

UDC 536.46:
629.76.0365.5

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-177

小型固体ロケット・モータの振動燃焼実験

——パルス法による中周波振動燃焼の研究——

五代富文・伊藤克弥・西村久男
湯沢克宜・柴藤羊二

1970年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-140	二次元スラットおよびスロッチェッドフラップの実験的研究(Ⅱ)	1968年7月	犬丸 矩夫, 北村 清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近 藤 博, 坂 口 一 八 山 優, 高 森 晋
TM-142	二次元スラットおよびスロッチェッドフラップの実験的研究(Ⅲ)	1968年7月	犬丸 矩夫, 高 橋 侔
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹 中 幸 彦, 朝 田 洋 雄 野 口 義 男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹 中 幸 彦, 朝 田 洋 雄 野 口 義 男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸 川 隼 人, 石 黒 登 美 子 山 本 浩 道
TM-146	双発 STOL 機の飛行試験 —実用運用包囲線および離着陸特性—	1963年8月	幸 尾 治 朗, 岡 遠 一 塚 野 雄 吉, 鎌 田 幸 男 小 野 孝 次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大 月 正 男, 鈴 木 孝 雄 円 居 繁 治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小 橋 安 次 郎, 宮 沢 政 文 西 武 徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェット VTOL機 の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西 村 博 史
TM-151	フラッタ解析法の再検討 —フラッタ解析法の研究 その1—	1968年12月	市 川 輝 雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月	檜 崎 哲 二, 中 野 富 雄
TM-153	FA-200 改機の風洞試験 (Ⅰ) プロペラ付き	1969年2月	広 末 健 一, 坂 井 紀 穂 高 橋 宏, 綿 貫 忠 晴
TM-154	FA-200 改機の風洞試験 (Ⅱ) 高揚力装置付き	1969年2月	広 末 健 一, 木 村 友 昭 高 橋 宏, 綿 貫 忠 晴
TM-155	極超音速風洞 M7ノズル較正試験	1969年2月	橋 本 登, 吉 沢 昭 穂 積 弘 一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月	戸 川 隼 人, 丸 山 治 雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中 正 夫, 山 本 芳 樹 大 石 晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月	西 村 博 史, 藤 枝 郭 俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長 洲 秀 夫, 吉 沢 昭 松 崎 貴 至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究(Ⅱ) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴 木 邦 男, 田 丸 卓 乙 幡 安 雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定(Ⅰ)	1969年9月	藤 森 義 典, 山 崎 浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞実験	1969年9月	別 府 護 郎, 鈴 木 友 昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別 府 護 郎, 岡 遠 一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古 田 敏 康, 野 口 義 男

小型固体ロケット・モータの振動燃焼実験

——パルス法による中周波振動燃焼の研究*——

五代 富文**・伊藤 克弥**・西村 久男**

湯沢 克宣***・柴藤 羊二****

概 要

直径 80mm の固体ロケット・モータの安定燃焼中にトリガとして圧力パルスを与えて縦方向一次中周波振動燃焼を再現させ、その特性を実験的に求めた。プロペラントは、アルミニウムをそれぞれ14および16%含む燃焼安定性の高いポリウレタンおよびポリブタジエン系コンポジットであり、プロペラントの長さ・直径比は14.5および9である。パルスを与えるために3種類の方法を用い、パルスの大きさとパルス波の立ち上り勾配を変化させた。実験の結果、振動燃焼はいずれのトリガによっても誘起され、トリガの大きいほど、また、ノズル径の小さいほど振動燃焼は発生しやすいことがわかった。線形解析を適用して実験データを整理した。また、振動燃焼を抑制する方法を明らかにした。

1. ま え が き

航空宇宙技術研究所の試作した研究用飛しょうロケット、NAL-16H 型単段ロケット、NAL-16.31D 型および、NAL-25.31 型二段ロケットの固体ロケット・モータを試験中に、推力および燃焼室圧力の時間曲線の形状および絶対値が予期値と大幅に異なるという不安定燃焼が発生した。解析の結果、この不安定燃焼は数百 Hz の圧力振動をともなっており、その振動数はロケット・モータの燃焼室内気柱の縦方向一次固有振動数と一致することが明らかになった。また、点火薬ケースが溶融してノズルから飛び出す際に発生する瞬間的な燃焼室圧力の上昇がその原因ではないかと推定がおこなわれた。直径 160, 250, および 310mm の飛しょう試験用ロケット・モータに対して、約 1/2 から 1/4 の縮尺に相当する直径 80mm の固体ロケット・モータを用いて、安定燃焼中に外乱として圧力波を与えて、不安定燃焼の一種である振動燃焼を誘発・再現させその特性を調べることにした。

2. 振動燃焼の性質

内面燃焼方式の固体ロケット・モータの内部は、図

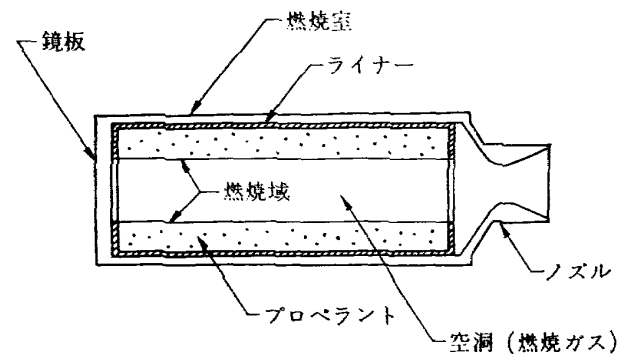


図 1 固体ロケット・モータ

1に示すごとく、燃焼している固体プロペラントの壁によって囲まれ、一端は鏡板で閉じ他端はノズルが開いている空洞と考えられる。この空洞内には、圧力波が伝ばしうるような媒質である燃焼ガスが充満している。この系の音響的性質は、音響場に対する微分方程式の解で定まり、その境界条件は、内孔形状、境界材料の音響特性によって定まるはずである。ただし、実際のロケット・モータでは、内孔の形状は一般に円形でなく複雑な形状を有しており、また、燃焼ガスが音速で流れ出すノズルが開いている。さらに、プロペラントの燃焼域や壁材料の音響的性質も単純ではない。このため、振動燃焼を解明できるような理論解は得られていない。ただ、両端を閉じたオルガン・パイプの音響振動数がロケット・モータの燃焼室圧力振動の振動数とよく一致することが知られている。そして、振

* 昭和45年1月22日受付

** 宇宙研究グループ

*** 元ロケット部、現在石川島播磨重工業株式会社

**** 宇宙開発事業団

動数の実験値と、この簡単なモデルによる理論振動数の一致については、本実験によって確かめられている。

両端を閉じた円筒内の気柱の振動数は、次式で表わされる。

$$\nu_{m, n, n_z} = \frac{c}{2} \sqrt{\left(\frac{\alpha_{mn}}{R}\right)^2 + \left(\frac{n_z}{L}\right)^2} \quad (1)$$

ここで

c : 空洞内ガスの音速

L : 空洞の長さ

R : 空洞の半径

m, n, n_z : 次数, 0, 1, 2, ……………

α_{mn} : $\frac{dJ_m(\pi x)}{dx} = 0$ の n 次の根, ただし,

$J_m(\pi x)$ は m 次の第1種円筒関数

ν_{m, n, n_z} : 基準振動数

固体ロケット・モータの振動燃焼の機構の定性的説明として、燃焼室内の燃焼ガスに何らかの原因によって圧力波が発生し、その圧力波が固体プロペラントの燃焼域へ伝わってきた場合を考える。圧力波の到来によって燃焼域内で断熱圧縮が起こり、温度と密度が高まる。温度、密度の増加は燃焼域内での熱伝達と拡散を盛んにし、未反応物質の反応が速まる。これは、さらに温度を高め、発生ガスを増加させる。このような経過をたどり、圧力波が燃焼域へ到達すると圧力増加が起こることになる。燃焼域で増幅された反射波は、また、モータ内空洞を逆方向へ進み、他の面で反射し元の点へもどる。すなわち、(1)式で示される空洞内の音響モードで位相を合わせて圧力波は燃焼域へ進んでくる。このような定常波の場合、燃焼域は圧力波に対して増幅作用を有することになる。すなわち、一般の物質では圧力波が反射する際に、エネルギーが散逸して、反射圧力は入力に比して減少するが、燃焼域では圧力波が反射する際に、エネルギーが付加される。固体プロペラントの燃焼の際には、1,000 cal/g 以上の高発熱量が厚さ数百マイクロンのごく薄い燃焼域内で放出されるので、燃焼域内のエネルギー密度は非常に高く、そのごく一部が圧力波の反射の際に寄与しても増幅作用は起こりえよう。事実、固体プロペラントの燃焼域は一般に、増幅作用をもつことが知られている。このように不安定要素である固体プロペラントの燃焼域を含む固体ロケット・モータが、不安定でなくて一般に、安定な燃焼を持続するのは、系の内に減衰作用を含んでいるからである。減衰作用が増幅作用よりも強ければその系は安定であり、固体ロケット・モータ

