

UDC 621.454.015.4:
629.7.036.5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-447

ロケットノズルの剥離位置制御

橋崎哲二・萩原 蓑千男・吉原正一

1976年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ロケットノズルの剝離位置制御*

檜崎 哲二**・ 荻原 娵千男**・ 吉原 正一**

Rocket Nozzle Flow Separation Position Control

By Tetsuji NARASAKI, Sachio OGIWARA
and Shōichi YOSHIHARA

ABSTRACT

A rocket engine with a nozzle with a large expansion ratio generates a high magnitude of thrust at high altitude, but at low altitude, the nozzle pressure becomes overexpanded and the thrust decreases considerably.

For maintaining an optimum value of thrust in a wide range of altitude, a flow separation position control system is available. Using the system, the problem of overexpanded nozzle area decreases and optimum thrust value is maintained at low altitude.

The computations of thrust coefficients of nozzles with the flow separation position control system are presented and the effects are shown in figures.

記号

A : ノズル断面積	cm^2
C_f : ノズル推力係数	
F : 推力	kg
P : 静圧	kg/cm^2 (ata)
ϵ : ノズル膨張比	
γ : 比熱比	

添字

a : 大気
c : 燃焼室
e : ノズル出口
i : 衝撃波と乱流境界層との干渉
s : 剝離
t : スロート
95 : ノズル圧力が大気圧の95%になる位置
ki : 剝離制御位置

1. まえがき

ロケットエンジンのノズル膨張比 ϵ は、ロケットの飛しょう高度によって最適値が定まり、一般に高々度では大きく低高度では小さくなる。すなわち、同じ ϵ のエンジンで低高度から高々度まで推力を最高値に保つことはできない。したがってノズル設計の理想としては、低高度から高々度までの高度に合わせて、 ϵ を連続的に変えて、全ての高度において最高の推力が得られるようにすることである。しかしながら ϵ を連続的に変えることは装置の機構、構造および重量の点に問題がありこれらの実現は困難である。実際には、ロケットエンジンは低高度用エンジンまたは高々度用エンジンなどに分けられそれぞれの適用高度範囲が定められ、その範囲における全推力が大きくなるように ϵ を定める。しかしながらこれらのように ϵ を固定したノズルによる推力と、 ϵ を高度に合わせて変化させ適用高度範囲の全域において最適値である理想的ノズルによる推力との間には可也りの差があり、その差は適用範囲が大きくなる程大きくなる。従って推力特性の向上のためには、適用高度範囲を小さく分割することが望ましいが、適用範囲を小さく分割する

* 昭和50年11月26日 受付

** 宇宙研究グループ

ことは多段ロケットの段数が増加することにより逆にロケットの性能は低下する。本研究は、大きな ϵ を有するノズルの剝離位置を大気圧の変化に対応させて制御し低高度における推力の減少を防ぎ、同一エンジンによる適用高度範囲を拡大することを目的としたものであり、その方法を述べ計算を行なったものである。また剝離制御に関する基礎的な実験を行ないその一部を計算値と比較した。

2. 推力の減少および剝離

図1はロケットノズルの圧力分布を示すものであり、ノズル膨張比 ϵ が大きくなると、ノズル内の圧力 P が大気圧 P_A よりも低い区間が生じ、その区間における P と P_A との差はロケットの推力方向と逆方向の力となり、ロケットの推力を減少させる。図1に示す斜線の面積は逆方向に発生させる力の大きさを表わし、さらに ϵ または P_A の値が大きい場合には、 P と P_A の差が大きくなり図2に示すごとくノズル内において剝離が生じる。ノズル圧力 P は剝離位置から急激に上昇しノズル出口において P_A の値と等しくなる。このような剝離を伴ったノズルの推力係数を求めるためには、剝離状態に関する数値的解析が必要である。剝離の発生と圧力比、マッハ数などの関係、またノズルの剝離位置と大気圧および圧力分布など

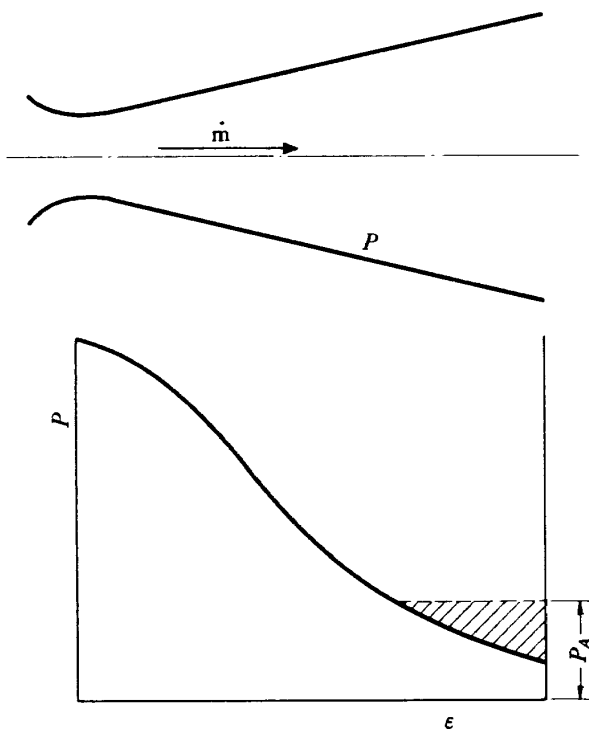


図1 ノズルの圧力分布

に関しては多くの報告があり、ノズルの剝離位置に関する基礎的研究としては、入射衝撃波によって剝離が発生した場合の境界層の厚さおよび圧力などの解析¹⁾およびステップ状障害物による剝離の実験的解析²⁾などが報告されている。これらの解析を円錐型ノズルの超音速の領域に拡張し、剝離点の上流側に位置する乱流境界層と衝撃波の干渉点における圧力 P_i と大気圧 P_A との比 P_i/P_A をノズル入口のよどみ点圧力 P_c, P_A および境界層の流速 u などの関数³⁾として導くことができる。Kalt⁴⁾はこれらの式をさらに簡略化して P_i/P_A を P_c および P_A のみの関数で表わし、ノズルの剝離位置を求める経験式を導いた。

これらの経験式を用いることにより、ロケットノズルに剝離位置制御を行なった場合の推力係数の値を広い高度範囲にわたって求めることができる。

3. 推力係数

ロケットエンジンの推力 F は、燃焼室圧力 P_c 、スロート断面積 A_t および推力係数 C_f の積として次式で表わされる。

$$F = C_f \cdot P_c \cdot A_t \quad (1)$$

燃焼ガスの流れが等エントロピーであり、ノズル開角および燃焼ガスの摩擦による影響が小さいなどの条件の

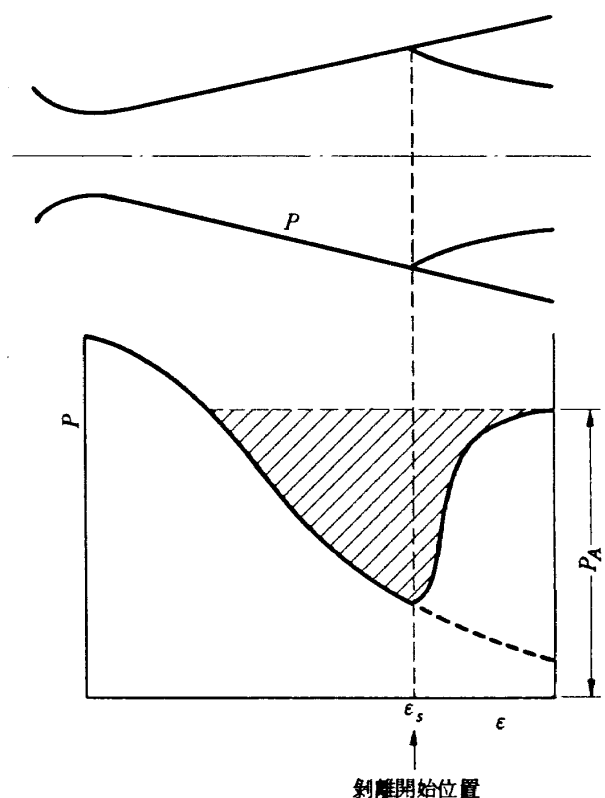


図2 ノズル境界層の剝離と圧力分布

もとでは、 C_f は次式で表わせる。

$$C_f = \sqrt{\frac{2r^2}{r-1} \left(\frac{2}{r+1}\right)^{(r+1)/(r-1)} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{(r-1)/r}\right]} + \frac{P_e - P_A}{P_c} \cdot \epsilon \quad (2)$$

一方図3に示すごとく、スロート部のガスの運動量、圧力およびノズル壁の圧力分布などから推力 F は次式のごとく表わされる。

$$F = \int_{\text{throat}} P \cdot dA + \int_{\text{throat}} V \rho V dA + \int_{\text{wall}} PdA - \int_{\text{wall}} dF_f - P_A A_e \quad (3)$$

したがって推力係数 C_f は

$$C_f = \left(\int_{\text{throat}} PdA + \int_{\text{throat}} V \rho V dA + \int_{\text{wall}} PdA - \int_{\text{wall}} dF_f - P_A A_e \right) / P_c A_t \quad (4)$$

ただし

V : 燃焼ガスの速度

dF_f : $K_f q \cos \theta_w dA$

K_f : 摩擦係数

θ_w : ノズル壁のノズル軸に対する角度

q : ガス流速 m/cm^2

図4は剝離の状態を示す図であり、 ϵ_i は乱流境界層と衝撃波との干渉点であり、 ϵ_s は剝離点である。ノズル壁の圧力 P の積分区間を、 ϵ_i および P が大気圧の95%まで回復する位置 ϵ_{95} で分割すると、(3)式は

$$F = \int_{\text{throat}} PdA + \int_{\text{throat}} V \rho V dA + \int_{\text{throat}}^{\epsilon_i} PdA + \int_{\epsilon_i}^{\epsilon_{95}} PdA + \int_{\epsilon_{95}}^{\epsilon} PdA - \int_{\text{throat}}^{\epsilon} dF_f - P_A A_e \quad (5)$$

ϵ が大きい場合には第6項で示す燃焼ガスの摩擦力による推力の減少も無視できないがここでは主に剝離状態に

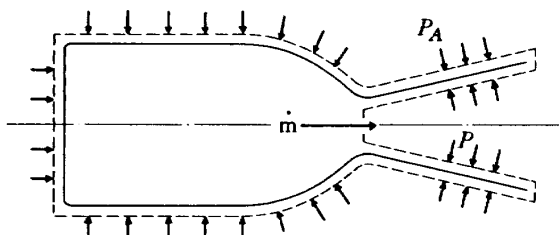


図3 推力発生機構

おける推力と大気圧の関係について調べるため第6項を省略し、また真空状態における ϵ_i までの推力係数を C_{fi} とすると(5)式は次式で表わされる。

$$F = C_{fi} P_c A_t + \int_{\epsilon_i}^{\epsilon_{95}} PdA + \int_{\epsilon_{95}}^{\epsilon} PdA - P_A A_e \quad (6)$$

KaltおよびBadal⁴⁾は(6)式の右辺第2項および第3項に近似式を用いて(7)式を導き、 $r = 1.18$, $\epsilon = 1 \sim 100$ について C_f の計算を行なった。

$$F = C_{fi} P_c A_t + 0.55 (P_i + P_{95}) (A_{95} - A_i) - P_A (0.975 A_{95} + 0.025 A_e) \quad (7)$$

