

内部发行
妥善保存

燃气轮机燃烧室 设计和性能分析

第二卷

设计方法和研制技术

南京航空航天大学图书馆 (密集书库)



A33-11

燃气轮机燃烧室 设计和性能分析

第二卷

设计方法和研制技术



30084517



445510

目 录

第一章 引论

设计方法	1
研制指南	1
设计的原始数据	1
第二章 航空燃烧室的设计方法	
引言	3
A. 选择燃烧室类型	3
B. 确定参考面积	3
C. 确定火焰筒面积	4
D. 估算冷却空气需要量	6
E. 确定空气流量的分配比例	8
F. 设计扩压器	11
G. 确定火焰筒各区的长度	12
对设计进行评价	12
H. 确定流动状态	12
I. 设计旋流器	14
J. 设计火焰筒的孔	14
K. 设计冷却缝隙	18
L. 设计喷嘴	20
M. 设计点火装置	21
结束语	22

第三章 工业燃烧室的设计方法

引言	23
A. 确定火焰筒面积	23
B. 选择燃烧室类型	23
C. 确定参考面积	24
D. 估算冷却空气需要量	24
E. 确定空气流量的分配比例	24
F. 设计扩压器	25
G. 确定火焰筒各区的长度	25
H. 确定火焰筒衬里厚度	26
对设计进行评价	26
I. 确定流动状态	27
J. 设计旋流器	27

K、设计火焰筒的进气孔.....	27
L、设计冷却缝隙.....	28
M、设计喷嘴.....	28
N、设计点火装置.....	28
结束语.....	28
第四章 研制指南	
引言.....	29
故障:	29
燃烧效率低.....	29
出口温度分布品质不佳.....	30
火焰稳定性不佳.....	30
点火性能不佳.....	31
火焰筒过热.....	31
过量冒烟和结焦.....	32
附录 试验技术	
§ A.1 引论	33
§ A.2 测试设备	33
§ A.3 无燃烧时的试验	49
§ A.4 燃烧试验	54
符号表.....	59
英制-公制换算系数	61
附表.....	64
附图.....	77
参考文献.....	99

第一章 引 论

§ 1.1 设计方法

本卷所提供的设计方法是以第一卷中评述过的资料和技术为基础的。把燃烧室的设计简化成为逐步进行运算的序列，以得出燃烧室及其组成部分的主要尺寸。可以认为，一个按这些尺寸制成的燃烧室，利用气流显示法和燃烧试验台试验，是能够调试达到预期性能的。

本设计方法的各个主要阶段用图 1 和图 2 中的方框图来说明。为了表达清晰起见，“航空”和“工业”燃烧室是分开叙述的，尽管它们的设计方法实质上是相同的。在本书中，“航空”方法用于设计所有燃烧轻油的装置，它们的基本结构符合航空方面的实践。“工业”方法可用于设计燃烧重油的装置，在这种用途中，空间利用方面的考虑可能不象压力损失的考虑那么重要。

虽然这个设计方法是由许多具有确定顺序的步骤组成的，但这种设计实质上还是一个折衷的解决方法。这意味着某一步运算的结果也许与前一步的计算结果有重大关系。于是，最佳的答案要用迭代计算来求得。此外，各步骤的顺序和它们之间的相互关系取决于现有数据资料的性质和范围。占有更广泛的数据资料，无疑将使设计方法得到改进，并将有可能要对设计步骤作某些重新安排。

§ 1.2 研制指南

研制指南采用“排除故障”的表格形式。表中列入最常见的性能缺陷，为纠正这些缺陷所可能采取的措施，以及采取这些措施对燃烧室运行的其他方面所带来的副作用。尽管这个指南主要是为了在燃烧室进行台架试验时使用的，但也可以认为，在燃烧室设计阶段，它作为各种设计修改的意义及后果的一种总结，仍是有价值的。

