

## ペンシル・ロケットエンジンの実験

戸 田 康 明

### 1. はし が き

糸川教授を中心とするわれわれが、ロケットの研究を開始したのは昭和 28 年秋であったが、実際に発火試験の段階に入ったのは約 1 年後の昭和 29 年 10 月であった。ペンシル・ロケットがとぶようになるまで、予備実験として地上での発火試験は、種々の条件を変えては繰返して実験を行い、発火回数は百数十発となった。この基礎実験のおかげでペンシル・ロケットのエンジンとしての性能はほぼ安定し、国分寺におけるテストにおいても一発の不発も、またエンジンの事故もなく有終の美を發揮することができた。しかし細部にわたってはなお改善を要する研究事項がいろいろとあり、ことに飛ばしてみ始めてわかったことがらもあったので、今後のエンジンの性能向上に非常に役にたつ実験であった。

以下に、エンジンに関する研究事項の概要を記述する。

### 2. テストスタンドの建設

ロケットエンジンの発火試験を行うためには、まずテストスタンドを建設しなければならない。そこで、文献によって欧米のテストスタンドの調査を行い、これに基づいて当社工場内に新設しようとした。欧米におけるテストスタンドはほとんど、鉄筋コンクリート建の危険防止を完全に行った地上構築物であり、計測員は完全に外界と遮断された丈夫なコンクリート壁にかこまれた室内にいて計測を行い、人体の安全を計っている。

このような地上施設はきわめて多額な費用を要するので簡単に作るわけにはゆかない。そこで、種々考慮の結果地面を掘り下げて地下式とし、エンジンをとりつける部分は壁の厚さ 400 mm のコンクリートベトンで四方をかこみ、通風口兼入口として側方に垂直の口をもうけた。

エンジンを装着する部分は 2 m × 2.5 m の広さで、エンジンの噴流ガスの写真をシュリーレン法でとれるよう横孔があけてある。

噴流ガスは地面と平行にあげられたトンネル式の孔の中に吹くようになっており、ノズル部から 8 m 先にある傾斜した土堤から上方にふき上げられる。なおこの距離は、いつでものぼすことができる。

第 1 図は、地下式テストスタンドの状況であるが、この図は地上からみたので内部はよくわからないが、右側にみえる四角いコンクリート壁が入口兼通風孔で、この下部側方にエンジンをとりつける室がある。

このようなテストスタンドでどの位の推力のエンジンまで実験が可能かわからないので、この図面を渡米中の中川重役に渡しエアロジェット社の専門家にみてもらったところ、JATO, 14-A S-1000, (ラスト 1,000



第 1 図 地下式テストスタンド

ポンド) まで大丈夫だろう。ただし液体燃料ロケット実験には地下式は排水不良のため不向きであろうという返事であった。

### 3. ペンシル・ロケット用燃料

ペンシル・ロケットにもちいた燃料は、中空棒状のマカロニのような形状のもので、外径 9.3 mm, 内径 2.9 mm である。いわゆるダブルベースの無煙火薬であり、ニトログリセリンとニトロセルローズを主成分とし、色相は黒色、長さは 123 mm である。

ペンシル・ロケットでは、この単体 1 本のみをもちいたが、予備実験ではこれを何本かたばにして発火実験を行い、燃料の性状と、ロケットエンジンの性能を調べた。

この無煙火薬のメーカーは、わが国でもこの種火薬製造に実績のある、日本油脂株式会社である。

燃料を点火させるイグナイターは、帝国火工製のもので、黒色火薬をいれた電気着火式のものである。

### 4. ロケットエンジン予備実験

われわれはすでに航空発動機、自動車用機関、ディーゼル機関等さまざまな内燃機関を試作完成し、これらを生産にうつしてきたけれども、ロケットエンジンに関しては経験がなく、かつ推力、内圧、瓦斯温度、速度などの測定技術に関しても新しく勉強してゆかねばならなかった。そこでできるだけ早く、実験用ロケットエンジンを作り上げ、ベンチテストを行って、取扱上の訓練、危険防止処置の考慮のような基礎的なところからはじめ、測定技術の完成に伴って、エンジンの性能を調査することとした。

