

ISSN 0389-4010
UDC 662.612.1:
621.454.3.022.5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-694

固体ロケットの後方点火実験

新岡 嵩・三谷 徹
高橋 守・泉川 宗男

1982年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

固体ロケットの後方点火実験*

新 岡 嵩** 三 谷 徹**
高 橋 守** 泉 川 宗 男**

Experiments on the Aft-end Ignition of Solid Propellant Rocket

Takashi NIIOKA, Tohru MITANI, Mamoru TAKAHASHI
and Muneo IZUMIKAWA

ABSTRACT

Ignition experiments of the solid propellant rocket motor were made to obtain fundamental aspects of the aft-end ignition performance. First, flame propagation phenomenon on the propellant surface (15 mm wide and 100 mm long) were investigated by changing the external gas-flow velocity, composition and temperature. Secondly, the pressure histories during ignition of the 100 mm diameter rocket motor were measured for the fore-end and the aft-end igniter system. It is confirmed by these two experiments that the pressure output rate in the ignition transient of the rocket motor is closely related to the flame propagation speed, but not to the ignition, which is inherent in the propellant and is determined only by the amount of heat-flux.

The reason why the pressure rise of the aft-end ignition is a low rate compared with the fore-end ignition is explained by the difference of the propagation mechanism which may control the ignition performance of the motor. That is to say, flame propagation in the fore-end ignition system is performed by a forward (streamwise) propagation in which the directions of propagation and combustion gas flow are the same, but that in the aft-end ignition is done by a backward (opposite) propagation.

Moreover, the ignition transient of the radial slot grain is compared with that of an axial slot grain, using both igniter systems.

1. 緒 言

近年のわが国における固体ロケット技術は著しい進展を見せており、例えば補助ロケット(SOB)などのように、性能的にも信頼性の上からも高い水準になったものが多い。しかし、上段用球型モータについてはまだ十分とは言えず、特に重量充填率の低

さにそれが表われている。ペイロードを増すのに最も効率的なのは、上段用ロケットの軽量化であることを考えれば、上段用ロケットにもっと精力的に取り組んでしかるべきである。現在薬量1トン級でも0.90以上の充填率は望めないが、数年後には、H-IAロケット上段用として開発中の薬量2トン級ロケットで0.92程度の充填率が期待できそうである。

この開発も、しかしながら、もし数年後に成功渾にできたとしても依然として米国の15年程前の水

* 昭和56年11月7日受付

** 角田支所

準であり、米国ではすでに 0.945 に達しているものもある。米国において高充填率化を成し遂げた主な要因は新しいグレインデザインの採用による。わが国で、この新しいグレインの採用に伴う種々の課題を解決して、信頼性の高いモータを作るまでにはまだ時間が必要かも知れない。わが国のロケット需要が低いなど特有の事情もあるため、適した開発方針のもとで着実に進めることが肝要ではあるが、先進技術は少なくともその基礎知識だけでも早目に修得しておく必要がある。本報告では、新しいグレインデザインのあらまじを紹介すると共に、あらためて提起される諸問題の中から、特に後方点火方式の問題を取上げ、点火基礎実験を行ったのでその結果について報告する。

従来のイグナイタは、ノズルとは反対側のロケット前方にとりついてきた。後方点火方式ではノズル周辺にイグナイタが配置されるため、前方点火方式とは異った着火性能が予想される。イグナイタからの燃焼ガス流がどのようにロケット内を流れるか、着火点はどこに変るか、プロペラント表面の火炎伝播はどの方向になされるのかなどの事柄が後方点火で提起される問題である。また、前方点火では小型の固体ロケットが一個ロケット前方に配置されるが、後方点火ではノズル周辺に環状に分散配置されることが多く、このための着火性能の変化も調べる必要

がある。

固体ロケットの着火性能で最も許容範囲が厳しいのは、いわゆる燃焼圧力の立上りであるため、本報告ではこの立上りの基礎的性状を捉えることを目的に、初めにプロペラント表面の火炎伝播速度の測定、次いで 100mm 径 200mm 長の小型ロケットで着火実験を行った。

2. 高充填率球形ロケット

初めに、後方点火方式を取入れるロケットについて若干説明する。ここで、充填率は重量充填率（マスレシオ、マスフラクション）のことで、全重量でプロペラント重量を割った値をいう。

2.1 ラジアルスロットグレイン

図 1 に標記グレインによる球形モータのモデル、図 2 に両点火方式の説明図を示す。図 2 (a) は従来のスターグレイン、(b) は高充填率が期待できるラジアルスロットグレインである。(a) の場合にはロケット中心軸に沿ってスロットがスター状に存在するが、(b) ではいくつかのスロットが中心軸回りに切られている。ロケット前方に存在したイグナイタを後方に移すため、この部分にプロペラントをつめ込めるだけでなく、中心軸に沿ったウェブ厚をかなり大きくできるため高充填率が可能となっている。このた

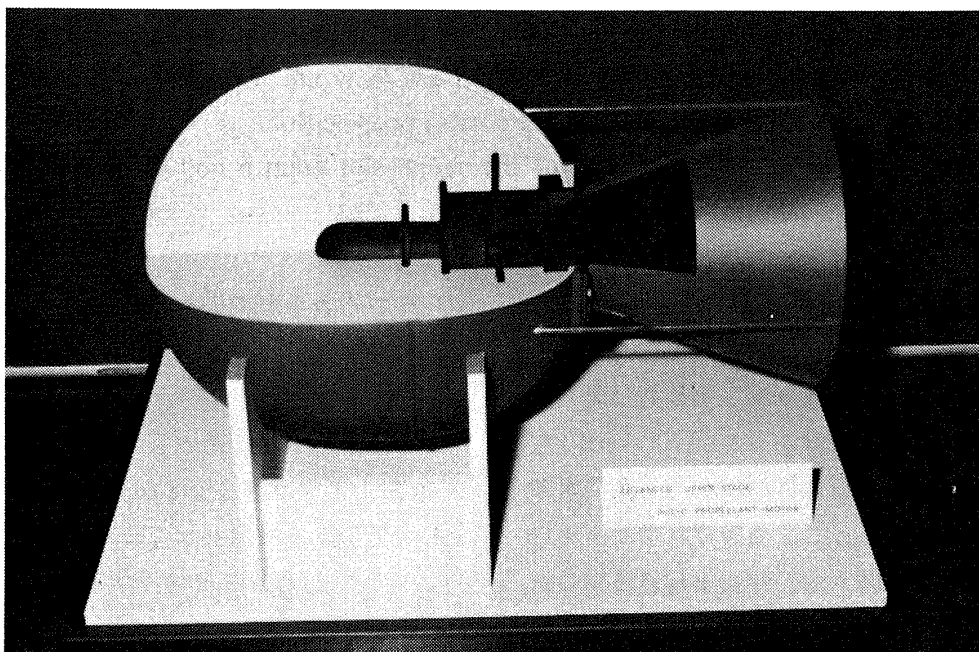


図 1 ラジアルスロットグレインの球形モータモデル

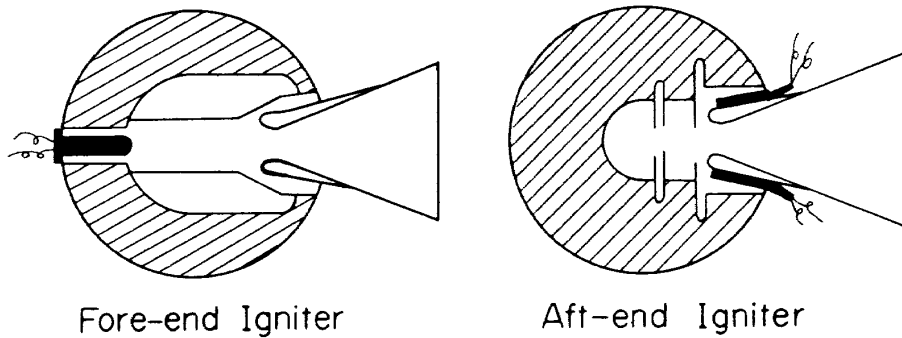


図2 両点火方式の説明図

め、ノズルスロート近くまで一杯にプロペラントをつめ込んだ端面燃焼方式に近づいたデザインになっている。一般に、スターグレインに比べてデザイン上の柔軟性は大きいですが、時間と共に燃焼面積が大きくなる傾向にあるため一部をスターグレインにして、初めの燃焼面積を増加させる方式も多い。スペースシャトル打上げ用固体ロケットブースタにもラジアルスロットグレインは採用されており、わが国では、NⅠ、NⅡロケットの補助ロケットにこのグレインが取入れられているが、点火方式はどちらも前方点火である。米国の上段用球形モータはほとんどこのグレインに変更され、後方点火方式となっている。

2.2 種々の課題

このグレインデザインへの変更に伴い、いろいろの問題が新しく生ずる。高充填率化のためにはプロペラントを可能な限り詰め込むだけでなく、チャンバやノズルの軽量化が図られなければ達成できないのはもちろんであり、軽量化の問題はどのロケットにも共通することである。新デザインの採用で生ずる問題も特別に目新しいものではないが、まず第一に、プロペラント成形上の問題である。スロット部は補助ロケットですでに経験済みではあるが、中子を完全に宙釣りにしてチャンバとの位置関係の精度をとらなければならない。加圧充填法を導入すれば、チャンバの膨張圧縮によって一層難しくなる。従来は、イグナイタ装着部分を利用して中子を固定できただけでなく、成形中や燃焼中のプロペラント応力集中はこの空間部分でかなり逃げられた。この応力集中を別の方法で回避しなければならず、チャ

ンバ内に圧力をかけるか外圧を低圧にしながらプロペラントを充填する、いわゆる加圧充填法の開発の必要が予想される。こうして成形されたプロペラントの燃焼性についての検討も必要になる。

また、先に述べたように端面燃焼方式に近づくため、ロケット後方からプロペラントが燃え尽き、インシュレータが燃焼ガス流にさらされる。高温に耐えて、しかも軽く、プロペラントとなじみ易いインシュレータの開発も必要である。一般にスターブレインに比べて燃焼面積が小さくなり勝ちであるため、燃焼圧力を同レベルに保つためにはノズル径を小さくしなければならず、ノズルの侵蝕割合は大きくなる。ノズル材料の改良だけでなく、侵蝕割合を考慮したグレインデザインなどを考慮していくことが要求される。また、ニトラミン系プロペラントの導入を行ってノズル侵蝕を少なくする方法も考えられる。そして、これから述べる後方点火方式の問題が存在する。

直接グレインの変更とは関係しないが、展開ノズルを備え付けたり、上段用モータについても可動ノズル方式を取入れるのは世界的傾向であり、このシステムを導入するに当たっての設計上の諸問題も合わせて検討していくべきである。

3. プロペラント表面火炎伝播

ロケット内部でどの位置に最初に着火するかという問題と、ロケットとしての着火性能とは一応分けて考える必要がある。前者は、イグナイタからプロペラントに与えた熱流束だけで決まるプロペラント自身の着火時間の問題であり、後者は、プロペラン

トの燃焼ガス流も影響因子になる表面火炎伝播速度の問題だからである。着火時間についてはすでに報告した通りであるが⁽¹⁾、ロケット着火時を支配する最も大きな要素である火炎伝播現象が従来の前方点火とここで述べる後方点火とは異なることが予想されるので、ロケットの実験に入る前に、基本となる表面火炎伝播速度を測定した。

ロケットの着火時立上りの解析や⁽²⁾⁽³⁾試験片の火炎伝播の観察と解析⁽⁴⁾⁽⁵⁾の報告があるが、順方向と逆方向伝播の比較や流れ場の温度、流速、組成等を変えて火炎伝播を観察した研究を知見しないので、これらの問題を中心に以下の通り進めた。

3.1 実験方法

用いた実験装置全体図を図3及び図4に示す。本装置は、室温あるいは加熱した空気の一様流中に置かれたプロペラント表面の火炎伝播を観察するものである。高流速時の空気所要量が大きいため、空気供給は、650 l/minの空気圧縮機で6 kg/cm²の圧力まで圧縮した空気を4m³のタンクに貯めてから実験を行った。高温空気としては、以下のようないわゆる vitiated air が作られた。タンクに貯められた空気が独立した2個のバルブで1次空気と2次空気に分けられ、燃焼器に導入される(図5)。1次空気は、フロートメータあるいはオリフィス流量計で

