

ハイブリッドロケットの着火遅れに関する基礎実験

○ 中田大将 (室蘭工業大学)、ムハマドハフィズ (室工大 学)、
棚次亘弘、東野和幸、廣田光智 (室蘭工業大学)

Experimental Study on the Ignition Delay of Hybrid Rockets,
Daisuke Nakata, Hafeez Muhammad,
Nobuhiro Tanatsugu, Kazuyuki Higashino and Mitsutomu Hirota (Muroran Institute of Technology)

Key Words: Hybrid Rocket, Ignition Delay, Flame Spread Velocity

Abstract

It is known that the ignition delay of a hybrid rocket is longer than that of a liquid rocket or solid motor. Its dependency on the GOx mass flow rate, the igniter position and the grain length was examined by a series of experiment. Larger GOx mass flow results shorter ignition delay, and the effect of the igniter position and the grain length was not significant. Generally the ignition delay time was around 1.0 s. Besides authors tried to paste the grease on the grain surface, which has lower flash point. In this case, very fast flame spread was observed and the ignition delay time became less than 0.1 s. This technique is considered to be practical, but careful treatment is necessary not to have excessive pressure rise.

1. はじめに

ハイブリッドロケットは火薬を用いない点において輸送・保管・取扱い安全性に優れることが最大の利点である。その点火方式としてはスパークワイヤ等の高圧点火[1]、ニクロム線等を用いた通電発火[2]等の電気的な方式もあるが、ごく少量の点火薬を用いるのが最も確実性が高く簡便である。国内でも、九州工業大学、首都大学東京、JAXA 宇宙研などで実験に用いるハイブリッドロケットの着火を火薬によって行っている。固体モーターの場合、グレーンのサイズと点火薬のサイズについては経験式を用いて適正なエネルギー量を算出するが[3]、ハイブリッドロケットでは大きな火薬を用いることは安全性と相反するため、出来るだけ最小限の火薬で点火を行うことが望ましい。酸化剤と燃料が予めミックスされている固体・液体ロケットと異なり、ハイブリッドロケットは境界層燃焼であるから、最初の点火位置より全体に燃え広がるのに要する時間は一般に長く[4]、着火時間のばらつきも無視できない。

室蘭工業大学ではロケット・スレッド設備[5]にて図1に示すように4本のクラスター・ハイブリッドロケット(HyperTEK L970)を推進システムとして用いているが、着火時間のばらつきを抑えることが一つの課題となっ

ている。そこで、着火時間を左右すると思われる因子(酸素流量、イグナイタ位置、引火点の異なる物質の塗布)について基礎実験を行い、定量的な評価を行った。



図1 ハイブリッドロケット着火のばらつき
(左から右まで 0.5 秒の遅れ)

2. 実験装置

実験は内部を可視的に観察できるように、アクリル(PMMA)をグレーンとして用いた。内径は 28 mm、外径は 60 mm である。ノズルの代わりに直径 10 mm の SUS 製オリフィスを排気口に設置した。上流は内径 4.2 mm のシングルポートインジェクターとなっている。アクリル材の定格を表1に、配管系統図を図2に示す。

ノズル下流から挿入される点火薬は発熱量 30mJ の黒色火薬で、通電により発火する。

圧力の上昇を測るため、インジェクタ直近の上流圧 P_{inj} と、出口オリフィス直近の圧力 P_c をそれぞれ取得した。また、同位置において温度 T_{inj} 、 T_c も計測した。

流量はオリフィス前後圧より推算したが、現段階では縮流係数 Cd を 1 としている。燃え広がりの様子を確認するため、アクリル側面から 240fps のレートで動画を撮影した。

運用手順としては GOx 弁開としてから 10 秒程度経った後点火薬に通電、5 秒程度の燃焼を行い、GOX 閉・GN2 開（パージ）する。

表 1 使用したアクリル材の定格

引火温度	563-573 K
発火温度	723-735 K
酸素指数	18.8
火炎伝播指数 (ASTM E 84による指数)	190
密度	1.17-1.20 g/cm ³
熱伝達係数	0.17-0.25 W/m-K

