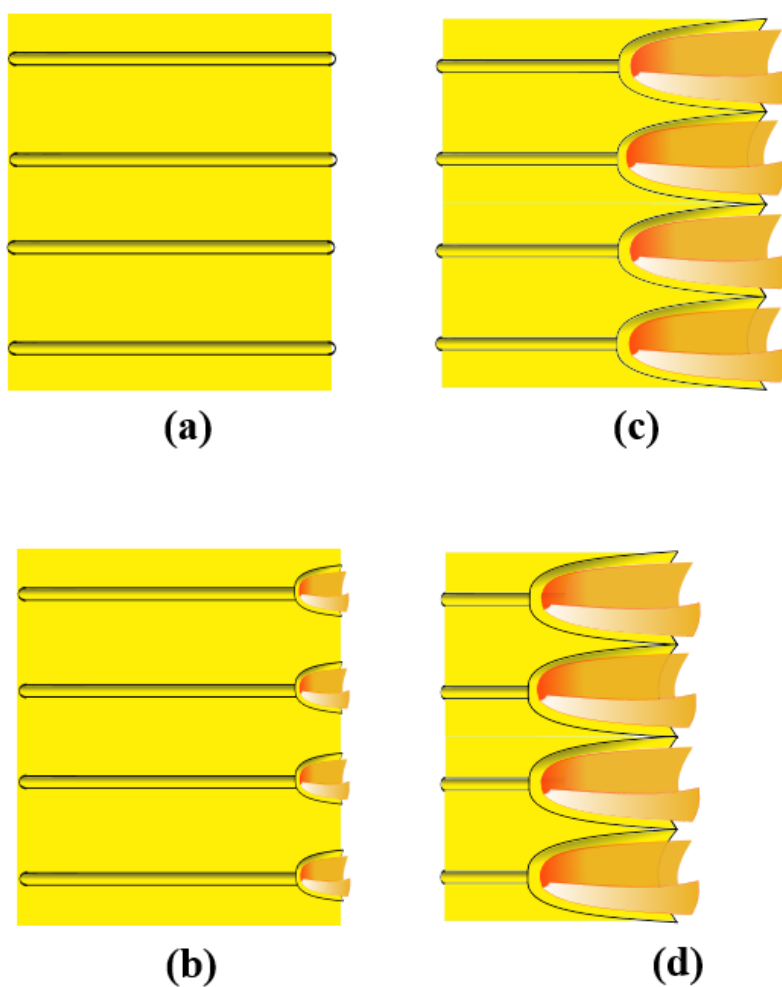


図 1.8 端面燃焼式ハイブリッドロケットの定常移行までの概念 [4]

橋本は、必要条件を満たす燃料を用いて燃焼実験を行った [26]。図 1.9 は、ドリル加工により製作された燃料を用いた燃焼実験の結果を示す。燃焼室圧力履歴を見ると、どちらの実験でも燃焼室圧力は定常に達していないことが分かる。これは、隣接するポート同士がつながることなく燃焼面積が増加し続けているためであると考えられる。燃焼後の燃料の様子からは、安定燃焼によって燃焼が進んだことは推定できるが、ポート同士がつながった痕跡はない。これらの結果より、ポート間隔を小さくしなければ短時間で定常状態を得ることはできないことが分かる。燃料の軸長を長くすることでいずれ定常に達するが、長いドリル長が必要となり、加工が困難になる。これらの理由から、先行研究では端面燃焼式ハイブリッドロケットを実現することができなかった。

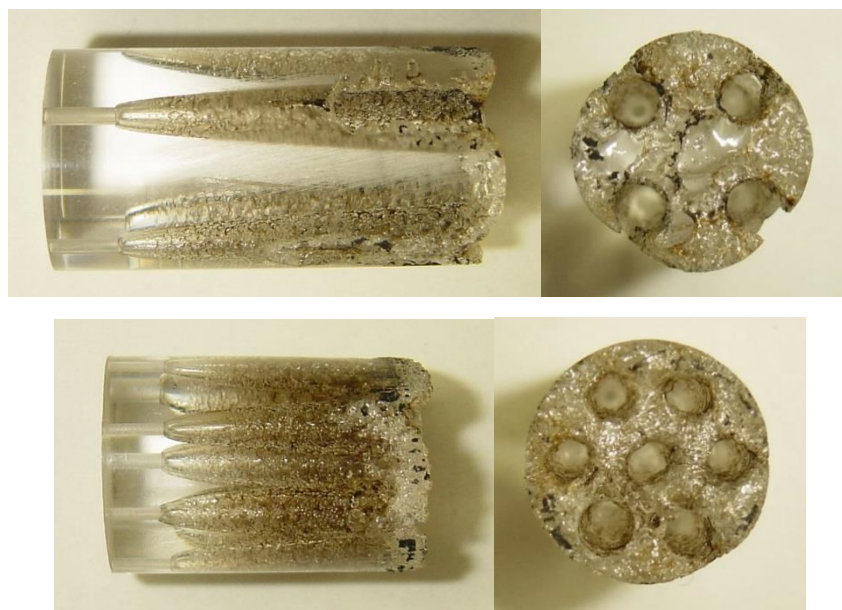
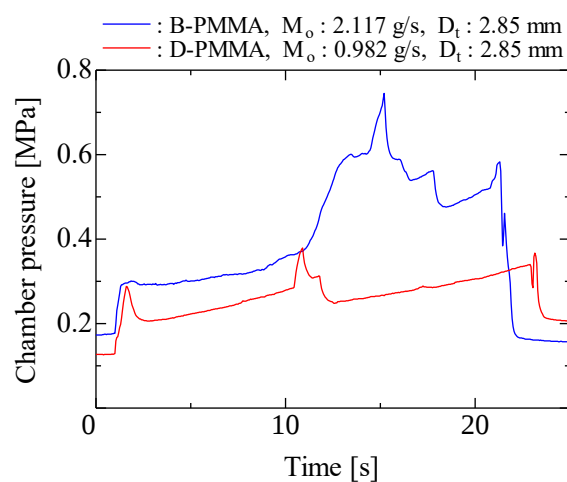


図 1.9 ドリル加工を用いた先行研究実験結果 [26]

1.3.4 海外の追従研究

1.3.4.1 中国 (Li ら) [36]

Li らは, Hashimoto らの単ポート燃焼実験結果 [32] を参考に複数ポートでの燃焼実験を 2015 年に行った [36]. Li らは PMMA および PE 燃料にドリルで穴を複数あけて, それらの燃焼実験結果を Side burning, Opposed propagating および End burning と整理した Li らの燃焼実験の様子を見ると, 燃料端面で燃焼が進み流路を拡大する燃焼を Opposed propagating とし, ポート拡大部で火炎を保持できないほど速い酸化剤流速のとき End burning としている. 彼らの考える End burning は本研究対象となる端面燃焼とは異なる. 彼らの考える End burning で燃焼が進むとき燃料後退率はほぼ 0 であり, ロケットとして用いることは非現実的である.

1.3.4.2 アメリカ (Hitt と Fredrick) [37]

Hitt らは, Hashimoto の単ポート燃焼実験結果および燃料後退速度式 [26] を参考に PE ロッド燃料の燃焼実験を行った [37]. Hitt らは観察窓がある燃焼室内で雰囲気圧力を変えて燃料後退速度を観察し, Hashimoto と同様に燃料後退速度を圧力によって整理した. 燃料充填率の詳細な説明はないが, ノミナルポート径 15, 50 および 100 μm の多孔質燃料を用いており, Li らよりは端面燃焼式ハイブリッドロケットに近い. しかし, Hitt らの PE ロッド燃料は, ハニカム状の燃料を圧縮して成形したものであり, 各ポートが特定の径を有しているものではなく微細な空孔を有する多孔質燃料に近い. 複数の実験によって, 燃料後退速度は圧力のほぼ 1 乗に比例することが分かった. しかし, Hitt らは式 (1.24) のような酸化剤流速による燃料後退速度の減少について考えていない. Hitt らの燃焼実験は端面燃焼と判断することはできるが, 燃料充填率が非常に低いことにより燃焼中の O/F は非常に大きくなっていることが考えられる. したがって, Hitt らの燃料をロケットに使用することはできず, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの実現はできていない. また, 特定の径を有していない燃料ではポート内酸化剤流速は様にならないため, 端面燃焼を形成することは難しいと考えられ, 燃料製作の点でも未だ端面燃焼式ハイブリッドロケットには至っていない.

1.3.5 第4次先行研究（高精度3Dプリンタ）

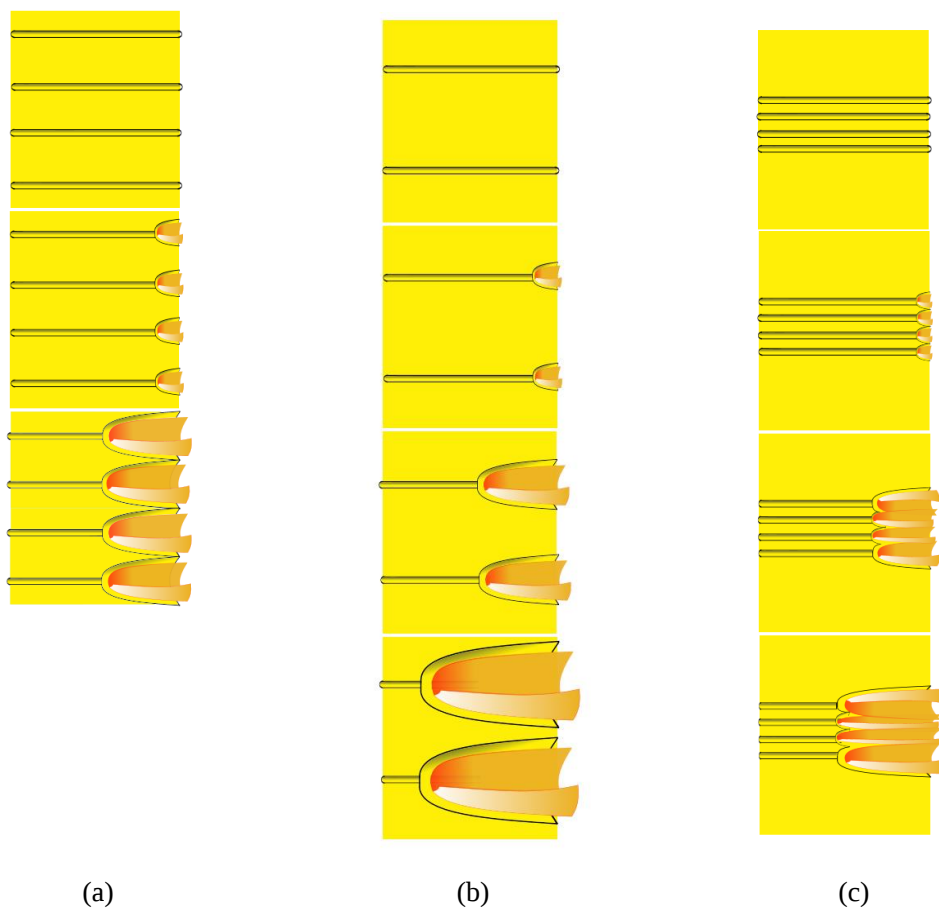
1.3.5.1 端面燃焼式ハイブリッドロケット燃料の必要条件

橋本らは、端面燃焼式ハイブリッドロケットを最適な O/F で燃焼させるには、98%程度の燃料充填率が必要であることを理論計算より示した。また、燃料充填率を満たした燃料を用いて燃焼実験を行い、定常的な燃焼を行うためには、より短いポート間隔が必要であるということ了指摘した。Hitt らの研究 [37] では、Li らの研究 [36]を参考に、燃料全体にポートを配置しなければ端面燃焼にならないことを指摘している。

図 1.10 は先行研究が示した問題と端面燃焼の場合を比較したものである。図 1.10 (a) は、燃料全体にポートを均一に配置している場合である。安定燃焼によって燃料が軸方向に後退していく中で、ポート半径方向にも後退し隣接するポート同士がつながり、端面燃焼になっていることが分かる。

図 1.10 (b) は、(a) よりもポート間隔が大きい場合の燃焼の様子を表す。(a) と同様に燃料は後退していくが、ポート間隔が (a) の場合より大きいため、端面燃焼になるためには、(a)よりも大きく軸方向に後退しなければならない。その分、端面燃焼への移行時間も(a) より長くなる。図 1.11 は、安定燃焼後の軸方向と半径方向の燃料後退量の関係を表したものである。安定燃焼では半径方向にも燃料が後退していくので、燃料軸方向長さが長くなることで大きいポート間隔でも端面燃焼を得ることは可能である。しかし、ドリル加工で燃料を作成するとき、ドリルの長さが長くなるため加工が困難になる。例えば、燃料軸長が 50 mm の燃料を使った燃焼実験を考える。このとき、燃焼後の燃料観察のために 10 mm の余裕を残し、燃料の半分で端面燃焼の燃焼特性を取得したいときは、端面燃焼への移行のために燃料軸長 20 mm 以内で定常に達する必要がある。そのとき、図 1.11 より、およそポート半径方向に 1 mm の燃料後退が発生する。したがって、この場合では、2 mm のポート間隔以下に抑えなければならない。

図 1.10 (c) は、短いポート間隔ではあるが、ポートが偏って配置されている場合の燃焼の様子を表す。ポート間隔が短いため、(a) および (b) よりも早く隣接するポート同士がつながっていることが分かる。しかし、ポートが全体に配置されているわけではなく、偏って配置されているので、両端のポートは半径方向に後退し続ける。したがって、偏ってポートを配置した場合は燃焼中に燃焼面積は常に増加していき、定常燃焼を得ることができない。



均一にポートを配置している場合 ポート間隔が大きい場合 ポートが偏って配置されている場合

図 1.10 それぞれのケースにおけるポート後退の概要 [4]

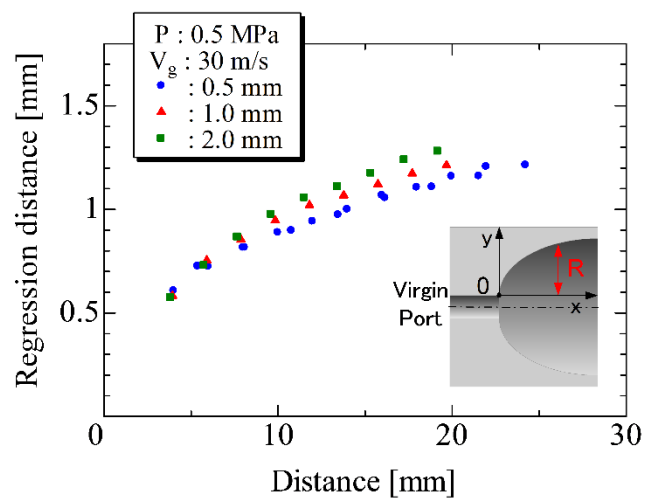


図 1.11 単ポート燃料の各径における軸方向と半径方向の安定燃焼中の燃料後退量の関係 [26]

端面燃焼式ハイブリッドロケット燃料の燃料充填率の精度がロケットの性能にどのくらいの影響を与えるのか考察する．燃料充填率を変化させたときに求まる特性排気速度および O/F を以下に示す方法で求めた．

燃焼室圧力 P_c を決定し，酸化剤流量 $\dot{m}_o$ [kg/s] が与えられたとき，ポート内酸化剤流速 V_o [m/s] は，質量保存より

$$V_o = \frac{\dot{m}_o R_m T}{P_c A_f (1-a)} \quad (1.28)$$

と表される．燃料後退速度 V_f [m/s] は，式 (1.24) によって求められる．燃料流量 $\dot{m}_f$ [kg/s] は

$$\dot{m}_f = \rho_f a V_f A_f \quad (1.29)$$

と表される． O/F は式 (1.20) で求めることができるので，NASA-CEA [35] によって理論特性排気速度 c_{th}^* [m/s] を求めることができる．ここで，特性排気速度効率 η_{c^*} [-] を 1 と仮定することで，燃焼室圧力は

$$P_c = \eta_{c^*} \frac{c_{th}^* \dot{m}_o (1+1/O/F)}{A_t} \quad (1.30)$$

と表される．式 (1.30) で求めた燃焼室圧力と初めに決定した圧力が一致するように，酸化剤流量を求める．図 1.12 は計算フローチャートを示す．

図 1.13 は，上記の計算によって求めた燃料充填率と O/F ，特性排気速度およびポート内酸化剤流速の関係を示す．図 1.13 において，燃料充填率が 97% から増加することで， O/F も増加し，それとともに特性排気速度も増加している．設計点である 98% を超えたあとは，燃料充填率の増加とともに特性排気速度は減少し，ポート内酸化剤流速は大きく増加していることが分かる．

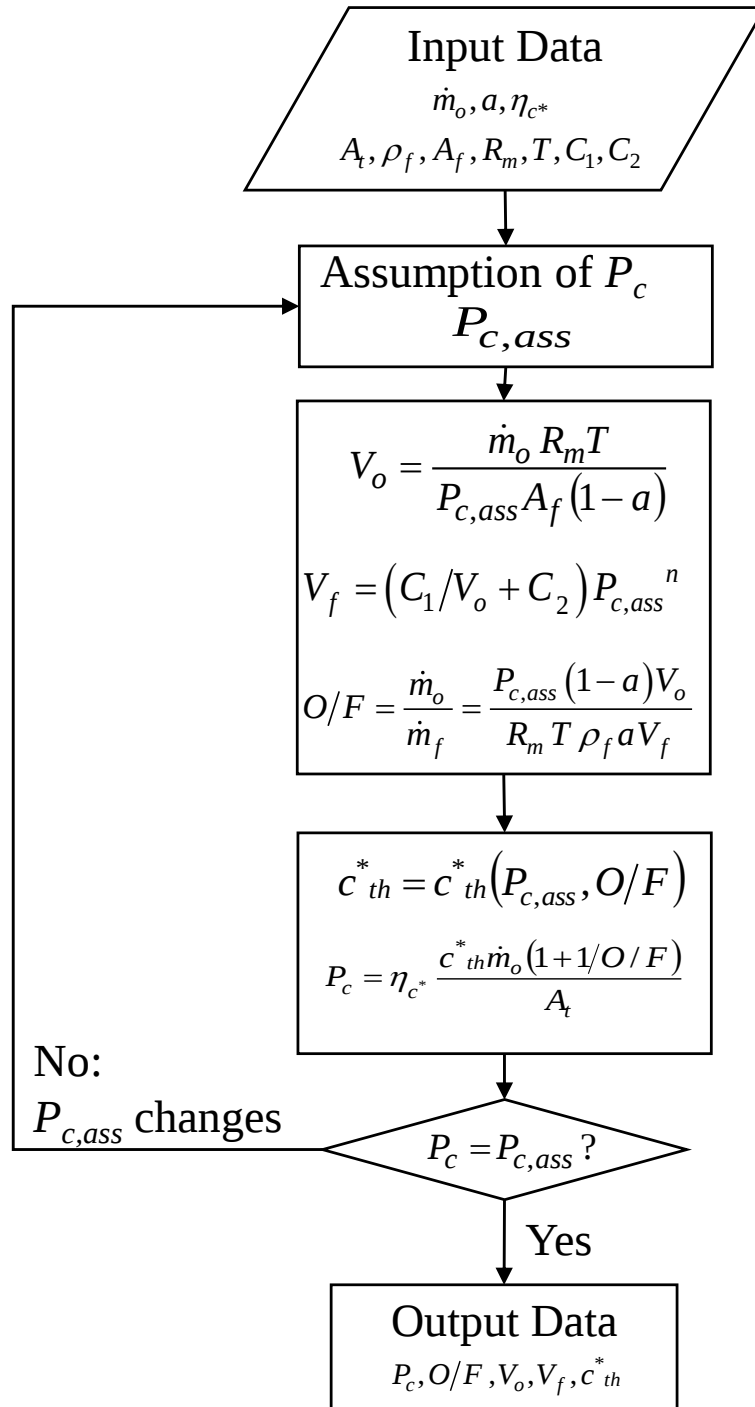


図 1.12 燃料充填率がロケット性能に与える計算のフローチャート [39]

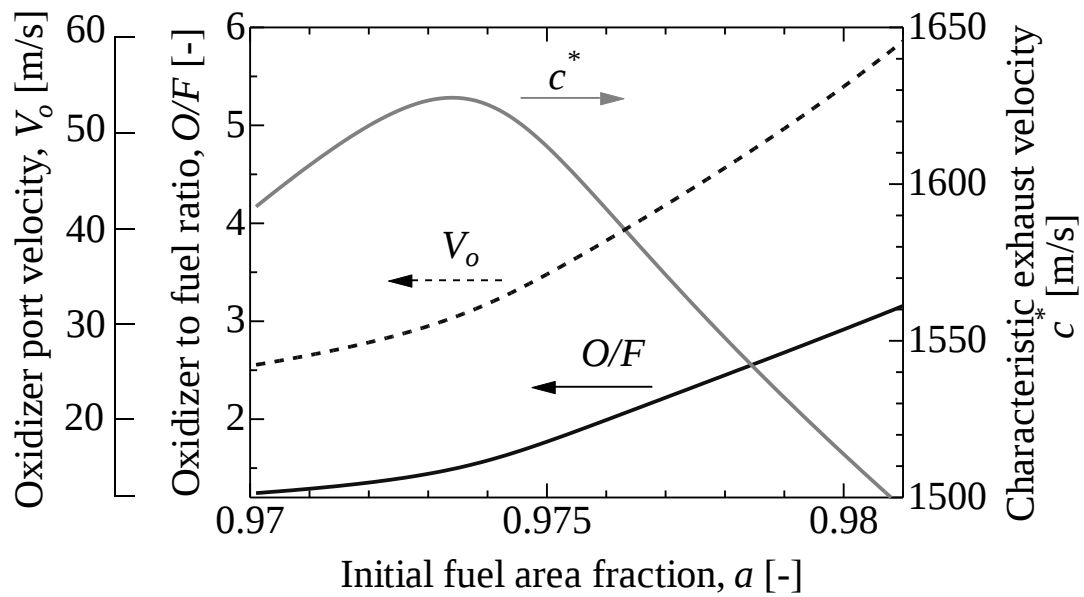


図 1.13 燃料充填率がロケット性能に与える影響 [39]

先行研究調査および理論計算によって、端面燃焼式ハイブリッドロケットを実現するために必要な条件は、以下の4つとなる。

- 最適な比推力を得るためには、高い燃料充填率が必要、
- 特性排気速度および O/F に対する燃料充填率感度は非常に高く、燃料充填率は高精度でなければならない、
- 隣接するポート同士がつながるまでの端面燃焼移行時間を短くするためには、ポート間隔を短くしなければならない、
- ポートは燃料全体に配置しなければならない。

1.3.5.2 高精度 3D プリンタ [40]

近年の 3D プリンタの向上により、複雑な形状をもった造形物の製作が可能となった。3D プリンタは製造法によって 3 つに分類することができる [40]。

熔融樹脂造形は、糸状の樹脂を熱で溶かして必要な場所に設置することで立体造形を行う。この方法は装置が安価である一方で、解像度が悪いことや造形速度が遅いという欠点を持つ。粉体造形は材料の粉を熱で固めて立体造形を行う方法である。この方法は金属の造形が可能となるが、大きな造形エネルギーを必要とする。本研究で使用する造形方法である規制液面光造形は、光硬化性液体を光で固めて立体造形を行う方法である。

規制液面型光造形法は、2 枚のガラス板の間に光硬化樹脂を挟み、必要な部分に光を照射し、硬化 1 層毎に造形物と規制液面ガラスを剥離する方法である。この、規制液面ガラスの剥離が非常に難しく、大面積の造形が困難であった。安河内らは、規制液面ガラスを円筒面として、一層分を造形してその次に連続的に引き剥がす「一次元規制液面法」を考案し、規制液面ガラスの剥離の問題を解決した [40]。本研究では、東京大学大学院理学系研究科附属フotonサイエンス研究機構特任研究員安河内裕之氏ならびに添田建太郎氏に燃料製作を依頼した。

1.3.5.3 端面燃焼式ハイブリッドロケットの実証 [41]

Nagata らは、図 1.14 に示すように 3D プリンタで端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料を作成し、燃焼実験を行った [41]。このときの燃料の燃料径、ポート径、およびポート数は 20 mm, 0.3 mm, および 85 個であり、燃料充填率は 98% に達し、先行研究で示された必要条件を満たした。図 1.15 は燃焼後の燃料と燃焼実験データを示す。図 1.15 の燃料の様子から、各ポートは隣接するポート同士とつながり、かつ燃料端面で燃焼が進んでいたことが示唆される。また、燃焼実験で得られたデータをもとに推算した O/F 履歴からも、 O/F シフトが起きていないことが分かった。これらの結果より、高精度 3D プリンタを用いて世界で初めて端面燃焼式ハイブリッドロケットの実証に成功することができた。



図 1.14 3D プリンタで成形された燃料と燃焼実験の様子 [41]



図 1.15 燃焼実験後の燃料（燃焼面と軸方向）と燃焼実験結果 [41]

1.3.5.4 燃料精度を考慮していない場合の燃料後退速度の取得 [33]

Saito らは、高精度 3D プリントによって成型された燃料を用いて複数回の燃焼実験を行った [33]. このとき、供給酸化剤流量を変化させることで、それぞれの燃焼室圧力条件での燃料後退速度を求めた. 燃焼実験では、燃焼室圧力の増加とともに燃料後退速度が増加することを示し、このときの圧力指数は 1 に近い値となった (図 1.16). しかしながら、この実験では燃料後退速度にばらつきが確認された. これは、成型された燃料の燃料充填率のばらつきにより、実際にポート内を流れる酸化剤流速が実験ごとに異なり、燃料後退速度にばらつきを与えたのだと考えられる. 2.2 節で説明するが、燃料間の圧力損失を計測することで、燃料充填率を計測することが可能である. この実験では、燃焼実験前に燃料充填率を計測していなかったが、燃焼実験で用いた燃料とは別に 9 個の燃料充填率の標準偏差を燃料成型中に起こり得るばらつきとすると、燃焼実験結果のばらつきは燃料充填率のばらつきによって説明することができた.

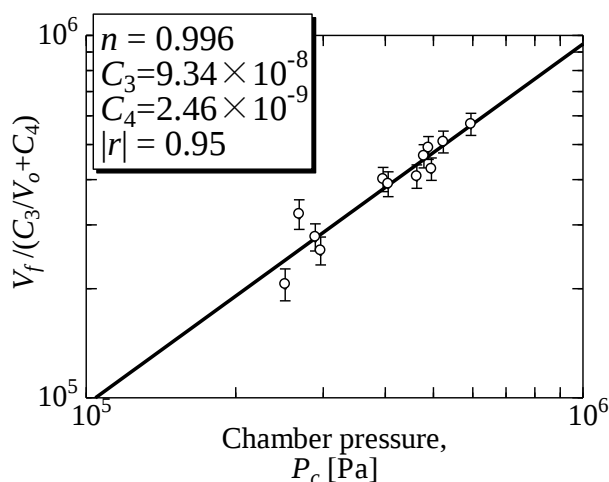


図 1.16 先行研究による燃料後退速度と燃焼室圧力の関係 [33]

1.4 端面燃焼式ハイブリッドロケットの可能性

端面燃焼式ハイブリッドロケットの詳細な燃料後退特性は分かっていないが、微小ポートを複数有する燃料でも安定燃焼火炎群を形成することから、橋本らが実験によって明らかにした安定燃焼火炎の火炎移動速度と同様な燃料後退特性を有する可能性が十分高い。

端面燃焼式ハイブリッドロケットは端面で安定燃焼火炎群を形成するため、従来型ハイブリッドロケットにおいて燃焼中に発生するポート径増加に伴う O/F シフトは発生しない。また、安定燃焼火炎の移動速度は燃焼室圧力に比例して増加するため、図 1.7 に示すとおり推力制御中の O/F シフトはほとんど発生しない。

橋本らは雰囲気圧力 3 MPa 程度で安定燃焼火炎の移動速度が 10 mm/s を超えることを燃焼実験によって観測している。燃焼面積が小さいという欠点はあるものの、燃焼室圧力の 1 乗に比例して増加する燃料後退速度は 6 MPa 程度の燃焼室圧力で 20 mm/s の燃料後退速度を有する可能性がある。これは、固体推進剤を凌駕する燃料後退速度である。1.2 で前述のとおり、従来型ハイブリッドロケットは気化燃料によって熱伝達が減少するブローイング効果によって燃料後退速度が遅いという欠点を有する。これは火炎からの入熱方向とブローイング方向が対になることが原因であるが、安定燃焼火炎は火炎からの入熱方向とブローイング方向が対にならないことで、ブローイング効果によって熱伝達が阻害されない。したがって、端面燃焼を形成する安定燃焼火炎は境界層燃焼を超える燃料後退速度を有する可能性を持つ。

安定燃焼火炎を有する隣接するポート同士がつながり形成する端面燃焼は、境界層燃焼より火炎当たりの燃焼面積が大きくなることで、燃焼効率が高くなることが予想される。そのため、従来型で混合を促進するための混合領域は不要である。また、燃料充填率は 98% 程度必要であり、燃料の体積充填率は非常に高い。

1.5 研究目的

端面燃焼式ハイブリッドロケットは、1.4 で述べたとおり高い燃料後退速度、優れた推力制御特性、および高い燃焼効率を有する可能性がある。人工衛星用のスラスターおよび打ち上げ用ロケットへの応用が大きく期待される端面燃焼式ハイブリッドロケットの実用化を目指し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼機構を解明することが本研究の目的である。

1.6 本論文の構成

本目的を達成するために、本研究では大きく 4 つのことに着目して研究を進めてきており、本論文では第 2 章から第 5 章までで各章ごとで区切り、その詳細を説明する。

第 1 章では、研究の背景について説明し、端面燃焼式ハイブリッドロケットが提案されてから現在の形式に至るまでを詳細に述べ、固体燃料が満たすべき条件と、端面燃焼式により実現される利点について説明した。

第 2 章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度について調べている。先行

研究では、単ポート燃料試料での燃焼実験結果により、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度が燃焼室圧力に正の相関を、ポート内酸化剤流速に負の相関をそれぞれ示すことが分かっている。高精度 3D プリンタにより、内径 0.3 mm の微小ポートを 2 mm 間隔で配置した円柱状燃料で地上燃焼実験を実施し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度を明らかにした。燃焼実験用燃焼器は小型（燃料外径：20 mm）および大型（燃料外径：38 mm）の 2 種類が用いられた。燃焼室圧力が 0.2 MPa から 1 MPa までの複数の条件で燃焼実験を実施して燃料後退速度を取得し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度が、先行研究同様、燃焼室圧力に正の相関を示すことを明らかにした。しかしながら、燃焼室圧力が 1 MPa を超える条件では、火炎がポート出口に定在せずにポート内を上流へ燃え広がる「逆火」に直面し、定常燃焼が得られなかったため、逆火について先行研究を参考に摩擦速度を用いて詳細に検討し、逆火の原因がポート内径の精度であることを示した。

第 3 章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルを構築し、解析的なアプローチで燃料後退特性を調べている。実験によって取得された燃料後退速度を、解析モデルで得られた結果と比較検討することで、支配的な燃焼機構を明らかにすることが本研究項目の目的である。燃料後退モデルは固体推進剤の燃焼モデルである GDF (Granular Diffusion Flame) モデルを参考に構築され、特に端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度と燃焼室圧力の関係について考察している。本モデルにより得られる燃料後退速度は実験により得られた値と定性的な一致を示し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼において、燃料後退速度は化学反応速度に依存することを明らかにした。

第 4 章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性について調べている。準定常状態を仮定した計算では、端面燃焼式ハイブリッドロケットは優れた推力制御特性を有することが判るが、実際に推力制御を行ったときの応答特性は実験的に調べられてこなかった。本章では、大型燃料を用いて推力制御燃焼実験を行い、推力制御時の応答特性について調べている。具体的には、燃焼実験によって取得された燃焼室圧力非定常時間および燃焼室圧力のヒステリシス特性について詳細に調べている。特に酸化剤流量を増加させる推力制御時の燃焼室圧力非定常時間は、拡散火炎群の消炎距離の応答に起因しているとの仮説を立て、供給酸化剤流量の変化率が大きいとき、燃焼室圧力が立ち上がりにくくなっていることを実験的に示した。

第 5 章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼挙動について調べている。第 4 章まではロケット燃焼器内での燃焼特性について調べられてきたが、拡散火炎を個別に目視により観察することを目的として、可視化実験装置が新たに構築された。これを用いて、点火から定常端面燃焼に移行するまでの過程が調査された。得られた燃焼室圧力および燃料後退形状の各履歴から、隣接するポート同士が繋がって燃焼面が一体化し、燃焼面形状が定常に達することで定常な燃焼室圧力が得られることを確認した。

第 6 章には、本研究の結論を示し、簡潔に研究の成果および知見をまとめる。

2 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度の解明

2.1 本章の目的

本章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度について述べる。先行研究では単ポートでの燃焼実験結果より、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度が燃焼室圧力に正の相関、ポート内酸化剤流速に負の相関を示すことを示唆した [26]。高精度 3D プリントによって燃料製作が可能となり、先行研究（著者：修士課程）では複数回の燃焼実験を行い、燃料後退速度を明らかにした [33]。しかしながら、燃料製作精度にばらつきがあり、ポート内酸化剤流速の影響を燃料後退速度に含むことができていない。より詳細な燃料後退速度式の取得は、端面燃焼式ハイブリッドロケットの実用化に必要であるだけでなく、燃焼機構を理解する上で必須である。そこで、本章では端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼機構をより詳細に調査するために、本章 2.2 節では小型（燃料径：20 mm）、2.3 節では大型燃焼器（燃料径：38 mm）を用いて燃焼実験を行い、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度についてまとめる。

2.2 小型燃料による燃料後退速度の調査 [4]

本節では、燃料径 20 mm の燃料を用いた燃焼実験による、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度の結果について述べる。

本節では、まず初めに、2.2.1 で実験手法について説明する。燃焼実験装置 (2.2.2.1)、燃焼実験の手順 (2.2.2.2)、および燃料についての説明 (2.2.2.3) に加え、今まで調査されてこなかった燃料精度推算方法 (2.2.2.3) についても説明する。次に、2.2.2 ではデータ解析方法について説明する。燃焼実験データから燃焼中の燃料後退速度を算出する再現法 (2.2.2.1) およびエラー解析手法 (2.2.2.2) について説明する。2.2.3 では、燃焼実験結果についてまとめ、2.2.4 で取得された燃焼実験結果について考察する。

2.2.1 実験手法

2.2.1.1 燃焼実験装置

図 2.1 は、燃焼実験装置の概要を示す。酸化剤には気体酸素を用いて、酸素タンクからレギュレータを介して、3つの供給ラインを通して、燃焼室に酸化剤を供給する。それぞれのラインには、ソレノイドバルブ、ニードルバルブ、および逆止弁がついている。燃焼終了時には窒素パージによって消炎を促進するため、窒素ボンベからレギュレータおよびソレノイドバルブを介して、燃焼器に配管によって接続されている。燃焼器前には流量計が接続されており、酸化剤流量を計測することが可能である。燃焼実験中は、流量計上流、燃焼室上流および燃焼室圧力が圧力計によって計測される。流量計下流には、オリフィス板を配管に設置し、流量計内に火炎が入り込むのを防いでいる。燃焼実験の様子は、デジタルビデオカメラによって観察した。それぞれのバルブ操作は LabVIEW [42] によって制御されており、計測されたデータはデータロガーを介してパソコンに集録される。

図 2.2 は、燃焼前の小型燃焼器の概要を示す。点火装置として、素麺およびスポンジを使用した。素麺はノズル出口付近でニクロム線によって加熱および点火され、素麺表面上を燃え広がる火炎によって燃焼器内に火種を送る。このとき、少量の酸素が燃焼器内に供給され続けている。スポンジは、素麺から送られてきた火種を燃料端面全体に伝播させることを狙ったものである。すべての燃焼実験で、ノズルスロート径 2.5 mm のものを使用し、ノズル開口比は 1 である。

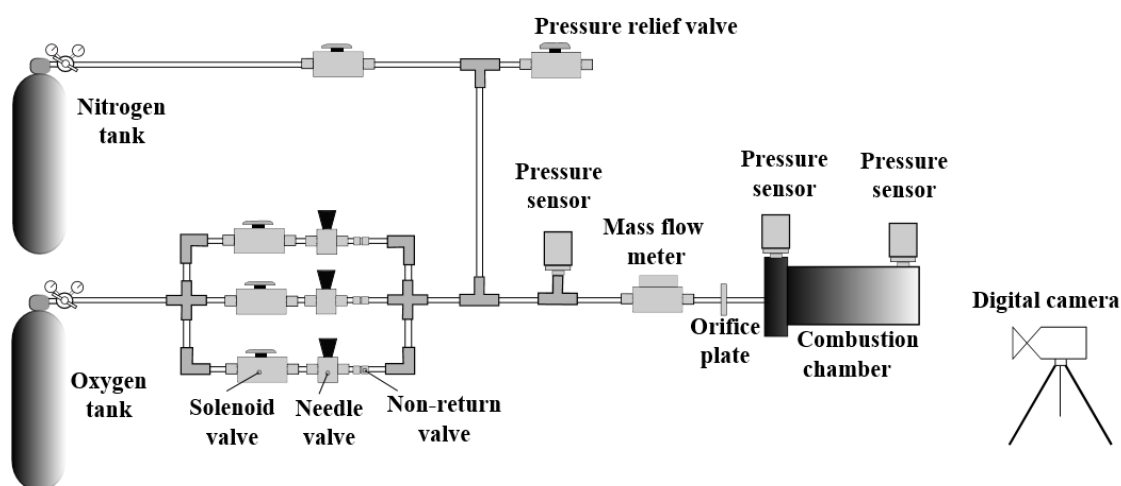


図 2.1 小型燃焼器における実験装置概要 [4]

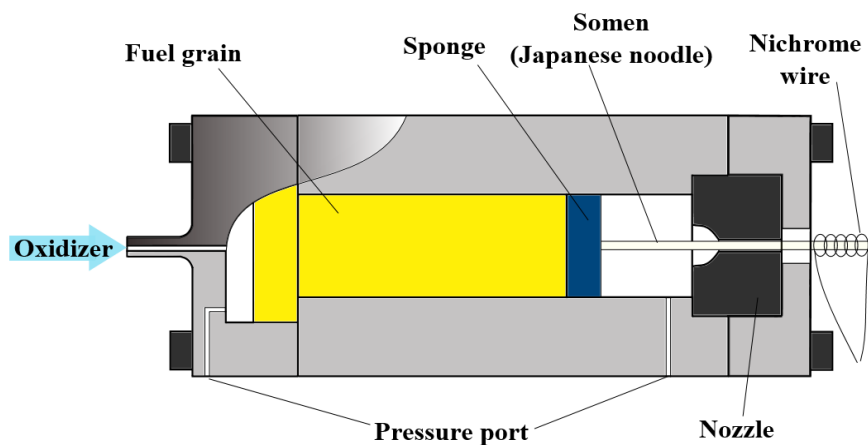
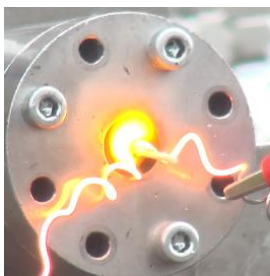


図 2.2 燃焼前の小型燃料の燃焼器概要 [4]

2.2.1.2 燃焼実験方法

燃焼実験における点火および加圧シーケンスを説明する。以下の手順は、ノズルおよび点火装置以外の実験装置が装着されており、酸素及び窒素用レギュレータの二次圧力がかかっている状態から始まる。

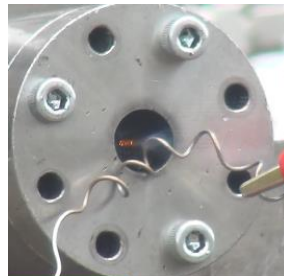
- (1) 点火及び加圧時間を設定後、LabVIEW による点火および加圧シーケンスチェックを行う。
- (2) 加圧設定中に、目標酸化剤流量をニードルによって調整する。
- (3) 同様に、小流量その他のニードルも調整する。
- (4) 点火装置を燃焼室内に装着する。このとき、加圧後にノズル詰りが発生しないように、点火装置が奥まで入り込んでいるか、ライトにて確認を行う。
- (5) ノズルおよびノズル固定フランジを燃焼室に装着する。このとき、素麺が燃焼室内で折れた場合は、加圧後にノズル詰りを誘発するため4からやり直す。
- (6) 素麺にニクロム線を巻き付ける。
- (7) デジタルビデオカメラおよびデータの集録を開始する。
- (8) 小流量酸素を供給する。
- (9) ニクロム線に電圧をかけ、素麺を点火する。素麺は酸素によってよく燃え、ノズル内に滞りなく燃え広がっていく。
- (10) デジタルビデオカメラから取得される映像より、白煙を確認したら、燃料に着火したと判断する。
- (11) 着火後に、加圧シーケンスを開始する。
- (12) 設定時間終了後、酸素供給終了と同時に窒素によって燃焼室内の燃焼停止を促進および掃気する。
- (13) 20 秒間窒素による掃気を行い、燃焼実験を終了する。



Nichrome wire ignition during
low oxidizer supply

①

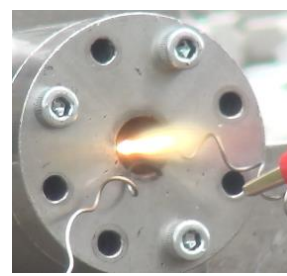
X – approx. 10 [s]



Smoke detection

②

X [s]



Oxidizer supply
at operating level

③

After X [s]

図 2.3 小型燃焼器の点火シーケンス [4]

図 2-3 に点火及び加圧シーケンスをまとめる．白煙を時刻 X (s) とすると，およそ $X-10$ (s)のときに，ニクロム線に通電する．白煙確認後に供給シーケンスを開始する．

2.2.1.3 燃料

図 2.4 および表 2.1 は，端面燃焼式ハイブリッドロケット燃料の 1.3.5.1 節に示した 4 つの条件を満たすように作成した燃料の概要およびその詳細寸法を示す．燃料充填率は 98.1% を満たすことができ，ポート中心間距離は 2.0 mm となった．50 mm の燃料軸長に対し，10 mm 程度の軸方向の後退で端面燃焼を実現できると考えられる．図 2.5 は実際に高精度 3D プリンタによって作成された燃料を示す．

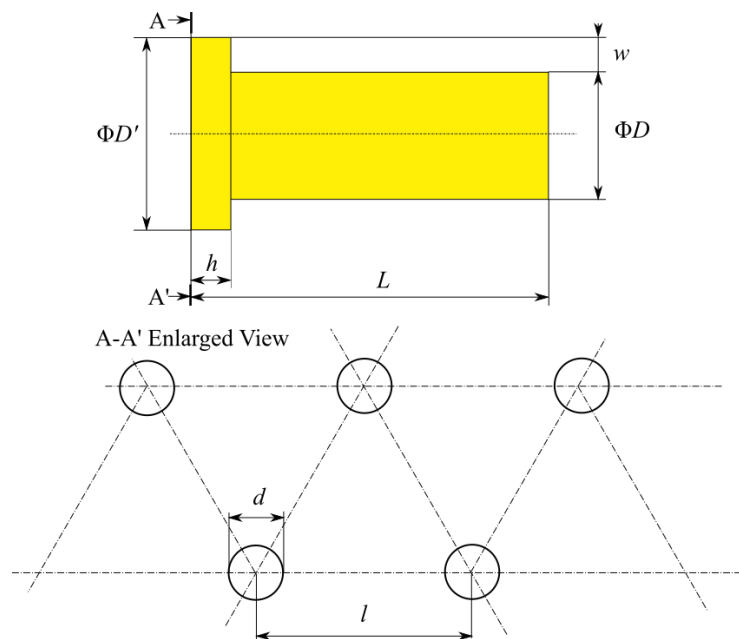


図 2.4 燃料概要 [4]

表 2.1 燃料詳細寸法 [4]

Fuel diameter	D [mm]	20
Port diameter	d [mm]	0.3
Number of port	N [-]	86
Port interval	l [mm]	2.0
Fuel length	L [mm]	50
	D' [mm]	24
	w [mm]	2
	h [mm]	10

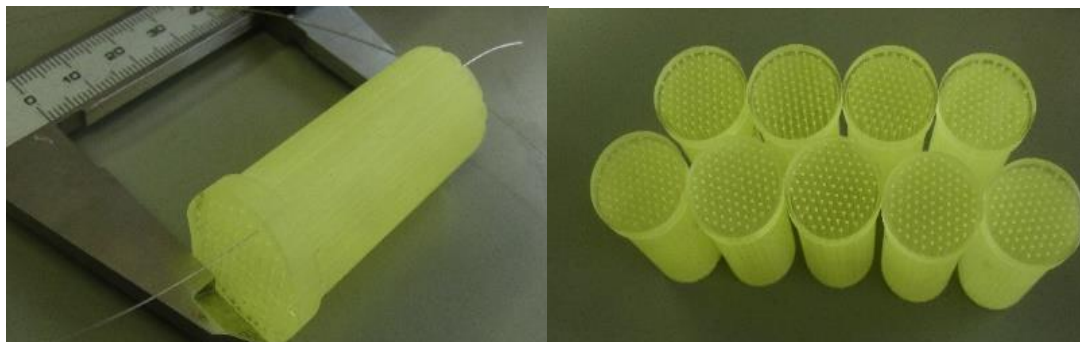


図 2.5 成形された燃料 [4]

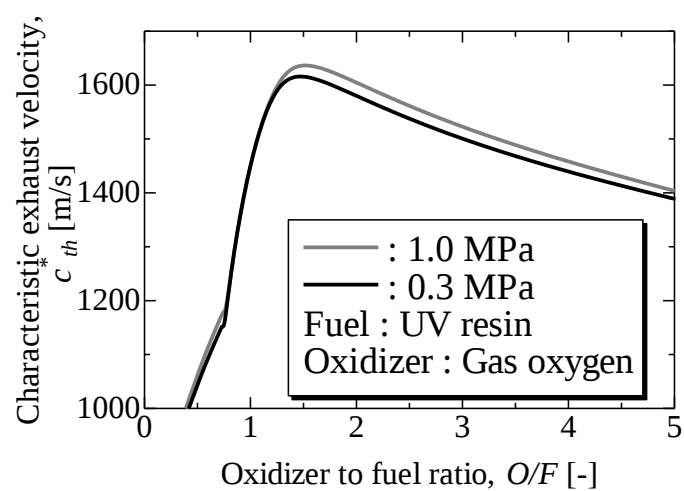


図 2.6 光硬化性樹脂・気体酸素の特性排気速度と O/F の関係 [4]

燃料の組成は、特に NASA-CEA [35] を用いた計算に入力値として必要である．表 2-2 に燃料の組成をまとめる．これらのデータは、用いられる樹脂を提供しているデグレリアルズ株式会社から提供を受けた．図 2.6 は、表 2.2 の組成を用いて NASA-CEA によって取得した特性排気速度と O/F の関係である．

表 2.2 燃料の組成

Fuel density [kg/m^3]	ρ_f	1191
Standard enthalpy change for formation [cal/mol]		-70976
CHO ratio		4 : 5 : 1

2.2.1.4 燃料精度推定方法

1.3.5.1 節より，燃料精度がロケット性能に大きく影響を与えることが分かった．そこで，本研究では燃料精度として燃料充填率に着目し，その見積もり方法について説明をする．

Hit らは燃料精度の見積もりとして，バブルポイント法を用いた [37][43]．バブルポイント法は濾過装置等の精度を計測するときに使用するものであり，微小管を有する測定物にあらかじめ水などの液体を吸収させた状態で，空気圧をかける．徐々に空気圧力をあげていき，気泡が出てきたときの圧力と表面張力の関係から径を推定する．このとき，圧力損失の関係から，バブルポイント法では最大径が計測されることとなる．また，気泡を観察するホルダが必要となり，通常燃焼実験と別に測定器を必要とする．

本研究では，燃料充填率の見積もり方法として，ポート全体のポート精度を推算でき，かつ実験装置の追加を必要としない，気体酸素を流した燃料前後の圧力損失から推算する方法を用いた．

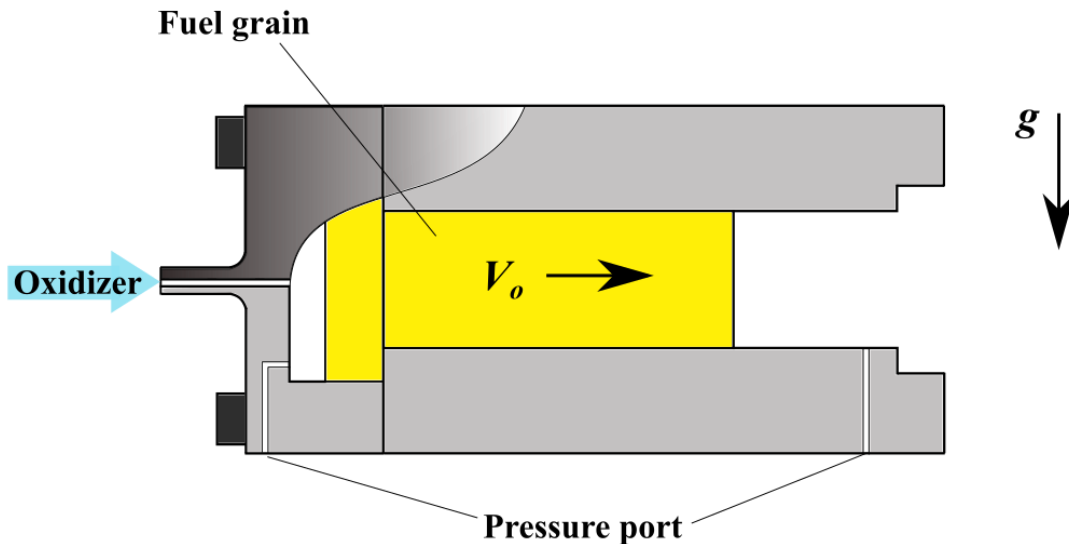


図 2.7 燃料充填率計測方法 [4]

