

· 航空燃气涡轮发动机构造

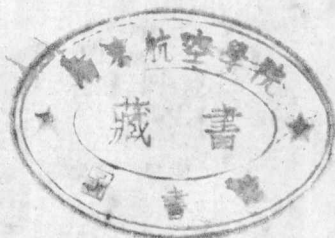
《涡轮7发动机结构分析》

15

航空燃气涡轮发动机构造

《涡喷7发动机结构分析》

(内部教材 妥为保存)



南京航空学院

1975.5.



30244263

毛主席语录

建立一支强大的人民空军，保卫祖国，准备战胜侵略者。

我们的教育方针，该应使受教育者在德育、智育、体育几方面都得到发展，成为有社会主义觉悟的有文化的劳动者。

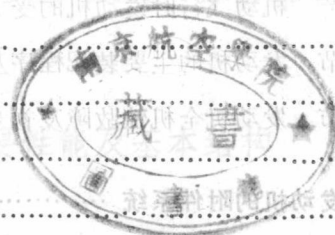
理性认识依赖于感性认识，感性认识有待于发展到理性认识，这就是辩证唯物论的认识论。

就人类认识运动的序秩说来，总是由认识个别的和特殊的事物，逐步地扩大到认识一般的事物。人们总是首先认识了许多不同事物的特殊的本质，然后才有可能更进一步地进行概括工作，认识诸事物的共同的本质。

V235.1
1005

目 录

第一章 涡喷七发动机概述	1
第一节 涡喷七发动机的主要性能及基本结构	1
第二节 涡喷七发动机的主要特点	4
第二章 压气机结构	7
第一节 压气机的工作条件及基本要求	8
第二节 压气机静子	9
第三节 压气机转子	18
第四节 压气机静子与转子的相互关系	24
第五节 压气机结构设计特点	30
第六节 压气机主要零件的材料	32
第七节 压气机在使用中的故障及初步分析	36
第三章 燃烧室结构	38
第一节 燃烧室的工作条件及基本要求	38
第二节 燃烧室的结构分析	40
第三节 燃烧室主要零件的材料	44
第四节 燃烧室零件的故障	47
第四章 涡轮结构	48
第一节 涡轮的工作条件及基本要求	49
第二节 涡轮静子	50
第三节 涡轮转子	54
第四节 涡轮结构设计特点	61
第五节 涡轮主要零件的材料	63
第六节 涡轮在使用中的故障及初步分析	73



第五章 加力燃烧室结构	75
第一节 加力燃烧室的工作条件及基本要求.....	75
第二节 加力燃烧室的结构分析.....	76
第三节 加力燃烧室主要零件的材料.....	81
第四节 加力燃烧室的主要故障.....	82
第六章 涡喷七发动机总体结构分析	83
第一节 发动机的支承、传力系统及安装节的布置.....	83
第二节 发动机的振动、转子的平衡及临界转速.....	93
第三节 发动机承受气体力的分析.....	99
第四节 机动飞行时发动机的受力分析.....	103
第五节 发动机的主要装配程序及试车要点.....	104
第六节 发动机全机性故障及初步分析.....	106
第七章 发动机的附件系统	108
第一节 附件传动系统.....	108
第二节 滑油系统.....	110
第三节 燃油系统.....	117
第四节 起动系统.....	119
第五节 状态操纵系统.....	124
第六节 测量系统及抽气系统.....	130
第八章 涡喷七发动机的改型——涡喷七甲	134
第一节.....	134
第二节.....	134
第三节.....	134
第四节.....	134
第五节.....	134
第六节.....	134

987895

第一章 涡喷七发动机概述

涡喷七发动机是一种轴流式双转子涡轮喷气发动机。它由六级压气机（前三级为低压压气机，后三级为高压压气机）、十个火焰筒的环管型燃烧室、两级涡轮（第一级为高压涡轮带动高压压气机，第二级为低压涡轮带动低压压气机），加力燃烧室（包括可调收敛喷管）、以及发动机的附件系统等组成。它是适合于高空高速歼击机使用的动力装置。

涡喷七发动机在试制过程中，虽然遭到苏修的无耻刁难和破坏，但是我国工人阶级和革命技术人员在毛主席“独立自主，自力更生”的伟大方针指引下，粉碎了敌人的破坏，试制成功了涡喷七发动机，并且在此基础上进一步改进、改型，研制了性能更好的发动机。我国生产的涡喷七发动机不但装备了部队，保卫着祖国的领空，而且还有力地支援了世界革命，为打击帝、修、反作出了贡献。

第一节 涡喷七发动机的主要性能及基本结构

涡喷七发动机的主要数据：

总重	1151 公斤
总长	4600 毫米
最大直径	906 毫米（加力燃烧室快卸环处）
涡轮机匣直径	772 毫米
最大高度	1085 毫米（从附件突出部分算起）
第一次翻修前寿命	100 小时
发动机燃料采用	RP-1 煤油（GB 438-64）
起动燃料采用	H-70 汽油（SYB-1002-605）
发动机润滑采用	HP-8 滑油（GB 439-64）

