

航空发动机设计手册

第5册

涡喷及涡扇发动机总体

《航空发动机设计手册》总编委会 编

航空工业出版社

2001

ISBN 7-80134-810-9



内 容 提 要

9 787801 348104 >

《航空发动机设计手册》共计 19 册,包括涡喷及涡扇发动机总体、涡桨及涡轴发动机总体、进排气装置、风扇及压气机、主燃烧室、涡轮、加力燃烧室、附件传动及润滑系统、减速器、辅助动力装置及起动机、控制及燃油系统、空气系统及传热分析、强度、振动、转子动力学、计算机辅助设计、可靠性及维修性、通用基础、标准及工程制图等,基本覆盖了航空发动机设计技术的各个方面。它是我国第一套较完整、较全面的航空发动机设计用工具书,是我国 40 多年航空发动机研究、设计经验的总结,是广大从事航空发动机研究、设计人员的集体智慧结晶。

本书为这套手册的第 5 册,除绪论外共计 10 章。主要是以发动机结构,发动机性能,发动机系统及其附件,发动机维修性、可靠性,发动机使用、安装和发动机定型试验等为主要内容。虽然涡桨涡轴发动机是燃气涡轮发动机的一种,但它们与涡喷涡扇发动机在零部件设计上和使用上都有突出特点。经总编委会讨论决定:涡桨涡轴总体设计单独成册,列为这套手册的第 6 册。

本书作为工具书,实用性强,可供航空、航天、民航、空军、海航、陆航以及通用机电行业从事动力装置研制、设计、生产、使用、管理等工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机设计手册 第 5 册:涡喷及涡扇发动机总体/《航空发动机设计手册》
总编委会编;肖国树分册主编. —北京:航空工业出版社,2001.3

ISBN 7-80134-810-9

I. 航… II. ①航… ②肖… III. ①航空发动机—设计—技术手册 ②涡轮喷
气发动机—设计—技术手册 ③涡轮风扇发动机—设计—技术手册 IV. V23-62

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2001)第 08714 号

责任编辑:汪 涛 技术编辑:王超英 封面设计:霍振源

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

北京地质印刷厂印刷

秘密

2001 年 3 月第 1 版

2001 年 3 月第 1 次印刷

开本:787×1092 1/16

印张:23.75 字数:605 千字

印数:1—800

定价:60.00 元

ISBN 7-80134-810-9

V·080

序

以航空燃气涡轮发动机为动力的飞机自 1939 年首飞以来已有了近 60 年的历史。在这半个多世纪中，已显示出航空燃气涡轮发动机对军事和国民经济建设具有极端的重要性，历来受到主要工业国家的高度重视，其技术发展相当迅速。现在国外使用中较多的是第三代战斗机用的燃气涡轮发动机，其技术已经相当完善了。但是，航空燃气涡轮发动机技术的发展余地，包括性能、安全性、可靠性、耐久性、维修性、适用性、环保以及降低生产、使用费用等方面的潜力仍非常巨大，发展前景异常广阔。用于具有超声速巡航、隐身、高敏捷性为主要特征的第四代战斗机的推重比为 10 的发动机，即将在 2004 年投入使用。比第四代战斗机用的发动机能力倍增的美国“综合高性能涡轮发动机技术计划”（IHPTET），将于 2003 年完成，到那时，整个航空技术将有一次新的飞跃，然而，那也还不是航空燃气涡轮发动机技术的“最后边疆”，比 IHPTET 计划更下一代的技术——“先进概念”发动机计划正在酝酿中。

军用航空燃气涡轮发动机技术的发展，为民用航空燃气涡轮发动机的发展提供了重要的技术基础。民用航空发动机，特别是涡扇发动机的发展，使跨洋直航成为可能。由于民航市场的竞争非常激烈，民用发动机的改进、改型甚至更为频繁。近年来，由于军机市场相对缩小，而民航发动机订货逐年上升，民用航空发动机已在航空发动机产业中占据主导地位。最近，美国 NASA 又提出了今后 10 至 20 年民航发动机的发展目标，要使安全性、可靠性、环保和价格方面有大幅度的改善，民航发动机技术相应地也必然会有巨大的发展。

涡轮发动机在高超声速推进技术中的应用，虽然比原来设想的进度大大推后了，但用于高超声速推进的吸气式发动机，某种形式的组合循环发动机总是要实现的。

航空燃气涡轮发动机技术也正在非航空领域获得广泛应用，已推动了地面燃气轮机的发展。目前，燃气轮机已成为先进水面舰船的主要动力，以燃气轮机为主要动力的主战坦克也在“沙漠风暴”中经受

了实战考验。至于燃气轮机在工业上的应用，除广泛用于机械传动外，在电力工业中早已从以调峰发电为主发展为以基本负荷发电为主。美国现在每年新增的和更新的发电设备中，60%为燃气轮机系统。预计今后10年中全球新增的发电设备中，36%将为燃气轮机系统。不言而喻，当新一代航空燃气涡轮发动机技术诞生之后，对非航空方面的影响将会更加巨大。这是主要工业发达国家特别重视航空发动机技术发展的主要原因之一。

我国航空燃气涡轮发动机工业创建于1951年。从修理开始，第一台国产的涡轮喷气发动机于1956年试制成功。此后共生产了50000余台航空发动机，装备了我国的空、海军和民航，并出口到了许多国家。我国的第一个航空发动机设计机构成立于1956年。第一台自行设计的航空发动机——“喷发-1A”于1958年7月装在“歼教1”飞机上首飞上天。在此后的40多年中，我国在航空发动机自行研制方面克服重重困难，艰苦奋斗，取得了不小的成绩。不少改进、改型的型号投入了使用，对国防建设发挥了良好的作用；几种自行研制的型号获得了良好进展，离投入使用已经为期不远；航空发动机的预研也已取得了丰硕的成果；科研设备的建设有了一定的基础，建成了包括高空模拟试车台在内的初步配套的试验设施。

在40多年的生产、科研实践中，特别是在攻克无数技术难关的过程中，我们的研究、设计队伍得到了锻炼，逐步成长起来了。我们积累了较丰富的经验，各设计研究单位也都有了自己的一套工作程序，有了专业基本配套的理论体系和工作方法。诚然，由于我们过去的实践范围还不是很广，技术水平还不高，与航空先进国家相比，经验还不是很完整，工作方法、设计计算手段还不是很先进，还有很大差距。但是，首先，我们积累的经验和方法是在我们国家的社会、经济条件下的实践中产生的，是有中国特色的，是别的任何国家的经验所代替不了的。其次，别国的经验和方法，虽然我们要积极地去学习、消化和借鉴，但是，我们能看到的国外的东西只是比较一般性的，核心的、关键的内容我们看不到，因此，我们自己的经验和方法就显得非常宝贵。

由于历史的原因，我们的技术队伍在年龄方面有一个很大的断层。我国航空发动机研究设计队伍当前的骨干力量是60年代毕业的技术人员，他们大多数已到了或即将到退休年龄。他们积累的经验

《航空发动机设计手册》

总编委会及办公室组成人员

主 任：张洪飏

常务副主任：李志广（兼总编） 陈 浚 张 池
吴大观 刘大响

副 主 任：（以姓氏笔画为序）

马恒儒 王国祥 石 川 叶金福
刘孝安 何恽晋 海宜德 顾永根
焦天佑

委 员：（以姓氏笔画为序）

王 欣	王华阁	王清辉	尹泽勇	冯大庸
付才高	孙 慈	刘光浩	刘泽均	刘泽秋
江和甫	华 清	朱明俊	任源博	怀寿章
严成忠	杨 锐	杨士杰	杨开田	杨善发
肖国树	陈 光	陈大光	林继红	林基恕
孟昭川	张世桢	张光星	张恩和	张皖南
胡正义	唐智明	钱笃元	章永锋	龚良慈
崔之华				

办公室主任：唐智明

副 主 任：朱明俊 林继红

成 员：王 强 郑永成 范 健 黄苏桥

《航空发动机设计手册》各册名称

- 第 1 册 通用基础
- 第 2 册 工程制图及标准
- 第 3 册 可靠性及维修性
- 第 4 册 计算机辅助设计
- 第 5 册 涡喷及涡扇发动机总体
- 第 6 册 涡桨及涡轴发动机总体
- 第 7 册 进排气装置
- 第 8 册 压气机
- 第 9 册 主燃烧室
- 第 10 册 涡轮
- 第 11 册 加力燃烧室
- 第 12 册 传动及润滑系统
- 第 13 册 减速器
- 第 14 册 辅助动力装置及起动机
- 第 15 册 控制及燃油系统
- 第 16 册 空气系统及传热分析
- 第 17 册 载荷及机匣承力件强度分析
- 第 18 册 叶片轮盘及主轴强度分析
- 第 19 册 转子动力学及整机振动

方法，除了一些单篇的技术总结、报告外，有相当一部分还保存在他们的笔记本上和脑子里。把这些经验与方法汇总和整理出来，使之成为比较系统的工具书，将是一笔宝贵的财富。由中国航空工业总公司决策，发动机局主持开展的《航空发动机设计手册》的编撰工作，意义重大，也是非常必要和及时的。中国航空工业总公司在航空动[1994] 192 号文件中指出：“《航空发动机设计手册》的编写出版将是我国航空发动机行业四十余年来航空发动机设计技术领域的技术总结。它对于振兴航空发动机行业，做好承上启下，把我国航空发动机技术水平推向一个新高度，具有重要意义。”

《航空发动机设计手册》是一套供工程技术人员在航空发动机设计和研究工作中参考和查阅的工具书，它既不同于以理论阐述和推导为主的教科书，也不同于一般的设计规范。

在本手册的编写过程中，我们力求具有实用性、先进性、科学性、通用性、系统性和完整性。当然，要真正满足这些要求是相当困难的。编、撰、校、审过程中虽然对此进行了认真的探索，但结果仍难以令人满意。

本手册涉及的发动机类型为涡扇、涡喷、涡轴和涡桨发动机，不涉及活塞式、冲压式和一次性使用的发动机。技术内容集中在设计方面及设计需要的有关材料和工艺问题。试验研究是发动机及其部件研究、设计工作的重要组成部分，但为了节省篇幅，本手册中只涉及试验任务书的编制和试验件的设计。

本手册共分 19 册，分别由中国航空工业总公司沈阳航空发动机研究所、株洲航空动力机械研究所、燃气涡轮研究院、中国航空综合技术研究所、无锡航空发动机研究所和北京航空航天大学为主编单位，并由主编单位推荐的专业人员担任主编。参加撰、校、审稿的人员 400 余人，来自发动机行业内外的 27 个单位。

当前，我国航空发动机技术研究和产品开发方面的形势是比较好的，在型号研制和预研方面都有较好的进展。但是，与国外相比，我们在军、民用航空发动机技术水平方面的差距还相当大，远远不能满足我国国防建设和民航发展的需要。考虑到国外下一代发动机即将投入使用，IHPTET 技术水平的发动机将陆续出现，更下一代的技术又在酝酿中，我们面临着在航空发动机技术方面的差距更加拉大的危险，今后的形势将更为严峻。对于今后的发展，虽然我们不应提一些

不切实际的目标，但我们毕竟是个大国，是个社会主义的大国，没有自己的航空工业不行，没有自己的航空发动机工业也不行。对于未来，我们是充满信心的。在“科教兴国”的方针指引下，随着国家经济实力的增强，相信今后国家必然会有条件以更多的财力投入到航空发动机这个高投入、高风险、高附加值的高技术行业上来。此外，在改革开放的大好形势下，我们已经有了一个较好的国际合作环境，也有条件更好地引进和借鉴国外的先进技术。通过全行业职工的坚持不懈的奋斗，我们一定会在世界航空发动机领域占有一席之地。《航空发动机设计手册》的出版，必将在这一奋斗过程中做出应有的贡献。

由于我们的经验和水平有限，可供参考的国外资料也很少，又是初次编写，在内容和文字各方面的问题和错漏在所难免，敬请读者批评指正，以便在再版时进一步修订和补充。

《航空发动机设计手册》总编委会

1998年4月

《航空发动机设计手册》第5册

涡喷及涡扇发动机总体

编委会及审委组成人员

主 编：肖国树

副主编：陈勤生

编 委：薛良达 董奇志 卓为培

撰稿人：(以姓氏笔画为序)

王明真	马海舟	刘国玉	齐振彪	孙万峰
华 清	朱锦灿	肖国树	李文明	李建榕
庞 涛	卓为培	陈金国	陈勤生	陈坤祥
张庆春	张昭兴	钱金善	董奇志	蒋一鹤
蔡志毅	薛良达			

主 审：周 镐

副主审：张 津

审 委：陈士煊 唐狄毅

前 言

《涡喷及涡扇发动机总体》是《航空发动机设计手册》的第5册。目前在大学的航空发动机专业中并没有设置“总体设计”专业,而在某些设计研究机构中设有“总体设计”部门,其任务主要是:发动机性能分析、发动机结构安排、拟定发动机装配程序和技术条件以及提出并参与发动机的调试、改进改型工作。在各单位之间,总体室的任务不尽相同,有的专业内容窄些,有的范围更宽更大,如把电气、空气系统、发动机控制等都包括在其中。我们是按前一类型编写手册的,以便适应基本的专业方向。

本手册分为绪论和正文10章。绪论介绍了航空涡轮发动机的产生、发展和未来以及它对航空器产生的重大推动作用,同时还说明设计与制造、设计与材料及设计与计算机应用之间的关系。本手册第1、2、3章是按发动机设计程序中方案设计的需要编写的。第4、5、6章是按技术设计(施工设计)的需要编写的。这种编排也许对设计工程师查阅使用更合适一些。第6章系统设计着重说明系统的设计要求,而不介绍它们的设计方法,后者在《航空发动机设计手册》中有其他分册进行介绍。第7和第8章是针对发动机外部设计编写的,包括导管、电缆的敷设、附件的布置和发动机安装节的设计等。第9章介绍发动机特有的“三性”(使用性、维修性和可靠性)要求,力图结合发动机的实际,阐明“三性”的重要作用。第10章介绍发动机研制过程的重要试验及定型程序。试验是发动机研制中最重要、耗费最大、时间最长的一个阶段。只有通过科学的、严密的各种试验,发动机才能走向成熟、走向完善。本章中介绍的各种试验着重说明试验的目的和要求,而不详细介绍试验方法,试验器和试验件的结构以及测试要求和试验结果的处理。通过阅读第10章,使设计人员了解发动机研制过程,懂得研制一台优良的发动机不仅需要精心设计,而且还要通过复杂而艰巨的试验,不能一蹴而就。

本册各章撰稿人:前言、绪论、第10章和2.5节肖国树;第1章马海舟;2.1~2.3节孙万峰;3.1~3.4节薛良达;3.5节张庆春;3.6~3.8

节,5.5.1~5.5.2节、8.2~8.8节和8.10~8.15节陈勤生;4.1.1~4.1.2节和2.4节卓为培;4.1.3节张昭兴;4.2.1~4.2.4节、4.2.6节和9.2~9.3节庞涛;4.2.5节华清;4.3~4.4节陈金国;4.5节蔡志毅;4.6节李建榕;5.1节和5.6节朱锦灿;5.7节和5.2~5.4节陈坤祥;6.1节和6.8~6.16节刘国玉;6.2~6.7节和9.1节蒋一鹤;7.1~7.3节齐振彪;7.4节王明真;8.1节和8.9节李文明;9.4节董奇志;9.5节钱金善。本手册由肖国树、陈勤生和薛良达三人负责统校和统编。

在本手册编写过程中得到沈阳航空发动机研究所周镐副总师、北京航空航天大学张津教授、西北工业大学唐狄毅教授和南京航空航天大学陈士煊教授宝贵的帮助,对此深表谢意。

由于编写这本大型手册尚属首次,编者水平不高,能力有限,肯定有不足之处,敬希读者提出批评和改进意见。

《航空发动机设计手册》第5册编委会

2000年6月

目 录

绪论	(1)	2.4.6 扩散器和混合器通道设计	(41)
第1章 发动机总体方案论证	(10)	2.4.7 加力燃烧室通道设计	(42)
1.1 发动机设计要求	(10)	2.4.8 喷管通道设计	(42)
1.1.1 发动机设计与飞机设计的关系	(10)	2.5 发动机重量估算	(43)
1.1.2 军用发动机设计要求	(10)	2.5.1 估算的模型	(43)
1.1.3 民用发动机设计要求	(11)	2.5.2 3/2次方估算法	(43)
1.2 总体方案设计的任务和重要性	(12)	2.5.3 参数法	(43)
1.2.1 方案设计的任务	(12)	2.5.4 用零部件重量计算整机重量	(44)
1.2.2 方案设计的重要性	(12)	第3章 发动机总体结构方案设计	(45)
1.3 方案设计中的几个基本问题	(12)	3.1 总体结构布局	(45)
1.3.1 关于发动机推重比	(12)	3.1.1 涡喷发动机结构布局	(45)
1.3.2 发动机循环分析	(13)	3.1.2 涡扇发动机结构布局	(45)
1.3.3 总体匹配分析	(16)	3.1.3 发动机的特殊布局	(47)
1.4 经费估算	(19)	3.2 发动机转子的支承方案	(49)
1.4.1 研制经费估算	(19)	3.2.1 单转子支承方案	(50)
1.4.2 全寿命期费用估算	(20)	3.2.2 双转子支承方案	(50)
第2章 发动机总体性能方案设计	(25)	3.2.3 三转子支承方案	(54)
2.1 发动机性能方案设计	(25)	3.3 发动机承力系统	(56)
2.1.1 性能方案设计的主要内容	(25)	3.3.1 止推轴承的位置	(56)
2.1.2 气动方案设计的框图	(25)	3.3.2 安装节位置的初步选择	(57)
2.2 发动机设计点热力循环参数的分析和确定	(26)	3.3.3 发动机传力系统	(58)
2.2.1 确定热力循环参数使用的计算机程序	(26)	3.3.4 承力框架	(61)
2.2.2 参数的分析和确定	(26)	3.3.5 支承结构	(62)
2.3 飞机/发动机协调和设计点热力循环参数的最终确定	(33)	3.3.6 空气系统安排	(67)
2.3.1 发动机非设计点性能计算	(33)	3.4 临界转速的估算	(67)
2.3.2 飞机/发动机匹配协调	(34)	3.4.1 总体结构方案阶段临界转速估算的目的	(67)
2.3.3 发动机总体最佳参数选定	(35)	3.4.2 临界转速的概念	(68)
2.4 发动机流路设计	(35)	3.4.3 影响临界转速的因素	(68)
2.4.1 计算方法	(35)	3.4.4 估算方法	(68)
2.4.2 高压系统通道设计	(36)	3.5 发动机设计选材	(68)
2.4.3 低压系统通道设计	(39)	3.6 新工艺的选择	(70)
2.4.4 低压系统和高压系统通道匹配	(40)	3.6.1 航空发动机对制造技术的要求	(70)
2.4.5 外涵道流路设计	(41)	3.6.2 新工艺选择的原则	(70)
		3.6.3 试制与批生产	(71)
		3.7 新技术的选用	(71)
		3.7.1 新技术对发动机的作用	(71)

3.7.2 采用原则	(71)	4.6.5 用户程序的输入与输出	(148)
3.7.3 考核试验	(71)	4.6.6 实例	(151)
3.8 总体结构方案图	(71)		
第4章 发动机技术设计中的性能设计	(73)	第5章 发动机技术(详细)设计阶段的结构设计	(153)
4.1 发动机稳态性能计算	(73)	5.1 总体结构设计	(153)
4.1.1 设计点性能计算(即热力计算)	(73)	5.1.1 发动机装配性分析	(153)
4.1.2 发动机非设计点性能计算(即特性计算)	(81)	5.1.2 转子的平衡	(168)
4.1.3 使用条件影响的性能修正	(83)	5.1.3 防错设计	(173)
4.2 发动机瞬态性能计算	(97)	5.1.4 支承系统设计	(174)
4.2.1 定义	(97)	5.1.5 压气机转子和涡轮转子的连接	(180)
4.2.2 起动过程的组织及计算	(97)	5.2 总体结构协调	(190)
4.2.3 空中起动	(102)	5.2.1 总体结构协调图	(190)
4.2.4 发动机加速过程的性能设计和计算	(104)	5.2.2 总体结构协调	(192)
4.2.5 发动机实时模型	(112)	5.3 冷热态尺寸链的计算	(194)
4.2.6 加力的接通和切断过程	(123)	5.3.1 计算目的	(194)
4.3 发动机的控制	(126)	5.3.2 计算条件	(195)
4.3.1 控制的任务及要求	(126)	5.3.3 计算方法	(195)
4.3.2 控制方案的一般性选择	(128)	5.4 发动机测收改装	(195)
4.3.3 主燃油控制方案选择	(131)	5.4.1 改装要求的提出	(196)
4.3.4 发动机变几何控制	(135)	5.4.2 改装设计	(196)
4.3.5 其他控制	(138)	5.4.3 改装实施程序	(197)
4.4 FADEC——全功能数字电子控制	(139)	5.5 发动机压力平衡	(197)
4.4.1 总的设计要求	(139)	5.5.1 转子轴向力计算	(197)
4.4.2 基本功能	(139)	5.5.2 压力平衡设计	(198)
4.5 气动稳定性设计	(140)	5.6 发动机总图的绘制	(199)
4.5.1 气动稳定性设计目标	(140)	5.6.1 总图的类别和功能	(199)
4.5.2 稳定边界、稳定裕度的定义	(140)	5.6.2 绘制要求	(200)
4.5.3 导致气动不稳定的各种因素	(141)	5.6.3 图面内容	(200)
4.5.4 稳定性设计——稳定裕度的分配	(141)	5.7 发动机重量、重心和转动惯量的计算	(201)
4.5.5 增加发动机稳定性的各种措施	(144)	5.7.1 发动机零、部件重量、重心计算	(201)
4.5.6 关于稳定性设计的验证	(145)	5.7.2 发动机零、部件转动惯量的计算	(202)
4.5.7 关于抗畸变能力的评定	(145)	5.7.3 发动机整机重量、重心和转动惯量计算	(203)
4.5.8 关于稳定裕度及抗畸变能力的统计	(145)		
4.6 用户程序	(146)	第6章 发动机系统设计技术要求	(205)
4.6.1 用户程序的功用和种类	(146)	6.1 防冰系统	(205)
4.6.2 用户程序的操作和运行要求	(146)	6.1.1 防冰系统的功能	(205)
4.6.3 用户程序的功能	(147)	6.1.2 防冰系统的设计要求	(205)
4.6.4 用户手册	(147)	6.1.3 防冰系统的设计	(206)
		6.1.4 防冰系统试验要求	(206)
		6.2 控制系统	(206)

6.2.1 控制系统的功能	(206)	6.14.1 防火系统的功能	(232)
6.2.2 控制系统的组成	(207)	6.14.2 对防火系统的设计要求	(232)
6.3 燃油系统	(215)	6.15 测试系统	(232)
6.3.1 燃油系统组成	(215)	6.15.1 测试参数配置	(232)
6.3.2 燃油系统设计要求	(216)	6.15.2 测试参数的记录	(233)
6.4 点火系统	(218)	6.15.3 监控参数测量	(234)
6.4.1 点火系统要求	(218)	6.16 电气系统	(234)
6.4.2 点火系统组成	(218)	6.16.1 电源	(235)
6.4.3 直接点火和间接点火	(219)	6.16.2 导线接头与电缆	(235)
6.4.4 加力点火	(219)	6.16.3 电器元件环境的适应性	(236)
6.5 润滑系统	(220)	第7章 发动机外部设计	(237)
6.5.1 润滑系统的功能	(220)	7.1 外部附件布置	(237)
6.5.2 对润滑系统设计的一般要求	(220)	7.1.1 外部附件布置的根据	(237)
6.5.3 滑油系统附件的设计要求	(221)	7.1.2 发动机附件优选论证	(238)
6.5.4 对滑油的要求	(222)	7.1.3 附件布置要求	(238)
6.6 液压与气动系统	(223)	7.2 发动机管路敷设	(239)
6.6.1 液压与气动系统的功能	(223)	7.2.1 管路敷设应满足系统介质输导要求	(239)
6.6.2 对液压与气动系统的设计要求	(223)	7.2.2 管路敷设的可靠性要求	(240)
6.7 起动系统	(224)	7.2.3 管路敷设工艺性和维修性要求	(240)
6.7.1 起动系统功能	(224)	7.2.4 计算机布管	(241)
6.7.2 起动机的选择	(226)	7.3 发动机全尺寸模型的设计	(241)
6.7.3 起动系统设计要求	(226)	7.3.1 样机的作用	(241)
6.8 空气系统	(227)	7.3.2 样机的设计与制造	(242)
6.8.1 内流冷却封严空气系统	(227)	7.3.3 样机与飞机的安装匹配	(243)
6.8.2 对内流冷却封严空气系统的设计要求	(227)	7.3.4 电缆的敷设	(243)
6.8.3 飞机引气系统	(228)	7.3.5 发动机通电搭接性检验	(243)
6.9 喷液系统	(228)	7.4 管路设计	(244)
6.9.1 喷液种类	(228)	7.4.1 设计	(244)
6.9.2 喷液系统的功能	(229)	7.4.2 航空发动机用的导管	(258)
6.9.3 喷液系统的组成	(229)	7.4.3 管路的支承固定件	(259)
6.10 附件传动系统	(229)	7.4.4 导管设计的两种基本方法	(264)
6.10.1 附件传动系统的功能	(229)	7.4.5 导管的加工质量控制	(265)
6.10.2 附件传动系统的设计要求	(229)	7.4.6 管路装配	(267)
6.11 推力转向系统	(230)	7.4.7 导管的特种试验	(267)
6.11.1 推力转向系统的功能	(230)	第8章 发动机在飞机上的安装协调	(269)
6.11.2 对推力转向系统的设计要求	(230)	8.1 安装方式	(269)
6.12 操纵系统	(231)	8.1.1 战斗机发动机的安装	(270)
6.12.1 操纵系统的功能	(231)	8.1.2 民用飞机、运输机和轰炸机发动机的安装	(274)
6.12.2 对操纵系统的设计要求	(231)		
6.13 漏油系统	(231)		
6.13.1 漏油系统的功能	(231)		
6.13.2 对漏油系统的设计要求	(231)		
6.14 防火系统	(232)		

8.14	引气界面	(290)
8.14.1	引气流量的确定与限制	(290)
8.14.2	引气压力与温度	(290)
8.14.3	引气污染的控制	(291)
8.14.4	引气口结构形式和尺寸协调	(291)
8.15	发动机在飞机上安装协调项目表	(291)

第9章 发动机使用限制,状态监测,
维修性和可靠性 (295)

9.1	发动机使用限制	(295)
9.1.1	稳定工作所要求的限制	(295)
9.1.2	构件强度所要求的限制	(296)
9.1.3	使用限制范围	(296)
9.1.4	转速限制	(297)
9.1.5	燃气温度限制	(297)
9.1.6	压力限制	(298)
9.1.7	发动机进口空气温度限制	(299)
9.1.8	发动机振动限制	(300)
9.1.9	发动机工作时间限制	(300)
9.2	发动机状态监控系统	(300)
9.2.1	发动机状态监控系统(简称 EMS)组成、 功能与效益	(300)
9.2.2	性能监测	(303)
9.2.3	振动监测	(305)
9.2.4	滑油监测	(306)
9.2.5	寿命监测	(308)
9.2.6	发动机结构无损检测	(309)
9.3	发动机故障诊断	(309)
9.3.1	诊断的原理	(309)
9.3.2	诊断的方法	(309)
9.4	维修性设计	(311)
9.4.1	维修性设计思想	(311)
9.4.2	维修性设计与维修工程	(312)
9.4.3	维修性名词和术语	(313)
9.4.4	发动机维修品质的基本要求	(313)
9.4.5	维修性设计准则	(315)
9.4.6	发动机维修性设计	(316)
9.4.7	维修成本	(319)
9.4.8	维修性大纲	(321)
9.5	可靠性设计	(323)
9.5.1	发动机的可靠性参数及指标	(324)
9.5.2	发动机可靠性设计准则	(330)
9.5.3	发动机可靠性设计评审	(331)

9.5.4 可靠性设计管理	(331)	10.3.6 系统和附件试验	(342)
9.5.5 材料与可靠性	(331)	10.3.7 部件结构试验	(342)
9.5.6 加工方法与可靠性	(332)	10.4 整机试车	(343)
9.5.7 应力分析与应力标准	(333)	10.4.1 地面台架运转试车	(344)
9.5.8 防腐蚀的措施	(334)	10.4.2 高空模拟试验	(346)
9.5.9 航空发动机工作安全性要求	(335)	10.4.3 飞行试验	(348)
第 10 章 发动机试验	(336)	10.4.4 环境试验和吞咽试验	(349)
10.1 试验在发动机研制中的作用	(336)	10.4.5 耐久性试车	(350)
10.2 试验的分类、目的	(337)	10.4.6 其他特殊试验	(352)
10.2.1 型号研制中的试验分类	(337)	10.5 试验的组织管理	(353)
10.2.2 试验目的和内容	(337)	10.5.1 计划管理	(353)
10.3 零、部件试验	(337)	10.5.2 技术管理	(354)
10.3.1 压气机性能试验	(337)	10.5.3 试验进程的管理	(354)
10.3.2 燃烧室性能试验	(339)	10.6 试验的批准	(354)
10.3.3 涡轮性能试验	(341)	10.7 型号研制的两阶段	(355)
10.3.4 加力燃烧室性能试验	(341)	10.7.1 飞行前规定试验(PFRT)	(355)
10.3.5 喷管试验	(342)	10.7.2 定型试验(QT)	(356)
		参考文献	(358)

