

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)

高口 裕芝¹・片野田 洋²・中山 友希³・佐川 諒⁴

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トヨタ自動車九州株式会社

Experimental Research for Hybrid Rocket Engine

Hiroshi KOUGUCHI¹, Hiroshi KATANODA², Yuki NAKAYANA³, Akira SAGAWA⁴

¹Department of Aeronautical Engineering Daiichi Institute of Technology

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

³Toyota Motor Kyushu, Inc.

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

1. はじめに

従来、人工衛星は主に気象、通信、防災等の目的で活用されてきた。しかしながら、運用は特定エリアに限られ、期間も限定的であった。近年になり、半導体等電子デバイスの高性能化により、小型でも機能を絞れば従来の人工衛星並みの性能が得られるようになってきた。即ち、小型人工衛星でも複数機運用することにより、きめ細かい観測が可能となり、膨大な情報のビッグデータを構築することが可能になりつつある。Fig.1 に小型人工衛星を用いた観測の運用形態のイメージを示す。この様な背景より、世界的に小型人工衛星の試作製造数量は年々増加の一途をたどっている (Fig.2 参照)。将来的には、複数の小型人工衛星の協調動作の運用により、世界をカバーできる大規模な衛星通信ネットワーク⁽¹⁾や小型人工衛星に搭載した各種センサによる実時間での地球観測⁽²⁾あるいは単独の小型人工衛星による天文観測等にも発展していくと考えられる。上記の背景より、鹿児島大学は

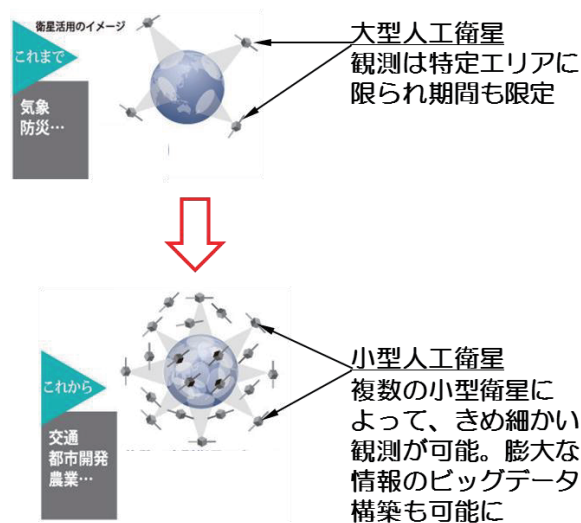


Fig.1 小型人工衛星の運用イメージ

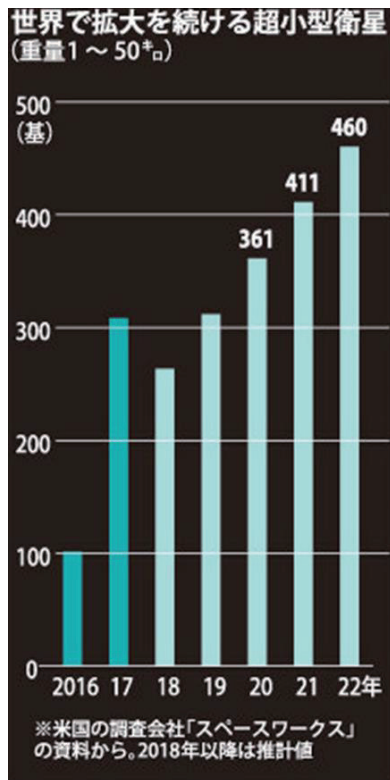


Fig.2 世界における超小型人工衛星の需要増傾向

将来の小型人工衛星の需要を見越して小型人工衛星打上げ用小型ロケットの研究開発を立ち上げた（「鹿児島ハイブリッドロケット研究会」）。これらの研究開発の活動は、上記の小型人工衛星打上げ需要に対して貢献できるとともに、鹿児島県内の高等教育機関における「コトづくり教育」、ひいては地域振興、産業振興にも繋がると考えられる。第一工業大学もこの研究会に参加し、現在共同で研究開発を進めている。当面の目標は、試作初号機の打ち上げである。試作初号機の概要図を Fig.3 に示す。

