

affected by the surrounding atmosphere. At high pressure the sublimation of NH_4ClO_4 or HClO_4 is suppressed, then the [rate of decomposition is faster than at reduced pressures.

(6) NiO accelerates the thermal decomposition of NH_4ClO_4 and combustion velocity of Polybutadiene~ NH_4ClO_4 propellant in [the order of its specific surface energy.

(7) At 190°C , thiokol resin occurs exothermal curing reaction and produces radicals in itself. At 250°C , the bonds of S-S and C-S of thiokol break and CS_2 , H_2S and SO_2 are produced in gas phase. after that, bonds of C-C, C-O and C-H break and carbonaceous gases are evolved.

(8) Initiation of ignition of thiokol and NH_4ClO_4 propellant is occurred by the reaction of thiokol resin with NH_4ClO_4 and is only affected by the chemical nature of thiokol resin, not by the reactivity of NH_4ClO_4 .

(9) At 190°C polybutadiene resin reacts exothermally with HClO_4 , but at 290°C . reacts with NH_4ClO_4 , NH_4ClO_4 produces HClO_4 in it, so the initiation of ignition of this propellant is mainly occurred by HClO_4 which is produced from NH_4ClO_4 .

(10) From differential thermal analysis, the effects of NiO and Al to polybutadiene resin - NH_4ClO_4 propellant are not detected, but is detected from induction period of ignition and gas analysis. NiO accelerates the ignition reaction but Al a little.

(11) In reduced pressure or in N_2 , induction period of ignition is longer than in the air, and is affected by the surrounding atmosphere.

(12) We can see the tendency of combustion reaction of polybutadiene propellant from induction period and gas analysis of its thermal decomposition reaction.

低圧環境下での固体ロケットの燃焼

望 月 昌*

1. はじめに

ここに発表する報告は、まだ補足実験の必要な点があり、考察も充分なされていない。しかし、標題のごとく、低圧環境下における固体ロケットの燃焼での推力の増加に関する報告としては、わが国では数少ない資料かと考えるので、全般にわたる検討が不充分のまま、速報の意味で、敢えて発表させていただくこととした。

この実験は、航空宇宙技術研究所ロケット部固体ロケット研究室において、昭和39年9月より、昭和40年5月にかけておこなわれた結果をまとめたもので、現

在、なお続行中である。

2. 実験の目的

ロケットエンジンの推力は、エンジンの形状と、使われる推進薬の形状および種類、性能から、次のように表わされる。

$$F = A_1 p_1 \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma+1/\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\gamma-1/\gamma}\right]} + (p_2 - p_3) A_2 \quad (1)$$

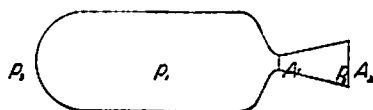


Fig. 1 Diagram of rocket

昭和40年8月26日受理

* 航空宇宙技術研究所 東京都国分市深大寺町

ただし、

F : 推力

A_1 : ノズル咽喉部断面積

A_2 : ノズル開口部面積

p_1 : ロケット燃焼室内圧

p_2 : ノズル出口圧力

p_3 : 外気圧

γ : 燃焼ガス比熱比

また、

$A_2/A_1 = \epsilon$ とし、ノズル開口比という。

((1)式の導入は、G. P. Sutton: Rocket Propulsion Elements, John Wiley and Sons, Inc., 第3章を参照)

(1)式であきらかなように、推力 F は、外気圧 p_3 によつて変る。ノズルの形が与えられているときは、 A_2 および p_2 がきまるが、このとき、ロケットが高空に上つて、外気圧が減少するほど、推力は増加する。

また、外気圧を一定として、ノズルの形を変えることにより、 p_2 を変えてやると、 $p_2 = p_3$ のとき、推力は最大値をもつ。これは (1) 式を p_2 について微分して得られる。そのときの p_2 を与える開口比 ϵ を、最適開口比という。

いい直すと、ある決まつた形のノズルをもつロケットは、高空へ上るほど、推力が増加するが、もし、刻々変る外気圧に、刻々に対応する最適開口比ノズルがあれば、その推力の増加は、もつと大きなものとなる、ということである。

