

液体ロケットの地上燃焼実験について

倉 谷 健 治
尾 上 伍 市
土 屋 莊 次

概 要

推力 100 kg の硝酸-ケロシン型液体ロケットの地上燃焼実験を二十数回にわたって行なった結果と、ロケットモーターのノズルでの化学平衡の状態を適宜仮定して理論的に求めた燃焼性能に関する諸定数の値との比較検討を主として行なった。熱損失の影響を考慮して求めた理論値は実験値とよく一致していることがこの解析から結論される。

液体ロケットはその推力を自由に制御できるという大きな利点をもっているが、推力制御の問題に主眼をおいて、研究を進めて行く場合にも、まず液体ロケット機関における燃焼性能をできる限りよく解析しておく必要がある。われわれはこの見地から、比較的小規模のロケット機関で燃焼性能、伝熱量、推進効率等について基礎的研究を始めることとした。

はじめ立案に当り、都市域で燃焼実験を行なう関係上できる限り小規模のもので、しかも液体ロケット機関の燃焼実験を十分な精度で行ないうるものとして、結局推力 100 kg, 作動時間 15 秒と決めた。また主眼が推進機関の性能を研究する点にあるので、推奨には強いて高性能のものをねらわず、最もとり扱い易い代表的なものを用いることとして、硝酸-ケロシン系を採用した。

以下、実験場、液体ロケットテストスタンド*等の設備の概要及びこれを用いての燃焼実験結果とその解析結果について報告する。

I. 設 備 の 概 要

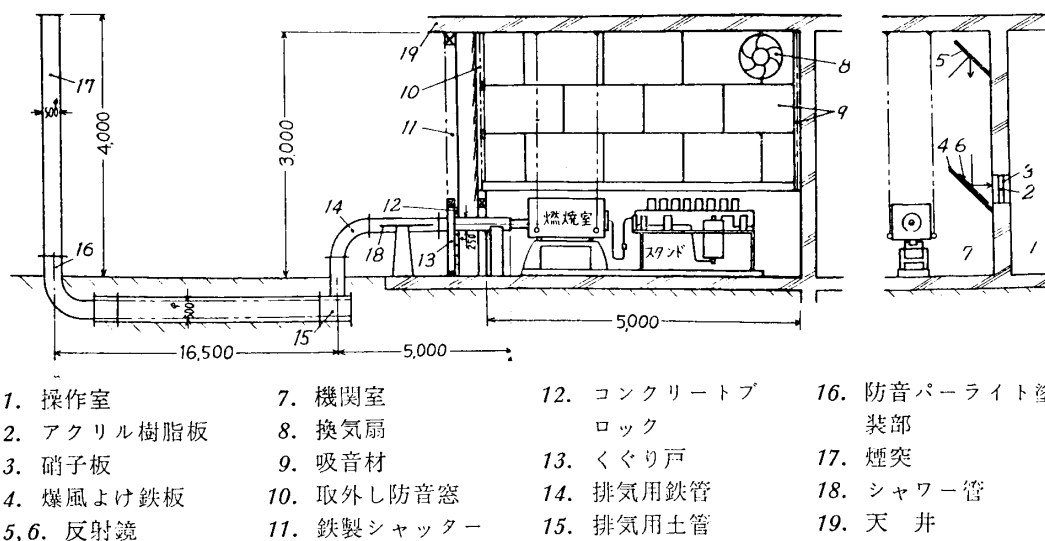
1) 実 験 場

ロケット機関の実験には、爆発の危険を考慮して、隔離された耐爆室内に機関を設置し、これを遠隔操作により作動させることが必要であるが、さらにロケット機関での燃焼の際に発生する激しい騒音を防止することも、ことに都市域で実験を行なう上には絶対必要である。

第1図は実験場の概略で、機関室は三方を壁厚 30 cm のコンクリート壁でかため、内面に吸音材を内張りする。前方上部は二重壁で外側は鉄製シャッター (11)、内側は取り外し可能な吸音材 (10) で、下部はコンクリートブロック (12) でかため、その側面にくぐり戸 (13) を設けた (くぐり戸内面にも吸音材が張ってある)。

機関室 (7) と操作室 (1) との境界壁には高さ 30 cm, 幅 200 cm のスリットを設け、反射鏡 (5, 6) を利用して機関室内部を操作室から観測しうようになっている。スリットに

* 三菱造船株式会社長崎造船所に製作を依頼した。



第1図 実験場

は厚さ 20 mm のアクリル樹脂板 (2) がはめこまれている*。

機関室内部を吸音材で内張りするだけでは、消音効果も不十分と考えられたので、消音のために、燃焼による排気を鉄管 (14) に導き、つぎに地中に埋められた土管 (15) 内に、最後に煙突 (17) から放出させるようにした。煙突の立上り部内面をパーライトでぬり固めてあるのも騒音を少なくするためである。なお、鉄管内にはシャワー管 (18) 2 本が通っており、排気に冷水をふりそそぎ、有色排気成分を洗い流すと共に消音の効果を高めようになっている。また機関室には危害防止のため、中に立ちこめる排気、可燃性混合気体を追い出すための換気扇 (8) がとりつけられている。

機関室に吸音材をとりつける以前と以後とで、燃焼実験の際の騒音測定を行なった。この工事は最後に施工したから、とりつけ後の測定値は消音工事が完了した場合の値とみられる。その結果を第1表に示すが、とくに高周波音の減衰が著しく、排気系統の消音効果はかなり良好とみられる。

第1表 燃焼実験の際の騒音測定

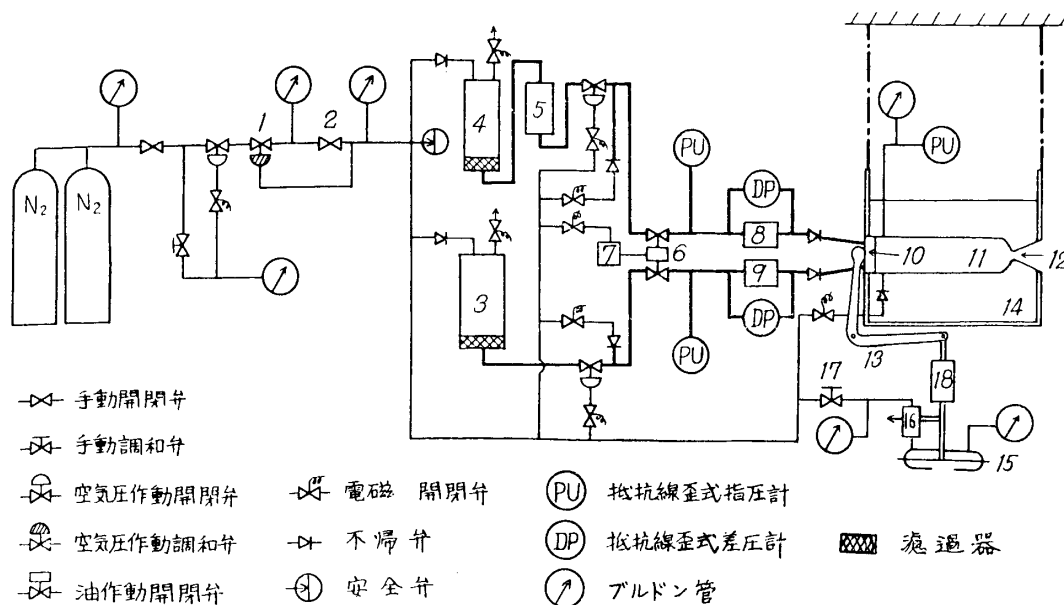
	実験番号	燃焼実験の規模	騒音 前方 45m (煙突より 23m)	前方 140 m	操作室
吸音材とりつけ前	No. 1	推力 70 kg	82 フォン	78 フォン	110 フォン
吸音材とりつけ後	No. 20	推力 100 kg	83* フォン	—	—
〃	No. 21	推力 100 kg	80 フォン	—	—