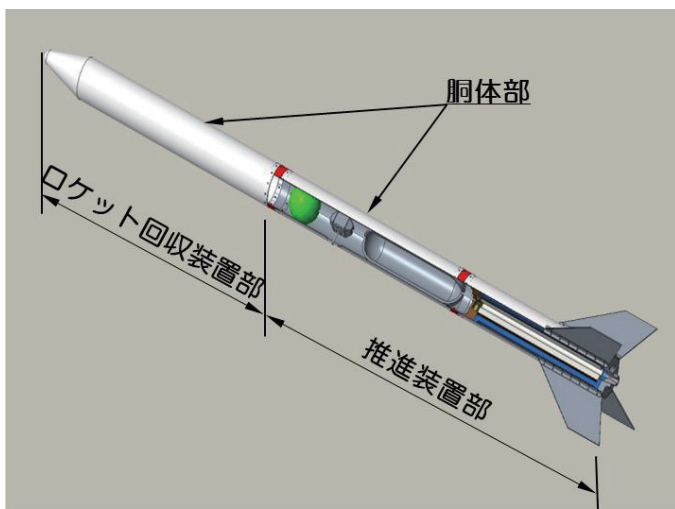


Fig.3 試作初号機概要
(鹿児島ハイブリッドロケット研究会)

このロケットは、

- (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。(1)推進装置は、ロケットの飛ばしように必要な推力を発生させる機能、(2)ロケット回収装置部は、推進装置が作動終了後、計画高度の達成を高度計により検知し、頭胴部よりパラシュートを放出して海面に安全に落下させ、フロートを展開して海面上でロケットの回収を可能とする機能、(3)胴体部は上記の主要構成部を構造的にロケットとして保つ機能を有する。開発期間の短縮のために、(1)推進装置及び(2)ロケット回収装置部は並行して開発を進めている。本報告は、(1)推進装置の設計基礎データ取得試験の範囲について報告する。

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.4 に示す。

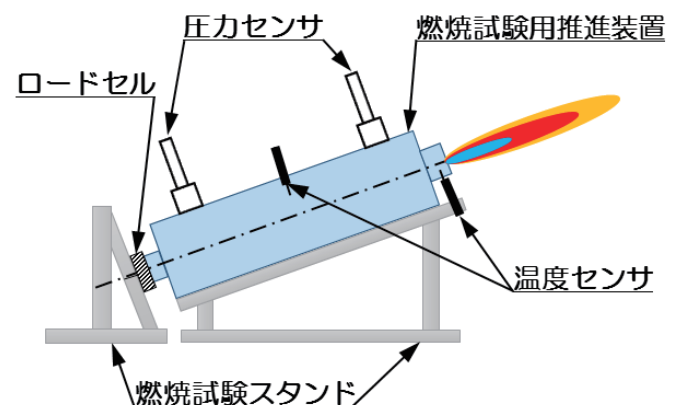


Fig.4 燃焼試験スタンド

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、ノズル部およ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。

化学物質を燃料とする推進装置(エンジン)の種類には、液体ロケットエンジン、固体ロケットモータおよびハイブリッドロケットエンジンの3種類の方式が存在するが、「鹿児島ハイブリッドロケット研究会」は、主に安全性、コストの観点より、ハイブリッドロケットエンジンを選定して開発を進めている。

2. 実験

2.1 全体概要

確実な着火性と燃焼の持続性に関するデータを取得するために、エンジンの燃料(燃焼剤)はアクリル樹脂とし、その燃料の形状はアクリル樹脂の丸棒の中心軸方向に円形の貫通穴を加工した内面燃焼方式とした。また、取扱い上の便宜と安全性を考慮し、酸化剤は気体酸素(以下、GOXと称する)とした。異常燃焼を想定し、想定外の高い燃焼圧力発生に対する抗堪性として、推進装置燃焼室の板厚を厚くすることにより対策した(厚肉燃焼試験用供試品)。イグナイタの装薬は、固形アルコール燃料とし、アクリル樹脂の板で囲む構造とした。GOXはボンベより調圧弁(レギュレータ)を介してインジェクターから燃焼室に供給された。

2.2 供試品

供試品(厚肉ロケットエンジン)の概要図をFig. 5に示す。供試品の主な構成は、

- (1)燃焼剤 (2)厚肉エンジンケース (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
- である。

