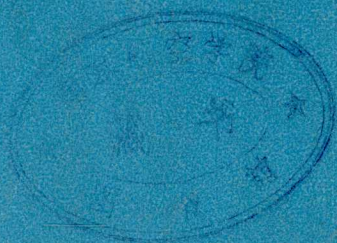


航 空
燃气轮喷气发动机
燃 烧 室

第 二 册



國防工業出版社

航空燃气轮喷气发动机 燃 烧 室

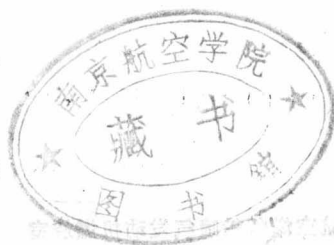
第 二 册

黄兆祥 编著



30067174

6



国防工业出版社

内 容 简 介

本书是航空燃气轮喷气发动机燃烧室一书的第二册，共四章（第十章至十三章）。第十章介绍了主燃烧室的设计，包括燃烧室总体设计、扩压器设计、涡流器设计以及流量分配计算方法；第十一章介绍了离心式喷嘴的工作原理与设计，并具体分析了影响喷嘴性能的几种因素；第十二章介绍了燃烧室的冷却，其中对传热的基本原理及传热过程也都作了阐述，并介绍了不同类型的冷却方案；第十三章介绍了加力后燃室的设计以及加力后燃室的发展趋势。

本书可作为航空院校发动机专业的教学参考书，也可供从事航空发动机专业的科研与生产的工程技术人员参考。

航空燃气轮喷气发动机燃烧室

第二册

黄兆祥 编著

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第 074 号

国防工业出版社印刷厂印装 内部发行

*

787×1092¹/₁₆ 印张15¹/₂ 362千字

1979年10月第一版 1979年10月第一次印刷 印数：0,001—1,000册

统一书号：N15034·1823 定价：1.60元

目 录

第十章 主燃烧室设计	1
§ 10-1 燃烧室总体设计	1
§ 10-2 扩压器设计	13
§ 10-3 涡流器设计	25
§ 10-4 火焰筒空气量分配计算方法	44
§ 10-5 有化学反应的燃烧室流程参数计算基本公式	49
§ 10-6 应用电子计算机的燃烧室流量分配及流程参数计算法	59
§ 10-7 进气孔形状和尺寸	115
第十一章 离心式喷嘴工作原理与设计	119
§ 11-1 喷嘴的技术要求	119
§ 11-2 离心式喷嘴工作原理	119
§ 11-3 离心式喷嘴简易设计法	126
§ 11-4 油流粘性对喷嘴性能的影响	136
§ 11-5 轴向分速 W_a 变化对喷嘴性能的影响	143
§ 11-6 向心速度 W_r 对喷嘴性能的影响	152
§ 11-7 喷嘴设计程序	154
§ 11-8 离心式喷嘴调试试验	157
第十二章 燃烧室冷却	163
§ 12-1 传热基本原理	164
§ 12-2 主燃烧室温度分布和传热过程	175
§ 12-3 主燃烧室冷却方案	178
§ 12-4 火焰筒气膜冷却设计	181
§ 12-5 加力后燃室壁温计算	193
§ 12-6 多孔渗透冷却 (发散壁冷却)	198
§ 12-7 传热物性参数	204
第十三章 加力后燃室设计	209
§ 13-1 加力后燃室的技术要求	210
§ 13-2 振荡燃烧和防振措施	213
§ 13-3 加力后燃室设计	216
§ 13-4 加力后燃室的发展趋势	230
参考文献	243

第十章 主燃烧室设计

本章内容包括主燃烧室总体设计和主燃烧室的热力气动计算。总体设计包括主燃烧室选型及其轮廓尺寸的计算, 由于喷嘴另有专章叙述, 所以这部分实际上就是燃烧室外套和火焰筒的外型尺寸选择。热力气动计算主要是介绍主燃烧室中的涡流器、扩压器和火焰筒流量分配及流程参数计算这三个主要问题进行热力气动计算的方法。

应用热力学和气体动力学的基本方程进行主燃烧室的热力气动计算, 其目的是为了解决以下几个问题。

(1) 使进入主燃烧室的空气按预定规律穿入火焰筒, 适当分配“主燃区”、“补燃区”和“掺混区”以及气膜冷却的空气量, 以利于组织燃烧和有效地掺混降温。

(2) 保证穿入火焰筒的空气射流插入适当的深度, 既不会使大股“冷”气流穿入燃烧区过分降温, 以致减慢反应速度, 又保证空气能进入最缺乏氧气的“富油区”。

(3) 设计扩压器型线, 保证最小的扩压损失和摩阻损失, 以利于提高燃烧室总压恢复系数 σ_{rc}^* , 同时尽量缩短扩压器长度。

(4) 选择涡流器或其它火焰筒头部结构型式, 设计涡流器几何尺寸, 以保证回流区具有一定的尺寸和强度, 同时保证火焰筒头部具有足够的主燃空气, 以利于提高 η_{rc} 和扩大火焰稳定范围。

(5) 计算主燃烧室的“热阻”和总压恢复系数 σ_{rc}^* 。

(6) 计算混气在火焰筒内的停留时间 τ_s 作为估计 η_{rc} 的因素之一。因为决定 η_{rc} 值的是 τ_k/τ_s , 所以还要估算混气的化学反应时间 τ_k 才能正确计算 η_{rc} 值。

(7) 根据火焰筒流量分配和供油量 G , 计算火焰筒内各计算站的燃气参数。根据燃气温度分布和气膜冷却效果即可确定火焰筒壁温较高的部位, 以便在设计中采取有效的冷却措施。

§ 10-1 燃烧室总体设计

在进行热力气动计算之前, 要先选择燃烧室的结构型式和轮廓尺寸, 以便进行初步试算。如果试算结果发现由总体设计所确定的参数不合适而达不到发动机总体设计所要求的技术指标, 例如 η_{rc} 、 σ_{rc}^* 太低, 燃烧室外型尺寸太大, 则还要修改设计方案, 反复试算, 直至最后选择出较佳的方案。

