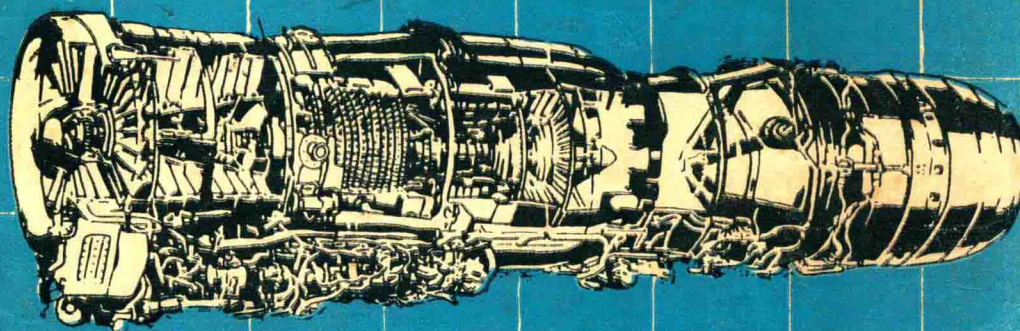


斯贝 MK 202 发动机

设计、试验资料选编

第二分册

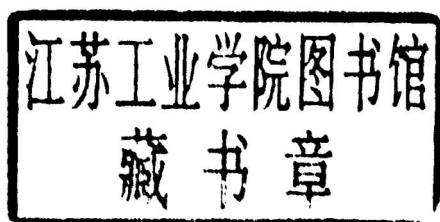


国营红旗机械厂

斯贝 MK202 发动机
设计、试验报告选编

第二分册

(内部发行)



国营红旗机械厂

1982.9 西安

出版说明

根据斯贝 MK202 发动机（即涡扇 9 型发动机）技术引进专利合同规定，英国罗尔斯·罗伊斯公司提供了斯贝 MK202 发动机原始设计计算报告和发展试验报告 132 份。内容涉及到该发动机的压气机、燃烧室、涡轮、混合器和加力燃烧室的气动热力设计和发展试验；涡轮叶片的冷却设计和试验；燃油调节系统、防冰系统、冷却系统、供气系统、润滑系统和防喘机构的技术设计；机匣、轴、盘、叶片和安装节的应力分析；齿轮和轴承的设计思想；发动机的起动性能和持久试车过程等方面。比较系统地介绍了斯贝 MK202 发动机的设计思想、设计方法及改进发展过程。

从国外引进一套比较完整的涡扇发动机设计资料在我国还是第一次。一九七六年这批资料一到厂，三机部六院就组织部属有关工厂、设计研究所、高等院校以反设计的形式进行学习消化，从中学到不少有用的设计方法。有些资料对我国新机研制确实有一定的参考价值。

为便于斯贝设计技术的推广，一九八一年初部领导指定吴大观同志具体负责这批资料的评定出版工作。同年二月召集了有三机部六院参加的部属部分工厂、设计研究所和高等院校参加的斯贝发动机设计、试验资料出版审定会。在这次会上对 132 份报告逐一进行了评定，并分成以下四类：

- （一）对我国航空发动机新机研制有参考价值的；
- （二）对斯贝 MK202 发动机本身改型发展有参考价值的；
- （三）对我国工业燃气轮机、舰船用燃气轮机设计发展有参考价值的；
- （四）内容陈旧一般，参考价值不大的。

在分类的基础上，从中选出第（一）类资料的全部共 26 份，第（二）和第（三）类资料中的 20 份，总计 46 份报告作为选编出版。审定会还建议出版罗尔斯·罗伊斯公司在英国培训我国技术人员编写的讲义“斯贝 MK202 发动机技术设计（EGD-6）”和“斯贝 MK202 发动机应力分析（EGD-7）”。

虽然本选编所选报告只有 46 份，但内容还是比较全面的，基本上保留了各类报告的精华。我们希望本选编和已出版的“EGD-3”、“EGD-6”和“EGD-7”对从事燃气轮机研究、设计、制造和教学的同志能有所帮助，使斯贝技术在促进我国燃气轮机工业的发展中发挥应有的作用。

本选编分三册出版，第一分册为压气机和涡轮部件的设计和发展；第二分册为主燃烧室、加力燃烧室、燃油调节系统、喷口控制系统和防喘机构的设计和发展；第三分册为盘、轴、机匣安装节、齿轮和轴承的应力分析以及滑油系统和起动系统的技术设计。

