

UDC 621.455
629.1.07
551.54

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-101

低圧環境下における固体ロケットモータの性能

望月 昌・五代富文・湯沢克宜

齋藤 信・伊藤克彌

1967年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

13

既 刊 資 料

TM-40	国産中型輸送機 Y S-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	竹内和之, 川島矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑浄治, 大坪孔治
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	滝沢昌次, 田寺木一
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験結果	1964年12月	古泉日出夫, 鈴木邦男
TM-46	翼胴結合金具の疲労特性	1964年12月	塚貞吉, 鈴木邦男
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年 1 月	大松本和強, 石井浅五郎
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年 2 月	広竹幸尾, 山藤岡
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年 2 月	平木一, 橋本登崇
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年 5 月	林山幸照, 岡遠一男
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年 5 月	山口井映一, 田幸武
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム一数值解法の収束条件その他への応用一	1965年 5 月	中井日出夫, 高島明史
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年 5 月	原谷亘利, 高近藤
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年 5 月	板垣芳雄
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年 7 月	武藤洋治郎, 池田為治
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年 7 月	坂元思無邪, 光山敏雄
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年 8 月	河崎俊夫, 谷
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年 9 月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年 9 月	近藤博, 増田惣平
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年 9 月	原亘利, 高島明夫
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	根英夫, 中
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	戸川保子, 矢沢健司
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	広塚野四郎, 能村
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	別府信宏, 江川幸一郎
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	飯田宗四郎
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	池田為治, 坂元思無邪
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	光山敏雄, 宮地敏雄
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年 1 月	武星二, 清水福寿
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年 2 月	内谷昌隆, 宮地敏雄
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年 2 月	牛田健二, 清水福寿
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年 2 月	吉永小川, 崇一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年 3 月	田畑浄治, 桜井善雄
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年 3 月	堀川勇壮, 森幹彦
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年 3 月	野田直治, 二
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年 3 月	新橋崎哲, 均
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年 3 月	石原久蔵, 斎藤秀夫
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年 4 月	外宗美秀, 長洲秀夫

低圧環境下における固体ロケットモータの性能*

望月 昌**・五代富文**・湯沢克宜**

齋藤 信**・伊藤克彌**

減圧タンク中で小型固体ロケットモータの燃焼実験をおこない、外気圧および円錐形ノズルの開口比が、ロケットの推力に及ぼす影響を求めた。供試固体ロケットは、直径 38mmφ、長さ 101mm、重量 120g、内面燃焼方式。減圧タンクは約 1m³で、約 22m³の圧力調整タンク付。82回の実験によれば、外気圧 212mmHg に対し約 18、108mmHg に対し約 36、5mmHg に対し約 64 の開口比をもつノズルがこのロケットに最適である（最大の推力を与える）ことが示され理論式と一致した。またある開口比ノズルにおいては、外気圧が 760mmHg、415mmHg、および 212mmHg のとき、剥離に起因するものと思われる推力の増加をみた。剥離を生ずる開口比の値は、理論式、実験式とよい一致を示した。

1. はじめに

ロケットモータの推力係数は、飛昇高度が上がり外気圧が下がるほど増し、実質的に推力の増加となって現われる。

また、それぞれの外気圧に対応する最も適当なノズルの開口比が存在し、この最適なノズルをもったモータが、その外気圧で最大の推力を与える。

この二つの内容は理論的に導かれる。

実際のノズルを設計するにあたり、適正なものを選び出すことは特に高空で燃焼を続ける多段ロケットの場合飛昇性能の本質に連なる重要な問題である。

これを実験によって裏付けようとする、種々の困難が伴う。

小型ロケットといえども、大量の燃焼ガスを噴出するので、外気圧を一定に保たすために、巨大な真空ポンプ、イジェクタ、あるいは減圧タンクを必要とするなど、設備が大型化する。逆に、巨大な設備によっても、実験できるのは、比較的小型のロケットであるため、計測系の誤差は相対的に大きくなり解析が困難となる。管見によっても、この種の実験研究報告は、公

表されたものはきわめて少ない。

筆者等は、当ロケット部に設備された高空燃焼試験設備により、外気圧およびノズル開口比の変化が推力に及ぼす影響について実験的研究を行なったのでここに報告する。

2. 理論式

ロケットモータの推力は、理論的には、エネルギー保存則、質量保存則、および完全気体の状態式の三つの関係式から求められる。ここで次の諸点を仮定条件とする。

- イ 推進薬と生成気体は、それぞれ一様である。
- ロ 生成気体は、完全気体である。
- ハ 化学平衡は、燃焼室内で完了する。
- ニ 流体の進行方向は軸に平行である。
- ホ 流体と壁との間の摩擦はない。
- ヘ 流体と壁との間の伝熱はない。