* 燃焼の際に高周波異常振動が発生したので騒音のレベルもやや高くなった。

2) ロケットテストスタンド

第2図にテストスタンドの配置を示すが、チッ素ボンベからの高圧チッ素を調和弁 1, 2,

* 本実験室でも一度小爆発を経験したが、この時には機関室前面の鉄製シャッターが中央部で約 5 cm 外へ押出されたが、アクリル樹脂板には異常がなかった。



第 2 図 テストスタンド配置図

によって 31 気圧程度に調圧してから (燃焼室圧 20 気圧で実験する場合), 硝酸槽 3, 燃料槽 4 を加圧して, モーターの噴射器 10 まで推薬を送りこむ。硝酸と接触しても常温では着火しない JP-4 等を主燃料として用いる関係上, 着火の手段として, 硝酸と接すれば直ちに自己着火するフルフリルアルコール, アニリン等を先行燃料として少量, 主燃料の前方 5 におき, まずこれを燃焼室内に押し出して硝酸と反応着火させ, その後へ主燃料を送りこむようになっている。なお, 着火を円滑にするために先行燃料の噴射開始後 0.6 秒おくらせて硝酸の噴射が始まるように推薬送入弁 6 の弁の行程が調節してある。(油室 7 は送入弁 6 を作動させるためのものである。)

燃焼室 11 は水槽 14 にひたし, 冷却水が絶えず流入して冷却されているが, ノズル部 12 は特に水の流通が激しい。水槽 14 は天井より吊り下げられ, 前後方向には自由に動きうる。そのため燃焼室と推薬送入用の配管とは可撓性ジョイントで連結されている。

推薬送入, 着火, 燃焼停止に至る全操作を操作室から遠隔操作ができるように電磁弁が各所に配置されている。燃焼停止後も, 配管内, 燃焼室内を高圧チッ素, 水で清掃し, また硝酸槽, 燃料槽に滞留する高圧チッ素を逃気させる必要があるが, これらの操作も電磁弁の開閉によって操作室で行なわれるので実験上の危険はない。

現在ロケット機関の総合性能を知るために計測も, 推力, 各点での圧力, 冷却水温度, 排気温度等に限られているが, 推力を測定するには, 推力による燃焼室の前後方向の変位をてこ 13 によりロードセル 18 に伝えると同時に, 推力測定用ダイヤフラム 15 を引張る。調和弁 17 で数気圧に落されたチッ素圧は調整機構 16 を通じて, さらに減圧され, 推力 100 kg 程度の時はダイヤフラムに大気圧 +0.7~0.8 気圧のチッ素圧がかかる。このガス圧によるダイヤフラムを押す力と推力による張力とがつりあうように調整機構 16 が自動的に作動し, そのガス圧がブルドン管に指示される。各点の圧力中, 調整された高圧チッ素の圧

力、燃焼室圧力はブルドン管に指示されるが、一方燃焼室圧力、推薬押圧、オリフィス流量計 8, 9 の差圧は抵抗線式指圧計-動的歪測定器-電磁オシロ（ペン書きオシロも併用する）に測定、記録される。冷却水温度はアルメル-クロメル熱電対でうけ、これを電磁オシロ（高感度バイブレーターを用いる）に記録、排気温度はナトリウム D 線の反転を利用した別報の方法で自動的にペン書きオシロに記録される。

3) ロケットモーターの諸元

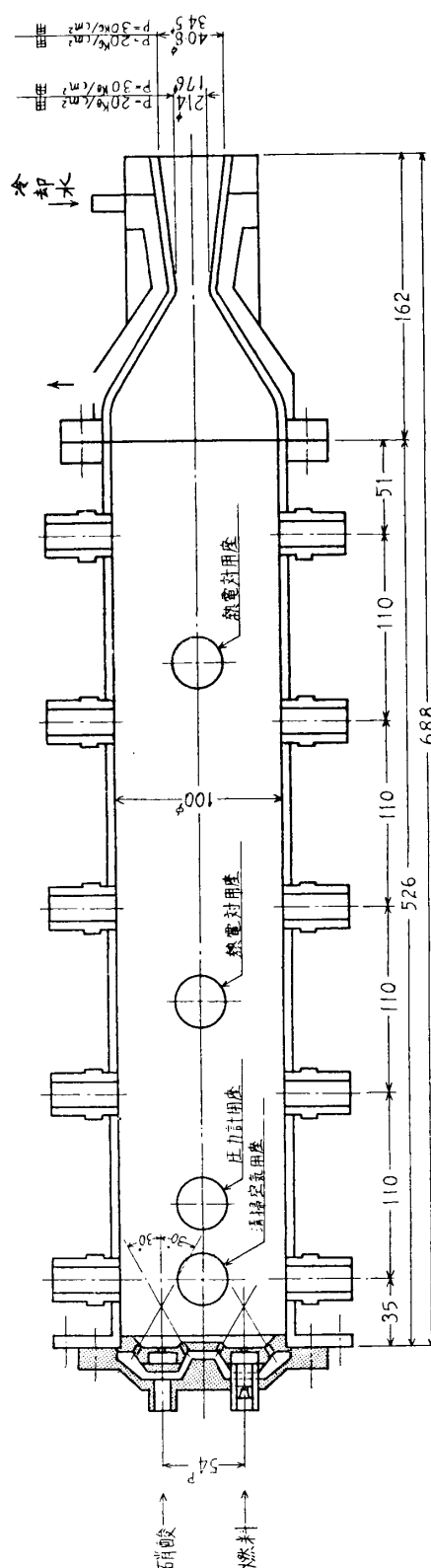
このモーターは燃焼室内での複雑な化学反応の速度を測定して、反応の進行状況とモーターの総合性能との関連を明らかにするために設計したものであるから、通常のロケットモーターよりは燃焼室も長く、伝熱量の測定には不向きである。燃焼室の側面に 5 対の観測用小窓が設けてあるが、これは *sampling probe* を入れたり、分光学的測定を行なうためのものである。今回は燃焼室圧力 20 気圧で実験を行なったが、それに用いたモーター各部の諸元を下に示す（第 3 図参照）。

燃焼室容積	V_c	4620 cm ³ ,
円筒部直径	ϕ_c	10 cm,
円筒部断面積	A_c	78.5 cm ² ,
全 長	L	68.8 cm,
ノズルのど部直径	ϕ_t	2.14 cm,
ノズルのど部面積	A_t	3.6 cm ² ,
ノズル出口直径	ϕ_e	4.08 cm,
ノズル出口面積	A_e	13.08 cm ² ,
ノズル開き角	α	15°40'.