§ 1.3 设计的原始数据

为了应用本设计方法，必须具备下述数据资料。事实上，燃烧室的技术要求往往是不完备的，特别是当须要对一全新发动机进行设计研究的时候更是如此。

A. 空气流量

航空燃烧室在下列状态的空气质量流量应为已知：

- 1、最大推力状态，
- 2、巡航状态，
- 3、最大高度，
- 4、风车状态下再点火的最高高度，

5、起动状态。

对于非航空用燃烧室，高空状态是多余的，应知流量的状态为：

- 1、满负荷状态，
- 2、空转状态，
- 3、起动状态。

B. 温 升

在上述每一状态所要求的温升必须规定。温升决定燃油-空气比。

C. 压气机出口数据

理论上应具备压气机的全部特性。而最低限度的数据应能保证在前述工作状态下算出下列平均值：

- 1、总压和静压，
- 2、温度，
- 3、速度。

如有可能，也应确定压气机出口速度场和旋流分布。

D. 涡轮进口数据

最大许可的涡轮进口温度必须直接规定，或者以最大额定状态下的温度分布品质来表示。

E. 总 压 损 失

需要给出一个最大容许的总压损失的估计值。由于总压损失与空间限制及出口温度分布联系得非常紧密，所以在一全新的设计中，总压损失不可能预先加以规定。它将在应用设计步骤的第一部分中作为求得的折衷结果的一部分而出现。

F. 燃 烧 效 率

对于航空燃烧室，应该在最大高度和最小飞行速度状态下对燃烧效率规定一最低数值。

G. 燃料的技术要求

必须知道燃料的物理性质和化学性质。根据标准的燃料规范，这些性质通常都是现成可用的。

H. 其他技术要求

其他技术要求将随用途而异，它们包括：

- 1、燃烧室类型，
- 2、重量的限度，
- 3、空间的限度，
- 4、起动时涡轮的最大转速，
- 5、维修间隔期。

第二章 航空燃烧室的设计方法

引言

本章介绍航空燃烧室的详细设计方法。在图 1 中以框图形式表示了各主要步骤间的逻辑关系，以及他们与第一卷内容之间的联系。

当出现未曾定义的符号时，可以参阅卷末的符号表。在卷末还载有表明各术语涵义的简图。

A. 选择燃烧室类型

A1. 选择基本布局

在大多数情况下，布局的初步选择几乎是由发动机的技术要求自动确定的。但是存在着一些难于作出明确抉择的边缘情况，在这类情况下，要对不同布局进行设计的研究，并且把它们作为进行选择的基础。

管形、环形和管环形等三种燃烧室主要类型的主要优缺点在第一卷第十三章内作了详细讨论，并归纳于表 1 中。表 2 是直流式燃烧室和逆流式燃烧室的简要比较。

A2. 选择燃料喷射系统

对于液态燃料而言，实际的选择是在离心式喷嘴和预蒸发器之间进行的。这两种供油系统的主要优缺点在第一卷第四章中已作了详细讨论，并被综合在表 3 中。在大多数实例中，最好选择离心式喷嘴。本设计方法是以雾化供油系统为基础的，但在很大程度上也适用于预蒸发供油系统。

B. 确定参考面积

参考面积 A_{ref} (燃烧室机匣的横截面积) 的选择应同时满足高空燃烧性能和压力损失两个准则。根据每种准则算出 A_{ref} 值，并选取两值中的较大者。

B1. 根据燃烧室性能计算参考面积

在航空发动机中，高空燃烧性能受化学反应速率的支配。根据第一卷第五章，对于一个给定的燃料-空气比，燃烧效率 η 是相关参数 θ 的函数，此处

$$\theta = \frac{p_2^{1.75} A_{ref} D_{ref}^{0.75} \exp(T_2/b)}{\dot{m}}$$

540 x 0.556 k

燃烧效率对 θ 的曲线在图 3 中绘出，图中画阴影线的面积说明现代各型燃烧室的设计实践范围。给定的 b 值为 $540^\circ R$ ，它相当于总空气-燃料比约为 60。

