

UDC 536.46 :
629.76.036.54 :
621.454.3.052

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-341

推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力

五代富文・清水盛生・伊藤克弥
西村久男・種村利春・藤原 勉

1973年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-321 空冷軸流タービンの空力性能に関する研究
(第一報 空冷タービンの設計および全
体性能に関する実験的研究)
Aerodynamic Investigation of an Air-Cooled
Axial-Flow Turbine. (Part 1. Turbine
Design and Overall Stage Performance
without Supply of Cooling Air) 1973年12月 山本孝正, 高原北雄
能瀬弘幸, 井上重雄
白井弘, 三村富嗣雄
- TR-322 IC演算増幅器を利用した乱流頻度計
Application of Integrated Circuit Opera-
tional Amplifiers on Turbulence Inter-
mittency Meters 1973年6月 綿貫忠晴, 佐藤淳造
- TR-323 月と太陽の引力の作用下にある地球の人工
衛星の運動に関する研究
The Study on the Motion of an Artificial
Earth Satellite under the Gravitational
Attraction of the Sun and Moon 1973年7月 武内澄夫, 松島弘一
- TR-324 偏揺れ振動するT型尾翼の水平尾翼に働ら
く, 非定常ローリングモーメントの測定
Measurement of Rolling Moments Acting
on the Stabilizer of T-tails Oscillating
in Yaw 1973年6月 市川輝雄, 磯貝紘二
安藤泰勝, 江尻 宏
- TR-188T Analysis of the Anisoelastic Errors of a
Floated Single Degree of Freedom Inter-
grating Gyro June 1973 Masao OHTSUKI,
Hirokimi SHINGU,
Jyoji TABATA,
Takao SUZUKI,
Shigeharu ENKYO
- TR-325 ロケットの分離特性に関する研究
Some Investigation on the Separation Char-
acteristics of a Two-Stage Vehicle Model 1973年7月 宇宙研究グループ
- TR-326 電子衝撃型水銀イオンエンジンの研究
Experimental Investigation on 5 cm Mer-
cury Electron Bombardment Ion Engine 1973年7月 中村嘉宏, 東久雄
宮崎勝弘
- TR-327 ガスタービン燃焼器のライナにおける伝熱
On the Liner Heat Transfer of Gas Tur-
bine Combustor 1973年7月 相波哲朗
- TR-328 連続板の振動
Natural Frequencies of Continuous Plate 1973年7月 林 洋一, 川井忠彦
- TR-329 ジェットエンジン用薄肉組立ロータの曲げ
剛性 (静荷重試験と振動試験による測定
と有限要素法による計算)
Flexural Rigidity of the Thin Walled
Build-up Rotor for the Jet Engine
(Measurement by Static Load Test and
Calculation by Finite Element Method) 1973年7月 宮地敏雄, 小河昭紀
星谷昌二, 祖父江 靖
- TR-330T On the Linear Theory of Thin Elastic
Shells July 1973 Tatsuzo KOGA,
Susumu TODA
- TR-331 非線型層流安定理論と数値計算 (第一報
べき級数展開による Orr-Sommerfeld 方
程式の数値解法)
A Non-linear Hydrodynamic Stability
Theory with Numerical Calculations.
(Part 1. A Power Series Method for the
Numerical Treatment of the Orr-Som-
merfeld Equation) 1973年7月 伊藤信毅

推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力*

五代 富文**・清水 盛生**・伊藤 克弥**
西村 久男***・種村 利春**・藤原 勉**

Low-Pressure Deflagration Limit of Controllable Solid Rocket Propellants

By Tomifumi GODAI, Morio SHIMIZU, Katsuya ITO, Hisao NISHIMURA,
Toshiharu TANEMURA and Tsutomu FUJIWARA

Abstract

Low-pressure deflagration limit (P_{dl}) of controllable solid rocket propellants was experimentally investigated using low-pressure combustion chambers and micro video-recorder. P_{dl} was affected by the specimen size, and this scale effect is explained by heat losses from the burning propellant to the surroundings. The dependence of P_{dl} on specimen size and inert gas composition was observed and it would seem that the main heat loss should be by radiation in the extinguishment of propellant at subatmospheric pressures. Initial temperature of propellant had a minor effect on P_{dl} . The effect of compositional variables of propellant on subatmospheric combustion and P_{dl} was studied. These variables were oxidizer blend ratio, binder type, oxidizer-fuel mixture ratio, aluminium content, mean particle diameter of oxidizers and shape and size of aluminium powders. P_{dl} was not so much affected by compositional variable as expected. Aluminium agglomeration resulted in larger variations in subatmospheric combustion and subsequent extinguishment. Behavior of combustion at subatmospheric pressures and P_{dl} trend can be explained by qualitative theoretical consideration.

1. まえがき

推力中断, 再着火, 推力レベル変更などの, いわゆる推力大きさ制御 (Thrust Magnitude Control) 可能な固体ロケット・モータ (以下, TMC 固体ロケットと称す。) には, プロペラント特性として持つべきものが多く, 消火圧力 P_{dl} (Low-Pressure Deflagration Limit, 燃焼下限圧力とも呼ばれる。) はその一つであって, 高い値であることが望ましい。そして, TMC 固体ロケットが一旦推力中断した後での自発性再着火を防止するためには, ロケットの作動環境圧力 P_a が, プロペラントの消火圧力よりも低いことが必要である。宇宙ロケットにおいては, $P_a=0$ ata であるから,

いかなる P_{dl} の値でも $P_{dl}>P_a$ の条件を満足するため, 完全消火が常に期待できるから, P_{dl} の値を一般プロペラントの値 (数 10 torr) 以上に上げることは, それ程重要ではない。しかし, 地上から打上げるロケットの場合には環境圧力は $P_a=1$ ata となるから $P_{dl}>1$ ata がプロペラントの備えるべき条件となる。また, 宇宙ロケットにおいても, 地上で燃焼試験を真空度の高い状態で行なうことは, 設備上困難な場合が多いので, そのプロペラントは高い値の P_{dl} をもつことが望ましい。

消火圧力とは, 固体プロペラントがそれ以下の圧力の下では絶対に燃焼を持続しえない圧力のことで, ふんい気, プロペラントの初期温度, プロペラントの組成などの関数である。

TMC 固体ロケットの推力中断, すなわち, 燃焼中断の条件としては, この消火圧力の他に, 限界燃焼室

* 昭和48年 8月 3日 受付

** 宇宙研究グループ

*** 元宇宙研究グループ, 現東京都庁

特性長さ L^* と関連した限界燃焼室圧力 P_{cr} (critical pressure) がある¹⁾が、 P_{cr} が燃焼室、ノズル、プロペラントの特性のカップリングした結果生ずる動的特性値であるのに比べて、 P_{at} は静的であって、定常燃焼が持続しえなくなる限界条件で定まるものである。

固体プロペラントの成分である酸化剤と燃料の気相分解生成物の拡散、発熱反応によって生じた火炎からフィードバックされる熱によって表面の酸化剤・燃料の分解が行なわれるのが固体プロペラントの定常燃焼の定性的説明であり、低圧においては火炎帯の位置は表面より遠ざかり、火炎からの熱伝達は減少し、酸化剤、燃料の熱分解は遅くなる等、これらの現象は全て緩慢になる。より低圧となって消火直前の状態においては、熱の収支は限界に近い状態に至っているので、高圧燃焼ではそれ程重要でない因子も影響して、消火を早めたり遅くしたりすることになる。

消火圧力を求めるには後述の如く、 P_{at} で燃焼しているプロペラントの環境圧力を除々に減圧して、プロペラント近傍から火炎が消滅した時の環境圧力をもって消火圧力とする。低圧燃焼においてはプロペラントの燃焼速度は著しく低く、(低圧では燃焼速度は圧力に比例して減少することは理論²⁾ および実験³⁾ により知られている。) 燃焼表面下の固相内の温度分布も緩やかになり、燃焼面の温度も低下し、さらに、これらの時間的変化へのレスポンスも遅くなるから、消火圧力を求めるために減圧する速度も、あまり早くしては非定常燃焼による消火となる。(前記の P_{cr} は急速減圧による消火と密接な関係を有する。) このため減圧速度を十分に小さくして、緩減圧による消火をもって消火圧力としている。

この実験的研究の目的としては、TMC 固体ロケット用プロペラントの消火圧力を高めるために、消火圧力へ影響を及ぼすプロペラント組成以外の因子を最初に求めて消火圧力測定の手法的な確立すること、次いで、プロペラント組成の消火圧力への影響を調べること、および、消火圧力へ影響する各種因子の効果を定性的ではあるが解明することにある。

2. 実験装置

消火圧力を測定し、かつ、減圧状態における火炎と燃焼表面を観察するための装置と、燃焼表面の顕微鏡テレビの撮影を行なう微視的観察装置の二つを実験に用いた。

2.1 P_{at} 測定装置

図 1 に示す如く、供試プロペラントは容量 1 m^3 の

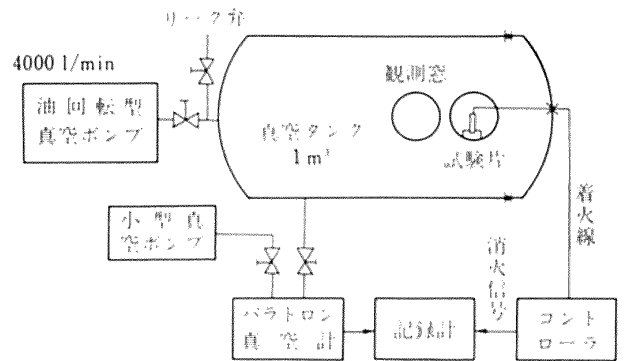


図 1 P_{at} 測定装置

タンク内に置かれ、真空ポンプによって減圧が始まると同時に着火され、燃焼を開始する。この燃焼状況は観測窓を通して目視観察、あるいは、カメラ、映写機により光学的に記録される。真空タンクの圧力の時間変化は、隔膜電気容量型パラトロン真空計を介してペンレコーダに記録される。プロペラントの消火の瞬間を目視によって検知して、その信号をペンレコーダに記録する。真空タンクは空気の代わりに窒素ガスあるいはヘリウム・ガスで置換できるよう、また、リーク弁の開度によって減圧速度を変化させるような構造となっている。一般に、この装置の減圧速度は 50 torr の状態で約 2 torr/sec、30 torr において約 1 torr/sec であり、着火から消火までの時間は条件にもよるが、1 分程度である。この装置に対して使用するプロペラント試験片は、3 項で詳細に記すが、一般に直径 30 mm の端面燃焼型である。