ϵ_i の値は(8.1)に示す経験式および(8.2)に示すノズル流れの計算式から得られる。

$$P_i / P_A = \frac{2}{3} (P_c / P_A)^{-0.2} \quad (8.1)$$

$$1 / \epsilon_i = \left(\frac{r+1}{2}\right)^{1/(r-1)} \left(\frac{P_i}{P_c}\right)^{1/r} \sqrt{\frac{r+1}{r-1} \left[1 - \left(\frac{P_i}{P_c}\right)^{(r-1)/r}\right]} \quad (8.2)$$

ϵ_{95} に関しては次の判別式を用いる。

$$(1) \quad \epsilon_i \leq \frac{\epsilon}{1.6} + 0.38 \text{ の場合には} \\ \epsilon_{95} - \epsilon_i = (\epsilon_i - 1) / 2.5 \quad (9.1)$$

$$(2) \quad \epsilon_i \geq \frac{\epsilon}{1.6} + 0.38 \text{ の場合には} \\ \epsilon_{95} - \epsilon_i = (\epsilon - \epsilon_i) / 1.45 \quad (9.2)$$

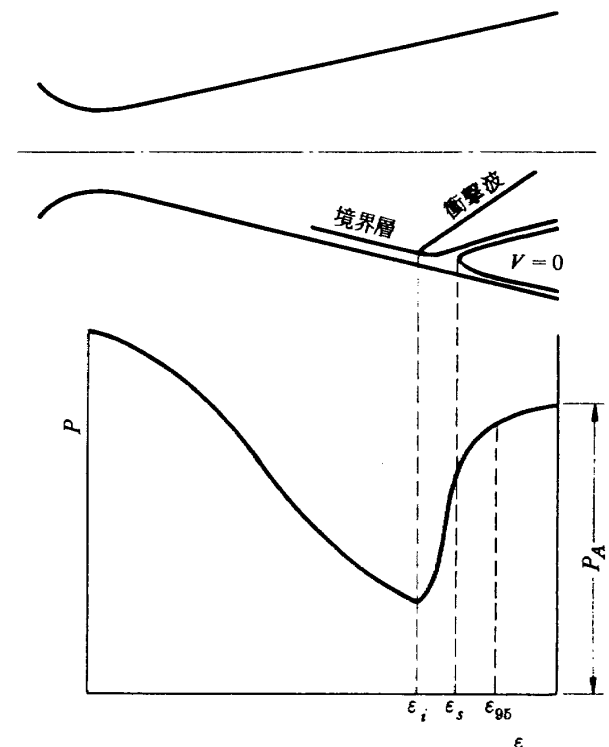


図4 ノズルの剝離状態

以上の(2),(7), (8.1), (8.2), (9.1), (9.2)式を用いて, r および ϵ の実用範囲について C_f の値を求め図に示した。計算範囲は, $r = 1.10, 1.20, 1.22, 1.25, 1.30$, $P_c/P_A = 10 \sim 10^4$ であり, ϵ については, (5)式の第6項で示す摩擦力の影響により推力の増加の割合が小さくなる⁵⁾ ϵ の上限を 200 とし $\epsilon = 3 \sim 200$ とした。図5~図9は縦軸に C_f , 横軸に P_c/P_A を取り, 各種の r および ϵ についての C_f 特性曲線を示す。座標軸の取り方において P_c/P_A を変数として横軸に取ったことにより C_f の値は P_c の値に関係なく表わされる。図10および図11に実験値との比較を示す。図10は推進薬 LOX-C₂H₅OH, 推力 300 kg, 燃焼圧 20 kg/cm² のエンジンのノズルを $\epsilon = 3.38, 6.0, 8.0, 12.0$ と変えて大気圧 1 kg/cm² において燃焼実験を行なった場合の C_f の値を理論計算値と比較したものであり, 実験点数が少なく十分ではないが, 実験値 2 を除けば計算値との差は 1~3% である。これらの差は装置の圧力設定値のばらつき, テストスタンドの振動特性, 推進薬の温度および燃焼中のスロート径の変化など実験に伴って変動する諸定数および設定値の変動に帰因するものと, 圧力, 推力および流量などの測定精度

によるものがある。この実験における圧力および推力の測定精度は 1% 以下であるが, 推進薬タンク圧力の設定圧の変動による推進薬流量および燃焼圧の変化が大きく, 燃焼圧を一定にして実験を行うのは困難であり, 図10に示す実験値は多くの実験値の中から燃焼圧の偏差が 2% 以内の値を選び図に示したものである。また C_f の計算に直接影響するスロート径は燃焼の前後においては変化はないが, 燃焼開始後, スロート壁の温度上昇に伴ってスロート径が膨張する。しかしながら, 循環水によって冷却されたスロート壁の温度は燃焼開始後数秒後には一定の値になり, 実験毎のスロート径の偏差は小さく C_f の計算におよぼす影響は無視されるものと思われる。図11は宇宙開発事業団の LE-3 型エンジン (推進薬 N₂O₄-A・50, 推力 5.5 ton, 燃焼圧 11.8 kg/cm², $\epsilon = 26$) の低気圧中における燃焼実験より得られた C_f 測定値⁶⁾ の一部を理論計算値と比較したものであり, 燃焼実験は当所の高空性能試験設備を用いて行なわれた。それぞれのエンジンの燃焼実験の測定値を表1および表2に示す。

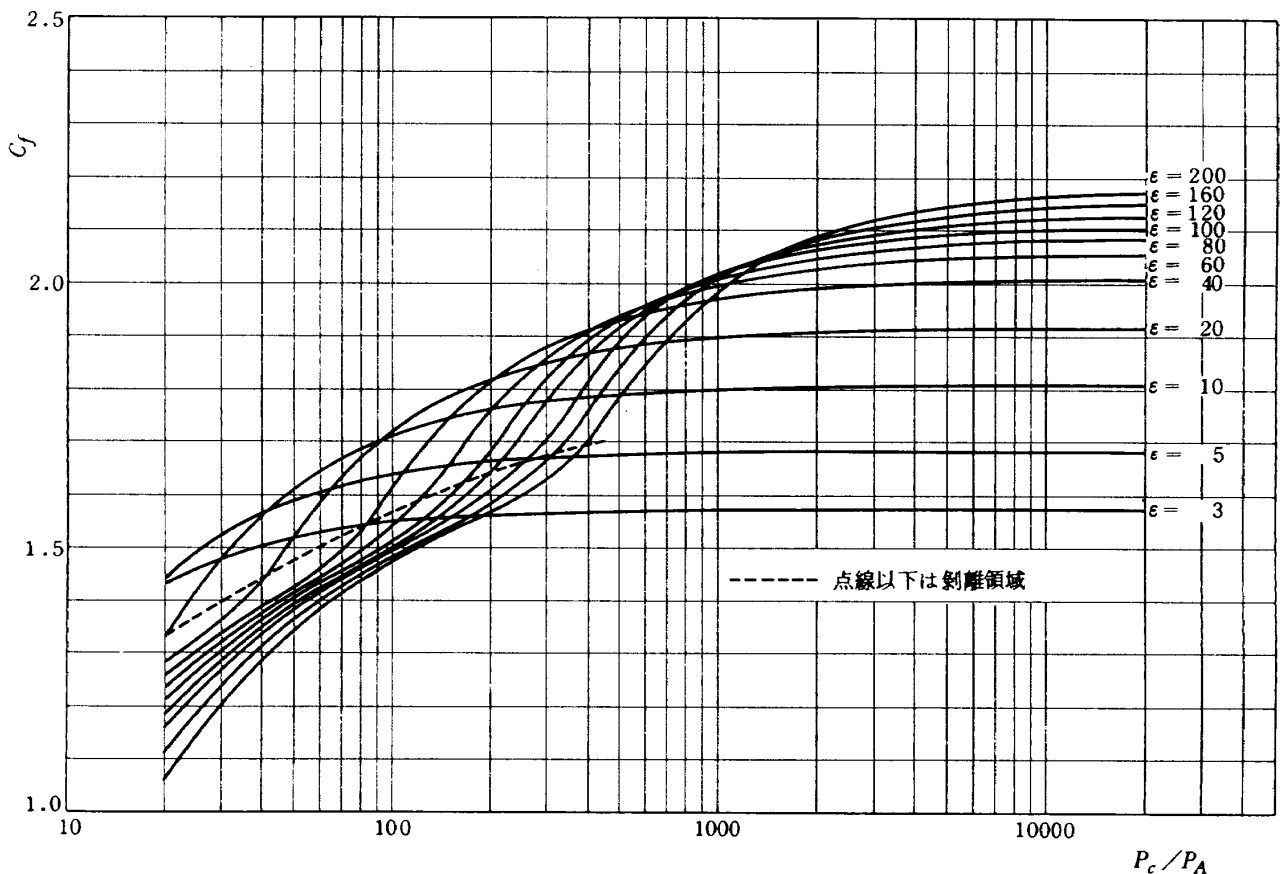


図5 C_f 特性 ($r = 1.10$)

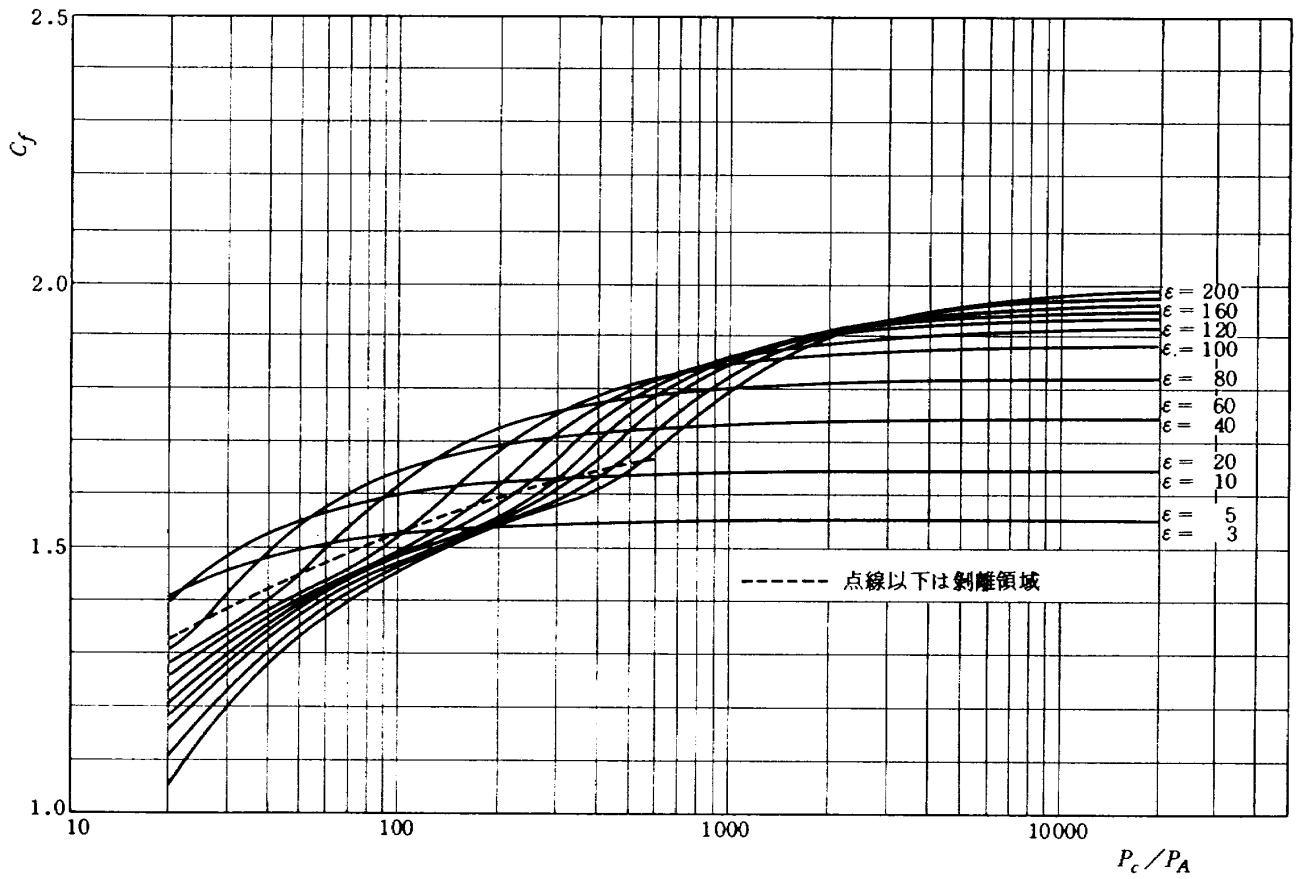


図6 C_f 特性 ($r = 1.20$)