参加第二分册译校工作的有：

六二四所 李健民、汤瑞新、董正林、赵清杰、张卯喜、江义军、张敦煜、赵成盛、陈志杰、刘大伟、荣慰钧、轩葆华、徐菊珍、徐镇勇、范作民、梁钧襄

北京航空学院 杨茂林、刘高恩、李象益、顾善健、陈能坤、赵其寿、王华芳、吴寿生、
曹明华

一一三厂 曹立旦、邓国铭、傅森、徐杏艳、张秀英、周庆泰

第二分册译稿汇集到红旗机械厂后，由出版组王智忠同志进行了通校，最后由吴大观同志审阅定稿。

欢迎读者对本书译校不当之处批评指正。

斯贝设计、试验资料出版组

1982.9

第二分册目录

1.	CRR 12086	斯贝 MK202 燃烧室的气动热力设计	(1)
2.	CRR 12087	斯贝 MK202 燃油喷嘴设计	(9)
3.	CRR 12091	斯贝 MK202 定型燃烧系统的性能	(58)
4.	CRR 12078	斯贝 MK202 加力系统的发展	(64)
	CRR 12019	斯贝 MK202 加力燃烧平稳性的研究	(77)
	CRR 86020	斯贝 MK202 加力系统在高空试车台进行的加力点火试验 (催化点火器安装在加力燃烧室中心)	(85)
	DTR 86052	在 41/15 号发动机上进行的加力点火及熄火试验的结果, 关于下一 步试验的建议	(96)
	DTR 86055	带 H366T 加力燃烧室的 20003 号发动机在高空试车台上进行的加 力点火和熄火试验的总结	(97)
	PTR 12257	H346 号加力燃烧室装在高空试车台上的斯贝 MK202 发动机模拟 器上进行的试验结果及讨论	(107)
	PTR 12169	用斯贝 MK202 模拟器在高空台上进行的不加力状态高、低工作 线校准试验的结果及讨论	(114)
	PTR 12571	斯贝 MK202 第 20003/7 号发动机的高空试车台试验——确定现 行生产型加力系统的标准	(128)
	CRR 12043	斯贝 MK202 加力燃烧室中心安装的催化点火器点火试验	(152)
5.	CRR 12079	斯贝 MK202 加力燃烧室设计方法述评	(166)
6.	CRR 12080	斯贝 MK202 金氏燃烧效率关系的推导	(204)
7.	CRR 12081	斯贝 MK202 加力催化点火系统的设计	(207)
8.	CRR 12082	斯贝 MK202 加力燃烧室隔热屏的设计	(216)
9.	CRR 12083	斯贝 MK202 加力燃油输油圈的设计	(233)
10.	CRR 12084	斯贝 MK202 加力蒸发式稳定器的发展	(246)
11.	CRR 12051	斯贝 MK202 混合器的发展	(255)
12.	TDR 7787A	斯贝 MK202 燃油控制系统——高压燃油泵设计资料	(261)
	TDR 784	斯贝 MK202 最大燃油量的估算	(275)
	TDR 3934	斯贝 MK202 高压燃油泵输出压力的确定	(278)
	TDR 3954	斯贝 MK202 高压速度清洗过滤器和高压燃油泵的流量要求	(279)
	TDR 4167	斯贝 MK202 加力加速控制系统利用发动机主泵流量的说明	(282)
	TDR 7357	斯贝 MK202 估算伺服压降——为了改善 AVCAT 燃油再点火 能力, 建议重新设计高压泵伺服活塞	(283)
13.	TDR 7787 B	斯贝 MK202 燃油控制系统——CASC 设计资料	(285)

TDR 796	斯贝 MK202	飞行慢车转度的估算	(302)
TDR 797	斯贝 MK202	建议的 N_H-T_1 和 T_6-T_1 控制	(311)
TDR 3918	斯贝 MK202	净推力与发动机控制输入角之间的关系	(313)
TDR 4121	斯贝 MK202	估算发动机慢车转速的方法	(315)
TDR 4181	斯贝 MK202	在几种飞行状态下高压转速调节器的漂移	(321)
TDR 4184	斯贝 MK202	首次飞行用发动机慢车状态的估算	(321)
TDR 7005	斯贝 MK202	凸轮箱输入杆的滞后	(323)
TDR 7799	斯贝 MK202	估算 P_3 限制器失灵造成的高压压气机最大出口压力	(327)
附录一	CASC 系统 理论		(331)
附录二	最初提出的 CASC 计算的举例		(333)
14. TDR 7787 C	斯贝 MK202 燃油控制系统——最高温度限制器、低压轴转速限制器及其他项目		(339)
TDR 7754	斯贝 MK202	相对于主喷嘴燃油流量的付喷嘴燃油流量特性	(348)
15. TDR 7778	斯贝 MK202 加速控制装置溢流活门的采用		(351)
16. TDR 7782	斯贝 MK202 压比调节器的二、三锥度针阀		(353)
FDR 10311	快速加力加速情况下双功能 P_3/P_0 针阀的作用		(355)
17. TDR 7788	斯贝 MK202 加力燃油控制系统		(359)
TDR 770	斯贝 MK202	加力燃油控制系统的设计要求	(366)
18. TDR 7789	斯贝 MK202 压比调节器和喷口调节系统		(375)
TDR 779	斯贝 MK202	加力喷口调节系统伺服针阀型面的确定及加力响应特性的估算	(381)
TDR 4159	斯贝 MK202	减少喷口调节系统滑油箱增压用的第 7 级空气	(393)
TDR 7107	斯贝 MK202	向前加速时发动机性能的补偿	(395)
19. TDR 7791	斯贝 MK202 进口导流叶片及放气活门控制系统		(401)
TDR 2633	斯贝 MK202	用于一种双涵发动机的进口导流叶片和放气活门控制系统的原理	(403)
TDR 2638	斯贝 MK202	用于一种双涵发动机的进口导流叶片计划控制的原理	(407)
TDR 2664	斯贝 MK202	用于一种双涵发动机的 T_1 热电偶的要求及引射器设计原理	(413)
TDR 3990	斯贝 MK202	T_1 热电偶和引射器系统性能的临时说明	(418)
TDR 4115	斯贝 MK202	T_1 热电偶和进口导流叶片系统的误差	(420)
TDR 4147	斯贝 MK202	进口温度 (T_1) 容许变化率的估算	(421)
TDR 4164	斯贝 MK202	防止高压压气机喘振的进口温度变化率极限值的估算	(425)