図 2.7 に，燃料充填率の見積もりに用いた燃焼室周りの概要を示す．点火装置およびノズルを外した状態で，酸素を供給する．そのとき，燃料上下間で圧力損失 ΔP [Pa] を生じる：

$$\Delta P = \rho_o g h_f \quad (2.1)$$

ここで， ρ_o ， g および h_f は，酸素密度 [kg/m³]，重力加速度 [m/s²] および管摩擦損失ヘッド [m] である．管摩擦損失ヘッドは，ダルシーワイズバッハの式より

$$h_f = \lambda \frac{L}{d} \frac{V_o^2}{2g} \quad (2.2)$$

と表される．ここで， λ ， L ， d および V_o は管摩擦係数 [-]，燃料軸長 [m]，ポート径 [m] およびポート内酸化剤流速 [m/s] である．管摩擦係数は層流域のとき

$$\lambda = \frac{64}{\text{Re}} \quad (2.3)$$

となる． Re はレイノルズ数 [-] である．レイノルズ数は

$$\text{Re} = \frac{\rho_o V_o d}{\mu} \quad (2.4)$$

と表される．ポート内を流れる流体が低マッハ数であるとき，ポート内酸化剤流速は

$$V_o = \frac{Q}{A_f (1-a)} = \frac{4Q}{N \pi d^2} \quad (2.5)$$

となる．ここで， Q および A_f は体積流量 [m³/s] および燃料面積 [m²] である．式 (2.1) から式 (2.5) を解くことによって，燃料充填率を求めることができる．

$$a = 1 - \sqrt{\frac{128 \mu L Q}{\Delta P \pi D^4}} \quad (2.6)$$

ここで，式 (2.6) はポート内酸化剤気体が層流であることを仮定している．流体が乱流域であるとき，管摩擦係数は壁面の状態に大きく影響される [44]．一方，流体が層流域であるとき，壁面の状態に影響を受けずレイノルズ数から一意に管摩擦係数が決定することができる．3D プリンタで成形されたポート内壁面の状態が分からないため，本研究では酸化剤が層流域になる条件で燃料充填率の見積もりを行った．また，燃料充填率はおおよそ 98% 程度であることから，酸化剤はよどんだ状態からポート内に酸化剤が入り込むと考えられる．そのため，入り口損失として圧力損失が生じることが考えられるが，入り口損失はポート入り口部の形状に大きく影響を受けるため，動圧分を入り口損失として考慮することが適切とは言えない．本研究では層流域で気体酸素を供給したときの圧力損失と式 (2.6) を用いて，燃料充填率を推算し，入り口損失は誤差評価で考慮することとした．

2.2.2 データ解析方法

2.2.2.1 再現法

2.2.2.1.1 再現法概要

一般的なハイブリッドロケットは、固体燃料と気体もしくは液体の酸化剤を使用する。酸化剤流量は計測可能である一方で、燃料流量は固体燃料のガス化速度で決定されるため、直接計測することが困難である。燃料流量を計測することができれば、ハイブリッドロケットの燃料の後退速度式の構築に大いに役立つため、様々な研究者が燃料流量を計測もしくは推算する方法を考案してきた。多くの研究者はエンドポイント法を用いて O/F を評価してきた。この方法では、燃焼実験で用いた酸化剤および燃料消費量の時間平均 O/F を使用する。Frederick と Greiner は燃焼時間、燃料および酸化剤流量の計測方法が時間平均 O/F に与える誤差は 9.2%であることを示した [45]。このとき、燃焼時間は 2 秒と非常に短く酸化剤流量は一定であったが、長時間および酸化剤流量が変化する推力制御燃焼実験の場合に O/F シフトが発生するハイブリッドロケットにおいて、時間平均 O/F は精度が低いと言える。酸化剤流量が一定供給される場合の燃焼実験であったが、より精度の高い燃料流量計測を行うために、多くの研究者が様々な手法を考案し実験してきた。ここで、X 線 [46]、音響 [47]、推力質量バランス計 [48] の 3 つの方法について説明する。

Chiaverini らは、X 線を用いて燃焼中の任意点の燃料厚さを計測し、逐一の燃料後退速度を求めた [46]。しかしながら、この方法では燃料全体の燃料後退速度を求めることはできず、複雑な燃料後退形状には適していない。Zilwa らは、ヘルムホルツ共鳴周波数が燃焼室圧力の平方根の逆数に比例する関係から、燃料形状の変化を計測してきた [47]。この方法も先ほどと同様に複雑な燃料形状には対応できず、シングルポートの燃料のみ燃料流量を計測可能となっている。Olige らは推力質量バランス計を用いて燃料流量を計測してきた [48]。これらの方法は、燃料形状に依存しないが、スケールに依存し、大きさが変化するたびに実験装置をそろえる必要がある。このように、 O/F を実験的に取得する方法では精度が低かったり、燃料形状・スケールに対応できなかったりするというデメリットを持つ。

Osmon が燃焼実験データをもとに O/F の時間変化の算出を初めて試みた [49]。Osmon は特性排気速度の理論値 c_{th}^* と実験値 c_{ex}^* を用いて計算した。しかしながら、特性排気速度効率 η_c^* をどのように決定したのか明記されていない。George らはそれらの方法を明確に示している [50]。George は、化学平衡計算によって理論値 c_{th}^* を求め、特性排気速度効率 η_c^* は、計算から算出される燃料消費量と実験から得られた燃料消費量を比較することで決定した。これらの方法については、燃焼状態を評価する η_c^* を燃焼実験中に一定と仮定して計算をしている。Wernimont と Heister は、 $\eta_c^* = \text{const.}$ の仮定ではなく平均特性排気速度を用いることで、 O/F の時間変化を算出している [51]。しかし、特性排気速度は O/F に非常に敏感であることから、 O/F シフトが起こり得る燃焼実験では正しい O/F の時間変化を求めることはできない。これまでの手法としては、燃焼室圧力、酸化剤流量と燃料消費量を用いていたが、Carmicino らは、入力値に推力を追加した [52]。その方法によって、燃焼中の η_c^* の時間履歴

を求めることができた。Carmicino らは、燃焼中に燃焼器内の流れ場が大きく変わらない限り、 η_c^* は一定であることを示した [52]。Nagata らは、燃焼実験で計測することが容易な圧力、酸化剤質量流量および燃料消費量を使った再現法の精度と適用範囲に関して検証した [53]。同一実験条件を作り出すのに困難さがあるものの、それぞれの実験値と再現法との差は 10% 程度であり、再現法の精度が確認された。これらの結果をもとに本研究でも、Nagata らが使用した再現法をもとに燃料流量、 O/F ならびに燃料後退速度の算出を行った。

2.2.2.1.2 再現法の計算方法

再現法 [53] では、特性排気速度 c^* [m/s] の効率 η_c^* [-] に関する式をもとに酸化剤と燃料質量流量の比、 O/F [-] を計算する：

$$\eta_c^* c_{th}^*(P_c, O/F) = c_{ex}^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_o (1 + 1/O/F)} \quad (2.7)$$

ここで、 c_{th}^* 、 P_c 、 A_t 、 $\dot{m}_o$ および c_{ex}^* は NASA-CEA [35] によって計算される理論特性排気速度 [m/s]、燃焼室圧力 [MPa]、ノズルスロート面積 [m²]、酸化剤質量流量 [kg/s]、および実験によって取得される P_c 、 A_t 、 $\dot{m}_o$ をもとに求まる特性排気速度 [m/s] をそれぞれ表す。ここで、特性排気速度効率 η_c^* は燃焼中に一定であるという仮定をもとに式 (2.7) を解いて O/F を求める。燃焼中に推力を計測し入力値に追加することで η_c^* が一定という仮定を除くことができるが、Carmicino ら [52] は、燃焼中に燃焼器内の流れ場が大きく変わらない限り、 η_c^* は一定であることを示した。そのため、流れ場が変化しない端面燃焼式ハイブリッドロケットにおいて、 η_c^* が燃焼中に変化しないという仮定は妥当であると判断し、計算を進めた。ノズルスロート部の浸食は燃焼実験前後の観察より確認されていないため、 A_t は燃焼中一定である。

式 (2.7) に示すとおり、 η_c^* を仮定し、燃焼室圧力と酸化剤質量流量を計測することで、燃焼中の瞬時的な O/F を算出することが可能である。次に、特性排気速度効率 η_c^* の決定方法について説明する。燃料質量流量 $\dot{m}_f$ [kg/s] は、 O/F の定義より以下の式で表される。

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_o}{O/F} \quad (2.8)$$

ある特性排気速度効率 η によって算出される算術燃料消費量 $M_{f,cal}$ [kg] は、式 (2.8) によって求まる $\dot{m}_f$ を燃焼時間 t_f [s] 全体で積分することで求めることができる。

$$M_{f,cal} = \int_0^{t_f} \dot{m}_f dt = \int_0^{t_f} \frac{\dot{m}_o}{O/F} dt \quad (2.9)$$

算術燃料消費量 $M_{f,cal}$ は、同一燃焼実験では特性排気速度効率 η_c^* にのみ依存する値である。したがって、特性排気速度効率 η_c^* を変更することで、実際の燃焼実験によって計測された燃料消費量 M_f [kg] に式 (2.10) のように合わせ込むことによって、燃焼実験ごとの η_c^* ならびに O/F 履歴を求めることが可能となる。

$$M_{f,cal}(\eta_c^*) - M_f = 0 \quad (2.10)$$

図 2.8 に、再現法の計算フローチャートを示し、前述した再現法の計算手法をまとめる。本研究では、式 (2.7) および式 (2.10) の収束計算には、二分法を用いて解を求めている。図 2.9 は各特性排気速度効率で求まる O/F 履歴を示し、図 2.10 は各特性排気速度効率で求まる燃料消費量履歴と燃焼実験で得られた燃料消費量を示す。図 2.9 に示す O/F 履歴を時間積分することで、図 2.10 に示す燃焼終了時の燃料消費量を求めることができる。再現法では、各特性排気速度効率で求まる燃焼終了時の燃料消費量が燃焼実験で得られた燃料消費量に一致する特性排気速度効率を求めることで、 O/F 履歴と同時に特性排気速度効率を取得することが可能となる。

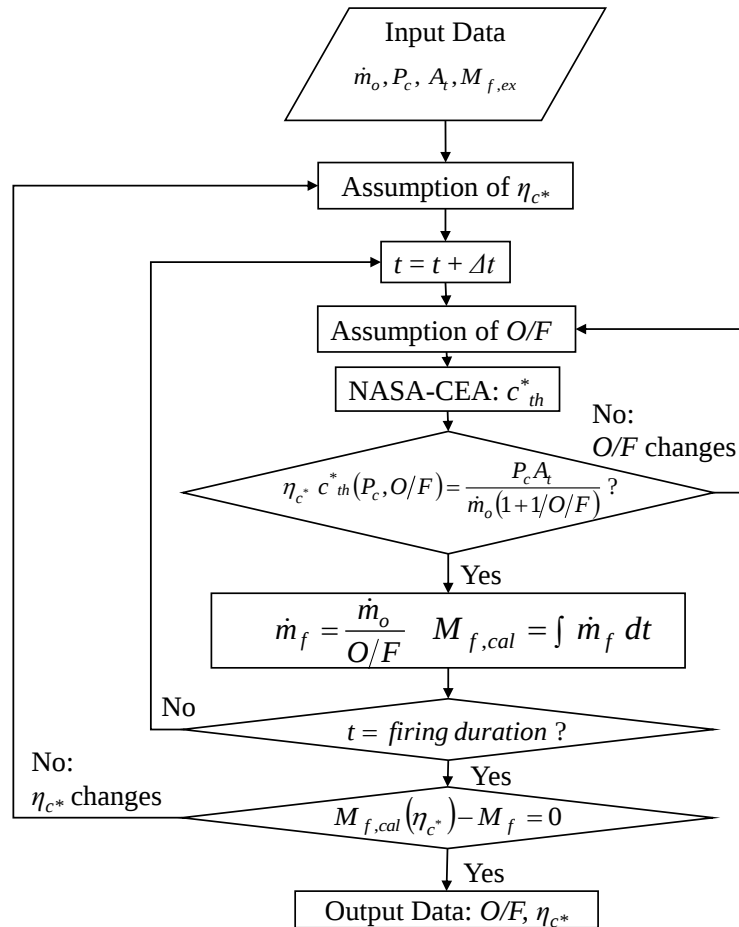


図 2.8 再現法の計算フローチャート

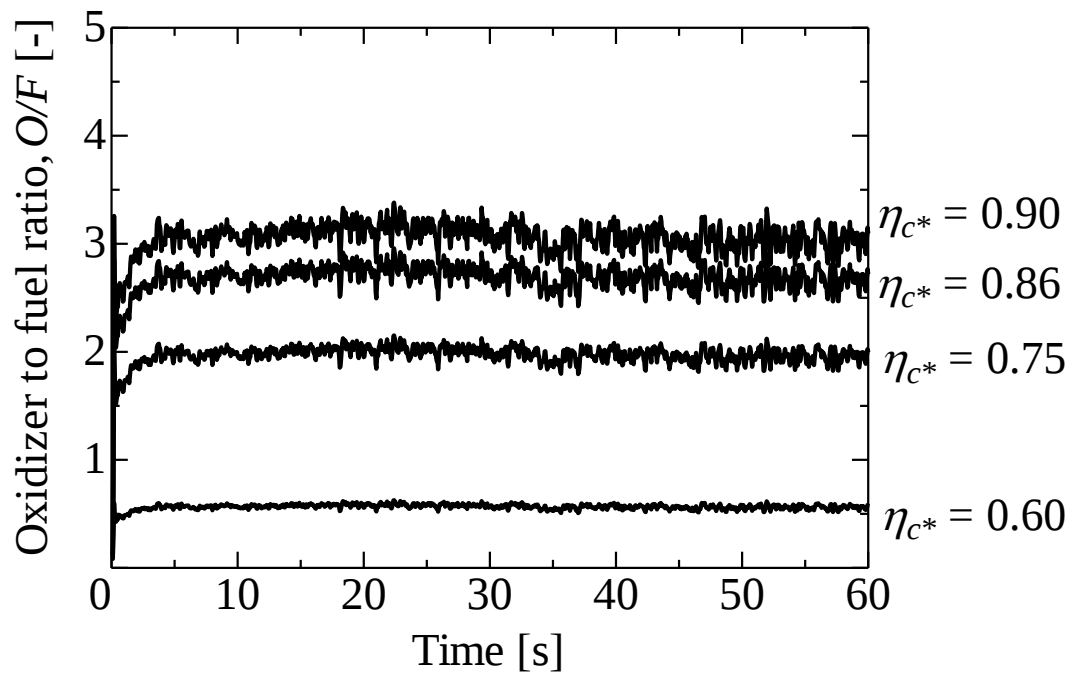


図 2.9 各特性排気速度効率で求まる O/F 履歴

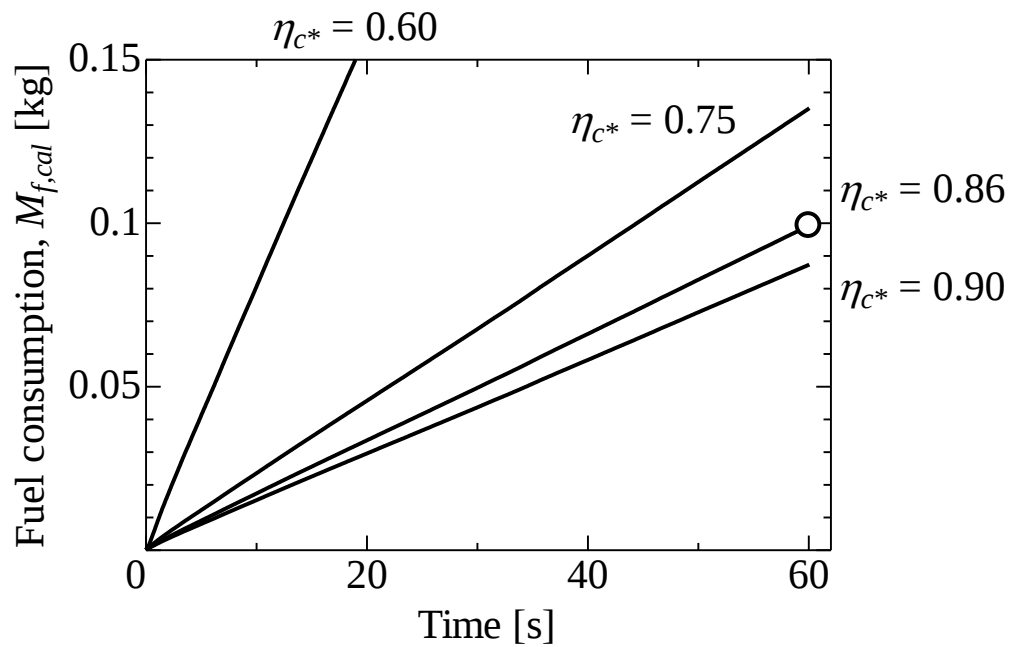


図 2.10 各特性排気速度効率で求まる燃料消費量履歴と燃焼実験で得られた燃料消費量

2.2.2.1.3 多重解問題

図 2.11 および図 2.12 は, Test-09 での酸化剤流量および燃焼室圧力履歴, および再現法によって取得された O/F および燃料後退速度履歴を表す. 実験データにおいて, 酸化剤流量および燃焼室圧力は一定な履歴を取得できている一方で, 実験データをもとに再現法によって計算を行った, O/F および燃料後退速度履歴は燃焼時間 4 秒程度以降から, 振動していることが分かる. これは, Nagata らも直面した, 多重解問題 (multiple solution problem) と呼ばれる問題によるものである [53].

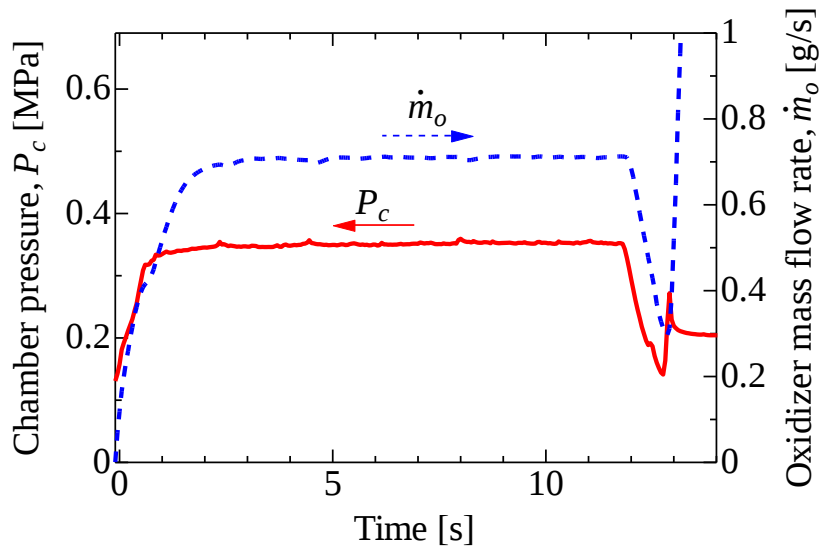


図 2.11 酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 (Test-09) [4]

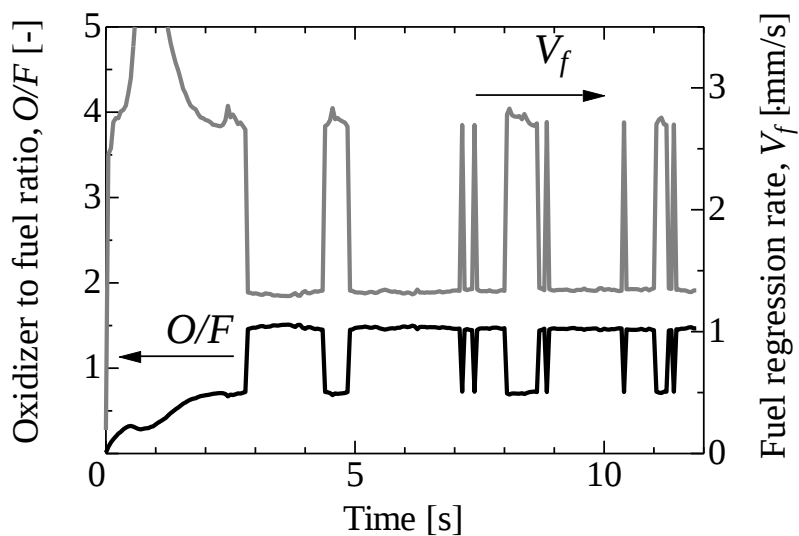


図 2.12 再現法によって取得された O/F および燃料後退速度履歴 (Test-09) [4]

Nagata らが問題の原因を解明した方法に倣い、式 (2.7) を以下の式 (2.11) のように整理する。

$$c_{th}^*(P_c, O/F)(1+1/O/F) = \frac{P_c A_t}{\eta_c^* \dot{m}_o} \quad (2.11)$$

式 (2.11) の右辺は、燃焼実験データによって求まる定数である。一方、左辺は未知数 O/F の関数である。未知数 O/F を求めるために、式 (2.11) の右辺を満たすような O/F を収束計算によって求める。図 2.13 に、 O/F と $c_{th}^*(1+1/(O/F))$ の関係を示す。図 2.13 における左軸は O/F の関数（式 (2.11) の左辺）であり、式 (2.11) の右辺は各時間において燃焼実験データによって求まる定数である。したがって、式 (2.11) の解が一つになるためには、式 (2.11) の左辺が単調関数である必要がある。しかしながら、図 2.13 に示すとおり、 $c_{th}^*(1+1/(O/F))$ は極値を有し、 O/F が 0.6 から 1.45 付近において解が複数存在することが分かる。図 2.14 は、理論および実験 c^* と O/F の関係を示す。NASA-CEA [35] によって計算される理論特性排気速度は P_c にはほとんど依存性しないため、この多重解範囲は燃焼室圧力を変えた条件でも同様に存在する。 O/F を求めるために式 (2.11) を収束計算する際に、解が複数存在し、複数解が存在する領域における O/F 感度が大きいことによって、求まる O/F が大きく変化してしまう。例えば、ある時刻で O/F が 0.6 に収束しているとき、次のステップでは燃焼振動が発生していないにもかかわらず、極僅かな実験値の変動と O/F 感度が大きいことによって、 O/F が 1.45 に収束することもある。このように解が収束していくことで、図のように定常的な圧力が取得されても、多重解領域に解が存在することによって振動的な履歴になってしまう。そこで、再現法における未知数 O/F を求めるための収束計算を避ける方法として、新たな再現法を構築した。

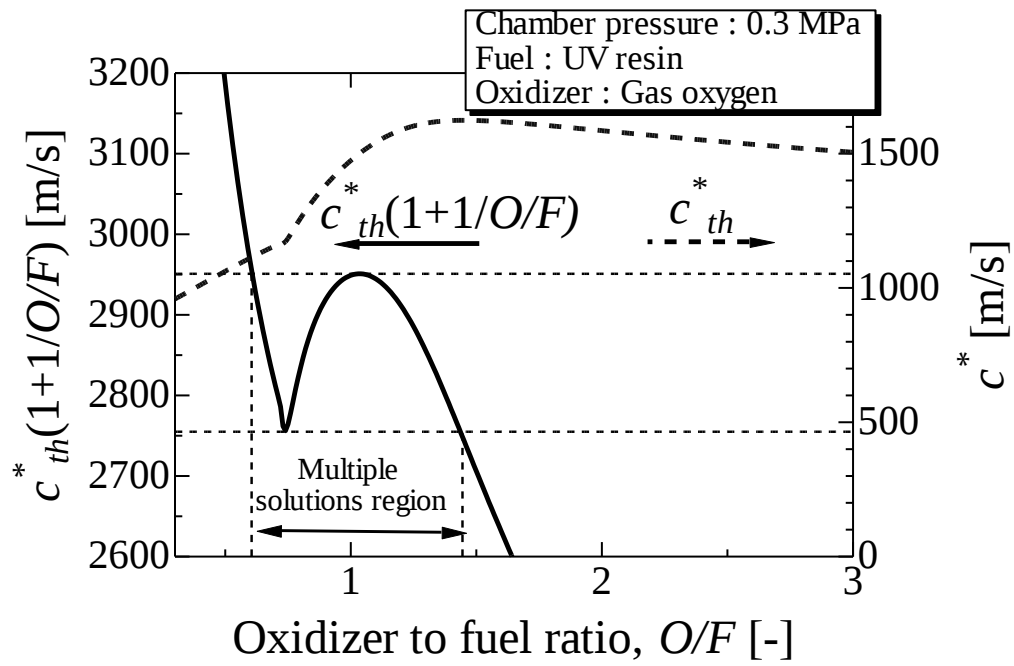


図 2.13 多重解問題が発生する範囲 [4]

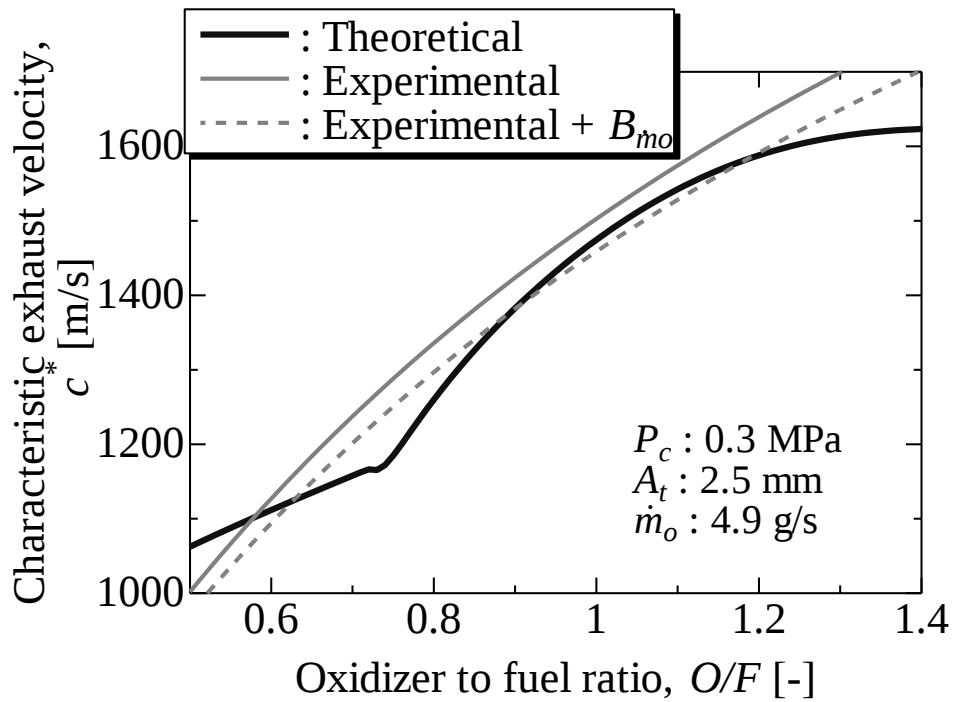


図 2.14 理論および実験 c^* と O/F の関係 [4]

2.2.2.1.4 新たな再現法の計算方法

新たな再現法では，Wermont らが考案した方法 [51] に Nagata らが説明する再現法 [53] を組み合わせたものであり，二段階の O/F の計算が必要となる．はじめに，燃焼中での平均特性排気速度 c_{ave}^* を以下の定義式 (2.12) より求める．

$$c_{ave}^* = \frac{\int_0^{t_f} P_c A_t dt}{\int_0^{t_f} \dot{m}_o dt + M_f} \quad (2.12)$$

Wermont らが考案した方法 [51] では，燃焼中に特性排気速度 c_{ave}^* は一定であるという仮定をすることで，瞬時的な O/F を求めることができる：

$$O/F' = \frac{\dot{m}_o c_{ave}^*}{P_c A_t - \dot{m}_o c_{ave}^*} \quad (2.13)$$

ここで， O/F' は Wermont らの手法により求められた酸化剤と燃料の質量流量比である．しかし，一般的にハイブリッドロケットは O/F シフトによって特性排気速度は燃焼中に変動するはずである．そのため，燃焼中に特性排気速度は一定であるという仮定は正確とは言えない．そこで，この方法によって取得された O/F' を式 (2.7) に代入し， O/F を新たに求める方法を考案した．式 (2.14) に，その計算式を示す．

$$O/F = \frac{\dot{m}_o \eta_c^* c_{th}^*(P_c, O/F')}{P_c A_t - \dot{m}_o \eta_c^* c_{th}^*(P_c, O/F')} \quad (2.14)$$

この再現法では，理論特性排気速度 c_{th}^* の計算にのみ，特性排気速度 c_{ave}^* の仮定によって計算された O/F' を代入する．あとは，特性排気速度効率 η_c^* を仮定することで，ある η_c^* のときの O/F を一意に計算することができる．図 2.15 に，前述した新たな再現法の計算手法をフローチャートとしてまとめる．

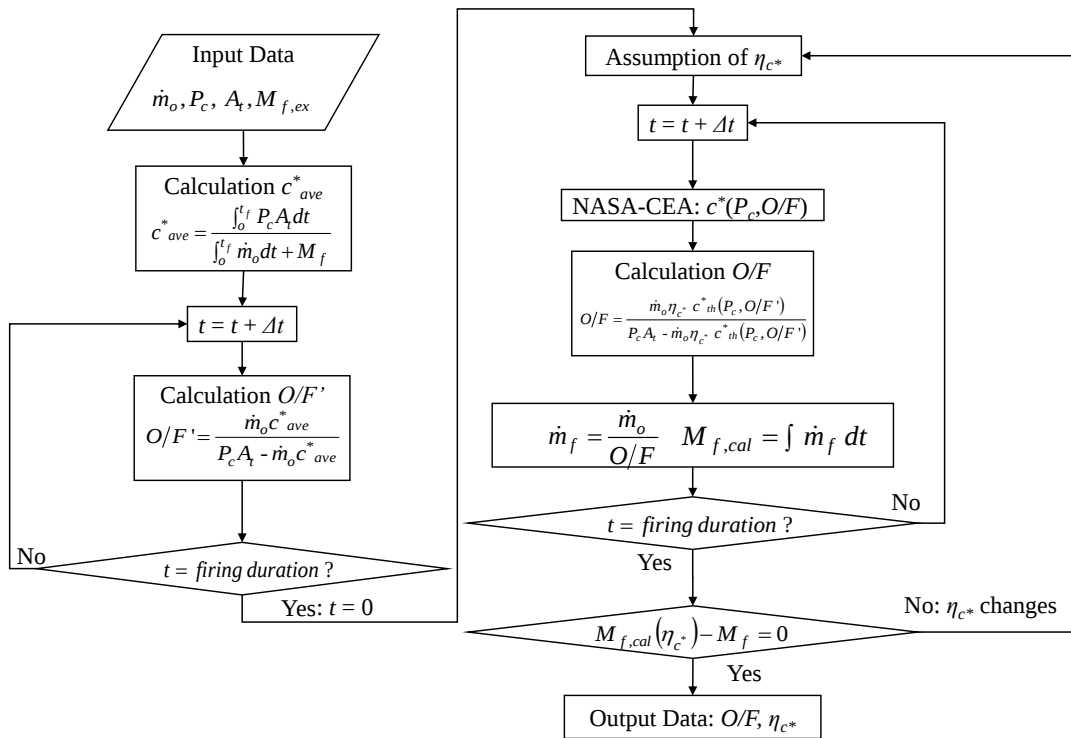


図 2.15 新たな再現法の計算フローチャート

図 2.16 は、新たな再現法によって取得された Test-09 の O/F 履歴を示す。図 2.12 と比較すると、多重解問題の影響を受けていないことが分かる。それによって、燃料後退速度も多重解問題の影響を受けないため、この再現法を用いて解析を行い、 O/F として扱う。なお、Nagata らが行ったような燃焼時間のみを変えた同一燃焼実験による再現法の精度の確認 [53] は、2.2.4.2 で考察する。

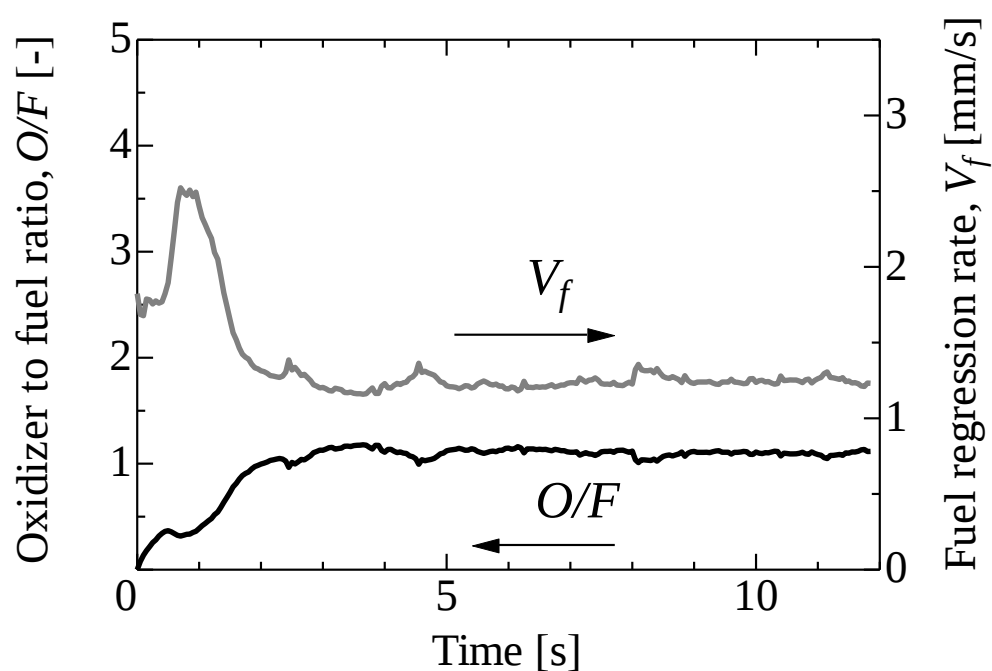


図 2.16 新たな再現法によって計算された O/F および燃料後退速度履歴 (Test-09) [4]

2.2.2.2 誤差評価

本研究では、実験によってデータを取得しており、その取得されたデータには計測器等の誤差等が含まれている。そこで、取得された実験データが算出された結果にどのくらい影響を与えるのかを誤差伝播の法則 [45][54] をもとに定量的に評価した。

データ α が n 個の異なるデータの関数であるとする。

$$\alpha = \alpha(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (2.15)$$

α の誤差を B_α としたとき、 α に対する x_i の感度と x_i 自身が持つ誤差 B_{x_i} の関係から

$$B_\alpha^2 = \sum_i \left(\frac{\partial \alpha}{\partial x_i} B_{x_i} \right)^2 \quad (2.16)$$

となる。ここで、本研究の対象となる O/F 、燃料充填率 a 、 V_f および V_o の誤差を考える。それぞれの値は、以下のように括弧内の変数に従属する関数となる。

$$\begin{aligned} O/F &= O/F(P_c, \dot{m}_o, M_f, A_t, t_f) \\ a &= a(P_c, \dot{m}_o, L, A_f) \\ V_f &= V_f(O/F, \dot{m}_o, a, A_f) \\ V_o &= V_o(P_c, \dot{m}_o, a, A_f) \end{aligned} \quad (2.17)$$

例えば、 O/F の誤差は、式 (2.17) を展開すると

$$B_{O/F} = \sqrt{\left(\frac{\partial O/F}{\partial P_c} B_{P_c} \right)^2 + \left(\frac{\partial O/F}{\partial \dot{m}_o} B_{\dot{m}_o} \right)^2 + \left(\frac{\partial O/F}{\partial M_f} (B_{M_f} + M_{f,initial}) \right)^2 + \left(\frac{\partial O/F}{\partial A_t} B_{A_t} \right)^2 + \left(\frac{\partial O/F}{\partial t_f} B_{t_f} \right)^2} \quad (2.18)$$

と表すことができる。それぞれの感度は、値を 10% 増加させたときの傾きを用いた。また、 O/F の感度は、対象となる値の履歴を 10% 増加させて、再現法の結果が燃料消費量と一致するまで計算したうえで求めた。計測器の誤差は、表 2.3 にまとめたとおりである。ここで、

燃料消費量および燃焼時間に関する誤差について説明する．

表 2.3 小型燃焼実験の計測器の誤差 [3]

	P_c	M_f	$\dot{m}_o$	L	A_t
Item	PBH-A-2MP (Kyowa)	Fz-300i (AND)	CMS200 (azbil)	Digital caliper (MonotaR0)	Digital caliper (MonotaR0)
Symbol	B_{P_c}	B_{M_f}	$B_{\dot{m}_o}$	B_L	B_{A_t}
Bias	0.00104 MPa	0.010 g	3% of $\dot{m}_o$ plus 2.2×10^{-2} g/s	0.01 mm	0.01 mm^2

燃料消費量の誤差は，燃焼前後の燃料の質量を計測する計測器の誤差に加えて，加圧する前の点火シーケンスによる誤差があると考えられる．ここで，点火シーケンスによる誤差とは白煙検知後加圧するまでに消費する燃料の質量のことである．この点火シーケンスによる誤差を評価するために，白煙検知後に酸化剤を供給するのではなく，窒素パージを行い，燃料がどの程度消費されているかを調査した．その結果，0.071 g の燃料が点火シーケンス中に消費していることが分かった．そのため，本研究では $M_{f,initial}$ を 0.071 g とした．

燃焼時間の誤差について説明する前に，本研究で用いた加圧シーケンスについて説明する．本研究では，4 種類の加圧シーケンスを用いた．

表 2.4 は使用した加圧シーケンスを示す。それぞれの実験において、白煙を検知後加圧シーケンスが始まり、燃焼終了時には窒素パージを行っている。シーケンス 1 では、白煙検知後、目標酸化剤流量まで供給し、燃焼終了後には酸化剤の供給を止めたのち、窒素パージを行った。シーケンス 2 では、白煙検知後、目標酸化剤流量まで供給し、燃焼終了後には酸化剤の供給を止めるのと同時に窒素パージを行った。シーケンス 3 は、白煙検知後、目標酸化剤流量まで供給し、燃焼室圧力が 0.2 MPa 程度になるように中流量の酸素を供給した後、目標燃焼室圧力まで酸化剤流量を増加させた。終了後には酸化剤の供給を止めるのと同時に、窒素パージを行った。シーケンス 4 は、大気圧下での燃焼実験の時に用いたシーケンスであり、シーケンス 2 と同様である。シーケンス 1, 2 および 3 の酸化剤流量および燃焼室圧履歴を、図 2.11, 図 2.17 および図 2.18 にそれぞれ示す。窒素パージを酸化剤供給終了時刻に行うシーケンス 2 およびシーケンス 3 では、燃焼終了時に燃焼室圧力が急激に増加していることが分かる。これは、窒素流量が急激に増加したためであると考えられる。また、中流量の酸化剤を供給するシーケンス 3 は、比較的高圧条件での燃焼実験で用いた。これは、比較的高圧条件では燃焼がうまくいかなかったため、中流量での燃焼において点火装置が燃焼器内で燃えて点火装置のノズル詰まりを防ぐことを狙ったものである。(逆火問題, 2.4 参照)

表 2.4 加圧シーケンス一覧 [4]

Sequence name	Detecting of smoke	Supplying of oxidizer at mid-level	Supplying of oxidizer at operating level	Shutdown of supplying of oxidizer	Nitrogen purge	Test
1	✓	-	✓	✓	✓	01, 02, 03, 04, 08, 09
2	✓	-	✓	-	✓	10, 11
3	✓	✓	✓	-	✓	12, 13, 14, 15
4	✓	-	✓	-	✓	05, 06

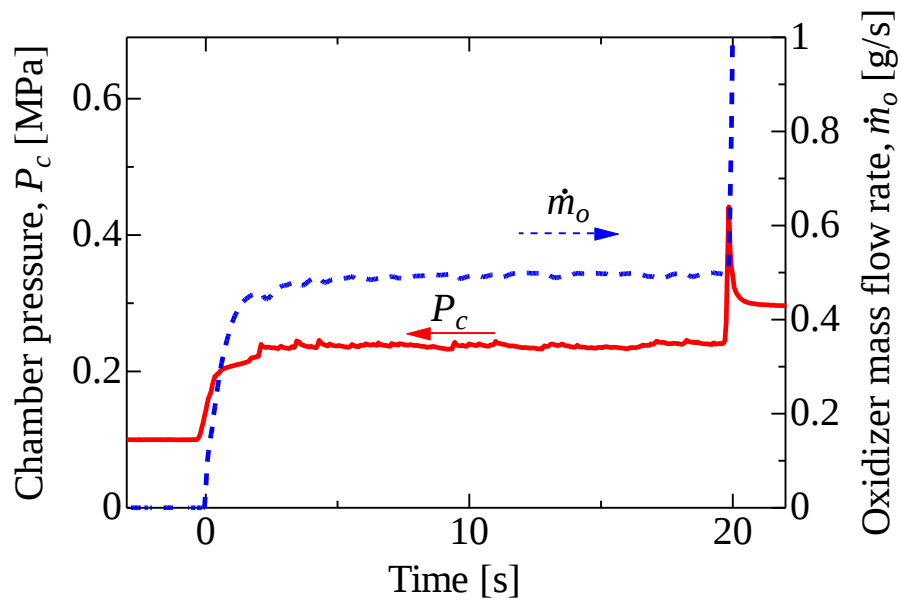


図 2.17 酸化剤流量と燃焼室圧力履歴 (Test-10, Sequence-2) [4]

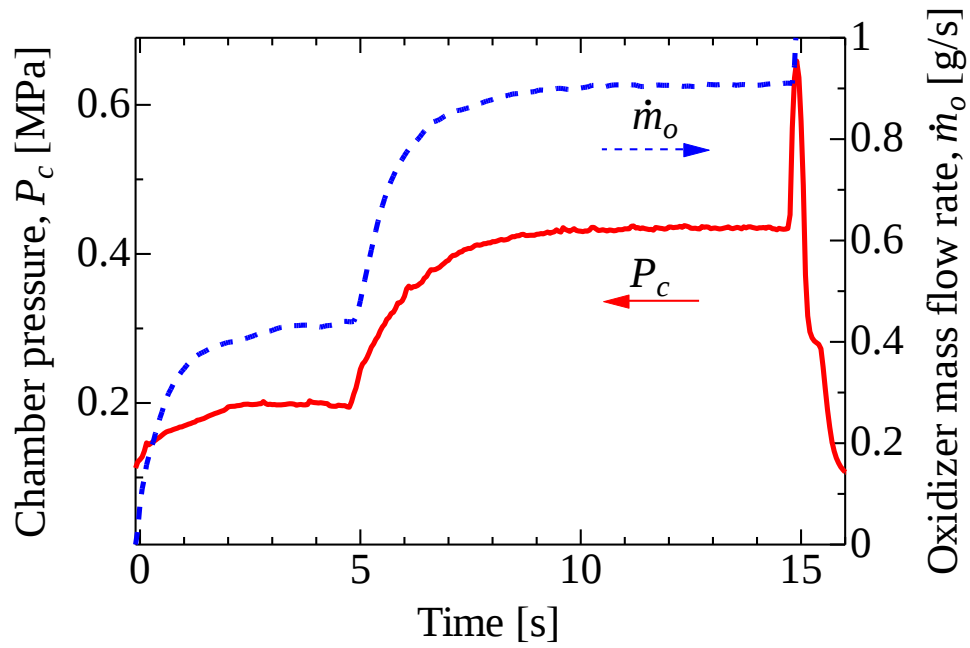


図 2.18 酸化剤流量と燃焼室圧力履歴 (Test-12, Sequence-3) [4]

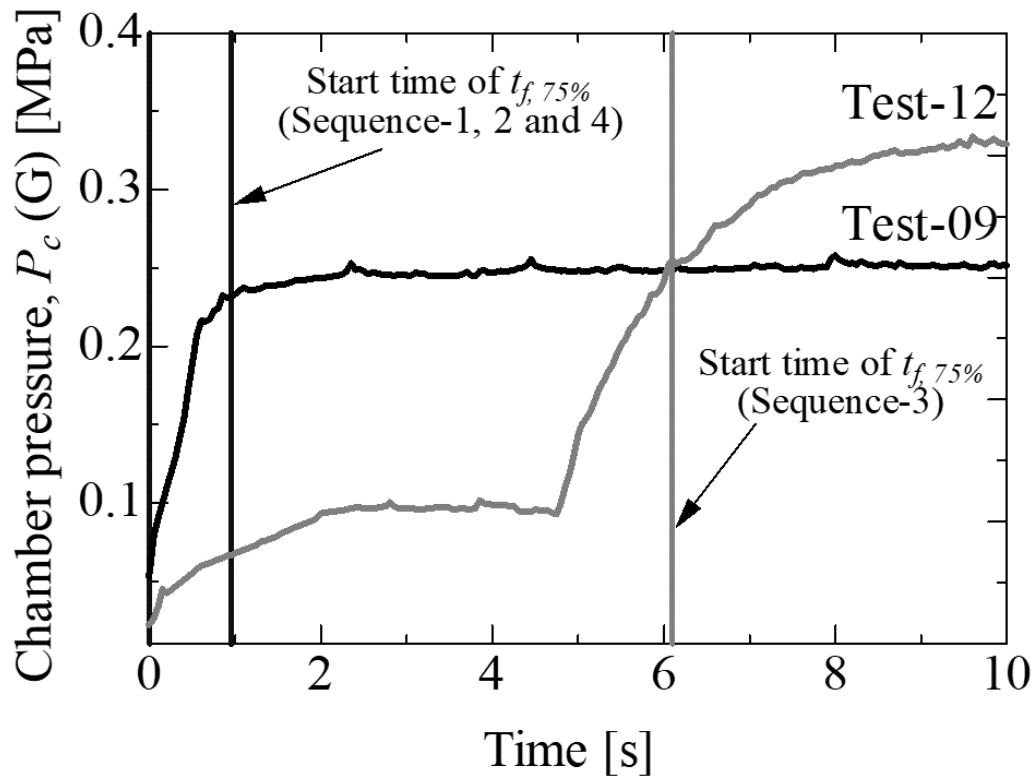


図 2.19 各シーケンスにおける燃焼開始時刻の定義 (Test-09 および Test-12) [4]

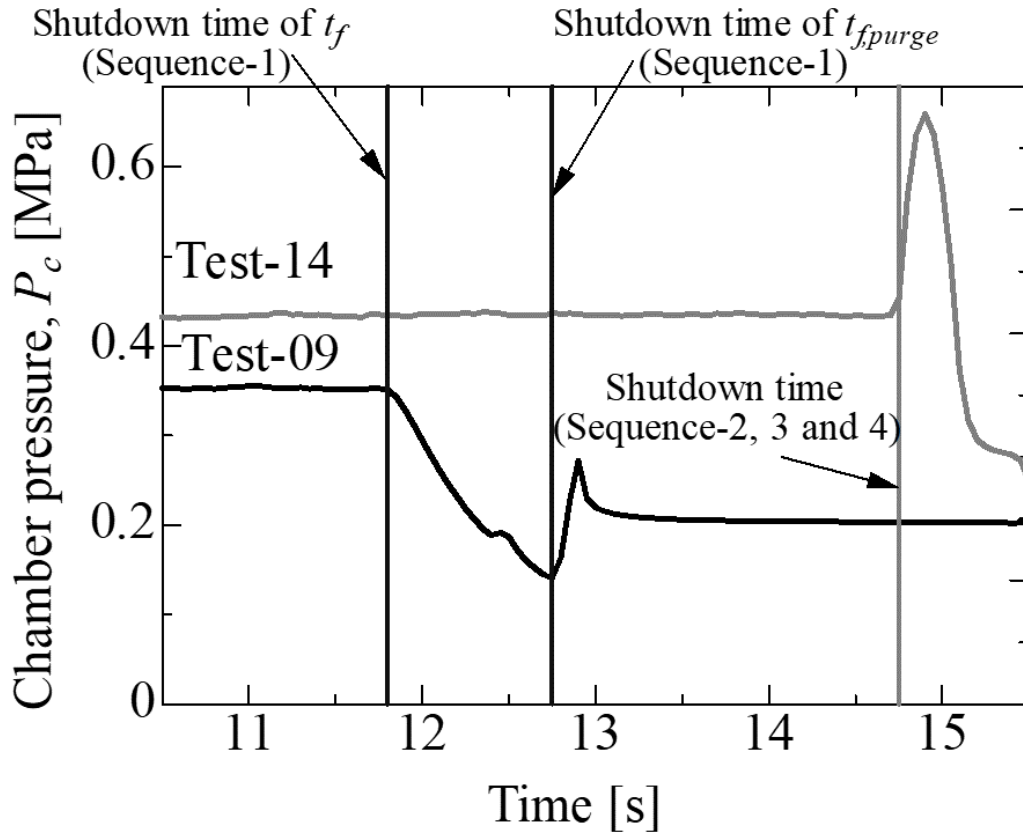


図 2.20 各シーケンスにおける燃焼終了の定義 (Test-09 および Test-12) [4]

式 (2.19) に燃焼時間が O/F に与える誤差を示す.

$$\left(\frac{\partial O/F}{\partial t_f} B_{t_f} \right)^2 = [O/F(t_f) - O/F(t_{f,75\%})]^2 + [O/F(t_f) - O/F(t_{f,purge})]^2 \quad (2.19)$$

ここで, t_f , $t_{f,75\%}$, および $t_{f,purge}$ は, 燃焼室圧力が立ち上がり始めたときから酸化剤供給を止めたときまでの燃焼時間, 定常時燃焼室圧力の 75%に達したときから酸化剤供給を止めたときまでの燃焼時間 [1], および燃焼室圧力が立ち上がり始めたときから酸化剤供給を止めてからなだらかに燃焼室圧力が減少し窒素パーズを開始するまでの燃焼時間である. 式 (2.19) によって, 燃焼開始時および燃焼終了時の定義による誤差を考慮した. 図 2.19 および図 2.20 は, 各シーケンスにおける燃焼開始および燃焼終了の定義を示す.

