

ハイブリッドロケットエンジンの実験的研究(第2報) (性能改善に関する研究)

高口 裕芝¹・片野田 洋²・佐川 諒³・河野 泰成⁴・阿蘇谷 遥至¹

¹第一工業大学 航空工学部 航空工学科

^{2,4}鹿児島大学 学術研究院 理工学域工学系 機械工学専攻

³株式会社 メイテック

Experimental Research for Hybrid Rocket Engine (The 2nd report: Performance Improvement Research)

Hiroshi KOUGUCHI¹, Hiroshi KATANODA², Akira SAGAWA³, Yasunari KAWANO⁴,
Tooi ASOTANI¹

¹Department of Aeronautical Engineering Daiichi Institute of Technology

^{2,4}Department of Mechanical Engineering Kagoshima University

³MEITEC Corporation

¹Tel +81-995-45-0640 ¹E-mail h-kouguchi@daiichi-koudai.ac.jp

Abstract: In recent years, as electric devices become higher performance, smaller satellites become necessary all over the world. Therefore, the quantity of small satellite productions is increasing year by year. With this in mind, Kagoshima University instituted a study group named “Kagoshima Hybrid Rocket Study Group (Team - KROX)” to research and develop the small Hybrid rocket designed to launch small satellites. We will report on the experimental research of the Hybrid rocket engine system for the small rocket. The immediate goal is to launch a prototype model of the small rocket. Daiichi Institute of Technology also has taken part in this project.

Key word: Hybrid rocket, Hybrid rocket engine, Kagoshima hybrid rocket, Team-KROX, Kagoshima rocket

1. はじめに

1.1 経緯

将来にわたって世界的に小型人工衛星打上げの需要は増加傾向にある (Fig.1 参照)。その様な世の中のニーズに着

目し、平成28年度に鹿児島大学において「鹿児島ハイブリッドロケット研究会」が設立された。世の中のニーズに応えるとともに、研究・開発及びモノづくりから発射試験まで鹿児島県の民間研究会組織で実施することにより、鹿児島県内の高等教育機関における「コトづくり教育」、青少年の理科学教育振興、ひいては地域振興、産業振興等を目的としている。本研究会で開発中のロケットを『鹿児島ロケット』と呼んでいる (Fig.2 参照)。この開発には第一工業大学も共同

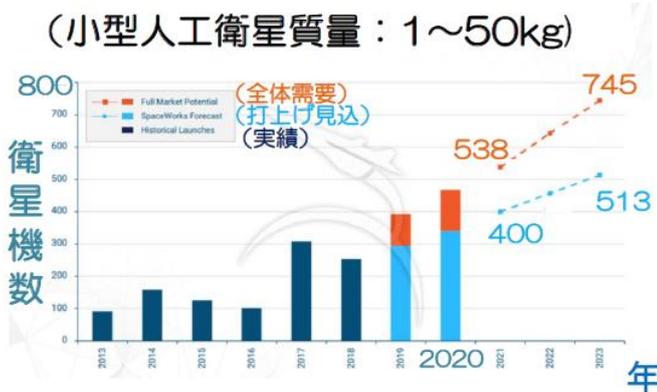


Fig.1 世界の小型人工衛星打上げ実績と今後の需要予測⁽¹⁾

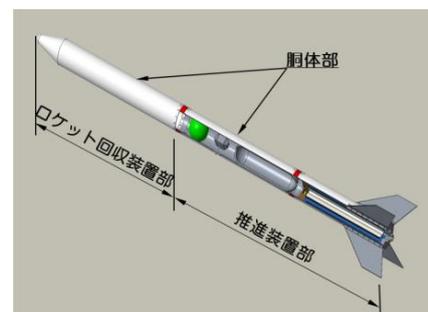


Fig.2 鹿児島ロケット

研究チームとして参画している。

鹿児島ロケットは、(1)推進装置部、(2)ロケット回収装置部、(3)胴体部から構成されるが、本研究報告についても前報⁽²⁾同様、推進装置部の研究開発状況について報告する。

前報における実験結果において、当初の設計目標性能を達成することができなかった。それは、固体燃料（燃焼剤）の燃焼メカニズムの要因が大きく影響していることが考えられる。本報告においては、前報の設計目標性能未達の原因に基づく対策の検証について実験的研究結果を報告する。

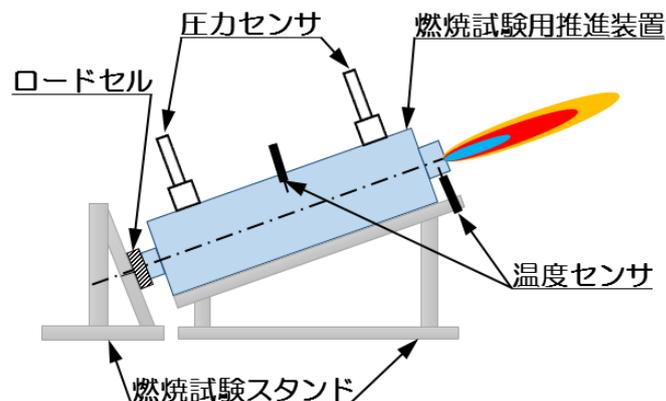


Fig.3 燃焼試験スタンド概要図

1.2 前報の実験結果に基づく本実験の実施方針

前報の結果では、当初予定したエンジンとしての性能を達成することはできなかった⁽²⁾。固体ロケットモータ推進薬燃焼火炎生成とハイブリッドロケット燃焼剤燃焼火炎生成メカニズム及び燃焼剤を熱分解するための燃焼火炎からの熱伝達メカニズムの差異⁽²⁾より、ハイブリッドロケットエンジン内の燃焼ガス流動を乱流状態とすることにより、熱伝達の効果を上げる必要があることが分かった。この結果より、燃焼剤の形状（グレイン形状）を変更することにより、燃焼圧力及び推力への影響を調査することとした。