绪 论

《航空发动机设计手册》第5册是关于涡喷及涡扇发动机总体设计内容的介绍。总体设计在传统上包括发动机性能分析、发动机安装、传力特点、零部件配置、装配要求、附件传动、发动机燃料、滑油、电气等系统和动力装置设计等内容。由于不同的设计单位所承担任务的不同,以及各单位背景情况有差别,因而机构间专业重点不完全一致,这完全是允许的。

在绪论中说明两个问题,第一,航空涡轮喷气发动机的发展。第二,相关专业与发动机设计的联系。本手册不全是数据资料的汇编,也不全是设计方法的说明,而是关于本专业工作程序、工作重点、习惯上使用的设计方法的介绍,作为在总体设计工作中顺利熟悉专业内容是有用的。

1. 概述:航空燃气涡轮发动机 60 年回顾与展望

世界第一台航空燃气涡轮喷气发动机(涡喷发动机)诞生已有 60 年历史。第二次世界大战之前,一些欧洲的航空动力专家已充分认识到活塞式发动机存在的种种问题,已影响到飞机的向前发展。这些问题是:活塞式发动机工质不连续性,功率进一步提高受到限制,重量马力比高,振动大等。他们开始重视对一种新动力装置——燃气涡轮发动机的探索研究。新动力装置有显著的特点:取消了笨重的螺旋桨和减速器,运行中靠连续不断吸入周围大气作为工质,产生强大的功率(推力),部件发展有巨大的潜力等;为进一步提高飞行速度和飞行高度打开了诱人的前景。英、德、俄的一批专家相继投入了零部件的研究和动力装置研制工作。由于这项工作与军事使用有关,它还得到有关国家政府的支持。20 世纪 30 年代末期德国的奥海因(Von Ohain)和英国的怀特(F. Whittle)等人坚持不断的努力,克服了技术上和制造中的困难,研制出了首批航空用涡喷发动机,先后被安装到军用作战飞机上试飞,获得了成功。飞机的飞行速度由 300 ~ 400 km/h 提高到 600 ~ 800 km/h,对世界各国航空工程界是一个有力的推动。前苏联、美国 and 英国等工业先进国家也加强了对这种动力的研制。

这种动力首先是用于军用作战飞机,但专家们对这种发动机性能分析的结论是,它不仅对于军用飞机是适用的,而且也适用于运输机、旅客机等民用飞机。图 1 表示活塞式、涡喷和涡桨三种动力装置的重量/功率比(又称比重)随飞机飞行速度的变化关系。三种动力比较说明:在全速度范围内涡喷发动机其重量/功率比最低,即若在同等功率下,涡喷发动机最轻,涡桨发动机次之,活塞式最重。图 2 表示三种动力装置的经济性指标——单位燃油消耗率随飞机飞行速度变化的关系。由图看到:在低速飞行时,涡喷发动机的耗油率最高,当飞行速度增加时,耗油率迅速下降,达到一定速度后,其耗油率低于其他两种动力,而最差的是活塞式发动机。

由于涡喷发动机的优越性显示出来,第二次世界大战以后不久,军用作战飞机普遍采用了这种发动机,代替活塞式发动机(如英国的蚊式和猎人歼击机,美国的 F-86 和前苏联的 МиГ-9 战斗机)。民用飞机上也逐步推广采用(如英国的慧星客机,美国的波音 707 客机和前苏联的 Ty-104 客机等)。为了解决在较低飞行速度下涡喷发动机耗油率较高的问题,扩大它的使用领域,英、美、(前)苏的一些发动机公司和设计局研制了各种功率的涡桨发动机和涡扇发动机,满足支线客机和干线客机的需求,而且也装备了中远程轰炸机和军用运输机。其中最有名的是英国的 VC-10(装康维涡扇发动机)、前苏联的 ИЛ-18 客机(装 АИ-20 涡桨发动

机)、Ty-124 公务机(装 $\Pi-20\Pi$ 涡扇发动机)和美国的 B-52 轰炸机(装 JT3D 发动机)。在直升机方面,另一种由涡桨发动机演化出的动力——涡轴发动机逐渐替代了笨重的活塞式发动机。20 世纪 60 年代航空技术最重要的成就之一就是动力的“涡轮化”。这种趋势使航空发动机的研制集中于燃气涡轮发动机,促进了涡轮发动机的更新换代,生产和使用部门也节省大量生产和维修经费。

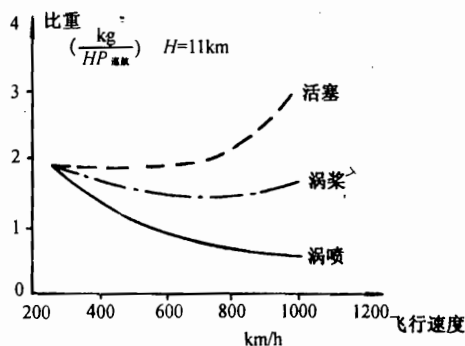


图1 三种动力的比重变化曲线

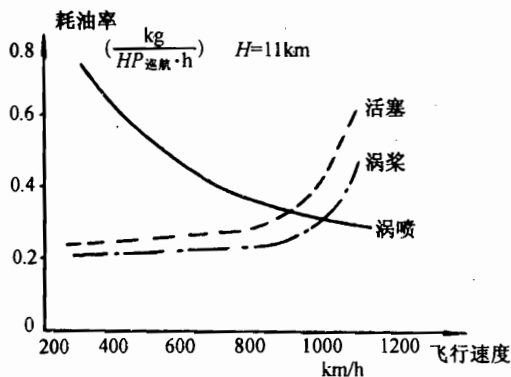


图2 三种动力耗油率的变化曲线

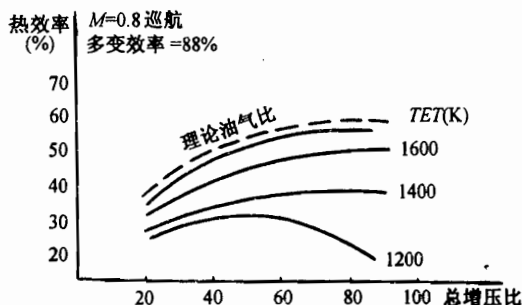
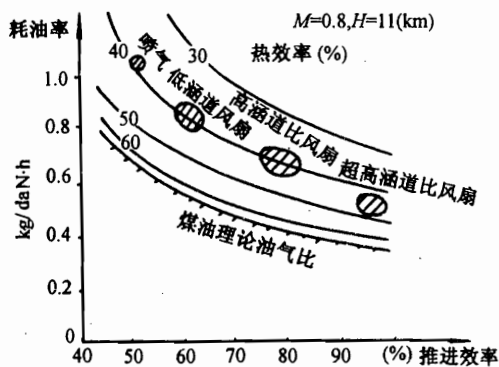
图3 航空燃气涡轮发动机热效率 η_t^* 的变化

图4 推进效率和热效率对耗油率的影响

图3表示航空燃气涡轮发动机热效率随涡轮入口燃气温度和总增压比的变化关系。由图可推知,在20世纪60年代,航空发动机的总增压比和涡轮前燃气温度低、热效率约为35%左右,到20世纪70年代由于部件设计的改进和循环参数的提高,热效率 η_t^* 达到50%。

涡扇发动机的广泛使用和不断发展,有效地改善了发动机的推进效率,从而也改善了总效率或降低了发动机的燃油消耗率,这可由图4看出。应当指出,涡扇发动机是高性能航空发动机发展的必然趋势,是提高循环参数的必然结果,所以不仅在高涵道比民用发动机中,而且在军用发动机中,特别在高性能军用发动机中,都毫无例外地采用了双涵道发动机。

涡轮发动机的使用使飞机实现了超声速飞行,飞行高度突破15km,扩大了飞行范围。为

为了满足世界军民航空发展的需要,在 20 世纪六七十年代,世界各发动机制造公司相继研制了一批新一代的发动机即高性能发动机,其循环参数高,涵道比大。其中有美国普惠公司的 TF30 涡扇加力发动机、JT9D 大涵道比发动机。通用电气公司的 CF-6 大涵道比发动机和 F101、F404 中小涵道比加力涡扇发动机,英国罗罗公司的 RB199 中等涵道比加力涡扇发动机和 RB211 大涵道比涡扇发动机,前苏联 AJI-21Φ 和 P29 发动机,以及 ИС-90А、Д-18Т 大涵道比发动机。这些发动机装备了最新一代高性能战斗机和大型远程客机。这些发动机除了具有优良的使用性能外,还提高了发动机可靠性、维修性,改善了结构寿命,降低了循环寿命成本。(在序论中仍采用重量、推重比等术语,表示质量、推质比等术语。其单位采用法制单位。)

20 世纪七八十年代是高性能航空燃气涡轮发动机主要的发展时期。在研制过程中,相关技术得到飞跃发展,一批新工艺、新材料、新的设计技术应运而生,促进了研制工作。这期间出现了精炼钛合金,替代一般钛合金,耐热合金的定向铸造和单晶铸造技术提高了叶片的耐热强度,真空电子束焊和扩散焊保证了整体焊转子和空心风扇叶片的研制,复合材料已在静子零件中逐步使用,这对提高发动机的循环参数和提高发动机的推重比,降低发动机的耗油率作出了重要贡献。有的公司正在进行推重比为 8.0 的发动机研制。其中有欧洲的 FJ200 发动机,美国的 F100 和 F110 涡扇发动机,法国 M88 涡扇发动机和前苏联 AJI-31Φ 加力涡扇发动机。

图 5 和图 6 统计了从 20 世纪 50 年代至 90 年代航空发动机的发展情况,其中各项产品都是这期间各国研制的一些重要发动机。这四五十一年期间涡轮进口燃气温度由 1100K 提高到 1800K,增加了 700°C,增压比由 4.0 增加到 40。

加力温度提高至 2100~2200K,即理论油气比可达到的温度已不是不可想像的目标,而压气机的总增压比提高到 50~60 也是指日可待的。

在 20 世纪 80 年代,发动机界总结了发动机研制的规律,有几点是很重要的:①技术进步越快越要重视预研工作,没有先期性的研究,就没有型号设计;②一代发动机研制周期比一代飞机研制周期要长得得多,如果等到飞机提出要求,发动机才从头开始研制,往往飞机机体研制出来,没有相匹配的发动机安装;③为此,应提前开展发动机预研工作,这样,当飞机型号研制开始时,发动机的关键技术已经打下基础,从而有效地保证了飞机研制稳妥地进行。

图 6 表示总增压比逐年的变化。很有趣的是,这张曲线不是一根连续曲线,出现了台阶。

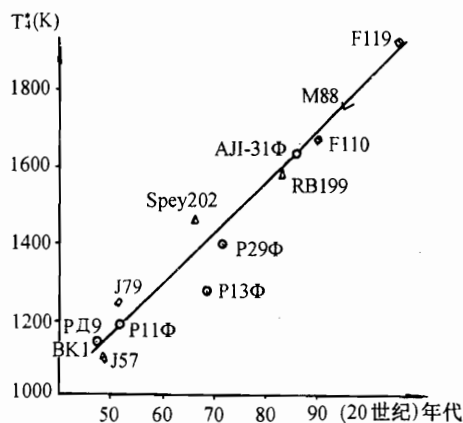


图 5 涡轮入口参数发展

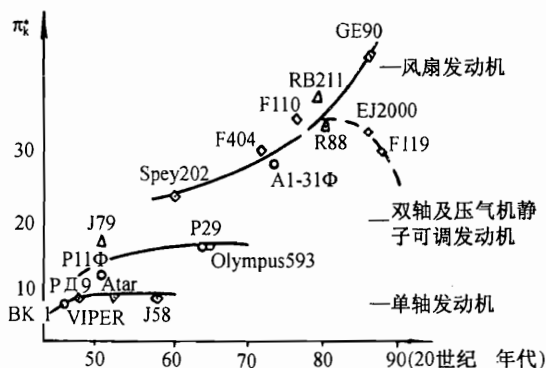


图 6 增压比发展

它反映了一个事实:在增压比提高的过程中,从单转子到双转子发动机(或多级静子可调)有一台阶,由双转子到双涵道发动机(风扇发动机)又产生一个突跃,反映了在解决压气机气动稳定性中曾有过的几次技术突破,每一次突破促使增压比上一个台阶,每次突破使发动机前进一步。

图 7 和图 8 是近 50 年中各国重要型号发动机的推重比和燃油消耗率的发展变化。由此可以推断,在 20 世纪末、21 世纪初,发动机推重比达到 10,巡航耗油率降低到 $0.5 \text{ kg/daN}\cdot\text{h}$ 是可能的。

图 7 给出的推重比是按加力状态推力计算的,适用于军用发动机。图 8 全部是非加力耗油率,既适用军用发动机,又适用于民用发动机。

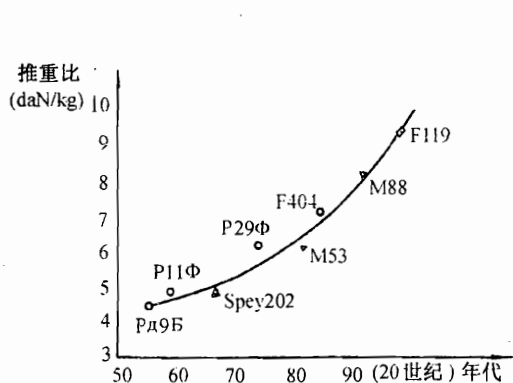


图 7 发动机推重比的发展

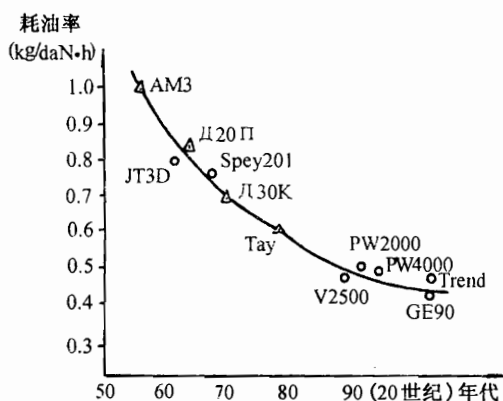


图 8 发动机耗油率的变化

我国航空发动机的发展经历了修理、仿制、到自行设计的过程。1957 年,根据空军的要求,我国发动机设计制造部门为歼击教练机——歼教 1 研制了离心式涡轮喷气发动机——喷发 1。这是我国自行设计航空发动机的开始,其性能水平大致相当于同期的 Nene 和 PД-45 等发动机,推力为 15.68 kN 。当时曾装在歼教 1 上飞行。1960 年,我国又研制了用于超音速歼击机的轴流式涡轮喷气发动机——红旗 2,它带有加力燃烧室,加力推力达到 53.70 kN 。20 世纪 60 年代中期该型号试验机曾进入台架调整试车,后因国民经济困难而停止研制。随着国民经济

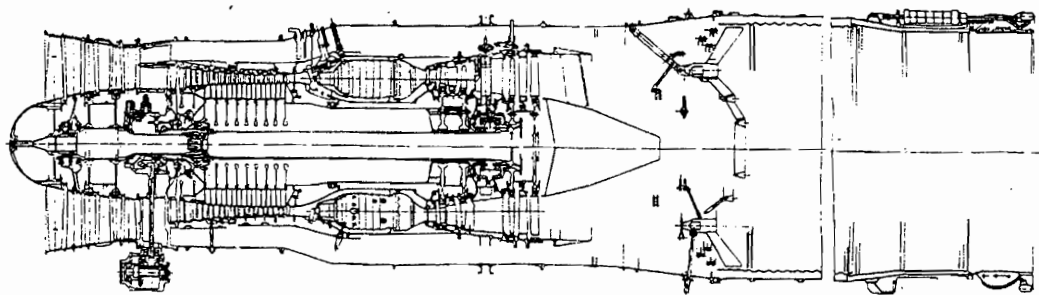


图 9 WS6 发动机

的恢复和发展,航空工业和航空科研得到重要的补充和加强。根据装备规划,我国航空发动机设计制造部门,瞄准发展的前沿,着手研制新一代具有世界水平的大推力级军用涡扇发动机——WS6(图9)。由于该发动机技术要求高,指标先进,带动了一批新材料,新工艺和新技术的发展。该型号的研制,为其后其他型号发展工作,培养了人材,积累了经验。

航空燃气涡轮发动机经过60年的发展,性能日益完善,结构日趋成熟,用途日渐普遍。覆盖了军民用各类飞机的动力。其发展速度之快,是以往各类型动力难以比拟的。

20世纪80年代以后,航空技术的发展方兴未艾。军方已经提出新一代军用飞机要实现隐形,超音速巡航,垂直或短距起落,过失速机动以及超视距攻击等要求,对发动机要求则是高推重比(推重比在10以上),减少发动机的零件数目,保证发动机简单、紧凑,使用简单,维修费用低,有高的生存力和降低易损性。民用飞机要求是增大载客量,加大航程,降低其座公里费用,实现超音速飞行,缩短空中旅行时间,对发动机的要求则是降低直接使用费用,提高发动机推力,改善维修性能,增加发动机寿命和可靠性。

未来发动机的设计带有很大的挑战性:更高的燃烧温度,在燃烧室内将使燃气温度接近理论化学温度,压气机增压比将达到60以上。涡轮将采用陶瓷材料,压气机零件将使用耐更高温度的金属化合物等新材料,而壳体材料则普遍使用复合材料。经过设计师们的努力,有可能把发动机的推重比提高到20,耗油率再下降40%。

从发展趋势可以看出,在未来的20年间,将继续改进现有燃气涡轮发动机,可望研制出几种军民用发动机。

(1)带有矢量推力喷口的涡扇发动机(如图10)。这种发动机将用于新一代战斗机上,使飞机起飞距离短,爬升率好、机动性增强,改善了飞机的作战性能。

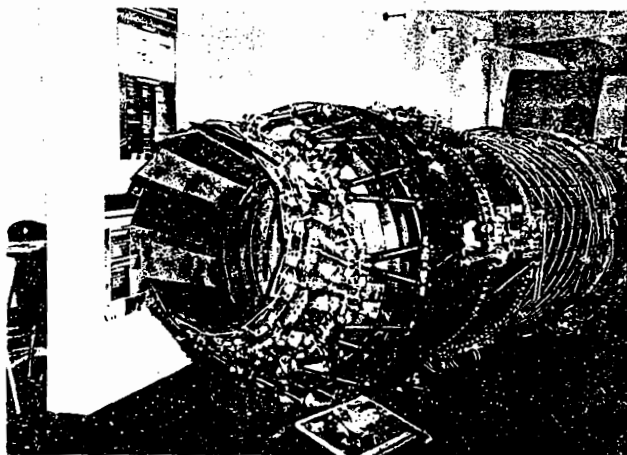


图10 F119带矢量喷口发动机

(2)超大涵道比齿轮传动的发动机($B > 10$)(图11)。这是未来旅客机、运输机的动力。其风扇和低压涡轮间用减速器联结,在保持风扇必要的切线速度下,涡轮有较合理的转速,从而保持涡轮较高的效率。

(3)变循环发动机(图12)。对于超声速运输机,在低速飞行时希望发动机涵道比大,耗油率低而在超声速飞行时,则希望涵道比小,增加单位推力。由于采用可调低压涡轮导向器,从而改变两转子转速差、改变发动机涵道比。将用于几倍声速的公务机或旅客机。

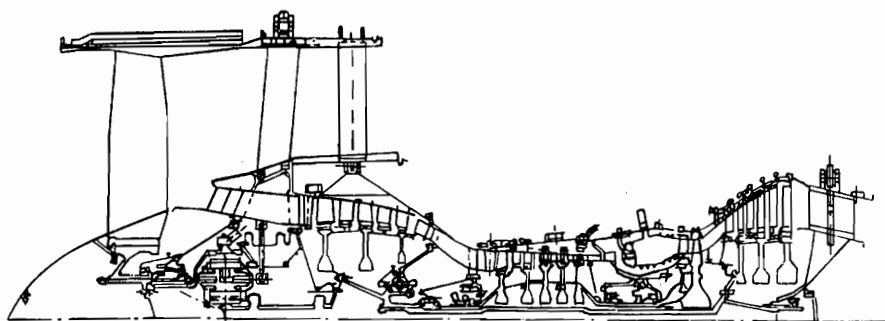


图 11 PW8000 超大涵道比发动机

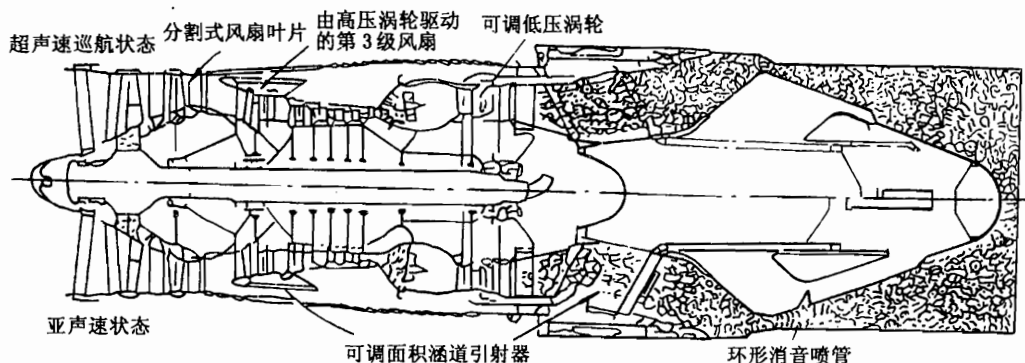


图 12 发展超声速运输机的变循环发动机

(4) 桨扇发动机(图 13)。将涡扇和螺旋桨的特点结合起来,提高飞行速度并降低耗油率。用后掠式螺旋桨,提高了螺旋桨在大的切线速度的性能。分前拉式和后推式两种。

2. 相关技术:发动机设计与制造工艺

一台发动机是由成千上万个零件构成的,每个零件又是按照设计图纸的严格要求进行生产的。这些零件有的是在高速气流中运动,把机械功转化为气体的能量;有的正相反,是把气体能量转化为机械功。为保持转换过程能量损失最小,对它们的尺寸、形状和表面粗糙度有极高的要求。有的零件为保证发动机高速运转,承担着离心载荷、气动载荷和机动载荷;还有的零件为了能在极高温下工作,用冷却介质,通过复杂的通道冷却基体,而保持必要的强度。它们的共同要求是:最轻的重量、准确的形面,很小的容差并能批生产。

早期,发动机技术水平较低,结构相对比较简单,零件生产采用特殊工艺不多。随着发动机技术水平和耐久性、可靠性要求的提高,结构变得复杂,生产上更多地依赖新的特殊工艺:如精锻、无余量精铸、电加工、激光打孔,自动保护氩弧焊、电子束焊、扩散焊、摩擦焊等,制造技术成为发动机研制中的关键环节。

在发动机研制生产过程中,缩短周期,特别是缩短加工周期、保证加工质量,有着十分重大的作用。为了缩短加工周期就要采用先进的工艺设备,如用拉削代替铣削、用化学加工方法代替机械加工、尽量使用专用机床如叶片磨床和叶片铣床以及专用工夹量具,合理组织工艺流程,实行流水作业;合理选用工艺方法,如压气机叶片精锻和涡轮叶片精铸等。

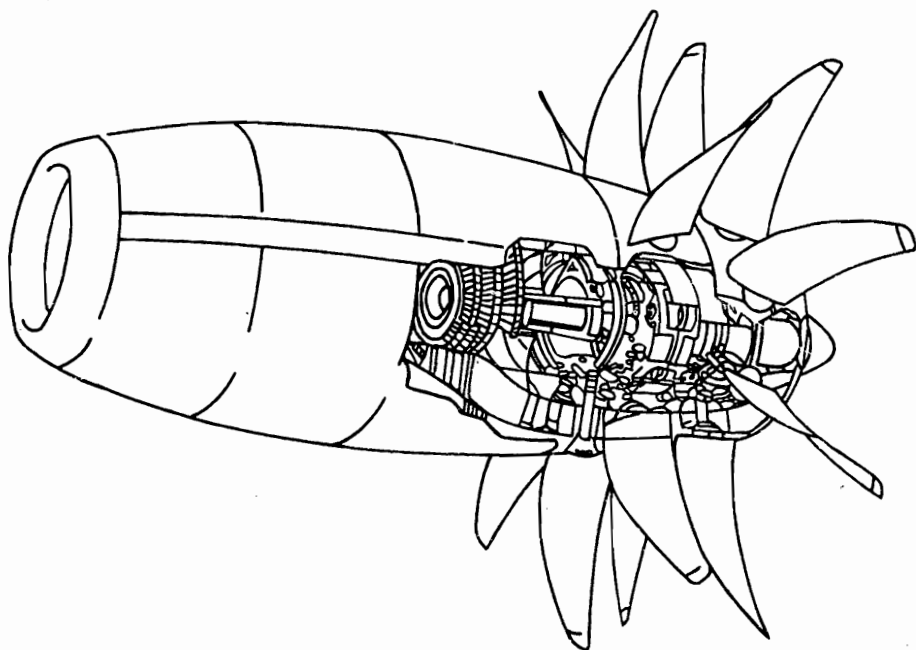


图 13 后推式桨扇发动机

新机试制中既带有批生产的性质,又有单件生产的特点,它有严格的工艺规程,又有严密的工艺路线。伴随整机试车和零部件试验的进行,发动机设计中存在问题不断暴露出来,要即刻修改设计。为了保证试验能不断进行及时提供试验机,试验机多采用分批生产,把一些重大的设计修改贯彻到每批发动机(3~5台)中,而对每台发动机则只进行小调整和修改。调试中发动机修改工作量非常之大,罗罗公司经验证明,某些零部件,大约要经过四五次修改才能定型。发动机结构在调试中一直处在变化之中,不能“冻结”。为满足频繁的更改,生产线应适应这种特点,新机试制部门要采用柔性生产,当结构变化影响到生产工艺或工艺流程时,应能迅速更改工装夹具,调整生产设备,进行新结构零件的生产。

在发动机研制中,先进的制造技术促进了设计,同样,急速发展的新设计(新结构、新材料)也促进制造技术的进步。例如整体转子的出现也促进了焊接技术(电子束焊、摩擦焊)的发展。宽弦风扇叶片(图 14)是又一个典型例子。过去,为了减轻重量,风扇叶片的弦长都取得比较小,随之也产生叶片振动问题,为此在叶身上部设计了减振凸台,可以阻尼降低叶片的振动应力。但阻尼凸台的存在,降低了风扇的效率(影响 1%~2%)。气动专家一直在寻求解决矛盾的措施。试验证明,加宽弦长取消凸台不仅有利于提高风扇效率,而且还扩大了喘振裕度。加宽弦长后,要保持重量不变,需要制成空心(夹心)叶片,因此一种全新的风扇叶片设计出来。其特点是叶片由两半组成。中间夹以蜂窝材料,再使两半叶片焊接在一起,成为夹心风扇叶片。其性能好、重量轻又能抵抗叶片振动。把两半叶片焊接起来,罗罗公司采用了特有的扩散焊,使这种焊接方法获得新的应用。现代高效气冷涡轮叶片用高温铸造合金和精密铸造技术铸造成形(图 15)。为了提高叶片的冷却效果,叶片中有很多冷却沟槽,形成复杂的内部冷气通道,有效降低了金属基体的温度,保证叶片的长寿命和耐温性能。高水平的铸造工艺是叶片制造的关键。

目前世界各国正在推行一种叫做“同步设计”方法,取得了很好的效果。在发动机设计过程中打破传统的专业分工方法(如气动、强度、结构、制造专业分工法)。而是按零件(叶片、盘、机匣)分成小组,小组中包括各种专业人员。从设计开始,设计工程师、制造工程师、使用工程师就在一起,共同研究设计目标和要求,确定技术条件和工艺方法等,然后分头工作。这种方法保证制造工程师能在设计之初参与零件设计,预先了解零件的工艺要求,有利于提前作好生产准备。而设计工程师在设计中主动采纳生产部门的意见,采用这种设计方法后,可以缩短研制进度。

