

真空シュミレーション用ディフューザの性能評価

岩間 彬・辛島桂一・山谷寿夫・霜田正隆

1. はじめに

1966年12月、能代実験場にて地上燃焼実験が行なわれた。ミュー・ロケット3段目のモータ、M-30から、上段ロケット・モータは排気ガスによる吸込み式のディフューザをつけた真空槽のなかにおいて真空シュミレーション燃焼をさせ、数多くの計測データをとったあと、打上げに移してきた。実物モータを低圧雰囲気において性能を計測することは、精度と信頼度の高いバリスティック・レンジを推定するために欠かせない。現在、真空シュミレーションの方法には次の3種が挙げられる。

第1は、モータ全体をそれより遙かに大きな容量をもつ真空容器に入れ、燃焼ガスを排気速度、容量のきわめて高い真空ポンプで排出する方法である[1][2]。同時に、高温排気ガスによる圧力上昇を緩和するために、液体ヘリウムや液体窒素で冷却したダクトのなかを通し、水蒸気、炭酸ガスの急速凝結をさせ、燃焼前後において圧力差を小さくする努力もなされている。

第2は水流ポンプと同じ原理で2次流体高圧水蒸気、燃焼ガス、水などによる ejection 効果によりできた減圧の場を利用するやり方である。

そして、第3はモータを、それが入るだけの比較的容量の小さい真空槽におき、ディフューザへノズルがつき入るようにとりつけ、排気ガス自身の ejection 効果を利用して減圧する本法[3][4][5][6][7]、などが主なものであろう。

前二者はロケット・モータの能力がちょっと大きくなると設備は大がかりになって、実験費は飛躍的に高くなる。主カスラスタを対象とする限り、経済的にひき合わぬが、スピン、制御、アポジ、ペリジ・モータにあてるミゼット・ロケット、微小推力スラスタの性能を知るためには重要な試験設備である。これらはノズル外側の背圧を自由に調節できる長所があり、シュミレーションには最もかなった条件をつくりだすことができる。これに対しディフューザ法は背圧が主として内圧の大きさによって決まってしまう、真空度をパラメータにして実験できないうらみはあるが、設備と運転にかかる費用は前二者と比較にならぬほど低廉である。ただし、ロケット・モータの寸法が変わるとディフューザもそれに応じて作り変えねばならない。

この報告は1966年11月から12月にかけて能代実験場にて行なわれた M-40-1 および M-30-1 モータの燃焼実験におけるディフューザの長さ方向の静圧分布と真空槽圧の測定結果を中心として、いままで使用してきたディフューザを性能評価し、考察を加えている。

記 号

a^* : 臨界音速

A_d : ディフューザ断面積

A_t : ノズル・スロート断面積	M : マッハ数
A_e : ノズル出口面積	r : ノズルまたはディフューザの半径
F : 推力	γ : 比熱比
p_0 : 総圧	脚符
p_a : 大気圧	1: ノズル出口
p_b : ノズル外側の背圧	2: ディフューザ入口
p_c : 燃焼室圧力	3: ディフューザ出口
p_e : ノズル出口静圧	b : 真空槽
v : 流れの速さ	c : 燃焼室
M^* : v/a^*	$*$: ノズル咽喉部

2. ディフューザの機能と真空シュミレーション実験法

ディフューザの役割は、宇宙環境に合わせて開口比 (A_e/A_t) を大きくとったロケット・モータを大気圧下で燃焼させるとノズル出口付近において衝撃波が生成し静圧が急激に1気圧まで立ち上がって燃焼ガス流がはく離するのを防ぎ、ejection 効果によりモータを包む外圧を下げることにある。

すなわち、大気圧下では次の右辺第2項が負になって見掛けの推力が低下し性能が過小評価されないよう、 $p_a \gg p_b > p_e$ と第2項が正になる条件をつくり出すことがディフューザに要求される。

$$F = A_t p_c \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{1 - (p_e/p_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right\}} + (p_e - p_a) A_e \quad (2-1)$$

ディフューザは出口付近で衝撃波が生成して大気圧と筒内圧を一致させているが、燃焼室圧力がさがってくると衝撃波は上流へ向かって移動し、ノズル流にはく離を起こさせる。このときの臨界圧力 (p_c)_{min} が小さいものほど性能のよいディフューザである。定常燃焼状態において、この衝撃波がディフューザ出口付近のどの位置にあるか、強さはどの程度であるかは、ディフューザ自身の幾何学形状、燃焼ガスの流体力学的性質、燃焼条件によって定ま

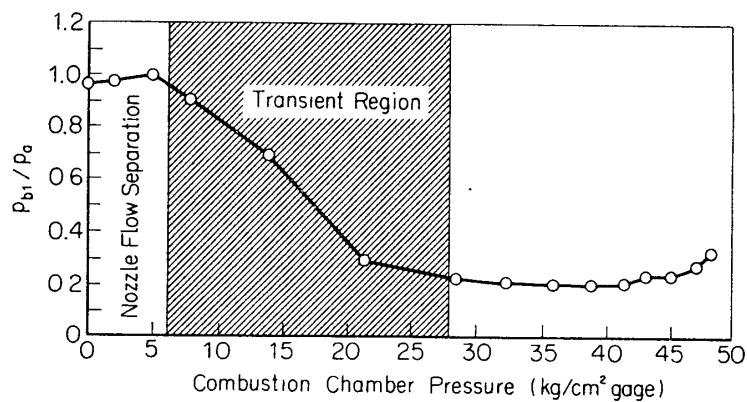


Fig. 1 Relation between nozzle back pressure and combustion chamber pressure

るが、一般的にいてエントロピ損失を抑えるためにディフューザの長径比(L/D)を大きくとり、大気圧とできるだけスムーズに連続した圧力分布となることが望ましい。

図1に示すように、 p_{b1}/p_a (p_{b1} の値は、exactな計測ができないのでreferenceとしてノズル出口にもっとも近い圧力孔の計測値をここでは採る)は p_c をある値以上にすれば急激に低下し、ノズル流のはく離は消失し、ejection効果が現われ、 $(p_c)_{min}$ の計測は容易である。このように定断面ダクト型ディフューザは燃焼末期に圧力がさがり始めると、すぐ衝撃波がノズルに移り、真空シュミレーションに対する実効圧力が高く、比推力、推力が過小評価になりがちになる。これに対し、二次スロート型ディフューザでは $(p_c)_{min}$ をずっと低くすることができるが、この実験には用いられていない。