2.2.1 燃焼剤

燃焼剤概略形状をFig. 6に示す。燃焼剤の基本形状は円柱の中心部を取り除いた内面燃焼方式とする。内面の形状をグレイン形状といい、Fig. 6(a)を丸孔グレイン、Fig. 6(b)を8光芒グレインと呼ぶ。グレイン形状は機械加工等により成形したものである。燃焼剤の外周には、ベークライトのインシュレータ(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 厚肉エンジンケース

厚肉エンジンケースをFig. 5に示す。厚肉エンジンケースはステンレス鋼製で、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

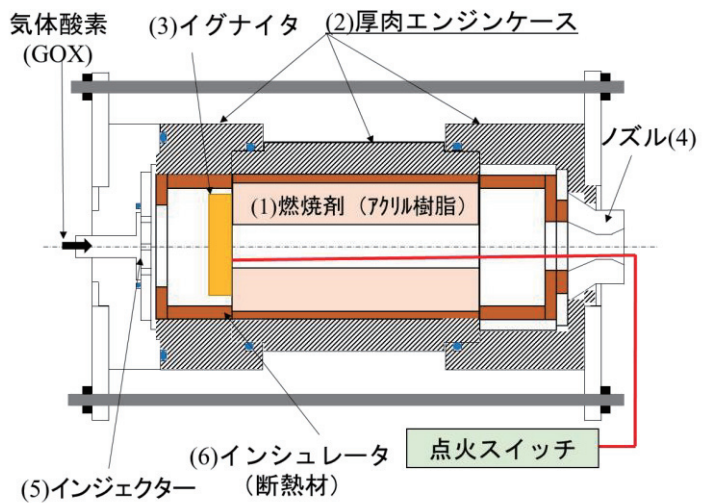
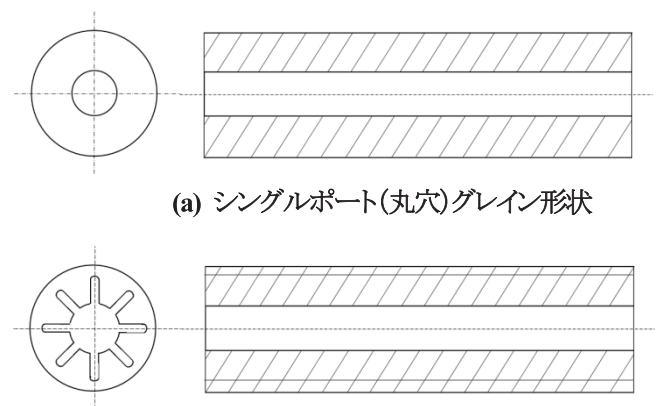


Fig.5 燃焼試験用厚肉推進装置



(a) シングルポート(丸穴)グレイン形状

(b) ワゴンホイール(8光芒)グレイン形状

Fig.6 燃焼剤形状

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2カ所に取り付けた。

2.2.3 イグナイタ

イグナイタをFig. 7に示す。イグナイタは、燃焼剤に点火するための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.7 イグナイタ

スに曝されるため、本来は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、本報告においては予備実験として実施したこともあり、便宜的に材料はステンレス鋼を用いた。以降のエンジンには、ノズル部はグラファイトに変更する予定である。ステンレス製ノズルを Fig.8 に示す。



Fig.8 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.5 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)

インシュレータを Fig.5 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機能を有しており、材質はベークライトを使用した。

2.3 実験装置

2.3.1 燃焼試験スタンド

燃焼試験スタンドを Fig. 4 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。

2.3.2 酸化剤供給装置

酸化剤供給装置を Fig.9 に示す。本研究においては、開発の初期段階として、酸化剤として GOX を用いた。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)