斯贝 MK202 发动机燃烧室气动热力设计

1976.9.20 第1版

1. 引 言

参考文献[1]给出了 MK202 燃烧室的性能要求。本报告说明了在环管燃烧室的设计中为满足这些要求使用的方法。

MK202 的设计基本上以民用斯贝的设计为基础。而后者最初是以当时已有的发动机设计为基础的。在进行了最初的设计以后,又积累了经验,在必要的地方修正了设计方法。本报告给出了这些方法,现在在开始一个新的设计时就可以用这些方法,而不再用开始设计斯贝时所用的方法了。

2. 燃烧室的概况

燃烧室有一定数量的圆形火焰筒,每个火焰筒上在前端(上游)安装着一个进气口(即通常所说的猪鼻进气口)和燃油喷嘴,在后部有燃气导管把高温燃气导入涡轮。火焰筒被固定在由内外机匣所构成的环形腔道中。为了点火,火焰筒之间装有联焰管,它可使火焰从两个装有点火电嘴的火焰筒进行传播。

在气流进入火焰筒的进气孔之前,从压气机流出的气流速度必须大大降低。这种扩压过程的控制,对燃烧室的成功工作是非常重要的。

燃烧室的空间(火焰筒和燃气导管所包括的容积)可分为三个区(见图1)。

(i) 第一区或回流区:在这区内,燃油以雾化良好的油锥喷入,用部分高温燃气连续回流来稳定火焰。高温燃气由火焰筒的较后部位回流至油雾中。本区的范围是从火焰筒的前部到二次孔的后边。

(ii) 中间区或第二区:在大多数情况下,在本区要完成燃烧反应。本区之前进入的空气量,取决于本区需要保证的低于某一极限值的平均油气比,这将在第4.1节中加以说明。

对于斯贝的情况,除了从第一区进入的空气以外,进入本区的空气都是从壁面冷却孔进来的。

(iii) 掺混区或第三区: 剩余的空气供入本区,它应满足参考文献[1]第4.6节中所规定的燃气导管出口处温度分布的要求。

在二次孔截面处,通过内机匣引出压气机排出空气量的5.5%来冷却涡轮。而从燃气导管后部引出3.8%的空气来冷却涡轮导向叶片。

3. 燃烧室火焰筒的尺寸:

环管燃烧室的设计必须满足下列要求:

3.1 第一区的容积必须足够大,以便有一个足够的空中再起点火范围(参考文献[1]的第4.1节)。

3.2 火焰筒的长深比必须足够大,以保证燃气导管出口平面之前油气能充分掺混。

3.3 火焰筒和燃气导管所包括的总容积必须足够大,以避免空中再起后加速到慢车状态时发动机所需要的温升受到限制。

3.4 为了减少流动干扰,火焰筒必须尽可能安排在压气机出口平均半径处。

3.5 当装配在发动上时,火焰筒之间必须有适当的间隔。还须考虑下列因素:

3.5.1 火焰筒冷却空气的流通面积。

3.5.2 联焰管的长度必须最短。

3.6 燃烧室应尽可能短,以减轻重量和减少火焰筒所需的冷却空气量(这对控制火焰筒出口截面的温度分布是很重要的)。

3.7 为满足上述要求,火焰筒的个数和尺寸匹配如下:

3.7.1 第一区的结构是仿照具有良好的再点火性能的早期设计确定的。后者所具有的点火范围和新设计的要求相同,或许还要稍好些。尺寸换算方法的根据如下:

(a) 在燃油雾化特性相似的条件下,当进口压力和温度不变时,燃烧室的点火性能与第一区的容积(V)成比例,而与第一区的进气量(M_P)成反比。

(b) 在任何飞行速度和高度下,当发动机熄火时(风车状态),燃烧室进口的压力和温度实际上是不变的,而与发动机的类型无关。于是,通过火焰筒的总空气量(M)与“高压涡轮导向叶片的有效喉道面积(A_T)”成比例。

A_T 的定义为“在设计状态或起飞状态燃气导管出口流动发生堵塞的面积(马赫数=1.0)”。

(c) 对一个火焰筒来说,第一区的容积与火焰筒直径(D)的三次方(D^3)成正比。因此,第一区的总容积与 ND^3 成比例。这里 N 是火焰筒的个数。

(d) 进入第一区的流量比例 M_P/M ,根据最富油工作状态得出(参看4.1节)。

如上所述可以看出,当点火性能不变时, $V \propto ND^3 \propto M_P \propto \left(\frac{M_P}{M} \times M\right) \propto \frac{M_P}{M} \cdot A_T$

对于MK202, $A_T = 41.8$ 英寸², $\frac{M_P}{M} = 37.5\%$ 。

在这个基础上对早期的设计进行换算,为满足33500英尺高度下再起动的要求所需要的 ND^3 数值为1400英寸³。

3.7.2 火焰筒的个数

为满足3.5.1和3.5.2节中的要求,火焰筒装进发动机时,火焰筒之间的最小距离确定为0.27英寸。于是火焰筒内径(D)之间的距离为0.57英寸。当沿压气机出口平均半径为9.67英寸排列火焰筒时,按下述近似公式可以求得其个数为

$$N = \frac{9.67 \times 2\pi}{D + 0.57}$$

再考虑到 ND^3 的要求(=1400英寸³),得到火焰筒的数目为10.8,这个数整数化为

10. 为使火焰筒之间的距离仍然不变, 火焰筒中心线的半径减小为 9.35 英寸。

3.7.3 燃烧长度

一旦第一区的火焰筒直径确定之后, 按照以前多种燃烧室适用的长/径比, 可以求出燃烧长度 (从燃油喷射平面起, 到燃气导管出口止)。斯贝的长/径比为 2.66, 和许多其它的设计相比, 它显得很短, 但已证明是很令人满意的。

