

航空涡喷、涡扇发动机

结构设计准则

(研究报告)

第二册 轮 盘



中国航空工业总公司发动机系统工程局

航空涡喷、涡扇发动机
结构设计准则

(研究报告)

第二册 轮 盘

中国航空工业总公司发动机系统工程局

1997年

《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》

审 定 委 员 会

名誉主任: 吴大观

主任: 李其汉

副主任: (按姓氏笔划为序)

尹泽勇 孙 慈 许 棠 江和甫

严成忠 张恩和 顾家柳 唐智明

董德耀

委员: (按姓氏笔划为序)

王旅生 宁宣熙 李文明 刘启洲

朱明俊 任培正 邢德顺 杨治国

陈 光 陈士焯 张连祥 林继红

钱笃元 聂景旭 黄劲东 龚梦贤

温卫东 韩红志

《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》

编写委员会

主任: 杨士杰

副主任: (按姓氏笔划为序)

吕文林 朱梓根 岳承熙 范引鹤

饶寿期 高德平

委员: (按姓氏笔划为序)

王延荣 支钟和 田忠贤 乐晓斌

李 勇 刘廷毅 刘湘生 陆 山

张 锦 陈 伟 陈俊粤 胡舜东

徐林耀 晏砺堂 徐鹤山 屠一鹤

龚良慈 熊昌炳

总 编: 杨士杰(兼)

《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》

第二册 轮 盘

主 编: 吕文林

副 主 编: 陈俊粤

编 写: (按姓氏笔划为序)

田德义 吕文林 陆 山 陈俊粤

徐林耀 黄致建

主 审: (按姓氏笔划为序)

王旅生 聂景旭

序 言

自从燃气涡轮发动机问世以来,各国在发动机研制初期,普遍存在着重性能、轻结构强度、耐久性和可靠性的倾向,直到外场出现故障、影响使用,给军事上和经济上造成重大损失后,才把结构强度放到与发动机性能同样重要地位来对待,美国F100发动机的惨痛教训是值得人们深思的一例。我国航空发动机历经仿制、使用、改进改型和自行研制约四十年,国外重性能、轻结构强度的错误观念也反映在我国航空发动机的自行研制的过程中,所幸的是在1987年颁布了《GJB241—87涡轮喷气、涡轮风扇发动机通用规范》。现在,新研制的发动机已按制定的型号规范要求进行研制,根据规范规定的研制阶段和程序、质量保证条例和定型试验要求安排研制工作,开始不单从性能方面,而且在结构强度、耐久性方面较全面地贯彻和实施有关内容。但是,由于重性能、轻结构强度的影响时间较长,即使在近十多年研制技术有所改进的情况下,也还没有彻底的扭转,结构强度工作还没有得到足够的重视。特别是从管理方面,如何结合我国国情和有限的研制、使用经验,逐步摸索并总结出符合国情的航空发动机研制程序和研制方法,避免重走国外“重性能、轻结构强度”的覆辙,是当前从事发动机研制工作的各级领导和广大科研人员极为关注的迫切需要解决的问题。

经过发动机行业同志们数十年的辛勤劳动,在型号研制工作中不停地探索,结合学习国外发动机研制中结构强度设计的经验教训,也摸索到不少自己的经验。从事发动机研制的人员,特别是结构强度工作人员,通过发动机结构完整性大纲的研究,以及从结构故障成为阻碍发动机研制进程的棘手问题的经验教训中,对结构强度工作在发动机研制过程中的重要性有了更深的认识。进一步认识到结构强度工作程序化、规范化的重要性,以及组织编写《发动机结构完整性指南》(简称《指南》)和《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》(简称《准则(研究报告)》)的迫切性。

当前,发动机研制工作正处于关键时期,研制观念也正开始从单一追求性能转向性能与可靠性、耐久性并重,对结构强度工作提出了更高的要求,因此,《指南》和《准则(研究报告)》正适应了我们发动机当前研制的急需,希望能起到“对症下药”的作用。另外,目前发动机行业正处于新老科技人员交替的关键时刻,通过《准则(研究报告)》的编写,既可通过老科技人员言传身教,向中、青年科技人员传授研制经验,又可将老科技人员宝贵的知识财富,融入《准则(研究报告)》内容之中,供青年科技人员学习应用。这也是编写《准则(研究报告)》主要目的之一。