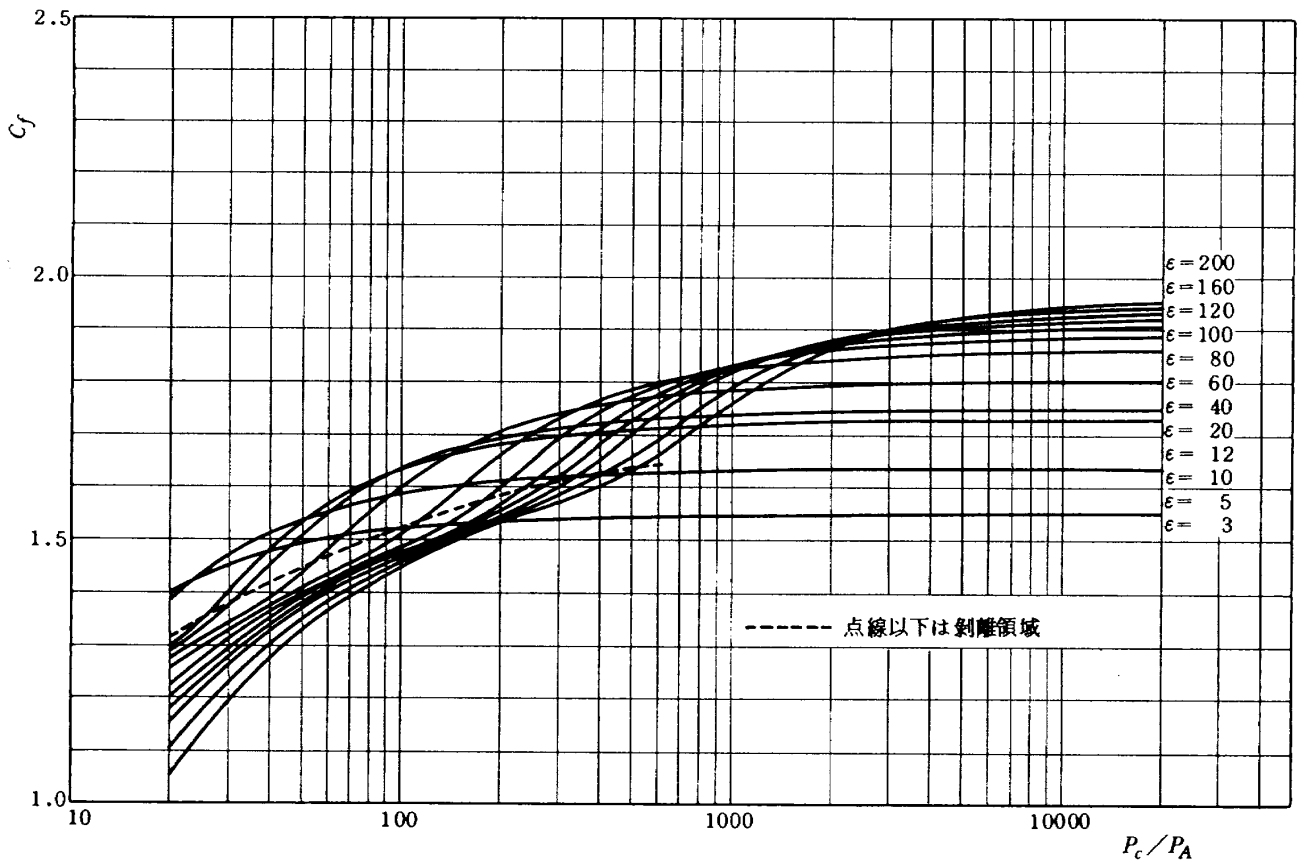


図7 C_f 特性 ($r = 1.22$)

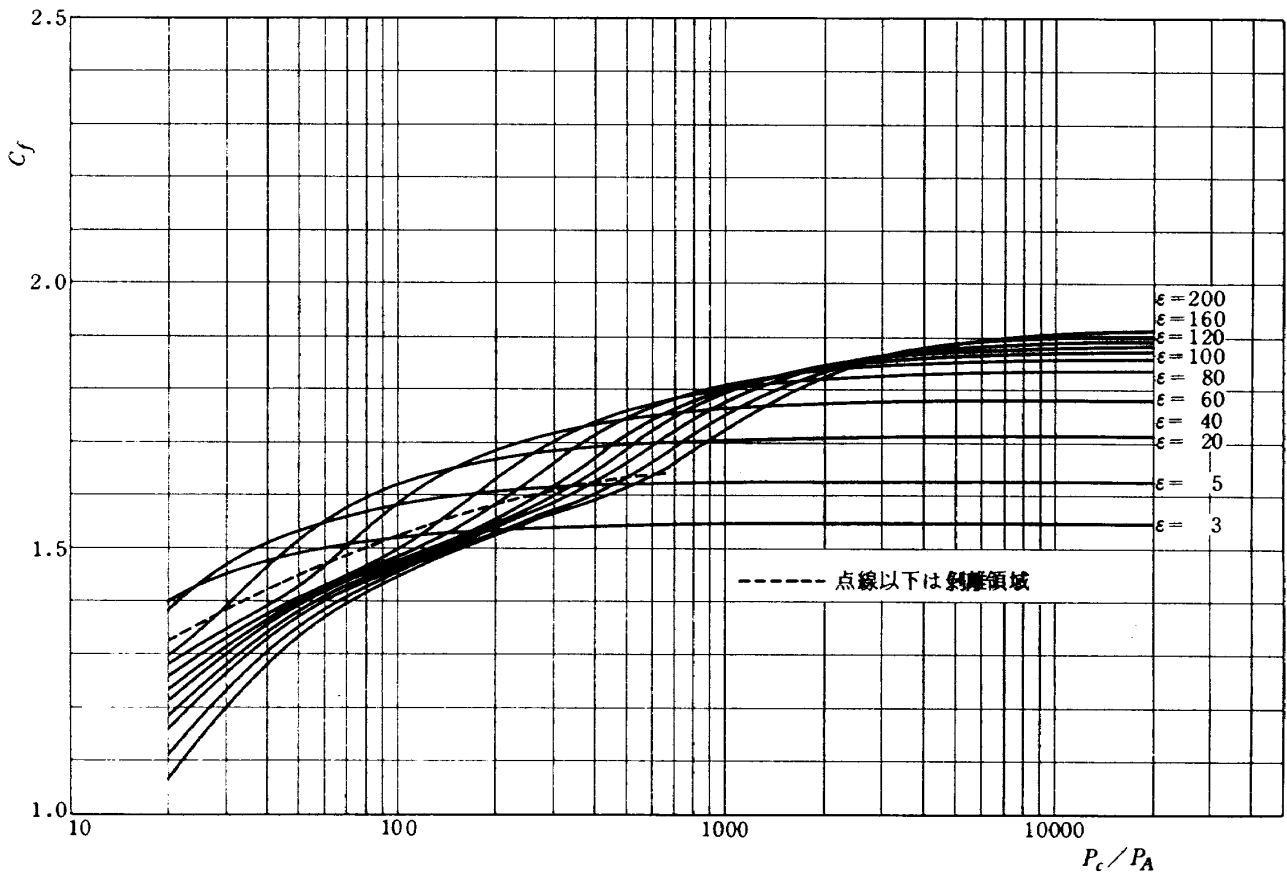


図 8 C_f 特性 ($\tau = 1.25$)

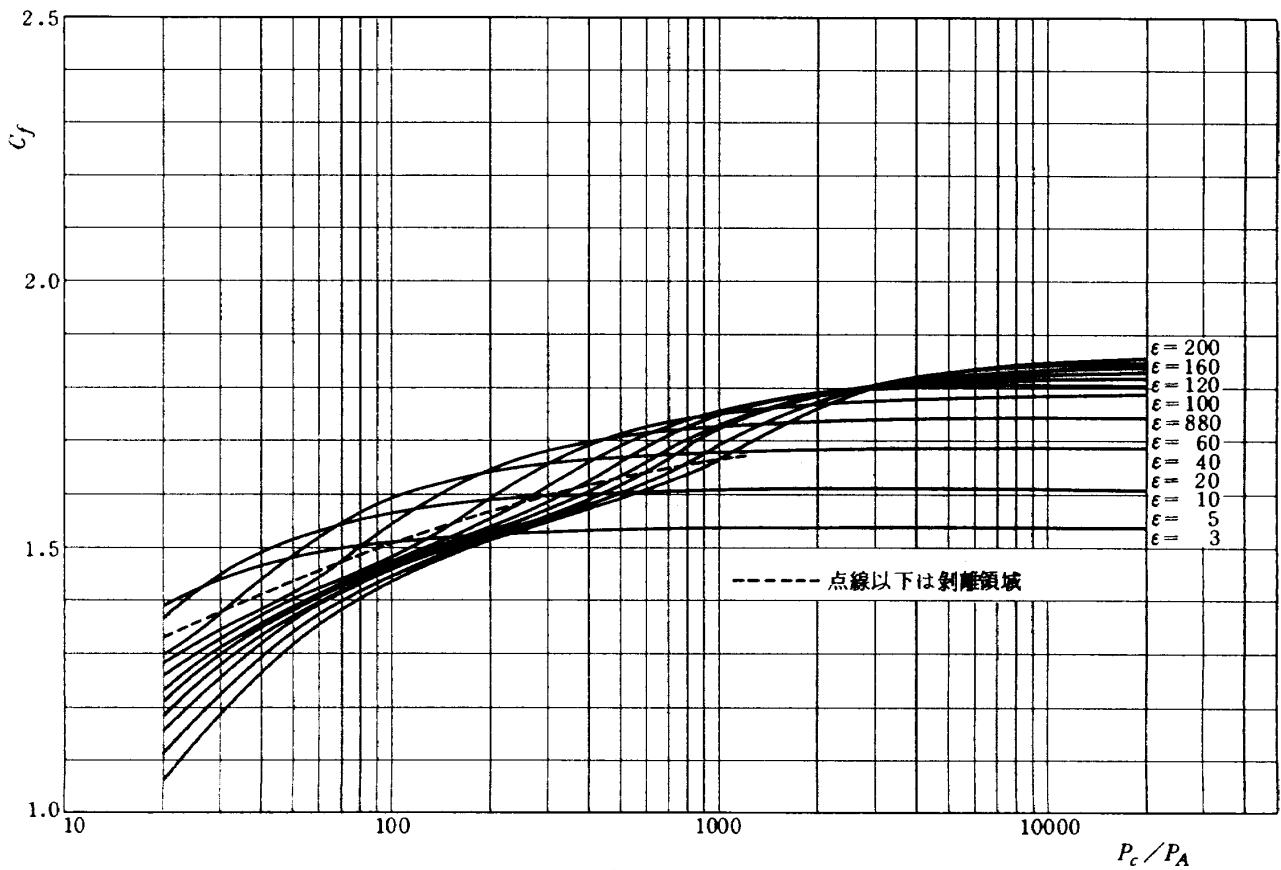


図 9 C_f 特性 ($\tau = 1.30$)