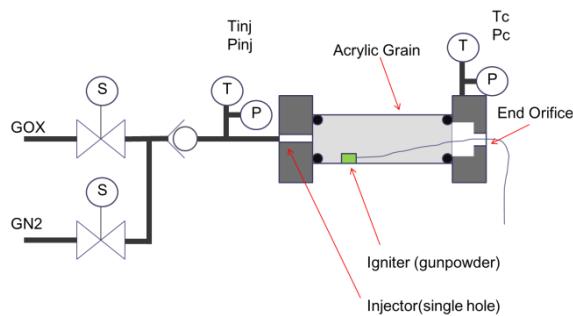


図 2 配管系統図

3. 評価方法

着火遅れのフェーズとしては、以下の 3 つに分類できる。[3]

t1: 火薬に通電後、発火するまでの時間

t2: 火薬発火後、最も近傍のグレーン表面が引火するまでの時間

t3: グレーンの一部に引火後、全体に燃え広がり、燃焼室圧が定常となるまでの時間

このうち、t1 はごく短く数十 ms 以内である。

t2 については(1)式で示される通り、燃料の物性（熱伝導率・比熱・密度）に比例し、(引火点 T_{ig} - 初期温度 T_0) の二乗に比例すると考えられるが、せいぜい 100 ms 程度のレベルである。

$$t_2 = \frac{\pi \lambda_p c \rho_p}{4 \dot{q}} (T_{ig} - T_0)^2 \quad (1)$$

圧倒的に長いのは、一点から火炎が全体に回るのに要する t3 であり、ここでは $P_c \propto t^n$ なるアレニウス則に従うと考えられる。t3 の終点については P_c のカーブを実験より取得し、アレニウスのな圧力上昇が終わったと考えられるところとする。

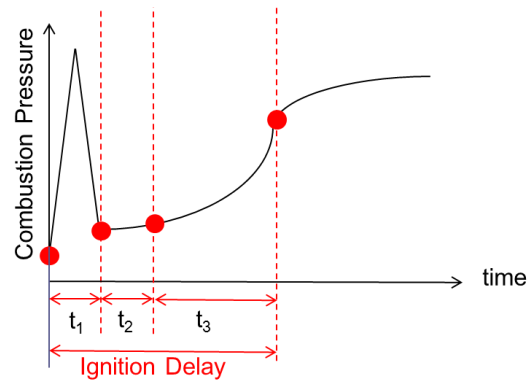


図 3 典型的な着火フェーズの圧力カーブ

4. 実験結果

4-1 グレーン長さによる違い

今回基礎実験に使用したアクリル筒のサイズ（内径・外径）はロケット・スレッドで使用している HyperTEK L 型グレーンに準拠して決定した。しかしながら、長さについても実際と同じ 30 cm 程度（グレーン挿入部長さ）とすると、実験コストが膨大となる。そこで、本来の長さ 30 cm のものと、この 1/3 のサイズである 10 cm のものを比較した上で、その他の因子については 10 cm のグレーンのみで比較することにした。図 4 は全長 10 cm グレーンの圧力カーブ、図 5 は全長 30 cm グレーンの圧力カーブである。一見してわかる通り、全長の差ほど大きな着火遅れの違いにはなっていない。内圧の絶対値では 2 倍程度の違いがある。インジェクタ圧損は十分に大きい。

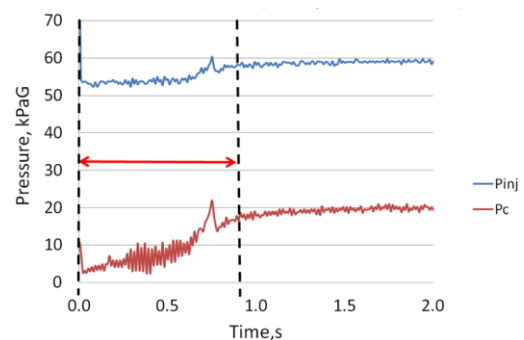


図 4 全長 10 cm グレーンの典型的な圧力カーブ

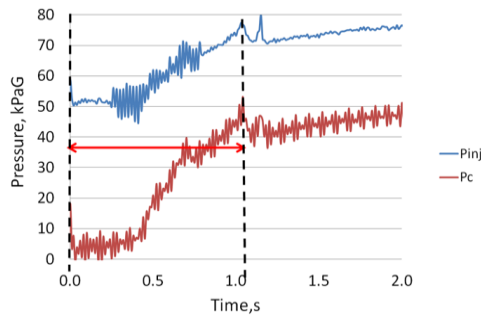


図5 全長 30 cm グレーンの圧力カーブ

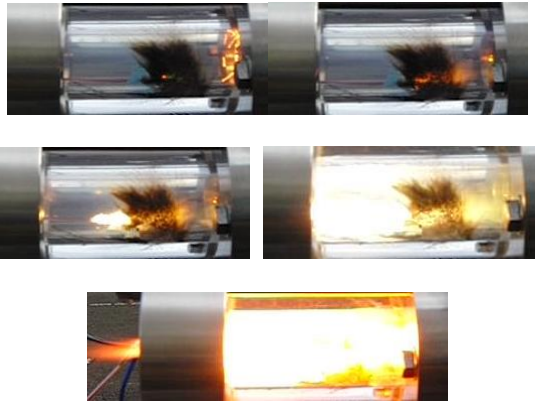


図6 全長 10 cm グレーンのキャプチャ画像
 左上) $t = 0.1s$ 右上) $t = 0.3s$
 左中) $t = 0.5s$ 右中) $t = 0.6s$
 下) $t = 0.8s$