《准则(研究报告)》是关系到航空发动机结构性能方面的推荐性和指导性的综合研究文件,它是衔接《指南》和设计分析、试验验证的中间环节,是提高发动机结构完整性的设计要求和工作的依据。

《准则(研究报告)》不同于一般的参考性工具手册,它是根据研制实践,总结了发动机的研制和预研经验,所提供的设计、验证方法及其评定标准,可供型号研制直接使用或结合型号特点研制要求进行剪裁、修改和补充后使用。

《准则(研究报告)》的使用对象,主要是发动机结构强度工程技术人员和技术管理人员。《准则(研究报告)》提供的不同设计阶段的计划网络、评审节点和内容以及风险评估等内容是发动机研制过程中结构强度工作的管理准则。《准则(研究报告)》又好比一面镜子,用它可照出发动机可能存在的故障隐患,并可找到解决该隐患的途径和方法,这也是编写《准则(研究报告)》的重要原因。

值得指出的是《准则(研究报告)》的编写体现了先进性、科学性和实用性相结合,也反映了发动机结构完整性研究和其他相关预研项目的研究成果,总结了我国发动机研制中结构强度工作的经验教训和吸取了国外有关先进技术经验,为研制具有较高的结构可靠性、耐久性的发动机提供技术比较先进的指导系统。《准则(研究报告)》中所提供的方法、数据、图表和其它资料取之有据,内容较为具体明确、可操作、可实施,可作为发动机研制的有效参考依据。

《准则(研究报告)》的核心内容是第5章结构设计准则。第11章计划网络是贯彻结构设计准则全过程的一条主线,介绍了在发动机研制进程中,按照以时间分阶段的原则,制订强度工作在探索研究、先期发展和工程研制三个重要阶段中的研究网络,应该将此纳入先进发动机的设计、研制和使用计划中去。这种方法将是我们发动机研制中的革新点。

《准则(研究报告)》的编制历经四年之久。是在中国航空工业总公司发动机局的直接领导和关怀下进行的,三所部内高等院校和三个发动机研究所的专家、教授和从事发动机结构强度工作多年的老、中、青科技人员付出了辛勤劳动,做出了卓越贡献,在此表示衷心地感谢。《准则(研究报告)》的出版,是我国发动机行业值得庆幸的喜事。希望《准则(研究报告)》出版后,经试用、剪裁、修改和补充,能成为指令性的《发动机型号结构设计准则》,使发动机研制中的结构强度工作早日走向制度化、规范化和标准化。这是发动机研制工作者企盼已久的心愿。

吴大观

1997.10.20

编写说明

航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则研究是涡喷、涡扇发动机结构完整性研究中的重点研究课题。《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》是一份指导性和推荐性的综合研究报告,它较集中地反映了我国航空发动机行业多年来的研制、使用经验,体现了发动机结构完整性和其他相关预研项目的研究成果,并吸取了国外有关的先进经验。在本研究报告的基础上,经过一段时间的试用验证后,还将形成《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则》,供发动机设计研制单位参考。经型号研制单位剪裁、修改和补充后,可成为该型号研制中的指令性设计文件。

本研究报告共分六册,第一册为总论,重点叙述了准则的研究方法,以及发动机研制进程中的结构强度工作内容和要求;第二册至第六册分别为轮盘、叶片、机匣、燃烧室与加力燃烧室和转子系统设计准则,均由载荷、结构、故障模式、准则、计算分析、材料与工艺、试验验证、评定标准、风险评定和计划网络等十一章组成。

本研究报告是在中国航空工业总公司发动机系统工程局领导下,组织结构强度行业专家编制的,由六〇六研究所任总编单位,第一册由六〇六研究所任主编单位;第二册由西北工业大学任主编单位;第三、第六册由北京航空航天大学任主编单位;第四、第五册由南京航空航天大学任主编单位,六〇六研究所还为各册的副主编单位。

参加本册编审工作的人员还有:王旅生、王通北、王欣、刘湘生、许锷俊、陈光、杨士杰、杨万红、杨治国、郑光华、张万仁、洪其麟、段立宇、段作祥、侯慧敏、高鹏飞、黄庆南、龚梦贤、韩红志、韩希鹏、蒋福庆等同志。在此一并表示感谢。