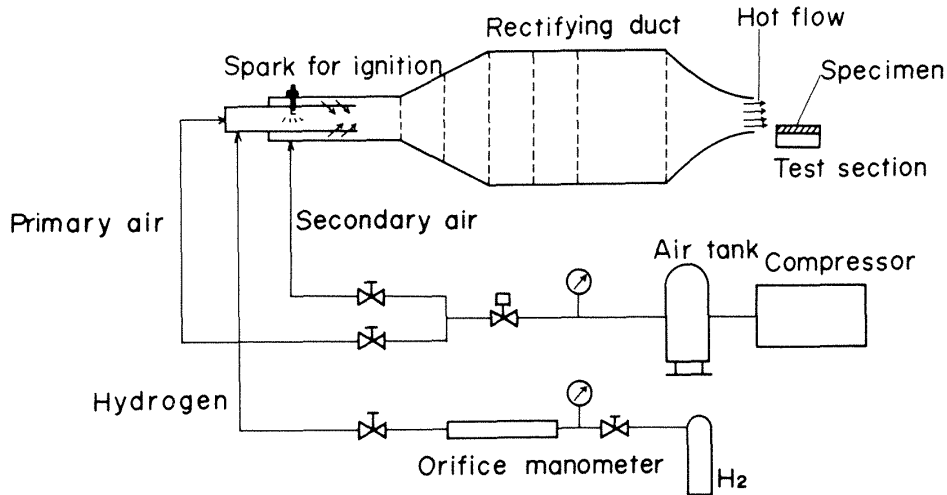


図3 実験装置の説明

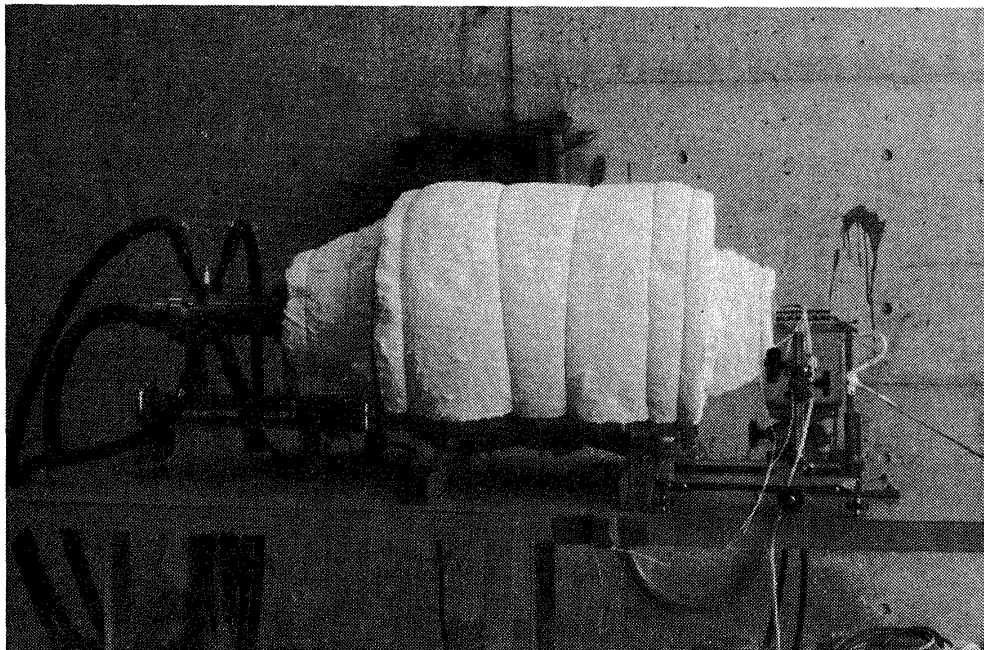


図4 実験装置全体写真

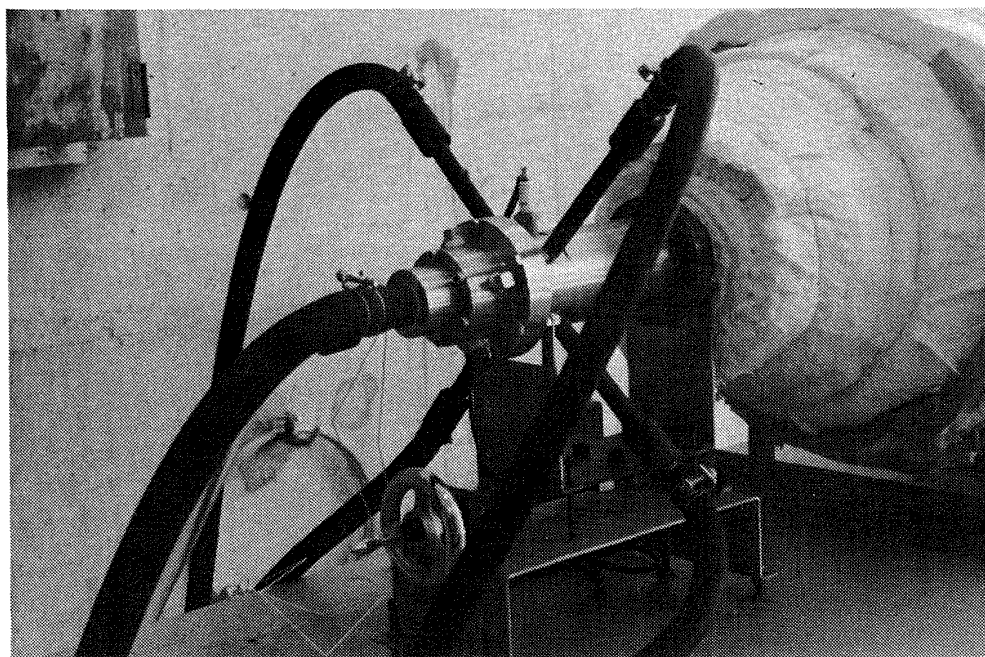


図5 高温ガス流を作る水素燃焼器

計量された水素ガスと共に、同軸型インジェクタより燃焼室に送られ、インジェクタ面に取付けられたスパークプラグによって点火される。燃焼室後端にはSUS製の多孔板よりなる保炎器があり、火炎の安定化と燃焼ガス温度の均一化を図っている。また、燃焼室は二重構造となっており、その間隙を多量の2次空気を流すことによって燃焼器及び保炎器の焼損を防ぐと同時に燃焼ガス温度を調整している。このようにして作られた高温ガス流は整流筒の拡大部で減速され、5枚の整流格子、最後に面積収縮比1/16のノズルを通過することにより、その層流化が図られた。ノズル出口径は50mmで、加熱時の最大流速は60m/sec、最高ガス温度は約1000Kであった。流速と温度は主に空燃比を8.5～15の範囲で変化させて調節したが、この範囲では、加熱された主流の酸素濃度の変化は無視できる。実験時の主流流速、及びその分布はピトー管と微差圧計を用いて、また主流温度は熱電対を用いてプロペラントに点火する直前に計測された。

固体プロペラント表面火炎伝播は、表面上の主流ガス流れに沿って下流に伝播する順方向伝播と主流の向きと反対の上流に向かって伝播する逆方向伝播の2つが考えられ、その伝播速度をそれぞれ V_f 、 V_b で表わすことにする。前者はロケットモータの前方点火に対応し、後者は後方点火の場合が想定される。こ

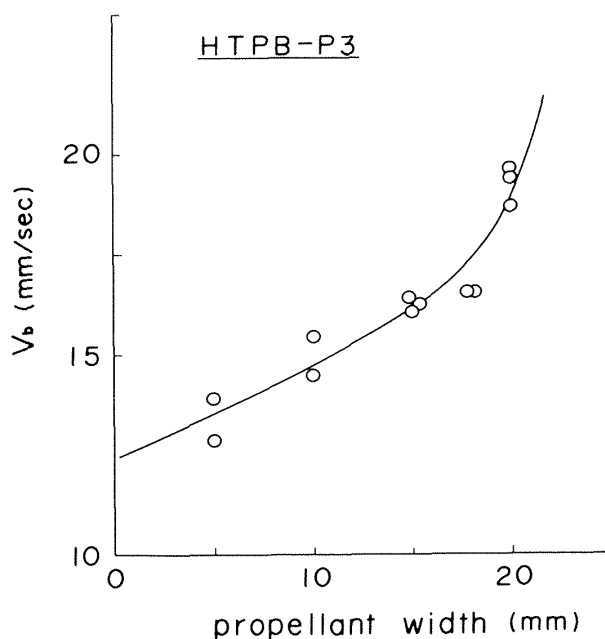


図6 火炎伝播速度のプロペラント巾の依存性

れらを比較するために、燃焼実験は主流流速 (U) を変えて、プロペラントの上流側及び下流側から点火して行った。火炎の表面伝播速度 (V) はプロペラントの厚さには依存しないが、その巾に依存した。図6に、逆方向伝播速度 (V_b) のプロペラント巾の依存性を示す。種々の試みの結果、プロペラントは巾15mm、長さ100mm、厚さ7.5mmの寸法に切り出したもので実験した。

主流のプロペラント表面ではなく離を防ぐため、

SUS製ホルダに固定したプロペラントは主流に対して約5°の傾きをもたせて主流中に置かれた。点火は、12Vバッテリーでニクロム線を加熱し、それに沿って塗布された極少量の硝酸カリウム/ボロン系点火薬で点火した。これによってプロペラント前方または後方端の表面に着火される。プロペラント表面の火炎伝播を測定する方法は、フューズ線の熔断を用いる方法等いろいろ考えられるが、簡便、かつ応答性の観点から、火炎の位置を光学的に捕捉する方法が採られた。図7に測定部全体の写真を示す。センサは、図7の右側に見られるような16mm間隔で平行に並べられた6本の円筒の奥の端に取付けた。6個のセンサは、各々内径約1.5mm細い円筒で視野が狭べられ、プロペラント表面から約1mm上の位置に火炎が入ると、可視光線を感じ、電磁オシログラフ上に信号が記録されるようになっている。火炎の表面伝播速度はセンサ間(16mm)での平均値として求められる。

火炎伝播中の表面温度の変化は、表面に埋め込まれた75 μ 熱電対で測られ、順方向及び逆方向伝播における表面温度履歴がストランド試験の結果と比較された。更に、主流雰囲気の影響を調べるために、

空気を窒素に置換した実験も行った。

供試プロペラントは、末端水酸基ポリブタジェン(HTPB)14%、過塩素酸アンモニウム(AP)67%、アルミニウム(Al)19%からなるHTPB-P3プロペラントと、アルミニウムを含まないHTPB-P4プロペラントの2種類で、その燃焼特性等は表1に示されている。

表1 火炎伝播実験に供したプロペラント

	HTPB-P3	HTPB-P4
AP [%]	67	78
HTPB [%]	14	22
Al [%]	19	0
比重 [gr/cm ³]	1.77	1.56
比熱 [cal/grK]	0.280	0.313
熱伝導率 [cal/cm·sec·K]	1.49×10^{-3}	6.19×10^{-4}
圧 力	燃 焼 速 度 [mm/sec]	
30	7.18	5.10
50	8.28	5.88
70	9.59	6.37