以上の仮定のもとに得られる理論式は、

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

あるいは

$$C_F \equiv \frac{F}{A_1 p_1} \text{ とおけば}$$

* 昭和42年 2月21日

** ロケット部

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

となる²⁾。

F : 推力

A : 断面積

p : 圧力

γ : 比熱比

C_F : 推力係数

ε : 開口比 = $\frac{A_2}{A_1}$

I_{sp} : 比推力 = $\frac{\int F dt}{W}$

t : 燃焼秒時

W : 推進薬重量

添字

1 : 燃焼室内

2 : ノズル出口

3 : 外部

t : スロート

(1)式において推力 F は、一定推進薬を用いた一定のロケットモータについて、外気圧 p_3 に対していかに変化するか。

ロケットモータのノズルスロート部における噴出ガス流の速度が音速以上であれば、外気圧変化は燃焼室内におよぼすことはない。ドラバルノズルでは、この速度は音速に等しいから、推進薬の形状、状態、種類、性能と、燃焼室の形状、状態が決まっていれば、 p_1 と γ は外部の変化を何らうけることなく、一義的に決まる。ゆえに、(1)式においてあきらかなように、外気圧 p_3 が小さくなると推力 F は増加する。

また、外気圧 p_3 が一定のとき、開口比を変えることにより p_2 を変えれば、 $p_2 = p_3$ のとき最大推力を得る。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 を与える開口比を最適開口比という。

3. 実験装置と計測方法

図1, 2に示した小さい水平の真空タンクの内容積は約 1m^3 で、この中に図3のテストスタンドをすえる。たて型の大タンクは、内容積約 22m^3 、タンクの連結管内径は 15cm である。両タンクを排気し、所定の外気圧を設定する。燃焼廃ガスは大タンクへはいり、燃焼中の気圧変化が小さくされる。