ロードセルの取り付け位置を Fig.4 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

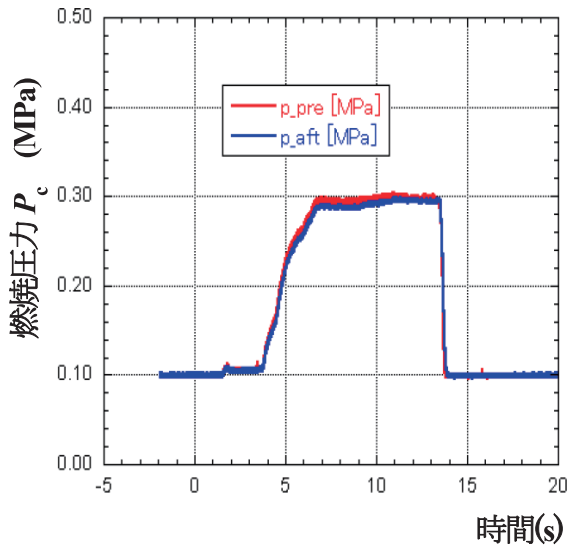
センシズ社製 HSVR-003MP-07-V-SE 定格 3MPa, 応答性 5ms 以下, 出力電圧 1-5v ステンレス製ダイヤフラム構造を用いた。

(3) 熱電対

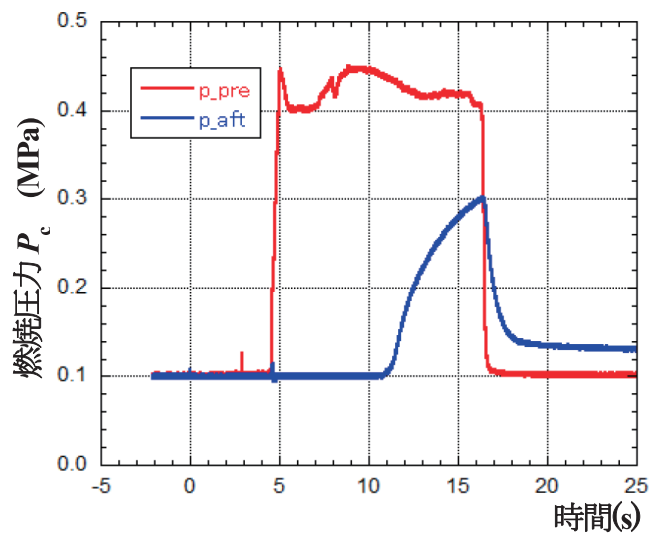
シートカップル型 K 型熱電対, 出力電圧 0-10V, 設定温度範囲 0~500°C を用いた。

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



(a) 丸穴グレイン形状



(b) 8 光芒グレイン形状

Fig. 10 燃焼圧力曲線

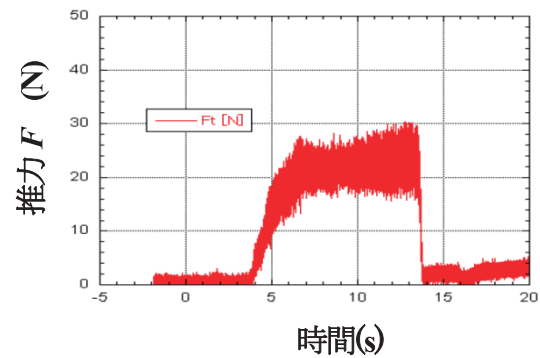
である。また、燃焼末期においては、燃焼圧力の立ち下りは、両者とも同等である。

燃焼中の平均燃焼圧力は8光芒グレインの方が約40%高い。これは、8光芒グレインの方が燃焼中にわたって燃焼面積が増加していることによるものである。

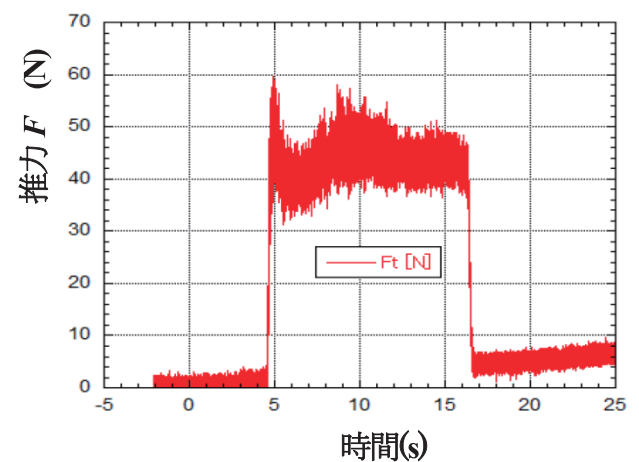
燃焼中の圧力変化は、丸穴グレインは着火立ち上がり後はほぼ一定の燃焼圧力を示しているが、8光芒グレインは約10%の範囲で変動している。これは、燃焼剤への着火後、エンジンの中心軸（長手）方向でグレインの断面形状が不規則に変化することにより、全体として燃焼面積の変化が生じ、燃焼圧力の変動となって現れてきている、と思われる。