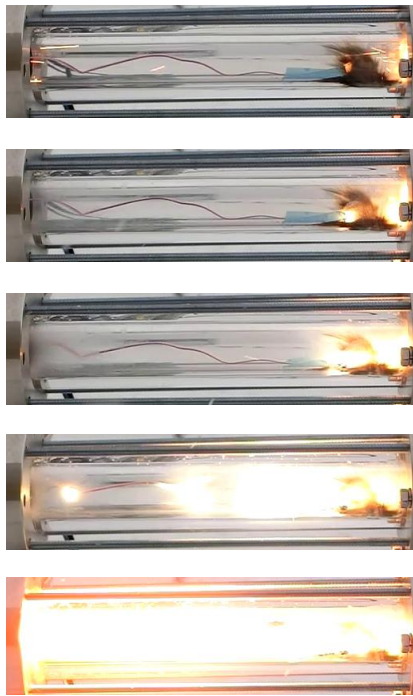


図7 全長 30 cm グレーンのキャプチャ画像
 上から $t = 0.1s, 0.3s, 0.5s, 0.6s, 0.8s$

図6と図7に各時刻における燃え広がりの様子を動画撮影し、キャプチャした図を示す。いずれも $t=0.5s$ までは徐々に燃え広がっている様子であるが、 $t=0.6s$ 頃からは圧力カーブの上昇にも表れている通り、爆発的に火炎が広がり、 $t=0.8s$ 頃には全体に燃え広がっていることがわかる。特に 30 cm 長さのグレーンでは $t = 0.6s$ で下流に不連続な引火点が生じており、燃焼室内の至るところで引火点以上の温度になっていると推察される。Steiner tunnel test に代表されるような1次元方向への「燃え広がり」の概念[6]が適用できるのはせいぜい $t=0.5s$ 程度までであり、その後は火災におけるフラッシュオーバー現象のように、一気に燃え広がる状況と考えられる。5回の実験における 10 cm グレーンの着火遅れ時間は平均 770 ms、標準偏差は 70 ms であった。30 cm グレーンの試験は2度行い、いずれも 1.1 s の着火遅れであった。

4-2 酸化剤流量による違い

以下、全長 10 cm のグレーンを用いて比較する。酸化剤流量による違いと標準偏差 (5回の試行) を表2に示す。流量はインジェクタ前後の差圧から求めたものであり、現時点ではオリフィス係数は正確に把握していないため、1としている。今後、正確な流量キャリブレーションを行いたい。

表2 酸化剤流量による違い

流量, g/s	平均着火遅れ時間, s
4.8	0.77 ± 0.07
3.5	0.87 ± 0.09
2.1	1.10 ± 0.10

酸化剤流量 4.8g/s がノミナル条件である。着火時間は流量を減らすに従って長くなり、またばらつき (標準偏差) も大きくなる傾向がある。

インジェクタ・オリフィス径が一定の条件では酸化剤流量を増やすことは流速の増大を意味する。雰囲気流速に対する火炎伝播速度との関連性については対流特性時間と化学特性時間の比であるダムケラ数[7]によって説明することが出来るが、一定以上の流速では火炎伝播

速度は却って低下する。これは流速に対して気相の燃焼反応速度が追い付かなくなるため吹き飛びが生じるからである。このような領域を化学反応領域 (kinetic-regime) と呼ぶ。気相の反応速度は火炎温度、すなわち O/F に依存するところがあるが、着火初期のフェーズではグレーン表面から蒸発した燃料の量はごく少なく、O/F は等量比よりも充分に大きい側にある。酸化剤流量を増加させることはこれをさらに大きくする方向であるから、火炎温度はゆるやかに低下すると考えられる。即ち、化学特性時間は増加し、火炎伝播速度は低下する。