#### 4-1(1) 予備実験に使用したロケットエンジンの構造

外径 9.5 mm のマカロニ型の燃料が 12 本たばねて入る大きさの燃焼室をもち、内部圧力が高くなっても破壊の危険が少ないよう、燃焼室の肉厚を充分に厚くした。燃

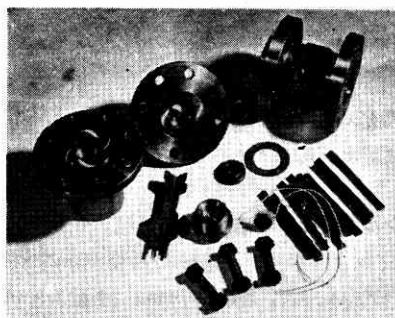
焼室の内径は 43 mm, 肉厚 18.5 mm, 長さ 136 mm である。

燃焼室の両端は厚さ 20 mm のフランジで、その一端にフランジを有するノズルを取りつけようようにした。燃焼室本体とノズルのフランジは径 14 mm のボルト 8 個によって結合される。

エンジン前方にはイグナイターをいれるフォワード・キャップがねじ込まれる。

ノズルのスロートは燃焼室内圧を変えて、燃料の性状を調べるためにさまざまな口径のものを作った。

ノズルはコンバージェント、ダイバージェントノズルで、燃焼室内部からスロート部へは、角度 60 度で入り、スロートから外部へは、22°~25° の角度で燃焼ガスが出るように設計されている。



第2図 実験用ロケットエンジン  
黒い棒が火薬である。

第2図は予備実験用ロケットエンジンの写真で、右方上部は燃焼室本体、左側にフランジのついたノズル 2 個が示され、右下部の

4—(2) チャンバー内圧の測定 ロケットエンジンの燃焼実験をする場合には、どうしてもチャンバー内圧と燃焼継続の時間を測定せねばならない。この測定のために、抵抗線歪計を利用した圧力測定用ピックアップを試作した。このピックアップは受圧面であるカタナリーダイヤフラムを介してストレインチューブにかかる歪を歪計によってはかるもので、試作完成した計測器は安定に作動しエンジンの作動状況をきわめて有効に観測することができた。



第3図 内圧測定用ピックアップ

試作したピックアップは第3図に示すような形状のもので、燃焼秒時の長いものに対しては

水冷式(左端)も考慮してある。

4—(3) 予備実験概報 昭和 29 年 10 月 13 日、第 1 回の発火試験を行った。(1)に記述したエンジンに、スロート口径 10.9mm のノズルを装着し、最初燃料を 4 本入れて装薬量 53.3 gr の場合で試験した。爆音はあまり大きくなく、シュツというふうに聞えた。

次に 8 本(装薬量 106.6 gr.)にしたところ、ドンという爆音を感じ、内圧測定用孔を塞いでいた安全弁をとばした。なお、ノズルと本体の間からガス洩れを生じた。

そこで、ガス洩れのあった面を研磨し、銅パッキングとすり合せて当りを出して同様の実験を繰返しこの部分の不具合をなおそうとした。前と同様な爆音で排気に強い閃光がみられた。