发动机的转子旋转方向从后向前看均为反时针。

发动机的两个转子转速是不同的，令 n_1 为低压转子转速， n_2 为高压转子转速，并以相对百分比来标定转速的大小。

例如：当 $n_1 = 100\%$ 时， n_1 的具体转速为 11150 转/分。

$n_2 = 100\%$ 时， n_2 的具体转速为 11440 转/分。

发动机由如下几个主要部件和附件系统所组成：

压气机：为双转子六级轴流式的压气机。前三级为低压部分，后三级为高压部分。它前面的进口部分与飞机进气道的出口通过中间的密封橡胶型材相连，使进气道与压气机为气密连接。从飞机进气道流来的空气，经过压气机压缩增压后流向燃烧室。压气机的出口通过安装边用螺栓与燃烧室相连。

标准大气条件下发动机的主要性能如下：

参 数 工 作 状 态	低 压 转 子 转 速 n_1 (%)	滑 油 压 力 ($\frac{\text{公斤}}{\text{厘米}^2}$)	排 气 温 度 不 超 过 ($^{\circ}\text{C}$)	允 许 连 续 工 作 时 间 不 超 过	喷 口 直 径 (毫 米)	推 力 (公 斤)	耗 油 率 ($\frac{\text{公 斤}}{\text{公 斤 推 力 小 时}}$)	压 气 机 空 气 流 量 (公 斤 / 秒)	增 压 比
全 加 力	100 ± 0.5	3.5^{+1}	700	地 面 15 秒 $H < 10000$ 米 10 分 $H > 10000$ 米 20 分	≤ 675	5750^{+80}	≤ 2.3	63.7	8.75
小 加 力	100 ± 0.5	3.5^{+1}	700	同 上	> 610	4900^{+200}	≤ 1.7	63.7	8.9
最 大	100 ± 0.5	3.5^{+1}	700	地 面 1 分 $H < 10000$ 米 10 分 $H > 10000$ 米 20 分	> 526	3900^{-100}	≤ 0.97	63.7	8.85
额 定	93 ± 0.7	3.5^{+1}		不 限	> 526	> 3100	≤ 0.94	59.0	
0.8 额 定	87 ± 0.7	3.5^{+1}		不 限	> 526	> 2500	≤ 0.95	53.8	
慢 车	33 ± 2	不 小 于 1	420	地 面 10 分 空 中 不 限	同 全 加 力	≤ 170	每 小 时 600 升		

燃烧室：为环管型的燃烧室。十个火焰筒顺序安装在由燃烧室内、外套构成的环形夹腔中，从压气机出口流来的高压空气，经过燃烧室十个喷嘴喷油燃烧后变为燃气，再从燃烧室的出口流向涡轮。燃烧室的后安装边与涡轮机匣用螺钉相连。

涡轮：为双转子两级轴流式的涡轮。第一级为高压涡轮，第二级为低压涡轮，从燃烧室出口流来的高温燃气在涡轮中膨胀做功，使涡轮发出机械能，以带动压气机和各种附件。涡轮机匣的后安装边与加力扩散器的前安装边用螺栓相连。低压涡轮的后支点（或称为后中介支点），装在高压涡轮里面。

加力燃烧室：由加力扩散器和可调尾喷管组成。它的功用是在保持发动机最大转速和涡轮前最高温度的条件下，在涡轮后（即在加力燃烧室中）喷油，再次燃烧，提高燃气温度和增大燃气膨胀加速的能量，从而提高喷气速度，在短时间内增加发动机的推力。可调尾喷管的出口面积可随着发动机工作状态的不同而变化。

为了保证发动机能正常工作，除了发动机本体各部件之外，还设置了许多附件系统。涡喷七发动机主要有如下系统：

附件传动系统：它通过一系列的齿轮使各种附件在发动机正常工作时，得到动力以保证各种附件能正常工作。

滑油系统：它的作用是将滑油喷到轴承、齿轮等转动零件上，使互相摩擦的表面得到润滑和冷却，以便减少零件工作表面的磨损并带走摩擦后产生的热量和脏物。滑油系统的故障往往会引起发动机发生严重的后果。

燃油系统：它保证供给发动机主燃烧室和加力燃烧室的燃油（RP-1煤油），并且在各种飞行条件下，调节发动机各种工作状态所需要的供油量。燃油系统的故障也往往会导致发动机产生故障，有的甚至引起十分严重的后果。