3.7.4 总的燃烧容积

尽管燃烧容积 (即火焰筒和燃气导管所包括的容积) 实际上由第一区尺寸和燃烧长度所决定, 但是也应该考虑燃烧室能否适应高空再启动的要求。

仅当高空低速 (马赫数低于 0.6) 条件下进行再启动时, 此燃烧容积才显得重要。在这些条件下, 可能出现这种情况: 燃烧室被点着, 但发动机不能加速到慢车转速。这种情况是由于燃烧效率太低, 对任何一种燃烧室, 当进口压力和温度很低时, 都能产生这种现象。当高度增加时, 压力和温度变得很低, 燃烧效率也变得很低 (典型数值为 10%), 以致于燃烧室中的温升最终变得不足以使发动机加速, 不管这时喷入多少燃料也没用。

改善燃烧效率的一个办法, 是加大燃烧容积。这样将提高产生“加速失灵”的高度。在斯贝发动机上没有出现过这个问题。但是为了能在 28,500 英尺的高度上进行冷态再点火, 不希望把斯贝上确定的换算燃烧容积再减小。斯贝的换算容积是同时考虑点火性能和长/深比确定的, 即最小比值为

$$\frac{\text{燃烧容积}}{A_T} = \frac{2540 \text{ 英寸}^3}{41.8 \text{ 英寸}^2} = 60.7 \text{ 英寸}$$

3.7.5 机匣尺寸

火焰筒尺寸和排列半径 (译者注: Pitch radius 即火焰筒中心线离发动机中心线的距离) 确定以后, 内外机匣直径确定如下:

(a) 外机匣的内径定为 24.56 英寸, 与火焰筒之间的间隙——最小的实际尺寸为 0.2 英寸。

(b) 内机匣最初是这样安排的: 使火焰筒内半部分的空气流进面积 (供气面积) 与火焰筒开孔面积之比等于火焰筒外半部分的该比值。在研制期间, 改变了火焰筒的开孔尺寸, 这一比值已不再相等了。但是, 这一点并不是很重要的。

内机匣直径为 12.02 英寸, 与火焰筒之间的间隙为 0.6 英寸。

4. 流量分配

进入燃烧室的空气流量分配情况如图 2 所示, 选择这种分配方式的理由如下:

4.1 第一区

此区延伸至二次空气孔的后部 (见图 1)。总的流量是这样的, 使在最富油的稳定燃烧情况下该区出口的平均油气比为 0.057。这一混气浓度确保供给足够的氧, 以使得在中间区内完成燃烧, 同时使幅射到火焰筒壁上的热流不致于过大。在这种情况下, 进入到第一区的总流量为燃烧室流量的 37.5%。

涡流器空气、二次空气及冷却空气之间的流量分配, 主要是根据早期的经验得出的。虽然希望用大部分的空气去冷却火焰筒的头部, 然而这一比例必须兼顾壁面温度和燃烧效率。因为冷却空气量过多能严重地影响燃烧效率。

4.2 中间区

在第二节中已经说明, 仅有冷却空气进入火焰筒的这一区内, 所需要的空气量仍然是根据早期的经验和后来在燃烧试验器上进行的调试确定的。向壁面传热的机理过于复杂, 以致于在设计阶段不能进行可靠的分析, 虽然在轻度外推的条件下也可以用分析方法来计算壁温。这种方法的说明在附录 1 中给出。

4.3 掺混区

掺混区首先要考虑的是良好的壁面冷却。其余的空气就可以引入掺混孔。掺混孔的尺寸及布置在 7.3 节中讨论。

5. 压降的选取

尽管气流通过燃烧室产生的压降对发动机的性能没有重大的影响, 但是显然要使它保持最小。对燃烧室的一个重要要求, 是能够适应压气机出口的基本总压分布, 以及使得在发动机工作期间该总压分布的变化所引起的燃烧室性能的改变为最小。由于这一原因, 通常把压力损失与压气机出口的动压头 (平均总压与静压之差) 联系起来。在这种情况下, 通过燃烧室的总损失等于按压气机出口面积为 74.7 平方英寸计算的一个动压头。

这一损失可分为四个部分:

- (a) 压气机出口到进气口前端之间的损失。
- (b) 由进气口前端到火焰筒之间的损失。
- (c) 沿火焰筒的压降。
- (d) 由于加热引起的基本损失 (为通过燃烧室的温度比 $T_{\text{出口}}/T_{\text{进口}}$ 的函数)。

四个压降的近似值为:

- (a) 0.13 速度头。
- (b) 0.13 速度头。
- (c) 0.67 速度头。
- (d) 0.07 速度头, 当 $T_{\text{出口}}/T_{\text{进口}} = 2.0$ 时。

6. 扩压器设计

压气机出口的空气在进入火焰筒之前, 一定要减速, 其理由如下:

- (1) 接近孔的气流速度愈高, 其流量系数就愈低。这就要求增大开孔面积。
- (2) 火焰筒和机匣之间气流速度很高, 就要求一个很小的空气间隙, 这是不现实的。
- (3) 当通道形状改变或遇到障碍物 (燃油导管、点火器、联焰管) 时, 将产生大的压降和严重的流动干扰。