モーターは円筒部（燃焼室）とノズル部に分離しうようになっており、各別個に冷却しうるが、この場合の放熱表面積は

円筒部表面積	1650 cm ² ,
ノズル部表面積	340 cm ² ,
燃焼室壁厚（不銹鋼）	4 mm,
ノズル部壁厚（不銹鋼）	3.5 mm,

である。



第 3 図 ロケットモーター

噴射器は 3 点小穴噴射衝突式で中央より燃料が噴出し、これと 30° の角で両側より硝酸流が衝突する。噴射器の小穴の直径及び小穴の数は

燃 料 系 ϕ 1.2 mm 8 個, 硝 酸 系 ϕ 1.0 mm 16 個

である。

従ってこのロケットモーターの特性長，膨脹比は

特 性 長 $L^* = V_c/A_t = 1285$ cm, ノズル膨脹比 $A_e/A_t = 3.63$

である。

II. 実 験 結 果

1) 計 測 値

先にロケットシンポジウムで実験結果について報告した時には [1], 実験値もまだ不揃いであったが，その後実験の回を重ねるに従い，比較的揃った実験値がえられるようになったので，新しく得られた実験値にもとづいて以下報告する。燃焼実験は前回と同様，酸化剤に

第 2 表 実 験 結 果

実 験 番 号 No.	14	15	16	17	18	19	20
燃焼室圧力 p_c kg/cm ² *1	— 20.2	20.0 20.0	20.1 20.2	19.7 20.2	20.1 20.0	20.4 20.0	— 20.3
推力 (ロードセル) F kg *2	101	99	100	97	100	100	100
燃料系差圧 Δp_F kg/cm ²	7.7	7.0	7.4	7.9	7.3	6.7	—
硝酸系差圧 Δp_0 kg/cm ²	8.9	8.5	9.0	8.9	8.6	7.0	—
継 続 時 間 t s *3	10.5	9.7	9.5	9.8	10.1	9.4	9.45
燃料消費量 g *4	640	592	654	640	626	707	575
硝酸消費量 g	4270	3940	3860	3970	4010	3810	3870
燃料流量率 G_F g/s *5	81	82	91	83	81	97	80
硝酸流量率 G_0 g/s	406	406	408	404	401	405	409
推薬流量率 $G_0 + G_F$ g/s	487	488	499	487	482	502	489
混 合 比 G_0/G_F	5.0	4.9	4.5	4.8	4.9	4.2	5.1
推力係数 C_F *2	1.39	1.37	1.38	1.35	1.39	1.38	1.37
特性速度 C^* m/s *6	1460	1450	1430	1450	1470	1420	1490
比 推 力 I_{sp} s *2,6	207	203	200	199	207	199	205
ノズル部冷却水温度上昇 ΔT_n °C	—	—	—	—	72	72	—
排 気 温 度 T_e °K	1870	—	—	—	—	1830	—
燃料流量率 G_F' g/s *7	84	81	82	85	82	77	—
硝酸流量率 G_0' g/s *7	405	396	408	405	396	361	—

*1 下段の値はブルドン管による計測値。

*2 液体噴射による推力 $F_{inj} = 1$ kg を実測値より差引く。

*3 推力が急増する時より停止に至るまでの時間をとる。

*4 燃料系にはこれ以外に先行燃料 440 g が消費されている。

*5 積分法または概算法で求めた (本文参照)。

*6 流量率には G_0 , G_F を用いる。

*7 水試験法で求めた (本文参照)。

硝酸, 先行燃料にフルフリルアルコール 50 vol. % + アニリン 50 vol. %, 主燃料に JP-4 70 vol. % + *n*-ブチルビニルエーテル 30 vol. % を用いて行なった. その数例を第2表に示す.

第2表に示した諸圧力及び推力は註記したもの以外はすべて抵抗線歪計-動的歪測定器-電磁オシロで測定, 記録した定常状態の値で, ゲージ圧ではなく絶対圧で示してある. 継続時間 t は圧力 20 気圧付近で, 燃焼を継続している時間を示しており, 推薬の送入開始から停止に至るまでの時間は, これより 1~1.5 秒長い. 推薬流量率 G_F, G_0 は各液槽から燃焼室に至る流路中の一点での圧力 p_F, p_0 と, 燃焼室圧力 p_c とのオシロ記録図より $\Delta p_F, \Delta p_0$ を求め, 次節の方法で定常状態での流量率を算出した. なお表の下欄に示した流量率 G'_F, G'_0 は水試験により得られた流量係数 C_D を用いて算出したものであるが, 後述のようにやや信頼性に乏しいので, 本報では以下の計算に G_F, G_0 の方を用いた.

推力係数, 特性速度, 比推力は

$$C_F = \frac{F}{A_t \cdot p_c}, \quad (1)$$

$$C^* = \frac{A_t \cdot p_c \cdot g}{(G_0 + G_F)} \quad \text{m/s}, \quad (2)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{(G_0 + G_F)} \quad \text{s} \quad (3)$$

で与えられる. ここに g は重力定数で, $A_t = 3.6 \text{ cm}^2$ であるが, p_c としては歪計による値とブルドン管による値との平均値を採用した.

ノズル部における冷却水の温度上昇はアルメル-クロメル熱電対の出力を第2表の場合は mV メーターに指示させて求めたが, No. 18, 19 における冷却水流量率は 400 cc/s であった. 燃焼室部分の伝熱量の測定は, 伝熱量測定用の燃焼室がまだ入手できなかったので今回は行っていない. 排気温度はナトリウム D 線の反転を利用した別報 [2] の方法で測定したものである. なお, この場合には硝酸に 0.3% 程度の硝酸ナトリウムをあらかじめとかしておく必要がある.