起动系统：它是用来进行发动机地面起动和空中起动。对于战斗机而言，要求起动时间短，而且确保起动可靠，否则就会贻误战机或产生严重后果。

状态操纵系统：它的作用是用以改变发动机的工作状态，使发动机产生不同的推力，以改变飞机的飞行速度，更好的完成作战和飞行任务。

综上所述，我们学习发动机的结构、原理，不但要了解发动机的本体结构和掌握主要部件的性能特点，而且对于发动机的各种附件系统也要有所了解，掌握各种附件系统与本体的内在有机联系，从而更有利于进行发动机的结构分析。

图 1-1 为涡喷七发动机的结构总图。

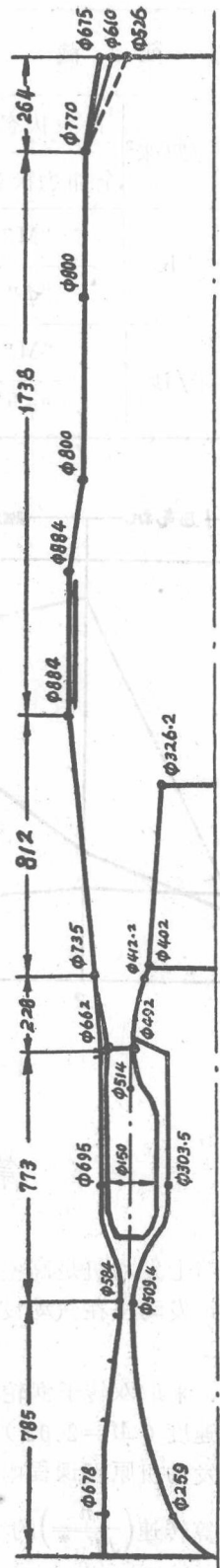


图 1-2 涡喷七发动机流程外廓

特 征 截 面		1	2	3	4	4'	5'	5
P* 公斤/厘米 ²	最大状态“M”	1.033	9.15	8.24	2.32	2.30	2.21	2.15
	全加力状态“φ”					2.20	2.10	2.06
T* °K	“M”	288	610	1188	905	905	905	905
	“φ”					905	1850	1850
C 米/秒	“M”	207	216	181	304	148	166	524
	“φ”					148	430	750

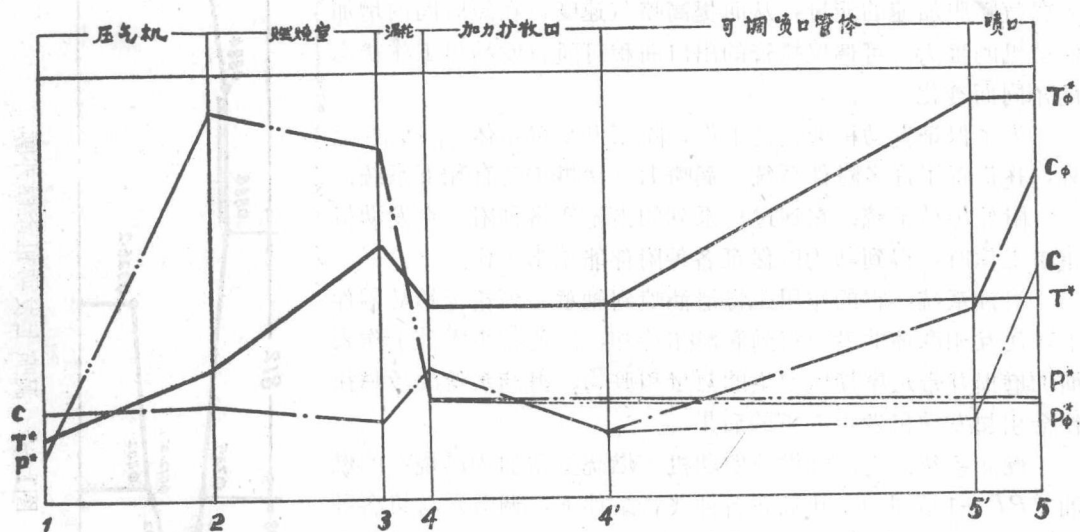


图1-3 涡喷七发动机气流参数沿流程的变化

第二节 涡喷七发动机的主要特点

涡喷七发动机是高空高速歼击机（歼击七型飞机）的动力装置。为了满足飞机战术性能的要求，发动机在气动设计及结构设计方面，有许多特点，归纳起来主要的有如下几个方面：

一、采取双转子涡轮喷气式结构，保证了发动机能在很大的高度（ $H=20000$ 公尺）和很大的速度（ $M=2.05$ ）范围内可靠的工作。

从发动机原理课程中我们可以知道，一般当飞机的飞行高度和速度范围大的时候，发动机的换算转速（ $\frac{n}{\sqrt{T_{t1}^*}}$ ）的变化范围也就很大，而当换算转速范围大时，压气机在偏离设计状