在环管形燃烧室设计中, 要控制这一扩压过程是困难的。通道的进口是环形的, 但是到下游, 大量的空气将流进圆形火焰筒与环形机匣之间的空间内。这种通道形状的变化所带来的问题, 会因通道进口截面处的大支杆和压气机出口总压分布的不均匀而更加严重。

对通道形状改变之前的部分, 斯贝采用了大角度的扩压器 (夹角 14°), 使通道环形截面面积增加了 0.5 倍。然后, 通过火焰筒前部的进气口来改变通道形状。扩压器的外形设计, 是保证在通道形状变化时气流的流通面积实际上不变。

进气口的前端被安置在扩压器出口最高压力部位的位置上。这不仅是为了把空气引入火

焰筒的第一区,而且是为了把空气向后分流到火焰筒与内外机匣之间的间隙内。没有这一装置,进入火焰筒与内外机匣之间的间隙内的气流,就是由压气机叶片根部、尖部及沿扩压器壁面所形成的附面层而来的低压空气。这样形成的环形通道速度分布不良,会对火焰筒壁温产生严重的影响(参见文献2中的第二节和图5)。

在掺混孔上及其后面分别安装的隔板和挡板,也是为了克服总压分布不良的影响。对于一个有侧壁排气的简单开口通道,供气压力的变化将对排气的下游产生一个强大干扰。这些扰动产生一些局部的旋涡,如果旋涡中心在进气孔处,则将使通过孔的流量减少。在极端情况下,会导致热燃气从火焰筒流入环形腔道。挡板的存在可以大大减小这种类型的扰动。而任何较小的旋涡,则由隔板加以控制和减小(见文献2中的第二节和图4)。

7. 火焰筒设计

7.1 第一区

在第一区(见图1)内,为了形成热燃气的回流,燃油喷嘴周围装了一个旋流器。旋流器通过火焰筒总流量的11%,以 45° 角安装的十个直叶片使气流产生旋转。这部分旋转空气然后流进半球形头部,以足够大的接触面积把回流区的热燃气带走。

从十个二次空气孔(与旋流叶片数目相配)射入的二次空气射流,增强了回流。这些二次空气孔如何安排,是燃烧室设计中最重要的一环之一。这是因为二次空气有两个作用,其一是控制回流部分的流型;其二是为中间区提供一个满意的混气分布。对本设计中的二次空气进气斗进行了大量的研究工作之后,方才得到了满意的机械和热力性能(见文献[2]中的第7节)。

7.2 中间区

中间区占总燃烧容积的32%,这个区的作用是:完成开始于第一区的反应过程,并在掺混空气进入之前提供一个混合长度。在高压条件下,它也起到烧掉第一区产生的大量碳(或黑烟)的作用。

火焰筒壁面靠一系列的缝隙给以冷却。这些缝隙的宽度由波纹带控制。最理想的是,通过完整连续的回道将冷却气膜引入火焰筒,但实际上这办不到。对冷却带的设计进行了大量的研究工作,并已证明,在兼顾冷却效率、机械可靠性及成本(包括制造与维修)的情况下,波纹带是最好的折衷方案之一。

7.3 掺混区

主要的掺混孔必须起到两个作用:

- (i) 把冷空气均匀分配到燃气中去。
- (ii) 产生高的掺混速度。

虽然小孔射流比大孔射流掺混要快,但是它不能穿进火焰筒中心。因此,大部分的掺混空气,是由四个大孔从火焰筒与内外机匣之间环腔最深的部位射入来自中间区的热燃气中。

达到出口温度分布的要求(在文献[1]的第4.6节中规定的),几乎完全是依靠在燃烧试验器上或在发动机上进行的调试,并且正是在这个调试过程中增加了三个比较小的孔。基于机械和空气动力学的考虑,全部掺混孔都带有径向翻边。翻边可以减小裂纹由边缘的传播,翻边圆弧半径用以保持一个接近恒定的射流穿透角度。

这一区内燃气导管段的全部冷却空气，都是通过溅射式冷却环引入的。这些空气，在进入火焰空间形成气膜之前，靠溅射或冲击作用使内衬带冷却。这种类型的环，不如波纹带那样有效。但是，在火焰空间由圆形向环形过渡以及燃气导管位置与十个涡轮增压支杆相交叉的情况下，这种类型的冷却环是在机械上能够适应燃气导管复杂型面的唯一型式。

7.4 联焰管设计

十个火焰筒的第一区靠联焰管全部联结起来。在发动机起动时，它使得火焰能从两个带点火器的火焰筒内向其余火焰筒传播。为了有效地传播火焰（特别是高空再起期间），联焰管的位置要尽可能靠近火焰筒头部，其横截面积应保持最大，而其长度要保持最小。进入联焰管内的冷空气（无论是冷却用的还是由于漏气进入的），将会使传播的火焰冷却而损害传播点火特性。然而，没有冷却空气时，联焰管会过热，而如果联焰管太大，其下游的流动将受影响，又会造成火焰筒局部过热。因此，为了得出一个满意的折衷方案，对联焰管的面积不得不作了相当大量的调试研究工作（见文献[2]第8和第9节）。当所有火焰筒都着火时，就不需要再有热燃气流过联焰管了。