は安定に燃焼する。この逆の場合には不安定燃焼を起こすことになるが、この場合においても、燃焼室圧力が上昇し有限値にとどまるのは、増幅または減衰作用に非線形性が存在するためと考えられる^{1)~5)}。燃焼している固体プロペラントの圧力波に対する増幅率を示す音響アドミッタンスを実験的に求める方法として、T字型燃焼器が一般に用いられているが^{6)~13)}、この方法は、われわれが実験に用いたプロペラントのごとく、アルミニウム粉末を多量に含んでいて燃焼安定性の高いプロペラントでは自励振動が発生しないために、適用できない欠点がある。一方、減衰作用はロケット・モータ内での各種のエネルギー損失によるものであり、ノズルを通過しての外部への音響損失^{10), 14), 15)}、燃焼ガスおよびアルミナ粒子による粘性損失^{15)~17)}、固体プロペラントおよび燃焼室材料による弾性損失^{21)~23)}、などがそのおもなものであろう。われわれの実験においては、これらの各要素、すなわち、音響アドミッタンスおよび各種損失を個々に調べるといふ分析的方法でなく、総合的にロケット・モータとして安定に燃焼するかどうか、また、どのような原因で振動燃焼が発生するかをパルス法を適用して調べることとした。この方法は固体ロケット・モータの試作をおこなう際に、その燃焼安定性を調べる有効な手段であり、われわれの所期の目的に適合していると考えられる。

3. 供試ロケット・モータと計測法

本実験に使用したロケット・モータは、厚さ 3mm の鉄鋼製燃焼室に鏡板とノズルのブロックを取り付け

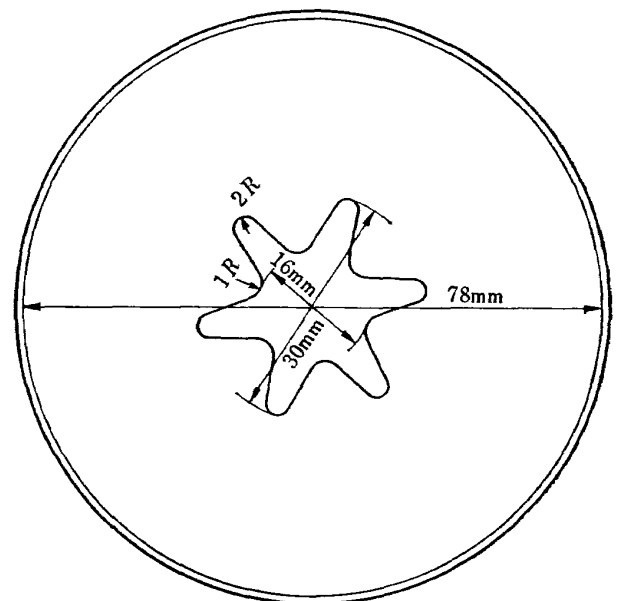


図2 プロペラントの断面形状

たものであり、ノズルはグラファイト製で燃焼室圧力を変化させるためにスロート面積を変えて使用した。プロペラントを燃焼室へ装てんするにあたっては、プロペラントの外面と燃焼室内面間の空隙に機械油をリングで封入し、保持条件を一定に保ち、この境界において減衰作用が変化しないよう試みた。プロペラントの断面形状は1種類で、図2に示すごとく、6光ぼう星型内面燃焼方式で面積充てん率は92%と高く、その重量は長さが1,200mmの場合に約9kgである。プロペラントは、ポリウレタン系コンポジットとポリブタジエン系コンポジットの2種類で、前者はNAL-16H型ロケット用160mmモータと、NAL-16.31D型およびNAL-25.31型ロケットのブースター・ロケット用の310mmモータに使用されているプロペラントとほぼ同一薬種であり、酸化剤の過塩素酸アンモニウム60%、燃焼結合剤のポリウレタン26%、金属燃料のアルミニウム粉末14%からなり、燃焼速度と圧力の関係は図3に示すごとくであり、低燃焼速度型プロペラントに属する。ポリウレタン系プロペラントの長さは一実験例を除いてすべて、1,200mmであり、この場合、長さ、直径比、L/Dは15.4となる。なお、このプロペ

ラントの機械的性質としては、引張強度は約14kg/cm²、伸びはチャック間で150%以上である。ポリブタジエン系プロペラントは、NAL-25.31型ロケットのサステナ・ロケット用の250mmモータに使用されているプロペラントと同一種類で、過塩素酸アンモニウム66%、ポリブタジエン18%、アルミニウム16%からなり、燃焼速度と圧力の関係を図3に示す。このプロペラントの長さは700mm、長さ・直径比、L/Dは9であり、250mmモータのL/Dと同一である。なお、引張強度は約10kg/cm²、伸びは約50%である。

点火は、いずれのプロペラントの場合も、セルロイド・ケースに入れた過塩素酸カリとアルミニウムの混合粉末(KAM)2gを点火玉で着火させることによっておこなった。

燃焼実験は、航空宇宙技術研究所固体ロケット燃焼実験室の1トン横型テスト・スタンドでおこなわれたが、一般には、推力は測定せず燃焼室圧力と振動圧力のみ測定した。スタンド上に設置された供試ロケットモータを図4に、また、計測系のブロック・ダイアグラムを図5に示す。圧力ピックアップは日産自動車(株)製と新興通信工業(株)製の固有振動数が約40KHzの水冷式抵抗線歪計型を用いた。定常燃焼室圧力の測定のためには、5KHzの交流印加のストレイン・メータを用い、固有振動数400Hzのガルバノメータで直視式電磁オシシログラフに記録した。振動圧力は、同一種の圧力ピックアップに直流印加し増幅後、DRデータ・レコーダに記録した。燃焼実験終了後、信号をくり返し再生をおこない、岩崎通信機(株)製のメモリスコープで波形を観察すると同時に、1.5~50KHzの可変狭帯域フィルタを通して電磁オシシログラフに記録し、周波数特性を求めた。圧力の測定部は、ロケット・モータ内空洞の縦方向1次振動モードの節となる鏡板部であるが、機構上、圧力ピックアップが直接つけることが不