由于编写经验及水平有限,文中不妥之处敬请阅者批评指正。

目 录

第1章 绪论	(1)
第2章 载荷及载荷谱	(3)
2.1 引言	(3)
2.2 作用在盘类零件(主要是轮盘)上的载荷及其对盘类零件强度、刚度的影响	(3)
2.2.1 轮盘本身产生的离心负荷	(3)
2.2.2 轮盘外载荷	(4)
2.2.3 热负荷	(6)
2.2.4 协调负荷	(10)
2.2.5 压力差	(10)
2.2.6 扭矩	(10)
2.2.7 轴向力	(11)
2.2.8 陀螺力矩	(11)
2.2.9 盘与轴的过盈配合	(11)
2.2.10 振动载荷	(11)
2.3 载荷谱	(11)
2.3.1 转速谱	(11)
2.3.2 温度谱	(18)
2.3.3 驻留时间	(21)
2.4 载荷谱对轮盘关键部位寿命和强度的影响	(21)
2.4.1 轮盘关键部位的应力变化历程	(21)
2.4.2 轮盘关键部位 应力—应变循环特征及低循环疲劳	(23)
参考文献	(25)
第3章 典型结构及新结构	(26)
3.1 引言	(26)
3.2 压气机转子的结构和分析	(26)
3.2.1 大涵道比风扇转子的结构和分析	(26)
3.2.2 大涵道比增压级转子结构和分析	(28)
3.2.3 压气机转子结构和分析	(28)
3.2.4 篦齿式空气封严装置结构的改进	(30)
3.2.5 压气机转子盘与叶片的连接结构和分析	(30)
3.3 涡轮转子的结构和分析	(32)
3.3.1 高压涡轮转子和中、小涵道比发动机低压涡轮转子	(32)
3.3.2 大涵道比发动机低压涡轮转子	(35)
3.3.3 篦齿封严装置	(35)

3.3.4 转子与叶片的连接	(36)
3.4 盘类零件“关键特性”的确定	(36)
3.4.1 盘类零件“关键特性”的确立	(36)
3.4.2 “关键特性”在图纸上的标注	(37)
参考文献	(37)
附图	(38)
第4章 典型故障模式和影响分析(FMEA)	(49)
4.1 引言	(49)
4.2 典型故障模式、影响分析	(49)
4.2.1 轮盘低循环疲劳及其与高循环疲劳复合作用的裂纹故障	(49)
4.2.2 涡轮盘外径伸长	(51)
4.2.3 轮盘辐板屈曲变形故障	(51)
4.2.4 轮盘的破裂故障	(51)
4.2.5 轮盘振动开裂故障	(52)
4.3 轮盘的 FMEA 表	(53)
4.4 现役机种 FMEA 表形式	(54)
参考文献	(54)
第5章 设计准则	(59)
5.1 引言	(59)
5.2 设计准则的具体内容	(60)
5.2.1 足够的应力储备	(60)
5.2.2 防止轮盘破裂	(62)
5.2.3 防止有害变形	(67)
5.2.4 足够的低循环疲劳寿命	(73)
5.2.5 有初始裂纹及内部缺陷后应有足够的裂纹扩展寿命	(83)
5.2.6 防止有害的盘一片耦合共振与振动	(99)
5.2.7 防止轮盘屈曲	(106)
参考文献	(107)
第6章 设计分析方法	(110)
6.1 引言	(110)
6.2 设计分析方法	(110)
6.2.1 设计分析方法的分类	(110)
6.2.2 在发动机研制的各个阶段轮盘设计分析方法的选用	(111)
6.3 分析方法	(113)
6.3.1 常规计算方法	(113)
6.3.2 有限元和边界元分析	(137)
6.3.3 寿命计算	(173)
6.3.4 可靠度计算	(187)
参考文献	(197)

第7章 材料及工艺	(199)
7.1 引言	(199)
7.2 盘类零件的选材原则	(199)
7.2.1 基本原则	(199)
7.2.2 高可靠度	(200)
7.2.3 高强度	(200)
7.2.4 高耐久性	(200)
7.2.5 质量小	(200)
7.2.6 韧性好	(200)
7.2.7 抗氧化腐蚀能力强	(200)
7.2.8 加工性能	(200)
7.2.9 经济性好	(200)
7.3 典型盘类零件主要材料及其性能项目	(201)
7.3.1 目前国内已生产可供选择的主要材料	(201)
7.3.2 合金必须提供的材料性能项目	(202)
7.4 材料数据的可靠度要求	(205)
7.5 发展中的盘类零件材料及其性能特点	(206)
7.5.1 粉末冶金盘的现状与发展	(206)
7.5.2 粉末冶金盘的工艺特点及对材料特性的影响	(207)
7.5.3 国内外粉末冶金盘的主要性能和特点	(208)
7.5.4 粉末冶金盘的应用范围	(209)
7.6 关键工艺及它对材料性能影响分析	(209)
7.6.1 摩擦焊	(209)
7.6.2 电子束焊	(210)
7.6.3 扩散焊	(210)
7.7 热处理及表面保护	(211)
7.7.1 热处理	(211)
7.7.2 表面保护	(212)
7.8 材料组合参数性能分析	(212)
7.8.1 比强度 σ_b / ρ	(212)
7.8.2 屈强比 $\sigma_b / \sigma_{0.2}$	(212)
7.8.3 比断裂韧性 K_{IC} / σ_b	(212)
7.8.4 比刚度 E / ρ	(213)
7.8.5 裂纹长度参数 $(K_{IC} / \sigma_s)^2$	(213)
7.8.6 缺口光滑性能比 $(\sigma_{ntc} / \sigma_{smo})^2$	(213)
7.9 不同盘类零件的材料选择	(213)
7.9.1 风扇盘及相应的转接鼓筒	(214)
7.9.2 低压压气机轮盘及相应的鼓筒	(214)
7.9.3 高压压气机轮盘及其随动件	(214)

7.9.4	涡轮盘及其随动件	(214)
7.10	发动机研制各阶段对材料的要求	(214)
7.10.1	探索研究阶段	(214)
7.10.2	先期发展阶段和工程研制阶段对材料的要求	(215)
	参考文献	(215)
第8章	试验验证	(216)
8.1	引言	(216)
8.2	轮盘应力测量试验验证	(217)
8.2.1	轮盘子结构的试验验证	(217)
8.2.2	光弹性试验在轮盘应力测量验证试验中的应用	(218)
8.2.3	模型盘的验证试验	(224)
8.2.4	旋转试验器上进行轮盘应力测量试验	(225)
8.3	轮盘超转、破裂转速的试验验证	(234)
8.3.1	超转、破裂试验的目的及试验状态的模拟	(235)
8.3.2	超转、破裂试验	(235)
8.4	低循环疲劳寿命的试验验证	(239)
8.4.1	轮盘低循环疲劳寿命的试验验证及试验预测的原理和步骤	(240)
8.5	轮盘裂纹扩展寿命的试验验证	(249)
8.5.1	试验方案	(249)
8.5.2	试验实施	(250)
8.5.3	数据结果处理	(252)
8.5.4	临界裂纹长度的试验	(253)
8.6	轮盘其它验证试验	(254)
8.6.1	轮系的振动试验	(254)
8.6.2	辐板屈曲试验	(255)
8.7	整机试车中的轮盘	(257)
8.7.1	轮盘试验	(257)
8.7.2	整机试车中的轮盘试验项目	(258)
8.8	发动机各研制阶段试验验证项目	(259)
	参考文献	(260)
第9章	评定标准	(261)
9.1	引言	(261)
9.2	应力标准	(261)
9.3	破裂转速储备	(264)
9.4	变形限制标准	(267)
9.5	盘一片耦合振动的限制标准	(269)
9.5.1	振动频率的限制	(269)
9.5.2	振动应力的限制	(269)
9.6	低循环疲劳寿命的规定	(270)

9.6.1	早期设计工作的设计任务循环的给定	(271)
9.6.2	预估寿命的安全储备	(271)
9.6.3	我国的国军标 GJB-241-87 中低循环疲劳寿命的规定	(274)
9.7	确定安全检查间隔和判废标准	(274)
	参考文献	(276)
第 10 章	风险评估	(277)
10.1	引言	(277)
10.2	轮盘研制决策风险评定	(277)
10.2.1	明确研制要求	(277)
10.2.2	规定研制活动和研制方案	(278)
10.2.3	提出技术关键和评审要素	(278)
10.2.4	提供背景材料	(281)
10.2.5	聘请专家评审	(282)
10.2.6	统计分析	(282)
10.3	轮盘使用安全风险评定	(282)
10.3.1	轮盘破裂显著影响飞行安全风险	(282)
10.3.2	对轮盘安全风险的要求	(283)
10.3.3	轮盘安全风险评定方法	(285)
10.3.4	轮盘安全风险评定的主要内容	(286)
	参考文献	(290)
第 11 章	计划网络	(291)
11.1	引言	(291)
11.2	探索研究	(291)
11.2.1	初步分析	(292)
11.2.2	详细设计	(293)
11.2.3	可行性试验和分析	(293)
11.3	先期发展	(294)
11.3.1	初步评定	(294)
11.3.2	部件设计和证实	(295)
11.3.3	试验验证	(296)
11.4	工程研制	(296)
11.4.1	确定要求	(297)
11.4.2	初步结构设计	(297)
11.4.3	试验器上的试验及修改	(298)
11.4.4	发动机环境下的试验验证	(299)
11.4.5	工作寿命的验证	(300)
	参考文献	(303)

第1章 绪 论

盘类零件是航空燃气涡轮发动机常见的关键件, 包括有风扇盘、压气机盘、涡轮盘以及鼓筒形零件的加强盘等。本篇内容考虑传统习惯, 除了轮盘等盘类零件外, 尚包括与轮盘连接成一体的鼓筒、封严篦齿等。

一般轮盘的功能通常说是安装叶片以传输功率, 严格说来盘类零件是加强件(如涡轮盘视为榫槽鼓筒的内缘与加强盘熔接成一体的组合件), 用以减少鼓筒形零件的应力和变形。这些盘类零件都处于高速旋转的工作状态, 属于承力零件, 承受着轮盘外缘叶片离心力以及轮盘本身的质量离心力。对于高增压比的压气机的后几级盘及涡轮盘还承受有热应力, 厚度较薄的轮盘在盘一片耦合振动时会产生高周的振动应力。除上述的负荷外还存在盘与轴或盘与盘之间的装配应力以及在某种工作状态下由于变形不协调而产生的附加应力。在工作环境方面还要考虑涡轮盘外缘与燃气相接触部位的燃气腐蚀的影响。

轮盘的破裂大多会造成非包容性的毁坏, 所造成的后果往往是灾难性的, 轮盘破裂碎片打穿发动机机匣后可能切断油路或操纵系统, 也可能穿透油箱与座舱, 对飞机和乘员构成严重的威胁。因此在轮盘设计时能保证安全可靠的工作对于发动机以及飞机都是至关重要的。由于轮盘的负荷大, 工作条件恶劣, 故障时有发生, 对飞行威胁很大。如 L1011 客机在 1972 年末、1973 年初连续发生两次风扇盘甩出的严重事故。TF33 及 TF30 在 1975 年统计资料上分别有 9 次及 5 次疲劳故障记录。国内机种盘类零件的故障也屡见不鲜, 1977 年 WP8 涡轮盘在试车台上爆裂, WP6 也产生过压气机九级盘的断裂。WP6 在 90 年代初期还因涡轮叶片由于从涡轮盘上脱榫造成三起坠机的重大事故。除此之外, WP6, WP8 涡轮盘槽底裂纹从 70 年代初期就开始有多次出现, 同时 1972 年还出现过 WP7 试车后涡轮盘伸长变形故障等等。这些故障不仅会影响飞行安全, 同时也造成很大的经济损失。由以上情况表明, 盘的设计工作必须给予足够的重视。

轮盘设计过去沿用安全系数法作为图纸设计的唯一依据, 安全系数的选用是由经验确定, 其中包括了各种失效情况的综合考虑以及材质和负载的随机分布。由于发动机推重比的日益增大, 以及使用条件的恶劣情况, 使得发动机的设计必须精益求精, 在不断减小质量的同时, 更要保证飞行的安全, 这样就需将过去几十年的发动机设计经验总结出来形成设计准则, 以确保轮盘设计的安全可靠。国内外的航空发动机设计者, 根据盘类零件的失效情况总结出丧失功能的几种失效模式作为设计准则, 针对避免出现这些失效模式进行结构设计, 这不仅能提高设计质量而且对于经验欠缺的设计人员也可达到同样的目标, 为了能更深入地掌握这些准则, 本篇介绍了这些失效模式的机理和有关的基本概念。设计者在设计一开始就可利用有关概念将准则反映到结构图纸上, 同时运用分析计算的手段预估这些准则能否得到保证, 为此本篇为设计人员提供了为执行每条准则所需要的不同阶段的计算方法, 这些内容是最通用和有效的, 计算预估可以加快设计的速度和节约设计成本, 但最终还是要靠试验验证, 本篇又将各条设计准则在不同阶段所要求的试验验证的方法也进行介绍, 介绍试验的必要性以及从试验中得到哪些验证及其论据, 这些试验的内容对于设