参 考 文 献

[1] CRR12085——斯贝 MK202 燃烧系统的性能要求

[2] CRR12090——斯贝 MK202 燃烧系统的发展

附录 1

燃烧室中的传热过程

稳定状态下，燃烧室火焰筒上任一点的壁温是四种热流平衡的结果

$$R_1 + C_1 = R_2 + C_2$$

式中：\$R_1\$ 燃气向壁面的幅射

\$C_1\$ 火焰筒内燃气流向壁面的对流换热（有时为负值）

\$R_2\$ 壁面向机匣的幅射换热

\$C_2\$ 由火焰筒向外部空气对流换热

注：通过火焰筒壁的热传导通常很小，此处不考虑。上述各量都是壁温的函数：

$$R_1 = 1.01 \times 10^{-8} \left(\frac{E_w + 1}{2} \right) E_G T_G^{1.5} (T_G^{2.5} - T_w^{2.5}) \text{ CHU/英尺}^2 \cdot \text{小时}$$

式中：\$E_w\$ 壁面黑度系数（取为 0.7）

\$E_G\$ 燃气黑度系数（见下文）

\$T_G\$ 燃气温度 \$^\circ\text{K}\$

\$T_w\$ 壁面温度 \$^\circ\text{K}\$

$$R_2 = 1.01 \times 10^{-8} E_{EFF} (T_w^4 - T_c^4) \text{ CHU/英尺}^2 \cdot \text{小时}$$

式中：\$T_c\$ 机匣温度（按压机匣排气温度）\$^\circ\text{K}\$

\$E_{EFF}\$ 特定几何形状的有效黑度系数（可取为 0.396 CHU/英尺\$^2 \cdot\$小时 \$\cdot\$ \$^\circ\text{K}\$）

$$C_1 = h_1 (T_F - T_w) \text{ CHU/英尺}^2 \cdot \text{小时}$$

式中：\$h_1\$ 换热系数 CHU/英尺\$^2 \cdot\$小时 \$\cdot\$ \$^\circ\text{K}\$（见下文）

\$T_F\$ 壁面附近的燃气温度（见下文）

$$C_2 = h_2(T_w - T_c) \quad \text{CHU/英尺}^2 \cdot \text{小时}$$

式中: h_2 空气流过火焰筒外壁的换热系数 (见下文)

T_c 通过火焰筒外壁的空气温度 (按压机排气温) $^{\circ}\text{K}$

燃气黑度系数 (E_g) 按下式计算:

$$E_g = 1 - \exp[-1.09 \times 10^3 P_G L (r \cdot l)^{0.5} T_G^{-1.5}]$$

式中: L 光度数 (对煤油取为 1.72)

r 燃气的油气比 (局部值)

l 幅射长度 (对圆火焰筒 = 0.6 倍直径) 英尺

P_G 燃气压力 磅/英寸²

T_G 燃气温度 $^{\circ}\text{K}$

内壁 (热的一边) 换热系数按下式求得:

$$h_1 = 0.02 \frac{K_1}{x_1} \left(\frac{M_F \cdot x_1^*}{A_F \cdot \mu} \right)^{0.8} \text{CHU/英尺}^2 \cdot \text{小时} \cdot ^{\circ}\text{K}$$

式中: K_1 冷却空气膜的导热系数 CHU/英尺²小时 $\cdot^{\circ}\text{K}$

x_1 冷气膜的流体直径 $2 \times$ 膜缝高度

M_F 冷气膜流量 磅/小时

A_F 冷气膜的初始面积 $\frac{1}{2}$ 英尺²

μ 冷气膜流的动力粘度 磅/英尺 $\cdot$ 小时

气膜温度 T_F 是掺入气膜的热燃气量的函数, 它根据无量纲气膜温度 η_F 的经验关系来确定。 η_F 即通常所说的气膜效率,

$$\text{即} \quad \eta_F = \frac{T_G - T_F}{T_G - T_c}$$

$$\text{得到} \quad T_F = T_G - \eta_F (T_G - T_c)$$

$$\eta_F \text{ 的经验关系式是} \quad \eta_F = 1 - \exp(-44.1/X)$$

式中

$$X = \alpha \left(\frac{V_G}{V_c} \right)^{0.8} \left(\frac{T_G}{T_c} \right)^{0.2} \frac{x^{0.8}}{s} \quad \left(\text{当} \frac{V_G}{V_c} \geq 0.8 \text{ 时} \right)$$

以及

$$X = \alpha \left(\frac{V_G}{V_c} \right)^{0.8} \left(\frac{T_G}{T_c} \right)^{0.2} \frac{x^{0.8}}{s} \left(\frac{V_G}{V_c} + 0.2 \right)^{-1.25} \quad \left(\text{当} \frac{V_G}{V_c} < 0.8 \text{ 时} \right)$$

α 是取决于气膜槽几何形状的一个经验系数, 对于斯贝的波纹带, $\alpha = 3.0$ 。

x 是沿气流方向距气膜进口平面的距离 (英寸)。

s 是气膜槽的高度 (英寸)。

V_G 、 V_c 分别为热燃气与气膜在进口处的速度。

火焰筒外壁 (冷的一边) 的换热系数 (h_2) 按下式得出:

$$h_2 = 0.02 \frac{K_2}{x_2} \left(\frac{M_a}{A_a} \frac{x_2}{\mu} \right)^{0.8} \text{CHU/英尺}^2 \cdot \text{小时} \cdot ^{\circ}\text{K}$$