図2および図3は、それぞれM-40-1モータ用ディフューザと付属真空槽の略図および計測器の配置図である。ディフューザは軟鋼製で内径500mm、長さ3,570mm、側は二重になっていて、燃焼中は冷却水を通じ、内管の保護と圧力測定用ガス導入口を冷却

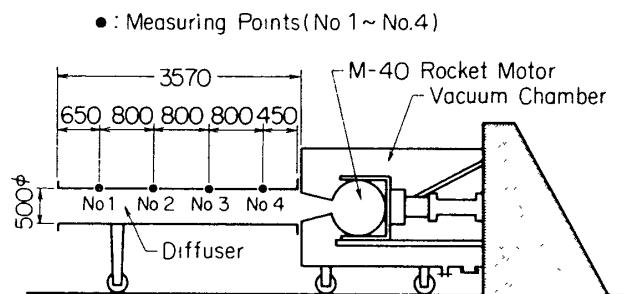


Fig. 2 M-40 diffuser

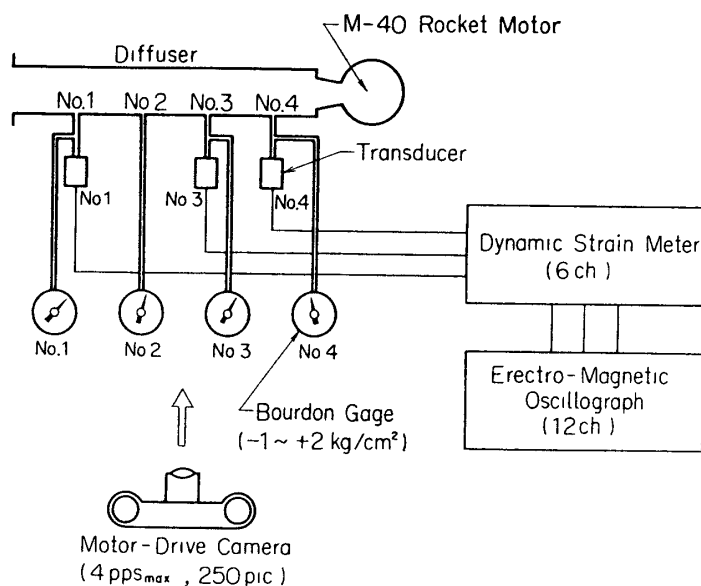


Fig. 3 Measurement system for M-40 diffuser

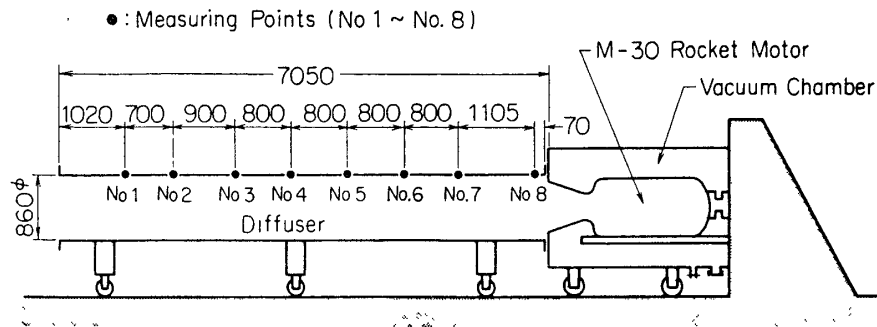


Fig. 4 M-30 diffuser

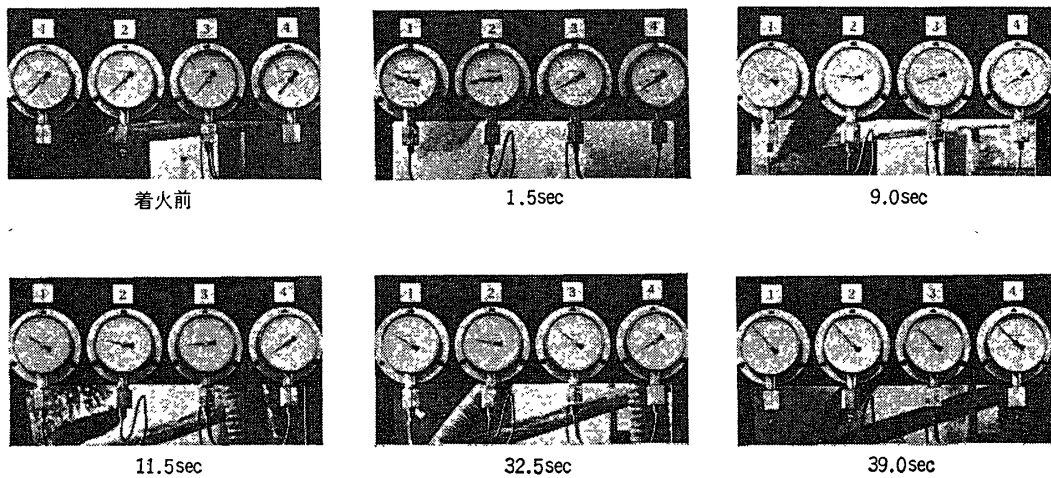


Photo. 1 Illustrative bourdon gage indications of static pressure in M-40 diffuser during burning