2) 流量率

小穴から噴射される推薬の流量率 $G \text{ g/s}$ は

$$G = A_i N C_D \sqrt{2 g \cdot \rho \cdot \Delta p} \times 10^3 \quad (4)$$

で表わされる. ここに

Δp : 噴射器前後の圧力差 kg/cm^2 ,

ρ : 推薬の比重 g/cm^3 ,

A_i : 小穴の面積 cm^2 (硝酸系 = 0.00785 cm^2 , 燃料系 0.0113 cm^2),

N : 小穴の数 (硝酸系 16, 燃料系 8),

g : 重力定数,

C_D : 流量係数

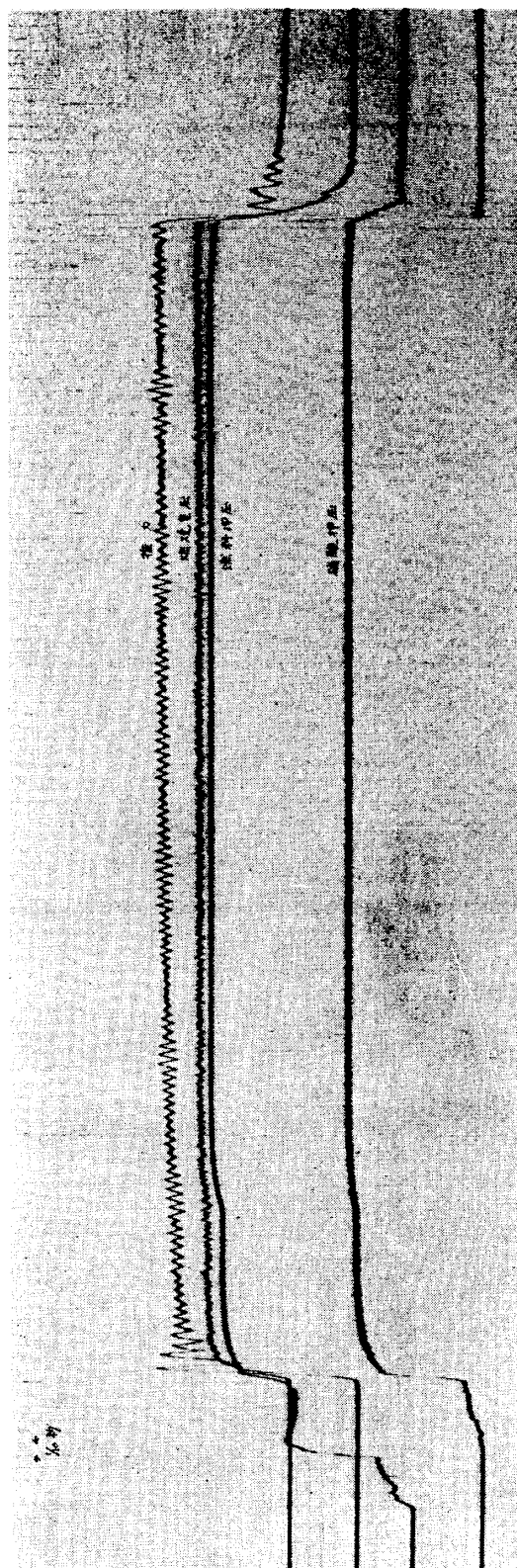
である.

(i) 第4図のオシロ記録からも明らかなように, 推薬の押圧, ことに燃料圧は発動時に

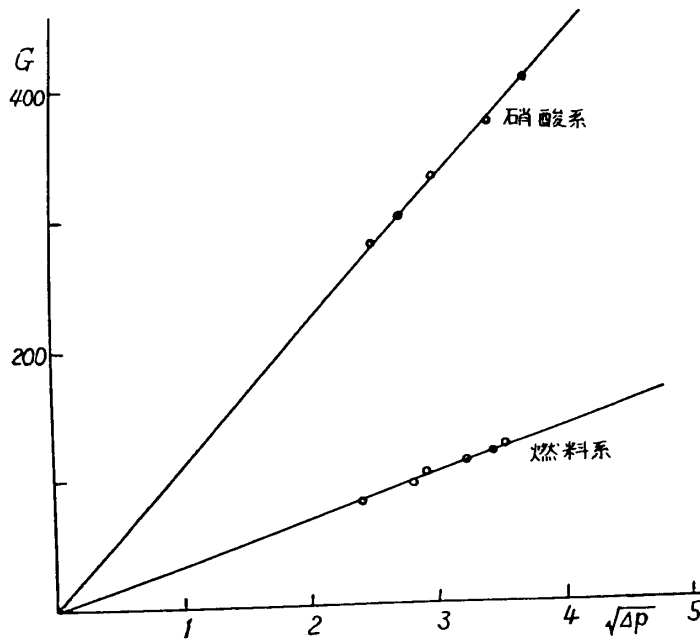
複雑な変動を示し、流出開始後 1~1.5 秒を経て漸くほぼ定常となる。従って、流出初期の流量率も複雑な変化を示す。そこで定常状態における流量率を知るために、オシロ記録より、推薬圧と燃焼室圧との差 Δp を Δt 秒おきに求め、推薬流出に要した全時間にわたって $\sqrt{2\rho \cdot \Delta p \cdot \Delta t}$ を積分すれば、この値と全流量（燃焼実験前後の重量差として正確に求められる）との比例常数として流量係数 C_D が求められる。 C_D がわかれば、定常時の $\sqrt{2\rho \cdot \Delta p}$ より定常流量率も算出される。

なお燃料系では、ある時間後に先行燃料に代って主燃料が流出し、しかもその交代の時期をオシロ記録より判定することはできないので、適当に推定して流量係数を求めたが、流出開始後ほぼ 3.7 秒付近で交代するとみられる。また燃料系で流量係数が小さいのは、測圧点と噴射口との間にしぼりがあるため、ここでの圧力損失が大きいからである。この計算法は手数がかかるが正確で以下これを積分法とよぶ。

(ii) 上の計算の過程において、硝酸系では、硝酸圧の上昇が急激で、しかも硝酸の流出開始後、急増して定常になるまでに流れる硝酸の量は僅かであるから、第 2 表に示した継続時間 t で硝酸の全流量を除して定常流量率と近似しうることがわかる。一方燃料系では、流出開始より定常に達するまでに 1~1.5 秒を要し、しかも初期には燃焼室圧が低いいため、流量が定常流量を超える時期もあるので簡単ではない。しかし今回の実験条件では燃料の流出開始後ほぼ 3.7 秒後に主燃料の流出が始まり、主燃料の流出は定常とみられるから、燃料流出開始より



第 4 図 燃焼実験のオシロ記録



第5図 水試験における流量係数

水の流出量をある一定時間ためて、定常流量率を求め、これと押圧との関係を示した。このようにして求めた流量係数は

$$\begin{array}{ll} \text{硝酸系} & C_D = 0.628, \\ \text{燃料系} & C_D = 0.270 \end{array}$$

である。この流量係数を燃焼実験に適用する方法を水試験法とよぶと、この方法も便利であるが、推葉押圧と燃焼室圧をそれぞれ別個の抵抗線指圧計で測定し、その差として Δp を求めなければならないので誤差が大きくなる（積分法では同じく差として Δp を求めるが、定常流量率を求める場合にはこの誤差は大きくきいてこない）。

第2表では結局、流量率 G_F, G_0 は主として積分法または概算法で求め、水試験法で求めた値は G'_F, G'_D として表の下欄に参考として記載するに止め、比推力等の計算には採用しなかった。第2表でもみられるように、硝酸系では実験 No. 19 を除いては水試験法の値 G'_0 も、他の2法で求めた値 G_0 と比較的良好に一致するが、燃料系の流量率の一致は No. 16, 19 では良くない。また燃料の流量率が小さく、かつ誤差もかなり大きいとみられるので、混合比 G_0/G_F の値は余り精度が良くない。