态的情况下，往往会出现喘振现象，为了避免这种破坏性很大的现象发生，在设计发动机时要采取措施，如旋转压气机静子叶片；压气机中后部放气；双转子结构等。涡喷七发动机就是采用双转子结构的措施来避免喘振现象发生的。由于压气机分成两个部分（即低压压气机由低压涡轮带动，高压压气机由高压涡轮带动），两个转子之间只有气动联系而没有机械联结，这样，压气机的高、低压转子就能在较大的换算转速范围内自动调节各自的转速，使压气机叶片的进气攻角都比较适当，从而使压气机在各种工作状态下都具有较高的效率，较充裕的喘振裕量，使叶片中的振动应力大大减小，减少了叶片疲劳断裂的可能性。即使在大M数下飞行时，（此时 T_H^* 很大换算转速变得很小）压气机也能稳定的工作。

二、选择比较合理的性能参数和调节方案，保证在高速飞行时有足够大的推力和较好的经济性。

根据分析：涡喷七发动机的设计点是选在台架最大状态。发动机设计点的性能参数为：增压比 $\pi_K^* = 8.85$ 、空气流量 $G_B = 63.7$ 公斤/秒、涡轮前的燃气总温 $T_3^* = 1188^\circ K$ 。全加力状态时的加力燃烧室总温 $T_4^* = 1850^\circ K$ 。

压气机增压比 π_K^* 的选择，对发动机的性能影响很大，涡喷七发动机选择 $\pi_K^* = 8.85$ 主要是保证在高速飞行时能发出最大的推力和较好的经济性。

同样，涡喷七发动机选择的调节计划也是保证了高速性能而对低速性能有所牺牲。其调节计划为：在给定的发动机工作状态下，低压转子转速 $n_1 = \text{常数}$ ，尾喷管的面积 $F_{尾} = \text{常数}$ ，对高压转子的转速加以限制，使 $n_2 \leq 104.5\%$ 。当飞行速度增加时，发动机的进口总温 T_H^* 增高，低压转子换算转速 $\frac{n_1}{\sqrt{T_H^*}}$ 下降，负荷加重， n_1 就要下降；但是调节器要保持 n_1 不变，就要增加供油量，提高涡轮前的温度 T_3^* ，此时 n_2 也随着上升，发动机的推力加大。因此推力和 T_3^* 随着飞行速度增加而增加，但是 T_3^* 的增加受到涡轮材料强度的限制，因此当 $n_2 = 104.5\%$ 时：通过 n_2 转速限制器使供油量减少。由此可见，涡喷七发动机所选的调节计划也是保证高速性能好，而对低速性能有所牺牲。不过本发动机在起飞、爬升等低速的工作范围时，仍具有足够的稳定性。

三、具有较高的推重比。

下表列出了几种发动机的加力推重比和耗油率：

发动机	涡喷七	涡喷六	J 75	埃汶 301	阿 塔
推 重 比	5.0	4.6	4.4	4.4	4.5
$\frac{\text{耗油率}}{\text{加力耗油率}}$	$\frac{0.97}{2.3}$	$\frac{0.94}{1.6}$	$\frac{0.79}{2.2}$	$\frac{0.85}{2.0}$	$\frac{1.0}{2.15}$

从表中数据可以看出：涡喷七发动机的推重比在涡轮喷气发动机中是较高的。但加力时耗油率较大，加力时经济性较差，这是涡喷七发动机的缺点之一。

为了得到较高的推重比，涡喷七发动机在结构与气动设计时，采取了一系列的措施，以减轻重量和缩小尺寸：例如在压气机设计上，采用了进口轮毂比较小；轴向进气速度较大；级增压比较高的多级超、跨音速级的压气机，使六级压气机能达到8.85的增压比。

如按涡喷六发动机的水平设计，则需要十级才能达到。这样就使得压气机的重量减轻、轴向尺寸和径向尺寸缩小，当然压气机的效率是比较低一些。此外，还采用了高进口流速的燃烧室和高加力比的加力燃烧室。机匣广泛采用了薄壁焊接结构和双转子支承数目较少（五个支点），都是提高发动机推重比的重要措施。

四、总体结构安排比较紧凑，支点布局比较合理。

例如：利用超跨音速级的特点，省去了承力的进气机匣，由第一级整流叶片作为传力部件。又如把附件安装在压气机和燃烧室之间的缩腰处的下部，既减小了迎风面积，又缩短了附件传动的路线。支承的安排也是比较紧凑、合理的，两个转子共用了五个支点，使支承结构设计简化很多。关于这些方面的情况，在下面各个章节中还要进一步的加以分析和研究。