このような発火試験で、エンジンの操作が良好であることがわかったので、とりあえず、内圧が 100~150kg/cm<sup>2</sup> で良好な燃焼がえられる条件をさがすことにした。ノズルのスロート径と燃料の本数をそれぞれ 10.9mm から 16.3mm までおよび、本数を 4 から 12 本までかえて 10 数発の発火試験を 10 月末日までにを行った。これら組合せの実験のうち、装薬 12 本(160 gr)とスロート径 10.9mm の場合、爆発と同時にノズルが吹飛はざれ数 10 m 吹き上げられ、約 50cm 地中にもぐった。破壊状況は相当激しいもので、フランジをとめている 8 本ボルトのうち 5 本が切断され、フランジの一部がわれてしまった。幸い人体に事故がなかったが、非常に危険であることを再認識した。実験では極端なデータを望む場合もありうるので、事故が外部に及ばない運転合の設置が望まれ、充分検討ののち、現在のような構造の運転室を作ったのである。

さて以上の実験によって、内圧が 100~150kg/cm<sup>2</sup> で完全に燃焼する条件は、ノズルスロート径 16.3mm, 燃料が 8 本の場合であったことがわかった。

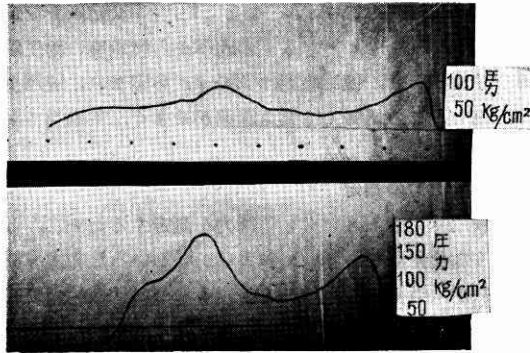
一連の実験および圧力曲線から測定した結果の 1 部を述べると下表のようになる。

この記録は、スロート径を一定とし、燃料の本数をふやすと、 $A_b/A_t$  (Burning Surface Area と Nozzle Throat Area の比) は次第に増すがこれに伴って、内圧と Burning rate が増し、逆に燃焼時間が減る実験値を示している。

また燃料が 7 本で  $A_b/A_t=163$  の場合は内圧が上らず、chuffing し不安定であった。

実験番号	気温 (C°)	燃料 (本)	スロート (mm)	内圧 (kg/cm <sup>2</sup> ) (Max)	内圧 (kg/cm <sup>2</sup> ) (Mean)	Duration (Micro. Sec)	Burning Rate (mm/Sec)	Ab/At	摘 要
54-11-15-1	14	7	16.3	58	—	—	—	163	Chuffing 2 回して燃焼は不安定
54-11-17-2	14	8	16.3	99	59	87.5	18.3	186	示圧曲線は明瞭な二子山型
54-11-17-4	14	8.5	16.3	175	99	65.0	24.6	198	同 上
54-11-17-3	14	9	16.3	202	130	54.5	29.4	209	同 上

実験結果の1例。54-11-17-2, および54-11-17-4を



第4図 示圧曲線 (p-t curve).  
実験番号 54-11-17-(2). 54-11-17-(4).  
圧力経過は二つの山型をしている。

第4図に示す。図のように、着火に伴う時間の経過と共に、圧力は一度上り、また降下して再び上昇するので、二子山型になった。

#### 5. チャンバー内圧の示圧曲線を平らにする実験

燃料をそのままの形状でエンジンに入れ発火試験を行うと第4図のように示圧曲線が明瞭な二子山型となるが、これはなるべく平坦なものが望ましいので、考えられる原因をつかまえて、次々に実験しこの傾向を改善しようとした。

**5-1(1) 冷却の影響** 燃料をロケットエンジンに装填すると、燃料の1部はロケットエンジンの壁に接し、側壁の冷却が問題となる。

また、燃料が12本入る燃焼室の中にとえは8本だけ燃料を入れるときには、スペーサーとして同形の棒を入れねばならない。そこで、燃焼室側壁の冷却の影響を軽減するため、燃焼室の内側に紙をまいて保温してみた。また、スペーサーとして鉄棒を入れるかわりに木製の棒をいれてみて冷却の条件をかえて実験を行った。