それぞれの値の感度は, 燃焼室圧力, 酸化剤流量, および燃料消費量を独立に 10%増加させた上で再現法によって O/F 履歴を算出し, その平均値をもとに算出した. 例えば, 式 (2.20) は酸化剤流量が O/F に与える感度を表す.

$$\frac{\partial O/F}{\partial \dot{m}_o} \sim \frac{O/F(\dot{m}_o + 10\% \dot{m}_o) - O/F(\dot{m}_o)}{\dot{m}_o + 10\% \dot{m}_o - \dot{m}_o} \quad (2.20)$$

図 2.21 は Test-07 における酸化剤流量および O/F 履歴を表す。

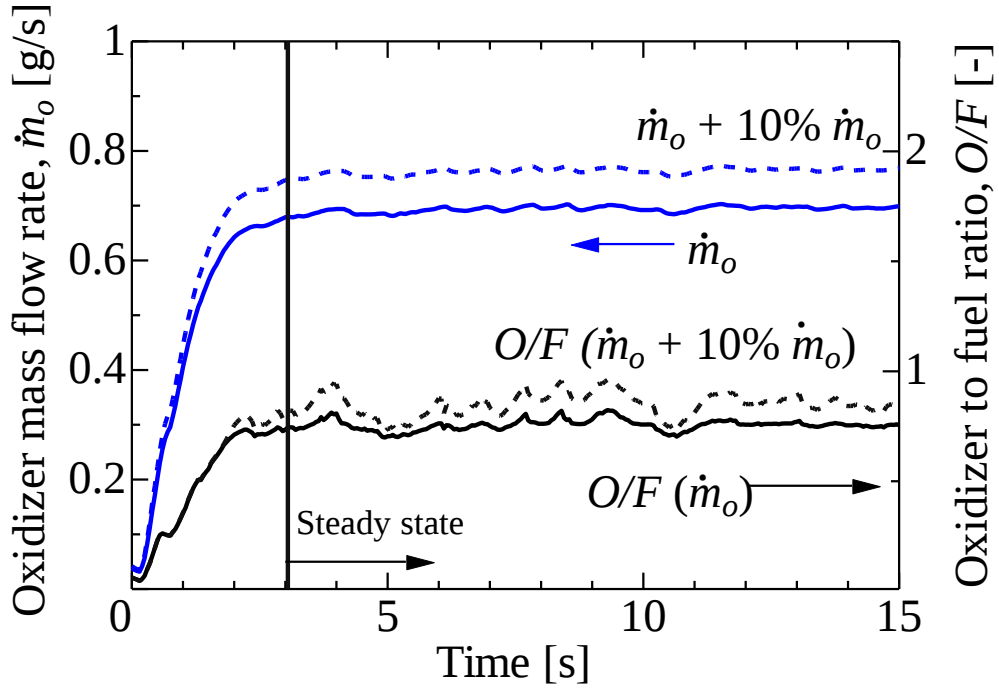


図 2.21 Test-07 における酸化剤流量および O/F 履歴 [4]

2.2.3 燃焼実験結果

本実験では、15回の燃焼実験を対象とした。表 2.5 は小型燃焼器の燃焼実験結果を示す。Test-05 および Test-06 では、大気圧下で燃焼実験を行った。表 2.5 において、酸化剤流量、燃焼室圧力、ポート内酸化剤流速、 O/F 、および燃料後退速度は定常時における平均値を示す。

表 2.5 小型燃焼器の燃焼実験結果 [4]

Test	a [%]	t_f [s]	$\dot{m}_o^*$ [g/s]	P_c^* [MPa]	M_f [g]	V_o^* [m/s]	η_{c^*} [-]	O/F^* [-]	V_f^* [mm/s]	B_a [%]	$B_{\dot{m}_o}$ [g/s]	B_{V_o} [m/s]	$B_{O/F}$ [-]	B_{V_f} [mm/s]
01	98.27	6.8	0.70	0.35	6.20	26.13	0.95	0.86	2.25	0.18	0.04	1.78	0.14	0.37
02	98.26	7.9	0.70	0.33	6.12	27.72	0.86	1.04	1.85	0.19	0.04	1.89	0.13	0.24
03	98.05	9.8	0.72	0.37	8.40	22.99	0.92	0.84	2.36	0.21	0.05	1.58	0.12	0.34
04	98.01	12.9	0.67	0.34	10.70	22.92	0.92	0.82	2.28	0.22	0.04	1.64	0.09	0.27
05	97.74	36.0	0.25	0.10	6.19	24.97	-	1.42	0.48	0.25	0.03	2.92	0.00	0.07
06	98.11	45.0	0.22	0.10	8.08	25.99	-	1.20	0.50	0.20	0.03	3.72	0.00	0.07
07	98.08	15	0.69	0.37	13.88	22.24	0.98	0.76	2.53	0.21	0.04	1.55	0.06	0.25
08	98.83	14.1	0.72	0.37	10.35	38.26	0.90	1.03	1.90	0.12	0.05	2.49	0.10	0.21
09	98.29	11.9	0.71	0.35	8.35	26.98	0.87	1.11	1.75	0.18	0.05	1.82	0.10	0.18
10	97.84	19.6	0.49	0.24	9.64	22.00	0.84	1.04	1.31	0.23	0.04	1.86	0.10	0.16
11	98.26	14.7	0.55	0.26	7.76	27.97	0.90	1.43	1.07	0.19	0.04	2.16	0.10	0.10
12	98.39	14.8	0.90	0.43	9.77	30.10	0.81	1.05	2.38	0.17	0.05	1.81	0.29	0.61
13	98.78	19.6	0.78	0.40	11.13	36.57	0.88	1.20	1.80	0.13	0.05	2.28	0.24	0.35
14	98.27	11.1	1.00	0.43	6.23	31.33	0.73	1.29	2.16	0.18	0.05	1.83	0.50	0.76
15	98.10	11.3	0.85	0.35	6.80	28.89	0.72	1.27	1.85	0.20	0.05	1.84	0.20	0.28

*Average value during the steady state region of firing test

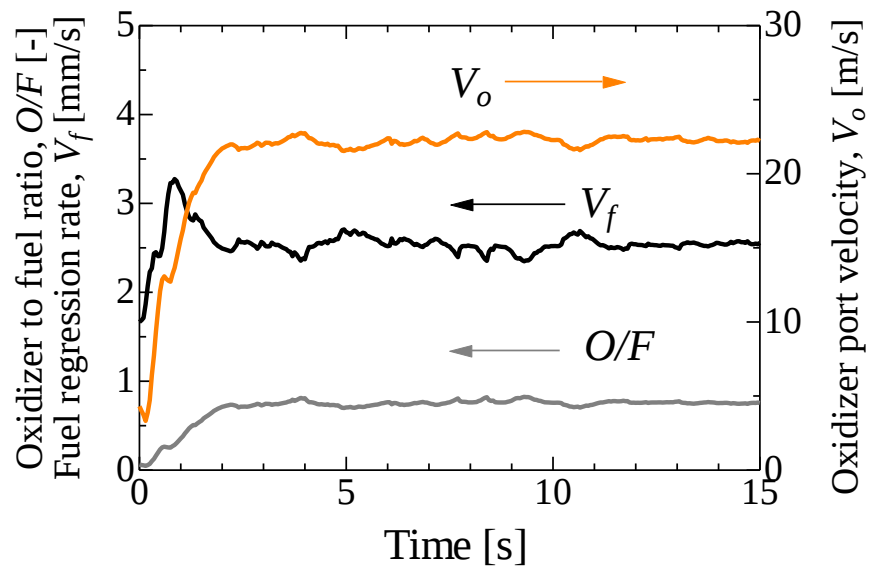


図 2.22 Test-07 における O/F ，燃料後退速度，およびポート内酸化剤流速履歴 [4]

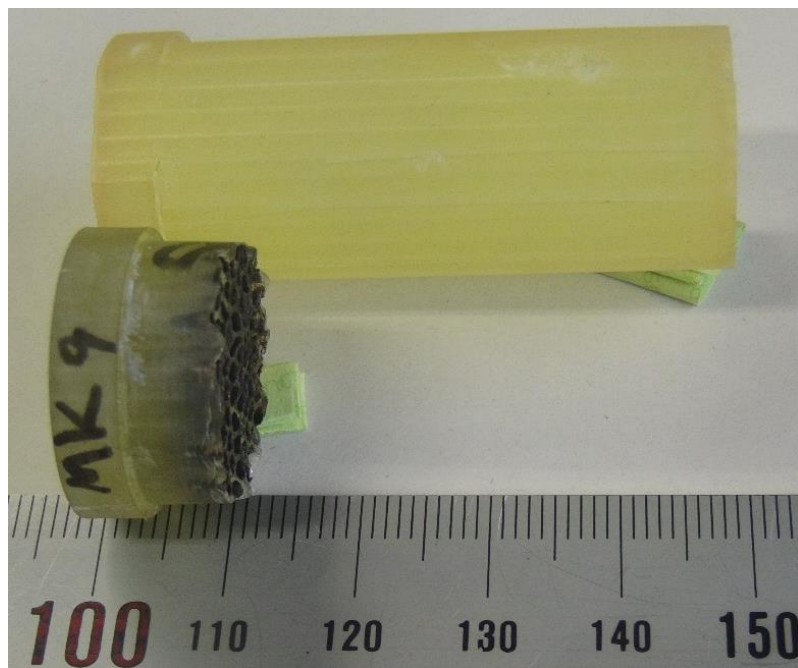


図 2.23 燃焼前燃料（上）および Test-07 の燃焼後での燃料（下）の様子 [4]

2.2.4 考察

2.2.4.1 定常燃焼実験

図 2.22 は Test-07 における O/F 、燃料後退速度、およびポート内酸化剤流速履歴を表す。燃焼開始時の非定常時間を除くと、 O/F 履歴はほぼ一定値であることが分かる。これは、燃焼開始時に隣接するポート同士がつながる端面燃焼に移行した後は、燃料端面で燃焼が進むことで燃焼面積が一定であるため、燃焼室圧力が一定になったと考えられる。図 2.23 は、燃焼前燃料（上）および Test-07 の燃焼後での燃料（下）の様子を示し、燃料端面で燃焼が進んでいたことが分かる。図 2.22 および図 2.23 より、Test-07 において端面燃焼によって燃焼が進行していたことが分かる。

端面燃焼で燃焼が進むとき、燃料は常に燃料軸方向に後退していくことになる。それゆえ、燃焼時間および燃料後退が進むにつれて、ポート内に発生する圧力損失が減少していくことになる。ここで、疑問が浮かびあがる；定常的に燃やしているとき、ポート内の圧力損失が減少することによって、供給される酸化剤流量が変化し燃焼状態は変化するはずである。しかしながら、図 2.22 に示すとおり、 O/F 、 V_f および V_o は常に一定である。この矛盾は、以下の通りに説明される；燃焼中にポート内圧力損失は減少するが、酸化剤流量はニードルでチョークされて供給されているため、圧力損失の減少等の下流圧の影響は受けない。そのため、供給される酸化剤流量は常に一定で供給され、 O/F 、 V_f および V_o は常に一定となる。

2.2.4.2 再現法の精度

多重解問題を克服することができる再現法の精度を説明するために、燃焼時間のみを変更し、その他は同一実験条件の燃焼実験を Test-01 から Test-04 で行った。図 2.24 および図 2.25 は Test-01 から Test-04 の燃焼室圧力履歴および酸化剤流量履歴を示す。燃料充填率の変化によって、燃焼室圧力履歴は多少のばらつきはあるもののほぼ同一の値を取得することができ、燃焼実験の再現性として許容範囲とした。

図 2.26 は、Test-01 から Test-04 の燃料消費量と再現法による Test-04 の燃料消費量履歴および 12% の誤差範囲線を示す。この誤差範囲線は、表 2.5 に示す Test-04 の燃料後退速度の誤差に基づくものであり、Test-04 の燃料後退速度に誤差を加えた、および引いた後退速度を時間で積分して求めた。図 2.26 に示すとおり、Test-01、02 および 03 の燃料消費量が Test-04 の燃料消費量履歴の誤差範囲に入っていることが分かり、再現法 02 が実験によって含まれる誤差範囲に入る精度で、正しく O/F および燃料後退速度を取得できることが分かる。また、表 2.6 は Test-01 から Test-04 の燃料消費量と再現法による燃料消費量をまとめる。燃焼実験および再現法によって取得された燃料消費量が 12% 以下の誤差で一致していることが確認できる。

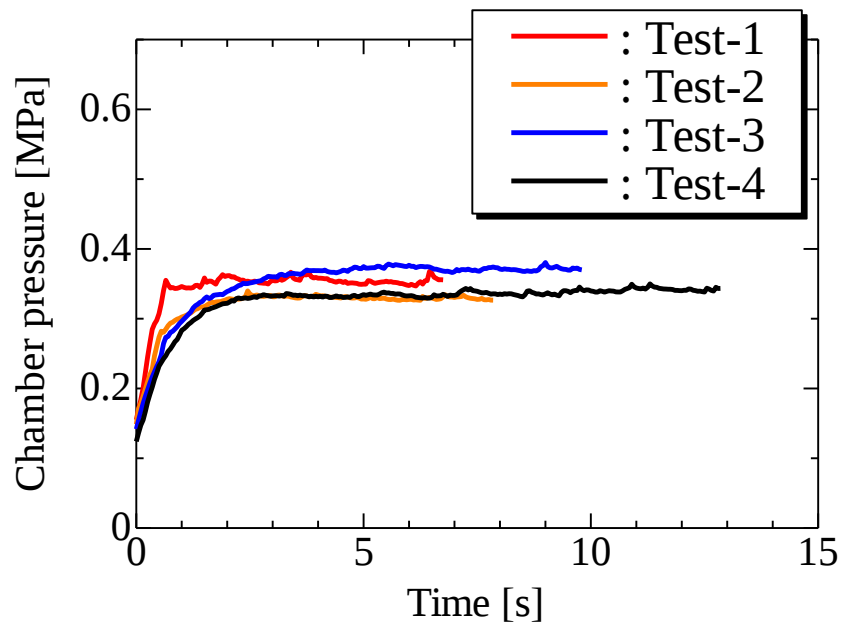


図 2.24 Test-01 から Test-04 の燃焼室圧力履歴 [4]

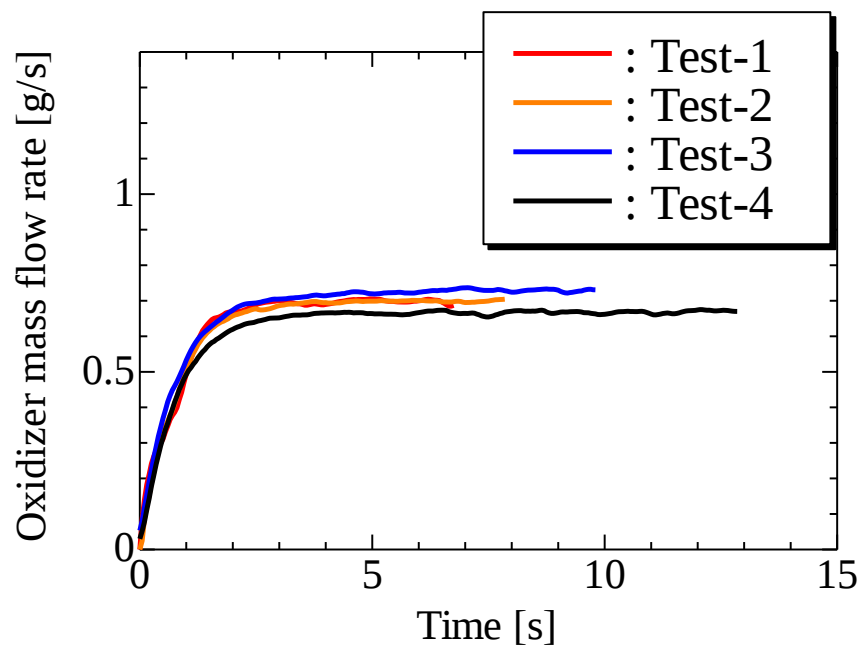


図 2.25 Test-01 から Test-04 の酸化剤流量履歴 [4]

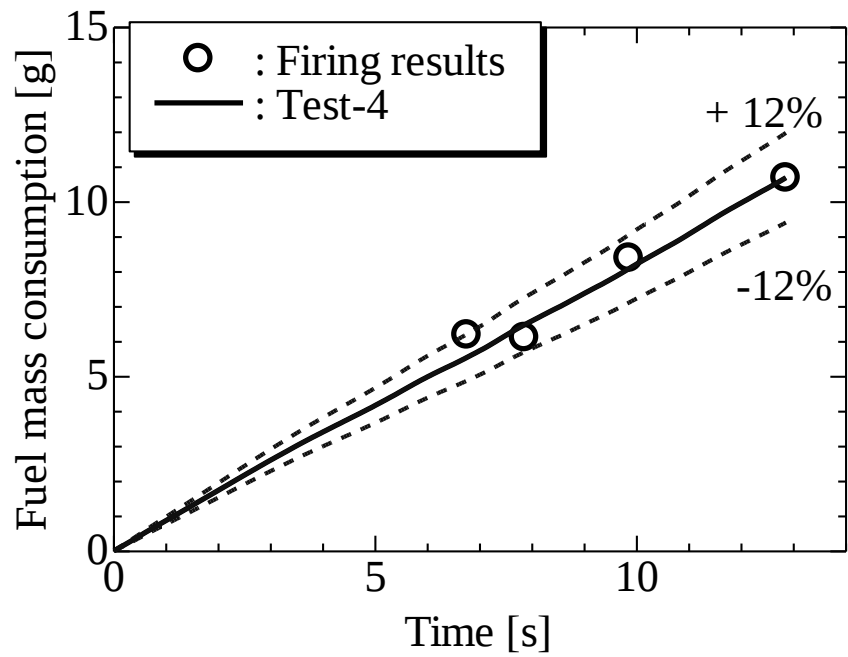


図 2.26 Test-01 から Test-04 の燃料消費量と再現法による Test-04 の燃料消費量履歴 [4]

表 2.6 Test-01 から Test-04 の燃料消費量と再現法による燃料消費量 [4]

Test	Time [s]	Fuel consumption [g]		Error [-]
		Firing results	Calculated	
01	6.8	6.20	5.59	0.098
02	7.9	6.12	6.53	0.067
03	9.8	8.40	8.05	0.042
04	12.9	10.70	10.70	-

2.2.4.3 燃料後退特性

2.2.4.3.1 燃焼室圧力の影響

図 2.27 は燃料後退速度と燃焼室圧力の関係を示す。燃焼室圧力が 0.3MPa を超えた条件での燃料後退速度の誤差幅が大きくなっていることが分かる。目標燃焼室圧力に達する前に中流量で 5 秒程度燃焼させたため、燃焼時間の定義において誤差が大きくなった。燃焼開始を燃焼室圧力の立ち上がり始めたところ、および目標燃焼室の 75% に達したところのどちらかで定義するかで、燃焼時間に大きく差異が出たと考えられる。このシーケンスを用いたのは、特に高圧条件での燃焼実験において、点火装置がノズルにつまり端面燃焼にならない事例が多発したためである。燃焼室圧力が 0.4MPa を超える条件では中流量を用いるシーケンスでも一度も端面燃焼での燃焼実験を行うことができなかった（逆火問題に関して、2.4 で詳細に説明する）。燃料後退速度を燃焼室圧力だけの関数で評価すると、燃料後退速度式は

$$V_f = a P_c^n \quad (2.21)$$

となる。ここで、 a および n はそれぞれ 6.45 および 1.18 となり、実験値と後退速度式の相関係数は 0.91 となった。

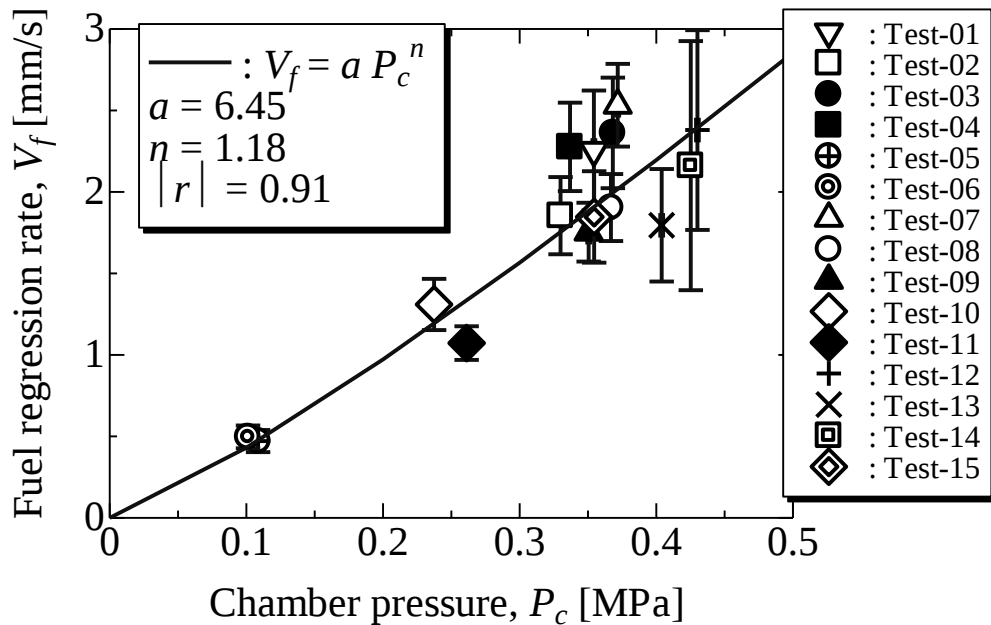


図 2.27 燃焼室圧力と燃料後退速度の関係 [4]

2.2.4.3.2 ポート内酸化剤流速の影響

図 2.27 に示すとおり，燃焼室圧力だけで整理された燃料後退速度式は燃焼実験結果によく一致している．しかしながら，先行研究では式 (1.24) が示され，燃料後退速度式は燃焼室圧力の正の相関に加え，ポート内酸化剤流速の負の相関も示されている．本研究でも，燃料充填率のばらつきによって，ポート内酸化剤流速もばらつきがある．そこで，燃料後退速度式を，ポート内酸化剤流速および燃焼室圧力の 2 変数で構築した．このときの燃料後退速度式は

$$V_f = \beta P_c^n V_o^m \quad (2.22)$$

とし， m は V_o 指数を表す．燃焼実験結果をもとに式 (2.22) に合わせこむために，gnuplot version 5.0 のフィット関数 [55] を用いた．計算によって，式 (2.22) の各値は β : 63.09, n : 1.32, m : -0.64 となった．2.3 節で述べているとおり，燃焼室圧力範囲が小さいことによって各定数の値が大型燃料と異なり，2.3 節での値がより正しい値と考えられる．

図 2.28 は V_f/V_o^m と P_c の関係を示す．ここで， V_f/V_o^m は燃料後退速度からポート内酸化剤流速の影響を除いた値を示す．このときの，燃焼実験および燃料後退速度の V_f/V_o^m の相関係数は，0.97 と燃焼室圧力だけで整理した燃料後退速度式 ($V_f \sim P_c^n$) のときの相関係数 0.91 より高い値となった．これは，燃料後退速度にポート内酸化剤流速の影響があり，それを除したことでより燃料後退速度の圧力依存性を評価できているためであると考えられる．このときの圧力指数は 1.32 であり，先行研究 [26] が示した圧力指数 0.95 より大きい値となった．これが燃料組成および複数ポートに依存するものであるかは確かではないが，さらに高圧条件での燃焼実験を行い，幅広い燃焼室圧力レンジで燃料後退速度の燃焼室圧力依存性を見る必要がある．

図 2.29 は V_f/P_c^n と V_o の関係を示す．ここで， V_f/P_c^n は燃料後退速度から燃焼室圧力の影響を除いた値を示す．ばらつきがあるものの，酸化剤流速の増加とともに， V_f/P_c^n は減少していることが分かる．この結果は，燃焼室圧力 1.0 MPa，ポート径 1 mm の単ポート燃料を用いた先行研究結果 [32] と一致する．この原因として，吹き消え近くの燃焼形態である安定燃焼火炎がポート内酸化剤流速の増加とともに固体燃料表面から離れ，火炎からの熱流束が減少し燃料後退速度が減少するためであると考えられる．

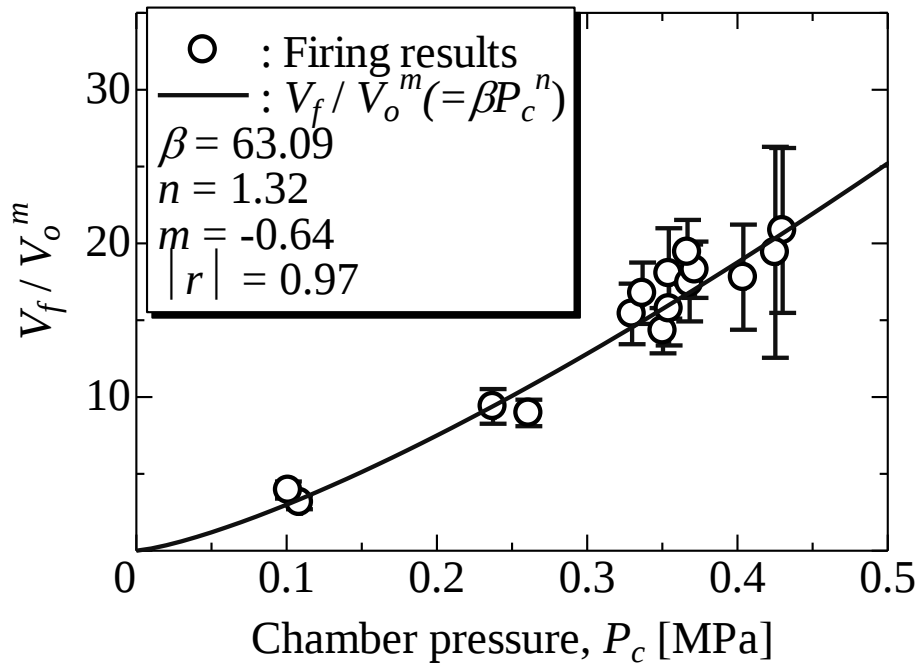


図 2.28 V_f / V_o^m vs. P_c の関係 [4]

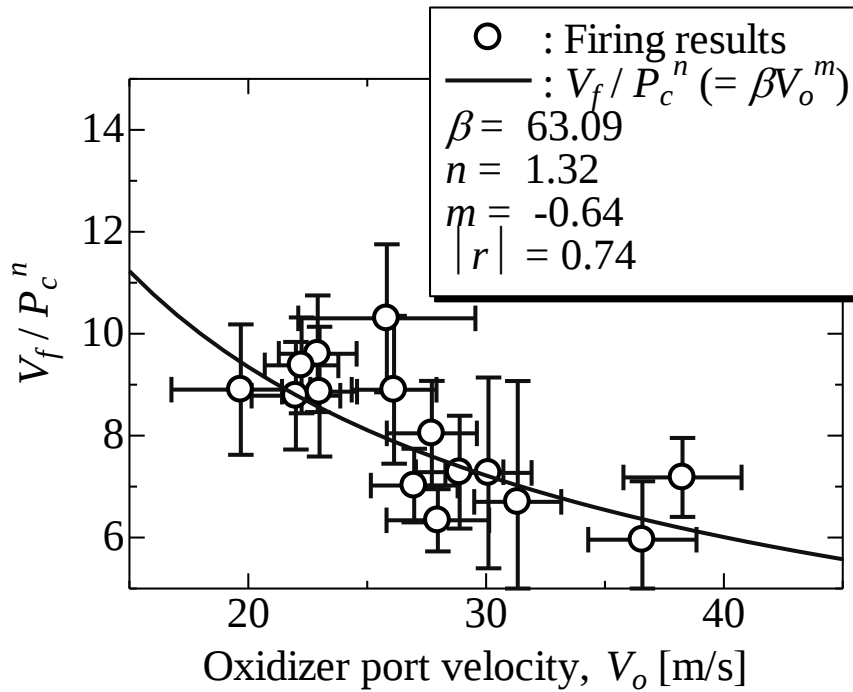


図 2.29 V_f / P_c^n vs. V_o の関係 [4]

2.3 大型燃料による燃料後退速度の調査 [56]

本節では、燃料径 38 mm の燃料を用いた燃焼実験による、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度の結果について述べる。

本節では、まず初めに、2.3.1 で実験手法について説明する。次に、燃焼実験装置 (2.3.1.1)、燃焼実験の手順 (2.3.1.2)、および燃料の説明 (2.3.1.3) について述べる。2.3.2 ではデータ解析方法について簡潔に説明する。2.3.3 では、燃焼実験結果についてまとめ、2.3.4 で取得された燃焼実験結果について考察する。なお、再現法および誤差解析についての詳細な説明は、前節と同様であるため省略する。

2.3.1 実験手法

2.3.1.1 燃焼実験装置

図 2.30 は、燃焼実験装置の概要を示す。酸化剤には気体酸素を用いる。酸素タンクからレギュレータを介して、4つの供給ラインを通して、燃焼室に酸化剤を供給する。それぞれのラインには、ソレノイドバルブ、ニードルバルブ、および逆止弁がついている。燃焼終了時には窒素パージによって消炎を促進するため、窒素ボンベからレギュレータおよびソレノイドバルブを介して、燃焼器に配管によって接続されている。燃焼器前にはオリフィス板が配管に設置されており、事前に流量試験を行い、流量計数を取得している。燃焼実験では、オリフィス板でチョークされるようにしてあり、オリフィス板上流圧力を計測することで酸化剤流量を求めることが可能である。燃焼実験中は、オリフィス上流、燃焼室上流および燃焼室圧力が圧力計によって計測される。燃焼実験の様子は、デジタルビデオカメラによって観察した。それぞれのバルブ操作は LabVIEW [42] によって制御されており、計測されたデータはデータロガーを介してパソコンに集録される。一つのニードルバルブの上にマイクロサーボモータを設置し、Arduino [57] によってニードルバルブの開度を制御し、流量制御を行った。

図 2.31 は、燃焼前の小型燃焼器の概要を示す。点火装置として、線香およびスポンジを使用した。線香はノズル出口付近でニクロム線によって加熱および点火され、線香表面上を燃え広がる火炎によって燃焼器内に火種を送る。このとき、少量の酸素が燃焼器内に供給され続けている。スポンジは、線香から送られてきた火種を燃料端面全体に伝播させることを狙ったものである。ノズルスロート径は、6.2 または 7.0 mm のものを使用し、ノズル開口比はともに 1 である。燃焼器を冷却するために、燃焼器の周りを銅管で巻き付け、接触面積を増やすために熱伝セメントで覆った。銅管内には水道水を流し、冷却した。

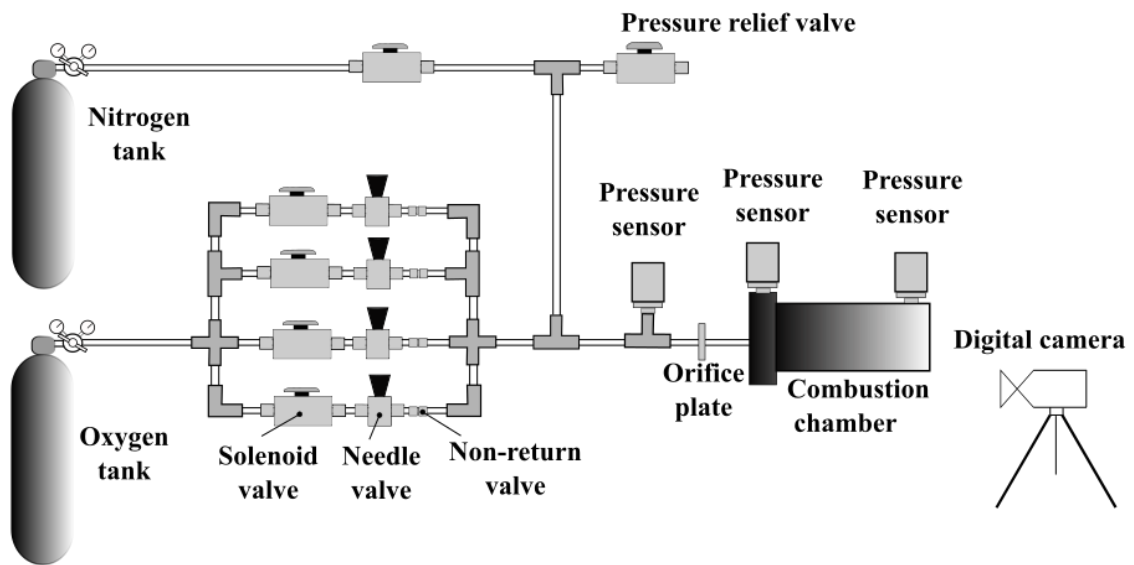


図 2.30 大型燃焼器における実験装置概要 [4]

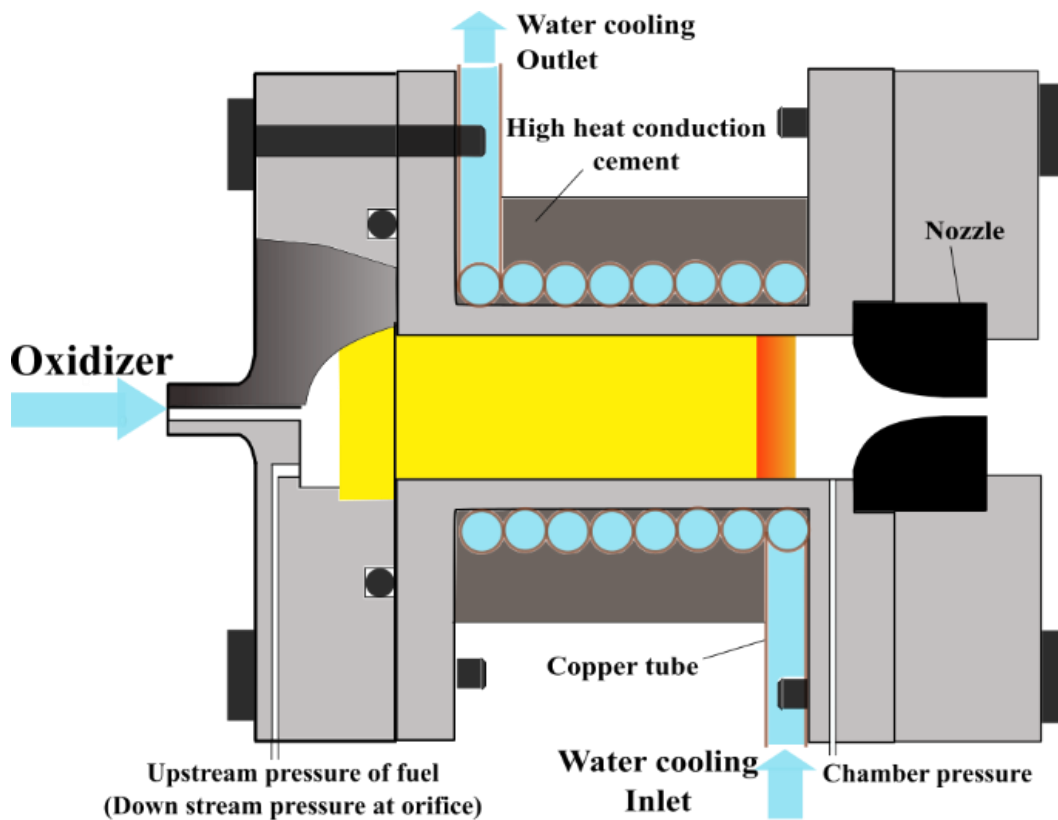


図 2.31 大型燃料の燃焼器概要 [56]

2.3.1.2 実験方法

燃焼実験における点火および加圧シーケンスを説明する。以下の手順は、ノズルおよび点火装置以外の実験装置が装着されており、酸素及び窒素用レギュレータの二次圧力がかかっている状態から始まる。なお、ノズルおよび点火装置はまだ装着されていない。

- (1) 点火及び加圧時間を設定後、LabVIEW による点火および加圧シーケンスチェックを行う。
- (2) 加圧設定中に、目標酸化剤流量をニードルによって調整する。
- (3) 同様に、小流量その他のニードルも調整する。
- (4) 点火装置を燃焼室内に装着する。このとき、加圧後にノズル詰りが発生しないように、点火装置が奥まで入り込んでいるか、ライトにて確認を行う。
- (5) ノズルおよびノズル固定フランジを燃焼室に装着する。このとき、線香が燃焼室内で折れた場合は、加圧後にノズル詰りを誘発するため 4 からやり直す。
- (6) 線香にニクロム線を巻き付ける。
- (7) デジタルビデオカメラおよびデータの集録を開始する。
- (8) 小流量酸素を供給する。
- (9) ニクロム線に電圧をかけ、線香を点火する。線香は酸素によってよく燃え、ノズル内に滞りなく燃え広がっていく。
- (10) デジタルビデオカメラから取得される映像より、白煙を確認したら、燃料に着火したと判断する。
- (11) 着火後に、加圧シーケンスを開始する。
- (12) 設定時間終了後、酸素供給終了と同時に窒素によって燃焼室内の燃焼停止を促進および掃気する。
- (13) 燃焼実験を終了する。

図 2.32 は大型燃焼器の点火シーケンスの各コマンドにおける写真を示す。



(a) Before ignition



(b) Nichrome wire ignition during low oxidizer supply



(c) Flame spreading on incense



(d) Smoke detection (front-view)



(d) Smoke detection (side-view)



(e) Oxidizer supply

図 2.32 大型燃焼器の点火シーケンス
(a),(b), (c), (d), (e)の順 [56]

2.3.1.3 燃料

表 2.7 は、端面燃焼式ハイブリッドロケット燃料の詳細寸法を示す（参照：図 2.4）。燃料外径は 38 mm, ポート径は 0.3 mm で 433 個のポートが 1.7 mm の間隔で配置されており、燃料充填率は 97.3% となり、小型燃料（98.1%）より 0.8% 小さくした。小型燃料は PMMA の燃料組成をもとに最適 O/F を設定したが、光硬化性樹脂の最適 O/F は図 1.13 に示すとおり 97.3% であることから再設計した。燃料軸長は 107 mm で、長時間および高圧での燃焼実験が可能となる。図 2.33 は実際に高精度 3D プリンタによって作成された燃料を示す。

表 2.7 大型燃料の詳細寸法 [56]

Fuel outer diameter	D	[mm]	38
Port diameter	d	[mm]	0.3
Number of ports	N	[-]	433
Port interval	l	[mm]	1.7
Fuel axial length	L	[mm]	107
Flange diameter	D'	[mm]	44
Flange protrusion length	w	[mm]	3
Flange thickness	h	[mm]	10



図 2.33 高精度 3D プリンタによって成形された大型燃料 [56]

2.3.2 データ解析方法

再現法および誤差評価に関しては，2.2.2 データ解析方法と同様であるため，省略する．表 2.8 は，本実験で用いた大型燃焼実験の計測器の誤差をまとめる．酸化剤流量の誤差はオリフィス計測に依存するが，事前に行ったオリフィス流量試験で用いた流量計に大きく依存するため，流量計の誤差を酸化剤流量の誤差として扱った．

表 2.8 大型燃焼実験の計測器の誤差 [56]

	P_c	M_f	$\dot{m}_o$	L	A_f	A_t
Item	PBH-A- 2MP (Kyowa)	Fz- 300i (AND)	CMS500 (azbil)	Digital calliper (MonotaR0)	Digital calliper (MonotaR0)	Digital calliper (MonotaR0)
Bias	0.00104 MPa	0.010 g	3% of $\dot{m}_o$ plus 2.2×10^{-2} g/s	0.01 mm	0.01 mm ²	0.01 mm ²

2.3.3 燃焼実験結果

表 2.9 に、大型燃料の燃焼実験の a , A_t , 加圧シーケンスおよび燃焼実験結果をまとめる。18 発の燃焼実験を対象とする。ここで、燃焼実験結果における○, ▲, および × は、定常燃焼, 定常燃焼から途中で逆火, および逆火をそれぞれ表す。なお、逆火については 2.4 で詳細に説明する。

表 2.10 に、大型燃料の燃焼実験結果をまとめる。

表 2.9 大型燃料の燃焼実験の a , A_t , 加圧シーケンスおよび燃焼実験結果 [56]

Test	a [-]	B_a [-]	Nozzle throat		Throttling method	Firing results*
			diameter [mm]	Mid-level Flow		
01	0.970	2.06×10^{-3}	6.2	-	Solenoid valve	○
02-1	0.971	1.99×10^{-3}	6.2	✓	Solenoid valve	○
02-2	0.971	1.99×10^{-3}	6.2	✓	Solenoid valve	○
03	0.979	1.66×10^{-3}	6.2	-	Solenoid valve	○
04	0.976	1.68×10^{-3}	6.2	✓	Motor	○
05	0.972	1.93×10^{-3}	6.2	✓	Motor	○
06	0.977	1.62×10^{-3}	6.2	-	Solenoid valve	○
07	0.967	2.31×10^{-3}	7.0	✓	Motor	▲
08	0.980	1.41×10^{-3}	7.0	✓	Motor	▲
09	0.972	1.94×10^{-3}	7.0	✓	Solenoid valve	○
10	0.971	2.03×10^{-3}	7.0	✓	Solenoid valve	○
11	0.968	2.25×10^{-3}	7.0	✓	Solenoid valve	○
12	0.970	2.08×10^{-3}	7.0	✓	Solenoid valve	○
13	0.970	2.05×10^{-3}	7.0	-	Solenoid valve	○
14	0.970	2.09×10^{-3}	7.0	✓	Solenoid valve	○
15	0.970	2.13×10^{-3}	6.2	✓	Solenoid valve	○
16	0.974	1.80×10^{-3}	6.2	✓	Motor	×
17	0.966	2.39×10^{-3}	6.2	✓	Motor	×
18	0.972	1.93×10^{-3}	6.2	✓	Solenoid valve	×

*: ○: steady firing, ▲: steady firing to back firing, ×: back firing

表 2.10 大型燃料の燃焼実験結果 [56]

Test	t_f	$\dot{m}_o^*$	P_c^*	M_f	V_o^*	η_{c^*}	O/F^*	V_f^*	$B_{\dot{m}_o}$	B_{V_o}	B_η	$B_{O/F}$	B_{V_f}
	[s]	[g/s]	[MPa]	[g]	[m/s]	[-]	[-]	[mm/s]	[g/s]	[m/s]	[-]	[mm/s]	[mm/s]
01	30	6.83	0.50	67.5	31.2	0.89	1.87	2.79	0.25	1.5	0.09	0.68	0.68
02-1	30	5.02	0.34	69.5	34.7	0.91	2.26	1.70	0.19	1.7	0.10	1.54	1.54
02-2	30	6.66	0.49	69.5	31.7	0.91	1.87	2.72	0.25	1.5	0.10	1.49	1.49
03	40.05	8.13	0.25	59.0	103.4	0.58	5.59	1.09	0.36	5.7	0.02	0.07	0.07
04	30	7.56	0.50	74.5	39.1	0.93	2.57	2.23	0.26	1.7	0.08	0.39	0.39
05	30.05	7.60	0.54	73.6	31.7	0.95	2.25	2.57	0.26	1.5	0.13	0.65	0.65
06	60.05	4.42	0.26	99.3	48.6	0.86	2.69	1.25	0.18	2.4	0.03	0.07	0.07
07	26.3	15.09	0.65	72.9	47.7	0.89	3.82	3.03	0.48	2.4	0.17	1.13	1.13
08	23.1	14.59	0.60	79.1	79.5	0.65	3.39	3.25	0.62	3.8	0.13	1.23	1.23
09	15	15.58	0.68	41.1	55.5	0.89	3.62	3.29	0.51	2.7	0.07	0.53	0.53
10	13.3	15.74	0.71	58.6	51.5	0.76	2.23	5.38	0.57	2.5	0.08	1.06	1.06
11	13.1	18.84	1.05	41.1	37.9	1.01	2.72	5.32	0.65	2.0	0.13	1.36	1.36
12	15.05	16.71	0.61	31.5	62.0	0.87	5.74	2.22	0.57	2.9	0.06	0.38	0.38
13	88.65	6.18	0.22	140.1	65.3	0.74	3.97	1.19	0.39	5.0	0.04	0.10	0.10
14	13.65	19.01	0.95	50.6	44.9	0.86	2.35	6.18	0.61	2.1	0.14	1.71	1.71
15	8.10	8.80	0.53	15.6	34.5	0.89	2.99	2.33	0.30	2.8	0.21	1.52	1.04

*Average value during the steady state region of firing test

2.3.4 考察

2.3.4.1 燃料後退特性の燃焼室圧力依存性

図 2.34 は、大型および小型燃料の燃焼実験結果を示す。燃料径を大きくすることでノズルスロート径を大きくすることができ、点火装置のノズル詰まりは観測されず、高圧領域での燃焼実験にも成功することができた。燃焼室圧力が 1 MPa を超えたあたりでは、逆火問題が発生しこれ以上の高圧条件での燃焼実験は、本実験系では成功していない。

図 2.35 は、大型および小型燃料の燃焼実験結果をまとめて、燃焼室圧力のみを関数としたときの後退速度式を示す。このときの圧力指数は、1.05 となった。固体ロケットの場合、圧力指数が 1 を超えると、ロケット燃焼器内の質量保存則より爆発的な燃焼が発生し安定的に燃焼しないことが分かっている [58]。しかしながら、酸化剤が供給される端面燃焼式ハイブリッドロケットの場合、圧力指数が推進剤に与える感度は燃料後退量だけである。そのため、実験的にも定常的な燃焼を取得することができていると考えられる。

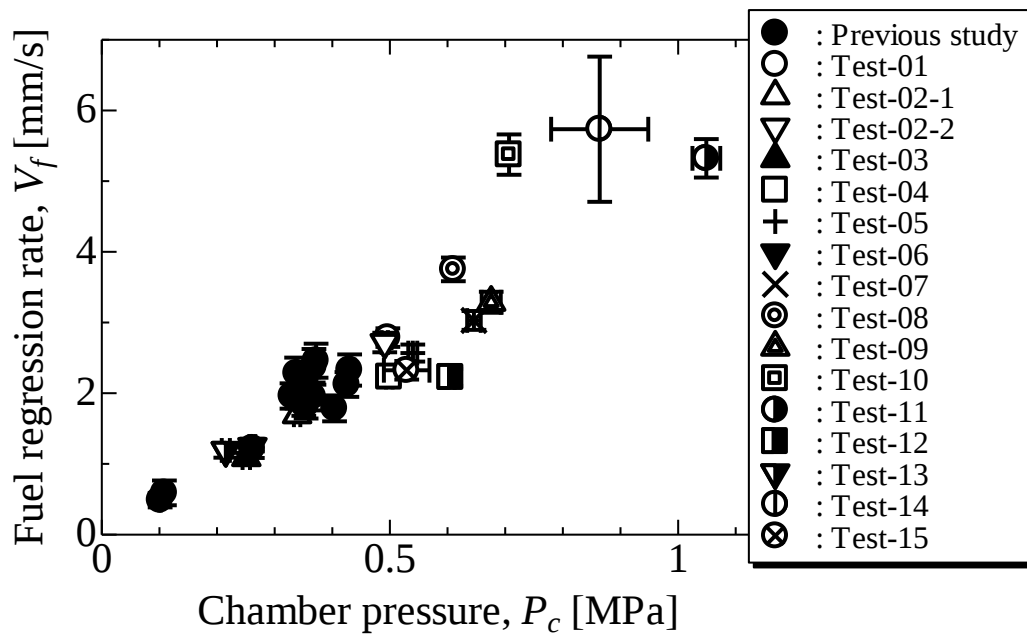


図 2.34 大型および小型燃料の燃焼実験結果 (V_f vs. P_c) [56]

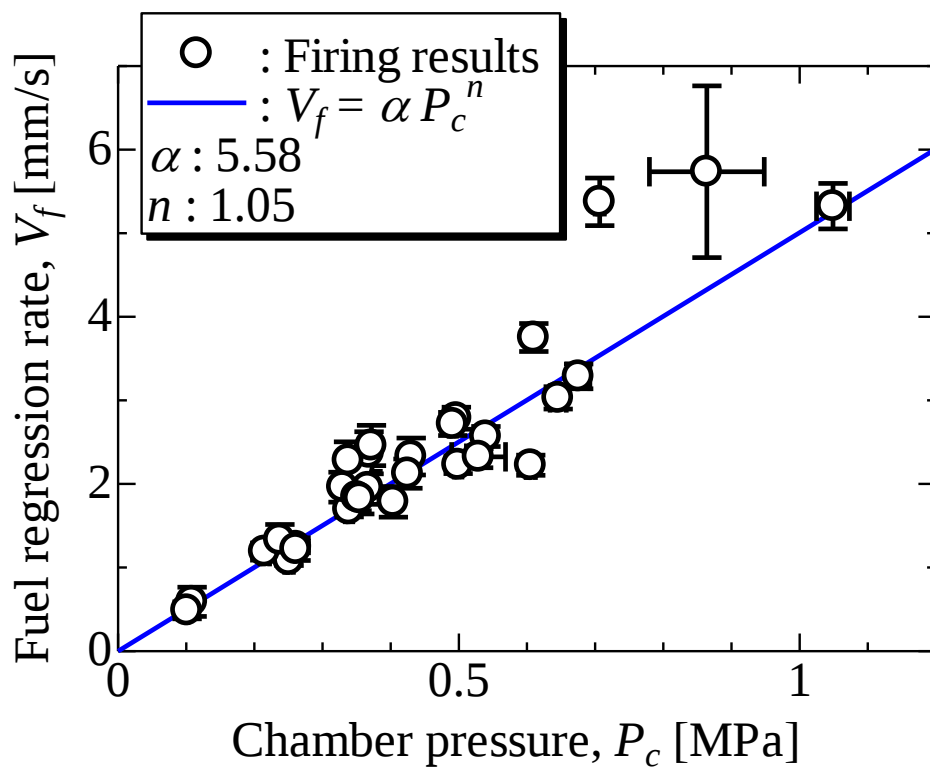


図 2.35 燃焼実験結果 (V_f vs. P_c) と後退速度式 ($V_f \sim P_c$) [56]

2.3.4.2 燃料後退速度式

小型燃料のときと同様に、燃料後退速度を燃焼室圧力およびポート内酸化剤流速の 2 変数関数として評価した。燃焼実験結果をもとに式 (2.22) に合わせこむために、gnuplot version 5.0 [54] のフィット関数を用いた。計算によって、式 (2.22) の各値は β : 7.75, n : 1.00, m : -0.12 となった。図 2.36 および図 2.37 は、実験結果と後退速度式との関係を示す。橋本は、式 (1.24) に示すとおり、定数を用いながら燃料後退速度がポート内酸化剤流速に反比例する関係を示した。本研究では燃焼室圧力およびポート内酸化剤流速が燃料後退速度に与える影響を比較するために、橋本の示した式 (1.24) を式 (2.22) と同様に 2 変数関数として評価した。

表 2.11 端面燃焼式ハイブリッドロケット燃料の後退速度式の各定数 [56]

	Fuel/Port array	Port diameter [mm]	n	m
Hashimoto [26]	PMMA/Single	0.5-2.0	0.95	-0.59
Hitt [37]	PE*/Porous	0.1	1.05	0
This study [56]	UV*/Multiport	0.3	1.00	-0.12