* 原文误为 x ——译注。

式中: K_2 气膜冷却空气的导热系数 $\text{CHU/英尺}^2 \cdot \text{小时} \cdot ^\circ\text{K}$

x_2 供气环腔的水力直径 $= 4 \times \text{流通面积} / \text{润周}$

M_F 火焰筒外的气流量 磅/小时

A_a 环腔流通面积 英尺²

μ 环腔气流的动力粘度 磅/英尺·小时

由于金属壁温 T_w 是未知数, 所以热平衡方程采用逐次逼近法求解。由于计算量很大, 求解过程通常在数字计算机上进行。

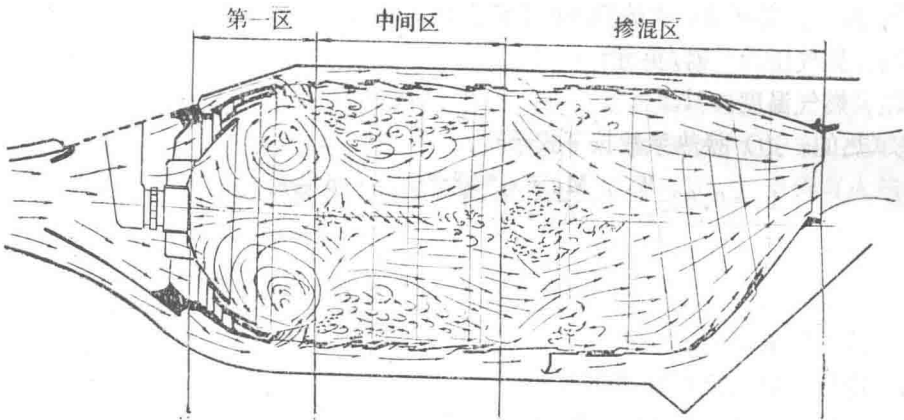


图1 斯贝MK202 燃烧室内的流谱图

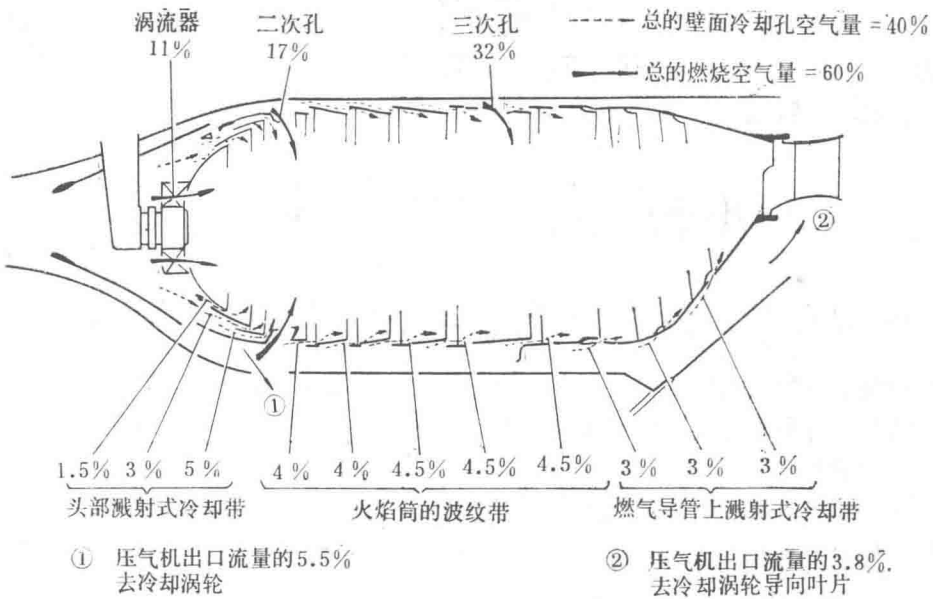


图2 斯贝MK202 燃烧室的流量分配

斯贝 MK202 发动机燃油喷咀设计

1976.9.20 第 1 版

引 言

离心式喷咀由一个旋流室和一个喷口组成。燃油从切向槽孔（与旋流室壁成切线方向加工出来的槽孔）流入旋流室，再以雾化良好的喷雾锥形式从喷口喷出。

由进口槽孔前后压降产生的燃油切向速度转变为三个分速度（切向、径向和轴向分速度），从而形成带有迭加轴向速度的自由涡流。燃油从喷口喷出时具有切向和轴向分速度，并且形成空心的喷雾锥。

在考虑摩擦、边界层和粘性影响的条件下，描述这一机理的理论是很复杂的。罗尔斯·罗伊斯公司的做法是按照经验方法来设计喷咀。这些经验方法是以单油路离心式喷咀理论（不考虑损失）为基础，并结合许多实际设计所积累的数据建立起来的。

摘 要

现在能够设计符合以下条件的离心式喷咀：在规定的压力下，流量数的范围为 0.2~0.9，误差为 ±5%；喷雾锥角为 70°~115°，误差为 ±5°。罗尔斯·罗伊斯公司所用的大多数燃油喷咀是双油路的，即两个单油路喷咀并联组成。一个装在另一个里面，这种喷咀所要求的附加设计特点在附录 2 中给出。

基本定义

$$\begin{aligned}\text{流量数(FN)} &= \frac{\text{燃油流量(加仑/小时)}}{\sqrt{\text{通过喷咀的压降}}} \\ &= \frac{Q}{\sqrt{P}}\end{aligned}$$