2.2 顕微鏡ビデオ装置

図 2, 3 および 4 に、それぞれ、顕微鏡ビデオ装置の全体と減圧チャンバを示す。顕微鏡 (ニコン SUR-M 型) の接眼レンズ部に工業テレビ (接写リングを付したものを) を接続して光学系としている。画面はビデオ装置 (ソニー EV-310 型) に録画され、その画面



図 2 顕微鏡ビデオ装置

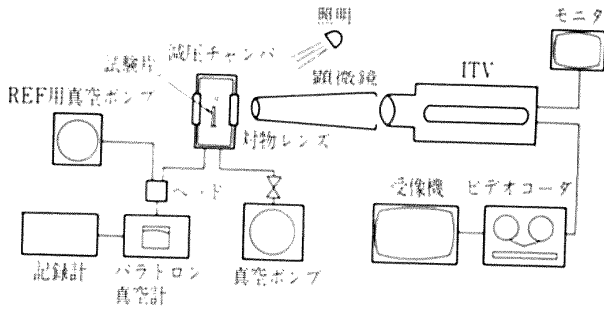


図 3 顕微鏡ビデオ装置の構成

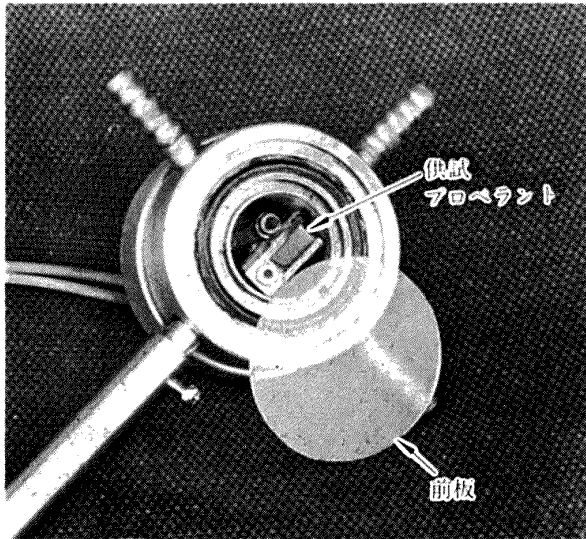


図 4 顕微鏡ビデオ装置の減圧チャンバ内に固定されたプロペラント試験片

にはペンレコーダ指針の示す減圧チャンバの真空度を同時記録し、実験終了後画面を再生し、プロペラント表面の状態変化を調べる。本装置の総合倍率は300倍で、ビデオ画面は毎秒60駒の割合で変化する。この装置の特長は実験毎に記録することが困難な現象を低費用で簡便に記録し、即座に画面を再生し観察できることにあるが、記録駒速度が遅いことと、解像力が劣る(水平解像度300本以上)ことが欠点である。減圧チャンバは内径33mm、奥行27mmで前後面は透明板(前板はガラス、後板はアクリル樹脂)であり、その中央にフォーク状金属板に接着されたプロペラント試験片を置く。試験片の大きさは10mm角で厚さは0.3~0.5mmであり、上端に接触させたニクロム線を赤熱することにより着火させる。減圧による消火の瞬間を顕微鏡ビデオ装置で記録することは、この視野の狭さから非常に困難であり、一般には、真空度一定の条件下で燃焼面がフォーク状金属板に接近して熱損失が激増したために消火する瞬間の状況を調べた。

3. 供試プロペラント

実験に用いた固体プロペラントは、一般のポリブタジエン系コンポジット・プロペラントと若干異っており、酸化剤として過塩素酸アンモニウム(NH₄ClO₄, 略して AP)のみでなく、それに過塩素酸カリウム(KClO₄, 略して PP)を含み、また、酸化剤の粒度は単一モード分布を呈し、微細粒である。これは TMC 固体ロケット用プロペラントとしてもつべき特性の内、最重点を置いている圧力指数 n を高めるためにとられている手段である。供試プロペラントの組成を表1(1),(2)に示す。表1(1)で明らかのように RS-11 プロペラントはアルミニウムを含まず、主に、試験片直径の消火圧力への影響を調べるために用いられた。RS-1105 と RS-313 プロペラントは、ふんい気、プロペラント初期温度、減圧速度の消火圧力への影響を調べるために用いた。また、RS-313 プロペラントは組成の影響を求める際の基準プロペラントとした。

表 1 (1) コンポジット・プロペラントの組成 (1)

名 称	組成 wt%(粒径)			
	AP	PP	CTPB	Al
RS-11	62(12 μ)	16(8 μ)	22	0
RS-1105	62(12 μ)	15.5(4 μ)	20	2.5(20 μ)
RS-313	59(12 μ)	11(8 μ)	17	13(20 μ)

AP: 過塩素酸アンモニウム
 PP: 過塩素酸カリウム
 CTPB: ポリブタジエン
 Al: アルミニウム

表 1 (2) コンポジット・プロペラントの組成 (2)

プロペラント種類	AP/PP	O/F	Al(部)	AP 粒径	PP 粒径	バインダ
RS-313 (基準)	84/16	80/20	15	12 μ	8 μ	CTPB
-313A			0			
-313B	100/0					
-313C	100/0		0			
-313D				200		
-313E		70/30				PU
-313F		78/22				

AP/PP: AP と PP の重量混合比
 O/F: 酸化剤・燃料比
 PU: ポリウレタン
 記載のない欄は RS-313 の数値と同一

過塩素酸アンモニウムと過塩素酸カリウムは粉碎によって得られたもので、それぞれ、平均粒径が 12μ , 8μ (RS-1105 プロペラントでは PP はさらに細く 4μ) と微粒であることが特徴であり、大粒の酸化剤を含んでいない。燃料給合剤 (バインダ) は末端カルボキル基ポリブタジエン (CTPB) であり、金属燃料としてのアルミニウムは球状に近く平均粒径は 20μ である。RS-313 プロペラントは時期を異なって 3 回成形されており、後記の如く、消火圧力に差異を生じているが、これは原料のロット差によるものと考えられる。

表 1(2) に示す RS-313 シリーズ (RS-313 A から RS-313 F まで) のプロペラントは、RS-313 を基準として、その組成の一部を変化させたものである。RS-313 プロペラントからアルミニウムを除いたものが RS-313 A, 過塩素酸カリウムを除いたものが RS-313 B, アルミニウムと過塩素酸カリウムの両者を除いたものが RS-313 C, 微粒の過塩素酸アンモニウムを大粒 (平均粒径 200μ) に代えたものが RS-313 D, バインダのポリブタジエンをポリウレタン (PU) に代え、それと関連して成形上、酸化剤・燃料比も変えたものが RS-313 E, 酸化剤・燃料比を低くしたものが RS-313 F である。

試験片の形状は、試験片直径の消火圧力への影響を調べる実験以外には、全て直径 30 mm, 長さ 100 mm と統一し、円周にはバインダを燃焼抑制材として塗布し、いわゆる端面燃焼を行なわせる。実験により一旦消火した試験片は、消火面近くを取り去ってから調温し、再度実験に供し、一本の試験片を複数回の燃焼実験に供している。試験片は垂直に保持し、着火は点火玉と着火剤によって、その上面から行なった。

4. 定性的理論

固体プロペラントの消火機構に関係する因子として次の 6 項目が考えられる。すなわち、(1) 火炎から燃焼表面へ伝達される熱流量、(2) 燃焼面からの熱損失、(3) 酸化剤・燃料の混合比、(4) 活性化エネルギー、(5) 燃焼表面における酸化剤のバインダに対する露出面積比、(6) 燃焼表面における溶融アルミニウムの集塊。この他に火炎の拡散特性を変える諸因子も考えられるが、低い圧力である消火圧力の近くにおいては、燃焼の律速は酸化剤とバインダの熱分解生成物間の拡散ではなくて、火炎は予混合火炎と考えられ、化学反応が律速である。一般のコンポジット・プロペラントの場合は 1 ata 以下、RS-313 プロペラントの場合には酸化剤粒子が細く、拡散がより早く行なわれるため、よ