2.6.2 推力データ

Fig.11 に推力曲線を示す。Fig.11 (a)は丸穴グレイン、Fig.11 (b)は8光芒グレインである。



(a) 丸穴グレイン形状



(b) 8 光芒グレイン形状

Fig. 11 推力曲線

推力曲線は、圧力曲線に比較すると振幅が大きな振動成分が重畳している。これは、燃焼試験スタンドの低周波の機械振動が現れているもので、数十 Hz～百数十 Hz の周波数を持つ振動波形であることが多い。今後、この振動成分の周波数分析を行い、明らかにしていく。

推力曲線は、丸穴グレイン、8光芒グレインともに圧力曲線と同様な時系列変化を示しており、推力データとして妥当な結果だと判断する。

推力性能は、ロケットエンジンの主要な性能であり、ロケットエンジンの性能評価に際しては、主に推力曲線の解析によりエンジン性能を評価する。2.6.1 項 燃焼圧力データで述べたように、丸穴グレインと8光芒グレインの比較においては、推力においても8光芒グレインの方が大きく、平均推力の比較においては、8光芒グレインの方が約2倍大きい。燃焼平均圧力の差異に比較し、推力の差異の方が大きくなっている。これは、8光芒グレインの燃焼圧力が約40%高くな

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（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、イグナイタの装薬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、データロガーに蓄積された。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、各時刻の平均値を推力値とした。以下に主な計測項目を示す。

- (1) 推力
- (2) 燃焼圧力
- (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る。
- (5) 酸化剤消費量および酸化剤流量

2.6 実験結果および考察

上記に示したデータは正常に取得できたが、本報告では、推力性能に直接関係する燃焼圧力データおよび推力データについて述べる。

2.6.1 燃焼圧力データ

Fig.10 に燃焼圧力曲線を示す。Fig.10 (a) は丸穴グレイン、Fig.10 (b) は 8 光芒グレインである。

圧力曲線は、赤色が前方燃焼室、青色が後方燃焼室である。8 光芒グレインについては、後方燃焼室圧力は前方と大きく異なっている。これは、後方燃焼室圧力を計測するセンサーに詰りが生じ、圧力センサに燃焼ガスが十分に達しなかったことによるものと思われる。実験後に取り外してみたところ、シール材の混入が認められた。丸穴グレインの計測結果より、前方および後方の燃焼圧力はほぼ同一であることから、8 光芒グレインの場合は、前方燃焼室の圧力曲線により評価が可能である、と判断した。

丸穴グレインの燃焼特性について、固体ロケットモータの場合、燃焼曲線は単調増加の特性を有するが、ハイブリッドロケットエンジンの場合は、初期に単調増加の傾向が見られるが、燃焼圧力が上がりつめた後は、燃焼圧力はほぼ一定となっている。これは、ハイブリッドロケットの場合は酸化剤 (GOX) が燃焼室の外部より供給されており、GOX 供給圧力による影響により、燃焼圧力がほぼ一定になっているものと思われる。今後、試作初号機的设计を進めていく上で、上記現象の理由を解明することが必要であると考えられる。

燃焼圧力の立ち上がりは、丸穴グレインに比較すると 8 光芒グレインの方が早い。これは、丸穴グレインの燃焼特性による要因および燃焼剤の初期燃焼面積が丸穴グレインよりも 8 光芒グレインの方が大きく、初期着火時の分解ガス発生が早くなったことによるものと思われる。これは、固体ロケットモータの推進薬初期着火現象に一般的にみられる傾向

っていることにより、8 光芒グレインエンジンの推力係数が更に約 40% 増加し、平均推力が 8 光芒グレインの方が約 2 倍大きい結果となったと思われる。従って、燃焼剤のグレイン形状としては、初期燃焼面積を増加することにより推進装置の性能向上が図れることが分かった。また、今後計画している小型ロケット用のエンジンとして用いた場合、丸穴グレインよりも 8 光芒グレインの様に推力の立ち上がり早い方が小型ロケットの発射機からの離脱速度が大きくなり、発射機離脱後に安定した飛しょう状態が得られる。