10-1.1 燃烧室总体设计的任务

发动机总体热力计算和压气机、燃气轮初步设计完成之后, 都会向燃烧室总体设计方案提出一些技术要求。因此燃烧室总体设计是在给定以下各项参数条件下开始的: 压气机出口截面外径 D_2 、内径 d_2 和面积 F_2 , 燃气轮进口截面外径 D_3 、内径 d_3 和截面面积 F_3 , 燃烧室长度 l_{rc} , 燃烧室迎风面积或燃烧室最大截面外径 D_{rc} , 燃烧室进出口截面气流参数

p_2^* 、 T_2^* 、 W_2 、 G_n 、 p_3^* 、 T_3^* 和 W_3 。

要达到预定的发动机总体性能指标就必然要求燃烧室也达到一定的技术指标。这些指标按其重要性的排列次序为： η_{rc} 、贫富油吹熄极限、寿命、 σ_{rc}^* 、 T_3^* 温度分布和点火联焰性能。燃烧室容热强度 Q_{rc} 实际上已包括在给定的主要尺寸和气流参数中，所以不必再单独提出作为一个指标来要求。近年来国外对于发烟度十分重视，所以设计时也要作为一项技术指标来考虑。

图 (10-1.1-1) 为斯贝火焰筒结构图，可作为设计时的参考。

燃烧室总体设计包括以下各项内容：

(1) 火焰筒型式：选择分管、环管或环形火焰筒，看哪种结构较为适合，火焰筒头部是否需要涡流器。最后计算火焰筒的个数。

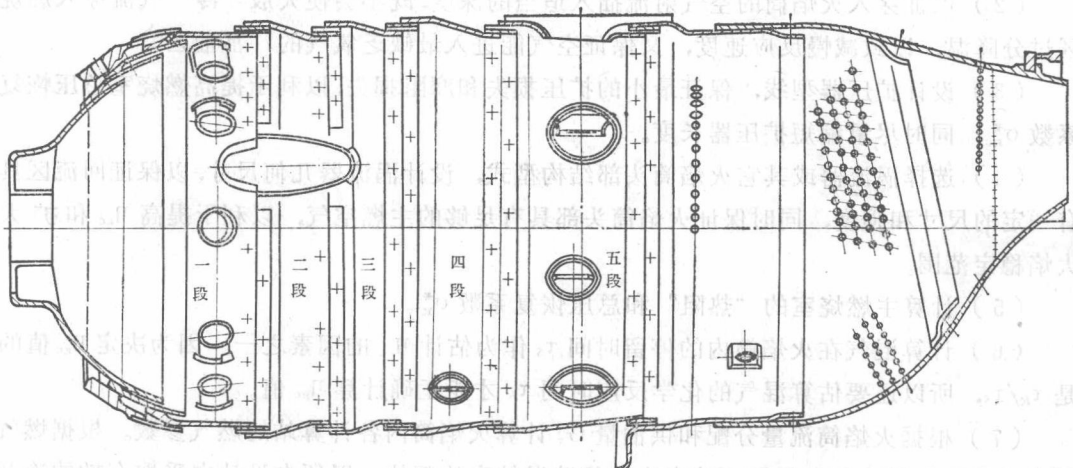


图 (10-1.1-1) 斯贝-25 发动机火焰筒

(2) 供油方式：比较压力式喷嘴、蒸发管或气动喷嘴，看哪种较为合适。如果采用离心喷嘴，则要根据经验选定喷雾锥角。

(3) 点火及联焰方案：特别要注意选择点火器和联焰管的型式和安装部位。

(4) 参照表 (10-1.1-1) 所列原准机经验统计数据，计算 D_{jk} 、 d_{jk} 、 l_{jk} 、 D_{rc} 、 d_{rc} 等主要尺寸。

(5) 根据燃烧室进口气流流速 W_2 选定扩压器的扩压比和外形，比较一级扩压、两级扩压或突然扩张扩压等各种方案，哪种较为合适。根据发动机外形尺寸选定扩压器长度 l_n ，计算扩压器出口面积 F_n 。

(6) 选择火焰筒分段段数及气膜冷却方案，用草图绘出燃烧室外套和火焰筒壁面型线。

(7) 制定火焰筒流量分配初步方案。

表(10-1.1-1) 燃烧室经验统计参数^[1]

参 量	型 式	环 管	分 管	环 形	一 般	备 注
$\bar{F}_{KC} = F_{KC}/F_{\Delta B}$		0.65~0.90				
$\bar{l}_{KC} = l_{KC}/l_{\Delta B}$					0.20~0.25	
F_1/F_2					1.5~2.6	
F_1/F_K		1	0.4~0.8			
$F_1/\Sigma F_{OT}$		0.75~1.32	0.4~0.6		0.9~1.1	
F_1/F_0				1.2 ⁽⁵⁹⁾		$\frac{\pi - 2\sin^{-1}(D_K/2D_p)}{\pi + 2\sin^{-1}(D_K/2D_p)}$
l_K/D_{KC}					0.8~1.1	
d_{KC}/D_{KC}					0.3~0.6	
F_K/F_{KC}		0.46~0.56	0.57~0.69	0.5		
l_K (毫米)					450~650	
D_K (毫米)					120~190	
l_K/D_K					2.6~5.0	
l_{Kh}/D_K					0.87~0.9	
$\frac{\pi}{2i \sin^{-1}(D_K/2D_{cp})}$		1.13~1.20	1.25~1.63	1.0~1.1		环管火焰筒的间隙
F_3/F_2					1.7~2.1	
l_d (毫米)					170~300	
l_d/l_{KC}			0.18~0.25		0.18~0.25	
l_d/D_K					0.78~1.4	
F_d/F_2					2~3	突然扩张式为7~10
扩压器张角					12°~15°	
$\Sigma F_{OT}/F_2$					1.5~1.6	
$\Sigma F_{OT}/F_K$					0.7~1.2	
$K_C = \frac{(l_K/D_K)^2}{(\Sigma F_{OT}/F_K)}$					14~20 (苏) 50 (英美)	$K_C = \frac{l_K^2}{\Sigma D_{OT}^2}$

10-1.2 燃烧室总体设计程序

通过第一步的选型,即可参照表(10-1.1-1)所列经验统计数据算出燃烧室的主要轮廓尺寸。

(1) 计算扩压器及火焰筒长度: 压气机出口气流速度较高,一般约在 100~200 米/秒,要求通过扩压器降到 50 米/秒左右。初步估算扩压比时可把气体当作不可压缩流体,即

$$\frac{F_n}{F_2} \approx \frac{W_2}{W_n} \quad (10-1.2-1)$$

初步试算可先假定火焰筒和燃烧室的中心线重合。当 D_2 、 d_2 和 $D_{cp} = \sqrt{\frac{D_2 + d_2}{2}}$ 已知时, 分管燃烧室扩压器扩张角可按式算出:

$$\theta = 2 \operatorname{tg}^{-1} \frac{\sqrt{\frac{F_n}{\pi}} - \sqrt{\frac{F_2}{\pi}}}{l_n} \quad (10-1.2-2)$$