五、尾喷管面积可以无级调节，以保证发动机在加力状态时可以改变推力值。

六、主燃烧室采用带补氧系统的点火装置，以保证高空起动的可靠性。

涡喷七发动机虽然在气动设计与结构设计上有上述的主要特点，但是从使用维护过程中，也逐步发现不少问题。暴露出不少弱点，反映出在设计上的一些不足之处，例如在加力状态下工作时，耗油率过大，很不经济；燃烧不够稳定，推力容易脉动；在使用中出现过不少故障，如叶片裂纹、断裂；空中停车；发动机振动较严重；转子支承的密封、散热设计不周；滑油系统经常发生故障等等。这些故障使发动机提前更换的数量较多，如某部在十年里提前更换的发动机占总更换发动机数目的74.6%。

上述存在问题，有待今后我们工农兵学员与航空事业战线上的同志共同努力来解决。我们学习这门课，就是要时时想到为了国防，急部队所急，想战士所想，要带着深厚的无产阶级感情来学。要理论联系实际，要向工人、技术人员学，要向部队战士学。通过学习涡喷七发动机，掌握对航空燃气涡轮发动机进行结构分析的基本原则和方法，打下为祖国为部队设计制造出更好的发动机的基础。通过学习来提高我们分析问题和解决问题的能力，更好地为无产阶级政治服务。

0.1	38.0	7.0	10.0	10.0
0.15	1.5	1.5	1.5	1.5

第二章 压气机结构

涡喷七发动机的压气机共有六级，是双转子轴流式的结构，由静子、低压压气机转子、高压压气机转子三部分组成。压气机是发动机的重要部件，它的功用是压缩空气：使空气的压力经过压缩后大大提高，在设计状态下达到 8.85 倍。

压气机台架最大状态的主要性能数据如下：

空气流量	$G_B = 63.7$ 公斤/秒
总增压比	$\pi_K^* = 8.85$
绝热效率	$\eta_K^* = 0.775$
低压转子转速	$n_1 = 11150$ 转/分 (100%)
高压转子转速	$n_2 = 11440$ 转/分 (100%)
进口总温	$T_1^* = 288^\circ K$
出口总温	$T_2^* = 610^\circ K$
进口气流速度	$C_a = 207$ 米/秒
出口气流速度	$C_K = 216$ 米/秒

压气机的主要几何尺寸及流程型式：

压气机总长	$l = 785$ 毫米
第一级进口的外径	$D_{进外} = 678$ 毫米
第一级进口的内径	$D_{进内} = 259$ 毫米
第六级整流器出口外径	$D_{出外} = 584$ 毫米
第六级整流器出口内径	$D_{出内} = 509.4$ 毫米
压气机总重 (主要包括压气机本体、中轴承机匣及联轴器等)	$W_K = 292.55$ 公斤

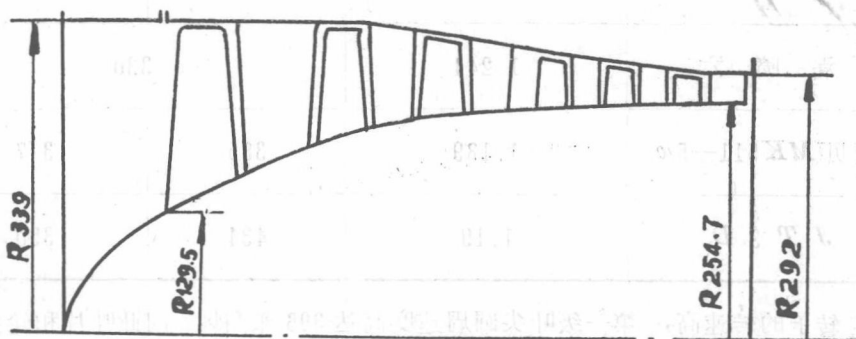


图2-1 压气机的流程通道

压气机的流程型式是：第一、二级外径保持不变，内径逐渐增大，从第二级整流器开

始，通道外径逐渐缩小，内径逐渐略有增大。可以认为它是前面为等外径，中间为等中径，后面为等内径的流程型式。这种混合式的流程通道，对于提高压气机前面级的加功量和增加后面级的叶片长度是有利的，不过这种流程型式使压气机机匣的加工较复杂一些。

压气机各级的有关数据如下：

参 级 数 数	第一级	第二级	第三级	第四级	第五级	第六级
工作叶片数	31	53	53	73	73	73
整流叶片数	36	72	64	94	94	72
级增压比	1.49	1.537	1.46	1.42	1.39	1.34
进口叶尖 M_{w1}	1.36	1.128	1.090	1.088	1.000	0.922

第一节 压气机的工作条件及基本要求

从上面的简介中可以看出，压气机的工作条件是相当恶劣的，主要是因为：

第一、压气机的每级负担很重，平均级增压比达 1.438，尤其是第一级的增压比高达 1.49，而且叶片又长。这就使得每级工作叶片的气动负荷很大。下面是几种不同发动机压气机的平均级增压比和叶尖圆周速度：