2.6.3 推力と燃焼圧力の関係について

上記に示す様に、推力と燃焼圧力は密接な関係がある。本報告の基礎データ取得で実施した 5 回の試験の結果に関して推力と燃焼圧力の関係について調査した。平均推力および平均圧力は、各燃焼曲線において、推力および燃焼圧力がほぼ定常状態の時間における力積平均および圧力積平均を取り、それぞれ定常燃焼平均推力 F_{STD} および定常燃焼平均圧力 P_{STD} とした。 F_{STD} および P_{STD} の計算方法は Sutton^③ による平均圧力及び平均推力の評価方法を準用した。その結果を Fig.12 に示す。この結果より、ある程度の相関性が見られることが分る（実線）。

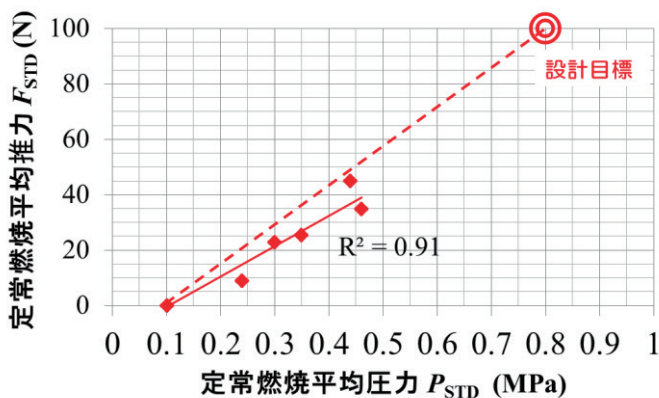


Fig. 12 推力と燃焼圧力の関係

当初の設計目標は図中の◎印であり、破線は設計目標と基準点を結んだ線である。これによると、今回の設計の方向性（実線の延長線上）では、目標に到達することが困難であることが分る。このことより、今後は現在の設計の方向性よりも、より性能向上の方向を目指して開発を進めて行く必要があることが分かった。

3. 今後の設計方針の検討

2.6.3 項に示したように、当面の目標を達成するために、今後、より性能の向上を目指して開発を進めて行く必要があ

る。その方向性を探るために、固体ロケットモータの場合を参考にハイブリッドロケットエンジンの燃焼形態について考察を行う。

現在開発中のハイブリッドロケットエンジンは、燃料（燃焼剤）が固体、酸化剤が液体酸素の組合せである。燃料が固体であることから、固体燃焼の技術、すなわち固体推進薬の燃焼技術を参考に検討を進める。

考察を進める上で、固体推進薬の燃焼形態のモデル図を Fig.13 に、ハイブリッドロケット燃焼剤の燃焼形態のモデル図を Fig.14 に示す。

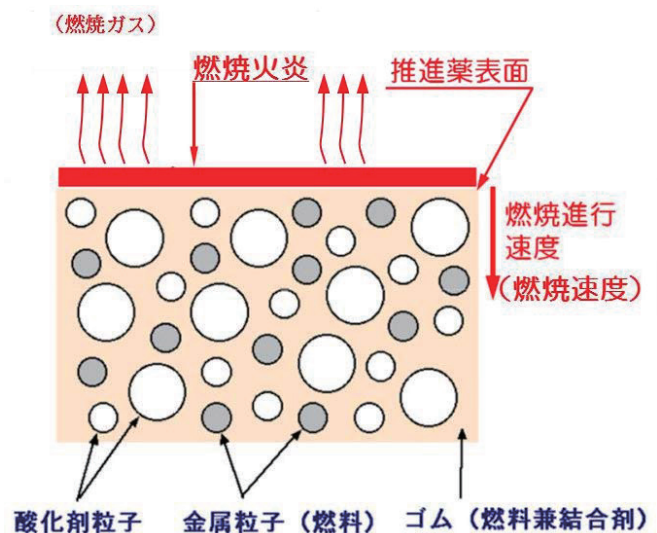


Fig. 13 固体推進薬燃焼形態のモデル図

固体推進薬は、推進薬の中に酸化剤（過塩素酸アンモニウム等）を含有しており、一旦推進薬表面に着火し、燃焼火炎が形成されるとその熱で酸化剤および燃料兼結合剤が熱分解され、熱分解ガスが酸化剤と反応して推進薬表面のごく近傍に安定した燃焼火炎を形成する。