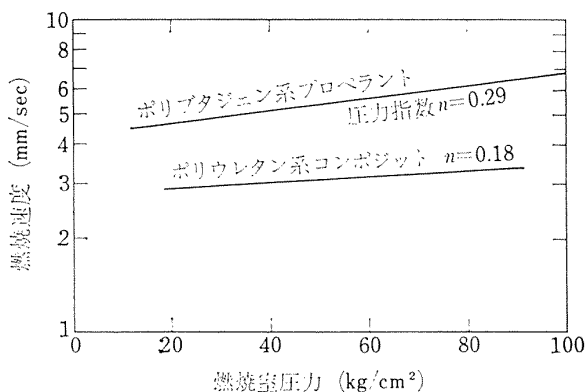


図3 燃焼速度と燃焼室圧力との関係

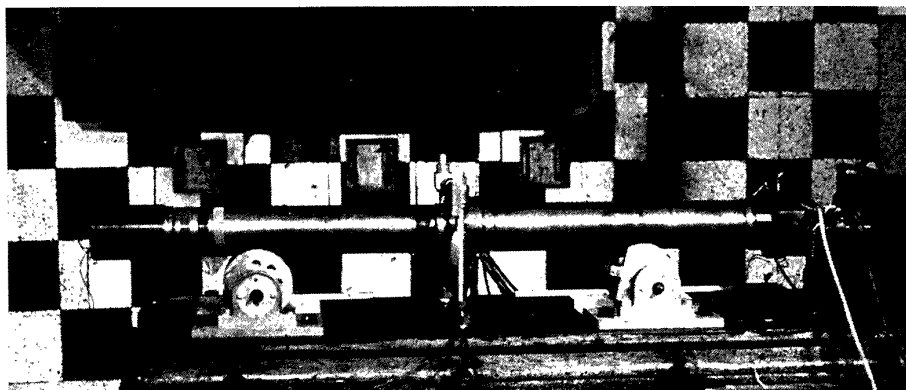


図4 テスト・スタンド上に実験準備されたロケット・モータ
左端は打出栓つき鏡板、右端はノズル

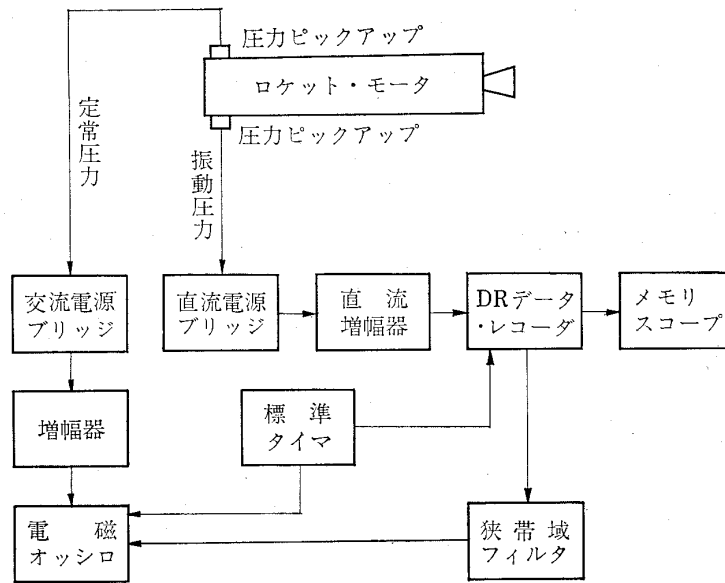


図5 計測系ダイアグラム

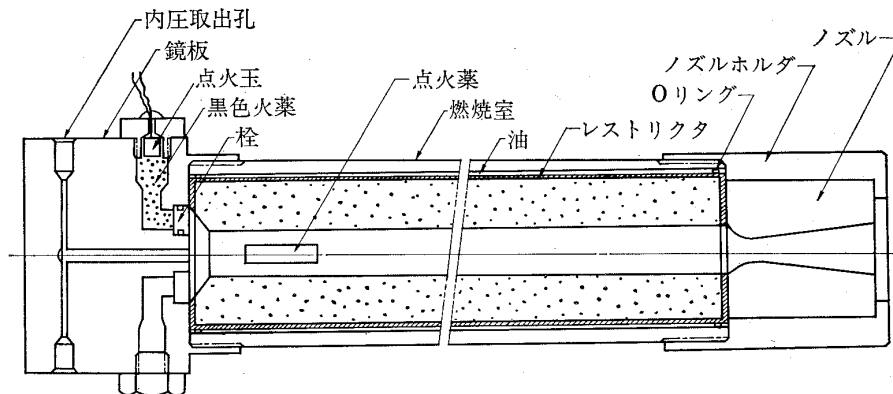


図6 栓を黒色火薬で打ち出す方法

可能であったので、長さ 100mm の取出孔を介して圧力を測定した。

4. 圧力波を与えるトリガーの種類

燃焼室内で圧力波が何らかの原因によって発生すると、それが振動燃焼のトリガーとなりうることは2章に記したが、トリガーの種類として、実際のロケット・モータ内において種々の形態が考えられる。イグナイター・ケースまたは部品の熔融物がノズル・スロートを通過する際に発生する圧力波、レストリクタやライナの一部が同じく、ノズル・スロート部を通過する際に生じる圧力波、プロペラント燃焼面積の急激な変化によって生じる圧力波、プロペラント内に埋められている火薬の急激な燃焼によって生じる圧力波などがあ

る。そして、この種類によって圧力波の振幅の大きさと波形が異なる。したがって、これらの圧力波が到達した際にプロペラントの燃焼域内でおこる断熱圧縮の程度も、圧力波の種類によって異なることが考えられる。本実験で用いたトリガーの種類は、(1) 栓を黒色火薬で鏡板の孔から、燃焼中の任意の時間に打ち出す方法、(2) 黒色火薬をプロペラント内の所定の位置に埋めておき、燃焼が進行して黒色火薬が燃焼ガスにさらされて、ガスを急激に発生させる方法、(3) 栓をプロペラント内の所定位置に埋めておき、燃焼が進行し、栓が燃焼ガス内へ露出した際に放出させる方法の3種類である。このうち、図6に示す(1)の栓を黒色火薬で打ち出す方法は、Morris 等^{18)~19)}のおこなったもので、栓が鏡板から打ち出される瞬間には、

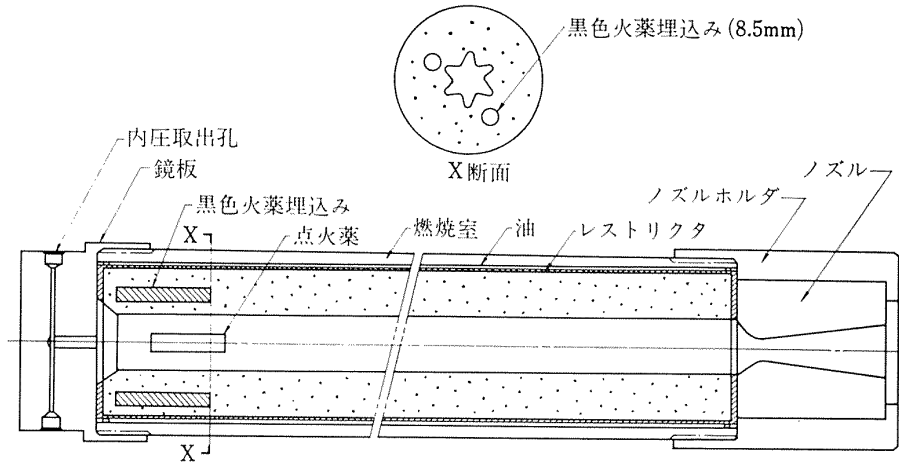


図7 黑色火薬の埋込み法

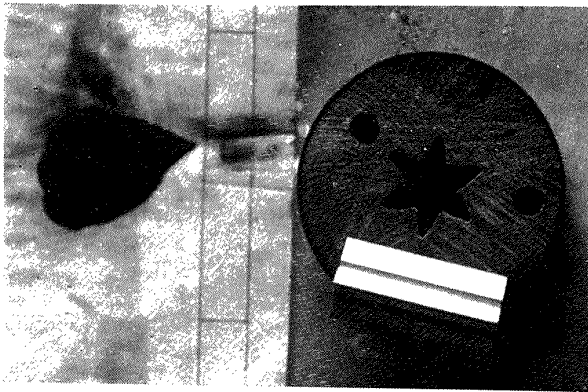


図8 黑色火薬とプロペラントにあけられた孔

栓を境界として大きな圧力差を生じるため、衝撃波が栓の打ち出しと同時に発生する。さらに、打ち出された栓が燃焼室からノズル・スロートを通って外部へ放出される際にも、一時的にスロート面積が減少するために圧力波が生じる。したがって、この方法は圧力波の振幅の大きさと、波の立ち上り勾配が大きく、したがってプロペラントの燃焼域における圧力波の増幅

度も大きく、振動燃焼を誘発しやすい方法と思われる。(2)の黑色火薬の埋めこみ法を図7および8に示すが、この方法では黑色火薬は爆燃でなく急激に燃焼するだけであるから、(1)の方法に比べれば、はるかに圧力波の波形はゆるいであろう。(3)の栓埋めこみ法は、図9に示すように、栓をプロペラント内へ埋めておき燃焼が進行するにつれて、自然と燃焼室内へ栓が放出されるものであり、(1)の方法を静的におこなったものと考えられ、栓放出時には、ほとんど外乱を発生せず、ただ、ノズル・スロート部を栓が通過する際に圧力波を発生させる方法であり、(1)の方法に比べれば、圧力波の波形はゆるやかであると考えられる。この(3)の方法は、160mm、250mmおよび310mmモータの振動燃焼の原因ではないかと考えられたイグナイタ・ケースの溶融・とび出しを模擬したものである。なお、(1)、(3)いずれの場合においても、栓の材料はアクリル樹脂であり、(1)の方法の場合には、Oリングを栓にはめることによって燃焼ガスが黑色火