1.3 本報告の目的

前報の結果より、性能改善のために燃焼剤のグレイン形状を設計変更することにより、性能への影響を調査し、今後のエンジン設計のデータ蓄積とする。

2. 実験

2.1 実験概要

推進装置の設計基礎データ取得は、試験用推進装置を試作し、燃焼試験を実施することにより行われた。燃焼試験は、鹿児島大学工学部機械工学科第3実験室内に燃焼試験スタンドを設置し、推進装置を燃焼試験スタンドに固定して燃焼させ、推力及び燃焼圧力等のデータを取得した。燃焼試験スタンドの概要図を Fig.3 に示す。

推力はロードセルと呼ばれるセンサにより測定される。推力は推進装置の性能を評価するうえで最も重要な性能パラメータであるため、燃焼試験スタンドはできるだけ誤差が小さく推力を測定することが要求される。推進装置が取り付けられる燃焼試験スタンドのテーブルは、エンジン着火初期に衝撃的に発生する推力による反動防止のために、推進装置に予荷重を印加する必要があるため、水平に対して傾斜させた。燃焼試験スタンドに設置された推進装置には、燃焼圧力を計

測するための圧力センサ、燃焼ガス温度、ノズル部及び推進装置外表面等の温度を計測するための温度センサが取り付けられた。また、ノズルから噴出する燃焼ガスの状況及び推進装置の外観の状況から推進装置の作動状態を確認するために、ビデオ撮影（光学計測）を行った。

2.2 供試品

供試品（燃焼試験用厚肉推進装置：以下、厚肉エンジンと称する）の概略図を Fig.4 に示す。供試品の主な構成は、(1)燃焼剤 (2)酸化剤 (3)イグナイタ (4)ノズル (5)インジェクター (6)インシュレータ (7)厚肉エンジンケースである。

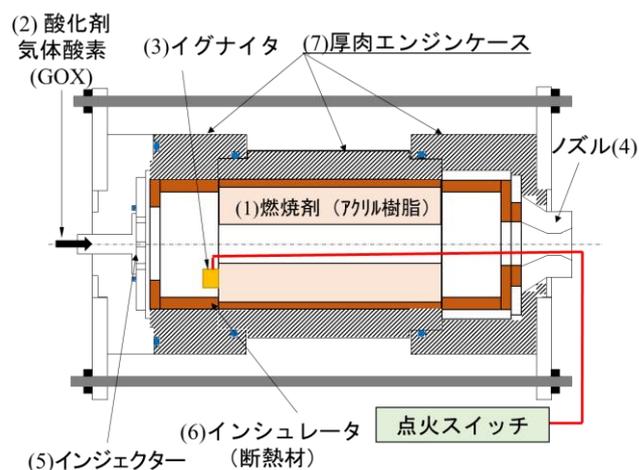


Fig.4 燃焼試験用厚肉推進装置

2.2.1 燃焼剤

燃焼剤の概略形状を Fig.5 に示す。燃焼剤の材質は、前報同様アクリル樹脂とした。燃焼剤の形状については、前報実験では固体ロケットモータ推進薬燃焼技術の知見をもとに、一体型の内面燃焼方式とした。固体ロケットモータ推進薬燃