しかしながら、今回の実験条件の範囲では流量と着火遅れ時間は正の相関関係を示しており、化学反応速度が支配的となるような化学反応領域には達していないと言えるだろう。

4-3 イグナイタ位置による違い

イグナイタ位置はノミナルでは上流から 3 cm の位置に統一しているが、上流から 7 cm の位置に変更したところ、平均的な着火時間には変わりがないものの、ばらつきがかなり大きくなることが分かった。映像 (図 8) からは、火炎が上流にさかのぼる様子がケースパイケースですんなりゆく場合と、時間を要する場合があることが観察された。



図 8 低引火点グリスを塗布した場合の $t=0.1s$ における内面キャプチャ画像。

上) $t=0.5s$ 下) $t=0.8s$

4-4 低引火点グリスの塗布

(1)式に示される通り、引火点は着火時間に大きな影響を持つファクターである。そこでグレーン内面に引火点が $20^{\circ}C$ のグリス (エーゼット・極圧グリーススプレー) を薄く塗布し、着火時間への影響を見た。結果は火薬に通電後 0.1 秒程度でグレーン全体に火炎が爆発的に広がり、圧力も定常に達した。この手法は実用的には燃焼圧の急激なオーバーシュートを招くため、塗布量をよく管理して実施する必要があるが、着火遅れ時間およびばらつきを抑えるには有効な手法である。

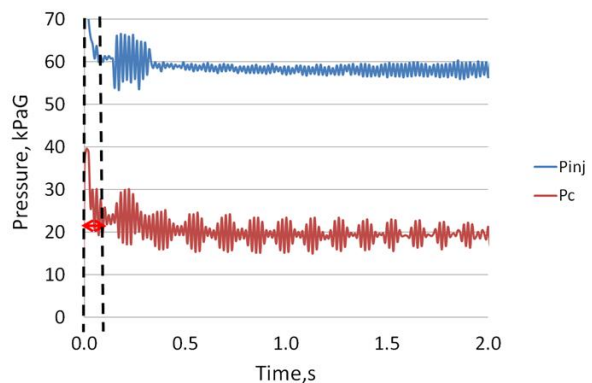


図 9 低引火点グリスを塗布した場合の圧力カーブ



図 10 低引火点グリスを塗布した場合の $t=0.1s$ における内面キャプチャ画像

5. ロケットスレッドへの応用

室蘭工業大学ロケットスレッド[5]では、 $1/4"$ の配管から酸素をレギュレータ 2 次圧 1MPa 未満で流し、4 本のグレーンへ配分している。このため、1 本のグレーンにおけるガス酸素流量はかなり少ないと予想される。本報告 4-2 節における流量の最低値よりも小さい可能性がある。また、酸素はグレーンの尻から上流に向かって吹き込んでいることも、今回の実験条件とはやや異なる。このため、著しい着火遅れ・ばらつきになったと考えられる。しかしながら、着火用酸素流量を増加させるには、現状の配管を $1/2"$ とし、かつ酸素ポンペをカー

ドル化する、あるいは高圧ガス申請を行い 1MPa 以上の 2 次圧で酸素を吹きこむ必要があり、作業量が膨大である。実用上最もシンプルな解は低引火点グリスの採用である。燃焼圧の急激なオーバーシュートを招かないような適切な塗布量を把握し、実証したい。

6. まとめ

ハイブリッドロケットの着火遅れに及ぼす因子について調べるため、基礎実験を行い下記の結論を得た。

- ・ $t=0.5s$ まではグレーン表面を燃え広がるが、それ以降はフラッシュオーバーする。
- ・酸化剤流量を減らすと着火遅れが長くなり、ばらつきもやや大きくなる。
- ・イグナイタ位置を下流にすると平均的な時間は変化無いが、ばらつきは大きくなる。
- ・低引火点グリスを塗った場合は 0.1 s 程度で全体に引火する。
- ・ロケットスレッドへの応用では酸化剤流量を増やすことは様々な制約があるため、低引火点グリスの塗布が有効と考えている。

参考文献

1. <http://www.hypertekhybrids.com/>
2. 稲葉 他, CAMUI 型ハイブリッドロケットの作動履歴におけるスケール則の構築, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2013
3. 木村逸郎, ロケット工学, 養賢堂
4. M. J. Chiaverini, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, AIAA
5. Daisuke Nakata, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu., "Research and Development of High Speed Test Track Facility in Japan," AIAA-2012-0928
6. J.G.Quintiere, "The Application of Flame Spread Theory to Predict Material Performance," Journal of Research of the National Bureau of Standards, Vol.93, No.1, 1988
7. 高橋、他 スケール解析による固体試料上の火炎伝播形態の分類, 日本マイクログラビティ応用学会誌、Vol29., No.1, 2012