ロケットエンジンノズルの一番くびれたところ、ノズル咽喉部における噴出ガス流の速度が音速以上であれば、外側の圧力変化は、その中に影響を及ぼすことはない。実際、ドラパルノズルでは、この速度は、音速に等しいから、燃焼室の形状と、推進薬の形状および種類、性能が決まつていれば p_1 と γ は、外部条件の変化を何らうけることなく、一義的にきまる。

ここに述べる報告は、燃焼室と、推進薬を決めておき、外気圧と、ノズル開口比を変えたとき、推力に、いかなる影響を及ぼすかを求めたものである。

3. 装置

小さい水平の燃焼タンクの内容積は、約 1 m^3 で、この中の左端に、Fig. 3 のテストスタンドを据えつける。たて型の大タンクの内容積は、約 22 m^3 である。両方の連結管の内径は、 15 cm である。実験に先立ち、両タンクを排気して、所定の外気圧を設定する。燃焼廃ガスは、大タンクへ入り、燃焼中の気圧変化が小さくされる。

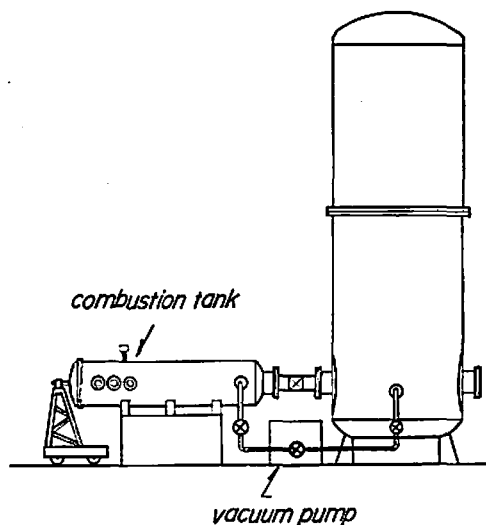


Fig. 2 Vacuum test stand

テストスタンドは、次図に示す。

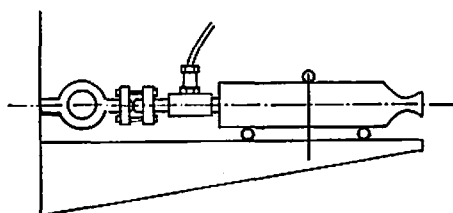
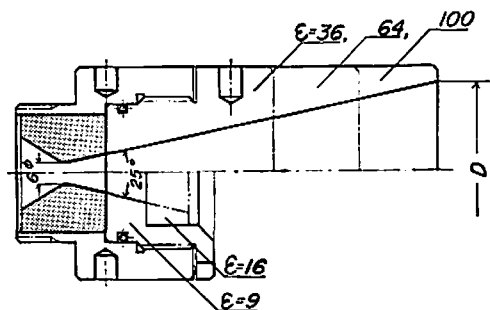


Fig. 3 Test stand

水平ローラ支持式。最大推力 150 kg

推力は、頭部の応力輪の歪で測定する。内圧は、ロケット頭部に 3 mm の細孔を介して、歪計式内圧ピックアップによつて測定される。

使用したロケットノズルを、Fig. 4 に示す。



ϵ	9	16	36	64	100
D_{mm}	18	24	36	48	60

Fig. 4 Nozzle

ノズル咽喉部直径は 6 mm 、石墨製。開き角 25° 開口比は、 $9, 16, 36, 64$ 、および 100 の5種類がある。咽喉部は、すべてに共通である。

使用した推進薬は、ポリブタジエン系コンポジット推進薬で、組成は、ポリブタジエン樹脂+過塩素酸アンモニウム+アルミニウム粉。

形状は、Fig. 5 のとおり。

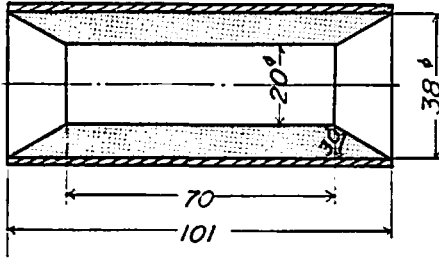


Fig. 5 Propellant

この薬は、1ロットによつて生産され、性状は、各個均一と考える。1ケの重量 $120\text{ g} \pm 1\text{ g}$ 、密度 1.68 g/cm^3 。燃焼速度は、 50 kg/cm^2 内圧において 7.0 mm/sec 。燃焼秒時平均 1.3 sec 。点火は、KAM 1 g を電気導火線により発火させておこなう。