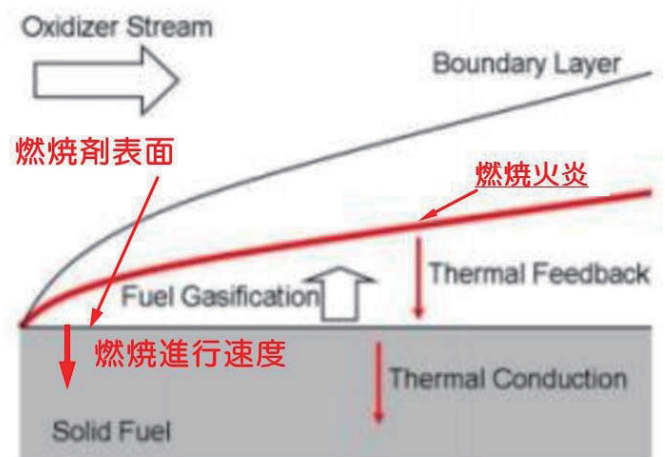


Fig. 14 ハイブリッドロケット燃焼形態のモデル図

一方、ハイブリッドロケット燃焼剤の場合は、燃焼剤中に酸化剤を含有していないために、燃焼剤の熱分解ガスはポート（内孔）を流れている酸化剤と反応し、燃焼剤表面から隔離した酸化剤の境界層内に燃焼火炎が形成される（境界層燃焼と呼ばれている）。境界層内に形成された燃焼火炎の熱は、熱輻射および対流熱伝達の形態で燃焼剤に伝達され、燃焼剤内の熱伝導により燃焼剤の熱分解ガスを生じる。熱分解ガスは酸化剤境界層内に流出し燃焼火炎を形成する。この様に、固体推進薬に比較すると、ハイブリッドロケットの場合は、燃焼剤を熱分解するための熱は複雑なプロセスを経て燃焼剤に伝達される。そのうえ、燃焼火炎の形成は、酸化剤の流動状態によっても影響を受けることとなり、固体推進薬の燃焼形態に比較すると様々な複雑な要因を含むことになる。これらの両者の差異が、ハイブリッドロケットエンジンは固体ロケットモータに比較して推力向上が得られにくいことの要因の一つになっているものと思われる。すなわち、燃焼火炎から燃焼剤への熱伝達が速やかに生じる様な設計上の工夫をすることが、ハイブリッドロケットエンジンにおける推力性能改善のポイントの一つになるとと思われる。

今後は上記の点を念頭に置いて、基礎実験でデータを取得しながら、「鹿児島ロケット」初号機に使用する燃焼剤グレインの設計を進めて行く必要があると考える。

4. まとめ

- (1) 本報告により、ハイブリッドロケットエンジンとしての着火性に関する設計確認ができた。
- (2) 本報告の基礎実験により、今後「鹿児島ロケット」初号機用エンジンを設計するための有益な設計データが取得できた。
- (3) 推力と燃焼圧力データにはある程度の相関を有することが分った。
- (4) しかしながら、今回の設計目標に対しては未達であり、現在の設計の方向性よりも、より改善が必要であり、本報告の試作に関する設計の方向性では目標の実現が難しいことが認識できた。
- (5) 固体ロケットモータ推進薬の燃焼形態とハイブリッドロケットエンジンの燃焼形態の比較により、推力性能改善のための設計の方向性を示すことができた。

参考文献及び情報

- 1) ”イーロン・マスクが挑み、ソフトバンクも出資する「巨大ネット衛星通信網」計画とは?” :
<https://www.businessinsider.jp/post-165868>
- 2) ” OneWeb について (衛星通信システム委員会作業班 (第11回)) ” ソフトバンクグループ (株) :
http://www.soumu.go.jp/main_content/000530539.pdf
- 3) George P. Sutton, Oscar Biblarz: ” ROCKET PROPULSION ELEMENTS (Eighth Edition) ”, JOHN WILEY & SONS, INC., pp.458-462.