A_{ref} 必须足够大，以保证在最严峻的条件下有适当的效率，这通常相应于最大高度和最低的 p_2 。这些条件一般是非设计状态，可以允许有低水平的燃烧效率（如 80% 左右）。相当于许可的最低燃烧效率的 θ 值可以从图 3 中读出。于是，利用相应于最严峻条件下的 p_2 、 T_2 和 \dot{m} 值，可由上式求出乘积 $A_{ref} D_{ref}^{0.75}$ 。采用这一方法还可以保证得到足够的火焰稳定性。

A_{ref} 和 D_{ref} 之间进一步的关系可由燃烧系统的几何形状确定。对于环形和管形燃烧室有：

$$A_{ref} = \pi D_{ref} (D_1 + D_{ref})$$

式中 D_1 是内机匣直径。

对于管形燃烧室有：

$$A_{ref} = N \frac{\pi}{4} D_{ref}^2$$

式中 N 是燃烧室的数目。在多管燃烧室中必须用试凑法来求得 N ，在这方法中可把燃烧室围绕着发动机“画出来”。

B2. 根据压力损失性能的要求计算参考面积

按第一卷第八章：

$$\frac{\Delta P_{2-3}}{p_2} = \frac{\Delta P_{2-3}}{q_{ref}} \times 0.83 \left(\frac{\dot{m} \sqrt{T_2}}{A_{ref} p_2} \right)^2$$

代入相应于设计点工作状态的 \dot{m} 、 p_2 和 T_2 值，并规定适当的 $\Delta P_{2-3}/p_2$ 和 $\Delta P_{2-3}/q_{ref}$ 值，用上述方程可以解出 A_{ref} 。表 4 对不同类型的燃烧室给出了方程中的三个项的典型数值。

B3. 选择参考面积

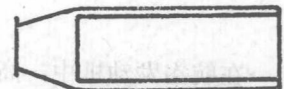
在上述步骤 B1 和 B2 中得到的两个 A_{ref} 值中，选择较大的一个。如果从步骤 B1 得出的 A_{ref} 值超过步骤 B2 的数值，则可将它直接代入步骤 B2 的方程，并可调整 $\Delta P_{2-3}/p_2$ 和 $\Delta P_{2-3}/q_{ref}$ 的量以降低总的压力损失或改善混合情况。

对于环形燃烧室，如果根据压力损失考虑所得到的 A_{ref} 值比根据燃烧室性能考虑所得到的 A_{ref} 大一倍以上，则火焰筒可以做成“双环腔”形，如下图所示，这样可以显著缩短总长度。

C. 确定火焰筒面积

火焰筒面积应尽可能做得大些；限制 A_{ref} 的主要因素是火焰筒孔的流量特性和穿透特

单环腔



双环腔



性。按照第一卷第八章的数据和讨论，火焰筒压力损失系数的最小值可给定如下：
对于平孔

$$\frac{\Delta P_{ft}}{q_{an}} \leq 2.0$$

对于翻边孔

$$\frac{\Delta P_{ft}}{q_{an}} \leq 1.5$$

于是现在可以初步估计 A_{ft}/A_{rcf} 的数值。

管形燃烧室

对于航空发动机的管形燃烧室，有代表性的 A_{ft}/A_{rcf} 值的范围为

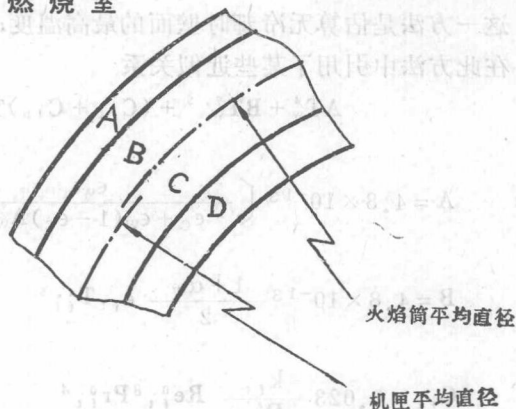
$$0.67 < \frac{A_{ft}}{A_{rcf}} < 0.75$$