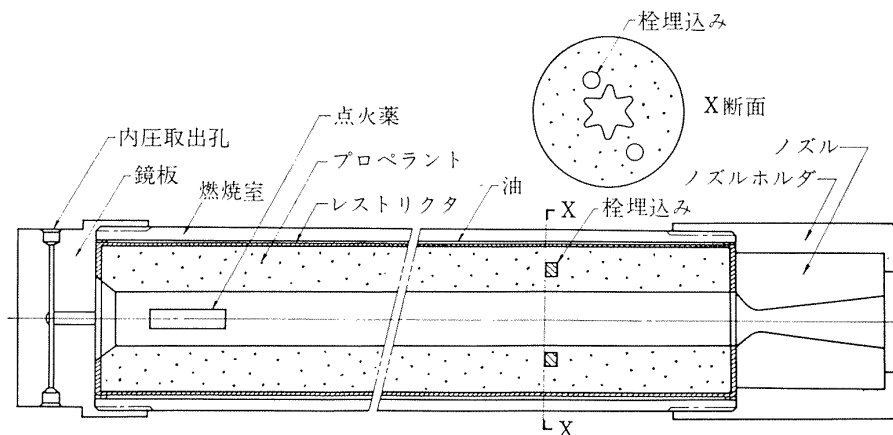


図9 栓埋込み法

薬へ伝火することをさせている。トリガーの大きさを
 変えるために、直径13mm×長さ7.5mm, 9mm×7mm,
 6mm×6mm の3種類の栓を用意した。

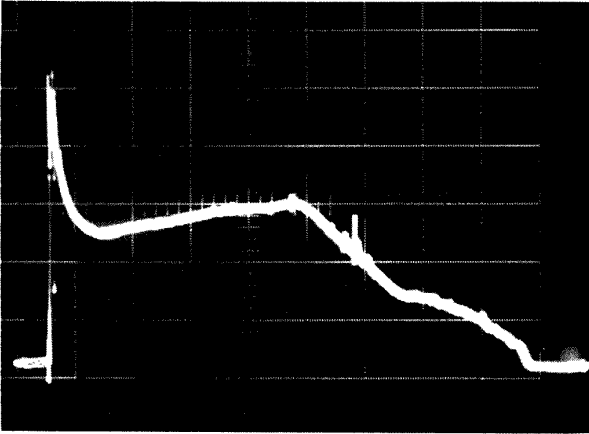


図 10 安定燃焼時の燃焼室圧力、時間曲線
 ポリウレタン系コンポジット・プロペラント,
 UP-1, 80mm×1200mm, $dt=20.5\text{mm}$ P_{min}
 $=50\text{kg/cm}^2$, 時間軸は1目盛 1sec, 圧力軸
 は1目盛 22kg/cm^2

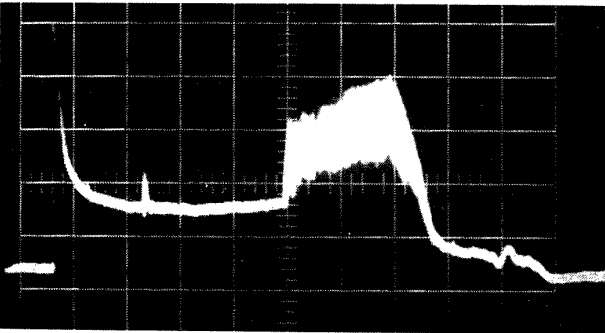


図 11 トリガーによって誘発された振動燃焼時の燃
 焼室圧力・時間曲線
 ポリウレタン系コンポジット・プロペラント,
 UP-10, 80mm×1200mm, $dt=23.2\text{mm}$ P_{min}
 $=39\text{kg/cm}^2$, 時間軸は1目盛 0.5sec, 圧力
 軸は1目盛 32kg/cm^2

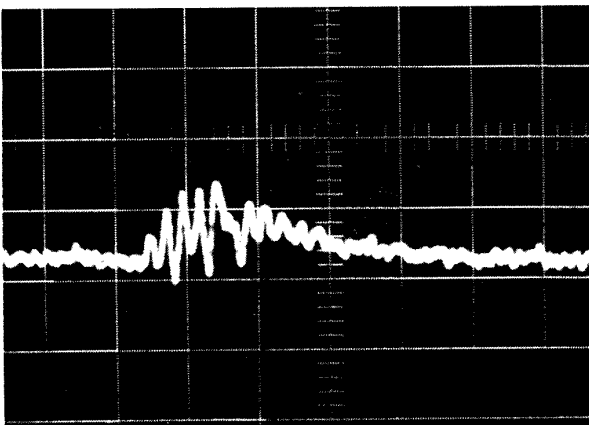


図 12 No.1 トリガーの減衰
 UP-10 プロペラント, 時間軸は1目盛10msec

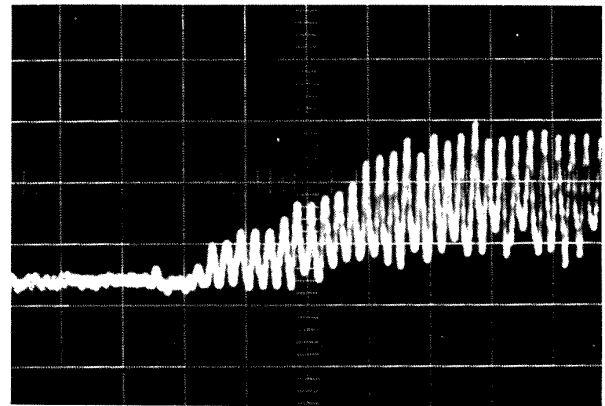


図 13 No.2 トリガーによる圧力波の発散
 UP-10 プロペラント, 時間軸は1目盛10msec

5. 実験結果および検討

5.1 安定燃焼と振動燃焼

ポリウレタン系コンポジット・プロペラントを用いた固体ロケット・モータに、全くトリガーを与えないで燃焼をおこなわせた場合の燃焼室圧力・時間曲線を図10に示す。圧力曲線は平滑で、燃焼中に圧力振動は全く検知されていない。点火時の圧力ピークは、ロケット・モータのL/Dが大きいために侵蝕燃焼の影響が強く現われたものである。トリガーがなければ安定に燃焼するこの種のロケット・モータに圧力波を加えることによって、振動燃焼が起こる例を図11に示す。この場合、トリガーとして(1)の方法により、直径13mmの亚克力栓を2個、黒色火薬2gを用い、鏡板にあげられた孔からロケット・モータの燃焼中に、次々と設定時間に打ち出したものである。点火後0.83secの一発目のトリガーによって圧力ピークが生じたが、図12に詳細を示すように、ただちにその圧力波は減衰して振動燃焼を誘発せず、燃焼室圧力は通常の傾向を示しているが、点火後2.3secに二発目のトリガーによって、図13に示すような激しい振動燃焼が誘発された。この時の平均燃焼室圧力は 70kg/cm^2 と振動燃焼直前の圧力 43kg/cm^2 と比較して著しく上昇した。振動圧力の両振幅は 40kg/cm^2 に近く振動数は 430Hz であり、激しい燃焼音をともない、燃焼時間はプロペラントが早く消費されたため、4sec短縮された。(1)式を用いてロケットモータ空洞内の縦方向1次振動数を計算すると、燃焼ガスの比熱比 $\gamma=1.22$, 分子量 $M=28\text{mol}$ ガス温度 $T=3,000^\circ\text{K}$ の程度であるのでガスの音速は $c=1,000\text{m/sec}$, 従って、 $\nu_{001}=400\text{Hz}$ となり、実測値とほぼ一致する。このシリーズの全ての燃焼実験を通じて、縦方向1次振動数の計算値と振動燃焼の

振動数測定値とは、常にながりの一致を見せている。

このように誘発された振動燃焼は、燃焼室圧力・時間曲線、振動数、振動波形からみて、160mm および 310mm モータ試験中におきた振動燃焼と同種のもので判断され、安定に燃焼している固体ロケット・モータに圧力波を与えることによって、一次縦方向中周波の振動燃焼が発生しうることが実証された。