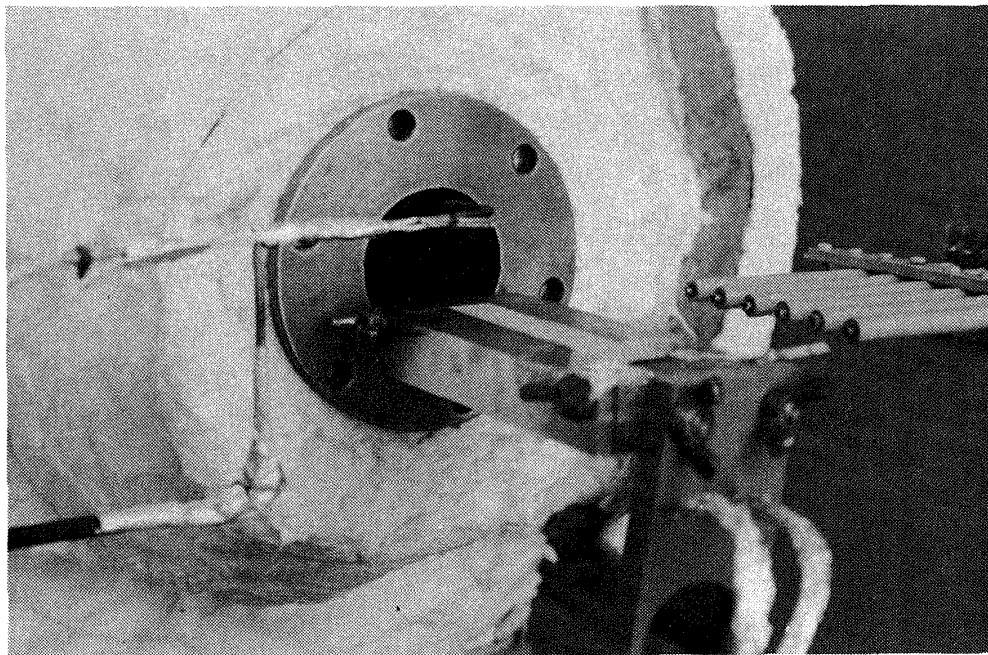


図7 火炎伝播速度測定部

3.2 実験結果

アルミニウムを含むHTPB-P3プロペラントの順方向表面火炎伝播と逆方向表面火炎伝播を、それぞれ図8及び図9に示す。プロペラントの燃焼ガスによって吹き上げられたアルミニウム粒子の燃焼と、主流によって表面近傍に形成された気相燃焼域が写真より識別できる。特に順方向火炎伝播においては、この気相燃焼域がプロペラントの未着火部をおおっていることから、この気相燃焼域からの熱伝達が火

炎の伝播を加速することは容易に予想される。主流速度 $U = 12.9\text{m/sec}$ 、温度 293K の空気を用いた時の順方向及び逆方向火炎伝播速度(V_f , V_b)の変化を、各々図10と図11に示す。横軸の1~5は前節で説明した火炎位置を捕える6個のフォトランジスタで作られる5個の等間隔スペースのことで、順、逆方向とも点火する側から数えるので丁度、可変の時間と考えてよい。この条件での火炎伝播速度は、ストランド試験で計測される燃焼速度(V_0)に

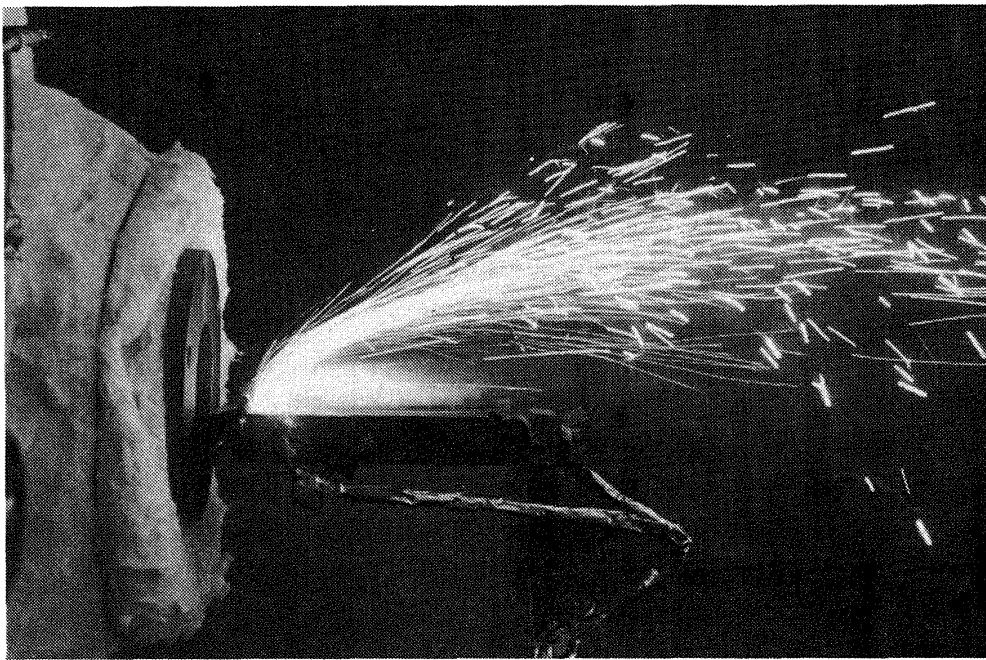


図8 順方向伝播

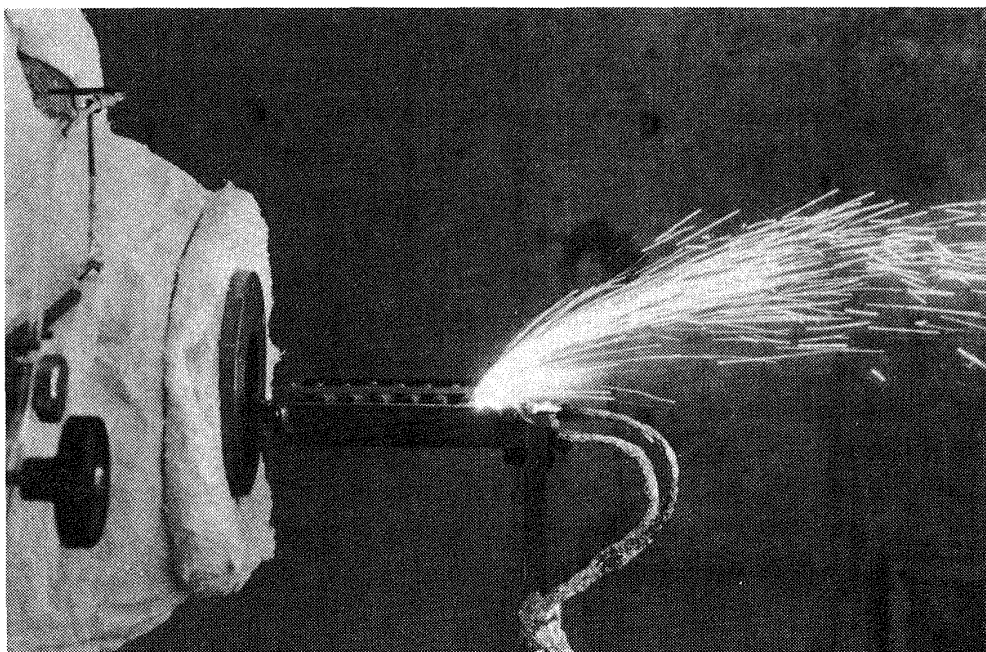


図9 逆方向伝播

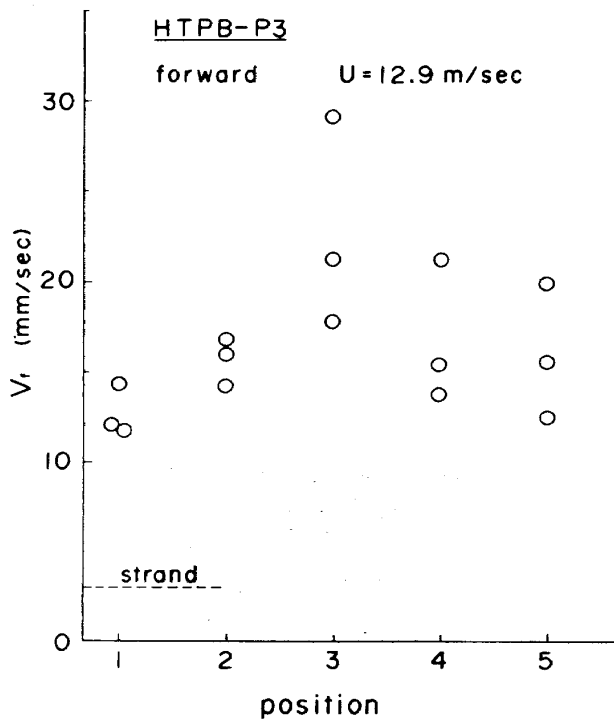


図 10 順方向伝播速度の変化 ($U=12.9\text{m/sec}$, 空気, HTPB-P3 プロペラント)

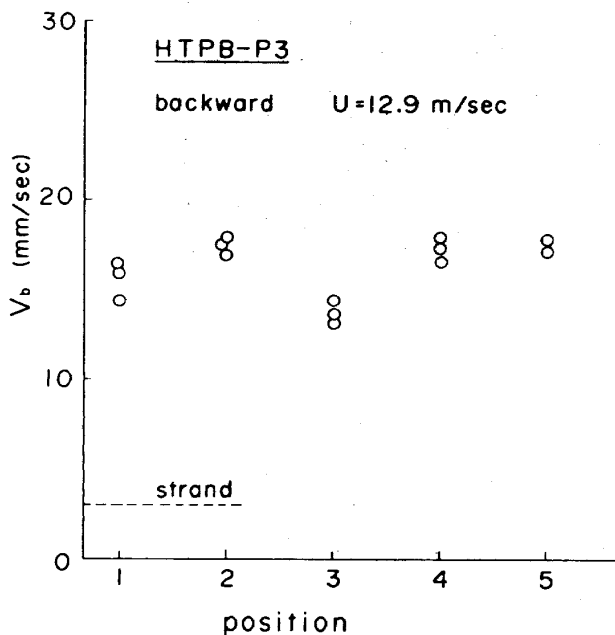


図 11 逆方向伝播速度の変化 (図 10 と同じ条件)

比べて 4 倍程度の約 20mm/sec に達し、順方向伝播では伝播速度の加速の傾向がみられる。この伝播速度の加速は前述した気相燃焼域からの熱伝達によるものと考えられる。主流に空気の代りに窒素を用いた時の実験結果を図 12 に示す。窒素気流中の表面伝播速度は空気中の場合と比較して、約 $1/2$ の 10mm/sec に減少したが、燃焼速度 (V_0) と比較すれば

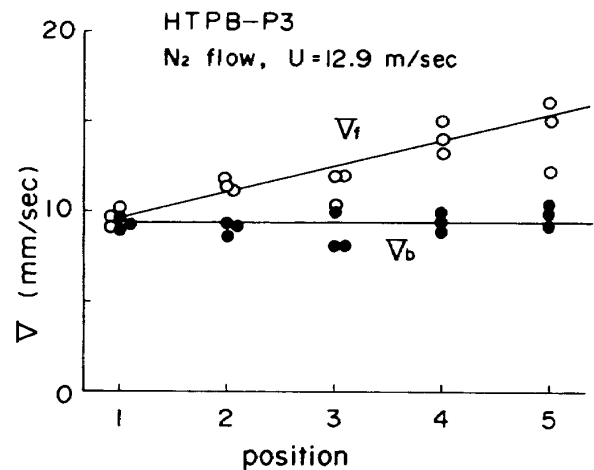


図 12 窒素ガス流中の伝播速度 ($U=12.9\text{m/sec}$, HTPB-P3 プロペラント)

だかなり大きい。窒素中の火炎伝播でも、逆方向伝播は一定の速度で行われるが、順方向伝播は加速する傾向が見られる。しかし、速度にそれ程の差異はないため、火炎の表面伝播機構は順方向伝播においてもまた逆方向伝播において本質的には変わらず、順方向伝播においては気相燃焼域からの熱伝達を付加的に考慮すればよいことが予想される。プロペラント表面上の火炎伝播を伴う流れは表面から吹き出しを持つ境界層流れに近似されるが、表面からの吹き出し速度 $U_0 = \rho_s V_0 / \rho_g$ が主流速度 U と同程度になる時には、主流のはく離や再付着を伴い、非常に複雑な流れとなる。ここで ρ_s , ρ_g はそれぞれプロペラントと燃焼ガスの密度を表す。図 12 と比較して図 10 に見られる V_f のデータのばらつきはこの流れの複雑性に起因するものである。これらの理由から、ここでは火炎伝播を律速している領域の流れが比較的単純な逆方向伝播を中心にして実験を進めた。