実験の結果燃焼室内部を紙でまいて冷却の影響を軽減すると二子山の第1のピークがなくなって、相当効果があるようであるが、第2のピークは依然としてあらわれ、これだけでは完全に二子山の影響を除くことはできなかった。またスペーサーを鉄棒から木製の棒にかえると着火が安定となることが認められたが、二子山を完全になくすことはできなかった。

**5-1(2) 燃焼表面積の変化の影響** 以上の実験を繰返して行っているうちに、燃料の燃焼状態が異状であることがわかった。すなわち、Axial Perforationの部分で、内部からの燃え方が外方からの燃えかたに比してすみやかであり、内部の孔からの燃焼が外方からの燃焼に比してすみやかであることがみとめられた。そこで、燃料GE-1-1の中に、Degressive PowderとしてGE-2-1をまぜて実験を行った。

しかしながら実験の結果は、たとえGE-2-1をま

ぜても二子山の傾向はなくなり、効果がないことがわかった。

**5-1(3) ピックアップの構造の影響** 二子山となる傾向が、あるいは、圧力を計測するピックアップによって変化するかどうか一応確認する必要を生じたので、ピックアップの受圧板および、ストレインチューブの厚さを変えて実験してみた。

この結果、示圧曲線は、ピックアップをかえても、依然として二子山であり、ピックアップによる影響は認められなかった。

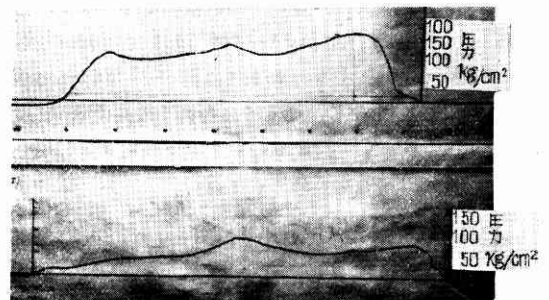
**5-1(4) Radial Hole の影響** 以上の実験を繰返して行った結果、Axial Perforationを有する火薬では、Perforationの中で不安定燃焼を起し、そのために、示圧曲線に不規則なピークがあらわれるということがわかった。そこで、燃料の内外の燃焼による爆発圧力の均一をはかるために、火薬の壁に軸に直角なRadial Holeを作り、これによる効果を実験によって確認しようとした。Radial Holeは、等間隔、等角度にHelicalにつけた。その孔の径は、2mmまたは3mmとし、個数は2個から5個まで変えて、その効果をしらべた。

実験結果によれば、Radial Holeを作ることにより、示圧曲線の二子山型はほぼ除くことができる。

また、Radial Holeはその孔径が大きいものより、数を多くして間隔を少なくしたものが効果が大きいことがわかった。すなわち、ペンシル・ロケットに用いる燃料では、3mm孔、4個、または2mm孔、5個が良好であった。

一般にRadial Holeを有する燃料は、その無いものにくらべ、同じ $A_b/A_t$ でも、内圧が低く、Durationは長くなる。

Radial Holeによって二子山を軽減した実験結果の1例を示せば第5図の如くである。



第5図 Radial Holeによって平坦となった示圧曲線。  
実験番号 55-1-21-(2) 55-1-24-(2)。

図は実験番号55-1-21-(2)および、55-1-24-(2)で、前者は、Radial Hole 3mm孔径、3個の場合で、後者は3mm孔径、4個の場合である。

数多くの実験の結果、燃焼室内圧 (Mean Pressure) と Burning Rate (mm/sec)との関係を求めると下記のよ

うになる。

Radial Hole有無による Burning Rate (mm/sec) の値

Mean Pressure	50	75	100	125	150	175	200	(kg/cm <sup>2</sup> )
Radial Hole なし	15.4	20.8	24.8	28.0	30.8	—	—	(mm/s)
3 耗 4 個	14.0	18.8	22.6	25.8	28.0	30.0	—	(mm/s)