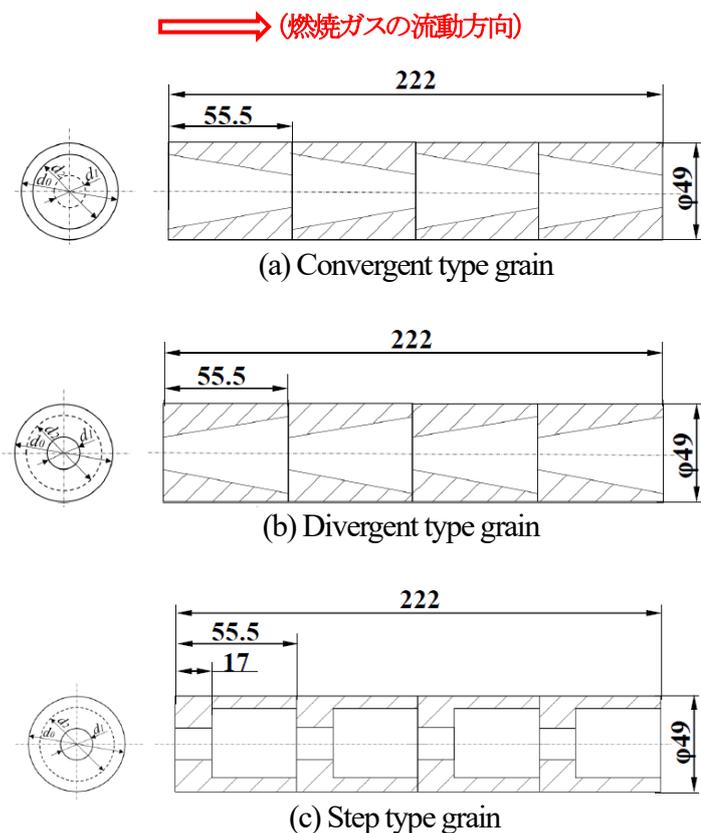


Fig.5 燃焼剤の形状

焼メカニズムとハイブリッドロケットエンジン燃焼剤燃焼のメカニズムが異なる^{(2), (3), (4)}ことから、前回実験で得られた基礎データをもとに、本実験においては、燃焼火炎から燃焼剤への熱伝達促進という観点より、積極的にエンジン内に乱流を生起させるようなグレインデザインとした。即ち、燃焼剤をエンジン中心軸方向に複数のブロックに分割する分割型の内面燃焼方式とし、燃焼ガス流路に沿って流路の断面積が急激に変化するようなグレイン形状とした。Fig.5 (a)をConvergent type grain、Fig.5 (b)をDivergent type grain、Fig.5 (c)をStep type grainと呼ぶ。グレイン形状は機械加工により成形した。燃焼剤の外周にはベークライト製のインシュレータ(断熱材)を接着し、ステンレス鋼製の厚肉エンジンケースの内面を燃焼ガス(燃焼ガス温度は約3000K)から保護している。

2.2.2 酸化剤

酸化剤は、実機では液体酸素(以下、LOXと称する)を使用する予定であるが、取扱い上の便宜と安全性を考慮し、前報同様気体酸素(以下、GOXと称する)とした。

2.2.3 イグナイタ

イグナイタをFig.6に示す。イグナイタは、エンジン作動

開始時に燃焼剤に点火するための機能を有するもので、装薬である固形アルコール燃料にニクロム線を巻き付けたものをアクリル樹脂のイグナイタケースに装填した。固形アルコール燃料の点火は、ニクロム線に通電することにより行われた。

2.2.4 ノズル

ノズルは、高温・高圧の燃焼ガスの熱エネルギーと圧力のエネルギーを運動エネルギーに変換するロケットエンジンの中で最も重要な機能構成要素の一つである。高温の燃焼ガ



Fig.6 イグナイタ

スに曝されるため、その材質はグラファイト等の耐熱材料とすべきであるが、前報実験は予備実験として実施したこともあり、ステンレス鋼製のノズルとした。本実験においては、前報実験結果との比較も考慮に入れ、ステンレス鋼製のノズルとグラファイト製のノズルを使用した。ステンレス鋼製ノズルの写真をFig.7(a)に、グラファイト製ノズルの写真をFig.7(b)に示す。



(a) ステンレス鋼製

(b) グラファイト製

Fig.7 ノズル

2.2.5 インジェクター

インジェクターの部位をFig.4に示す。インジェクターは、燃焼室にGOXを効率良く供給する構成品で、ステンレス鋼製である。GOX噴射面には噴射孔が加工してある。噴射孔には、供給されたGOXが燃焼室内に効率よく拡散できる様な設計が工夫されている。

2.2.6 インシュレータ (断熱材)

インシュレータの組立状況を Fig.4 に示す。ステンレス鋼製エンジン構造部の内面 (エンジンケース内面、インジェクター燃焼室側の面、ノズルホルダー燃焼室内面側) を燃焼ガスから熱的に保護するための機能を有しており、材質はペークライトを使用した。

2.2.7 厚肉エンジンケース

厚肉エンジンケースの組立状況を Fig.4 に示す。厚肉エンジンケースは前報と同様に、ステンレス鋼製で、燃焼剤の燃焼性能を確認する試験用のエンジンケースであり、設計想定外の高い圧力が発生しても安全上、エンジンが破壊しない様に、またその異常現象のデータ取得を可能にしたものである。エンジンケース円筒部には燃焼圧力測定用の圧力センサを前部燃焼室および後部燃焼室の 2 カ所に取り付けることができる。また、異常燃焼時の二重の安全対策として、安全弁を 4 カ所に取り付けた。

2.2.8 供試品 (燃焼剤とノズル) の組み合わせ

(2)酸化剤、(3)イグナイタ、(5)インジェクター、(6)インシュレータ、(7)厚肉エンジンケースは同一仕様であるが、(1)燃焼剤の形状、(4)ノズルの材質については異なる仕様の構成品を用いた。供試品の水準 (供試品の組み合わせ) を表 1 に示す。

表 1 供試品の組み合わせ

水準	燃焼剤	ノズル	備考
I	順テーパー型	ステンレス鋼製	
II	逆テーパー型		
III	ステップ型		
IV	逆テーパー型	グラファイト製	

2.3 実験装置

計測システムのブロック図を Fig. 8 に示す

2.3.1 燃焼試験スタンド

燃焼試験スタンドの概要図を Fig. 3 に示す。燃焼試験スタンドは、厚肉エンジンを地上で燃焼させ、作動時の各種データ (推力、燃焼圧力、温度等) を取得するために供試品を地上に固定するとともに、厚肉エンジンが発生する推力をロスなくロードセル (推力計測センサ) に伝達する機能を有する。

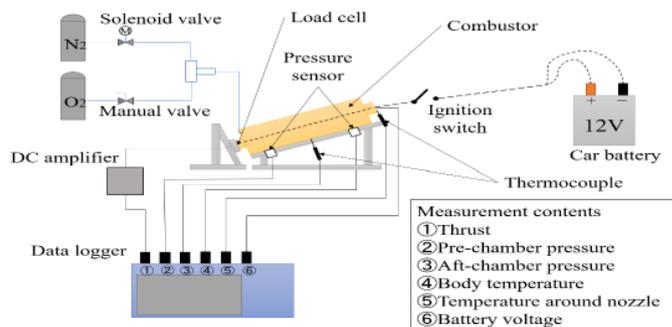


Fig.8 GOX 供給系統, 計測及び記録装置系統図

2.3.2 酸化剤供給装置

酸化剤供給システムを Fig.8 に、酸化剤供給装置を Fig.9 に示す。酸素ガスボンベより、バルブ、調圧弁、配管を經由して厚肉エンジンのインジェクターに直接 GOX を供給する。厚肉エンジンの燃焼圧力は、GOX の供給質量流量に影響されるため、所定の流量を確保するために、バルブ等を含む酸化剤供給配管系の GOX の流路断面積は、インジェクター酸化剤噴射孔断面積よりも十分に大きく、またインジェクターへの供給圧力は設定燃焼圧力よりも十分高くとる必要がある。



Fig.9 酸化剤供給装置

2.3.3 計測装置

(1) ロードセル (推力測定センサ)

ロードセルの取付け位置を Fig.3 に示す。ロードセルはティアック社製圧縮型ロードセル TC-SR(T)1kN-G 定格 1kN, 固有振動数 59kHz, 歪ゲージ型を用いた。

(2) 燃焼圧力センサ

センシズ社製 HSVR-003MP-07-V-SE 定格 3MPa, 応答性 5ms 以下, 出力電圧 1-5v ステンレス製ダイヤフラ

ム構造を用いた。

(3) 熱電対

シートカップル型K型熱電対, 出力電圧0-10V, 設定温度範囲0~500°Cを用いた。

2.3.4 記録装置

データロガー(グラフテック社製GL900)を使用した。設定サンプリング周波数を10kHzに設定し、データ取得点数を30万点に設定し、サンプリング時間30秒の設定で使用した。

2.4 実験方法

2.4.1 供試品(厚肉エンジン)の設置

圧力センサ、温度センサ、安全弁を取り付けた供試品(厚肉エンジン)を、推力方向に傾斜したスライドベアリングを有する揺動台(テーブル)に治具を用いて固定する。供試品の前側(インジェクター側)にGOXを供給するための配管系を取り付ける。供試品の取り付けが完了後、センサ類と計測装置の電気的な接続を行う。

2.4.2 点火行程

点火行程に入る前に、あらかじめエンジン内に酸化剤(GOX)を供給した。これは、イグナイタ装薬の熱エネルギーにより燃焼剤から発生した熱分解ガスへの着火を容易にする目的で、エンジン内部をGOX高濃度環境とするためである。GOX流量は、着火初期においては燃焼剤へのイグナイタ熱エネルギーの伝達を妨げない様にするために、流量を絞った状態とした。カウントダウン30秒前からビデオカメラを始動させ、カウントダウンのアナウンスも音声情報としてビデオカメラに記録した。カウントダウン0においてイグナイタに通電した。通電した時点を全ての計測チャンネルの時刻の0基準とした。燃焼剤に着火したと想定されるタイミングでGOX供給バルブを操作し、GOXの供給を設定条件の流量まで増加させると燃焼が持続し、エンジン内の圧力が上昇、定常燃焼の状態に移行した。発生した推力はロードセルにより電圧出力に変換され、データロガーに収録された。実験後、データロガーよりデータを出力し、PCで解析を行った。また、webカメラによりノズル出口より噴射される燃焼ガスの状態を目視観察した。

2.4.3 エンジン停止行程

定常燃焼状態に移行したと推測される状態から所定の燃焼時間経過した時点で酸化剤(GOX)のバルブを閉じ、完全消

火のためにN₂ガスを供給した。N₂ガス噴射後、燃焼が完全に停止したことを確認し、供試品が充分冷えたことを確認後、供試品を燃焼試験スタンドから取り外した。

2.5 計測項目

推力、燃焼圧力、温度、GOX流量、点火電源の電圧、ビデオ光学計測等の合計12点の項目についてデータを取得した。取得データはデータロガーに取り込み、データの解析は実験後にオフラインでPCにより実施した。推力データについては、燃焼試験スタンド系の機械振動が重畳しているため、100点移動平均法によりデータを平準化し、力積を求めて推力の時間平均を計算した。以下に主な計測項目を示す。

(1) 推力

(2) 燃焼圧力

燃焼圧力は試験用エンジン内の燃焼圧力分布の有無について確認するために、エンジンの前後2か所の燃焼圧力を計測した。圧力曲線は、赤色が前方燃焼室、青色が後方燃焼室である。

(3) 温度

(4) 燃焼剤消費量および燃焼剤流量

燃焼前後で燃焼剤の重量を計測し、前後の差を燃焼時間で除すことにより、平均の燃料流量を求めた。

(5) 酸化剤消費量及び酸化剤消費流量

燃焼前後で酸化剤の重量を計測し、前後の差を燃焼時間で除すことにより、平均の酸化剤流量を求めた。

2.6 データ解析方法

エンジンの性能を評価するために燃焼試験で得られた性能曲線(燃焼圧力及び推力)の解析を行う。燃焼圧力曲線、推力曲線の解析方法は、ROCKET PROPULSION ELEMENTS 8th Editionの固体ロケットモータ性能曲線の解析方法⁽⁵⁾に準じて行った。ただし、本実験においては、熱の負荷によりノズルの溶融が発生した。その場合には、ノズル溶融が発生する直前までを燃焼曲線解析の対象範囲とした。

なお、ノズル理論⁽⁶⁾によると、燃焼圧力と推力には

$$F = C_F P_c A_t \quad \dots\dots\dots (1)$$

の関係がある。ここで、

F : 推力

C_F : 推力係数

P_c : 燃焼圧力

A_t : ノズルスロート面積

$$C_F = \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa-1} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \left\{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right\}} + \frac{p_e - p_a}{p_c} \frac{A_e}{A_t} \dots\dots\dots (2)$$