3) 推力の補正

推力の実測値には、噴射器よりの燃料、硝酸の噴出による推力が加わっているから、みかけの推力より推葉の噴出による推力を差引く必要がある。運動量保存の法則より、液体噴射による推力は、噴射口を通過する液体の速度を v とすれば、通過量は $(G_0 + G_F) \text{ g/s}$ であるから

$$F_{\text{inj}} = G_0 \cdot v_0 + G_F \cdot v_F \quad (5)$$

で与えられる。今の場合、噴射口の総面積は硝酸系で 0.1254 cm^2 、燃料系で 0.903 cm^2 であるから、上式は

終了に至る時間（第2表の継続時間より $1 \sim 1.5$ 秒長い）より 3.7 秒を減じたもので主燃料の全消費量を除して、主燃料の定常流量率と近似しうる。この方法を概算法とよぶことにする。

(iii) 水試験により噴射口の流量係数を実験的に求めておき、燃焼実験の時の Δp に適用して流量率を求めることもできる。第5図は水試験の結果で、加圧した水を大気圧中に、噴射器、管路等は燃焼実験と同一条件下で噴射させ、定常時の

$$F_{inj} = \frac{G_0^2}{(\rho_0 \times 0.1254)} + \frac{G_F^2}{(\rho_F \times 0.0903)} \quad (6)$$

となる。ここに ρ_0, ρ_F は硝酸、燃料の比重である。今回の実験では $G_0 \doteq 400$ g/s, $G_F \doteq 85$ g/s, $\rho_0 = 1.52$, $\rho_F = 0.77$ であるから、

$$F_{inj} \doteq 1 \text{ kg}$$

となる。第2表では実測されたみかけの推力に、上述の補正をほどこしたものを示した。

このほか、実測される推力には、ノズルの開き角補正係数 λ [開き角を α とすると $\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha)$ で与えられる] を考慮する必要があるが、今の場合 $\alpha = 15^\circ 40'$ 程度ゆえ、ほぼ $\lambda = 1$ となり無視しうる。

4) 燃焼室圧の補正

燃焼室圧を測定する指圧計は、燃焼室の噴射器の近くに設けてあるから、燃焼室内での燃焼生成気体の流速が大きいと、ノズル近くではかなりの圧力低下を生ずるおそれがある。今燃焼室内での生成気体の流速をマッハ数で示したものを M_c 、生成気体の比熱を k (第Ⅱ章の計算により $k = 1.20$ とみなしうる)、燃焼室及びノズルのど部の断面積を A_c, A_t とすると

$$\frac{A_c}{A_t} = \frac{1}{M_c} \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_c^2}{\frac{1+k}{2}} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (7)$$

の関係が成立し、さらに噴射器近くの圧力 p_i と燃焼室圧 p_c との間には

$$p_i = p_c (1 + k M_c^2) \quad (8)$$

の関係がある。今回使用したモーターでは $A_c/A_t = 21.8$ であるから $k = 1.20$ とし、 $M_c = 0.027$ をうる。従って (8) 式より $p_i \doteq p_c$ が得られ、 p_c への補正は無用であると結論できる。

5) その他

現在までに 20 数回の燃焼実験を行なった経験からわかったことを二三列記すると、燃焼室圧が丁度 20 気圧になるように、推薬押圧を調整することが、良好な実験値を得る上に極めて重要であること、また数回高周波振動をとまなう異常燃焼を経験したが、その事故原因はモーターの燃焼室部分とノズル部分とをパッキングをかいしてボルトでしめつけているが、このパッキングの不良にあるらしいことがあげられる。前者の解決には推薬押圧を燃焼継続中にも操作室から微調整できるような機構に本装置を改装し、従って燃焼時間も 30 秒程度にのばす必要があると考えられる。後者の解決にはボルトしめつけ部を改造することが望ましいが、とりあえずパッキングを毎回交換することにした。

III. 燃焼性能の理論値の計算

第2表に示したロケット機関の燃焼性能の実測値を解析するには、まず実験を行なった条件下での理論値を求めておくことが望ましい。

ロケット機関の燃焼性能を表わすには、推力係数、特性速度、比推力等をもってすることが多いが、この外にも燃焼室温度 T_c 、排気温度 T_e も有用な定数とみられる。従って本章

では、これらの諸定数について熱損失をとまなう場合の理論的計算を行なうこととする。

1) 計算に必要な数値

この一連の計算を行なうには、燃料、酸化剤の組成、生成熱の値を明らかにし、つぎに実験条件に合わせて、硝酸：燃料の混合比、燃焼室圧力、熱損失量を規定する必要がある。

燃 料

組成 JP-4 の組成を $\text{CH}_{1.91}$ とすると、実験に使用した主燃料は JP-4 ($\text{CH}_{1.91}$, $\rho = 0.754$) 70 vol. %, n -ブチルビニルエーテル ($\text{C}_6\text{H}_{12}\text{O}$, $\rho = 0.780$) 30 vol. % の混合物であるから、燃料の組成は $\text{C}_{1.295}\text{H}_{2.506}\text{O}_{0.059}$ となる。

生成熱 JP-4 の生成熱はケロシンの燃焼熱の実測値より $H_f(\text{CH}_{1.91}) = -5.84 \text{ kcal/mole}$, n -ブチルビニルエーテルの生成熱は Pauling の概算法より $H_f(\text{C}_6\text{H}_{12}\text{O}) = -48 \text{ kcal/mole}$ と求められるから、主燃料では $H_f(\text{C}_{1.295}\text{H}_{2.506}\text{O}_{0.059}) = -8.44 \text{ kcal/mole}$ となる。

硝 酸

組成 HNO_3 とする。

生成熱 $H_f(\text{HNO}_3) = -41.40 \text{ kcal/mole}$ とする。

混合比

第2表の実験例では混合比 O/F は 4~5 であるが、理論計算は $O/F = 3.5 \sim 6$ の範囲で行なった。

燃焼室圧, 膨脹比

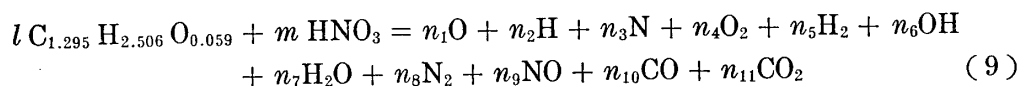
第2表では $p_c \approx 20 \text{ kg/cm}^2$ であるから、計算には p_c を 20 気圧とし、1 気圧の大気まで膨脹するとした。

熱損失

ノズル部の熱損失の実測値 $q_N \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}$ は後述のように Zucrow [3] の実測値とよく一致する。従って燃焼室内での熱損失 q_c は今回実測しなかったが、Zucrow の実測値に近いものと考えられる。理論的計算は $q_c = 0 \sim 0.08 \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}$ の数種の値について行なった。

2) 計算の方法 (燃焼室での熱損失がある時)

燃焼室内の温度 T_c を求める方法は通常の焰温度の計算と全く同じであるが、今燃料 $\text{C}_{1.295}\text{H}_{2.506}\text{O}_{0.059}$ (分子量 19.024) $l \text{ mole}$ と硝酸 HNO_3 (分子量 63.016) $m \text{ mole}$ とが反応したとすると、反応式は



で示され、 n_i 及び温度 T_c は

- 原系及び生成系間で各元素について質量保存則が成立する。
- 燃焼室内は p_c 気圧で化学平衡に達している。従って n_i 間には平衡定数で結ばれた関係式が成立する。
- 原系の全エンタルピーより熱損失 ΔQ_c を差引いたものが生成系の全エンタルピーに