している。ノズル出口は真空槽とディフューザの接合部に位置しているが、ディフューザの内筒は約 40 mm 真空槽の中へ突出し、その長さだけノズルが押し込まれた形になっている。M-30 ディフューザは内径 860 mm、長さ 7,050 mm と M-40 用よりも L/D がやや大きい。

圧力測定用取出し口の位置は図 2 および図 4 に示すように M-40 ディフューザについては 4 箇所、M-30 に対しては 8 箇所設け、ブルドン管圧力計とひずみゲージ型圧力トランスデューサを併用して静圧分布を測定した。ブルドン管の指示は遠隔操作によって、モータ・ドライブ・カメラで 0.7 frame/sec の速度で撮影し (写真 1)、ひずみゲージによる計測値と比較した。

3. 実験結果と検討

図 5 は、M-40-1 燃焼実験におけるディフューザ静圧のブルドン管とひずみゲージ型圧力ピックアップによる測定値および燃焼圧力曲線との相関を示している。ノズル出口に近い No. 4 の位置を除いてブルドン管と圧力ピックアップとの間に計測値の違いはきわめて少な

く、燃焼末期においてディフューザの中をノズルへ向かって衝撃波が移動する時点も明確にわかる。 $p_d(\text{No. 4})$ の誤差は、この位置が排気ガス・フレアの内側にあり、後述するように、すぐまえの上流方向にある斜めの衝撃波と動圧分の影響を多少とも受けていることが原因と思われる。したがって、燃焼圧力が高くなると No. 4 の圧力指示だけは高くなっているけれども、No. 1~No. 3 の位置の静圧は流速 v_e が増せば当然のことながら ejection 効果により、低下している。

燃焼末期における M-40 ディフューザの p_c に対する $p_d(\text{No. 4})/p_a$ との関係を示す図 1 をもとに $(p_c)_{\min}$ を求めると $25\sim 28 \text{ kg/cm}^2$ となり、次節に述べる解析結果とよく一致している。また、M-30 ディフューザの $(p_c)_{\min}$ は $18\sim 20 \text{ kg/cm}^2$ で、M-40 用と比べて性能はよい。燃焼時におけるディフューザ内に生成した standing shock wave の位置は、No. 2 と No. 3 の中間に、M-30 ディフューザでは No. 1 と No. 2 の中間にあると図 5 および図 6 から推定される。衝撃波の位置と移動する時期はブルドン管圧力計のみでも十分知ることができる。

以後、真空シュミレーションによる地上燃焼は鋼製チャンバ、FRP モータのみならず、

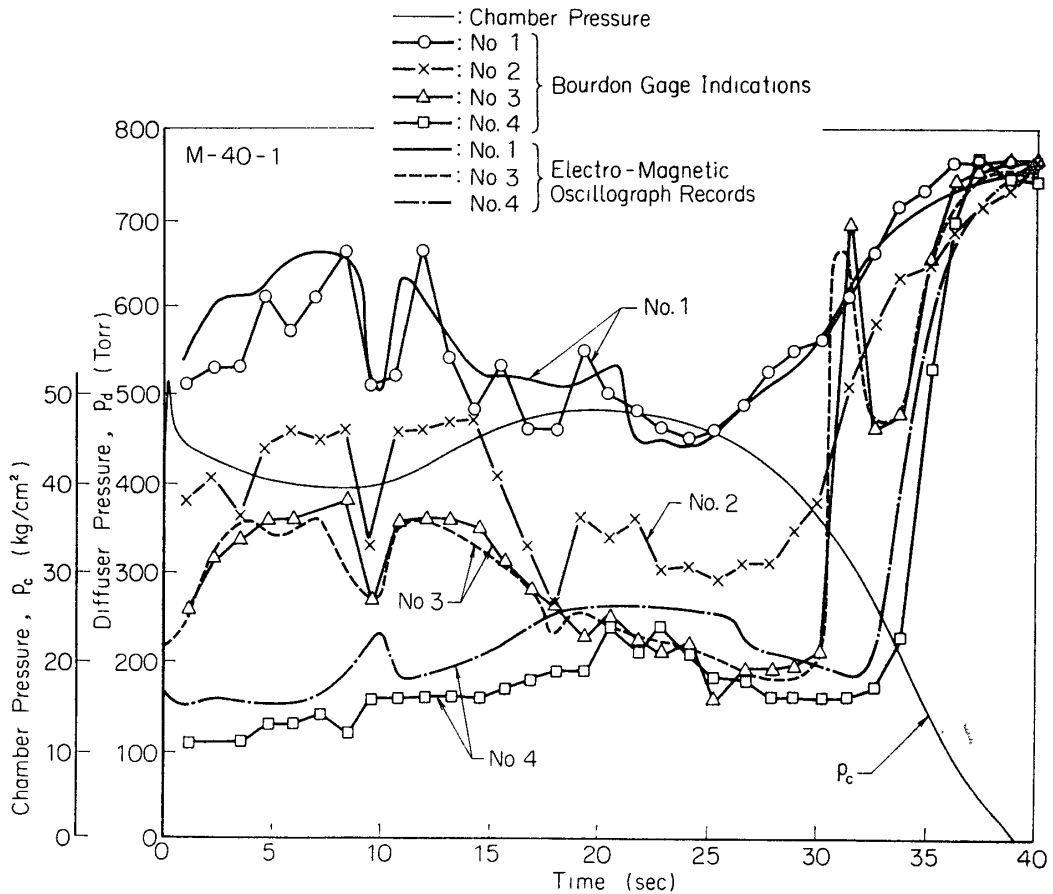


Fig. 5 Relation between static pressure-time history of M-40-1 diffuser and chamber pressure-time history