り高い圧力においてすら化学反応が律速であるといえる。

以下、上記の各種因子について説明する。

(1) の火炎から燃焼表面へ伝達される熱流量は、火炎温度、火炎位置、火炎内固体粒子からの熱放射、燃料表面の反射率等によって変化する。そして、火炎温度は酸化剤とバインダの種類、酸化剤・燃料混合比、圧力に依存する。低圧における予混合火炎においては火炎厚さは圧力と逆比の関係がある。熱放射は火炎内の炭素とアルミナによってその強さは変化する。しかし、この点については、常圧において顕著なアルミニウムの燃焼生成物のアルミナからの熱放射は、消火に近い状態下においてはアルミニウムは殆ど燃焼しえないことから、金属燃料の放射伝達への貢献は無視しうる程度であろう。火炎温度は、また、ふんい気によっても変化する。すなわち、固体プロペラントは燃料過剰の状態にあるから、ふんい気に酸素が含まれる場合は高温の二次火炎が形成されて燃焼表面への熱流量が増大することが考えられる。(2) の熱損失に関してはプロペラント燃焼面から周囲への放射と伝導およびプロペラント内部への熱伝導が考えられる。燃焼面の近くに鉄鋼製の試験片支持台としてのバイスの如き熱容量の大きい低温物体が存在すると早く消火することは、火炎からの熱伝導損失の例である。消火圧力が試験片寸法によって変化するという寸法効果も熱損失によるものと考えられ、これが熱伝導か熱放射によるものかを調べるために熱伝導率の異なるふんい気として窒素とヘリウムを用いて比較している。(3) の O/F については、過塩素酸アンモニウムは単体で燃焼を持続しうるモノプロペラントであり、 240°C で相変化の際に吸熱現象を呈するが、 350°C 以上における高温反応は発熱反応である⁵⁾。純粹の過塩素酸アンモニウムの消火圧力は 22 ata である⁶⁾が、微量の燃料でも存在すると急激に消火圧力が低下する、このような酸化剤の量が多ければ、当然、より低圧まで燃焼して消火圧力を下げることになる。一方、バインダは種類によって分解温度と相変化が異なるが、いずれにしても、これらは吸熱現象であり、この現象を通過しないことには、酸化剤の熱分解物と反応しえない。従って、バインダの量が増えることは消火し易いことを意味する。(4) の固体プロペラントの見かけの活性化エネルギー E は、反応機構によって異なるから、組成、燃焼圧力、さらには、酸化剤粒度によっても変化する。同一条件下で活性化エネルギーが大きいプロペラントは小さいプロペラントに比べて反応しにくく、消火し易い。

以上の (1)~(4) が巨視的な熱特性の消火圧力への影響を示しているが、(5)、(6) の 2 項目は燃焼表面の局所的状態に主に依存するものである。すなわち、(5) の燃焼表面における酸化剤のバインダに対する露出面積比とは、燃焼表面が (3) の酸化剤・燃料混合比、O/F によって規定された割合以上に燃料過剰となって燃焼が持続しえなくなる現象を意味し、RS-313 プロペラントの内の細粒の酸化剤が、その大きさよりも遙かに大きいバインダの高粘度熱分解層に覆われて消火に近づく状況等がその例である。(6) の溶融アルミニウムの集塊とは、燃焼表面に滞留するアルミニウム粒子が溶融しても、酸化するよりも早く近接する他の溶融アルミニウム粒子と衝突して一体化し、その結果、大きい溶融アルミニウム粒子が生じプロペラント燃焼表面に残り、熱源となって消火しにくくなる現象である。このため、消火圧力を上げるためには、アルミニウム粒子を早く酸化させてアルミナの酸化被膜を形成させ燃焼を行なわせ、集塊させずに気流で表面から取り去ってしまふことが必要である。

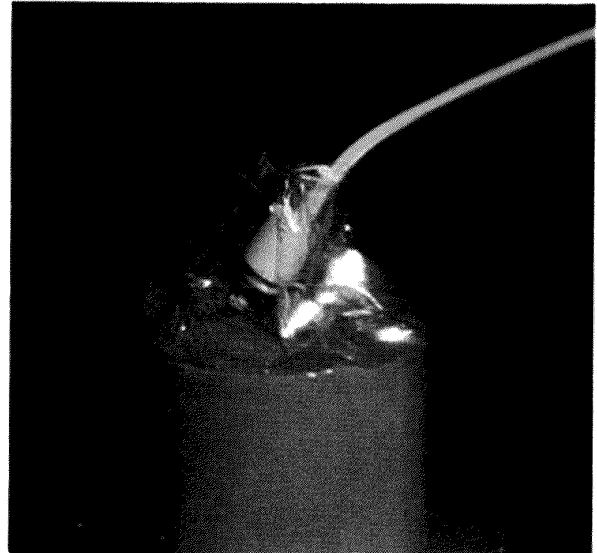
このようなプロペラントの消火機構を念頭において、消火圧力の実験を行ない、また、現象を調べるための顕微鏡観測を行なった。

5. 減圧燃焼の実験結果と討論

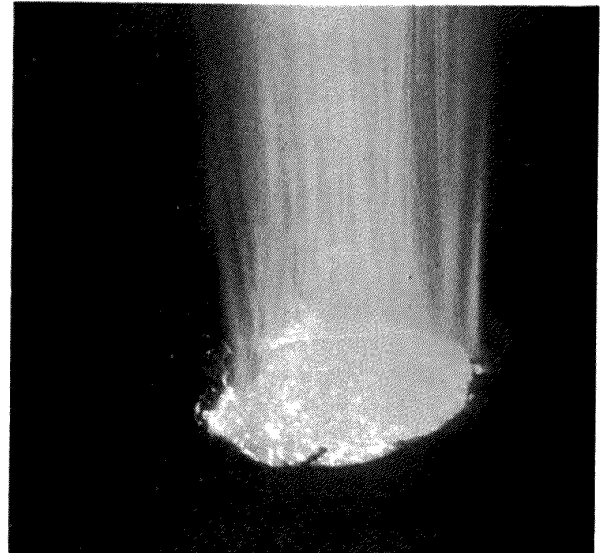
5.1 消火の状況

消火圧力測定の前に次のような予備実験を行なった。すなわち、試験片の形状については、最初、正方形断面を用いたが消火圧力の測定値のばらつきが非常に大きく 200% の偏差を生じた。これは、試験片の稜線部の燃焼が他の部分より早く、そのため燃焼面が平坦でなくなるためである。この現象は試験片形状を円形断面とすることによって解消し、消火圧力の測定値偏差を 10% 以下に抑えることができた。また、タンク内の減圧時の気流の向きによって火炎が傾いて燃焼面の平坦さが失われて、その結果、消火圧力の測定値偏差が増大することが経験されたので、試験片の軸と直角方向への気流の速度が大きくならぬよう真空タンクの排気孔の位置に注意を払った。着火の方法によっても燃焼面の平坦さが失われることから、着火を試験片の面に均一に、かつ瞬間的に行なわせ、また、着火薬の燃焼残渣が面上に残ることのないよう注意を払った。

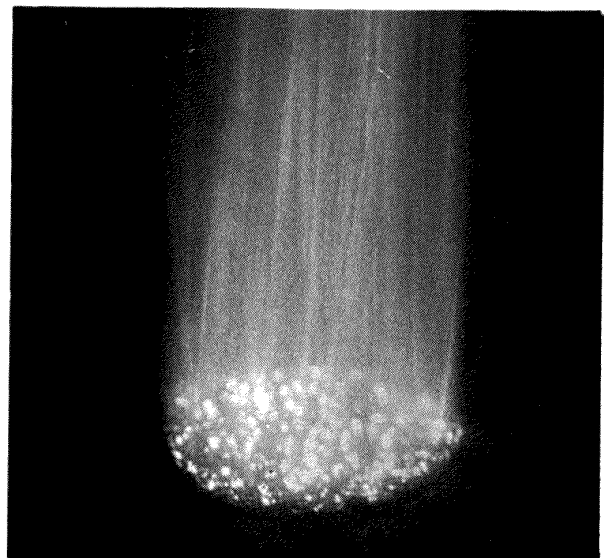
RS-313 プロペラントの 1ata における着火から消火までの減圧燃焼の状況は図 5(1)~(5) に示す通りである。1ata から数 100 torr までは火炎は明るく燃



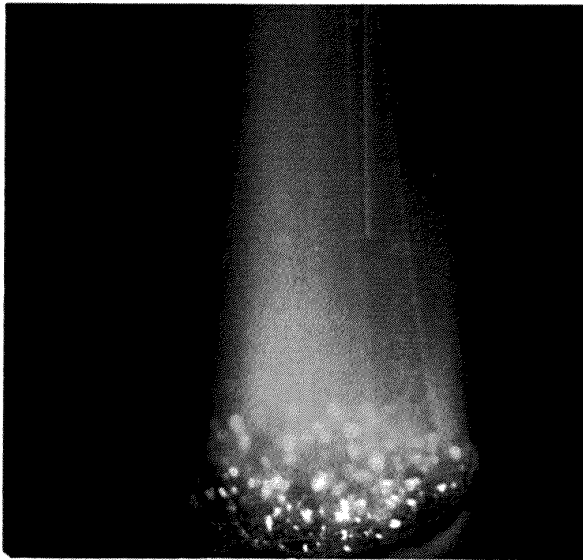
(1) 着火前



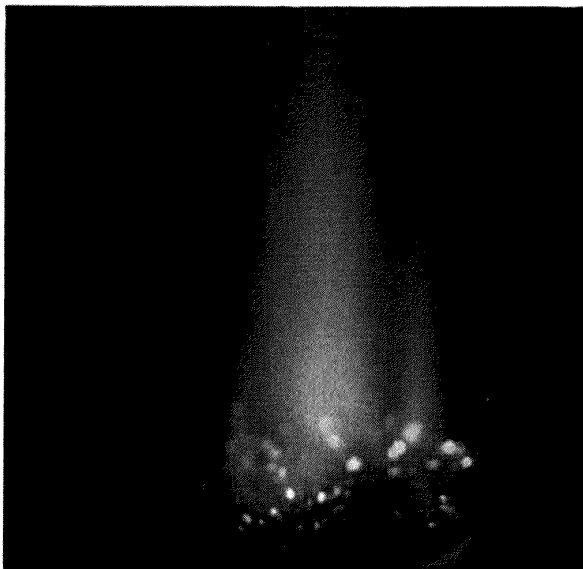
(2) 270 torr



(3) 140 torr



(4) 60 torr



(5) 40 torr 消火直前

図 5 RS-313 プロペラントの消火までの燃焼状況

窒素ガスふんい気中，試験片直径 30 mm，消火圧力 40 torr，プロペラント温度 20°C

焼表面の状況は観察できない。火炎には多数の白熱粒子の流れが見られるが、この白熱粒子の飛跡がアルミニウムを含まない RS-313 A、あるいは、図 6 に示す RS-11 では全く観察されないことから、アルミニウムの燃焼によるものであることは明らかである。さらに減圧して 400~200 torr の状態になると、燃焼速度すなわちガス放出率が減り火炎の輝きも弱まり、燃焼表面においては微小光点が発生・消滅を繰り返す、また、多少暗色の小斑点が燃焼表面上を動きまわるといった不均一性が観察される。200 torr 以下になると、斑点の大きさが 1 mm 程度にまで大きくなり表面で発