在其他用途中采用稍低的数值也是容许的。

环形燃烧室

代表性的 A_{ft}/A_{rcf} 值为 0.7。
这意味着 D_{ft}/D_{rcf} 大致等于 0.7，
但是在这一关系中重要的是要把火焰筒安置在这样的位置，使相等的环形通道面积向相等的火焰筒面积供气，如简图所示。

这样，面积比 A/B 和 D/C 应相等；火焰筒平均直径应大于机匣平均直径。



管环形燃烧室

在管环形燃烧室中，比值 A_{ft}/A_{rcf} 决定于能够装配到环形机匣的火焰筒数目。所得的数值较管形和环形者为低；对于许多种布局，典型的数值约为 0.67。

有必要把火焰筒“画出来”，并用试凑法以获得具有最大空间利用率的布局。相邻火焰筒之间的间隙通常不等于火焰筒和内、外机匣壁之间的间隙。重要的是每一火焰筒与相邻火焰筒或与机匣不应靠得太紧，以免损害火焰筒上孔的流量特性和穿透特性。建议的下限值为：

$$\text{与机匣的间隙} \leq 0.025D_{ft}$$

$$\text{相邻火焰筒之间的间隙} \leq 0.05D_{ft}$$

D. 估算冷却空气需要量

王平干 校

原则上，确定冷却火焰筒所必需的空气量要涉及到薄膜冷却的理论和数据，这时要应用以火焰筒内流动的详尽知识为基础而计算出来的壁面温度。这种方法将在下一设计阶段提出，它必然涉及到冷却空气和燃烧空气之间一定量的迭代计算。然而，在目前阶段，能够做到的最好情况，要么是直接估算冷却空气量，要么是按以理想模型计算的无冷却壁的温度为基础作出另一种估算。这是在向火焰筒各区分配剩余空气之先就可以立即做到的。

直接估算

图4是空气用于冷却的部分对压气机压力比的图线。图中的数值对航空燃烧室的现有设计是有代表性的。航空燃烧室最严峻的工况相应于在海平面飞行和最大飞行速度的工况，这时速度冲压效应可使燃烧室压力提高0.5到1倍。这一点已在图4中得到考虑，所以对于航空燃烧室可以直接从图读出 \dot{m}_{cf}/\dot{m} 。对于不存在由于冲压效应而提高压力的应用场合，在相同的额定压力比下，冷却空气占稍低的比例就足够了。

基于理想化模型的另一种估算法

无冷却时的壁温计算

这一方法是估算无冷却时壁面的最高温度；其它的热计算已在第一卷第十章中讨论过了。在此方法中引用了某些近似关系

$$AT_w^4 + BT_w^{2.5} + (C_{ft} + C_{an})T_w = D$$

式中 $A = 4.8 \times 10^{-13} \left(\frac{\epsilon_w \epsilon_c}{\epsilon_c + \epsilon_w(1 - \epsilon_c)} A_w / A_c \right)$

$$B = 4.8 \times 10^{-13} \frac{1 + \alpha_w}{2} \epsilon_{ft} T_{ft}^{1.5}$$

$$C_{ft} = 0.023 \frac{k_{ft}}{D'_{ft}} Re_{ft}^{0.8} Pr_{ft}^{0.4}$$

$$C_{an} = 0.020 \frac{k_{an}}{D'_{an}} Re_{an}^{0.8} Pr_{an}^{0.33} \left(\frac{D_{ref}}{D_{ft}} \right)^{0.5} \text{ (管形燃烧室)}$$

$$C_{an} = 0.020 \frac{k_{an}}{D'_{an}} Re_{an}^{0.8} Pr_{an}^{0.33} \text{ (环形和管环形燃烧室)}$$

在规定或算出系数 A, B, C_{ft}, C_{an} 和 D 后, T_w 可由热平衡方程用数值解或图解得出。

注意: D'_{ft} 是火焰筒的水力学直径。对于管形和管环形燃烧室, D'_{ft} = D_{ft}; 对于环形燃烧室, D'_{ft} = 2D_{ft}。