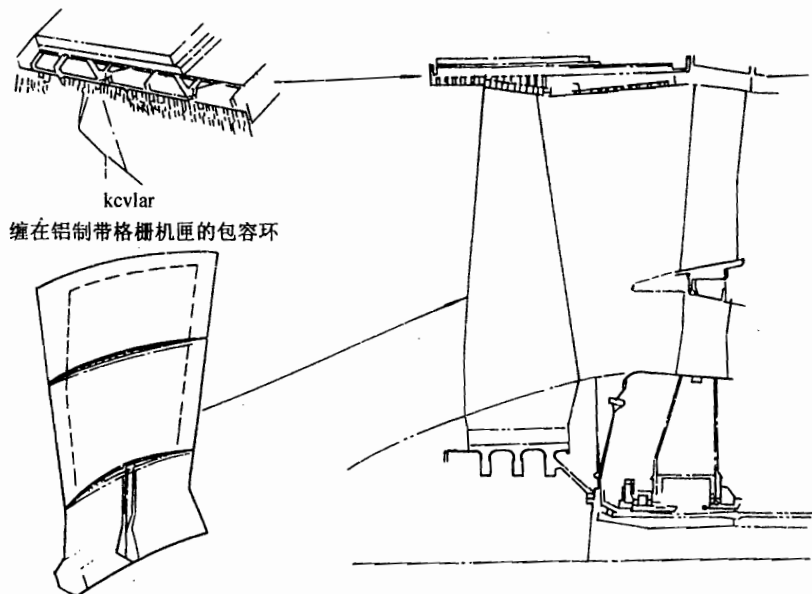


图 14 夹层风扇叶片

(1) 发动机设计与材料

每一台新发动机的出现,都包含着—批新材料的采用。新材料是降低发动机重量,提高发动机耐久性、可靠性以及改善发动机性能的保证。

随着飞行速度的提高,发动机进口的空气温度也增高,当飞行马赫数达到 2.0 时,在 11km 高度下,发动机进口温度达到 120℃或更高。铝合金使用受到限制。由于钢的比重较大,而且抗腐蚀的能力差,发动机冷端的零件,多用钛合金代替。热端零件也由于燃烧温度增加用高强度铸造合金替代了普通镍基合金。真空冶炼,定向凝固材料又进一步提高材料的耐温性能。

为了减轻发动机重量,复合材料已在发动机某些承力结构中广泛使用起来,如外涵道、风扇、压气机静子、承力支板等,今后还将扩展到燃烧室壳体、喷口调节片等零件。

下一代发动机将要使用的新材料还有陶瓷材料,金属化合物,加强复合材料等。应该说未来改进发动机性能依靠新材料的程度比依靠改进发动机循环参数的程度还要大。发动机上使用的各类材料趋势见图 16。

处在发动机不同部位的材料还有不同的特殊要求,如隔热、耐磨、吸收雷达波、绝缘、耐火等,这些材料又称功能材料,它们是保证发动机正常工作不可缺少的材料。

(2) 发动机设计与计算机技术

现在,计算机已很普遍的进入设计过程中,CAD 已成为发动机设计的重要工具,数据处

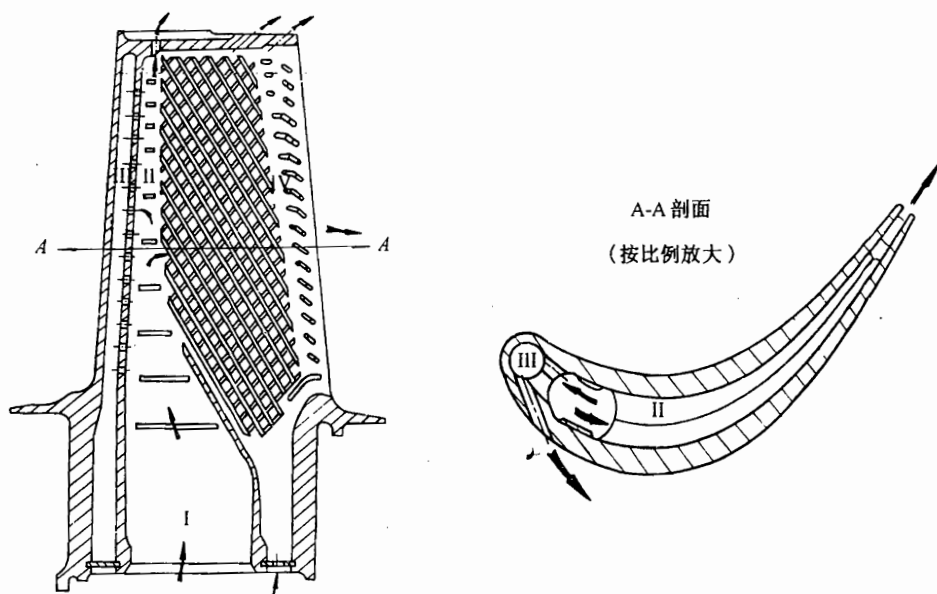


图 15 空心气冷涡轮叶片

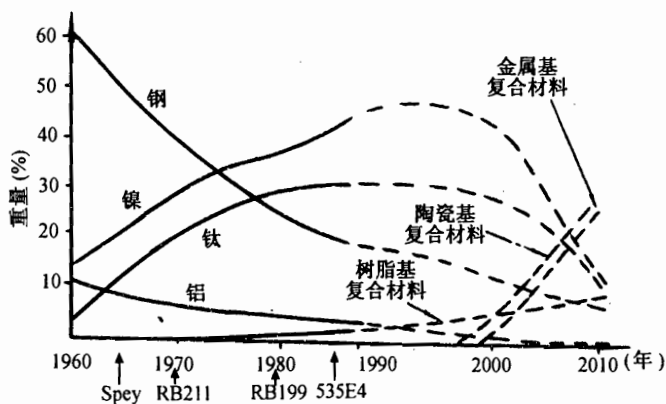


图 16 材料的使用趋势

理、数据库、绘图、分析计算,都离不开计算机来完成。

大型数字计算机在设计中起着重要作用。如压气机、涡轮设计中解决三维带粘性的斯托克斯方程、燃烧室和加力燃烧室的流场数值计算,强度设计中有限元之应力分析和振动分析中都依赖高速大型计算机。

目前人们正在把计算机应用于研制过程的各个方面。其中包括仿真研究,利用发动机数学模型模拟发动机的运行过程。用它来研究发动机参数选择、部件的相互匹配、发动机运行中可能出现的故障,把它和发动机试车结果进行比较,发现新机运行故障原因,从而降低试验经费。

软件开发是计算机辅助设计的重要环节,在发动机研制中处于同预研工作同等重要的地位,在重要研制单位中,使它同预研工作结合起来,就可型号研制中,发挥重要作用。

第1章 发动机总体方案论证

1.1 发动机设计要求

1.1.1 发动机设计与飞机设计的关系

一般来说航空发动机都是与装备的飞机匹配设计的。发动机的设计技术指标是按飞机的战术技术要求确定的。发动机作为飞机的动力,其性能水平对飞机的飞行性能具有决定性的影响。有时飞机设计选用已有的现成发动机,此时发动机一般也要按飞机的需要进行某些修改,以达到相互匹配。

通常用户(空军、海军)根据飞机的战术技术要求,拟定发动机使用要求,作为军用发动机总体方案设计和制定发动机型号规范的基本依据。发动机设计部门对此要求必须认真研究消化,并贯彻到设计任务的始终。

对于民用飞机则要根据民航当局的需求提出对发动机的技术要求,一般以招标书或任务书形式提出。发动机研制部门要根据招标书提出的要求进行总体方案设计,以满足用户的要求为目标。

1.1.2 军用发动机设计要求

根据过去的和当代的军用飞机发动机设计经验,军用发动机设计时,用户和飞机设计部门应确定如下基本要求:

1. 飞机的作战任务和战术技术特点;
2. 飞机的主要飞行性能;
3. 对发动机性能的要求;
4. 对发动机的重量和安装的要求;
5. 对发动机可靠性和维修性的要求。

这些要求在设计过程中还要进行数次协调和调整。

1.1.2.1 军用飞机的特点和主要性能

发动机装备于飞机上,因此发动机设计师应当了解装备对象的特点和需要。

(1) 军用飞机的性质和特点

军用飞机分为战斗机、轰炸机和运输机。战斗机按其性能特点,又分为空中优势战斗机、超声速截击机和强击机。轰炸机则可分为战略轰炸机和中短程轰炸机。

这些特点都是发动机总体方案设计时需要认真考虑的,并将决定发动机的设计思想。

(2) 军用飞机的战术技术性能

一般应包括如下几点:

- a. 飞行包线(见图1-1);
- b. 飞机机动性能:爬升率、水平加速时间、定常盘旋最大过载、最大过载使用范围等;

c. 作战任务剖面与续航时间要求: 作战剖面、作战半径、基本航程、转场航程、最大连续工作时间等;

d. 起飞与着陆性能: 起飞滑跑距离、着陆滑跑距离等。

1.1.2.2 发动机性能要求

(1) 地面台架性能;

(2) 空中飞行性能(在飞行包线内至少提出8~10个或更多典型飞行状态的推力与耗油率要求, 典型飞行状态应包括: 起飞及低空大速度, 最大爬升、巡航、高空高速及主要机动作战状态等);

(3) 加减速性能(地面和空中);

(4) 起动性能;

(5) 飞机空调等需用引气量;

(6) 飞机发电机及液压泵等需要提取的功率;

(7) 飞机过载要求。

1.1.2.3 发动机结构与安装要求

(1) 结构与安装: 主安装节位置、辅助安装节位置、附件位置等;

(2) 外廓尺寸: 发动机进口直径、最大直径、长度、最大高度等;

(3) 重量和重心: 净重、交付重量, 重心位置。

1.1.2.4 发动机可靠性要求

(1) 发动机寿命与工作循环;

(2) 发动机状态连续工作时间;

(3) 发动机平均故障间隔时间等;

(4) 飞机与发动机界面要求。

1.1.2.5 发动机维护性要求

(1) 每飞行小时的平均维修工时;

(2) 一级维修工时;

(3) 更换发动机时间。

1.1.3 民用发动机设计要求

民用飞机以干线或支线客机为例, 设计发动机时用户应提出如下要求。

1.1.3.1 民用飞机的技术特点

(1) 飞机起飞重量、载客量;

(2) 飞行性能: 巡航高度、巡航速度(或马赫数)、最大航程、续航时间等;

(3) 每架飞机发动机台数及安装方式;

(4) 直接使用成本(成本/(座·公里))。

1.1.3.2 民用飞机对发动机的要求

(1) 起飞推力及推重比(满足要求);

(2) 巡航耗油率(要低);

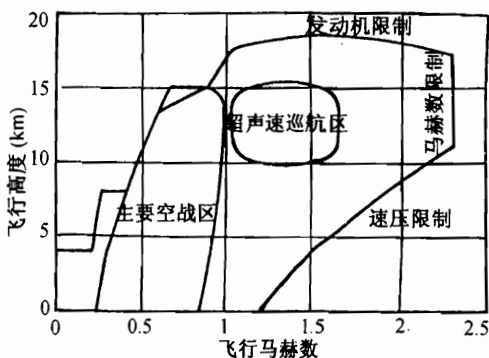


图 1-1 现代战斗机典型包线和主要作战区域

- (3) 发动机结构与安装(包括安装节、轮廓尺寸及重量重心);
- (4) 可靠性、耐久性及维护性(要好);
- (5) 燃气排放污染(要小,满足标准);
- (6) 噪声要求(符合适航条例);
- (7) 有一定发展潜力。

1.2 总体方案设计的任务和重要性

1.2.1 方案设计的任务

当发动机使用对象明确,并且用户(或军方)已提出了明确的技术要求(或战术技术指标),在这种情况下,发动机总体方案设计阶段的任务是:按照用户的具体要求,根据需要与可能,经过对比分析,提出一种(或几种)能最大限度满足用户要求的,技术上、经济上都可行的,可提供投标的设计方案。

主要工作项目如下:

- (1) 进行发动机循环分析,确定发动机循环参数;
- (2) 按确定的循环参数计算发动机性能,编写总体方案设计报告及相关的文件;
- (3) 提出可能与新机协调发展的关键技术项目及试验设备项目;
- (4) 进行研制经费及全寿命期费用估算;
- (5) 编制研制规划;
- (6) 进行总体方案评审。

1.2.2 方案设计的重要性

经验证明,发动机总体方案设计工作的质量将对整个工程设计满足用户要求的程度、工程的技术水平、研制周期、研制经费及技术风险大小起决定性的影响,因此认真作好总体方案设计十分重要。其重要性表现在如下几个方面:

- (1) 通过多方案论证并与飞机部门反复协调,保证选出全面满足用户要求的最佳方案;
- (2) 充分调查研究,认真作好技术、经济可行性分析,减少技术风险,保证研制成功;
- (3) 选取合理的技术途径,尽量采用经过验证的成熟技术,处理好继承与创新的关系,以求缩短研制周期、节省研制经费;
- (4) 在方案设计过程中与用户充分协调,统筹考虑,全面权衡各项设计要求;
- (5) 方案设计工作进行得详细、充分,各项选择得当,可避免工程的重大反复、拖延进度,以及避免工程失败。

1.3 方案设计中的几个基本问题

1.3.1 关于发动机推重比

1.3.1.1 推重比的重要性

发动机的推重比代表了发动机综合技术水平。航空发动机技术的发展一直是同推重比的

提高分不开的。战斗机的机动作战能力在很大程度上取决于飞机本身的推重比。以当代空中优势战斗机为例,为保证飞机具有良好的机动作战能力,要求飞机的推重比为1.1~1.2。按统计,发动机净重约为飞机起飞总重的15%,如果要求飞机推重比为1.2,则要求发动机的推重比必须达到8.0以上。在发动机净重和飞机起飞总重之比值一定的条件下,发动机推重比愈大,则飞机推重比也愈大,飞机的机动作战能力愈强。

1.3.1.2 影响推重比的主要因素

(1) 发动机的循环参数。高的循环温度,合理的参数匹配,可提高发动机单位推力和推重比。

(2) 提高部件气动性能,采用先进的气动力设计技术。通过减少压气机和涡轮级数,使燃烧室和喷管设计紧凑等办法可有效地减轻发动机重量。

(3) 先进的结构设计和先进的工艺技术,如空心叶片、整体叶盘等。

(4) 先进的强度规范和设计方法(如损伤容限设计),降低构件的许用工作应力裕度。

(5) 采用高比强度材料,特别是高强度非金属复合材料的发展和应用将是未来大幅度提高发动机推重比的重要因素。

1.3.2 发动机循环分析

1.3.2.1 涡扇发动机的特点

涡轮风扇发动机是目前使用最广泛的燃气涡轮发动机,从20世纪60年代初以来,发展很快,几乎已经取代涡轮喷气发动机成为高亚声速民航机、轰炸机和强击机的动力装置的主要类型。加力式涡轮风扇发动机是超声速战斗机的主要动力装置。它也可以用于垂直起落和短距起落飞机。近年来正在研制中的变循环发动机,也是在涡扇发动机的基础上发展的。可以预期,加力涡扇发动机将继续作为战斗机动力得到发展。

不带加力的(双转子或三转子)高涵道比、高总增压比和高涡轮前温度的大推力涡扇发动机,具有耗油率低、噪声小的优点,是大型高亚声速客机和运输机的主要动力。

涡扇发动机有如下特点:

(1) 其亚声速耗油率低,超音速推力大,工作适应性好。

(2) 随 T_4^* 温度提高,总增压比亦应提高,系统稳定性难以解决,而风扇发动机的风扇、压气机非同轴运转,且分开排气,工作稳定性问题易于解决。

(3) 涡扇发动机外涵气流对于解决加力燃烧室筒体冷却是个有利条件。

考虑到未来军用发动机类型主要是加力或不加力涡扇发动机,因此下面着重讨论涡扇发动机的循环。

1.3.2.2 循环参数对发动机性能的影响

对于加力式涡扇发动机可选择的主要循环参数有:

涡轮前温度(高压涡轮第一级转子进口温度 T_4^*);

节流比(R_T);

总增压比($\pi_{R\Sigma}$);

涵道比(B);

风扇压比(π_f^*);

加力温度(T_ϕ^*);

此外,还有一些其他参数,如各部件效率和涡轮冷却空气系数等。

冷却空气系数则与循环温度、热端部件材料的耐热能力和冷却效果相关。随着技术进步,发动机热端部件材料耐热能力的提高,达到一定冷却效果所需的空气量应当逐渐减少。目前冷却空气系数(冷却空气量与内涵空气流量之比)约为17%~20%。

某些现役战斗机发动机的循环参数列入表1-1,供参考。

表1-1 现役战斗机发动机的循环参数

型 号	F100 - PW - 229	F404 - GE - 400	F110 - GE - 129	RB199 - MK104	M88 - 2	PD - 33	AJ1 - 31Φ
类 型	双转子涡扇	双转子涡扇	双转子涡扇	三转子涡扇	双转子涡扇	双转子涡扇	双转子涡扇
风扇压比	4.00	3.81	3.5		4.00		3.12
总增压比	32	25	35	23.5	24.5	22.0	23.5
涵道比	0.36	0.34	0.76	1.08	0.50	0.48	0.60
循环温度(K)	1672	1589	1680	1600	1850	1690	1665
单位推力 N/(kg/s)	704.4	745.3	622.9	569.0	750.0	646.4	680.3
加力单位推力 N/(kg/s)	1147.0	1106.0	1053.0	997.3	1150.0	1071.0	1095.0
耗油率 (kg/(N·h))	0.0660	0.0760	0.0700	0.0662	0.0898	0.0785	0.0800
加力耗油率 (kg/(N·h))	0.200	0.165	0.203	0.221	0.180	0.209	0.200
空气流量 (kg/s)	112.4	64.4	122.5	73.1	65.0	76.0	112
中间推力 (kN)	79.18	48.00	75.62	41.60	48.71	49.13	76.20
最大推力 (kN)	128.90	71.20	128.99	72.90	75.00	81.40	122.60
压缩机级数	3+10	3+7	3+9	3+3+6	3+6	4+9	4+9
涡轮级数	2+2	1+1	1+2	1+1+2	1+1	1+1	1+1
推重比	7.9	7.24	7.28	7.62	9.0	7.9	7.9
配套飞机型号	F-15, F-16	F-18	F-14, F-16	狂风	阵风	米格-29	苏-27

1.3.3 总体匹配分析

1.3.3.1 发动机各部件间的匹配

在总体方案设计中,当选定了循环参数完成设计点性能计算后,下一步就要对各部件性能参数提出初步要求,选取或计算部件特性,确定各部件台架工作点的位置,以便计算和分析发动机的共同工作(或匹配)特性。此时要考虑:

(1) 风扇工作点要留有足够的喘振裕度。一般要求风扇喘振裕度 $SM_1 \geq 15\%$ 。对风扇的抗进气流场畸变能力(即畸变容限)要有明确要求(第1.3.4.2条)。要注意风扇特性图上高效率区的位置,如作为高速战斗机动力,对发动机高速性能要求较高,此时风扇的台架起飞工作点不宜在高效率区,而将高效率区置于与飞行包线内的高速区相对应的位置(即较低换算转速)。如作为亚声速巡航的客机或运输机的动力,则台架起飞工作点应置于接近高效率区,其巡航状态的换算转速一般在设计转速附近或略高一些。

(2) 高压压气机台架工作点在特性图上的位置,首先要保证足够的喘振裕度,一般要求压气机的喘振裕度 $SM_2 \geq 25\%$ 。同时要注意到,压气机工作的换算转速范围远小于风扇的换算转速范围,压气机的台架工作点应处于较高的效率区,高速工作时效率也不能太低。

(3) 设计点风扇出口速度要与压气机进口速度协调,以保证风扇压气机之间的流路不出现大的扩散和气流分离。

(4) 外涵道进口的最大马赫数应有一定限制,以保证在高速飞行时不至因外涵道流速过大而阻塞或造成过大的外涵流路损失。

(5) 中介机匣分流环的设计,要考虑整个飞行包线内涵道比的变化范围,取其中间值左右作为分流环设计的依据。

(6) 内涵(后机匣)出口马赫数亦应有一定限制。如果涡轮后接有平行进气式加力燃烧室,则此马赫数应取 0.30 左右,以保证内外涵气流混合后到加力燃烧室扩压器出口马赫数 ≤ 0.23 ,这是加力燃烧室稳定燃烧所需要的条件之一。

这期间总体和部件之间对设计要求应及时协调、研讨与合理的折衷,以保证总体性能最佳为原则。

1.3.3.2 进气道/发动机的匹配

关于进气道/发动机的一体化设计和详细的匹配工作有专册叙述。本文只是提出对进气道/发动机匹配的基本要求如下:

(1) 流量匹配。即:在飞行包线内任意点,超音速进气道都必须能够提供发动机所需求的最大空气流量,并努力实现尽可能高的总压恢复系数和尽可能低的外部阻力。

发动机总的空气流量应包括制造公差及发动机和尾喷口冷却所需的空气量。

进气道则还要考虑能够适应发动机不同油门状态下可能的最小空气流量。

(2) 流场相容。即:飞机进气道出口流场畸变度与发动机的风扇、压气机的抗畸变能力相容。保证在飞行包线内,飞行员进行任何允许的操纵时,发动机均能在要求的状态下稳定运行。飞机的任何机动和油门操纵的组合应使发动机部件在其使用限制以内,特别要保持压气机有足够的喘振裕度,以避免发动机发生喘振。

关于流量匹配,在发动机完成高度速度特性计算后,就应给出发动机的流量特性,与飞机进气道设计单位进行匹配协调。

关于流场相容,在发动机总体方案设计阶段要评估发动机在均匀进气时可用的最大喘振裕度($SM)_{\max}$ 、考虑各种影响喘振边界和工作线变化的因素(见图 1-3),估计需用的喘振裕度和抗进气畸变的能力(与对发动机各部件提出的要求一致),确定发动机的进气畸变容限和畸变敏感系数,估计发动机的喘振临界畸变度。发动机进气畸变容限的确定需经过发动机与进气道双方协商,并同时_对飞机进气道出口流场畸变度提出具体要求。

在发动机研制进程的重要阶段还要进行多次的进气道/发动机匹配和发动机气动稳定性评估和试验。

发动机的进气畸变容限 $[W]$ 定义为保证发动机在整个飞行包线内各种不同状态(稳态或瞬态)都能稳定工作时所容许的最大进气畸变度。一般在给出进气畸变容限的同时也给出畸变敏感系数要求。

进气道出口(或发动机进口)流场畸变度(或畸变指数)有不同的表示方法。此处进气畸变度用 W 表示

$$W = (\Delta\delta + \epsilon)\%$$

式中: $\Delta\delta$ ——稳态周向总压畸变度(%);
 ϵ ——总压脉动强度(动态紊流度)(%)。

畸变敏感系数被定义为在进气畸变条件下发动机喘振裕度损失(ΔSM)与相应的进气畸变度 W 之比值,用 K_W 表示

$$K_W = (\Delta SM) / W$$

当发动机进口气流畸变度逐步增大,在某个畸变度下刚好发动机的风扇(或压气机)喘振裕度全部损失,发动机喘振。定义此时的进气畸变度为喘振临界畸变度用 W_{cr} 表示。

按进气道与发动机流场相容的要求,必需保证进气道出口流场畸变度小于发动机的进气畸变容限,即: $W < [W]$ 。

按国外经验,军用战斗机进气道出口流场畸变指标要求为 $W = 6\% \sim 7.5\%$,而发动机的喘振临界畸变度应为 $W_{cr} = (2 \sim 3)W$,即从发动机畸变容限到喘振临界畸变度之间要留有足够的裕度。

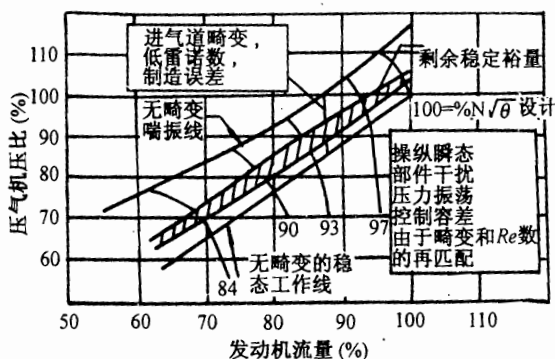


图 1-3 影响压气机喘振裕度的各种因素

表 1-2 几种发动机的进气畸变数据

发动机型号	风扇可用喘振裕度 (SM) _{max} (%)	发动机进气畸变容限 [W] (%)	畸变敏感系数 K_W	发动机临界畸变度 W_{cr} (%)
AJ1-31Φ	15	9.0	0.6	15
CR-XX	19.2	7.5	0.8	22.7

1.3.3.3 飞机/发动机/尾喷管的匹配

发动机尾喷管类型的选择要与循环参数水平和发动机工作包线大小相匹配。尾喷管喉道和出口面积的变化规律既要与发动机最佳控制计划相协调,又要从飞机后体与尾喷管综合设计考虑,以保证尽可能小的飞机后体阻力。

(1) 尾喷管主要类型有: 收敛喷管; 收敛—扩散喷管; 引射喷管; 轴对称矢量喷管; 二元矢量喷管等。对于带加力燃烧室的发动机, 尾喷管的喉部面积和出口面积(对于收敛—扩散喷管)都要求无级可调。

(2) 当飞行包线范围不很大, 最大飞行马赫数较小时, 一般都采用收敛式尾喷管。其优点: 结构简单, 重量轻, 工作可靠。其缺点: 在较高飞行马赫数下 ($M > 1.5$ 时), 由于在收敛喷管内燃气流不能完全膨胀, 推力损失较大。一般战斗机在发动机收敛喷管外, 往往加一个外套管(固定在飞机后机身上), 形成引射喷管, 这样, 一方面可以减少燃气流不完全膨胀造成的推力损失, 另一方面被引射的二股气流对加力燃烧室和尾喷管还有一定的冷却作用。同时喷管和飞机后体的综合设计较简单。

(3) 随着技术进步, 发动机循环参数水平提高, 涡轮后剩余压力增高, 同时又有发动机工作包线范围扩大(如最大飞行马赫数 $M > 2.0$), 使发动机尾喷管膨胀比随飞行马赫数增加而迅速加大, 如果仍采用收敛式尾喷管, 由于燃气流不完全膨胀造成的推力损失很大。此时

采用收敛—扩散式喷管是十分必要的。但是从发动机喷管和飞机后体综合匹配考虑,需要作一些折衷,即要适当限制收敛—扩散喷管的出口直径(不能实现气流完全膨胀)。其优点是:在喷管内燃气流可比较充分的膨胀,不完全膨胀造成的推力损失大大减小,发动机高速推力大。其缺点是:尾喷管结构复杂,重量增加,在低速和跨音速范围有一定的推力损失,在设计和控制方面可采取适当措施,尽量减小推力损失。

1.4 经费估算

随着航空技术发展,发动机的研制费、生产费和使用保障费愈来愈高,费用已成为工程设计中的一项关键因素。为了研制出用户能够买得起和用得着的发动机,必须对采购费用(研制和生产费用之和)和使用保障费用予以严格地控制。为此,在现代航空工程系统的设计中,必然把费用作为与技术性能、研制周期同等重要的因素,从工程的方案设计阶段就予以高度重视。

为了对工程系统的费用进行合理的分析、估算和控制,已发展了一套科学的方法和概念。如:“按费用设计”的概念和方法;“寿命期费用”的概念和方法;用“理想投资包线”控制费用的分配;以及各种估算费用的方法等。

本节将对发动机研制费用和“全寿命期费用”分别进行阐述。

1.4.1 研制经费估算

研制经费估算的方法一般有“参量分析法”、“统计回归法”(见第1.4.2条)及“按费用组成细目逐项估算法”等。下面介绍“按费用组成细目逐项估算法”。

1.4.1.1 研制经费估算内容

- (1) 设计资料费(包括资料费、计算机费等)。
- (2) 发动机整机制造费:
 - a. 材料费(包括金属、非金属材料,外购锻铸件等);
 - b. 加工工时费(包括外委加工费);
 - c. 工装、非标费用(按30%计入,其余70%在批生产后逐年摊销);
 - d. 技术攻关费(包括新工艺、新材料试验攻关等);
 - e. 成品、附件采购费。
- (3) 试验件(包括备份件)制造费。
- (4) 试验费(包括各部件及系统附件的补充试验等)。
- (5) 整机调试及各项试车费。
- (6) 补充部分研制条件所需费用(包括补充关键设备和试车台等)。
- (7) 所有参加研制人员(包括后勤人员)的工资、奖金及劳动保护费用等。
- (8) 不可预见费(此值可取(1)~(7)项之和的5%~10%)。
- (9) 合计。

1.4.1.2 研制经费估算程序

- (1) 调查研究收集资料
 - a. 以往各型发动机的材料消耗定额及各种材料进厂价格;
 - b. 各型发动机的试制工时和批生产工时定额;

- c. 工厂历年的小时分配率变化情况;
- d. 各型发动机“0”批和“1”批工装和非标设备数量及分类单价;
- e. 各试验项目的小时费用(包括外委试验)。

(2) 确定基本数量

确定试制批发动机台数。

全新研制的原型机可按 20~30 台份(包括整机和试验件)。主要考虑到要完成定型前的全部发动机试验,如:标准台、飞行台、高空台试验,各种特种试车、定型试车及寿命试车,及发动机性能试飞等。