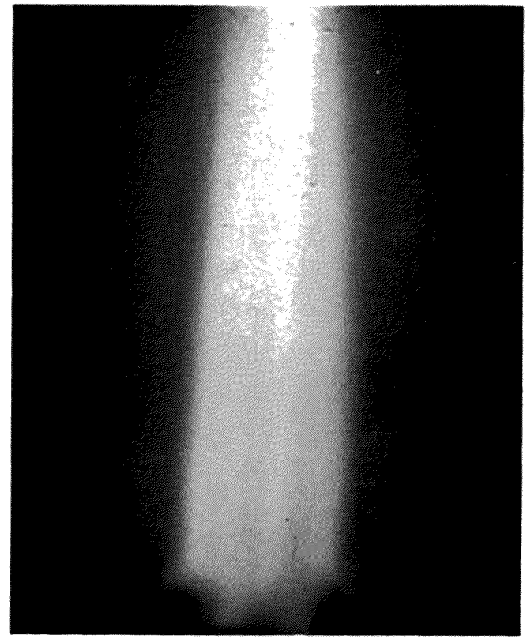


図 6 RS-11 プロペラントの減圧燃焼
空气中，試験片直径 25 mm，
プロペラント温度 20°C

生・消滅を繰り返す、その際、白熱した粒子が表面上を野火の如く走りまわり、その斑点の部分からは黒い層状の燃えかすが吹き上げられて火炎に飛ばされるのが見られる。80 torr 以下になると、この現象が規模的に大きいが、緩慢に起き光点の出現頻度も下がる。消火圧力に近い低圧になると、それまで表面の全面にわたって燃えていたものが、周辺から消火した部分が発生し、燃焼面積が徐々に小さくなり、遂に消火する。プロペラントの組成によっては、上記の現象は若干異なってくるが、全体的にはそう大きな差異は認められない。

5.2 消火面の顕微鏡写真

図 7 (1)~(4) は RS-313 プロペラントの消火面の拡大および顕微鏡写真であって、前項に示した低圧における燃焼状況をかなり良く示している。図 7 (1)，(2) は消火面の拡大写真で数 mm の大きさに区切られた淡褐色部と濃褐色部、さらに、それらの境界に微小な白い粉末の線が見られる。そして、淡褐色部は濃褐色部と比べると凹であって、時間的に後まで燃焼していたことがわかる。図 7 (3)，(4) は、淡褐色および濃褐色部の顕微鏡写真である。淡褐色部はバインダが加熱されて高粘度の流体となり沸騰し、発泡現象によって盛り上がった状態であり、バインダの熱分解は未だ完全に行なわれていず表面には炭化層は形成されていない。このバインダの盛り上がり部分には空洞や割れ目があり、酸化剤およびアルミニウム粒子が、その内

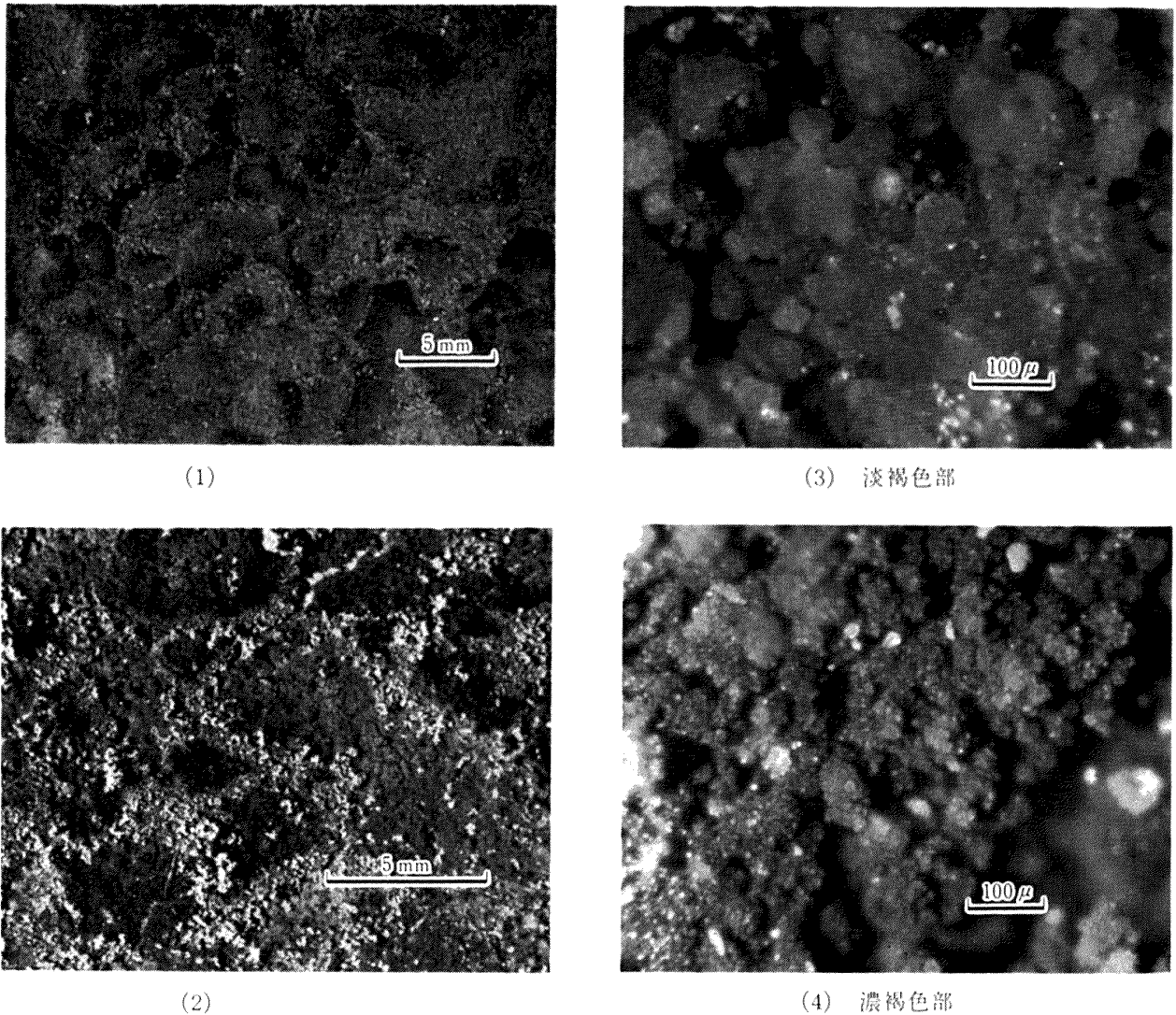


図 7 RS-313 プロペラントの消火面の状況
 空气中，消火圧力 30 torr，プロペラント温度 20°C

部に散見される。濃褐色部は淡褐色部の凸部が激しく加熱されて分解し、炭化層が残った状態である。この炭化層は硬くなく、下層から噴出するガスで剝れる様子が、5.1 で記載したように低圧燃焼時に観察されている。

5.3 減圧燃焼の微視的観察

コンボジット・プロペラントの減圧状態における燃焼の微視的観察を顕微鏡ビデオ装置を用いて行なった。図 8 (1)~(12) は、230 torr において燃焼している RS-313 プロペラントがフォーク状支持金属板に近づくにつれて熱損失が増大したために消火するまでの状況を示している。なお、図中の No. で示されている時間間隔は 0.1 sec であり、燃焼面は画面右下から左上へ進行している。この画面は、煙の発生による前面ガラスの曇り、焦点深度の浅いこと、熱分解による被観察表面の変形と装置自体の低い分解能のために、あま

り鮮明ではないが、次のようなことが明らかになった。

(1) 燃焼速度は 1 mm/sec の程度でストランド試験の結果から外挿して予想される値よりも遙かに早い。これは、試験片が箔片であるためと、燃焼がプロペラント内部へ進むというよりも、むしろ、表面に沿って行なわれているためである。(2) 火炎が近づくにつれて、バインダは急速に熱分解して、大きさが数 10 μm 程度の多数のドームを形づくる。この様相はアルミニウムを含まない RS-11 プロペラントでも全く同様である。(3) 燃焼面においては、アルミニウム粒子が反応して輝点が生ずる。アルミニウムを含まない RS-11 プロペラントの同様な画面によると、この燃焼面上の輝点は全く観察されない。(4) 燃焼表面における過塩素酸アンモニウムとバインダの燃焼は画面上には写らない。大粒の過塩素酸アンモニウムからなる別種の