テストスタンドは水平ローラ支持式で推力は、頭部のロードセルにより、また燃焼内圧および真空タンク圧は、電気抵抗線歪計式ピックアップにより、それぞれ計測される。

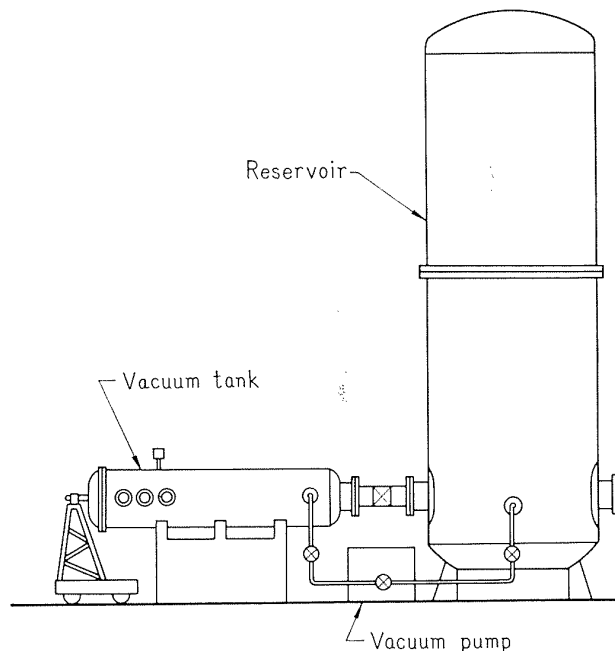


Fig. 1 Sketch of Simulated High Altitude Testing Facility

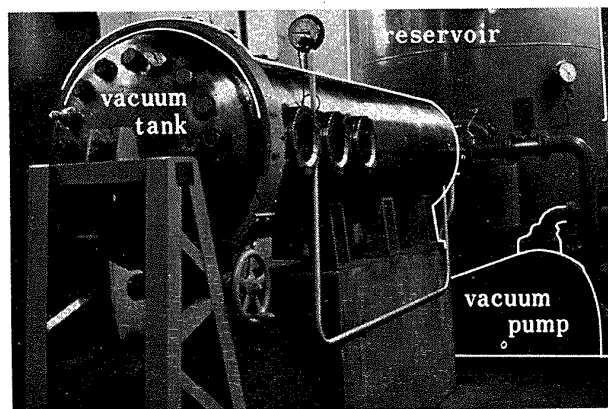


Fig. 2 Vacuum Tank

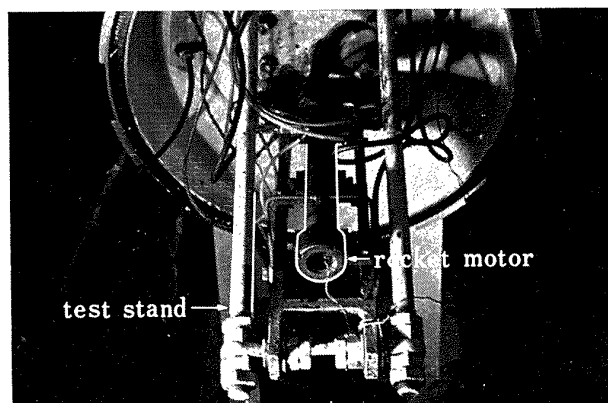


Fig. 3 Rocket Motor before Static Test

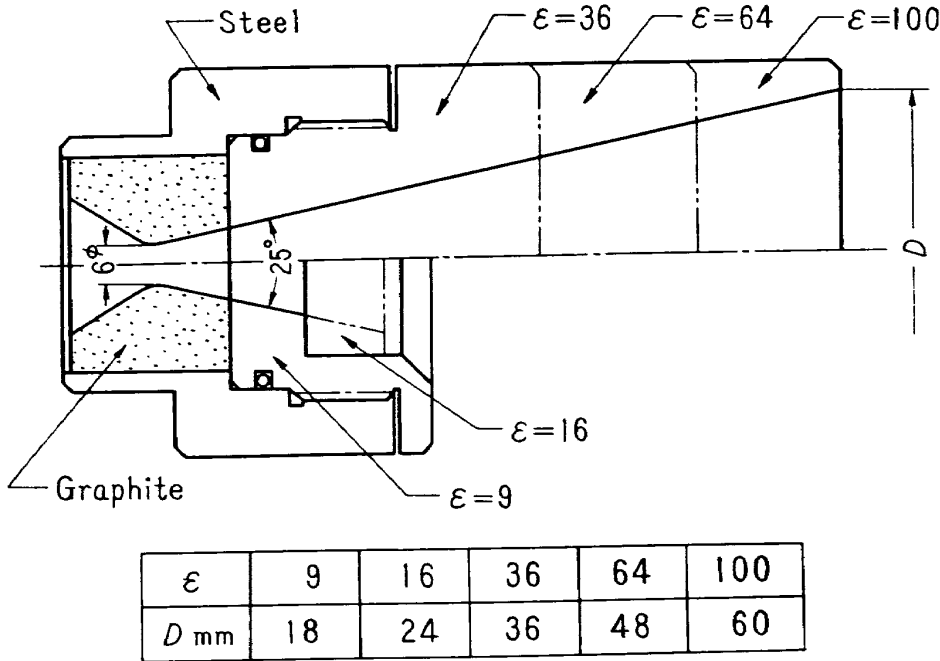


Fig. 4 Nozzles

用いたノズルを図4に示す。

使用した推進薬は、過塩素アンモニウムを酸化剤としたポリブタジエン系コンポジットの丸孔内面燃焼方式で形状は図5に示す。この推進薬は1ロットにより生産され、性状は各個等しいと考える。1個の重量 $120\text{g} \pm 1\text{g}$ 、密度 $1.68\text{g}/\text{cm}^3$ 、燃焼速度は、 $50\text{kg}/\text{cm}^2$ 内圧で $7.0\text{mm}/\text{秒}$ 。燃焼秒時平均 1.3秒 。点火は、KAM 1gによる。

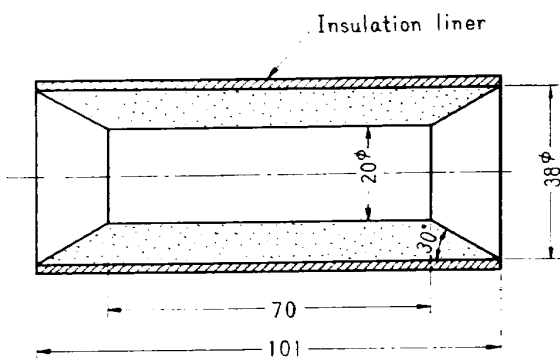


Fig. 5 Propellant; Aluminized Polybutadiene ($120 \pm 1\text{g}$)