机 种	平均级增压比	第一级叶尖圆周速度(米/秒)	
		低 压	高 压
涡 喷 七	1.438	396	375
涡 喷 六	1.244	330	
斯贝 MK511-5w	1.189	385	377
J T 3 D	1.19	434	350

第二、转子的转速高，第一级叶尖圆周速度高达 396 米/秒，因此叶片和轮盘均受到很大的离心负荷，同时在这样高的转速下工作，由于转子重心偏移所引起的振动也较大。

第三、压气机的增压比较高，在高空高速条件下飞行时，压气机出口的空气温度可达 460°C 左右，因此，压气机后几级要在相当高的温度环境下工作。

第四、由于飞机是高空高速歼击机，所以它的工作范围很广，从地面到 20000 米以上，从起飞到飞行 M 数达 2.0 以上，因此压气机也要在十分广泛的范围内能稳定工作。

第五、当飞机作各种特技飞行时，压气机的工作条件就更加恶劣。无论从进口的气流条件来说，或者是从受到的各种负荷来说，都是恶化、加重的。

从压气机工作的条件和所处的环境，对压气机的结构设计提出了较高的要求，这些要求主要的是：

第一、在给定的空气流量 G_B 和增压比 π_K^* 的条件下，要求重量尽可能减少，外廓尺寸要尽量缩小，以适应高速歼击机的要求。

第二、设计状态下，压气机的效率要尽可能的高，这对发动机的经济性有很大的影响。如当气动设计确定之后，叶片的加工工艺要尽量考虑采用提高压气机效率的措施，如叶型加工要准确，表面光洁度要高等。

第三、在非设计状态下，能稳定工作，效率不能太低，这对本压气机而言，是十分需要的，因为上面讲过，这个压气机的工作范围很广，如果在偏离设计状态时出现不稳定工作情况，就会引起严重的喘振现象，而导致整套发动机的破坏。

第四、在结构设计时，要保证有足够的强度和刚性，使工作建立在十分可靠的基础上，也就是说在规定的使用寿命期内，要尽量不发生后果严重的故障。

第五、要注意经济性，要降低制造成本，要便于使用和维护等。

在上述各项要求中，有些相互之间是有矛盾的，这就要求我们在设计和分析过程中，找出这些矛盾中的主要矛盾，集中主要力量解决主要矛盾，同时，要兼顾解决次要矛盾。当然在设计制造、使用维修过程中，矛盾的主次也不是一成不变的，需要对具体问题进行分析。

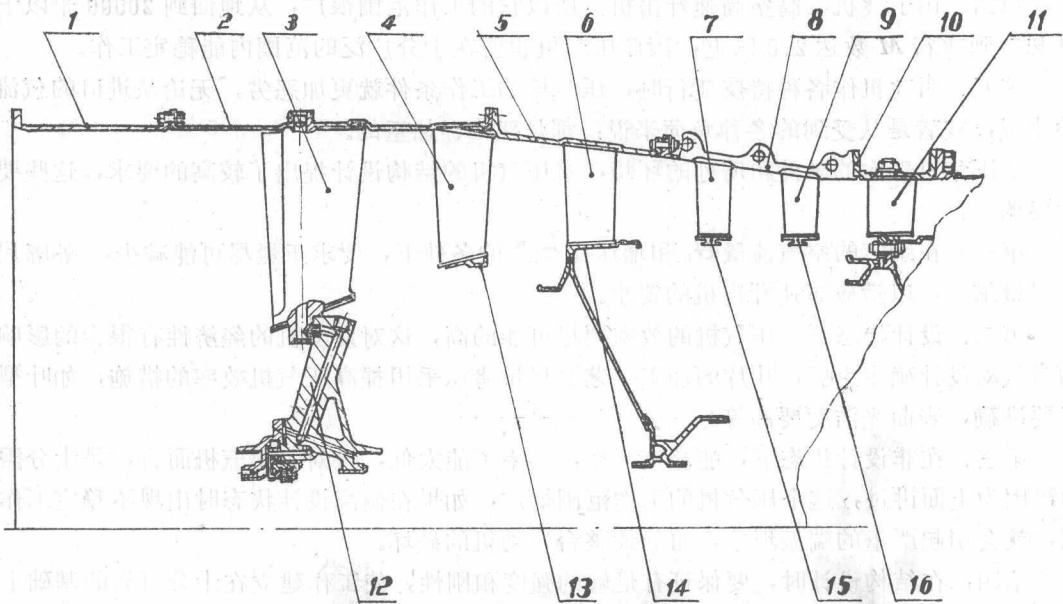
对于高速歼击机用的发动机压气机，可以提出这些要求。不同用途的飞机对其所需的发动机压气机，就要根据新的情况提出新的要求。总之，对不同的飞机动力装置要分别情况区别对待。