燃焼実験回数は、91回であるが、推力のとれなかつたもの、内圧の測定できなかつたものがあり、これらを除いた82回の値について、考察検討を加えることにする。

4. 実験と結果

Fig. 1 に示した装置の到達真空度は、 10^{-2} Torr で、高度 70 km の大気圧に相当するのであるが、燃焼ガスが、タンク内圧を高めてしまうため、それほど高い高度は現出できない。また、二つのタンクの連結管の直径が 15 cm で、やや細いので、ロケット燃焼中の燃焼タンク内圧の上昇が無視できない。この値は、燃焼タンクに圧力ピックアップをつけて測定したところによると、初圧 400 Torr のとき、最大ピーク 25 Torr 、初圧 200 Torr で、最大 22 Torr 、同様に、初圧 100 Torr で、最大 14 Torr 、初圧 1 Torr で、最大 5 Torr の昇圧を示した。これらタンクの上昇圧を、燃焼終了後の平衡状態にいたるまで全積分し、全燃焼秒時で除し、タンク初圧に加えたものを、平均外気圧 \bar{p}_0 とする。

このように補正された平均外気圧は、それぞれ、 415 Torr (高度 5 km 相当、以下同じ)、 212 Torr (10 km)、 108 Torr (16 km)、および 5 Torr (35 km) である。

測定値は、外気圧の他は、推力と内圧である。内圧については、後に述べるが、偏差が大きいため、推力係数 C_F を求めず、推力を比推力に換算し、これを開口比 ϵ について、Fig. 6, 7, 8, 9, 10, および Fig. 11 に表わした。