4. 実験値

図1, 2に示した装置の到達真空度は、 10^{-2}mmHg で、高度 70km の大気圧に相当するが、燃焼廃ガスがタンク内圧を高めてしまうため、それほど高い高度を現出できない。また、二つのタンクの連結管の内径がやや細いので、ロケット燃焼中の真空タンク圧の上昇

が無視できない。このタンク圧はロケットの推力および燃焼内圧と同時に計測されたが、その上昇圧分を燃焼終了後の平衡状態に至るまで積分し、全燃焼秒時で除してタンク初圧に加えたものを平均外気圧 p_a とした。表にすると次のようになる。

設定タンク圧	最大ピーク圧	平均外気圧	平均外気圧に対する高度
400mmHg	25mmHg	415mmHg	5km
200	22	212	10
100	14	108	16
1	5	5	35

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。

内圧も同様に全燃焼秒時について積分し、これを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、 $51.6\text{kg}/\text{cm}^2$ 、またその標準偏差は $3.9\text{kg}/\text{cm}^2$ であった。偏差が大きかった理由により、推力係数 C_F を直接に求めず、推力を比推力に換算し、これを開口比 ϵ について表わしたのが、図6, 7, 8, 9, 10, および11である。

また、このロケットモータの代表的な推力、内圧と時間曲線を、図17に示す。

5. 検討

これらの図より知りうることを列挙する。

イ) 開口比の同じノズルをもつロケットは外気圧の下がるほど、推力が増加し、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。

最適開口比は、外気圧 212mmHg のとき約18, 以下同様に、108mmHg に対し約 36, 5mmHg に対し約64 の値を得た。供試ノズルの構造上、開口比 9 以下のものの実験を行なわなかったが、図より、外気圧 760mm Hg および 415mmHg の場合も、9 以下に最適開口比の存在することを予想させる。

これらの値を、(1) および後述(4)の両理論式より得られる破線 2 条 ($\gamma=1.2:1.3$ の場合) と比較すると、よい一致を示していることがわかる。これに対して、比推力は、理論値より、ほぼ10%低く得られた。

ロ) 既述のごとく、内圧のばらつきが比較的大きいものに対して、図にあきらかなように、推力の再現性はよい。このことは、内圧のばらつきが、内圧真値の変動によるものではなく、測定値のばらつきによるものであることを推定させる。燃焼内圧が一定であれば、推力係数 C_F は、比推力 I_{sp} に正比例する。

ハ) 図 6, 7, 8 において、 ε を大きくしていくと曲線は、途中から点線にのらず期待される値より大きい値をとる。これはノズル内壁における流れの剥離に起因するものと考えられる。

最適ノズルの ε より大きい過膨張型ノズルの場合、出口圧力 p_2 は、外気圧 p_a より小さくなるためノズル内壁に境界層の剥離現象を生じさせる。剥離により、 p_2 と p_a の差が小さくなり推力の増加をきたす。

燃焼室内圧 p_1 と、外気圧 p_a が与えられたとき、剥離の始まる面の圧力 p_s がいかなる値をとるかに関する研究は多数発表されているが、ここでは、S. Kalt³⁾ らによりまとめられた次の実験式によって試算し、われわれの実験結果と比較した。

$$\frac{p_s}{p_a} = \frac{2}{3} \left(\frac{p_1}{p_a} \right)^{-0.2} \quad (3)$$

および (1) 式と同列の理論式

$$\varepsilon_s = \frac{A_s}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{\gamma-1}{2}} \left(\frac{p_1}{p_s} \right)^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{1 - \left(\frac{p_s}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (4)$$

添字 s : 剥離面

この両式に大気圧下の実験値 $p_1=51.6\text{kg/cm}^2$, $p_a=1.033\text{kg/cm}^2$ を与えて計算すると、 $p_s=0.28\text{kg/cm}^2$ を得、また $\gamma=1.3$ と仮定すれば $\varepsilon_s=16\sim 17$ となり実測値と一致する。同様に、外気圧 p_a が 415mmHg

および 212mmHg について求めると、 ε_s はそれぞれ 23, 45 となり、図 7, 8 に現われた点とよい一致を示すことがわかる。

ニ) 得られたデータを高度に対してプロットしたものを図 12, 13, 14, 15 および 16 に示す。縦軸は完全真空状態における推力係数の比であり、実線はさきに記した理論式 (2) より求めたものであり、実験値とかなり良い一致を示す。

