

超音速扩压器 設計問題

宁槐、黃熙君編著



國防工業出版社

超音速扩压器設計問題

宁 槐、黄熙君編著



國防工業出版社

1964

內 容 簡 介

本书是专题性质的設計参考书。全书較系統地介紹了不可調节式超音速扩压器的設計理論及計算方法。本书虽以冲压式噴气发动机为主要对象，但亦适用于渦輪噴气发动机的超音速进气道設計。本书可供高等航空工业院校发动机专业高年級学生，科研技術人員和設計員参考。

超音速扩压器設計問題

宁 槐、黃熙君編著

國防工業出版社 出版

北京市書刊出版業營業許可證出字第 074 号

國防工業出版社印刷厂印刷 新华書店北京發行所發行

787×1092 $1/32$ 印張 $25/16$ 45 千字

1954年1月第一版 1964年1月第一次印刷 印数：0,001—1,550册

統一書号：15034-711 定价：(11-6) 0.45 元

前 言

不可調节式超音速扩压器設計，是一个根据冲压式噴气机的飞行任务，全面地权衡利弊，統一矛盾的問題。設計时，必須將理論分析、模型实验及經驗判断結合起来。目前，从設計观点出发，綜合叙述超音速扩压器的文献还不多。本书整理了編著者在教学及科研工作中积累的一些心得体会，例如：

倒拉瓦尔管扩压器的减速增压过程；

选择扩压器設計点；

选配分段楔角；

选配混合式扩压器波系；

統一扩压器内部增压及外阻矛盾的設計原則；

根据附面层分离点前后升压比檢查反射波系；

統一扩压器喘振現象的不同解釋。

除了笔者自己的心得体会外，本文还綜合了一些分析扩压器問題的文献。所提方法及解釋，可能有不妥之处，請同志們指教。

編著者 一九六三年七月于北京

目 录

前言	3
主要符号	5
I. 推力及阻力系数	7
II. 倒拉瓦尔管减速增压过程	12
III. 超音速扩压器类型	23
IV. 扩压器设计应考虑的问题	26
V. 冲波与附面层互相干扰	58
VI. 喘振现象的理论解释	63
VII. 扩压器设计发展趋势	70
参考文献	71

主 要 符 号

- A ——截面积 米²
 C_p ——升压系数
 C_s ——波阻系数
 C_f ——摩阻系数
 C_A ——附加阻力系数
 C_e ——外皮阻力系数
 C_x ——飞行器折合总阻力系数
 C_R ——額定推力系数
 C_n ——純淨推力系数
 F ——富余冲量 $mw + A(p - p_n)$ 公斤
 f ——油气比 $\frac{1}{\alpha J_0}$
 G ——单位時間內流量 公斤/秒
 L_0 ——空气与燃油理論混合比
 L ——长度 米
 M ——馬赫数
 m ——质量 公斤秒²/米
 $\dot{m}$ ——质量流率 公斤秒/米
 P ——气流总压 公斤/厘米²
 p ——气流靜压 公斤/厘米²
 q —— $\frac{1}{2}\rho w^2$, $\frac{k}{2}pM^2$ 公斤/厘米²
 R ——推力 公斤
 r ——半徑 米
 r_A ——內压式扩压器截面积实际收縮比
 r_i ——拉瓦尔管理想收縮比