図 13 に HTPB-P3 プロペラントの表面伝播速度 (V_b) の主流温度依存性が示されている。表面火炎伝播速度 (V_b) はプロペラント固有の燃焼速度 (V_0) で無次元化されている。図 13 より、表面伝播速度 (V_b) は V_0 に比べて非常に大きく、主流速度 (U) と共に増加し、最大値を取った後、減少する。主流温度の増大もまた表面伝播速度 (V_b) を増加させるが、その効果は比較的 U の大きい領域に限定される。このような変化はアルミニウムを含まない HTPB-P4

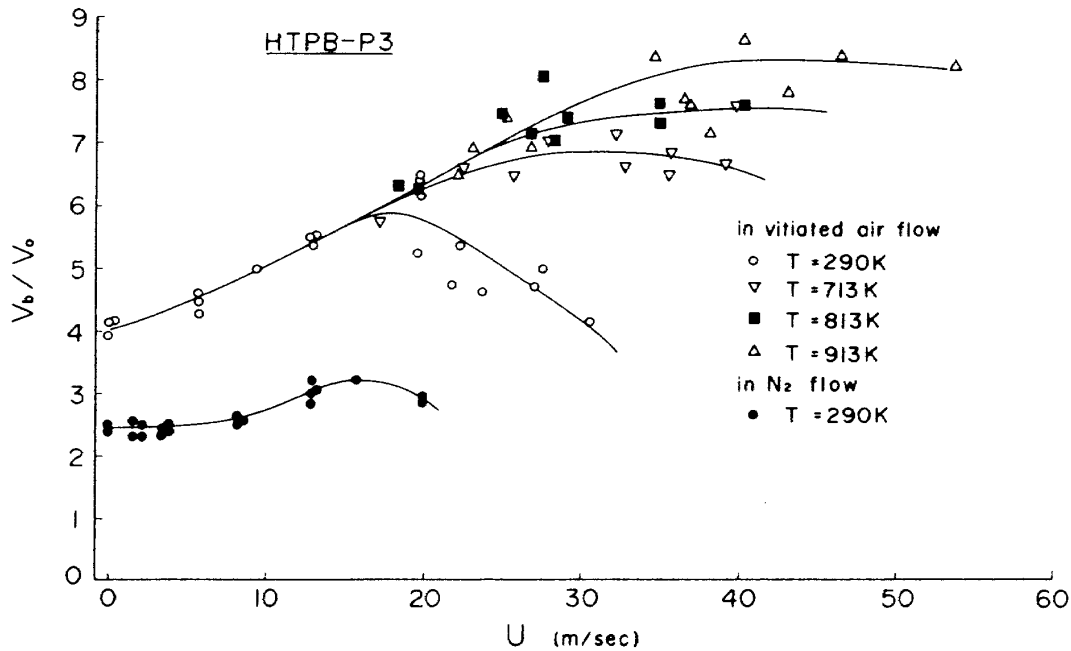


図13 主流速度による逆方向伝播速度の変化 (HTPB-P3プロペラント)

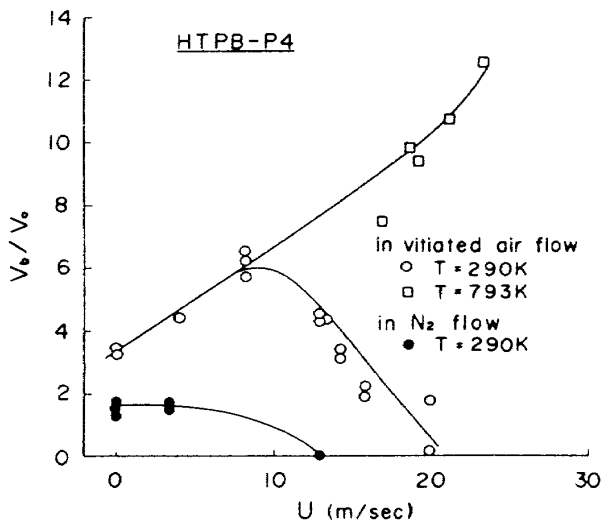


図14 主流速度による逆方向伝播速度の変化 (HTPB-P4プロペラント)

プロペラントに対する実験でも観察された(図14)。

図15に表面温度の変化がストランド試験での温度履歴と比較されている。図中の矢印は目視による大略の火炎の到達位置を示している。用いた熱電対は75μのPt-Pt/Rh熱電対で、その熱電対の応答性は図15のストランド試験での応答から分かるように、火炎の表面伝播機構を調べるには十分速い。図15の表面温度履歴で着目すべきことは、HTPB-

P3プロペラントの $U_b = 5.78\text{m/sec}$ における逆方向伝播において、火炎位置前方約10mmの地点より既に表面温度の上昇が見られ、火炎に達するまでに約400℃の温度上昇が認められることである。アルミニウムを含まないHTPB-P4プロペラントの静止空気中での実験($U = 0$)においても、やはりこの表面温度の上昇は見られるが、HTPB-P3プロペラントに比べてこの温度上昇はかなり小さい。HTPB-P3プロペラントの順方向火炎伝播の温度履歴でゆるやかな温度上昇は燃焼ガスからの熱伝達によるものである。

以上の実験結果を踏まえて、コンポジットプロペラント表面の火炎伝播機構を検討してみる。

3.3 表面火炎伝播の律速過程(図16)

固体プロペラントの表面火炎伝播は、火炎から未着火のプロペラント面への熱伝達によって支配されており、以下の熱伝達機構が考えられる。

- (a) 火炎からプロペラント表面への放射熱伝達
- (b) 火炎から固相あるいは気相を経由して隣接する未着火部への熱伝導
- (c) プロペラントの燃焼で作られた高温ガス流か

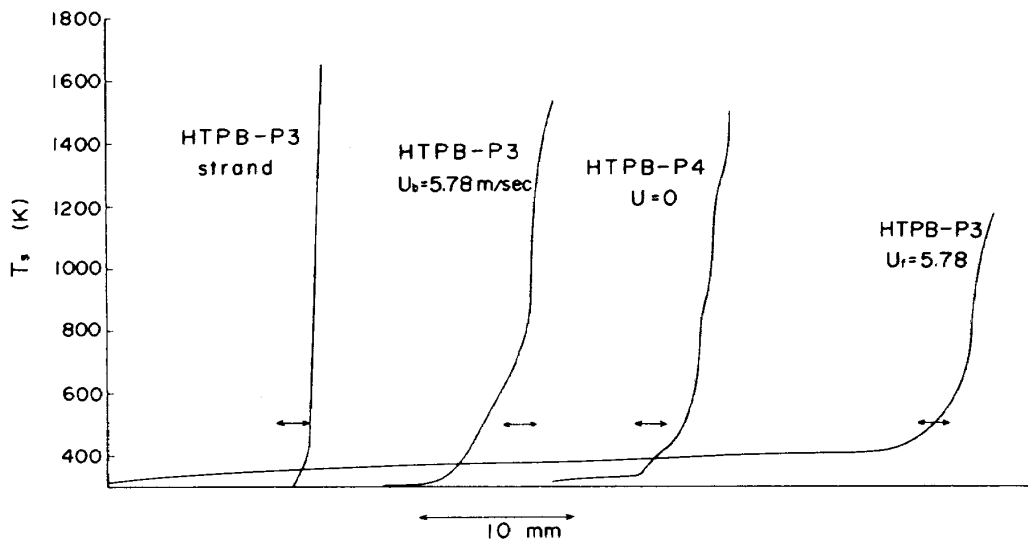


図 15 プロペラント表面温度履歴

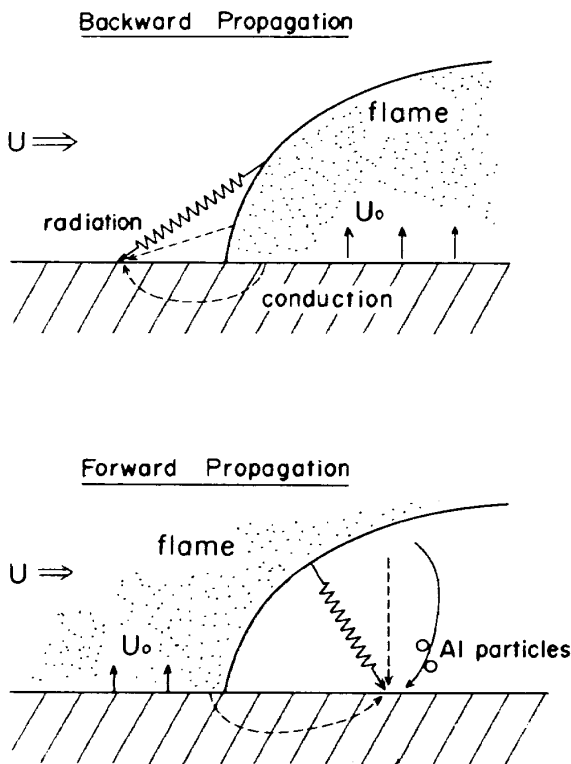


図 16 熱伝達機構の説明図

らの対流熱伝達

また、直接熱伝達とは関係しないが、火炎の表面伝播に作用する要因としては

- (d) 伝播速度を支配している火炎基部付近への雰囲気ガスの巻き込み (entrainment), あるいは拡散による局所的な燃焼への影響
- (e) 高温固体粒子による点熱源着火

が揚げられる。以下、各項について吟味を行う。

高温粒子による着火, あるいは燃え拡がり, は, 実際のロケットモータの着火時に遭遇する現象であり, アルミニウムを含むプロペラントの比較的大きな内面燃焼型モータにおいては, この熱粒子による燃え拡がりは無視できない重要な現象と考えられる。しかし, この影響は順方向伝播でのみ考慮されるべき問題であって, 本実験でも主流速度が大きい場合に若干見られた程度で, プロペラント長さが短い本実験の場合には, 燃焼しているアルミニウム粒子がプロペラント表面につき当る現象はないとみなせる。

伝播火炎基部への雰囲気ガスの対流及び拡散や巻き込みの状態などは, ダブルペースプロペラントにおけるダークゾーンの存在や, またコンポジットプロペラントにおける燃料と酸化剤の拡散域の存在からその重要性が想像される。図 13 及び図 14 で見られるように, 雰囲気ガスを空気から窒素に置換した時の火炎の表面伝播速度 (V_b) は, 例えば 20mm/sec から 10mm/sec (HTPB-P3), 3.5mm/sec から 1.8mm/sec (HTPB-P4) に減少している。このように, 逆方向伝播においては, この火炎基部への影響は容易に現われ, 主流の速度の増加に伴い, 伝播速度が大きくなる。最大値を経た後低下していく現象は, 過大な主流速度による火炎の局所的な吹き飛びのためであると考えられる。この火炎基部での火炎の吹き飛びは, 燃焼速度 (V_0) が小さい程, そして

低温で不活性な主流中でより早く生じる(図13及び14)。しかし、窒素雰囲気中でも表面伝播速度(V_b)が燃焼速度(V_0)より大きくなることは説明できないし、また、吹き出し流速 U_0 が十分に大きいため主流の順方向伝播の火炎基部への巻き込みがないはずであるにも拘らず、主流を窒素にしたとき V_f は小さくなっていることも説明できない。

高温ガス流による対流熱伝達は順方向伝播では、火炎伝播の重要な律速過程となり、ダブルベースプロペラントを用いた実験的研究もなされている。⁽⁶⁾⁽⁷⁾ 図15の順方向火炎伝播の表面温度履歴に見られるゆるやかな温度上昇はこの対流熱伝達の影響が極めて大きい。しかしながら、この対流熱伝達が存在しない逆方向火炎伝播の伝播速度が燃焼速度(V_0)に比較して大きいこと、図15の温度履歴から、逆方向伝播においても火炎履接部に大きな温度上昇が存在し、火炎伝播を律速していることから考えて、表面火炎伝播を律速しているものは、順方向と逆方向伝播に共通した熱伝達機構であることが分かる。

固相あるいは気相を経由する熱伝導に関しては、固相の熱伝導率 k_s に比べて気相の熱伝導率 k_g が非常に小さいため、気相内熱伝導は無視され、専ら固相を経由する熱伝導が考慮される。ここで、 $y > 0$ に気相、 $y < 0$ に固相、 $y = 0$ に固相表面が存在し、伝播火炎面がその表面上 $x = 0$ で静止するように x 軸の正方向へ速度 V で移動する座標系を採る。火炎の表面伝播を記述する固相に関する方程式は

$$\rho_s c_s V \frac{\partial T}{\partial x} = k_s \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right)$$