一般に曲線は三つの領域にわかれている。高度の高い場合には、ノズル内は燃焼ガスにより、かつ、ノズル出口圧 p_2 が外気圧 p_a より大きく不足膨張の状態下にある。この場合は高度が低下した場合の推力の減少率は比較的小さい。

さらに高度が低下すると、ノズル出口圧 p_2 が外気圧 p_a より小さくなり過膨張状態となり、出口付近のノズル内の圧力が負の推力を与えるため推力は高度の低下とともに急激に減少する。しかし、さらに低空では、ノズル内で剥離現象が起きてノズル内圧が回復するため負の推力が消滅し、推力の減少率は比較的に小さくなる。

ホ) 第 4 節で述べたように、設定外気圧は、ロケット推進薬の燃焼廃ガスにより昇圧する。同一推進薬による燃焼廃ガスの分圧は、平衡状態でいずれも等しくならなければならないが、ここでは、初期設定圧の高いものほど昇圧も大きく現われている。断熱膨張比の差などが一因と考えられる。

本報告作成に至る間、終始ご指導あるいは討論して下さいた黒田ロケット部長はじめロケット部の方々に厚くお礼申しあげる。

文 献

- 1) C. C. Ciepluch; Performance of a Solid Propellant at Simulated High Altitudes, NASA TM-X-95 1965 declass.
- 2) G. P. Sutton; Rocket Propulsion Elements, Chap. 3. John Wiley and Sons Inc. 1963.
- 3) S. Kalt and D. L. Badal; Conical Rocket Nozzle Performance under Flow-Separated Conditions, J. Spacecraft and Rockets 2 447 1965.
- 4) E. J. Roschke and P. F. Massier; Flow Separation in a Contour Nozzle, ARS Journal 32 1612 1962.

5) M. Arens and E. Spiegler; Shock-Induced Boundary Layer Separation in Overexpanded Conical Exhaust Nozzles, AIAA Journal 1 578 1963.

6) M. Arens; The Shock Position in Overexpanded Nozzles, J. Roy. Aeronaut. Soc. 67 268 1963.

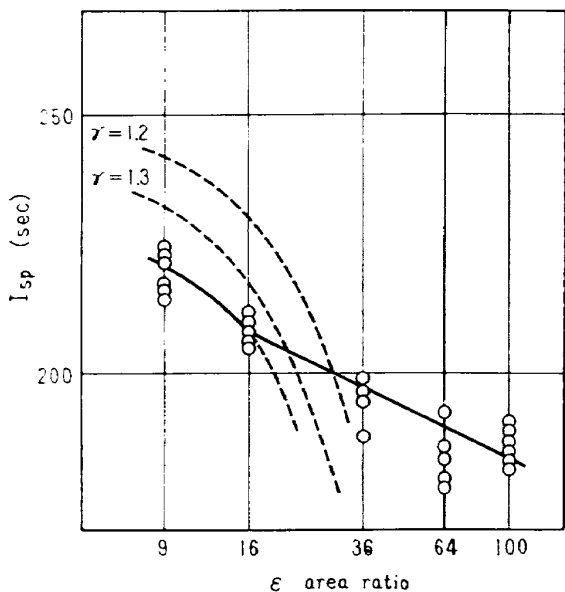


Fig. 6 Specific Impulse vs Area Ratio
($p_s = 760\text{mmHg}$)

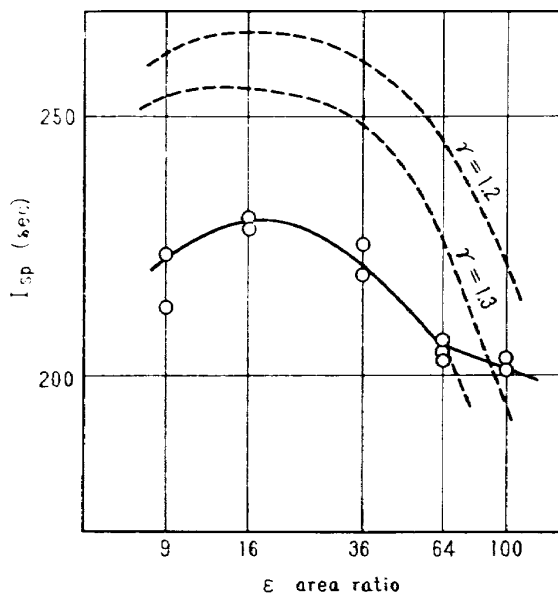


Fig. 8 Specific Impulse vs Area Ratio
($p_s = 212\text{mmHg}$)