这一计算是以最大进口压力 p₂ 和温度 T₂ 为计算依据的。可以假设 T_{an} ≈ T₂。燃气

温度可根据主燃区内燃烧效率为 80% 的假设来估算:

$$T_{ft} = T_2 + 0.80 \Delta T$$

式中最大燃烧温升 ΔT , 可利用规定的 p_2 、 T_2 和化学计量恰当的燃油-空气比, 根据图 5 到图 8 的温升曲线得出。对于低热值为 18540 英热单位/磅质的燃料, 可以直接利用这些曲线; 图 9 对其它热值的燃料给出一修正曲线。

燃烧室的总体尺寸已在步骤 B 和 C 中确定, 给出了 A_{rcf} , A_{ft} , D_{rcf} 和 D_{ft} 的数值; 而对于管环形燃烧室, 则给出了火焰筒数目 N , 燃烧室机匣的内、外直径 D_i 和 D_o 。对于各型燃烧室:

$$D'_{an} = \frac{4 \times \text{环腔横截面积 } A_{an}}{\text{润湿的周长}}$$

对管形燃烧室:

$$A_w/A_c = D_{ft}/D_{rcf}$$

对环形燃烧室:

$$A_w/A_c \approx 1$$

对管环形燃烧室:

$$A_w/A_c = ND_{ft}/(D_o + D_i)$$

在计算精度范围以内, 普朗特数可假设为定值: $Pr_{ft} \approx Pr_{an} \approx 0.7$ 。

为了计及回流流动, Re_{ft} 应按主燃区总空气量的流速来计算, 这主燃区总空气量只流过整个火焰筒横截面的一部分。对于中等强度的回流流动, 火焰筒横截面中这部分的合理分数为 0.4, 于是

$$Re_{ft} = \frac{D_{ft}}{\mu_{ft}} \frac{\dot{m}_p}{0.4 A_{ft}}$$

环腔雷诺数按水力直径计算:

$$Re_{an} = \frac{D'_{an}}{\mu_{an}} \frac{\dot{m}_{an}}{A_{an}}$$

对于主燃区内为化学计量恰当的燃烧:

$$\dot{m}_p = \dot{m} \frac{Z_{st}}{Z}$$

对于直流式燃烧室, 环腔流量为总流量与旋流器流量之差 (见步骤 E2)。可用平均值计算:

$$\dot{m}_{an} = \dot{m} - \dot{m}_{sw} \approx \dot{m} - 0.3 \dot{m}_p$$

气体性质 μ_{ft} , μ_{an} , k_{ft} 和 k_{an} 可在标准参考书中查到, 它们应取决于 p_2 和 T_{ft} 或 T_{an} ($T_{an} \approx T_2$)。为了考虑到燃气的温度场, 在计算对流换热项时 (第一卷第十章), 可以采用修正的火焰筒温度 T_{ft}'

$$T_{ft}' - T_w = 0.85 (T_{ft} - T_w)$$

若无此项修正, 计算出的温度将会稍高一些。

火焰筒和机匣的辐射性质随温度和材料类型而变。当缺乏精确数据时, 可以使用下列估

计值:

$$\epsilon_w = \alpha_w = 0.85$$

$$\epsilon_c = 0.80$$

对于蒸馏燃料在较低发光率下燃烧的情况,燃气的发射率可估算如下:

$$\epsilon_{f,t} = 1 - \exp \left[-3.9 \times 10^4 \Lambda p_2 \left(\frac{l_b}{Z_{f,t}} \right)^{0.5} T_{f,t}^{-1.5} \right]$$

式中 p_2 的单位是大气压。

l_b 为主燃区内光束路程的平均长度,对管形和管环形燃烧室 $l_b \approx 0.6D_{f,t}$; 对环形燃烧室 $l_b \approx 1.2D_{f,t}$ 。

Λ 为发光因数,对煤油: $\Lambda = 1.70$; 对其他燃料: $\Lambda \approx \exp \left(\frac{C/H - 4.4}{2.3} \right)$ 。