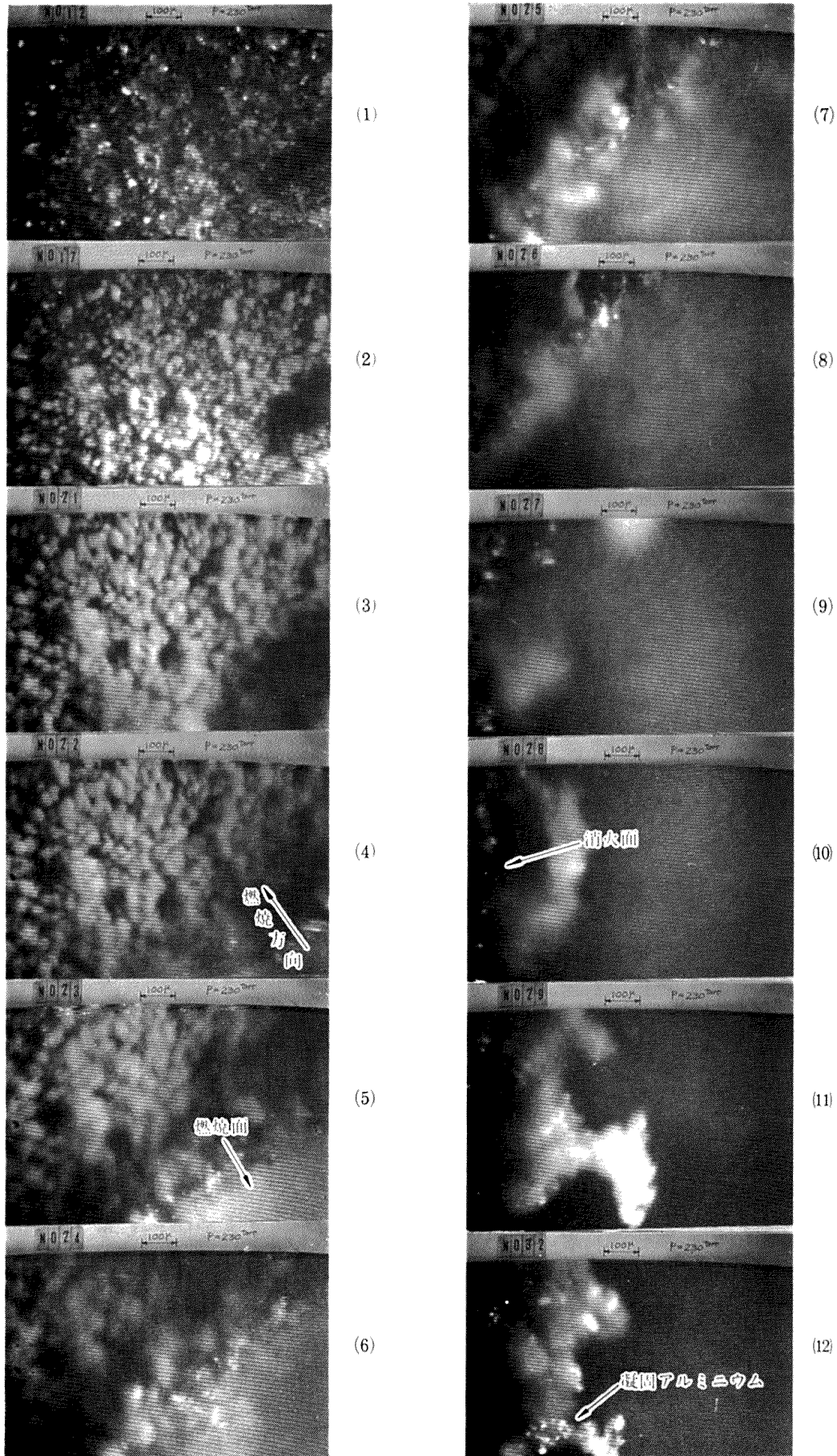


図 8 減圧燃焼と消火の顕微鏡ビデオ画面
RS-313 プロペラント No. で示された時間間隔は 0.1 sec

ロペラントの同様画面によると、このへんの状況は観察し易くなる。すなわち、過塩素酸アンモニウムは火炎が近づくると昇華熱分解して結晶が消滅し、酸化剤とバインダの分解生成物同志による火炎は表面近くでは観察できない。(5) 消火の直後に燃焼表面に集塊化して大きさが数 100μ となったアルミニウムが樹枝状に凝固する。

これらの微視的観察と 5.1 および 5.2 に記した減圧燃焼と消火面の観察から、減圧燃焼、消火の機構は次の如く考えられる。

CTPB バインダは高粘度流体に分解し発泡現象を呈し、その際に形づくるドームの大きさは数 10μ である。一方、RS 系プロペラントに用いている過塩素酸アンモニウムは溶融することなく昇華熱分解し、その粒径は 10μ の程度で、バインダのドームに比べて遙かに小さく、酸化剤がバインダに覆われる事が高い。燃焼表面上のある微小部は、多数のドーム状バインダと、その周辺や割れ目内にある酸化剤からなっており、その微小部の上に予混合火炎を形成している。そして、この時、微小部表面下の加熱層の厚さは、定常燃焼しているため薄い。微小部表面近くの酸化剤が消費され、あるいは、バインダに覆われると、燃料蒸気の過剰によってその微小部上の火炎は一旦、消滅する。しかし、同じような現象を呈している周辺の他の部分からの熱流によって、その微小部の消火表面の大部分を占めるバインダは、さらに熱分解し炭化層が表面に形成される。この時、消火表面下の加熱層は厚くなり、下層まで加熱されるため、上層の炭化層は、その下層において熱分解して生ずる酸化剤とバインダの蒸気流によって剥かれて、そこに火炎が生じ新しい燃焼面となる。プロペラント燃焼全面で見ると、多数の微小部の生長、消滅が繰り返えられることによって、燃焼表面は不均一性（表面を動きまわる斑点）を示していると見られる。なお、この微小部は、低圧になるに従って大きくなること、バインダで覆われていることが多いことから、粒状拡散火災理論²⁾で仮定しているポケットに相当するとも考えられる。

アルミニウム粒子は、ある程度の低い圧力までは燃焼して、その間、プロペラント表面に対する加熱源となるが、消火に近い圧力になると、ふんい気の燃料過剰と熱流不足からアルミニウムは燃焼しにくくなる。従って、アルミニウム粒子は溶けても酸化されず、粒の大きさもそのまま弱い気流で運び去られる割合も減る。表面における滞留時間の増加と、酸化速度の低下の相対関係から、周辺の溶融アルミニウム同志が集

塊化し、表面にとどまり、その結果、アルミニウムは消火圧力近くでは、かえって熱の吸収体となると考えられる。

5.4 試験片直径の消火圧力への影響

予備試験によって試験片大きさの消火圧力への影響が見られたので、円形断面試験片の直径を $6\sim 30\text{ mm}$ と変化させて消火圧力を求めた。使用したプロペラントはアルミニウムを含まない RS-11 である。その火炎の状況は RS-313 プロペラントの場合と比べると図 6 に示すように、火炎が透明で、かつ、表面上にアルミニウムの集塊がないことであり、その他は RS-313 プロペラントの燃焼状況と同様であった。図 9 に示すように直径 6 mm では消火圧力 $P_{st} \approx 90\text{ torr}$ であったものが、直径 20 mm では半分の $P_{st} \approx 45\text{ torr}$ となり、直径 30 mm の場合、データが少ないが 20 mm の場合と同様であった。寸法効果はこれ以上の太さでは顕著でないと判断して、本研究においては、以後、試験片直径を 30 mm と定めて消火圧力の測定を行なった。

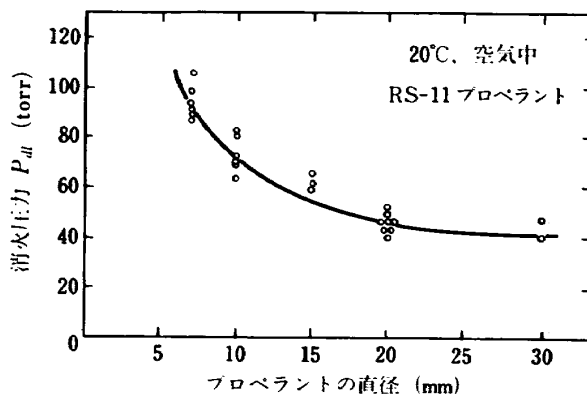


図 9 プロペラント試験片の消火圧力への影響

この寸法効果については、Cookson 等⁷⁾は矩形断面の試験片において $25\text{ mm} \times 10\text{ mm}$ 以上の大きさではコンポジット・プロペラントの消火圧力が一定値になることを報告している。一方、純粋の過塩素酸アンモニウムの消火圧力については、Friedman 等⁸⁾は寸法によらぬと報告している。同一組成のプロペラントにおいて消火圧力に対して寸法効果があるということは、4 節で記した消火機構の因子の中で、燃焼火炎からの熱損失が寸法によって変化するためと考えられる。そして、熱損失としては熱伝導と熱放射の二つがある。

火炎の高さが試験片直径によって変らないと仮定すると、火炎からの熱伝導損失 L_c は火炎柱の表面積に比例するため $L_c \propto d$ 、火炎からの熱放射損失 L_R は火炎柱の容積に比例するため $L_R \propto d^2$ と表わされるか

ら、 $L_c/LR \propto 1/d$ となる。一方、熱の発生率 Q はプロペラントの燃焼面積あるいは、火炎柱の容積に比例するため、 $Q \propto d^2$ となる。従って、 $Q/L_c \propto d$ 、 $Q/LR \propto 1$ と表わすことができる。すなわち、熱伝導損失の効果は直径に逆比であり、熱放射損失の効果は直径によらない。従って、直径の細い場合は熱伝導損失が支配的あるいは無視できない大きさであるが、直径が大きくなるに従ってその効果よりも、熱放射損失が支配的になるために、試験片直径によって消火圧力が変化する現象が現われる。

図10 は、試験片直径の逆数、 $1/d$ の関数として P_{at} を示したものであり、直線の関係が得られている。直径が無限大で熱伝導損失が熱放射損失と比べて無視できる場合における消火圧力は、外挿法によって $P_{at} = 27 \text{ torr}$ となる。