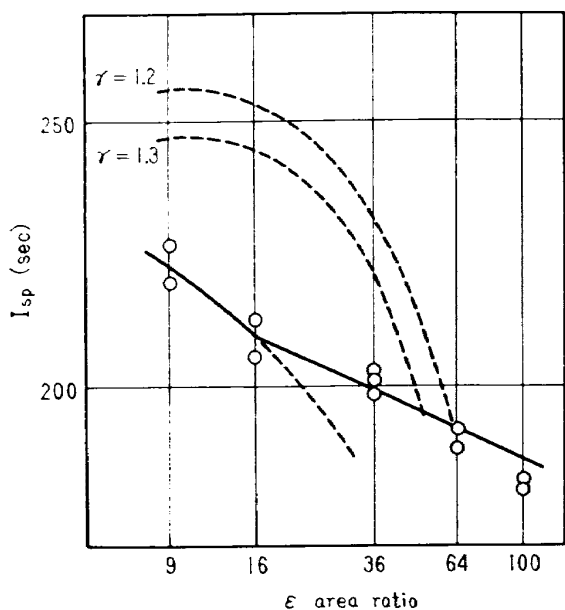


Fig. 7 Specific Impulse vs Area Ratio
($p_s = 415\text{mmHg}$)

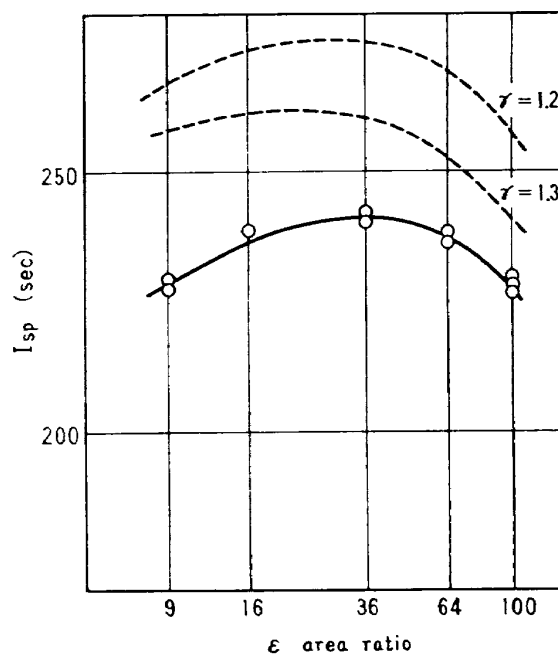


Fig. 9 Specific Impulse vs Area Ratio
($p_s = 108\text{mmHg}$)

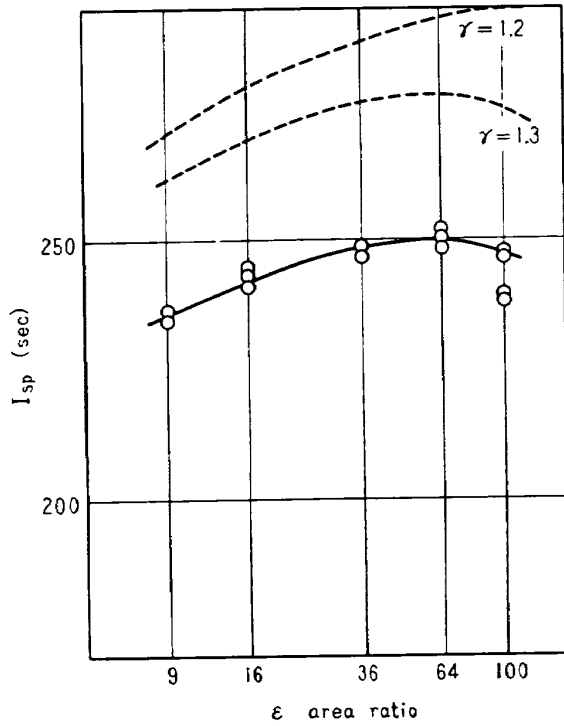


Fig. 10 Specific Impulse vs Area Ratio
($p_3 = 5\text{mmHg}$)