喷雾锥角 = 燃油喷雾锥形成的角，按下图确定：

P 通过喷咀的压降 磅/英寸²

K 流量系数

A_p 旋流槽孔面积 英寸²

D 旋流室直径 英寸

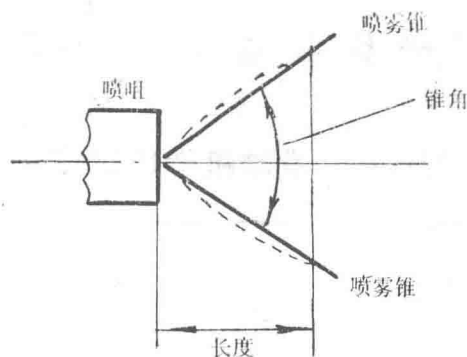
d 喷口真径 英寸

L 旋流室长度 英寸

r₁ 喷口半径 (d/2) 英寸

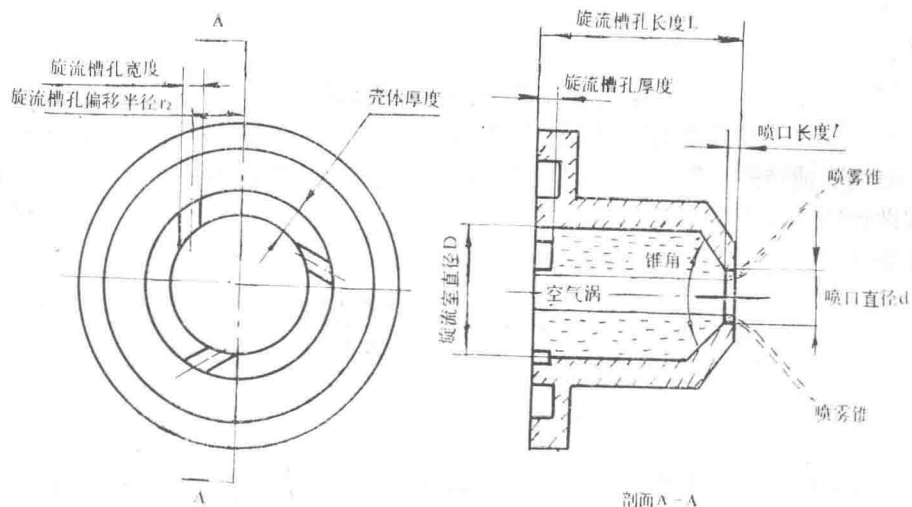
l 喷口长度 英寸

r₂ 旋流槽孔的偏移半径 英寸



$$\text{雷诺数 } Re = \frac{Vd\rho}{\mu}$$

式中: V 速度
 ρ 密度
 μ 运动粘度
 d 特征尺寸



设计规则的推导

自从燃气涡轮发动机开始发展以来,描述离心式喷嘴内燃油流动特性的理论就已成为一个研究课题。存在的主要困难是由粘性损失和摩擦损失造成的,但还是能推导出喷嘴的尺寸特点和喷雾特性之间的相互关系。

例如 Giffen 和 Muraszew 二人采用单油路非粘性流喷嘴理论导出了流量系数、喷雾锥角和喷嘴尺寸 (A_p/D_2D_1) 之间的关系 (见本报告后面的附文)。

Radcliffe 研究了不同几何形状离心式喷嘴的性能,给出了喷雾锥角与喷嘴直径及旋流槽孔面积 (A_p) 之间的相互关系。

已经知道, 流量系数 K 随雷诺数 Re (特性尺寸取为小孔直径) 而变化。Carlisle 通过折合成相同雷诺数 Re 的压力下的流量系数的关系得出了改进的函数关系。设计方法中的 $d\sqrt{p}$ 关系曲线就是考虑雷诺数影响。

Radcliffe 的研究工作与罗尔斯·罗伊斯公司的 Carlisle 的实验数据的比较表明, 这两者的喷雾锥角和流量系数符合得很好。之所以能取得这样的结果是由于考虑了喷口内雷诺数对喷雾锥角的理论值的偏差。

这种“考虑”也反映在设计方法中 ($Kd/2\ 1000$ 与喷雾锥角偏差的关系)。

根据以上各种关系得出了设计方法, 罗尔斯·罗伊斯公司后来采用的各种压力雾化喷嘴都是按这些方法设计的。

注意, 下面两份资料附在本报告后面。

“离心式喷嘴理论” Giffen and Muraszew

“离心式喷嘴性能” Radcliffe

(包括 Carlisle 的评论)

给定流量数和喷雾角、采用比重为 0.8 的煤油的喷嘴设计

(1) 根据图 1 (喷雾锥角与流量系数 K 的关系曲线), 得出与选定的喷雾锥角相适应的近似流量系数 K 。

(2) 将这一 K 值代入下式

$$d = 0.0245 \sqrt{\frac{FN}{K}} \quad (\text{见附录 1 (a)})$$

可以求出喷嘴直径。

(3) 根据图 2 ($Kd/2\ 1000$ 与喷雾锥角偏差值的关系曲线), 进行雷诺数修正。

如果注明为正偏差值, 则应该从选定的喷雾锥角的设计值中减去这个正偏差值, 再根据图 1 求得新的 K 值。同理, 如果注明为负偏差值, 则应在选定的喷雾锥角的设计值上加上这个偏差值, 求新的 K 值。

(4) 应用新的 K 值按照下式重新计算喷嘴的直径。

$$d = 0.0245 \sqrt{\frac{FN}{K}}$$

(5) Carlisle 导出的雷诺数修正值是相对于 $d\sqrt{p} = 0.707$ 的。

根据喷嘴的工作压力 (通常选取最大燃油流量状态) 以及由 (4) 得到的喷嘴直径, 用图 3 进行雷诺数修正。

如果 $d\sqrt{P}$ 不等于 0.707, 则下面公式中应当采用基准流量数:

$$d = 0.0245 \sqrt{\frac{FN_{\text{基准}}}{K}}$$

并应用由第 (3) 条求出的 K 值。

(6) 理想的旋流室尺寸比例为: