

UDC 621.453/.457.  
032;  
621.694

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-313

ロケット・エンジン高空性能試験用  
ディフューザの設計計算

宮島 博・阿部 登・木皿且人

1976 年 9 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# ロケット・エンジン高空性能試験用 デューザーの設計計算\*

宮島 博\*\*阿部 登\*\*木皿 且人\*\*

## Design Calculation of Diffusers for Rocket Engine Altitude Simulation

By Hiroshi MIYAJIMA, Noboru ABE, and Katsuto KISARA

This paper describes two methods directly applicable to zero-secondary-flow ejector design from the calculation methods employed by the authors during the experimental studies on ejectors for rocket engine altitude simulation. One method is that of predicting the starting pressure ratio of a second throat diffuser, developed by German et al. This method is computerized and a parametric study was conducted. The other concerns a better method of predicting the capsule pressure ratio based on the angular reattachment criteria of ONERA group. New angular reattachment criteria for large area ratio nozzles are correlated using available experimental data. Calculated results are shown to be in satisfactory agreement with the NAL data.

Program lists are given in the appendix.

### 概 要

筆者らが、ロケットエンジン高空性能試験用エゼクタの実験的研究をおこなった過程で使用した計算法のうち、簡単に設計に直接使用できるものについて述べた。スタート圧力比についてはGermanらの方法をプログラム化し、各種パラメタの効果を計算するとともに、いくつかの問題点を示した。低圧室圧力比に関しては、ONERAのグループによって提案された再付着角度の考えをもとにして新しい再付着角度相関式を求めた。この相関式を用いる低圧室圧力の計算法について述べ、この方法の採用によって低圧室圧力の予測の改良がなされることを示した。

プログラムリストを付録に示す。

### 1. ま え が き

ロケット・エンジンの高空性能のシミュレーションを地上でおこなうための低圧環境は、エンジンの噴流と超音速デューザーを組み合わせた零2次流エゼクタと必要に応じ

てその背圧をさげるための排気システムによって得られる。零2次流エゼクタ用のデューザーの設計に当って最も重要なことは、与えられたデューザー背圧に対して超音速デューザーとして作動する最小の燃焼室圧力、すなわち、最小スタート圧力比（燃焼室圧力／背圧）の要求を満足させることである。また、試験の目的によっては、シミュレーション高度の要求も満足させなければならない。

超音速デューザー内の流れは、複雑なショック・システムや大きな逆圧力勾配等のため、軸対称流れに関する厳密な解析は現状では困難である。また、零2次流エゼクタの場合には、風洞の場合とは異なり、ノズル出口面における急激な形状変化とフリージェットの存在によって流れはさらに複雑になる。しかしながら、スタート圧力比の推定にはGermanら<sup>1,2)</sup>の方法がノズルとデューザーの相対位置が適当であれば、設計に使用可能であることが示されている<sup>3)</sup>。一方、シミュレーション高度、または、低圧室圧力の推定には前報<sup>3)</sup>ではデューザー壁面までノズルから等エントロピ膨張したときの静圧、または、Korst<sup>4)</sup>の基底圧理論による基底圧を用いたが、いずれも実験と満足な一致を示さなかった。従って、低圧室圧力のより良い

\* 昭和51年7月26日 受付

\*\* 角田支所

推定方法が望まれる。

この資料は、現在筆者らがロケットエンジン高空性能試験用のディフューザの設計に使用可能であると考えている計算法について述べたものである。スタート圧力比に関しては前述の German らの方法をプログラム化し、各種パラメタの効果を計算するとともに、いくつかの問題点を示した。また、低圧室圧力に関しては、ONERA のグループによって提案された再付着角度の考え方<sup>5)</sup>に基礎をおいて、文献の実験データをもとにして新しい再付着角度相関式を求めた。この相関式を用いる低圧室圧力の計算法について述べ、この方法の採用によって低圧室圧力の予測の改良がなされることを示した。

ここで示す方法はディフューザに対する要求性能がそれほどきびしくない場合には有効であろうが、性能および寸法の要求がきびしい場合にはモデル試験等によって設計性能を確かめる必要があろう。

	使用記号
A	面積
$C_f$	まさつ係数
C	Crocco のパラメタ $u/\sqrt{2C_p T_t}$
$C_p$	定圧比熱
D	直径
F	力
f	まさつ力
L	長さ
M	マッハ数
m	質量流量
P	圧力
$P_b$	ディフューザ背圧
$P_c$	低圧室圧力
$P_D$	ディフューザ入口平行部再付着点下流の静圧
$P_R$	セコンド・スロート斜め部静圧
$P_s$	短いセコンド・スロート出口のはくり部の静圧 (図 6 参照)
$P_t$	ノズル全圧
$P_{tx}$	垂直衝撃波前方の全圧
$P_{ty}$	垂直衝撃波背後の全圧
R	ガス定数
$\bar{R}$	半径座標
r	半径
T	静温度
$T_t$	全温度
u	速度
$u_2$	非粘性ジェット境界の速度

X	非粘性ジェット境界にそった座標
$\bar{X}$	軸方向座標
x	(26)式であらわされる座標
Y	ジェット境界に垂直な座標
y	(26)式であらわされる座標
$\gamma$	比熱比
$\epsilon$	うず粘度
$\varphi$	$u/u_2$
$\eta$	$\sigma x/y$ , (29)式
$\psi$	再付着角度
$\sigma$	相似パラメタ
$\theta$	角度

添字および上つき記号

1, 2, 3 軸方向位置, 2.2 節においては 2 は非粘性ジェット境界をあらわす。

D	ディフューザ入口平行部
DO	ディフューザ入口, 1 次元
I	非粘性ジェット境界の衝突点
j	j 流線
m	(26)式であらわせる $y_m$ における性質
NE	ノズル出口
R	ディフューザ斜め部又は基準位置
s	はくり状態
sp	球形の
ST	セコンド・スロートまたは最小スタート
X	軸方向
*	ノズルスロートまたは特性値

## 2. 計 算 式

### 2.1 デイフューザ・スタート圧力比の計算

風洞のスタートの問題では垂直衝撃波理論<sup>6)</sup>が用いられるが、比較のために、セコンド・スロート・ディフューザ・プログラム (STD) に垂直衝撃波理論による計算も含めた。

#### 2.1.1 垂直衝撃波理論

図 1 において、全圧  $P_t$  の気体は等エントロピ的にディフューザ入口面積  $A_D$  まで膨脹し、 $A_D$  においてひとつの垂直衝撃波によって背圧  $P_b$  に等しい圧力になったときをスタート条件とする。衝撃波前方の一次元マッハ数を  $M_{DO}$  とすれば、等エントロピ関係から、

$$\frac{A_D}{A^*} = \frac{1}{M_{DO}} \left[ \left( \frac{2}{\gamma+1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{DO}^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

衝撃波前面の静圧を  $P_x$  , 背面のそれを  $P_y$  とすれば,

$$\frac{P_t}{P_x} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{DO}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

垂直衝撃波の関係から,

$$\frac{P_y}{P_x} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_{DO}^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \quad (3)$$

従って, 最小スタート圧力比  $(P_t/P_b)_{ST}$  は,  
 $P_b \cong P_y$  として

$$\left(\frac{P_t}{P_b}\right)_{ST} = \frac{P_t}{P_x} \cdot \frac{P_x}{P_b} \quad (4)$$

また, 最小作動圧力比は, 図1のセコンド・スロート部に垂直衝撃波ができたときに相当するので, (1)式の  $A_D/A^*$  の代りに,  $A_{ST}/A^*$  を入れればよい。

垂直衝撃波理論によるセコンド・スロートの収縮限界面積比は,  $A_D$  における垂直衝撃波背後の全圧  $P_{ty}$  をもつ等エントロピ流が, セコンド・スロート面積  $A_{ST}$  においてチークする条件から求められる。連続式より

$$A^* P_{tx} = A_{ST} P_{ty} \quad (5)$$

従って,

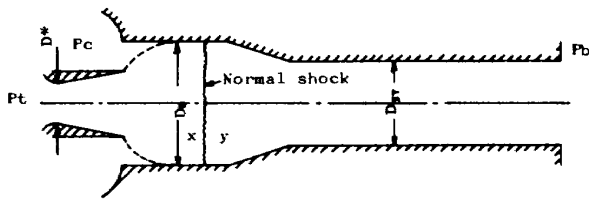


図1 垂直衝撃波理論の流れモデル

$$\left(\frac{A_{ST}}{A_D}\right)_L = \frac{A_{ST}}{A^*} \cdot \frac{A^*}{A_D} = 1 / \left(\frac{A_D}{A^*}\right) / \left(\frac{P_{ty}}{P_{tx}}\right) \quad (6)$$

$$\frac{P_{ty}}{P_{tx}} = \left[ \frac{\frac{\gamma+1}{2} M_{DO}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{DO}^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} / \left[ \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_{DO}^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right] \quad (7)$$

零2次流エゼクタにおいては, 最小スタートと最小作動のあいだのヒステリシスはほとんどなく<sup>(2,8)</sup> 従って垂直衝撃波理論は, 一定断面積ディフューザに関しては実験との一致がみられるが, セコンド・スロート型のディフューザに関してはスタート圧力比は過大に, また最小作動圧力比は過小に見積る。また, 零2次流エゼクタにおけるセコンド・スロートの限界収縮断面面積比は, (6)式で計算される値よりも小さく取り得ることがJonesら<sup>7)</sup>によって示されている(2.1.5節参照)。しかし, この実験的限界収縮断面面積比は比熱比  $\gamma=1.4$  の気体に対するものであり,  $\gamma$  の値が1.4と異なる場合は実験によって限界収縮断面面積比を求めるか, 又は, 安全をみて, 垂直衝撃波限界収縮断面面積比を用いるかなければならない。

### 2.1.2 長いセコンド・スロートの理論

セコンド・スロート・ディフューザのスタート特性の計算式は, 一次元保存式をもとにしており, Germanらの報告<sup>2)</sup>に書かれており, 前報<sup>3)</sup>でその概要を述べたが, 本資料の記述の一貫性のため, 多少くわしく述べることにする。

セコンド・スロートの長さ/直径の値が5より大きければ, セコンド・スロート出口面ではほぼ均一な亜音速流が存在するものとする<sup>2)</sup>。このことが長いセコンド・スロートの意味である。保存式の解法を簡単にするため, 次のような仮定をする。

- (1) 流れは定常である。
- (2) 気体は完全気体である。
- (3) 流れは断熱的である。
- (4) 図2における②と③の面において流れは一次元である。

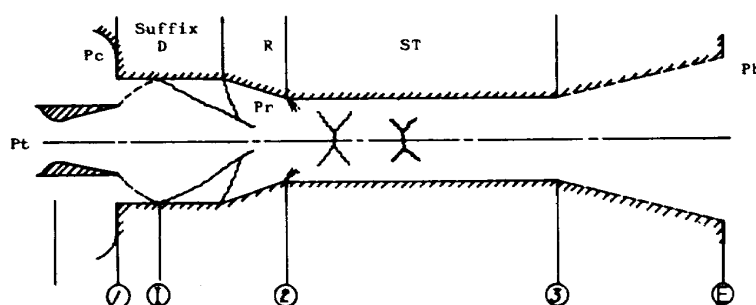


図2 長いセコンドスロート理論の流れモデル

- (5) 低圧室からの流れはないものとする。
- (6) セCOND・スロート部における直線的なマッハ数分布を仮定し、まさつ係数は一定とする。
- (7) セCOND・スロート下流に亜音速デフューザがないとき、③の面における静圧  $P_3$  が背圧  $P_b$  に等しくなったときを最小スタート条件とする。
- (8) 亜音速デフューザ付の場合、③の面から出口面④までは断熱効率  $\eta_{ad}$  で背圧  $P_b$  まで完全拡散がおこなわれるものとする。

図2の流れ場において、①と②の面とデフューザ内壁面に制御面をとって、運動量保存から、

$$\frac{\Sigma_1^2 F}{m\sqrt{RT_t}} = \frac{1 + \gamma M_2^2}{M_2 \sqrt{\gamma \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)}} \quad (8)$$

ここで  $M_2$  は②の面のマッハ数、 $m$  は質量流量、 $R$  はガス定数であり、 $T_t$  は全温度である。②の面における質量流量はノズルスロートにおける流量と等しいので、

$$m\sqrt{RT_t} = A^* P_t \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (9)$$

また、 $\Sigma_1^2 F$  は①と②の面およびそのあいだのデフューザ壁面に働らく既知の力であり、形式的につきのように書くことができる。

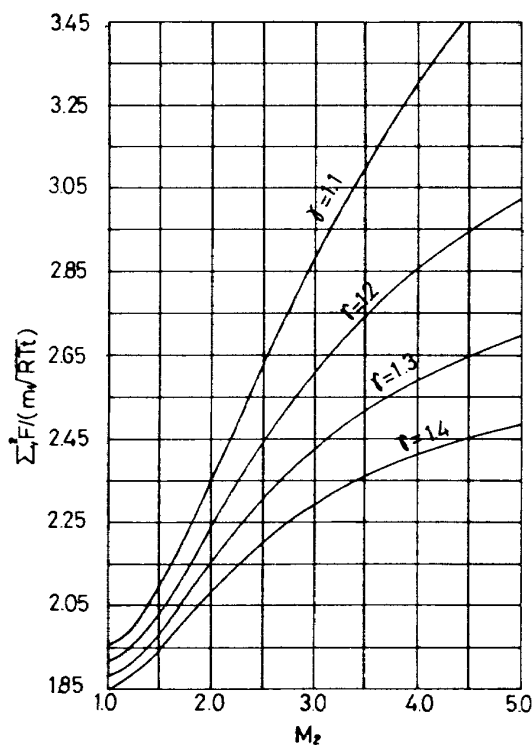


図 3 (8) 式の関係

$$\Sigma_1^2 F = F_{NEX} + P_c \pi (\tau_D^2 - \tau_{NE}^2) - f_D - f_{RX} - 2\pi \int_{\tau_{ST}}^{\tau_D} P_R r dr \quad (10)$$

(10) 式の右辺の第1項はノズル推力、第2項は低圧室圧力×面積、第3項はデフューザ入口平行部のまさつ力、第4項はセCOND・スロート入口斜め部のまさつ力、第5項は斜め部圧力×面積の項でそれぞれのデフューザ中心軸に平行な成分をあらわしている。これらの近似的な算出法は後にのべる。

次に①の面と③の面およびデフューザ壁面に制御面をとって運動量保存則を適用する。セCOND・スロート部における直線的なマッハ数分布を仮定し、まさつ係数を一定とすれば、

$$\frac{\Sigma_1^2 F}{m\sqrt{RT_t}} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \frac{2C_f(L/D)_{ST}}{M_3 - M_2} \left[ \left( \frac{2}{\gamma-1} + M_3^2 \right)^{1/2} - \left( \frac{2}{\gamma-1} + M_2^2 \right)^{1/2} \right] + \frac{1 + \gamma M_3^2}{M_3 \sqrt{\gamma \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)}} \quad (11)$$

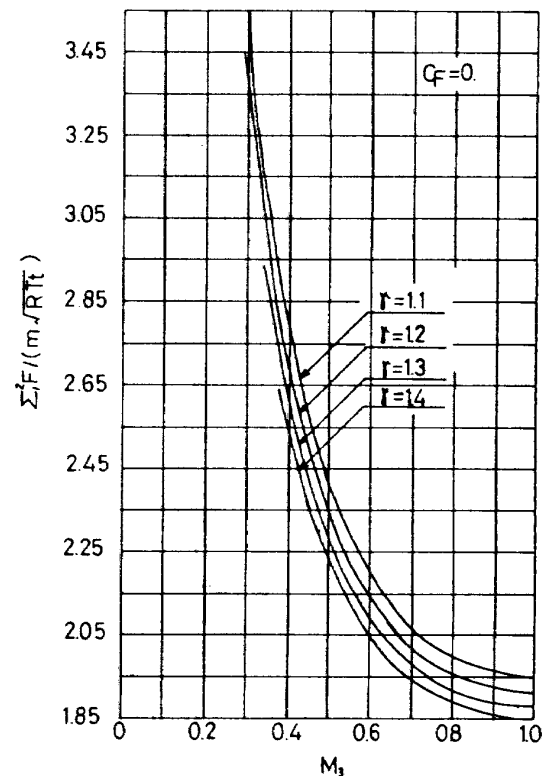


図 4 (a) (11) 式の関係,  $C_f = 0$

$\Sigma_1^2 F / (m \sqrt{RT_t})$  をあたえると(8)式から  $M_2$  がわかる。セコンド・スロート・ディフューザがスタートするためには、 $M_2 > 1$  でなければならないので、(8)式の根は超音速のものを取る。図3に(8)式の超音速の根を  $\Sigma_1^2 F / (m \sqrt{RT_t})$  の関数として示す。また、 $M_2$  がわかれば、(11)式から亜音速の  $M_3$  を求めることができる。図4に(11)式の解を示す。図4(a)は  $C_F = 0$  の場合であり、図4(b)は  $C_F = 0.003$ 、 $(L/D)_{ST} = 6$  の場合の例である。 $M_3$  が求められれば、セコンド・スロート下流に亜音速ディフューザがない場合は、スタート条件(仮定7)と連続式から、スタート圧力比は、

$$\left(\frac{P_t}{P_b}\right)_{ST} = \frac{P_t}{P_3} = \frac{A_3 M_3 \sqrt{\gamma \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)}}{A^* \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma-1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (12)$$

となる。

また、セコンド・スロートの下流に亜音速ディフューザをつけた場合、断熱効率を  $\eta_{ad}$  で背圧  $P_b$  まで完全拡散がおこなわれるものとして、

$$\left(\frac{P_t}{P_b}\right)_{ST} = \frac{P_t}{P_{te}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2 \eta_{ad}\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \frac{P_t}{P_3} \quad (13)$$

によって求められる。スタート時における断熱効率は、亜音速ディフューザ半開角  $6^\circ$  以下、 $A_E/A_{ST} > 2.3$  以上では75%以上の値が得られている<sup>8)</sup>。

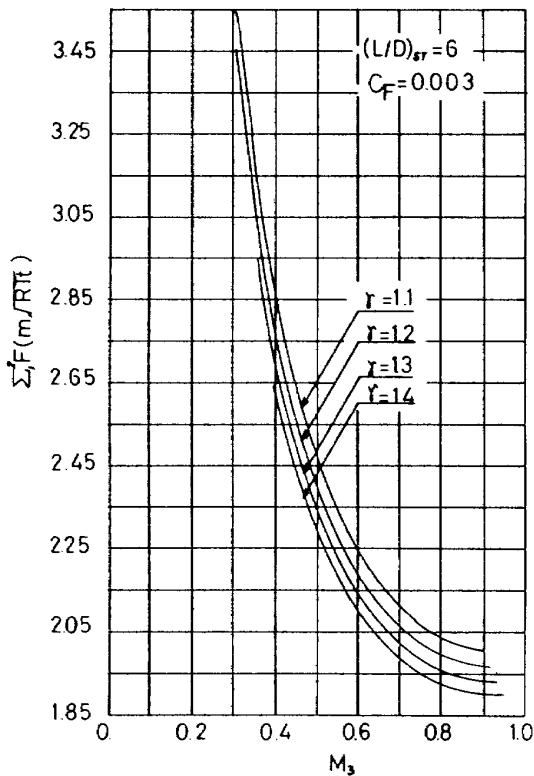


図4(b) (11)式の関係、 $C_F = 0.003$ 、 $(L/D)_{ST} = 6$

上述のように、 $\Sigma_1^2 F / (m \sqrt{RT_t})$  の値がわかれば、最小スタート圧力比は求められる。次に、(10)式の各項の近似的な求め方を述べる。

#### (1) 推力項

ノズル半開角  $\theta_{NE}$  の円錐型ノズルの出口面で球面状の等マッハ数面を仮定すれば、軸方向推力  $F_{NEX}$ <sup>9)</sup> は

$$F_{NEX} = A_{NE} P_{sp} (1 + \gamma M_{sp}^2) \quad (14)$$

となる。等マッハ数球面の面積  $A_{sp}$  は1次元出口面積  $A_{NE}$ 、ノズル・スロート面積  $A^*$  とのあいだに次の関係がなりたつ。

$$\frac{A_{sp}}{A^*} = \left(\frac{2}{1 + \cos \theta_{NE}}\right) \frac{A_{NE}}{A^*} \quad (15)$$

$M_{sp}$  および  $P_{sp}$  は  $A_{sp}/A^*$ 、 $P_t$  を用いて等エントロピの関係から求められる。

#### (2) 低圧室圧力 — 面積項

低圧室圧力は、2.2節で述べる方法によれば、より正確に求めることができるが、ここでは作動流体が等エントロピ的にディフューザ入口径まで膨張するときの静圧として求める。この項は(10)式の他の項に比べて小さく、また、2.2節で述べるくり返し計算をさけることができるので、ここでは(2)式の  $P_x$  の値を用いる(3.2節参照)。

#### (3) ディフューザ入口まさつ項

非粘性ジェット境界がディフューザ壁に衝突する点  $X_I$  を特性曲線法によって求める。 $X_I$  からセコンド・スロート斜め部入口  $X_R$  までの流れの速度は、ジェット境界のマッハ数から、1 $\pi$ の斜め衝撃波によって壁に平行に流れたときのマッハ数  $M_D$  から計算する。ディフューザ入口まさつ項は次のように与えられる。

$$f_D = \pi \gamma C_F P_D M_D^2 r_D (X_R - X_I) \quad (16)$$

また、斜め衝撃波の関係<sup>14)</sup> から  $M_D, P_D$  は、 $\theta_I$  をジェット境界と壁のなす角度として形式的に、

$$M_D = M_D(\theta_I, M_{D0}) \quad (17)$$

$$\frac{P_D}{P_t} = \frac{P_D}{P_t}(M_D, M_{D0}) \quad (18)$$

となる。

#### (4) セコンド・スロート斜め部圧力 — 面積項およびまさつ項

斜め部圧力—面積項は、(10)式右辺で  $F_{NEX}$  について大きな値をもつ項である。German<sup>12)</sup> の円錐型ノズルに対する近似的な方法によれば、斜め部圧力  $P_R$  は斜め部に渡って一定であり、 $A_D$  まで等エントロピ的に膨張した流れが、全まがり角  $\theta_t = \theta_m + \theta_{ST}$  で斜め部壁面に平行にまげられたときの斜め衝撃波背後の静圧として求める。

$\theta_{ST}$  は斜め部の角度であり,  $\theta_M$  は, 図 5 に示されるように, 斜め部の平均断面積, ノズル位置等によって次のように定められる。

$$\theta_m = \tan^{-1} \left[ \frac{\sqrt{\frac{A_{ST}}{A_D} + 1}}{2\sqrt{2} \left( \frac{X_n}{D_D} + \frac{X_r}{D_D} \right) + \frac{\sqrt{2} - \sqrt{\frac{A_{ST}}{A_D} + 1}}{\tan \theta_{ST}}} \right] \quad (18)$$

斜め部圧力面積項は

$$2\pi \int_{r_{ST}}^{r_D} P_R r dr = \frac{\pi}{4} P_R (D_D^2 - D_{ST}^2) \quad (19)$$

また, さつき項は,

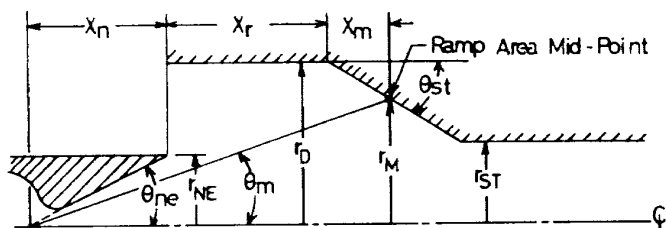
$$f_{RX} = \frac{\tau C_f}{2} P_R M_R^2 \frac{\pi}{4} (D_D^2 - D_{ST}^2) \cot \theta_{ST} \quad (20)$$

となる。

かくして, (10) 式は, (9) 式を用いて,

$$\begin{aligned} \frac{\Sigma_1 F}{m \sqrt{RT_t}} &= \frac{1}{\sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \left\{ \frac{A_{NE}}{A^*} \frac{P_{sp}}{P_t} (1 + \gamma M_{sp}^2) \right. \\ &+ \frac{P_c}{P_t} \left( \frac{A_D}{A^*} - \frac{A_{NE}}{A^*} \right) - 2\gamma C_f \left( \frac{P_D}{P_t} \right) M_D^2 \frac{A_D}{A^*} \left( \frac{X_{ST} - X_I}{D_D} \right) \\ &- \frac{\tau C_f}{2} \left( \frac{P_R}{P_t} \right) M_R^2 \left( \frac{A_D}{A^*} - \frac{A_{ST}}{A^*} \right) \cot \theta_{ST} \\ &\left. - \left( \frac{P_R}{P_t} \right) \left( \frac{A_D}{A^*} - \frac{A_{ST}}{A^*} \right) \right\} \quad (21) \end{aligned}$$

となる。



$$\theta_m = \arctan \left( \frac{r_M}{X_n + X_r + X_m} \right)$$

$$\theta_t = \theta_{st} + \theta_m$$

図 5 セコンドスロート斜め部圧力の求め方

### 2.1.3 一定断面積デフューザの場合

一定断面積デフューザの場合には, (1) 式で右辺の第一項と第二項を残し, (8) 式より  $M_2$  を求め, (11) 式  $(L/D)_{ST}$  に  $(L-X_I)/D_D$  を用いて  $M_3$  を求め, (12) 式又は (13) 式によってスタート圧力比を求めればよい。

### 2.1.4 短いセコンド・スロートの場合

短いセコンド・スロートとは, セコンド・スロートにはいつてくるマッハ数と, セコンド・スロートを出てゆくマッハ数がほぼ等しい場合 ( $L/D < 1$ ) である。このようなデフューザのスタート条件は, 図 6 に示すセコンド・スロート出口におけるはくり領域の圧力  $P_s$  が, セコンド・スロートにおけるはくりを起さない最大の圧力に等しいものとする。2.1.2 節の(1)~(5)の仮定がなりたつものとして (8) 式より  $M_2$  を計算する。①と③のあいだで運動量保存式を立てると, 次の式が得られる。

$$\frac{\Sigma_1 F + P_s \pi (r_E^2 - r_{ST}^2)}{m \sqrt{RT_t}} = \frac{1 + \gamma M_3^2}{M_3 \sqrt{\gamma \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2 \right)}} \quad (22)$$

はくりの圧力比と  $M_2$  との関係は Arens and Spiegel によれば<sup>10)</sup>, はくり特性マッハ数を  $M_2^*$  として

$$M_2^* = \frac{M_2 \left( \frac{u_s^*}{u_2} \right)}{\left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \left[ 1 - \left( \frac{u_s^*}{u_2} \right)^2 \right] \right\}^{1/2}} \quad (23)$$

$M_2^* < 1$  のとき

$$\frac{P_s}{P_2} = \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \left[ 1 - \left( \frac{u_s^*}{u_2} \right)^2 \right]} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (24)$$

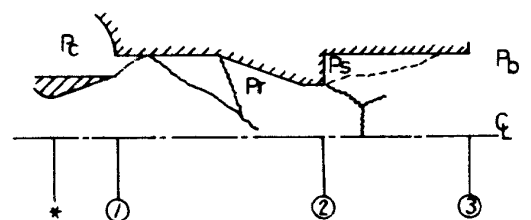


図 6 短いセコンドスロートの流れモデル

$M_2^* > 1$  のとき

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{\gamma+1}{2} M_2^2 \left( \frac{u_2^*}{u_1} \right)^2 \frac{1}{r-1} \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \right. \\ \left. \left[ 1 - \left( \frac{u_2^*}{u_1} \right)^2 \right] \right\} \left\{ \frac{M_2^2}{2} \left[ (r+1) \left( \frac{u_2^*}{u_1} \right)^2 - \frac{(r-1)^2}{r+1} \right] - \frac{r-1}{r+1} \right\}^{\frac{1}{r-1}} \quad (25)$$

とあたえられる。ステップに対しては特性速度比  $u_2^*/u_1$  は 0.56 とする。

22式より  $M_2$  が求められれば、22式からスタート圧力比を求めることができる。

図 6 に示す形状ではなく、セコンド・スロート出口部が大気に開放されているか、大きな容積の空間につながれている場合は、22において  $P_2 = P_b$  とおくことによって  $M_2$  が求められる。

### 2.1.5 限界収縮断面積比

セコンド・スロートの限界収縮断面積比は、セコンド・スロート入口のマッハ数  $M_2 = 1$  となる条件から求める。ただし、 $r = 1.4$  の場合に Jones ら<sup>7)</sup> の実験値と合わせるためには、全まがり角  $\theta_t = 35^\circ$  としなければならない<sup>2)</sup>。また、計算においては、推力項と低圧室圧力-面積項を足し合せて 1 次元ディフューザ入口マッハ数  $M_{D0}$  とその静圧の関数として  $r$  と  $A_D/A^*$  であらわし、ディフューザ入口および斜め部のまさを無視した。計算と Jones らによってまとめられた実験線は、図 7 に示されるように良い一致を示す。他の  $r$  の値に対しては、ここで

おこなった計算が有効である可能性はきわめて小さい。しかしながら、高い  $A_D/A^*$  においては、通常のロケット推進薬においては  $r$  の値は 1.4 より小さいがそれに近い値を取ることで、 $r = 1.4$  のときの限界断面積比を取れば実際の限界値よりも安全側に限界断面積比を見積ることになる<sup>7)</sup>。

### 2.2 低圧室圧力比の計算

Korst<sup>4)</sup> によれば、非粘性のジェット境界に、保存式を満足するようにデッド・エア域と主流の混合領域を重ね合わせることによって、デッド・エア域の圧力を求める問題を取りあつかうことができる。ここで述べる低圧室圧力の計算法では Korst の基底圧理論における再付着の Criteria, すなわち、分割流線の全圧は、非粘性ジェットが壁面に衝突して流れの方向を変えたときにできる斜め衝撃波背後の静圧に等しいとおく Criteria の代りに Sirieix ら<sup>5)</sup> によって提案された考え、すなわち、ジェット境界流線が壁面に衝突再付着するときの壁面と非粘性ジェット境界のなす角度が非粘性ジェット境界のマッハ数と 1 対 1 の対応があるとする Criteria を用いる。

Sirieix らの再付着角度の相関は、ソニックノズル又は開口面積比が 1.2 以下のノズルを用いた実験をもとにしており<sup>15)</sup>、ロケット・エンジンの高空性能試験でみられる高膨脹ノズルに対しては実験との一致がみられなかったので高膨脹ノズルを用いたときの実験値をもとにして新しい相関をおこなった。

本方法は実験をもとにした近似でもあり、ノズル出口における初期の境界層は無視し、デッド・エア域の圧力  $P_0$  は一定とし、2 次流は零であるという簡単化をおこな

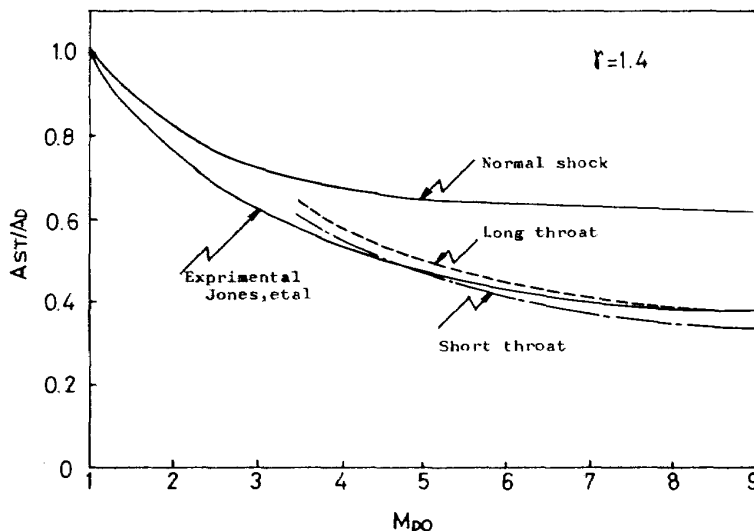


図 7 セコンドスロート限界収縮断面積比



った。また、軸対称ノズルからの非粘性のジェットは、2次元の場合とは異なり、その境界に垂直な面の速度分布は一樣ではなく、最初にKors<sup>4)</sup>がおこなった仮定を満足しておらず、非粘性ジェット境界に混合領域を重ね合わせる方法自体も厳密には正当化されないが、これによる誤差も実験的相関のなかに考慮されているものと見なすことができる。計算プログラム(ZFE2)は付録に示す。

図8に示すように、円錐ノズル出口面において球形の等マッハ数面を半径流れを仮定して与え、 $P_0/P_t$ を仮定することにより非粘性ジェット境界は特性曲線法を用いて計算することができる。この非粘性のジェット境界にそった座標軸 $X$ とそれに垂直な座標軸 $Y$ であらわされる座標系 $(X, Y)$ から $Y$ 方向に $y_m$ だけずれた座標系 $(x, y)$

$$\left. \begin{aligned} X &= x \\ Y &= y - y_m(x) \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

但し  $y_m(0) = 0$

の上で、次のような単純化した運動方程式がなりたつものとする。

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\varepsilon}{u_2} \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (27)$$

初期の境界層厚さが無視できるときは、(27)式の一般解は対応する境界条件のもとで次のような簡単な解としてあらわされる<sup>4)</sup>。

$$\varphi = \frac{u}{u_2} = \frac{1}{2} (1 + \operatorname{erf} \eta) \quad (28)$$

ただし、 $\operatorname{erf} \eta$  はガウスの誤差関数であり、 $\eta$  は

$$\eta = \sigma \frac{y}{x} \quad (29)$$

ここで $\sigma$ は実験的に求められる相似パラメタであり、

$$\sigma = 12 + 2.76 M_2 \quad (30)$$

によって圧縮性を考慮する<sup>11)</sup>。

$y_m(x)$ の位置と、ジェット境界の流線の位置は、図9に点線で示される制御面において、運動量保存式と質量保存

式をたてることによって得られる。2次流がないとするから、運動量保存式は $Y_R$ を十分大きくとって、

$$\rho_2 u_2 Y_R = \int_{-\infty}^{Y_R + y_m} \rho u^2 dy$$

又は

$$\eta_R - \eta_m = \int_{-\infty}^{\eta} \frac{\rho}{\rho_2} \varphi^2 d\eta \quad (31)$$

Croccoの無次元速度  $C = u / \sqrt{2 C_p T_t}$  を導入すれば、

$$\frac{\rho}{\rho_2} = \frac{T_t/T}{T_t/T_2} = \frac{1 - C_2^2}{1 - C_2^2 \varphi^2} \quad (32)$$

とあらわせるので、(31)式をかきなおすと、

$$\eta_m = \eta_R - (1 - C_2^2) \int_{-\infty}^{\eta} \frac{\varphi^2 d\eta}{1 - C_2^2 \varphi^2} \quad (33)$$

ここで $C$ とマッハ数 $M$ との関係は、

$$C = \left[ 1 + \frac{2}{(\gamma - 1) M^2} \right]^{-\frac{1}{2}} \quad (34)$$

2次流がないので、ジェット境界の流線 $j$ の位置は

$$\rho_2 u_2 Y_R = \int_{y_j}^{Y_R + y_m} \rho u dy$$

によってきめられる。上の式をかきなおすと、

$$\eta_R - \eta_m = \int_{y_j}^{\eta} \frac{\rho}{\rho_2} \varphi d\eta$$

となり、(32)式を用いて(33)式と組み合わせると、

$$\int_{y_j}^{\eta} \frac{\varphi d\eta}{1 - C_2^2 \varphi^2} = \int_{-\infty}^{\eta} \frac{\varphi^2 d\eta}{1 - C_2^2 \varphi^2} \quad (35)$$

が得られる。

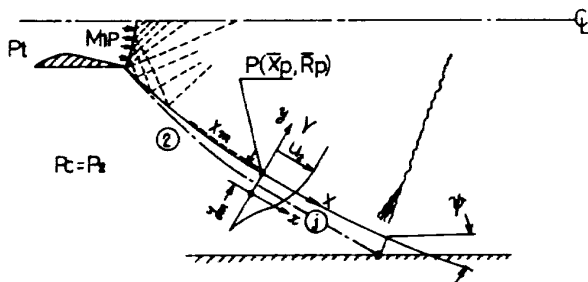


図 8 低圧室圧力を求めるための流れモデル

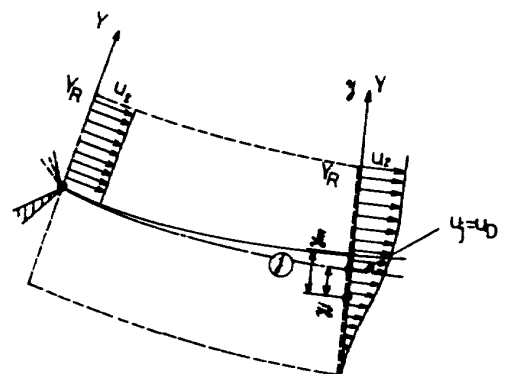


図 9 混合領域の流れモデル

図8に示される非粘性ジェット境界上の点  $(\bar{X}_P, \bar{R}_P)$  まで特性曲線法によって計算がおこなわれた後(ここで  $\bar{X}_P$  はノズル出口から中心線にそった距離であり,  $\bar{R}_P$  は半径である),  $Y$  軸上の  $j$  流線の位置を次の式を用いて非粘性座標へもどす。

$$\left. \begin{aligned} \bar{X}_j &= \bar{X}_P + \frac{x_m}{\sigma} (\eta_m - \eta_j) \sin \theta_P \\ \bar{R}_j &= \bar{R}_P - \frac{x_m}{\sigma} (\eta_m - \eta_j) \cos \theta_P \end{aligned} \right\} \quad (36)$$

ここで,  $\theta_P$  は  $P$  点における流れの方向が中心軸となす角度であり, 反時計方向を正とする。 $x_m$  はノズル出口面から点  $P$  までの非粘性ジェット境界の長さであり,  $\eta_m$  および  $\eta_j$  はそれぞれ(33)式と(35)式を用いて計算する。非粘性ジェット境界の各点において, (36)式を用いて  $j$  流線の位置を求め, ディフューザの入口径と比較し,  $R_j$  がディフューザ半径より大きくなった場合には, 特性曲線のメッシュを細分化することによって,  $j$  流線がディフューザと衝突する点を求めることができる。この点における壁面と非粘性境界のなす角度  $\psi$  を再付着角とする。

Sirieuxらの再付着角度のCriteriaは,  $j$  流線がディフューザ壁面に衝突する点における非粘性ジェット境界と壁面のなす角度  $\psi$  が  $M_2$  のみの関数となるということである。

図10に文献<sup>2, 12-14)</sup>から得られた低圧室圧力比  $P_c/P_t$  の値を用いて  $\psi$  を計算した結果を示した。実験値は, ノズル出口マッハ数  $M_{NE} > 2.8$ , ノズル出口半頂角

$15^\circ \sim 18^\circ$ , 作動流体比熱比  $\gamma = 1.4$  のもので, 類似な実験条件において, 他のグループのデータと大きくはなれるものは除外した。図10に示されるように, 非粘性ジェット境界のマッハ数  $M_2$  と再付着角度とのあいだには1対1の関係は得られていないし, またSirieuxらの相関との一致は得られていない。図からわかるように,  $\psi$  は  $M_{NE}$  が小さい場合には大きな値を取る傾向にある。Sirieuxらの相関は  $M_{NE} < 1.5$  の範囲でおこなわれている<sup>15)</sup> ので,  $\psi$  が大きくなっているものと思われる。ロケットエンジンの高空性能試験においては, 低膨脹ノズルは用いないので, Sirieuxらの相関の代りに,  $M_{NE} > 2.8$  のデータを用いて,  $C_{NE}^2 \psi$  対  $C_2$  のプロットをおこなったのが図11である。実験の範囲内で, ほぼ良好にデータが整理できることがわかる。実験点を代表する曲線を  $C_2$  の多項式として近似すると(2次式, 3次式, 4次式の近似を試みたが, 実験点の範囲ではほとんど同一であった),

$$C_{NE}^2 \psi = -268.7 + 559.3 C_2 - 270.5 C_2^2 \quad (37)$$

が得られた。ただし  $\psi$  は度であらわすものとする。

低圧室圧力比  $P_c/P_t$  を求める計算は次のような手順で求める。まず  $P_c/P_t$  の値を仮定し, 等エントロピの関係から  $M_2^{(0)}$  を求め, 初期マッハ数分布とブラントル・マイヤ関係式から出発し, 特性曲線法によって非粘性ジェット境界を計算し, 境界の各点で混合領域を前述のように重ね合せ,  $j$  流線の壁面への衝突点とそのときの再付着角度  $\psi$  を求める。この  $\psi$  の値を用いて, (37)式から  $C_2$  を計算し, 最初に仮定した  $P_c/P_t$  に対応する  $M_2^{(0)}$  と比較

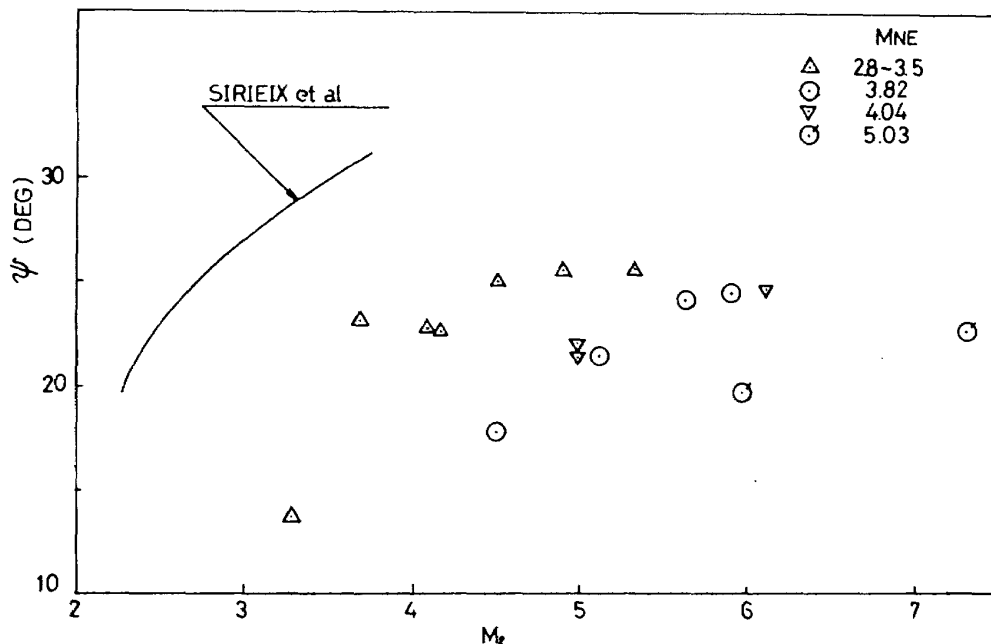


図 10 再付着角度とジェット境界のマッハ数

する。最初の値と一致しないときには、次のように新しい値を仮定する。

$$M_2^{(n+1)} = M_2^{(n-1)} + [M_2^{(n-1)} - M_2^{(n)}] / a \quad (38)$$

$a$  の値は 4 または 8 を用いるのが適当である。第  $n$  回目の計算値  $M_2^{(n)}$  と  $n+1$  回目の計算値  $M_2^{(n+1)}$  が一致するまでくり返し計算をおこなう。求められた  $M_2$  に対応する

$P_c/P_t$  が求める低圧室圧力比である。

### 3. 計算例

#### 3.1 デイフューザ・スタート圧力比

表 1 にセコンド・スロート・デイフューザ・プログラム (STD) を用いた計算結果と実験値との比較をおこなった。広範囲の形状パラメタの変化に対しても、デイフューザ・スタート圧力比の予測は、ほぼ満足すべき精度でおこなわれることがわかる。また、比熱比の値が 1.4 以外でも予測は大きく外れないことが示される (表 1, Case 14 ~ 16 参照)。表 1 の結果は、以下におこなうセコンド・スロート・デイフューザのスタートについての各種パラメタの効果を調べるために STD を用いることの有効性に対してある程度の保証をあたえるものと考えられる。

図 12 に示す 2 種の標準形状の零 2 次流エゼクタ (ノズル・デイフューザ) を中心にして各種パラメタを変えた場合に予想されるデイフューザのスタート圧力比の計算をおこなった結果を以下に示す。標準形状デイフューザ 1

(DS1) は空気 ( $\gamma = 1.4$ ) を作動流体と想定している。

また、標準形状デイフューザ 2 (DS2) は上段用水素-酸素エンジンを想定したものである。図 13 に示すように、ノズル開口比 100 以上では、比熱比はほぼ 1.3 であるので<sup>16)</sup>、DS2 については  $\gamma = 1.3$  とした。また、セコンド・スロート収縮面積比は、DS1 では (6) 式で示される垂直衝撃波理論の値を、DS2 ではその 6% 減の値を取った。亜音速デイフューザは半開角  $6^\circ$ 、出口面積/入口面積 = 2.8 とし、その断熱効率  $\eta$  は 75% とした<sup>8)</sup>。以下の図においては、特にことわらない限り、変化させたパラメタ以外は図 12 に示された幾何学的形状をもつものとする。また、指示されていない場合、スタート圧力比の値は亜音速デイフューザのない場合を示すものとする。

#### (1) ノズル出口角度の効果

図 14 に円錐型ノズルの出口半開角を  $0 \sim 20^\circ$  まで変えたときのスタート圧力比  $P_t/P_b$  を示す。 $\theta_{NE} = 0$  の場合は STD ではジェット境界の計算がおこなえないので、 $\theta = 0.15^\circ$  と入力する。付録のリストには示されていないが、 $\theta = 0$  の場合のサブルーチンを用いる事によって、 $\theta = 0.15^\circ$  と  $\theta = 0$  の場合に対する計算は実質的に一致することが確かめられている。ノズル半開角  $0 \sim 20^\circ$  の変化に対して、DS1, DS2 共約 23% の  $P_t/P_b$  の増加が予想される。

#### (2) ノズル開口面積比 ( $A_{NE}/A^*$ )、デイフューザ入口

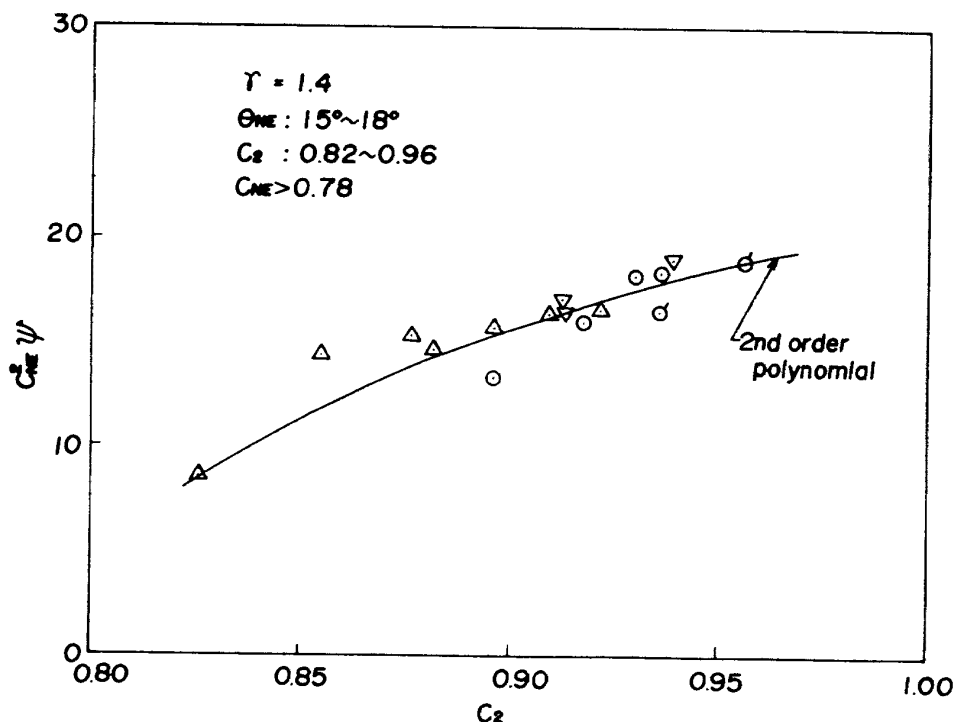
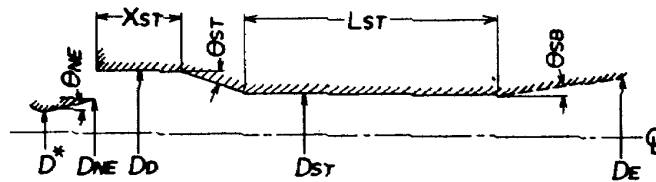


図 11 再付着角度の相関

表 1. ディフューザ・スタート圧力比の計算例

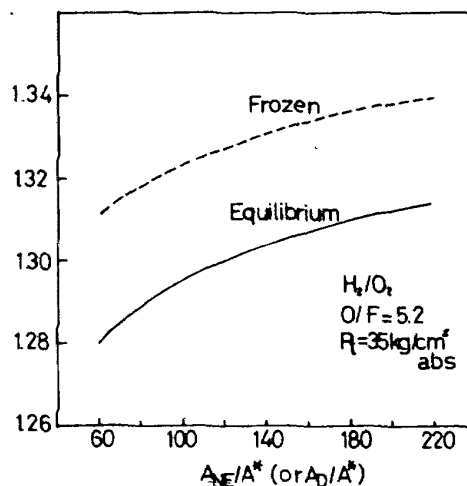
Case No	$\gamma$	$A_{NE}/A^*$	$\theta_{NE}(^{\circ})$	Input data		$\theta_{ST}(^{\circ})$	$X_{ST}/D_D$	$(L/D)_{ST}$	CALC $(P_c/P_t)_{ST}$	EXP $(P_c/P_t)_{ST}$	Ref
1	1.4	10.85	18	22.7	0.5	12	0.87	8.0	18.5	11.5	13
2		25.0		52.5	0.5		1.33	8.0	28.2	24.4	13
3		10.85		65.2	0.438		0.8	5.0	37.3	35.5	2
4		18.57		108.2	0.438		0.92	8.1	58.1	52.6	2
5		25.0		150.5	0.438		1.0	8.1	77.7	76.9	2
6		10.7	15	15.2	0.522	11.5	0.64	5.83	8.64	9.63	8
7		10.7		35.4	0.667	13.3	1.0	6.04	23.8	22.5	3
8		10.7		35.4	0.511	11.5	1.0	5.93	19.6	19.1	
9		25.0		35.4	1.0	—	—	8.07	27.8	27.8	
10		25.0		35.4	0.667	13.3	1.0	5.93	22.3	21.7	
11		25.0		35.4	0.511	11.5	1.0	8.07	18.0	18.6	
12*		23.68	0	44.7	0.5	12	0.68	8.0	19.4	20.0	13
13*		23.68	0	128.	0.438	12	0.86	8.1	48.3	59.9	2
14	1.22	20.3	12.8	25.7	0.510	10	1.0	6.0	10.7	12.2	
15	1.22	20.3	12.8	25.7	0.510	10	1.0	10.0	11.0	11.4	
16	1.8	20.3	12.8	25.7	0.545	8	2.0	6.0	12.1	15.6	

\*  $\theta_{NE} = 0.15^{\circ}$  と入力する。  $P_c/P_t$  は Korst の基底圧理論のサブルーチンを用いた。



Code	$\gamma$	$A_{NE}/A^*$	$A_0/A^*$	$\theta_{NE}(^{\circ})$	$A_{ST}/A_0$	$\theta_{ST}(^{\circ})$	$X_{ST}/D_0$	$(L/D)_{ST}$	$A_E/A_{ST}$	$\theta_{SE}(^{\circ})$
DS1	1.4	25	36.48	15	0.646	12	1.	6.	2.3	6
DS2	1.3	100	150	15	0.546	12	1.	6.	2.3	6

図 12 標準形状ディフューザ


 図 13  $H_2/O_2$  燃焼ガスの比熱比

面積比 ( $A_D/A^*$ ) の効果

図 15 に  $A_D/A^*$  を一定にして  $A_{NE}/A^*$  を変えたときのスタート圧力比を示す。 $A_{NE}/A^*$  が  $A_D/A^*$  の  $1/2 \sim 1/3$  になると急速にスタート圧力比が上昇する傾向にある。図 16 に  $A_{NE}/A^*$  を一定にして  $A_D/A^*$  を変えた場合のスタート圧力比を示す。 $A_D/A^*$  の増加に伴って  $P_t/P_b$  はほぼ直線的に増加することがわかる。一般に、ロケットエンジン試験用のデフューザにおいては、ノズル出口径とデフューザ入口径はあまり大きくあけないこ

とが望ましい。図 17, 18 に  $A_D/A_{NE} = 1.15$  の場合について  $A_{NE}/A^*$  を (従って  $A_D/A^*$  も) 変えた場合に予想されるスタート性能を示す。図 15 ~ 18 の傾向は実験的にも確かめられている。

## (3) セCOND・スロート形状の効果

図 19 (a), (b) にセCOND・スロート収縮面積比  $A_{ST}/A_D$  の効果を示す。計算は一定断面積デフューザ ( $A_{ST}/A_D = 1$ ) から、2.1.5 節で述べた実験的収縮限界までの計算をおこなった。また、垂直衝撃波理論による収縮限界も同

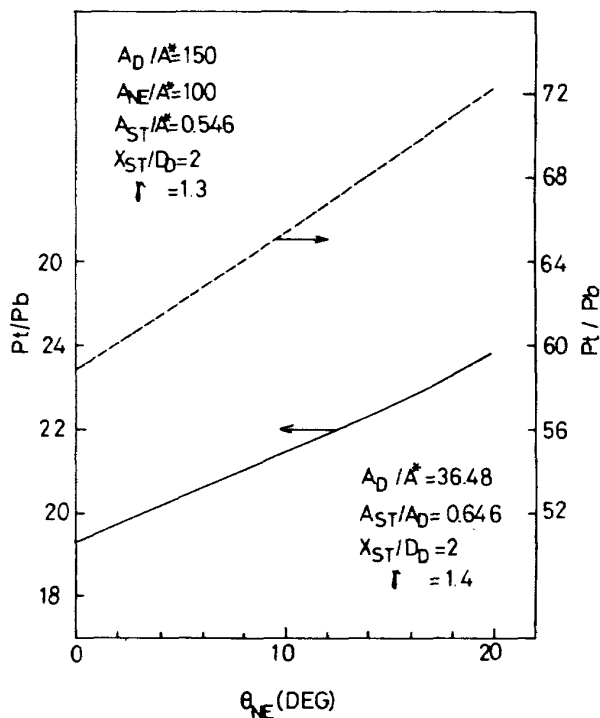


図 14 ノズル出口角度のスタート圧力比に及ぼす効果

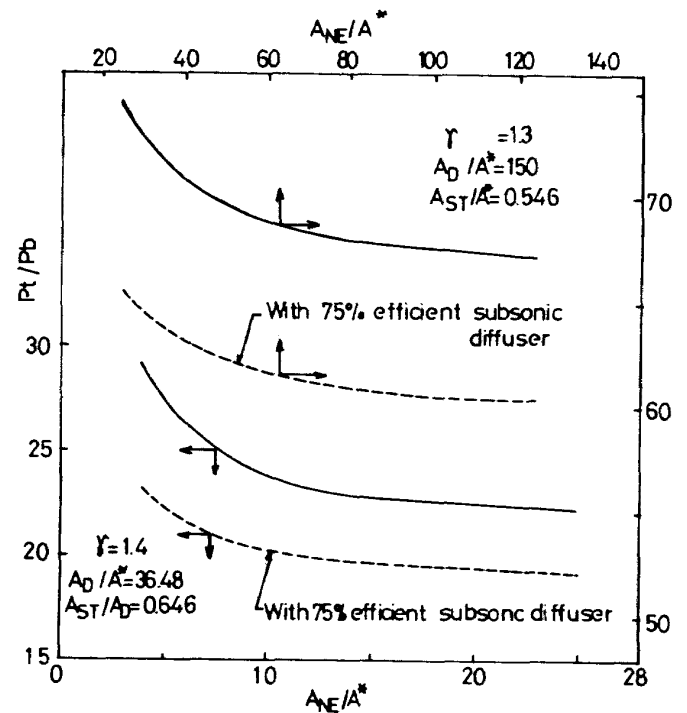
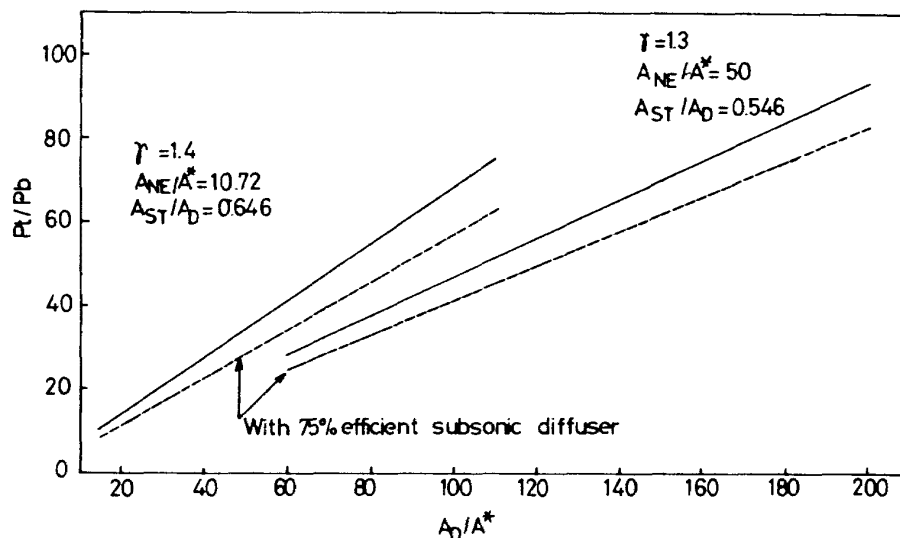


図 15 ノズル開口比の効果

図 16  $A_D/A^*$  の効果

時に図示した。実験によって示される通り、スタート圧力比におよぼす  $A_{ST}/A_D$  の効果はきわめて大きい。

図 20 にセコンドスロートの長さの効果を示す。

$(L/D)_{ST}$  5～11 の範囲では、スタート圧力比の変化はわずかであり、実験と一般的な一致を示す。

図 21 には、セコンドスロート収縮部の斜め角度  $\theta_{ST}$  の効果を示す。 $\theta_{ST}$  を増加させるとスタート圧力比も増加するという計算になるが、この結果は実験<sup>18)</sup>とは一致していない。斜め部圧力の半実験的な計算法は十分な一般

性をもたないものと考えなければならない。

#### (4) 比熱比の効果

図 22 に示すように、同一形状で比熱比が増加すればスタート圧力比も増加することが予想される。このことを定量的に示した実験は筆者らの知る限りでは報告されていないので、実験データの追加が望まれる。

#### (5) 亜音速ディフューザ効率の効果

図 19 に示すように、断熱効率  $\eta_{ad}$  75% の亜音速ディフューザをつけることによって DS1 では約 18%、

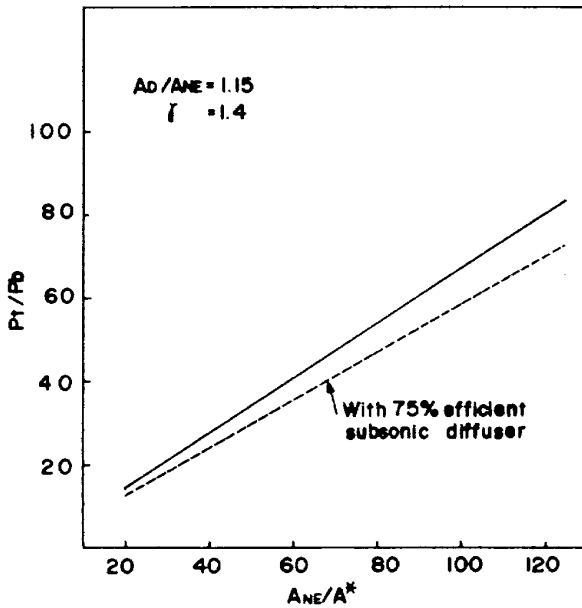


図 17  $A_D/A^* = 1.15$  のときの  $A_{NE}/A^*$  の効果 (DS1 より派生する形状)

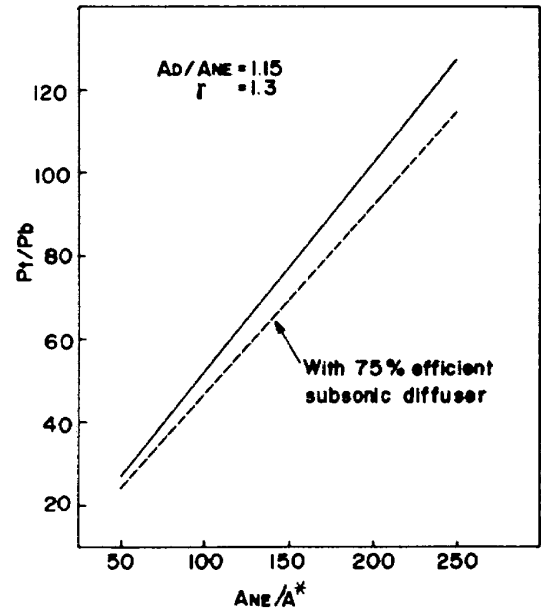


図 18  $A_D/A^* = 1.15$  のときの  $A_{NE}/A^*$  の効果 (DS2 より派生する形状)

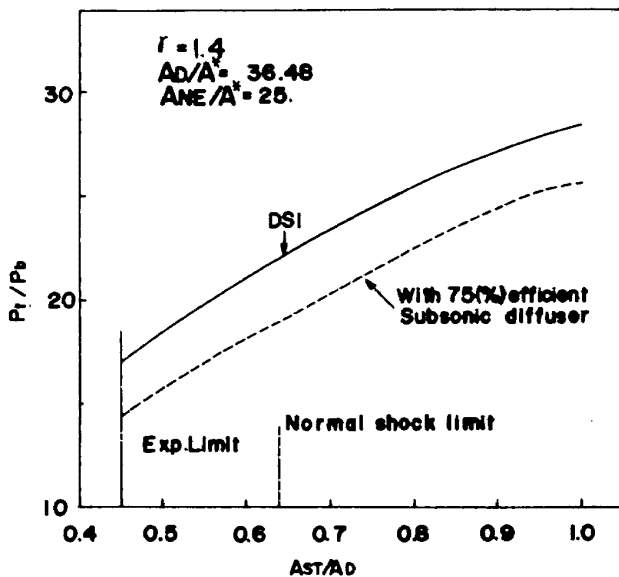


図 19(a) セコンドスロート収縮断面積比の効果 (DS1 より派生する形状)

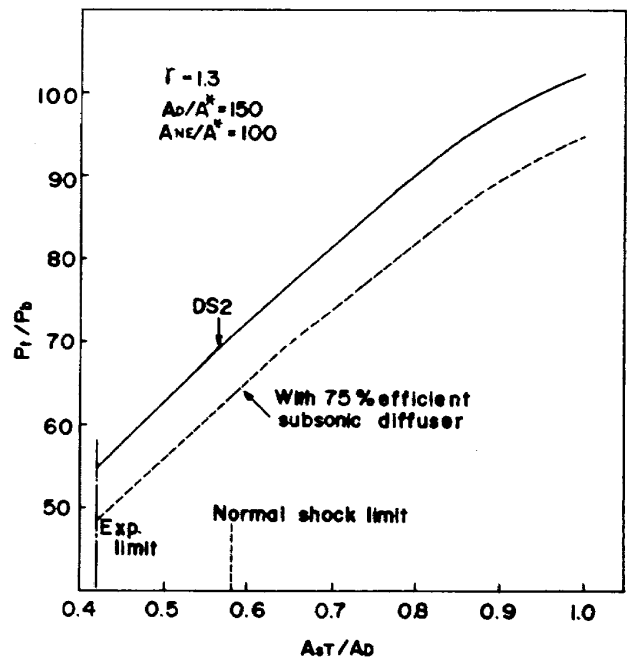


図 19(b) セコンドスロート収縮断面積比の効果 (DS2 より派生する形状)

DS2では約11%だけスタート圧力比が減少する。亜音速デフューザ部の長さを短くするためには、半開角 $\theta_{SB}$ を大きく取らなければならない。 $\theta_{SB}$ を大きくすると、断熱効率是一般に低下する。 $A_E/A_{ST} = 2.8$ で $\theta_{SB}$ を $4^\circ \sim 12^\circ$ まで変えると $\eta_{ed}$ は0.9~0.5まで変化する<sup>8)</sup>。図23に $\eta_{ed}$ の変化に対するスタート圧力比の変化を示す。 $\eta_{ed}$ を0.5から0.9まで変えるとDS1では約7%DS2では約5%スタート圧力比が減少することが期待される。

以上の簡単なパラメータ研究から、供試エンジン諸元、および、デフューザ部の長さの制限条件があたえられれば、

最大のスタート性能を示すデフューザの初期設計の方向が得られる。しかしながら、比熱比、全温度レベル等のスタート性能、および、セコンドスロート限界収縮断面積比に及ぼす効果などは十分確立されていない。また、限界収縮断面積比近くにおけるスタート圧力比以下の圧力比における不安定<sup>3)</sup>の問題なども考慮する必要がある。これらの問題は、安全をみた設計をおこなうことによってさける方法をとるか、又は、モデル試験等によって実験的に確かめなければならない。

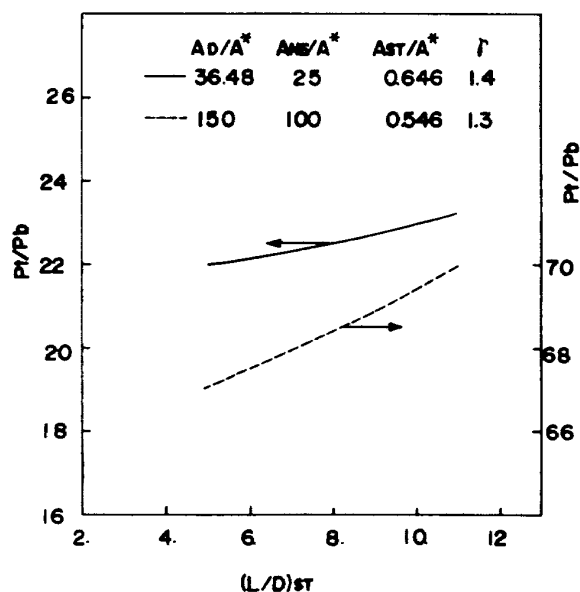


図 20  $(L/D)_{ST}$  の効果

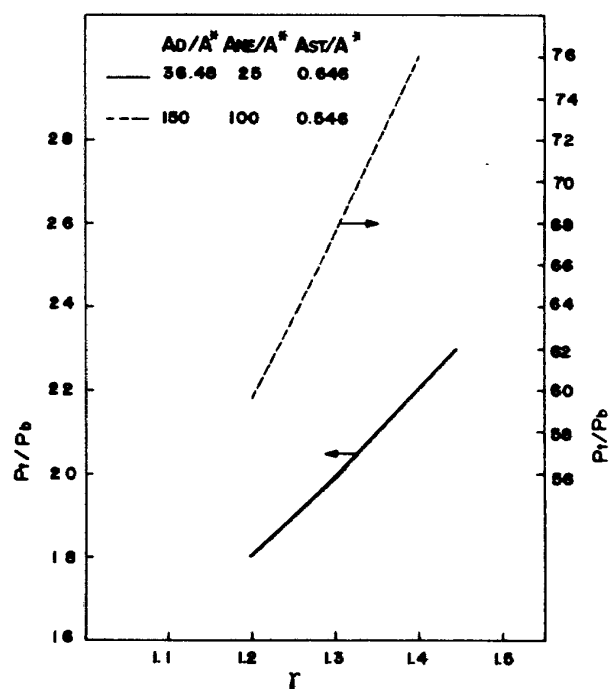


図 22 比熱比の効果

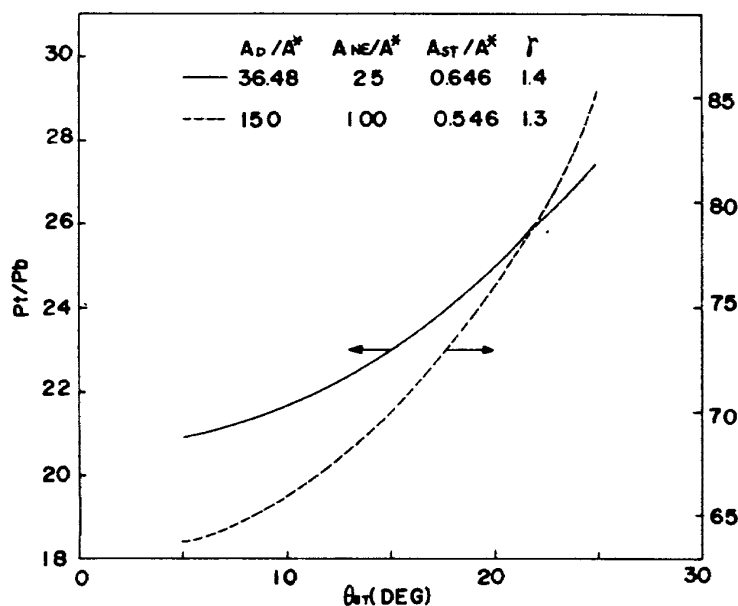


図 21 セコンドスロート斜め部角度の効果

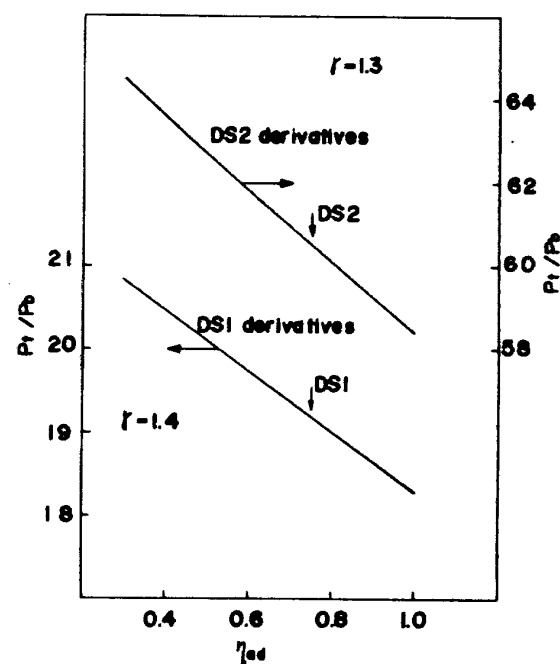


図 23 亜音速デフューザ効率の効果

## 3.2 低圧室圧力比

表2に(37)式の再付着角度の相関を用いて計算した低圧室圧力比  $(P_c/P_t)_A$  を一次元理論(2)式から求めた値

$(P_c/P_t)_{OD}$  と Korst<sup>4)</sup> の Criteria を用いて計算した値  $(P_c/P_t)_B$  を実験データ  $(P_c/P_t)_{EX}$  と共に示す。ケース1～16は 式の相関をおこなうときに使用したデータであり、17～21は 節式の相関には用いなかったデータである。実験値との完全な一致は得られていないが、一般的に一次元理論よりは実験値との一致が良くなったと判断できる。特に  $A_D/A_{NE}$  が大きい場合には一次元理論よりもあきらかに改良されている。しかしながら、円錐ノズルに関しては、一次元理論は実験値と約±100%の範囲で一致しているので、スタート圧力比を求める計算(2.1.2節(2)項参照)においては一次元理論によって

$P_c/P_t$  を求めることはゆるされよう。Korst の基底圧理論による値は、 $A_{NE}/A^*$ ,  $\theta_{NE}$  の変化に対する傾向は正しく見積るが、値そのものゝ実験値との一致は一次元理論よりも悪い。

表2ケース20および21は実際のロケットエンジンの燃焼試験のデータ<sup>17)</sup>であるが、節式によってほぼ満足すべき低圧室圧力比の予測が可能であることを示している。しかしながら、節式において比熱比が陽にはっていないとはいえ、相関をおこなうときに使用したデータが  $\gamma = 1.4$  のものであるので、 $\gamma = 1.4$  以外の値に対しては、さらに多くのデータとの比較によって節式の有効性を確かめる必要があろう。 $\theta_{NE} = 0^\circ$  については節式は無効であることが確かめられているので同様なことは  $\theta_{NE}$  についてもいえる。

## 4. む す び

筆者らがおこなっているロケットエンジン高空性能試験用エセクタの実験的研究の過程で使用した計算法のうち、セコンド・スロート・ディフューザの設計に用いることのできる方法について述べ、その問題点のいくつかを示した。これらの計算法は十分に満足すべきものではないが、その単純さの故に初期設計の段階では使用可能なものであり、

表2. 低圧室圧力比の計算と実験の比較

Case No	$\gamma$	$\theta_{NE}(^\circ)$	$\frac{A_{NE}}{A^*}$	$\frac{A_D}{A^*}$	$(\frac{P_c}{P_t})_{EX}$	$(\frac{P_c}{P_t})_A$	$(\frac{P_c}{P_t})_{OD}$	$(\frac{P_c}{P_t})_B$	Ref
Correlation data					$\times 10^{-3}$	$\times 10^{-3}$	$\times 10^{-3}$	$\times 10^{-3}$	
1	1.4	1.5	9	16	3.40	2.44	3.64	2.98	12
2				25	1.62	1.45	1.89	1.95	
3				36	0.922	0.992	1.13	1.45	
4				49	0.686	0.731	0.713	1.08	
5		18	3.627	7.48	17.9	17.2	11.3	13.46	13
6			10.85	22.7	1.86	1.99	2.18	2.38	13
7			10.85	65.2	0.560	0.647	0.473	0.889	2
8			3.627	7.66	10	1.638	1.09	13.1	14
9			5.070	10.81	5.9	7.64	6.50	7.75	
10			10.85	23.3	1.9	1.93	2.10	2.32	
11			25	53.7	0.64	0.512	0.625	0.691	
12			3.627	21.45	3.4	3.64	2.36	4.79	
13			25	150.4	0.18	0.182	0.143	0.270	
14		15	4.235	46.58	1.3	1.22	0.767	1.93	
15				26.25	2.1	2.19	1.76	3.17	
16				11.85	5.2	5.67	5.67	6.54	
Non-correlation data									
17	1.4	15	25	35.4	0.636	0.543	1.14	0.775	3
18		15	10.73	35.4	0.793	0.904	1.14	1.26	3
19		15.8	10.69	15.21	2.35	2.47	3.93	2.94	8
20	1.26	8.86	26.0	36.39	0.94	0.717	1.87	0.34	17
21	1.26	15.	49.4	131.3	0.31	0.265	0.348	0.14	17



また、計算結果はモデル試験等の指針となり得るものであると筆者らは考えている。

ディフューザ性能のより良く、より一般的な予測をおこなうためには、任意のノズル形状について低圧室圧力比を実験的相関なしで正確に求める方法、セコンド・スロート斜め部圧力のより一般的な求め方などについてさらに研究がおこなわれなければならない。

### 引用文献

- 1) R. C. German, R. C. Bauer, and J. H. Panesci; Methods for Determining the Performance of Ejector-Diffuser Systems, J. Spacecraft, Vol. 3 (1966) pp. 193-200.
- 2) J. H. Panesci and R. C. German; An Analysis of Second-Throat Diffuser Performance for Zero-Secondary-Flow Ejector Systems, AEDC-TDR-63-249 (1963)
- 3) 宮島, 日下, 阿部, 鎌田, 植野, 佐藤; ロケット・エンジン高空性能試験用エセクタの実験的研究 航技研報告 TR-449 (1976)
- 4) H. H. Korst; A Theory for Base Pressures in Transonic and Supersonic Flow, J. Appl. Mech., Vol. 23 (1956) pp. 593-600.
- 5) M. Sirieix, J. Delery, and J. Mirande; Recherches Experimentals Fondamentales sur les Ecoulements Separes et Applications, ONERA T. P. 520 (1967)
- 6) A. H. Shapiro; The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, Vol. 1 (1953) Ronald Press.
- 7) W. L. Jones, H. G. Price, Jr., and C. F. Lorenzo; Experimental Study of Zero-Flow-Ejectors Using Gaseous Nitrogen, NASA TN D-203 (1960)
- 8) 宮島博他; 未発表実験データ
- 9) E. M. Landsbaum; Thrust of a Conical Nozzle, ARS Journal, Vol. 29 (1959) pp. 212-218.
- 10) M. Arens and E. Spiegler; Shock-Induced Boundary Layer Separation in Overexpanded Conical Exhaust Nozzles, AIAA Journal, Vol. 1 (1963) pp. 578-581.
- 11) W. L. Chow and A. L. Addy; Interaction between Primary and Secondary Streams of Supersonic Ejector Systems Vol. 2 (1964) pp. 686-695.
- 12) A. Fortini; Performance Investigation of a Nonpumping Rocket Ejector System for Altitude Simulation, NASA TN D-257 (1959)
- 13) R. C. Bauer and R. C. German; The Effect of Second Throat Geometry on the Performance of Ejectors without Induced Flow, AEDC-TN-61-133 (1961)
- 14) R. C. Bauer; Theoretical Base Pressure Analysis of Axisymmetric Ejectors without Induced Flow, AEDC-TDR-64-3 (1964)
- 15) J. Delery; Recollement d'un Jet Supersonique de Revolution sur une Paroi Cylindrique Coaxiale, La Recherche Aerospatiale, No. 104 (1965) pp. 15-20.
- 16) 毛呂明夫, 鈴木和雄; ロケット・プロペラントの理論性能—多項式近似式による表示— 航技研資料 TM-293 (1976)
- 17) 大塚, 鈴木, 石井, 山田, 宮島, 冠; 航技研ロケットエンジン高空性能試験設備について, 日本航空宇宙学会誌, 22巻 (1974) pp. 508-518, または, 航技研報告 TR-454 (1976)

## 付録 計算プログラム

以下にセコンド・スロート・ディフューザ性能計算プログラム (STD) および再付着角度によって低圧室圧力比を求めるプログラム (ZFE2) の概要を記述する。その詳細はプログラムリストとして示す。これらのプログラムにおいては、その構成および計算法を洗練されたものにする努力はほとんどは行われておらず、また、開発段階や他の用途に使用したときに用いた、本資料の目的にはよけいな部分も多少含まれている。さらにまた、いくつかの関数およびサブルーチンは TOSBAC-8400 システムのライブラリ・サブルーチンを用いている。

## 1. ディフューザ性能計算プログラム (STD)

## 1.1 プログラムの構成

STD のフローチャートを図 A-1 に示す。プログラムの構成およびサブルーチンの機能は次の通りである。

- (1) MAIN (STD)
- (2) SUBM2 ..... (8) 式の解を求める。
- (3) SUBM3 ..... (1) 式の解を求める。NONC50 および FEM3(X) を用いる。  
NONC50 ... 任意方程の根 (この場合は FEM3(X)=0) の根をニュートンラプソン法で求めるライブラリサブルーチン  
FEM3(X) ..... (1) 式で  $X=M_3$  とおいた関数
- (5) OBSG ..... 斜め衝撃波の超音速の解を求める。  
NONC50 および FUN(X) を用いる。  
FUN(X) .....  $\tan \sigma$  ( $\sigma$  は衝撃波の角度) を前面マッハ数  $M_1$  と流れの角度変化  $\delta$  であらわした関数。
- (6) CPJSBR ... 一定圧力のジェット境界がディフューザ壁面と衝突する点を求める。  
STATC1, PMSBR1, および特性曲線法ユニット・プロセス BPS1, FPS, APS1, APS2 を用いる。  
STATC1 ... フリージェット計算の出発点を、ノズル出口の等マッハ線を分割してあたえる。  
PMSBR1 ... ノズル出口角部のプラントル・マイヤ角を細分割し、フリージェット計算に角部の条件をあたえる。  
BPS1 ..... 一定圧力のジェット境界上の点の位置と速度ベクトルを求める。  
FPS ..... フィールド・ポイントの位置と速度ベクトルを求める。

APS1 ..... 中心軸上の点の位置と速度ベクトルを求める。

APS2 ..... 軸上の点が既知の場合のユニットプロセス

なお、STATC1-APS2 までのサブルーチンは、ZFE2 にも共通である。

## 1.2 入力データ

STD の入力データは 1 ケース 8 枚のカード入力であり、計算の停止にはデータの最後に 1 カラム目から END とパンチされたカードを追加する。1 ケースの入力のフォーマットおよびデータの説明は次の通りである。入力の順は (1), (2) ..... で示される。

- 1 枚目 (A8) ..... ケース名
- 2 枚目 (8F10.5, 8I10)
  - (1) GAMMA ..... 比熱比
  - (2) AR ..... ノズル開口面積比  $A_{NE}/A^*$
  - (3) THNE ..... ノズル出口半開角  $\theta_{NE}$ , 度
  - (4) IDT ..... 0 : 長いセコンドスロート  
1 : 一定断面積ディフューザ  
2 : 短いセコンドスロート  
5 : 限界断面積比を求める
  - (5) IW2 ..... 1 : ジェット境界の出力, 通常 0 にする。
  - (6) IW3 ..... 1 :  $\Sigma_1^2 F/m\sqrt{RT_t}$  の各項および、斜め衝撃波の計算結果を出力する。  
 $F/m\sqrt{RT_t}$  等がいらないときは 2 にする。
- 3 枚目 (8F10.5)
  - (1) AD .....  $A_D/A^*$
  - (2) AST .....  $A_{ST}/A^*$
  - (3) THEST .....  $\theta_{ST}$ , 度
  - (4) XST .....  $X_R/D_D$
  - (5) ELDST .....  $(L/D)_{ST}$
  - (6) CF .....  $C_f$
  - (7) AEX .....  $A_E/A^*$ , 短いセコンドスロートの場合のみ計算に使用する。
  - (8) AITA ..... 亜音速ディフューザの断熱効率。  
長いセコンド・スロートおよび一定断面積の場合にのみ用いる。AITA を入力しない場合は 0.75 として計算する。

## 1.3 出力

STD の出力は IDT, IW2, IW3 の値によって異なるが、IDT=1, IW2=0, IW3=2 の場合に出力される値は次の通りである。他の場合もこれと同様である。

## (1) 入力データ

## (2) 垂直衝撃波理論

MNE ..... 次元ノズル出口マッハ数

PT/PNE ...  $P_t/P_{NE}$ 

MDO ..... 次元ディフューザ入口マッハ数

PT/PC .....  $P_t/P_c$ 

(PT/PB) ... 最小スタート圧力比

(PT/PB)OP... 最小操作圧力比

(AST/AD)L... 限界収縮断面積比

(3)  $\Sigma_1^2 F / m \sqrt{RT_t}$ , 式(2)左辺の値

## (4) 長いセコンドスロート

MNESP .....  $M_{SP}$ , 半径流れのノズル出口マッハ数

MJB ..... ジェット境界のマッハ数

MSTIN ..... セコンド・スロート入口マッハ数  $M_2$ MOUT ..... セコンド・スロート出口マッハ数  $M_3$ PT/PN .....  $M_{SP}$  に相当する圧力比

PC/PT ..... 低圧室圧力比

PT/PB ..... スタート圧力比

## (5) 亜音速ディフューザ付のスタート圧力比

## 2. 再付着角度による低圧室圧力比 (ZFE2)

## 2.1 プログラムの構成

ZFE2 のフローチャートを図 A-2 に示す。プログラムの構成およびサブルーチンの機能は次の通りである。

## (1) MAIN (ZFE2)

(2) LSISUB .....  $j$  流線がディフューザ壁面と衝突する点における再付着角度を求める。STATC1, PMSBR1, BPS1, FPS, APS1, APS2 (付録 1.1 節参照) の外に DVS を用いる。

DVS .....  $j$  流線の位置 ( $\eta_m, \eta_j$ ) を式(3)および式(4)を用いて求める。

SPEQ05, EINT1, EINT2, INTE01, FINT1, および FINT2 を用いる。

SPEQ05 ... 次のようなライブラリ関数

$$E(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

EINT1 .....  $I_1(C_2; \eta) = \int_{-\infty}^{\eta} \frac{\varphi d\eta}{1 - C_2^2 \varphi^2}$

の計算をおこなう。

$$EINT2 \dots \dots I_2(C_2; \eta) = \int_{-\infty}^{\eta} \frac{\varphi^2 d\eta}{1 - C_2^2 \varphi^2}$$

の計算をおこなう。

INTE01 ... シンプソン法による積分のライブラリ・サブルーチン, 被積分関数を外部関数としてあたえる。

$$FINT1 \dots \dots f_1(\eta) = \frac{\varphi}{1 - C_2^2 \varphi^2}$$

$$FINT2 \dots \dots f_2(\eta) = \frac{\varphi^2}{1 - C_2^2 \varphi^2}$$

## 2.2 入力データ

ZFE2 の入力 は 1 ケース 1 枚のカード入力であり, 計算の停止はデータの最後に 1 カラム目から END とパンチされたカードを追加することによっておこなわれる。入力フォーマット, 入力順, および, データの説明は次の通りである。

フォーマット (A8, 3I4, 4F10.6, E12.5, I4)

(1) CASE ..... ケース名

(2) N ..... STATC1 の分割数 通常 21 とする。

(3) IDT ..... 0 にする。

(4) IW ..... 0 にする。1 にするとジェット境界マッハ数のイタレーションが出力される。

(5) G ..... 比熱比

(6) BET .....  $\theta_{NE}$ , ノズル半開角

(7) ARO ..... ノズル開口面積比  $A_{NE}/A^*$

(8) AD .....  $A_D/A^*$

(9) PISEX ... 0 とする。  $P_c/P_t$  の実験値がある場合は入力しても良いが計算には関係しない。

(10) IW1 ..... 通常 0 とする。1 にすると  $j$  流線の形状が出力される。

## 2.3 出力

## (1) 入力データ

(2)  $j$  流線の壁面の衝突点

XJ .....  $X_J/r_{NE}$ ,  $X_J$  はノズル出口面からの軸方向の距離,  $r_{NE}$  はノズル出口の半径である。

XJDD .....  $X_J/D_D$

THET8 .....  $\psi$ , 中心線の下方で計算するので負の値になる。

S .....  $S/r_{NE}$ ,  $S$  は衝突点までの非粘性境界の長さ。

MPJ .....  $j$  流線のマッハ数

M2A ..... 非粘性ジェット境界のマッハ数  
 P1S/P0P..  $P_c/P_t$  , 低圧室圧力比  
 KK ..... イタレイション回数

## 3. フローチャート

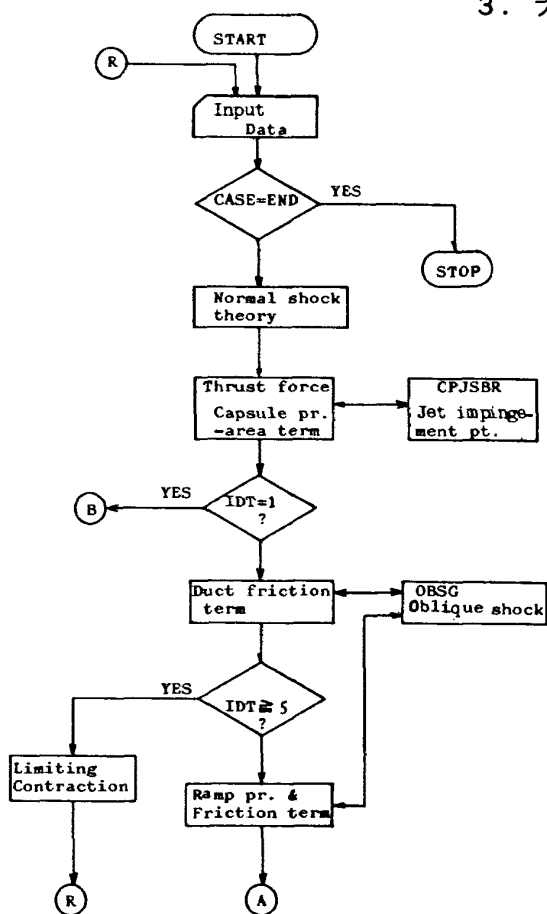


図 A-1 STDフローチャート

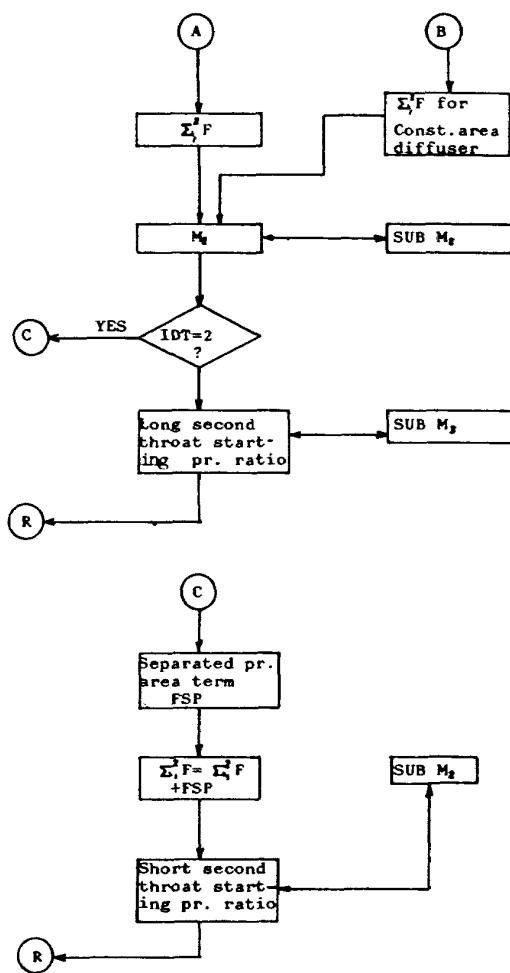


図 A-1 (つづき)

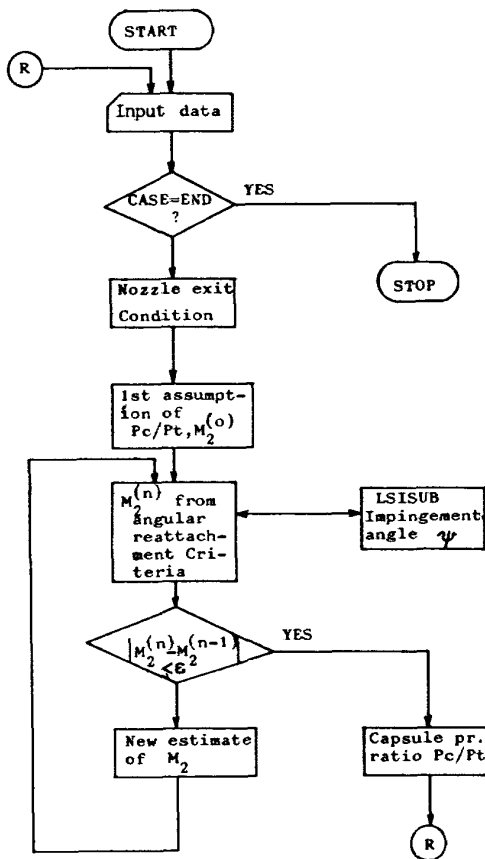


図 A-2 ZFE2フローチャート

## 4. プログラムリスト

```

C*****
C*** SECOND THROAT DIFFUSER STARTING PROBLEM (STD) ***
C* ONE DIMENSIONAL TREATMENT EXCEPT FREE JET CALCULATION *
C*****
C*** SEE GERMAN,R,C.,BAUER,R,C.,AND PANESCI,J,H,
C JOURNAL OF SPACECRAFT, VOL 3, NO.2, P.P. 193-200 (1966) *****
C
C*** INPUT PARAMETERS
C
C GAMMA=SPECIFIC HEAT RATIO
C AR = AREA RATIO OF PRIMARY NOZZLE, ANE/A*
C THNE = NOZZLE EXIT HALF ANGLE,GIVE A POSITIVE VALUE IN DEGREE
C AD = DIFFUSE INLET AREA/NOZZLE THROAT AREA
C AST = SECOND THROAT AREA/NOZZLE THROAT AREA
C THEST= SECOND THROAT RAMP ANGLE, GIVE A POSITIVE VALUE IN DEGREE
C XST = DIFFUSER LENGTH UP TO SECOND THROAT/DIFF. INLET DIAMETER
C FOR THE CASE OF CONSTANT DIAMETER, XST IS THE DIFFUSER
C LENGTH/ INLET DIAMETER
C ELDST= SECOND THROAT LENGTH/SECOND THROAT DIAMETER
C CF = FRICTION COEFFICIENT
C AEX =DIFFUSER EXIT AREA/NOZZLE THROAT AREA
C
C*** CONTROL PARAMETERS
C
C IDT : FOR IDT=0, SECOND THROAT DIFFUSER AND
C FOR IDT=1, CONSTANT DIAMETER DIFFUSER,
C IDT=2, SHORT SECOND THROAT,
C IDT=5, PROBLEM TO DETERMINE LIMITING CONTRACTION
C IW2 : DETAILED OUTPUT OF FREE JET CALCULATION FOR IW2=1
C IW3 : FOR IW3=1, DETAILED OUTPUT OF FORCE TERMS
C
C*** FUNCTION STATEMENT
1  PRAF(A,H)=(1+.5*(B-1))*A**2**((B/(B-1.))
2  FM(A,B,C)=C*A*((2./(H+1.))*(1+.5*(H-1))*A**2)**((7.5*(H+1.))/(
3  (B-1.))
4  FD(A,B,C)=C*(2./(B+1.))*((0.5*(B+1.)/(H-1.))-(0.5*(B+1.)*A
5  *(1+.5*(B-1.))*A**2)**((3.-R)/(B-1.)/7.)
6  SPRAF(A,B)=(2.*B/(B+1.))*A**2*(B-1.)/(H+1.)
7  EMRTF(A,R)=ASQRT(B*(1+.5*(B-1.))*A**2)
8  GMRTF(B)=SQRT(B*(2./(R+1.))*((H+1.)/(B-1.)))
9  TAN(C) =SIN(C)/COS(C)
10 EMACHF(A,B)=SQRT(((2.*(A**2))/(B+1.))/(1.-((H-1.)/(H+1.))*A**2))
11 EMASTF(A,B)=SQRT((.5*(R+1.))*A**2)/(1+.5*(R+1.))*A**2)
C
C***
C
C DIMENSION PI(4)
C
C*** READ INPUT PARAMETERS
C
11 2 HEAD(5,299) CASE
12 299 FORMAT(A8)
13 IF(CASE,EQ,0)END 1GO TO 800
14 HEAD(5,300) GAMMA,AR,THNE,IDT,IW2,IW3
15 300 FORMAT(3F10,5,3I10)
16 HEAD(5,320) AD,AST,THEST,XST,ELDST,CF,AEX,AITA
17 320 FORMAT(8F10,5)
18 WRITE(6,298) CASE
19 298 FORMAT(1H1,///5X,1***** SECOND THROAT DIFFUSER PERFORMANCE*****
20 /10X,A8)
21 WRITE(6,500) GAMMA,AR,THNE,AD,AST,THEST,XST,ELDST,CF
22 500 FORMAT(1H , //6X6H GAMMA=E12,5,4X7HANE/A**E12,5,5X6H THNE=E12,5,/
23 1 6X6HAD/A**E12,5,4X7HAST/A**E12,5,
24 2>X6H THEST=E12,5,5X6HXST/D=E12,5,/
25 3 5X6H(L/D)ST=E12,5,5X3HCF=E12,5,/)
C
C** NORMAL SHOCK THEORY
C
26 BM=4.
27 IF(AR,GE,80.) BM=6.5
28 5 DBM=FM(BM,GAMMA,AR)/FD(BM,GAMMA,AR)
29 IF(ABS(DBM).LE,0.0001) GO TO 6
30 BM=BM*DBM
31 GO TO 5
32 6 BM1P=BM
33 BM=6.5
34 7 DBM=FM(BM,GAMMA,AD)/FD(BM,GAMMA,AD)
35 IF(ABS(DBM).LE,0.0001) GO TO 8
36 BM=BM*DBM
37 GO TO 7
38 8 EMDO=BM
39 PTN=SPRAF(EM1P,GAMMA)
40 PTD=SPRAF(EMDO,GAMMA)
41 PBD=SPRAF(EMDO,GAMMA)
42 PTBST=PTD/PBD
43 WRITE(6,520) EM1P,PTN,EMDO,PTD,PTBST
44 520 FORMAT(1H ,5X,1***** NORMAL SHOCK THEORY ***/
45 1 6X4H HNE=E12,5,5X7HPT/PNE=E12,5/
46 2 6X4H MDO=E12,5,5X7HPT/PC =E12,5,5X9H(PT/PB)S=E12,5//)
47 IF(IDT,EQ,1) GO TO 40
48 IF(IDT,EQ,5) GO TO 12
49 C* OPERATING LIMIT
50 BM=6.5
51 9 DBM=FM(BM,GAMMA,AST)/FD(BM,GAMMA,AST)
52 IF(ABS(DBM).LE,0.0001) GO TO 10
53 BM=BM*DBM
54 GO TO 9
55 10 EMSO=BM
56 PTS=SPRAF(EMSO,GAMMA)
57 PBS=SPRAF(EMSO,GAMMA)
58 PTROP=PTS/PBS
59 C* CONTRACTION LIMIT
60 12 PTX=(0.5*(GAMMA+1.))*EMDO**2**((GAMMA/(GAMMA-1.))/PRAF(EMDO,GAMMA)
61 /SPRAF(EMDO,GAMMA))*((1./((GAMMA-1.)))
62 1 /SPRAF(EMDO,GAMMA))*((1./((GAMMA-1.)))
63 ASTDL=1./AD/PTX
64 ASTD=AST/AD
65 WRITE(6,540) ASTD,PTROP,ASTDL

```

```

56      540 FORMAT(1H,5X,'OPERATING LIMIT',5X7HAST/AD=E12,5,5X10H(P/PB)OP=
          1      E12,5/6X,'NOMAL SHOCK CONTRACTION LIMIT (AST/AD)L =
          2      E12,5//)
C
C*** LONG SECOND THROAT HEORY ( GERMAN ET AL )
C
C*      THRUST FORCE AT NOZZLE EXIT
C
57      40 BETA=THNE/57,2957795
58      ARSP=2./((1.+COS(BETA))*AR
59      BM=6,5
60      DBM=FM(BM,GAMMA,ARSP)/FD(BM,GAMMA,ARSP)
61      IF(ABS(DBM),LE,0,0001) GO TO 44
62      HM=BM*DBM
63      GO TO 42
64      44 EM1P=BM
65      P1P=1./PRAF(EM1P,GAMMA)
66      FNEX=AR*P1P*(1.+GAMMA*EM1P**2)/GMRTTF(GAMMA)
67      IF(IW3,NE,1) GO TO 60
68      WRITE(6,560) EM1P,FNEX
69      560 FORMAT(1H,5X,'** THRUST FORCE TERM **'
          1      6X4HMSP=E12,5,74X5HFNEX=E12,5 //)
C
C*      CELL PRESSURE AREA TERM
C
70      60 MET **BETA
71      MW**SQRT(AD/AR)
72      P1S=1./PTD
73      EMS1P=EMASTF(EM1P,GAMMA)
74      CALL CPJSRR(GAMMA,BET,RW,EMS1P,P1S,PI,IW2)
75      XIR=PI(1)
76      XID=XIR*SQRT(AR/AD)/2,
77      IF((XST-XID),GT,0,) GO TO 62
78      WRITE(6,565)
79      565 FORMAT(1H,5X,'*****JET BOUNDARY IMPINGES ON THE SECOND THROAT
          1      RAMP *****//)
80      GO TO 2
81      62 EM2A=EMACHF(PI(3),GAMMA)
82      THEI=PI(4)
83      FCP=P1S*(AD*AR)/GMRTTF(GAMMA)
84      THEI1=PI(4)*57,2957795
85      IF(IW3,NE,1) GO TO 80
86      WRITE(6,570) EM2A,P1S,XID,THEI1,FCP
87      570 FORMAT(1H,5X,'** CELL PRESSURE AREA TERM **'
          1      6X4HM2A=E12,5,5X5HP1S =E12,5,5X6HXI/DD=E12,5,5X6HTHEI=E12,5,
          2      7X4HFCP=E12,5//)
88      IF(IDT,EO,1)GO TO 180
C
C*      DUCT FRICTION TERM
C
89      80 THW=0,
90      DELT=THW*THEI
91      CALL OBSG(GAMMA,DELT,PDDO,EMDO,EMD,IW3,2)
92      IF(EMD,LE,1,) GO TO 2
93      PDT =PDDO/PRAF(EMDO,GAMMA)
94      FDF**2,*GAMMA*CF*PDT*EMD**2*AD*(XST-XID)/GMRTTF(GAMMA)
95      IF(IW3,NE,1) GO TO 100
96      WRITE(6,580) EMD,PDT,FDF
97      580 FORMAT(1H,5X,'** DUCT FRICTION TERM **'
          1      6X6HMACHD=E12,5,5X6HPO/PT=E12,5,50X4HFDf=E12,5//)
C
C*** RAMP PRESSURE AND RAMP FRICTION TERM
C
98      100 ASTD=AST/AD
99      IF(IDT,GE,5) GO TO 220
100      XNDD=SQRT(AR /AD)/(2.*TAN(BETA))
101      THST=THEST/57,2957795
102      THETN=ATAN(SQRT(ASTD+1.))/(2,826427*(XNDD+XST)+(1,41471356-
          1      SQRT(ASTD+1.)) /TAN(THST))
103      DELT =THETN*THST
104      CALL OBSG(GAMMA,DELT,PRDO,EMDO,EMR,IW3,2)
105      IF(EMR,LE,1,) GO TO 2
106      PRT=PRDO/PRAF(EMDO,GAMMA)
107      FRP =PRT*(AD*AST)/GMRTTF(GAMMA)
108      FRF =-0,5*GAMMA*CF*PRT*EMR**2*(AD*AST)/GMRTTF(GAMMA)/TAN(THST)
109      IF(IW3,NE,1) GO TO 120
110      DELTA=DELT*57,2957795
111      WRITE(6,590) EMR,PRT, DELTA,FRP,FRF
112      590 FORMAT(1H,5X,'** RAMP PRESSURE AND FRICTION TERM **'
          1      6X6HMRAMP=E12,5,5X6HPR/PT=E12,5,5X6HMTETA=E12,5,27X4HFRP=F12,5/
          2      97X4HFRF=E12,5//)
C
C*** TOTAL FORCE UP TO SECOND THROAT INLET SIGMA F 2-1
C
113      120 SFORCE=FNEX*FCP*FDF*FRP*FRF
114      WRITE(6,600) SFORCE
115      600 FORMAT(1H,5X,'FORCE TERM DEVIDED BY MASS=SQRT(N*T)=',E12,5//)
C
C*** CALCULATION OF M2 AND M3
C
116      140 CALL SUBM2(GAMMA,SFORCE,EM2)
117      IF(EM2,EO,0,)GO TO 2
118      IF(IDT,EO,2) GO TO 190
119      CALL SUBM3(GAMMA,CF,ELDST,SFORCE,EM2,EM3)
120      IF(EM3,EO,0,)GO TO 2
121      PBTST=(2./((GAMMA+1.)))*(0,5*(GAMMA+1.)/(GAMMA+1.))/(AST*EMRTF
          1      (EM3,GAMMA))*SQRT(GAMMA)
122      PTBST =1./PBTST
123      PTC=1./P1S
124      PTN=1./P1P
125      PTD=1./PDT
C*** WITH SUBSONIC DIFFUSER
126      IF(AITA,EO,0,)AITA=0,75
127      ITA=AITA*100,
128      PTEX=PTBST/(1.+0,5*(GAMMA+1.)*AITA*EM3**2)**((GAMMA/(GAMMA+1.))
129      WRITE(6,610) EM1P,EM2A,EM2,EM3,PTN,P1S,PTBST,ITA,PTEX
130      610 FORMAT(1H,5X,'** LONG SECOND THROAT THEORY **'
          1      6X6HMNESP=E12,5,5X6HNMJB =E12,5,5X6HMSTIN=E12,5,5X6HMROUT =E12,5
          2      /6X6HPT/PN=E12,5,5X6HPC/PT=E12,5,5X6HPT/PB=E12,5/
          3      /6X,'SUB, DIFF, WITH',13,'% EFFICIENCY',5X6HPT/PB=E12,5//)

```

```

131      GO TO 2
      C
      C***      CONSTANT AREA DIFFUSER
      C
132      100 SFORCE=FNEK*FCP
133      WRITE(6,600)SFORCE
134      ELDSY=XST=XID
135      GO TO 140
      C
      C***      SHORT SECOND THROAT THEORY
      C
136      100 EN2C=EM2*0.56/SQRT(1.+3432*(GAMMA-1.)*EM2**2)
137      IF(EN2C.GT.1.) GO TO 192
138      PSP2=((1.+0.5*(GAMMA-1.)*EM2**2)/(1.+3432*(GAMMA-1.)*EM2**2))
139      1 GO TO 194
140      192 PSP2= (1.1568*(GAMMA+1.)*EM2**2)*((GAMMA/(GAMMA+1.))/(1.+3432*
1      (GAMMA+1.)*EM2**2)/((1+(GAMMA+1.)*0.3136-(GAMMA+1.)*0.2/(GAMMA
1      +1.)*EM2**2+0.5*(GAMMA+1.)/(GAMMA+1.))*((1/(GAMMA+1.))
141      194 P2T=(2./(GAMMA+1.))*((0.5*(GAMMA+1.)/(GAMMA+1.))/(AST*ENRTF
1      (EM2,GAMMA))*SQRT(GAMMA)
142      PST=PSP2*P2T
143      FSP=PST*(AEX=AST)/GMRTTF(GAMMA)
144      IF(IW3.NE.1) GO TO 196
145      WRITE(6,620) PST,FSP
146      620 FORMAT(1H,5X,'**SEPARATION PRESSURE AREA TERM **'/
1      1 6X6HPS/PT=E12,5,73X4HFSP=E12,5//)
147      196 SFORCE=SFORCE+FSP
148      WRITE(6,600) SFORCE
149      CALL SUBM2(GAMMA,SFORCE,EM3)
150      IF(EM3.EQ.0.) GO TO 2
151      P3TST=(2./(GAMMA+1.))*((0.5*(GAMMA+1.)/(GAMMA+1.))/(AEX*EMRTF
1      (EM3,GAMMA))*SQRT(GAMMA)
152      PT3ST=1./P3TST
153      PTS=1./PST
154      WRITE(6,630) EM1P,EM2A,EM2,EM3,PTN, P1S,PTS,PT3ST
155      630 FORMAT(1H,6X,'*** SHORT SECOND THROAT THEORY ***'/
1      1 6X6HMHESP=E12,5,5X6HMHJB E12,5,5X6HMHSTIN=E12,5,5X6HMHOUT =E12,5
1      2 /6X6HPT/PN=E12,5,5X6HPC/PT=E12,5,5X6HPT/PS=E12,5,5X6HPT/P3=E12,5
1      3 //)
156      GO TO 2
      C
      C***      SECOND THROAT CONTRACTION LIMIT
      C
157      220 CONTINUE
158      104 ASTD=ASTDL
159      DAS=0.05
160      ASTD=ASTD*DAS
161      DELT=35./57.2957795
162      CALL OMSG(GAMMA,DELT,PRDO,EMDO,EMR,IW3,2)
163      IF(EMR.LE.1.) GO TO 2
164      PRT=PRDO/PRAF(EMDO,GAMMA)
165      AST=ASTD*AD
166      FRP=PRT*(AD=AST)/GMRTTF(GAMMA)
167      FNEK=AD*P1S=(1.+GAMMA*EMDO**2)/GMRTTF(GAMMA)
168      SFORCE=FNEK*FRP
169      SFLIM=(1.+GAMMA)/SQRT(GAMMA*(1.+0.5*(GAMMA+1.)))
170      IF(IDT.EQ.6) GO TO 250
171      IF(SFORCE=SFLIM.GT.0.) GO TO 222
172      221 ASTD=ASTD*DAS
173      DAS=0.5*DAS
174      GO TO 105
175      222 CALL SUBM2(GAMMA,SFORCE,EM2)
176      IF(EM2.EQ.0.) GO TO 2
177      CALL SUBM3(GAMMA,CF,ELDSY,SFORCE,EM2,EM3)
178      IF(EM3.NE.0.) GO TO 105
179      IF(DAS.LE.0.0001) GO TO 224
180      GO TO 221
      C
181      224 WRITE(6,632) ASTD
182      632 FORMAT(1H,6X,'LONG THROAT CONTRACTION LIMIT (AST/AD) L =',E12,5/)
183      IDT=6
184      GO TO 104
185      250 SF=SFORCE
186      IF(ABS(SF-SFLIM).LE.0.0001) GO TO 260
187      IF(SF=SFLIM.LT.0.) GO TO 221
188      GO TO 105
189      260 WRITE(6,634) ASTD
190      634 FORMAT(1H,6X,'SHORT THROAT CONTRACTION LIMIT (AST/AD) L =',E12,5/)
191      GO TO 2
      C
192      800 STOP
193      END

```



```

C***** SECOND THROAT INLET MACH NUMBER SUBROUTINE *****
1  SUBROUTINE SUBM2(G,SF,EM2)
C**
2      AF=SF**2
3      AFLIM=2.*(G-1.)/G
4      IF(AF.LT.AFLIM) GO TO 60
5      A=(AF-2.)/(G-AF*(G-1.)/2.)
6      B=1./(8*(G-AF*(G-1.)/2.))
7      EM2=(A+SQRT(A**2-4.*B))/2.
8      EM2=SQRT(EM2)
9      RETURN
C**
10     60 WRITE(6,50)
11     50 FORMAT(1H,3X,'***** SUBM2 ERROR, NO SOLUTION , CHECK SFORCE ',
12         1 'VALUE'//)
13     EM2=0.
14     RETURN
END

```

```

C***** SECOND THROAT EXIT MACH NUMBER SUBROUTINE *****
1  SUBROUTINE SUBM3(G,CF,ELO,SF,EM2,EM3)
2      EXTERNAL FEM3
3      COMMON/COEFM3/ A1,B1,C1,D1,E1
4      A1=G
5      B1=CF
6      C1=ELO
7      D1=EM2
8      E1=SF
9      CALL NONC90(FEM3,EM3,0,2,0,0,1,0,1,E=5,1,E=5,I)
10     IF(I.EQ.4) GO TO 10
11     IF(I.EQ.5) GO TO 20
12     RETURN
13     10 WRITE(6,110)
14     110 FORMAT(1H,3X,'***** SUBM3 CONVERSION ERROR ****'//)
15     EM3=0.
16     RETURN
17     20 WRITE(6,120)
18     120 FORMAT(1H,3X,'***** SUBM3 ERROR, NO SUBSONIC SOLUTION **'//)
19     EM3=0.
20     RETURN
21     END

```

```

C***** FUNCTION FOR THE SOLN. OF M3 *****
1  FUNCTION FEM3(X)
2      COMMON/COEFM3/ A1,B1,C1,D1,E1
C      G=A1
C      CF=B1
C      ELO=C1
C      EM2=D1
C      SFORCE=E1
3      FEM3=SQRT(2.*(A1/(A1-1.))*2.*B1*C1/(X-D1)*(SQRT(2./(A1-1.)*X**2)
1      -SQRT(2./(A1-1.)*D1**2))-(1.+A1*X**2)/(X*SQRT(A1*(1.+0.5*
2      (A1-1.)*X**2)))-E1
4      RETURN
5      END

```

```

C***** OBLIQUE SHOCK SUBROUTINE *****
1  SUBROUTINE OBSQ(G,DEL,P21,EM1,EM2,IW,J)
C   IW IS OUTPUT-CONTROL PARAMETER, IW=1 OUTPUT OF OBS
C   J IDENTIFIES THE PROBLEM, IF J=1,EM1,EM2 ARE CALCULATED FOR GIVEN
C   DELTA AND P21 AND IF J=2,P21 AND EM2 ARE CALCULATED FOR GIVEN
C   DELTA AND EM1
C***   THE SOLUTION IS FOR SUPERSONIC ROOT
2  EXTERNAL FUN
3  TAN(A)=SIN(A)/COS(A)
4  COMMON/COEF / A,B,C
5  DELT =DELE57,293779
6  IF(I,EO,1) GO TO 60
C   FOR GIVEN EM1
7  A1=G*EM1**2
8  B1=TAN(DEL)
9  C1=(G+1.)/(G-1.)
10 A2=((C1+1.)*B1**2+A1*B1**2)
11 A =((C1+1.)*B1-A1*B1*(C1-1.))/A2
12 B =((C1+1.)*B1**2+A1*B1**2-C1)/A2
13 C =((C1+1.)*B1)/A2
14 C** SOLUTION BY NEWTON-RAPHSON METHOD FOR THE ROOT OF TAN(SIGMA)
15 C   BU IS THE UPPER BOUNDARY OF PROBABLE ROOT
16 BU= 2.7
17 GS= 0.1
18 CALL NOMC90(FUN,X,GS,0.0,BU,1,E=5.1,E=5.1)
19 IF(I,EO,4) GO TO 10
20 IF(I,EO,5) GO TO 20
21 SIG =ATAN(X)
22 RO21=X/TAN(SIG =DEL)
23 P21 = (C1*RO21-1.)/(C1+RO21)
24 EM2 = (1./P21-1.)/((1.+RO21)*(SIN(SIG =DEL))**2)
25 EM2 =SQRT(EM2)
26 IF(EM2,LT,1.) GO TO 30
27 IF(IW,NE,1) GO TO 5
28 SIGN =SIG*57,293779
29 WRITE(6,100) DELT ,SIGN ,P21,RO21,EM1,EM2
30 100 FORMAT(1H ,3X,'OBLIQUE SHOCK SUBR')
31 1  6X6HDELTA=E12,5,5X6HMSIGNA=E12,5,5X6HP2/P1=E12,5,5X6HRO2/RO1=
32 2  E12,5,5X6HMACH1=E12,5,5X6HMACH2=E12,5//)
33 5 RETURN
34 10 WRITE(6,110) DELT ,EM1
35 110 FORMAT(1H ,3X,'***** OBS ERROR*** CONVERSION FAILURE',5X6HDELTA
36 1  E12,5,5X6HMACH1=E12,5//)
37 EM2=0,
38 RETURN
39 20 WRITE(6,120) DELT ,EM1,GS,BU
40 120 FORMAT(1H ,3X,'***** OBS ERROR, NO SOLUTION IN THE SPECIFIED
41 1  REGION',5X6HDELTA=E12,5,5X6HMACH1=E12,5/
42 2  6X3HGS=E12,5,5X3HBU=E12,5//)
43 EM2=0,
44 RETURN
45 30 WRITE(6,130) DELT ,EM1
46 130 FORMAT(1H ,3X,'***** OBS ERROR ,NO SUPERSONIC SOLN **',
47 1  5X6HDELTA=E12,5,5X6HMACH1=E12,5//)
48 EM2=0,
49 RETURN
50 C
51 C** SOLUTION FOR GIVEN P21 AND DELTA
52 C
53 60 RO21=(P21*(G+1.)/(G-1.)+1.)/((G+1.)/(G-1.)*P21)
54 BB=TAN(DEL)
55 DET=(RO21-1.)*B1**2+A1*RO21**2-
56 IF(DET,LT,0.) GO TO 40
57 X1=((RO21-1.)*SQRT(DET))/(2.*BB)
58 SIG=ATAN(X1)
59 EM1=(P21-1.)/(G*SIN(SIG)**2*(1.+1./RO21))
60 EM1=SQRT(EM1)
61 EM2=(1./P21-1.)/((1.+RO21)*(SIN(SIG=DEL))**2)
62 EM2=SQRT(EM2)
63 GO TO 80
64 40 WRITE(6,140)DELT,P21
65 140 FORMAT(1H ,3X,'***** OBS ERROR,NO SOLUTION',5X6HDELTA=E12,5,
66 1  5X6HP2/P1=E12,5//)
67 EM1=0,
68 RETURN
69 END

C***** FUNCTION FOR THE SOLN OF OBLIQUE SHOCK *****
1  FUNCTION FUN(X)
2  COMMON /COEF /A,B,C
3  FUN=X**3+A*X**2+B*X+C
4  RETURN
5  END

```

```

C===== CONSTANT PRESSURE JET BOUNDARY SUBROUTINE =====
1  SUBROUTINE CPJSBR(GAMMAP,BETA,RW,EMS1P,P15,PI,IN)
C== PI(2) IS FOR THE LENGTH OF JET
C== IW IS OUTPUT CONTROL PARAMETER, IF IW=1, JET BOUNDARY WILL BE
CONT PRINTED OUT.
C== IWF IS FLOW FIELD OUTPUT CONTROL PARAMETER, IF IWF=1, JET FLOW
C FIELD WILL BE PRINTED OUT.
2  ENASTF(A,B)=SORT(((5*(B+1),A+2)/(1+.5*(B+1),A+2)))
3  ENACHF(A,B)=SORT(((2*(A+2))/(B+1))/(1+.5*(B+1)/(B+1),A+2)))
4  PRTIOF(A,B)=((1+.5*(B+1)/(B+1),A+2))/(B+1)
5  ARATOF(A,B)=(((2/(B+1))-(1+.5*(B+1),A+2)))/((10.5*(B+1))/(
1  (B+1))) / A
6  DIMENSION PMB(100,4,30),P0(4),P1(4),P2(4),P3(4),PI(4)
7  IWF=1
8  N=15
9  EM1P=ENACHF(EMS1P,GAMMAP)
C=== STARTING CONDITION FOR CONICAL NOZZLE
10 CALL STATC1(EMS1P,BETA,PMB,N)
11 CALL PMSBR1(GAMMAP,EM1P,P15,BETA,K,N,PMB)
12 K1=N-K
13 PPH=57.2957795*PMB(K1,4,1)
14 EMSJ8=PMB(K1,3,1)
15 ENJ8=ENACHF(EMSJ8,GAMMAP)
16 IF(IW,NE,1) GO TO 199
17 WRITE(6,42) PMB(K1,1,1),PMB(K1,2,1),PMB(K1,3,1),PPH,P15,ENJ8
18 42 FORMAT(1H,5X,'PRANDTL-MEYER',6X,'X0=',F8,5,5X,'R0=',F8,5,5X,
1  'MSTAR=',F8,5,5X,'THETA=',F9,5,5X4HP15=E12,5,
2  5X5HACH=E12,5//)
19 WRITE(6,59)
20 59 FORMAT(1H,'CONSTANT PRESSURE JET FROM A CONICAL NOZZLE',//
1  1H,10X,2HX3,11X,2HR3,11X,2HM3,8X,5HTHET3/)
C=== CALCULATION UP TO THE AXIS POINT
21 199 CONTINUE
22 S=0
23 10 NM1=N-1
24 DO 5 I=2,NM1
25 J1=N-1-I
26 J2=N1-1-I-2
27 14 DO 6 J=J1,J2
28 DO 7 L=1,4
29 P1(L)=PMB(J,L,I)
30 7 P2(L)=PMB(J+1,L,I-1)
31 CALL FPS(GAMMAP,P1,P2,P3)
32 IF(P3(1),GE,500.) GO TO 800
33 DO 8 L=1,4
34 8 PMB(J+1,L,I)=P3(L)
35 6 CONTINUE
36 DO 9 L=1,4
37 P0(L)=PMB(J2+1,L,I-1)
38 P1(L)=PMB(J2+1,L,I)
39 CALL BPS1(GAMMAP,P0,P1,P3)
40 IF(P3(1),GE,500.) GO TO 800
41 DS=SORT((P3(1)-P0(1))**2+(P3(2)-P0(2))**2)
42 S=S+DS
43 IF(ABS(RW-P3(2)),LE,0.001) GO TO 22
44 IF(RW=P3(2)) 24,24,26
45 22 PI(1)=P3(1)
46 PI(3)=P3(3)
47 PI(4)=P3(4)
48 PI(2)=S
49 RETURN
C
50 24 IF(P3(4),GE,0.) GO TO 790
51 IF(IW,NE,1) GO TO 11
52 PP3=ENACHF(P3(3),GAMMAP)
53 PP4=57.2957795*P3(4)
54 WRITE(6,44) P3(1),P3(2),PP3,PP4
55 44 FORMAT(5F13,6)
56 11 DO 12 L=1,4
57 12 PMB(J2+2,L,I)=P3(L)
58 GO TO 5
C=== ITERATION FOR R3=RW BEFORE AXIS POINT IS REACHED
59 26 IF(IW,NE,1) GO TO 28
60 WRITE(6,46)
61 46 FORMAT(1H,5X,'ITERATION FOR R3=RW BEFORE AXIS POINT IS REACHED')
62 28 PMB(J1+2,I)=PMB(J1+1,2,I-1)+(PMB(J1,2,I)-PMB(J1+1,2,I-1))
1  (RW-P0(2))/(P3(2)-P0(2))
63 R=PMB(J1,2,I)
64 RN=ABS(1./SIN(BETA))
65 THET=ASIN(R/RN)
66 PMR(J1,4,I)=THET
67 PMB(J1,1,I)=RN*(COS(THET)-COS(BETA))
68 PMB(J1,3,I)=EMS1P
69 S=S+DS
70 GO TO 14
71 5 CONTINUE
C=== CALCULATION AFTER AXIS POINT IS REACHED
C= FIRST AXIS POINT
72 JJ2=J2+2
73 I=N
74 DO 80 L=1,4
75 P1(L)=PMB(1,L,I)
76 80 P2(L)=PMB(2,L,I-1)
77 CALL APS2(GAMMAP,P1,P2,P3)
78 IF(P3(1),GE,500.) GO TO 800
79 DO 81 L=1,4
80 81 PMB(2,L,I)=P3(L)
C
81 A2=0.
82 500 IF(A2,NE,0.) GO TO 502
83 M=3
84 GO TO 504
85 502 M=2
86 504 DO 85 J=M,JJ2
87 DO 83 L=1,4
88 P1(L)=PMB(J,L,I)
89 83 P2(L)=PMB(J,L,I-1)
90 CALL FPS(GAMMAP,P1,P2,P3)
91 IF(P3(1),GE,500.) GO TO 800

```

```

92      DO 84 L=1,4
93      PMH(J,L,I)=P3(L)
94      85 CONTINUE
95      J=JJ2
96      DO 86 L=1,4
97      P1(L)=PMR(J,L,I)
98      86 P0(L)=PMH(J,L,I-1)
99      CALL BPS1(GAMMAP,P0,P1,P3)
100      IF(P3(1).GE.500.) GO TO 800
101      US=SQRT((P3(1)-P0(1))**2+(P3(2)-P0(2))**2)
102      S=S+US
103      IF(AHS(RW-P3(2)),LE.0.001) GO TO 92
104      IF(RW-P3(2)) 94,94,9A
105      92 P1(1)=P3(1)
106      P1(4)=P3(4)
107      P1(3)=P3(3)
108      P1(2)=S
109      RETURN
C
110      94 IF(P3(4).GE.0.) GO TO 790
111      IF(IW,NE.1) GO TO 87
112      PP3=EMACHF(P3(3),GAMMAP)
113      PP4=57.2957795*P3(4)
114      WRITE(6,44) P3(1),P3(2),PP3,PP4
115      87 DO 88 L=1,4
116      PMR(J+1,L,I)=P3(L)
117      GO TO 118
C*** ITERATION FOR R3=RW AT THE FIRST AXIS POINT
118      96 IF(IW,NE.1) GO TO 98
119      WRITE(6,48)
120      48 FORMAT(1H,5X,'ITERATION FOR R3=RW AT THE FIRST AXIS POINT')
121      L=2
122      98 PMR(1,L,I)=PMH(2,L,I-1)+(PMH(1,L,I)-PMH(2,L,I-1))*
1      1      (RW-P0(2))/(P3(2)-P0(2))
123      K=PMR(1,L,I)
124      RN=ABS(1./SIN(ETA))
125      THET=ASIN(R/RN)
126      PMH(1,4,I)=THET
127      PMR(1,1,I)=RN*(COS(THET)-COS(8FTA))
128      S=S-NS
129      A2=1.
130      GO TO 500
C** AFTER FIRST AXIS POINT
131      118 I=I+1
132      DO 104 L=1,4
133      P2(L)=PMH(2,L,I-1)
134      CALL APS1(GAMMAP,P2,P3)
135      IF(P3(1).GE.500.) GO TO 800
136      DO 105 L=1,4
137      PMH(1,L,I)=P3(L)
138      P1(L)=P3(L)
139      105 P2(L)=PMH(3,L,I-1)
140      CALL APS2(GAMMAP,P1,P2,P3)
141      IF(P3(1).GE.500.) GO TO 800
142      DO 106 L=1,4
143      106 PMR(2,L,I)=P3(L)
144      DO 109 J=3,JJ2
145      DO 107 L=1,4
146      P1(L)=PMH(J-1,L,I)
147      P2(L)=PMH(J+1,L,I-1)
148      CALL FPS(GAMMAP,P1,P2,P3)
149      IF(P3(1).GE.500.) GO TO 800
150      DO 108 L=1,4
151      108 PMH(J,L,I)=P3(L)
152      109 CONTINUE
153      DO 130 L=1,4
154      P1(L)=PMH(JJ2,L,I)
155      130 P0(L)=PMH(JJ2+1,L,I-1)
156      CALL BPS1(GAMMAP,P0,P1,P3)
157      IF(P3(1).GE.500.) GO TO 800
158      US=SQRT((P3(1)-P0(1))**2+(P3(2)-P0(2))**2)
159      S=S+US
160      IF(AHS(RW-P3(2)),LE.0.001) GO TO 142
161      IF(RW-P3(2)) 144,144,146
C
162      142 P1(1)=P3(1)
163      P1(4)=P3(4)
164      P1(3)=P3(3)
165      P1(2)=S
166      RETURN
C
167      144 IF(P3(4).GE.0.) GO TO 790
168      IF(IW,NE.1) GO TO 131
169      PP3=EMACHF(P3(3),GAMMAP)
170      PP4=57.2957795*P3(4)
171      WRITE(6,44) P3(1),P3(2),PP3,PP4
172      131 DO 132 L=1,4
173      132 PMH(JJ2+1,L,I)=P3(L)
174      IF(I,GE.30) GO TO 900
175      GO TO 118
176      900 WRITE(6,3000)
177      3000 FORMAT(1H,5X,'OVER DIMENSION OF RIGHT RUNNING WAVE I')
178      RETURN
C*** ITERATION FOR R3=RW AFTER FIRST AXIS POINT
179      146 IF(IW,NE.1) GO TO 148
180      WRITE(6,50)
181      50 FORMAT(1H,5X,'ITERATION FOR R3=RW AFTER FIRST AXIS POINT')
182      DO 150 L=1,4
183      150 PMR(1,L,I)=PMH(2,L,I-1)+(PMH(1,L,I)-PMH(2,L,I-1))*
1      1      (RW-P0(2))/(P3(2)-P0(2))
184      DO 152 L=1,4
185      P1(L)=PMH(1,L,I)
186      152 P2(L)=PMH(3,L,I-1)
187      CALL FPS(GAMMAP,P1,P2,P3)
188      DO 154 L=1,4
189      154 PMR(2,L,I)=P3(L)
190      GO TO 120
C*** FAILURE PRINT OUT
191      790 PP3=EMACHF(P3(3),GAMMAP)
192      PP4=57.2957795*P3(4)

```

```

193      WRITE(6,3010) P3(1),P3(2),PP3,PP4
194      3010 FORMAT(1H,5X,'JET BOUNDARY WOULD NOT REACH TO THE SHROUD'/
1          1H,5F13.5)
195      IW=10
196      RETURN
C
C***   OUTPUT OF NET POINT VALUES
197      800 IF(IWF,IE,1) GO TO 850
198      WRITE(6,3020)
199      3020 FORMAT(1H,5X,'NET POINT VALUES'//
1          1 5X3H I,2X3H J,9X5HX-CO,9X5HHTHETA,9X5HHTAK,
2          2 9X5HMACH,9X5HP/PRP/)
200      DO M10 NI=2,I
201      IF(NI,GE,N) GO TO 830
202      J1=N+1-NI
203      J2=N1+NI-1
204      GO TO 840
205      830 J1=1
206      J2=J1+1
207      840 DO M20 J=J1,J2
208      PP3=PMACH(PMH(J,3,NI),GAMMAP)
209      PP4=57.2957795*PMH(J,4,NI)
210      PP5=PRTOF(PMH(J,3,NI),GAMMAP)
211      WRITE(6,3030) NI,J,PMH(J,1,NI),PMH(J,2,NI),PP4,PMH(J,3,NI),PP5,PP5
212      3030 FORMAT(1H,4X,I3,2X,I3,6F12.6)
213      820 CONTINUE
214      WRITE(6,3040)
215      3040 FORMAT(1H0)
216      850 IW=20
217      RETURN
218      END
C***   STARTING CONDITION FOR CONICAL NOZZLE *****STC10010
1      SUBROUTINE STC1(EMSP,HETA,PMH,N)          STC10020
2      DIMENSION PMH(100,4,30)                STC10030
3      I=1                                       STC10040
4      AN=FLOAT(N-1)                           STC10050
5      PMH(N,1,1)=0.0                          STC10060
6      PMH(N,2,1)=1.                          STC10070
7      PMH(N,3,1)=EMSP                        STC10080
8      PMH(N,4,1)=HETA                       STC10090
9      DN=1./AN                               STC10100
10     HN=4HS(1./SIN(HETA))                   STC10110
11     DO 1 I=2,N                             STC10120
12     J=N-I+1                                STC10130
13     PMH(J,2,I)=PMH(J+1,2,I-1)*DN          STC10140
14     K=PMH(J,2,I)                          STC10150
15     PMH(J,4,I)=ASIN(K/HN)                  STC10160
16     THET=PMH(J,4,I)                       STC10170
17     PMH(J,1,I)=HN*(COS(THET)-COS(BETA))    STC10180
18     PMH(J,3,I)=EMSP                        STC10190
19     IF(I-1,LE,N) GO TO 1                   STC10200
20     WRITE(6,10) J,I,PMH(J,1,I),PMH(J,2,I),PMH(J,3,I),PMH(J,4,I) STC10210
21     10 FORMAT(1H,2X,'STC1',5X3H J=I3,5X3H I=I3,5X3H X=E12.5, STC10220
22     1 5X3H N=E12.5,5X6HMTAR=E12.5,5X6HHTHETA=E12.5) STC10230
23     1 CONTINUE                             STC10240
24     RETURN                                  STC10250
25     END                                     STC10260
C***   PRANDTL-MEYER SUBROUTINE FOR CONICAL NOZZLE *****PMS10010
1      SUBROUTINE PMSR1(GAMMAP,EMSP,PIS,BETA,K,N,PMH) PMS10020
2      C                                          PMS10030
3      OMEGAF(A,B)=SQRT((B+1.)/(B-1.))*ATAN(SQRT((A+2-1.)/(B+1.)/(B-1.)) PMS10040
4      1-A+2))=ATAN(SQRT(((B+1.)/(B-1.))*((A+2-1.)/(B+1.)/(B-1.))-A+2)) PMS10050
5      2))) PMS10060
6      EMPSF(A,B)=SQRT((0.5*(B+1.)*(A+2.))/(1.+0.5*(B-1.)*(A+2.))) PMS10070
7      EMPSF(A,B)=SQRT(((B+1.)/(B-1.))*((1.-A+2.)/(B+1.)/(B-1.))) PMS10080
8      DIMENSION PMH(100,4,30)                PMS10090
9      C                                          PMS10100
10     Y=OMEGAF(EMPSF(EMSP,GAMMAP),GAMMAP)    PMS10110
11     ANGLE=57.295779*(Y-OMEGAF(EMPSF(PIS,GAMMAP),GAMMAP)) PMS10120
12     K=ABS(ANGLE)                             PMS10130
13     K=K+1                                     PMS10140
14     C=FLOAT(K)                               PMS10150
15     DELTA=ANGLE/(C*57.295779)               PMS10160
16     PMH(N,1,1)=0.0                          PMS10170
17     PMH(N,2,1)=1.                          PMS10180
18     PMH(N,3,1)=EMPSF(EMSP,GAMMAP)          PMS10190
19     PMH(N,4,1)=BETA                         PMS10200
20     NP1=N+1                                  PMS10210
21     NPK=N+K                                  PMS10220
22     DO 53 I=NP1,NPK                          PMS10230
23     PMH(I,1,1)=PMH(I-1,1,1)                PMS10240
24     PMH(I,2,1)=PMH(I-1,2,1)                PMS10250
25     PMH(I,4,1)=PMH(I-1,4,1)+DELTA          PMS10260
26     Y1=Y-(PMH(I,4,1)-PMH(N,4,1))          PMS10270
27     Y2=PMH(I-1,3,1)+0.02                  PMS10280
28     Y3=OMEGAF(Y2,GAMMAP)                   PMS10290
29     IF(ABS(Y1-Y3)-1.50E-6) 53,53,52        PMS10300
30     Y2=Y2+((Y1-Y3)/(Y3-OMEGAF(PMH(I-1,3,1),GAMMAP)))*(Y2 PMS10310
31     1 -PMH(I-1,3,1))                       PMS10320
32     GO TO 51                                PMS10330
33     53 PMH(I,3,1)=Y2                       PMS10340
34     RETURN                                  PMS10350
35     END                                     PMS10360

```

```

C*****  HOUNDARY POINT SUBROUTINE FOR CONST P1S/PDP *****BPS10010
1  SUBROUTINE BPS1(GAMMAP,P0,P1,P3)  BPS10020
2  EMACHF(A,B)=SQRT(((2.+(A**2))/(B+1.))/(1.-((B-1.)/(B+1.))*(A**2)))BPS10030
3  ALPHAF(C)=ATAN(SORT(1./((C**2-1.)))  BPS10040
4  DIMENSION P0(4),P1(4),P3(4)  BPS10050
C**  KNOWN POINT PD AND UNKNOWN POINT P3 ON JET BOUNDARY  BPS10060
5  IW1=1  BPS10070
6  X0=P0(1)  BPS10080
7  X0=P0(2)  BPS10090
8  EMS0=P0(3)  BPS10100
9  THET0=P0(4)  BPS10110
10 H1=P1(2)  BPS10120
11 X1=P1(1)  BPS10130
12 EMS1=P1(3)  BPS10140
13 THET1=P1(4)  BPS10150
14 R13=R1  BPS10160
15 THET13=THET1  BPS10170
16 THET03=THET0  BPS10180
17 NN=1  BPS10190
18 31 EMS13=(EMS1+EMS0)/2.  BPS10200
19 Y1=ALPHAF(FMACHF(EMS13,GAMMAP))  BPS10210
20 Y3=THET13-Y1  BPS10220
21 Y5=EMS13*(SIN(Y1)/COS(Y1))  BPS10230
22 Y7=((SIN(THET13)/COS(THET13))*(SIN(Y1)/COS(Y1)))/(R13*((SIN(THET13BPS10240
1)/COS(THET13))+(SIN(Y1)/COS(Y1)))  BPS10250
23 X3=(R1-R0+X0*(SIN(THET03)/COS(THET03))-X1*(SIN(Y3)/COS(Y3)))/(SIN(THET03)/COS(THET03)=SIN(Y3)/COS(Y3))  BPS10260
1THET03)/COS(THET03)=SIN(Y3)/COS(Y3))  BPS10270
24 R3=R1+(X3-X1)*(SIN(Y3)/COS(Y3))  BPS10280
25 P3(1)=X3  BPS10290
26 P3(2)=R3  BPS10300
27 P3(3)=EMS0  BPS10310
28 EMS3=EMS0  BPS10320
29 THET3=THET1+Y7*(R3-R1)-(EMS3-EMS1)/Y5  BPS10330
30 IF (ABS((THET3-THET1)/2.-THET13)-1.50E-6) 36,36,35  BPS10340
31 35 R13=(R1+R3)/2.  BPS10350
32 THET13=(THET3+THET1)/2.  BPS10360
33 THET03=(THET0+THET3)/2.  BPS10370
34 IF(IW1,NE,0) GO TO 10  BPS10380
35 WRITE(6,500) X0,R0,EMS0,THET0,X1,R1,EMS1,THET1,  BPS10390
1 X3,R3,EMS3,THET3  BPS10400
36 500 FORMAT(1H,5X,'CHECK OF THE OUTPUT OF BPS1/'  BPS10410
1 5X4H X0=E12,5, 3X4H R0=E12,5, 3X4HMS0=E12,5,3X4HTH0=E12,5  BPS10420
2 / 5X4H X1=E12,5, 3X4H R1=E12,5, 3X4HMS1=E12,5,3X4HTH1=E12,5  BPS10430
3 / 5X4H X3=E12,5, 3X4H R3=E12,5, 3X4HMS3=E12,5,3X4HTH3=E12,5  BPS10440
37 10 IF(NN,GE,15) GO TO 37  BPS10450
38 NN=NN+1  BPS10460
39 GO TO 31  BPS10470
40 36 P3(4)=THET3  BPS10480
41 RETURN  BPS10490
42 37 WRITE(6,510) X0,X1  BPS10500
43 510 FORMAT(8X,'BPS1 CONVERSION ERROR 1/,5X4H X0=E12,5,3X4H X1=E12,5)  BPS10510
44 P3(1)=500,  BPS10540
45 RETURN  BPS10550
46 END

C  FIELD POINT SUBROUTINE  FPS00010
1  SUBROUTINE FPS (GAMMAP,P1,P2,P3)  FPS00020
2  EMACHF(A,B)=SQRT(((2.+(A**2))/(B+1.))/(1.-((B-1.)/(B+1.))*(A**2)))FPS00030
3  ALPHAF(C)=ATAN(SORT(1./((C**2-1.)))  FPS00040
4  DIMENSION P1(4),P2(4),P3(4)  FPS00050
5  IW1=1  FPS00060
6  X1=P1(1)  FPS00070
7  X2=P2(1)  FPS00080
8  R1=P1(2)  FPS00090
9  R2=P2(2)  FPS00100
10 EMS1=P1(3)  FPS00110
11 EMS2=P2(3)  FPS00120
12 THET1=P1(4)  FPS00130
13 THET2=P2(4)  FPS00140
14 R13=R1  FPS00150
15 EMS13=EMS1  FPS00160
16 THET13=THET1  FPS00170
17 R23=R2  FPS00180
18 EMS23=EMS2  FPS00190
19 THET23=THET2  FPS00200
20 NN=1  FPS00210
21 1 Y1=ALPHAF(FMACHF(EMS13,GAMMAP))  FPS00220
22 Y2=ALPHAF(FMACHF(EMS23,GAMMAP))  FPS00230
23 Y3=THET13-Y1  FPS00240
24 Y4=THET23-Y2  FPS00250
25 Y5=EMS13*(SIN(Y1)/COS(Y1))  FPS00260
26 Y6=EMS23*(SIN(Y2)/COS(Y2))  FPS00270
27 Y7=((SIN(THET13)/COS(THET13))*(SIN(Y1)/COS(Y1)))/(R13*((SIN(THET13FPS00280
1)/COS(THET13))+(SIN(Y1)/COS(Y1)))  FPS00290
28 Y8=((SIN(THET23)/COS(THET23))*(SIN(Y2)/COS(Y2)))/(R23*((SIN(THET23FPS00300
1)/COS(THET23))+(SIN(Y2)/COS(Y2)))  FPS00310
29 X3=(R2-R1-X2*(SIN(Y4)/COS(Y4))+X1*(SIN(Y3)/COS(Y3)))/(SIN(Y3)/COS(Y3)=SIN(Y4)/COS(Y4))  FPS00320
1Y3)=SIN(Y4)/COS(Y4))  FPS00330
30 R3=R1+(X3-X1)*(SIN(Y3)/COS(Y3))  FPS00340
31 THET3=(THET1+Y5+THET2+Y6+EMS1-EMS2+Y7+Y5*(R3-R1)-Y8+Y6*(R3-R2))/(YFPS00350
15+Y6)  FPS00360
32 EMS3=EMS1+Y5*(THET1-THET3+Y7*(R3-R1))  FPS00370
33 3 IF (ABS ((EMS3+EMS1)/2.-EMS13)-1.25E-5) 4,4,5  FPS00380
34 4 IF (ABS ((THET3+THET1)/2.-THET13)-1.50E-6) 6,6,5  FPS00390
35 5 EMS13=(EMS1+EMS3)/2.  FPS00400
36 EMS23=(EMS2+EMS3)/2.  FPS00410
37 R13=(R1+R3)/2.  FPS00420
38 R23=(R2+R3)/2.  FPS00430
39 THET13=(THET1+THET3)/2.  FPS00440
40 THET23=(THET2+THET3)/2.  FPS00450
41 IF(IW1,NE,0) GO TO 10  FPS00460
42 WRITE(6,500) X1,R1,EMS1,THET1,X2,R2,EMS2,THET2,  FPS00470
1 X3,R3,EMS3,THET3  FPS00480
43 500 FORMAT(1H,10X,'CHECK OF THE OUTPUT OF FPS/'  FPS00490
1 5X4H X1=E12,5, 3X4H R1=E12,5, 3X4HMS1=E12,5, 3X4HTH1=F12,5  FPS00500
2 / 5X4H X2=E12,5, 3X4H R2=E12,5, 3X4HMS2=E12,5, 3X4HTH2=F12,5  FPS00510
3 / 5X4H X3=E12,5, 3X4H R3=E12,5, 3X4HMS3=E12,5, 3X4HTH3=F12,5)FPS00520
44 10 IF(NN,GE,15) GO TO 37  FPS00530
45 NN=NN+1  FPS00540

```

```

46      GO TO 1
47      6 P3(1)=X3
48      P3(2)=R3
49      P3(3)=EMS3
50      P3(4)=THET3
51      RETURN
52      37 WRITE(6,510) X1,X2
53      510 FORMAT(8X,'FPS CONVERSION ERRORR '/
54      1 5X4H X1=E12,5,3X4H X2=E12,5)
55      P3(1)=500.
56      RETURN
END
FPS00550
FPS00560
FPS00570
FPS00580
FPS00590
FPS00600
FPS00610
FPS00620
FPS00630
FPS00650
FPS00660

```

```

C      AXIS POINT SUBROUTINE(1)
SUBROUTINE APS1 (GAMMAP,P2,P3)
1  EMACHF(A,B)=SQRT(((2.+(A**2))/(B+1.))/(1.-((H-1.)/(B+1.))*(A**2)))
2  ALPHAF(C)=ATAN(SQRT(1./(C**2-1.)))
3  DIMENSION P2(4),P3(4)
4  C** UNKNOWN POINT P3 ON THE AXIS
5  IW1=1
6  X2=P2(1)
7  R2=P2(2)
8  EMS2=P2(3)
9  THET2=P2(4)
10 N3=0.0
11 THET3=0.0
12 N23=R2/2.
13 EMS23=EMS2
14 THET23=THET2/2.
15 NN=1
16 Y2=ALPHAF(EMACHF(EMS23,GAMMAP))
17 Y4=THET23+Y2
18 Y6=EMS23*(SIN(Y2)/COS(Y2))
19 Y8=((SIN(THET23)/COS(THET23))*(SIN(Y2)/COS(Y2)))/(R23*((SIN(THET23)/COS(THET23))*SIN(Y2)/COS(Y2)))
20 X3=X2-R2*(COS(Y4)/SIN(Y4))
21 EMS3=EMS2-Y6*(THET2+Y8*N2)
22 IF (ABS((EMS2+EMS3)/2.-EMS23)-1.25E-5) 15,15,14
23 14 EMS23=(EMS2+EMS3)/2.
24 IF(IW1.NE.0) GO TO 10
25 WRITE(6,50) X2,N2,EMS2,THET2,X3,R3,EMS3,THET3
26 50 FORMAT(1H,10X,'CHECK OF APS1'/
1 5X4H X2=E12,5,3X4H R2=E12,5, 3X4HMS2=E12,5,3X4HTH2=E12,5
2 /5X4H X3=E12,5,3X4H R3=E12,5, 3X4HMS3=E12,5,3X4HTH3=E12,5)
10 IF(NN.GE.15) GO TO 37
NN=NN+1
GO TO 11
15 P3(1)=X3
P3(2)=R3
P3(3)=EMS3
P3(4)=THET3
RETURN
37 WRITE(6,510) X2
510 FORMAT(8X,'APS1 CONVERSION ERRORR '/
1 5X4H X2=E12,5)
P3(1)=500.
RETURN
END
APS10010
APS10020
APS10030
APS10040
APS10050
APS10060
APS10070
APS10080
APS10090
APS10100
APS10110
APS10120
APS10130
APS10140
APS10150
APS10160
APS10170
APS10180
APS10190
APS10200
APS10210
APS10220
APS10230
APS10240
APS10250
APS10260
APS10270
APS10280
APS10290
APS10300
APS10310
APS10320
APS10330
APS10340
APS10350
APS10360
APS10370
APS10380
APS10390
APS10400
APS10410
APS10420
APS10430
APS10440
APS10450

```

```

C      AXIS POINT SUBROUTINE(2)                                APS20010
1      SURROUTINE APS2 (GAMMAP,P1,P2,P3)                      APS20020
2      EMACHF(A,B)=SQRT(((2.0*(A**2))/(B+1.0))/(1.0-((H-1.0)/(B+1.0))*(A**2))) APS20030
3      ALPHAF(C)=ATAN(SQRT(1.0/(C**2+1.0)))                    APS20040
4      DIMENSION P1(4),P2(4),P3(4)                            APS20050
C**    KNOWN POINT P1 ON THE AXIS                              APS20060
5      IW1=1                                                    APS20070
6      X1=P1(1)                                                  APS20080
7      X2=P2(1)                                                  APS20090
8      H1=P1(2)                                                  APS20100
9      H2=P2(2)                                                  APS20110
10     EMS1=P1(3)                                                APS20120
11     EMS2=P2(3)                                                APS20130
12     THET1=P1(4)                                               APS20140
13     THET2=P2(4)                                               APS20150
14     H13=R1                                                    APS20160
15     EMS13=FMS1                                               APS20170
16     THET13=THET1                                             APS20180
17     H23=R2                                                    APS20190
18     EMS23=FMS2                                               APS20200
19     THET23=THET2                                             APS20210
20     HN=1                                                       APS20220
21     Y1=ALPHAF(EMACHF(EMS13,GAMMAP))                          APS20230
22     Y2=ALPHAF(EMACHF(EMS23,GAMMAP))                          APS20240
23     Y3=THET13-Y1                                             APS20250
24     Y4=THET23-Y2                                             APS20260
25     Y5=EMS13*(SIN(Y1)/COS(Y1))                               APS20270
26     Y6=EMS23*(SIN(Y2)/COS(Y2))                               APS20280
27     Y8=((SIN(THET23)/COS(THET23))*((SIN(Y2)/COS(Y2)))+(R23*((SIN(THET23)APS20290
1)/COS(THET23))+((SIN(Y2)/COS(Y2))))))
28     X3=(H2-H1)-Y2*(SIN(Y4)/COS(Y4))+X1*(SIN(Y3)/COS(Y3))/((SIN(Y3)/COS(APS20310
13))-SIN(Y4)/COS(Y4))
29     H3=R1+(X3-X1)*(SIN(Y3)/COS(Y3))                          APS20330
30     THET3=(THET2+Y6+FMS1-EMS2-Y8+Y6*(R3-H2))/((2.0*Y5+Y6) APS20340
1)
31     EMS3=EMS1-Y5*2.0*THET3                                   APS20350
32     23 IF (ABS((EMS3+FMS1)/2.0-EMS13)-1.25E-5) 24,24,25    APS20360
33     24 IF (ABS((THET3+THET1)/2.0-THET13)-1.50E-6) 26,26,25 APS20370
34     25 EMS13=(EMS1+EMS3)/2.0                                  APS20380
35     EMS23=(EMS2+EMS3)/2.0                                  APS20390
36     H13=(R1+H3)/2.0                                          APS20400
37     H23=(R2+H3)/2.0                                          APS20410
38     THET13=(THET1+THET3)/2.0                                 APS20420
39     THET23=(THET2+THET3)/2.0                                 APS20430
40     IF(IW1.NE.0) GO TO 10                                    APS20440
41     WRITE(6,500) X1,H1,EMS1,THET1,X2,R2,FMS2,THET2,        APS20450
1      X3,H3,EMS3,THET3                                         APS20460
42     500 FORMAT(1H ,10X,'CHECK OF THE OUTPUT OF APS2'/      APS20470
1      5X4H X1=E12.5, 3X4H R1=E12.5, 3X4HMS1= E12.5, 3X4HTH1=E12.5 APS20480
2      / 5X4H X2=E12.5, 3X4H R2=E12.5, 3X4HMS2= E12.5, 3X4HTH2=E12.5 APS20490
3      / 5X4H X3=E12.5, 3X4H R3=E12.5, 3X4HMS3= E12.5, 3X4HTH3=E12.5) APS20500
43     10 IF(HN.GE.15) GO TO 37                                  APS20510
44     HN=HN+1                                                    APS20520
45     GO TO 21                                                    APS20530
46     26 P3(1)=X3                                                APS20540
47     P3(2)=R3                                                    APS20550
48     P3(3)=EMS3                                                  APS20560
49     P3(4)=THET3                                                APS20570
50     RETURN                                                    APS20580
51     37 WRITE(6,510) X1,X2                                     APS20590
52     510 FORMAT(8X,'APS2 CONVERSION ERROR '/                 APS20600
1      5X4H X1=E12.5,3X4H X2=E12.5)                             APS20610
53     P3(1)=500.0,                                              APS20620
54     RETURN                                                    APS20630
55     END                                                        APS20640

```



```

C*****
C* ZERO SECONDARY FLOW EJECTOR, AUX, PROBLEM=2, (ZFE2)
C* BASE PRESSURE USING ANGULAR REATTACHMENT CRITERIA
C*****
C** INPUT PARAMETERS
C G = SPECIFIC HEAT RATIO
C ARO = NOZZLE AREA RATIO
C AD = DIFFUSER INLET AREA/NOZZLE THROAT AREA
C RET = NOZZLE EXIT HALF ANGLE, POSITIVE VALUE IN DEGREE
C IW1 : IW1=1 LSISUB DETAILED OUTPUT
C N : NUMBER OF SUBDIVISION OF INITIAL ISOMACH SURFACE
C IDT : PROBLEM IDENTIFICATION
C INT=0, CONSTANT AREA SHROUD
C IDT=1, NONCONSTANT AREA SHROUD, USE SHROUD PROFILE SUBR.
C IW : OUTPUT CONTROL, IW=1 DETAILED OUTPUT
C**
C** FUNCTION STATEMENT
1 EMASF(A,B)=SQRT((.5*(B+1)+A**2)/(1+.5*(B+1)+A**2))
2 EMACHF(A,B)=SQRT(((2.+(A**2))/(B+1))/(1.+(B+1)+A**2))
3 PRTOF(A,B)=(1.+(B+1)/(B+1))+A**2**((B/(B+1)))
4 FM(A,B,C)=C*A*(2./(B+1))+(1+.5*(B+1)+A**2)**((10.5*(B+1))/(
5 (B+1)))
5 FD(A,B,C)=C*(2./(B+1))**((0.5*(B+1)/(B+1))*(0.5*(B+1)+A)
6 (1+.5*(B+1)+A**2)**((3.5*(B+1)/(B+1)))
7 EMPSRF(A,B)=SQRT(((B+1)/(B+1))+(1.+(B+1)+A**2))
8 EWMF(A,B)=1./SQRT(1.+(2.+(B+1)+A**2))
9 EQUIVALENCE (G,GAMMAP)
10 DIMENSION PJ(5)
11 88 HEAD(5,90) CASE,N,IDT,IW,G,BET,ARO,AD,P1SEX,IW1
12 90 FORMAT(A8,3I4,4F10.6,E12.5,I4)
13 IF(CASE,EQ,8)END ) STOP
C** NOZZLE EXIT CONDITION
C
13 BETA=RET/57.2957795
14 AR=(2./(1.+COS(BETA)))*ARO
15 BM=4.
16 95 DBM=FM(BM,GAMMAP,AR)/FD(BM,GAMMAP,AR)
17 IF(ABS(DBM).LE.0.0001) GO TO 96
18 BM=BM-DBM
19 GO TO 95
20 96 EM1P=BM
21 EMS1P=EMASF(EM1P,GAMMAP)
22 P1P=PRTOF(EMS1P,GAMMAP)
23 RW=-SQRT(AD/ARO)
24 WRITE(6,92) CASE,N,G,BET,ARO,AD,RW,EM1P,P1P,P1SEX
25 92 FORMAT(1H,10X,10ZFE-AU-2, BASE PRESSURE USING ANGULAR REATTAC
1HMENT=,2X,A8,5X2HN=I4//
2 6X6HGAMMA=F8,5,5X,5HBETA=F8,5,5X7HANE/A=F8,3,5X6HAD/A=F9,3,
3 5X3HRW=F8,5,5X3HMI=F8,5,5X8HP1P/POP=E12,5,5X10H(PC/PQ)EX=
4 E12,5//)
C
C** FIRST TRIAL VALUE OF P1S
C
26 AW=AD
27 BM=EM1P
28 97 DBM=FM(BM,GAMMAP,AW)/FD(BM,GAMMAP,AW)
29 IF(ABS(DBM).LE.0.0001) GO TO 98
30 BM=BM-DBM
31 GO TO 97
32 98 BM1P=BM
33 IF(BM1P.LT.1.) GO TO 99
34 GO TO 100
35 99 BM=6.5
36 GO TO 97
37 100 BMS1P=EMASF(BM1P,GAMMAP)
38 P1S=PRTOF(BMS1P,GAMMAP)
39 WRITE(6,53) BM1P,BMS1P,P1S
40 53 FORMAT(1H,5X5HBM1P=E12,5,5X6HBMS1P=E12,5,5X4HP1S=E12,5//)
41 149 CONTINUE
C
C** JET BOUNDARY
C
42 BM2A=BM1P
43 KK=1
44 IW2=IW1
45 151 CALL LSISUB(G,BETA,RW,EMS1P,P1S,PJ,N,IW2)
46 EM2A=BM2A
47 IF(IW2.EQ.20) GO TO 600
48 IF(IW2.EQ.10) GO TO 152
C** IW2=20 MEANS NOC FAILURE, AND IW1=20 MEANS JET BOUNDARY WOULD NOT
C REACH DIFFUSER SHROUD,
C GO TO 154
49 152 P1S=0.5*P1S
50 153 WRITE(6,54) P1S
51 54 FORMAT(1H,5X,NEW TRIAL VALUE OF P1S=,E12,5//)
52 IW2=IW1
53 BMS2A=EMPSRF(P1S,G)
54 BM2A=EMACHF(BMS2A,G)
55 GO TO 151
56 154 XJ=PJ(1)
57 THET3=PJ(4)*57.2957795
58 EMJ =PJ(3)
59 S=PJ(5)
60 XJDD=0.5*XJ/RW
61 IF(IW.NE.1)GO TO 155
62 WRITE(6,56) XJ,XJDD,THET3,S,EMJ,EM2A
63 56 FORMAT(1H,5X,JET IMPINGEMENT POINT//6X3HXJ=E12,5,5X5HXJDD=F12,5,
64 15X6HTHET3=E12,5,5X2HS=E12,5,5X4HMPJ=E12,5,5X4HMA=E12,5//)
C
C** REATTACHMENT CRITERIA
C
65 155 THET4=ABS(THET3)
66 W1=EWMF(EM1P,G)
67 A0=268.74830
68 A1=559.27743
69 A2=-270.46285

```

```

70      C=A0-W1**2*THET4
71      USORT=A1**2-4.*A2*C
72      IF(BSQRT,GE,0.)GO TO 223
73      WRITE(6,224)
74      224  FORMAT(1H0,'REATTACHMENT CRITERIA,MINUS VALUE IN SQUARE ROOT')
75      P1S=1.5*P1S
76      GO TO 153
77      223  W2=(-A1+SQRT(BSQRT))/(2.*A2)
78      WM2A=2./(G-1.)*W2**2/(1.-W2**2)
79      WM2A=SQRT(WM2A)
80      IF(ABS(WM2A-EM2A),LE,0.0001) GO TO 200
81      DEBM=EM2A-WM2A
82      AV=4.
83      IF(KK,GE,15)AV=8.
84      WM2A=EM2A+DEBM/AV
85      IF(AR,LE,2.)WM2A=EM2A+DEBM/AV
86      330  WMS2A=EMASTF(WM2A,GAMMAP)
87      P1S=PRTIOF(WMS2A,GAMMAP)
88      IF(KK,GE,40) GO TO 170
89      KK1=KK+1
90      IF(IW,NE,1) GO TO 160
91      WRITE(6,60) P1S ,WM2A,KK1
92      60  FORMAT(1H ,3X,'NEW ESTIMATE OF P1S=',E12,5,5X4WM2A=E12,5,
93      1  5X3HKK=I3//)
94      160  KK=KK+1
95      GO TO 151
96
97  C
98      170  WRITE(6,65) KK
99      65  FORMAT(1H ,***** BASE PR, SOLN, WOULD NOT CONVERGE, KK=',I3//)
100      GO TO 88
101      200  WRITE(6,56)XJ,XJDD,THET3,S,EMJ,EM2A
102      WRITE(6,62) P1S,WM2A,KK
103      62  FORMAT(1H ,///6X,'*****'
104      1  6X,'BASE PRESSURE USING ANGULAR REATTACHMENT'//
105      2  6X8HP1S/POP=E12,5,5X4WM2A=E12,5,15X3HKK=I3//
106      3  6X, '*****'//)
107      GO TO 88
108      600  WRITE(6,64)
109      64  FORMAT(1H ,3X,'LSISUR FAILURE')
110      GO TO 88
111      END

```

```

C***** LIMITING STREAMLINE IMPINGEMENT SUBROUTINE *****
1  SUBROUTINE LSISUB(G,BETA,RW,EMS1P,P1S,PJ,N,IW)
C*      INPUT G,BETA,RW,EMS1P,P1S,N,IW
C      OUTPUT PJ
C
C**      FUNCTION STATEMENT
2  EMASTF(A,B)=SQRT((1.5*(B+1.)*A**2)/(1.+5*(B+1.)*A**2))
3  EMACHF(A,B)=SQRT(((2.+(A**2))/(B+1.))/(1.+(H+1.)/(B+1.))*A**2))
4  PRTIOF(A,B)=(1.-((B+1.)/(B+1.))*A**2)*(H/(B+1.))
5  DIMENSION PMB(100,4,30),P0(4),P1(4),P2(4),P3(4),PJ(5)
C
C***      STARTING CONDITION FOR CONICAL NOZZLE
C
6  EM1P=EMACHF(EMS1P,G)
7  41  CALL STATC1(EMS1P,BETA,PMB,N)
8  CALL PMSBR1(G,EM1P,P1S,BETA,K,N,PMB)
9  K1=N+K
10  PPH=57.2957795*PMB(K1,4,1)
11  EMSJB=PMB(K1,3,1)
12  EMJB=EMACHF(EMSJB,G)
13  EM2A=EMJB
14  C2A=1./SQRT(1.+2./((G-1.)*EM2A**2))
15  CALL DYS(C2A,FAIJ,EITAJ,EITAM, 0)
16  SIGI=12.+2.76*EM2A
17  EMSJ=FAIJ*EMSJB
18  EMJ=EMACHF(EMSJ,G)
19  IF(IW,NE,1) GO TO 199
20  WRITE(6,42) PMB(K1,1,1),PMB(K1,2,1),PMB(K1,3,1),PPH,P1S,EMJB
21  42  FORMAT(1H ,5X,'PRANDTL-MEYER'/6X3HXD=F8,5,5X3HRO=F8,5,5X3HMS=F8,5,
22  1  5X6HTHETA=F8,4,5X4HP1S=E12,5,5X5HMAC=F8,5//)
23  WRITE(6,59)
24  59  FORMAT(1H ,5X,'INVICID BOUNDARY AND JET MOUNIARY STREAMLINE'//
25  1  8X2HX3,11X2HR3,11X2HM3,8X5HTET3,5X,11X2HXJ,11X2HMJ//)
26  199  CONTINUE
27  ITER=0
28  S=0.
29  10  NM1= N+1
30  DO 5 I=2,NM1
31  J1=N+1-I
32  J2=K1-1-I+2
33  14  DO 6 J=J1,J2
34  DO 7 L=1,4
35  P1(L)=PMB(J,L,I)
36  7  P2(L)=PMB(J+1,L,I+1)
37  CALL FPS(G,P1,P2,P3)
38  IF(P3(1).GE,500.) GO TO 800
39  DO 8 L=1,4
40  PMB(J+1,L,I)=P3(L)
41  6  CONTINUE
42  DO 9 L=1,4
43  P0(L)=PMB(J2+1,L,I-1)
44  9  P1(L)=PMB(J2+1,L,I)
45  CALL BPS1(G,P0,P1,P3)
46  IF(P3(1).GE,500.) GO TO 800

```

```

45      DS=SQRT((P3(1)-P0(1))**2+(P3(2)-P0(2))**2)
46      S=S+DS
C
C**      JET BOUNDARY STREAMLINE CALCULATION
C
47      XJ=P3(1)+S*(EITAM-EITAJ)*SIN(P3(4))/SIGI
48      RJ=P3(2)+S*(EITAM-EITAJ)*COS(P3(4))/SIGI
C
49      IF(ABS(RW-RJ).LE.0.001) GO TO 22
50      IF(RW-RJ) 24,24,26
C
51      22 PJ(1)=XJ
52      PJ(2)=RJ
53      PJ(3)=EMJ
54      PJ(5)=S
55      PJ(4)=P3(4)
56      XJDD=-.5*XJ/RW
57      IF(IW,NE.1) RETURN
58      WRITE(6,601) XJDD,XJ,RJ,EMJ,P3(4)
59      601 FORMAT(1H,/,6X,1000 JBS IMPINGEMENT POINT ***1,5X5HXJDD=E12,5/
1          6X,3HXJ=E12,5,5X3HRJ=E12,5,5X3HMHJ=E12,5,5X3HMTM=E12,5/)
60      RETURN
61      24 IF(P3(4).GE.0.) GO TO 790
62      IF(IW,NE.1) GO TO 11
63      MP4=57.2957795*P3(4)
64      WRITE(6,44) P3(1),P3(2),EM2A,PP4,XJ,RJ,EMJ,EITAJ,FAIJ
65      44 FORMAT(1H,/,4F13,6,5X,5F13,6)
66      11 DO 12 L=1,4
67      12 PMR(J2+2,L,I)=P3(L)
68      GO TO 5
C
C**      ITERATION FOR RJ=RW BEFORE AXIS POINT IS REACHED
C
69      26 IF(IW,NE.1) GO TO 28
70      WRITE(6,46)
71      46 FORMAT(1H,5X,1000 ITERATION FOR RJ=RW BEFORE AXIS POINT IS REACHED1)
72      28 RW1=RW
73      29 SC=S-DS+DS*(RW1-P0(2))/(P3(2)-P0(2))
74      RWC=RW+SC*(EITAM-EITAJ)*COS(P3(4))/SIGI
75      IF(ABS(RWC-RW1).LE.0.001) GO TO 30
76      RW1=RWC
77      GO TO 29
78      30 PMB(J1,2,I)=PMR(J1+1,2,I-1)*(PMB(J1,2,I)-PMB(J1+1,2,I-1))*
1          (RWC-P0(2))/(P3(2)-P0(2))
79      R=PMB(J1,2,I)
80      RN=ABS(1./SIN(RETAL))
81      TMET=ASIN(R/RN)
82      PMR(J1,4,I)=TMET
83      PMR(J1,1,I)=RN*(COS(TMET)-COS(BETA))
84      PMB(J1,3,I)=EMSI*P
85      S=S-DS
86      IF(ITER.GE.30) GO TO 31
87      ITER=ITER+1
88      GO TO 14
89      31 IW=20
90      RETURN
91      5 CONTINUE
C
C**      AFTER AXIS POINT IS REACHED
C
C*      FIRST AXIS POINT
C
92      JJ2=J2+2
93      I=N
94      DO 80 L=1,4
95      P1(L)=PMB(J1,L,I)
96      80 P2(L)=PMB(J2,L,I-1)
97      CALL APS2(G,P1,P2,P3)
98      IF(P3(1).GE.500.) GO TO 800
99      DO 81 L=1,4
100      81 PMR(2,L,I)=P3(L)
C
101      A2=0.
102      500 IF(A2,NE.0.) GO TO 502
103      M=3
104      GO TO 504
105      502 M=2
106      504 DO 85 J=H,JJ2
107      DO 83 L=1,4
108      P1(L)=PMB(J,L,I)
109      83 P2(L)=PMB(J,L,I-1)
110      CALL FPS(G,P1,P2,P3)
111      IF(P3(1).GE.500.) GO TO 800
112      DO 84 L=1,4
113      84 PMB(J,L,I)=P3(L)
114      85 CONTINUE
115      J=JJ2
116      DO 86 L=1,4
117      P1(L)=PMB(J,L,I)
118      86 P2(L)=PMB(J,L,I-1)
119      CALL BPS1(G,P0,P1,P3)
120      IF(P3(1).GE.500.) GO TO 800
121      DS=SQRT((P3(1)-P0(1))**2+(P3(2)-P0(2))**2)
122      S=S+DS
C
C**      JBS
C
123      XJ=P3(1)+S*(EITAM-EITAJ)*SIN(P3(4))/SIGI
124      RJ=P3(2)+S*(EITAM-EITAJ)*COS(P3(4))/SIGI
C
125      IF(ABS(RW-RJ).LE.0.001) GO TO 92
126      IF(RW-P3(2)) 94,94,96
127      92 PJ(1)=XJ
128      PJ(2)=RJ
129      PJ(3)=EMJ
130      PJ(4)=P3(4)
131      PJ(5)=S
132      RETURN
C
133      94 IF(P3(4).GE.0.) GO TO 790

```

```

134      IF(IW,NE,1) GO TO 87
135      PP4=57.2957795*P3(4)
136      WRITE(6,44) P3(1),P3(2),EM2A,PP4,XJ,RJ,EMJ,EITAJ,FAIJ
137      87 DO 88 L=1,4
138      88 PMB(J+1,L,I)=P3(L)
139      GO TO 118
C
C==== ITERATION FOR RJ=RW AT RHW FROM THE FIRST AXIS POINT
C
140      96 IF(IW,NE,1) GO TO 95
141      WRITE(6,48)
142      48 FORMAT(1H,5X,'ITERATION FOR RJ=RW AT RHW FROM FAP')
143      95 RW1=RW
144      97 SC=S+DS*((RW1-P0(2))/(P3(2)-P0(2)) -1.)
145      RWC=RW+SC*(EITAH-EITAJ)*COS(P3(4))/SIGI
146      IF(ABS(RWC-RW1),LE,0.001) GO TO 98
147      RW1=RWC
148      GO TO 97
149      98 PMB(1,2,I)=PMB(2,2,I-1)+(PMB(1,2,I)-PMB(2,2,I-1))*
1      1 (RWC-P0(2))/(P3(2)-P0(2))
150      R=PMB(1,2,I)
151      RN=ABS(1./SIN(ETA))
152      THET=ASIN(R/RN)
153      PMB(1,4,I)=THET
154      PMB(1,1,I)=RN*(COS(THET)*COS(BETA))
155      S=S+DS
156      IF(ITER,GE,30) GO TO 99
157      ITER=ITER+1
158      A2=1.
159      GO TO 500
160      99 IW=20
161      RETURN
C
C==== NO FURTHER MOC CALCULATION IS PROVIDED AT THE MOMENT
C
162      118 WRITE(6,402)
163      402 FORMAT(1H,5X,'FURTHER MOC CALCULATION IS REQUIRED, ADD PROGRAM')
164      IW=20
165      RETURN
C
C==== FAILURE PRINT OUT
C
166      790 PP3=EMACHF(P3(3),G)
167      PP4=57.2957795*P3(4)
168      WRITE(6,3010) P3(1),P3(2),PP3,PP4
169      3010 FORMAT(1H,5X,'JET BOUNDARY WOULD NOT REACH TO THE SHROUD')
170      1 IW=10
171      RETURN
C==== MOC UNIT PROCESS BREAK DOWN
172      800 WRITE(6,3020)
173      3020 FORMAT(1H,5X,'**MOC UNIT PROCESS BREAK DOWN')
174      IW=20
175      RETURN
176      END

C===== DIVIDING STREAMLINE SUBROUTINE =====
1      SUBROUTINE DVS(C2A,FAIJ,EITA,EITAH,IW)
C
2      FAI(A)=0.5*(1.-2.*SPEQ05(1,41421356*A))
C
3      NITA=4.0
4      CALL EINT1(C2A,NITA,RI1)
5      CALL EINT2(C2A,NITA,RI2)
6      EITA=D.2
7      RI2=RI1-RI2
8      10 CALL EINT1(C2A,EITA,EI1)
9      FITAJ=RI12-EI1
10     NITA=EITA+FITAJ/FINT1(EITA)
11     IF(ABS(8IITA-EITA),LE,0.0001) GO TO 20
12     EITA=8IITA
13     GO TO 10
14     20 EITA=8IITA
15     FAIJ=FAI(EITA)
16     EITAH=RI1A-(1.-C2A**2)*RI2
17     IF(IW,NE,1) GO TO 30
18     WRITE(6,55) C2A,FAIJ,EITA,EITAH
19     55 FORMAT(1H,5X,'DIVIDING STREAMLINE')
20     1 6X,'C2A=',F8.5,5X,'FAIJ=',F8.5,5X,5HITAJ=F8.5,
21     2 5X5HITAH=F8.5//)
30     RETURN
END

```

```

      C**** SUB, EINT1
1      SUBROUTINE EINT1(C2A,EITA,EI1)
2      COMMON W
3      EXTERNAL FINT1
4      W=C2A
5      AN=(EITA+4,0)*10+1
6      NN=FIX(AN)
7      N=NN*4
8      CALL INTE01(-4.0,EITA,N,S,FINT1)
9      EI1=S
10     RETURN
11     END

      C**** SUB, FINT2
1      SUBROUTINE EINT2(C2A,EITA,EI2)
2      COMMON W
3      EXTERNAL FINT2
4      W=C2A
5      AN=(EITA+4,0)*10+1
6      NN=FIX(AN)
7      N=NN*4
8      CALL INTE01(-4.0,EITA,N,S,FINT2)
9      EI2=S
10     RETURN
11     END

1      FUNCTION FINT1(X)
2      FAI(A)=0.5*(1.+2.*SPEQ05(1,41421356*A))
3      COMMON W
4      FINT1=FAI(X)/(1.-(W*FAI(X))**2)
5      RETURN
6      END

1      FUNCTION FINT2(X)
2      FAI(A)=0.5*(1.+2.*SPEQ05(1,41421356*A))
3      COMMON W
4      FINT2= FAI(X)**2/(1.-(W*FAI(X))**2)
5      RETURN
6      END

```

---

## 航空宇宙技術研究所資料313号

昭和51年9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)☎182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---