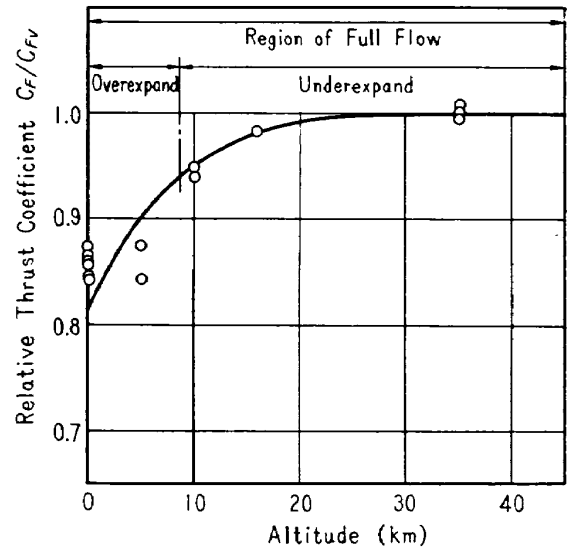


Fig. 12 Variation of Relative Thrust Coefficient vs Altitude ($\epsilon = 9$)

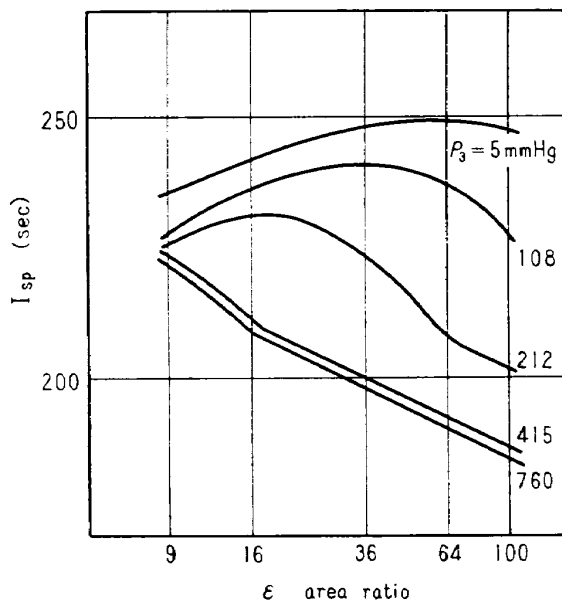


Fig. 11 Specific Impulse vs Area Ratio

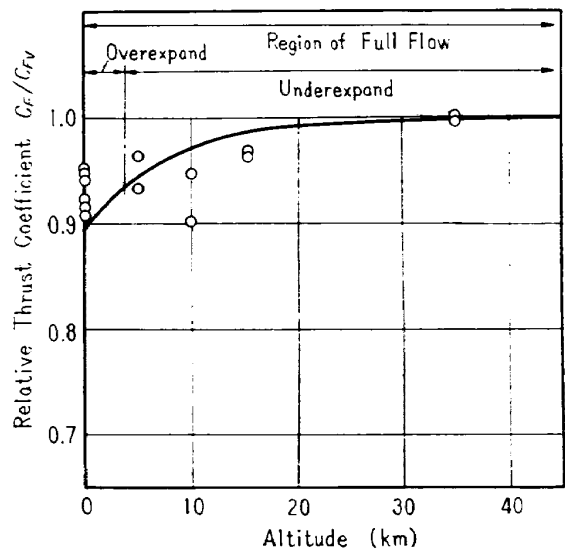


Fig. 13 Variation of Relative Thrust Coefficient vs Altitude ($\epsilon = 16$)

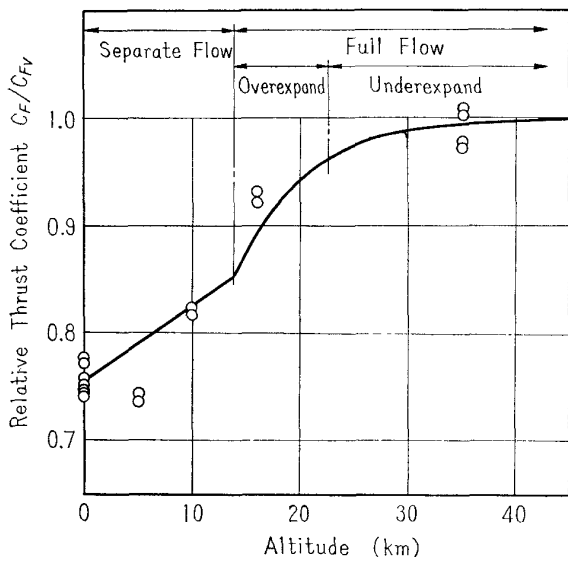


Fig. 14 Variation of Relative Thrust Coefficient vs, Altitude ($\epsilon=36$)