で与えられ、これを境界条件

$$\begin{cases} T = T_i & y \rightarrow -\infty, x \rightarrow -\infty \\ T = T_s & y = 0, x \geq 0 \\ \frac{\partial T}{\partial y} = 0 & y = 0, x < 0 \end{cases}$$

で解けば、プロペラントの温度分布を調べることができる。ここで T_i はプロペラントの初期温度、 T_s は燃焼時の表面温度を表わす。そして、解法の簡略化を図るために、伝播方向(x 方向)の熱伝達に関して、熱伝導項は対流項に比べて小さい($\partial^2/\partial x^2 \ll \partial/\partial x$)と仮定し、更に未燃部表面($x < 0, y = 0$)での断熱条件の代わりに、そこでの熱収支を与

えた近似計算法も提唱されている。⁽⁸⁾ その場合、表面での熱収支を決定する熱伝達の律速過程がやはり問題として残ってくる。上式より明らかなことは、温度拡散率($k_s/\rho_s c_s$)と表面伝播速度(V)で作られる固相内の温度境界層厚さに対応する特性長さ $l_s = k_s/\rho_s c_s V$ が存在することで、プロペラントの物性値 $k_s = 1.49 \times 10^{-3} \text{ cal/cm}\cdot\text{sec}\cdot^\circ\text{C}$ 、 $\rho_s = 1.77 \text{ gr/cm}^3$ 、 $c_s = 0.28 \text{ cal/gr}\cdot^\circ\text{C}$ 、伝播速度 $V = 20 \text{ mm/sec}$ を代入すれば、この特性長さは約 15μ と見積られる。もし酸化剤雰囲気中の固体可燃物の燃え拡がり⁽⁹⁾のように、固相内熱伝導が現象の重要な律速過程であるならば、表面温度の変化はこの限度境界層内で観察されなければならない。しかるに図15の表面温度測定結果は $5 \sim 10 \text{ mm}$ の広い温度変化域を示し、熱伝導以外の熱伝達機構の存在を示唆している。更にまた、表面に垂直な方向へ燃焼が進行するときには、熱伝導が最も支配的であると考えられるにもかかわらず、その燃焼速度 V_0 が表面伝播速度 V_b あるいは V_f より小さいという一般的傾向から、熱伝導だけでは説明できないことがわかる。従って、最後に火炎からの熱放射について議論しなければならない。

放射熱伝達は、ダブルベースプロペラントの場合には一般にアルミニウムを含まないことから、またコンジットプロペラントの場合にはアルミニウムを含むにもかかわらずその放射率等が不明であることから、今まで無視されることが多かった。しかしながら、以下に示すように燃焼速度(V_0)を律速していると考えられている熱伝導と比べて、この放射熱量は必ずしも小さくない。一例として火炎温度 $T_g = 3000 \text{ K}$ 、表面温度 $T_s = 1000 \text{ K}$ 、燃焼表面から火炎までの距離 $l = 50 \mu$ 、そして気体の熱伝導率 $k_g = 1.49 \times 10^{-3} \text{ cal/cm}\cdot\text{sec}\cdot^\circ\text{C}$ を用いれば、熱伝導による燃焼表面への熱流束 \dot{q}_c は、 $\dot{q}_c = k_g(T_g - T_s)/l \cong 600 \text{ cal/cm}^2\cdot\text{sec}$ となる。一方、燃焼ガス中に多量に含まれるアルミニウム群からの平均放射率を ϵ とすれば、放射による熱流束は $q_r = \sigma(T_g^4 - T_s^4) \times \epsilon F \cong 109 \epsilon \text{ cal/cm}^2\cdot\text{sec}$ と見積られる。ここで σ はStefan-Boltzmann定数($1.36 \times 10^{-12} \text{ cal/cm}^2\cdot\text{sec}\cdot\text{K}^4$)、そして形態係数(F)は、垂直方向の燃焼においては $F = 1$ となる。比較的大きな火炎の場

合であるが、乳粉炭炎や重油炎での放射率が0.6～1であること¹⁰⁾を考え合わせると、アルミニウムの燃焼を伴うコンジットプロペラントの場合、かなりの熱量が放射によって燃焼表面に供給されていることが理解される。

さてプロペラント表面を火炎が伝播する時、熱を放射する側の火炎面と、熱を受ける末着火のプロペラント表面は、直交する矩形面と近似できよう。この近似の下で、放射熱を授受する面の大きさを15mm×15mmと仮定して放射熱流束を粗く計算してみる。簡単な形状の組合せに関する形態係数は、作表あるいは作図されており¹⁰⁾、 $\dot{q}_r \cong 18 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$ と計算される。ここで、 $T_g = 3000\text{K}$ 、 $T_s = 300\text{K}$ 、 $F = 0.2$ そして $\epsilon = 0.8$ ¹¹⁾の値を用いた。この $q_r \cong 18 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$ は放射熱伝達の射出側での概算値であり、一方の受熱側で測られた熱伝達量は、表面温度の履歴から計算できる。図15の横軸を火炎伝播速度(V_b)で割って時間軸に戻すと、 $U_b = 5.78 \text{ m/sec}$ の逆方向火炎伝播においては表面温度は0.25sec間に、約400℃上昇している。今、放射熱流束を一定の q_r とすれば、その大きさは固体表面の温度変化(ΔT)から次のように書くことができる。

$$q_r = \frac{k_s}{2} \sqrt{\frac{\pi}{\alpha_s}} \sqrt{\frac{\Delta T}{\Delta t}}$$

ここで α_s は固相の温度拡散率である。この式を用いて、400℃の温度上昇時間0.25秒間の平均放射熱流束は $q_r = 19.3 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$ と計算される。これは概算値であるが、射出側から求めた値と比較し得る値である。表面に垂直に燃焼する場合に比べて少ないようであるが、時間的蓄積が伝播の場合には大きくなる。

このようにアルミニウム粒子を含み、火炎温度そして放射率が高いコンジットプロペラントの表面火炎伝播には、放射熱伝達による表面加熱は重要な律速過程となり、表面伝播速度(V_f あるいは V_b)が燃焼速度(V_0)より大きいと言う観察事実もうまく説明することができる。また、表面伝播速度は供試プロペラントの巾に依存する(図6)。この伝播速度の寸法効果も、もし比較的大きなスケールの放射熱量の授受を考えると理解できよう。燃焼速度(V_0)を測る目的で行われるストランド燃焼試験では、火

炎の表面伝播を避けるために、ストランド回りに塗付するレストリクタ、あるいは不活性ガスの流れは基本的には、燃焼ガス流を整流し、熱の授受面間の形態係数(F)を小さくすることにより、放射熱伝達量を減らす働きをしているものと考えられる。表面伝播する火炎において、雰囲気ガス組成やその流速は、火炎温度(T_g)あるいは形態係数(F)の変化を通して、伝播速度(V)に影響している。本実験でも主流空気を窒素に置換した時にはアルミニウムの燃焼が阻害され、明らかに放射熱量が低下し、また主流速度によって火炎形状が変化して形態係数が変わることが観察された。

4. 後方点火実験

前章でロケットの着火性能を最も支配する表面火炎伝播速度を測定し、火炎伝播のメカニズムを知ることができた。この最も観察し易い実験方法から得られた基本現象を念頭におき、ロケットの前方及び後方点火実験を比較してみた。

4.1 供試ロケット及び実験方法

実験に供したロケットを図17に説明し、プロペラント形状は図18、プロペラント組成を表2、燃焼速度を図19に各々示した。プロペラント両端はレストリクタは貼ってなく、概ね一定圧力で燃焼するよう設計された。図17のロケットは100mm径プロペラントの場合について示してあるが、現象の一般性などを確めるため、80及び150mm径プロペラントについても行った。80mm径の場合は、外径100mm、内径80mmの円筒状の鉄製スペーサーと共にプロペラントを装填して実験を行い、150mm径については図17と同形の大きなチャップを別に準備した。プロペラントは表1に示すCTPB-P1、HT-PB-P3(前章で用いたものと同じ)及びHBの3種類であり、図18の8HB、10HBなどは各々8cm径、10cm径のHBプロペラントを表わす。

イグナイタ用点火薬は、72.2%硝酸カリウム、22.2%ボロンを主成分とした粉末を計量してビニール袋につめた簡単なもので、図17のような2種類のほか、後方環状イグナイタを想定して、4袋に分散した後方の場合の計3種類について実験した。

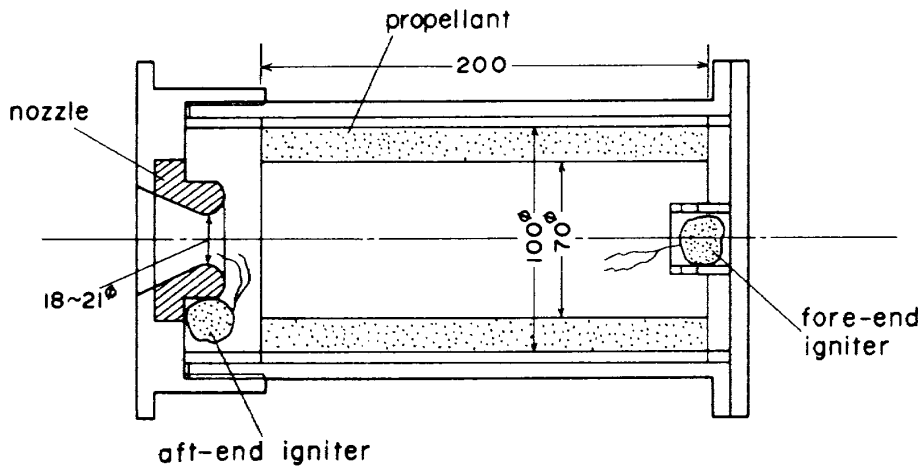
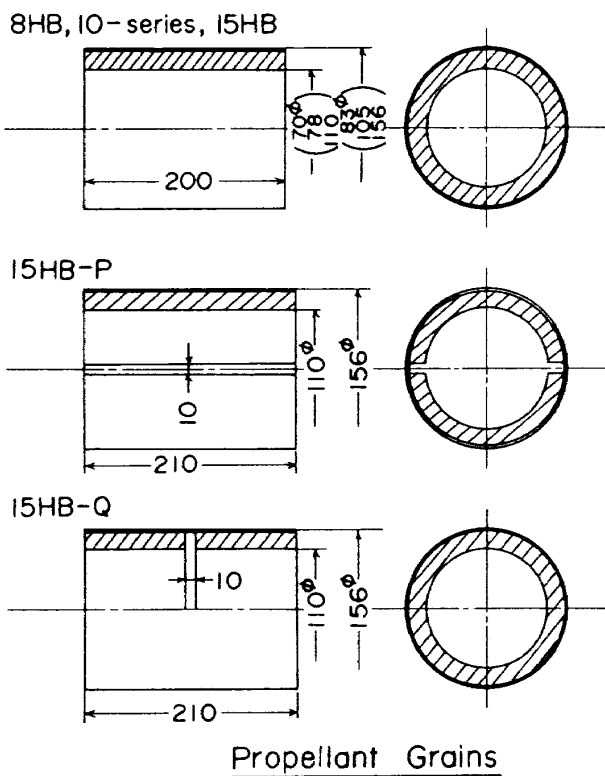


図17 供試ロケット



Propellant Grains

図18 プロペラント形状

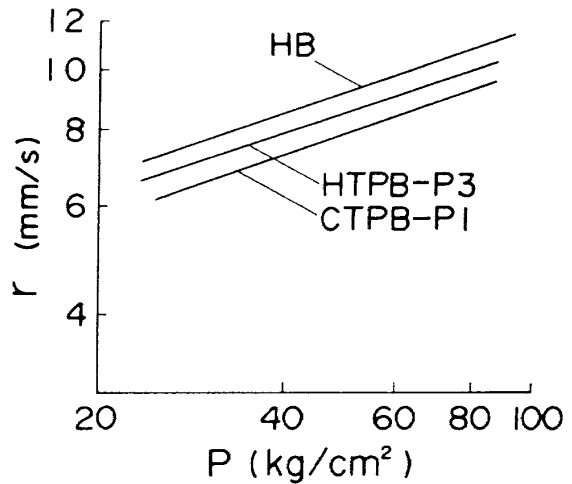


図19 供試プロペラントの燃焼速度

表2 ロケット着火実験に供したプロペラント

推進薬名称	CTPB-P1	HTPB-P3	HB
過塩素酸 アンモニウム	67 %	67 %	73 %
アルミニウム	19	19	16
バ イ ン ダ	14 (CTPB)	14 (HTPB)	11 (HTPB)