(3) 进行逐项计算

以上各项数据确定后,即可按发动机研制经费细目逐项进行计算,求得发动机研制经费初值。最终的研制费还要考虑投资期内历年物价上涨指数及环保费用等。

1.4.2 全寿命期费用估算

1.4.2.1 全寿命期费用分析的重要性

全寿命期费用的概念,是 20 世纪 60 年代提出的,它是武器系统从开始研制设计、试制、试验、批生产到部队使用维护,后勤保障各阶段费用的总和。

在发动机全寿命期费用中,研制费和采购费只占一小部分,而使用保障费占绝大部分(见图 1-4),这是在新机论证阶段容易被忽视的一大笔潜在的费用支出。随着飞机飞行时数的累积,使用保障费还要不断增加,这是不能忽视的(见图 1-5)。

1.4.2.2 发动机全寿命期费用的组成

发动机全寿命期费用是指:从初步设计到全尺寸研制所支出的费用,再加上飞机全寿命期内发动机的生产、使用、维护、修理及产品改进等项费用的总和。具体组成如下:

- (1) 发动机研制费(A_1):从初步设计到发动机设计定型的全部费用。
- (2) 安装的发动机采购费(A_2):出厂的新飞机上安装的发动机生产费。
- (3) 替换的发动机采购费(A_3):在飞机的全寿命期内继飞机出厂安装的发动机总寿命耗尽之后,需要替换的发动机生产费。
- (4) 备份的发动机采购费(A_4):为了替换拆下待修的发动机以满足规定的飞机出勤率,必须储备的备用发动机生产费。
- (5) 基地级维护费(A_5):包括外厂维护和野战维修费。后者是指在基地维修车间进行的发动机中、小修费用。
- (6) 后方工厂级翻修费(A_6):包括按计划翻修费(SOC)和非计划修理费(USOC)两部分。后者是指在基地维修。
- (7) 发动机耗油费(A_7):包括燃油消耗费(FUELC)和滑油消耗费(OILC)。
- (8) 部件改进费(A_8):指发动机定型后,为了改进在使用中暴露出来的设计和制造缺陷,降低生产成本,进一步改善可靠性、维护性、匹配性以及延寿等所需的产品改进费用。
- (9) 其他费用(A_9):包括地面辅助设备、训练、文件资料的费用。

因此,发动机全寿命期费用可以表示为:

$$A_L = A_1 + A_2 + A_3 + A_4 + A_5 + A_6 + A_7 + A_8 + A_9 \quad (1-1)$$

通常把发动机全寿命期费用的各分项费用归纳为两大类,即:采办费(ACQC)和使用保障费(O&SC)。因而又有另一种发动机全寿命期费用表达式

$$A_L = C_1 + C_2 \quad (1-2)$$

式中

$$C_1 = A_1 + A_2 \quad (1-3)$$

$$C_2 = A_3 + A_4 + A_5 + A_6 + A_7 + A_8 + A_9 \quad (1-4)$$

上述的第(1)、(2)两项,即研制费和安装的发动机采购费称为“采办费”,就是为获得一定数量的新飞机,在发动机方面需要支出的费用。第(3)~(9)之和称为“使用保障费”,就是为保证这一定数量的新飞机在全寿命期内的正常使用,需要在发动机方面支出的总费用。于是,发动机全寿命期费用就是由采办费和使用保障费两大类构成。

发动机的采办费除了与生产厂的生产能力、设备和技术的先进程度有关外,主要是由设计水平决定的。而使用保障费的决定因素是油耗、耐久性和可靠性,这些因素有的本身就是设计指标,有的则是设计思想的具体体现。

1.4.2.3 发动机全寿命期费用计算方法

当前国内外有关发动机全寿命期费用计算方法大致可分为两种类型:

一种是“参量分析法”:它是把发动机的设计参数及结构设计细节和全寿命期费用之间,建立起定量的解析关系,以便实施“按费用设计”(Design To Cost)的原则。这种方法是很有发展前途的。但目前大多数尚不够成熟,误差较大,据说国外有少数可以达到实际应用的方法,却严格保密。

另一种方法是“统计回归法”:它是根据已经投入使用的多种型号发动机的实际费用消耗的统计数据,经回归分析而整理出来的一套计算公式。仅选用极少数对发动机费用影响最大的因素做自变量,因而使用简便,且具有一定的可信精度。在这方面,美国兰德公司公布的统计回归方法具有较高的权威性。下面我们采用兰德公司的统计回归方法对发动机全寿命期费用的各分项分别进行计算。在使用这种方法时需要按我国的具体情况进行修正。

(1) 发动机研制费

兰德公司根据16种涡喷和涡扇发动机的数据统计分析,得出至完成样机鉴定试验阶段的发动机研制经费计算公式为:

$$A_1 = -845.804 + 0.001124 F_m + 249.838 M + 0.5634 T_4^* \quad (1-5)$$

式中: F_m ——发动机最大状态推力(N);

M ——最大飞行马赫数,当 $M < 1$ 时取 $M = 1$;

T_4^* ——涡轮进口温度(K)。

计算结果的单位为百万美元(1980财年美元)。

(2) 发动机单台价格和发动机采购费

兰德公司1965年加力涡喷发动机单台购买价格的公式是:

$$Y = 0.187 F_m^{0.84845} Q^{-0.13255} \quad (1-6)$$

式中: Y ——前 Q 台发动机的单台购买价格($\times 1000$ \$),按1965年美元币值;

Q ——累积生产台数。

考虑美元币值修正和外汇比价修正,则式(1-6)变为下述形式:

$$Y_1 = Y \cdot FY(x)/FY(65) \cdot YAY/10 \text{ (万元人民币)} \quad (1-6a)$$

式中: $FY(x)$ —— x 年的美元实价指数;

$FY(65)$ ——1965年的美元实价指数;

YAY——人民币与美元的比价。

发动机累积生产台数

$$Q = Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 \quad (1-7)$$

式中: Q_1 ——研制阶段试制的发动机台数;

$Q_2 = ENUA \cdot AN$ ——安装在出厂的新飞机上的发动机台数;

$Q_3 = (T_L/T_E - 1) \cdot N_E \cdot AN$ ——在飞机全寿命期内, 继安装的发动机总寿命耗尽之后需要的替换发动机台数;

$Q_4 = R \cdot N_E \cdot AN$ ——为替换拆下待修的发动机而必须储备的备用发动机台数。

因而发动机的采购费为:

$$A_2 = Y1 \cdot Q_2 \quad \text{安装的发动机采购费} \quad (1-7a)$$

$$A_3 = Y1 \cdot Q_3 \quad \text{替换的发动机采购费} \quad (1-7b)$$

$$A_4 = Y1 \cdot Q_4 \quad \text{备份的发动机采购费} \quad (1-7c)$$

发动机的总采购费 E 为:

$$E = A_2 + A_3 + A_4 \quad (1-8)$$

由于研制阶段试制的发动机生产费已计入研制费中, 故不包含在发动机的总采购费中。

上面各式中:

N_E ——每架飞机安装的发动机台数;

T_L ——飞机的总寿命(h), 一般按 3000h 计;

T_E ——发动机总寿命(h), 按式(1-9)计算;

AN ——飞机的总架数;

R ——备份的发动机台数与安装的发动机台数之比, 一般为 0.5。

(3) 发动机的翻修寿命、总寿命与备份比

a. 发动机的翻修寿命主要取决于核心机热端部件的寿命。而核心机热端部件的寿命是根据用户要求, 经过结构强度设计和试验来确定。

b. 发动机的总寿命按下式计算

$$T_E = MTBO \times (1 + NO_{\max}) \quad (1-9)$$

式中: $MTBO$ ——两次翻修之间的最大时间, 即翻修寿命(h);

$NO_{\max}$ ——最大翻修次数。

目前国内传统的做法是按翻修三次获得的累积寿命做为发动机的总寿命。

c. 发动机备份比等于备份的发动机台数与实际装机的发动机台数之比。按统计一般在 0.25~0.50 之间。据某部统计, WP6 发动机的备份比为 0.5 左右。

(4) 发动机翻修费

a. 单次翻修价格 (M_c) 按统计, 一般规律单次翻修费占新发动机售价的比例为 12%~14%。

b. 计划翻修与非计划翻修次数。

计划翻修次数可按下式计算

$$N_P = T_L/T_E \cdot N_E \cdot NO_{\max} \cdot AN \quad (1-10)$$

式中: T_L ——飞机总寿命;

N_P ——发动机计划翻修次数;

T_E ——发动机总寿命。

c. 非计划翻修率与非计划翻修次数

非计划翻修率等于每 1000 发动机小时提前翻修的次数。随着飞行时数的逐步积累, 非计划翻修率下降, 如 WP6 发动机已有 20 多年的使用经验, 非计划翻修率较低, 约为 0.54 次/1000EFH。对于新发动机而言, 非计划翻修率要高一些, 一般可按 1.0 次/1000EFH 计算。

N_u ——非计划翻修率(次/1000EFH)。

d. 发动机翻修费用按下式计算:

$$M_{\Sigma} = (N_p + N_u) \cdot M_c \cdot FY(x)/FY(1965) \cdot YAY \quad (1-11)$$

式中: M_{Σ} ——发动机总翻修费(×1000\$)。

(5) 基地级的发动机维修费

a. 每台发动机每飞行小时(EFH)的外厂维修费: 我国空军对此项开支缺乏系统完整的统计。此处引用美国兰德公司 1975 年的公式计算每台发动机每飞行小时的外厂维修费。该公式是根据 1974 财政年度美国空军 12 种涡喷和涡扇发动机实际费用的统计资料归纳而成。按 1975 年美元币值计算, 公式如下

$$L_n C_b = 3.50819 - 0.47457 \cdot L_n M_T + 0.01299 \cdot N_Q + 0.56739 \cdot L_n \cdot Y_0 \quad (1-12)$$

式中: C_b ——每台发动机每飞行小时的基地级维修费(×1000\$);

N_Q ——最大翻修时间间隔内发动机使用季节数, 与每年的飞行时数有关;

$Y_0 = Y \cdot FY(1975)/FY(1965)$ ——新发动机单台价格(×1000\$)。

$$N_Q = MTBO/YFH \times 4 \quad (1-13)$$

式中: YFH ——每年飞行时数。

b. 基地级的总维修费可按下式计算

$$BMC = C_b \cdot T_L \cdot N_E \cdot AN \cdot FY(x)/FY(75) \cdot YAY \quad (1-14)$$

式中: BMC ——基地级总维修费(×1000\$)。

(6) 发动机耗油费

a. 发动机的燃油消耗与飞机的任务、飞行剖面、发动机的用法有关。应当按照作战和训练等混合任务, 确定出典型的飞行剖面和发动机用法, 计算出当量的单机全寿命期平均燃油消耗量。然后按下式计算总燃油消耗费用:

$$C_F = Q_A \cdot C_{FA} \cdot AN \quad (1-15)$$

式中: C_F ——总燃油消耗费用(元);

Q_A ——单机全寿命期平均燃油消耗量(t/架);

C_{FA} ——航空煤油平均价格(元/t);

AN ——飞机架数(架)。

b. 发动机滑油消耗费

确定发动机的滑油消耗率, 一般发动机滑油消耗率为 0.8~1.2 L/h, 现代较好的发动机滑油消耗率可达 0.6 L/h。

根据发动机选用的滑油种类、发动机工作时滑油回油温度, 确定滑油比重, 确定滑油价格。

滑油总消耗费用按下式计算:

$$C_O = CM_O \cdot \gamma_O \cdot M_O \cdot N_E \cdot AN \cdot T_L \quad (1-16)$$

式中: C_0 ——滑油总消耗费用(元);

CM_0 ——滑油平均消耗率(可按 1.0 L/h 计算);

γ_0 ——发动机工作时的滑油比重(4109 号滑油比重为 0.915 kg/L);

M_0 ——滑油价格(元/kg)。

(7) 部件改进计划费和其他费用

据统计,部件改进和其他费用占全寿命费用的比例分别为 2%~3% 和 1%~2%。

1.4.2.4 计算结果分析

以推力级相同的两种发动机(WPXX 和 WSXX)为例,发动机全寿命期费用的计算结果见图 1-4、图 1-5。对计算结果分析如下:

两机的技术特点:WPXX 技术水平较低,耗油率高,翻修寿命较短(约 200h),研制费用较少,发动机价格便宜。WSXX 技术水平较高,耗油率低,翻修寿命较长(约 800h),研制费用较高,发动机价格较贵。

(1) 随发动机生产架数的累积,发动机单价逐年降低,大约在 100 架以前,飞机架数增加,发动机单价下降很快,以后趋于平缓,WPXX 的单价始终低于 WSXX。

(2) 图 1-5 为两型发动机的全寿命期费用。图中,WSXX 的费用低于 WPXX。

虽然 WSXX 单价和研制费用高,但由于其耗油率低,寿命长,替换和备用的发动机台数少,节省了采购费和翻修费,因而其使用保证费和全寿命期费用低。

(3) 当国防开支一定时,发动机全寿命期费用的高低,意味着空军获得新飞机的多少。假如在新飞机的寿命期(约 20 年,3000h)内,分配给动力方面的费用 50 亿元,它能装备用 WPXX 为动力的飞机 210 架,若选用 WSXX 为动力则可装备新飞机 325 架,见图 1-5。后者比前者多装备 66.7%。由此看来,发动机全寿命期费用问题不仅仅是经济问题,更是关系到空战部队实力的战略问题。

600架飞机,全寿命期 3000飞行小时

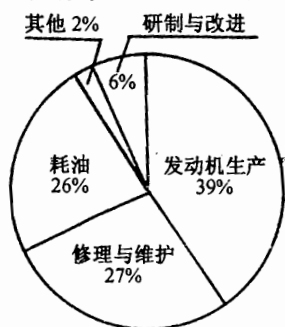


图 1-4 战斗机发动机全寿命期费用

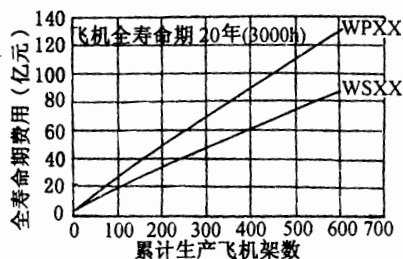


图 1-5 两种发动机全寿命期费用比较

第2章 发动机总体性能方案设计

在第1章发动机方案论证的基础上,初步选定新发动机的类型之后,就可以进行发动机总体性能方案设计,通过这一工作确定出新设计发动机的热力参数、基本流路尺寸和重量。

2.1 发动机性能方案设计

2.1.1 性能方案设计的主要内容

总体性能方案设计的主要内容是确定满足飞机战术技术要求的发动机总体性能方案,需要进行以下几个方面的工作。

- (1) 根据飞机的战技要求及飞机的使用特点,确定发动机的类型。
- (2) 进行发动机设计点热力循环参数的优化计算,通过优化计算确定能满足飞机战技要求的发动机热力循环参数可行域,并在可行域内选出一个发动机热力循环参数的最佳方案。
- (3) 根据选定的发动机热力循环参数最佳方案,拟定发动机的调节规律,与部件组协调部件设计的可能性和确定部件的特性,估算发动机的重量和轮廓尺寸。
- (4) 计算发动机的非设计点高度速度特性和巡航特性,并把计算的结果提供给飞机设计单位,然后由飞机设计单位按飞机的飞行任务剖面图进行飞机与发动机的协调计算,判别发动机的性能是否能全面满足飞机的需要,如发现有些方面仍有差距,则返回到发动机设计部门,由发动机设计部门适当修改调节规律或适当调整发动机的热力循环参数或部件性能,直到发动机能全面满足飞机性能指标为止。
- (5) 经过上述四个方面的工作,如仍然满足不了飞机要求,则由飞机和发动机设计部门共同与使用方协商,修改飞机设计要求。

2.1.2 气动方案设计的框图

根据发动机总体性能方案设计的主要工作内容和步骤,拟定的总体性能方案设计框图如图2-1所示。

(1) 发动机总体性能方案设计的目标值

在总体性能方案设计的一开始,首先应该确定发动机设计的目标值,主要反映在两个方面:

首先,应明确所设计的发动机用在什么类型的飞机上,该飞机的飞行包线、作战方式、飞行典型任务剖面及飞机的性能特点等都是发动机设计时应该考虑的目标之一。

其次,飞机设计单位或使用方应根据飞机的特点,给发动机提出一些具体的设计要求,例如发动机设计状态以及空中某几个重要航段的推力和耗油率的要求,发动机重量、轮廓尺寸及空气流量的要求,发动机使用包线和空中起动包线的要求,另外还应给出一些特殊的要求(例如,发射武器时对发动机的要求,飞机进气道气流畸变时发动机承受畸变能力的要求)等。

(2) 发动机类型的初步选择

发动机类型的选择一般取决于飞机的使用特点。对于飞行包线范围大,要求高机动性的战斗机来说,目前通常选用带加力的小涵道比(涵道比 0.3~1.0)的双转子加力涡扇发动机。对于要求大航程和续航时间比较长的轰炸机和运输机,亦可选择中等涵道比(涵道比 1.0~2.0 左右)的双转子涡扇发动机。对于亚声速巡航的民用客机,目前大部分选用大涵道比(涵道比 4.0~6.0)的不加力双转子涡扇发动机。有关这方面的详细内容详见第 1.3.2 条。

应该指出,发动机类型的选取,并不是绝对的,应根据我国的设计水平、加工制造条件来决定取舍。

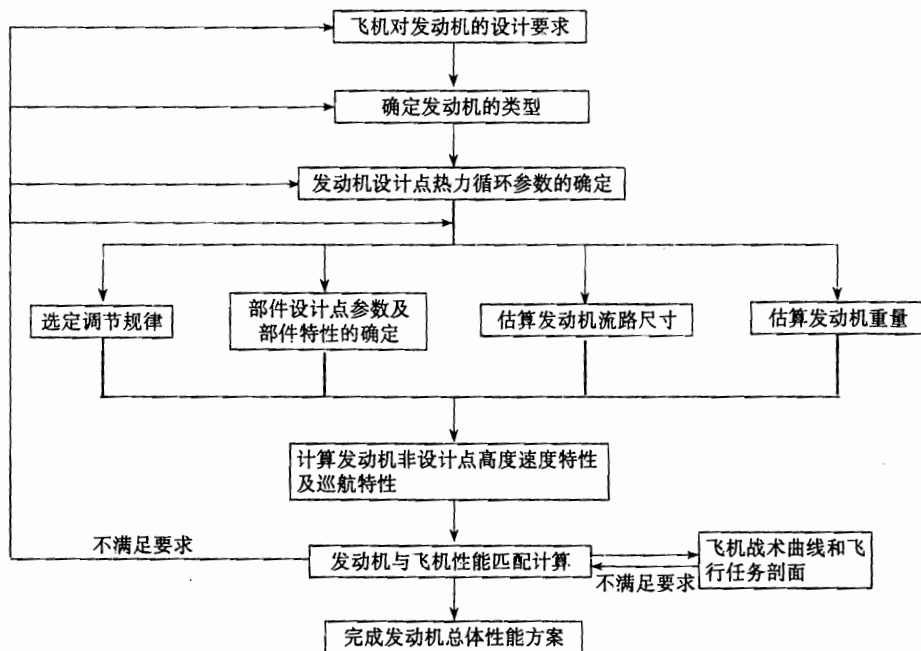


图 2-1 发动机总体性能方案设计框图(示意)

2.2 发动机设计点热力循环参数的分析和确定

2.2.1 确定热力循环参数使用的计算机程序

随着计算机技术的不断发展,各个国家和各个发动机设计单位都已经编制了各自的发动机总体性能通用程序,这类程序的功能通常可以满足各种形式发动机(包括单涵道涡喷、双涵道涡扇、单转子、双转子或三转子以及带与不带加力的不同形式发动机)的稳态设计点和非设计点的性能计算,亦可用于发动机的过渡态性能计算,通用计算程序中还考虑了比热比的变化,功率提取的影响,抽气的影响等,例如美国的 NASA TN D-7901“DYNGEN”程序就具有上述功能。有的程序甚至还可以考虑发动机变几何的影响、雷诺数的影响、进口畸变的影响、发动机内部机体与气流之间热交换的影响等。

2.2.2 参数的分析和确定

利用发动机总体性能通用程序,在选定发动机类型和给定发动机设计点性能目标值的基

基础上,可以通过输入一系列发动机的热力参数,计算出一系列发动机设计点的性能,从这些设计点的性能中可以找出那些满足发动机性能目标值和限制值的所有各组热力参数的集合(即可行域),然后从可行域中找出一组最佳热力循环参数作为新发动机设计点的热力参数,具体步骤如下。

2.2.2.1 发动机设计点热力循环参数分析的框图

发动机设计点热力循环参数分析的框图如图 2-2 所示。

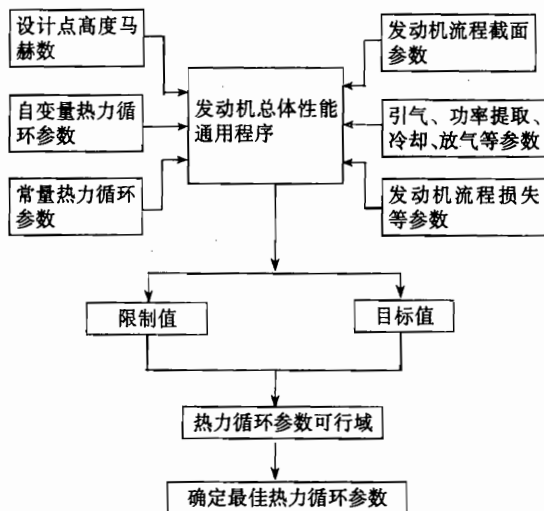


图 2-2 设计点热力循环参数分析框图

2.2.2.2 输入参数

根据图 2-2,为了进行热力循环参数分析计算,需要给发动机总体性能通用程序输入以下几个方面参数,然后才能进行分析计算,具体做法如下:

(1) 根据被选发动机类型,绘制发动机流程截面图,例如,假定被设计的发动机被选定为混合排气双转子加力式涡轮发动机,则可以绘制出发动机的流程截面图如图 2-3 所示,根据流程截面图上设定的截面符号输入到总体性能通用程序中,以便计算出对应截面上的气体流量、总温和总压等气动参数。

(2) 根据被设计发动机流程截面图和发动机的具体情况及使用特点,输入要求的引气量、功率提取、冷却空气量、放气等具体值。

(3) 输入发动机设计点所取的高度和马赫数。

(4) 输入发动机流道内各段的流程损失,以图 2-3 的涡轮发动机为例,这些流程损失应包括进气道、外涵管道、高低压压气机之间过渡段、高低压涡轮之间过渡段、涡轮后到加力燃烧室之间的扩压段等流道内的总压恢复系数。

(5) 输入热力循环参数。发动机的热力循环参数主要指发动机的总空气流量 W_a ;涵道比 B ;压气机的换算流量、压比、绝热效率;燃烧室的燃烧效率、总压损失、出口总温;涡轮的绝热效率;加力燃烧室的燃烧效率、总压损失和加力温度等。在进行发动机设计点热力循环参数分析计算时,通常又把这些热力循环参数分成两类,一类为方案计算中要求在一定范围内变化作为优化计算的热力循环参数,称此类热力循环参数为自变量热力循环参数,通过优化计算找出最佳值,以图 2-3 的涡轮发动机为例,大约有 5 个参数,即涵道比 B ,风扇压比 π_c ,高压压

气机压比 π_{CH} , 涡轮前气体总温 T_{t4} 和加力燃烧室气流总温 T_{tAB} 。另一类是根据指标要求确定的和部件设计水平能实现的热力循环参数, 可以作为常量输入, 同样以图 2-3 的涡扇发动机为例, 大约有以下 11 个参数, 即发动机的总空气流量 W_a , 风扇的绝热效率 η_f , 高压压气机的绝热效率 η_{CH} , 燃烧室的燃烧效率 η_B 和总压损失, 高压涡轮的绝热效率 η_{TH} , 低压涡轮的绝热效率 η_{TL} , 加力燃烧室的燃烧效率 η_{AB} 和总压损失, 高压转子的机械效率 η_{mH} , 低压转子的机械效率 η_{mL} 。

(6) 进行热力循环参数的分析计算。通过把上述第 1 到第 5 共计 5 个方面的参数输入到发动机总体性能程序之后, 就可以计算出很多组发动机设计点的总体性能气动方案。其方案的个数取决于所选自变量热力循环参数的选取范围和数量。同样以图 2-3 的双转子加力式涡扇发动机为例, 假如自变量热力循环参数取三种涵道比, 三种风扇压比, 三种高压压比, 三种涡轮前总温, 则可以计算出 $3 \times 3 \times 3 \times 3 = 81$ 组发动机“中间”状态的设计点性能, 对于加力状态, 则可以在选定的“中间”状态下, 给出一系列加力温度来计算一系列的加力方案, 其加力方案的个数与所给加力温度的个数相一致。

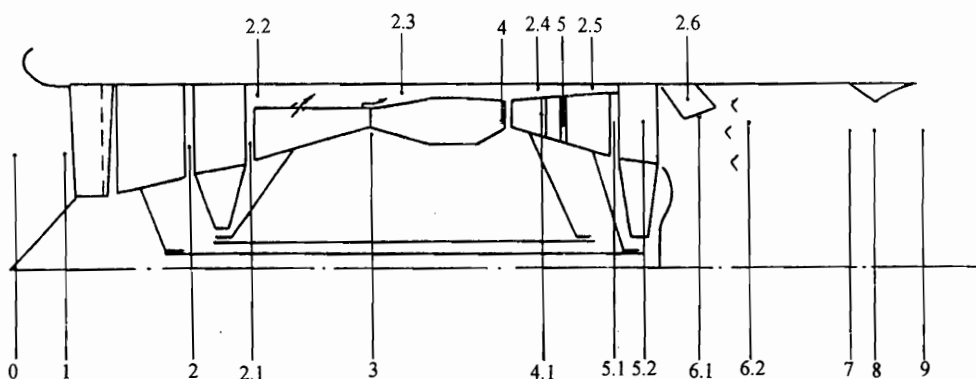


图 2-3 发动机流程截面图(双转子加力涡扇发动机示例)

2.2.2.3 参数可行域的确定

设计点热力循环参数可行域的确定, 通常可用两种方法来进行, 一种是作图法, 把热力循环分析计算中的所有结果, 通过作图, 把那些不能满足飞机对发动机性能要求目标值的热力循环参数, 以及计算中有些内部参数超过发动机部件限制值的热力循环参数排除出去, 那么, 余下的那些热力循环参数集合即为可行域。

另一种方法是在总体性能计算通用程序中增加优化程序, 把计算结果自动与目标值和限制值进行比较, 并在选择的区域内自动改变热力循环参数值, 最终优化计算出满足目标值和限制值的最佳热力循环参数组合。

关于发动机的设计目标值详见第 1.1.3 条, 在热力循环参数分析计算中, 通常只使用飞机对发动机设计要求中的空气流量、推力和耗油率的要求。

关于发动机的限制值, 对于图 2-3 所示双转子加力涡扇发动机, 通常有三个限制值, 即燃烧室的总温温升比:

$$\frac{T_{t4}}{T_{t3}}$$

要求不大于 2.2

内外涵混合器的总压混合比:

$$P_{t1.6}/P_{t6}$$

要求在 0.98 ~ 1.05 之间

加力状态发动机的总余气系数:

$$\alpha_{AB}$$

要求不小于 1.15

2.2.2.4 最佳热力循环参数的初步确定

在确定热力循环参数的可行域之后,就可以根据可行域中发动机推力最大,耗油率最低的一组热力循环参数作为选定的最佳热力循环参数。

2.2.2.5 计算举例

(1) 假定飞机用户或飞机设计部门,根据飞机战术技术要求,对发动机提出的设计目标值为:

设计点取 $H=0, M=0$ 的标准大气;

空气流量 W_a 不大于 100kg/s;

“中间”状态推力 F_N 不小于 72.57kN;

耗油率 SFC 不大于 0.0775kg/(N·h);

“最大”状态推力 F_{NAB} 不大于 107.87kN;

耗油率 SFC_{AB} 不大于 0.171kg/(N·h)。

(2) 发动机选型。根据飞机对发动机要求的目标值,由于对中间状态的耗油率 SFC 要求不大于 0.0775kg/(N·h),因此只能选择加力式涡扇发动机。

(3) 作出所选发动机的流程截面图,如图 2-3 所示。

(4) 输入有关参数。

按图 2-3,把发动机各截面号输入总体性能通用程序。

输入引气、功率提取、冷却气量、放气等参数。本算例中假定引气、功率提取和放气等均为零;冷却气量假定从高压压气机出口引出 11% 的内涵空气,其中 1% 作为抽气提供给座舱增压用,10% 作为冷却涡轮用;在冷却涡轮的 10% 空气分配假定:4.5% 用来冷却高压涡轮第 1 级导向叶片,3.5% 用来冷却高压涡轮第 1 级工作叶片,1.0% 用来冷却低压涡轮导向叶片,余下的 1% 作为冷却低压涡轮工作叶片用,并按上述分配规律输入总体性能通用计算程序中。