等しいというエネルギー保存則が成立する。

$$\sum n_i [H^0(T_c) - H_0^0 + H_f^0]_i = l [H^0(298) - H_0^0 + H_f^0]_{\text{fuel}} + m [H^0(298) - H_0^0 + H_f^0]_{\text{oxid}} - \Delta Q_c \quad (10)$$

という 3 条件を用いて求められる。ここに ΔQ_c kcal は熱損失量であるが、熱損失 q_c kcal/cm²・s とは、燃焼室の全表面積を A_{sc} とすると

$$\Delta Q_c = q_c \cdot A_{sc} \cdot \frac{l \cdot 19.024 + m \cdot 63.016}{G_0 + G_F} \quad \text{kcal} \quad (11)$$

で結ばれる。 $G_0 + G_F$ は推進剤の重量流量率 g/s で、後述の方法で理論的に算出される。

比推力等の燃焼性能は Penner [4] の方法によって求めるが、生成気体がノズルで膨脹する時、化学平衡が凍結しているとして求めた排気温度より、実測の排気温度の方が高かったため、ノズルで膨脹の間に平衡が保たれつつ移動して行く場合についても同様な計算を行なうこととした。しかし、いずれの場合でもノズルでの熱損失はなく、断熱膨脹であると仮定して計算を進め、次節でノズルでの熱損失の影響を考えることとする。

平衡凍結の場合

通常よく行なわれている方法で特記する必要はないが、対照のために簡単に示すと、排気温度 T_e は断熱膨脹の際にはエントロピー変化がないことから

$$\sum_c n_{ic} \left[S_i(T_c) - R \ln \frac{p_c n_{ic}}{\sum_c n_{ic}} \right] = \sum_e n_{je} \left[S_j(T_e) - R \ln \frac{p_e n_{je}}{\sum_e n_{je}} \right] \quad (12)$$

より求められるが、平衡が凍結している時には $n_{ic} = n_{ie}$ となり、上式は

$$\sum_c n_i [S_i(T_c) - S_i(T_e)] = R \ln \left(\frac{p_c}{p_e} \right) \quad (13)$$

と簡略化される。ここに $\sum_c n_{ic}$, $\sum_e n_{je}$ はそれぞれ燃焼室内及び排気での各成分について総和を求めることを示す。

T_e が求まれば、燃焼生成気体が T_c より T_e に変化する時のエンタルピーの変化 ΔH_c^e が運動のエネルギーに利用されたとして、排気速度を v_e とすると

$$\frac{1}{2} \bar{M}_c v_e^2 = \Delta H_c^e = \frac{1}{\sum_c n_i} \sum_c n_i [H^0(T_c) - H^0(T_e)]_i \quad (14)$$

より v_e を求めうる。ここに \bar{M}_c は平均分子量で

$$\bar{M}_c = \frac{\sum_c n_i M_i}{\sum_c n_i} \quad (15)$$

で与えられる。従って比推力 I_{sp} は

$$I_{sp} = v_e / g \quad (16)$$

より求められる。

今燃焼生成気体が T_c , 20 気圧より、 T_e , 1 気圧に断熱膨脹したとすると、生成混合気体の断熱膨脹時の有効比熱比 δ が、

$$\frac{T_e}{T_c} = \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\delta-1}{\delta}} \quad (17)$$

より決定され、特性速度、推力係数はこの δ を用いて

$$C^* = \sqrt{\frac{RT_c}{M^*}} \sqrt{\frac{1}{\delta} \left(\frac{\delta+1}{2} \right)^{\frac{\delta+1}{\delta-1}}} \quad (18)$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2\delta^2}{\delta-1} \left(\frac{2}{\delta+1} \right)^{\frac{\delta+1}{\delta}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\delta-1}{\delta}} \right]} \quad (19)$$

より求められる†. ここに \bar{M}^* は断熱膨脹時の平均分子量の有効値であるが, 今の場合は平衡が凍結しているゆえ, $\bar{M}^* = \bar{M}_c$ である. 流量率 $(G_0 + G_F)$ g/s は

$$(G_0 + G_F) = \frac{p_c A_t}{C^*} \quad (20)$$

で決定される.

平衡移動の場合

この場合には $n_{ic} \neq n_{ie}$ であるから, 断熱膨脹の際にエントロピー変化がないとしても (12) 式より T_e を決定する必要がある. またエンタルピーの $T_c \rightarrow T_e$ における変化を求め式も (14) ではなく

$$\frac{1}{2} \bar{M}_c v_e^2 = \Delta H_c^e = \frac{\sum_c n_i [H^0(T_c) - H_0^0 + H_f]_i - \sum_e n_j [H^0(T_e) - H_0^0 + H_f]_j}{\sum_c n_i} \quad (21)$$

式によらねばならない.

比推力, 比熱比, 特性速度, 推力係数は凍結の場合と同様にそれぞれ (16), (17), (18), (19) 式より求められるが, 今の場合には平衡が移動しているので有効平均分子量 \bar{M}^* は燃焼室内の平均分子量 \bar{M}_c とは異っている. 従って, (18) 式の \bar{M}^* に, ある近似として

$$\bar{M}^* = \frac{1}{2} (\bar{M}_c + \bar{M}_e) = \frac{1}{2} \left[\frac{\sum_c n_{ic} M_i}{\sum_c n_{ic}} + \frac{\sum_e n_{je} M_j}{\sum_e n_{je}} \right] \quad (22)$$

を用いることとした. この点が Penner の求め方と違っている.

3) ノズル部での熱損失による影響の計算

第2表では $O/F=5$ 付近で, ノズル熱損失量が計測されており, 冷却水を 400 cc/s で通した時, 定常時には冷却水が $+72^\circ\text{C}$ 温度上昇することを認めた. 従ってノズル部での伝熱量は $Q_N=28.8$ kcal/s に等しく, ノズル表面積が 342 cm² であるから, 単位表面積当りの伝熱量は $q_N=0.084$ kcal/cm²·s と求められる. この値は Zucrow が得た $q_N=0.1$ kcal/cm²·s よりはやや小さいが, 本報で用いたノズル部には燃焼室の延長とみられる部分が, かなりの表面積を占めていることからみてやむをえない.

次にこのノズル部における熱損失にもとづく燃焼性能の変化を計算する. 計算は $q_N=0.084$ kcal/cm²·s の場合に限定した. 今熱損失量を ΔQ_N とすると†, ノズル部での熱損失はのど部に集約されていると仮定して, この熱損失にともなうエントロピー変化を次式によって決定する [5].

$$\Delta S = \frac{-\Delta Q_N}{T_i} = \frac{-(\delta+1)}{2 T_c} \Delta Q_N, \quad (23)$$

ここに T_i はのど部の温度である. 比熱比 δ の値は III-2 で算出した有効比熱比を採用す

† Penner は $C_F = I_{sp} \cdot g / C^*$ として求めている. 凍結の場合には両者の差はなく, 平衡移動の時でも差は僅かである.

†† (11) 式と同様にして q_N より算出される.