5.2 トリガー時期の影響

図14は、長さ 700mm のポリブタジエン系コンポジット・プロペラントを装てんしたロケット・モータの燃焼中に、5発のトリガーを次々と加えた場合の燃焼室圧力・時間曲線を示す。なお、このモータは 250mm モータと同一プロペラントを用い、同一の L/D 、同一の K_n で実験をおこなったものである。5発のトリガーはいずれも振動燃焼を誘発せず、ロケット・モータはこの条件下で安定であった。しかし、点火直後から燃焼終了へ近づくとつれて、トリガー後の圧力振動の減衰の程度が異なることが、図15(1)~(5)のトリガー近くの拡大再生記録から明らかである。トリガーは、直径 13mm の栓を 3g の黒色火薬で打ち出すことにより発生させたものであり、同一のトリガーを用いても圧力上昇は燃焼室内空洞の大きさに反比例するので、燃焼時間が経過するにつれて図16に示すごとく減少する。ポリブタジエン系プロペラントを用い、ノズル・スロート面積のみ変えておこなった3回の燃焼実験によって得られた圧力振動の減衰係数を、ノズル・スロート面積 A_t と、ロケット・モータ内空洞の断面積 A_p の比であるの J の関数として図17にプロットし

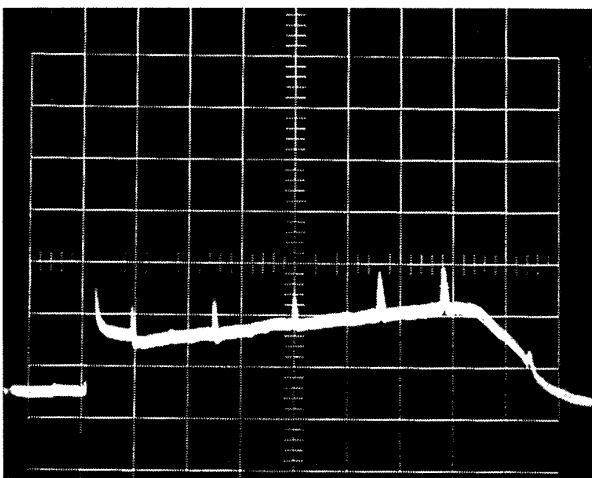


図 14 振動燃焼に対するトリガー時期の影響
 ポリブタジエン系プロペラント, BP-1, 80mm × 700mm, $dt=24.2\text{mm}$, 13mm アリクル栓を黒色火薬 3g で打ち出す方法。時間軸 1 目盛 0.5sec 圧力軸は 1 目盛 32kg/cm^2

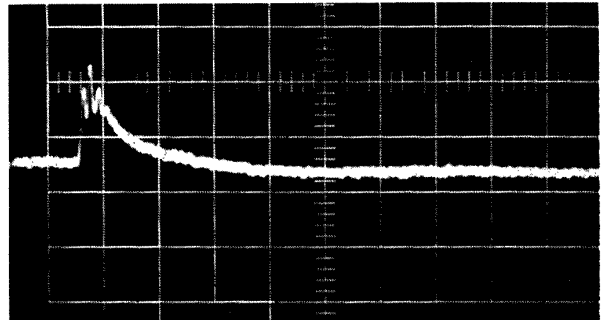


図 15(1) No.1トリガーの減衰 (点火後 0.44sec)

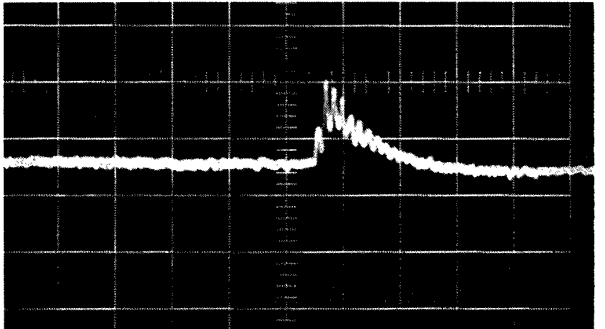


図 15(2) No.2トリガーの減衰 (点火後 1.25sec)

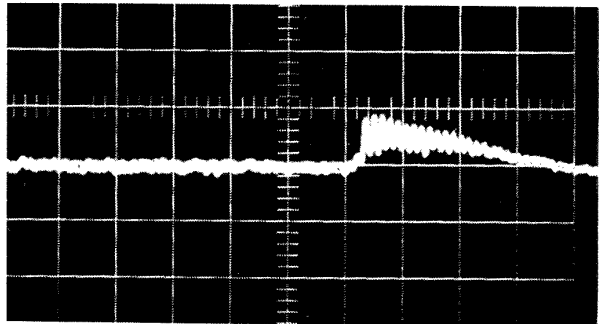


図 15(3) No.3トリガーの減衰 (点火後 2.04sec)

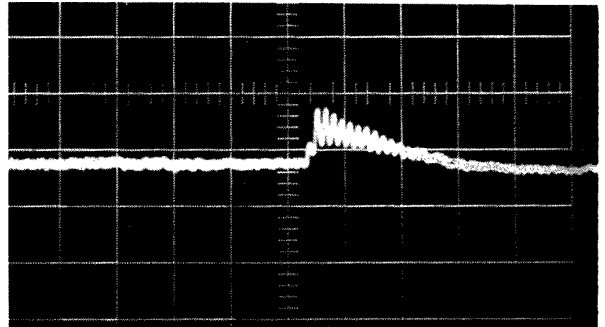


図 15(4) No.4トリガーの減衰 (点火後 2.88sec)

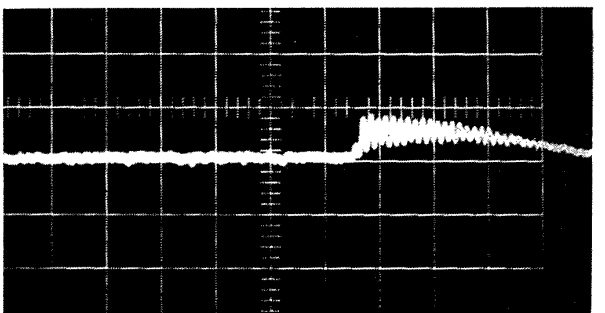


図 15(5) No.5トリガーの減衰 (点火後 3.50sec)
 トリガー後の圧力振動の減衰
 BP-1, 時間軸 1 目盛 10msec 圧力軸 1 目盛 32kg/cm^2

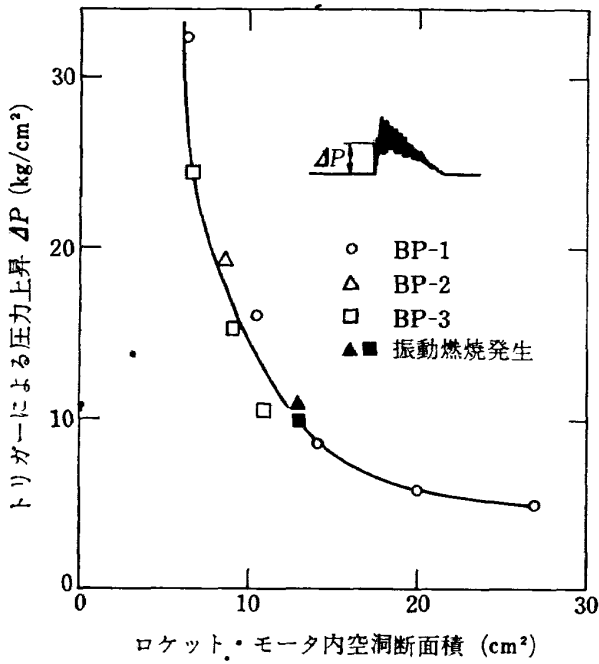


図 16 トリガーによる圧力上昇の空洞断面積による変化
 ポリブタジエン系プロペラント BP-1 ($dt=24.2\text{mm}$) BP-2($dt=20.8\text{mm}$)BP-3($dt=19.9\text{mm}$), 直径 800mm×700mm, 13mm アクリル栓を黒色火薬 3g で打ち出す方法

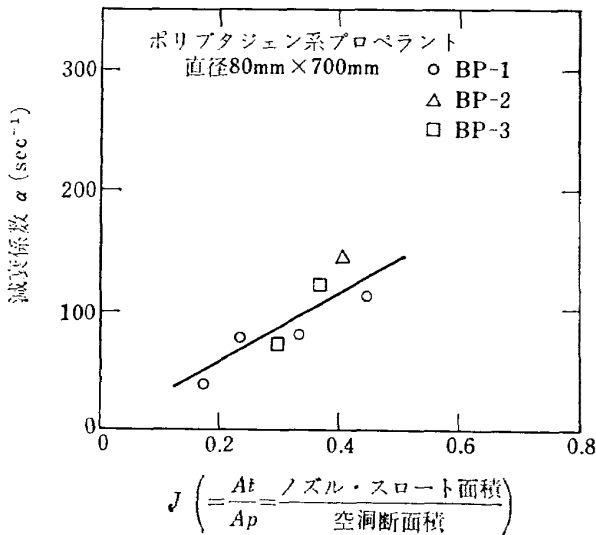


図 17 トリガーによる圧力振動の減衰係数

た。J の値の増加にともなって減衰係数が大きくなり、トリガーに対する安定性が増す。

5.3 ノズル・スロート面積の影響

他の条件を同一に保ってロケット・モータのノズル・スロート面積のみ増大させれば、当然、燃焼室圧力が低下するが、振動燃焼に対する安定性も増すことが、ポリウレタン系およびポリブタジエン系プロペラントのいずれの場合も実験によって明らかとなった。図18

および表1は長さ 700mm のポリブタジエン系プロペラントを用いて、ノズル・スロート面積を変えた場合に安定性への影響を示したものである。同一のトリガーに対して、ノズル・スロート径、 $dt=24.2\text{mm}$ の BP-1 では全く安定であるに比べると、 $dt=20\text{mm}$ の BP-2、-3 では振動燃焼が誘起された。図19, 20は、それぞれ、ポリウレタン系および、ポリブタジエン系プロペラントについて、 $K_n \cdot J$ 座標上にデータをプロットしたものであり、振動燃焼に対する安定および不安定領域を区分することができよう。なお、 K_n とは、プロペラント燃焼面積 Ab に対するノズル・スロート面積 At の比で、燃焼室圧力を規定するパラメータである。

5.4 トリガー種類の影響

4章に記した3種のトリガーによって誘起させられた振動燃焼の例を図21に示す。すなわち、黒色火薬 (3g) の埋めこみ法、アクリル栓 (13mm) の埋めこみ法でも、栓(9mm)を黒色火薬 (2g) で打ち出す方法と同じように、それらがトリガーとなって振動燃焼が発生した。トリガー以外の実験条件はほぼ等しく、同一

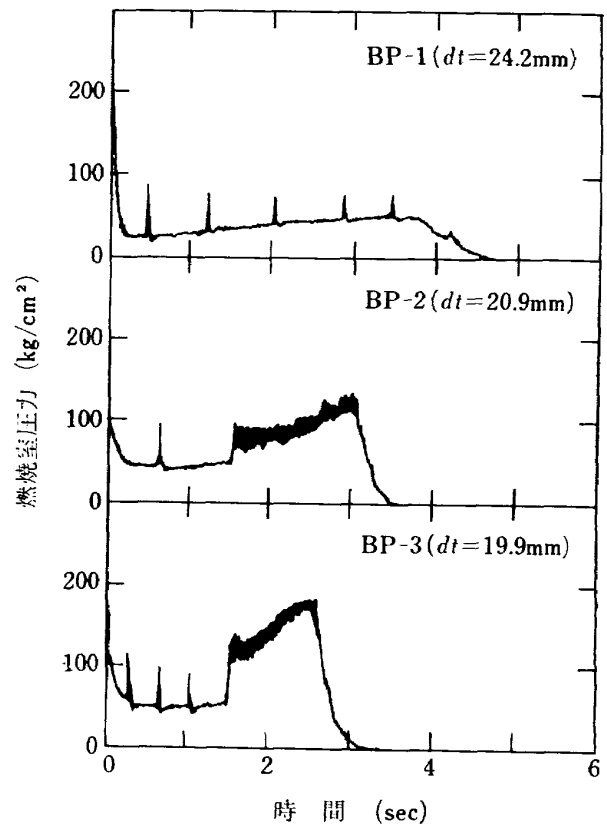


図 18 振動燃焼に対するノズル・スロート径(dt)の影響
 ポリブタジエン系プロペラント, 直径 80mm ×700mm 室温, 13mm アクリル栓を黒色火薬 3g で打ち出す方法

実験番号	ノズル径 dt mm	トリガー番号	トリガー時刻 (点火後) sec	トリガー直前の燃 焼室圧力 kg/cm^2	判 定
BP-1	24.2	1	0.44	30	安 定
		2	1.25	32	安 定
		3	2.04	38	安 定
		4	2.88	43	安 定
		5	3.50	49	安 定
BP-2	20.8	1	0.72	43	安 定
		2	1.63	50	不安定
BP-3	19.9	1	0.36	57	安 定
		2	0.76	51	安 定
		3	1.13	53	安 定
		4	1.53	58	不安定

表 1 振動燃焼に対するノズル径(dt)の影響 ポリブタジエン系プロペラント 80mm
×700mm, 13mm アクリル栓を黒色火薬 3g で打ち出す方法

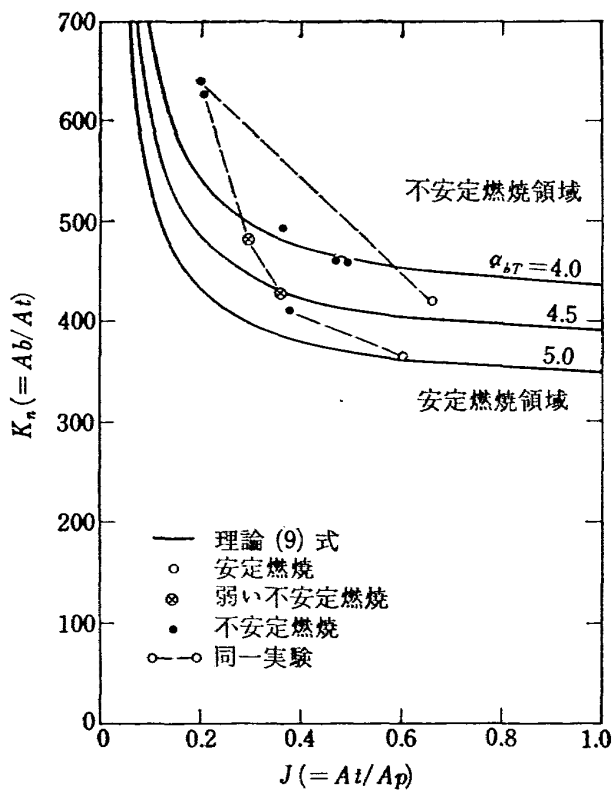


図 19 ポリウレタン系プロペラントを用いたロケット・モータの不安定燃焼領域
80mm×1200mm, 13mm 栓を黒色火薬 2g で打ち出す方法

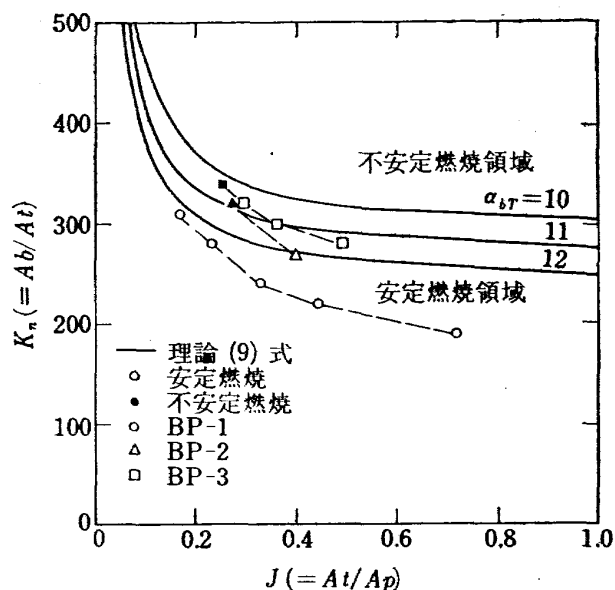


図 20 ポリブタジエン系プロペラントを用いたロケット・モータの不安定燃焼領域
80mm×700mm, 13mm 栓を黒色火薬 3g で打ち出す方法

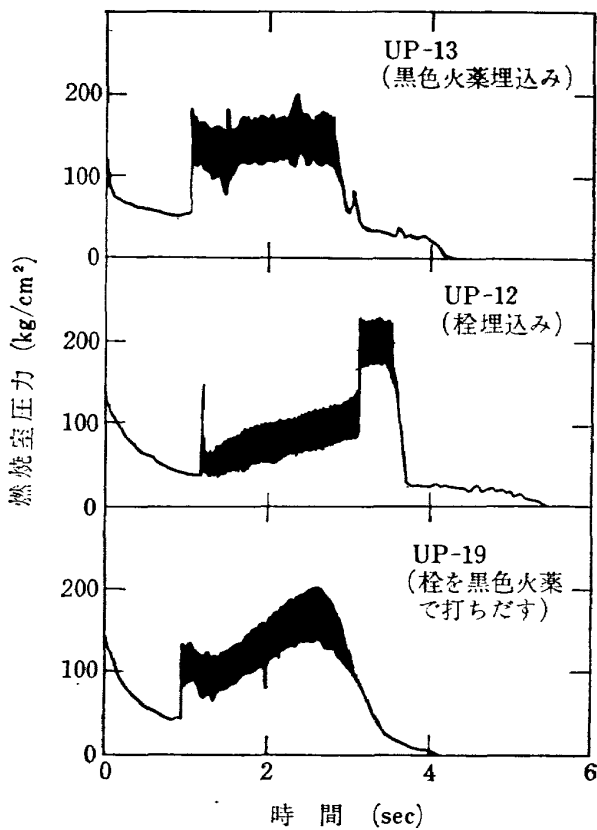


図 21 振動燃焼に対するトリガー種類の影響
 ポリウレタン系プロペラント, 80mm × 1200mm, 室温, $dt=20.5\sim 21.0\text{mm}$ (ほぼ一定)

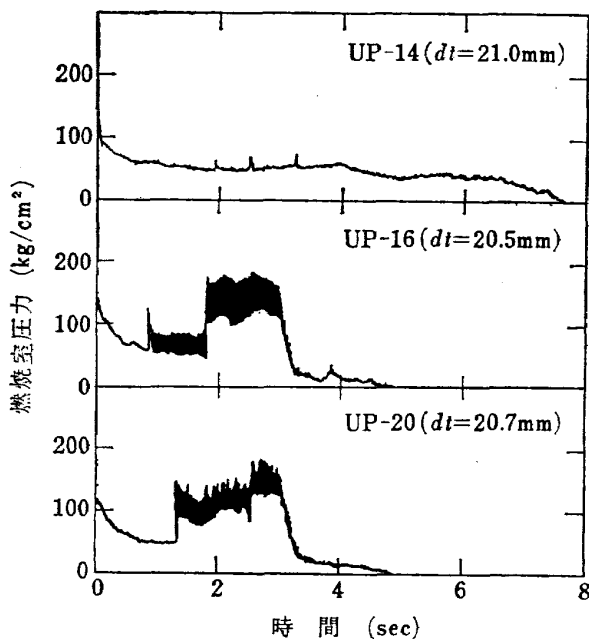


図 22 6mm 栓を黒色火薬で打ち出した場合の振動燃焼
 ポリウレタン系プロペラント 80 mm × 1200mm, アクリル栓 6mm, 黒色火薬 2g

のポリウレタン系プロペラントを用い、ノズル・スロート径もほぼ同一で、UP-13 は 21.0 mm, UP-12, UP-19 は 20.5mm である。トリガーの時刻も 3 例とも、ほぼ点火後 1 sec である。なお、トリガーによる圧力波の立ち上り特性を比較すると、黒色火薬の埋めこみ法では $10^3\text{kg/cm}^2\cdot\text{sec}$ の程度、栓埋めこみ法は $10^4\text{kg/cm}^2\cdot\text{sec}$ の程度で、栓を黒色火薬で打ち出す方法の場合には、これらよりも遥かに大きく記録紙からは読み取れなかった。いったん振動燃焼が誘起されれば、その後はいずれの場合も同じ現象を示し、周波数約 430 Hz, 振幅 50kg/cm^2 以上の圧力振動が生じ、平均燃焼室圧力も増加し、燃焼時間は短縮された。トリガーの種類によって、不安定燃焼領域がいかに変化するかをたとえば、 $K_n \cdot J$ 曲線上に示すには実験データが少ないが、栓を黒色火薬で打ち出す方法の場合の不安定領域に比べて、他の方法の場合には不安定領域が狭くなることが認められた。

5.5 トリガーの大きさの影響

栓を黒色火薬で打ち出してトリガーとさせる場合について、栓の大きさの振動燃焼発生への影響を調べた。供試モータには長さ 1,200 mm のポリウレタン系プロペラントを装てんし、ほぼ同一大きさのノズル (スロート径, $dt=20.5\sim 21.0\text{mm}$) を用い、さらに、トリガーに用いた黒色火薬の重量も 2g と一定で、アクリル栓の大きさのみ、13,9 および 6 mm と変化させたものである。13 および 9 mm の栓を用いた場合、それぞれ、2 回および 1 回の燃焼実験をおこなったが、いずれの場合も振動燃焼が誘発された。しかしながら、図 22 に示すごとく、6 mm 栓を用いた 3 回の燃焼実験のうち、2 回はトリガーによって振動燃焼が発生したが、1 回のみは 3 発のトリガーに対して燃焼は安定であった。データの数が少ない上に、ばらつきがあるので、定量的に整理することはむずかしいが、小さいトリガーに対して安定であっても、トリガーが大きくなると振動燃焼が誘発されるという非線形性が存在することがわかる。

5.6 燃焼の不安定領域

本実験に用いた固体プロペラントはアルミニウムを 10% 以上含み安定性が高いので、2 章に記したごとく、固体プロペラントの圧力波に対する増幅率を T 字型燃焼器で求めることは一般に不可能であり、したがって、燃焼の安定および不安定領域を予測することはむずかしい。しかしながら、限られた実験データをもとに不安定燃焼領域が設定できれば、振動燃焼を防止する方策を見つけることがより容易となろう。Coates と Hor-

ton²⁰⁾ は、従来発表されている多くの理論および実験をもとにして、設計に有用な線形解析法を発表している。われわれの実験で現われた振動燃焼は、トリガーとなる圧力波自体の振幅が大きく微小とは考えにくいし、また、小さいトリガーに対しては安定であっても大きいトリガーに対しては不安定であるという事実から考えて、さらに、観察された振動波形から考えても、線形振動とすることは適切ではないが、この方法をわれわれの実験にも適用してデータを整理することとした。

ある圧力波が燃焼している固体ロケット・モータ内に加えられた際に、圧力振動は(2)式で与えられる。

$$p = p_0 e^{\alpha t} \quad (2)$$

ここで、

- p_0 : 初期圧力振幅
- t : 時間
- α : 増幅係数 ($\alpha \geq 0$) または、減衰係数 ($\alpha < 0$)

α の値の正負についての判定は、 α を構成している各係数の性質を知らなければならない。われわれの取扱っている縦方向一次振動燃焼では、おもにエネルギー損失として、ノズルから排出される損失分と、アルミナ粒子によるエネルギー損失のみ考えれば十分であるので、

$$\alpha = \alpha_b + \alpha_n + \alpha_p \quad (3)$$

ここで

- α_b : プロペラント燃焼面における圧力波の増幅作用による α
- α_n : ノズルからのエネルギー損失による α
- α_p : 燃焼ガス中のアルミナ粒子によるエネルギー損失に起因する α

Coates と Horton²⁰⁾によれば、星型断面の空洞における縦方向1次振動の場合には、 α_b は(4)式で与えられる。

$$\alpha_b = \alpha_{bT} \left(1 + \frac{R_A L}{R_B^2} \right) \quad (4)$$

ここで

- α_{bT} : T字型燃焼器で測定した α_b
- R_A : 星型断面の周長と等しい長さを有する円の半径

R_B : 星型空洞断面積と等しい面積を有する円の半径

L : 空洞の長さ

K_n と J の関係で(4)式を整理すると、

$$\alpha_b = \alpha_{bT} \left(1 + \frac{1}{2} K_n \cdot J \right) \quad (5)$$

ノズルから放出されるエネルギーによる減衰係数は、Price 等¹⁴⁾によれば、

$$\alpha_n = -1.59 \frac{cJ}{L} \quad (6)$$

また、近似的には、Coates と Horton²⁰⁾によれば、

$$\alpha_n \approx -\frac{cJ}{L} \quad (7)$$

ただし、

c : 音速

燃焼ガス中に浮遊している粒子の粘性による減衰係数は、Epstein と Carhart による理論式に対する近似式を Coates と Horton²⁰⁾ が求めている。

$$\alpha_p \approx -0.34 X f \quad (8)$$

ここで、

X : 燃焼ガス中の凝結相の占める重量比

f : 振動数

(2)式で $\alpha \geq 0$ が燃焼不安定領域を示すから、(5)、(7)、(8)式を(3)式へ代入して整理すると、一次縦方向中周波振動燃焼の領域は次式で示される。

$$K_n \geq \frac{2}{J} \left[\frac{\frac{cJ}{L} + 0.34 X f}{\alpha_{bT}} - 1 \right] \quad (9)$$