输入发动机流程损失参数。算例中假定进气道无损失,总压恢复系数为 1.0,外涵流道的总压恢复系数取 0.95,高、低压压气机之间过渡段总压恢复系数取 0.995,涡轮后到混合器前扩压段的总压恢复系数取 0.98,喷口收敛段不考虑损失,总压恢复系数取为 1.0。

发动机设计点的高度和马赫数,取地面标准大气状态。

输入的常量热力循环参数:算例中给定发动机的空气流量 W_a 取为 100kg/s,风扇的绝热效率(设计点) η_f 取为 0.85;高压压气机设计点的绝热效率 η_{CH} 取 0.87;燃烧室的燃烧效率 η_B 取 0.99,总压损失取 0.03;高压涡轮设计点的绝热效率 η_{TH} 取 0.88,低压涡轮设计点绝热效率 η_{TL} 取 0.9,高压转子机械效率 η_{mH} 取为 0.99,低压转子机械效率 η_{mL} 取 0.995,加力燃烧室的燃烧效率 η_{AB} 取 0.88,总压损失为 0.05。

输入自变量热力循环参数:算例中涵道比 B 取 0.42, 0.38, 0.34, 0.30 四种,风扇设计点压比 π_f 取 3.71, 3.68, 3.65 三种,高压压气机设计点压比 π_{CH} 取 7.0, 6.8, 6.6 三种,燃烧室出口总温 T_{t4} 取 1590K, 1570K, 1550K 三种,加力温度取 1342K, 1521K, 1700K, 1879K 以及 1969K 共 5 种。

(5) 确定热力循环参数的可行域。

上述第(4)中六个方面的参数输入总体性能通用程序之后,可以先进行“中间”状态性能计

算,可以计算出 $3 \times 3 \times 3 \times 4 = 108$ 个“中间”状态设计点的性能,用这 108 个性能计算结果与目标值和限制值进行比较,通过作图,如图 2-4、图 2-5、图 2-6 所示。

对于低压压气机设计点压比 π_f 为 3.71 的方案,满足目标值和限制值 (T_{t4}/T_{t3} 小于等于 2.2, $P_{t1.6}/P_{t6}$ 控制在 0.95 ~ 1.05 之间) 的可行域如图 2-4 和表 2-1 所示。

对于低压压气机设计点压比 π_f 为 3.68 的方案,满足目标值和限制值的自变量热力循环参数可行域如图 2-5 和表 2-2 所示,由图可见,与低压压气机设计压比 $\pi_f = 3.71$ 的方案比较,热力循环参数可行域的范围明显减小。

对于低压压气机设计点压比 $\pi_f = 3.65$ 的方案,自变量热力循环参数可行域如图 2-6 所示,由图可见,其可行域基本为零。

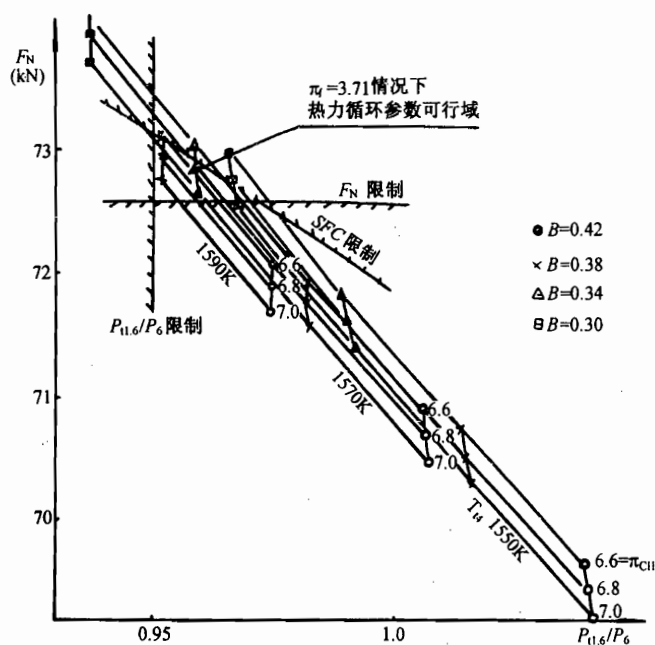


图 2-4 风扇压比为 3.71 时,热力循环参数可行域

表 2-1 风扇压比为 3.71 时,热力循环参数可行域

π_{CH}	B	T_{t4}			
			1590K	1570K	1550K
	7.0		0.386 ~ 0.377	0.342 ~ 0.322	0.297 ~ 0.287
	6.8		0.393 ~ 0.377	0.349 ~ 0.334	0.306 ~ 0.303
	6.6		0.400 ~ 0.378	0.357 ~ 0.035	—

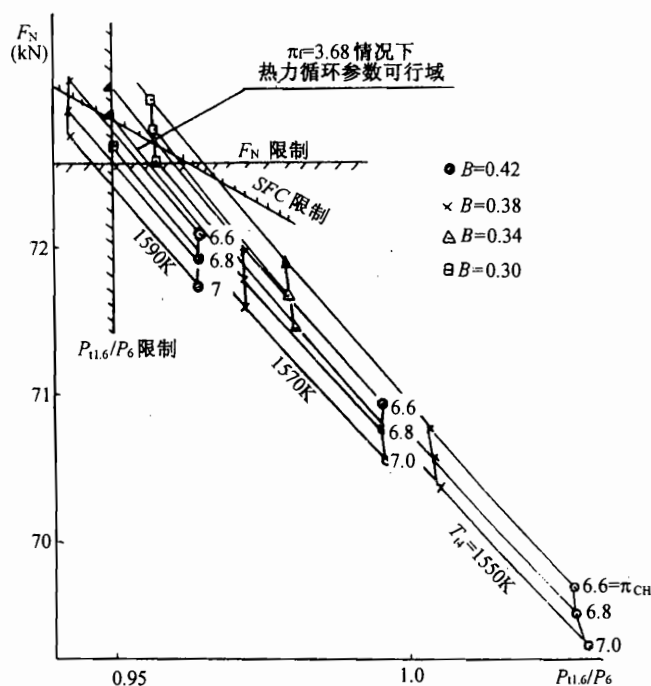


图 2-5 风扇压比为 3.68 时,热力循环参数可行域

表 2-2 风扇压比为 3.68 时,热力循环参数可行域

π_{CH}	B	T_{t4}			
			1590K	1570K	1550K
7.0			—	0.344 ~ 0.341	0.3 ~ 0.293
6.8			—	0.350 ~ 0.343	0.308 ~ 0.3075
6.6			0.401 ~ 0.393	0.358 ~ 0.354	—

(6) 确定发动机“中间”状态设计点最佳热力循环参数。由第(5)所得热力循环参数可行域,经分析选定低压压气机设计点压比 π_f 为 3.71,设计点绝热效率为 0.85;高压压气机设计点压比 π_{CH} 为 7.0,设计点绝热效率为 0.87;涵道比 0.324;发动机总空气流量为 100kg/s , T_{t4} 为 1570K,高压涡轮绝热效率 η_{TH} 为 0.88,低压涡轮绝热效率 η_{TL} 为 0.90,计算的“中间”状态设计点性能结果为:

$F_N = 73.06\text{kN}$, 大于目标值(72.57kN);

$SFC = 0.07739\text{kg}/(\text{N}\cdot\text{h})$, 小于目标值(0.0775kg/(N·h));

$T_{t4}/T_{t3} = 1.9705$, 小于限制值(2.2);

$P_{t1.6}/P_{t6} = 0.9503$, 大于限制值(0.95)。

(7) 确定“最大”状态设计点的温度 T_{LAB} 。在这里假定“最大”状态主机工作点与“中间”状

态工作点相同,用第(6)确定的“中间”状态设计点的最佳热力循环参数,然后输入不同 T_{LAB} , 计算结果如图 2-7 所示,由图可见,满足目标值的加力温度 T_{LAB} 可行域为 1838 ~ 1865K, 最终选定加力温度 T_{LAB} 取可行域的中间值 1850K, 计算的“最大”状态性能为:

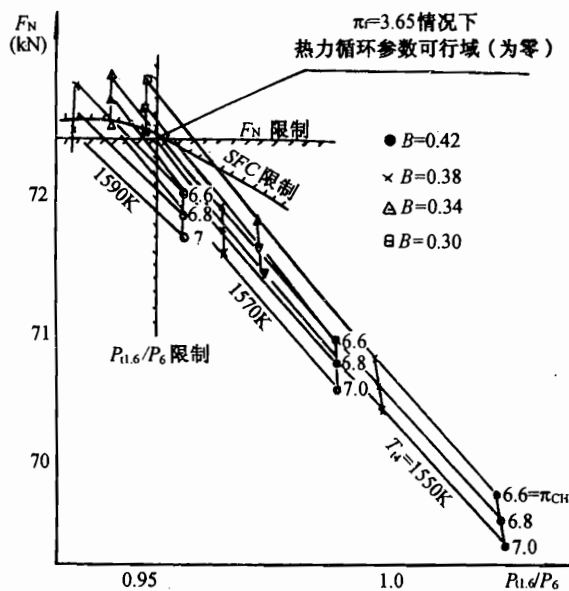


图 2-6 风扇压比为 3.65 时,
热力循环参数可行域(kg/(N·h))

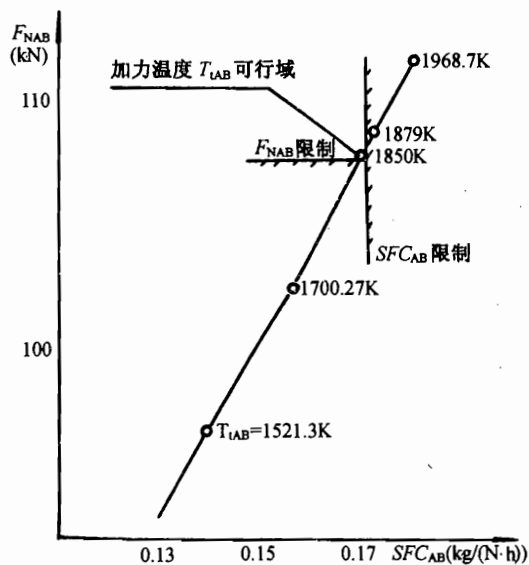


图 2-7 加力温度 T_{LAB} 可行域

$F_{NAB} = 108.27\text{kN}$ 大于目标值(107.87kN);

$SFC_{AB} = 0.1698\text{kg/(N·h)}$, 小于目标值(0.1713kg/(N·h));

$\alpha_{AB} = 1.3143$, 大于限制值(1.15)。

2.3 飞机/发动机协调和设计点热力循环参数的最终确定

在确定新机方案热力循环参数之后,为了判断新机方案是否能全面满足飞机的性能指标要求,就必须对飞机和发动机进行匹配计算,首先由发动机设计单位根据选定的发动机热力循环参数计算新机的高度速度特性和巡航特性,估算发动机的尺寸和重量,并把计算结果提供给飞机设计部门,然后由飞机设计部门按飞机飞行任务剖面图要求的任务和飞机极曲线的情况全面估算飞机性能,如图2-1的设计框图所示,具体步骤如下。

2.3.1 发动机非设计点性能计算

为了向飞机设计部门提供新机的高度速度特性和巡航特性,需要进行发动机非设计点的性能计算。为了进行新机的非设计点的性能计算,必须先确定发动机的各部件特性和确定发动机的调节规律,方法如下。

2.3.1.1 对发动机各部件提出设计要求

在确定新机设计点热力循环参数之后,就必须开始开展部件的设计论证工作,各部件的设计要求内容通常为:

对压气机的设计要求应提出以下一些内容:即压气机设计点的流量 W_a , 压比 π_c , 绝热效率 η_c , 设计点的喘振裕度 SM , 另外还应提出非设计状态稳定工作时最小工作裕度 SM_{min} 的要求和压气机对畸变敏感度的要求。

对燃烧室的设计要求,通常要提出发动机设计状态工作时,燃烧室进口空气流量 W_{a3} , 燃烧室进口总温 T_{t3} , 燃烧室进口总压 P_{t3} , 燃烧室温度升比 T_{t4}/T_{t3} , 燃烧室总压损失 $\Delta P_t/P_{t3}$, 燃烧效率 η_B , 燃烧室出口总温的总不均匀度 OTDF 和径向不均匀度 RTDF。

对涡轮的设计要求,要提出涡轮进口的燃气流量 W_{t4} , 进口总温 T_{t4} , 进口总压 P_{t4} , 涡轮的绝热效率 η_T 和涡轮功率 N_T 的要求。

对加力燃烧室的设计要求,应提出加力燃烧室进口的燃气流量、总压、总温、加力燃烧效率、总压损失和加力温度等要求。

2.3.1.2 各部件特性的获得

为了估算新设计发动机非设计点的高度速度特性及巡航特性,计算时需要给程序输入发动机的各部件特性。由于新发动机此时处于设计阶段,还不具备部件本身特性数据,因此进行新机非设计点高度速度特性和巡航特性计算时,所需各部件特性通常由三种方法得到。第一种方法由各部件根据发动机对部件提出的设计要求,通过理论计算提供部件特性。第二种方法是借用已有发动机中参数相近的部件试验特性,然后按设计点的参数适当放大或缩小以满足程序计算需要。如果前面两种方法都无法及时得到所需部件特性时,亦可以采用总体性能程序中储存的部件特性代替。

2.3.1.3 发动机调节规律的初步确定

为了估算新设计发动机非设计点的高度速度特性和巡航特性,除了要给总体性能通用程序提供发动机各个部件的特性外,还必须给出新设计发动机的初步调节规律(关于新发动机正式调节规律的确定见本册第4.3节),有关新设计发动机初步调节规律确定的原则是:

(a)根据飞机飞行包线范围和使用特点,调节规律的选取应能充分发挥发动机的性能来满

足飞机的需要;

(b)为了发挥发动机的潜力,发动机通常可以采用复合调节规律,例如,随着发动机进口总温由低到高的变化,可以先采用风扇等换算转速,后变成风扇等物理转速,在高马赫数的高进口总温时采用限排气温、限压或限转的综合调节规律。

2.3.1.4 高度速度特性和巡航特性计算

在确定了新设计发动机设计点热力循环参数并获得了部件特性和初步拟定了发动机的调节规律之后,就可以利用总体性能通用程序进行新设计发动机的高度速度特性和巡航特性的计算。

(1) 发动机的高度速度特性计算。

发动机的高度速度特性通常指在不同的高度和马赫数情况下,计算出发动机的“中间”状态和“最大”状态的净推力 F_N 和耗油量 W_f 随高度和马赫数的变化关系曲线,示意图如图 2-8 和图 2-9 所示。高度速度特性计算的高度 H 和马赫数 M 的范围通常由飞机的飞行包线来确定,计算的高度间隔通常可按 2km,马赫数间隔可按 0.2 考虑。

(2) 巡航特性,通常指非加力状态下,在某高度下发动机的转速特性,如图 2-10 所示。通常对于不同高度,有相对应的巡航特性。

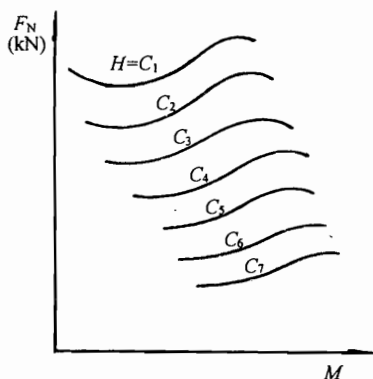


图 2-8 中间(或最大)状态高度速度特性(示意图)

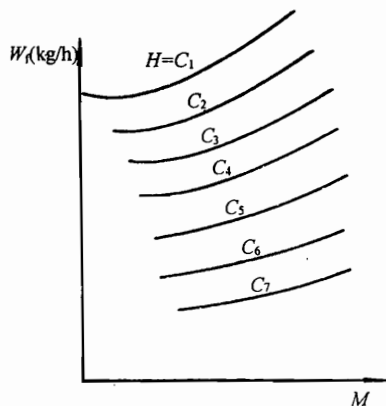


图 2-9 中间(或最大)状态高度速度特性(示意图)

2.3.2 飞机/发动机匹配协调

在完成新设计发动机选型和确定了发动机设计点热力循环参数,并计算出发动机非设计点的高度速度特性和巡航特性之后,并不能说已经完成了新设计发动机的方案设计论证工作,因为到这时为止,还不能完全清楚该发动机安装到飞机上之后,是否能全面满足飞机的战术技术要求,为此还必需进行飞机与发动机性能的匹配协调,根据计算结果来检查评论飞机性能是否达到飞机的战术技术要求,具体做法如下。

2.3.2.1 发动机设计单位的工作

(1) 向飞机设计单位提供新设计发动机的高度速度特性和巡航特性,同时还应该提供新设计发动机的外部轮廓尺寸和发动机的重量、重心。

(2) 及时提供飞机设计单位在进行匹配计算中所需发动机方面有关的数据,例如;飞机进气道与发动机匹配工作时需要的发动机流量特性,飞机尾部计算时需要的发动机排气参数等。

(3) 根据飞机与发动机匹配计算的情况,必要时局部调整发动机的调节规律、设计点热力循环参数或部件性能,然后重新进行发动机的高度速度特性和巡航特性计算,并把新计算出的发动机高度速度特性和巡航特性提供给飞机设计单位再次进行飞机与发动机性能的匹配协调。

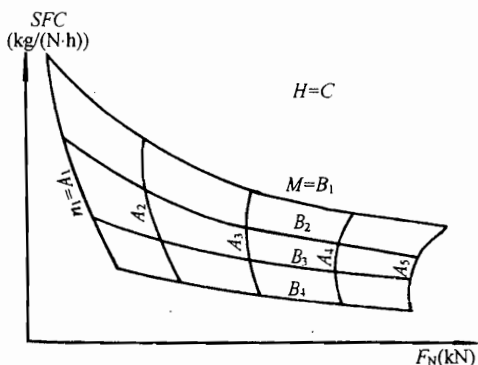


图 2-10 给定高度的巡航特性(示意图)

2.3.2.2 飞机设计单位的工作

(1) 根据飞机的极曲线和发动机设计部门提供的新设计发动机的高度速度特性及巡航特性,进行飞机与发动机性能的匹配协调计算。

(2) 计算飞机能达到的静升限、飞机的最大飞行马赫数、飞机的最小平飞速度、起飞距离和着落距离、飞机的最大爬升率、最小盘旋半径、飞机的过载、作战半径、航程、飞机的有效载荷、起飞重量等,是否达到飞机预定的设计指标要求。

(3) 将匹配计算中发现的(或未达到的)飞机战术技术要求中的一些问题反馈给有关单位。例如与发动机有关的一些问题,应反馈给发动机设计部门,并与发动机设计部门一起协调研究。

(4) 如经过上述各方面工作反复协调计算后仍不能满足飞机的战术技术要求,则由飞机和发动机设计部门共同与使用方协商,修改飞机战术技术要求,以满足飞机需要。

2.3.3 发动机总体最佳参数选定

经过飞机设计部门与发动机设计部门对飞机和发动机反复匹配协调计算,经过不断对发动机的热力循环参数、部件特性、发动机调节规律和飞机极曲线的修改和调整,如最终达到的匹配协调结果能全面满足飞机的战术技术要求和性能指标,那么最终调整后的发动机设计点热力循环参数即为新设计发动机最终确定的设计点热力循环参数最佳方案。

2.4 发动机流路设计

2.4.1 计算方法

2.4.1.1 目的

产生发动机主要部件(风扇、压气机、燃烧室、涡轮、加力燃烧室)的流路尺寸,供总体结构设计、发动机内部各部件流路协调用。它是发动机初步设计时的中心任务。其目的是通过流路设计产生用户(飞机)要求的外廓尺寸和一些必须的参数,以便与用户及发动机内部各部件进行协调,使之获得较好的发动机方案。

2.4.1.2 设计状态的选取

(1) 发动机流路设计的设计状态, 一般来说, 选在具有最大推力的起飞状态 ($H=0$ 、 $M=0$ 、推力最大) 为设计状态;

(2) 热力循环参数: 涡轮前温度、发动机总的压比、风扇压比、涵道比等;

(3) 涡轮—压气机方案: 轴的数目、风扇轴上有无增压级。

2.4.1.3 设计方法和步骤

首先设计重要的、负荷大的部件。燃气发生器(即通常所说的核心机)是双转子发动机中最重要、负荷最大的部件, 所以确定它的通道和匹配它的压气机和涡轮(即高压系统)也就是最重要和最复杂的问题。

2.4.2 高压系统通道设计

2.4.2.1 涡轮通道设计

(1) 涡轮平均切线速度 $u_{T,av}$ 的确定

由公式 $L_T = \frac{u_{T,av}^2 \cdot Z_T}{2 Y_{T,av}^2}$ (功的公式) 可知: 涡轮所能完成的单位功取决于平均的切线速度 $u_{T,av}$ 、级数 Z_T 、平均载荷参数 $Y_{T,av}$ 。单位功是已知的(保证带动高压压气机所需要的), Z_T 是选定的, $Y_{T,av}$ 由设计经验选定。这样平均切线速度 $u_{T,av}$ 就确定了。

(2) 转速的选取

涡轮转速的选取着重应考虑涡轮工作叶片的应力状态。在初步设计时, 一般仅考虑由离心力引起的拉应力(在叶片应力状态中它是主要的分量), 为评价拉应力, 引入应力参数:

$$\epsilon = \sigma_P / (2\rho \cdot K_S)$$

式中: σ_P ——叶片根部截面离心力造成拉应力;

ρ ——叶片材料密度;

K_S ——叶片形状的无因次系数。

应力参数取决于涡轮叶片环出口面积 ($A_{OUT,HPT}$) 和转子转速平方 (n_2^2):

$$\epsilon = \pi \cdot A_{HPT,OUT} \cdot n_2^2$$

由此可得:

$$n_2 = \sqrt{\epsilon / (\pi \cdot A_{HPT,OUT})}$$

由上式看出, n_2 取决于工作叶片许用应力和叶片环的出口面积, 所以, 在确定 n_2 值时应依据叶片材料、冷却系统、涡轮的工作温度等。

(3) 直径的选取

因为

$$U_{T,av} = \pi \cdot D_{T,av} \cdot n_2$$

所以

$$D_{T,av} = U_{T,av} / (\pi \cdot n_2)$$

(4) 出口涡轮叶片高度 (h) 的确定

通常情况下, 涡轮通道形状是等中径的 ($D_{T,av} = \text{常数}$), 所以, 涡轮叶片环出口面积 ($A_{HPT,OUT}$) 可近似表示为 $D_{T,av}$ 的函数, 则

$$A_{HPT,OUT} = \pi \cdot D_{T,av} \cdot h$$

所以

$$h = A_{HPT,OUT} / (\pi \cdot D_{T,av})$$

(5) 涡轮出口内、外径

$$D_{\text{HPT,OUT,t}} = D_{\text{T,av}} + h$$

$$D_{\text{HPT,OUT,h}} = D_{\text{T,av}} - h$$

2.4.2.2 压气机通道设计

(1) 压气机直径和通道选择

a. 按流量连续方程和压气机进出口的速度系数 λ 的取值范围可得到下列近似关系式:

$$\text{相对进口面积比 } \bar{A}_C \approx 0.6 \times \pi_{\text{HPC}}^{5/6}$$

$$\bar{A}_C = \frac{A_{\text{HPC,in}}}{A_{\text{HPC,OUT}}} = \frac{\text{压气机进口面积}}{\text{压气机出口面积}}$$

压气机增压比 π_{HPC}^* 已知(由热力计算获得的), 可求得 $\bar{A}_C$ 。

b. 选定压气机出口轮毂比 $\bar{d}_{\text{HPC,OUT}}$ 的值 (≤ 0.92)

c. 选定压气机出口叶片高度 h_{OUT} 的值 ($> 20\text{mm}$)

d. 计算出口面积 $A_{\text{HPC,OUT}}$

$$A_{\text{HPC,OUT}} = \pi \cdot h_{\text{OUT}}^2 \cdot \frac{1 + \bar{d}_{\text{HPC,OUT}}}{1 - \bar{d}_{\text{HPC,OUT}}}$$

e. 计算进口面积 $A_{\text{HPC,in}}$

$$A_{\text{HPC,in}} = \bar{A}_C \cdot A_{\text{HPC,OUT}}$$

f. 出口外径 $D_{\text{HPC,OUT,t}}$ 和内径 $D_{\text{HPC,OUT,h}}$

等外径 ($D_{\text{HPC,OUT,t}} = \text{const}$) 计算

$$D_{\text{HPC,OUT,t}} = \frac{2A_{\text{HPC,OUT}}}{\pi \cdot h_{\text{OUT}}(1 + \bar{d}_{\text{HPC,OUT}})}$$

$$D_{\text{HPC,OUT,h}} = D_{\text{HPC,OUT,t}} \cdot \bar{d}_{\text{HPC,OUT}}$$

等中径 ($D_{\text{HPT,OUT,av}} = \text{const}$) 计算

公式同等外径计算。

等内径 ($D_{\text{HPC,OUT,h}} = \text{const}$) 计算

公式同等外径计算。

g. 压气机进口尺寸

等外径 ($D_{\text{HPC,OUT,t}} = \text{const}$)

$$D_{\text{HPC,in,t}} = D_{\text{HPC,OUT,t}}$$

$$D_{\text{HPC,in,h}} = \sqrt{D_{\text{HPC,in,t}}^2 - \frac{4A_{\text{HPC,in}}}{\pi}}$$

$$\bar{d}_{\text{HPC,in}} = \frac{D_{\text{HPC,in,h}}}{D_{\text{HPC,in,t}}}$$

$$h_{\text{in}} = \frac{1}{2}(D_{\text{HPC,in,t}} - D_{\text{HPC,in,h}})$$

等中径 ($D_{\text{HPC,in,av}} = \text{const}$)

$$D_{\text{HPC,in,av}} = D_{\text{HPC,OUT,av}} = (D_{\text{HPC,OUT,t}} + D_{\text{HPC,OUT,h}})/2$$

$$h_{\text{in}} = \frac{2A_{\text{HPC,in}}}{\pi(D_{\text{HPC,OUT,t}} + D_{\text{HPC,OUT,h}})}$$

$$D_{\text{HPC,in,h}} = D_{\text{HPC,in,av}} - h_{\text{in}}$$

$$D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{t}} = D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{av}} + h_{\text{in}}$$

$$\bar{d}_{\text{HPC}, \text{in}} = D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{h}} / D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{t}}$$

等内径 ($D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{h}} = \text{const}$)

$$D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{h}} = D_{\text{HPC}, \text{out}, \text{h}}$$

$$D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{t}} = \sqrt{D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{h}}^2 + \frac{4 \cdot A_{\text{HPC}, \text{in}}}{\pi}}$$

$$\bar{d}_{\text{HPC}, \text{in}} = D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{h}} / D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{t}}$$

$$h_{\text{in}} = \frac{1}{2} (D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{t}} - D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{h}})$$

由上述计算求得压气机进口轮毂比 $\bar{d}_{\text{HPC}, \text{in}}$, 若 $\bar{d}_{\text{HPC}, \text{in}} < 0.5$ 可选择更高的通道, 从结构考虑, 也可以给定 $\bar{d}_{\text{in}}$, 选择相应通道形式。

h. 求进口叶尖切线速度 ($u_{\text{C}, \text{in}, \text{t}}$)

$$u_{\text{C}, \text{in}, \text{t}} = u_{\text{HPC}, \text{av}} (D_{\text{HPC}, \text{in}, \text{t}} / D_{\text{HPC}, \text{out}, \text{av}})$$

$$n_{\text{C}} = n_{\text{T}}$$

若 $u_{\text{C}, \text{in}, \text{t}}$ 的计算结果过大, 要采用超音级, 也可以重新选定 $\bar{d}_{\text{in}}$ 重复 g, h 两项计算, 以便满足要求。

(2) 计算压气机级数 Z_{C}

根据功平衡关系可获得关系式

$$Z_{\text{C}} = Z_{\text{T}} \left(\frac{D_{\text{HPT}, \text{av}}}{D_{\text{HPC}, \text{av}, \text{KT}}} \right)^2$$

K_{T} 可以选择 (范围在 0.4 ~ 0.5), Z_{T} 、 $D_{\text{HPT}, \text{av}}$ 、 $D_{\text{HPC}, \text{av}}$ 由前面计算可得, Z_{C} 即可求得。