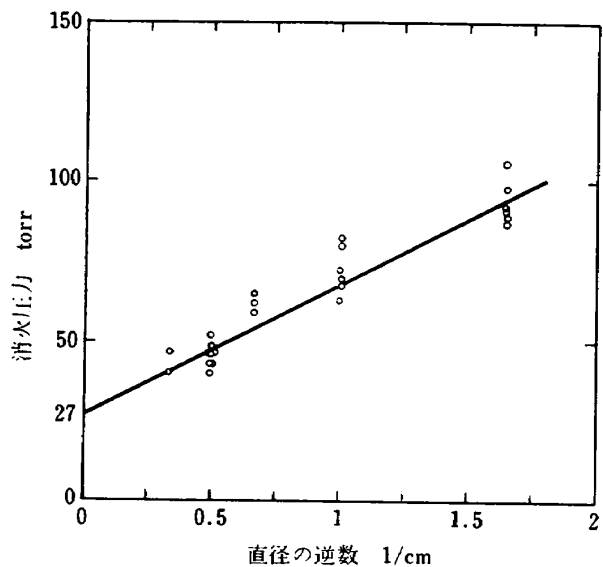


図 10 RS-11 プロペラントの消火圧力と試験片直径の逆数の関係

消火圧力への熱損失モードを直接的に調べるためにも、次項に示すように、ふんい気の消火圧力への影響の実験を行なった。

5.5 ふんい気の消火圧力への影響

TMC 固体ロケットの作動環境の気体は、いかに希薄となるとはいえ空気であるから、実用的意味の消火圧力の測定は空気中において行なえば十分である。従って一般の消火圧力の測定は全て空気中で行なっているが、前項 5.4 で記したような消火機構へ影響する熱損失のモードを調べるために、空気以外に窒素とヘリウムという 2 種の不活性気体のふんい気における消火圧力を測定した。

不活性気体ふんい気と比べると空気中における消火圧力は表 2 に示す如く低い。これは組成的に燃料過剰の固体プロペラントの燃焼に酸素が作用して火炎が高温化し大きくなり、また燃焼表面の近くで拡散二次火炎が形成されるために燃焼表面への熱流入率が增大することにより低圧まで燃焼が持続されるためである。なお、空気存在によって形成される拡散二次火炎は消火圧力近くなると燃焼表面から上方へ移動して行き消滅する様子が見られる。窒素とヘリウムはいずれも不活性気体ではあるが、窒素の熱伝導率が $5.5 \times 10^{-5} \text{ cal/cm} \cdot \text{sec}$ であるに比べると、ヘリウムは $34.4 \times 10^{-5} \text{ cal/cm} \cdot \text{sec}$ と窒素の 6 倍も熱伝導率が高い。従って、熱伝導損失の効果調べるために、直径 6 mm から 50 mm までの RS-1105 プロペラント試験片の窒素とヘリウムふんい気中における消火圧力を測定し比較した。細い試験片の消火圧力にはかなりの偏差が見られるのに比べると太い試験片の消火圧力には殆ど偏差が見られない。

表 2 ふんい気による消火圧力の変化

プロペラント種類	ふんい気		
	空気	窒素	ヘリウム
RS-313	29 ± 3	41 ± 3	—
RS-1105	28 ± 3	38 ± 6	51 ± 8

試験片直径: 30 mm
試験片温度: 20°C

図11に示す如く、窒素ガスの場合に比べるとヘリウム・ガスの場合には、試験片直径にかかわらず消火圧力が高い、すなわち、消火し易いことが明らかである。これは両ガス共に不活性気体であるから火炎自体は本質的に影響を受けないと考えられるから、火炎からの熱伝導損失が直径 6 mm から 50 mm のいずれの場合においても存在することを示している。直径 6 mm の場合には消火圧力が 71 から 108 torr へと大幅に増加していることから熱伝導損失がかなり支配的になっていることがわかる。直径が 30 mm と大きくなると消火圧力は窒素中の 38 torr からヘリウム中の 51 torr へ増大しており、この寸法では未だ熱伝導損失が無視できぬ程度であることを示している。そして、試験片直径が 50 mm の場合には消火圧力のふんい気による差異がかなり小さいことから、直径が大きくなると熱伝導損失が熱放射損失に比べて支配的でなくなるという前 5.4 項に述べた推論が証明される。

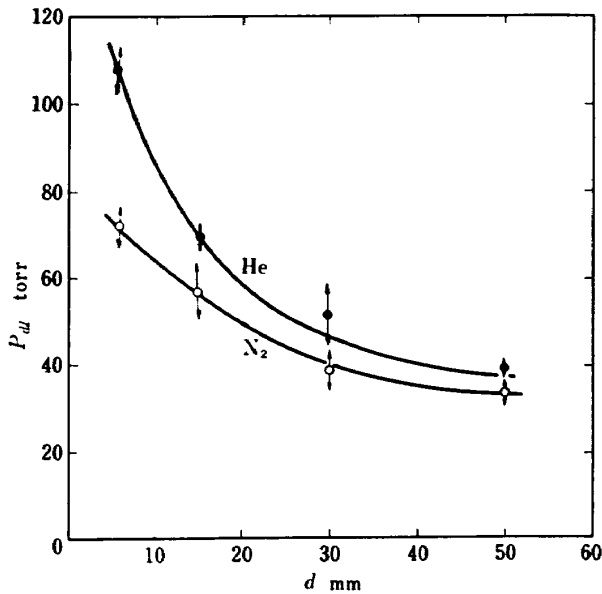


図 11 不活性ふんい気の種類と試験片直径による消火圧力の変化
RS-1105 プロペラント
試験片温度 20°C

5.6 プロペラント初期温度の消火圧力への影響

プロペラントの成分である酸化剤の発熱反応が起こるまでの温度、すなわち、ほぼ 350°C 以下においては、プロペラントは吸熱段階を通らねばならない。すなわち、発熱反応以前の酸化剤およびバインダの分解あるいは溶解温度までの温度上昇に要する熱量および分解あるいは溶解に要する熱量は火炎帯から伝達される熱エネルギーでまかなわれる。従って、プロペラント初期温度が低い程その温度上昇に要するエネルギーが多量に必要とされるから、消火圧力も初期温度が低温になるにつれて高くなる。すなわち、消火し易くなることは容易に想像され、事実、表 3 に示すような実験結果が得られている。しかしながら、消火圧力の温度による変化はあまり大きくないので、一般の消火圧力測定の実験の際のプロペラント温度の設定誤差による消火圧力の誤差は無視できる程度であることがわかる。

表 3 プロペラント初期温度の消火圧力への影響

薬種	プロペラント初期温度		
	+50°C	+20	-20
RS-1105	24±0.5 torr	28±3	31±3
RS-313	—	50±3	62±5

試験片直径: 30 mm
ふんい気: 空気

5.7 減圧速度の消火圧力への影響

消火圧力の測定は全て 2.1 項記述の P_{at} 測定装置を用いており、消火の瞬間におけるふんい気の減圧速度は 0.4~2 torr/sec の範囲にある。注型可能なダブルベース系プロペラント (CMDB) の直径 30 mm の試験片を用いての消火圧力測定の予備試験によると、装置のリーク弁開度調整によって行なわれた減圧速度の上記範囲の変化は消火圧力に影響を与えないことが明らかになっている。

消火圧力は準定常状態における熱バランスの問題であるから、プロペラント固相内温度分布も十分に定常状態に追従していなければならない。減圧速度が早すぎると非定常消火現象となる。

CMDB プロペラントはコンポジット・プロペラントに比べると固相内熱層が厚く、減圧速度による非定常性の影響を受け易い。RS プロペラント実験時の減圧速度もこの CMDB プロペラントにおいて消火圧力が一定値を示す上記範囲内にあるから、RS プロペラントの消火圧力の測定値はこの減圧速度変化の影響を受けてないといえる。

5.8 プロペラント組成の消火圧力への影響

TMC 固体ロケットに使用する高圧力指数型プロペラントについて、組成と消火圧力の関係を調べた。基準として使用したプロペラントは、RS-313 で、過塩素酸アンモニウム (AP) と過塩素酸カリウム (PP) の混合比率 AP/PP=84/16、ポリブタジエン・バインダを用い、酸化剤・燃料混合比 O/F=80/20、アルミニウム混合率 Al=15 部、AP の平均粒径 12μ、PP の平均粒径 8μ、球状 Al の粒径 20μ が主な組成変数の値である。これらの組成変数を変えたプロペラントは表 1 (2) に示す様に RS-313A から RS-313F までである。

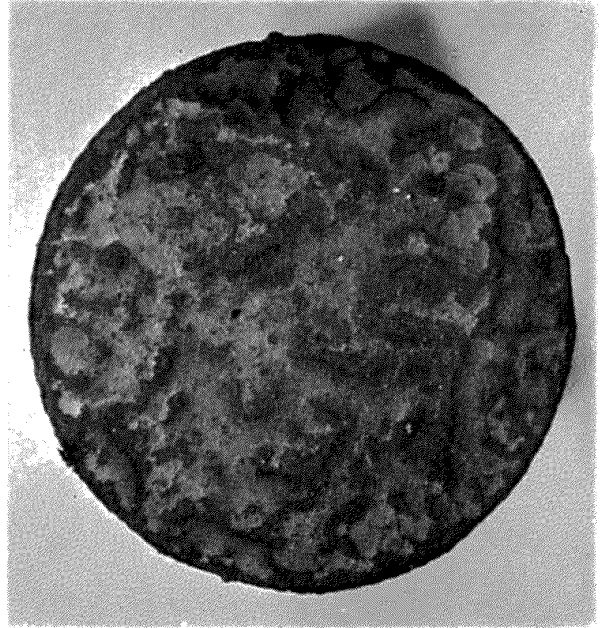
以下、それぞれの組成変数を変化させた場合の消火圧力、および、燃焼の状況について記す。なお、図12に消火表面の写真を示す。

5.8.1 過塩素酸カリウムの影響

酸化剤の一部に過塩素酸カリウム (PP) を添加したことによる減圧燃焼および消火圧力への影響を見るためには、RS-313 基準プロペラントと、それから PP を除外した RS-313B との比較、および、RS-313A と 313C の比較を行なえばよい。表 4 から明らかのように、PP を除外して酸化剤を全て AP とすることにより、消火圧力は約 1/2 近くに低下する。すなわち、消火しにくくなる。減圧燃焼の状況は、一般的にあって、PP の添加量が少ないせい余り変化は見ら