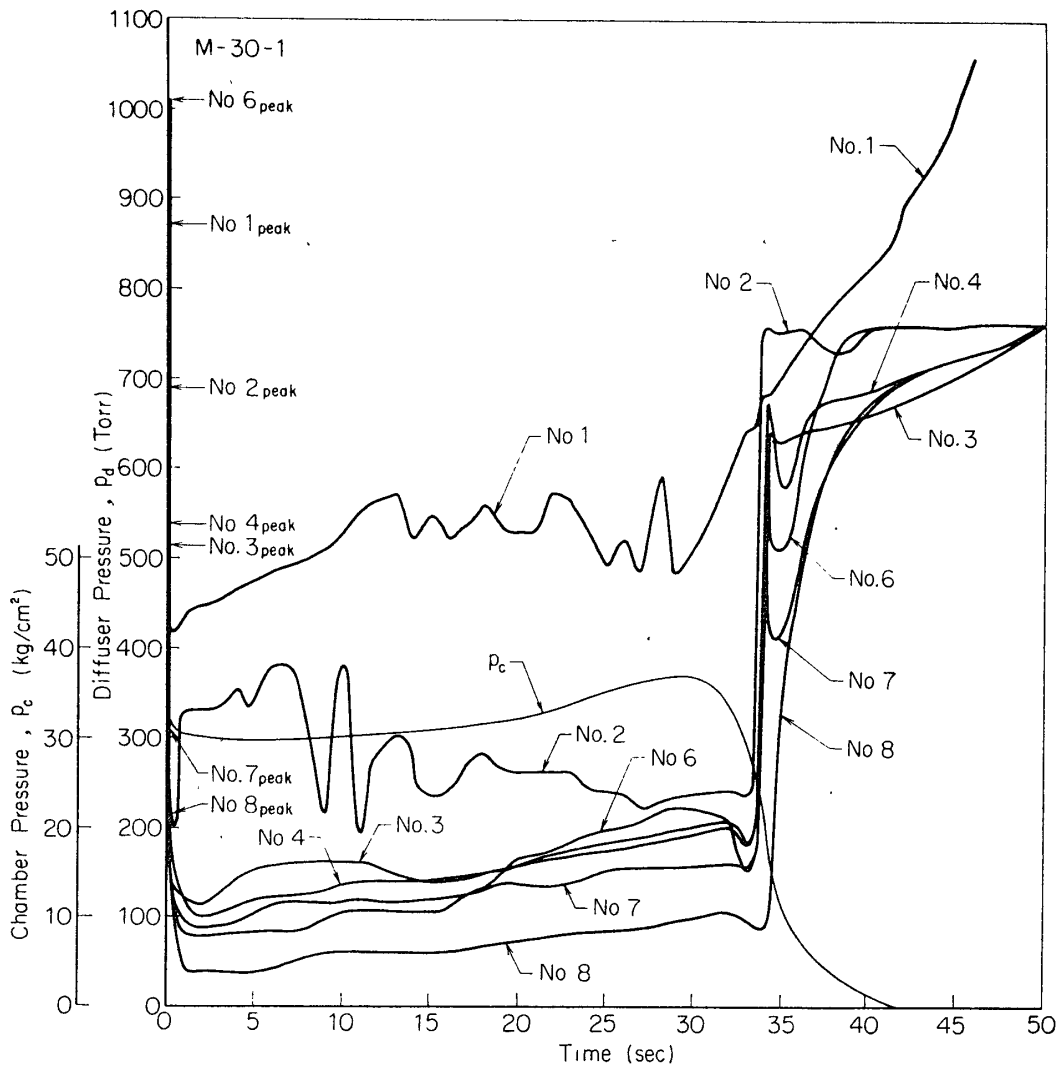


Fig. 6 Relation between static pressure-time history of M-30-1 diffuser and chamber pressure-time history

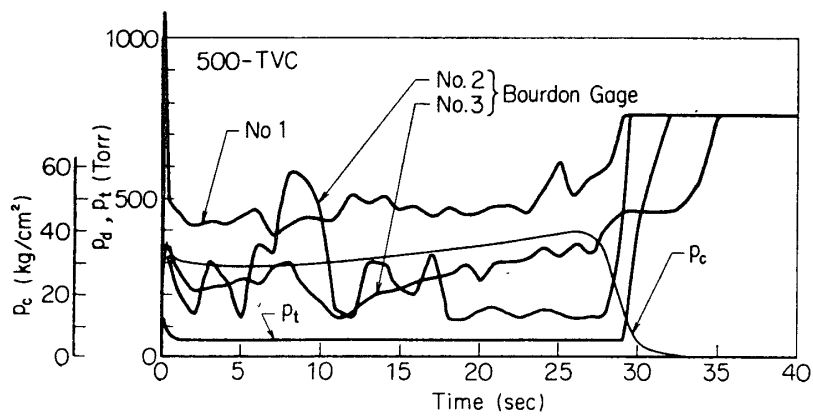


Fig. 7 (a)