推力は、全燃焼秒時について積分し、これを推進薬重量で除して比推力とする。推力、比推力、ともに時間平均値である。代表的な推力、圧力曲線を、Fig. 12 に示す。

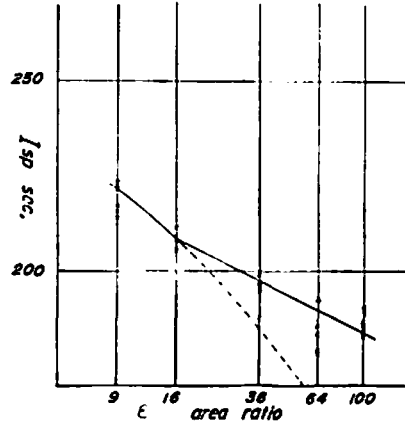


Fig. 6 $p_0=760\text{ Torr}$

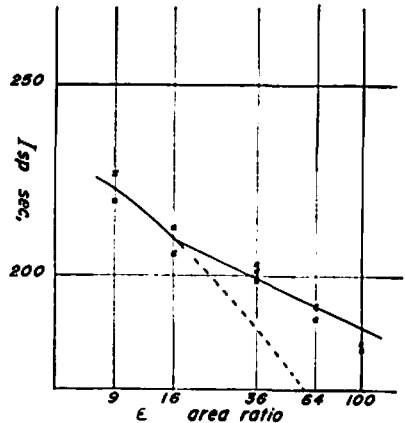


Fig. 7 $p_0=415\text{ Torr}$

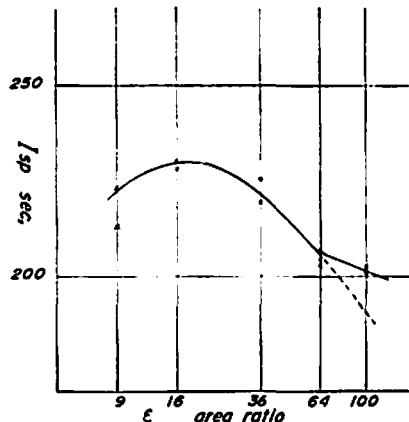


Fig. 8 $p_0=212\text{ Torr}$

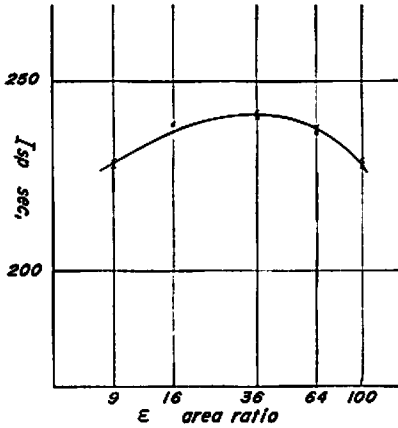


Fig. 9 $p_3=108$ Torr

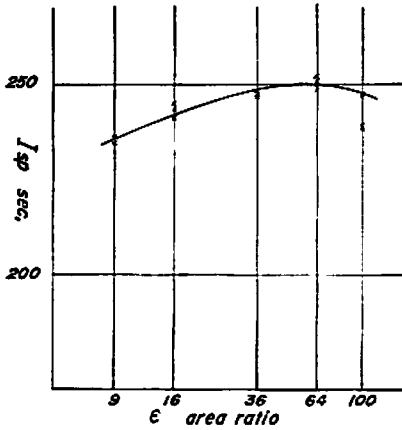


Fig. 10 $p_3=5$ Torr

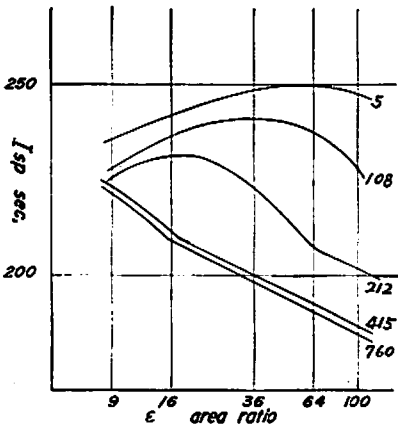


Fig. 11

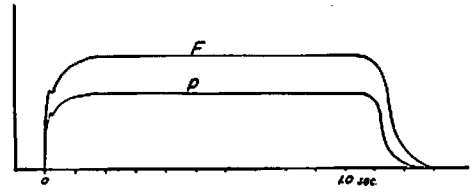


Fig. 12 Thrust pressure

内圧も同様に、全燃焼秒時について積分し、全燃焼秒時で除した値を、平均内圧とする。

82回の燃焼実験についての、この平均内圧の算術平均値は、 51.6 kg/cm^2 、また標準偏差は、 3.9 kg/cm^2 であつた。

5. 考 察

これらの図より明らかなことを列挙してみる。

イ. 開口比の同じノズルをもつロケットは、外気圧の下るほど、推力が増加する。また、各外気圧において、最大推力を与える最適開口比が存在する。2で既述したところである。

ロ. 開口比の同じノズルをもつロケットの推力の上昇率は、これらの図にみられる範囲内では、 ϵ の大きいものほど大きい。(Fig. 6 と Fig. 10 より、 $\epsilon=64$ のロケットでは、高度 35 km では、地上での推力の 30% 増となる。)

ハ. 最適開口比は、外気圧の下るほど、大きい値をとる。(供試用ロケットエンジンの設計上、ノズル咽喉部径をそのままでは、 ϵ を9以下のものを製作できなかったが、Fig. 6 および Fig. 7 にも、最大推力を与える ϵ が9以下に存在することが類推される。)

ニ. Fig. 6 より、地上圧でのポリプタジエン系コンポジット推進薬の比推力は、 $\epsilon=5$ あるいは6で、また内圧 51.6 kg/cm^2 で、約 230 sec である。

ホ. $p_2=p_3$ のとき最大推力を得るとし、このときの F , p および \bar{p}_3 を、実測値より、(1)式に代入して、 γ を試算する。例として、外気圧 760 Torr、最大比推力 230 sec のとき、 $\gamma=1.3$ を得る。

もともと、(1)式は、エネルギー保存式、質量保存式、および完全気体式の三つから誘導された関係で、数多くの理想仮定を含む、また、試算に用いる F , p などの値の誤差は決して小さくない。であるから、ここで得た γ も、比熱比そのものとするわけにはいかない。このな項では、 γ を比熱比ではなく、誘導されたある無次元量として考えることにする。