(9)式を用いて、 $K_n \cdot J$ 曲線上に α_{bT} の値をパラメータとし、また、 $c=1,000$ m/sec、 $X=0.4$ なる値を用いて不安定領域を描いたのが図19および図20のグラフの実線である。ポリウレタン系プロペラントの場合、 $\alpha_{bT}=4.5$ 、ポリブタジエン系プロペラントの場合、 $\alpha_{bT}=11$ の理論曲線が数少ない実験データではあるが、その安定および不安定領域の境界に近いと判断される。これらの α_{bT} の値に振動数の差(ポリウレタン系プロペラントの場合は、 $f=430$ Hz、ポリブタジエン系プロペラントの場合は、 $f=700$ Hz)の補正分の考慮を払った場合においても、ポリブタジエン系プロペラントが、ポリウレタン系プロペラントに比べて燃焼不安定性を有しているが、本実験に使用したいずれのプロペラントも、T字型燃焼器で実験されているアルミニウムを

含まない各種プロペラント²⁰⁾よりも安定度が高いことがわかる。また、本実験では、プロペラントの長さ L は一定としているが、振動燃焼を安定化させるには、長さを短くすることも有効である。

6. ま と め

直径 80 mm の固体ロケット・モータの安定燃焼中に、パルス法を適用して、縦方向一次の中周波振動燃焼を再現させ、その特性を実験的に求めた。その結果は次の通りである。

(1) 燃焼している固体ロケットモータの燃焼室内へ振動燃焼のトリガーとして圧力波を与え、その振動の増幅または、減衰特性を知ることによって、そのロケット・モータの燃焼安定性を調べることができる。

(2) 燃焼中に与える圧力波として、(i) 鏡板内に収納したアクリル栓を黒色火薬の燃焼によって、ロケット・モータの燃焼ガス中へ打ち出す方法、(ii) プロペラントに埋めこんだ黒色火薬を急激に燃焼させる方法、(iii) アクリル栓をプロペラント内に埋めこみ、燃焼ガス中に放出させる方法の 3 種類の方法を用いたが、いずれの方法でも振動燃焼は誘発された。

(3) いずれのトリガーを用いた場合でも、トリガーの大きいほど振動燃焼は発生し易い。

(4) 振動燃焼は、 K_n の値の大きいほど、すなわちノズル・スロート面積の小さいほど発生しやすい。

本研究によって、縦方向 1 次中周波の振動燃焼を抑制する具体的方法として、次の対策が有効であることが明らかになった。

(a) 燃焼中に圧力波が発生する可能性を無くすか減らすこと。

(b) 圧力波が発生するとしても、その大きさを小さくするよう点火装置、レストリクタなどを改良すること。

(c) K_n の値を小さくするために、ノズル・スロート面積を増加させること。

そして、航空宇宙技術研究所の研究用固体ロケットに、上記の対策がほどこされ、振動燃焼を防止し良好な燃焼性能を得ることができた。

文 献

- 1) E. W. Price; Axial Mode, Intermediate Combustion Instability in Solid propellant Rocket Motors, AIAA Preprint 64-146 (1964)
- 2) R. W. Hart, R. H. Cantrell, J. F. Bird and F. T. McClure; Nonlinear Effects in Instability of Solid-Propellant Rocket Motors, AIAA Preprint 64-140 (1964)
- 3) M. D. Horton and E. W. Price; The Effect of Compositional Variable upon Oscillatory Combustion of Solid Rocket Propellants, Combustion and Flame, Vol. 8, pp 21-28
- 4) E. L. Capener, L. A. Dickinson and R. J. Kier; Gain Mechanism Associated with Finite Amplitude Axial Mode Instability in Solid Propellant Rockets, AIAA Preprint 66-600 (1966)
- 5) R. W. Hart and J. F. Bird; Scaling Problems Associated with Unstable Burning in Solid Propellant Rockets, 9th Symp on Combustion (International) pp 993-1004 (1963)
- 6) R. L. Coates; Application of the T-Burner to Ballistic Evaluation of New Propellants, AIAA Preprint 66-599 (1966)
- 7) L. A. Povinelli, M. F. Heidman and C. E. Feiler; Experimental Investigation of Transverse-Mode Solid-propellant Combustion Instability in a Vortex Burner, NASA TN D-3708 (1966)
- 8) H. B. Mathes and E. W. Price; Measurements of Combustion Dynamics of Solid Propellants in the Low Frequency Range, AIAA Preprint 67-70 (1967)
- 9) E. W. Price, H. B. Mathes, J. E. Crump and M. R. McGie; Experimental Research in Combustion Instability of Solid Propellants. Combustion and Flame, Vol. 5, pp 149-160 (1961)
- 10) R. L. Coates, N. W. Ryan and M. D. Horton; The T-Burner Method of Determining the Acoustic Admittance of Burning Propellants, AIAA Preprint 64-137, (1964)
- 11) E. W. Price and J. W. Sofferis; Combustion Instability in Solid Propellant Rocket Motors, Jet Propulsion, pp 190-192 (1958)
- 12) S. N. Foner, R. L. Hudson and B. H. Nall; Admittance Measurements of Solid Propellants by an Acoustic Oscillator Technique, AIAA Preprint 64-138 (1964)
- 13) M. D. Horton; Use of the T-Burner to Study

- Oscillatory Combustion, AIAA Preprint 64-136 (1964)
- 14) F. G. Buffum, Jr., G. L. Dehority R. O. Slates and E. W. Price; Acoustic Attenuation Experiments on Subscale, Cold-Flow Rocket Motors AIAA Journal, Vol. 5, No. 2, pp 272-280 (1967)
- 15) M. D. Horton; Acoustic Admittance of a Burning Solid Propellant Surface, ARS Journal, pp 644-646 (1962)
- 16) M. D. Horton and M. R. McGie ; Particulate Damping of Oscillatory Combustion, AIAA Journal, Vol. 1, No. 6, pp 1319-1326 (1963)
- 17) D. W. Blair; Particle Damping of a Plane Acoustic Wave in Solid Propellant Combustion Gases, AIAA Journal, Vol. 1, No. 1 pp 2625-2626 (1963)
- 18) E. P. Morris; A Pulse Technique for the Evaluation of Combustion Instability in Solid Propellant Rocket Motors, Canadian Aeronautics and Space Journal, Nov. 1965, pp 329-333
- 19) L. A. Dickinson; Command Initiation of Finite Wave Axial Combustion Instability in Solid Propellant Rocket Engines, ARS Journal, Apr. 1962 pp 643-644
- 20) R. L. Coates and M. D. Horton ; Design Consideration for Combustion Instability, Jour. Spacecraft, Vol. 6, No. 3, pp 296-302 (1967)
- 21) J. F. Bird, L. Haar, R. W. Hart and F. T. McClure; Effect of Solid Propellant Compressibility on Combustion Instability, Journal of Chemical Physics, Vol. 32, No. 5, pp 1423-1429 (1960)
- 22) J. F. Bird; Vibration of Thick-Walled Hollow Cylinders: Approximate Theory, Jour. Acoustical Society of America, Vol. 32, No. 11, pp 1413-1419 (1960)
- 23) N. W. Ryan and R. L. Coates; Acoustic Instability: Influence of and on the Solid Phase, AIAA Preprint 64-139 (1964)

TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 斎藤隆吉, 堀内正司, 本間幸吉, 宮坂彰
TM-167	YS-11A-300 型輸送機の胴体疲労試験—中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎, 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	ダンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (I)	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR エンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎, 山中国雍
TM-171	缶形燃焼器(低圧, 低温系)試験設備による航空計器の氷結(着氷)試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗, 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA-200 改機の動安定微係数	1970年3月	遠藤浩, 林良生, 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋安次郎, 河野長正, 西武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16・31D 型ロケットの研究試作	1970年5月	五代富文, 近藤洋史, 中井映一, 田畑浄, 毛利浩
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 侖

注：欠番は配付先を限定したもの。

航空宇宙技術研究所資料177号

昭和45年5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)44-9171 (代表) ☎182

印刷所 一誠社綜合印刷株式会社
東京都武蔵野市御殿山1-6-10