使用的情况表明，涡喷七发动机的压气机基本上满足了上述要求，结构与气动设计配合较好，稳定工作范围较宽，结构尺寸较紧凑、轻巧，但由于采用了多级超跨音速级，损失较大，压气机的效率较低（只有 0.775），所以发动机的耗油率较高，经济性较差。

第二节 压气机静子

压气机的静子部分由进气机匣、前机匣、第二级整流器、第三级机匣、第四、五级机匣和后机匣组成。所有机匣外环都是薄壁钢制结构。进气机匣由前后安装边和**钣料**圆柱段三部分焊接而成。其余各级机匣外环由锻造毛坯机械加工而成，它们的厚度为 1.3~2.5 毫米。除了第四、五级机匣为纵向对分的两半（带纵向结合边）组成外，其余都做成圆筒形整体。前五级整流叶片都直接焊在机匣内、外环上，第六级整流叶片用轴颈和螺栓固定在后机匣的内、外壁上。所有机匣之间，都用螺栓连接在一起。

第一级整流叶片是发动机的承力件之一，发动机前支点的径向负荷通过它传到机匣上，然后再传到发动机的安装节。第一级整流叶片共 36 片，分为三种，一种是实心叶片，共 31 片，



- | | | | |
|------------|------------|-------------|------------|
| 1. 进气机匣 | 2. 前机匣 | 3. 第一级整流叶片 | 4. 第二级整流器 |
| 5. 三级机匣 | 6. 第三级整流叶片 | 7. 第四级整流叶片 | 8. 第四、五级机匣 |
| 9. 第五级整流叶片 | 10. 后机匣 | 11. 第六级整流叶片 | 12. 前机匣壳体 |
| 13. 二级内环 | 14. 三级内环 | 15. 四级内环 | 16. 五级内环 |

图2—2 压气机静子

另外两种是叶型加厚的空心叶片共5片。它们的结构形式如图2—3所示。

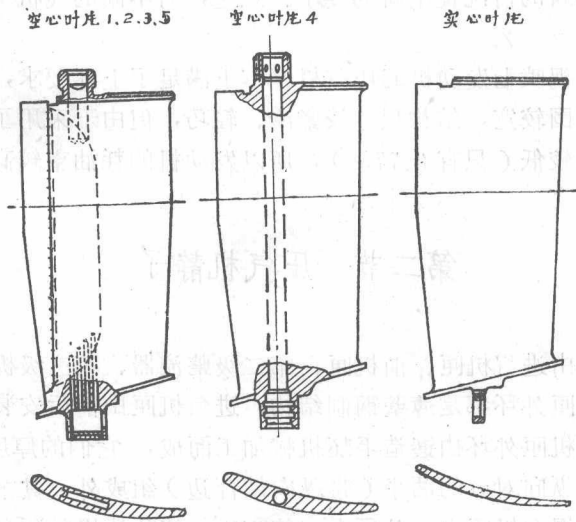


图2—3 三种一级整流叶片的结构

五个空心叶片安装的位置如图2—4所示。

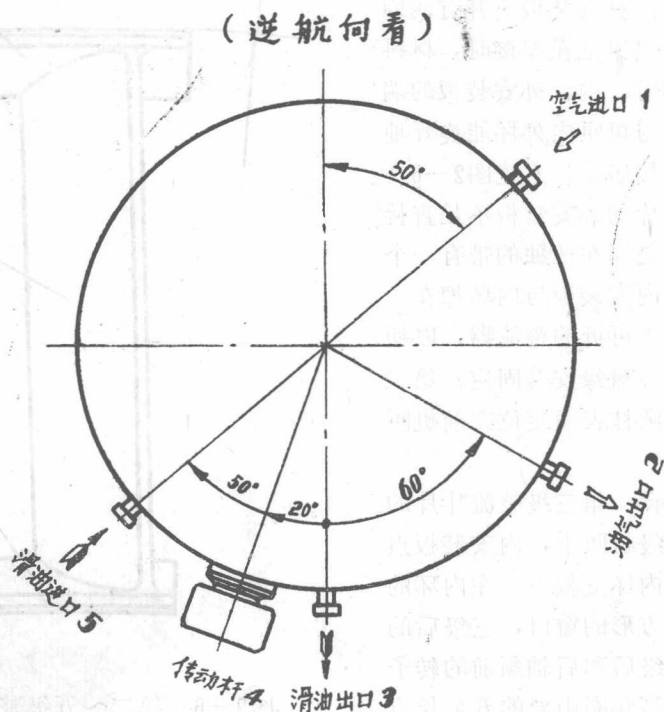


图2-4 空心叶片的安装位置

这五个空心叶片的作用是：

第1片用来引入压气机第六级后的热高压空气到头部整流罩和第一级工作叶片根部防冰，此外，还用于前轴承滑油封严圈增压挡油；

第2片使前支承壳体（即前轴承座）内腔与附件机匣相通，然后再通离心通风器；

第3片使润滑前轴承后的滑油流回前支点回油泵；

第4片用来通过传动杆，传动低压转子转速传感器、前支点滑油回油泵及主燃油泵——调节器的离心调节器；

第5片用来输入润滑前支点的滑油。

第一级整流叶片的外安装板（带耳孔）用螺栓固定在壳体上，外安装板除第4片空心叶片用螺帽锁紧在前机匣上外，其余的都用点焊焊在机匣外环上。叶片的外安装板之间还焊有衬板，如图2-5所示