なお、プロペラントの温度は $20 \pm 2^\circ\text{C}$ に保たれた。

着火時の圧力立上りだけに着目するため推力測定は行わず、ロケット前方の圧力取出口から圧力測定を行っただけである。ロケット着火時の燃焼圧変化の様相を図20に示す。AからFまで順次点火薬量を増加するか、あるいはノズル径を小さくしていった場合に相当している。着火時間 (t_{ig})、着火燃焼圧 (P_{ig}) 及び定常燃焼圧 (P_c) を図21のように定義し、着火時の圧力立上りを $[dP/dt]_{av} = P_{ig}/t_{ig}$ で表わした。この種の着火は図21に説明するように、点火薬が燃焼したときの圧力変化とプロペラントの火炎伝播による圧力上昇が合成されたものと解されるので、 P_{ig}/t_{ig} が立上りの平均値を定性的に表わしている。添字 average をつけたのもこの理由による。

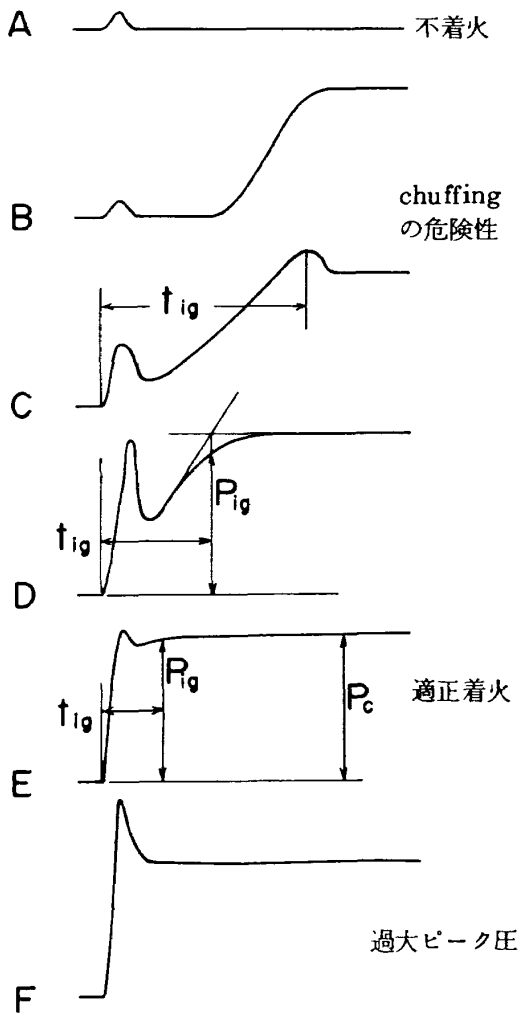


図 20 着火モード説明図

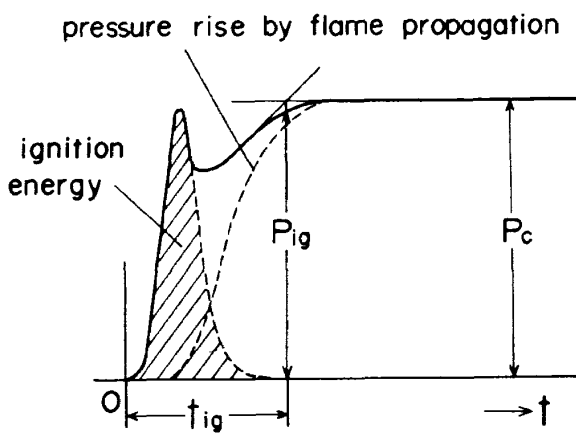


図 21 燃焼圧立上り説明図

4.2 着火性と火炎伝播性

前章の初めに述べたように、プロペラントの着火性と表面火炎伝播性はプロペラント自身の燃焼ガス流が影響因子かどうかで異なってくる。ロケットの着火は火炎伝播性が律するという事は今日では定説にはなっているものの、伝播性が遅すぎて伝播の効果は期待できないとする見方があったりして、⁽¹²⁾ 実験データ等で明確に説明した報告を知見しない。著者らも、当初伝播性は着火の連続であるから着火性を調べればロケットの着火性能は把握できると考えた。しかし、前報⁽¹⁾の着火性、前章の火炎伝播性、この章で調べたロケットの着火実験を照し合せると、明らかに火炎伝播性が律していることを以下の通り裏付けることができた。

表 3 に示す CTPB-P1, HTPB-P3 の 2 つのプロペラントはバインダのみ異なり、その他の成分割合は同じである。これらのプロペラントは、バインダの性質がプロペラント着火性にどのように影響するかを調べるために供したもので、前報⁽¹⁾ではその結果からロケットの着火性を類推した。燃焼速度などの値がほとんど同じであり、プロペラント着火性は HTPB バインダプロペラントの方が若干悪い。それにも拘らず、表 3 に示すように 100mm 径ロケット前方点火時の立上りは HTPB プロペラントの方が大きい。図 22 に示すように、この実験では定常燃焼時の燃焼圧 (P_c) を、ノズル径を変えることによって変化させており、表の最下段には図 22 の $P_c = 40 \text{ kg/cm}^2$ の場合を読んで記してある。このように、ロケット着火性はプロペラント着火性とは著しい違いを示している。そこで、下から 2 段目に示す表面火炎伝播速度を調べてみた。どのような条件のもとでも伝播速度は HTPB プロペラントの方が大きくなっており、着火立上りが大きいことと一致している。このことは、着火性は CTPB プロペラントが良くてもここで用いたプロペラントの燃焼ガスからの対流熱及び放射熱は HTPB プロペラントの方が大きいことを意味する。これらの結果から表面伝播速度がロケットの着火性能を支配していると明確に説明される。

表3 プロペラントの着火性と火炎伝播性

推進薬	CTPB-P1	HTPB-P3
外部制約係数 (40 kg/cm ²)	211	203
燃焼速度 (40 kg/cm ²)	7.3 mm/s	7.8 mm/s
圧力指数	0.35	0.34
バイндаの着火時間 放射加熱による着火* 高温よどみ点流れ**	3.77 sec 3.40	3.91 sec 3.64
高温流よどみ点の着火時間***		
火炎伝播速度**** 静止窒素雰囲気中 (常温) 13.1 m/s 空気流 (常温) 26.6 m/s " (913K)	3.89 mm/s 9.26 12.5	7.47 mm/s 16.2 20.7
100mm径ロケット $\left[\frac{dP}{dt} \right]_{av.}$	470 kg/cm ² ·s	780 kg/cm ² ·s

- * 電気炉内静止高温雰囲気 (69% O₂ + 31% N₂) 中。 (1113K)⁽¹⁾
- ** 69% O₂ + 31% N₂ 混合ガス流 (5.0 m/s, 1000K)⁽¹⁾
- *** " " (9.5 m/s, 1113K)⁽¹⁾
- **** 流れに抗して伝播する逆方向表面火炎伝播

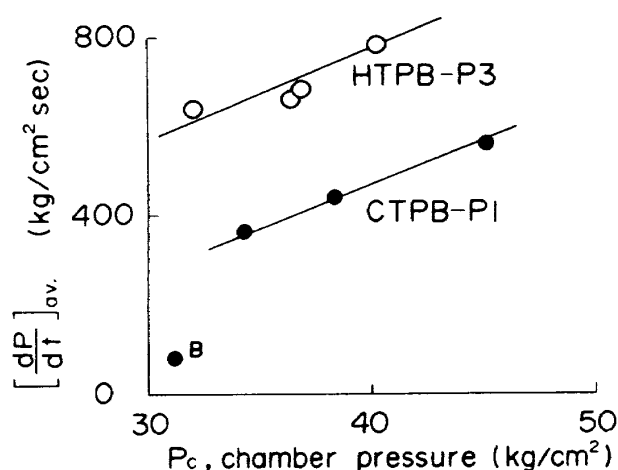


図22 バイндаが異なる両プロペラントの燃焼圧立上りの比較

4.3 100mm径ロケット実験

プロペラント 10HB について、点火薬量を変えたときの実験を図 23 に示す。ノズル径を 19.76mm に一定にし、 $P_c = 40 \pm 1.5 \text{ kg/cm}^2$ となるようにして行った。白丸印は従来通り点火薬を単一にまとめた

前方点火で、概ね点火薬量 5g 以下で不着火となる。黒丸印は後方に単一にまとめた点火薬で、約 7g 以下で不着火となる。黒四角印は点火薬を均等に 4 つに分けて 90° づつノズル回りに分散し、環状後方点火を想定した場合である。この場合の点火薬量は 4 つの合計である。実験値に付した A ~ F の記号は図 20 に説明する着火モードを表わす。記号のないものは適正着火 (E) に相当している。前方及び後方点火の差は点火薬量が少ない程顕著になる傾向にあり、前方点火の方が同じ点火薬量では立上りが速いことがはっきりと出ている。点火薬量がこの図の量を越えると過大ピーク圧になって dP/dt を評価し難くなる。後方点火の単一と環状の場合で差は出なかったがこれについては次節で述べる。

ノズル径を大きくし、 $P_c = 30 \pm 1 \text{ kg/cm}^2$ になるようにして同じ実験を行ったのが図 24 である。全般的に立上りは遅くなるのは当然であるが、前方と後方単一点火の差が小さくなる傾向にある。両者と

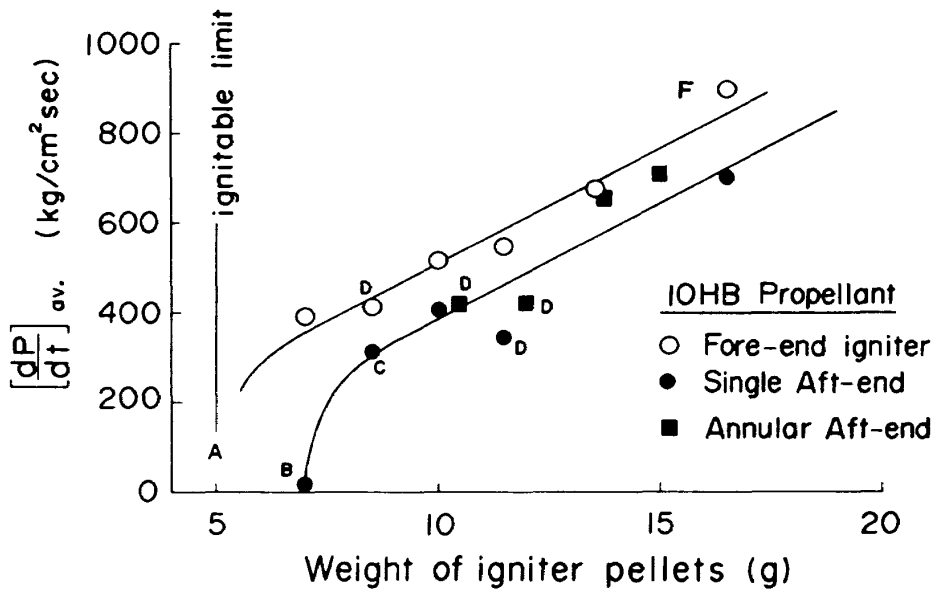


図 23 点火方式の違いによる燃焼圧立上りの比較 ($P_c \cong 40 \text{ kg/cm}^2$)