外気圧が変化しても、 $\gamma=1.3$ が変化しないと仮定して、同じ方法により、外気圧 415, 212, 108 および 5 Torr の場合の出ずべき最大推力を求め、比推力に換算すると、それぞれ、247, 268, 276 および 300

sec となる。これらの値は、実測値よりも、いずれも低く、たとえば、外気圧 5 Torr の場合、 $\epsilon=64$ のロケットの比推力 250 sec は、計算値 300 sec より 2 割方ひくい。

実測値と、(1) 式による計算値の差は、 γ が一定という条件で、低圧になるほど大きくなり、また、常に、実測値の方が低いということを、ここでは指摘したい。

へ。外気圧 760 Torr では、曲線の様子より、 $\epsilon=16$ あたりから、ノズル内部における噴出ガス流の剝離現象を起こしていることが知られる。

外気圧 415 Torr では、 $\epsilon=16\sim 20$ あたりより、外気圧 212 Torr では、 $\epsilon=50$ あたりより剝離を生ずる。外気圧 108 Torr および 5 Torr では、この現出は、よみとれない。外気圧の高いほど、 ϵ の低いところで剝離することは、理論とよく一致している。

ト。推力係数 C_F は、 $C_F=F/A_1 p_1$ で定義される無次元量で、ロケットエンジンの設計に重要な意味をもつ値である。 $C_F-\epsilon$ 関係図の方が、我々の $I_{sp}-\epsilon$ 関係図より、より一般的なものであるが既述のとおり、あまり精度のよい内圧が得られなかつたため、 C_F は求めていない。しかし、推力については、かなり小さい偏差で値が得られているところからみて、4 の後部に記した内圧の偏差は、内圧真値の偏差というよりは、内圧測定値の偏差によるところが大きいと判断する。内圧は、ロケット頭部において計測される。この場合、ロケットが、ごく小型のため、内圧に、場所に

よる不均一があるとは考えられないので、特に、ノズル近傍での内圧測定はしない。測定値のパラツキは、ピックアップの精度によるものか、測定技術によるものか、いずれにせよ、きわめて悪いものだとは思わない。我々が推力を比推力に換算して図表化する過程ではすでに内圧一定を前提としている。事実、 p_1 は定数とすれば上の式で求める C_F の値は、推力 F 、すなわち、この実験では、比推力 I_{sp} に全く比例するため、 $C_F-\epsilon$ 図は、Fig. 11 と変りない。

6. 結 論

外気圧をパラメータとして、ノズル開口比と、固体ロケットの推力変化の関係を求めた。

また、最適開口比として、外気圧 212 Torr で、 $\epsilon=16$ 外気圧 108 Torr で、 $\epsilon=36$ 、また、外気圧 5 Torr で、 $\epsilon=64$ を得た。

また、理想条件より導入された関係式、

$$F = A_1 p_1 \sqrt{\frac{2\gamma^2 \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma+1/\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\gamma-1/\gamma}\right]}{\gamma-1} + (p_2 - p_3) A_2}$$

に、 $\gamma=1.3$ を代入して、最適開口比における比推力を算出すると、その値は、常に実測値を上まわり、外気圧 5 Torr、 $\epsilon=64$ の場合では、実測値は、計算値の 8 割となる。また外気圧の低くなるほど、計算値との差が大きくなる。

外気圧 760, 415, 212 Torr で、開口比の大きいノズルに、剝離現象によると考えられる推力の増加をみた。

High altitude simulation of solid propellant rockets

by Masashi Mochizuki

Relations between the thrusts of solid propellant rocket and the nozzle area ratios (ϵ) are obtained on the parameter of surrounding pressures (p_3).

The optimum ϵ are ca. 16 at p_3 : 212 Torr, ca. 36 at p_3 : 108 Torr and ca. 64 at p_3 : 5 Torr, respectively.

The thrusts of the optimum nozzles are calculated from the ideal theoretical formula:

$$F = A_1 p_1 \sqrt{\frac{2\gamma^2 \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma+1/\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\gamma-1/\gamma}\right]}{\gamma-1} + (p_2 - p_3) A_2}$$

All these calculated thrusts are greater than the observed. As p_3 decrease, these differences between the calculated and the observed increase.

Aerodynamic separations of nozzle flow are observed at p_3 760, 415 and 212 Torr.