(1) RS-313
基準プロペラント



(2) RS-313 A
RS-313 から Al 除外

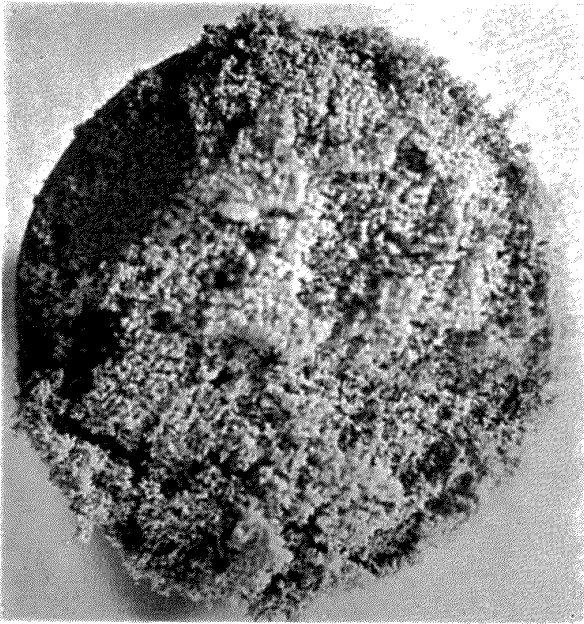


(3) RS-313 B
RS-313 から PP 除外

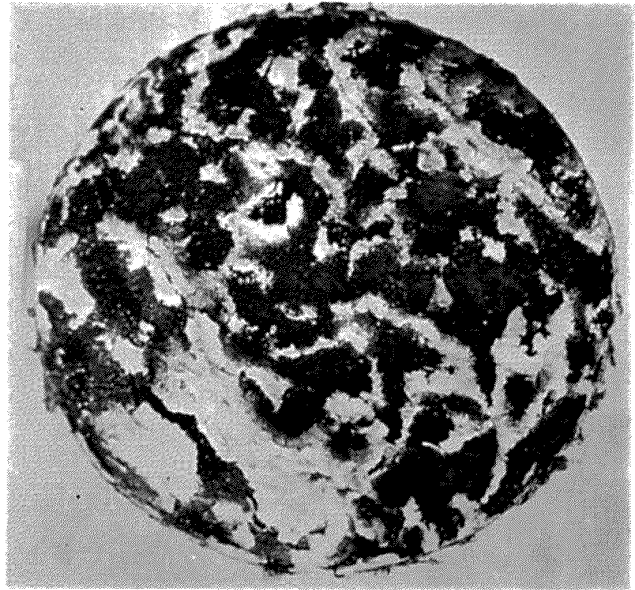


(4) RS-313 C
RS-313 から PP と Al 除外

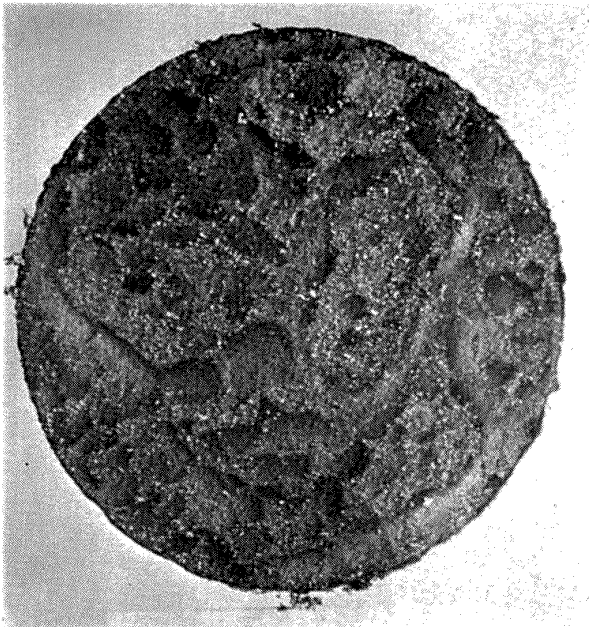
図 12 消火表面 (試験片直径 30 mm)



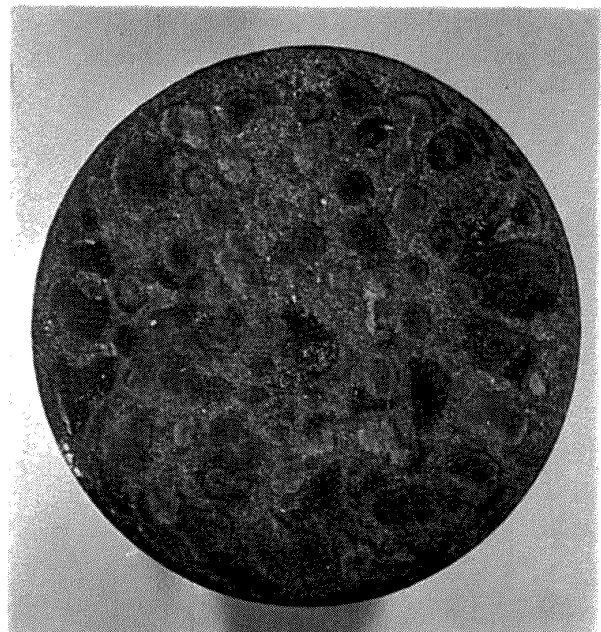
(5) RS-313D
RS-313 より AP 粒径大



(6) RS-313E
ポリウレタン, O/F=70/30



(7) RS-313F
RS-313 の O/F=80/20 を 78/22 K



(8) RS-1105

図 12 続 き

表 4 RS-313 シリーズの消火圧力

プロペラント 種 類	消火圧力*1	圧力指数*2	燃焼速度*3 (圧力 30atm)
RS-313	42 torr	0.71	9.0mm/s
-313A	35	0.86	7.7
-313B	21	0.36	11.0
-313C	19	0.38	10.7
-313D	22	0.46	4.8
-313E	38	—	—
-313F	47	0.68	7.0

*1 試験片直径 30 mm, 試験片温度 20°C, 空気中

*2 ストランド試験, 圧力範囲 20~60 atm

*3 ストランド試験

ないが, PP を含まない RS-313 B および C プロペラントの場合には, 100 torr 以下の低圧において, 燃焼表面からかなり大きな面積の残渣外皮が下からのガスによって剥れ, 気流によって飛び去るのが観察される。その結果, 消火表面も模様が大きくなっている。酸化剤の AP と PP を比較してみると, 分解温度については AP が 300~400°C, PP では 600°C 弱と, かなり PP の分解温度が高い⁹⁾。また, その際の活性化エネルギーは, AP では 20~40 Kcal/mol に比較して PP では 70~100 Kcal/mol と大きい⁹⁾。このように PP が AP と比べて分解しにくいことから, PP を含まないプロペラントの方が低圧燃焼が容易, すなわち, 消火圧力が低いことが説明される。

5.8.2 酸化剤・燃焼混合比の影響

酸化剤・燃料混合比 O/F の消火圧力への影響を見るには, RS-313 基準プロペラントと RS-313 F プロペラントをを比較すればよい。後者は燃料が 2% 多いだけであるが, 消火圧力は 10% 以上高くなっている。減圧燃焼時の火炎, 燃焼表面および消火表面の状況には, 特別な差異は認められない。O/F の低い, すなわち, 燃料成分の多いプロペラントが消火し易い理由は, 当然のことながら, モノプロペラントである AP の含有量が減り発熱量が減少すること, 一方, 燃料成分が増えて吸熱量が大きくなっていることから説明される。

5.8.3 バインダ種類の影響

バインダをポリブタジエンからポリウレタンに変えたことによる消火圧力への影響を見るには, RS-313 基準プロペラントと RS-313 E とを比較すればよい。O/F が両者で異なっているが, これはバインダ内の酸素含有率と成形性を考慮して定めたものである。AP の粒度分布が 2 モードのポリウレタン系プロペラント

の消火圧力の予備実験によると, $P_{at} \approx 200$ torr と非常に高かった。また, プロペラントの点火エネルギー測定実験やストランド燃焼実験によっても, ポリウレタン系プロペラントは消火し易い結果が得られていた。さらに, 理論的に考えても, ポリウレタン燃料はポリブタジエン燃料に比べて活性化エネルギーが大きく (CTPB; $E=28$ Kcal/mol, PU; $E=61$ Kcal/mol) 熱分解を起こすには大きなエネルギーがいること, また, 燃焼した際に生ずる燃焼熱もポリウレタンは低く, (CTPB; 13 Kcal/gr, PU; 7 Kcal/gr) 燃焼表面への流入熱量も少なく, ポリウレタン系プロペラントの消火し易いことが予想された。

しかしながら本実験においては, 予想と逆に, かえってポリウレタン系プロペラントの方が, やや消火しにくい, すなわち, 消火圧力が若干低いという結果が得られた。RS-313 E プロペラントの減圧燃焼の状況は, 他のポリブタジエン系 RS プロペラントと異なって火炎の勢いが大気圧近くでも弱く, すなわち, ガス流量が少なく, かつ, 数 100 torr においても, 燃焼表面の一部は既に消火し, 火炎は表面全部を覆っていない。しかしながら, 200 torr 以下では表面上に堅いクラストが形成され, 火炎は弱いながらも存在しつづける。このクラストの状態は消火表面の写真によっても明らかである。なお, 予備試験時のポリウレタン系プロペラントの減圧燃焼, 消火時には, このような表面のクラストは全く観察されず, 火勢が弱まると同時に容易に消火している。この白色のクラストは分析によればアルミニウムであり, 減圧燃焼時には, その層の下に僅かに火炎が保たれているのが観察されている。従って, RS-313 E プロペラントの消火圧力が予想に反して低いことは, この表面に形成されたクラストによって燃焼表面からの熱の放散を妨げ, 火炎を保持しているためと思われる。RS-313 E プロペラントと通常のポリウレタン系プロペラントとの差異は, 酸化剤として PP が添加されていることと, 酸化剤が単一粒度分布の微粒であることであるが, これらのことにより低圧におけるアルミニウムのクラスト形成が促進される理由は明らかでない。