T ——气流总温 °绝对

T ——气流静温 °绝对

u ——气流分速 米/秒

v ——气流分速 米/秒

w ——气流速度 米/秒

X ——阻力 公斤

α ——余气系数

β ——斜波波角 度

δ ——波前后气流折角, 半楔角 度

θ_L ——扩压器前缘进气角 度

θ_c ——半锥角 度

θ_s ——锥波角 度

K ——系数

k ——气体绝热指数, 对于空气: $k=1.4$, 对于燃气 $k \approx 1.33$ 。

λ ——气流速度系数

μ ——气流马赫角 度

ρ ——质量密度 公斤秒²/米⁴

σ ——总压恢复系数

ϕ ——流量系数

M_C ——贴锥面气流马赫数

G_B ——进气量 公斤/秒

注 脚

H ——迎面气流

1——发动机进口截面

2——扩压器出口截面

3——冲压发动机掺合段出口截面

4——冲压发动机燃烧室出口截面

5——发动机出口截面

i ——内流

e ——外流

右上角有“*”号者为喉道处或临界参数

I. 推力及阻力系数

超音速冲压喷气机的基本工作原理是：把超音速迎面气流的动能转变成势能减速增压，燃烧加热；再膨胀喷气。从喷射气流得到反作用推力(图 1.1)。

由于定义不同，推力也就不同：

1) 额定推力 $R_H =$ 喷口富余冲量 F_5 减去 迎面流管富余冲量 F_H ：

$$R_H = F_5 - F_H = [\dot{m}_5 w_5 + A_5(p_5 - p_H)] - \dot{m}_H w_H. \quad (1.1)$$

2) 有效推力 $R_e =$ 喷口富余冲量 F_5 减去 进口富余冲量 F_1 ：

$$R_e = F_5 - F_1 = [\dot{m}_5 w_5 + A_5(p_5 - p_H)] - [\dot{m}_1 w_1 + A_1(p_1 - p_H)]. \quad (1.2)$$

3) 纯净推力 $R_n =$ 喷气机内外表面所受压力的合力沿轴线的分力；即实际传给飞行器的有用推力：

$$\begin{aligned} R_n &= \int (p_i - p_H) dA - \int (p_e - p_H) dA = \\ &= R_H - X_D - X_e. \end{aligned} \quad (1.3)$$

4) 额定与有效推力之差，叫附加阻力 X_D ：

$$\begin{aligned} X_D &= R_H - R_e = F_1 - F_H = \\ &= \dot{m}_1 w_1 - \dot{m}_H w_H + A_1(p_1 - p_H). \end{aligned} \quad (1.4)$$

若迎面流管截面等于冲压喷气机进口截面，即 $A_H = A_1$ ，

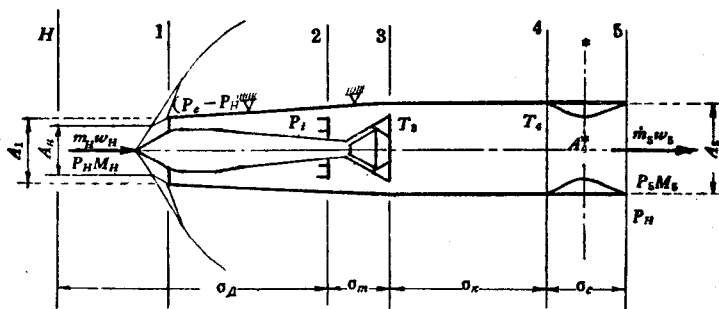


图 1.1 超音速冲压喷气机示意图。

则这个截面上的富余冲量相等, $F_1 = F_H$; 于是附加阻力 $X_A = 0$, 因而 $w_1 = w_H$, $p_1 = p_H$ 。

5) 通过 A_H 与通过 $A_H = A_1$ 的质量流率之比, 叫 流量系数 ϕ :

$$\phi = \frac{\rho_H w_H A_H}{\rho_H w_H A_1} = \frac{A_H}{A_1} \leq 1. \quad (1.5)$$

6) 有效与纯净推力之差, 叫 外皮阻力 X_e :

$$X_e = R_e - R_n = R_H - X_A - R_n = X_s + X_f. \quad (1.6)$$

7) 外皮阻力 X_e 等于 波阻 X_s 及 摩阻 X_f 两种阻力之和。波阻 X_s 是因为进口前缘冲波后的升压 $(p_e - p_H)$, 作用在垂直于轴线的环形投影面积 $(A_2 - A_1)$ 上而产生的。波后升压 $(p_e - p_H)$ 沿外皮斜坡表面有一定分布规律:

$$X_s = \int_1^2 (p_e - p_H) dA = C_p q_H (A_2 - A_1) = C_s q_H A_2. \quad (1.7)$$

波阻 X_s 的大小决定于飞行 M_H 数, 前缘坡度及斜坡面积的大小; 即决定于扩压器的形状和尺寸。

設波后升压沿斜坡表面取平均值 $\overline{\Delta p} = (\bar{p}_e - p_H)$, 則升压系数 $C_p = \frac{\overline{\Delta p}}{q_H}$ 。如已知冲波前气流参数及斜坡形状, 可以按特性綫网格法求出斜坡上压强 p_e 的分布規律, 用积分法确定升压平均值 $\overline{\Delta p}$, 便可求出波阻 X_s 。

摩阻 $X_f = C_f q S_e$ 。摩阻系数 C_f 是外皮周围气流雷诺数 R 的函数; q 是外皮周围气流的动压; S_e = 外皮面积。雷诺数 R 大于 10^6 以上时, 摩阻系数較小: $C_f \leq 0.005$ 。

可以說, 冲压噴气机外皮阻力 X_e 主要是波阻 X_s 。

用計算方法求外皮阻力 X_e 时, 不容易准确。按飞行器具体結構做縮尺模型, 在超音速風洞中吹風試驗, 可以測定外皮阻力系数 C_e 。

8) 推力系数: 为与飞行器的总阻力系数 $C_x = f(M)$ 对照比較, 冲压噴气机的額定推力可以写成:

$$R_H = [\dot{m}_5 w_5 + A_5 p_5] - [\dot{m}_H w_H + A_5 p_H] = C_R q_H A_5.$$

式中 $\dot{m}_H = \phi \rho_H w_H A_1$ —— 实际进入冲压噴气机的空气质量流率;

$\dot{m}_5 = \rho_5 w_5 A_5 = (1 + f) \dot{m}_H$ —— 噴出燃气的质量流率;

$f = \frac{1}{\alpha L_0}$ —— 油气混合比;

α —— 余气系数; 煤油的理論空气需要量 $L_0 \approx 14.8$ 。

$\dot{m}_5 w_5 = p_5 A_5 k_5 M_5^2$; $k_5 \approx 1.33$ —— 燃气絕热指数。

$\dot{m}_H w_H = p_H A_1 \phi k M_H^2$; k —— 空气的絕热指数 (取 $k = 1.4$)。

于是:

$$R_H = C_R q_H A_5 = p_5 A_5 (k_5 M_5^2 + 1) - (p_H A_1 \phi k M_H^2 + p_H A_5).$$

額定推力系数 [2].

$$C_R = \frac{2}{kM_H^2} \left[\frac{p_5}{p_H} (k_5 M_5^2 + 1) - 1 \right] - \frac{2\phi A_1}{A_5} \quad (1.8)$$

9) 总压系数 σ : 超音速气流经过冲波进入冲压喷气机, 燃烧加热再喷出去; 沿气流通道各段都有总压损失 ΔP 。故各段出口总压低于进口总压。进出口总压之比叫做 总压系数 σ_i 。各段注脚如图 1.1 所示。可以用 σ_i 表示各段气动热力过程的熵增量: $\Delta S_i = -AR \ln \sigma_i$ 。

整个发动机的总压系数

$$\sigma = \frac{P_5}{P_H} = \frac{P_2}{P_H} \frac{P_3}{P_2} \frac{P_4}{P_3} \frac{P_5}{P_4} = \sigma_D \sigma_m \sigma_k \sigma_c \quad (1.9)$$

总静压之比是气流 M 数的函数 $\pi(M)$:

$$\frac{p_5}{p_H} = \frac{p_5}{P_5} \frac{P_H}{p_H} \frac{P_5}{P_H} = \sigma \frac{(1 + 0.2M_H^2)^{3.5}}{\left(1 + \frac{k_5 - 1}{2} M_5^2\right)^{\frac{k_5}{k_5 - 1}}} = \frac{\sigma \pi(M_H)}{\pi(M_5)} \quad (1.10)$$

将式(1.10)代入(1.8), 可得额定推力系数的另一表达式:

$$\bar{C}_R = \frac{2}{kM_H^2} \left[\frac{\sigma \pi(M_H)}{\pi(M_5)} (k_5 M_5^2 + 1) - 1 \right] - \frac{2\phi A_1}{A_5} \quad (1.11)$$

冲压喷气机的掺合段、燃烧室及尾喷管的总压系数 σ_m 、 σ_k 和 σ_c 的合理数值, 均在 0.95 以上。故整个发动机的总压系数 σ 主要取决于扩压器的总压系数 σ_D 。提高 σ_D 即可提高 σ ; 自式(1.11)看出, 因此肯定可以提高推力系数 C_R 。

按纯净推力公式(1.3)可以写出纯净推力系数 C_n :

$$C_n = C_R - \frac{X_D}{q_H A_5} - \frac{X_e}{q_H A_5} = C_R - C_D - C_e = f(M) \quad (1.12)$$

式中 C_D —— 附加阻力系数; 决定于流量系数 ϕ ; $\phi=1$ 时,

$$C_D = 0.$$

C_x ——外皮阻力系数；主要由进口前缘波后升压系数 C_p 或波阻系数 C_s 决定。

在要求的飞行 M 数范围，当然必须满足 $C_n \geq C_x$ (图1.2)。

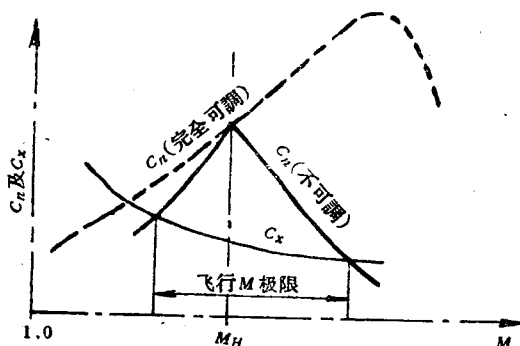


图 1.2 C_n, C_x 随 M 的变化曲线。

C_x 叫飞行器的折合总阻力系数。有翼飞行器的总阻力 (喷气推进机的阻力除外) $D = C_D q_H S$ 。通常, S 是机翼面积。纯净推力系数 C_n 是以面积 A_5 为基准而计算的。故 C_D 必须折合到同样基准面积, 得出 C_x 才能与 C_n 比较。即

$$S_5 C_x = C_D S。$$

迎面气流的 M_H, P_H 、扩压器的尺寸、形状和出口总压 P_2 的高低, 这些因素配合起来, 就决定了:

$$\text{流量系数 } \phi = \frac{A_H}{A_1},$$

$$\text{总压系数 } \sigma_D = \frac{P_2}{P_H},$$

$$\text{波阻系数 } C_s = \frac{X_s}{q_H A_2} = C_p \frac{(A_2 - A_1)}{A_2}。$$

ϕ, σ_D 及 C_s 是扩压器的三大指标。为保证燃烧稳定, 扩压器

出口气流 M_2 有限定的数值。一般 $M_2=0.2\sim 0.25$ 。燃烧加热后的总温 T_4 及尾喷管喉道 A_4^* (图 1.1) 决定扩压器出口反压 p_2 。故扩压器及尾喷管几何尺寸不能自动调节的冲压喷气机, 只能在指定飞行 M_H 数及总温 T_4 时, 恰当地选用 $\phi=0.9\sim 1.0$, σ_d 尽可能高和 C_s 尽可能小的数值; 此时能保证纯净推力系数最大: $C_n=C_{n\max}$ 。这叫额定点。

II. 倒拉瓦尔管减速增压过程^[16]

一) 收缩比及阻塞问题 图 2.1 中截面 1—5 代表超音速冲压喷气机; 1—2 表示倒拉瓦尔管扩压器; 2—3 表示喷油掺合段; 3—4 表示燃烧室; 4—5 表示尾喷管。假定这台喷气机正在等高度上按 M_H 飞行。外界大气压是 p_H , 气温是 T_H 。按相对运动论, 也可以说喷气机静止不动, p_H, T_H, M_H 的超音速气流迎面冲进来。这股超音速气流若能等熵滞止到速度等于零, $M_H=0$, 则气压自静压 p_H 升高到总压 P_0 , 气温自静温 T_H 升高到总温 T_0 。故可以假想远前方有个无限大的储气罐连接一个拉瓦尔喷管, 如图 2.1 中 0—H 虚线所示。 $P_0, T_0, M_0=0$ 的空气自罐中经假想的拉瓦尔管等熵膨胀, 喷出成 P_H, T_H, M_H 的超音速气流。 A_0^* 是假想拉瓦尔喷管的临界喉道截面。 A_H 是超音速流管截面。 A_0^* 与 A_H 截面之比叫理想收缩比 $r_i < 1.0$ 。假设喷气机作等高等速飞行, p_H, M_H, P_0, T_0 不变, 则收缩比 r_i 不能变。假设喷气机等高度按较高的 $M > M_H$ 飞行, 则虽然 p_H, T_H 未变, 但因 P_0, T_0 都较高, 收缩比 r_i 必须对应提高的 M 而减小。若 A_H 不变, A_0^* 必须相应地缩小。因

等熵膨胀, 总压无损失, 故 $0-H$ 段的总压系数

$$\sigma_0 = 1, P_H = P_0.$$

拉瓦尔管倒过来可作扩压器用。若 M_H 数为迎面超音速气流冲进来能够等熵减速, 没有任何总压损失, 则管壁如图 2.1 中 1—2 段虚线所示。 A_1 是扩压器进口截面。 A^* 是理想喉道临界截面。 A^* 与 A_1 截面之比也是理想收缩比 $r_i < 1.0$ 。当迎面超音速气流 $M > M_H$ 时, 则 r_i 应减小。若 A_1 不能变, 则 A^* 必须相应地缩小。显然, 当 $A_H = A_1$ 时, $A^* = A_0^*$ 。

拉瓦尔喷管或倒拉瓦尔管的理想收缩比 r_i (又叫临界截面比) 仅是喷出或冲入超音速气流 M 数的函数, 自气体力学图表中可以查出^[6]。用空气的比热比值 $k=1.4$, 则

$$\text{理想收缩比 } r_i = \frac{A_0^*}{A_H} = \frac{A^*}{A_1} = q(M) = \frac{1.728M}{(1+0.2M^2)^{3/2}}; \quad (2.1)$$

$$\text{或} \quad r_i = q(\lambda) = 1.577\lambda \left[1 - \frac{\lambda^2}{6} \right]^{2.5}.$$

上式中速度系数 $\lambda = \frac{w}{a^*}$, 临界音速 $a^* = 18.3\sqrt{T_0}$ 。

事实上, 超音速气流冲进倒拉瓦尔管必然经过冲波才能减速成亚音流。为讨论方便, 可以认为管道中出现的是正冲波。设正冲波前马赫数是 M_a , 波前后总压是 P_a 及 P_b 。因气流经过正冲波有熵增量, 有总压损失, 故 $P_b < P_a$ 。仍取 $k=1.4$, 则

正冲波总压系数

$$\sigma_n = \frac{P_b}{P_a} = \left[\frac{6M_a^2}{M_a^2 + 5} \right]^{3.5} \left[\frac{6}{7M_a^2 - 1} \right]^{2.5} = f(M_a). \quad (2.2)$$

倒拉瓦尔管扩压器出口反压 p_2 决定正冲波在管道中的位置及管道截面。故正冲波位置决定波前马赫数 M_a 。 M_a

越高，則总压系数 σ_n 越低。下面假設除 σ_n 外无其它总压損失，按正冲波在四个位置分別說明倒拉瓦尔管中气流减速增压过程：

1) 正冲波貼在进口位置①(图 2.1)

此时进口处条件是 $M_a = M_1 = M_H$, $P_a = P_H = P_1$, $A_1 = A_n$, $\phi = 1$, $P_b = P_1^*$ 。

按續流方程，通过实际倒拉瓦尔管临界喉道 A_1^* 的气流量应等于进气量 G_B ，即

$$P_H A_H q(M_H) = P_1 A_1 q(M_1) = P_1^* A_1^*.$$

$$\text{实际收縮比} \quad \tau_A = \frac{A_1^*}{A_1} = \frac{P_1 q(M_1)}{P_1^*} = \frac{q(M_H)}{\sigma_n}. \quad (2.3)$$

但 $q(M_H) = \tau_i = \frac{A_0^*}{A_H} = \frac{A^*}{A_1}$ ，故 $A_1^* \sigma_n = A^*$ ，因 $\sigma_n < 1$ ，于是 $A_1^* > A^*$ 。

这意思是說：即使无其它总压損失，只要出現貼口正冲波，那么实际临界喉道 A_1^* 必須大于理想临界喉道 A^* ，才能通过进气量 G_B 。在图 2.1 上，实际倒拉瓦尔管壁用实綫表示。若反压 p_2 足够低，正冲波貼在进口，实际临界喉道符合式(2.3)，則正冲波可以被吹入或吸入管道。这叫倒拉瓦尔管扩压器的起动状态。

2) 正冲波稳定在扩张段位置⑤(图 2.1)

貼口正冲波被吹入管道是不稳定的过渡过程。在这过渡过程中有瞬变流量 $\dot{m}$ 暂时打破稳定續流状态。

設 $u = \frac{\Delta x}{\Delta t}$ —— 正冲波相对于管壁的推进速率；

$\rho_a w_a$ 及 $\rho_b w_b$ —— 正冲波前后密流；

$\dot{m}_1 = \frac{G_B}{g} = \rho_1 w_1 A_1 = \rho_H w_H A_H$ —— 进气质量流率。

假设正冲波刚被吹进口内截面 A 处, 波前后密度突跃升高 $\rho_a \rightarrow \rho_b$ (图 2.2)。经 Δt 秒后, 正冲波向下游推进到截面 $A + \Delta A$ 处, 扫过距离 $\Delta x = u \Delta t$ 。设 $\Delta t, \Delta A, \Delta x$ 都是微量, 则正冲波前后密度的突跃仍可以认为是自 $\rho_a \rightarrow \rho_b$ 。

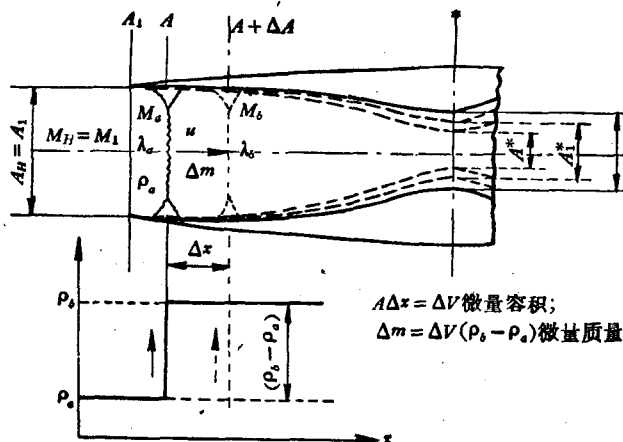


图 2.2 吹入正冲波过程瞬变流量。

当正冲波向下游推进时, Δx 段气流密度必须从本来是波后的 ρ_b 变成波前的 ρ_a 。故在 Δt 期间自微量容积 $A \Delta x = \Delta V$ 内必须排除质量 $\Delta m = \Delta V(\rho_b - \rho_a)$ 。在 Δt 期间必须排除的 Δm 叫瞬变流量 $\dot{\mu}$ ：

$$\dot{\mu} = \frac{\Delta m}{\Delta t} = \frac{A \Delta x (\rho_b - \rho_a)}{\Delta t} = u A (\rho_b - \rho_a) \quad (2.4)$$

这瞬变流量 $\dot{\mu}$ 不能逆超音流向前排出, 也不许积存, 故必须通过实际喉道 A_1^* 向下游排出。但实际喉道 $A_1^* = \frac{A^*}{\sigma_n}$ 仅能通过稳定流的进气质量流率 $\dot{m}_1$, 所以必须瞬间内再扩大实际喉道至 $A_1^* + \Delta A_1^*$ (图 2.2), 泄走额外的瞬变流量 $\dot{\mu}$, 才能