- κ : 燃焼ガスの比熱比
- p_e : ノズルの出口圧力
- p_a : 周囲の大気圧力 (本実験の場合は1気圧)
- A_e : ノズルの出口面積

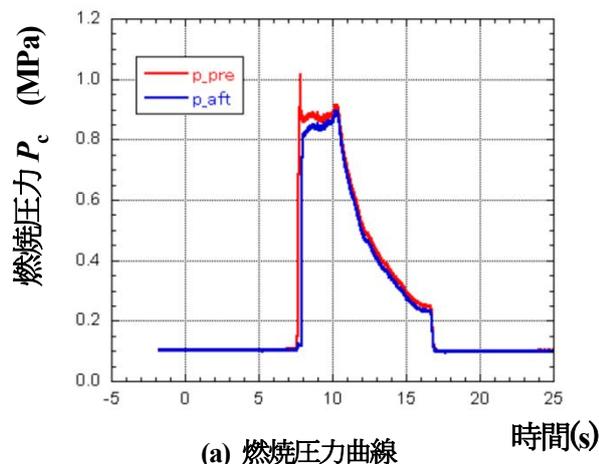
2.7 実験結果および考察

2.5項に示したデータは正常に取得できたが、本報告では、エンジン推力性能に直接関係する燃焼圧力データ、推力データおよび燃焼状態に言及するために光学計測結果について述べる。

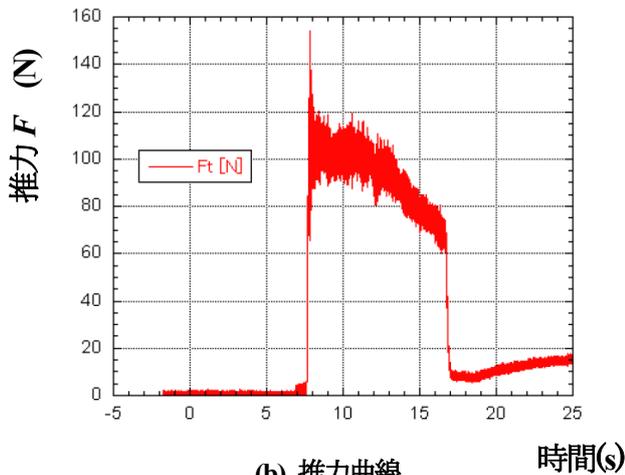
2.7.1 Convergent type grain (Fig.5(a)参照) の性能データ

(1) 燃焼圧力データ

Convergent type grain の燃焼圧力データを Fig.10 (a)に示



(a) 燃焼圧力曲線



(b) 推力曲線

Fig. 10 Convergent type grain

す。燃焼圧力の初期の立ち上がりから約2秒はエンジン前後で圧力値に多少のずれが見られるが、約2.5秒以降はほぼ同一の圧力値を示しており、エンジン内には圧力分布はほとんど存在しない、と考えられる。燃焼圧力曲線において、圧力が立ち上がってから約2.5秒後から圧力は急激に低下し始めている。これは、ステンレス鋼で製造したノズルが熱負荷により溶融し、ノズルスロートが増大したことによって燃焼圧力が低下したものである。燃焼実験後のノズルの写真を Fig.11 に示す。

(2) 推力データ

Convergent type grain の推力データを Fig.10(b)に示す。推力は燃焼圧力と比例関係にあるため、燃焼圧力が定常状態においては推力曲線と燃焼圧力曲線はほぼ相似の関係となるが、非定常の場合は曲線の形状が異なってくる。推力曲線についても、ノズル溶融現象が生じる直前までに着目し、対応する推力曲線の時間領域について力積に基づいて平均推力を計算した。

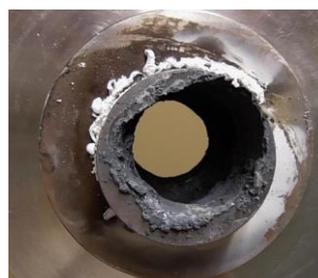


Fig.11 ノズル溶融状況 (参考)使用前ノズル写真 Fig.7 (a)参照

2.7.2 Divergent type grain (Fig.5(b)参照) の性能データ

(1) 燃焼圧力データ

Divergent type grain の燃焼圧力データを Fig.12 (a)に示す。Convergent type grain と比較すると、最大圧力が約15%高かった。これは、Convergent type grain に比較し、グレイン形状の差によりエンジン内燃焼ガスの乱流状態が促進され、燃焼ガスから燃焼剤への熱伝達が相対的に大きくなり、燃焼剤の熱分解が進んだことにより燃焼圧力の上昇に繋がったものと思われる。Divergent type grain の場合も、Convergent type grain と同様、圧力立ち上がりから約2秒で燃焼圧力が急激に低下し始めている。これは、Convergent type grain の場合と同様に Fig.11 に示すようにステンレス鋼で製造したノズルが熱負荷によって溶融し、ノズルスロートが増大したことにより燃焼圧力が低下したものである。この実験においては、エンジン後方側の燃焼圧力のデータが取得できていない。これは、圧力センサーに通じる圧力取圧孔にエンジン組み立て作業時に用いている補助材料 (充填剤等) が詰まったことにより