る。エントロピー差がわかれば、排気温度 T_e' は

$$\sum_c n_i \left[S_i(T_c) - R \ln \frac{p_c n_i}{\sum_c n_i} \right] = \sum_e n_j \left[S_j(T_e') - R \ln \frac{p_e n_j}{\sum_e n_j} \right] - \Delta S \quad (24)$$

を用いるか

$$\frac{T_e'}{T_c} = \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\delta-1}{\delta}} \cdot e^{\frac{\Delta S}{C_p}} = \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\delta-1}{\delta}} e^{\frac{\delta-1}{\delta} \cdot \frac{\Delta S}{R}} \quad (25)$$

によって決定される。両式を用いて計算した T_e' はよく一致しており、比熱比 δ に $\mathbb{I}-2$ の値を流用して差支えないことがわかる[†]。従って特性速度 C^* は ΔQ_N に関係しないが、(平衡移動の場合のみ \bar{M}^* が僅かに大きくなるから、 C^* は約 0.2% 小さい値となる)、推力係数及び比推力にはノズル熱損失の影響がみられ、

$$C_F = \sqrt{\frac{2\delta^2}{1-\delta} \cdot \left(\frac{2}{\delta+1} \right)^{\frac{\delta+1}{\delta-1}} \left[1 - \frac{T_e'}{T_c} - \frac{(\delta-1)}{\delta} \frac{\Delta Q_N}{R \cdot T_c} \right]} \quad (26)$$

で推力係数が求められる。比推力の低下量と推力係数の低下量とは比例するとみられるから ($I_{sp} = C^* \cdot C_F / g$ が成立しているから)、比推力の修正値も簡単に求められる。

IV. 計算結果と実験結果との比較

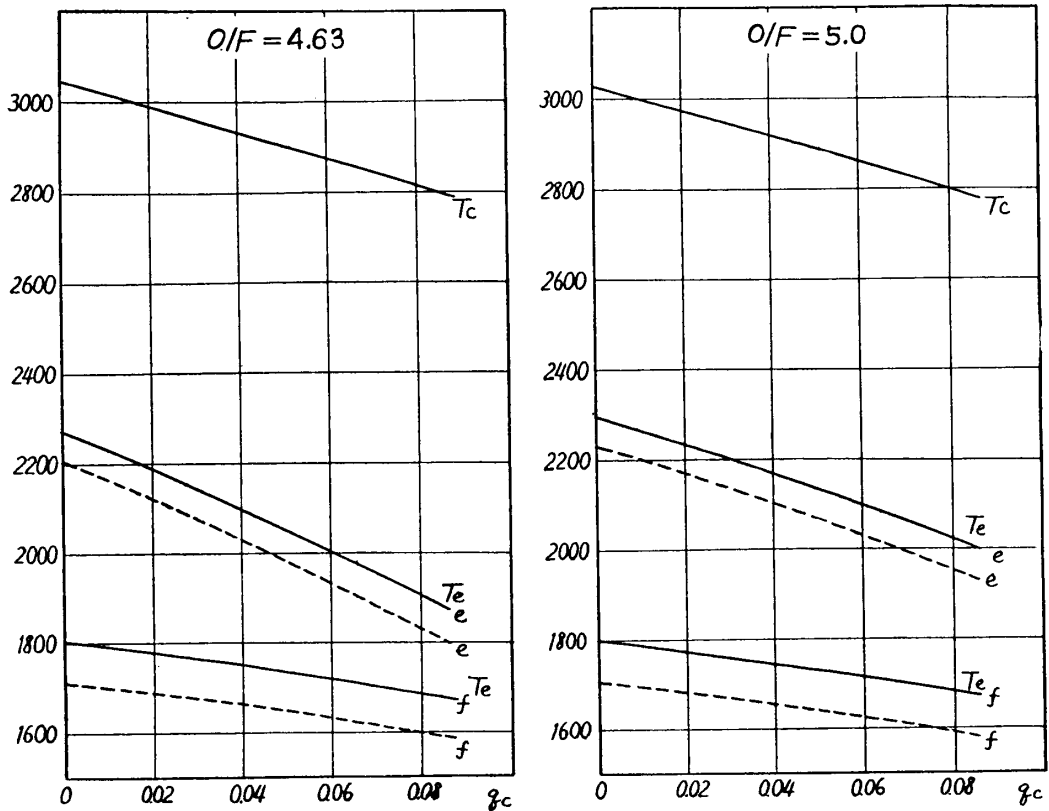
■でのべた方法で、燃焼室、ノズル部での熱損失による燃焼性能への影響を $O/F=3.5 \sim 6.0$ で計算したが、その一例として $O/F=4.63, 5.0$ の時の燃焼性能を燃焼室内での熱損失量 $q_c \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}$ を横軸にとって第 6, 7 図に示す。第 6 図は燃焼室温度 T_c °K, 排気温度 T_e °K の変化を示すもので、図中 e は平衡移動の場合、 f は平衡凍結の場合を示す。第 7 図は特性速度 C^* m/s, 推力係数 C_F , 比推力 I_{sp} s の変化を示す。第 6, 7 図で点線で示したのはノズル部での熱損失 $q_N=0.084 \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}$ がある場合のこれら諸定数を示すものである。

これらの図と同様なものを他の O/F 値の場合についても画いておけば、次には q_c をある値に仮定した時の諸定数と O/F の関係図を求めることもできる。第 8, 9 図がそれで、この両図では a) が $q_c=0, q_N=0$, b) が $q_c=0.05 \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}, q_N=0$, c) が $q_c=0.05 \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}, q_N=0.084 \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}$ の場合である。ここに $q_c=0.05 \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}$ を選んだのは Zucrow の実験値を採用したからである。

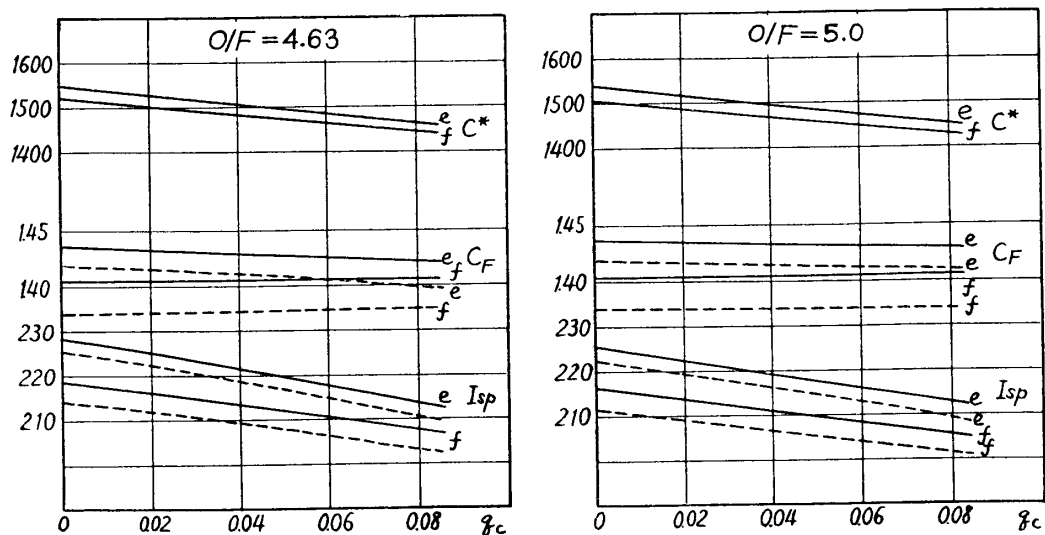
従って第 8, 9 図 c) が最も実験条件に近い理論値とみることができ、これらと実験結果とを次に比較しよう。第 2 表では流量率にやや信頼性が乏しいので、第 8, 9 図上に O/F の実測値に従って測定点を記入することをやめ、第 2 表中の $O/F=5$ の実測値と理論値とを第 3 表で比較する。