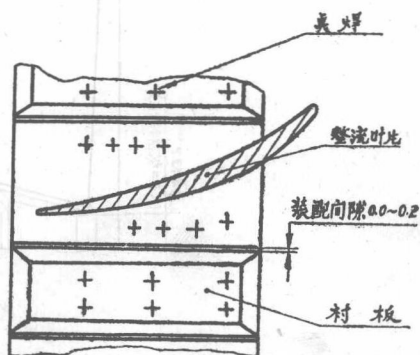


图2-5 第一级整流叶片外安装板的焊接

第二、三、四、五级整流叶片的结构形式基本上是一样的，由叶身和内、外安装板三部分组成。内外安装板上开有浅槽（深0.1~0.3），以保证在焊接时，材料有膨胀的余地。同时，内、外安装板的端面作成圆弧形的，与机匣内外环能良好地贴合，以便保证焊接质量。（见图2-6）

第二级整流叶片的外安装板不是直接焊在机匣上的，而是焊在单独的带有一个安装边的外环上，内安装板与内环焊在一起，形成一个单独不可拆的整流器，以便由前向后套过第二级盘缘安装固定。第二级整流器以外环的圆柱表面定位在前机匣上。（见图2-7）

如图2-8所示，第三级整流叶片的外安装板点焊在三级机匣上，内安装板点焊在带有密封圈的内环支板上。在内环的后段上开有8个长方形的窗口，三级后的压缩空气充满第三级后和后轴颈前的转子腔中，并且还通过密封圈中部的五个长方

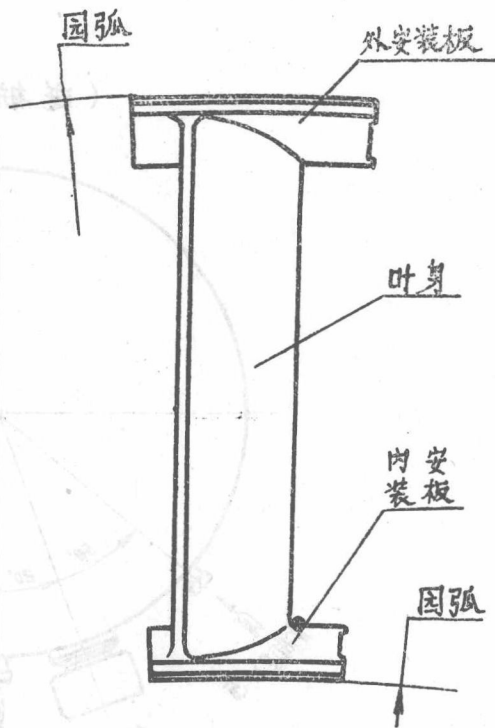


图2-6 第二~五级整流叶片的结构

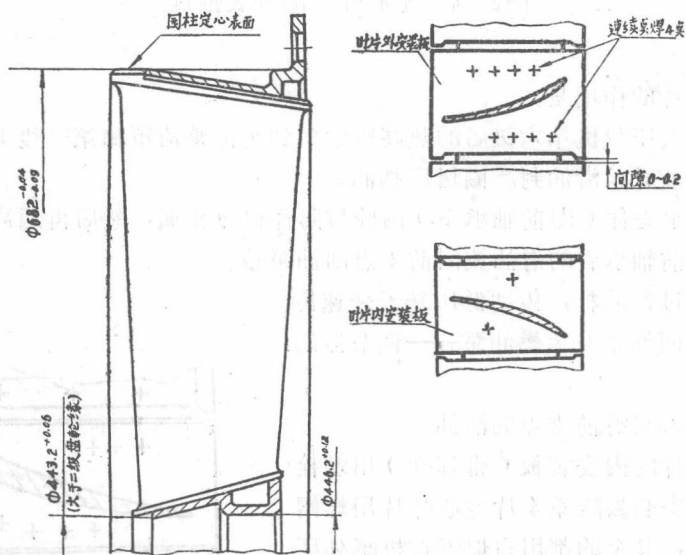


图2-7 第二级整流器

形窗口和低压压气机轴上的六个 $\phi 13$ 的孔进入低压涡轮轴的内腔去冷却涡轮。内环支板把高低压转子的腔道分隔开来，不使第三级后的高压空气流入低压转子腔中。（参见图1-1）