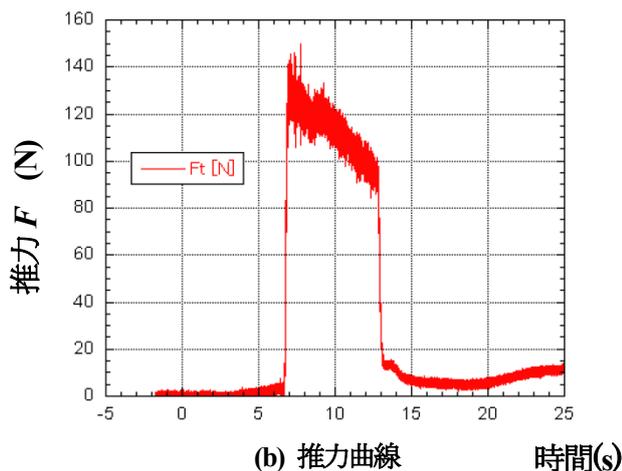
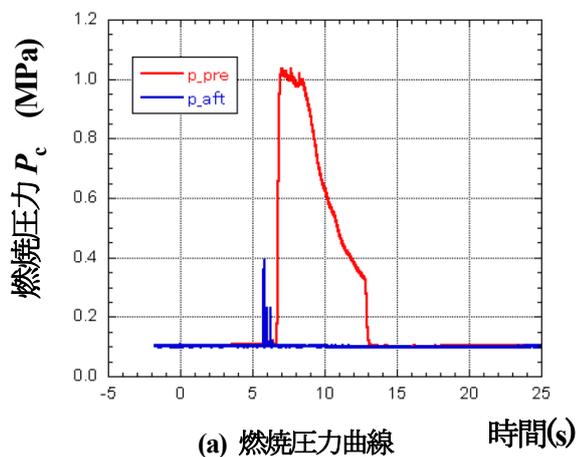


Fig. 12 Divergent type grain

生じたものであると思われる。

(2) 推力データ

Divergent type grain の推力データを Fig.12(b)に示す。燃焼圧力が増加したことにより、最大推力が Convergent type grain の推力よりも約20%増加した。燃焼圧力以上に推力の上昇が生じたのは、式(2)より、燃焼圧力の上昇により、推力係数 C_F の増加が要因となり、圧力上昇以上の影響が現れたことによるものであると推定する。平均推力の計算については、Convergent type grain の場合と同様、ノズル溶融直前までの時間における力積をもとに平均推力の計算を行った。

2.7.3 Step type grain (Fig.5(c)参照) の性能データ

(1) 燃焼圧力データ

Step type grain の燃焼圧力データを Fig.13(a)に示す。前二者と比較すると、燃焼圧力は両者の中間辺りであった。Step type grain の場合も前二者と同様、圧力立ち上がりから約2秒で燃焼圧力が急激に低下し始めている。これは、前二者の場合と同様、ステンレス鋼で製造したノズルが熱負荷により溶融し、ノズルスロートが拡大したことに

より燃焼圧力が低下したものである。実験後のノズルは Fig.11 と同様な溶融状態を示していた。この実験においては、エンジン前方側の燃焼圧力のデータが取得できていない。これは、圧力センサーに通じる圧力取圧孔にエンジン組み立て作業時に用いている補助材料(充填剤等)が詰まったことにより生じたものであると思われる。

(2) 推力データ

Step type grain の推力データを Fig.13(b)に示す。推力値は燃焼圧力の場合と同様に前二者の中間辺りであった。

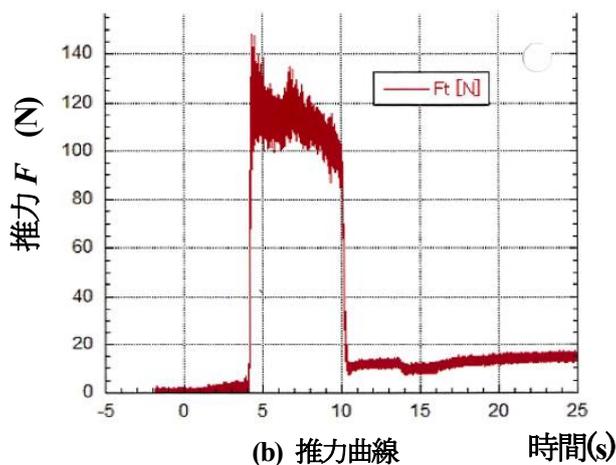
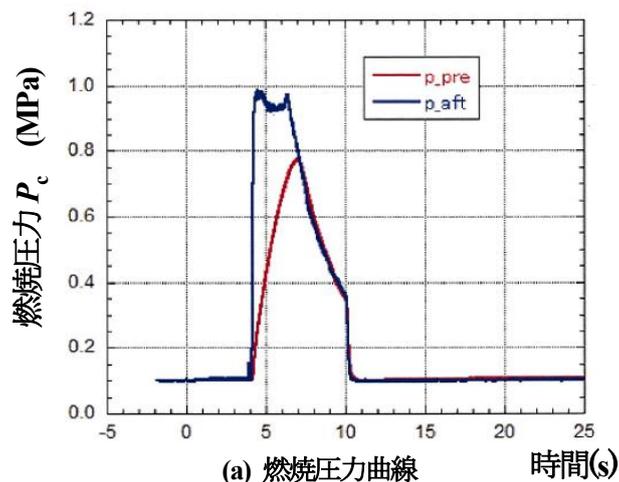


Fig. 13 Step type grain

2.7.4 Divergent type grain + グラファイトノズルの

性能データ (略称: Divergent+グラファイト)

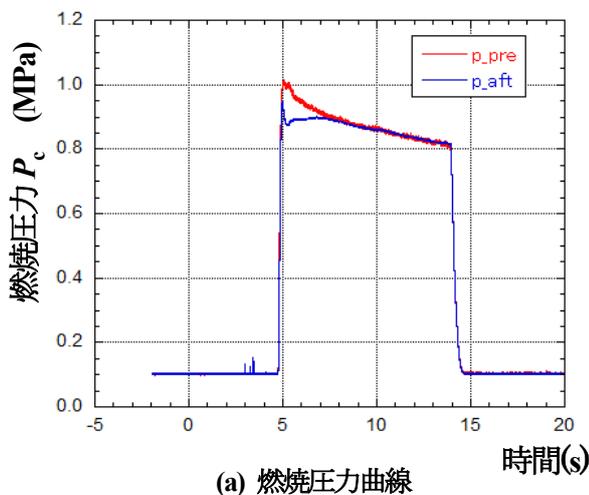
(1) 燃焼圧力データ

この供試品の水準は、Divergent type grain と厚肉エンジンにグラファイト製のノズルを用いた組み合わせである。燃焼圧力データを Fig.14(a)に示す。前三者の供試品と異なり、ノズルが耐熱材料であるグラファイトノズルに変わったことで、ノズルは燃焼終了まで健全な形状を保つことができ、燃焼後も使用前のノズル (Fig.7(b)参照) とほとんど変化は見られなかった。燃焼時間も他の条件と

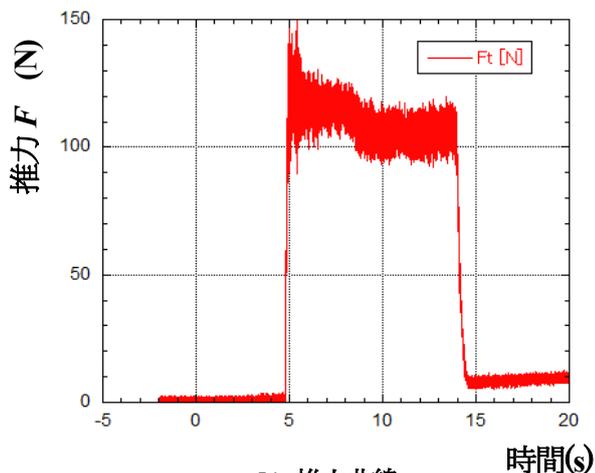
異なり約9秒まで延ばすことができた。漸減型の安定した燃焼圧力のパターンを示している。燃焼圧力の燃焼初期の立ち上がり、燃焼末期の立ち下りが急峻で、固体ロケットモータに比較すると良好な特性となっている。しかし、固体ロケットモータに比較すると、イグナイタ点火時より燃焼圧力立ち上がりまでの時間は長く、そのばらつきが大きい。将来的なエンジンの多段化においては、十分に考慮しなければならない技術課題だと考える。

(2) 推力データ

Divergent+ グラファイトの推力データを Fig.14(b)に示す。推力値の大小関係は全四者の中の3番目であるが、当初の設計目標に最も近い実験結果となっている。



(a) 燃焼圧力曲線



(b) 推力曲線

Fig. 14 Convergent type grain+グラファイトノズル

2.7.5 推力と燃焼圧力の関係について

上記に述べたように、推力と燃焼圧力には強い相関があり、その相関関係を調査することにより各タイプのエンジン性能特性を比較することができる。本実験結果を前報の実験結果と比較することにより、本実験の成果について述べる。

2.6節のデータ解析方法に基づく結果を Fig.15 に示す。多少のばらつきはあるものの、図中に示された様に強い相関がみられ、式(1)の傾向を示しており、実験自体の評価として妥当であると言える。

当初の設計目標は図中の  印であり、破線は設計目標

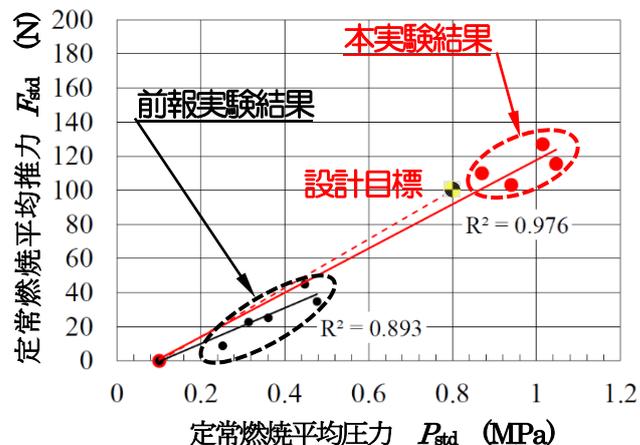


Fig. 15 推力と燃焼圧力の関係

と基準点を結んだ線である。本実験結果は、前報実験結果に比較すると性能向上が見られ、両者の実験点の最小二乗近似直線を比較すると、本実験結果は設計目標点を結んだ直線により近くなっており、性能改善のための設計の方向性としては妥当であったことが示された。本実験において、燃焼剤(アクリル樹脂)の消費流量は2.3~3倍に増加し、グレインデザインの形状変更による乱流現象促進によって燃焼剤の熱分解速度は増加したことが実験後のデータ分析より明らかになったが、一方でGOXの供給量も増加させたため、性能向上は両者の複合要因であったと考えられる。今後、エンジン性能に影響を及ぼす要因の更なる分析が必要である。

2.7.6 エンジンの作動状況

燃焼試験時のエンジンの作動状況を Fig.16 に示す。ノズルは燃焼ガス出口速度がマッハ数2となるように設計した。



Fig. 16 厚肉エンジンの燃焼状況

Fig.16 に示す様に、ショックダイヤモンドが燃焼ガス中に明確に認められるところから、実験における燃焼ガスの流れは超音速になっていることが裏付けられた。

ショックダイヤモンドとは、高速のガスの流れにおいて、燃焼ガス中に膨張波と圧縮波が連続で発生し、圧縮部ではガス圧力とガス温度が膨張部より高くなるため、他の部分より明るくなる現象で、燃焼ガスの超音速流れにおいて発生する。このことから、エンジンの燃焼状況は設計通りの燃焼状態になっていることが推測された。

2.7.7 エンジン性能について

2.7.5 項より、前報に比較すると本実験においては性能はある程度向上したことが分かった。ここで、エンジン性能を評価するうえで比推力⁽⁷⁾に着目する。Fig.17 に本実験

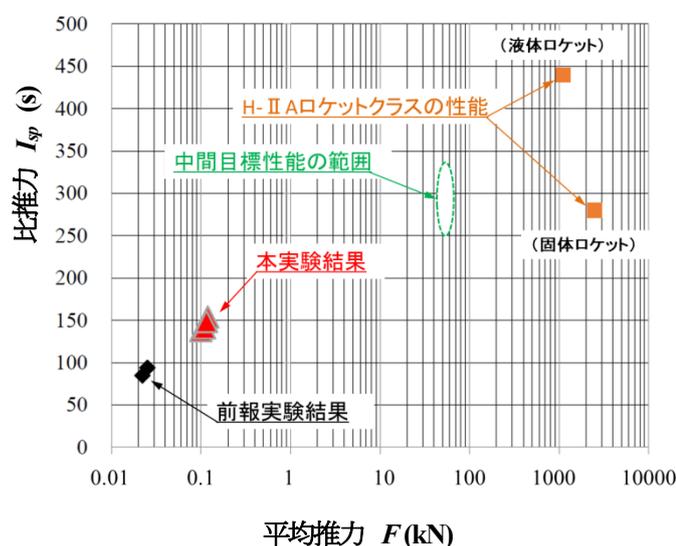


Fig. 17 比推力と推力の関係

結果、前報実験結果及び中期計画(中間)目標性能について、比推力と平均推力の関係を示す。中期計画の目標は高度100km(宇宙空間)への到達である。参考までに、現有のH-IIAロケットクラスの性能も記載した。

鹿児島ロケットは小型人工衛星を打ち上げるための小型ロケットであるため、現有のH-IIAロケットクラスの推力は必要ないが、小型人工衛星を地球の周回軌道に投入するために必要なペイロードの加速性能に大きな影響を及ぼす比推力は、現在運用中の高性能ロケットに近い性能が必要とされる。従って、今後の研究においては推力向上に加え、比推力向上についても研究を進めていく必要があると思われる。

3. 今後の進め方の方針

2.7.5 項、2.7.6 項に示したように、前報に比較し着実に進歩していると思われる。今後は、実機仕様を念頭に置いて更なる性能改善の方策を広く探っていきたいと考える。

実験を進めていく過程において、学生の成長が著しいと感じられた。今までに世の中に実績がほとんどないハイブリッドロケットの研究を学生共々手探りで進めている。実験を進めるたびに立ち止まって考え、新たな条件で実験してはまた考える。鹿児島ハイブリッドロケット研究会として、今後とも学生を中心として、継続的に研究開発を進めていきたい。

4. まとめ

- (1) 本実験の結果、前報のエンジンに比較し、性能改善の成果を得ることができた。
- (2) 前報に続き、本実験においても今後の実機設計のためのデータを取得することができた。
- (3) 現時点では燃焼剤の形状設計に重点を置いてきたが、将来の性能改善に向けて、燃焼剤の種類についても広く調査をしていく必要があると考える。
- (4) エンジン比推力について、本実験結果、中間目標性能、現有の運用されているロケットの性能を比較することにより、現状の位置付けを認識することができた。
- (5) 前報における当初の設計目標をある程度満たすことができた。しかしながら、将来的に小型人工衛星を打ち上げるための性能を満たすためには今後多くの技術課題を解決していく必要がある。今まで蓄積してきたデータ・知見をもとに継続的に研究開発に取り組んでいきたい。

参考文献及び情報

- (1) "SATELLITE LAUNCH HISTORY & MARKET FORECAST" :
<https://www.spaceworks.aero/wp-content/uploads/Nano-Micro-satellite-Market-Forecast-9th-Edition-2019.pdf>
<https://jbpres.ismedia.jp/articles/-/55935?page=3>
- (2) 高口, 片野田, 中山, 佐川: "ハイブリッドロケットエンジンの実験的研究(基礎実験による設計データ取得)", 第一工業大学研究報告, 第31号, pp. 1-8, (2019)
- (3) George P. Sutton, Oscar Biblarz: "ROCKET PROPULSION ELEMENTS (Eighth Edition)", JOHN WILEY & SONS,

INC., pp.537-541.

- (4) George P. Sutton, Oscar Biblarz:” ROCKET PROPULSION ELEMENTS (Eighth Edition)”, JOHN WILEY & SONS, INC., pp.600-613.
- (5) George P. Sutton, Oscar Biblarz:” ROCKET PROPULSION ELEMENTS (Eighth Edition)”, JOHN WILEY & SONS, INC., pp.458-465.
- (6) George P. Sutton, Oscar Biblarz:” ROCKET PROPULSION ELEMENTS (Eighth Edition)”, JOHN WILEY & SONS, INC., pp.64-68.
- (7) George P. Sutton, Oscar Biblarz:” ROCKET PROPULSION ELEMENTS (Eighth Edition)”, JOHN WILEY & SONS, INC., pp.28-32.