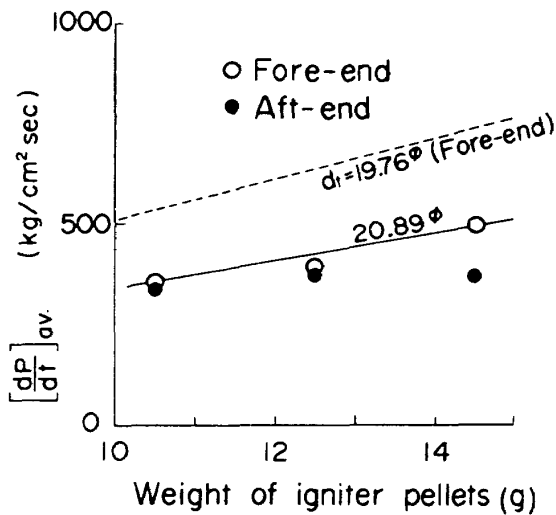


図 24 点火方式の違いによる燃焼圧立上りの比較 ($P_c \cong 30 \text{ kg/cm}^2$)

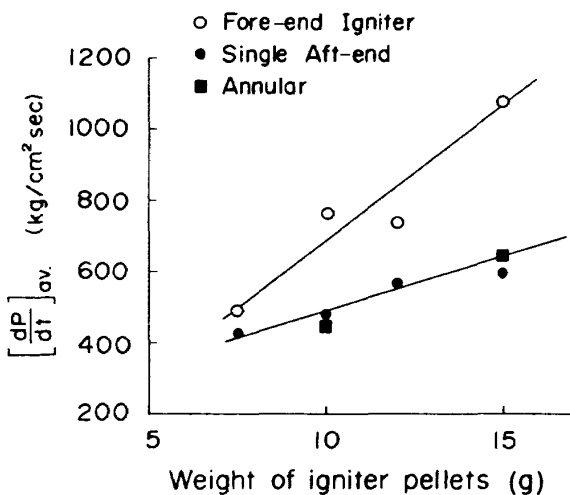


図 25 80mm径ロケットの燃焼圧立上りの比較

も図 20 における B~D の着火モードになってはつきりした傾向がつかめなくなったと考えられる。次に、80mm径プロペラント (8HB) で実験した結果が図 25 であり、10HB の場合に比べ、立上りは特に前方点火の場合に急速になるが後方点火の場合は著しい差は出なかった。従って、全体として前方と後方では差が広がる傾向にある。数少ない実験ではあるが 150mm径プロペラント (15HB) についても行った。上述の傾向は変わらず、一般に、ここで扱ったグレインにおいては長さ 200mm と一定にしているためモータ径が大きい程前方と後方の差は小さくなる傾向にある。

4.4 検討

ロケット着火時のガス質量保存の関係は点火薬及びプロペラントの燃焼ガス流量 (\dot{m}_{ig} 及び \dot{m}_p) の合計と、チャンバを高圧充填する量及びノズルからの排出量 (\dot{m}_c 及び \dot{m}_n) の合計を等しくおけば良い。各々は、

$$\dot{m}_{ig} = \dot{m}_{ig}(t)$$

$$\dot{m}_p = \tau \rho S(t) = a P^n \rho S(t)$$

$$\dot{m}_c = (v/RT) dP/dt$$

$$\dot{m}_n = P A_t C_w \sqrt{\frac{g\gamma}{RT} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

によって与えられる。記号は末尾に示すが主なもの

を重ねて記すと、 r はプロペラント燃焼速度で $r = aP^n$ (a, n は定数), $S(t)$ は燃焼面積, v はチャンバ空隙容積, A_f はノズルスロート面積, C_w はノズル流出係数, γ は燃焼ガス比熱比を表わす。従って圧力立上りは,

$$\frac{dP}{dt} = \frac{RT}{v} \left\{ \dot{m}_{ig}(t) + aP^n \rho S(t) - PA_f C_w \sqrt{\frac{g\gamma}{RT} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}} \right\}$$

となる。つまり、ロケットモータの諸元及び点火薬量を与えたとき、 dP/dt に影響するのは $S(t)$ だけになる。従って、本実験による dP/dt の差は燃焼面積の時間変化、即ち、火炎伝播速度の違いによって生じたと考えざるを得ない。

両点火方式の着火過程を図案化して説明したのが図26である。前方点火(a)では、初めに着火するのはロケット中央から前方にかけてのプロペラント表面で、プロペラントの燃焼ガスがノズルに向かって流れる方向と火炎伝播の方向が同じであるような、いわゆる順方向伝播となる。後方点火(b)では、ノズル付近のプロペラントに最初に着火し前方へと火炎伝播するような、いわゆる逆方向伝播になると考えられる。前章で述べたように、順方向伝播は加速されて速いので、前方点火方式の立上りが速いというのが基本的な着火メカニズムの違いと推定される。(a)の場合は点火薬燃焼ガス流がプロペラント表面に沿

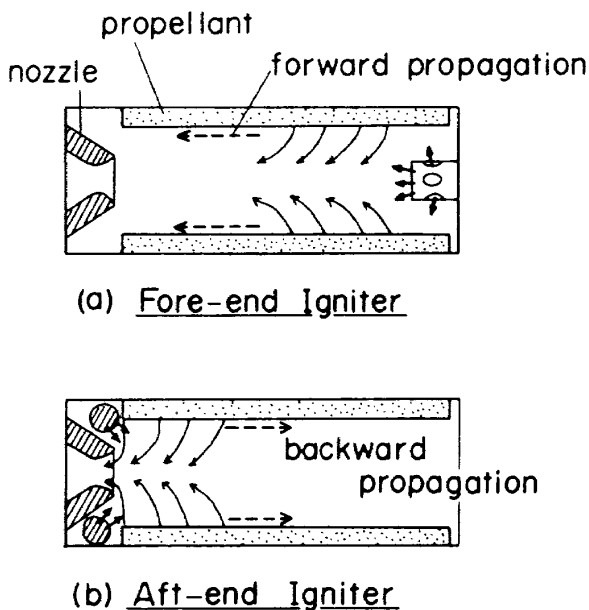


図26 両点火方式の火炎伝播機構説明図

って流れる。従って点火薬燃焼ガス流だけでも相当量の熱流束があらかじめプロペラントに与えられるため、その後の火炎伝播が速いのも要因の一つであろう。いずれにしても燃焼ガス流がロケット前方から後方へ向っていることが前方点火を強力ならしめていることになる。もし点火薬だけでプロペラント表面全面に着火するとし、前方点火の場合にはこれが速いためだとする議論は表3で説明したように適切でないし、燃焼面積の広がり速度 $S(t)$ を考慮しないでロケット燃焼圧変化を調べても無意味であることを重ねて強調したい。

図23に示したように、後方点火の場合は一般に圧力立上りが遅い。点火方式によって P_{ig} と t_{ig} がどのように異なってくるかを調べるために、図23の各実験点について P_{ig} と t_{ig} をグラフにしたのが図27と図28である。図からわかるように、後方点火の場合はA~Dの着火モードが多いためばらつきが大きく、前方点火の場合のように一つの曲線で結び難

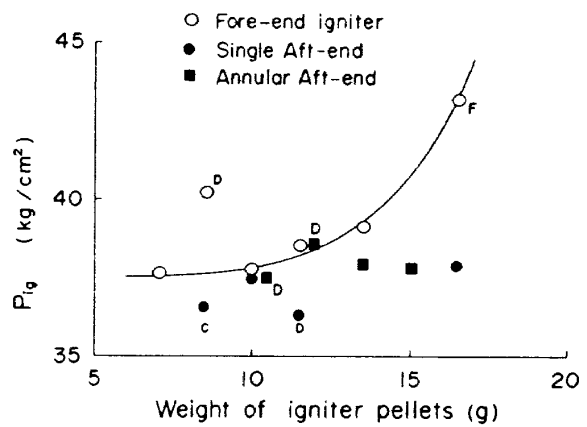


図27 点火方式の違いによる着火時燃焼圧の比較

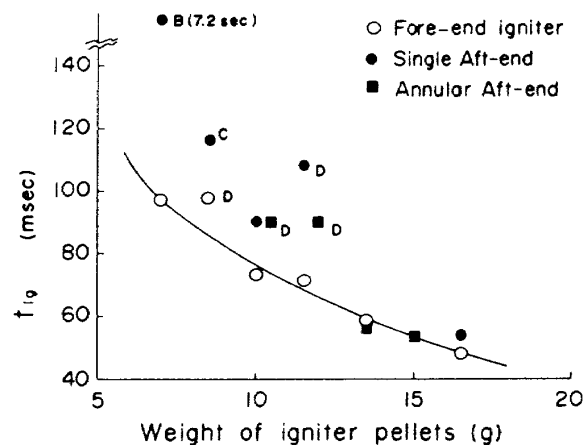


図28 点火方式の違いによる着火時間の比較

い、全般に、後方点火の P_{ig} は低く、 t_{ig} は大きめである。 P_{ig} と t_{ig} はお互いに関連し合うための両者とも立上りに効いてくるのは当然であるが、点火薬量の増加と共に t_{ig} は両点火方式に差がなくなってくるにも拘らず、 P_{ig} に差が出て着火時の圧力上昇が極端に大きくなり始めることがわかる。図 29 に点火薬量の少ない場合(a)と多い場合(b)の圧力立上り曲線を示したが、この典型例からもこのことがわかる。前章の火炎伝播と異なり、吹き出しがロケット内部の流れを形成しているため、後方点火の場合には火炎伝播が一様ではなく、ばらつきが多くなると予想される。

点火薬量が多いとき、後方点火では点火ピーク後に圧力の最小値が存在しても、前方点火では過大点火圧(図 27 の F)になるため圧力差が著しくなってしまう。図 29 (b)において、環状方式が特に低い圧力になっているにも拘らず図 23 では $w=10g$ の場合単一後方点火とほとんど差がないのは dP/dt の定義による。例えば、 P_{ig} と t_{ig} が等しければ dP/dt は同じになってしまう、 $t=0 \sim t_{ig}$ の間の圧力履歴は考慮されていないことになる。必ずしも図 29 のように明確な圧力履歴の差がすべての実験に

ついて出てきた訳ではないが、点火直後のへこみ部分についても dP/dt に反映する必要がある。単一の場合に比べて環状の場合は四つに分散しているため、点火薬の火炎の長さは短かいと考えられる。このため環状点火の場合の圧力のへこみが大きいと思われるが、本実験結果だけから結論づけるには至らなかった。

4.5 スロットを有する 150mm 径ロケット実験

図 18 に示したようなスロットを有する 150mm 径プロペラント (15HB-P, Q) について、スロット内への火炎伝播の影響を調べるために行った。15HB-P はロケット軸に沿って 10mm の間隙があり、15HB-Q はロケット軸に垂直に 10mm のスロットを有する。いずれの場合もスロットの深さは 22mm であり、両者のスロット部燃焼面積及び燃焼面積合計は等しい。両者について、 $P_c = 35 \pm 1 \text{ kg/cm}^2$ になるように一定ノズル径で前方単一及び後方環状点火の実験を行った。スロットの深さが浅いことや実験点が少ないため十分な検討はできなかったが、以下の通りまとめられる。

図 30 に $[dP/dt]_{av.}$ 、図 31 に P_{ig} と t_{ig} 、図 32 に

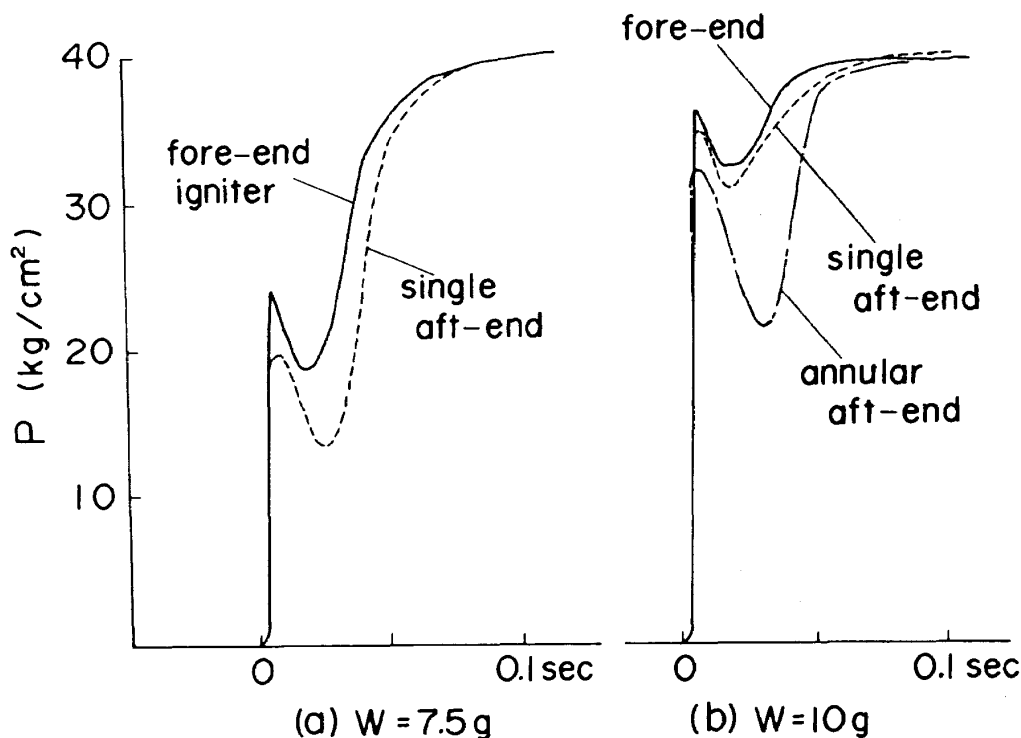


図 29 点火方式の違いによる燃焼圧立上りの例 (8HB プロペラント)