*Polyethylene, Ultraviolet curable resin

表 2.11 に、異なる燃料およびポート配置の先行研究および本研究で求められた端面燃焼式ハイブリッドロケット燃料の後退速度式の各定数をまとめる。燃料およびポート配置が異なるのにも関わらず、圧力指数 n はほぼ 1 に近いことが分かる。これは、安定燃焼火炎から固体燃料表への熱伝達によって、端面燃焼式ハイブリッドロケットの火炎移動速度が決定されていることに起因すると考えられる。そのため、安定燃焼火炎に酸化剤を供給するポート径状が変化しても圧力指数が変化しないと考えられる。一方で、ポート内酸化剤流速指数 m は、Hitt ら [37] はポート内酸化剤流速の影響を無視しているため 0 とするが、単ポート、多孔質、および複数ポートで指数 m が大きく変動していることが分かる。この影響については、Nagata らが行ったシュリーレン画像によって明らかにした、火炎面から Cold core flow of oxygen の存在 [22] によって説明することができる。Nagata らは、ポート径が大きい燃料 (2.0 mm) と小さい燃料 (0.5 mm) で燃焼実験を行った場合、径が大きい燃料では流量が大きい時に燃料後退速度が減少することを示した。加えて、ポート径が大きいときに、火炎面から Cold core flow of oxygen の存在があることをシュリーレン法によって明らかにし、Cold core flow of oxygen の存在によって燃料後退速度が減少している可能性を示唆している。表 2.11 に示すとおり、ポート径が 0.5 mm を下回るとき、ポート径が小さくなると、ポート内酸化剤流速指数が減少していることが分かる。したがって、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度のポート内酸化剤流速の影響はポート径に依存する可能性

がある。

横井は、0.1 mm から 0.5 mm の微小ポートの燃え広がり火炎について研究を行った [59]。ポート径が 0.5 mm より小さくなると、大気圧下では燃え広がりが発生せず、流速を速くしたときの安定燃焼のみ存在することを実験によって明らかにしている。これは、火炎の発熱量に対する熱損失の割合がポート径の減少とともに大きくなるためである。したがって、橋本が行った 0.5 mm から 2.0 mm ポート径燃料は容易に火炎が燃え広がることのできるポート径であり、安定燃焼を維持できないほどの遅いポート内酸化剤流速の場合、図 1.4 に示すとおりの燃え広がり現象になり、火炎移動速度（燃料後退速度）は増加する。しかし、横井の結果によるとポート径が 0.3 mm のときにポート内酸化剤流速を減少させても、大気圧下では火炎燃え広がり領域は存在しない。雰囲気圧力を大きくすることで、0.3 mm ポート径内を火炎は燃え広がることはできるが、ポート径が小さい場合、燃え広がりにくい。そのため、本研究および Hitt が行った研究では、ポート内酸化剤流速の影響が大きくなかったと考えられる。

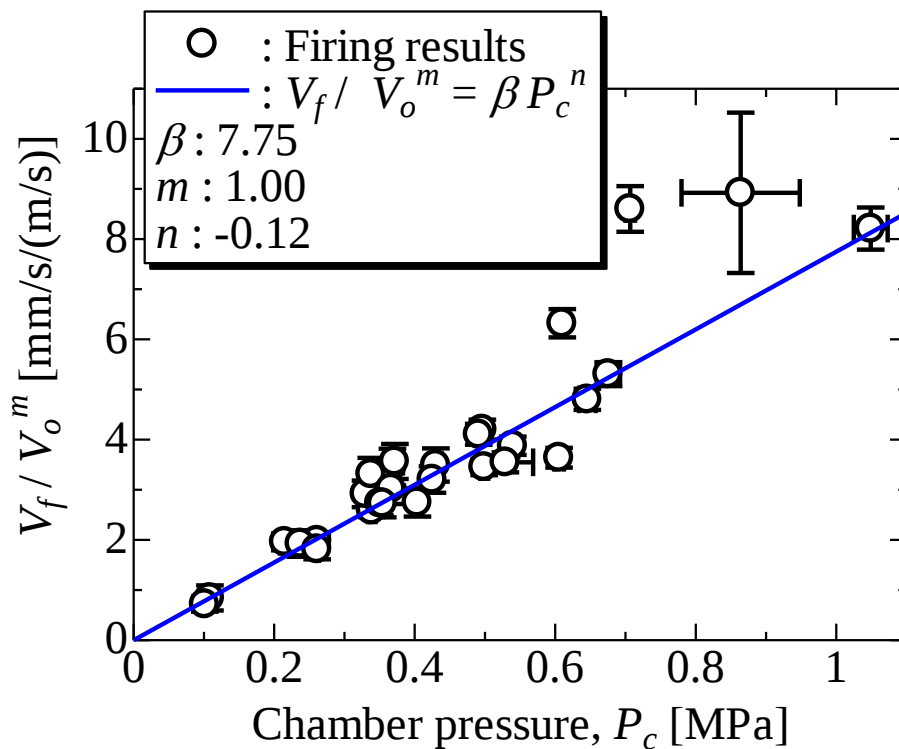


図 2.36 V_f/V_o^m と P_c の関係 [56]

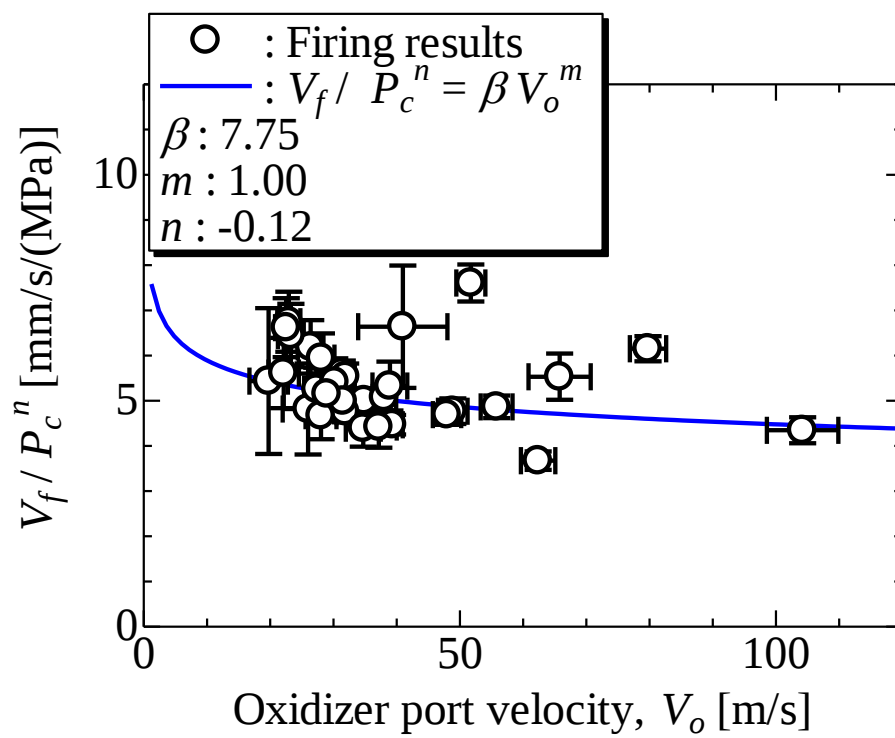


図 2.37 V_f/P_c^n と V_o の関係 [56]

2.3.4.3 特性排気速度効率に与える O/F およびポート内酸化剤流速の影響

図 2.38 は、 O/F と特性排気速度効率の関係を示す。青線で表すのは、量論 O/F である。一般に量論 O/F のとき特性排気速度効率が最も高くなるような上に凸の関係を O/F と特性排気速度効率は持つ。これは、量論 O/F のときに火炎温度が最大値になり、 O/F の変化によって火炎温度が減少することで、燃焼器内の拡散および化学反応が抑制され燃焼効率が減少するためである。しかしながら、図 2.38 に示すとおり、特性排気速度効率は量論 O/F のときを最大値とする上に凸の関係ではないことが分かる。図 2.39 は、特性排気速度と O/F の関係を示す。実線は燃焼室圧力が 1.1 MPa のときの理論特性排気速度を示す。理論特性排気速度は燃焼室内圧力への依存性が小さいため、各実験での燃焼室圧力の理論特性排気速度をほぼ示すこととなる。図 2.39 に示すとおり、量論 O/F の 2.2 あたりで、最も理論値と実験値が近くなるという傾向はないことが分かる。これらの結果を考察するため、量論 O/F 2.2 のときの燃焼実験結果をもとに、燃焼室圧力およびポート内酸化剤流速に分けて議論する。

図 2.40 は、量論 O/F 付近での特性排気速度効率と燃焼室圧力の関係を示す。燃焼室圧力は 0.3 MPa から 0.7 MPa までの範囲であるが、燃焼室圧力と特性排気速度効率の関係はないことが分かる。図 2.41 は、量論 O/F 付近での特性排気速度効率とポート内酸化剤流速の関係を示す。ポート内酸化剤流速が増加するにしたがって、特性排気速度効率が減少していることが分かる。2.3.4.2 では、ポート内酸化剤流速は燃料後退速度に微かに負の相関を有することを示した。したがって、ノズルスロート径および供給酸化剤流量が同一であるとき、ポート内酸化剤流速が何らかの影響で増加し燃料後退速度が減少するとき、ポート内酸化剤流速が増加しなかった場合と比べると、燃料流量の減少によって燃焼室圧力は減少する。そのため、ポート内酸化剤流速が増加することで特性排気速度効率の減少することとなる。

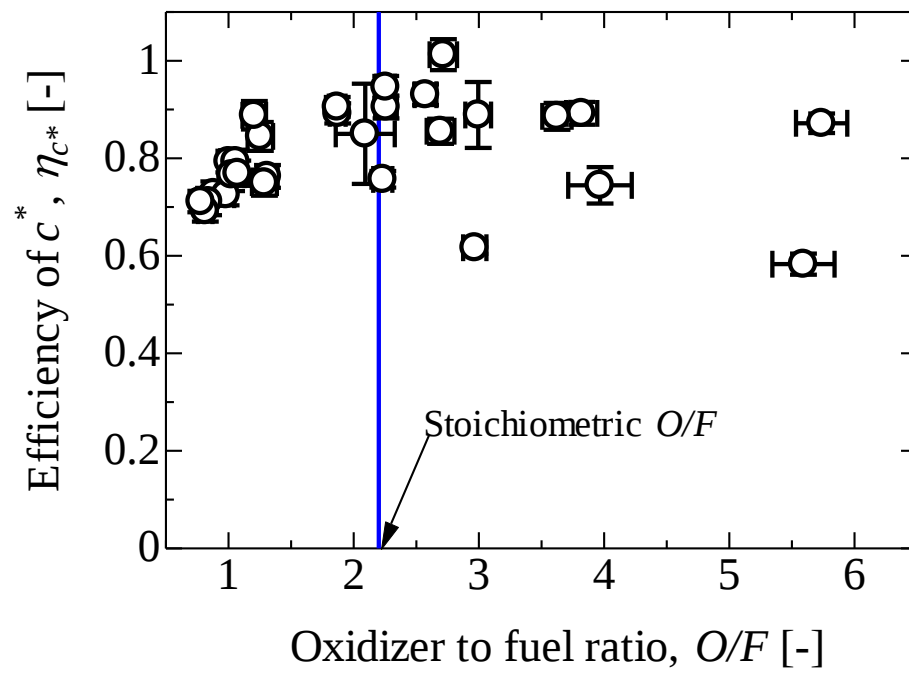


図 2.38 特性排気速度効率と O/F の関係

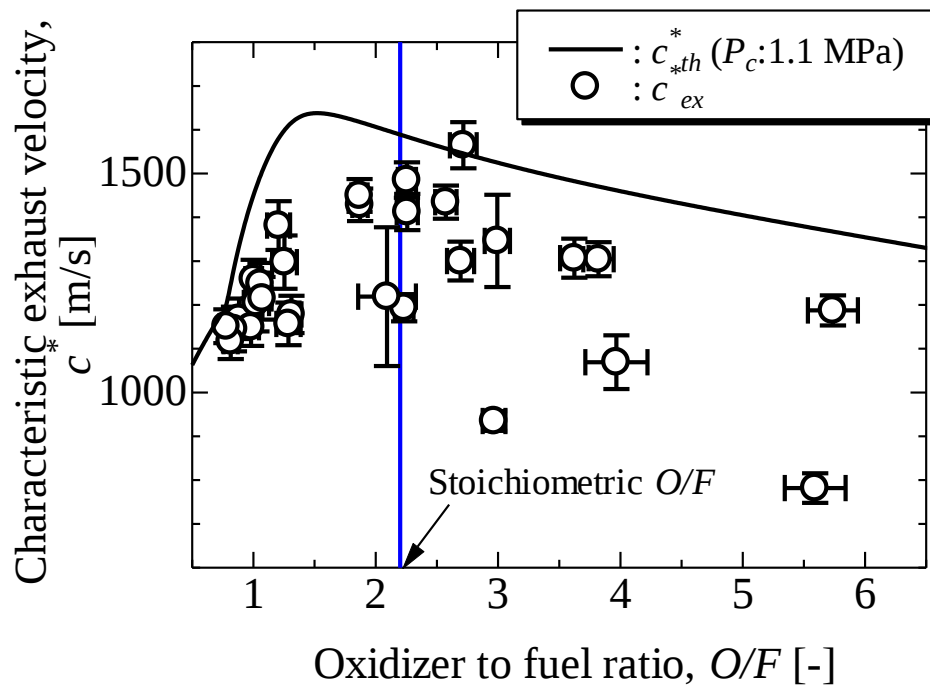


図 2.39 特性排気速度と O/F の関係

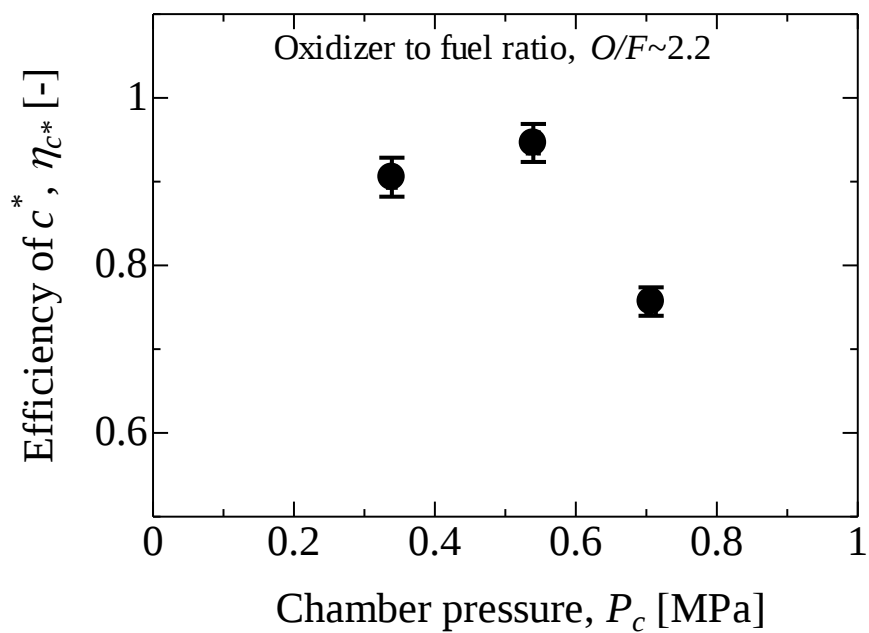


図 2.40 量論 O/F 付近での特性排気速度効率と燃焼室圧力の関係

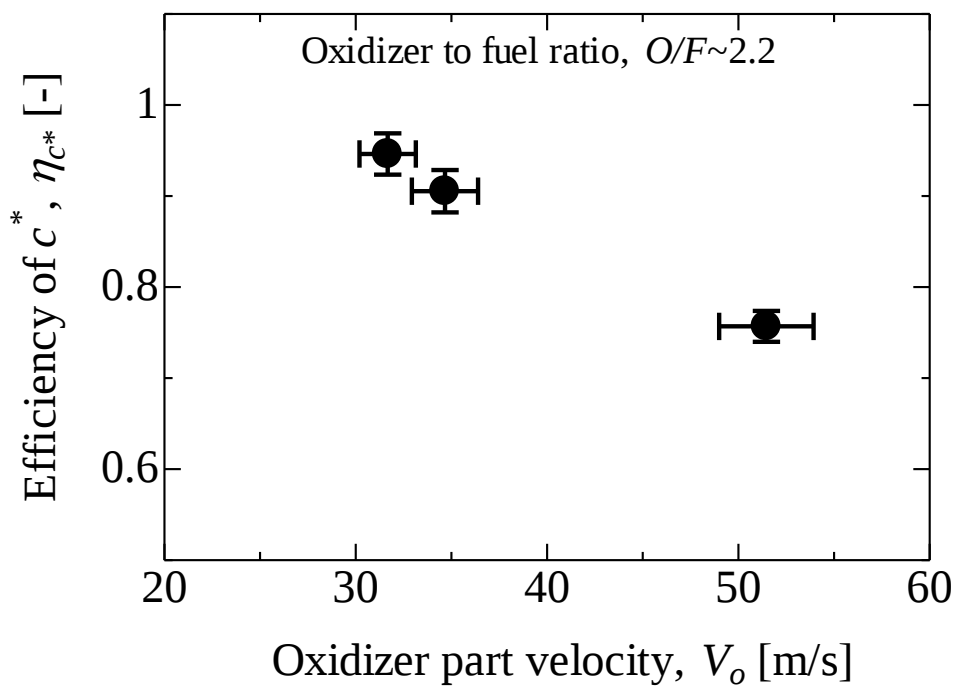


図 2.41 量論 O/F 付近での特性排気速度効率とポート内酸化剤流速の関係

2.3.4.4 燃料後退速度への G_o の影響

1.2 節で前述のとおり，従来型ハイブリッドロケットは境界層燃焼によって燃料後退することが先行研究によって明らかになっており，燃料後退速度は酸化剤質量流束 G_o [kg/s/m²] によって整理されてきた．ここでは端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度の酸化剤質量流束依存性について考察する．

図 2.42 は，燃料後退速度と酸化剤質量流束 G_o の関係を示す．ここで，酸化剤質量流束 G_o を

$$G_o = \frac{\dot{m}_o}{A_f(1-a)} = \frac{\rho_o V_o A_f(1-a)}{A_f(1-a)} = \rho_o V_o = \frac{P_c}{RT} V_o \quad (2.23)$$

と定義する．図 2.42 に示すとおり，酸化剤質量流束 G_o の増加に伴って，燃料後退速度も増加していることが分かる．式 (1.19) に倣い，燃料後退速度を以下の式によって定義する：

$$V_f = a G_o^m, \quad (2.24)$$

ここで，定数 a および m は，0.09 および 0.60 となった．このとき，実験データと式 (2.24) の相関係数は 0.76 となったが，図 2.35 に示す燃料後退速度を燃焼室圧力で整理した後退速度式の方が実験データと一致していることが分かる．

図 2.43 は，燃焼室圧力と酸化剤質量流束 G_o の関係を示す．図 2.43 に示すとおり，燃焼室圧力の増加とともに酸化剤質量流束 G_o が増加しているが，ばらつきもあることが分かる．これは，2.5，6.2，および 7.0 mm の 3 種類のノズルスロート径を用いて実験したため，供給酸化剤流量が同一であってもノズルスロート径の違いによって燃焼室圧力が異なることに起因する．図 2.43 を用いて燃焼室圧力または酸化剤質量流束 G_o がそれぞれほぼ同一であるときの燃焼実験結果をもとに燃料後退速度への G_o の影響を詳細に検討する．

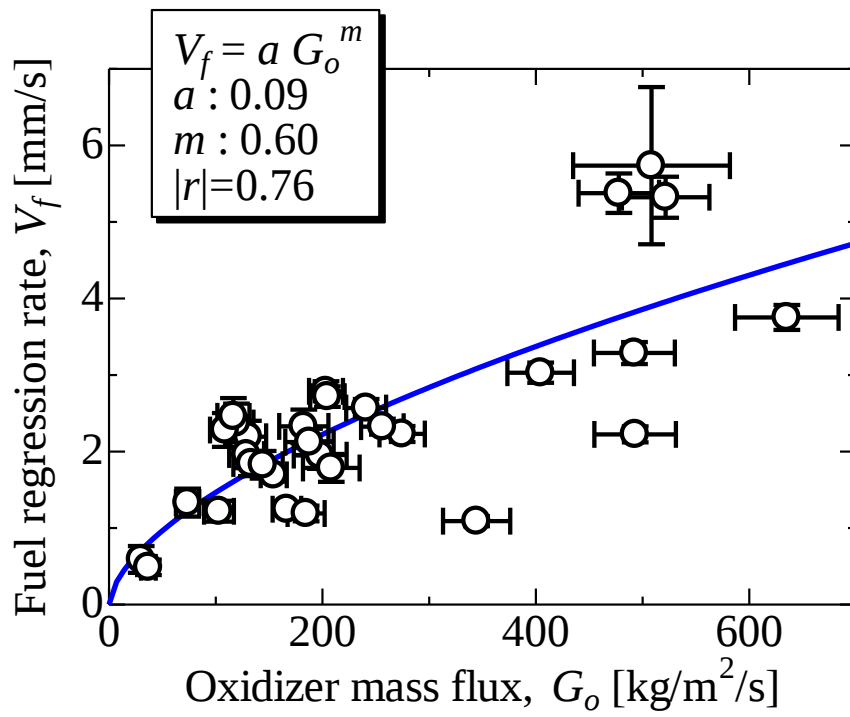


図 2.42 燃料後退速度と G_o の関係

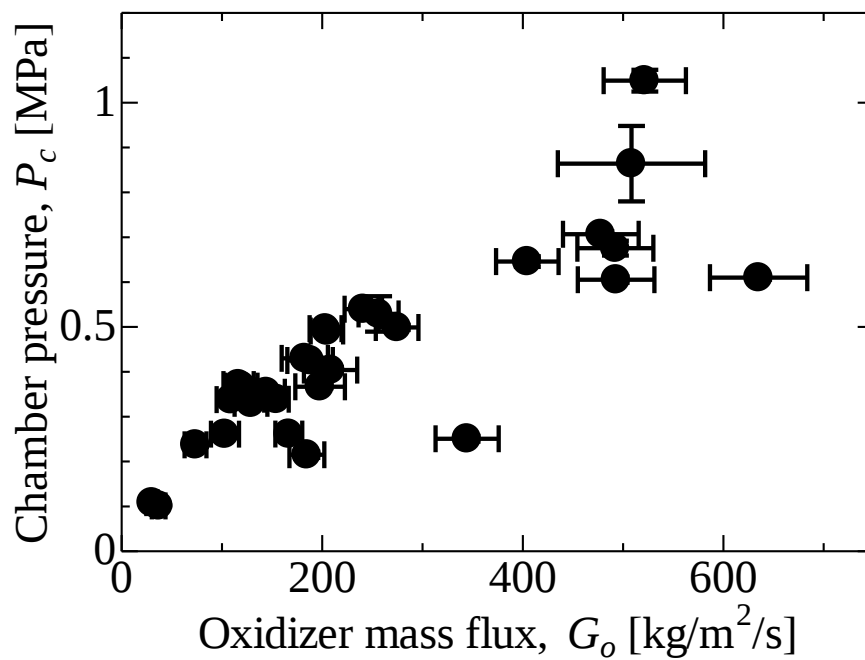


図 2.43 燃焼室圧力と酸化剤質量流束 G_o の関係

図 2.43 において、酸化剤質量流束 G_o : 178-205 kg/m²/s および燃焼室圧力 P_c : 0.49-0.61 MPa をもとに、図 2.44 および図 2.45 を作成し燃料後退速度と燃焼室圧力の関係および燃料後退速度と酸化剤質量流束 G_o の関係を説明する。

図 2.44 に示すとおり、酸化剤質量流束 G_o : 178-205 kg/m²/s の範囲で燃焼室圧力が増加したとき、燃料後退速度も線形的に増加していることが分かる。このとき、圧力指数 n は 1.06 とほぼ 1 に近いことが分かる。また、すべての燃焼実験結果をまとめた図 2.35 よりも、酸化剤質量流束が燃料後退速度に与える影響を無視した図 2.44 の方が燃料後退速度と燃焼室圧力の関係がはっきりしている。

図 2.45 は、燃焼室圧力 P_c : 0.49-0.61 MPa の範囲での燃料後退速度と酸化剤質量流束 G_o の関係を示す。ほぼ同一の燃焼室圧力範囲で酸化剤質量流束を増加させても、燃料後退速度はあまり変わっていないことが分かる。したがって、燃料後退速度への酸化剤質量流束 G_o の影響はないと言える。そのため、図 2.42 に示す酸化剤質量流束 G_o と燃料後退速度の関係は、酸化剤質量流束 G_o によって燃焼室圧力が増加し燃料後退速度が増加する関係に起因している。

酸化剤質量流束 G_o が大きいとき、燃料後退速度は酸化剤質量流束で整理できないことが分かっている。これは、Marxman が提案した酸化剤質量流束効果 [5] では化学反応速度が十分速いことを仮定しており、酸化剤質量流束の増加でその化学反応速度が十分に速いという仮定が無視できなくなるためである。端面燃焼式ハイブリッドロケットは燃料端面で形成する安定燃焼火炎の拡散火炎群によって燃料が後退する。この安定燃焼火炎は、一般には吹き消える流速で燃料端面に保炎する燃焼形態である。そのため、酸化剤質量流束が大きくなると、燃料後退速度への酸化剤質量流束効果よりも燃焼室圧力効果が大きくなったと考えられる。

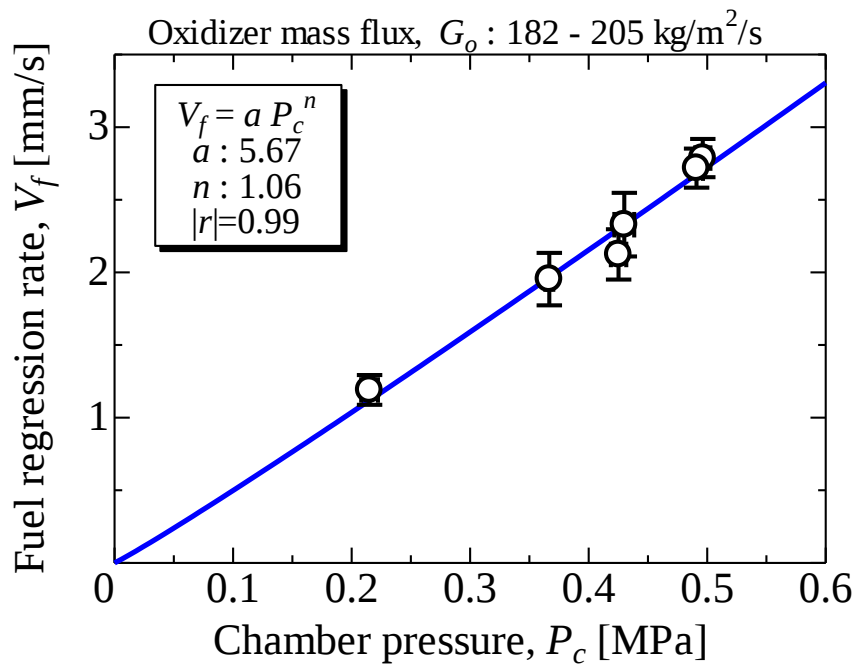


図 2.44 燃料後退速度と燃焼室圧力の関係 (G_o : 178-205 kg/m²/s)

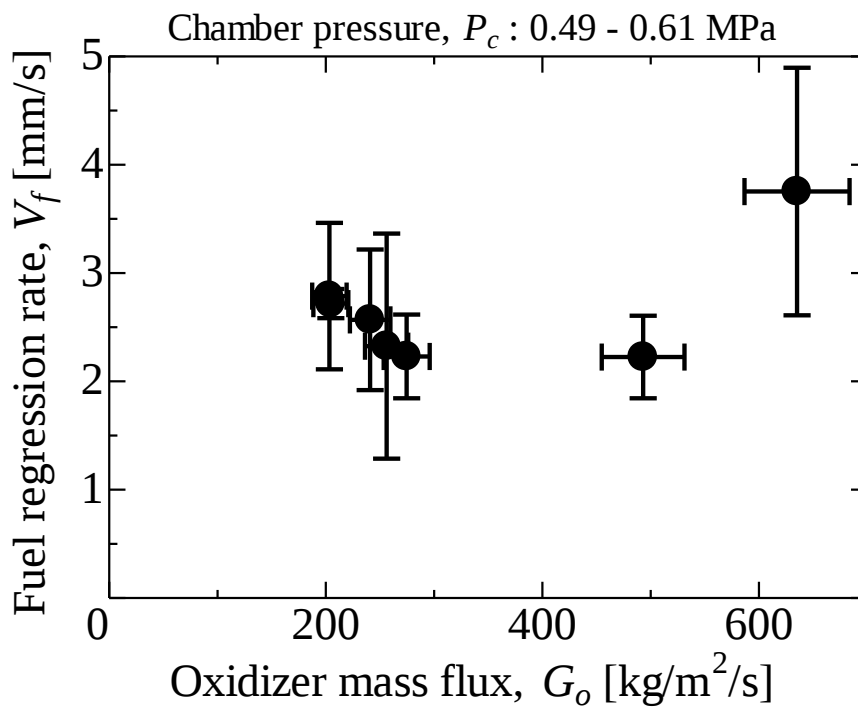


図 2.45 燃料後退速度と G_o の関係 (P_c : 0.49-0.61 MPa)

2.4 逆火問題

2.4.1 逆火問題

燃焼実験中に散見していた逆火問題について説明する．ここで、逆火とは燃焼中に何らかの影響で一つもしくは複数ポート内の火炎が急激に燃料上端部に達し、端面燃焼を維持できない現象のことである [56][60]．その一例を、図 2.46 および図 2.47 を用いて説明する．図 2.46 は、逆火した Test-16 のオリフィス上流、燃料上流、および燃焼室圧力の各履歴を示す．酸化剤供給量を徐々に増加させていくとき、燃焼時刻 9 秒付近で燃焼室圧力が急激に減少し、その直後、急激に増加していることが分かる．また、燃焼室圧力の急激な減少と同時に、燃料上流圧力が急激に増加していることも分かる．これは、燃焼中に一つもしくは複数ポート内の火炎が急激に上端部に向かって燃え上がり、燃料上端部に達した時に、上端部に存在する酸素と燃料上端部の燃料によって燃焼が起こり、燃料上流圧力が急激に増加、および燃焼が上端部で発生し燃料後端部では酸素が減少したことによって、燃焼室圧力が急激に減少したと考えられる．その後、燃料上端、ポート内部、および燃料後端部のあらゆる箇所燃焼が発生したため、燃焼室圧力が急激に増加したと考えられる．図 2.47 は、Test-16 の逆火した後に取り出された燃料グレインを示す．燃料全体が炭化しており、燃焼が燃料全体で発生していたことが分かる．

図 2.48 は、逆火しなかった Test-15 のオリフィス上流、燃料上流、および燃焼室圧力の各履歴を示す．逆火したときとは異なり、酸化剤供給量の変化による燃焼室圧力の増加以外に、急激な圧力変動はないことが分かる．図 2.49 は、Test-15 の燃焼実験後の燃料グレインを示す．後端部では端面燃焼が起こっていたことが示唆されるが、燃料横の画像では一つのポートだけ、火炎が入り込んでいたことが分かる．

端面燃焼は燃料出口で保炎する拡散火炎群によって成立する．この拡散火炎群は、一つ一つのポート内で形成する安定燃焼火炎の集合である．したがって、逆火はポート内で安定燃焼を維持できないときに発生すると考えられる．この安定燃焼の成立条件は先行研究によって十分に示されており、本節では先行研究によって示された結果をもとに逆火する条件を見出すことを目的とした．特に、ポート径の精度について着目した．図 2.50 は、ギター線によって押し出されたポート内に詰まっていた未硬化レジンを示す．ポート内に不純物が混入することによって、製作精度に加えてポート径精度を悪くする原因となる．

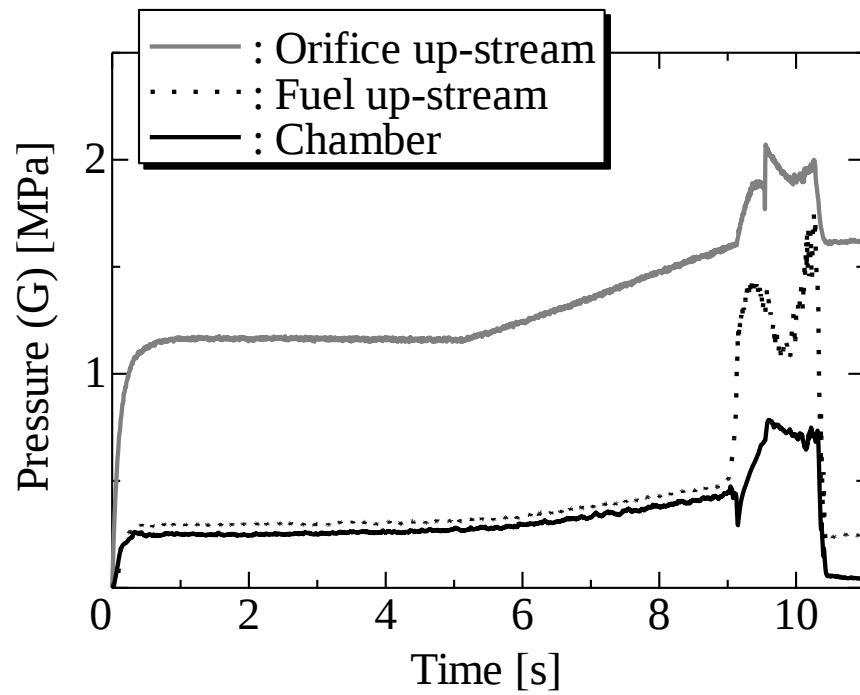
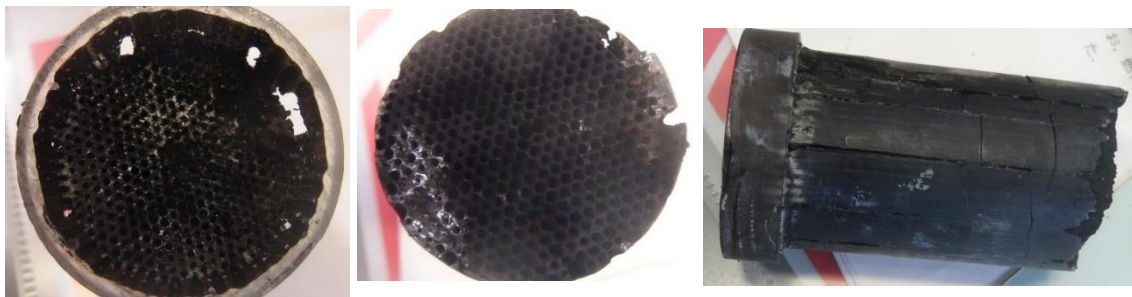


図 2.46 逆火した時の各圧力履歴 (Test-16) [56]



Fore end surface

Aft end surface

Side surface

図 2.47 逆火した後に取り出された燃料グレイン (Test-16) [56]

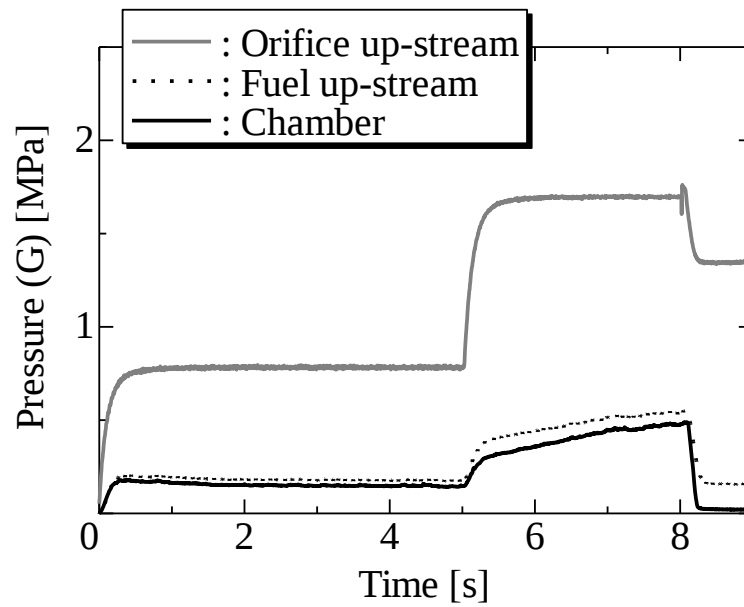


図 2.48 Test-15 の各圧力履歴 [56]



Aft end surface



Side surface

図 2.49 燃焼実験後の燃料グレイン (Test-15) [56]

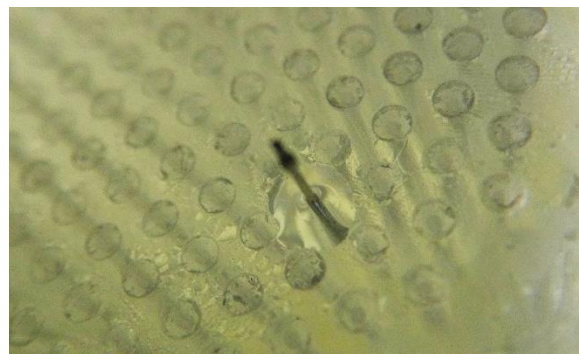


図 2.50 ギター線によって押し出されたポート内に詰まっていた未硬化レジン [56]

2.4.2 安定燃焼と摩擦速度

Hashimoto らは、円管燃料の内径、酸化剤流速および雰囲気圧力を変更して、燃え広がり燃焼と安定燃焼の遷移条件について調べた [32]. Hashimoto らは、安定燃焼を決定する条件は酸化剤主流から燃料壁面近傍への運動量輸送であると考え、乱流域の酸化剤摩擦速度をブラジウスの式をもとに

$$u_{ur}^* = 0.1989 V_o^{7/8} \left(\frac{\nu}{d} \right)^{1/8} = 0.1989 V_o^{7/8} \left(\frac{\mu R_m T}{P d} \right)^{1/8} \quad (2.25)$$

とした．ここで、 u_{ur}^* 、 V_o 、 ν 、 μ 、 R_m 、 T 、 P および d は、乱流域での摩擦速度 [m/s]、ポート内酸化剤流速 [m/s]、動粘性係数 [m²/s]、粘性係数 [Pa·s]、酸素の気体定数 [kJ/K kg]、雰囲気圧力 [Pa] および円管燃料内径 [m] をそれぞれ表す．Hashimoto らは、摩擦速度が 1.1 m/s を上回るとき、円管燃料内径および雰囲気圧力に依らず、安定燃焼であることを示した．また、Matsuoka らは、層流域での酸化剤摩擦速度 u_{lum}^* [m/s] を

$$u_{lum}^* = \sqrt{\frac{4\mu V_o R_m T}{P d}} \quad (2.26)$$

とした [61]. 層流域では、安定燃焼の遷移摩擦速度は 0.6 m/s であることが分かった．

2.4.3 計算モデル

それぞれのポート内を流れる酸化剤が、層流および乱流のそれぞれの条件における閾値を超えているかが分かれば、安定燃焼および逆火の原因となる燃え広がりになるか判断できる．そこで、本研究では設計ポート径 0.3 mm およびポート数 433 個を変更し、ポート径 d_1 mm および d_1 のポート数 n_1 および、ポート径 d_2 mm および d_2 のポート数 n_2 として、供給される酸化剤流量を入力値としてそのとき達成する燃焼室圧力および各ポート内酸化剤流速 $V_{o,1}$ および $V_{o,2}$ 、そして摩擦速度 u_1^* および u_2^* の計算を行った．その計算コンセプトおよびフローチャートを図 2.51 および図 2.52 に示す．

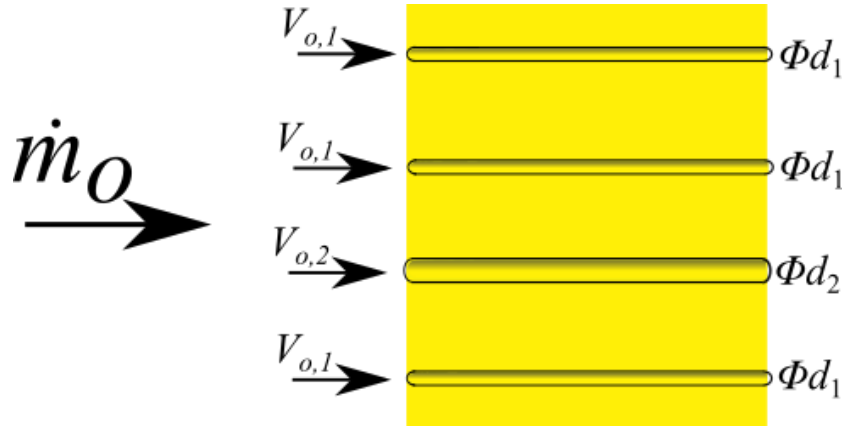


図 2.51 計算コンセプト [56]

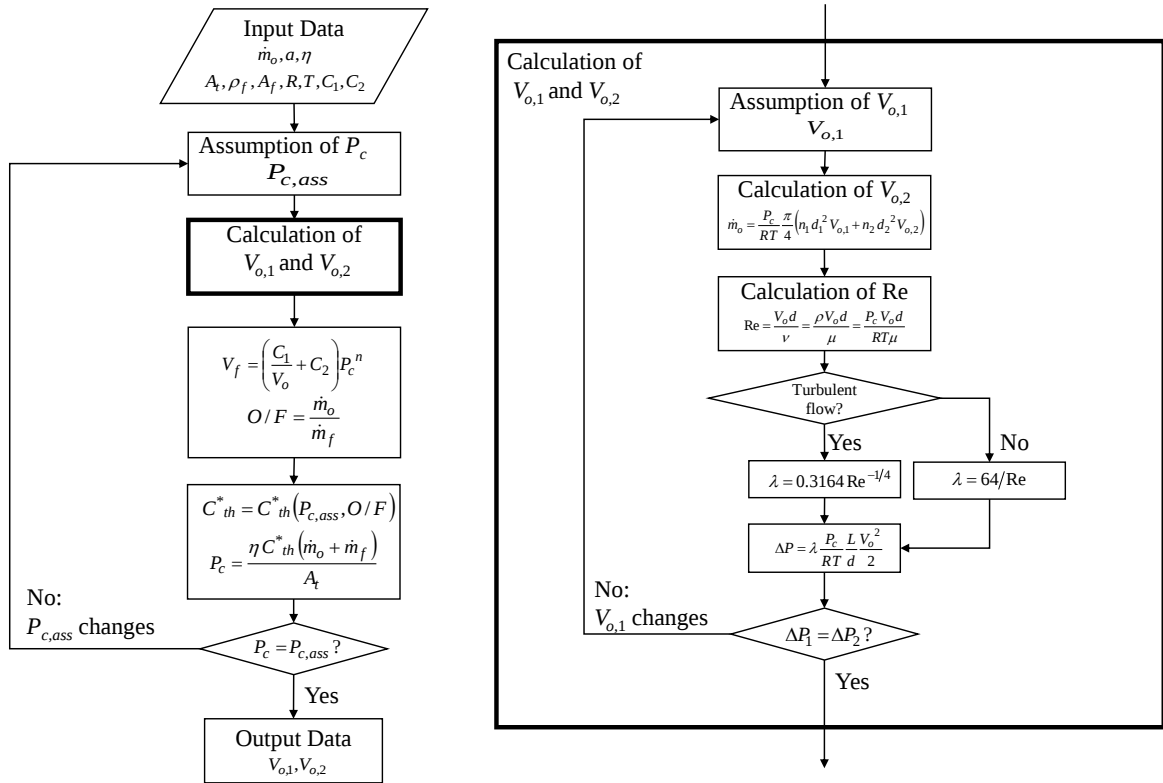


図 2.52 計算フローチャート [56]

2.4.4 計算結果および考察

2.4.4.1 レイノルズ数遷移の影響

図 2.53 は、層流および乱流に遷移するレイノルズ数 Re_c を 2300 としたときの d_2 と摩擦速度の関係を示す。このときの酸化剤流量は 8.0 g/s でノズルスロート径は 6.2 mm である。また、 d_2 のポート数は 1 個、 d_1 のポート数は 432 個である。ポート数の関係は、後に 2.4.4.2 に示すとおり摩擦速度にあまり影響を与えないことが分かっているため、この先 d_2 のポート数は 1 個として考察する。図 2.53 において、丸が d_2 のポート内を流れる酸化剤の摩擦速度 u^*_2 、三角が d_1 のポート内を流れる酸化剤の摩擦速度 u^*_1 を表し、黒および白が乱流および層流を表している。また、乱流および層流における安定燃焼および燃え拡がりの遷移摩擦速度 $u^*_{t,c}$ および $u^*_{l,c}$ は、それぞれ点線によって図に示し、それを上回るとき安定燃焼となる。図 2.53 に示すとおり、 d_2 のポート内を流れる酸化剤の摩擦速度 u^*_2 が層流から乱流に遷移するとき、それを満たす解がないことが分かる。図 2.54 は、図 2.53 と同様な条件での d_2 とレイノルズ数の関係を示す。図 2.53 の解のない領域が、明らかに層流と乱流の遷移領域であることが分かる。そのため、 d_1 および d_2 のポート内を流れる酸化剤がすべての条件で乱流の場合、および d_1 および d_2 のポート内を流れる酸化剤が乱流および層流の場合で計算し、図 2.53 に黒線で示す。これらの領域を斜線によって今後標記する。図 2.53 において、 d_2 の増加とともに d_2 のポート内を流れる酸化剤の摩擦速度 u^*_2 が増加している一方で、 d_1 のポート内を流れる酸化剤の摩擦速度 u^*_1 ははじめの増加以外ではあまり変化がないことが分かる。遷移摩擦速度 $u^*_{t,c}$ および $u^*_{l,c}$ と比較すると、 u^*_1 はすべて条件で安定燃焼を維持できることが分かる。また、 d_2 が 0.03 および 0.04 mm のとき、燃え拡がることが分かる。そのため、今後は d_2 のポート内を流れる酸化剤の摩擦速度 u^*_2 について着目して議論を進める。

図 2.55 および図 2.56 は、遷移摩擦レイノルズ数 Re_c が 3000 および 2000 のときの、 d_2 と摩擦速度の関係を示す。両図において、 d_2 が 0.03 および 0.04 mm のとき燃え拡がる領域にあるが、斜線で示す層流乱流遷移領域が遷移摩擦レイノルズ数 $Re_c : 2000$ の方が、より厳しい条件といえる。そのため、今後は遷移摩擦レイノルズ数 Re_c を 2000 として議論を進める。

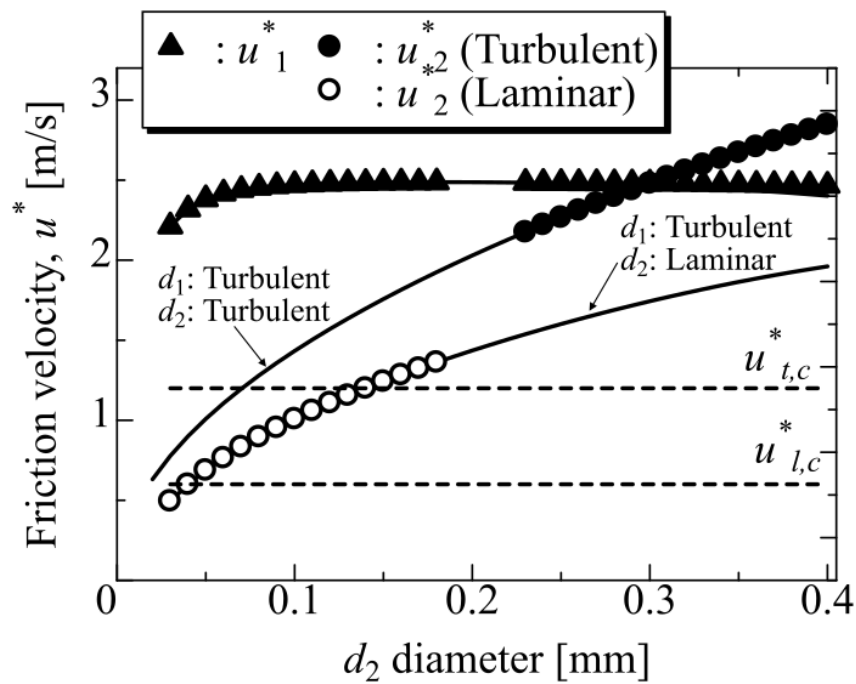


図 2.53 d_2 と摩擦速度の関係 (Re_c : 2300) [56]
(number of d_2 ports: 1, oxidizer mass flow rate: 8.0 g/s).

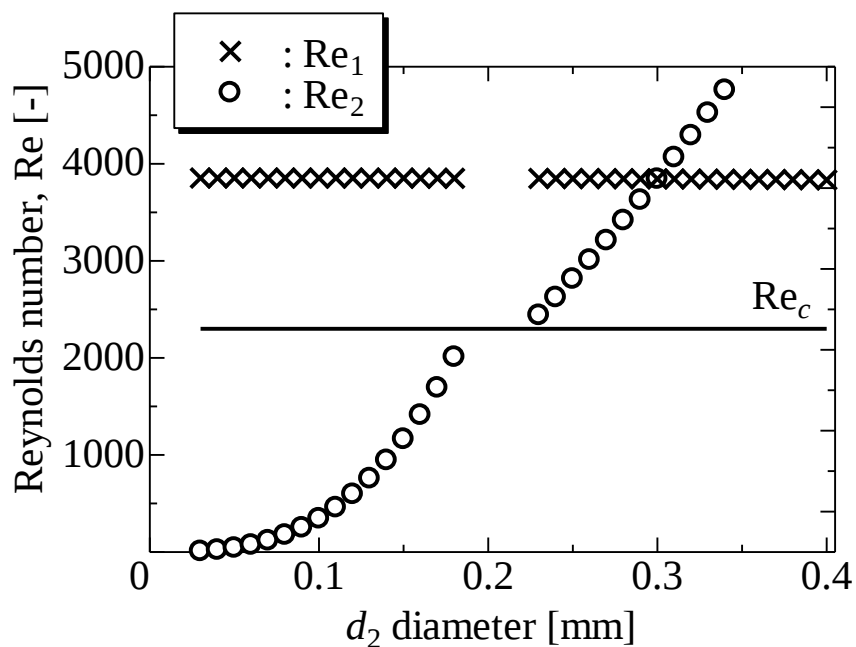


図 2.54 d_2 とレイノルズ数の関係 (Re_c : 2300) [56]
(number of d_2 ports: 1, oxidizer mass flow rate: 8.0 g/s).