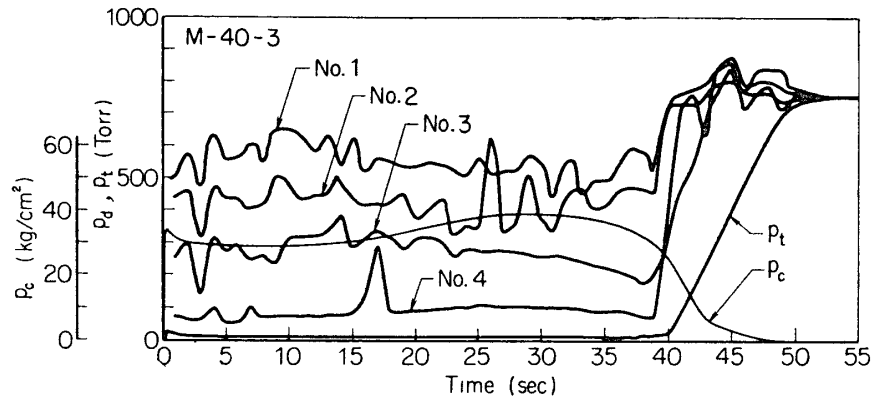


Fig. 7 (b)

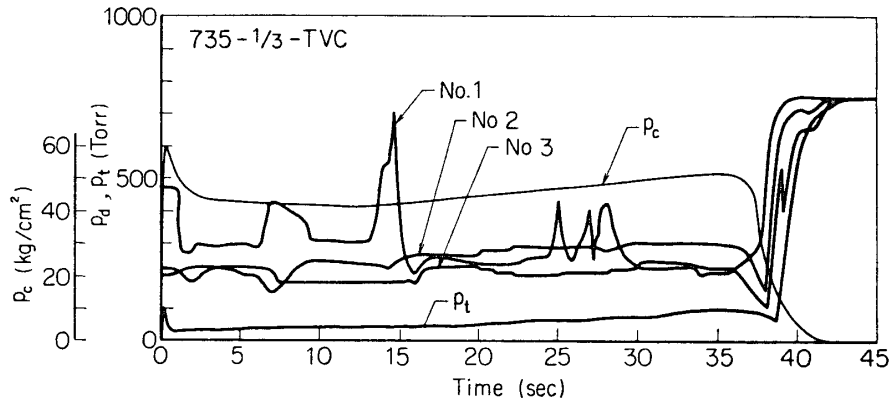


Fig. 7 (c)

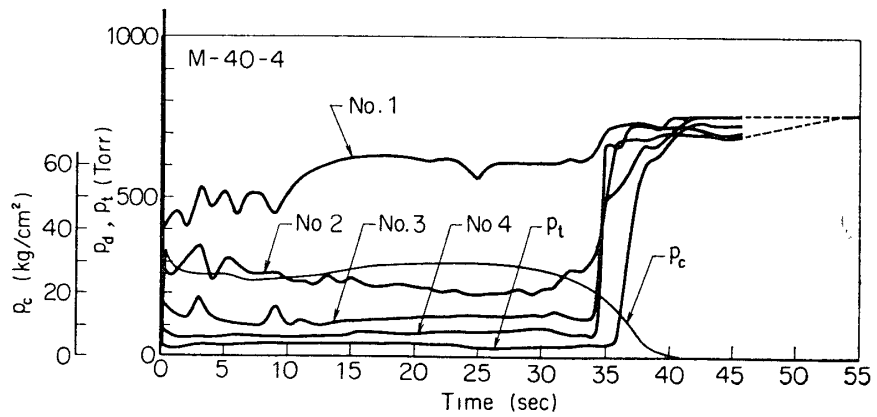


Fig. 7 (d)

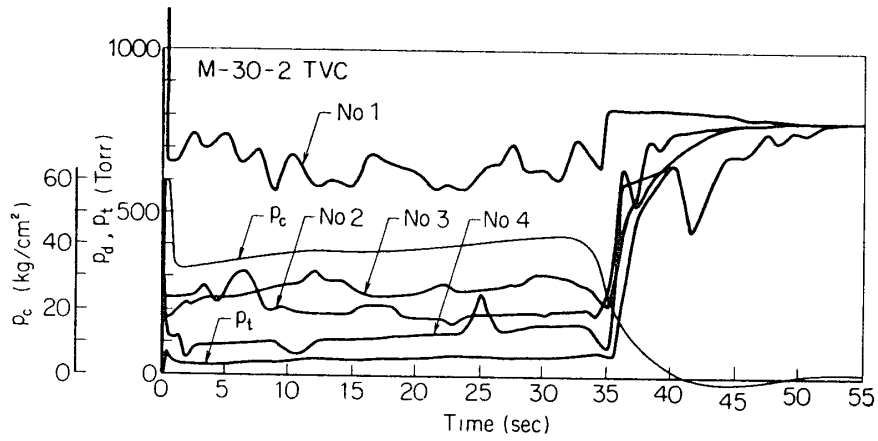


Fig. 7 (e)

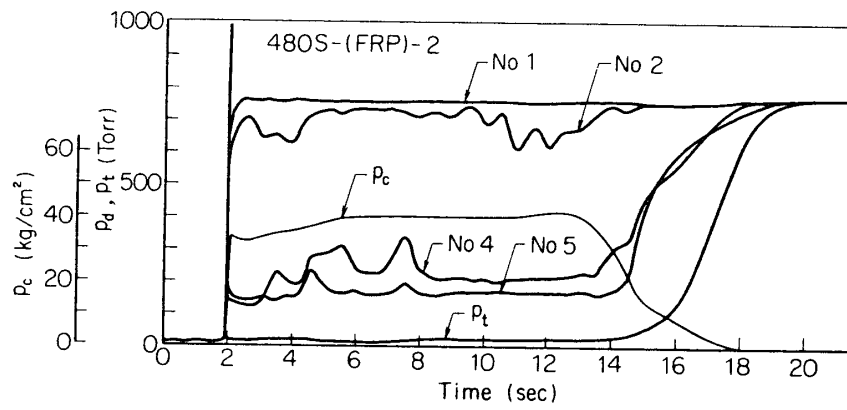


Fig. 7 (f)