经验证明, 分管燃烧室扩压器扩张角 θ 一般在 20° 左右为好。扩压器长度 l_n 应在 200~300 毫米范围内选择, 具体数据视发动机结构而定。

环管和环形燃烧室扩压器出口截面外套内壁直径

$$D_n = \sqrt{\frac{2F_n}{\pi} + D_{cp}^2} \quad (10-1.2-3)$$

内直径

$$d_n = \sqrt{D_{cp}^2 - \frac{2F_n}{\pi}} \quad (10-1.2-4)$$

根据表(10-1.1-1)中的经验统计数据及发动机外形尺寸所允许的燃烧室轮廓尺寸选定 l_n , 代入下式计算扩压器扩张角。

$$\theta = \operatorname{tg}^{-1} \left(\frac{D_n - D_2}{2l_n} \right) + \operatorname{tg}^{-1} \left(\frac{d_2 - d_n}{2l_n} \right) \quad (10-1.2-5)$$

这个角度大于 60° 则扩压损失很大。如果计算结果 θ 太大, 则可加长 l_n , 采用两级扩压, 或选用可控制边界层的短扩压器来减少扩压损失。

当 l_{kc} 给定时, 可按下式求火焰筒长度:

$$l_{*} = l_{kc} - l_n \quad (10-1.2-6)$$

(2) 根据表(10-1.2-1)所列的火焰筒容热强度 Q_{*} 的经验数据计算火焰筒容积 V_{*} 和火焰筒直径 D_{*} 、 d_{*} 或腔高 $h_{上}$ 、 $h_{下}$

因为

$$Q_{*} = \frac{G_{\tau} H_u \eta_{kc}}{i p_2 V_{*}} \times 3.6 \times 10^{12}$$

所以

$$V_{*} = \frac{G_{\tau} H_u \eta_{kc}}{i Q_{*} p_2} \times 3.6 \times 10^3 (\text{米}^3) \quad (10-1.2-7 a)$$

式中 Q_{*} ——火焰筒容热强度, 一般约在 $30 \sim 50 \times 10^6$ (千卡/米³·时·大气压) 范围内;

G_{τ} ——燃油流量 (公斤/秒);

H_u ——煤油低热值 = 10250 (千卡/公斤);

η_{kc} ——燃烧室效率 = 0.95~1.00;

p_2 ——燃烧室进口气流静压 (公斤/厘米²);

i ——环管及分管火焰筒个数, 可先根据外型尺寸及经验数据选定。

$$D_{*} = \sqrt{\frac{4V_{*}}{\pi l_{*}}} \quad (10-1.2-8)$$

对于环形燃烧室

表(10-1.2-1) 燃烧室主要参数比较表

参 数		发 动 机 型 式				
数 值		B 型	P 型	П 型	斯 贝	J-75
燃 烧 室 尺 寸	l_{KC} (毫米)		597	785		1025
	D_{KC} (毫米)					1068
	F_{KC} (米 ²)					
	F_2 (米 ²)	0.1134	0.0682	0.0636	0.0481	0.129
	F_3 (米 ²)	0.248	0.1388	0.153	0.0527	0.222
	F_1 (米 ²)	0.3021	0.161	0.1394	0.0912	0.368
	中心线上面积(米 ²)		0.155	0.168	0.1298	0.443
	中心线下面积(米 ²)		0.151	0.1364	0.1045	0.325
	l_d (毫米)	329.5	98.5	192	158	200
	n_d		2.36	2.22	1.895	
	θ_d (度)		62°	32°		39°48'
火 焰 筒 尺 寸	i (只)	9	10	10	10	8
	l_{KC} (毫米)	720.5	493.5	593	362	666
	D_{KC} (毫米)	214.6	136	144	133	266
	l_{KC}/D_{KC}	3.36	3.67	4.12	2.68	2.5
	涡流器数量	1	1	1	1	6
	燃烧碗锥角(度)	150	80	105		84
	ΣF_{OT} (米 ²)	0.026719	0.011494	0.015287		0.0329
	$\Sigma F_{OT}/F_{KC}$	0.78	0.793	0.96	0.61	0.65
	F_{KC}/F_{KC}		0.475	0.542	0.6153	0.521
	联焰管直径(毫米)		30	34		39.6
涡 流 器 尺 寸	D_3 (毫米)	80	70	69.5	51.5	44
	d_3 (毫米 ²)	30	30	40.5	24.3	34.6
	D_3/d_3	2.66	2.34	1.71	2.12	1.27
	D_{KC}/D_3	3.14	1.94	2.07	2.58	6.05
	$F_{3入}$ (厘米 ²)	24.4	30.4	24.4	9.88	16.9
	$F_{3入}/F_{KC}$	0.0493	0.21	0.15	0.071	0.0304
	$F_{3出}$ (厘米 ²)	30.2	4.4	4.0	14.18	
	叶片数	10	5	5	10	20
	叶片扭转方向	左	右	右	左	左右相间
	叶尖安装角	42	82	79.5	44	50
	叶根安装角	42	73	76.5	44	45
气 流 参 数	G_B (公斤/秒)	51.5	43	63.7	46	114
	p_2 (公斤/厘米 ²)	4.5	7.38	9.15	19.1	12.28
	T_2^* (°K)	557	553	609	745	662
	T_3^* (°K)	1060	1143	1188	1356	1160
	α_p	4.20	4.27	4.24	3.07	4.82
	W_2 (米/秒)	138.2	144	216	126	139.5
	W_3 (米/秒)		159	177		160
	头部空气量(%)		17.4	12.5	17	21
	头部混气比(α_h)		0.744	0.531	0.643	1.0122
喷 嘴 角 度	副油路(度)	120	110	75	57~61	92
	双(主)油路(度)	92	83	95	97~108	91

参 数	发 动 机 型 式 数 值	B 型	P 型	Д 型	斯 贝	J-75
技 术 指 标	$\eta_{\text{к}} (\%)$	0.97	0.96	0.97	1.0	0.96
	$\sigma_{\text{кк}}^* (\%)$	0.93	0.905	0.90	0.95	0.954
	$Q_{\text{к}} \times 10^{-6} \left(\frac{\text{千卡}}{\text{时} \cdot \text{米}^3 \cdot \text{大气压}} \right)$	19.3	20.9	21.8	19.7	
	$Q_{\text{ж}} \times 10^{-6} \left(\frac{\text{千卡}}{\text{时} \cdot \text{米}^3 \cdot \text{大气压}} \right)$	36.8	49	39.2	37.6	20.7
	寿命(时)		100~200	200	600	443
	$\sigma_{\text{л}} (\%)$		0.975	0.972	0.986	0.963
	停留时间①(毫秒)	14.5	7.7	7.73	8.7	14.7
	κ 准则	0.122	0.117	0.0795		0.0397

① 用冷态平均速度计算

$$\tau_{\text{кк}} = \frac{l_{\text{ж}}}{W_{\text{кк} \cdot \text{p}}}.$$

$$V_{\text{ж}} = \frac{G_{\text{т}} H_{\text{ж}} \eta_{\text{кк}}}{Q_{\text{ж}} p_2} \times 3.6 \times 10^3 (\text{米}^3) \quad (10-1.2-7 \text{ b})$$

故火焰筒上半腔高

$$h_{\text{上}} = \sqrt{\frac{V_{\text{ж}}}{2\pi l_{\text{ж}}} + \frac{D_{\text{ср}}^2}{4}} - \frac{D_{\text{ср}}}{2} \quad (10-1.2-9 \text{ a})$$

则

$$D_{\text{ж}} = D_{\text{ср}} + 2h_{\text{上}} = \sqrt{\frac{2V_{\text{ж}}}{\pi l_{\text{ж}}} + D_{\text{ср}}^2} \quad (10-1.2-10)$$

下半腔高为

$$h_{\text{下}} = \frac{D_{\text{ср}}}{2} - \sqrt{\frac{D_{\text{ср}}^2}{4} - \frac{V_{\text{ж}}}{2\pi l_{\text{ж}}}} \quad (10-1.2-9 \text{ b})$$

则

$$d_{\text{ж}} = D_{\text{ср}} - 2h_{\text{下}} = \sqrt{D_{\text{ср}}^2 - \frac{2V_{\text{ж}}}{\pi l_{\text{ж}}}} \quad (10-1.2-11)$$

将已求出的 $(l_{\text{ж}}/D_{\text{ж}})$ 和 $[l_{\text{ж}}/(h_{\text{上}} + h_{\text{下}})]$ 与表 (10-1.2-1) 所列经验数据比较, 此值应在 2.5~3.5 范围内。

还要验算火焰筒内气流平均速度:

$$W_{\text{жср}} = \frac{4G_{\text{ж}}}{i\pi D_{\text{ж}}^2 \gamma_2} \quad (\text{分管、环管}) \quad (10-1.2-12 \text{ a})$$

$$W_{\text{жср}} = \frac{4G_{\text{ж}}}{\pi(D_{\text{ж}}^2 - d_{\text{жк}}^2) \gamma_2} \quad (\text{环形}) \quad (10-1.2-12 \text{ b})$$

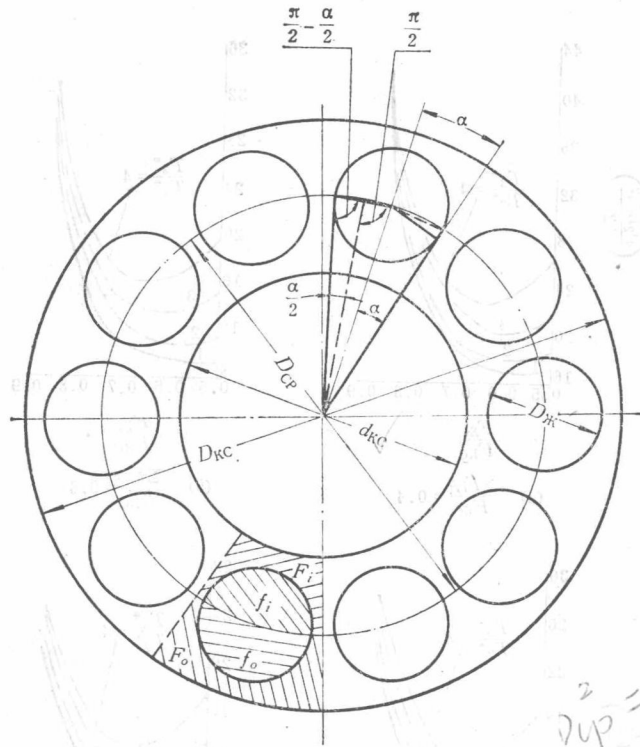
(3) 计算环形和环管燃烧室内径, 即隔热屏外径:

参看图 (10-1.2-1), 对于环管燃烧室有

$$D_{\text{жк}}^2 - D_{\text{ср}}^2 = m(D_{\text{ср}}^2 - d_{\text{жк}}^2)$$

所以

$$d_{\text{жк}} = \sqrt{\frac{(1+m)D_{\text{ср}}^2 - D_{\text{жк}}^2}{m}} \quad (10-1.2-13 \text{ a})$$



图(10-1.2-1) 环管燃烧室总体布置图

考虑到火焰筒外半截面 f_o 较大, 为了使环管燃烧室火焰筒腹部多进空气, 以降低叶片根部燃气温度, 应取 $m = 1.05 \sim 1.15$ 。

对于环形燃烧室, 因火焰筒内径 d_{*} 比外径 D_{*} 小, 内环进气面积 $\pi d_{*} l_{*}$ 也比 $\pi D_{*} l_{*}$ 小, 取 $m = 1$ 即可保证内环进入较多空气以降低叶片根部温度。故有

$$d_{kc} = \sqrt{2D_{cp}^2 - D_{kc}^2} \quad (10-1.2-13b)$$

验算火焰筒截面 F_{*} 和燃烧室截面 F_{kc} 之比

$$\frac{F_{*}}{F_{kc}} = \frac{D_{*}^2}{D_{kc}^2} \quad (\text{分管}) \quad (10-1.2-14a)$$