为了得到轴向尺寸, 还应给定各级的相对的轴向尺寸和各级间的轴向间隙, 初步确定时可采用综合统计数据, 可根据自己的设计经验, 也可参考叶片机教材。

2.4.2.3 燃烧室通道设计

(1) 燃烧室长度 L_{b} 的确定

由于燃烧室设计目前没有系统的计算方法, 大部分是采用半经验半理论的方法, 也有采用原准机的缩放比的方法, 所以在初步设计阶段采用原准机缩放方法。采用的缩放公式如下:

$$L_{\text{b}} = L_{\text{R}} (P_3^* / P_{3\text{R}}^*)^{-0.714} \sqrt{T_{4\text{R}}^* / T_4^*}$$

式中: L_{R} ——原准机燃烧室长度;

P_3^* ——燃烧室进口总压;

$P_{3\text{R}}^*$ ——原准机燃烧室进口总压;

$T_{4\text{R}}^*$ ——原准机燃烧室出口总温;

T_4^* ——燃烧室出口总温。

(2) 燃烧室扩散器设计

扩散器的作用是降低高压压气机出口流速, 并使进入主燃区的流场稳定、均匀而且总压损失最小。一般采用突扩式扩散器。

a. 选取扩张角 θ ;

b. 由 2θ 查图 2-11 得到气流不分离下的 L/H ;

c. 由 L/H 按选定扩散效率查图 2-12 可得 A_e/A_i ;

d. 由高压压气出口面积(作为扩散进口面积 A_i), 算出扩散器出口面积 A_e ;

e. 由压气机出口平均半径处到高压涡轮进口平均半径处连线作为燃烧室的平均中线;

f. 取压气机出口叶片长度作为扩散器进口高度 H , 由 L/H 的值可求取扩散器长度 L_D ;

g. 根据扩散器出口面积 A_e 和扩散器长度 L_D , 就可定出扩散器出口的内、外径;

h. 由 A_{mb} 和燃烧室中心线的尺寸就可算出主燃区的内、外径;

i. 根据燃油在主燃区停留的时间 t_{res} 和选定的速度 V_{mb} , 可得到主燃区的长度 L_{mb} ;

j. 由燃烧室总长度减去扩散器长度(L_D)和主燃区长度(L_{mb})就得到涡轮进口的收敛段长度。

这样, 主要尺寸就计算出来了, 和高压系统一起获得燃气发生器的通道尺寸, 但要检验是否满足各部分设计要求和限制, 如果不满足要求则对选择参数重新计算, 直到达到设计要求为止。

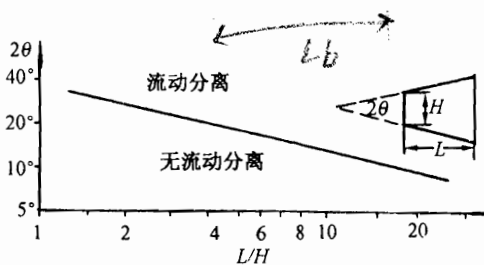


图 2-11 二元直壁扩压器分离极限

2.4.3 低压系统通道设计

低压系统通道设计与高压系统通道设计比较相近, 也要满足转速相等和功率平衡, 但它也有自己的工作特点和相应限制。

2.4.3.1 风扇通道设计

风扇通道在低压系统设计中, 变化范围比较窄, 通道形式变化不大, 一般采用等中径。

(1) 风扇总迎面面积 $A_{F,\Sigma}$ 计算

选取发动机进口速度系数(λ_{in})和发动机进口的气动参数和进口空气流量可算出 $A_{F,\Sigma}$ 。

$$A_{F,\Sigma} = W_{a,in} \cdot m \cdot \sqrt{T_1^*} / (P_1^* \cdot q(\lambda_{in}))$$

(2) 发动机进口(即风扇进口)外径 $D_{F,in,t}$

$$D_{F,in,t} = \sqrt{4A_{F,\Sigma} / \pi}$$

(3) 风扇进口内径 $D_{F,in}$ 的计算

选定风扇进口轮毂比 $\bar{d}_{F,in}$ (一般为 0.3 ~ 0.4)

$$D_{F,in,h} = D_{F,in,t} \cdot d_{F,in}$$

(4) 风扇进口平均直径 $D_{F,in,av}$

$$D_{F,in,av} = (D_{F,in,t} + D_{F,in,h}) / 2$$

(5) 风扇进出口面积比 $\bar{A}_F$

按与高压压气机相似进出口面积比公式, 将压气机压比换成风扇压比:

$$\bar{A}_f = 0.6\pi_f^{*5/6}$$

(6) 计算出口面积 $A_{F,OUT}$

$$A_{F,OUT} = \frac{\pi}{4} (D_{F,in,t}^2 - D_{F,in,h}^2) / \bar{A}_f$$

(7) 选取第一级风扇叶尖切线速度 $U_{F,1t}$ (400 ~ 500 m/s)

(8) 风扇平均直径处切线速度 $U_{F,av}$

$$U_{F,av} = U_{F,1t} \cdot \frac{1 + \bar{d}_{F,in}}{2}$$

(9) 求风扇级数 Z_F

按风扇功与风扇级数、平均直径处切线速度及载荷参数(也称压头系数,在 $0.35 \sim 0.55$ 之间)之间的关系,选定压头系数即可求出风扇级数 Z_F ,这样求出来的可能不是整数,可取整后再返回到前面选取参数,使之在合理范围内。

(10) 风扇轴向尺寸计算

同高压系统一样,选取展弦比和间隙来确定轴向尺寸。

2.4.3.2 低压涡轮通道设计

低压涡轮通道与高压涡轮通道设计不同,低压涡轮转速是由风扇通道设计确定的,然后来校验低压涡轮强度。

(1) 低压涡轮速 n_{LPT} (即 n_1)

$$n_{LPT} = n_F = U_{F, in, t} / (\pi \cdot D_{F, in, t})$$

(2) 低压涡轮出口面积 $A_{LPT, OUT}$

按流量公式,选取低压涡轮出口的速度系数($\lambda_{LPT, OUT}$),可以算出 $A_{LPT, OUT}$ 。

(3) 计算低压涡轮应力参数 ϵ

$$\epsilon = \pi \cdot A_{LPT, OUT} \cdot n_{LPT}^2$$

若计算的 ϵ 值超过强度限制,可以选用更好的材料或采用冷却措施,也可二者同时采取,这样还达不到要求,可返回到风扇通道设计,重新确定转速。

(4) 低压涡轮直径 D_{LPT} 的确定

低压涡轮直径的确定与很多因素有关,如函道比大小、高低涡轮通道的匹配等等,为匹配方便可采用与高压涡轮通道相同的形式,如等中径,开始设计时,可借助统计数据——低压涡轮和风扇平均直径比。

(5) 计算低压涡轮出口叶片长度($h_{LPT, OUT}$)

$$h_{LPT, OUT} = (D_{LPT, OUT, t} - \sqrt{D_{LPT, OUT, t}^2 - \frac{4A_{LPT, OUT}}{\pi}}) / 2$$

(6) 检查末级叶片的强度储备

如果强度储备不够,可以采取冷却措施,如果达不到目的,可从减小应力参数值方法,即降低转速、缩小低压涡轮出口面积等,返回前面重新计算,直到合乎要求为止。

(7) 确定低压涡轮级数 $Z_{T, LP}$

按功的公式选定载荷参数求得 $Z_{T, LP}$,如果不是整数,进行取整后,返算回去,求得载荷参数,应在经验参数范围之内,否则,继续向前返,直到参数合理。

(8) 低压涡轮轴向尺寸

按照经验或统计规律或叶片机教科书来选各级相对轴向尺寸(或展弦比)和间隙来确定轴向尺寸。

2.4.4 低压系统和高压系统通道匹配

(1) 高、低压涡轮匹配

①小涵道比的发动机,一般采用等中径的,而且高、低压涡轮的中径差别不大,匹配比较容易。

②大涵道比的发动机,低压涡轮级数比较多,通道形式也比较多,要从保证低压涡轮效率,强度储备等方面来选择通道。还应照顾与高压涡轮匹配的压力损失小,过渡段短等。

(2) 风扇和高压压气机的匹配

①风扇和高压压气机均为等外径,这样风扇出口轮毂比增加,压气机进口轮毂比降低,必须采用长的过渡段,以降低损失,但带来轴向尺寸加长、重量增加。

②风扇和压气机均采用等中径,这样过渡段可以缩短、过渡损失可降低,从匹配角度选择此种方案较好。

③对于大涵道比,有增压级风扇,风扇采用等外径,增压级采用中径逐步降低,高压采用等内径的。

2.4.5 外涵道流路设计

(1) 分开排气的发动机

以低压涡轮出口外径(考虑结构厚度尺寸)处为外涵喷管的内径,利用热力计算算出的喷管出口面积和外涵喷管出口的外径,与风扇出口外径和喷管出口外径连一直线,作外涵道的外壁。内壁由风扇的分流环外径和低压涡轮出口外径连线构成。

(2) 混合排气的发动机

将混合器外涵进口处的内、外径分别与风扇出口分流环的外径和风扇出口外径连接起来,中间的过渡形状考虑外涵损失最小和发动机外廓尺寸的限制。

2.4.6 扩散器和混合器通道设计

(1) 扩散器通道设计

扩散器是指低压涡轮出口到混合器进口这一段,选定进出口面积比(A_5/A_6)和进口 M 数(即低压涡轮出口 M 数),查曲线(图 2-12),根据扩散效率(η),可得扩散的长高比(L/H),可以算出扩散段长度(L_{5-6})。利用下式:

$$\sigma_{5-6} = 1 - \frac{\frac{r}{2} M_5^2 (1 - \eta) \{1 - (A_5/A_6)^2\}}{(1 + \left(\frac{r-1}{2}\right) M_5^2)^{r/(r-1)}}$$

算出总压恢复系数 σ_{5-6} ,如果不满足要求,可以重新调整 A_5/A_6 、 η ,直到达到要求。

由 L/H 值,查曲线,得到不分离的扩散角,由长度 L_{5-6} 、出口面积(A_6),可得扩散器出口尺寸(内、外径)。

(2) 混合器及扩散段

这一段是指涡轮扩散器出口(即混合器进口)到加力燃烧室进口,它要混合两股气流,又要使进气速度降到加力燃烧室进口要求的速度,所以它变为混合扩散段。

①从混合器进口扩散到 $M = 0.25$

给定面积比 $A_6/A_{6.1}$,已知进口 M 数,选定扩散效率(η)。查得 L/H ,求出 $L_{6-6.1}$,再依据出口面积,不分离的扩散角,可得到内、外径尺寸和扩散压力损失。

②由 $M = 0.25$ 扩散到加力燃烧室要求的进口 M 数。这一部分一般采用突扩式扩散器,这样可以减小轴向尺寸,给突扩面积比($A_{6.1}/A_{6.2}$),按下式计算总压恢复系数 $\sigma_{6.1-6.2}$

$$\sigma_{6.1-6.2} = \exp \left\{ - \left(\frac{r}{2} \right) M_{6.1}^2 \left[(1 - (A_{6.1}/A_{6.2})^2) + (1 - (A_{6.1}/A_{6.2})^6) \right] \right\}$$

由此可得到混合扩散段总的压力恢复系数:

$$\sigma_{6-6.2} = \sigma_{6-6.1} \cdot \sigma_{6.1-6.2}$$

检查 $\sigma_{6-6.2}$ 是否符合设计要求, 如不符合返回前面调整选用参数, 进行反复计算, 直到满足要求为止。

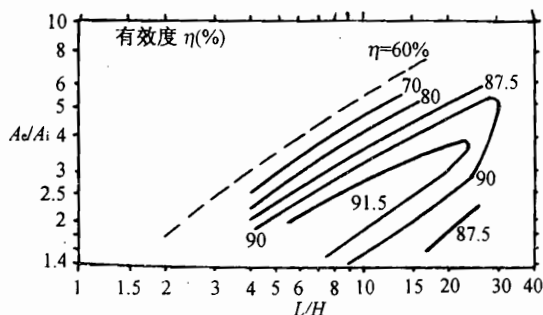


图 2-12 扩压器性能

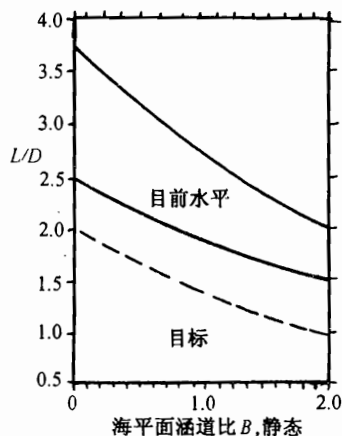


图 2-13 加力燃烧室尺寸

2.4.7 加力燃烧室通道设计

加力涡扇发动机的加力燃烧室的性能和尺寸取决于涵道比, 依据统计的、目前水平达到的涡扇发动机加力燃烧室统计曲线(图 2-13), 来估算加力燃烧室的初步尺寸和流路图。

由涵道比查曲线, 可得到加力燃烧室的长径比(L/D), 由于加力燃烧室内 M 数已选定, 加力燃烧室的面积和直径就可求出, 加力燃烧室长度 L 即可求得。

用涵道比查曲线, 还可求出加力燃烧室效率和总压恢复系数。

加力燃烧室的火焰稳定器等的设计, 在进一步设计时考虑。

2.4.8 喷管通道设计

发动机喷管是发动机直接产生推力的部件, 它的好坏直接影响发动机性能。发动机喷管又分收敛型喷管、收—扩喷管等。

(1) 收敛喷管设计

收敛喷管通道设计又分可调和不可调两种。

① 不可调收敛喷管

它依据性能设计时要求的喷管出口面积(A_9), 算出喷管出口直径和排气管直径及最大排气系数所对应的收敛角, 确定了喷管的长度。

② 可调收敛喷管

它主要依据加力发动机在加力状态和不加力状态的喷口面积来定最大出口直径和最小出口直径, 再依据最大排气系数值所对应的收敛角定出喷管长度。

(2) 收—扩喷管通道设计

收—扩喷管分成主喷管和副喷管两部分, 两者之间是喉道, 喉道面积由性能设计定, 收敛角也通过选定的最大排气系数查曲线得出, 这样主喷管长度就可算出。副喷管即扩张喷管, 它

的扩散角是由要求的排气速度系数、选定的排气面积比(A_9/A_8),查曲线得到,这样就可算出副喷管长度。

2.5 发动机重量估算

2.5.1 估算的模型

在发动机初步设计阶段,没有详细的结构图纸,精确的零部件尺寸也很少,要估计发动机的重量是很困难的。但在实际工作中(设计初期)往往要使用发动机重量这个数据,用作发动机强度估算以及飞机性能估算的原始数据。在这种情况下只有使用经验法来推算发动机重量。这种方法用少量影响发动机重量的参数,参考现有发动机的数据,来作计算。应当说这些方法不是很精确的,一般说有10%左右的误差就算是可用的。估算法大体分两类:一类是按零部件计算、再把各零部件的重量集合起来。一类是按发动机总参数推算,现在我们只介绍后一种计算方法,前一种不作介绍。

2.5.2 3/2次方估算法

这种方法的根据是发动机放大或缩小时,推力增加是按线形尺寸的平方关系增加,而重量的增加是按线形尺寸的立方关系增加的。因此,发动机重量增加等于推力增加的3/2次幂^①。

$$M_{E,N} = M_{E,O} \left(\frac{F_N}{F_O} \right)^{3/2}$$

例如:若原型机推力为50.995kN,进行缩型后推力为35.304kN,已知原型机重量为920kg则缩型后发动机重量为:

$$M_{E,N} = 920 \times \left(\frac{35.304}{50.995} \right)^{3/2} = 530\text{kg}$$

以上这个估算适用于发动机简单放大或缩小。结构变化不大,参数变化也不大。再者,发动机中某些零部件或附件的重量不可按这个关系缩放(如钣料厚度,螺钉数目),一般认为1.5次方指数可能偏大,达不到,应该减小,例如1.35较接近实际,即

$$M_{E,N} = 920 \times \left(\frac{35.304}{50.995} \right)^{1.35} = 560\text{kg}$$

这个结果较接近实际。

2.5.3 参数法

参数法是利用影响发动机性能和重量的关键因素,形成指数函数关系来估算发动机重量。由于它使用的参数较多,这种方法可用于计算不同结构和代别的发动机。

影响发动机重量的第一个参数是空气流量,它的重要性可从上节介绍中看出。第二个参数是涡轮前燃气温度 T_4^* ,它对发动机性能和重量的关系要复杂一些。 T_4^* 增加,提高了发动机的自由能量,从而提高了发动机单位推力。若保持发动机推力不变,就要减少发动机空气流量,从而使发动机重量下降。第三个参数是涡轮叶尖切线速度 u_T ,该参数增加,降低了涡轮载

① N代表新机,O代表参考机种

荷系数,但也导致零件应力水平的提高,势必增加转子重量。为了保持应力水平不变,一般要用盘的厚度和叶片尺寸加以弥补,反而使转子重量增大。第四个是代份系数 K_c ,它综合反映设计水平,材料状况以及工艺方法的进步等因素。一般来说研制的年代越早、系数 K_c 越大,一般大致在 3.0~3.7 范围内。

按经验关系,发动机重量可表示为:

$$M_E = - \frac{G_B^{1.32} \sim u_T^{0.62}}{T_4^{*0.5}} \cdot K_c$$

式中: G_B 为空气流量,单位是 kg/s, u_T 是涡轮叶尖切线速度,单位是 m/s, T_4^* 是涡轮进口燃气温度单位是 K。

2.5.4 用零部件重量计算整机重量

本方法比以上两种方法精确,但工作量比较大,计算程序比较复杂,只是在特殊情况下加以使用。在方案估算时,一般用估算法和参数法是足够的。当零部件尚未设计时,难以取得本方法应用需要的数据。

第3章 发动机总体结构方案设计

按飞机的战术技术指标要求,在确定了发动机性能指标,提供了总体流程图、各部件性能参数及有关结构参数后,开展发动机总体结构方案设计。

3.1 总体结构布局

航空燃气涡轮发动机有四种基本类型,即:涡轮喷气发动机,国产代号为 WP;涡轮风扇发动机,国产代号为 WS;涡轮螺桨发动机,国产代号为 WJ;涡轮轴发动机,国产代号为 WZ。

本手册只编写涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机的总体结构方案设计。

总体结构方案设计应遵循的主要原则有:

- a. 在保证工作可靠的前提下,力求结构简单,零件数目少,强度储备合理,重量轻;
- b. 广泛采用经过验证的、成熟的高、新技术,并考虑各方面的因素,从而达到一种平衡的设计,以减少风险;

c. 重视国内外以往设计、使用、维修等方面经验,以指导新机研制;

d. 在整个设计过程中,对发动机的可靠性,可维护性,可保障性应给予足够的重视。

发动机总体结构布局主要进行如下工作:

- a. 转子支点布局及支承形式安排;
- b. 承力系统及传力路线安排;
- c. 发动机转、静子同心度保证;
- d. 发动机装配性考虑;
- e. 发动机转、静子之间的联接结构;
- f. 润滑封严方案选取;
- g. 润滑系统、漏油系统安排;
- h. 支承结构方案;
- i. 全台发动机重量控制等。

总体结构方案设计是航空发动机设计中的重要一环,它是技术设计阶段中总体结构设计、各部件、系统设计的基础。总体结构方案设计的好坏对发动机研制全局会带来重大影响,所以在此阶段必须进行多方案的论证比较,以求得总体结构方案既先进又现实合理,减少研制风险。

3.1.1 涡喷发动机结构布局

涡喷发动机按转子数目、加力和非加力可分为:单转子加力式和非加力式涡喷发动机,见图 3-1;双转子加力式涡喷发动机,见图 3-2。

3.1.2 涡扇发动机结构布局

涡扇发动机按转子数目、加力和非加力可分为:单转子加力式涡扇发动机,见图 3-3;双

转子加力式和非加力式涡扇发动机,见图3-4;三转子加力式和非加力式涡扇发动机,见图3-5和图3-6。

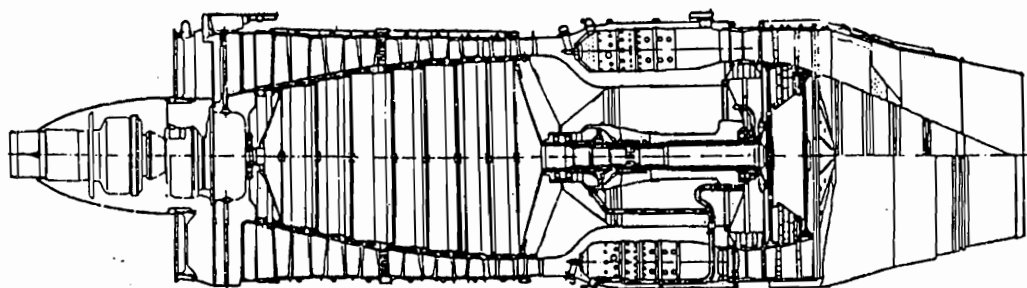


图3-1 典型的单转子涡喷发动机

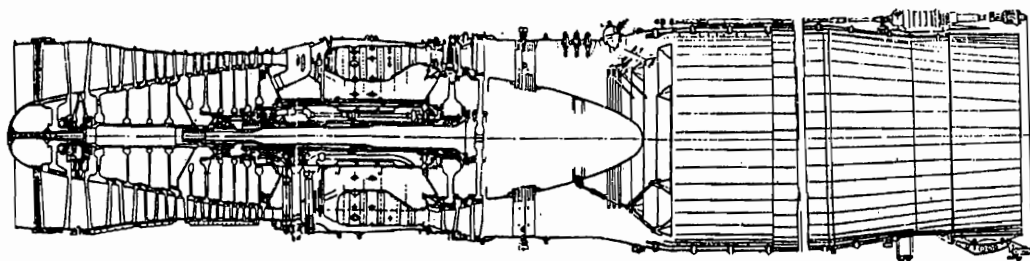


图3-2 P29-300 加力式涡轮喷气发动机

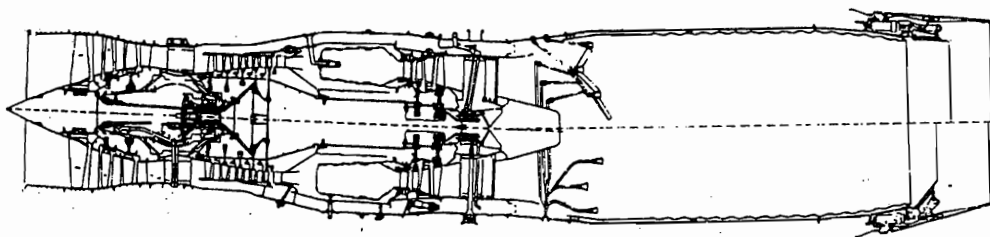


图3-3 M53-P2 涡轮风扇发动机

现代航空燃气涡轮发动机一般均包括下列主要部件:压气机、燃烧室、涡轮、尾喷管及附件系统。在双转子涡喷、涡扇发动机中,压气机有低压压气机和高压压气机,涡轮有高压涡轮和低压涡轮。低压压气机由低压涡轮带动,高压压气机由高压涡轮带动。而在三转子涡扇发动机中,除有高、低压压气机和高、低压涡轮外,还有中压压气机和中压涡轮,各个压气机均由各自的涡轮带动。在加力型涡喷、涡扇发动机中,在尾喷管前装有加力燃烧室,相应的尾喷管则设计为可调节的尾喷管。近年来,为实现飞机垂直起落或改善飞机的短距起落能力,出现了俯仰推力矢量喷口和轴对称推力矢量喷口,大大改善飞机的机动能力。在带有可调进口导流叶片的发动机中,在发动机进口装有可变弯度叶片的进气机匣。

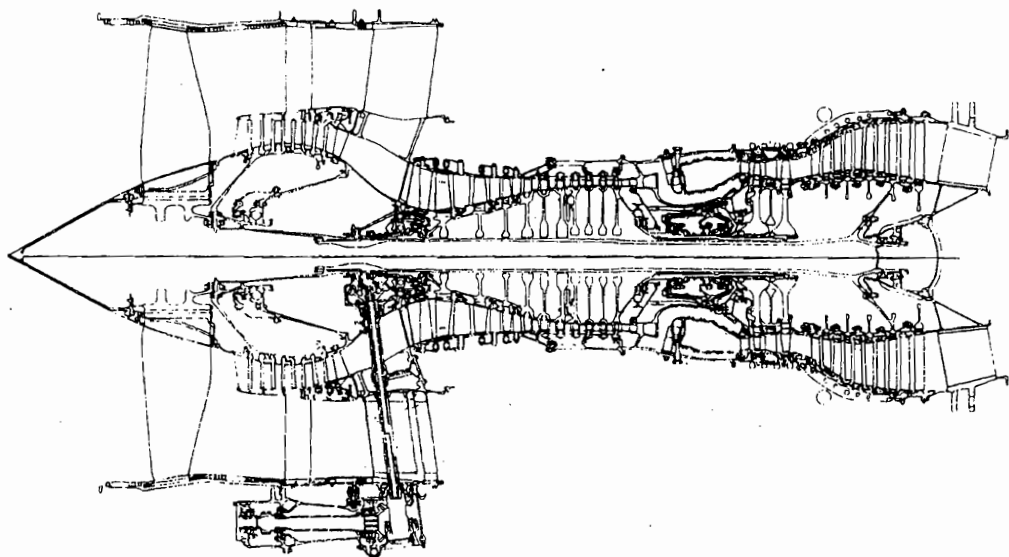


图 3-4 V2500 涡轮风扇发动机

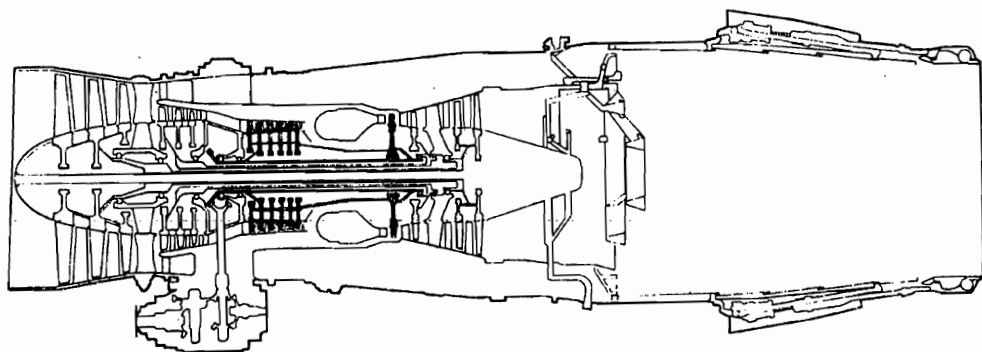


图 3-5 RB199-MK104 涡轮风扇发动机

3.1.3 发动机的特殊布局

随着航空技术的不断发展,航空器对发动机提出了更多的要求,大大地扩大了燃气涡轮发动机的使用范围,为了适应各种航空器的要求,出现了许多其他形式的燃气涡轮发动机。

3.1.3.1 小型燃气涡轮发动机

小型燃气涡轮发动机设计中的主要问题是如何安排各部件以求尽量缩小外廓尺寸,与大型发动机比较,许多部件的比例都是不同的,例如燃烧室,为保证燃油的完全燃烧,一般都采用了折流的(或回流的)环形燃烧室,使燃烧区加长,见图 3-7。或采用后面安置或侧面安置的单管燃烧室。

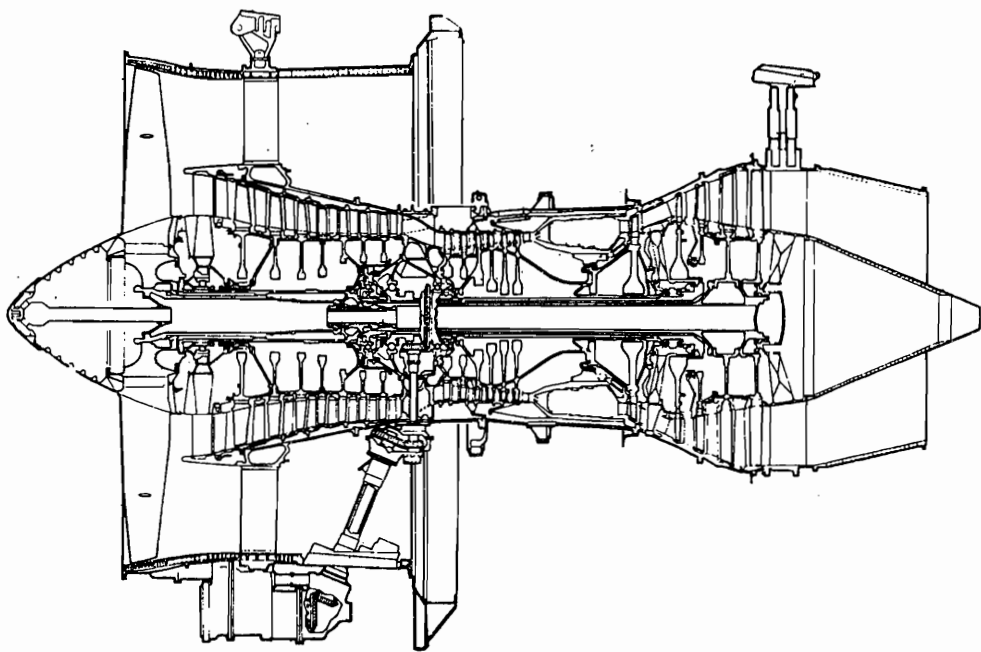
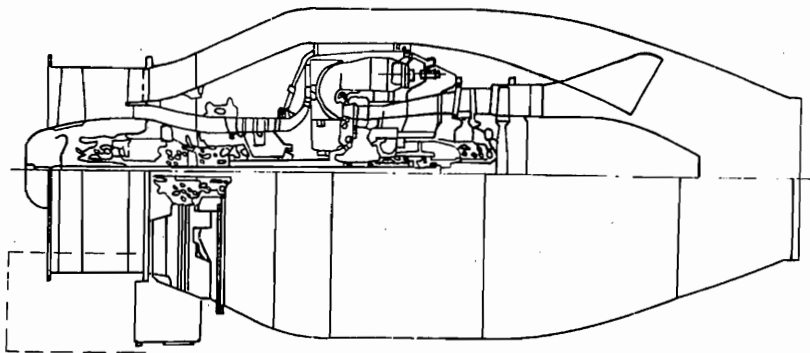


图 3-6 RB211-524 涡轮风扇发动机

图 3-7 具有环形燃烧室的小型燃气涡轮发动机
(P123-300 涡轮风扇发动机结构)

3.1.3.2 具有叶尖涡轮的升力风扇发动机

在垂直起落和短距起落的飞机中,飞机的垂直起飞与着陆,可以采用专门的风扇产生比飞机重量大的升力来实现。在风扇叶片外缘安装涡轮叶片,燃气通过蜗壳引入涡轮叶片中,膨胀作功以带动风扇,这种装置称为带叶尖涡轮的升力风扇发动机。见图 3-8。

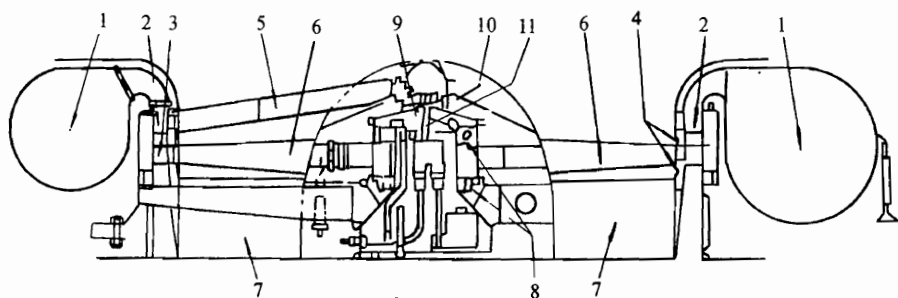


图 3-8 具有叶尖涡轮的升力风扇装置

1-蜗壳形燃气集气环;2-喷管环;3-涡轮叶片;4-封气装置;5-前整流罩的支柱;
6-风扇叶片;7-整流罩板;8-主轴;9-辅助轴承;10-封严装置;11-滑油泵传动轴

3.1.3.3 具有可转喷口的双转子涡轮风扇发动机

垂直/短距起落飞机,还可采用排气喷管可旋转的推力换向发动机方案。用一台发动机既提供升力又提供推力,结构简单、紧凑,短距起落性能好,见图 3-9。

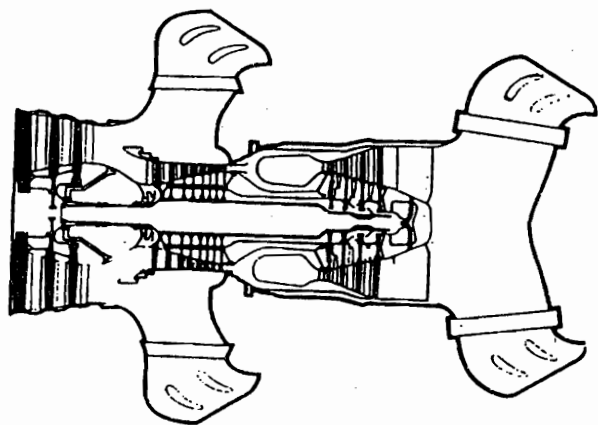


图 3-9 “飞马”涡轮风扇发动机

3.2 发动机转子的支承方案

在燃气涡轮发动机中,压气机(或风扇)转子与涡轮转子以及连接它们的零件、组件组成了发动机的转子(在单转子发动机中)或发动机高、低压转子(在双转子发动机中)。发动机中的转子采用几个支承结构(简称支点),安排在何处,称为转子的支承方案。

发动机转子支承方案的选择,转子支点数目多少及其布局,关系到发动机结构、质量、性能。是发动机效率、性能保持和使用寿命起关键作用的因素,而且也影响转子的动力特性,所以在结构方案设计时必须精心考虑。

目前,国内外无论军用还是民用的涡喷、涡扇发动机都采用多转子结构,每一转子的不同轴都可以选择不同的支承方案。但随着使用经验的积累和交流,结构已基本类似。

对一台新设计的发动机,转子数目多少,支点数目及位置如何选择,没有一个固定的模式,各个公司都有自己的设计经验、设计传统和特色,不能照搬,只能根据发动机结构尺寸,压气机和涡轮级数多少,参考有关原准机及自己的经验来确定。目前已投入使用的几代发动机的转子支承方案有如下一些类型。

3.2.1 单转子支承方案

3.2.1.1 二支点支承方案

在一些早期的单转子发动机或小型发动机中,由于压气机级数较少,常将压气机转子与涡轮转子刚性联成一体,组成了发动机的整体转子,此时转子支承于两个支点上,形成了二支点支承方案。

3.2.1.2 三支点支承方案

在大多数单转子发动机中,多采用了三支点支承方案。如 WP6、WP8 发动机的支承方案即为典型的三支点支承方案,见图 3-10。在此种方案中,压气机转子前、后各有一个支点,涡轮盘前有一个支点,形成 1-2-0 支承方案。又如 M53 单转子加力式涡扇发动机,风扇与高压压气机之间有两个支点,涡轮后有一个支点,形成 2-0-1 支承方案,这种支承方案,有两个支点承受轴向负荷,每个支点承受的轴向负荷较小,而且每个转子均支承于两个支点上,刚性较好。

当涡轮级数较多时,为不使涡轮转子外伸过多,可采用 1-1-1 支承方案,见图 3-11。在三支点支承方案中,三个支点间很难作到同心,为此,在大多数发动机中,涡轮与压气机转子间的联轴器采用柔性联轴器。在个别发动机上,为满足某些特殊要求,将联轴器做成刚性的,这样必须提高加工精度,以保证机匣及转子三个支点均有较高的同心度。

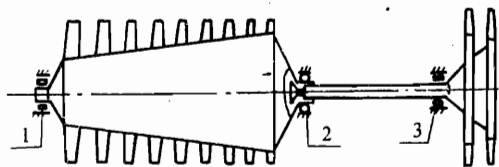


图 3-10 WP6 发动机转子支承方案
(1-2-0 支承方案)

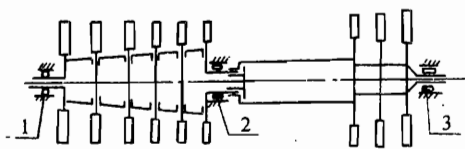


图 3-11 1-1-1 三支点支承方案

3.2.1.3 四支点支承方案

在早期的发动机设计中,基于最简单的工作机理设计,压气机转子和涡轮转子均采用两个支点来支承,构成 1-3-0 支承形式,见图 3-12。

3.2.2 双转子支承方案

双转子结构与单转子结构相比,有其自身的优点。而与三转子相比,双转子支承方

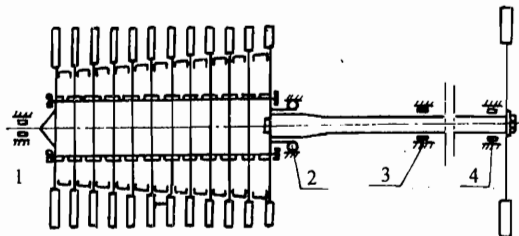


图 3-12 1-3-0 式转子支承方案(J47)

案又有以下优点:

- 转子数目少,支承结构简单;
- 供、回油及轴承腔油气封严难度不大,易于实现;
- 转子装拆方便。

采用双转子结构设计的缺点:

对大推力级发动机,支点跨度大,低压轴长,刚性差且加工困难。

3.2.2.1 四支点支承方案

图3-13为JT9D发动机的转子支承方案。低、高压转子各支承在两个支点上,低压转子为0-1-1方案,高压转子为1-1-0方案。四个支点支承于三个承力框架上,无中介支点,因而结构简单。

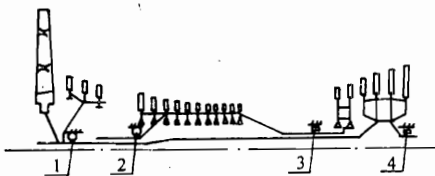


图3-13 JT9D发动机转子支承方案

3.2.2.2 五支点支承方案

在当今投入使用的许多军、民用双转子涡喷、涡扇发动机中,广泛采用了五支点支承方案,此方案可以说是双转子发动机最典型的结构方案。采用此种支承方案的军用涡喷发动机有WP7系列、P29-300;军用涡扇发动机有F100系列、F110系列、F404、M88、EJ200;民用涡扇发动机有PW2037、PW4000、PW4073/PW4084、V2500、CFM56系列、IIC90等。上述发动机的共同点是支点数目是一样的,它们之间的差别仅仅在于高、低压转子支承形式不一样,承力机匣的数目不一样。

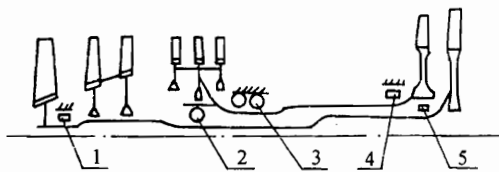


图3-14 WP7发动机转子支承简图

此种支承方案的主要优点是结构简单,低压轴刚性好,发动机性能保持好,重量轻,为许多军民用发动机所采用。先进的军、民用双转子发动机转子五支点支承方案见图3-14~图3-20。

上述各种发动机转子支承方案,都有各公司自己的传统作法和特点,但相互也有借鉴。图3-14所示的WP7转子支承方案,低压转子采用了1-2-0支承方案,高压转子采用了0-2-0支承方案。为了减少承力构件数,低压转子采用了两个中介支点,缩短了发动机长度,使总体结构简单,该支承方案的另一个特点是,三处支点的负荷均通过静子叶片(1、2、3号轴承)或叶片内承力构件(4、5号轴承)外传,进一步缩短了发动机长度,简化了总体结构。这种支承方式也被WP13、WP15发动机所采用。

图3-15为CFM56发动机转子支承方案,两个转子支于五个支点上,通过两个承力框架将轴承负荷外传,是承力构件最少的发动机。低压转子为0-2-1支承方案,高压转子为1-0-1支承方案。高压转子后支点为中介支点,支承在低压涡轮后轴上,此种设计获得广泛采用,美国通用电气公司的F101、F404、F110(图3-16)、英国的RB199(图3-23)、前苏联的HK-8、PII33、AJI-31Φ(图3-22)发动机都采用这种中介支点方案。

采用这种支承方案虽有突出优点,但也存在两个问题,一是中介轴承轻载打滑蹭伤问题,二是低压轴变形、振动对高压转子的影响问题。为防止轴承在轻载下打滑,在CFM56系列发动机中,是通过仔细选用较紧的中介轴承装配游隙来保证轴承不出现打滑,而在HK8、RB199

中则采用将中介轴承内环与高压轴相连,将外环与低压轴相连,以减小工作时游隙,避免中介轴承打滑,为减少低压转子不稳定工作对高压转子的影响,将三个支点支承的低压转子采用刚性联轴器。

从图中还可以看出,四种发动机 F100、F404、F110、M88 的低压转子虽然都采用了 1-1-1 支承方案,但这四种发动机滚珠轴承的位置是不同的, F100、F110 中滚珠轴承置于风扇转子之后,两个受力较大的滚珠轴承都固定于主承力框架中介机匣上,使传力路线最好,但风扇轴偶然出现折断故障时,风扇转子易甩出发动机。而 F404 和 M88 发动机将滚珠轴承置于风扇转子前端就可避免风扇甩出故障。

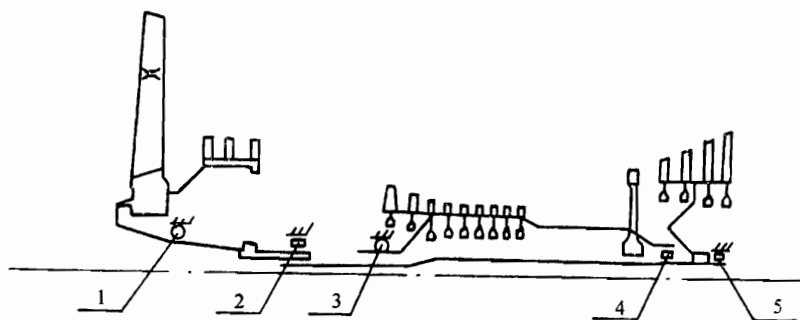


图 3-15 CFM56 发动机转子支承简图

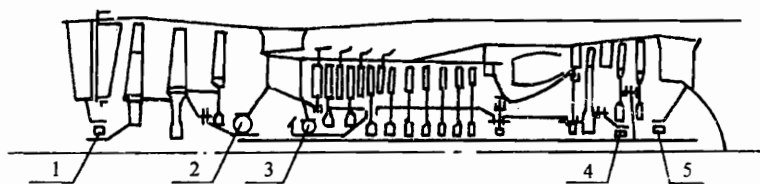


图 3-16 F110 转子支承简图

图 3-17 表示了 F100 发动机转子支承方案,高压转子采用了 1-1-0 支承方案,这是 PW 公司惯用的设计方法。与 F100 相同, JT9D、PW2037、V2500 均采用了这种支承方案。而低压转子因有进口导流叶片,采用 1-1-1 支承方案。整个发动机无中介支点,全机有四个承力机匣。

图 3-19 为 EJ200 发动机转子支承方案,两个转子支于五个支点上,支点负荷通过两个承力框架传出,没有中介支点。为滚珠轴承装拆方便,高压压气机前滚珠轴承装于特殊的短轴上,通过圆弧端齿联轴器与转子相连。风扇转子轴承的安装采取了非常特殊的方法,即风扇转子轴承装于一个独特的连接轴上,风扇转子通过风扇一级盘后短轴,用套齿联轴器与该连接轴相连,连接轴后端与涡轮相连,用大螺母固定,这种连接方式在其他发动机上还未见过,实属首创。

WP13 发动机在总体结构布局上基本同于 WP7,但它的高压压气机较 WP7 增加了两级,使低压转子长度增加,削弱了低压轴的刚性。为此,在 WP7 支承方案的基础上,在 2、5 号中介轴承间又增加了一个轴间轴承,用以限制低压轴的挠度,整个发动机仍为五支点支承方案。

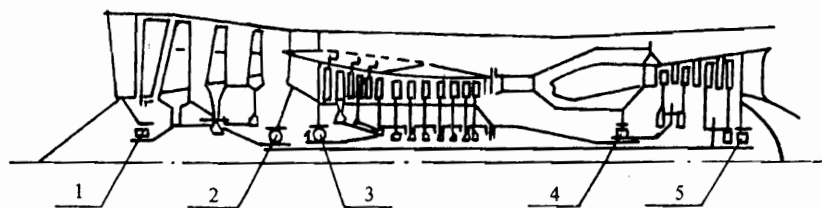


图 3-17 F100 转子支承简图

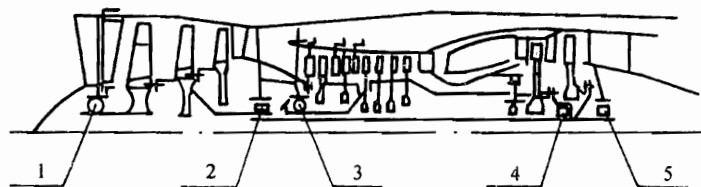


图 3-18 M88 转子支承简图

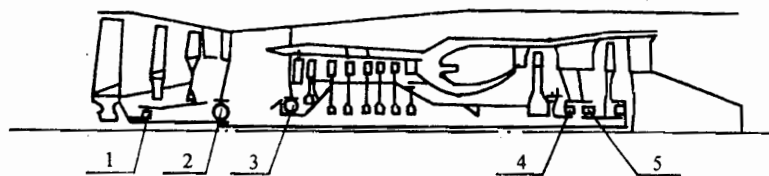


图 3-19 EJ200 转子支承简图

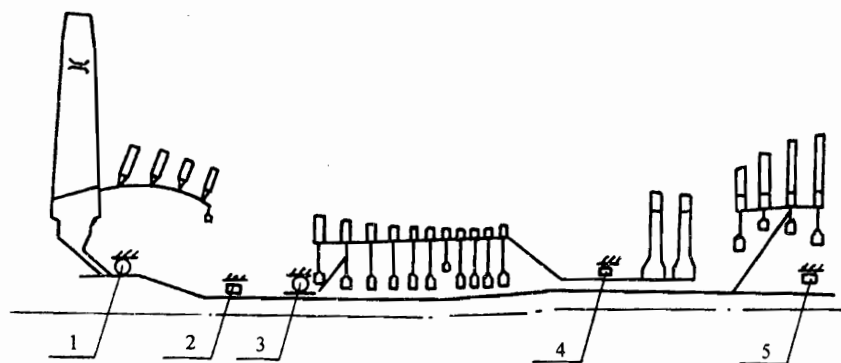


图 3-20 PW4000 发动机转子支承方案

3.2.2.3 六支点支承方案

图 3-22 为 AJI-31Φ 发动机转子支承方案,全机共六个支点,高压转子为 1-0-1 支承方案,低压转子为 1-2-1 四支点支承方案,低压涡轮转子与风扇转子间采用了传递扭矩、轴向力的柔性联轴器,以解决低压转子工作不正常对高压转子的影响。

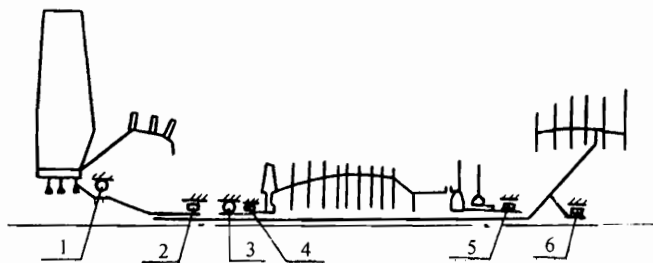


图 3-21 GE90 发动机支承方案

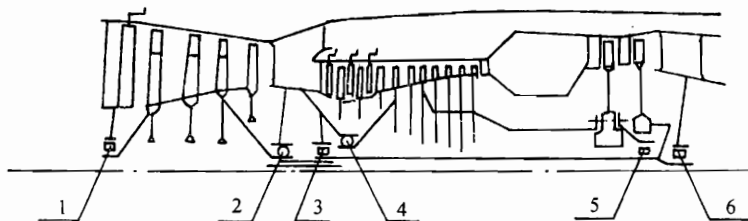


图 3-22 ALJ-31Φ 发动机支承简图

3.2.2.4 七支点支承方案

七支点支承方案,它是一种支点数目多、承力构件多,比较复杂的支承方案。此种方案虽有利于提高转子的刚性,但由于轴承多,给安装、维修带来许多困难;另采用级间承力框架,不仅零件数目多,发动机长度长,而且给供油、回油、封严、冷却带来一系列问题,故此种支承方案现在不再采用。

3.2.3 三转子支承方案

与双转子相比,采用三转子的主要优点是:

- 各转子的压气机和涡轮在接近于最佳条件下工作;
- 压气机和涡轮级数较少,叶片数目少;
- 对静子叶片可调和放气活门的要求低;
- 发动机长度短,转、静子结构刚性好,变形小,发动机性能衰退率低;
- 冷却空气量少,发动机效率高。

采用三转子方案的主要技术问题是:

- 发动机支点数目多,并采用中介轴承,给安装、润滑、封严和冷却带来困难;
- 结构复杂,需采用特殊的圆弧端齿联轴器连接方式,增加了加工难度和费用。

图 3-23 是 RB199 发动机三转子支承方案简图。它的三个转子共用了七个支点,低压转子为 0—3—0 支承方案,其止推轴承置于涡轮盘前,这是基于拆装方便考虑的,此种布局在其他发动机上是有的,由于此处工作条件恶劣,除非对轴承采取强制的冷却措施,否则是不合理的。中压转子采用了 0—1—1 支承方案,高压转子采用了 1—0—1 支承方案,全机七个支点的负荷通过三个承力框架外传。

RB211 为三转子发动机,支承方案见图 3-6。三个转子共有八个支点,支点负荷通过四个承

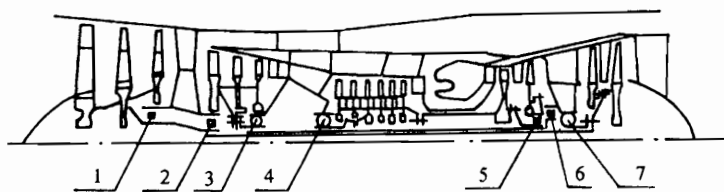


图 3-23 RB199 三转子发动机支承方案简图

力框架外传,低压、中压、高压三个转子的支承方案分别为0-2-1、1-2-0、1-0-1形式。其中低压转子的止推支点3号轴承为中介支点,将低压轴支承在中压压气机后轴内。在总体布局中,将三个转子的止推支点都集中在一个承力机匣内,使传力路线短,靠近发动机主安装节。由于转子数目多,只能在涡轮中采用级间(高、中压之间)的承力框架,支承6、7号轴承。

国内外军、民用涡喷、涡扇发动机转子支承方案见表3-1。

表 3-1 发动机转子支承方案

发动机型号	低压转子 支承形式	中压转子 支承形式	高压转子 支承形式	承力框 数 目	支 点 总 数	中介支 点 数
WP6			1-2-0	3	3	
WP8			1-2-0	3	3	
WP7 系列	1-2-0		0-2-0	3	5	2
WP13 系列	1-2-0		0-2-0	3	5	2
WS6	1-1-1		1-1-0		5	1
WS8	1-3-1		1-2-0	4	8	2
WS9	1-2-1		1-2-0	5	7	1
F100-GE-100	1-1-1		1-1-0	4	5	1
F110/F118	1-1-1		1-0-1	3	5	1
F404-GE-400	1-1-1		1-0-1	3	5	1
F414	1-1-1		1-0-1	3	5	1
PW2037	0-2-1		1-1-0	3	5	
PW4000	0-2-1		1-1-0	3	5	
PW4073/404	0-2-1		1-1-0	3	5	
CFM56 系列	0-2-1		1-0-1	2	5	1
V2500	0-2-1		1-1-0	3	5	
M53			0-2-1	2	3	
M88	1-1-1		1-0-1	3	5	
EJ200	0-3-0		1-0-1	2	5	
P29-300	1-2-0		0-2-0	3	5	
PD-33	1-2-0		1-0-1	3	5	1
АЛ-31Ф	1-2-1		1-0-1	3	6	1
Д-30K	1-2-1		1-2-0	4	7	1
ПC90A	0-1-1		1-2-0	3	5	
Д18T	0-1-1	1-1-0	1-0-1	4	6	
RB199	0-3-0	0-1-1	1-0-1	3	7	1
RB211	0-2-1	1-2-0	1-0-1	4	8	1

从上述单转子、双转子、三转子发动机转子支承方案简图和发动机转子支承方案一览表可

以看出,各公司有各自的传统和设计特点,但相互之间也有借鉴。从总体结构布局上看,归纳起来有如下一些特点:

- a. 为简化发动机总体结构,减少承力框架数和缩短发动机长度,广泛采用中介支点结构;
- b. 为减少承力框架数,减轻发动机重量,采用静子叶片或叶片中承力构件作为传力结构;
- c. 为减少低压转子不稳定工作对高压转子的影响,低压转子采用刚性联轴器;
- d. 在三转子发动机中,为装拆滚珠轴承方便,采用圆弧端齿联轴器;
- e. 无论在双转子发动机中,还是在三转子发动机中,低压转子大多数采用 1-1-1、0-2-1 或 1-2-0 三支点支承方案,而高压转子大都采用 1-0-1 或 1-1-0 二支点支承方案;
- f. 除三转子特殊情况外,一般不采用涡轮级间承力框架。

3.3 发动机承力系统

发动机的承力系统由支承结构和承力构件组成。发动机承力系统必须满足下述要求:

- a. 支承结构和承力构件必须具有足够的刚度和强度;
- b. 高温条件下有良好的变形协调能力,以保证转、静子间的工作间隙;
- c. 较好的振动特性,并具有长时间可靠工作的能力;
- d. 能正常稳定长寿命工作。

3.3.1 止推轴承的位置

一般发动机转子的止推支点除承受转子上的轴向、径向负荷外,还决定着转子相对于机匣的轴向位移量,因此每个转子只能有一个止推支点,由于该支点负荷较大,故一般都置于温度较低的地方。另外离主安装节要近,使传力路线短。

就单转子发动机而言,在二支点的转子上,止推支点应是转子的前支点。在三支点的转子上,止推轴承最好置于压气机后,此种安排不仅可使轴承工作环境温度较低,而且使转子相对机匣的轴向膨胀量分配在压气机和涡轮两端,以减小两端的轴向位移量。

就双转子、三转子发动机而言,对无进口导叶的低压转子,止推支点大多安排在风扇后的支点上。对有进口导叶的低压转子,止推支点大多安排在风扇前的支点上。

在三转子发动机中,为使三个止推支点负荷仅通过一个承力框架传出,将低压转子的止推支点设计为中介支点。如 RB211 发动机将其安排在中压压气机后轴内,中压转子止推支点安排在中压压气机后。这种安排较为合理,它处于中压压气机后轴上的低温区内,中压转子前后端相对机匣的轴向位移小,对发动机性能恶化影响小。

对高压转子,无论是双转子发动机,还是三转子发动机,大部分都采用两个支点,当采用中介机匣时止推支点一般都安排在压气机前端,如 PW 系列、F100 系列、RB211 系列、CFM56 系列、V2500、GE90 等(只有 CF6 系列发动机例外,因采用三支点结构设计,止推支点位于高压压气机后),当无中介机匣时,止推支点安排在压气机后,如 WP7, WP13, WP15 等。

在有些发动机上,如 CFM56-5、GE90 高压转子前支点,见图 3-24、图 3-25,采用珠棒并列使用方式。CF6 系列高压转子中支点,见图 3-26,采用棒珠并列使用方式。采用这种结构,让滚珠轴承仅承受轴向力,滚棒轴承承受径向力,从而减轻了滚珠轴承的负荷,使轴承寿命延长,故障率下降。另外此种结构可保持较小的叶尖间隙。

3.3.2 安装节位置的初步选择

发动机安装节是发动机连接到飞机上的固定点,并将发动机的各种负荷传给飞机。它也是发动机的重要构件。

发动机安装节有主安装节和辅助安装节。主安装节主要承受发动机推力载荷、重量、机动飞行的陀螺力矩及惯性载荷等,一般设置在靠近发动机重心,机匣强度、刚度较大,温度较低的前安装面上;辅助安装节,仅承受发动机部分重量、弯矩和扭矩,一般设置在发动机后安装面上。

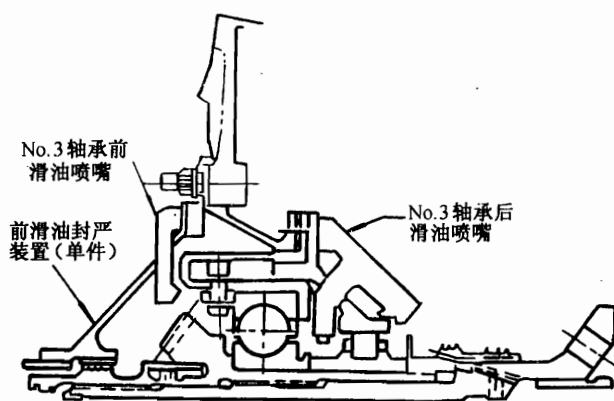


图 3-24 CFM56-5 的 No.3 轴承组件

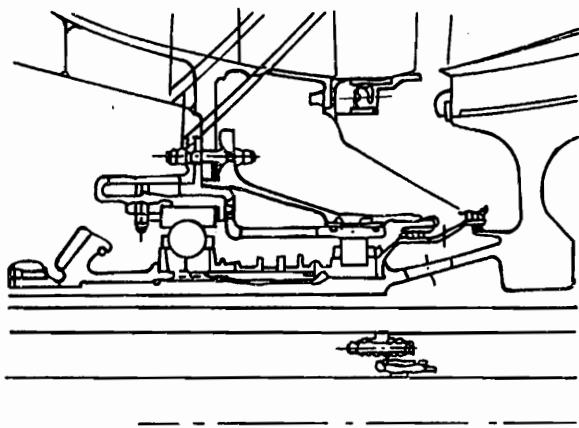


图 3-25 GE90 高压压气机前支点结构

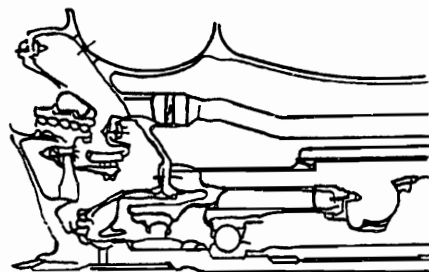


图 3-26 CF6-80C2 的 No.4 支点

安装节数目应尽可能少,以便更换发动机时方便,主安装节可以是两个或三个;辅助安装节可以是一个或两个。但不论数目多少,所有主、辅安装节,均应各在同一横截面内,而且所有