确定冷却空气的比例

在上一步中求得的 T_w 值必须与对使用中的燃烧室所进行的类似计算结果相比较,这些使用中的燃烧室是指最佳冷却空气量已经在研制过程中达到了的燃烧室。积累了大量的数据以后,就能够以某种精度来确定 $\dot{m}_{c,i}/\dot{m}$ 。

E. 确定空气流量的分配比例

E1. 确定进入燃烧区的空气流量

分配给燃烧区的总空气量的比例可以通过把相应于发动机最大额定工作条件的 T_2 、 T_3 值插入到图 10 并直接读出 \dot{m}_c/\dot{m} 的方法求得。图 10 是根据图 5 至图 9 对燃烧区末端平均温度为 $3250^\circ R$ 时绘成的。在大多数情况下, $3250^\circ R$ 这一数值约为最佳值; 对于不同的 T_c 值,燃烧区的燃料-空气比应直接从温升曲线(图 5 至图 9)中得出(见第一卷第八章)。

E2. 规定进入主燃区的空气流量

进入主燃区的空气比例取决于空气-燃料比 Z :

$$\frac{\dot{m}_p}{\dot{m}} = \frac{Z_p}{Z}$$

主燃区燃料-空气比 $1/Z_p$ 对燃烧室性能的影响归纳在表 5 中,该表可作为一种指南来利用。航空发动机流行的做法是在主燃区内燃烧化学计量恰当的或富油的混气; 建议在巡航状态下燃烧化学计量恰当的混气。在辅助发动机或机动用发动机中,主燃区采用贫油混气或许是更可取的。

空气是流过旋流器、冷却缝隙或头部孔及二次孔进入主燃区的,因此:

$$\frac{\dot{m}_p}{\dot{m}} = \frac{\dot{m}_{s,w}}{\dot{m}_p} \frac{\dot{m}_p}{\dot{m}} + \frac{\dot{m}_{c,f,p}}{\dot{m}_{c,f}} \frac{\dot{m}_{c,f,p}}{\dot{m}} + \frac{\dot{m}_{s,y,p}}{\dot{m}_{s,y}} \frac{\dot{m}_{s,y,p}}{\dot{m}}$$

典型地,流过旋流器的空气占主燃区空气的 20~40%。因此, $\dot{m}_{s,w}/\dot{m}_p$ 值就在这一范围

冷却空气
→ 燃烧室冷却孔

内选取。冷却空气的总流量 \dot{m}_{cf}/\dot{m} 已在步骤 D 得出； $\dot{m}_{cf,p}/\dot{m}_{cf}$ 的代表性数值约为 0.3。为着设计的目的，可假设进入主燃区的全部空气都参预燃烧。

一旦旋流器空气和冷却空气的比例已经规定，作为差额的 $(\dot{m}_{s,y,p}/\dot{m}_{s,y})(\dot{m}_{s,y}/\dot{m})$ 值即可求得。它只代表流经二次孔的一部分空气，其余的则流入中间区。流入主燃区的比例 $\dot{m}_{s,y,p}/\dot{m}_{s,y}$ 取决于二次空气射流的数目和位置（第一卷第八章）。为着设计的目的， $\dot{m}_{s,y,p}/\dot{m}_{s,y}$ 的数值在 0.4~0.5 范围内规定；其中较大的值适用于环形通道中流速相当低的管形燃烧室，而较低的值则适用于较高环腔流速的燃烧室类型。根据 $\dot{m}_{s,y,p}/\dot{m}_{s,y}$ 和 $(\dot{m}_{s,y,p}/\dot{m}_{s,y})(\dot{m}_{s,y}/\dot{m})$ 的数据，即可算出流过二次孔的总空气量。

E3. 确定进入中间区的空气流量

进入中间区的空气流量是燃烧空气流量和主燃区空气流量之差：

$$\frac{\dot{m}_i}{\dot{m}} = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}} - \frac{\dot{m}_p}{\dot{m}}$$

空气是经过二次孔、中间孔和冷却缝隙进入中间区的，因此：

$$\frac{\dot{m}_i}{\dot{m}} = \left(1 - \frac{\dot{m}_{s,y,p}}{\dot{m}_{s,y}}\right) \frac{\dot{m}_{s,y}}{\dot{m}} + \frac{\dot{m}_{ih}}{\dot{m}} + \alpha_i \frac{\dot{m}_{cf,i}}{\dot{m}_{cf}} \frac{\dot{m}_{cf}}{\dot{m}}$$

式中 α_i 是进入中间区的冷却空气中参预燃烧的分数。

二次空气项 $(1 - \dot{m}_{s,y,p}/\dot{m}_{s,y})(\dot{m}_{s,y}/\dot{m})$ 在前一步骤中通过为主燃区所规定的数值就自然地确定了。

在步骤 D 中所规定的冷却空气总量的一个份额 $\dot{m}_{cf,i}/\dot{m}_{cf}$ 是流进中间区的部分，它的数值随燃烧室不同可有显著变化。必须记住，如果主燃区在富油状态下工作，例如航空燃烧室在起飞时的状态，最高燃气温度将出现在中间区内。分配给 $\dot{m}_{cf,i}/\dot{m}_{cf}$ 的数值应在 0.3~0.5 范围内。可以假设约 75% 的冷却空气是参预燃烧的，因此 α_i 给定为 0.75。

经中间孔供入的空气 \dot{m}_{ih} 应补充差额使 \dot{m}_i 平衡。

E4. 确定进入冲淡区的空气流

进入冲淡区的空气流量是总空气量在满足了主燃空气、中间空气和冷却空气等要求之后的余额。冲淡区空气是经过冲淡孔和冷却缝隙流入的。总空气量中经冲淡孔进入的份额 \dot{m}_{dil}/\dot{m} 由下式给出：

$$\frac{\dot{m}_{dil}}{\dot{m}} = 1 - \frac{\dot{m}_{sw}}{\dot{m}} - \frac{\dot{m}_{s,y}}{\dot{m}} - \frac{\dot{m}_{ih}}{\dot{m}} - \frac{\dot{m}_{cf}}{\dot{m}}$$

进入冲淡区的冷却空气份额 $\dot{m}_{cf,dil}/\dot{m}_{cf}$ 为：

$$\frac{\dot{m}_{cf,dil}}{\dot{m}_{cf}} = 1 - \frac{\dot{m}_{cf,p}}{\dot{m}_{cf}} - \frac{\dot{m}_{cf,i}}{\dot{m}_{cf}}$$

E5. 把空气流量分配比例制成表格

由上述程序得出的空气流量分配比例可方便地制成表格以供随后参阅。一种适宜的表格形式概要地表示如下页。

F. 设计扩压器

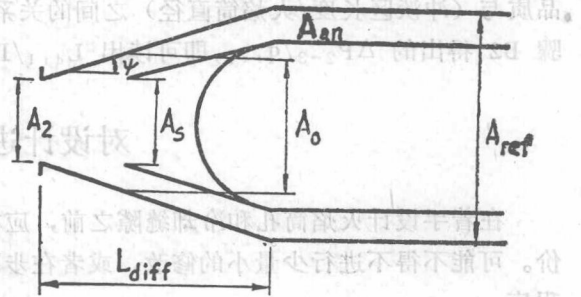
F1. 选择扩压器型式

在大多数应用中，由于空间不足而不采用简单扩压器。必须在火焰筒上装一个猪鼻形进气罩，或者必须使火焰筒头部伸入扩压器，然后使扩压器围绕着它的头部适当地流线型化。

F2. 确定扩压器和猪鼻形进气罩尺寸

设计的准则是在通向环腔的流路中，气流的减速不应大到引起分离。扩压器的布局表示在右面的简图中。

具有主要意义的扩张比是 A_{an}/A_2 。在大多数场合，此值约为 1.5~2.0。 A_{an} 作为参考面积与火焰筒面积的差值已在步骤 C 中予以确定。



必须给定 ψ 的数值。根据在第一卷第九章中论及的扩压器数据，建议在有猪鼻形进气罩的情况下可取 ψ 值为 30° 左右。猪鼻罩的壁尽可能做得与扩压器壁相平行；环腔空气只在平行部分内减速，转角处的转弯要用等流通面积来实现。猪鼻形罩的入口应很好地修圆，要把它安放在能获得所要求的空气分配的地方。对于均匀的压气机出口速度场：

$$\frac{A_s}{A_0} \approx \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}} \frac{1}{C_{d,s}}$$