计人员是有力的知识补充。从试验中发现问题，正确的返回设计，不断改进设计，这是贯彻准则的保证。

研制中各个阶段根据不同的条件需采用不同计算方法和试验验证方法，以及这些工作的安排顺序有条不紊，必须由计划网络来指挥和调度，这是执行准则的保证。为了按这个计划进行工作，设计人员应了解研制工作计划，这个计划不仅是严谨的、科学的、而且是相当复杂的，填补这些知识对设计者是非常必要的。

本篇除上述内容外还列了材料、载荷和风险评估等方面的章节。其有关内容都是从航空发动机设计的角度安排的。例如过去材料的选用都是根据设计人员的经验确定的，有了这些内容就将有关个人经验，汇集成科学的总结与分析。熟悉这些内容有利于不同工作环境下零件的选材，这绝不是根据材料某一个性能指标来确定，需要根据不同的情况综合的考虑。这些也应是设计人员必须掌握的。

总之，以上这些内容不仅为设计人员指出在设计时应遵循的设计准则，同时还准备了一些在贯彻这些准则时必须的知识，节省了查阅参考资料和判断选用的时间。对提高设计轮盘的质量，尤其对于经验尚不足的设计者将会有很大的帮助。

第 2 章 载荷及载荷谱

2.1 引言

航空发动机盘类零件在高转速和高温等极严酷的条件下工作。其结构设计必须满足若干设计准则，以保证它们具有足够的可靠性和耐久性。

载荷及载荷谱是结构能否保证满足设计准则的主要因素。苛刻而复杂的载荷及载荷谱将会导致盘类零件应力断裂、振动、低循环疲劳和蠕变变形过大。例如，某发动机当其轮盘上盘缘和盘心的温差增大 37.8°C ，低循环疲劳寿命降低 50%；F-15 和 F-16 飞机上的 F100 发动机，由于在设计时对载荷循环估计不足，设计的工作循环是每小时 1.15 个，而实际上 F-15 飞机是 2.2 个，F-16 飞机达到 3.1 个，因而在发动机投入使用后不久，热疲劳问题大量出现，寿命比预计的低一半。