5.8.4 AP 粒度の影響

酸化剤の粒度が消火圧力に及ぼす影響を調べるには, RS-313 基準プロペラントと RS-313 D プロペラントを比較すればよい。AP の平均粒径は前者では 12 μ , 後者では 200 μ である。RS-313 D プロペラントの減圧燃焼の状況は, 基準プロペラントの場合とかなり異なっている。すなわち, 大気圧から数 100 torr

の圧力範囲において、既にアルミニウムの集塊化が盛んで、火炎の中を大きな白熱粒子（燃焼しているアルミニウムで、その大きさは、燃焼表面での集塊作用のためにプロペラントに添加されているアルミニウム粒子よりも遙かに大きい。）が飛ぶのが見られる。数 100 torr 以下では集塊化したアルミニウムが燃焼表面上に滞留し、湯の華状になる。50 torr 前後の低圧では、この凝固したアルミニウムが下からの燃焼ガス流で吹き上げられる現象が見られる。このクラストの断熱効果と火炎保持効果によって、クラスト下の燃焼表面では火種（小さな火炎）が低圧まで存在しうる。この結果、RS-313D プロペラントの消火圧力は、基準プロペラントの場合の 1/2 となる。アルミニウムの集塊については 5.8.5 で詳述するが、酸化剤 AP の粒度が大きいプロペラントでは微粒 AP のプロペラントと比較すると、アルミニウムの集塊化が激しく、その結果、上記の如く消火圧力が低下する。

5.8.5 アルミニウム添加の影響

アルミニウム添加の消火圧力への影響を調べるには、RS-313 基準プロペラントと RS-313 A プロペラントとの比較、および、RS-313 B と 313 C の比較を行えばよい。この時用いているアルミニウムの形は球状で平均粒径は 20 μ である。表 4 から明らかなように、アルミニウムが添加されていると消火圧力は若干上昇する、すなわち、消火し易い傾向にある。

アルミニウム粒子の燃焼は、溶融（融点 660 $^{\circ}$ C）；ふんい気との酸化反応；溶融アルミニウムの周辺に形成される溶融アルミナの球殻を通して行なわれるふんい気との拡散定常燃焼の三段階の過程をとるとされている¹⁰⁾。一方、低圧で燃焼するプロペラントでは、火炎からの熱流は減少し、燃焼表面温度も 600 $^{\circ}$ C（大気圧以上）以上から、350 $^{\circ}$ C(25 torr) に低下することが知られている¹¹⁾。また、燃焼表面上のアルミニウム粒子は、5.8.4 の実験結果にもあるように燃焼表面上で集塊し、もとの粒径よりも遙かに大きな粒子になることがある。この現象は、放出ガスにより燃焼表面をころがる溶融アルミニウム粒子が、燃焼反応をおこすよりも早く、周辺の溶融アルミニウム粒子と衝突をくり返して大粒に生長する現象であって、燃焼表面上に滞留する時間が長く、また、衝突する確率が高い程、この集塊化は起こり易い¹²⁾。

本実験のように低圧燃焼の場合には、アルミニウム粒子は溶融しても、次に続く酸化発熱反応は十分に行なわれず、特に消火圧力に近いような低圧では、アルミニウムは熱の吸収源として働くために、アルミニウ

ムの添加されているプロペラントの消火圧力が高いのであろう。なお、微粒酸化剤からなる RS-313 および RS-313B プロペラントでは、アルミニウムの集塊化はあまり顕著ではない。

これらの実験ではアルミニウム粒子の形状、大きさは一定であるが、添加アルミニウムの粒子形状とその大きさの消火圧力への影響についても、RS-313 に類似のプロペラントで予備的実験を行なっている。アルミニウムを球状 40 μ 、球状 20 μ 、球状 10 μ 、片状 2 μ 、片状 0.7 μ と変化させた場合に、アルミニウムの大きさの減少に伴い、燃焼表面上でのアルミニウムの集塊化は激減し、それによって、消火圧力も若干上昇した。特に片状アルミニウムを含んだプロペラントは、燃焼速度が非常に早く、アルミニウムの燃焼が盛んに行なわれ、白熱粒子の飛跡は細く、燃焼表面上ではアルミニウムの集塊化は殆ど見られない。

6. むすび

推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力に関して実験的研究と、その定性的説明を行なった。主な結果を以下に示す。

(1) プロペラントの減圧状態における燃焼と消火の状況を巨視的、微視的に観察することにより、消火に至るまでの過程を説明することができた。

(2) 消火圧力はプロペラント試験片の直径によって影響を受ける。この寸法効果は熱伝導と熱放射損失によって説明される。

(3) 不活性ガス中における実験において、消火圧力が試験片直径とガスの種類によって影響を受けることから、消火に効果のある熱損失として熱伝導損失は、本実験に使用した試験片直径の範囲では、無視できぬ程度である。

(4) プロペラント初期温度は僅かに消火圧力へ影響を及ぼす。

(5) プロペラント組成の消火圧力への影響として、過塩素酸アンモニウムと過塩素酸カリウムの混合比率、バインダの種類、酸化剤・燃料混合比、アルミニウム添加、酸化剤の平均粒径および、アルミニウム粉末の形状と大きさの効果を調べた。全般に消火圧力の変化は絶対値として小さく、数 10 torr の程度である。燃焼表面におけるアルミニウムの集塊の程度が消火圧力へかなり影響を及ぼす。

(6) 消火圧力の変化の状況を定性的理論で説明することができた。

おわりに、プロペラントの試作に御尽力頂いた日本

油脂株式会社川越工場の笠間恒雄，藤山熙の両氏に感謝する次第です。

参 考 文 献

- 1) 五代富文；固体ロケットの推力中断と大きさ制御，日本航空宇宙学会誌，Vol. 18, No. 199, pp. 297-307 (1970)
- 2) M. Summerfield et al.; Burning Mechanism of Ammonium Perchlorate Propellants, Solid Propellant Rocket Research, pp. 141-182, Academic Press (1960)
- 3) H. Silla; Burning Rates of Composite Solid Propellants at Subatmospheric Pressure, ARS Journal, pp. 1277-1278. Sept. 1961
- 4) T. Godai and M. Shimizu; Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellants, AIAA Paper 72-1135, (1972)
五代富文，清水盛生，伊藤克弥，西村久男，種村利春，藤原勉；推力中断型固体ロケット用プロペラントの圧力指数，航空宇宙技術研究所報告，NAL-TR-316 (1973)
- 5) 伊藤功一，疋田強；過塩素酸アンモニウムの研究，Ⅱ．熱分解に関する研究，工業火薬協会誌，Vol. 26, No. 3 (1965)
- 6) J.B. Levy and R. Friedman; Further Studies of Pure Ammonium Perchlorate Deflagration, Eighth Symposium (International) on Combustion, pp. 663-672 (1962)
- 7) R.E. Cookson and J.B. Fenn; Strand Size and Low Pressure Deflagration Limit in A Composite Propellant, AIAA Paper 69-144 (1969)
- 8) J.C. Shumacher; Perchlorates, Their Properties, Manufacture and Uses, Reinhold Pub. Corp. pp. 38 (1960)
- 9) M. Varney and W.C. Strahte; Thermal Decomposition Studies of Some Solid Propellant Binders, Combustion and Flame, 16, pp. 1~8 (1971)
- 10) R.P. Sernka et al.; The Experimental Nature of The Combustion of Metallic Powders, Solid Propellant Rocket Research, pp. 259-269, Academic Press (1960)
- 11) P.F. Pokhil and et al.; Optical Method Determining Propellant Surface Temperature, Combustion, Explosion and Shock Waves, pp. 204-209, Vol. 3. No. 3 (1967)
- 12) L.A. Povinelli; Effect of Oxidizer Size on Additive Agglomeration, NASA TN D-1438 (1962)

- TR-332 非線型層流安定理論と数値計算 (第二報
平行流における有限攪乱理論と二次元
Poiseuille 流れへの適用)
A Non-linear Hydrodynamic Stability
Theory with Numerical Calculations.
(Part 2. Theoretical Analysis and the
Numerical Results for Plane Poiseuille
Flow) 1973年7月 伊藤信毅
- TR-333 非線型層流安定理論と数値計算 (第三報
平板境界層における有限攪乱の計算)
A Non-linear Hydrodynamic Stability
Theory with Numerical Calculations.
(Part 3. Numerical Results for the Flat
Plate Boundary Layer) 1973年7月 伊藤信毅
- TR-334 音波と乱流の干渉によるソニックブーム波
形の変形
Distortions of Sonic Boom Pressure Signa-
ture by Sound and Turbulence Inter-
action 1973年8月 河野長正
- TR-335 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備
試験
Design and Development of the Gust Wind
Tunnel at the National Aerospace Labo-
ratory 1973年9月 廣末健一, 北村清美
村上義隆, 進藤重美
- TR-336 モアレ法によるひずみ解析
Strain Analysis by the Moire Analyzer
Method 1973年9月 青木由雄
- TR-337 回転駆動振動検出型ジャイロの運動方程式
の一解析
An Analysis of the Equations of Motion
for Rotary-drive Vibratory-output Gyros 1973年10月 山田 博
- TR-338 誘導用浮動型慣性センサに用いる自己制御
型八極磁気軸受方式の解析
Analysis on a Passive Magnetic Suspension
System with an Eight Pole Stator for
Floated Inertial Sensors 1973年9月 滝沢 実, 大月正男
鈴木孝雄
- TR-339 後退翼模型の遷音速風洞試験結果
A Test of a Sweep-back Wing Model Con-
ducted in the NAL 2 m x 2 m Transonic
Wind Tunnel 1973年10月 海老原正夫, 瀬川晋策
小此木時雄
- TR-340 半径方向励磁ヒステリシス型ジャイロモー
タの研究
Study of a Radial-exiting Hysteresis Gyro
Motor 1973年11月 山田 博

航空宇宙技術研究所報告341号

昭和48年10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 有限会社啓文堂松本印刷
東京都文京区水道2-7-5