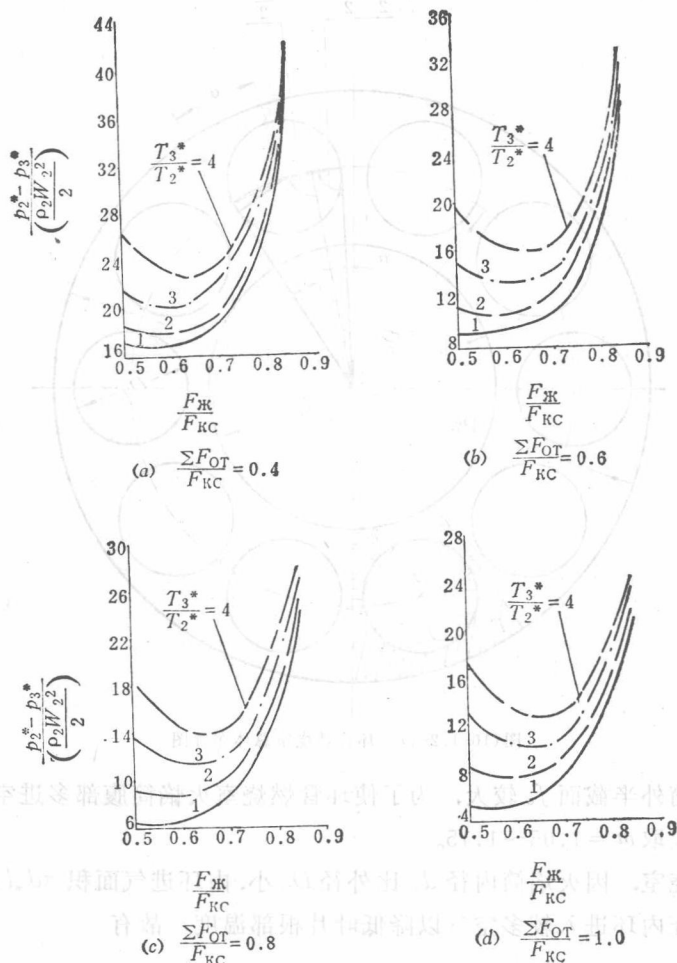
$$\frac{F_{*}}{F_{kc}} = \frac{iD_{*}^2}{D_{kc}^2 - d_{kc}^2} \quad (\text{环管}) \quad (10-1.2-14b)$$

$$\frac{F_{*}}{F_{kc}} = \frac{D_{*}^2 - d_{*}^2}{D_{kc}^2 - d_{kc}^2} \quad (\text{环形}) \quad (10-1.2-14c)$$

参看图(10-1.2-2)和表(10-1.1-1), 此值在 0.6~0.65 范围内, 燃烧室通道的流阻损失最小。

还要验算 II 股流道中在中心线以外的面积 F_o 与中心线以内的面积 F_i 的比值和中心线以外火焰筒面积 f_o 与中心线以内火焰筒面积 f_i 的比值之间的比例关系。由图(10-1.2-1)可知

$$f_o = \frac{\pi D_{*}^2}{4} \frac{\pi + 2 \times \frac{\alpha}{2}}{2\pi} - \left[\frac{\pi D_{cp}^2}{4} \times 2 \times \frac{\alpha}{2\pi} - 2 \left(\frac{D_{cp}}{2} \cos 2\alpha \right) \left(\frac{D_{cp}}{2} \sin 2\alpha \right) \right]$$



图(10-1.2-2) 燃烧室轮廓尺寸对总压损失的影响^[3]

又因为

$$\alpha = 2 \sin^{-1} \left(\frac{D_{ж}}{2D_{cp}} \right)$$

$$\cos \frac{\alpha}{2} = \frac{\sqrt{\frac{D_{cp}^2}{4} - \frac{D_{ж}^2}{16}}}{\frac{D_{cp}}{2}} = \sqrt{1 - \frac{D_{ж}^2}{4D_{cp}^2}}$$

所以

$$f_o = \frac{D_{ж}^2}{8} \left\{ \pi + 2 \sin^{-1} \left(\frac{D_{ж}}{2D_{cp}} \right) - 2 \left(\frac{D_{cp}}{D_{ж}} \right)^2 \left[2 \sin^{-1} \left(\frac{D_{ж}}{2D_{cp}} \right) - \frac{D_{ж}}{D_{cp}} \sqrt{1 - \frac{D_{ж}^2}{4D_{cp}^2}} \right] \right\}$$

同理

$$f_i = \frac{D_{ж}^2}{8} \left\{ \pi - 2 \sin^{-1} \left(\frac{D_{ж}}{2D_{cp}} \right) + 2 \left(\frac{D_{cp}}{D_{ж}} \right)^2 \left[2 \sin^{-1} \left(\frac{D_{ж}}{2D_{cp}} \right) - \frac{D_{ж}}{D_{cp}} \sqrt{1 - \frac{D_{ж}^2}{4D_{cp}^2}} \right] \right\}$$

令 $\bar{D}_{ж} = D_{ж}/D_{cp}$

所以
$$\frac{f_o}{f_i} = \frac{\pi + 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) + \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1}}{\pi - 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) - \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1}}$$

又因为

$$F_o = \frac{\pi (D_{\text{жк}}^2 - D_{\text{ср}}^2)}{4i} - \frac{D_{\text{жк}}^2}{8} \left[\pi + 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) + \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1} \right]$$

$$F_i = \frac{\pi (D_{\text{ср}}^2 - d_{\text{жк}}^2)}{4i} - \frac{D_{\text{жк}}^2}{8} \left[\pi - 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) - \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1} \right]$$

再令 $\bar{D}_{\text{жк}} = D_{\text{жк}}/D_{\text{ср}}$

$$\bar{d}_{\text{жк}} = d_{\text{жк}}/D_{\text{ср}}$$

所以

$$\frac{F_o}{F_i} = \frac{2\pi(\bar{D}_{\text{жк}}^2 - 1) - i\bar{D}_{\text{жк}}^2 \left[\pi + 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) + \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1} \right]}{2\pi(1 - \bar{d}_{\text{жк}}^2) - i\bar{D}_{\text{жк}}^2 \left[\pi - 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) - \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1} \right]}$$

最后得

$$n \frac{\pi + 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) + \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1}}{\pi - 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) - \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1}}$$

$$= \frac{2\pi(\bar{D}_{\text{жк}}^2 - 1) - i\bar{D}_{\text{жк}}^2 \left[\pi + 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) + \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1} \right]}{2\pi(1 - \bar{d}_{\text{жк}}^2) - i\bar{D}_{\text{жк}}^2 \left[\pi - 2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) - \sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1} \right]}$$

(10-1.2-15 a)

当火焰筒数量较多, $\bar{D}_{\text{жк}} \ll 1$ 时

$$2 \left(1 - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}^2}\right) \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) \approx 2 \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) - \frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} \frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}$$

$$= 2 \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) - \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}}$$

$$\sqrt{\frac{4}{\bar{D}_{\text{жк}}^2} - 1} \approx \frac{2}{\bar{D}_{\text{жк}}}$$

故 (10-1.2-15 a) 可简化为

$$n \frac{\pi + 2 \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right)}{\pi - 2 \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right)} = \frac{2\pi(\bar{D}_{\text{жк}}^2 - 1) - i\bar{D}_{\text{жк}}^2 \left[\pi + 2 \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) \right]}{2\pi(1 - \bar{d}_{\text{жк}}^2) - i\bar{D}_{\text{жк}}^2 \left[\pi - 2 \sin^{-1} \left(\frac{\bar{D}_{\text{жк}}}{2}\right) \right]} \quad (10-1.2-15 b)$$

一般情况下, 系数 $n \leq 1$ 。为了有效地降低根部燃气温度, 可取 $n = 1$ 。

对于环形燃烧室有下列关系式

$$\frac{\bar{D}_{\text{KC}}^2 - \bar{D}_{\text{Ж}}^2}{\bar{d}_{\text{Ж}}^2 - d_{\text{KC}}^2} = n \frac{\bar{D}_{\text{Ж}}^2 - 1}{1 - \bar{d}_{\text{Ж}}^2}, \quad n \approx 1.2 \quad (10-1.2-15 \text{ c})$$

如果计算结果不够满意, 可以上下移动火焰筒中心线改变 D_{cp} , 再进行试算。这种情况应尽量避免, 因为燃烧室和火焰筒中心线不重合时, 进气气流方向折转, 容易产生 II 股流道上下进气不均匀及火焰偏斜等弊病。

在确定上述尺寸时, 还要考虑到 F_o/F_i 的比值应与火焰筒壁面面积 $\pi D_{\text{Ж}} l_{\text{Ж}}$ 被柱面 $\pi D_{\text{cp}} l_{\text{Ж}}$ 所分开的内外两面积比值大致相等^[2]。故有

$$\frac{F_o}{F_i} \approx \frac{\pi D_{\text{Ж}} l_{\text{Ж}} \frac{\pi + 2\alpha}{2\pi}}{\pi D_{\text{cp}} l_{\text{Ж}} \frac{\pi - 2\alpha}{2\pi}} = \frac{\pi + \alpha}{\pi - \alpha} = \frac{\pi + 2 \sin^{-1}\left(\frac{\bar{D}_{\text{Ж}}}{2}\right)}{\pi - 2 \sin^{-1}\left(\frac{\bar{D}_{\text{Ж}}}{2}\right)} \quad (10-1.2-16)$$

最后还应验算燃烧室平均速度和 II 股气流平均速度

$$W_{\text{кcp}} = \frac{4G_{\text{ж}}}{i\pi D_{\text{KC}}^2 \gamma_2} \quad (\text{分管}) \quad (10-1.2-17 \text{ a})$$

$$W_{\text{кcp}} = \frac{4G_{\text{ж}}}{\pi (D_{\text{KC}}^2 - d_{\text{Ж}}^2) \gamma_2} \quad (\text{环形和环管}) \quad (10-1.2-17 \text{ b})$$

$$W_{\text{Icp}} = \frac{4G_{\text{ж}}}{i\pi (D_{\text{KC}}^2 - D_{\text{Ж}}^2) \gamma_2} \quad (\text{分管}) \quad (10-1.2-18 \text{ a})$$

$$W_{\text{Icp}} = \frac{4G_{\text{ж}}}{\pi [(D_{\text{KC}}^2 - D_{\text{Ж}}^2) + (d_{\text{Ж}}^2 - d_{\text{KC}}^2)] \gamma_2} \quad (\text{环形}) \quad (10-1.2-18 \text{ b})$$

$$W_{\text{Icp}} = \frac{4G_{\text{ж}}}{\pi [(D_{\text{KC}}^2 - d_{\text{KC}}^2) - iD_{\text{Ж}}^2] \gamma_2} \quad (\text{环管}) \quad (10-1.2-18 \text{ c})$$

$W_{\text{кcp}}$ 应在 30~40 米/秒范围内, W_{Icp} 应在 70~80 米/秒范围内。如果计算速度偏高, 则燃烧室及火焰筒尺寸仍应增大。

(4) 验算火焰筒个数 i : 初步确定燃烧室和火焰筒尺寸后, 要绘制草图 验算 火焰筒数量是否适当, 可参照表(10-1.1-1)所列统计数据, 按下式计算环管燃烧室火焰筒数。

$$\frac{\pi}{2i \sin^{-1}(\bar{D}_{\text{Ж}}/2)} = 1.13 \sim 1.20 \quad (10-1.2-19)$$

按上式计算结果还应略微修正, 使两火焰筒间保持 $(0.13 \sim 0.20) D_{\text{Ж}}$ 的间隙。一般情况下应有 $0.04 D_{\text{KC}}$ 的间隙以备安装联焰管, 并保证两火焰筒间的 II 股气流畅通。

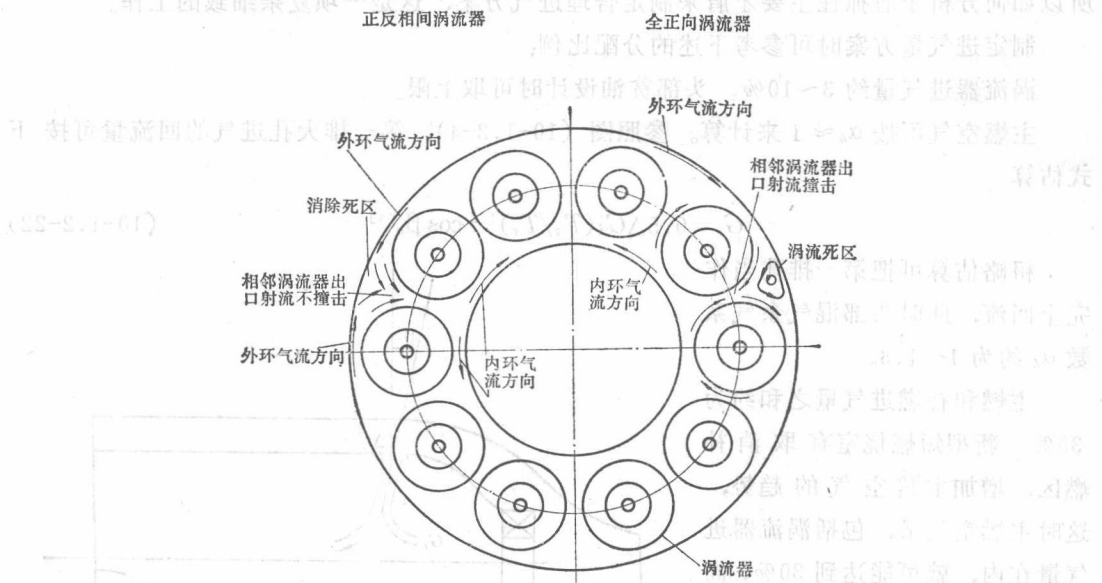
分管燃烧室数量太少, 则发动机迎风面积大, 不利于缩小发动机尺寸; 但采用少量的大燃烧室流阻较小, 出口燃气温度较均匀, 这又对提高燃烧室性能有利, 所以选择燃烧室数量要适当。分管及环管燃烧室的火焰筒数量习惯上多采用偶数, 一般约为 8~14 个。

环形火焰筒两头部的间距应保持

$$\frac{\pi D_{\text{cp}}}{i D_{\text{Ж}}} \geq 1.4 \quad (10-1.2-20)$$

这样可以避免两相邻涡流器的射流撞击抵销动量, 因而降低回流区强度。参看图(10-1.2-3), 为了避免这种射流撞击现象, 以及消除两头部之间的涡流死区, 环形火焰筒可采用正反相间的两种旋转方向涡流器。美国 JT3D 发动机有 8 个小环形火焰筒, 每只火焰筒上又有六只旋转方向为正反相间的涡流器, 每只涡流器上各装有 20 片直叶片。与此

对应, 喷嘴油流只有一种旋转方向。



图(10-1.2-3) 环形火焰筒气流结构图

(5) 选定涡流器内径 d_s : d_s 一般都等于喷嘴外壳直径, 按公式 (10-3.2-27 b) 计算涡流器外径 D_s , 参照表 (10-1.2-1) 验算 F_s/F_{π} 的比值是否合适。

$$D_s = \sqrt{\frac{4F_{s\lambda}}{\pi} + d_s^2} \quad (10-1.2-21)$$

(6) 参照表 (10-6.1-1) 的经验数据初步选定冷却气膜用气量, 火焰筒分段段数及气膜冷却方式 (波纹板还是斑孔), 选择火焰筒头部锥角及燃气导管型线, 至此主燃烧室外型尺寸即可完全确定。

燃气导管收敛早则流阻小, 导管出口气流方向与火焰筒轴线夹角小, 因而燃气轮效率高。如收敛太早, 加热时气流速度高, 则热阻较大, 如燃气导管收敛太晚, 虽然这时热阻较小, 但因收缩锥角大, 流阻较大, 燃气轮效率也比较低。苏联设计偏于早收敛, 英美设计收敛较晚。参看图 (10-1.1-1) 的斯贝火焰筒, 根据具体结构选择适当的收缩角。

(7) 制定火焰筒空气量分配规律: 根据发动机的不同用途, 分析各种性能指标之间的矛盾以制定合理的火焰筒空气量分配初步方案。采用 § 10-5 介绍的方法计算流量分配及流程参数时, 可根据 η_{rc} 、 σ_{rc}^* 的计算最佳值最后确定最佳的空气量分配方案, 最终还要通过试验才能最后确定设计方案。

运输机、轰炸机和民用客货机要求经济性好、续航力强、活动半径大, 由于飞行状态变化不激烈, 相对来说贫富油吹熄极限就不要求太宽, 歼击机要求燃烧室稳定工作范围宽, 高空起动点火联焰性能好。所以运输机、轰炸机和民用客货机可以采用头部进气量多的“贫油设计”方案以提高 η_{rc} , 歼击机就不得不适当牺牲 η_{rc} , 采用头部进气量少的“富油设计”, 或者采用其它有效措施来克服这种缺陷。另一方面, 运输机之类的发动机尺寸允许稍大一些, D_{rc} 和 l_{rc} 可稍增大, 这时即便头部进气量少, 火焰拉长也不致严重影响 η_{rc} 。歼

击机强调轻、小、推重比大，因而燃烧室不能太长太大，必须增加头部进气量以缩短火焰。所以如何分析矛盾抓住主要矛盾来制定合理进气方案，这是一项复杂细致的工作。

制定进气量方案时可参考下述的分配比例：

涡流器进气量约 3~10%。头部贫油设计时可取上限。

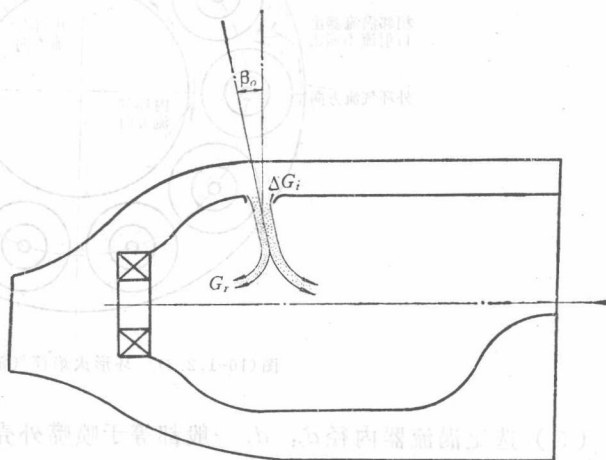
主燃空气可按 $\alpha_h \approx 1$ 来计算。参照图 (10-1.2-4)，第一排大孔进气的回流量可按 下式估算

$$G_r = 0.5 \Delta G_i (T_i/T_r)^{1/2} \cos \beta_o \quad (10-1.2-22)$$

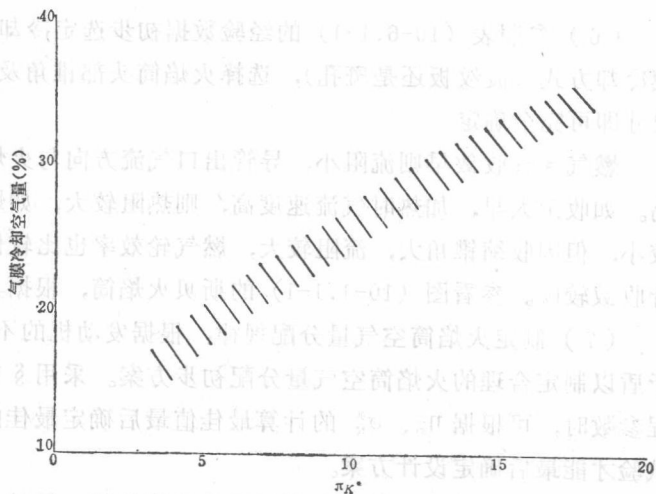
粗略估算可把第一排孔当作完全回流，此时头部混气余气系数 α_h 约为 1~1.3。

主燃和补燃进气量之和约为 30%。新型短燃烧室有取消补燃区，增加主燃空气的趋势，这时主燃空气量，包括涡流器进气量在内，就可能达到 30%，高加温比的燃烧室的主燃空气可能要超出 30%。

气膜冷却空气量大致也在 30% 左右。由图 (10-1.2-5) 可知气膜用气量与 π_k^* 有关， π_k^* 高则 T_{k2}^* 高，气膜射流本身温度高，冷却效果差，故火焰筒单位壁面所耗冷却空气量也比较多。如果此时加温比也提高，则要把壁面冷却到钢材的安全使用温度之下，气膜用气就显得紧张。这就要增加头部进气量，提高气流紊流速度，加强油气掺混以缩短火焰长度。这时火焰筒缩短，冷却面积减小，虽然节约了气膜用气量，但点火性能和 σ_{kc}^* 必会恶化。目前看来，选用环形燃烧室是缩小火焰筒壁面，节约气膜用气量的有力措施之一。



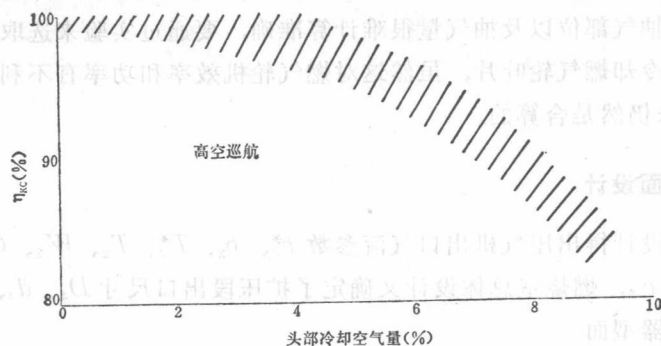
图(10-1.2-4) 燃烧室回流空气示意图



图(10-1.2-5) 发动机压缩比对气膜冷却空气量的影响(6)

由图 (10-1.2-6) 可知，火焰筒头部气膜用气量太多，将过分降低主燃区燃气温度和壁面温度， η_{rc} 会很快下降。头部壁温较高，本应加强冷却以延长火焰筒寿命，但为了不降低 η_{rc} ，也只好控制冷却空气量在 4% 以下，以取得一个较好的折中方案。

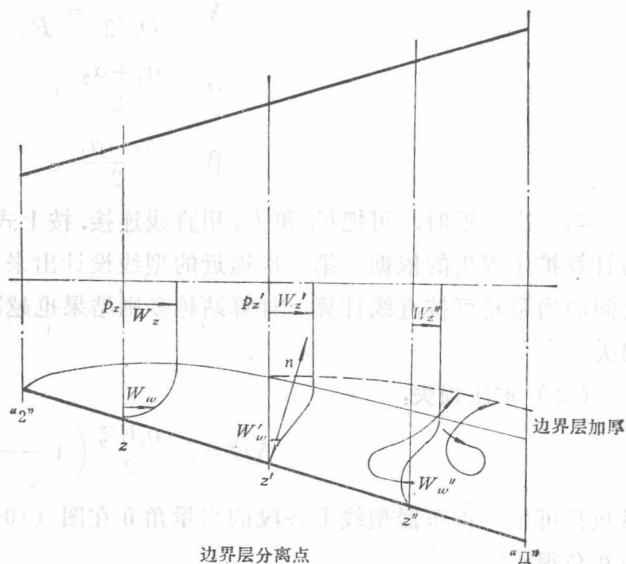
掺混降温的稀释空气量大致也在 30% 左右，它也不应过分侵占燃烧用的空气。

图(10-1.2-6) 火焰筒头部冷却空气量与燃烧室效率的关系^[5]

§ 10-2 扩压器设计

压气机出口气流速度较高，一般约在 $100 \sim 200$ 米/秒左右，为了延长混气在燃烧室中的停留时间以提高 η_{rc} ，同时也为了改善燃烧室的其它性能（如点火、联焰、稳定工作极限等），一般在进入火焰筒之前安排一段截面逐渐扩大的“扩压段”，使气流减速升压后经Ⅱ股气流通道进入火焰筒与燃油掺混燃烧。气流的速度能和压力能这两种机械能可以互相转换，这是气流升压减速的内因；通道截面逐渐扩大是气流升压的外因。虽然气流具备了转换的内因，但要使这两种机械能转换好、总压损失小，通道型面这一外因却能起较大的作用。一般燃烧室扩压损失约占燃烧室内的总压损失的 $20 \sim 30\%$ ，所以为了提高 σ_{rc}^* ，合理设计扩压器是一个重要环节。

近年来国外正在研制短扩压器和突然扩张扩压器以缩短燃烧室的尺寸。参看图(10-2.1)，扩压器短、锥角大，扩压段内气流静压 p_z 上升快。边界层内气流速度 $W_w < W_z$ ，由于边界层内外静压相等，当边界层外的速度能转换为压力能，边界层内的速度能不足以弥补升压过程中所需的动能时，其静压和总压都较边界层外低，开始出现负压力梯度及反向倒流。这时边界层加厚，分离出来的气流形成涡流，损失增大。图上 z' 点 $W_w' = 0$ 开始出现分离，故边界层分离的临界条件是在壁面附近满足



图(10-2.1) 扩压器边界层分离示意图

$$\left. \frac{\partial W_w}{\partial n} \right|_{n=0} = 0$$

图中实线是原来的边界层，虚线是出现分离变厚了的边界层。