従って、実際のノズルでの膨脹の際には平衡が完全に凍結もせず、完全に追従して移動もせずその中間の程度であるとすれば、排気温度の理論値と実測値とは全く一致すると言えるが、その他の特性速度、推力係数、比推力等の諸定数の値は平衡凍結の場合の値に近い。このことは一見矛盾しているようであるが、ノズルでの化学平衡の状態を今少し詳細に検討すれば、合理的に説明しうることが著者等の内の一人の解析によってほぼ判明した。従って

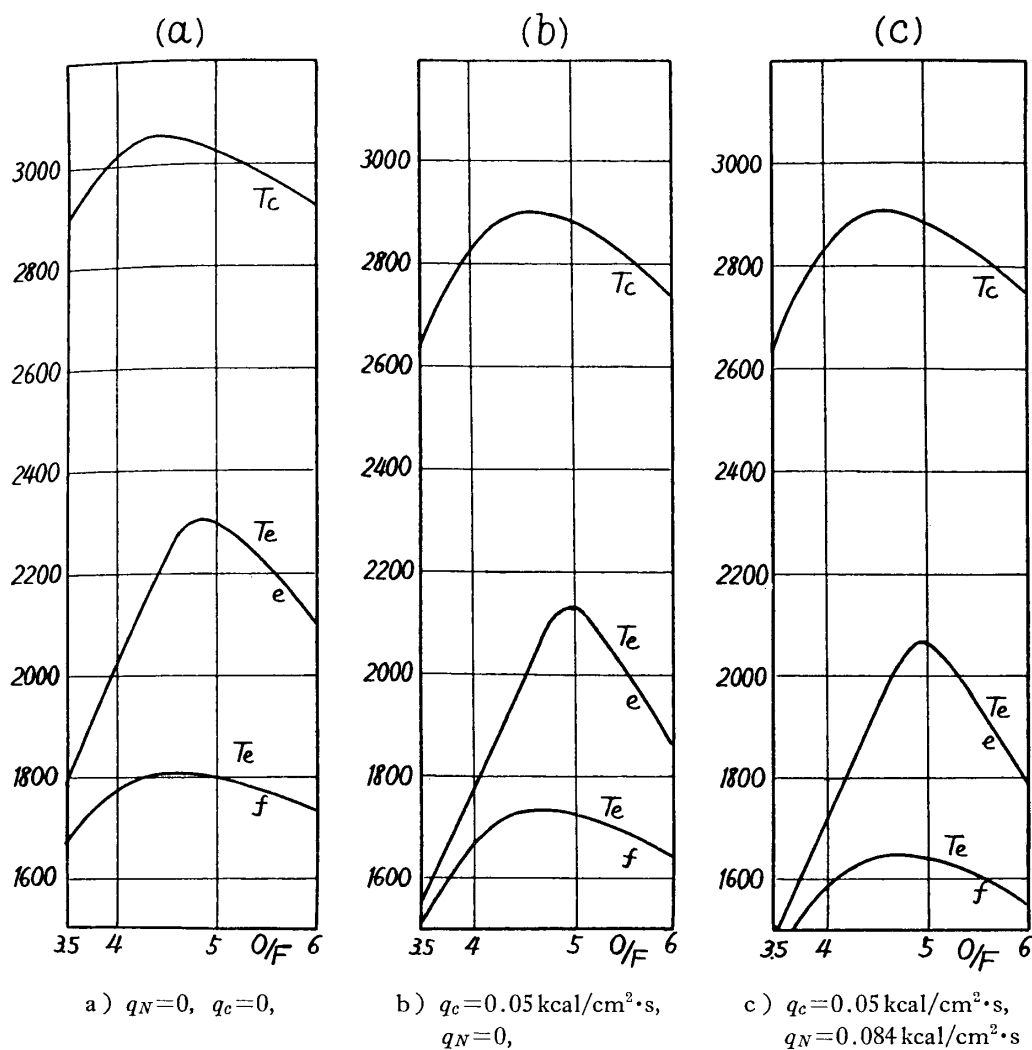
[†] 便宜上 (25) 式より算出した。



第6図 $O/F = 4.63, 5.0$ の時の燃焼性能（燃焼室温度，排気温度）に対する燃焼室熱損失の影響
点線はノズル熱損失 $q_N = 0.084 \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}$ をも含めた場合



第7図 $O/F = 4.63, 5.0$ の時の燃焼性能（特性速度，推力係数，比推力）に対する燃焼室熱損失の影響
点線はノズル熱損失 $q_N = 0.084 \text{ kcal/cm}^2 \cdot \text{s}$ をも含めた場合



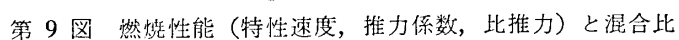
第 8 図 燃焼性能（燃焼室温度，排気温度）と混合比

第 3 表 理論値と実測値との比較

	燃焼室温度 T_c °K,	排気温度 T_e °K	特性速度 C^* m/s,	推力係数 C_F	比 推 力 I_{sp} s
理論値 { 平 衡 凍 結	2890	1640	1460	1.375	205
理論値 { 平 衡 移 動	2890	2060	1480	1.417	214
実験値 { No. 14	—	1870	1460	1.39	207
実験値 { 平 均 No. 14, 15, 17, 18, 20	—	—	1460	1.38	204

この点については，後報で論ずることとしたいが [6]，本実験における誤差の程度を考慮すれば第 3 表の理論値と実験値との一致は極めて満足すべきものであると言えよう。

本実験は河田三治教授の御指導によったものである。なお，防音対策，騒音測定等に関し



1960 年 2 月 5 日 原動機部

- [1] 倉谷健治・尾上伍市・土屋莊次：ロケットシンポジウム（昭 34 年 10 月）にて発表。
“ ” “ ” “ ” : ロケット研究会ノート, Vol. 1, No. 14 (1959).
- [2] 土屋莊次・尾上伍市：ロケットシンポジウム（昭 34 年 10 月）にて発表。
- [3] M.J. Zucrow, C.M. Beighley, : J. Am. Rocket Soc., 22, 323 (1952).
- [4] S.S. Penner: Am. J. Physics, 20, 26 (1952).
- [5] D. Altman: “Combustion Process” edited by B. Lewis, R.N. Pease, H.S. Taylor
Section B.
- [6] 土屋莊次・尾上伍市：ロケット研究ノート, Vol. 2, No. 4 (1960).