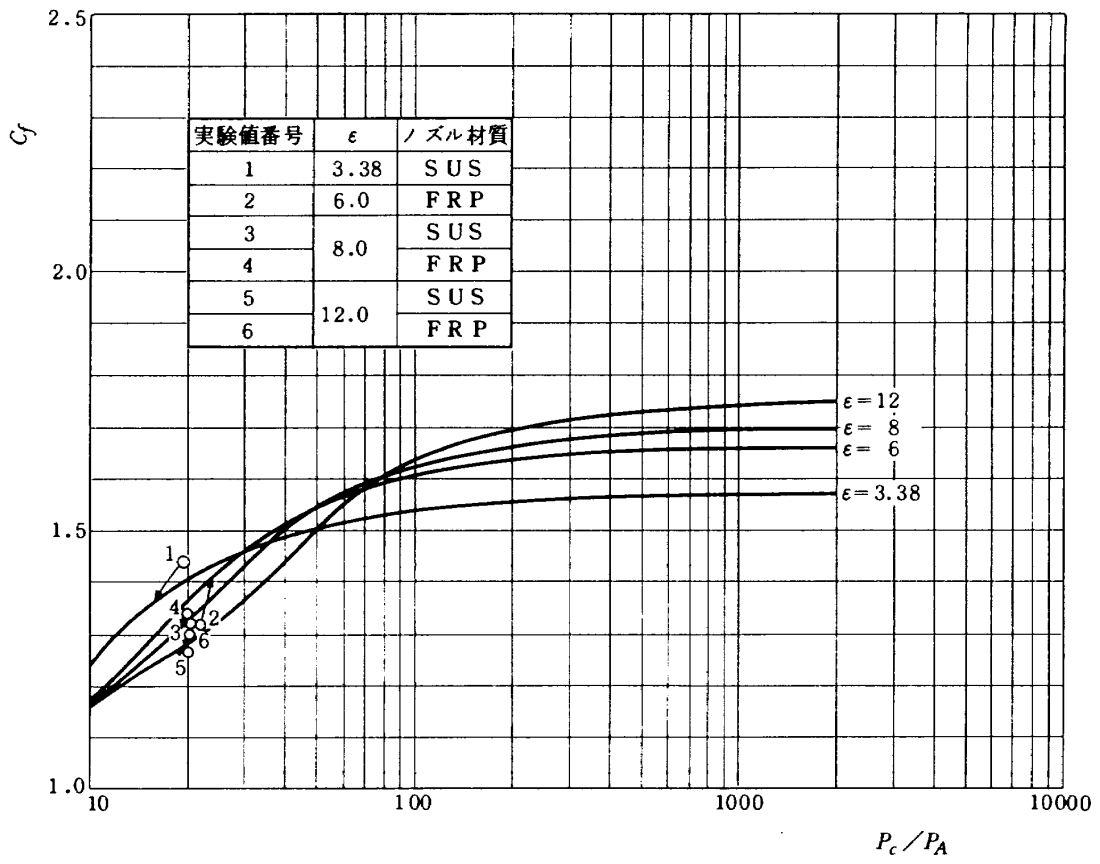


図10 C_f 測定値 ($r = 1.22$)

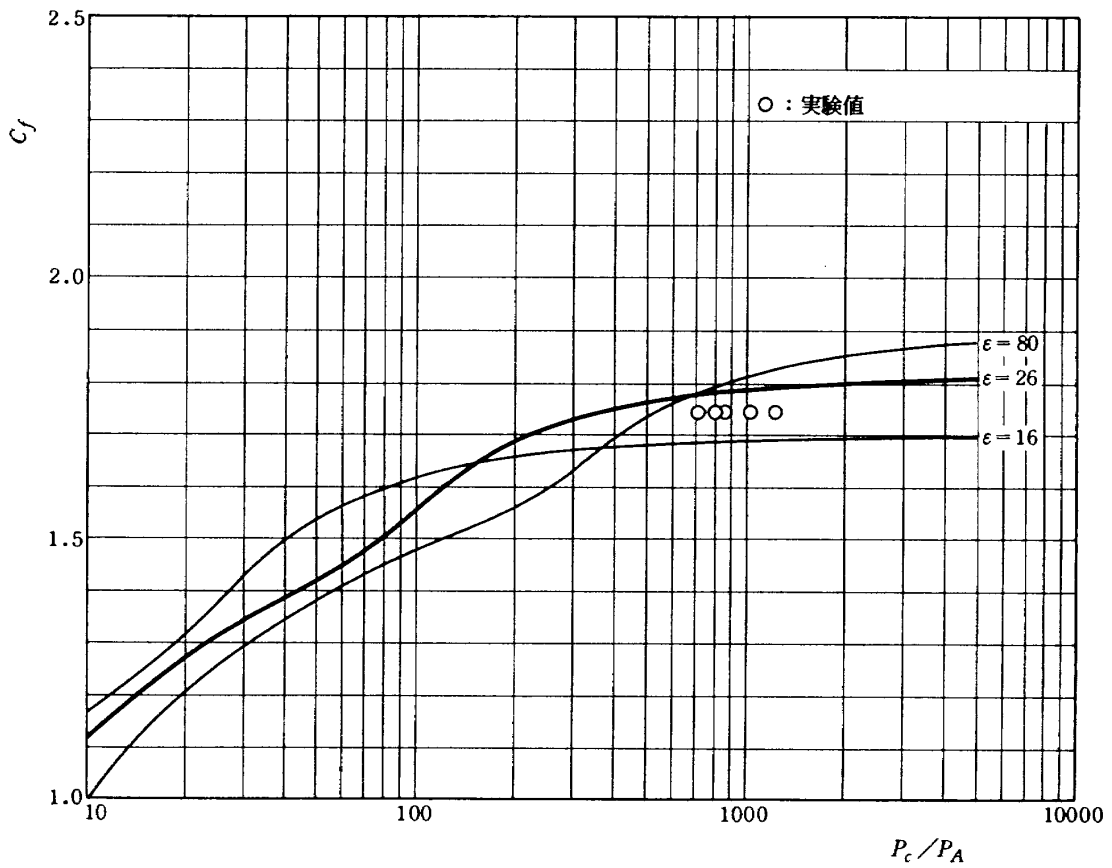


図11 C_f 測定値 ($r = 1.235$)

表1 300 kg推力液体ロケット燃焼実験結果
(LOX-C₂H₅·OH, $r=1.22$)

実験No.	ϵ	ノズル材質	推力 kg	P_A kg/cm ²	P_c/P_A	C_f (実)	C_f (実)	η_{C_f} %
1	3.38	SUS	308	1.04	19.1	1.439	1.399	102.9
2	6.0	FRP	286	1.05	19.6	1.304	1.352	96.5
3	8.0	SUS	284	1.04	19.2	1.321	1.314	100.5
4		FRP	287	1.04	19.2	1.335	1.314	101.6
5	12.0	SUS	270	1.04	19.1	1.262	1.280	98.6
6		FRP	282	1.05	19.2	1.311	1.280	102.4

(P_c は噴射器面での測定値である。)

表2 LE-3型ロケットエンジン燃焼実験結果
(N₂O₄-A·50, $\epsilon=26$)

実験No.	A_t cm ²	$P_c(inj)$ kg/cm ²	P_A kg/cm ²	$P_c(inj)/P_A$	O/F	r	推力 kg	C_f (実)	C_f (理)	η_{C_f} %
KT-017	268.72	11.75	$\times 10^{-2}$ 1.373	855.9	1.496	1.235	5502	1.743	1.785	97.65
KT-028	268.72	11.78	0.965	1220.7	1.510	1.235	5519	1.743	1.795	97.10
KT-029	268.72	11.75	1.155	1017.0	1.504	1.235	5516	1.747	1.791	97.54
KT-034	268.18	11.74	1.454	807.2	1.522	1.235	5502	1.741	1.784	97.59
KT-039	268.18	11.74	1.645	713.8	1.517	1.235	5502	1.741	1.780	97.81

4. 剥離位置制御

図12に示す ϵ_n は大気圧 P_A に対しノズル内で自然に剥離が発生する位置であり、 ϵ_0 はノズル圧と大気圧が等しくなる位置である。図に示す ϵ_n より上流側で ϵ_0 に近い ϵ_K 点においてノズル内に大気の噴出または障害物を突き出すことなどの外乱により剥離を発生させればノズル圧力 P は上昇し斜線で示す面積に相当する推力を増加させることができる。強制的に剥離を発生させるノズル内の位置 ϵ_K の値は図13に示すように大気圧 P_{A_i} ($i=1, 2, \dots, n$)に従って ϵ_{K_i} ($i=1, 2, \dots, n$)と変えることができる。この方法によって、各々の高度における推力を最高値に近づける計算を行なった。計算プログラムについては附録1に示す。この計算では、ノズル圧力 P が大気圧 P_A に等しくなる位置 ϵ_0 を求め、その値が剥離制御位置として設定された ϵ_{K_i} ($i=1, 2, \dots, 6$)のいずれかの上流側にある場合に、 ϵ_0 に近い下流側の ϵ_{K_i} を選びその

位置から剥離が発生した状態の C_f を計算する。 P_A が低下するとともに ϵ_0 の値は大きくなり、 ϵ_{K_i} も順次ノズル出口側に移動する。 ϵ_{K_i} は P_c , r およびノズルの剥離制御位置における圧力 P_{K_i} を与えれば定まる。 P_{K_i} はノズルの構造および P_A などによっておよその ϵ_{K_i} を定めノズルの圧力- ϵ 曲線から P_{K_i} を選ぶ。この計算では P_{K_i} ($i=1, 2, \dots, 6$) = 0.597, 0.444, 0.174, 0.070, 0.041, 0.029 kg/cm²を設定し、 $r=1.10, 1.20, 1.25, 1.30$, $P_c=20, 40, 60, 100$ kg/cm², $\epsilon=200$ とした。計算結果を図14~図17に示す。これらの図を比較すると剥離制御の位置 ϵ_{K_i} が高度に対応して切り代わるときの P_c/P_A の値は P_c によって異なるが、 C_f-P_c/P_A 曲線の包絡線は P_c に関係なくほとんど変化しない。図18~図21は $r=1.20$, $P_c=40$ kg/cm², $\epsilon=16, 26, 40, 80$ の場合についての計算結果であり、点線は剥離制御を行わない場合の計算結果であり、鎖線は図5~図8に示

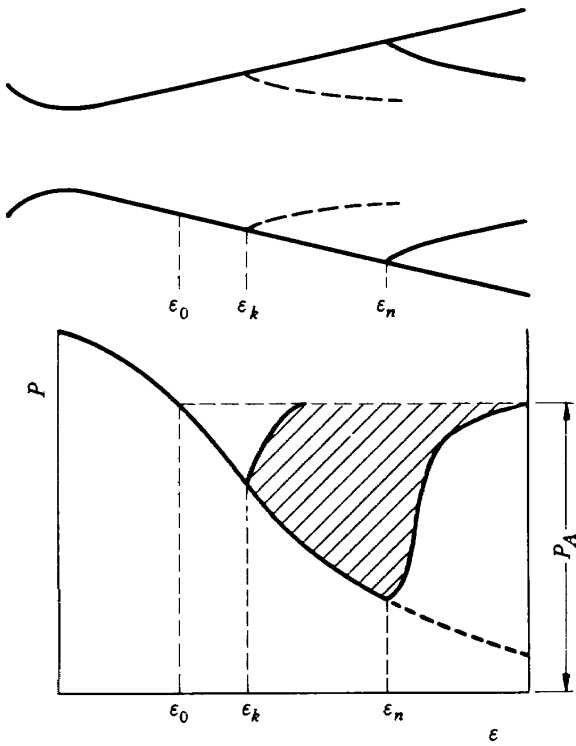


図 12 剝離制御位置 ϵ_c と圧力分布

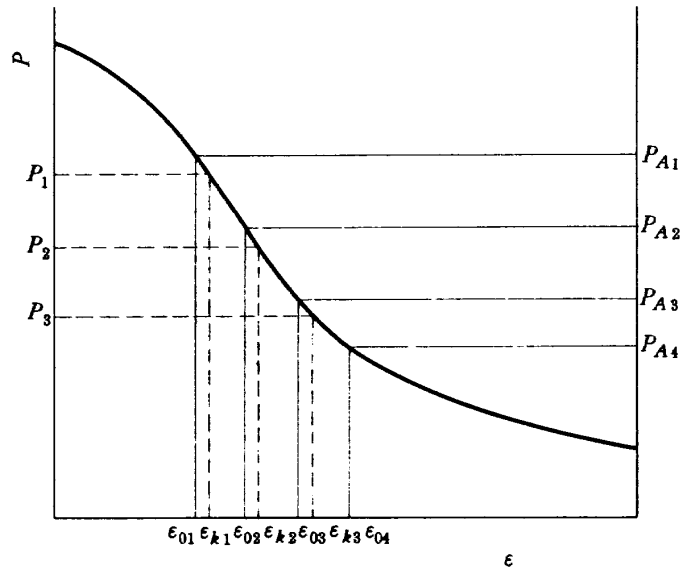


図 13 大気圧の変化 P_{Ai} ($i=1, 2, \dots, n$) に対応する剝離制御位置 ϵ_{ki} ($i=1, 2, \dots, n$)

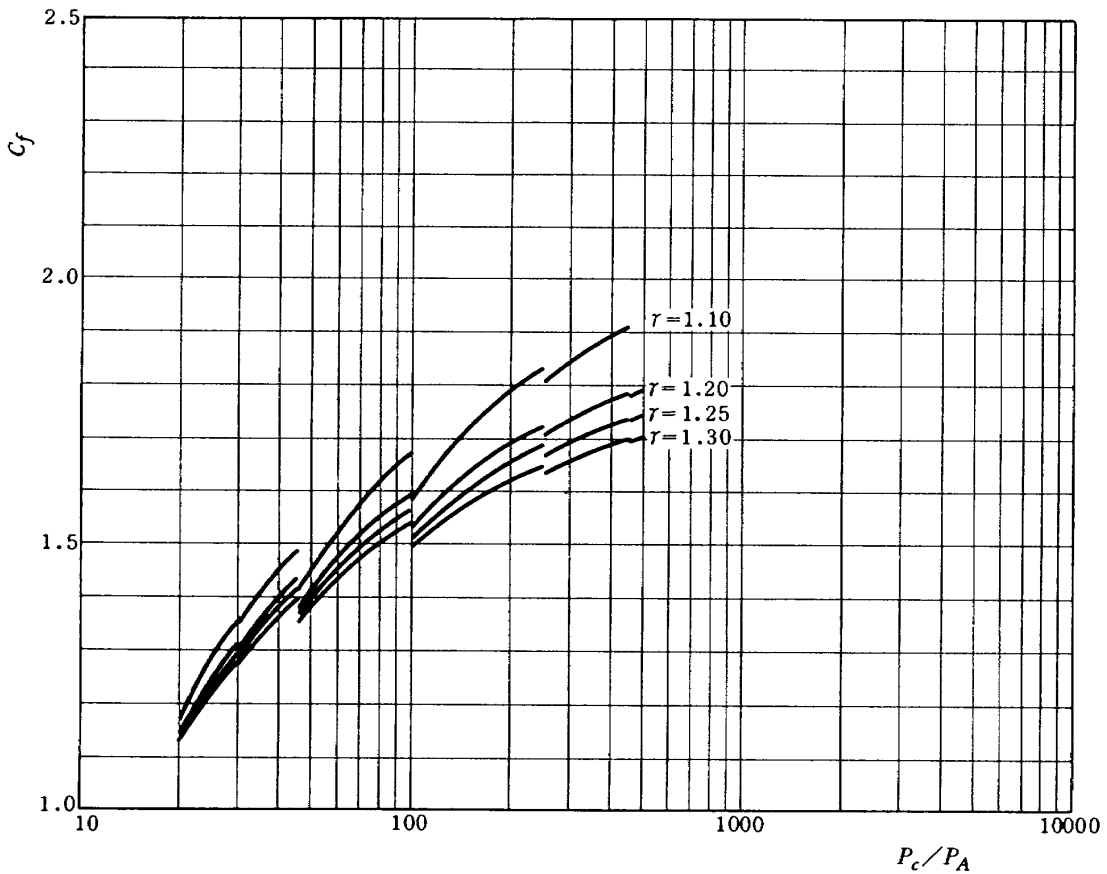


図 14 剝離制御ノズルの C_f 特性 ($P_c = 20 \text{ kg/cm}^2$, $\epsilon = 200$)

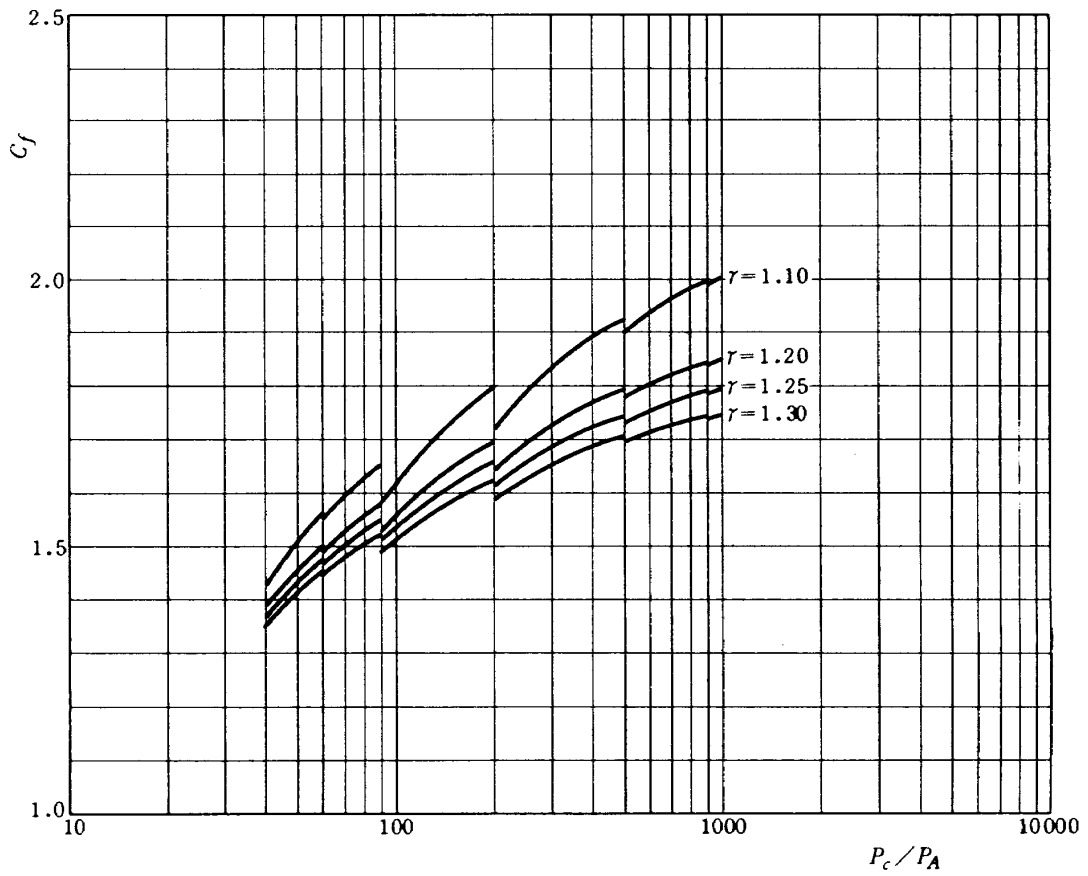


図 15 剝離制御ノズルの C_f 特性 ($P_c = 40 \text{ kg/cm}^2$, $\epsilon = 200$)

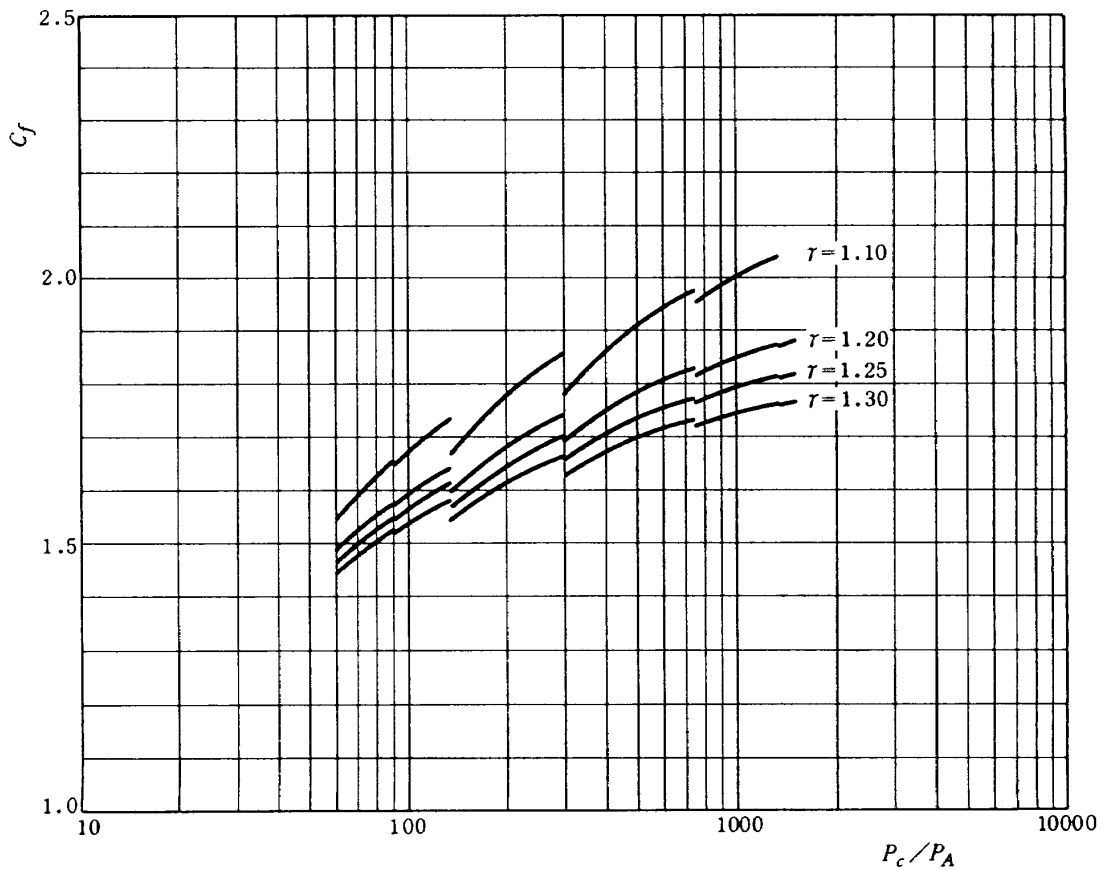


図 16 剝離制御ノズルの C_f 特性 ($P_c = 60 \text{ kg/cm}^2$, $\epsilon = 200$)

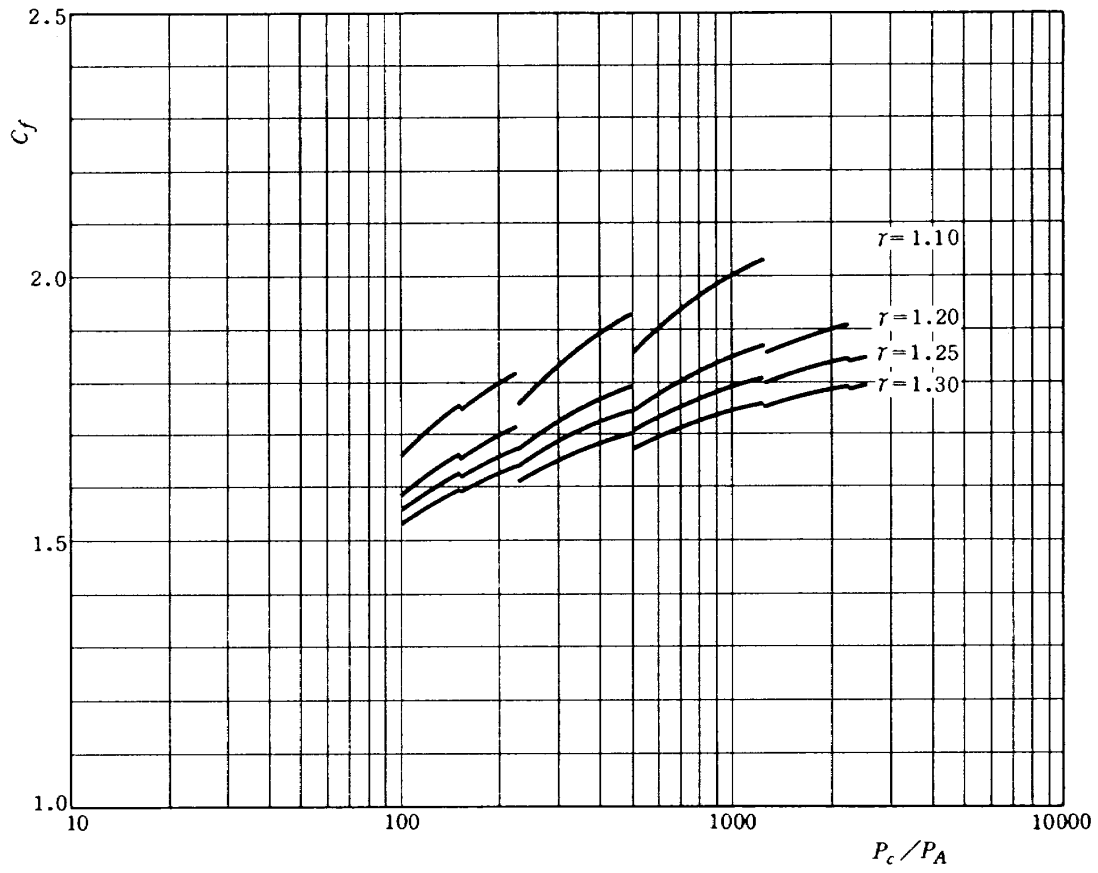


図 17 剝離制御ノズルの C_f 特性 ($P_c = 100 \text{ kg/cm}^2$, $\epsilon = 200$)

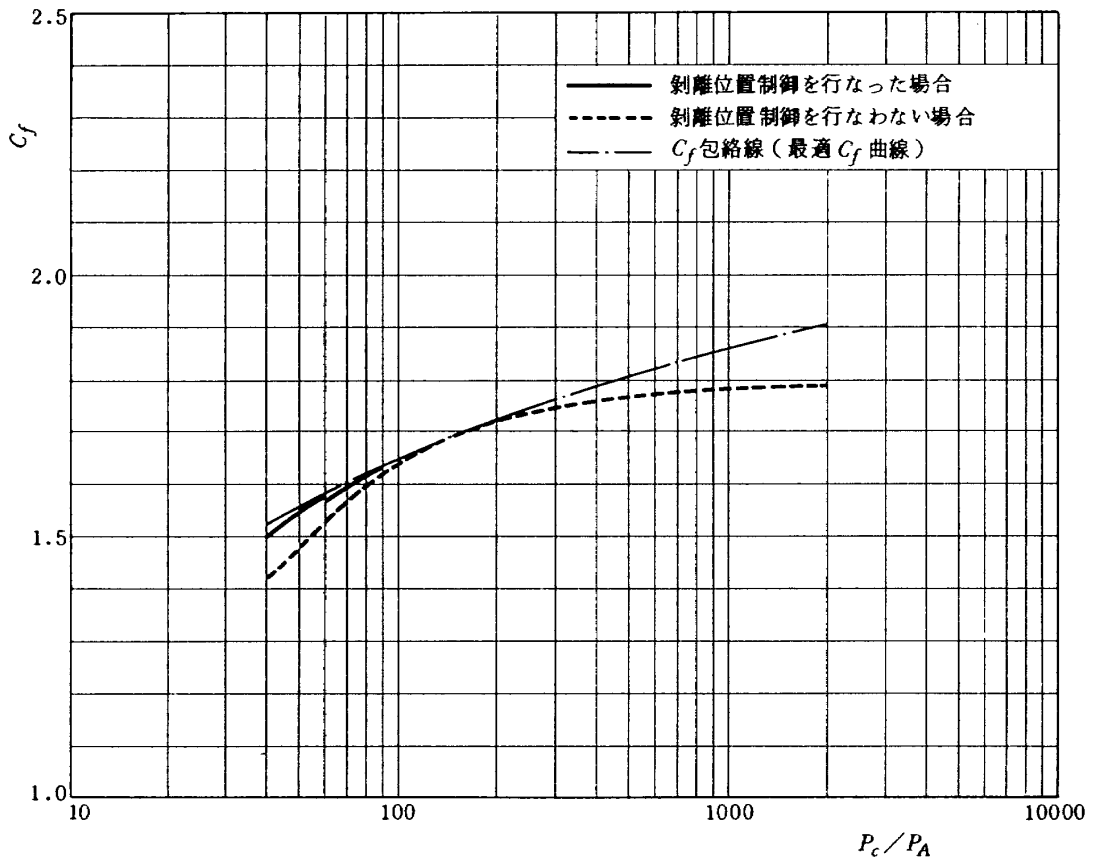


図 18 剝離制御ノズルの C_f 特性 ($P_c = 40 \text{ kg/cm}^2$, $\gamma = 1.20$, $\epsilon = 16$)

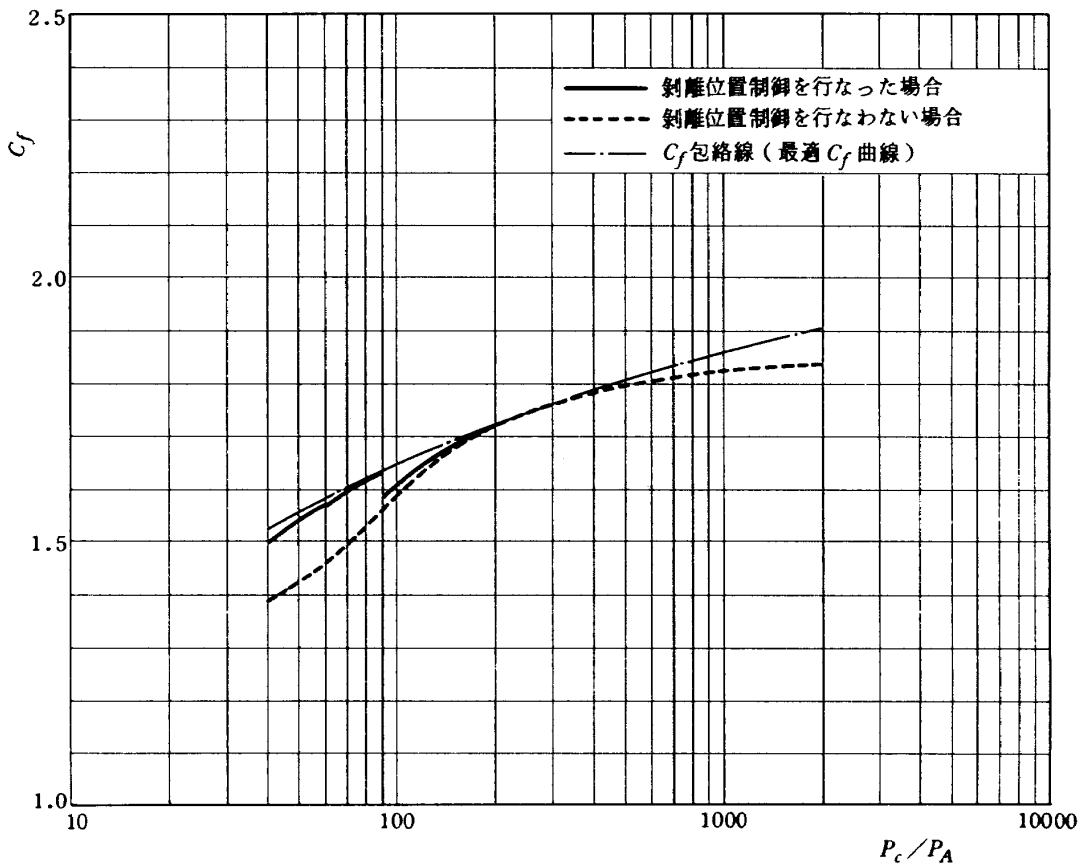


図 19 剝離制御ノズルの C_f 特性 ($P_c = 40 \text{ kg/cm}^2$, $\gamma = 1.20$, $\epsilon = 26$)

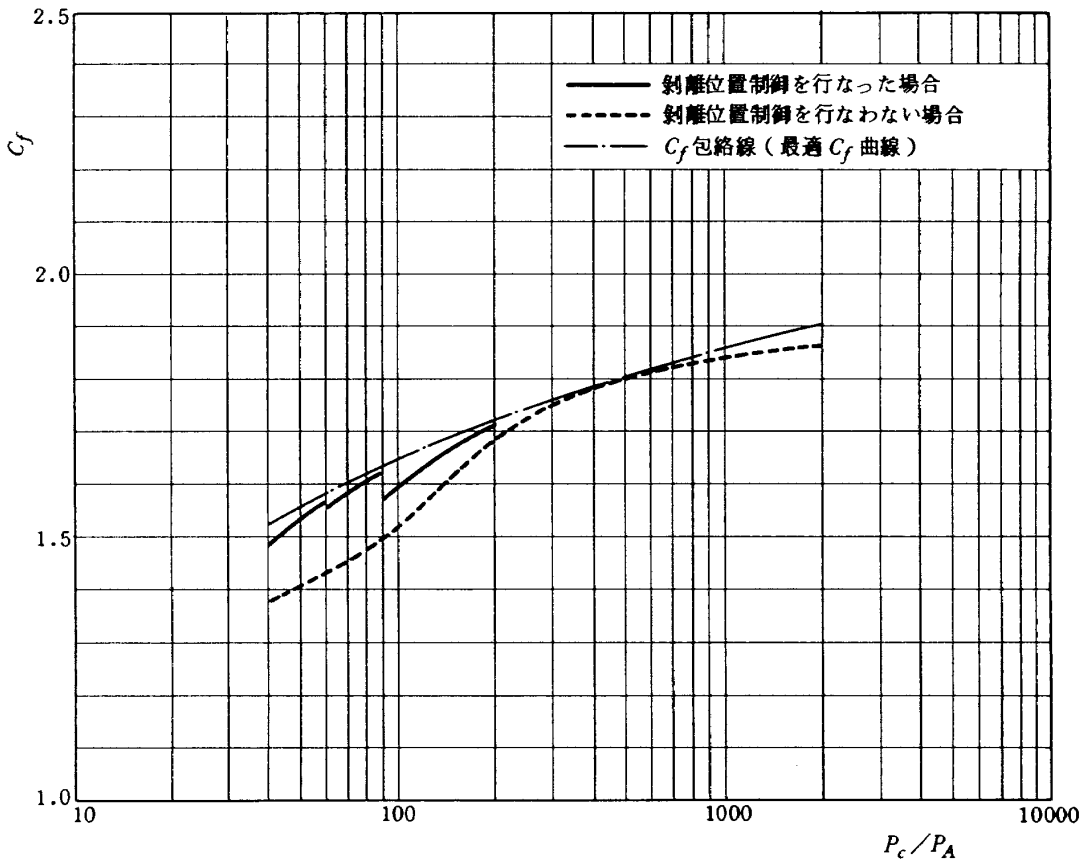


図 20 剝離制御ノズルの C_f 特性 ($P_c = 40 \text{ kg/cm}^2$, $\gamma = 1.20$, $\epsilon = 40$)

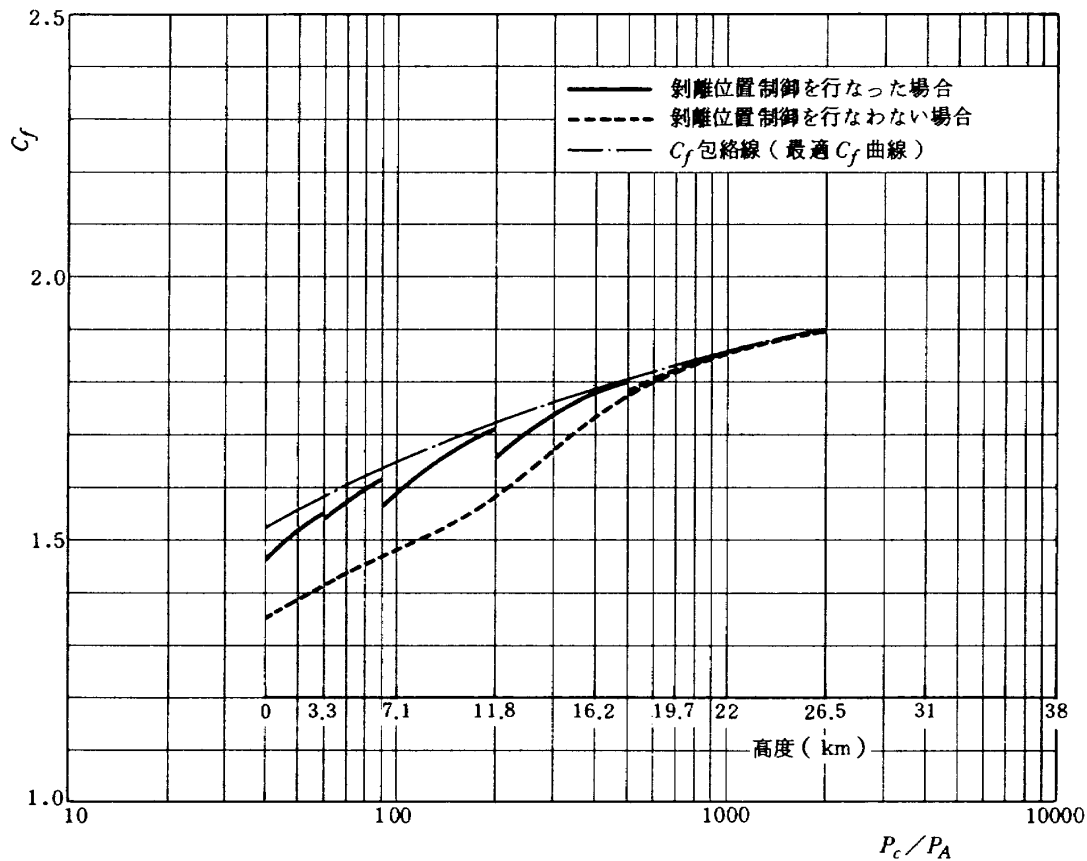


図 21 剝離制御ノズルの C_f 特性 ($P_c = 40 \text{ kg/cm}^2$, $\tau = 1.20$, $\epsilon = 80$)

す C_f 曲線の包絡線であり任意の P_c/P_A の値における C_f の最大値を示す。これらの比較図から剝離位置制御による効果は大きく、 ϵ が大きい場合には低高度において 10% 以上の推力の増加が得られることおよび剝離位置制御の間隔を小さくすることにより最適 C_f 曲線 (C_f の包絡線) に剝離制御を行なったノズルの C_f の値が接近することが分る。

5. 剝離位置制御の基礎実験

過膨張ノズルのノズル壁に穴をあけて、空気をノズル内に吸入し剝離を発生させ、穴の位置、数、および直径などを変えて剝離状態および C_f を測定した。実験に使用したエンジンは $\text{LOX}-\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ 、推力 300 kg、燃焼圧 20 kg/cm^2 の液体ロケットエンジンであり図 22 にノズルを示す。ノズル膨張比 ϵ (ノズル出口における) は 12 であり、空気吸入穴はノズル膨張比 ϵ_{K_i} (ノズル内の任意の位置における) がそれぞれ $\epsilon_{K_i} = 4.7, 6.0, 7.4$ のいずれかの位置の円周上に等間隔に配置した。穴の径は 0.5mm 間隔で 0 ~ 9.0mm の範囲内である。同一円周上に配置した穴の数 n は主として 20 であるが、穴の径が小さい場合には $n = 40, 60, 120$ についても実験可能である。図 23 はノズルに空気吸入用の穴がない場合のノズルの圧力分布の測定値を計算

値と比較したものである。 ϵ が約 3.5 から 9 迄の間は過膨張の状態であり、 $\epsilon = 9$ で剝離が発生し、ノズルの圧力は大気圧に近づいている。図 24 はこれらの過膨張区間における 3ヶ所の位置 ($\epsilon_{K_i} = 4.7, 6.0, 7.4$) を設定し、ノズル円周上の穴から空気を吸入し剝離を発生させた場合の C_f の測定値の一部であり、実線で示す計算値と比較した。図に示す横座標軸の P_K は、ノズルの位置 ϵ_K において剝離および衝撃波などが発生していない状態における圧力である。

計算値を求める過程において与えられる条件は、次の通りである。 ϵ_K の位置において剝離が発生し、ノズル出口まで剝離が続く。剝離点より下流側のノズル圧力が大気圧 P_A の 95% まで回復する位置を ϵ_{95} とし、 ϵ_{95} は (9.1) 式および (9.2) 式から求められる。推力は (7) 式で計算する。すなわち ϵ_K の位置において強制的に発生させた剝離による推力の増加分を自然剝離の経験式を用いて計算した。

図に示すごとく実験値は、吸入穴の全面積 S (円周上の空気吸入穴の面積 s の合計) が大きくなるにつれて計算値に近づくが、吸入穴の位置がスロート側に移動し P_K の値が大気圧の値 $P_A = 1 \text{ kg/cm}^2$ に近づくとも実験値と計算値との差は大きくなる。このことはスロートに近づく

につれて剥離の発生が困難となり、剥離が発生した場合でも空気吸入穴の下流において流れはノズル壁に再付着して、剥離区間はノズル出口近くの自然剥離点まで到達しないことなどによるものである。しかしながら空気吸入穴から再付着点までの剥離区間のノズル壁の圧力は Free flow の場合のノズル壁の圧力よりも高く、わずかに推力の増加が得られるものと推定される。このことは圧力分布の測定によっても確認されている。また空気

吸入穴の位置 ϵ_K に関して、計算ではノズルの ϵ_K の位置の同一円周上に空気吸入穴を配置することにより、同じ円周上から剥離が一樣に発生するものと仮定しているが、実際にはノズル内に気体または液体を噴出する 2 次噴射の圧力分布測定および障害物をノズル内に突出した場合の圧力分布の測定⁷⁾に見られるごとく噴出穴または障害物の周囲から下流に向けて剥離が発生し、ノズル壁面上に観測される剥離境界線の痕跡は放物線状となる。したがって円周上に配置した空気吸入穴の間隔が穴の径に比較して大きい場合にはノズル壁面上における剥離発生の境界線は谷の深い波状となり、平均的剥離位置は空気吸入穴よりも下流に大きくずれ、穴の間隔が小さい場合には平均剥離位置のずれは小さい。本実験では円周上に 20 ケの穴を配置して、穴の間隔が穴の径の 2 倍以下になるまで穴の径を順次大きくし、平均剥離位置のずれを小さくした。燃焼実験後のノズル壁の痕跡および圧力分布測定などより、本実験における平均剥離位置のずれは、 $\epsilon_{K2} = 6.0$, $\epsilon_{K3} = 7.4$ において穴の径が最大の場合に 10mm 以下であると推定される。図 24 の横軸に示す P_K の変化分としては 0.02 kg/cm^2 程度になる。さらに吸入穴の形状の工夫により S を増加し C_D の実験値を計算値に近づけることは可能である。

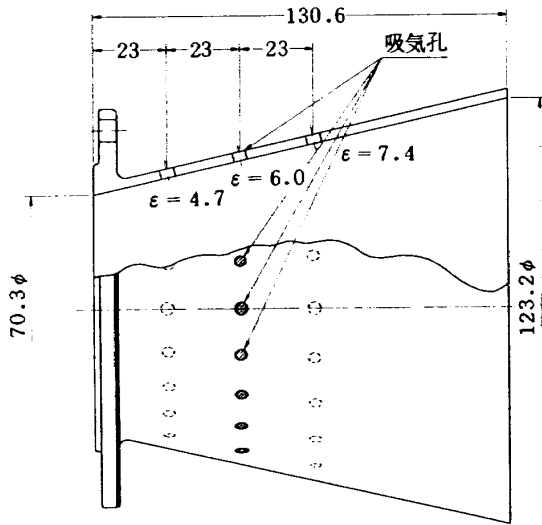


図 22 過膨張ノズル部

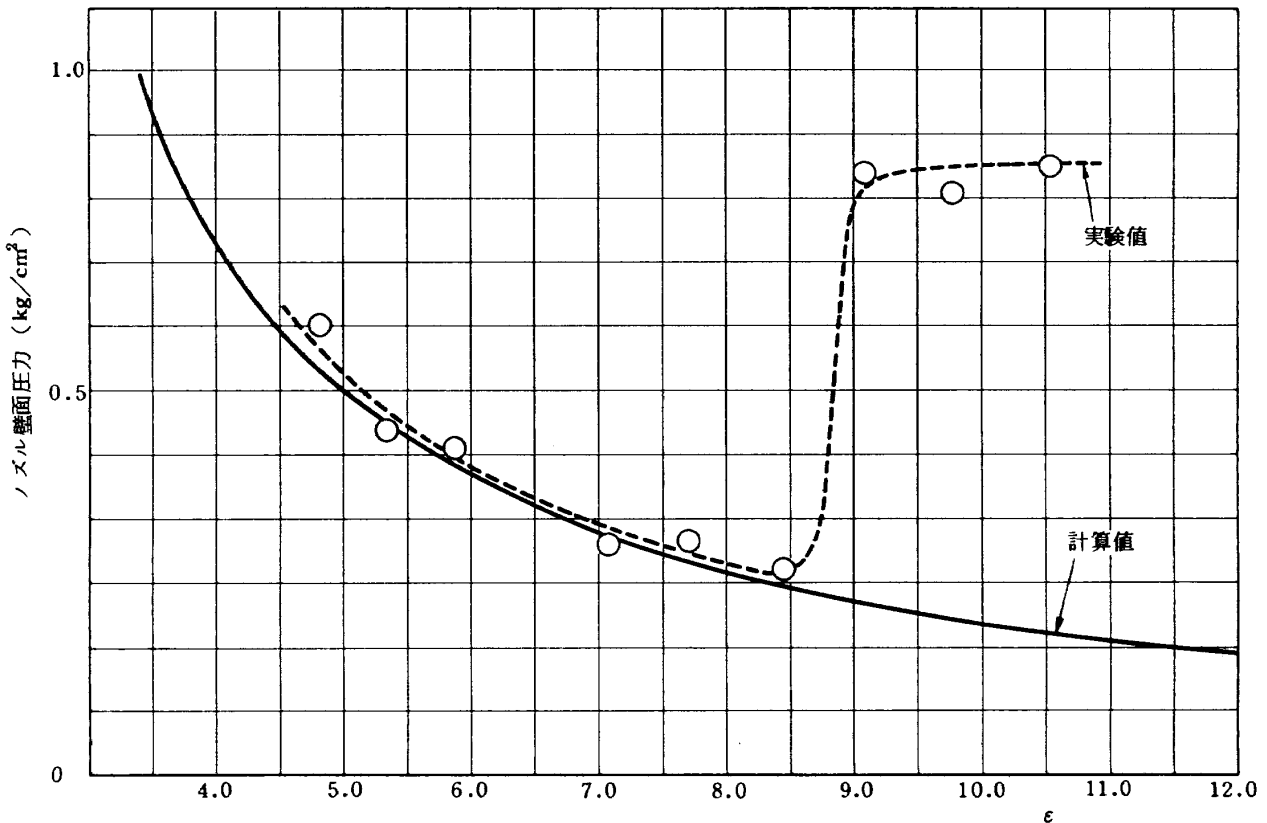


図 23 ノズル圧力分布 ($P_c = 19.8 \text{ kg/cm}^2$, $r = 1.22$, $\epsilon = 12$)

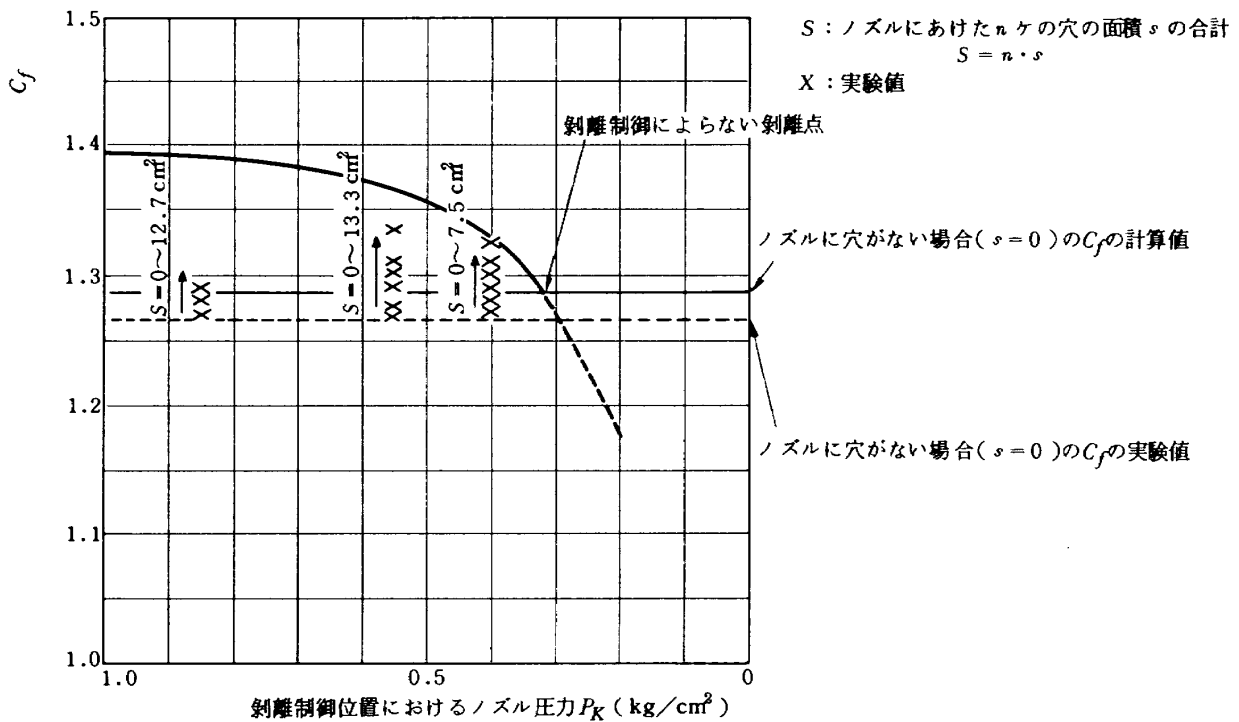


図 24 空気吸入穴を有するノズルの C_f
 ($P_c = 19.8 \text{ kg/cm}^2$, $P_A = 1.0 \text{ kg/cm}^2$, $\epsilon = 12$, $\gamma = 1.22$)

6. まとめ

高膨張比のノズルを有するロケットエンジンの低高度における推力係数を γ および ϵ の実用範囲内において計算し、さらに推力係数を各々の高度において最適値に近づけるために剥離位置制御を行なった場合の計算を行ない、それぞれ図に表わした。これらの結果は以下の通りである。

(1) 計算に用いた γ および ϵ は $\gamma = 1.10, 1.20, 1.22, 1.25, 1.30$, $\epsilon = 3 \sim 200$ であり、実際のロケットエンジンの γ および ϵ はほぼこの範囲であり、図から各種ロケットエンジンの各々の高度における推力係数を推定することができる。

(2) 一般に剥離位置制御を行なった場合に低高度において推力は増加し、 $P_c = 40 \text{ kg/cm}^2$, $\epsilon = 20$ 以上では剥離位置制御を行わない場合に比べて約10%程度の推力が増加することが分かった。また推力 300 kg 液体ロケットを用いたノズルの剥離位置制御の燃焼実験の結果は推力係数 C_f の増加が認められ、同時に空気吸入穴の位置 ϵ_K を適切に選択し穴の全面積 S を大きくした場合、 C_f の実験値が計算値に十分近づく傾向を見出すことができた。以上ロケットエンジンの性能向上におよぼす剥離位置制御の効果は大きく、低高度における推力の増加および低高度から高々度までの広い範囲において同一エンジン使用の可能性が確認できた。

参考文献

- 1) G.E. GADD; Interactions Between Wholly Laminar or Wholly Turbulent Boundary Layers and Shock Waves Strong Enough to Cause Separation, J. Aeronaut. Sci. 20, 729-739 (1953).
- 2) S.M. Bogdonoff and C.E. Kepler; Separation of a Supersonic Turbulent Boundary Layer, J. Aeronaut. Sci., 414-424 (June 1955).
- 3) M. Arens and E. Spiegler; Shock-Induced Boundary Layer Separation in Overexpanded Conical Exhaust Nozzles, J. AIAA, vol. 1, No. 3 (March 1963).
- 4) Sherwin Kalt and David L. Badal; Conical Rocket Nozzle Performance under Flow-Separated Conditions, J. Spacecraft vol. 2, No. 3, 447-449 (May-June 1965).
- 5) J.H. Ahlberg, S. Hamilton, D. Migdal and E.N. Nilson; Truncated Perfect Nozzles in Optimum Nozzle Design, J. ARS, 614-620 (May 1961).
- 6) 大塚貞吉他：昭和 49 年度 LE-3 型エンジン高空性能試験，航空宇宙技術研究所受託試験報告書，(1974)。
- 7) 檜崎哲二，中野富雄：ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力，航空宇宙技術研究所資料 TM-152 (1969)。

付録1. 電子計算機プログラム
(剝離位置制御ノズルの推力係数)

記号

EE : ϵ
 PC : P
 AK : r
 AT : At
 PA : P_A
 PS(K) : P_{ki}
 ES : ϵ_s
 E95 : ϵ_{95}
 PR : P_c/P_A
 F : F

FACOM 230-75 M7 FORTRAN-IV H COMPILER (OPTO) SOUCE PROGRAM LIST

ST-NO SOUCE PROGRAM

```

C FLOW-2
C CONICAL ROCKET NOZZLE PERFORMANCE UNDER FLOW SEPARATION CONTROL
C EE, PC, AK, AT, PA, PS, ES, E95, PR, F
  DIMENSION EE(50),PS(50),PA(50),AK(50),PC(50)
  READ(5,101)KM, JM,MM, IM,LM,AT
101 FORMAT(5I10,1F12.5)
  READ(5,120) (PS(K),K=1,KM)
120 FORMAT(6F12.5)
  READ(5,130) (PA(J),J=1,JM)
130 FORMAT(6F12.5)
  READ(5,140) (PC(M),M=1,MM)
140 FORMAT(6F12.5)
  READ(5,150) (EE(I),I=1,IM)
150 FORMAT(6F12.5)
  READ(5,160) (AK(L),L=1,LM)
160 FORMAT(6F12.5)
  DO 100 M=1,MM
  DO 90 L=1,LM
  DO 80 I=1,IM
  WRITE(6,105) I,PC(M),EE(I),AK(L)
105 FORMAT(1H1/10X,2HI=,I2,5X,3HPC=,F5.1,5X,3HEE=,F5.1,5X,3HAK=,F5.2)
  WRITE(6,103)
103 FORMAT(1H0,5X,1HF,6X,2HCF,7X,5HPC/PA,5X,5HPA(J),5X,5HPS(K),5X,
12HES,5X,3HE95,5X,1HK,4X,1HJ/)
  DO 70 K=1,KM
  DO 50 J=1,JM
  E1=((AK(L)+1.0)/2.0)**(1.0/(AK(L)-1.0))*(PS(K)/PC(M))**(1.0/AK(L))
  E2=((AK(L)+1.0)/(AK(L)-1.0))*(1.0-((PS(K)/PC(M))**((AK(L)-1.0)/
1AK(L))))
  E3=SQRT(E2)
  E4=E1*E3
  ES=1.0/E4
  EEE=EE(I)-0.1*EE(I)
  IF(ES.GT.EEE) GO TO 80
  IF(PS(K).GT.PA(J)) GO TO 70
  E95=ES+0.1*ES

```

```

AS=AT*ES
AE=AT*EE(I)
A95=AT*E95
B1=2.0*AK(L)**2.0/(AK(L)-1.0)*(2.0/(AK(L)+1.0))**((AK(L)+1.0)/
1(AK(L)-1.0)
B2=1.0-(PS(K)/PC(M))**((AK(L)-1.0)/AK(L))
B3=PS(K)/PC(M)*ES
CFS=SQRT(B1*B2)+B3
F1=PC(M)*AT*CFS
F2=0.55*(PS(K)+0.90*PA(J))*(A95-AS)
F3=(0.975*A95+0.025*AE)*PA(J)
F=F1+F2-F3
CF=F/(AT*PC(M))
PR=PC(M)/PA(J)
WRITE(6,110) F,CF,PR,PA(J),PS(K),ES,E95,K,J
110 FORMAT(1H ,1F8.1,1F8.3,1F10.1,2F10.3,2F8.2,2I5)
50 CONTINUE
70 CONTINUE
80 CONTINUE
90 CONTINUE
100 CONTINUE
STOP
END

```

航空宇宙技術研究所報告 447号

昭和51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)47-5911(大代表)千182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