一般に Radial Hole をもつものは、内圧の上昇に伴う Burning Rate の上昇が少なく、またないものにくらべ同じ  $A_b/A_t$  でも内圧が低く、かつ Duration が長いことが認められた。

6. ロケットエンジン作動温度の影響

低温における燃焼状況をたしかめるため、燃料を装填したロケットエンジンを周囲からドライアイスで冷却して、一昼夜放置し、所定の温度まで充分に冷却した後、燃焼させて低温における燃焼状況を調査した。なお用いた燃料には、Radial Hole 3mm 孔を4個あけた。

冷却の最低温度は  $-40^{\circ}\text{C}$  まで行い、 $-20^{\circ}\text{C}$  前後にて、10 数個の実験を行った。

実験の結果を要約すると、

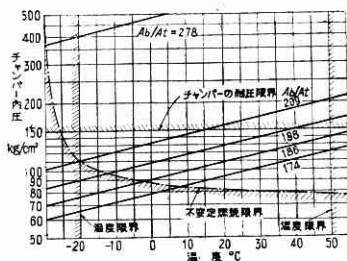
(a) 燃料 GE-1-1 については、 $-20^{\circ}\text{C}$  以下では発火おくれがある。これは燃料だけの特性でなくイグナイターにも関係があると思う。

(b)  $-20^{\circ}\text{C}$  以下では  $A_b/A_t=232$  以上にしないと chuffing を生ずる。

(c)  $-20^{\circ}\text{C}$  付近でも  $A_b/A_t=209$  以上にする必要がある。

Pencil Rocket 用燃料の成分では、低温の場合、内圧  $100\sim 150\text{kg/cm}^2$  で作動させるには無理であって、この配合は高圧ロケットに適合するもので、低圧用には、今後行うような火薬組成を異にするものでなければならぬ。

このままの組成では、使用可能最低温度は  $-20^{\circ}\text{C}$  であり、かつその場合は  $A_b/A_t=209$  以上にせねばならぬ。 $A_b/A_t=209$  とすると常温では内圧が  $200\text{kg/cm}^2$  にちかい Peak を生じ、通常考えられる最高使用温度 ( $+50^{\circ}\text{C}$ ) においては、普通のロケットエンジンに用いられる内圧よりはるかに高圧となるので、これに耐える



第6図 使用温度範囲 (チャンバ内圧とエンジン温度との関係)

エンジンは肉厚が厚くなり重量の増加がいちじるしくなる。

GE-1-1 燃料を対象にした、温度内圧曲線を実験から推定すると第6図のようになる。

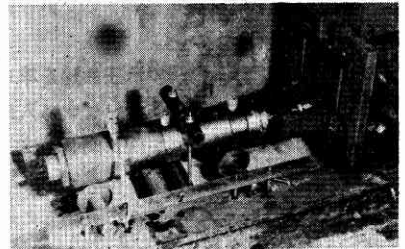
図は横軸に使用温度をとり、縦軸に、燃焼室内圧を示し、パラメーターに  $A_b/A_t$  をとった。不安定限界を実験結果から推定し、ロケットの肉厚から燃焼室の耐圧限界を予想すると、使用範囲はおのずから定まり、実用上からみて、この燃料では温度範囲がせまく、不適当である。

7. 推力の測定

実験用ロケットエンジンの推力を測定するために、どのような受圧器をもちいたらよいかいろいろな方式を検討したが、当初われわれが実験するものは比較的燃焼時間が短いので、推力測定用ピックアップに抵抗線歪計を用いて測定を行うことにした。