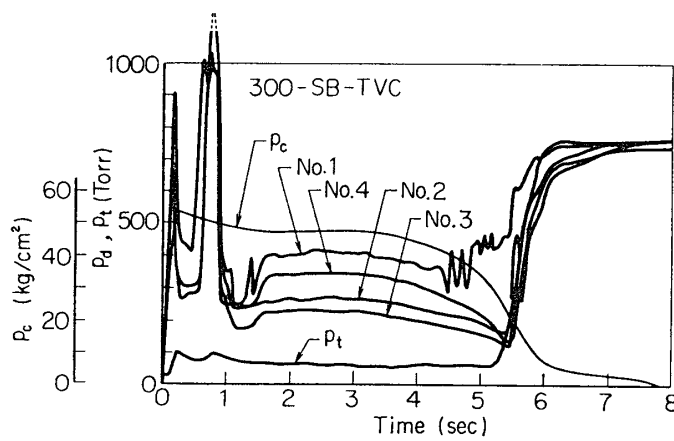


Fig. 7 (g)

Fig. 7 Pressure-time histories of some constant-area-duct type diffusers for miscellaneous rocket motors

表 1 ディフューザとロケット・モータ・ノズルの諸元

	ノズル・スロート径 (mm)	ノズル・出口径 (mm)	A_e/A_t	ディフューザ径 (mm)	ディフューザ長さ (mm)	L/D	最低運転圧力 (kg-wt·cm ⁻²)
500(FRP)-TVC	100	359	12.4	510	3,570	7	38*
M-40-3	69	308.6	20	425	3,570	8.4	30
735-1/3-TVC	141	564	16.2	700	4,500	6.4	26
M-40-4	84	358.6	18.2	425	3,570	8.4	22
M-30-2-TVC	166	691.7	17.4	860	6,050	7	20
480 S(FRP)-2	58	327.1	31.8	392	2,500	6.4	27
300-SB-TVC	160	598.4	14	700	4,500	6.4	20

* ブルドン管指示データをもとに求めた。

二次噴射による推力ベクトル制御装置付モータについても繰り返し行なわれた。その要約は表 1 にまとめてあり、ディフューザ圧力曲線および関連計測値が図 7 (a)~(g)に示されている。

4. 理論解析

この問題は Free Jet Type Supersonic Wind Tunnel の始動に関するものと等価である。解析は Hermann [8] の方法によった。

- 仮定
1. 粘性の効果は無視する。
 2. ディフューザの各断面内の物理量は一様とする。
 3. ディフューザ内で一本の Normal Shock Wave を通して流れは超音速から亜音速になる。
 4. 亜音速ディフューザの圧力回復係数は 0.8 とする。

図 8 の破線で囲まれた部分を調査面として、領域 (1), (2) の間の保存則を考えると

$$\text{質量} \quad \rho_1 v_1 r_1^2 = \rho_2 v_2 r_2^2 \quad (4-1)$$

$$\text{運動量} \quad \rho_1 v_1^2 r_1^2 + p_1 r_1^2 + p_b (r_2^2 - r_1^2) = \rho_2 v_2^2 r_2^2 + p_2 r_2^2 \quad (4-2)$$

$$\text{エネルギー} \quad \frac{1}{2} v_1^2 + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p_1}{\rho_1} = \frac{1}{2} v_2^2 + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p_2}{\rho_2} = \frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)} a^{*2} \quad (4-3)$$

を得る。(4-1), (4-3) 式を用いて (4-2) 式を整理すると,

$$M_2^{*2} - k M_1^{*2} + 1 = 0 \quad (4-4)$$

ただし,

$$k = \frac{\left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \frac{1}{f'} \right) M_1^{*2} - \frac{1}{f'}}{M_1^{*2}}$$

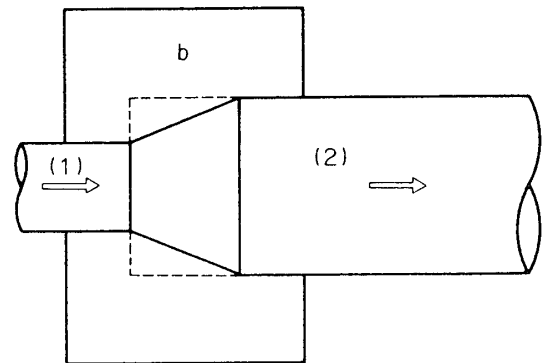


Fig. 8 Schematic arrangement of rocket motor, vacuum tank and diffuser

$$f = \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^2, \quad f' = \frac{f}{1+(1-f)\nu}, \quad \frac{p_b}{p_1} = 1+\nu$$

(4-2) 式の二つの解を $M_{2\alpha}^*$, $M_{2\beta}^*$ ($M_{2\alpha}^* > M_{2\beta}^*$) とすると,

$$M_{2\alpha}^* \cdot M_{2\beta}^* = 1 \quad (4-5)$$

したがって,

$$M_{2\alpha}^* \geq 1 \geq M_{2\beta}^* \quad (4-6)$$

すなわち, 領域(2)において超音速および亜音速の解を得る.
領域(1), (2)の総圧比は次式で与えられる.

$$k_p(M_2) = \frac{p_{02}}{p_{01}} = f \left(\frac{M_1^*}{M_{2\beta}^*}\right)^{\gamma+1} \left(\frac{M_2}{M_1}\right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \quad (4-7)$$

とくに亜音速解 $M_{2\beta}$ に対する総圧比はノズルの始動に必要な最小限の圧力比(亜音速デ
ィフューザの工率が100%の場合)を与えるもので, これを Optimum Starting Pressure
Ratio という. つまり(4-7)式によって

$$\text{O. S. P. R.} = k_p(M_{2\beta}) = f \left(\frac{M_1^*}{M_{2\beta}^*}\right)^{\gamma+1} \left(\frac{M_{2\beta}}{M_1}\right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \quad (4-8)$$

真空槽圧力 p_b を決定する確実な理論的根拠は見出されていない. (4-4)式の超音速解の
物理的実現性を種々の真空槽圧力に対して検討してみると, $f < 1$ の場合には等エントロピ
的加速が最も妥当であると考えられる. この妥当性に関しては, あとに理論値と実験値との
比較によって証明されるであろう.