式中 $C_{d,s}$ = 猪鼻形罩入口的流量系数

≈ 1.0 (唇部无分离的情况)

$\dot{m}_s = \dot{m}_{s,w} + \text{经头部进入的冷却空气}$

$$= \dot{m}_{s,w} + \dot{m}_{c,f,p}$$

为了减少压力损失，希望在猪鼻形罩入口的上游有一定程度 (大约 20%) 的扩张。上述两方面的考虑都涉及到扩张角，要把它调整一直到获得满意的布局为止，然后可以估算 L_{diff} 。

F3. 确定扩压器总压损失

对于适当的面积比，在图 11 和 12 中根据 ψ 值读出 λ_{diff} 值，这样即可求出猪鼻形扩压器环形通道内的总压损失。

于是，以参考动压为基准的扩压器压力损失系数可按下列式算出：

$$\frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}} = \lambda_{diff} \left(\frac{A_{ref}}{A_2} \right)^2 \left[1 - \left(\frac{A_2}{A_{an}} \right)^2 \right]$$

关于简单开口扩压器的补充数据在图 13 中给出。这些数据可用来估算开口扩散通道（如果采用的话）的压力损失。

G. 确定火焰筒各区的长度

主燃区的最佳长度为（见第一卷第八章）：

$$L_p = 0.5D_{ft}$$

中间区的长度根据在最不利状态下为了完全燃烧所需要的时间来确定。有代表性的数值是：

$$L_i = \frac{5}{8}D_{ft}$$

冲淡区的长度从图 14 获得，在图中针对不同的总的压力损失系数，绘出温度横向分布品质与（冲淡区长度/火焰筒直径）之间的关系。根据希望有的横向（分布）品质，利用在步骤 B2 得出的 $\Delta P_{2-3}/q_{r,ef}$ ，即可读出 L_{dil}/D_{ft} 值。

对设计进行评价

在着手设计火焰筒孔和冷却缝隙之前，应根据原始技术要求对燃烧室的总体布局进行评价。可能不得不进行少量小的修改，或者在步骤 A 中选用另一种燃烧室布局，并重复以上程序。

H. 确定流动状态

H1. 计算参考值

参考速度和参考动压计算如下：

$$\bar{U}_{ref} = \frac{\dot{m}RT_2}{A_{ref}P_2}$$

$$q_{r,ef} = \frac{R}{2g_0} \frac{\dot{m}^2 T_2}{A_{ref}^2 P_2}$$

H2. 确定火焰筒内各截面的流动状态

火焰筒内的质量流量 \dot{m}_{ft} 是在每一孔排的前沿截面上估算的。根据步骤 E 所得数据，直流燃烧室的主要量值为：

$$\text{二次孔上游的流量: } \dot{m}_p - \dot{m}_{s,y,p}$$

$$\text{中间孔上游的流量: } \dot{m}_p + (1 - \dot{m}_{s,y,p}/\dot{m}_{s,y}) \dot{m}_{s,y} + 0.5\dot{m}_{c,fi}$$

$$\text{冲淡孔上游的流量: } \dot{m}_c + (1 - \alpha_i) \dot{m}_{c,fi}$$

火焰筒任一截面上的气体平均温度，可以在图 5 到图 8 的温升曲线中，根据 T_2 ， P_2 ，和燃料-空气比的适当数值求得，并利用图 9 来修正燃料低热值不等于 18540 英热单位/磅