まず、ロケットエンジンを、スラスト測定台上に横向きにおき、ローラー上を自由にころがるようにした。推力測定の要領は第7図に示すごとくである。

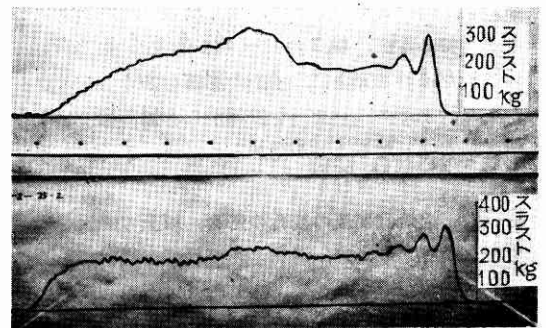
エンジン頭部における反力をピックアップ受圧面にうけて推力をはかるのであるが、受圧面とエンジンとが切りはなし



第7図 推力測定の要領

であると、測定した推力の示圧曲線に約  $500\text{cps} \pm 20\sim 40\text{kg}$  に相当する著しい振動が出た。

このように実験をやってみると、推力の測定は予想以上に困難であり、推力曲線に重畳する振動になやまされた。燃焼室内圧の示圧曲線に著しい振動を生ずる傾向がないから、これは推力自体の振動と考えられず、推力の測定法あるいは測定装置に原因があると思われた。推力測定の1例を第8図に示す。第8図の実験要目は次頁の表のごとくである。



第8図 推力測定の1例  
実験番号 55-2-25-1 55-2-25-2

測定法あるいは測定装置の不備の原因をたしかめる必要を生じたので次の要領で実験を繰返しておこなった。

(a) ロケット本体をのせるローラー、上から押える

実験番号	燃料	スロート径 (mm)	スラスト kg		Duration (ms)	Specific Impulse (s)	摘 要
			Max	Mean			
55-2-25-1	8 本	16.3	537	366	89.1	—	支持台各部の取付ボルト締めなおしピックアップ前方にガイドをおく。上部からの押え棒を締めた。
55-2-25-2	8	16.3	377	315	98.8	—	

てきた予備実験に用いたものと同様であるので、適当な  $A_b/A_t$  を与えるスロー

とめ方、初圧を与える方法をいろいろかえてみたが、ほとんど効果がない。

(b) 推力測定用ピックアップの固有振動の測定、その形状等を変更して実験してみたが、あまり効果がない。

(c) 測定されたスラスト曲線(第8図参照)をみると最初に振動が大きく、振動数のひくい振動が出て次第に減衰し、次第に振動数のたかい振動が推力曲線に重畳してあらわれる。この状況をみても振動の原因は1つのみでなくいくつかの原因が重なっていると思われる。

(d) 最初の大きい振動は、ロケット本体とピックアップとを固定し受圧面に、ある程度初圧をかけると消えるので、これは最初の慣性による衝撃が原因であることがわかった。

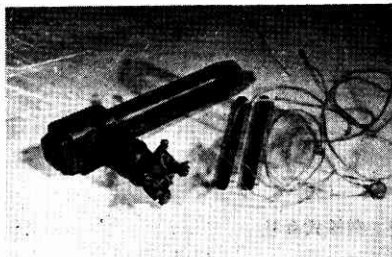
(e) あとからあらわれる細かい振動は、装置全体の振動、ロケット支持装置のガタ、ピックアップ支持装置による振動等と考えられるので、各部のガタをなくすと共に、装置自体の固有振動数を必要な程度まで高めねばならぬ。

(f) スラスト測定台自身も、スラストおよびロケット本体の重量にくらべて充分な重量と、剛性を持つものにする必要を生じた。

以上の実験からスラスト台自体の改造を必要としたので、今年5月に入ってから、基礎全体を破壊し、大型鉄ブロックを埋めこみ、コンクリートで充分に補強して、測定台の大改造を行った。6月に入って、ペビイ・ロケット・エンジンの推力を測定しているが、その結果は非常に改善されている。

### 8. ペンシル・ロケット・エンジン基礎実験

燃料単位1本のみを用いるペンシル・ロケットのエンジンとしての性能をたしかめに行った燃焼実験を報告する。ペンシル・ロケット用実験エンジンは、内径14mm、



第9図 ペンシル・ロケット用実験エンジン

外径26mm、長さ150mmの安全弁のついた鋼製のもので、第9図に示すときのものである。

燃料の組成はすでに行っ

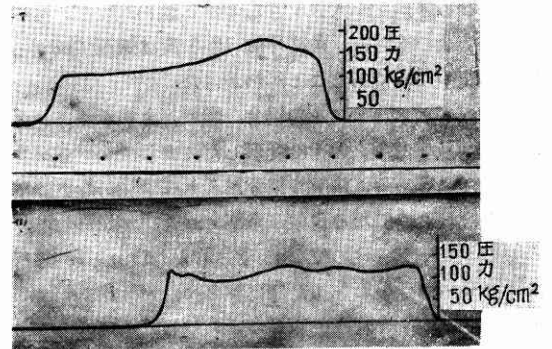
たロケット口径、Burning Rate 等は容易に推定することができ、無駄な試験を行わずにすみやかに良好な燃焼状態までにもっていくことができた。

最初スロート口径4.95mm、燃料の長さ110mmのもの、ついで、スロート口径5.95mm、燃料の長さ130mmのものについてそれぞれ発火試験を行ったが、いずれも安全弁を吹きぬいてしまった。この原因を調べたところ、燃料が燃えながら、ノズルの方向に移動し、燃えきらぬ燃料がノズルにつまって燃焼ガスが出にくくなり、内圧が上るために安全弁がふきぬけることがわかった。

そこで、燃料が完全に燃え切るまで燃料を固定する特殊な燃料押え板を考えて、燃えない部分の燃料がノズルの方へ出てゆかぬようにした。

この押え板の効果は大きく、これを入れると非常によく燃焼が完了することがわかったので、まず、燃料の長さを多少かえて  $A_b/A_t$  を変化させ、ついでペンシル・ロケット設計点であるノズルスロート口径5.5mmのものについて燃焼実験を行った。

ペンシル・ロケット・エンジンの内圧曲線の、二の例を示すと、第10図のようであった。



第10図 ペンシル・ロケットの示圧曲線  
実験番号 55-2-3-7 55-2-4-1

第10図に示すエンジンの諸条件および、実験計測値を要約すると次頁の表のごとくである。

図でわかるように内圧の曲線はほぼ良好であって、燃焼状況も安定である。

実験の結果、イグナイターのリード線の太さが、この程度小さいロケットエンジンでは問題となるので、スロート口径5.5mmにたいして1/10以下の直径でないといけないようである。

燃焼秒時すなわちパーニンプレートは、予備実験で行った燃料のたばを燃やす場合よりも、同じ圧力で10

実験番号	燃料長さ (mm)	イグナイター リード線 (mm φ)	スロート径 (mm)	内 圧 kg/cm <sup>2</sup>		ジュレシ ョ ms	バーニン グ レ ート mm/s	ラジアルホール			A <sub>0</sub> /A <sub>t</sub>
				max	min			(mm φ)	間 隙 (mm)	個 数	
55-2-3-7	100	1.0	4.95	184	132	61.4	26.5	3	20	4	206
55-2-4-1	123	0.5	5.5	133	112	63.5	25.2	3	20.5	5	202

ms 位速くなっている。燃料がたばになっている場合は、全部の表面から一度に火が入るのでなく多少むらが出るためであるかとも思われるが、この原因ははっきりしない。

燃料の押え板は非常に効果があり、なおこの形状を改善し、燃料の支持方法を完全にすると共に、完全な燃焼が生ずるよう考究する必要がある。

### 9. ペンシル・ロケット瓦斯流のかたより

国分寺で発射試験を行ったとき、ロケットを回収して直後にノズル部を点検したところ、ノズルから出る高温ガス流にさらされた部分が焼けてノズルにフローパターンがみられた。このフローパターンをよくみると、ガス流がノズルから一様に出たかあるいは偏よって出たかがわかり、エンジン構造の不備を示す重要な参考資料になった。

ガスの偏よりはペンシル・フルの方がハーフの場合よりも多く、約半数は多少ともかたよっていた。

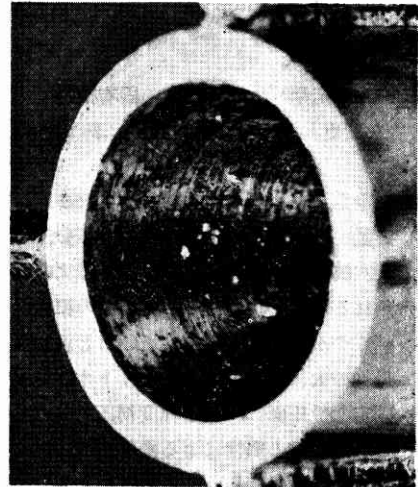
一般的傾向としてノズルのスロート部は相当に焼けて変色しているが、ダイバージした出口に近い部分は、ほとんど焼けておらず、金属の肌色のままであるので、ノズルのひらき角度が大きすぎるのかと思われたが、その後の研究会の検討で、角度片側 12.5 度は適正で、ガス温度降下のためであることがわかった。

また、ペンシル・フルの場合、燃料押え板が多かれ少なかれエロージョンをうけ変形した。また、エンジン本体のアルミニウム接手の部分がエロージョンをうけて 1 部とけたようになる現象が全部ではないがみられた。

このエロージョンの位置とガスのかたよりの関係は、エロージョンの起った側にガスのながれがかたよっているようで、これは屈居がつけられぬでもない。

ペンシル・ハーフではガスの偏りは少ないようであった。なお、特異な例として、ノズルのガス流が規則正しい 13 本の縞模様を記録したものが観測された。

燃料の外周から燃えて燃焼ガスは燃料押え板の 8 個の孔から噴出するのであるが、これが 13 本の縞目となるのはどういふわけであるか、第 11 図に縞目のフローパターンの状況を示す。燃焼中に生ずるガス流の振動がペンシル・ロケットのチャンバー容積あるいは形状によって、13 本の縞目を作るなんらかの原因（たとえば燃焼室のタンジェンシャルなアコウスチックパイブレーションのモードにあうというような原因）となるのではなからうかというのが、後に行われた研究会で糸川教授



第 11 図 ペンシルロケットのノズルにできた縞模様等の意見であったが、詳細な解析はまだ行っていない。

### 10. おわりに

以上ペンシル・ロケットに関する基礎実験の概要を述べたが、実験は回を重ねるに従って不明な事象を解消しロケットエンジンとしての機能が完備されてくるが、国分寺における飛翔実験でもロケットエンジンの機構上の不備に原因するとおもわれる噴流ガスのかたよりの問題があらためてみとめられた。ロケットエンジンとして機能を完璧にするためには、ノズルの形状の問題、燃料押え板の形状というような、一見取るに足らぬ問題が案外に重要な役割を演ずる場合が多いので、おこなわれている日本の現状の研究を促進するためにも多数の関係識者の意見を総括し、問題をできるだけ早く解決したい。先日行った AVSA の研究小委員会において、エンジンのノズルおよび構造の細部にわたる検討が行われたが非常に有意義であった。ロケットの実験としては現在ベビー用の実験を続行中であり、その進捗度は 80% である。ベビーの実験が進めば、 $\alpha$  および  $\beta$  のエンジンはまづ難なく成功しうるので  $\beta$  までの見通しは明るい。ついで行われる大型ロケットの研究を今から早急に馬力をかけなければならぬ。

本実験の大半は富士精密工業株式会社内で行われ、加志村主任以下、磯田、長尾、正木君等の努力の結晶であることを付記する。(30. 6. 10)

1) 富士精密工業株式会社