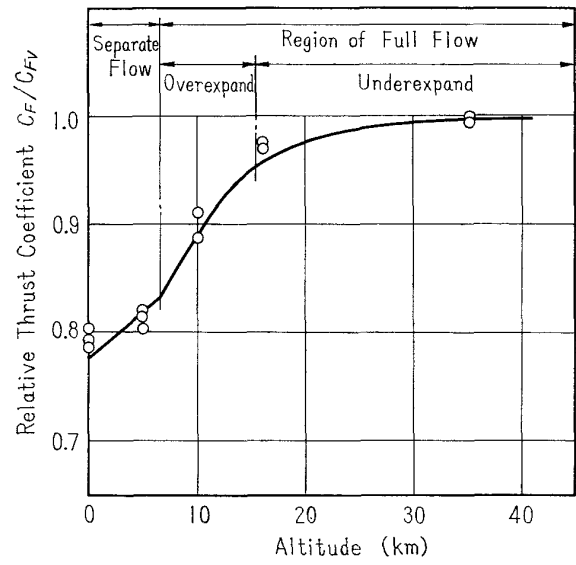


Fig. 15 Variation of Relative Thrust Coefficient vs. Altitude ($\epsilon=64$)

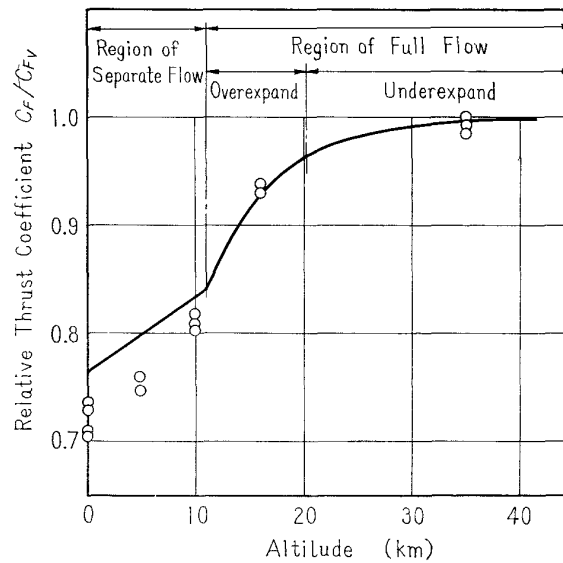


Fig. 16 Variation of Relative Thrust Coefficient vs. Altitude ($\epsilon=100$)

Test No. 1965-2-5-3
Area ratio : 64

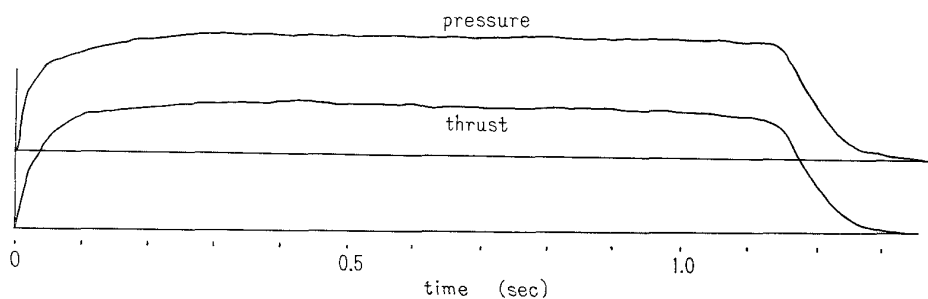


Fig. 17 Typical Thrust Pressure—Time Curve

TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(Ⅱ)	1966年4月	近藤博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光栄, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型STOL機の風洞試験(Ⅰ)	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭, 泉日出夫 川井忠彦, 石黒登美子
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤博, 蓑田光弘 山崎紀雄, 吉田晃昇 大中山晋, 菅原昇 五味光男, 田中俊男 武内澄夫, 星谷昌二 宮地内敏, 星谷地敏 佐野昌政, 二明, 孤岡一洋
TM-92	リフト・ジェットエンジン試験設備(Ⅰ) 一台上運転設備一	1966年10月	
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	
TM-97	高マッハ数風洞について(Ⅱ)	1967年1月	吉永崇, 井上建二 広田正行, 楯篤志 野村茂昭, 相原康彦 大月正男, 藤博, 大城章一郎
TM-98	40kW プラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料101号

昭和42年3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)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1-1-4