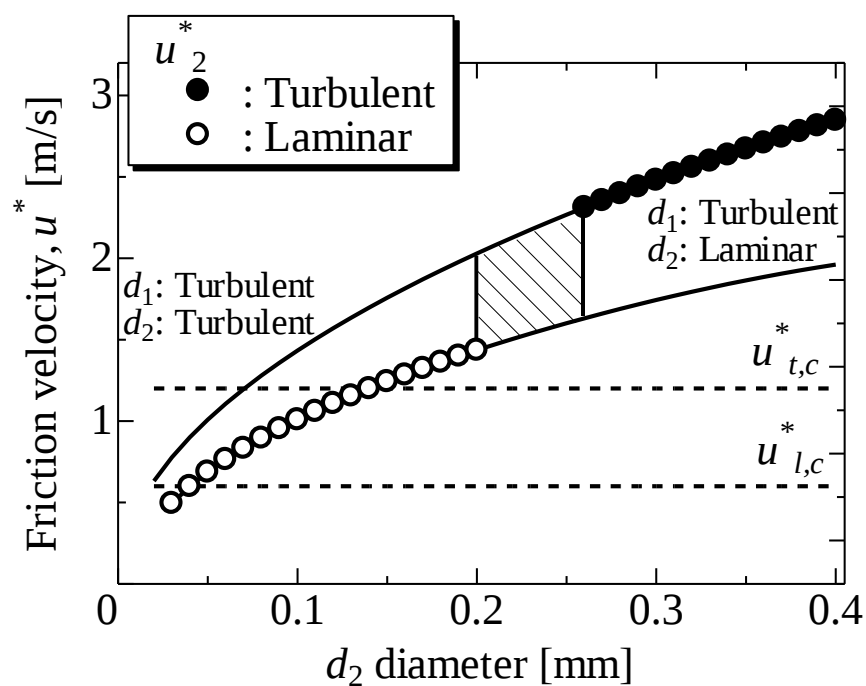


図 2.55 d_2 と摩擦速度の関係 (Re_c : 3000) [56]
(number of d_2 ports: 1, oxidizer mass flow rate: 8.0 g/s).

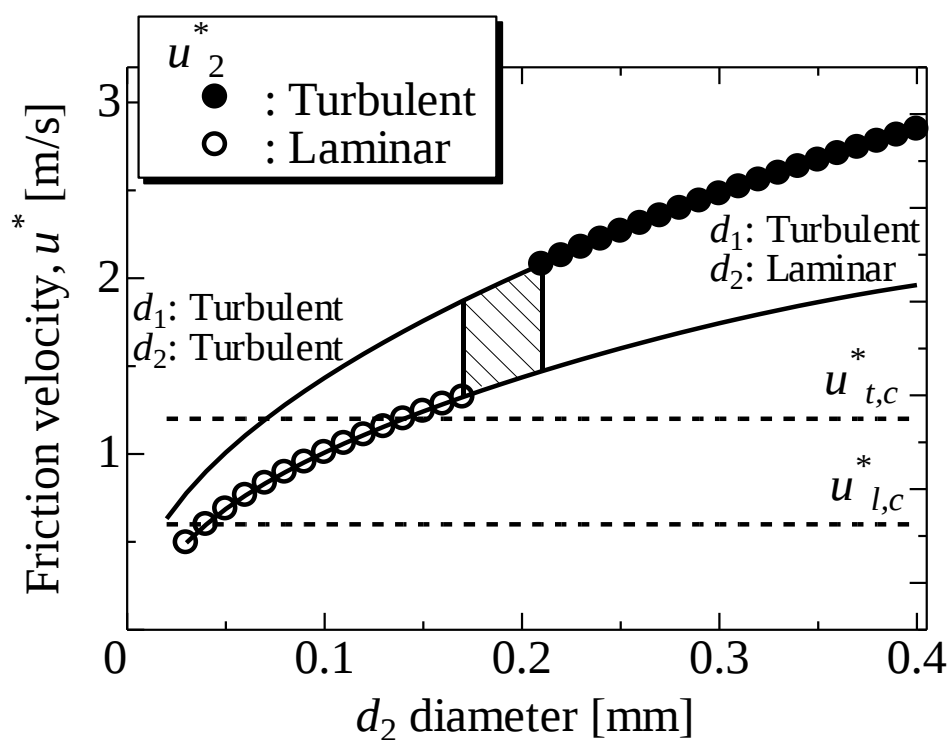


図 2.56 d_2 と摩擦速度の関係 (Re_c : 2000) [56]
(number of d_2 ports: 1, oxidizer mass flow rate: 8.0 g/s).

2.4.4.2 各パラメタの影響

2.4.4.2.1 燃焼室圧力の影響

図 2.56 に示すとおり d_2 が 0.03 および 0.04 mm のとき、燃え広がることが分かるが、この結果からでは高圧領域で逆火する原因とは言えず、もしこの結果が正しい場合、低圧領域でも逆火が頻発するはずである。そのため、燃焼室圧力を上げた場合の挙動について考える。

図 2.57 は、各燃焼室圧力における d_2 と層流乱流遷移領域の関係を示す。燃焼室圧力を増加させるために、酸化剤流量を増加させている。燃焼室圧力が、0.58, 1.12, および 1.53 MPa と増加していくと、層流乱流遷移領域が徐々に乱流の遷移摩擦速度 $u_{t,c}^*$ に近づき、下回っていることが分かる。したがって、高圧領域において頻発する逆火問題の原因は、製作された燃料内に存在する設計ポート径を下回るポート径が存在し、その中を流れる酸化剤の摩擦速度が乱流の遷移摩擦速度 $u_{t,c}^*$ を下回りポート内を燃え広がることだと考えられる。

2.4.4.2.2 d_2 ポート数の影響

図 2.58 は、 d_2 ポート数と摩擦速度の関係を示す。このとき、 d_1 は 0.3 mm であり、供給される酸化剤流量は 8.0 g/s である。白色および黒色は、層流および乱流を示し、すべての条件で乱流および層流のときの遷移摩擦速度 $u_{t,c}^*$ および $u_{l,c}^*$ を上回っている。 d_2 ポート数を増加させても、 d_2 : 0.4 mm を除く場合ではほぼ一定の摩擦速度であることが分かる。また、 d_2 が 0.4 mm の場合、 d_2 ポート数を増加させると、少しだけ摩擦速度が減少していることが分かる。これは、計算される O/F の変化によって、特性排気速度および燃焼室圧力が変化することに起因する。しかし、図に示す以降の d_2 ポート数では変化がないことが分かっている。また、 d_2 が 0.4 mm 以上はすべて安定燃焼になることが分かっているため、径の異なるポート、 d_2 のポート数は逆火問題に大きな影響を与えていないと言える。

2.4.4.2.2 ノズルスロート径の影響

図 2.59 は、燃焼室圧力をほぼ統一しノズルスロート径を変更したときの d_2 と摩擦速度の関係を示す。ノズルスロート径を大きくし燃焼室圧力をほぼ同一にするためには、酸化剤流量を増加する。そのため、同一の燃焼室圧力を達成するとき、ノズルスロート径を大きくした場合のポート内酸化剤流速は、より速くなる。そのため、ノズルスロート径が 7.0 mm の場合の方が、ノズルスロート径が 6.2 mm の場合より摩擦速度は増加するため、より逆火問題は発生しにくい状況となる。これは、燃焼実験でも確認されており、Test-7, 8, 9, 10, および 11 ではノズルスロート径が 7.0 mm で、より高圧領域での燃焼実験に成功している。

逆火問題を克服するために燃料製作精度を向上させるほかに、燃料設計を今一度検討しポート径を広げポート数を減らすことによって、より製作しやすい燃料になると考えられる。また、ノズルスロート径を大きくすることは有効な手段であるが、 O/F が最適値から酸化剤リッチ側になるため、注意が必要である。

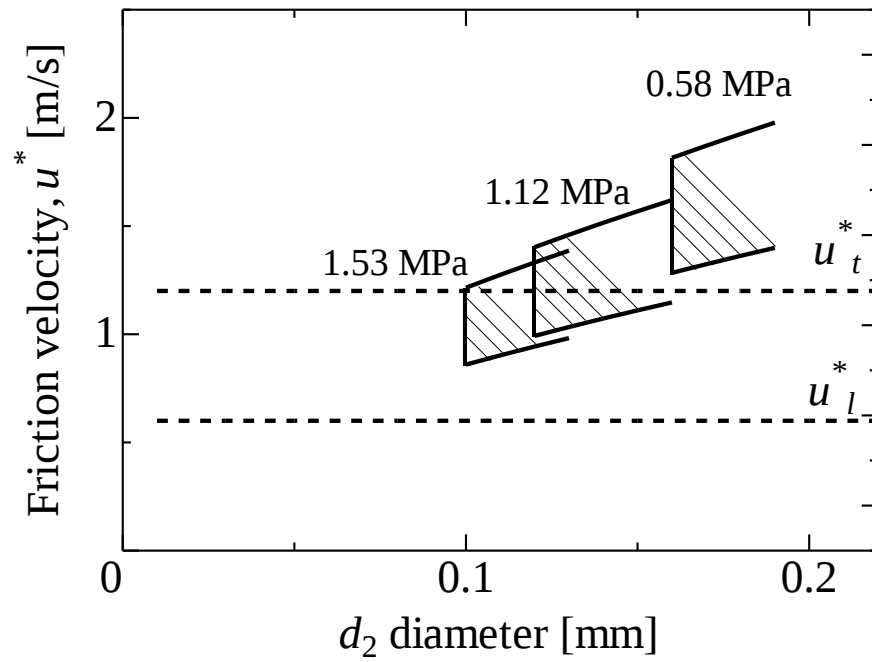


図 2.57 各燃焼室圧力における d_2 と層流乱流遷移領域の関係 [56]
(number of d_2 ports: 1, critical Reynolds number, Re_c : 2000)

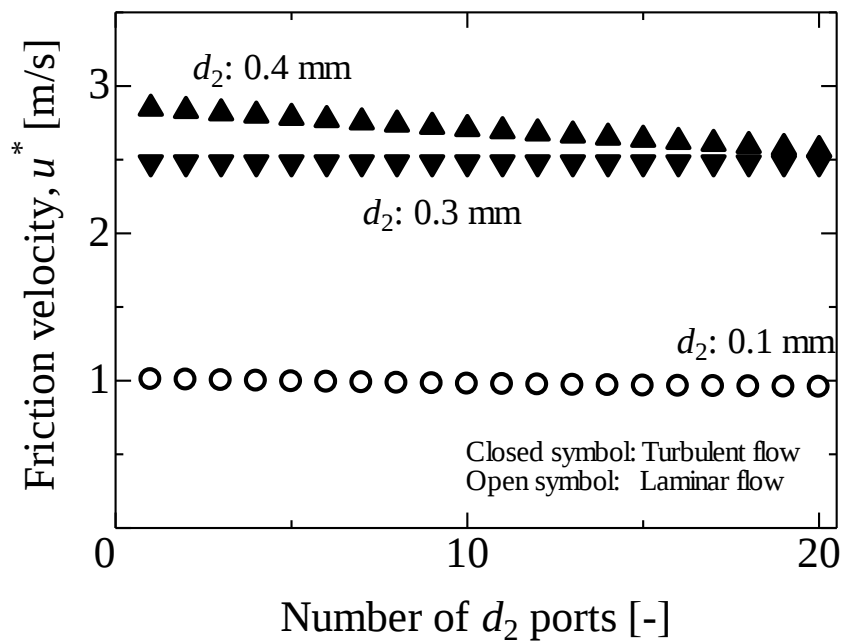


図 2.58 d_2 ポート数と摩擦速度の関係 [56]
(oxidizer mass flow rate: 8.0 g/s, critical Reynolds number, Re_c : 2000)

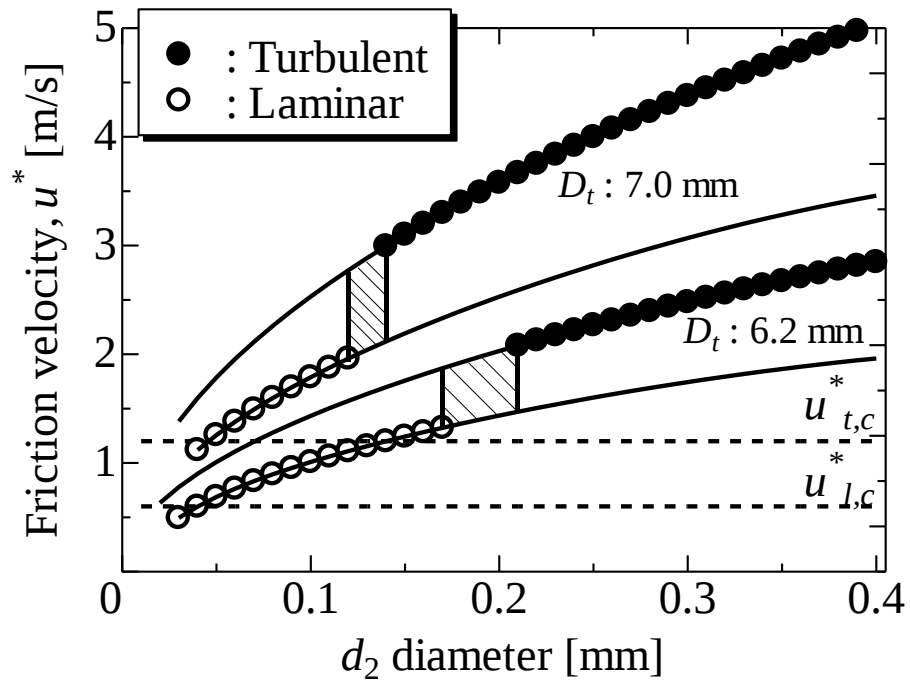


図 2.59 各ノズルスロート径における, d_2 と摩擦速度の関係 [56]
(chamber pressure 0.58 MPa, number of d_2 ports: 1, critical Reynolds number, Re_c : 2000)

2.5 燃焼室特性長さに関する調査 [62]

2.5.1 燃焼室特性長さと研究目的

既述のとおり端面燃焼式ハイブリッドロケットは端面燃焼として燃料端面で燃焼が進むため、図 2.60 に示すように燃焼室容積は燃焼中に増加する。

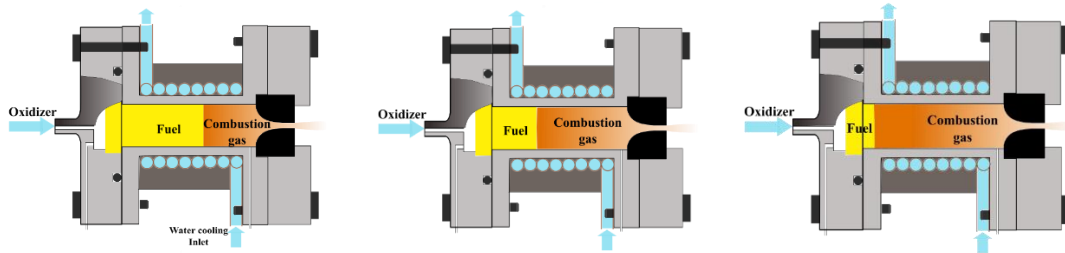


図 2.60 端面燃焼式ハイブリッドロケットで燃焼中に増加する燃焼室体積の概念 [62]

この燃焼室体積を評価する指標として、燃焼室特性長さ L^* がある；

$$L^* = V_c / A_t \quad (2.27)$$

ここで、 V_c および A_t は、燃焼室容積およびノズルスロート断面積である [58]。最適な燃焼室特性長さ L^* のとき、燃料と酸化剤は十分に反応することができ、燃焼の完結度の指標を表す特性排気速度効率 η_c^* は 1 に近づく。また、反応性に富んだ推進薬を用いることで、燃焼室滞留時間を短くすることができ、燃焼室特性長さ L^* を小さくすることができる。それによって、燃焼室の容積を小型化して重量の軽量化が可能である [58]。境界層燃焼で燃焼が進む一般的なハイブリッドロケットでも、燃焼室特性長さ L^* を大きくすることで特性排気速度効率 η_c^* は 1 に近づくことが分かっているが、燃料の種類や形状によって具体的な数値は異なる。例えば、図 2.61 は遠藤が行った CAMUI 型ハイブリッドロケットの L^* と特性排気速度効率 η_c^* の関係を示す [63]。 L^* が 2 m 付近から増加するとき、特性排気速度効率 η_c^* も徐々に増加していき、3.5 m 付近で最適値に達していることが分かる。最適値に達するまでは、燃料と酸化剤は十分に反応することができていなかったため、特性排気速度効率 η_c^* が減少していたと考えられる。

端面燃焼では燃料端面で燃焼がほぼ終了していると考えられる場合、燃焼中の燃焼室特性長さ L^* の増加は端面燃焼式ハイブリッドロケットの特性排気速度効率 η_c^* に大きな影響を与えないことになり、燃焼室の容積を小型化して重量の軽量化が可能となる。先行研究では特性排気速度効率 η_c^* が燃焼中に変化しないという仮定をもとに燃料後退特性を取得してきた。しかしながら、燃料後退に伴う燃焼室特性長さ L^* の増加による特性排気速度効率 η_c^* の影響は今まで調査されてこなかった。したがって、燃焼室特性長さ L^* と特性排気

速度効率 η_c^* の関係を調査することで、再現法における燃焼中に特性排気速度効率 η_c^* が燃焼中に変化しないという仮定が妥当なのかということを確認することができる。また、燃焼室を最適に設計するためには、必要十分な燃焼室特性長さ L^* の調査する必要がある。そこで、本研究では、燃焼中に変化する端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼室特性長さ L^* が特性排気速度効率 η_c^* に与える影響について調査した。燃焼時間のみを変えた同一実験条件で燃焼実験を行い、端面燃焼による燃料後退によって燃焼室容積を増加させて燃焼室特性長さ L^* を変化させた。

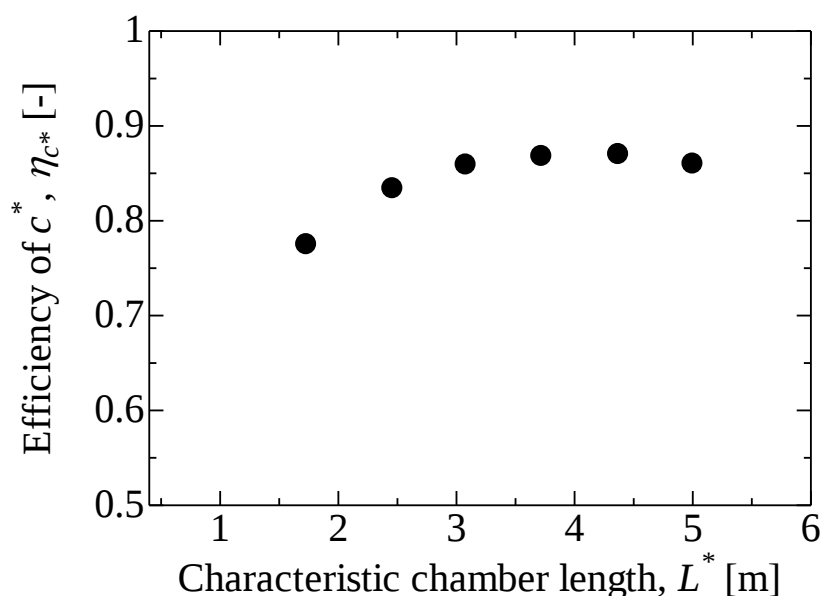


図 2.61 CAMUI 型ハイブリッドロケットの L^* と特性排気速度効率 η_c^* の関係 [63]

2.5.2 燃焼実験手法

目標燃焼室圧力 0.2 MPa として燃焼時間のみを変えて燃焼実験を行った。ここで、目標燃焼室圧力は、高圧力領域で観測されてきた、火炎がポート内へ燃え広がる逆火問題を克服するため、大気圧下においてノズルスロート部でチョーク流れになる範囲で最も低圧力な値として 0.2 MPa を選択した。なお、実験装置、実験手法、燃料、およびデータ解析方法は、2.3 大型燃料による燃料後退速度の調査と計算によって求まる燃料消費量および燃焼室特性長さの誤差以外は同様である。計算によって求まる燃料消費量および燃焼室特性長さの誤差は

$$B_{M_f,cal}^2 = \left(\left(\partial M_{f,cal} / \partial \eta_{c^*} \right) B_{\eta_{c^*}} \right)^2, \quad (2.28)$$

$$B_{L^*}^2 = \left(\left(\partial L^* / \partial M_{f,cal} \right) B_{M_{f,cal}} \right)^2 + \left(\left(\partial L^* / \partial A_t \right) B_{A_t} \right)^2$$

と表した．

2.5.3 実験結果および考察

2.5.3.1 燃料精度

燃料間に生じる圧力損失より算出したポート精度評価結果，燃焼時間，および燃料消費量を表 2.12 にまとめる．設計した燃料充填率 a は 0.973 であるのに対し，見積もられた燃料の精度は，点火検証のみを行った Test-0 を除けば，0.969 から 0.971 となった．

表 2.12 燃料精度および燃料消費量 [62]

Test	ΔP [MPa]	Re [-]	a [-]	$\pm Ba$ [-]	t_f [s]	M_f [g]
0	0.0587	1935	0.9789	0.0015	0	0.00
1	0.0365	1838	0.9691	0.0022	20	22.68
2	0.0432	2025	0.9714	0.0020	40	52.15
3	0.0392	1929	0.9700	0.0021	60	65.64
4	0.0425	2000	0.9713	0.0020	80	106.63

2.5.3.2 燃焼実験結果

表 2.12 には燃焼時間と燃料消費量も示されている．Test-0 では，ノズルからの白煙を観測後に窒素を供給し，点火時の燃料消費量の誤差を評価したが，点火時において燃料は全く後退しなかった．図 2.62 は燃焼終了後に燃焼器から取り出された燃料を示す．燃料端面で燃焼が進み，端面で燃料が後退していったことが分かる．図 2.63 は Test-1 から Test-4 の酸化剤流量と燃焼室圧力の履歴を示す．すべての燃焼実験で供給酸化剤流量を一致させることで，ほぼ同一の燃焼室圧力が得られていることが分かる．燃焼時間が長く，酸化剤リッチでの燃焼はノズルスロート部のエロージョンが発生しやすいことが分かっている．すべての燃焼実験前後でノズルスロート径をノギスにより計測および燃焼中の燃焼室圧力の履歴の双方より，ノズルスロート部におけるエロージョン現象は確認されなかった．

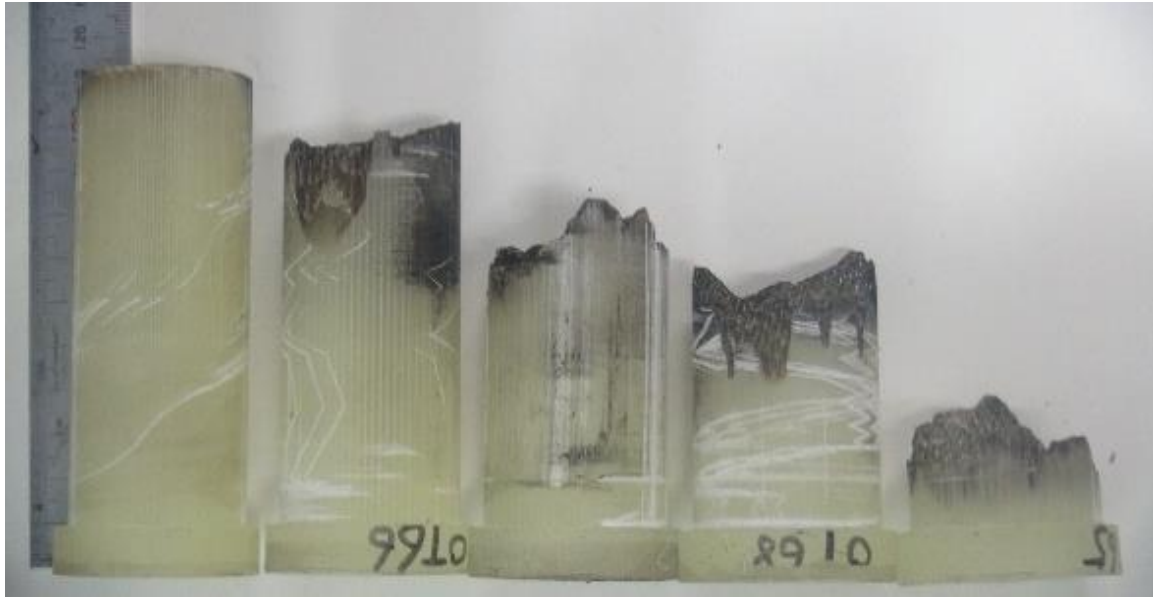


図 2.62 燃焼後の燃料 [62]
(左から Test-0, 1, 2, 3, および Test-4)

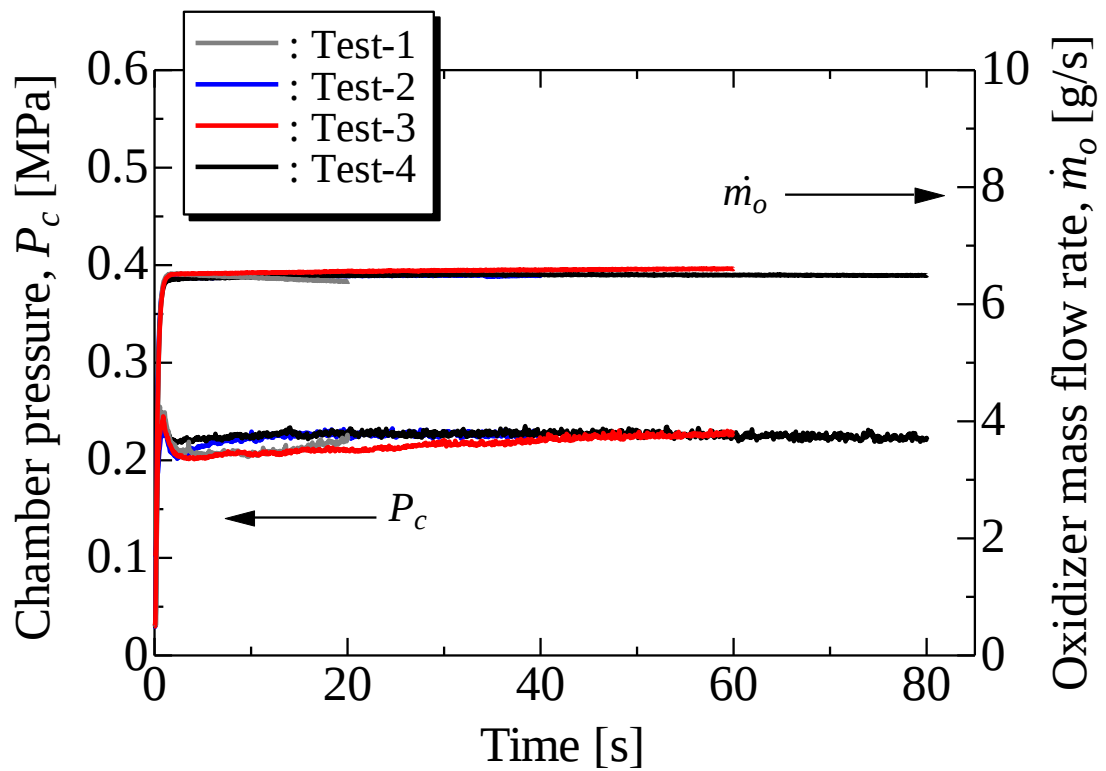


図 2.63 Test-1 から Test-4 の酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 [62]

2.5.3.3 燃焼中の L^* 変化の効果

図 2.64 は Test-0 から Test-4 の燃料消費量および算術燃料消費量履歴を示す．Test-0 から Test-3 の燃料消費量が Test-4 で取得された算術燃料消費量履歴の誤差範囲に入っていることが分かる．これは，Test-0 から Test-4 で燃焼時間のみ変更させて同一の燃焼実験ができていることを示している．図 2.65 は Test-4 の算術燃料消費量をもとに求まる特性燃焼室長さ L^* 履歴を示す．燃焼開始前から燃焼時間 80 秒までで特性燃焼室長さ L^* は 2.1 m から 4.5 m まで増加していることが分かる．図 2.66 は Test-1 から Test-4 までの特性排気速度効率 η_c^* と燃焼時間の関係を示す．燃焼時間が 20 秒から 80 秒にわたって，特性排気速度効率 η_c^* は一定であることが分かる．図 2.65 および図 2.66 より，特性燃焼室長さ L^* が 2.1 m から 4.5 m まで増加しているが，特性排気速度効率 η_c^* は変化していないことが分かる．この結果から，本実験系において燃焼中の燃料後退に伴う特性燃焼室長さ L^* の変化が特性排気速度効率 η_c^* に与える影響は，調査された L^* の範囲内ではほとんどないということが言える．したがって，本実験系を用いた先行研究結果の特性排気速度効率 η_c^* は燃焼中に変化していないと考えられ，再現法における燃焼中に特性排気速度効率 η_c^* が燃焼中に変化しないという仮定が妥当であると判断できる．

本研究結果は，端面燃焼式ハイブリッドロケットにおいて 2.1 m の特性燃焼室長さ L^* は燃焼室として十分の長さであることが分かった． L^* の減少は，燃焼室の容積を小型化して重量の軽量化を可能にする．そのため，特性排気速度効率 η_c^* の低下につながる最小 L^* の調査は今後の課題である．

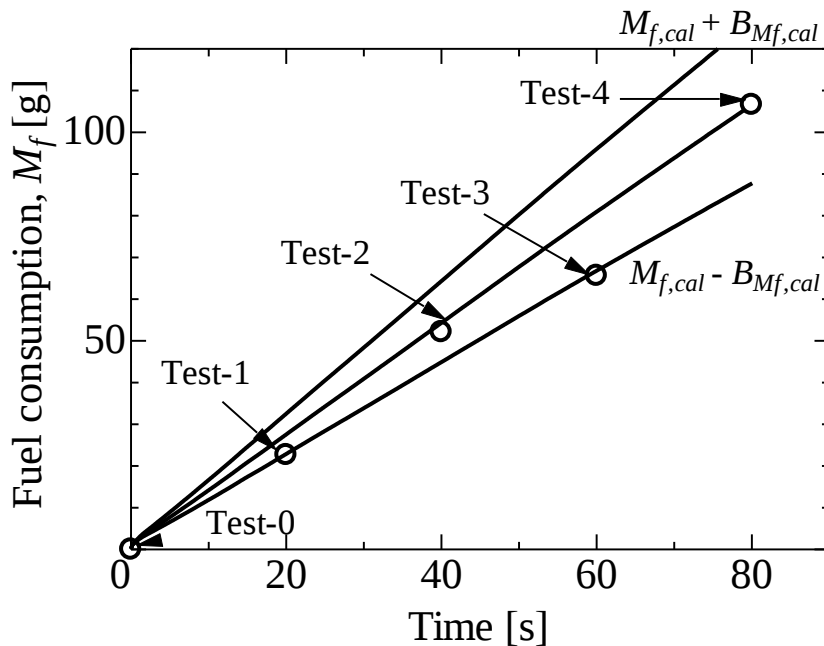


図 2.64 燃料消費量と Test-5 の算術燃料消費量履歴 [62]

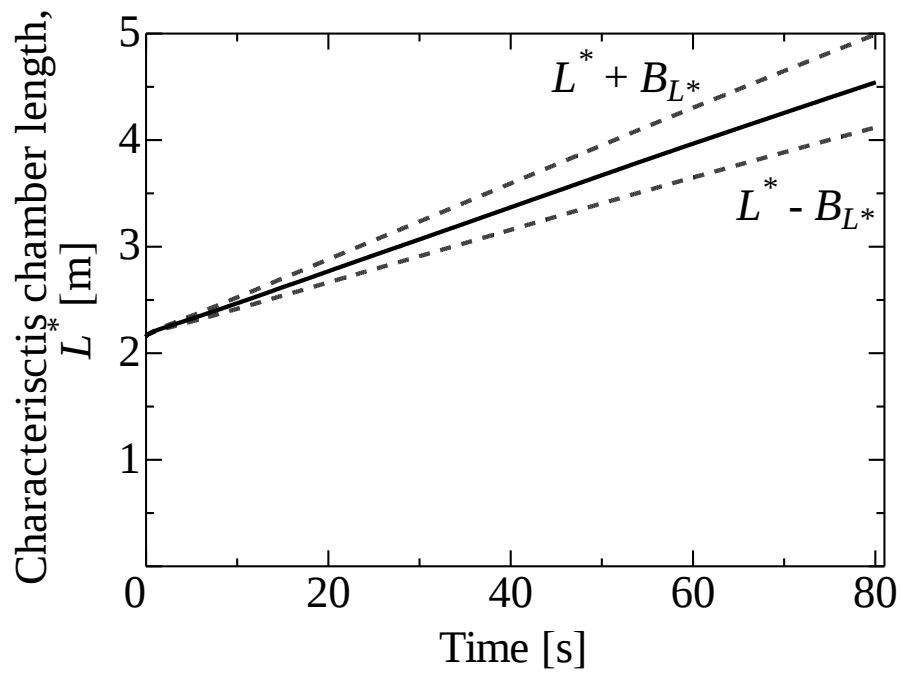


図 2.65 Test-4 の特性燃焼室長さ履歴 [62]

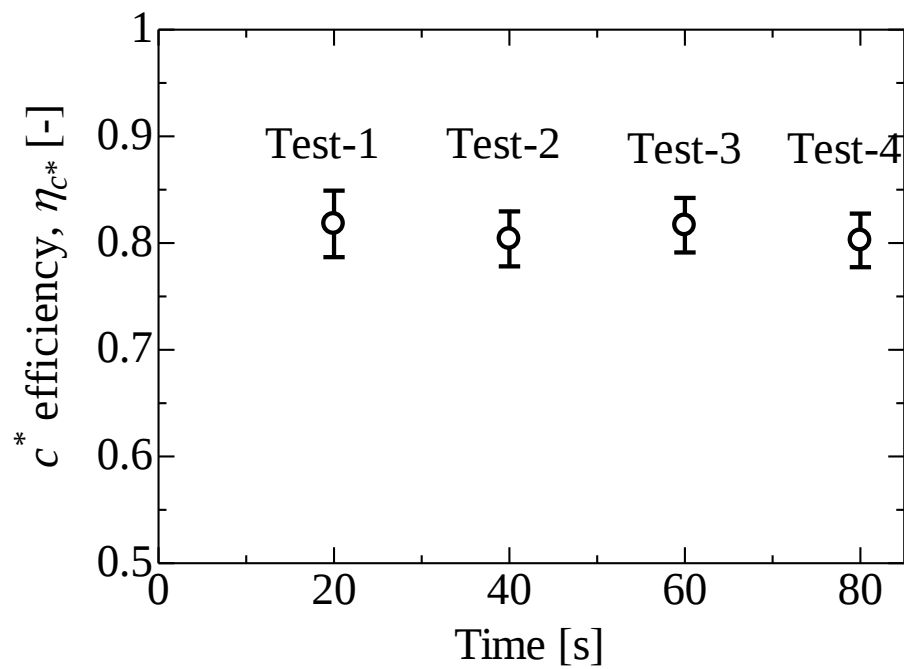


図 2.66 特性排気速度効率と燃焼時間の関係 [62]

3 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデル [4]

3.1 本章の目的

2 章で詳細に燃焼実験をもとに調査されてきた後退特性を解析的に調査し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼機構の解明を目指すことが本章の目的である。

3.2 参考モデル

端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼形態が固体推進薬の端面燃焼に類似していることから、先行研究以来、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度式は圧力によって整理されてきた [26]。また、先行研究である Hitt ら [37] は端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼モデルとして、粒状拡散炎 (*Granular Diffusion Flame*, GDF) モデル [64] を参考にモデルを構築し、評価している。そこで、本研究ではまず、1960 年代から研究が進められている固体ロケットの燃焼モデルを参考にする。

固体ロケットは、コンポジット推進薬とダブルベース推進薬に分けることができる。コンポジット推進薬は、推進薬の組織が不均一で、燃焼ガスの気相構造も不均一なものとなり、燃料表面上には酸化剤の分解ガスと燃料の分解ガスによる拡散火炎を生成する。このような拡散火炎における反応速度は、それぞれのガスが互いに拡散・混合するのに要する時間に反比例するため、推進薬の燃焼速度もそれぞれの過程に要する時間に反比例する。ダブルベース推進薬は、酸化剤と燃料が一分子内に共有されているので、推進薬が分解したときに、気相反応により予混合火炎を形成する。Summerfield は 1960 年に、過塩素酸アンモニウム系コンポジット推進薬の燃焼モデルを GDF モデルとして提案した [64]。GDF モデルでは、燃料ガスと酸化剤ガスの拡散時間が化学反応時間と比べて十分に大きければ、拡散火炎。逆に十分に小さい場合には予混合火炎となるとした。燃焼室圧力で考えると、燃焼室圧力が小さいとき、化学反応速度の有限性が支配している領域であって、予混合火炎とみなしうる。これに対し、燃焼室圧力が高まるにつれて拡散時間によって燃焼速度が支配され、拡散火炎になる。

3.3 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルのコンセプト [4]

図 3.1 は、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルのコンセプトを示す。仮定を列挙する。

- ・ 隣接するポート同士がつながって燃焼が進む、端面燃焼状態ならび定常状態、
- ・ 均一なポート間隔、
- ・ 固体燃料は火炎からの入熱によって沸点で蒸発し、液相を介さない、
- ・ ポート内を流れる酸化剤は固体燃料同様、火炎からの入熱によって固体燃料沸点まで温度上昇する、
- ・ 火炎から固体燃料への入熱は、火炎と燃料間の放射および燃焼ガスの気相熱伝導に基づく、
- ・ 燃焼ガスの気相熱伝導は燃焼ガスの熱伝導率、火炎温度と固体燃料の融点までの温度差、および固体燃料表面と火炎までの距離である消炎距離によって決まる、
- ・ 消炎距離は化学反応および拡散に必要な距離の和によって決まる。

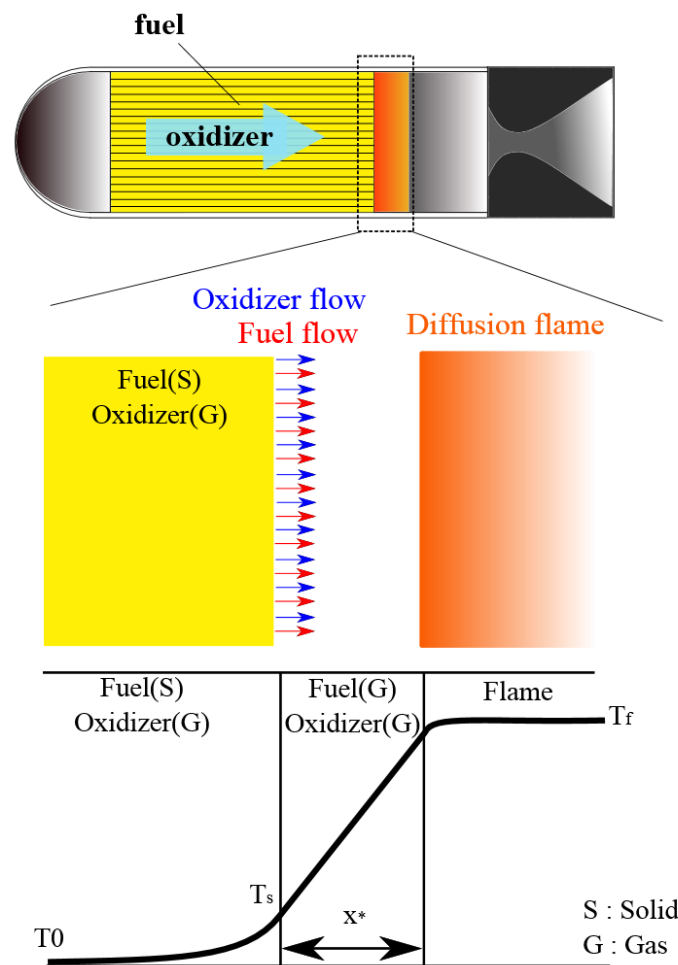


図 3.1 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルのコンセプト [4]

3.4 計算手法

図 3.1 に示す端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルのコンセプトにおける固体燃料表面での熱収支を図 3.2 に示す.

$$\dot{Q}_{c,g} + \dot{Q}_r = \dot{Q}_{c,f} + \dot{Q}_{c,o} + \dot{Q}_p \quad (3.1)$$

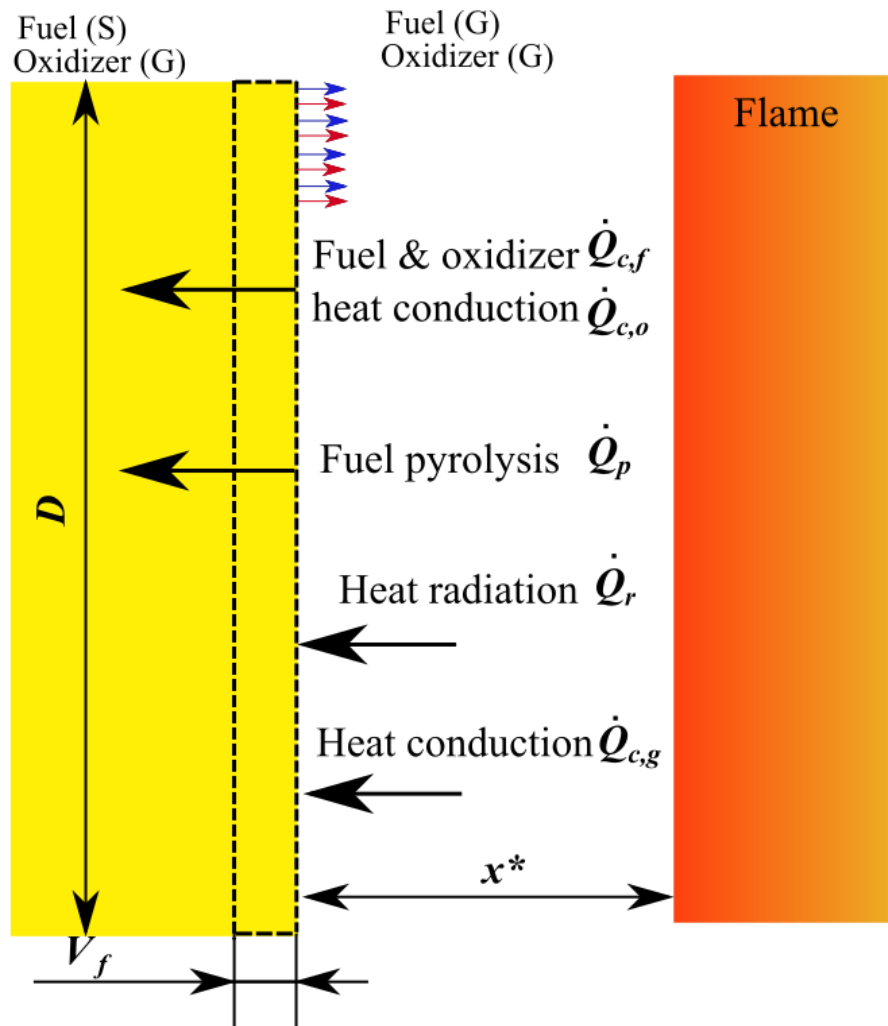


図 3.2 固体燃料表面での熱収支

ここで、 $\dot{Q}_{c,g}$ 、 $\dot{Q}_r$ 、 $\dot{Q}_{c,f}$ 、 $\dot{Q}_{c,o}$ および $\dot{Q}_p$ は、火炎から固体燃料表面までの気相熱伝導による熱流束 [W/m²]、火炎と固体燃料間での放射による熱流束 [W/m²]、燃料および酸化剤への熱伝導による熱流束 [W/m²]、および燃料気化による熱流束 [W/m²] をそれぞれ表す。

火炎から固体燃料表面までの気相熱伝導による熱流束は、

$$\dot{Q}_{c,g} = \lambda \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right) = \lambda \frac{T_f - T_s}{x^*} \quad (3.2)$$

とする。ここで、 λ 、 T_f 、 T_s 、および x^* は、燃焼ガスの気相熱伝導率 [W/K/m]、燃焼ガス温度 [K]、燃料の融点 [K]、および消炎距離 [m] を表す。燃焼ガスの気相熱伝導率および燃焼ガス温度は、燃焼室圧力および O/F を入力値として NASA-CEA [35] によって求める。火炎は量論混合比で形成されるとして、 O/F は 2.2 (燃料: $C_4H_5O_1$, 酸化剤: 気体酸素) とする。ここで、GDF モデルを参考に化学反応および拡散に必要な距離 L_c [m] および L_d [m] の和として消炎距離 x^* は、

$$x^* = L_c + L_d = U_g (\tau_c + \tau_d) \quad (3.3)$$

となる [64]。ここで、 U_g 、 τ_c および τ_d は、推進剤噴出速度 [m/s]、化学反応特性時間 [s] および特性拡散時間 [s] をそれぞれ表す。推進剤噴出速度は、質量保存則より

$$U_g = \frac{a V_f \rho_f + (1-a) V_o \rho_o}{\rho_g} \quad (3.4)$$

となる。ここで、 ρ_g は燃焼ガス密度 [kg/m³] である。化学反応時間 τ_c は

$$\tau_c = \frac{1}{(\rho_g / M_g) A \exp(-E / RT_f)} \quad (3.5)$$

と示した。ここで、 M_g 、 A 、 E および R は、燃焼ガスの平均分子量 [kg/mol]、頻度因子 [m³/(mol·s)]、活性化エネルギー [J/mol] およびガス定数 [J/(mol K)] をそれぞれ表す。拡散時間は τ_d は

$$\tau_d = \frac{d^2}{2D_g} = \frac{d^2 Sc}{2\nu} \quad (3.6)$$

とした [66][67]. ここで, d , D_g , Sc , および ν は燃料ポート径 [m], 拡散係数 [m²/s], シュミット数, および動粘性係数 [m²/s] をそれぞれ表す. 動粘性係数も, 燃焼ガスの気相熱伝導率および燃焼ガス温度と同様に NASA-CEA [35] によって求める.

固体燃料および気体酸化剤の温度は, 周囲温度から固体燃料融点まで上昇すると仮定し燃料および酸化剤への熱伝導による熱流束は

$$\dot{Q}_{c,f} + \dot{Q}_{c,o} = aV_f \rho_f c_{p,f} (T_s - T_0) + (1-a)V_o \rho_o c_{p,o} (T_s - T_0) \quad (3.7)$$

とする. ここで, $c_{p,f}$ および $c_{p,o}$ は固体燃料の比熱 [J/kg K] および気体酸素の比熱 [J/kg K] である.

燃料気化に必要な熱流束は

$$\dot{Q}_p = aV_f \rho_f q_p \quad (3.8)$$

とし, q_p は固体燃料気化熱 [J/kg] を表す.

火炎と固体燃料間での放射による熱流束は, 火炎と燃料が同じ長さを有している灰色体と仮定して, 下記の式によって表した [68];

$$\dot{Q}_r = \frac{\sigma(T_f^4 - T_p^4)}{1/\varepsilon_g + 1/\varepsilon_f - 1}. \quad (3.9)$$

ここで, σ , ε_g , および ε_f は, ステファン・ボルツマン定数 [W/m²/K⁴], 燃焼ガスの放射率 [-], および燃料の放射率 [-] を表す. 燃焼ガスの放射率は

$$\varepsilon_g = 1 - \exp\left(-P_c D \sum_{i=1}^n X_i k_i\right) \quad (3.10)$$

とする. ここで, D , X_i , および k_i は, 燃料直径 [m], 化学種 i のモル分率 [-], 化学種 i の

プランク平均吸収係数をそれぞれ表す. Leccese らの研究 [69] をもとに, 本研究でも H₂O, CO, および CO₂ が輻射過程に最も寄与する化学種として, 3 種類の化学種のみ扱う. 燃焼ガスの化学種は, NASA-CEA[35] によって求める. 図 3.3 は, Riviere らが示した H₂O, CO, および CO₂ のプランク平均吸収係数と温度の関係を表す [70]. 図 3.3 の実線は, Riviere らの結果をもとに作成した近似式である. 近似式は

$$k_i = \sum_{m=1}^{12} a_m \left(\frac{T_f}{1000} \right)^{10-m} \quad (3.11)$$

とした. それぞれの係数は, 表 3.1 にまとめる.

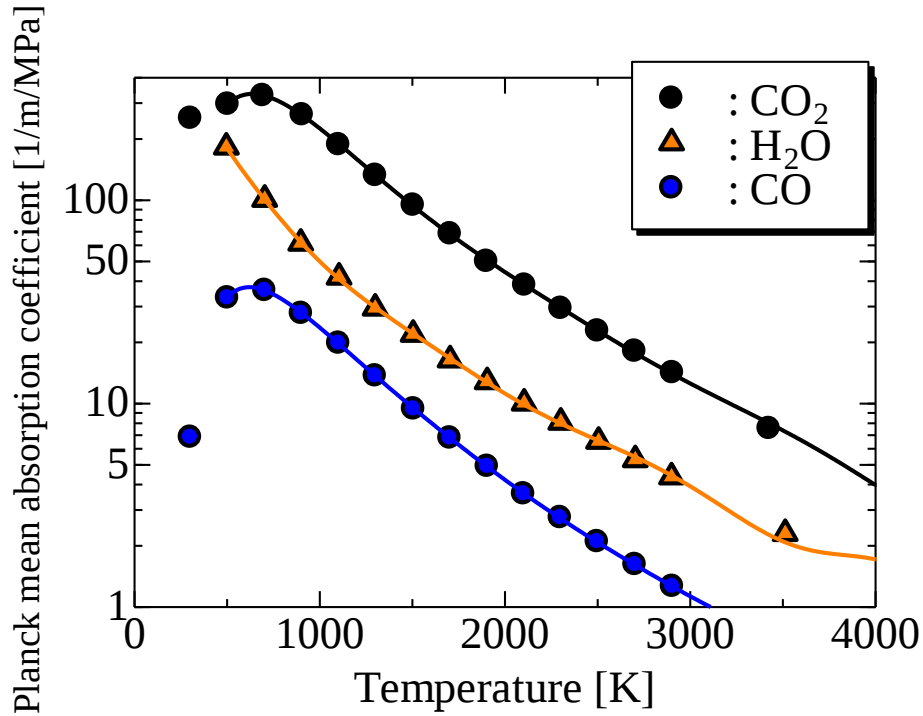


図 3.3 プランク平均吸収係数と温度の関係 [70]

表 3.1 式 (3.11) の近似式の係数

	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	a_7	a_8	a_9	a_{10}	a_{11}	a_{12}
CO	-0.03	0.81	-10	77	-370	1188	-2606	3873	-3762	2190	-625	67
CO ₂	-0.01	0.55	-12	135	-901	3836	-10732	19663	-22793	15343	-4910	595
H ₂ O	-0.15	4.17	-51	361	-1607	4715	-9236	11966	-9931	4941	-1282	170

燃料の放射率は

$$\varepsilon_f = \frac{4n_r}{(n_r + 1)^2} \quad (3.12)$$

と表され、 n_r は燃料の屈折率を表す [71].

これまでに説明してきた式 (3.1) から式 (3.12) に、表 3.2 に示した定数を入力値として与えることで燃料後退速度を求めることができる. 本モデルでは、燃焼室圧力、ポート内酸化剤流速、およびポート径を入力値とし、シュミット数は1とした. ここで、ポート径を入力値とすることで、拡散項の影響度を調査することができる.

表 3.2 端面燃焼式ハイブリッドロケット燃料後退モデルで使した値

	Symbol	Value	Unit	Ref.
Fuel filling rate	a	0.98	-	-
Pre-exponential factor	A	2.0×10^6	$\text{m}^3/(\text{mol s})$	[72]
Port diameter	d	Input	mm	-
Fuel diameter	D	38	mm	-
Activation energy	E	1.51×10^5	J/mol	[28]
Specific heat for solid fuel	$c_{p,f}$	2.09×10^3	J/kg K	[26]
Specific heat for gaseous oxygen	$c_{p,o}$	1.02×10^3	J/kg K	[35]
Index of refraction	n_r	1.492	-	[73]
Heat of vaporization	q_p	0.83×10^6	J/kg	[74]
Universal gas constant	R	8.314	J/ mol K	-
Flame temperature	T_f	CEA	K	[35]
Vaporization temperature	T_p	639	K	[74]
Ambient temperature	T_0	273	K	-
Stoichiometric oxygen to fuel mass ratio	O/F	2.2	-	-
Chamber pressure	P_c	Input	MPa	-
Oxidizer port velocity	V_o	Input	m/s	-
Schmidt number	Sc	1.0	-	-
Thermal conductivity of combustion gas	λ	CEA	W/(K m)	[35]
kinematic viscosity coefficient	ν	CEA	m^2/s	[35]
Stefan-Boltzmann constant	σ	5.67×10^{-8}	W/(K ⁴ m ²)	-
Fuel density	ρ_f	1191	kg/m ³	-
Oxidizer density	ρ_o	Calculated	kg/m ³	-

3.5 計算結果と考察

3.5.1 燃焼室圧力の影響

図 3.4 は、計算および燃焼実験結果で取得された燃焼室圧力と燃料後退速度の関係を示す。このとき、ポート内酸化剤流速は 20 m/s であり、ポート径が 0.00 mm, 0.01 mm, 0.02 mm, および 0.05 mm で計算した燃料後退速度を示し、燃焼室圧力で整理したときの圧力指数もそれぞれ示す。それぞれのポート径は燃料後退モデルにおける拡散項の影響度を表す指標となる。すべてのポート径において、燃焼実験結果と一致する燃料後退速度はなかった。しかし、ポート径が 0.00 mm のときの圧力指数は 1.05 であり、燃焼実験結果で取得された燃料後退速度の圧力指数と一致しており、燃料後退速度の燃焼室圧力依存性は定性的に一致していることが分かる。実際のポート径は 0.3 mm であるが、図 3.4 に示すとおりポート径 : 0.00 mm から増加させていくと、圧力指数は減少していることが分かる。これは、ポート径の増加とともに拡散に必要な距離が増加していくためである。図 3.5 は、各ポート径における化学反応および拡散に必要な距離を示す。なお、ポート径 : 0.00 mm のときは、拡散に必要な距離は 0 であり、化学反応に必要な距離はポート径 : 0.01 mm のときとほぼ同じである。燃焼室圧力の増加とともに、化学反応が速くなるため、化学反応に必要な距離が燃焼室圧力に対して反比例的に減少していくことが分かる。そのため、ポート径 : 0.00 mm のとき燃焼室圧力の増加とともに消炎距離が燃焼室圧力に対して反比例的に減少し火炎からの気相熱伝導熱流速が増加するために、燃料後退速度が燃焼室圧力に対してほぼ比例して増加していく。本モデルにおいて拡散に必要な時間は式 (3.6) に示すとおりに求められるため、ポート径を増加することで拡散に必要な距離がモデルに組み込まれることとなる。燃焼室圧力の増加とともに拡散に必要な距離が増加するため、ポート径の増加は本モデルにおいては消炎距離の増加および火炎からの気相熱伝導熱流速の減少につながる。

実際のポート径である 0.3 mm のときの計算結果は、燃焼実験結果とは全く異なる傾向を示す。そもそも、ポート径が 0.00 mm は、本モデルに拡散項を組み込まないことを意味する。橋本は、0.5 mm から 2.0 mm まで単ポート燃料を用いて雰囲気圧力を 0.5 MPa から 3.5 MPa まで変えて、燃焼実験を行い、ポート内酸化剤流速を 30 m/s と一定条件の中で、異なるポート径において燃料後退速度（火炎移動速度）が変化しないことを示した [26]。燃料後退速度がポート径に依存しないということから、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼形態への拡散項の影響度が小さいことが考えられる。また、端面燃焼を形成する安定燃焼は燃料端面で形成され、火炎先端部は火炎からの熱流入によって蒸発した燃料と酸化剤が混合され、予混合火炎が存在すると考えられる。そのため、本計算モデルが適切であるとする、安定燃焼が束なった拡散火炎群においては、予混合火炎のように拡散より化学反応が支配的とも考えられる。

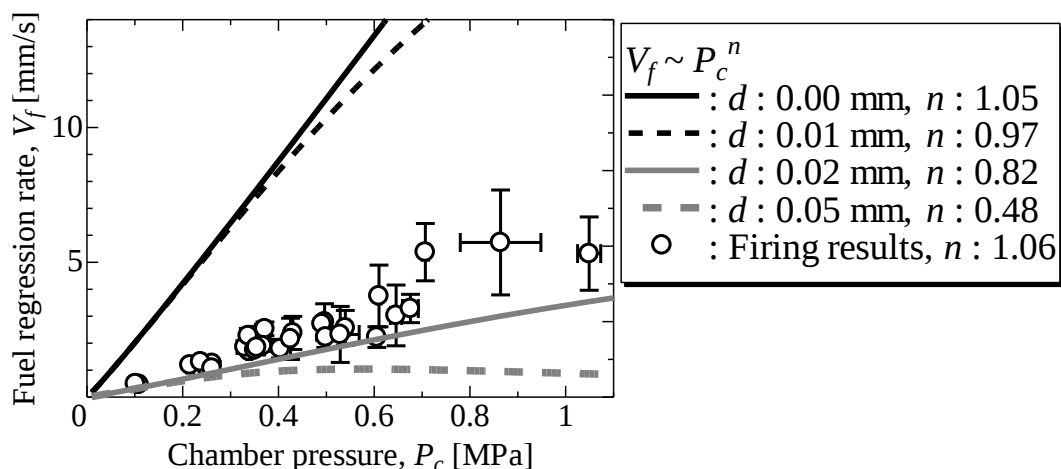


図 3.4 計算および燃焼実験結果における，燃焼室圧力と燃料後退速度の関係

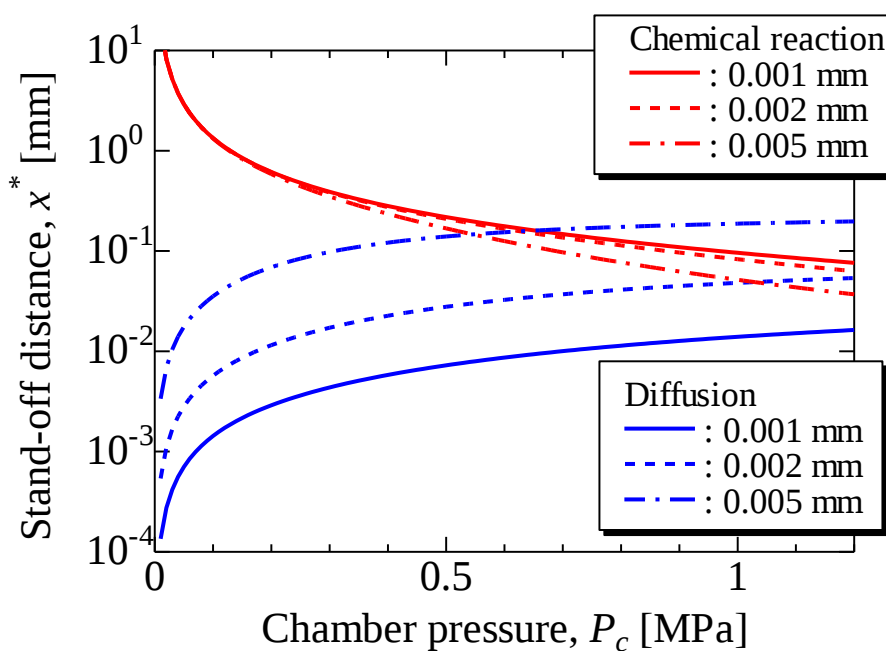


図 3.5 各ポート径における化学反応および拡散に必要な距離

3.5.2 ポート内酸化剤流速の影響

図 3.6 は，ポート内酸化剤流速と計算によって求めた燃料後退速度の関係を示す．このときの燃焼室圧力およびポート径は 0.5 MPa および 0.00 mm である．ポート内酸化剤流速の増加とともに燃料後退速度が減少していることが分かる．このとき，燃料後退速度はポート内酸化剤流速の -0.23 乗に比例していることが分かり，燃焼実験結果と比較するとポート内酸化剤流速の影響を過大評価していることが分かる．図 3.7 は， $d=0.00$ mm, $P_c=1.0$ MPa, $V_o=20$ m/s, Total heat flux 44.8 MW/m² のときの，式 (3.1) の右辺の各項の割合を示す．固体燃料表面における熱収支は，燃料が常温から熱分解温度まで上昇するための熱流束および

燃料が蒸発するための潜熱の割合が大きいことが分かる．本モデルにおいて酸化剤が常温から燃料熱分解温度まで上昇するという仮定を用いており，ポート内酸化剤流速の増加は，図 3.7 に示す酸化剤質量流束を常温から燃料熱分解温度までに上げるために必要な熱流束を増加させる．そのため，ポート内酸化剤流速の増加が燃料後退速度の減少を招く．実際にポート内の酸化剤を何度まで温度上昇させているのか確かではなく，本モデルは正しく評価できていない可能性があり，今後再検討が必要である．

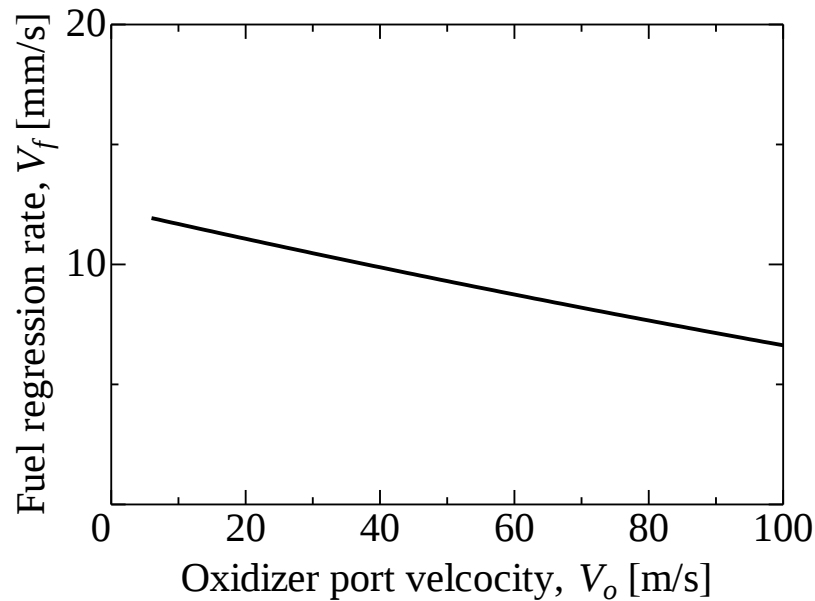


図 3.6 ポート内酸化剤流速と燃料後退速度の関係

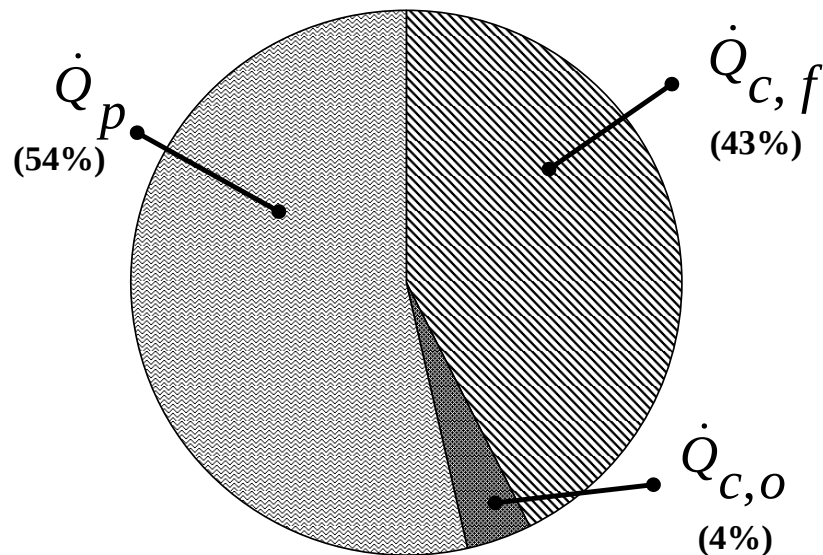


図 3.7 計算結果における熱収支 ($d=0.00$ mm, $P_c=1.0$ MPa, $V_o=20$ m/s, Total heat flux 44.8 MW/m²)

3.5.3 火炎から固体燃料間の放射の影響

図 3.8 は, $d=0.00$ mm, $P_c=1.0$ MPa, $V_o=20$ m/s, Total heat flux 44.8 MW/m² のときの, 式 (3.1) の左辺の各項の割合を示す. 固体燃料への流入熱流束はほぼ火炎からの気相熱伝導熱流束であることが分かる. これらの関係は燃焼室圧力の増減に関係はなかった. 図 3.9 は, $d=0.00$ mm, $V_o=20$ m/s のときの正味の放射率と燃焼室圧力の関係を示す. 正味の放射率 ε [-] は

$$\frac{1}{\varepsilon} = \frac{1}{\varepsilon_g} + \frac{1}{\varepsilon_f} - 1. \quad (3.13)$$

と表す. 正味の放射率はおおよそ 10^{-1} から 10^{-2} のオーダーであり, Chiverinei らの研究結果 [75] とおおよその一致を示し, 本モデルで用いた正味の放射率が妥当であると考えられる. 図 3.9 に示すとおり, 燃焼室圧力の増加とともに, 正味の放射率が増加していることが分かる. 燃料後退速度の燃焼室圧力依存性は, 燃焼室圧力の増加による正味の放射率の増加に起因することが従来型ハイブリッドロケットで分かっているが, この効果は極めて酸化剤質量流束が小さいときに顕著となることが分かっている [3]. したがって, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度に火炎と燃料間の放射の影響は極めて小さいと考えられる.

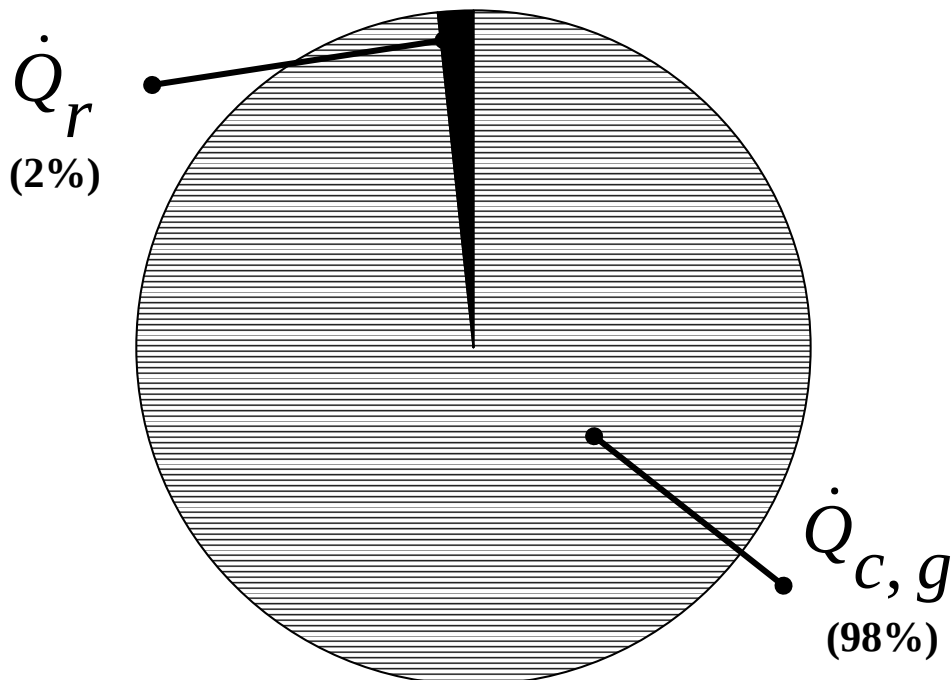


図 3.8 計算結果における熱収支 ($d=0.00$ mm, $P_c=1.0$ MPa, $V_o=20$ m/s, Total heat flux 44.8 MW/m²)

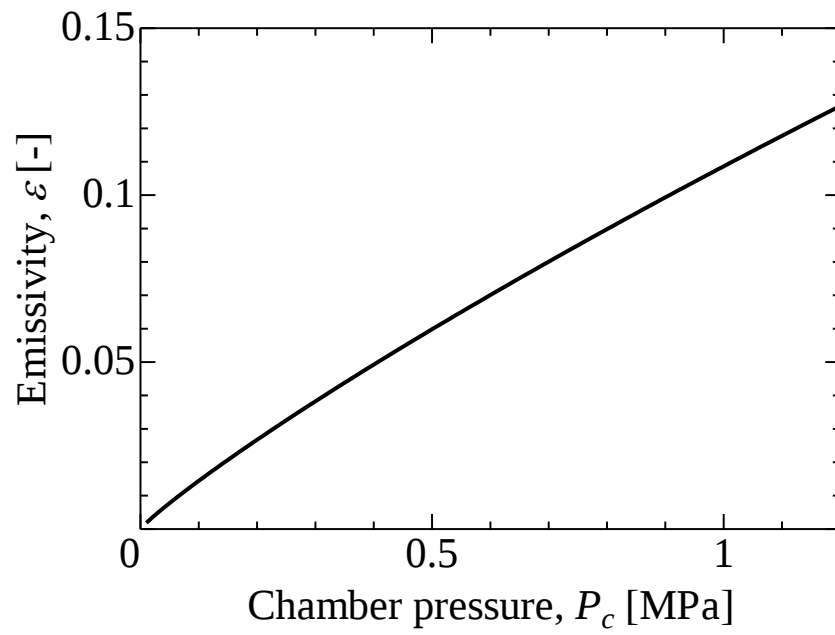


図 3.9 $d=0.00$ mm, $V_o=20$ m/s 正味の放射率と燃焼室圧力の関係

4 端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性の解明

4.1 本章の目的および構成

端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度が、燃焼室圧力のほぼ 1 乗に比例する（圧力指数がほぼ 1）ことから、図 1.7 に示すとおり優れた推力制御特性を有することが期待される。図 4.1 は、橋本が行った各雰囲気圧力における単ポートにおける軸方向および半径方向の燃料後退距離の関係を示す [26]。雰囲気圧力の増加による燃料後退の軸方向と半径方向の関係に変化はないことが分かる。これらの結果より、実際に推力制御を行い燃焼室圧力が増加したときの燃料後退形状変化がないため、素早い応答が期待できる。しかしながら、これらの期待は、実際に酸化剤流量を燃焼中に変化させたときに直接的に得られた特性ではない。そこで、本章では実際に推力制御を燃焼中に行い、推力制御特性および推力制御中の燃焼機構について述べる。

本章では、端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性を解明するために、主に 2 つのことについて説明する。まず 4.2 節では、ステップ関数状に推力制御を行ったときの推力制御特性について説明する [39]。このとき、端面燃焼式ハイブリッドロケット特有の問題である燃焼室圧力非定常時間およびヒステリシス特性を観測したため、それらの現象について考察する。次に、4.2 節で導入された推力制御時の応答特性（燃焼室圧力非定常時間）についての仮説を検証するために、4.3 節では燃焼実験を改めて行い、推力制御中の燃焼機構について考察する [76]。

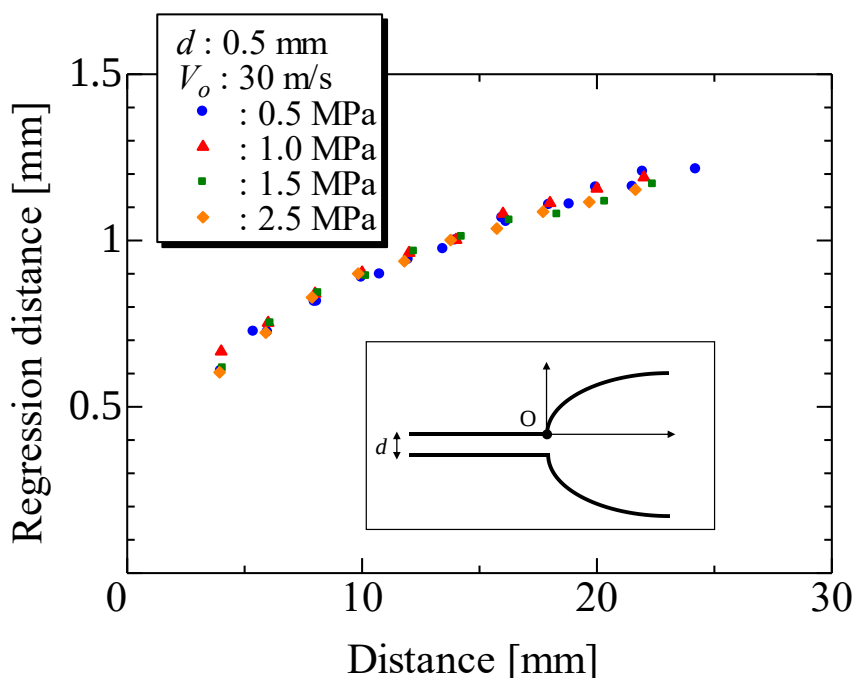


図 4.1 各雰囲気圧力における単ポートにおける燃料後退の軸方向と半径方向の関係 [26]

4.2 ステップ関数上に推力制御を行ったときの推力制御特性 [39]

4.2.1 実験手法

実験手法およびデータ解析は、2.3 節と同様であるため省略する。ノズルスロート径は 6.2 mm のものを使用した。本実験は、時系列的には 2.3 節の実験の前であり、銅管・熱伝セメントを用いた燃焼器ではなく、図 4.2 に示すとおり周りを容器で覆い水を流していた。このとき、水道水は約 74 g/s で供給される。

表 4.1 は、本実験での燃焼時間と推力制御タイムシーケンスを示す。本研究では 2 回の燃焼実験を対象とし、①から④に示す酸化剤供給量（オリフィス上流圧力）およびシーケンス時間でステップ状の推力制御燃焼実験を行った。

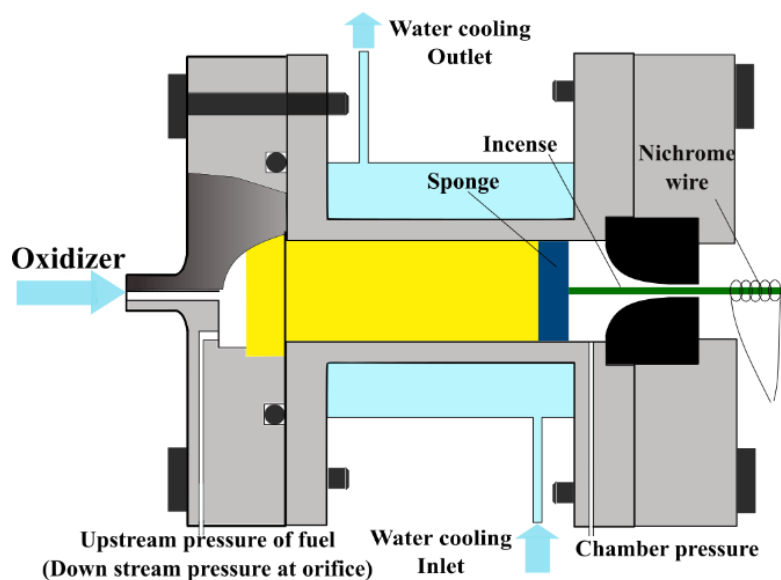


図 4.2 銅管・熱伝セメントを用いない大型燃料の燃焼器 [39]

表 4.1 燃焼時間と推力制御タイムシーケンス [39]

Test	Firing duration [s]	Oxygen supply operation [MPa] (time, [s])			
		①	②	③	④
1	31	0.6 (5)	1.4 (9)	0.6 (6)	1.4 (11)
2	35	0.6 (5)	1.4 (10)	0.6 (5)	1.4 (15)

表 4.2 ポート精度評価 [39]

Test	ΔP [MPa]	Re [-]	a [-]
1	0.0262	1072	0.9778
2	0.0276	1098	0.9783

4.2.2 実験結果

燃料間に生じる圧力損失より算出したポート精度評価結果を表 4.2 にまとめる。設計した燃料充填率 a は 0.973 であるのに対し、見積もられた 2 つの燃料の a は 0.005 程度大きく、本燃料のポート径は設計値より小さい。従って、燃料ポート内の酸化剤流速は設計値である 30 m/s より速くなることが見込まれる。

図 4.3 は燃焼前後の燃料を表しており、下から燃焼前の燃料、Test-1 および Test-2 の燃焼後の燃料をそれぞれ表す。燃焼後の燃料より、燃料端面で燃焼が進んでいたことが分かる。また、燃焼後の燃料の燃焼面が凸凹状であることが分かる。この原因として、点火時に各ポートで点火遅れにばらつきが生じてしまったことが考えられる。また、各ポート径のばらつきの影響も考えられる。ポート精度評価は、すべてのポート径が等しいことを仮定しており、各ポート径の精度を詳細に求めることはできない。燃料前後の圧力差はすべてのポートで等しいため、ポート径のばらつきはポート内酸化剤流速を介して各ポートの後退速度に影響を与える。しかし、一度隣接するポート同士がつながる端面燃焼に移行すれば、燃焼面が凸凹状であっても単位時間当たりの燃料後退量は燃料後退速度にしか依存しないため、燃焼面の形状が推力制御特性に与える影響は小さいと考えられる。

図 4.4 および図 4.5 は、Test-1 および Test-2 の燃焼実験で得られた、オリフィス上流、オリフィス下流および燃焼室の各圧力の履歴をそれぞれ表す。オリフィス上流圧力に注目すると、酸化剤供給ラインを開閉した両場合において、オリフィスでチョークして酸化剤を燃焼室内に供給できていることが分かる。燃焼室圧力履歴は酸化剤供給ラインの増減に応じて増減している。オリフィス下流（燃料上流圧力）と燃焼室の圧力差が時間と共に減少していることが分かる。これは時間と共に燃料が後退していき、燃料前後で発生する圧力損失が減少していくためである。

図 4.4 および図 4.5 より、酸化剤流量増加時（タイムシーケンス②および④）、燃焼室圧力が定常値になるためにある程度の時間を要することが分かる。燃焼室圧力の応答履歴に注目すると、途中で変化率が変わっており、速い応答の上に遅い応答が重なっているように思える。そこで、速い応答と遅い応答を共に一次遅れ系と仮定し、以後の議論を進める。

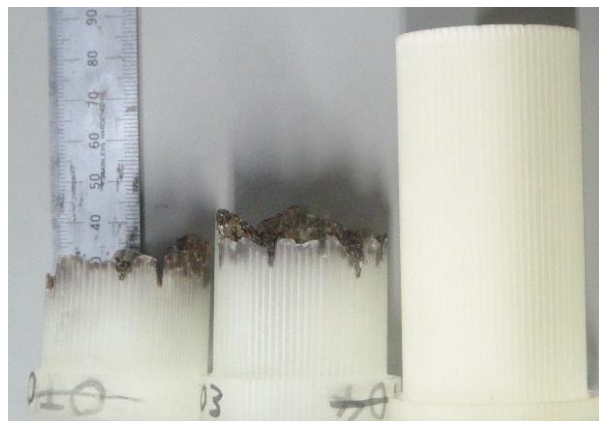


図 4.3 燃焼前後の燃料（右から燃焼前の燃料、Test-1 および Test-2 の燃焼後の燃料） [39]

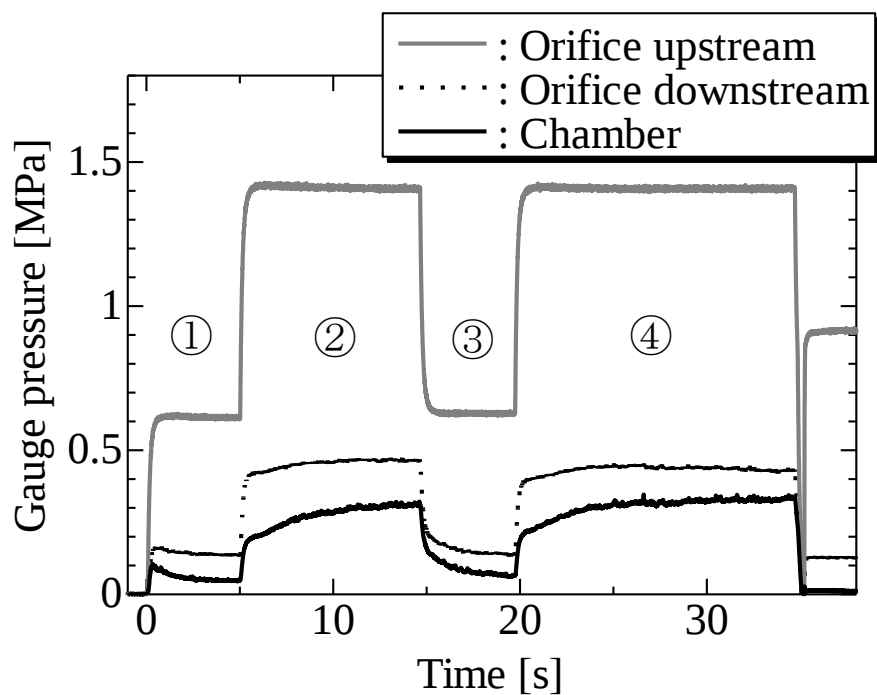


図 4.4 Test-1 の各圧力の履歴 [39]

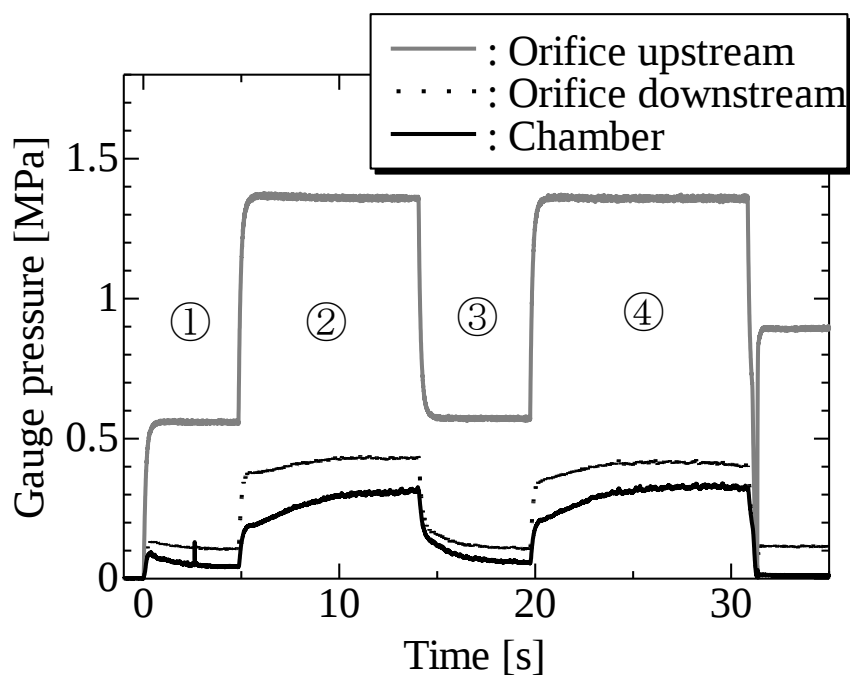


図 4.5 Test-2 の各圧力の履歴 [39]

(灰色線：オリフィス上流圧力，黒点線：オリフィス下流もしくは燃料上流圧力，黒線：
燃焼室圧力，①から④は表 3 に対応するタイムシーケンス)

4.2.3 遅い応答と速い応答

図 4.6 および図 4.7 は、タイムシーケンス②および④において、酸化剤流量増加時をそれぞれ時刻 0 としたときの、酸化剤流量（黒太線：②，灰色点線：④）および燃焼室圧力（黒線：②，灰色線：④）の各履歴を示す。酸化剤流量増加直後の燃焼室圧力の速い応答とその後の遅い応答を改めて確認できる。ここで、遅い応答が始まる時間を t_s [s] とし、 t_s を図 4.6 および図 4.7 に黒点線（タイムシーケンス②）および灰色点線（タイムシーケンス④）でそれぞれ示す。Test-1 および Test-2 において、タイムシーケンス②および④では同量の酸化剤流量であるのに対し、タイムシーケンス④の方が、タイムシーケンス②より t_s が短いことが分かる。また、速い応答と遅い応答の一次遅れ系を評価するために、式 (4.1) を最小二乗法を用いて収束計算をし、定数 α [1/s] および β [1/s]（共に時定数の逆数）を求めた：

$$\begin{aligned} t < t_s \\ P_{c,i}(t) &= (P_{c,f'} - P_{c,in})(1 - \exp(-\alpha t)) + P_{c,in} \\ t \geq t_s \\ P_{c,app}(t) &= (P_{c,f} - P_{c,i}(t))(1 - \exp[-\beta(t - t_s)]) + P_{c,i}(t) \end{aligned} \quad (4.1)$$

ここで、 $P_{c,i}$ 、 $P_{c,app}$ 、 $P_{c,f'}$ 、 $P_{c,in}$ および、 $P_{c,f}$ は t_s 以前の近似された燃焼室圧力 [MPa]、 t_s 以降の近似された燃焼室圧力 [MPa]、 t_s 時の燃焼室圧力 [MPa]、初期燃焼室圧力 [MPa] および燃焼終了時の燃焼室圧力 [MPa] をそれぞれ表す。式 (4.1) では、 t_s 後に速い応答の上に遅い応答が重なっていると考えられるため、初期値に $P_{c,i}(t)$ を代入している。図 4.8 は、Test-1-①の $\dot{m}_o$ （黒点線）、 P_c （黒線）、 $P_{c,i}$ および $P_{c,app}$ （灰色線）の各履歴、 t_s 、 $P_{c,in}$ 、 $P_{c,f'}$ および $P_{c,f}$ をそれぞれ表す。表 4.3 は使用した値（ t_s 、 $P_{c,f}$ 、 $P_{c,f'}$ および $P_{c,in}$ ）、収束計算によって得られた α および β 、および相関係数 r [-] をそれぞれ示す。それぞれの実験によって得られた燃焼室圧力履歴を式 (4.1) によりほぼ 1 の相関係数で近似することができた。速い応答の定数 α は、4.33 から 6.07 の間の値であり、遅い応答の定数 β は、0.37 から 0.50 の間の値であった。Test-1 および Test-2 の両実験において、②より④の方が、両定数共に大きくなっていることが分かる。

表 4.3 各シーケンスにおける t_s および式 (4.1) の定数 [39]

Test	t_s [s]	$P_{c,f}$ [MPa]	$P_{c,f'}$ [MPa]	$P_{c,in}$ [MPa]	α [1/s]	β [1/s]	r [-]
1-②	0.90	0.415	0.293	0.143	5.451	0.394	0.997
1-④	0.70	0.423	0.311	0.158	6.065	0.499	0.993
2-②	1.00	0.414	0.303	0.151	4.334	0.372	0.997
2-④	0.65	0.426	0.318	0.168	5.694	0.393	0.996

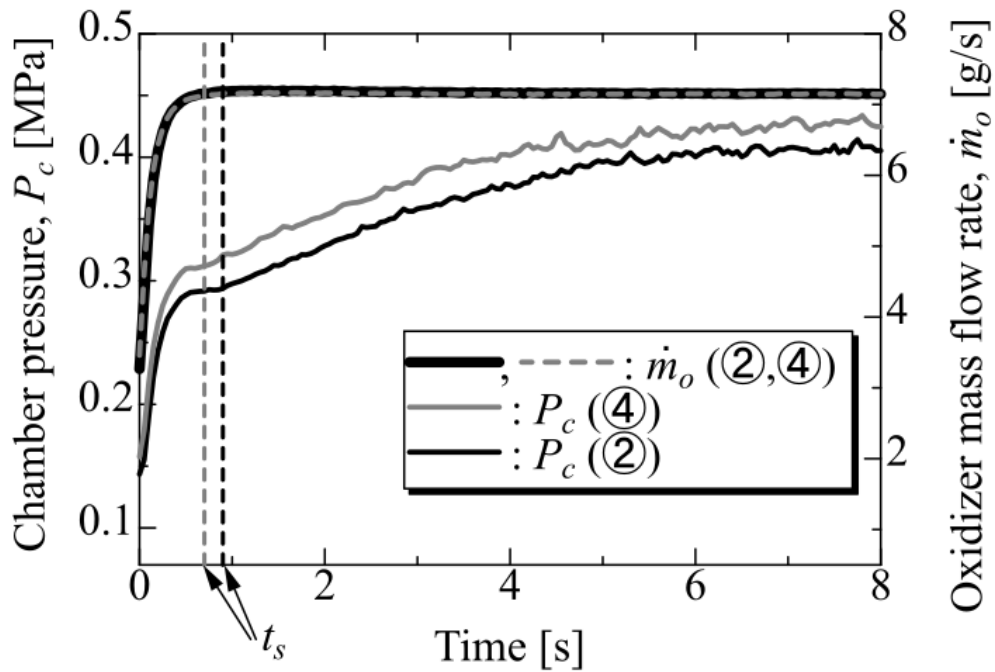


図 4.6 Test-1 の②および④における酸化剤流量および P_c 履歴 [39]
(タイムシーケンス②および④における，酸化剤流量増加時をそれぞれ 0 秒とした)

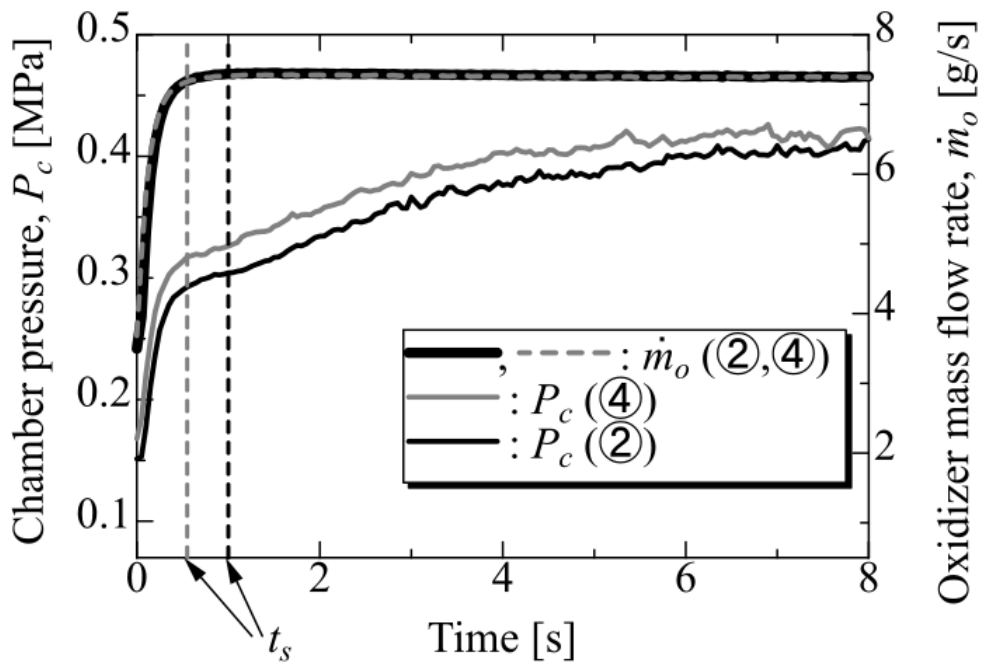


図 4.7 Test-2 の②および④における酸化剤流量および P_c 履歴 [39]
(タイムシーケンス②および④における，酸化剤流量増加時をそれぞれ 0 秒とした)

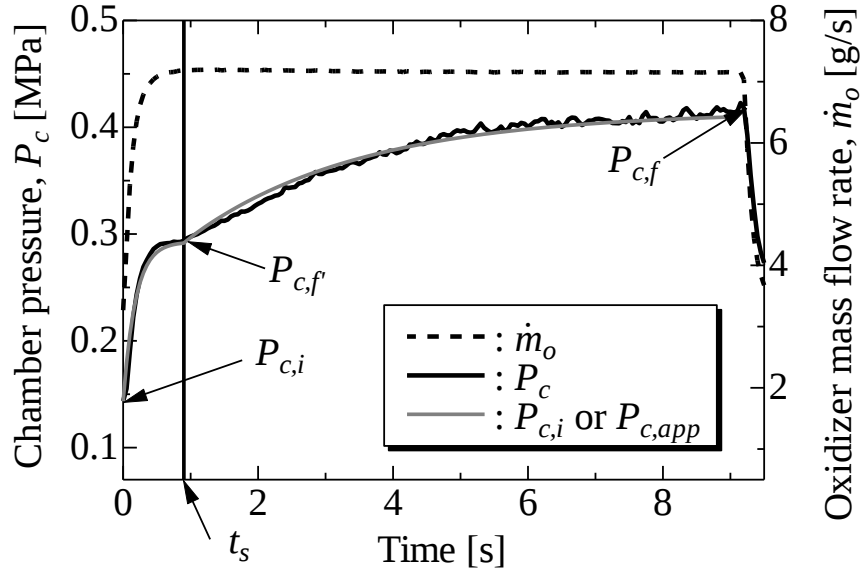


図 4.8 Test-1-① の $\dot{m}_o$, P_c , および $P_{c,app}$ の履歴 [39]

Karabeyoglu は、従来型ハイブリッドロケット燃焼モデルを用いて推力制御時における非定常時間を評価した [77]. それによると、様々な非定常時間の中でもっとも遅いものは固体燃料内の熱的時間遅れ (Thermal lag for solid fuel) τ_{tl} [s]であり、次式で表される.

$$\tau_{tl} = \kappa / \dot{r}^2 \quad (4.2)$$

ここで、 κ は拡散係数 ($= 0.11 \text{ mm}^2/\text{s}$) である. また、従来型ハイブリッドロケットの熱的時間遅れは、0.1 秒から 1 秒程度であることも示している. したがって、端面燃焼式ハイブリッドロケットの 5 秒以上の燃焼室非定常時間は熱的時間遅れでは説明できないことが分かる. ここで、表 4.3 に示す t_s に注目する. t_s は 1 秒以下の時間であり、熱的時間遅れの範囲内となった. 前述のとおり、Test-1 および Test-2 において、 t_s はタイムシーケンス②より④の方が短かったが、その理由については未だ有力な仮説が見出されていない. t_s が熱的時間遅れの時定数の範囲内であることから、早い応答は熱的時間遅れであることが考えられる. t_s 後の一次遅れの立ち上がりはその時定数が従来型ハイブリッドロケットの現象では説明できないことより、端面燃焼式ハイブリッドロケット特有の現象であると考えられる. 燃焼中に酸化剤流量を増加させたとき、燃焼室圧力の増加が遅れることによって、燃料前後での圧力差が増加する. 燃料間の圧力損失の増加は、ポート内酸化剤流速の急激な増加を引き起こす. 図 4.9 は、考えられる酸化剤供給前 (Case A) および酸化剤供給直後 (Case B) の消炎距離の模式図を示す. 酸化剤供給の急激な増加によるポート内酸化剤流速の増加

は、図 4.9 (Case B) に示すとおり、消炎距離 x^* を増加させる。前述のとおり、消炎距離の増加は火炎から固体燃料への熱流入量の低下を招き、燃料後退速度の低下を招くため、燃烧室圧力が立ち上がりにくくなる。図 4.9 に示す消炎距離が Case B から Case A に移行するまでの時間が、観測された燃烧室圧力非定常時間であると考えられる。その仮説を解明するためには、可視化燃烧器を用いて燃烧火炎の挙動等を明らかにする必要がある。また、図 4.4 および図 4.5 に示すとおり、低酸化剤流量レベルでは燃烧室圧力が減少傾向であることが分かる。両図におけるシーケンス①の燃烧室圧力履歴は、燃料と酸化剤の燃烧に加えて点火装置であるスポンジ（スコッチ・ブライト不織布表面処理剤 / 3M）と線香（毎日香）の燃烧が影響していると考えられる。燃烧時間と共に点火装置が燃烧し消費することで、燃烧室圧力が減少していると考えられる。シーケンス③の燃烧室圧力履歴は、図 4.9 に示す現象と逆の現象が起きていることによって、減少していると考えられる。図 4.4 および図 4.5 に示すとおり、酸化剤流量の急激な減少はポート内酸化剤流速の減少を引き起こす。ポート内酸化剤流速の減少は、酸化剤とガス化燃料の滞留に必要な時間が短くなることで、消炎距離 x^* を減少させる。消炎距離の減少は火炎から固体燃料への熱流入量の増加を招き、燃料後退速度の増加を招くため、燃烧室圧力が減少しにくい。これが、図 4.4 および図 4.5 のシーケンス③で観測されている、燃烧室圧力の減少傾向の原因であると考えられる。したがって、シーケンス③の酸化剤流量で燃烧を続けた場合、燃烧室圧力の減少は収まり、端面燃烧で進むことでおおよそその一定値を示すと考えられる。

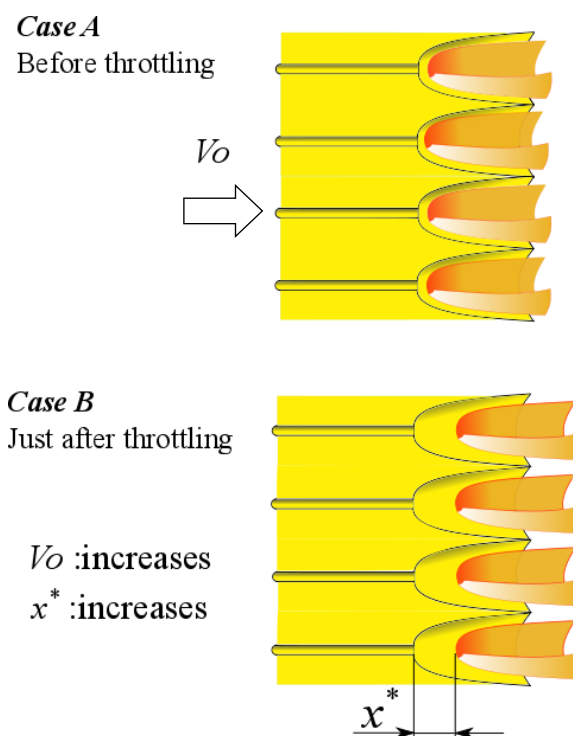


図 4.9 予想される酸化剤供給前 (Case A) および酸化剤供給直後 (Case B) の消炎距離の模式図 [39]

4.2.4 ヒステリシス特性

図 4.6 および図 4.7 に示すとおり、Test-1 および Test-2 において、タイムシーケンス②および④では同量の酸化剤流量であるのに対し、燃焼室圧力はタイムシーケンス④（両図において灰色線）の方が、タイムシーケンス②（両図において黒線）より高いことが分かる。図 4.10 および図 4.11 は、Test-1 および Test-2 の各時間での供給酸化剤流量と燃焼室圧力の関係を示す。端面燃焼式ハイブリッドロケットは燃焼中に燃焼面積が変化しないため、両者の関係は推力制御中も一意に決まることが見込まれる。しかしながら、図 4.10 および図 4.11 に示すとおり、燃焼室圧力は酸化剤供給量の変化に対してヒステリシス特性を有した。また、タイムシーケンス②および④において、同じ供給酸化剤流量に対して燃焼室圧力は、④の方が②より高くなった。燃焼室圧力 P_c は、

$$P_c = \eta_{c*} c_{th}^* (\dot{m}_o + a V_f A_f \rho_f) / A_t \quad (4.3)$$

と表すことができる。式 (4.3) において可変値として考えられるものは、燃料後退速度 V_f および特性排気速度効率 η_{c*} である。推力制御中に燃料後退速度もしくは特性排気速度効率がヒステリシス特性を持つことで、タイムシーケンス④において燃料後退速度が②より増加し、燃焼室圧力が増加したと考えられる。このヒステリシス特性についても、その理由については未だ有力な仮説が見出されていない。今後、端面燃焼式ハイブリッドロケットのヒステリシス特性を解明するために、様々な条件での推力制御実験をもとに調査する必要がある。

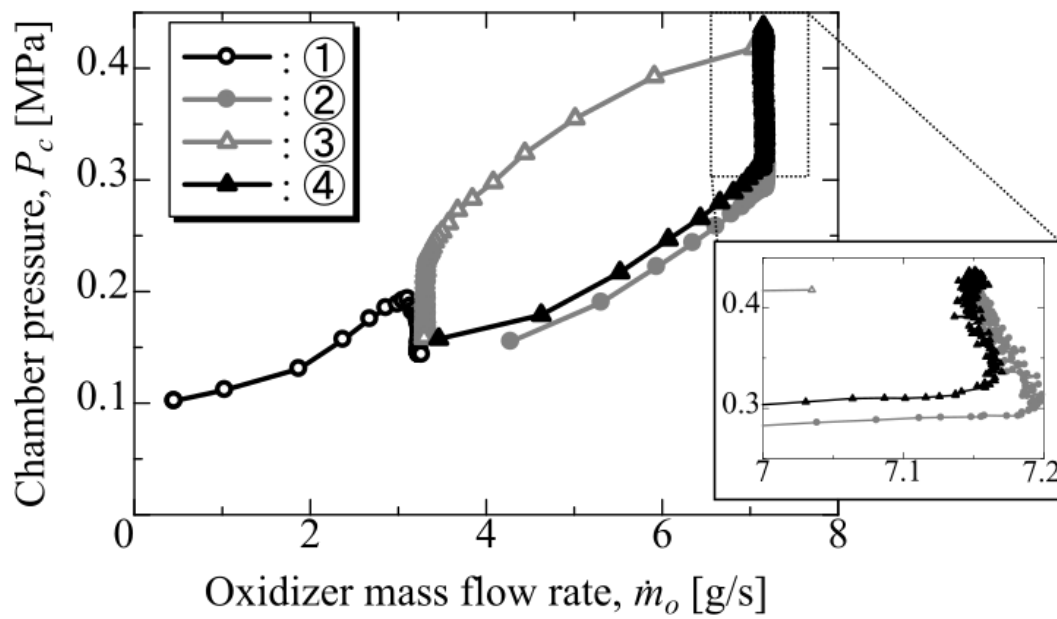


図 4.10 Test-1 の各時間における供給酸化剤流量に対する燃焼室圧力 [39]

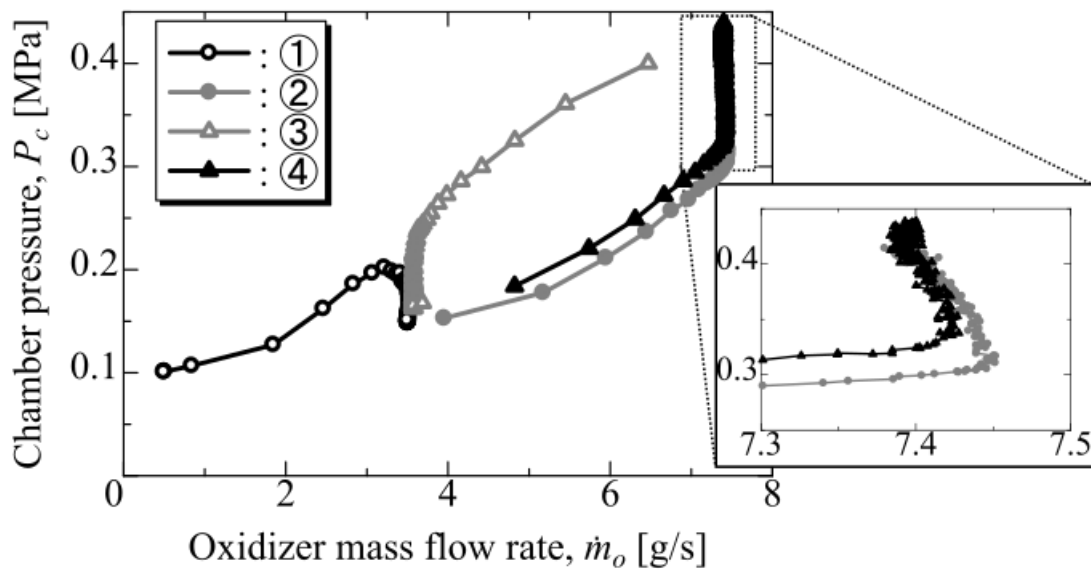


図 4.11 Test-2 の各時間における供給酸化剤流量に対する燃焼室圧力 [39]

4.3 推力制御時の応答特性（燃焼室圧力非定常時間）[76]

本節では、前節で報告された燃焼室圧力非定常時間について注目して述べる。前節では、酸化剤供給の急激な増加によるポート内酸化剤流速の増加は、図 4.9 (Case B) に示すとおり、消炎距離 x^* を増加させる。消炎距離の増加は火炎から固体燃料への熱流入量の低下を招き、燃料後退速度の低下を招くため、燃焼室圧力が立ち上がりにくくなる。図 4.9 に示す消炎距離が Case B から Case A に移行するまでの時間が、観測された燃焼室圧力非定常時間であると考えられるとし、仮説を立てた。そこで、本節では、燃焼実験を改めて行い、燃焼室圧力非定常時間の原因解明を目指し、推力制御中の燃焼機構について考察する。

4.3.1 実験手法

実験手法およびデータ解析は、2.3 節と同様であるため省略する。ノズルスロート径は 6.2 mm のものを使用した。本実験は、時系列的には 2.3 節の実験の後であり、図 2.31 と同様の燃焼器を用いている。

表 4.4 は、本実験での燃焼時間と推力制御方法を示す。本研究では 4 回の燃焼実験を対象としており、4.2 と同様ストップバルブの開閉制御による推力制御および一つのニードルバルブの上にマイクロサーボモータを取り付け、そのモータの開度を制御して推力制御した。そのため、急激な推力制御から緩やかな推力制御の幅広いレンジでの燃焼実験を可能にした。

表 4.4 燃焼時間と推力制御方法 [76]

Test	Firing duration [s]	Throttling method	Throttling operation
1	30	Valves	Turn-up, keep
2	30	Valves	Turn-up, keep, Turn-up, keep
3	30	Motor	Turn-up, keep, Turn-down
4	41	Motor	Turn-up, keep

4.3.2 実験結果

表 4.5 は、燃料間に生じる圧力損失より算出したポート精度評価結果を示す。設計した燃料充填率 α は 0.973 であるのに対し、おおよそ設計値付近の精度での燃料を用いて燃焼実験を行うことができた。図 4.12, 図 4.13, および図 4.14 は、Test-1 および Test-2, Test-3, および Test-4 の酸化剤流量および燃焼室圧履歴をそれぞれ示す。Test-1 および Test-2 では、バルブの開閉制御による推力制御であり、酸化剤流量が急激に立ち上がっていることが分かる。Test-3 および Test-4 ではモータによる推力制御を行ったため、比較的緩やかに推力制御を行うことができた。なお、Test-3 では 2 回目のサイクル時にヒステリシス特性を観測した（図 4.15）。そのため、これ以降では 1 回目のサイクルまでの値を用いる。

表 4.5 燃料精度 [76]

Test	ΔP [MPa]	Re [-]	a [-]	$\pm B_a$ [-]
1	0.0418	2224	0.970	0.002
2	0.0430	2212	0.971	0.001
3	0.0458	2106	0.973	0.001
4	0.0453	2112	0.973	0.001

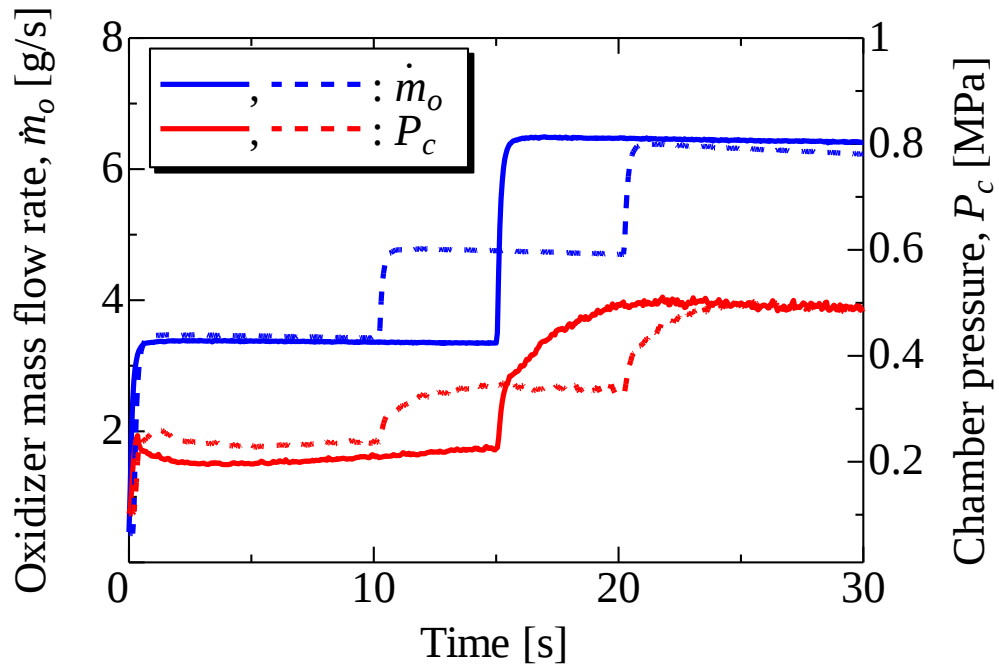


図 4.12 Test-1 および Test-2 の酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 [76]

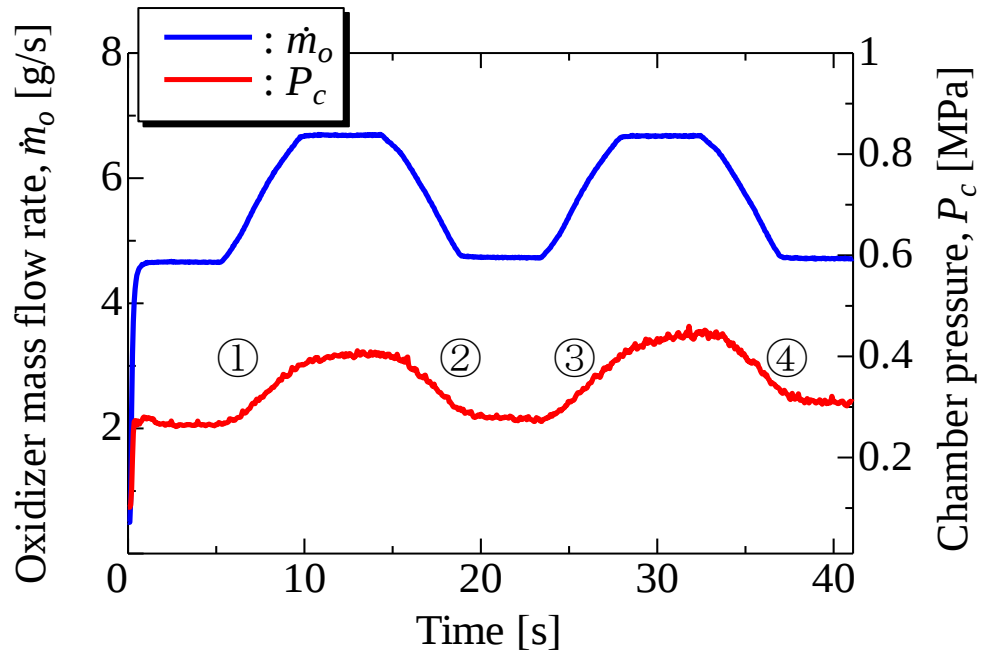


図 4.13 Test-3 の酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 [76]

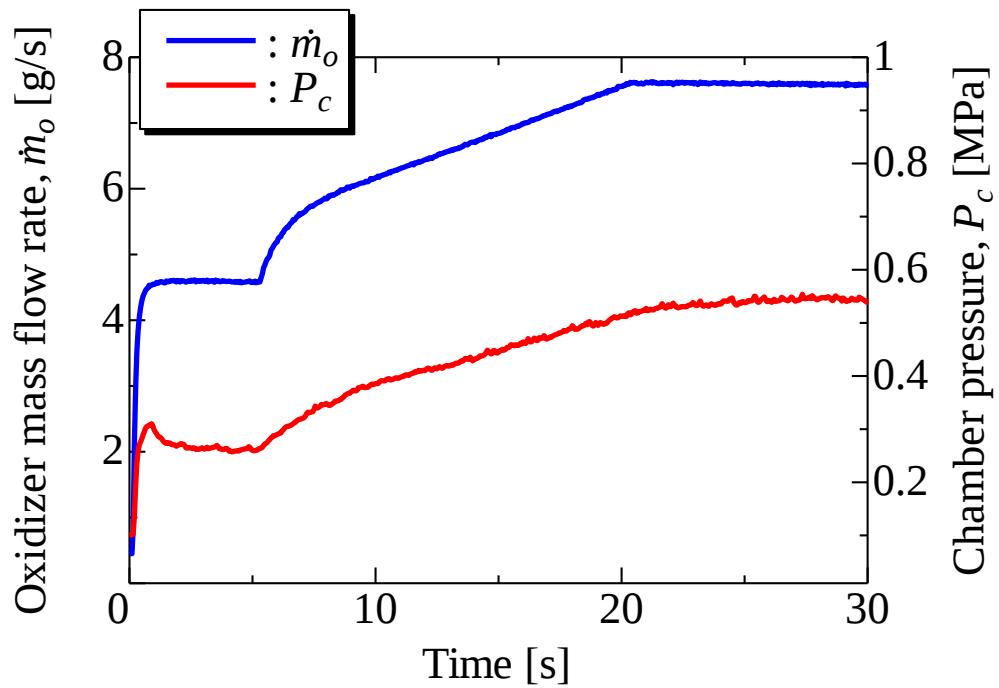


図 4.14 Test-4 の酸化剤流量および燃焼室圧力履歴 [76]

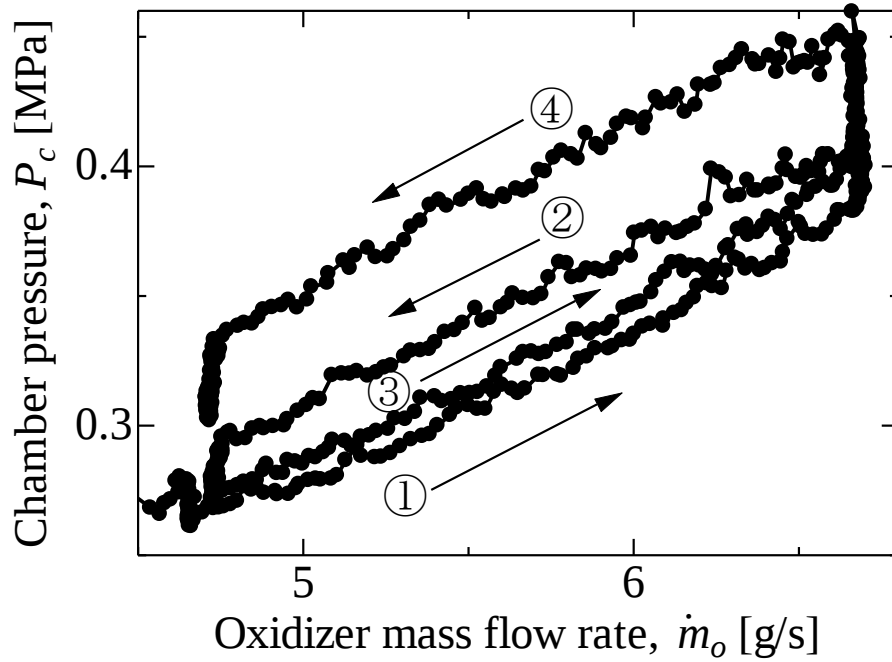


図 4.15 Test-3 における燃焼室圧力のヒステリシス特性 [76]

4.3.3 燃焼室圧力非定常時間の定義

図 4.16 は、Test-1 における酸化剤流量 $\dot{m}_o$ および 燃焼室圧力と酸化剤流量の比である $P_c/\dot{m}_o$ 履歴を示す．端面燃焼式ハイブリッドロケットは燃焼面積が常に一定であることから， $P_c/\dot{m}_o$ は，入力値である酸化剤流量に対する出力値である燃焼室圧力の関係を表す．そこで，本研究では燃焼室圧力応答時間を評価する指標として用いた．本研究における燃焼室圧力非定常時間 τ は，供給酸化剤流量が定常になってから $P_c/\dot{m}_o$ が定常になるまでの時間とした．ここで，燃焼室圧力応答時間の開始を，酸化剤流量を変化させた時間ではなく酸化剤流量の変化率が 0 としたのは，モータを用いて連続的に供給酸化剤流量を変化させたときも評価できるようにするためである．図 4.17 は，燃焼室圧力非定常時間の定義を詳細に説明する．次に，定常に達したと判断するタイミングについて説明する．酸化剤を一定供給しているシーケンスが終了するまでの 3 秒間の $P_c/\dot{m}_o$ および酸化剤流量 $\dot{m}_o$ の平均値を定常状態として，その平均値に $P_c/\dot{m}_o$ および $\dot{m}_o$ の履歴が達した時刻を，それぞれが定常に達したと判断した．

図 4.17 は，燃焼室圧力非定常時間の誤差 B_τ についても示している．ここで， B_τ は， $P_c/\dot{m}_o$

の誤差を用いて定義した． $P_c/\dot{m}_o$ の誤差は

$$B_{P_c/\dot{m}_o} = \sqrt{\left(\frac{\partial P_c/\dot{m}_o}{\partial P_c} B_{P_c}\right)^2 + \left(\frac{\partial P_c/\dot{m}_o}{\partial \dot{m}_o} B_{\dot{m}_o}\right)^2} \quad (4.4)$$

より，式 (4.4) を展開すると，

$$B_{P_c/\dot{m}_o} = \sqrt{\left(\frac{B_{P_c}}{\dot{m}_o}\right)^2 + \left(-\frac{P_c B_{\dot{m}_o}}{\dot{m}_o^2}\right)^2} \quad (4.5)$$

となる．この， $P_c/\dot{m}_o - B_{P_c/\dot{m}_o}$ の定常値が $P_c/\dot{m}_o$ に達したときを燃焼室圧力非定常時間の誤差 B_τ とした．

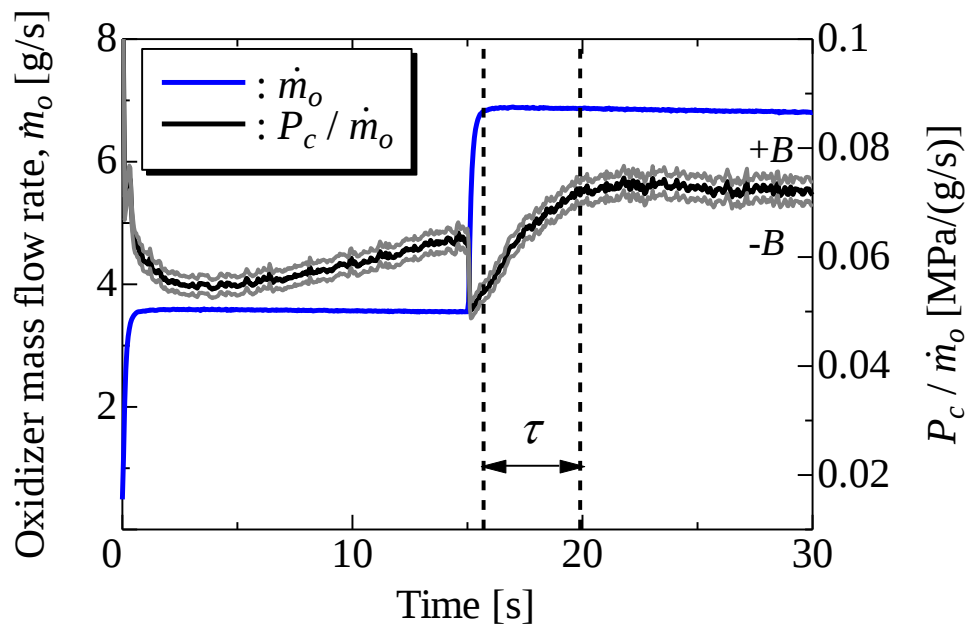


図 4.16 Test-1 における $\dot{m}_o$ および $P_c/\dot{m}_o$ 履歴 [76]

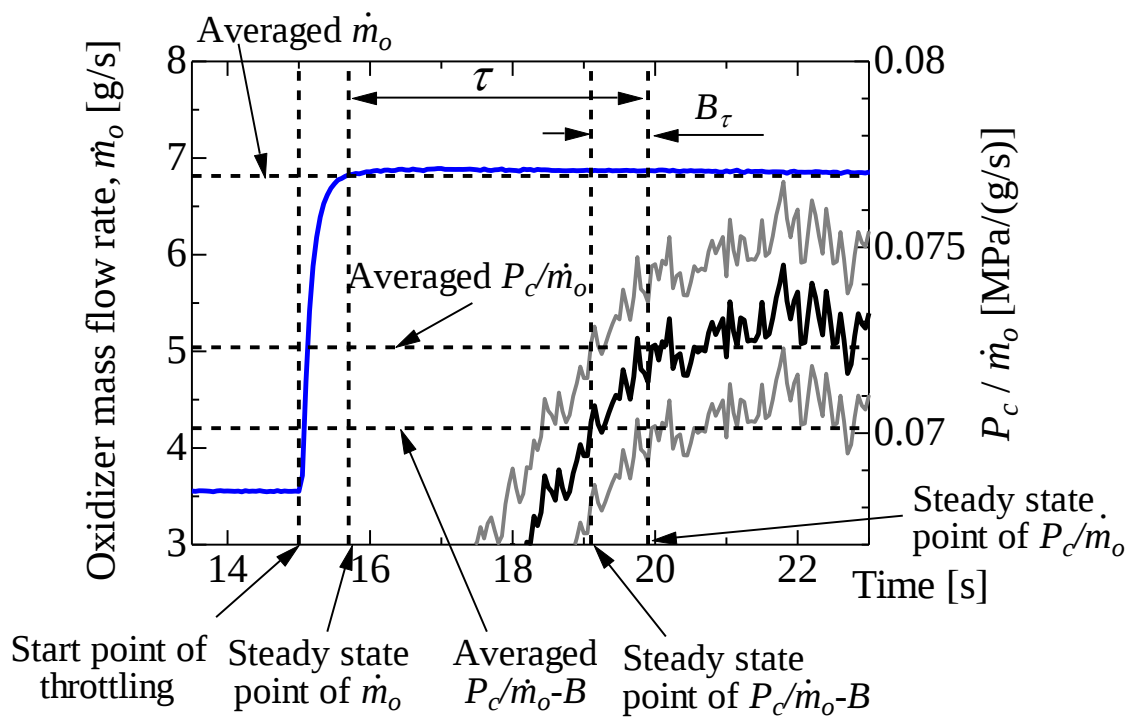


図 4.17 燃焼室圧力非定常時間の定義 [76]

4.3.4 燃焼室圧力非定常時間と供給酸化剤流量の変化率

図 4.12, 図 4.13, および図 4.14 から明らかなように, バルブによる推力制御の方が, モータで制御した時より燃焼室圧力非定常時間が長いことが分かる. そこで, 図 4.18 に供給酸化剤流量の変化率 $\ddot{m}_o$ [(g/s)/s] と燃焼室圧力非定常時間 τ [s] の関係をまとめる. ここで, 酸化剤流量の変化率 $\ddot{m}_o$ は, Test-1 および Test-2 では酸化剤流量が増加したときから酸化剤流量の変化率が 0 になるまでの, 酸化剤流量の変化率である. Test-3 および Test-4 では, 線形に増加している酸化剤流量の変化率を, 酸化剤流量の変化率とした. 図 4.18 に示すとおり, 燃焼室圧力応答時間 τ と酸化剤流量の変化率 $\ddot{m}_o$ が正の比例関係であることが分かる. なお, 緩やかに酸化剤流量を増加させた Test-4 は, この傾向とは異なり, 燃焼室圧力非定常時間が長くなっていることが分かる. 緩やかに酸化剤流量の増加させていたため, 実験系の誤差に埋もれており, 傾向としても誤差範囲に入っているため, 特に議論は行わない.

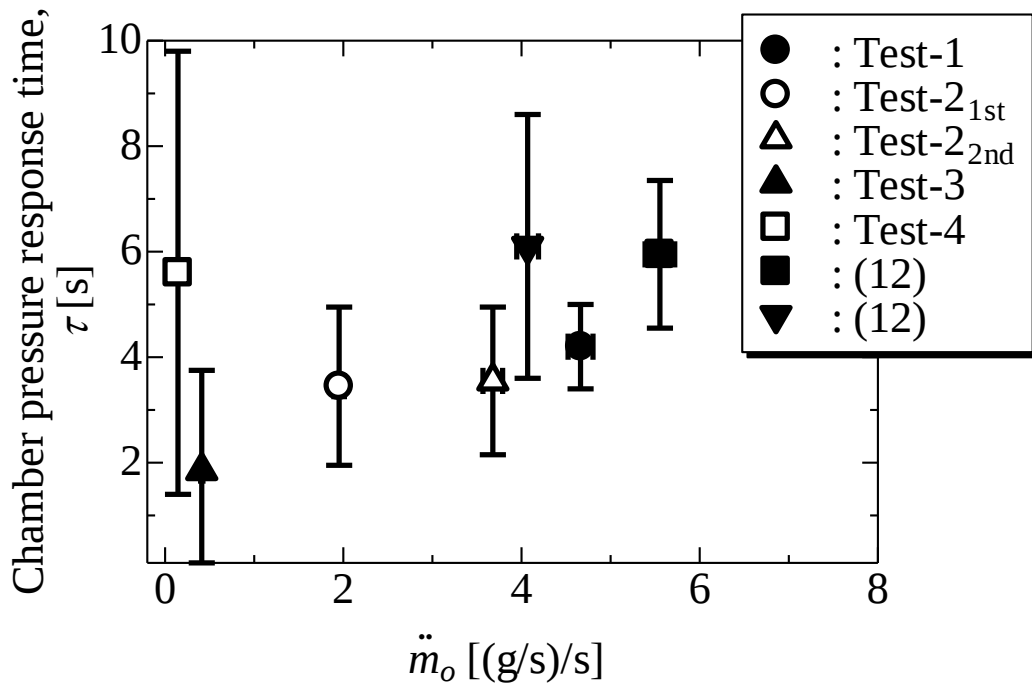


図 4.18 供給酸化剤流量の変化率と燃焼室圧力非定常時間の関係 [76]

4.3.5 燃焼室圧力非定常時間とポート内酸化剤流速の変化量

4.2.3 項では、図 4.9 を用いて燃焼室圧力非定常時間が発生しうるメカニズムについて説明した。この消炎距離に関する仮説が正しいとすると、燃焼室圧力非定常時間はポート内酸化剤流速に最も影響を受けるはずである。そこで、ポート内酸化剤流速と燃焼室圧力非定常時間の関係について調査する。

図 4.19 は、Test-1 のポート内酸化剤流速履歴を示す。連続の式を用いて求まるポート内酸化剤流速は、急激な推力制御によって、急激に変化していることが分かる。本研究では、ポート内酸化剤流速の変化量を燃焼室圧力非定常時間内の変化量と定義し、Test-1 では 10.49 m/s となった。図 4.20 は、ポート内酸化剤流速の変化量と燃焼室圧力非定常時間の関係をまとめる。図 4.18 と同様、ポート内酸化剤流速の変化量と燃焼室圧力非定常時間には正の相関があることが分かる。これは、図 4.9 を用いて説明しているとおり、酸化剤供給の急激な増加によるポート内酸化剤流速の増加は、消炎距離 x^* を増加させ、消炎距離の増加は火炎から固体燃料への熱流入量の低下を招き、燃料後退速度の低下を招くため、燃焼室圧力が立ち上がりにくくなるという仮説を支持する結果となった。

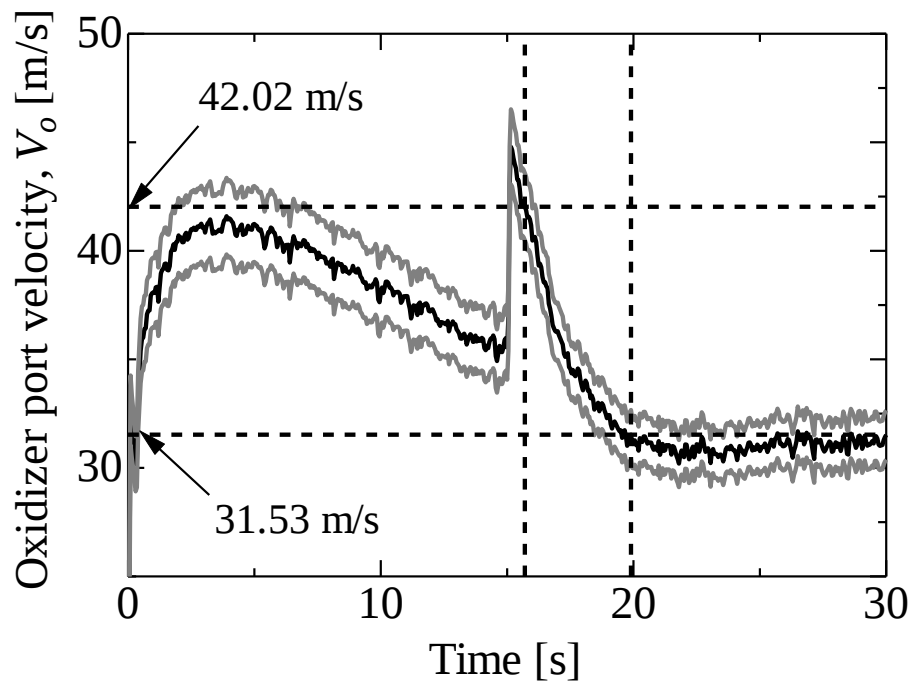


図 4.19 Test-1 のポート内酸化剤流速履歴 [76]

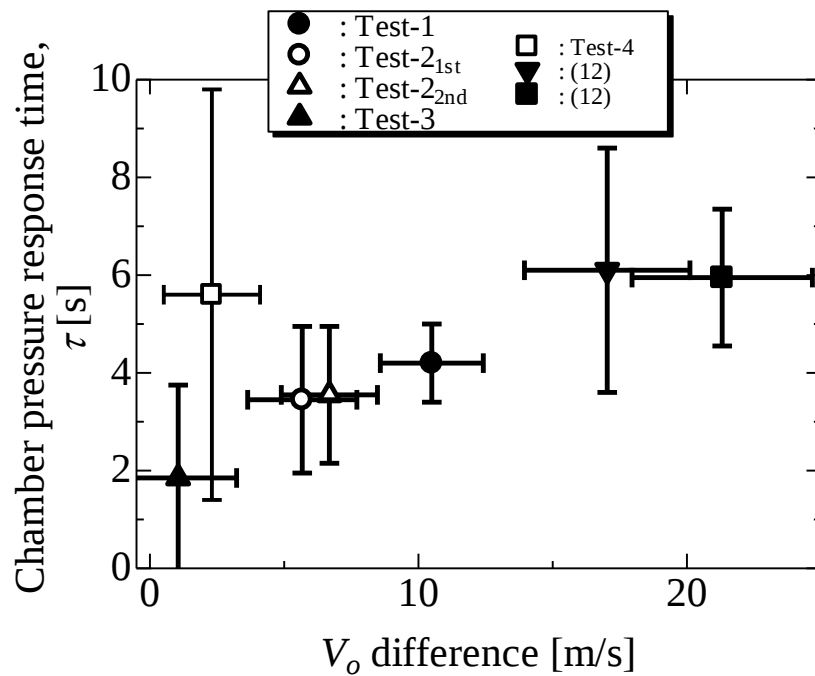


図 4.20 ポート内酸化剤流速の変化量と燃焼室圧力非定常時間の関係 [76]

4.3.6 燃焼室圧力非定常時間の簡易計算モデル

図 4.9 を用いて説明している燃焼室圧力非定常時間の仮説は以下のとおりである：

「酸化剤供給の急激な増加によるポート内酸化剤流速の増加は、消炎距離 x^* を増加させる。その消炎距離の増加は火炎から固体燃料への熱流入量の低下を招くため、燃料後退速度の低下し、燃焼室圧力が立ち上がりにくくなる。」

というものである。この仮説が正しければ、ポート内酸化剤流速の急激な増加および燃料後退速度の立ち上がりの悪さが燃焼室圧力非定常時間の主な原因となる。したがって、各時間ステップでのポート内酸化剤流速および燃料後退速度の変化が分かればこの燃焼室圧力非定常時間を予測することが可能である。そこで、本項では燃焼室圧力非定常時間の簡易計算モデルを構築し、燃焼室圧力非定常時間の解析的な解明を行った。

4.3.6.1 計算手法

酸化剤供給の急激な増加によるポート内酸化剤流速の増加は、燃焼器内の質量保存則および燃焼室内を燃焼ガスで満たすための非定常時間 τ_r [-] に起因する。ここで、非定常時間 τ_r は

$$\tau_r = \frac{V_c c^*}{A_t R_g T_g} \quad (4.6)$$

と表される [58]。推力制御時の消炎距離の増加は数値的に評価できていないが、ポート内酸化剤流速と燃料後退速度の関係式は、実験的に取得済みである。この計算では、ポート径の効果を組み込むことはできないが、ポート径が 0.3 mm の場合、酸化剤流速が燃料後退速度に与える影響は小さいことが分かっている。そのため、本計算ではよりポート内酸化剤流速の影響を持たせるために、式 (1.24) をもとに燃料後退速度を算出し、圧力指数は 1 とする。

図 4.21 は、本計算のフローチャートを示す。計算で使用した定数を表 4.6 にまとめる。推力制御前の酸化剤流量および燃焼室圧力は、2.02 g/s および 0.17 MPa として、そこから供給酸化剤流量を増加して、燃焼室圧力が定常に達するまでの時間および燃焼室圧力非定常時間を計算によって求める。

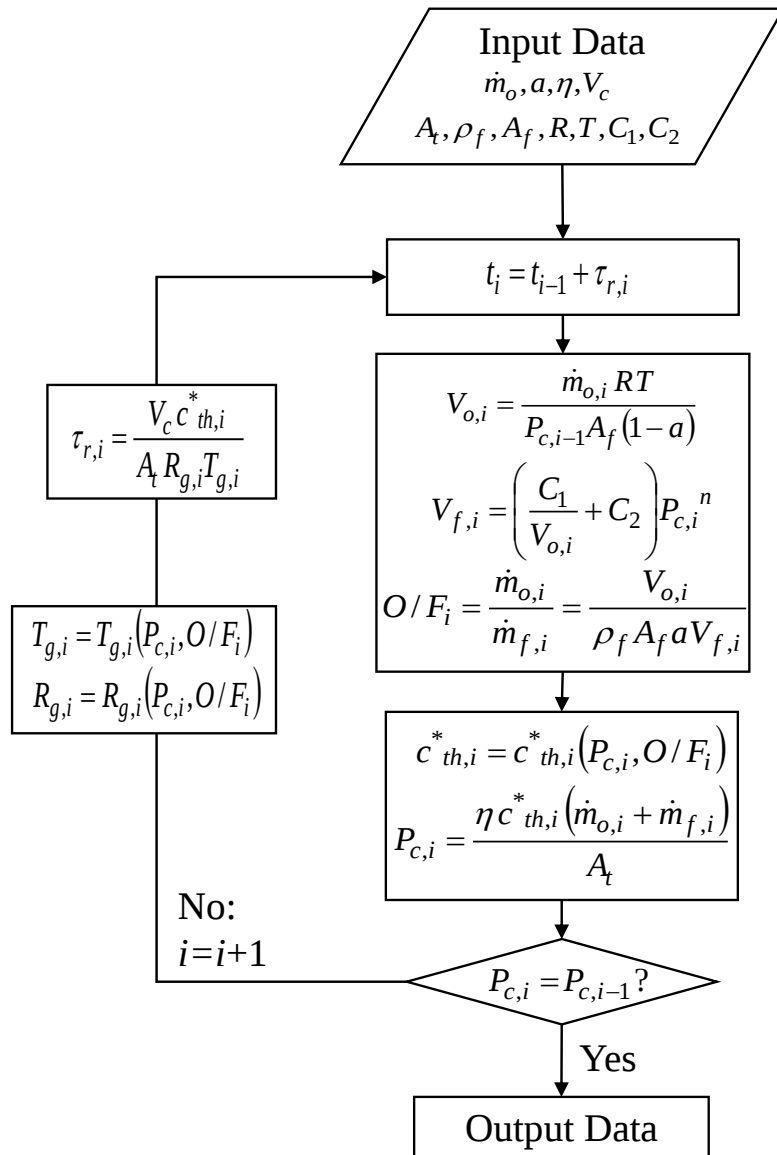


図 4.21 燃焼室圧力非定常時間計算フローチャート [76]

表 4.6 計算に用いた定数 [76]

Initial oxidizer mass flow rate	g/s	2.02
Initial chamber pressure	MPa	0.17
Initial oxidizer port velocity	m/s	30
Initial fuel area fraction	-	0.975
Maximum chamber volume	m ³	111.4 × 10 ⁻⁶
Fuel density	kg/m ³	1191
Efficiency of c [*]	-	1.0
Chamber pressure exponent value	-	1.0

4.3.6.2 計算結果

図 4.22 は、推力制御した直後を 0 秒としたときの計算によって求めた、 P_c 、 V_o 、および O/F 履歴を示す。このときの推力制御後の酸化剤流量は 4.12 g/s である。酸化剤流量が急激に増加したことによって、ポート内酸化剤流速が急激に増加している一方で燃焼室圧力は緩やかに立ち上がっており、定性的に実験結果と一致する計算結果となった。しかしながら、燃焼室圧力非定常時間は非常に短い結果となった。

図 4.23 は、計算によって求めた燃焼室圧力非定常時間と推力制御後の酸化剤流量の関係を示す。供給酸化剤流量が増加することによって燃焼室圧力非定常時間も増加しており、燃焼実験結果と定性的な一致を示したが、定量的には一致しなかった。したがって、燃焼室圧力非定常時間は、燃焼室内の非定常時間では説明できない原因によると考えられる。

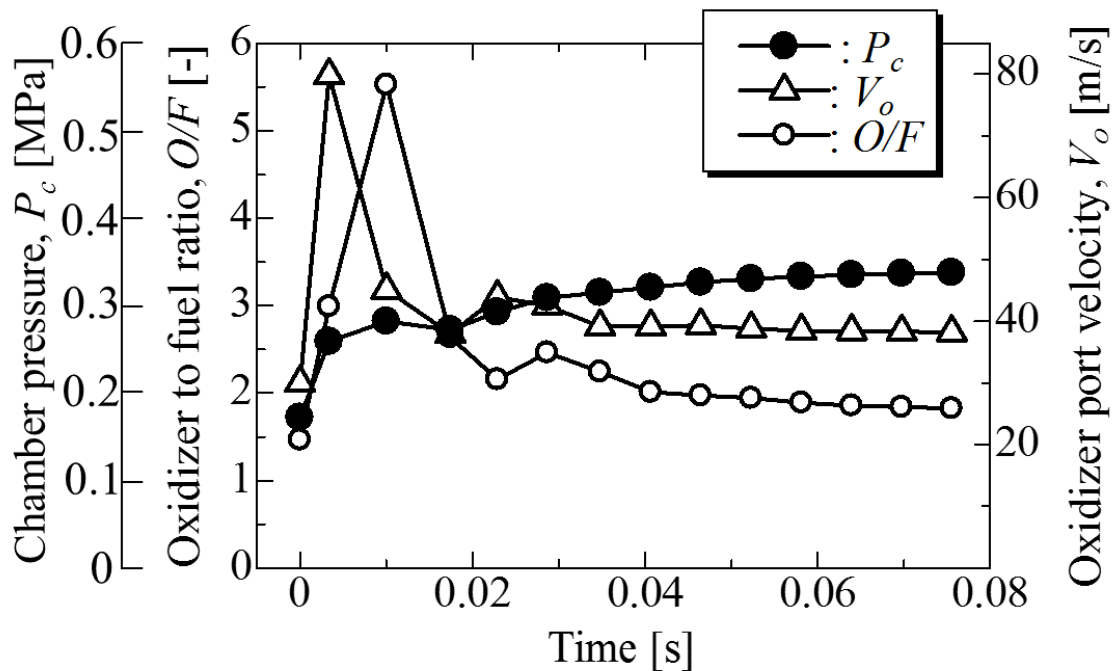


図 4.22 計算によって求めた、 P_c 、 V_o 、および O/F 履歴 [76]
(throttled oxidizer mass flow rate: 4.12 g/s).

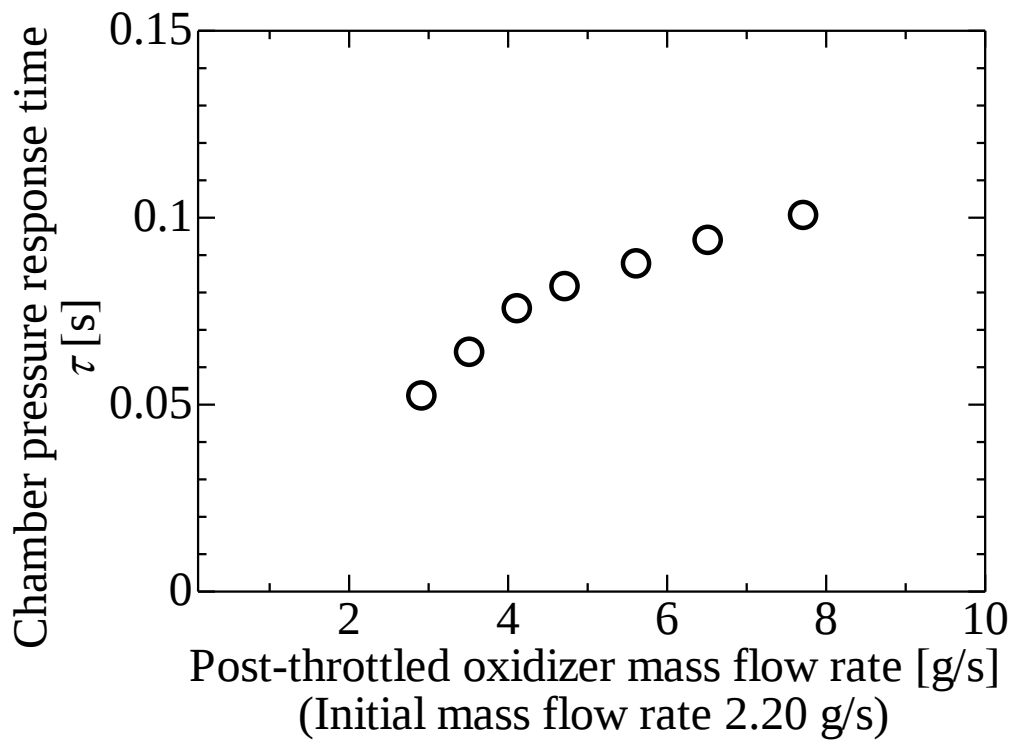


図 4.23 計算によって求めた燃焼室圧力非定常時間と推力制御後の酸化剤流量 [76]

5 端面燃焼式ハイブリッドロケットの可視化燃焼器による燃焼挙動の解明

5.1 本章の目的

今まではロケット燃焼器内での燃焼実験をもとに燃焼機構について考察してきたが、直接観測による燃焼機構の解明は行われてきていなかった。そこで本章では、拡散火炎を個別に目視することができる可視化実験装置を用いて、端面燃焼移行時間について考察することを目的に研究を進めた。

5.2 実験方法

5.2.1 実験装置

図 5.1 は、可視化実験の装置概要を示す。基本的には大型燃料での燃焼実験の供給系を用いており、燃焼器および燃焼器周りの配管が異なる。酸化剤には気体酸素を用いており、2つのボンベを、逆止弁を介して並列にして、配管に酸化剤を供給している。大型燃料同様、4つの供給ラインおよびオリフィス板を介して燃焼器に酸化剤が供給される。窒素は燃焼終了を促進するためのパージ、および観察窓を保護するために燃焼中にも供給される。酸化剤と同様に、供給される窒素流量もオリフィス板および圧力計を用いて計測されている。燃焼中の様子は、デジタルビデオカメラによって観察される。

図 5.2 は、燃焼前の可視化燃焼器の上断面図を示す。燃料（詳細は 5.2.2）および観察窓には PMMA を用いている。供給される酸化剤の流れを一樣にするために、燃料上端部にはスポンジが入っており、燃焼実験中の様子からも各ポートのポート内酸化剤流速は一樣であることが確認されている。燃料後端部にもスポンジが接着剤によって装着され、各ポートへの同時着火を促進している。観察窓と燃料の間には燃焼火炎から観察窓を保護するために窒素が供給される空間があり、上下 4 方向から事前にニードルバルブによって調整された窒素が供給される。ノズルスロート径 11 mm のグラファイト音速ノズルが出口に挿入され、そこから燃焼ガスおよび窒素が排出される。

点火方法は、大型燃料の燃焼実験と同様であり、少量の酸素供給中にニクロム線で点火した線香の燃え残りを火炎を用いて、スポンジまで火種を供給した。

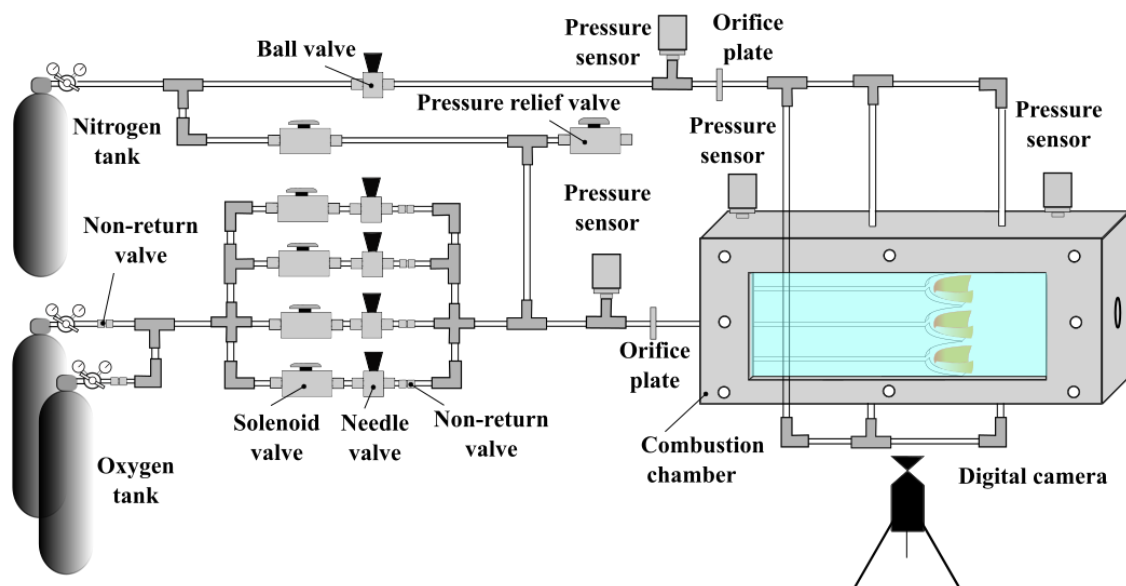


図 5.1 可視化実験の装置図

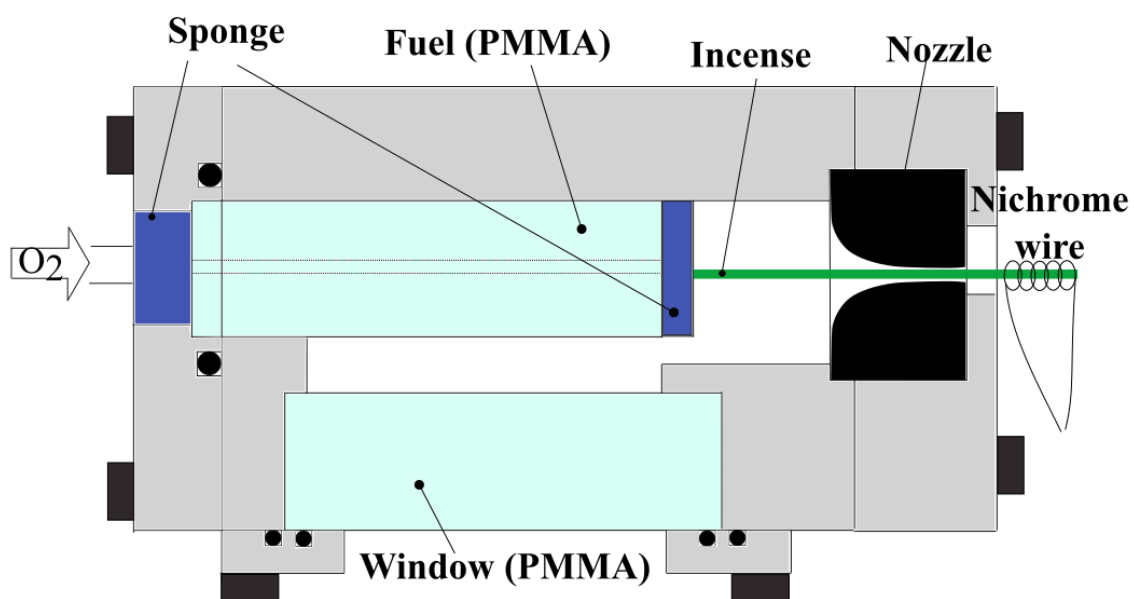


図 5.2 燃焼前の可視化燃焼器の上断面図

5.2.2 燃料

図 5.3 は、可視化燃料の詳細寸法を示す。火炎の様子を観察しやすいように、燃料は矩形であり、その中に 5 つのポートが空いている。ポート径は 7 mm で、各ポートはドリル加工によって製作した。燃料断面積は 720 mm (60 mm × 12 mm) で、燃料充填率は 73% である。したがって、非常に酸素リッチ条件での燃焼実験になるが、本実験目的は燃焼挙動の観察であるため、ロケット性能低下は問題ないとした。

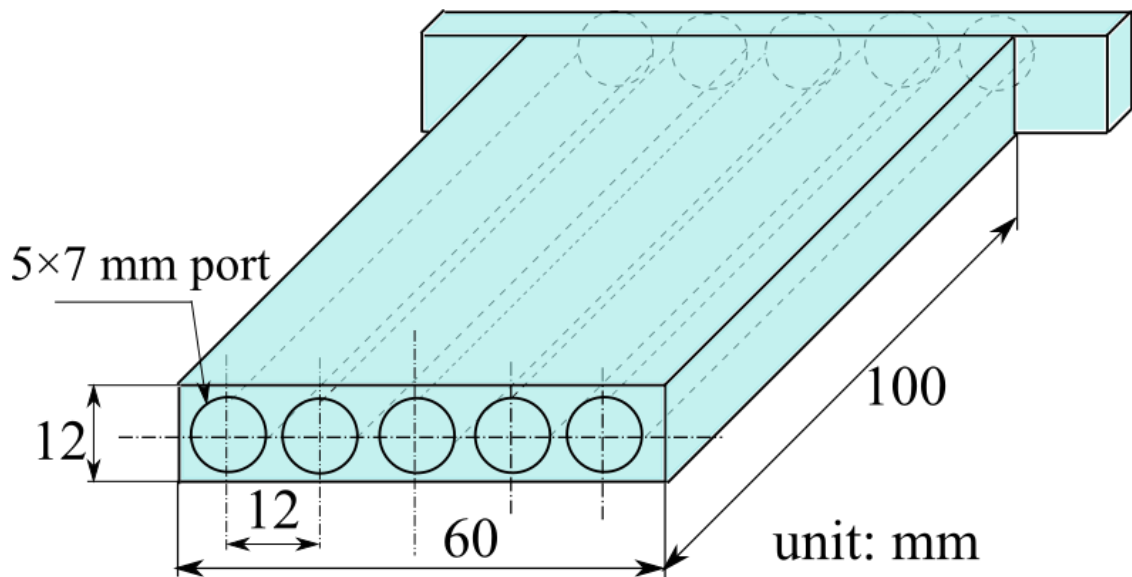


図 5.3 可視化燃料の詳細寸法

5.2.3 燃焼実験方法

燃焼実験における点火および加圧シーケンスを説明する。以下の手順は、すべての実験装置が装着されており、酸素及び窒素用レギュレータの二次圧力がかかっている状態から始まる。なお、ノズルおよび点火装置は装着されている。

- (1) 点火及び加圧時間を設定後、LabVIEW による点火および加圧シーケンスチェックを行う。
- (2) 加圧設定中に、目標酸化剤流量をニードルによって調整する。
- (3) 同様に、小流量および観察窓用窒素流量調整のニードルも調整する。
- (4) 線香をノズル内に挿入する。
- (5) 線香にニクロム線を巻き付ける。
- (6) デジタルビデオカメラおよびデータの集録を開始する。
- (7) 小流量酸素を供給する。
- (8) ニクロム線に電圧をかけ、線香を点火させる。線香は酸素によってよく燃え、ノズル内

に滞りなく燃え広がっていく。

- (9) デジタルビデオカメラから取得される映像より，燃料に着火したら加圧シーケンスを開始する。
- (10) 設定時間終了後，酸素供給終了と同時に窒素によって燃焼室内の燃焼停止を促進および掃気する。
- (11) 燃焼実験を終了する。

図 5.4 および図 5.5 は可視化燃焼実験の点火時 (a) および燃焼中 (b) のノズル出口の様子および加圧直前 (A) および直後 (B) の観察窓からの火炎の様子を示す。

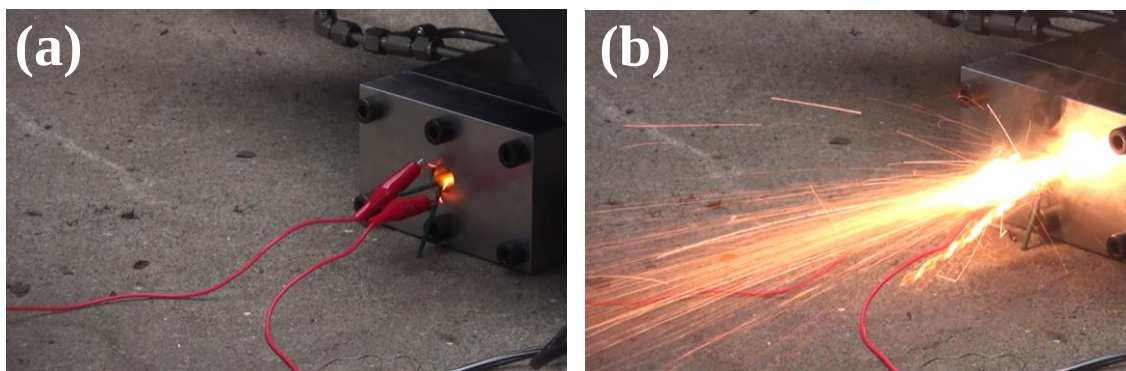


図 5.4 点火時 (a) および燃焼中 (b) のノズル出口の様子

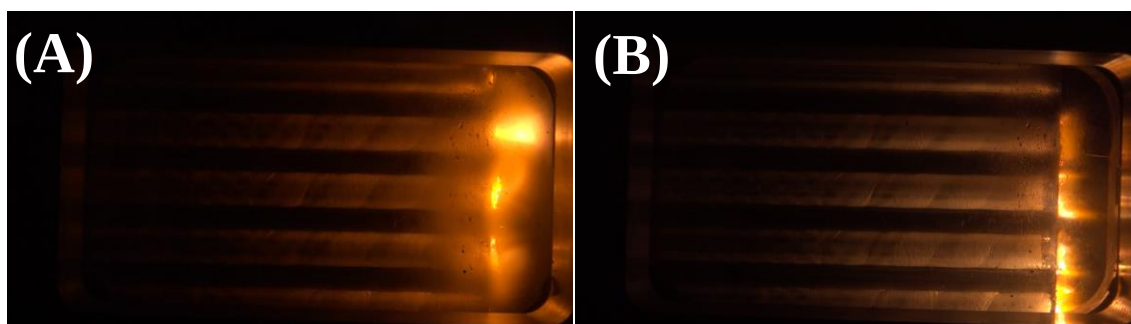


図 5.5 加圧直前 (A) および直後 (B) の観察窓からの火炎の様子

5.3 結果および考察

5.3.1 燃焼実験結果

本章では3回の燃焼実験を対象とした。Test-1 では、一定の酸化剤流量および窒素流量で供給し、Test-2 および Test-3 ではバルブの開閉制御で燃焼室圧力を燃焼中に変化させた。図 5.6 は、Test-1, 2 および 3 における酸化剤流量、燃焼室圧力、ポート内酸化剤流速および窒素流量履歴（左）、および火炎先端位置および燃料後退速度（右）を示し、(a), (b), および (c) は、Test-1, 2, および 3 をそれぞれ示す。酸化剤流量の立ち上がりと比較して、燃焼室圧力が比較的緩やかに立ち上がっていることが分かる。それと同時に、燃料後退速度も徐々に増加していることが分かる。

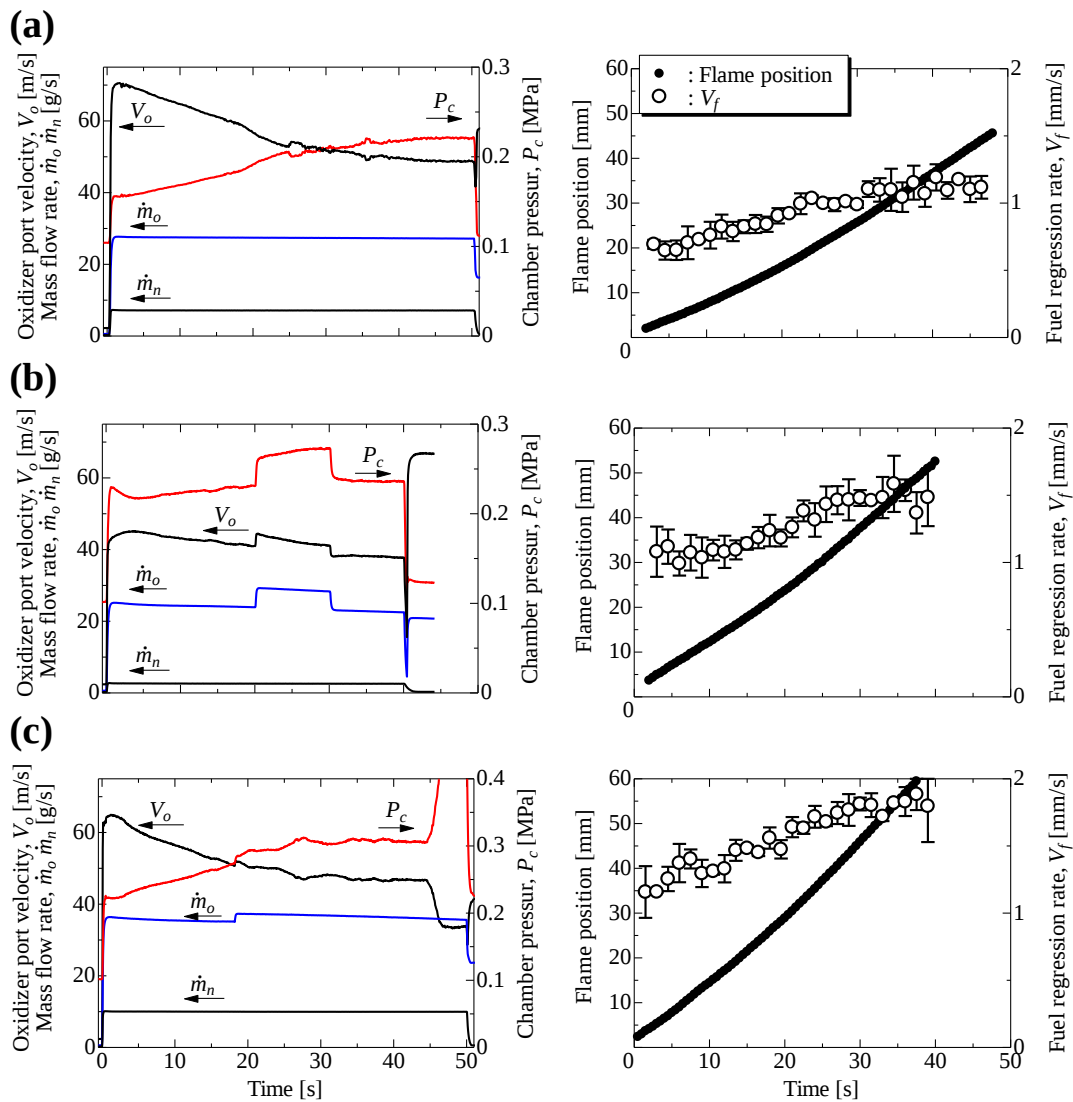


図 5.6 Test-1, 2 および 3 における酸化剤流量、燃焼室圧力、ポート内酸化剤流速および窒素流量履歴（左）、および火炎先端位置および燃料後退速度（右）

((a), (b), および (c) は、Test-1, 2, および 3 をそれぞれ示す)

図 5.7 は、Test-1 における、各燃焼時間における火炎の様子を示す。5つのポートでそれぞれ安定燃焼火炎が形成され、徐々に軸方向に燃料が後退していることが分かる。また、安定燃焼火炎が徐々にポート間隔を埋めるように半径方向に後退していき、端面燃焼へと近づいていることが分かる。図 5.7 の 10 秒および 20 秒において、下 2 つのポートに形成される安定燃焼火炎付近が観察窓の汚れによって見えにくいことが分かる。燃焼実験では観察窓に溶融した燃料が飛び散ることがあり、Test-1 の前に行われた飛び散った溶融燃料が付着し凝固したものと考えられる。後述の燃焼室圧力非定常時間および燃料後退速度では、その他のポートの安定燃焼火炎を観察するため、問題はない。

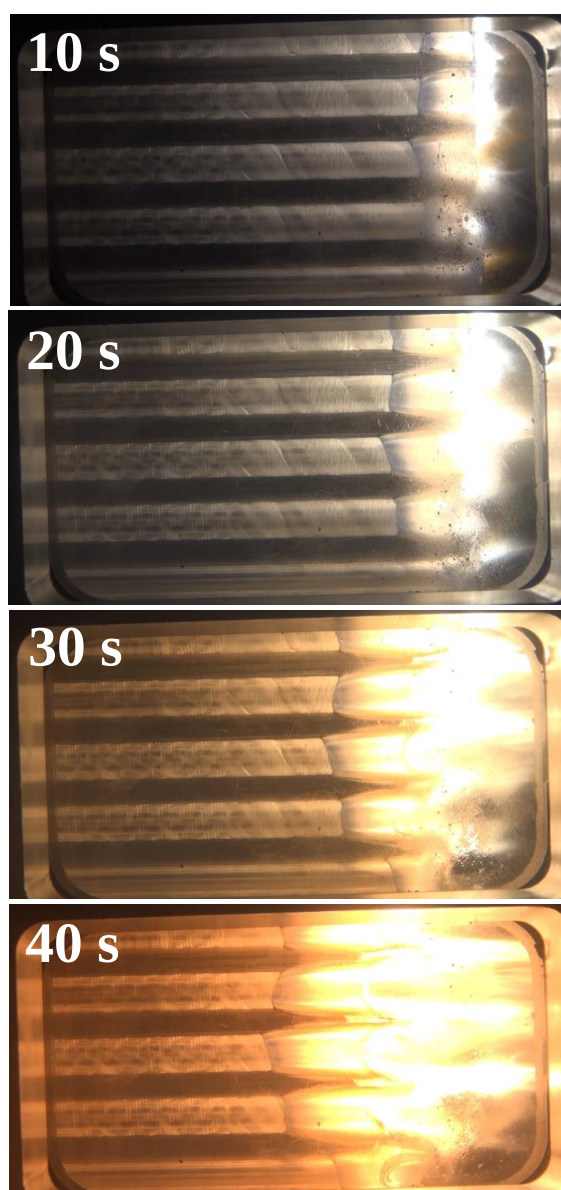


図 5.7 Test-1 における、各燃焼時間における火炎の様子

5.3.2 燃焼室圧力非定常時間

5.3.2.1 画像解析方法

燃焼室圧力と燃焼面積の関係を取得するために、デジタルカメラによって取得された映像から 2 次元の火炎を仮定して燃焼面積の計算を行った。図 5.8 は可視化実験における選択範囲を示す。緑色の実線で示す範囲が本研究で使用した 2 次元火炎の燃焼面積（以降、特性後退長さとする）であり、5.3.1 で前述のとおり観察窓の汚れた範囲を除いた。そのため、図 5.8 において上から 2 つ目のポートとその周辺の後退形状のみ画像解析を行った。動画によって取得した映像を特定の時間でキャプチャーし、その画像を ImageJ [78] を用いて特性後退長さを取得した。各ポートで安定燃焼火炎が維持されるとき、特性後退長さは、燃焼開始から端面燃焼に移行するまでに増加していき隣接するポート同士がつながった以降、一定値になる。特性後退長さと燃焼室圧力を比較することで、端面燃焼移行フェーズについての挙動を説明することができる。

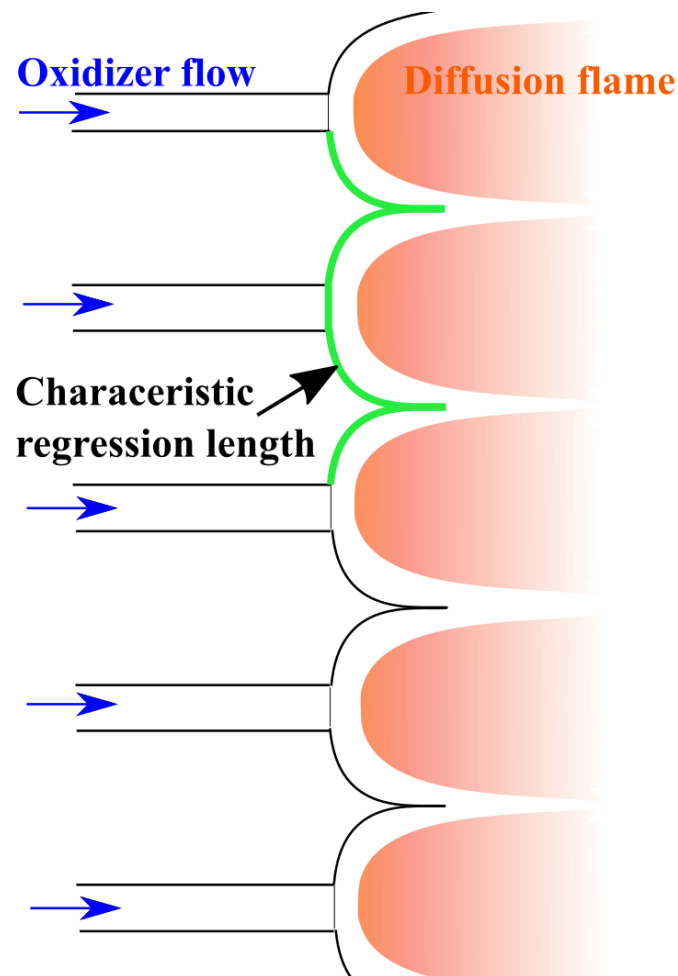


図 5.8 特性後退長さの選択方法

5.3.3.2 特性後退長さ比および燃焼室圧力履歴

図 5.9 は、特性後退長さ比および燃焼室圧力履歴を示す。ここで、取得された特性後退長さを燃焼実験前の長さで除して、特性後退長さ比として燃料後退の様子を評価する。燃焼時間とともに、特性後退長さ比および燃焼室圧力は増加していることが分かる。燃焼時間が 30 秒を過ぎたあたりから、特性後退長さ比および燃焼室圧力の増加は緩やかになり、一定値に落ち着いていることが分かる。本実験から特性後退長さ比および燃焼室圧力の挙動がほぼ同じであることが分かる。したがって、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼開始時に見られる燃焼室圧力非定常時間は、隣接するポート同士がつながるまでの端面燃焼移行時間と同じであることが直接観測によって明らかとなった。

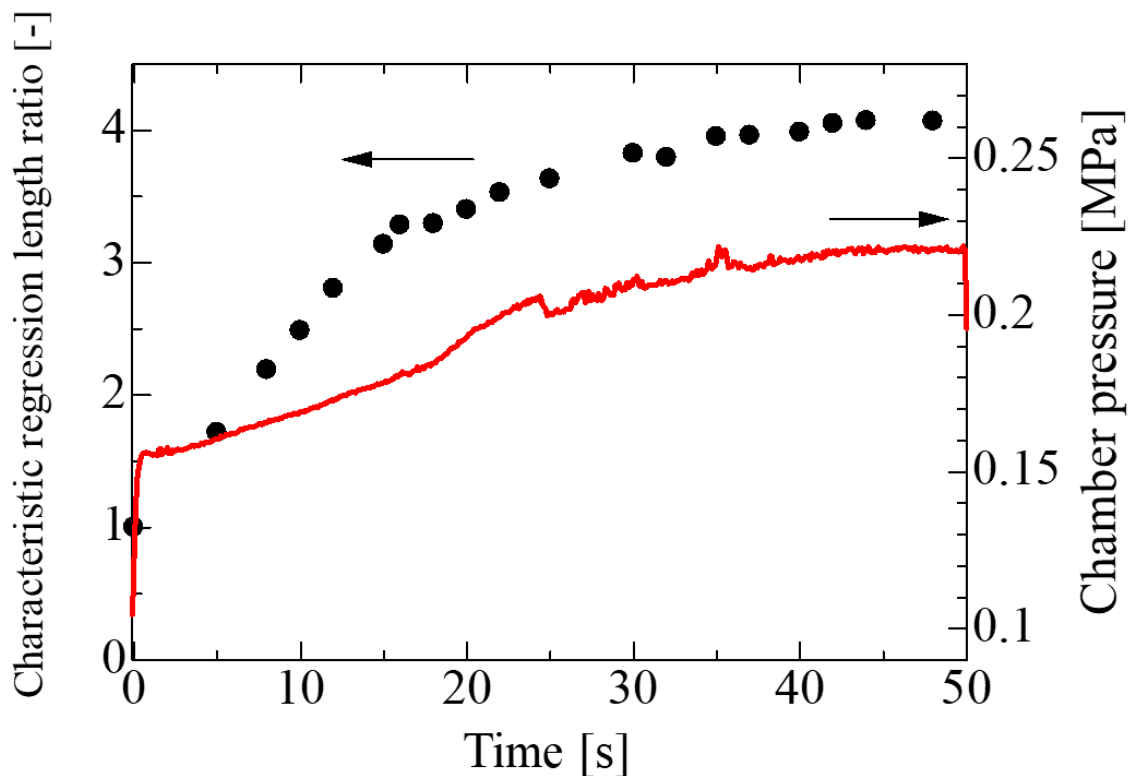


図 5.9 特性後退長さ比および燃焼室圧力履歴

5.3.2 燃料後退速度

図 5.10 は、可視化燃焼器およびロケット燃焼器で取得した燃料後退速度 [56] と燃焼室圧力の関係を示す。○, ●, △, および ■ がロケット燃焼器で再現法から取得された燃料後退速度および可視化燃焼器から直接取得された燃料後退速度を示す。両者ともに、燃焼室圧力の増加とともに燃料後退速度が増加しており、定性的に一致していることが分かる。

図 5.11 は、ロケット燃焼実験から取得した燃料後退速度式 [56] と可視化燃焼器で取得した燃料後退速度の関係を示す。ここで、ロケット燃焼実験から取得した燃料後退速度式 $V_{f,app}$ は、式 (2.22) および各定数 (β : 8.93, n : 1.09, m : -0.13) をもとに計算している。可視化燃焼器で直接取得した燃料後退速度は、ロケット燃焼実験から取得した燃料後退速度式 $V_{f,app}$ の+20 および -10%の範囲に入っていることが分かった。

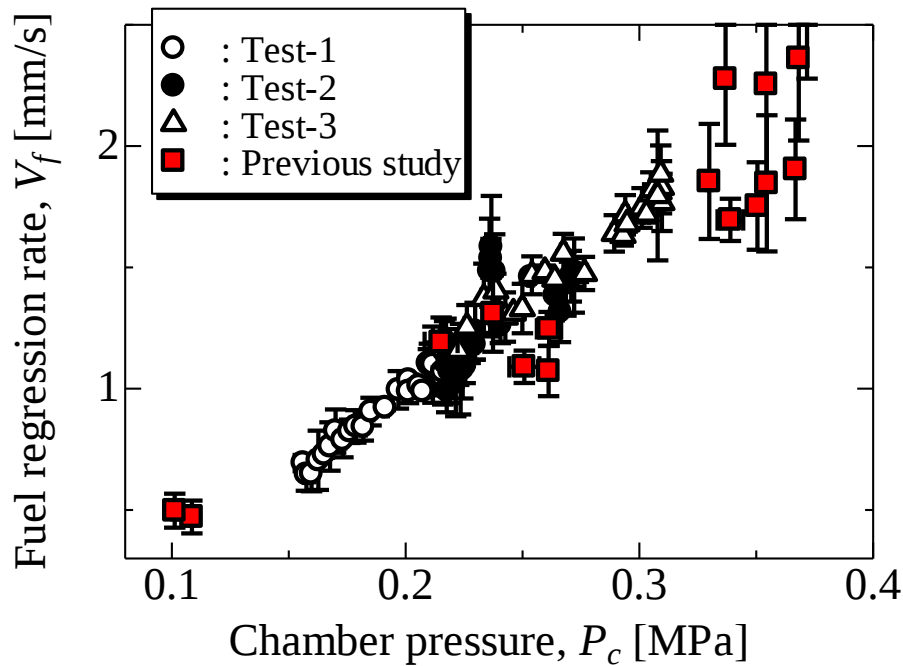


図 5.10 可視化燃焼器およびロケット燃焼器で取得した燃料後退速度 [56] と燃焼室圧力の関係

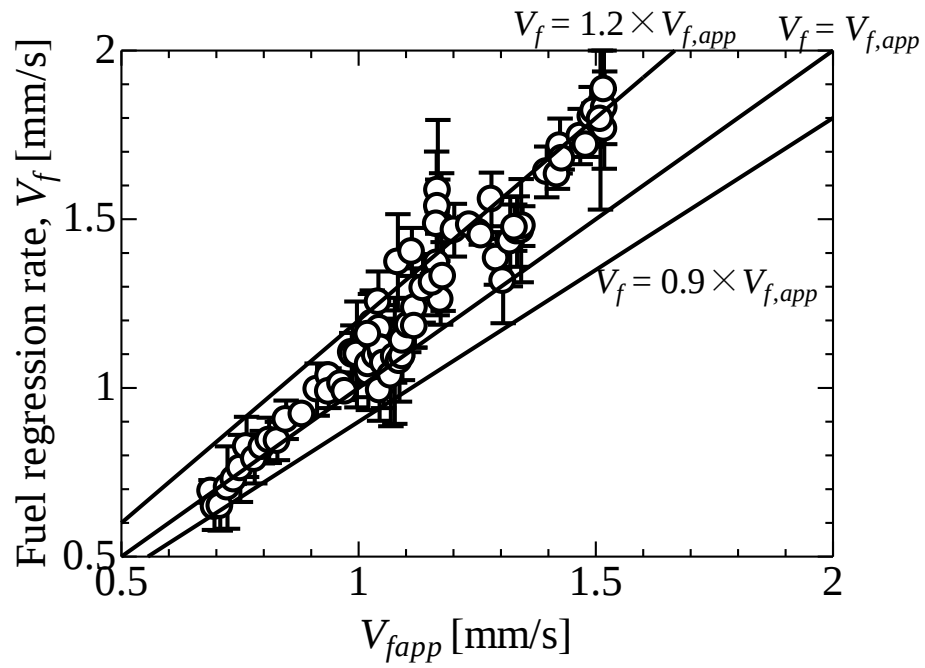


図 5.11 ロケット燃焼実験から取得した燃料後退速度式 [56] と可視化燃焼器で取得した燃料後退速度の関係

6 結論

本研究は、人工衛星用のスラスタおよび打ち上げ用ロケットへの応用が大きく期待される端面燃焼式ハイブリッドロケットの実用化を目指し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼機構を解明することを目的として進められてきた。実験的および解析的に研究は進められ、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退特性および推力制御特性を世界で初めて明らかにした。この研究成果は、端面燃焼式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。各章で得られた結論を以下にまとめる。

第1章

端面燃焼式ハイブリッドロケットが実現されるまでに行われてきた先行研究を調査し、燃料設計の必要条件および現在の燃料形態になった経緯について具体的にまとめた。

- ・ 必要条件は以下のとおりである
 - 最適な比推力を得るためには、高い燃料充填率が必要、
 - 特性排気速度および O/F に対する燃料充填率感度は非常に高く、燃料充填率は高精度でなければならない、
 - 隣接するポート同士がつながるまでの端面燃焼移行時間を短くするためには、ポート間隔を短くしなければならない、
 - ポートは燃料全体に配置しなければならない。
- ・ 上記の条件を満たすために過去の先行研究では、タバコ状のフィルター燃料および PMMA 燃料をドリル加工した燃料を行ったが、拡散火炎群を燃料端面で維持できない逆火現象および加工精度の限界で、実証できなかった。
- ・ 近年の高精度 3D プリンタの発展によって、2015 年に本研究グループが実証に成功した。

第2章

小型および大型燃料を用いて燃焼実験を行い、燃料後退特性を明らかにした。

- ・ 端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度は、燃焼室圧力にほぼ比例する。また、燃料後退速度のポート内酸化剤流速依存性は、ポート径に依存し、サブミリオーダーのポート径では、燃料後退速度のポート内酸化剤流速依存性はほとんどないと考えられる。
- ・ ロケット燃焼器内に装填された固体燃料のガス化速度を直接観測することは非常に困難であるが、燃焼実験データをもとに収束計算を行う再現法を用いることで、燃焼中の

燃料後退速度の算出が可能である。

- ・ 高圧領域で頻発する燃料端面での拡散火炎群を維持できない逆火問題は、燃料ポート精度のばらつきに大きく影響を受ける。

第3章

2章で詳細に燃焼実験をもとに調査されてきた後退特性を解析的に調査し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼機構の解明を目指すことを目的に、燃料後退モデルの構築を行った。

- ・ 拡散項を無視した計算モデルでは、燃焼実験データと定性的一致および定量的不一致を示した。
- ・ 本計算モデルが適切であるとする、安定燃焼が束なった拡散火炎群は、予混合火炎のように拡散より化学反応が支配的と考えられる。

第4章

推力制御特性を調査するために、実際に燃焼実験を行い、推力制御中の端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼機構を調査した。

- ・ 過去の先行研究では後退形状に燃焼室圧力依存性はないことが示され、推力制御中の応答時間が限りなく短いことが期待されたが、推力制御燃焼実験では従来型ハイブリッドロケットよりも著しく長い燃焼室圧力非定常時間を観測した。
- ・ 燃焼室圧力非定常時間は、推力制御前後の供給酸化剤流量の変化率およびポート内酸化剤流速の変化量に線形的に依存して大きくなることから、推力制御中の拡散火炎群の消炎距離の変化が燃焼室圧力非定常時間に影響を与えていることが示唆された。
- ・ 供給酸化剤流量のサイクルを伴う推力制御では、酸化剤流量に対して一意に決定されるはずの燃焼室圧力にヒステリシス特性が観測されたが、その詳細な原因解明には至っていない。

第5章

可視化実験装置を用いて、端面燃焼移行時間について考察することを目的に研究を進め、端面燃焼移行時間を明らかにした。

- 可視化実験によって燃料後退形状と燃焼室圧力の挙動がほぼ同じであることが分かり、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼開始時に見られる燃焼室圧力非定常時間は、隣接するポート同士がつながるまでの端面燃焼移行時間と同じであることが直接観測によって明らかとなった。
- ロケット燃焼器で再現法から取得された燃料後退速度および可視化燃焼器から直接取得された燃料後退速度は比較され、可視化燃焼器で直接取得した燃料後退速度は、ロケット燃焼実験から取得した燃料後退速度式 $V_{f,app}$ の+20 および -10%の範囲に入っていることが分かる。

謝辞

本研究は、平成 27-28 年度科学研究費補助金 (挑戦的萌芽研究, 15K14243), 平成 29-32 年度科学研究費補助金 (基盤研究(C), 17K06943) および平成 29-30 年度科学研究費補助金 (特別研究員奨励費, 17J00916) の助成を受けたものであり、また、本研究の一部は国立研究開発法人科学技術振興機構 (JST) の研究成果展開事業「センター・オブ・イノベーション (COI) プログラム」コヒーレントフォトン技術によるイノベーション拠点の支援によって行われたものである。継続的に研究を進めることができたことに謝意を表す。

本論文を作成するにあたり、多くの方々にご支援、ご協力いただきました。ここに改めて感謝の意を述べさせていただきます。

当研究室の諸先生方には、ひとつひとつ丁寧にご指導していただきました。あらゆる場面で適切かつ有用なご助言をいただきました。特に指導教官である永田晴紀教授には、ご多忙の中多くの時間を割いて非常に丁寧なご指導をいただきました。ロケットの研究がしたいと思い立った高専 4 年次に研究室訪問を快く受け入れてくれて、そこで研究内容を聞いて、ここの研究室および永田教授しかない判断したのは間違いではありませんでした。今後ともよろしく願いいたします。戸谷剛准教授には、お時間がない中、いつも親切に相談に乗ってくださりました。当研究室秘書の清水王緒子さんには、事務手続きを中心に多くのご支援をいただきました。旅費申請や備品購入の際にミスをしたときにも、嫌な顔ひとつせずフォローしてくださいました。本当にありがとうございました。

副査である、藤田修教授、大島伸之教授、および橋本望准教授には、本論文および博士論説明会で多くのコメントを頂きました。特に、橋本准教授は端面燃焼式ハイブリッドロケットの大先輩として日々相談に乗っていただきました。本当にありがとうございました。

学位審議委員会において、実行委員長の渡部正夫教授、実行委員の村井祐一教授、中村孝教授、小川英之教授、梶原逸朗教授、富岡智教授、佐々木克彦教授、戸谷剛准教授には、本論文に多くのアドバイスを頂きました。本当にありがとうございました。

東京大学大学院理学系研究科附属フォトンサイエンス研究機構 元特任研究員安河内裕之氏ならびに添田建太郎氏には、本研究の燃料製作を行っていただきました。両氏の協力なしには端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼実験すら行えませんでした。本当にありがとうございました。また、COI プロジェクト・プロジェクトリーダー湯本潤司教授には、燃料製作だけでなく、燃焼実験系に多くのアドバイスを頂きました。本当にありがとうございました。

最後になりますが、いつも私のことを気にかけてくれた家族に感謝します。博士号を取得することができたのも、家族の支えがあつてのことでした。本当にありがとうございました。支えてくださったすべての人に感謝し、人柄の良い優秀な研究者となって世の期待に応えられるようにこれからも精進することをここに誓います。

平成 30 年 2 月 16 日

齋藤勇士

参考文献

- [1] G. P. Sutton and O. Biblarz, Rocket Propulsion Elements Seventh Edition, A Wiley-Interscience Publication, New York / Chichester / Weinheim / Brisbane / Singapore / Toronto, 2001.
- [2] 齋藤勇士, 君野正弥, 津地歩, 尾村和信, 安河内裕之, 添田建太郎, 戸谷剛, 脇田督司, 永田晴紀, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの宇宙機への応用, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4099, 2017.
- [3] Martin J. Chiaverini, in: Martin J. Chiaverini and Kenneth K. Kuo (Eds.), Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Progress in astronautics and aeronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, U.S.A., 2007, p. 37-125.
- [4] Yuji Saito, Toshiki Yokoi, Hiroyuki Yasukochi, Kentaro Soeda, Tsuyoshi Totani, Masashi Wakita and Harunori Nagata, Fuel Regression Characteristics of a Novel Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket, Journal of Propulsion and Power, Vol. 34, No. 1, pp. 247-259, 2018.
- [5] 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.
- [6] Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Space Propulsion Analysis and Design, The McGraw-Hill Companies, Inc., pp. 374-392, 1995.
- [7] Arif Karabeyoglu, Elena Toson and Brian Evans, O/F shift in Hybrid Rockets, 50th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Cleveland, U.S.A., 2014.
- [8] Francesco Barato, Matthias Grosse, Alberto Bettella, Hybrid rocket fuel residuals – an overlooked topic, 50th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Cleveland, U.S.A., 2014.
- [9] William H. Knuth, Martin J. Chiaverini, J. Arthur Sauer and Daniel J. Gramer, Solid-Fuel Regression Rate Behavior of Vortex Hybrid Rocket Engines, Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 3, pp. 600-609, 2002.
- [10] 北川幸樹, 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンへの液体酸素適用に関する研究, 博士論文, 東京都立科学技術大学, 2007.
- [11] H. Nagata, K. Okada, T. San'da, R. Akiba, S. Satori, I. Kudo, New Fuel Configurations for Advanced Hybrid Rockets, 49th International Astronautical Congress, IAF-98-S.3.09, 1998.
- [12] Darren A. Kearney, Keith F. Joiner, Michael P. Gnau and Mark A. Casemore, Improvements to the Marketability of Hybrid Propulsion Technologies, AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition, AIAA 2007-6144.
- [13] Stephen A. Whitmore, Sean D. Walker, Daniel P. Merkley, and Mansour Sobbi, High Regression Rate Hybrid Rocket Fuel Grains with Helical Port Structures, Journal of Propulsion and Power, Vol. 31, No. 6, pp. 1727-1738, 2015.

- [14] Arif Karabeyoglu, Brian Cantwell, and Jose Stevens, Evaluation of the Homologous Series of Normal Alkanes as Hybrid Rocket Fuels, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences, AIAA 2005-3908, 2005.
- [15] J. R. Caravella, S. D. Heister, and E. J. Wernimont, Characterization of Fuel Regression in a Radial Flow Hybrid Rocket, Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 1, pp. 51-56, 1998.
- [16] Justin Pucci, The Effects of Swirl Injector Design on Hybrid Flame-Holding Combustion Instability, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences, AIAA2002-3578, 2002.
- [17] Ichiro Nakagawa and Satoshi Hikone, Study on the Regression Rate of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels, Journal of Propulsion and Power, Vol. 27, pp. 1276-1279, 2011.
- [18] 野口徹, 中村孝 (共著), 機械材料工学, 工学図書株式会社, p.243, 2001.
- [19] 三井・デュポン ポリケミカル株式会社 <<http://www.mdp.jp/product/eva/busei-03-02.html>>
- [20] 永田晴紀, 秋葉鍊二郎, 棚次亘弘, 高野雅弘, 横田力男, 加勇田清勇, ウェットタオル式ハイブリッドロケットに関する基礎研究, 航空宇宙学会誌, 1997 年.
- [21] 秋葉鍊二郎, 特許番号: 1998-288091 株式会社アイ・エイチ・アイ・エアロスペース.
- [22] Harunori NAGATA, Naoki AIKAWA, Ryojiro AKIBA, Isao KUDO, Ken'ichi ITO, and Nobuhiro TANATSUGU, Combustion Characteristics of Propellants for Dry Towel Hybrid Rocket Motor, IAF-97-S.2.08, 1997.
- [23] H. Nagata, K. Okada, T. Sanda, T. Kato, R. Akiba, S. Satori, and I. Kudo, Combustion Characteristics of Fibrous Fuels for Dry Towel Hybrid Rocket Motor, The Journal of Space Technology and Science 13 (1) pp. 11-16, 1997.
- [24] 加藤隆博, 橋本望, 永田晴紀, 工藤勲, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの基礎研究: その1 燃焼安定性, 49 巻 565 号 pp. 33-39, 2001.
- [25] 橋本望, 加藤隆博, 永田晴紀, 工藤勲, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの基礎研究: その2 燃焼安定性, 49 巻 565 号 pp. 40-47, 2001.
- [26] 橋本望, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの研究, 博士論文, 北海道大学, 2004.
- [27] J. N. De Ris, Spread of a Laminar Diffusion Flame, International Symposium on Combustion, Volume 12, Issue 1, pp. 241-252, 1969.
- [28] A. C. Fernandez-Pello, S. R. Ray and I. Glassman, Flame Spread in an Opposed Forced Flow: The Effect of Ambient Oxygen Concentration, Eighteenth Symposium (International) on Combustion, Vol. 18, No. 1, pp. 579-589, 1981.
- [29] I. S. Wichman, F. A. Williams and I. Glassman, Theoretical Aspects of Flame Spread in an Opposed Flow over Flat Surfaces of Solid Fuels, Eighteenth Symposium (International) on Combustion, Vol. 19, No. 1, pp. 835-845, 1982.
- [30] F. A. Williams, Combustion Theory Second Edition, Menli Park, California, 1985.

- [31] N. Hashimoto, S. Watanabe, H. Nagata, T. Totani, I. Kudo, Proceedings of the Combustion Institute, Volume 29, Issue 1, pp. 245-250, 2002.
- [32] N. Hashimoto, H. Nagata, T. Totani, I. Kudo, Determining Factor for the Blowoff Limit of a Flame Spreading in an Opposed Turbulent Flow in a Narrow Solid-fuel Duct, Combustion and Flame, Vol. 147, Issue 3, pp. 222–232, 2006.
- [33] Yuji Saito, Toshiki Yokoi, Lukas Neumann, Hiroyuki Yasukochi, Kentaro Soeda, Tsuyoshi Totani, Masashi Wakita, Harunori Nagata, Investigation of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket Motor Regression, Advances in Aircraft and Spacecraft Science, Vol. 4, No. 3, pp. 281-296, 2017.
- [34] Chuka C. Ndubizu, R. Ananth and Patricia A. Tatem, The Effects of Non-Uniform Surface Regression on The Stability and Spreading of a PMMA Boundary Layer Flame Near the Extinction Limit, Proceedings of the 12th Halon Options Technical Working Conference, 2002.
- [35] S. Gordon and B. J. McBride, Computer Program for Calculation of. Complex Chemical Equilibrium, NASA Reference Publication, RP-1311, 1994.
- [36] Xintian Li, Hui Tian, Nanjia Yu, and Guobiao Cai, Experimental Investigation of Combustion in Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket Motor, Journal of Propulsion and Power, Vol. 31, No. 3, pp. 930-936, 2015.
- [37] Matthew A. Hitt and Robert A. Frederick Jr., Testing and Modeling of a Porous Axial-Injection, End-Burning Hybrid Motor, Journal of Propulsion and Power, Vol. 32, No. 4, pp. 834-843, 2016.
- [38] UAH student's research could hasten the dawn of hybrid rocket engines, available at <<http://www.uah.edu/news/research/uah-students-research-could-hasten-the-dawn-of-hybrid-rocket-engines>>
- [39] 齋藤勇士, 横井俊希, 津地歩, 尾村和信, 安河内裕之, 添田建太郎, 戸谷剛, 脇田督司, 永田晴紀, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 65, No. 4, pp. 157-167, 2017.
- [40] 安河内裕之, 3次元造形装置及び造形物の製造方法, 特願 2009-253948
- [41] Harunori Nagata, Hayato Teraki, Yuji Saito, Ryuichiro Kanai, Hiroyuki Yasukochi, Masashi Wakita, and Tsuyoshi Totani, Verification Firings of End-Burning Type Hybrid Rockets, Journal of Propulsion and Power, Vol. 33, No. 6, pp. 1473-1477, 2017.
- [42] LabVIEW, available at < <http://www.ni.com/ja-jp/shop/labview.html>>
- [43] 日本工業規格, JIS K 3832, 精密ろ過膜エレメント及びモジュールのバブルポイント試験方法, 1990.
- [44] 藤川重雄, 武田靖, 矢野猛, 村井祐一, 工学の基礎 流体力学, 培風館, 2007.
- [45] R. A. Frederick and B. E. Greiner, Laboratory-scale hybrid rocket motor uncertainty analysis, Journal of Propulsion and Power, Vol. 12, No. 3, pp. 605-611, 1996.

- [46] Martin J. Chiaverini, Nadir Serin, David K. Johnson, Yeu-Cherng Lu, Kenneth K. Kuo, and Grant A. Risha, Regression Rate Behavior of Hybrid Rocket Solid Fuels, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 1, pp. 125-132, 2000.
- [47] Shane De Zilwa, Gregory Zilliac, Michael Reinath, and Arif Karabeyoglu, Time-Resolved Fuel-Grain Port Diameter Measurement in Hybrid Rockets, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 4, pp. 684-689, 2004.
- [48] Jordan Olliges, Miles Killingsworth, Taylor Lilly, Andrew Ketsdever, Thrust Stand Mass Balance Measurements of Hybrid Motor Mass Flow, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
- [49] Osmon, R. V., An Experimental Investigation of a Lithium Aluminum. Hydride—Hydrogen Peroxide Hybrid Rocket, *Aerospace Chemical. Engineering*, Vol. 62, No. 61, pp. 92–102, 1966.
- [50] Philmon George, S. Krishnan, P. M. Varkey, M. Ravindran, and Lalitha Ramachandran, Fuel Regression Rate in Hydroxyl-Terminated-Polybutadiene/Gaseous-Oxygen Hybrid Rocket Motors, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 1, pp. 35-42, 2001.
- [51] E. J. Wernimont and S. D. Heister, Reconstruction Technique for Reducing Hybrid-Rocket Combustion Test Data, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 1, pp. 128-136, 1999.
- [52] Carmine Carmicino and Annamaria Russo Sorge, Role of Injection in Hybrid Rockets Regression Rate Behaviour, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, pp. 606-612, 2005.
- [53] Harunori Nagata, Hisahiro Nakayama, Mikio Watanabe, Masashi Wakita, Tsuyoshi Totani, Accuracy and applicable range of a reconstruction technique for hybrid rockets, *Advances in aircraft and spacecraft science*, Vol. 1, No. 3, pp. 273-289, 2014.
- [54] 化学同人編集部, 実験データを正しく扱うために, 株式会社太洋社, pp. 64-71, 2016.
- [55] gnuplot homepage, available at <<http://www.gnuplot.info/>>
- [56] Yuji Saito, Masaya Kimino, Ayumu Tsuji, Yushi Okutani, Hiroyuki Yasukochi, Kentaro Soeda, Harunori Nagata, Investigation of Regression Characteristics under Relatively High-Pressure in Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets, 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2017-4985, 2017.
- [57] Arduino, available at <<https://www.arduino.cc/>>
- [58] 久保田浪之介, ロケット燃焼工学, 日刊工業新聞社, 1995.
- [59] 横井俊希, 燃料微小管内の層流燃え広がり特性, 修士論文, 北海道大学, 2017.
- [60] Y. Saito, T. Yokoi, H. Yasukochi, K. Soeda, T. Totani, M. Wakita, H. Nagata, VERIFICATION OF THE THROTTLING CHARACTERISTICS OF AXIAL-INJECTION END-BURNING TYPE HYBRID ROCKETS, 67th International Astronautical Congress, IAC-16,C4,2,12,x32578, 2016.

- [61] Tsuneyoshi Matsuoka, Shota Murakami and Harunori Nagata, Transition characteristics of combustion modes for flame spread in solid fuel tube, *Combustion and Flame*, Volume 159, Issue 7, pp. 2466-2473, 2012.
- [62] 齋藤勇士, 君野正弥, 奥谷勇士, 津地歩, 戸谷剛, 永田晴紀, 端面燃焼式ハイブリッドロケットにおける燃焼室特性長 さに関する研究, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4585.
- [63] 遠藤瞳, 低レイノルズ数域における CAMUI 型固体燃料の燃料後退特性, 修士論文, 北海道大学, 2016.
- [64] M. Summerfield, G. S. Sutherland, M. J. Webb, H. J. Taback, K. P. Hall, *Burning Mechanism of Ammonium Perchlorate Propellants*, *Solid Propellant Rocket Research, Progress in Astronautics and Rocketry* Vol. 1, Academic Press, New York and London, 1960, p. 141-182.
- [65] 久保田浪之介, 固体推進薬の燃焼速度領域, *日本航空宇宙学会誌*, 26 (293) (1978) 308-317.
- [66] 竹野忠夫, Ken Bray, 火炎における分子拡散時間と質量消費速度との関係, *燃焼の科学と技術*, 6 (1998) 47-52.
- [67] T. Takeno and K. N. C. Bray, *Molecular Diffusion Time and Mass Consumption Rate in Flames*, *Progress in Scale Modeling*, 197-202.
- [68] 吉田駿, 伝熱学の基礎, 理工学社, pp. 125-158, 2005.
- [69] Giuseppe Leccese, Daniele Bianchi, Barbara Betti, Diego Lentini, and Francesco Nasuti, *Convective and Radiative Wall Heat Transfer in Liquid Rocket Thrust Chambers*, *Journal of Propulsion and Power*, Publication Date (online): July 27, 2017.
- [70] Philippe Rivière and Anouar Soufiani, Updated band model parameters for H₂O, CO₂, CH₄ and CO radiation at high temperature, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Volume 55, Issues 13-14, pp. 3349-335, 2012.
- [71] Tommaso Astarita and Giovanni Maria Carlomagno, *Infrared Thermography for Thermo-Fluid-Dynamics*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, pp. 5-21, 2013.
- [72] Stephen R. Turns, *An Introduction to Combustion: Concepts and Applications*, McGraw-Hill Education, p. 157, 2012.
- [73] 中塚 和夫, 釜田 和正, 岩田 浩, プラスチックの新しい光学分野への利用 プラスチックレンズ, *光学繊維の現状と今後の動向*, 高分子, 28 巻, 2 号, 1979.
- [74] Stanislav I. Stoliarov and Richard N. Walters, Determination of the heats of gasification of polymers using differential scanning calorimetry, *Polymer Degradation and Stability*, Volume 93, Issue 2, pp. 422-427, 2008.
- [75] Martin J. Chiaverini, Kenneth K. Kuo, Arie Peretz, and George C. Harting, Regression-Rate and Heat-Transfer Correlations for Hybrid Rocket Combustion, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 1, pp. 99-110, 2001.

- [76] Yuji SAITO, Masaya KIMINO, Ayumu TSUJI, Kazunobu OMURA, Hiroyuki YASUKOCHI, Kentaro SOEDA, Tsuyoshi TOTANI, Masashi WAKITA, and Harunori NAGATA, Investigation of Throttling Response Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets, TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN ISTS Special Issue, Volume 16 (2018) Issue 1 Pages 9-18.
- [77] Arif Karabeyoglu, in: Martin J. Chiaverini and Kenneth K. Kuo (Eds.), Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Progress in astronautics and aeronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 351-412, 2007.
- [78] W.S. Rasband, ImageJ, available at <<http://imagej.nih.gov/ij/>>
- [79] Kenneth K. Kuo and Martin J. Chiaverini, in: Martin J. Chiaverini and Kenneth K. Kuo (Eds.), Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Progress in astronautics and aeronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, pp. 593-638, 2007.

発表済論文

査読付き論文

1. **Yuji SAITO**, Masaya KIMINO, Ayumu TSUJI, Kazunobu OMURA, Hiroyuki YASUKOCHI, Kentaro SOEDA, Tsuyoshi TOTANI, Masashi WAKITA, and Harunori NAGATA, Investigation of Throttling Response Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets, TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN ISTS Special Issue, Volume 16 (2018) Issue 1 Pages 9-18.
DOI: 10.2322/tastj.16.9
2. **Yuji Saito**, Toshiki Yokoi, Hiroyuki Yasukochi, Kentaro Soeda, Tsuyoshi Totani, Masashi Wakita and Harunori Nagata, Fuel Regression Characteristics of a Novel Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket, Journal of Propulsion and Power, Vol. 34, No. 1, pp. 247-259, 2018.
DOI: 10.2514/1.B36369
3. Harunori Nagata, Hayato Teraki, **Yuji Saito**, Ryuichiro Kanai, Hiroyuki Yasukochi, Masashi Wakita, and Tsuyoshi Totani, Verification Firings of End-Burning Type Hybrid Rockets, Journal of Propulsion and Power, Vol. 33, No. 6 (2017), pp. 1473-1477.
DOI: 10.2514/1.B36359
4. **齋藤勇士**, 横井俊希, 津地歩, 尾村和信, 安河内裕之, 添田建太郎, 戸谷剛, 脇田督司, 永田晴紀, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 65, No. 4, pp. 157-167, 2017.
DOI: 10.2322/jjsass.65.157
5. Landon Kamps, **Yuji Saito**, Ryosuke Kawabara, Masashi Wakita, Tsuyoshi Totani, Yusuke Takahashi and Harunori Nagata, Method for Determining Nozzle Throat Erosion History in Hybrid Rockets, Journal of Propulsion and Power, Publication Date (online): April 17, 2017.
DOI: 10.2514/1.B36390
6. **Yuji SAITO**, Tsutomu UEMATSU, Hikaru ISOCHI, Masashi WAKITA, Tsuyoshi TOTANI and Harunori NAGATA, Estimation of Hybrid Rocket Nozzle Throat Erosion History, TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN ISTS Special Issue, Vol. 14 (2016) No. ists30, p. Pa_145-Pa_151.
DOI: 10.2322/tastj.14.Pa_145
7. **Yuji Saito**, Toshiki Yokoi, Lukas Neumann, Hiroyuki Yasukochi, Kentaro Soeda, Tsuyoshi Totani, Masashi Wakita, Harunori Nagata, Investigation of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket Motor Regression, Advances in Aircraft and Spacecraft Science, Vol. 4, No. 3 (2017) 281-296.
DOI: 10.12989/aas.2017.4.3.281