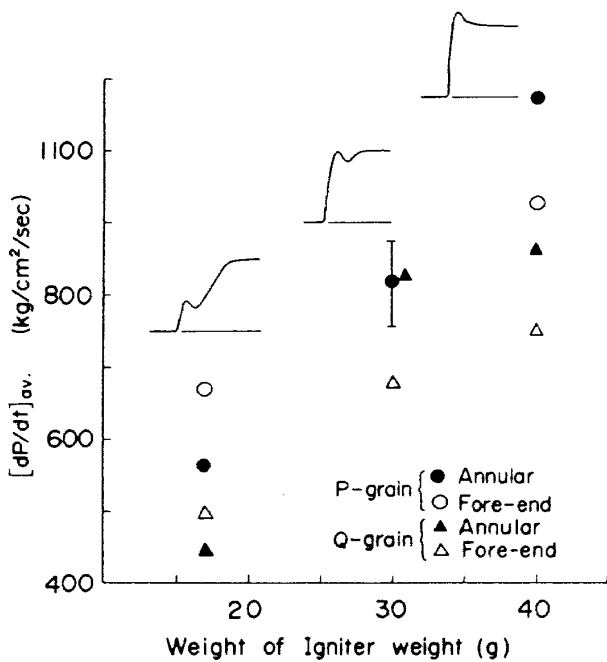


図 30 スロットを有する 15HB プロペラントの燃焼圧立上り

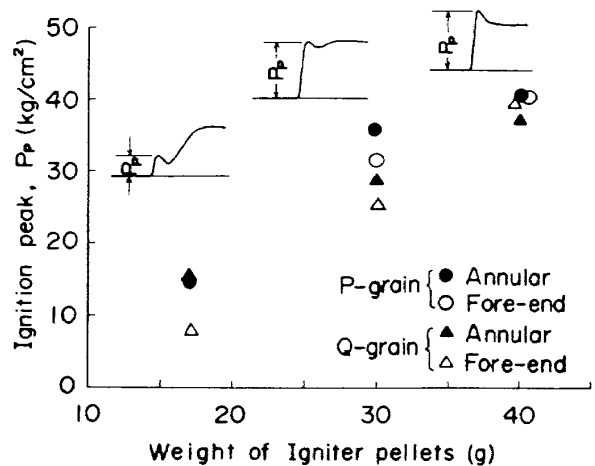


図 32 15HB プロペラントの点火薬による点火ピーク圧

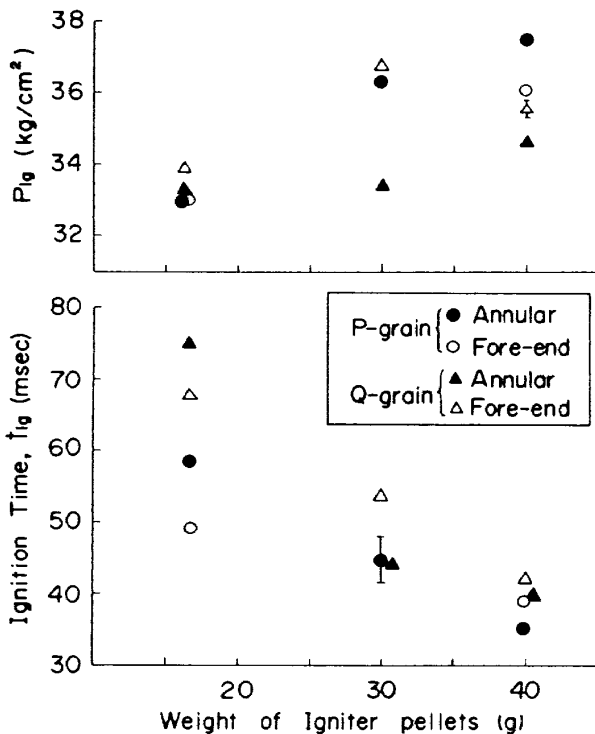


図 31 15HB プロペラントの着火時圧力と時間

点火ピーク圧 P_p を示す。概ね、点火薬量 $w=17g$ のとき不足気味、 $w=30g$ では適正、 $w=40g$ では過剰気味であった。前節で説明した通り、燃焼ガス流の方向と火炎伝播の方向が一致するとき伝播速度は速いので、スロットばロケット軸に沿った P グレインの方が全般的に立上りが速くなっている。前方と後方点火の差は、一般に点火薬量が不足のとき顕著に出るため、 $w=17g$ の場合に前方点火が速い立上りとなっており、前節の説明通りの結果である。しかし、 $w=30, 40g$ ではむしろ後方点火の方の立上りが大きく、これが何らかの原因があるのか、ぼらつきによるのかはわからなかった。

スペースシャトル打上げ用固体ブースタの着火でもスロット内伝播が吟味の対象になったが、スロット部の面積が小さかったため著しい影響が見出されなかった。¹³ 本実験のスロットも比較的浅いため明確な影響が出なかったかも知れない。

図 32 からわかるように、個々の点火薬量について P_p の値にはそれ程の大きな差はないのでプロペラント表面への最初の着火までの時間差はほとんどないと見なせる。図 31 をみると、 $w=17g$ では P_{ig} にはほとんど差がないので t_{ig} の差がそのまま dP/dt の差の主な原因となっている。ところが、 $w=30, 40g$ では t_{ig} にほとんど差がなくむしろ P_{ig} に差が出ていることがわかる。これは図 29 (b) と同じような圧力履歴となり、圧力履歴の詳しい分析が必要で、単純に $P_{ig}/t_{ig}=[dP/dt]_{av}$ において立上りを評価することには限界があるものと考えられる。

スロットが深い場合には、スロット内が逆方向火炎伝播になるためスターグレインに比べて立上りが遅いはずであり、今後の検討課題といえる。

5. 結 言

将来のラジアルスロットグレインの採用を控えて、後方点火方式の基礎実験を行った。はじめに、プロペラント表面火炎伝播速度を調べた。これによって、2種のプロペラントの放射や高温流による着火時間がほとんど同じであるにも拘らず、両プロペラントのロケット着火実験で出る着火時圧力立上りの大きな差はプロペラント表面火炎伝播速度の違いによるものであることをまず明らかにした。また、流れの方向と同じ方向に火炎が伝播する順方向伝播に比べて、逆の方向に伝播する逆方向伝播がどんな違いがあるかを調べ、後方点火方式による着火立上りが本質的に遅くならざるを得ない基本機構を分析した。

次いで、100mm径ロケットのペレット式着火実験によって、実際に前方点火に比べて後方点火は遅くなることがわかった。ロケット径を変えても、または燃焼圧を変えても後方点火は着火立上りが遅い性質は同じであり、両点火方式の根本的相違であることを確かめることができた。なお、後方単一点火と後方環状点火では立上に差はなかったが、圧力履歴に若干の差が存在することを例示した。本報告では詳しく吟味できなかったが、点火薬を分散することは火炎長の短縮につながり、興味ある問題を提供しそうである。もう一つの今後の検討課題はスロット内火炎伝播である。基本的には逆方向火炎伝播によって説明されるはずであり、スロットが深い場合の実験が必要である。

本実験は、粉末状の点火薬であったが、大形ロケットではガス発生タイプのいわゆる小形モータ方式が使用されるのが通常である。ロケットの着火性能が火炎伝播によって律せられることに変わりはないので、本報告で述べた後方点火の性状は同じであると考えられる。後方点火方式をとり入れた場合でも従来と同じような点火薬量の計算方式で求めると、着火時間の遅れがでたり、ひいてはその後の燃焼圧力曲線に変動が生ずる可能性があり、最悪の場合には不着火が起ったりすることを心配しなければならな

い。点火器設計に当っては十分な留意が必要である。

最後に、本研究に対し終始懇切な助言、ご鞭撻をいただきました鈴木昭夫支所長、五代富文室長(当時)、清水盛生主任研究官に感謝致します。また、本研究について種々の討論にご参加いただきました宇宙開発事業団エンジン開発グループの齊藤紀男主任開発部員、祖父江照雄(当時)、佐野昇各副主任開発部員に感謝致します。

記 号

A_f	: ノズルスロット面積
c_s	: プロペラントの定圧比熱
C_w	: ノズル流出係数
F	: 形態係数
g	: 重力加速度
k_s	: プロペラントの熱伝導率
k_g	: 燃焼ガスの熱伝導率
l_s	: 固相温度境界層厚さ, $= k_s / \rho_s c_s V$
l	: プロペラント表面から火炎帯までの距離
\dot{m}	: 単位時間当りの質量流量
P	: 圧力
\dot{q}_c	: 熱伝導による熱流束
\dot{q}_r	: 放射による熱流束
r	: プロペラントの燃焼速度, $= V_0$
S	: 燃焼表面積
t	: 時間
T	: 温度
U	: 主流ガス流速
U_0	: プロペラント燃焼ガス流束, $\rho_s V_0 / \rho_g$
V_0	: プロペラントの燃焼速度, $= r$
V_f	: 順方向火炎伝播速度
V_b	: 逆方向火炎伝播速度
v	: ロケットチャンバ空隙容積
w	: 点火薬量
α_s	: 固相熱拡散係数
γ	: 比熱比
ϵ	: 放射率
σ	: ステファンボルツマン定数
ρ	: 密度

添 字

- av : 平均値
 g : 燃焼ガス
 i : 初期値
 ig : 着火
 p : 点火ピーク
 s : 固体表面または固相

参 考 文 献

- (1) 新岡, 高橋, 泉川, 航技研報告 TR-584 (1979).
- (2) DeSato, S. and Friedman, H. A.; AIAA Journal, Vol. 3, No. 3 (1965), p. 405.
- (3) Adams, D.M.; Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 4, No. 8 (1967), p. 1024.
- (4) Parker, K.M., Most, W.J. and Summerfield, M.; Astronautica Acta, Vol. 12, No. 4 (1966), p. 245.
- (5) Peretz, A., Kuo, K.K., Caveny, L.H. and Summerfield, M.; AIAA Journal, Vol. 11, No. 12 (1973), p. 1719.
- (6) 安藤, 猪飼, 溝本; 第16回燃焼シンポジウム, (1978), p.193.
- (7) 安藤, 猪飼, 溝本; 前出 (1979), p.315.
- (8) Williams, F.A., Barrere, M. and Huang, N.C.; Fundamental Aspects of Solid Propellant Rockets, Technivision Services, Slough, England (1969).
- (9) Fernandez-Pello, A. and Williams, F. A.; Combustion and Flame, Vol. 28 (1977), p. 251.
- (10) 甲藤; 伝熱概論, 養賢堂 (1969).
- (11) Bakhir, L. P., Levashenko, G. I. and Tamanovich, V. V.; Combustion, Explosion and Shock Waves, Vol. 16, No. 6 (1980).
- (12) 城田, 青木; 工業火薬協会誌, Vol.39, No.3 (1978), p.130.
- (13) Caveny, L.H., Kuo, K.K. and Shackelford, B.W.; Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 17, No. 6 (1980), p. 489.

航空宇宙技術研究所報告694号

昭和57年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区信濃町12三河ビル