本章的目的是使设计技术人员充分了解盘类零件上作用的载荷及载荷谱。以正确估计和分析所设计结构能否满足设计准则的要求。

在所有盘类零件中，轮盘是受载最大和最复杂的零件。故下面的分析以轮盘为重点。其它次要的盘类零件可参考轮盘的载荷及载荷谱进行分析。

本章主要介绍盘类零件的载荷和载荷谱以及分析它们对盘类零件强度的影响。它们的计算不是本章的内容，设计技术人员可参阅第 6 章或参考有关的资料。

2.2 作用在盘类零件(主要是轮盘)上的载荷及其对盘类零件强度、刚度的影响

2.2.1 轮盘本身产生的离心负荷

轮盘在高转速下工作，本身质量产生很大的离心负荷。若在轮盘上沿任意半径处取下一基元体，如图 2-1 示。在高转速下它产生的离心力 dP_u 是：

$$dP_u = dmR\omega^2 = \rho R^2 \omega^2 h dR d\varphi \quad (2-1)$$

式中： ρ ——轮盘材料密度；

ω ——轮盘旋转角速度；

$$\omega = \frac{\pi n}{30} \quad (n \text{——转速})；$$

h ——轮盘在半径 R 处的厚度；

图中： P_r ——基元体内侧轮盘作用在基元体上的径向力；

$P_r + dP_r$ ——基元体外侧轮盘作用在基元体上的径向力；

P_θ ——基元体两侧轮盘作用在基元体上的周向力。

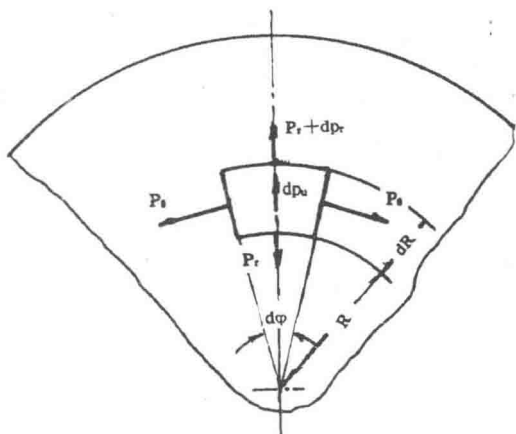


图 2-1 轮盘基元体受力示意图

显然,当轮盘结构尺寸和材料确定的情况下,离心力与转速的平方成正比。

由图 2-1 可见,在盘本身离心负荷作用下,轮盘盘缘处由于 $P_r + dP_r = 0$, 因而不论是周向应力 σ_θ 和径向应力 σ_r 都较小;而盘心处由于 $P_r + dP_r$ 很大,故周向应力和径向应力最大;对于开有中心孔的轮盘,在中心孔处由于 $P_r = 0$,故该处的周向应力又比实心盘大得多。因此,盘中心孔边以及附近的沟、槽和孔都是应力破坏的突出部位。

因此,为确保轮盘有足够的强度,必须按以下转速状态估算轮盘强度:

- 1) 在探索研究阶段,一般用设计状态的最大转速及气动性能计算估计能出现的最高转速;
- 2) 在先期发展阶段用飞行包线中各特定强度计算点的稳态工作转速及发动机型号规范所规定的最大允许稳态工作转速;
- 3) 115%和 122%的允许稳态工作转速(取此两转速的原因见第 5 章)。

2.2.2 轮盘外载荷

2.2.2.1 轮盘外缘安装的叶片等零件在高速旋转下产生的离心负荷

安装在轮盘上的工作叶片和锁片或挡板以及一些连接件,如螺栓、螺帽、销子等和轮盘一起高速旋转,产生的离心负荷也施加在轮盘上。它们产生的离心负荷的大小取决于它们的质量以及与轮盘一起旋转的转速。在以下转子中,它们产生的离心负荷是比较大的;

- 1) 大直径风扇转子:这种转子虽然转速不高,叶片的材料密度也比较小,但它的结构尺寸长而宽,因而单个叶片质量产生的离心力可达 100KN 以上;
- 2) 高压压气机转子:这种转子转速高,它的前几级叶片比较长,因而单个叶片的离心负荷仍可达数 KN 以上;
- 3) 涡轮转子:涡轮转子特别是高压涡轮转子在高转速下工作。而且涡轮工作叶片等都是采用密度较大的高温耐热合金制造,因而其质量很大。单个高压涡轮叶片产生的离心负荷可达 100KN 以上。

其它锁片、挡板和连接件产生的离心力和叶片相比较就小得多,可当量的折算在叶片的离心力上。因此,下面我们统称为叶片离心负荷。

这样大的离心负荷施加在轮盘上对轮盘的强度产生很大的影响:

1) 转子在高速旋转下,叶片离心外载在盘中心孔边产生的应力其性质和轮盘本身质量离心力产生的应力是相同的。因此,两者叠加的结果在中心孔处造成很大的强度问题。这时可把叶片离心负荷均布施加在轮盘的外缘表面上,这均布负荷为:

$$\sigma_{rk} = \frac{F}{2\pi \cdot R \cdot H} \quad (2-2)$$

式中: F——叶片离心负荷;

R——盘外缘半径;

H——盘外缘轴向宽度。

由于叶片与轮盘连接方式有所不同,故轮缘半径的确定和分布负荷也有所不同,如:

- a. 当轮盘的榫槽槽底与盘的旋转轴线平行时,轮缘半径取在槽底;此时槽底上面的轮缘凸块产生的离心力也作为叶片离心外载加在盘缘上,分布负荷按式 2-2 确定;
- b. 当轮盘的榫槽槽底与盘的旋转轴线在径向方向上有一倾角时,即所谓的斜榫头,如图 2-2 所示,则外缘半径近似取为前、后缘半径的平均值。其轮缘凸块亦建议取其平均