5. M-40 ロケット・ノズルとディフューザに関する数値計算

M-40-1 ロケット・ノズルと拡散筒の寸法は下記の通りである.

$$r_1^* = 40 \text{ mm} \quad (\text{ノズル咽喉部半径})$$

$$r_1 = 179 \text{ mm} \quad (\text{ノズル出口半径})$$

$$r_2 = 250 \text{ mm} \quad (\text{ディフューザ半径})$$

燃焼ガスの比熱比を $\gamma = 1.24$ とすると

$$M_1 = 3.928 \quad (M_1^* = 2.462)$$

である. 等エントロピ加速に対する(4-4)式の解は

$$f = 0.5127$$

$$M_{2\alpha} = 4.398 \quad (M_{2\alpha}^* = 2.554)$$

$$M_{2\beta} = 0.3729 \quad (M_{2\beta}^* = 0.3915)$$

$$\nu = -0.4210$$

となる.

(A) Normal Shock Theory による始動圧力

これは理論的に考えられる最低の始動圧を与えるもので

$$p_{03}/p_{01} = 15.1$$

p_{01} を燃焼室圧力に, p_{03} を大気圧にとれば

$$(pc)_{\text{normal}} = 15.1 \text{ kg-wt} \cdot \text{cm}^{-2}$$

すなわち、M-40 モータ・ノズル-ディフューザ系の始動圧力は $15.1 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$ まで理論的には下げ得る。

(B) 実際の始動圧力

$$k_p(M_{2\beta}) = 4.405 \times 10^{-2} = \frac{p_{02\beta}}{p_{01}}$$

仮定より

$$\frac{p_{03}}{p_{02\beta}} = 0.8$$

したがって最小始動圧力比 (M. S. P. R.) は,

$$\frac{p_{01}}{p_{03}} = 28.38$$

この始動圧力は $(p_c)_{\text{normal}}$ に比較してきわめて高く、現在のディフューザの性能はよくないと考えられる。いま、ディフューザの効率を次のごとく定義すると

$$\eta = \frac{(p_c)_{\text{normal}}}{(p_c)} \quad (5-1)$$

現在の拡数筒に対しては

$$\eta = 0.532$$

また、この場合の真空槽圧力は次式で与えられる。

$$\frac{p_b}{p_c} = 0.5790 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 2.578 \times 10^{-3}$$

$p_c(\text{kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2})$	$p_b(\text{理論値 Torr})$	$p_b(\text{実験値 Torr})$
30	57	50
35	66	35
40	76	17.5~35
45	85	22.5~35

実験データによれば最上流静圧測定点 (圧力孔 No. 4) の静圧が定常に達する燃焼室圧力は $25\sim 28 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$ 前後である。この値は $(p_c)_{\text{min}} = 28.4 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$ となった理論値とよく一致している。なお念のため圧力孔 No. 4 の静圧の大きさを簡単に見積ると次のようになる。

図 9 において

δ = 境界流線のノズルからの入射角
(ノズルの半開角にとる)

β_s = 衝撃波角

$p_{\text{No. 4}}$ = 圧力孔 No. 4 の静圧

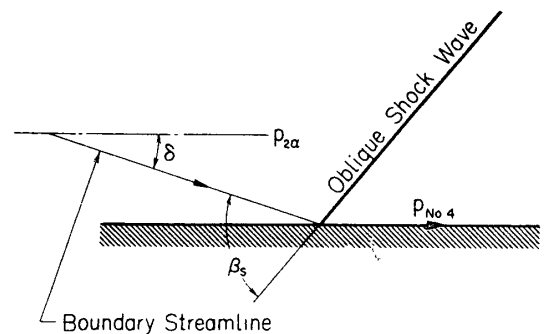


Fig. 9 Flow aspect near the entrance of diffuser

とすれば,

$$\nu = -0.4210, \quad M_{2\alpha} = 4.398, \quad \delta = 17.5^\circ \quad \text{に対して} \quad \beta_s = 23.1^\circ \text{ (注)}$$

$$\frac{p_{2\alpha}}{p_c} = 2.026 \times 10^{-3}, \quad \frac{p_{\text{No.4}}}{p_{2\alpha}} = 3.189$$

ゆえに

$$\frac{p_{\text{No.4}}}{p_c} = 6.461 \times 10^{-3}$$

この値を実測値と比較すると表 2 のようになり, よく一致している.

表 2 M-40-1 ディフューザの No. 4 位置の測定圧と理論の比較

燃焼室圧力 (kg-wt·cm ⁻²)	$p_{\text{No.4}}$ (理論値 Torr)	実験値
30	143	160
35	166	152
40	190	152
45	214	175
49	233	235

6. 拡散筒の性能を向上させる方法

前節で指摘したごとく M-40-1 ロケット・モータのディフューザの性能はきわめて悪く, そのため必要以上に大きな始動圧力が要求され, 同時に運転圧力も高くしておかねばならない. ロケット・モータの燃焼室圧力が高く, したがって始動に必要な圧力比が十分供給できるならば, 始動圧力が高くても問題ないが, 運転圧力が高いのは, それだけモータの真空シュミレーションにおける燃焼秒時が短縮されることを意味する. また, 真空槽圧力の大きさが直接推力の実測値に影響をおよぼすことも考慮しなければならない. いずれにしても, ディフューザ法では他の真空シュミレーション法と異なり全燃焼時間とそれに続く残存推力発生期間を通じて雰囲気圧を一定に保つことができないだけに, 始動圧力, 運転圧力および真空槽圧力の 3 点について, どのような値を必要とし, ディフューザの性能をそれに応じ向上させるかはモータの地上燃焼試験の philosophy に依存している.

定断面ダクト型ディフューザは始動圧力と運転圧力はほぼ同じであるが, 始動圧力と真空槽圧力は現在のままで, 運転圧力のみを最小にすることを考えてみたい. この目的のためには, 拡散筒に第 2 咽喉部を設け Converging-Diverging Diffuser にするのがよい. 始動のためにはノズル出口とディフューザの間にある, いかなる不連続面も第 2 咽喉部を通して呑み込まなければならないので, ノズル咽喉部における流量が亜音速解の場合にも第 2 咽喉部における流量と等しく, さらに第 2 咽喉部において再び音速に達するという条件で第 2 咽喉部の最小許容断面積が決定される.

$$r_{2*}^2 \geq \frac{1}{k_p(M_{2\beta})} r_{1*}^2$$

注) β_s の正確な値の計算は厄介であるから $\gamma=1.4$ の結果から推定した.

ゆえに

$$(r_{2*})_{\min} = 191 \text{ mm}, \quad M_{2*} = 4.034$$

第 2 咽喉部に Normal Shock Wave が存在するとき最小運転圧力比 (Minimum Running Pressure Ratio) を与えるから,

$$\text{M. R. P. R.} = \left(\frac{p_{01}}{p_{03}} \right)_{\min} = 17.13$$

$$(p_c)_{\text{running}} \geq 17.2 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$$

したがって

$$\eta = 0.878$$

始動圧力を小さくするためにはディフューザの直径を小さくすればよい。一例として、 $r_2 = 200 \text{ mm}$ とすれば

$$f = 0.8010, \quad M_{2\alpha} = 4.104 (M_{2\alpha}^* = 2.499), \quad M_{2\beta} = 0.3816 (M_{2\beta}^* = 0.4002)$$

$$\nu = -0.1226, \quad k_p (M_{2\beta}) = 6.734 \times 10^{-2}$$

$$\text{M. S. P. R.} = 18.56$$

$$(p_c)_{\text{start}} \geq 18.6 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$$

ただし、この場合真空槽圧力が幾分高くなる

$$p_b/p_c = 3.907 \times 10^{-3}$$

7. 結 論

(1) M-40-1 の地上燃焼試験用ディフューザの性能は非常に悪い。Normal Shock Theory による最小始動圧は $15.1 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$ であるのが、実際の始動圧力は $28.4 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$ を必要としている。そのほかの、M. S. P. R. (M. R. P. R. もこれにほぼ等しい) は表 1 に示すように、ディフューザの L/D が大きいものほど、 A_d/A_e が小さいものほど、低くすることができる。

(2) 始動圧力を低くするためには、ディフューザの直径を現在より小さくすればよい。たとえば M-40 ディフューザ直径を 400 mm にすれば始動圧力は $18.6 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$ まで低下すると期待できる。ただし、この場合真空槽圧力は増加する点に注意する必要がある。

(3) 運転圧力を低くするためにはディフューザに第 2 咽喉部を設け、Converging-Diverging Diffuser にすればよい。ディフューザ直径 500 mm のとき、M-40 始動圧力は $28.4 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$ であるが、運転圧力は $17.2 \text{ kg-wt}\cdot\text{cm}^{-2}$ まで低下する見込みがある。

以上の理論的取扱いにおいては、燃焼ガスの粘性の効果が無視されている。ガスは高温のため粘性の影響は大きいと考えられる。その効果は定性的にいて、幾分の流量損失を除き、結果的には燃焼気流中にある大きさの抵抗体をそう入したのと等価となり、したがってこれによる運動量の損失が、始動圧力、運転圧力、および真空槽圧力の増加をもたらすと期待され、これらの値はマッハ数の増加とともに大きくなる。最良のディフューザを設計する

ためには、粘性の効果を無視すべきではなく、考慮に入れることは容易である。

(4) M-30 ディフューザの最小始動圧力は $18\sim 20 \text{ kg/cm}^2$ と、M-40 ディフューザと比べて低く、 L/D , A_d/A_e とも、この設計で十分と思われ、二次スロート型にわざわざ変える必要はない。

(5) ディフューザによる真空シュミレーションには限界がある。この実験によって得られた推力-時間曲線から飛しょう経路を算出すれば、実際と大きな食い違いがでるであろう。しかも、それは常に過小評価の方向にずれる。

1972年6月10日 材料部

参 考 文 献

- [1] 望月 昌: 工業火薬協, **26**, 4, 23~27 (1965)
- [2] 長友信人: 航空宇宙学会誌, **18**, 308~311 (1970)
- [3] P. F. Massier and E. J. Roschke: Progress in Astronautics and Rocketry Vol. 2, 3~75, Academic Press, New York 1960
- [4] A. Holzman, S. Tick and E. Hinck: *ibid*, 77~88
- [5] G. V. R. Rao: *ibid*, 89~93
- [6] V. Ilsen: *ibid*, 95~98
- [7] J. Chamberlain: *ibid*, 99~116
- [8] R. Hermann and K. O. Thompson: AEDC Tech, Note 59~72, July 1959