主、辅安装节中,相对飞机只有一个牢接点,即死点,其余各点均应自由,以便协调飞机与发动机膨胀不一致所产生的位移。

安装节要能承受三个方向的力和三个方向的扭矩。六个约束形成了一个静定的安装结构方案,见图3-27。超静定的安装约束也是可以的。

典型机种安装节布局方案见表3-2

表3-2 典型机种安装节布局方案

机 种	前安装面(主安装节)		后安装面(辅助安装节)	
	位 置	数 量	位 置	数 量
WP13	高压压气机后机匣推1、吊2	1+2	燃烧室后机匣	2
CFM56	中介机匣水平	一对	涡轮后机匣	1
AJ1-31Φ	中介机匣水平	一对	加力筒体	1
F404	中介机匣水平	一对	涡轮后机匣	1

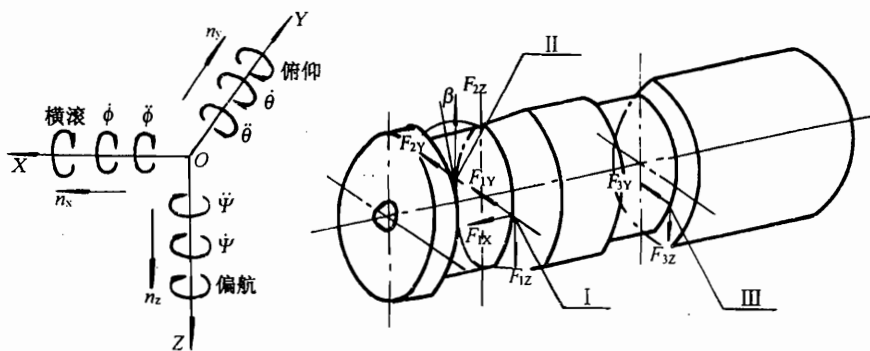


图3-27 某涡扇发动机安装节的受力情况

I—主安装节; II—前辅助安装节; III—后辅助安装节

3.3.3 发动机传力系统

发动机工作时,承受和传递负荷的承力框架和承力壳体组成了发动机的传力系统。

传力系统的类型取决于发动机的型别,压气机(或风扇)、燃烧室和涡轮的结构形式及它们之间的相互位置,取决于转子的支承方案及其重量与负荷等。对组成传力系统的主要传力机匣有如下要求:

- 在满足传递的载荷条件下,力求结构简单、重量轻、刚性大;
- 应使发动机结构件易装配、分解及维护;
- 机匣结构在受热不均匀或零件材料膨胀系数不同情况下,具有良好的变形协调能力。

3.3.3.1 涡喷发动机传力方案

按照承受和传递负荷方式的不同可分为内传力,外传力,内、外混合传力以及内、外并行传力四种传力方案。其中内、外混合传力方案应用最广。

- 内传力方案

此种方案,在目前的轴流式压气机的发动机中很少采用,它只适用于离心式压气机的发动机或具有分管式燃烧室的轴流发动机上。

b. 外传力方案

外传力方案中,压气机机匣与涡轮机匣及涡轮轴承机匣间是通过燃烧室机匣连接的,如图 3-28。尾喷管、涡轮轴承及涡轮机匣的负荷均由燃烧室机匣传至压气机机匣上的安装节。

c. 内、外混合传力方案

在内、外混合传力方案中,压气机机匣与涡轮机匣及后轴承机匣用燃烧室内套和外套连接,而且燃烧室内、外套在前、后两端也相互连接起来,形成一个封闭的传力系统,如图 3-29。尾喷管、加力燃烧室、涡轮机匣及后轴承上的负荷分两路由燃烧室内套和外套共同承受并传至安装节。负荷在内、外壳体上的分配按两者的刚性及两者前后端连接方案来决定。

内、外混合传力方案,整个传力系统刚性较好,强度高,且由于充分利用了几乎所有的静子结构作为承力系统的元件,因此重量最轻。在现代发动机中,很多发动机都采用这种传力方案。

d. 内、外并行传力方案

在内、外并行传力方案中,涡轮机匣与压气机机匣用燃烧室外套连接,涡轮轴承则由燃烧室内壳体或直接由涡轮轴承机匣与压气机机匣连接。尾喷管上的负荷由燃烧室外套传递,涡轮轴承负荷由燃烧室内套(或涡轮轴承机匣)传递。静子叶片上的负荷或由外壳体传递或由内壳体传递,见图 3-30。这种传力方案中,涡轮导向器不作为承力件,因此处温度较高。内、外平行传力方案常用于某些带环形燃烧室的发动机中。由于燃烧室内壳体直径较小,常需增加其壁厚,以提高其刚性。

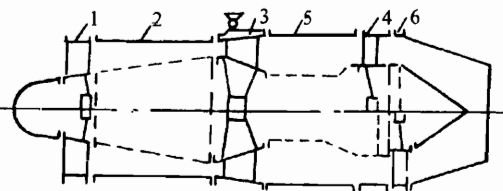


图 3-28 外传力方案的发动机机匣简图

1—压气机前轴承机匣；2—压气机机匣；3—中轴承机匣；
4—后轴承机匣；5—燃烧室机匣；6—涡轮机匣

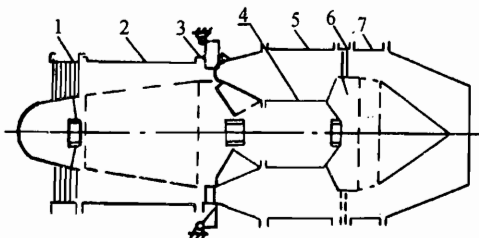


图 3-29 内、外混合传力方案的
发动机机匣简图

1—压气机前轴承机匣；2—压气机机匣；
3—中轴承机匣；4—燃烧室内套；
5—燃烧室外套；6—后轴承机匣；
7—涡轮机匣

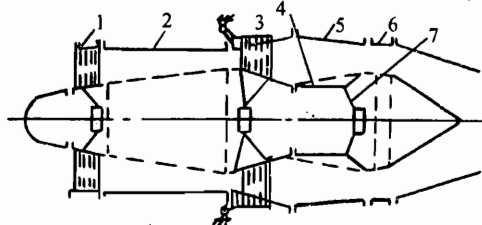


图 3-30 内、外并行传力方案的
发动机机匣简图

1—压气机前轴承机匣；2—压气机机匣；
3—中轴承机匣；4—燃烧室内套；
5—燃烧室外套；6—涡轮机匣；
7—涡轮轴承机匣

3.3.3.2 涡扇发动机传力方案

根据对表 3-1 中 30 余台军、民用涡扇发动机总体承力结构的统计分析,其传力方案除

AJ1-31Φ 发动机为混合传力外,其余涡扇发动机大都为平行传力。传力方案图见图 3-31 ~ 图 3-35。

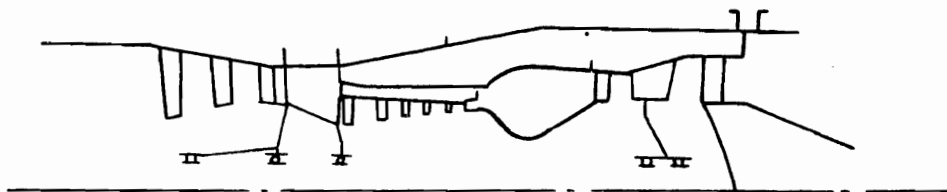


图 3-31 F100 涡扇发动机传力方案图

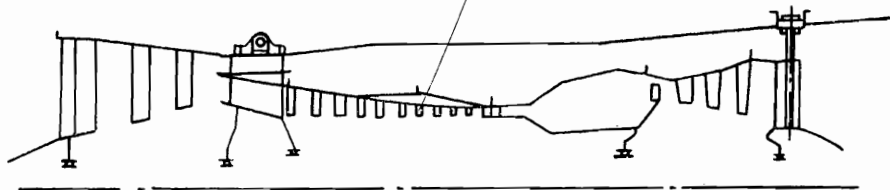


图 3-32 F110 涡扇发动机传力方案图

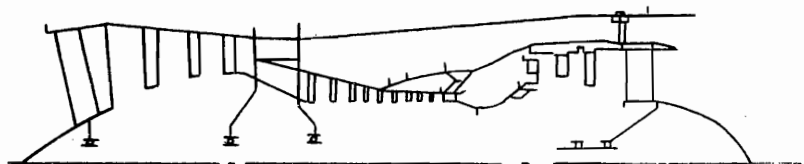


图 3-33 AJ1-31Φ 涡扇发动机传力方案图

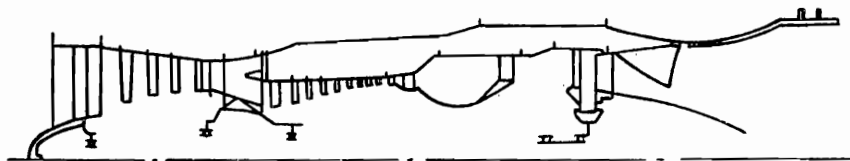


图 3-34 M88 涡扇发动机传力方案图

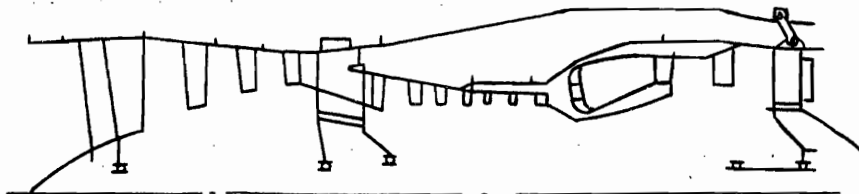


图 3-35 EJ200 涡扇发动机传力方案图

3.3.4 承力框架

将转子支点的负荷通过气流通道传至外机匣的构件,称为承力框架。一般装有发动机主安装节的承力框架为主承力框架。从目前已投入使用的军、民用涡喷、涡扇发动机统计来看,承力框架一般安排3~4个。

承力框架的结构形式是多种多样的,现代军、民用涡喷、涡扇发动机中,承力框架的结构有下述几种。

3.3.4.1 铸造承力框架

将安装轴承座的内机匣用几个支板与外机匣铸成一个整体。如WP6进气机匣,V2500、PW4000、CFM56等发动机燃烧室带叶栅的进口扩压器,见图3-36、图3-37。

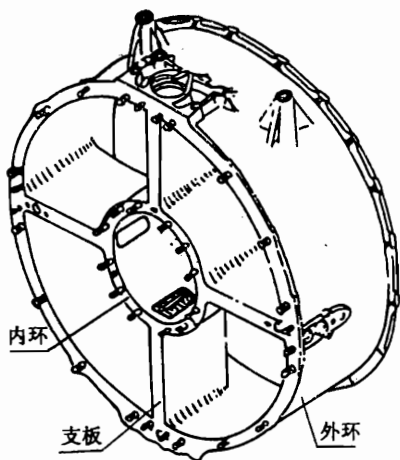


图 3-36 WP6 发动机进气机匣

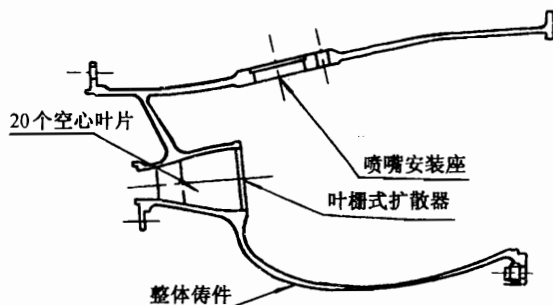


图 3-37 V2500 带叶栅式扩散器的铸造燃烧室整体机匣

3.3.4.2 焊接承力框架

- Spey、JT3D、JT9D 等发动机燃烧室的扩散器中支板与内、外壳体焊成一体。
- CFM56、PW2037、PW4000、V2500 和 WS6 等发动机涡轮后轴承机匣承力支板直接穿过燃气流,形成整体焊接结构。
- Spey、JT3D、AJI-31Φ、M88 等发动机用进口导流叶片焊在内、外机匣上,形成静子叶片组成的焊接承力框架。

3.3.4.3 机械连接式承力框架

- WP7 发动机低压压气机前轴承的负荷,利用螺栓和整流叶片外传,如图3-38。
- WP6、WP7、WP8 发动机中,压气机后轴承的负荷,由用螺栓固定在外机匣和内机匣中的末级整流叶片传出。
- WP6 发动机第一级涡轮导向器,WP7 高压涡轮导向器,WP13 高压涡轮导向器,RB199 低压涡轮第一级导向器,EJ200 高、低压涡轮级间承力框架,Spey 涡轮后轴承机匣等都利用装于叶片内的承力构件传力,如图3-39、图3-40。

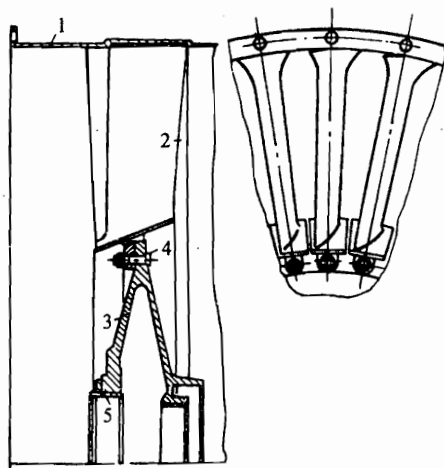


图 3-38 用进口导流叶片传力的前轴承机匣

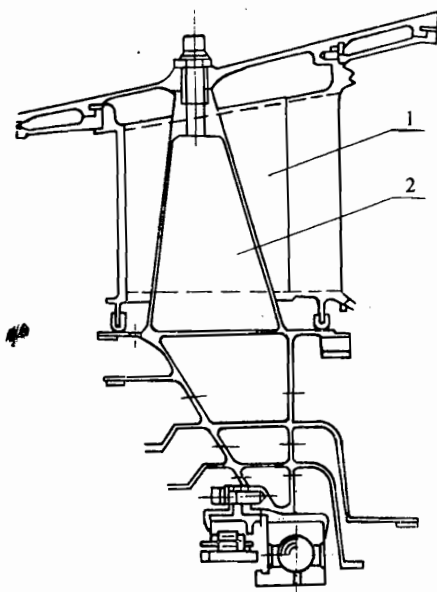


图 3-39 RB199 低压涡轮 I 导
承力框架结构
1—导向叶片;2—承力构件

3.3.5 支承结构

发动机支承结构包括轴承、对轴承进行冷却与润滑的滑油供入及回油结构、防止滑油漏入气流通道的以及防止高温气体漏入轴承腔的封严装置等。

3.3.5.1 主轴承的选择

选择轴承考虑的主要因素包括尺寸、精度、游隙、转子支承形式及寿命等。

(1) 轴承选择的一般程序

① 确定轴承的工作条件。

- 轴承所承受的负荷的大小和方向(径向、轴向或联合的);
- 负荷的性质(恒定的、变化的或冲击的);
- 轴承旋转套圈的转速;
- 轴承的工作环境(温度、湿度、酸度等);

e. 发动机部件结构上的特殊要求(调心性能、轴向位移、可调整游隙,以及对轴承的

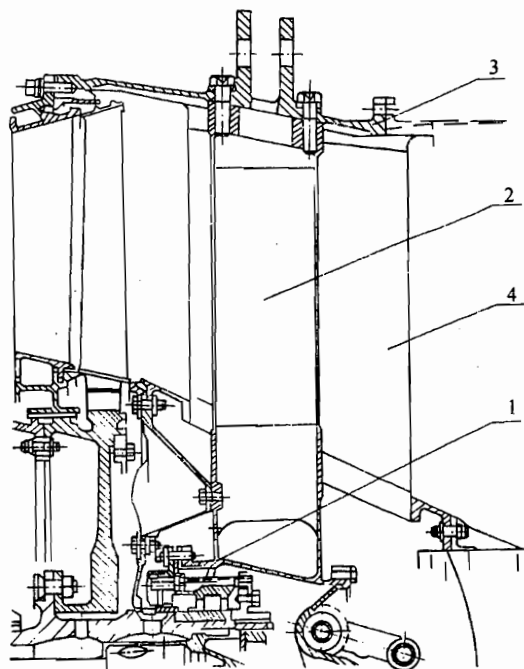


图 3-40 Spey 发动机涡轮后轴承机匣
1—支承座;2—承力辐条;3—外机匣;4—整流支板

尺寸、刚性和旋转精度的特殊要求等);

f. 要求轴承的寿命。

② 根据承受的负荷大小,套圈的转速及旋转精度和对轴承尺寸等项要求确定轴承的类型。

③ 根据轴承部件旋转精度的要求确定轴承的精度等级。

④ 根据轴承的负荷、转速和要求的寿命来计算所需轴承的工作能力系数 C ,按 C 选取相近的轴承。

对于航空发动机来说,在决定轴承选用的某些因素时,受发动机总体结构和部件的气动参数的限制,轴承的选用主要是用一些设计准则,根据发动机的工作条件,对轴承进行验算,它只能在有限的范围内对轴承的尺寸及工作环境进行某些修改,对有特殊要求的轴承,也可以进行专门设计,但只限于某些结构,例如加长跑道长度的滚棒轴承,外环带安装边的特殊轴承,环下供油的专用轴承等。而影响轴承工作特性的结构要求还必须遵循轴承设计的专用技术要求,这里不再赘述。

(2) 航空发动机主轴承的选用原则

① 航空轴承工作的主要特征是:转速高,而负荷相对较轻,因此都选用轻系列或特轻系列、高精度、滚动体平衡性能好的单列向心推力滚珠轴承和向心滚子轴承。

② DN 值

D ——轴承内径(mm);

N ——轴承转速(r/min)。

DN 值是衡量轴承尺寸和工作转速关系的一个准则, DN 值高,轴承的线速度高,保持架的机械强度和引导面的磨损都将是主要矛盾,滚珠的离心力大,外环与滚子的接触应力大,会影响轴承的疲劳寿命。

随着轴承材料、制造工艺水平和润滑冷却技术的发展,航空发动机轴承的 DN 值已从 0.8×10^6 提高到 $(2.2 \sim 3.5) \times 10^6$ 左右。

在选定 DN 值时应考虑如下诸因素:

a. 低压转子的临界转速。临界转速是转轴的平均直径和支承跨度的函数,而轴的平均直径取决于轴承的内径。

b. 低压转子的花键应力。 DN 值愈高,低压转子的轴径愈大,花键的齿数愈多,则齿面的接触应力愈低。

c. 低压涡轮叶尖间隙。较高的 DN 值,可采用直径较粗的低压涡轮轴,减小载荷作用下转子的翘曲变形,保证叶尖有较小的间隙而提高性能。

d. 在滚珠轴承中,内、外环的接触角希望接近相等。但是在高 DN 值下,由于离心力的作用,内环的接触角增大,外环的接触角减小,从而使滚珠的自转速度增加,滚珠与跑道间的滑动加剧,发热量增加,加速了疲劳破坏,因此,对高 DN 轴承,必须采用有效的润滑和冷却。

e. 在滚棒轴承中,由于 DN 值增加,惯性力增加,滚子的回转体倾斜更厉害,滚子端面磨损严重,在极端情况下,滚子在保持架中可以转动 90° ,造成轴承完全破坏。

DN 值虽然是衡量轴承工作状态的一个准则,但是它没有充分描述各种大小轴承的结构和工作状态的差别对轴承寿命的影响,因此,在考虑 DN 值的同时,还必须考虑负荷和工作温度的影响。

3.3.5.2 轴承负荷

过大的负荷对轴承寿命的影响是显而易见的。而过小的负荷或轴向负荷换向,致使轴承

处于承载和零载的交替变换中,使滚动轴承处于滑动状态,也是必须避免的。因此在选择轴承时,必须对轴承所承受的各种负荷进行初步估算,它不仅是轴承选型的依据,而且也是发动机结构设计为轴承卸荷或预加载的依据。

(1) 轴向负荷

计算各状态下压气机和涡轮转子的轴向力,它们相互抵消后剩余部分由滚珠轴承承受,若轴向力超出了轴承长期工作的许用载荷,则必须采取如下措施:

- a. 总体结构设置卸荷装置;
- b. 调整空气内流系统,减小转子轴向载荷;
- c. 采用双排或多排轴承;
- d. 选用承载能力更大的轴承;
- e. 若轴向力过小或换向,则必须在最大轴向力和最小轴向力之间,用内流系统的空气压力进行调整,或者在结构上采用预加载措施。

(2) 径向负荷

① 转子重量所引起的支反力 R_1 和 R'_1 (见图 3-41)

$$R_1 = \frac{WL_1}{L} \quad R'_1 = \frac{W(L - L_1)}{L}$$

② 由于转子不平衡力矩所引起的支反力 R_2

$$M_2 = \frac{\delta L \omega^2}{g}$$

$$R_2 = \frac{M_2}{L}$$

式中: M_2 ——不平衡力矩(N·m);

δ ——转子的不平衡度导出单位;

ω ——转子角速度(1/s);

g ——重力加速度(cm/s^2);

L ——支承距离(cm)。

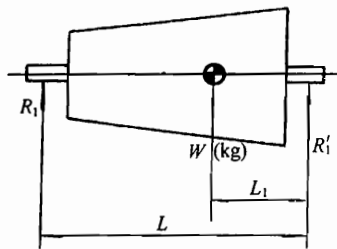


图 3-41

注意:必须防止转子重量在轴承上所产生的重力和由于转子不平衡量所产生的径向负荷相等,致使轴承滚子的接触负荷很小或为零。

③ 飞机改出俯冲时由重力过载引起的支反力 R_3

$$R_3 = R_1 \times K$$

式中: R_1 ——转子重量所引起的支反力;

K ——过载系数。

④ 飞机改出俯冲时由陀螺力矩引起的支反力 R_4

$$M_4 = I \omega \Omega$$

$$R_4 = M_4 / L$$

式中: M_4 ——陀螺力矩(N·m);

I ——转子转动惯量($\text{kg} \cdot \text{cm}^2$);

Ω ——飞机飞行角速度(1/s)。

⑤ 飞机螺旋飞行时引起的支反力 R_5

$$M_5 = I \omega \Omega'$$

$$R_5 = M_3/I$$

式中: Ω' ——飞机螺旋飞行的角速度(1/s)。

上述各种载荷,在影响轴承疲劳寿命的验算中,并不是同时存在,可根据不同飞行载荷分别组合计算。

3.3.5.3 温度

轴承工作温度日趋增高的原因是由于 DN 值不断提高而引起的,加上高增压比,高涡轮前温度及高飞行马赫数。这些热量一方面由轴承外环通过轴承座,由内环通过轴传走一部分,而大部热量是借助润滑油带走。同时,处于高温部件的轴承,还有大量热量由外界传入,因此,轴承的工作温度,可通过传热计算而获得。

高温对轴承疲劳寿命的影响,主要是使轴承材料的硬度下降,致使摩擦系数上升,摩擦热增加,导致承载能力下降。同时,高温影响滑油性能,滑油在高温下蒸发、变质而失效。滑油温度的升高使轴承的冷却效果明显下降。对于温度较高的轴承可采取如下措施:

- 选用耐高温的材料 M50 的高温轴承和耐高温的 4109 滑油;
- 推力轴承应布置在低温处;
- 当环境温度高于 150°C 时,轴承座应采取隔热措施,并加强密封,防止燃气串入轴承腔;
- 改进滑油的供油方式,如环下供油,提高润滑和冷却效率。

3.3.5.4 主轴系的特殊结构

(1) 内、外环分半

内、外环分半的目的主要是为增强轴承的轴向承载能力。WP6 为外环分半,见图 3-42。目前绝大多数发动机的止推轴承均采用内环分半结构,如 WP7、JT9D、PW2000、PW4000、CFM56、F404、AJI-31Φ 的高、低压转子, V2500 低压转子、RB211 中压转子等的止推轴承均采用了内环分半结构,见图 3-43、图 3-44。

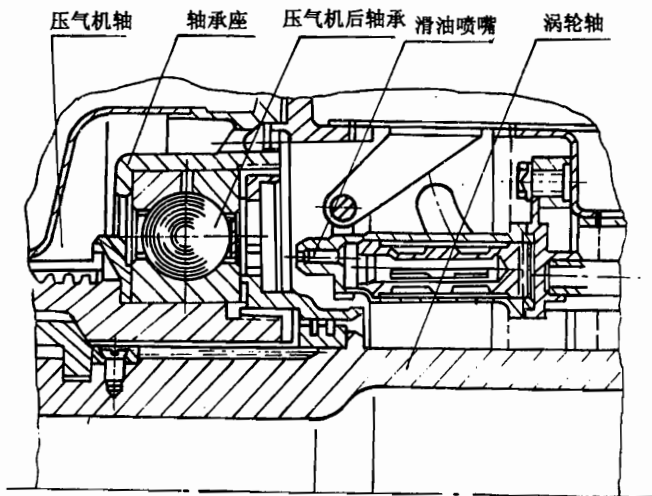


图 3-42 WP6 压气机后支点

(2) 无内(外)环轴承

一般情况下,滚动轴承由内、外环跑道、滚动体、保持架组成。但在某些发动机中由于受直径尺寸的限制,轴承的滚动体直接与轴承衬套(或轴)相接触,而没有内环或外环,如 Spey 发动机高压转子前支点的滚棒轴承就没有内环,见图 3-45。

(3) 带安装边的轴承

目前许多发动机轴承外环或内环是带安装边的。轴承通过安装边用螺钉固定在轴承座上,这种结构能保证轴承在长期工作中不松动,避免轴承在支座中转动而出现磨损。如 JT9D

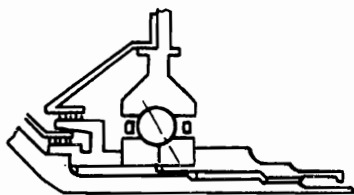


图 3-43 JT9D2 号轴承

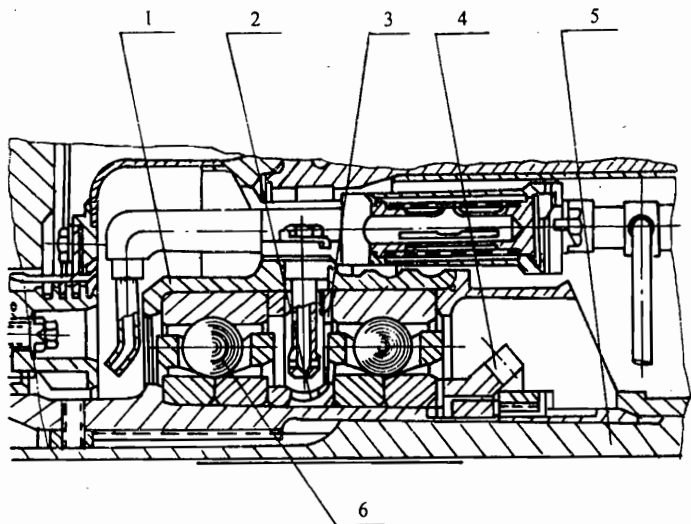


图 3-44 WP7 高压转子中支点结构

1—轴承座;2—内衬套;3—外衬套;4—主动锥齿轮;5—涡轮轴;6—轴承

的 2 号轴承, Tay 风扇后二支点、高压前支点, RB211 中压压气机后支点、高压压气机前支点轴承外环均带有安装边, PW2000、PW4000、V2500 等发动机也都采用了这种结构, 见图 3-43。除外环带安装边外, 也有内环带安装边的, 如 RB211 发动机的 1 号轴承, 见图 3-46。

(4) 双列滚珠轴承

经过卸荷后, 发动机转子上的轴向力若仍然很大, 止推支点采用一个滚珠轴承承受不了时, 可采用两个滚珠轴承并列使用。如 JT8D 四支点, 见图 3-47。WP7 高压转子中支点、WP8 中支点也采用了这种结构, 见图 3-44。

(5) 滚珠滚棒并列

为了保持转子叶尖与机匣间隙均匀, 提高效率, 以及分担滚珠轴承的负荷, 延长轴承的使用寿命和使用可靠性, 在 CF6 系列发动机的高压压气机后支点, 采用了滚棒、滚珠并列结构, 在 CFM56-5 高压压气机前支点, GE90 高压压气机前支点都采用了滚珠、滚棒并列结构, 见图 3-24~图 3-26。

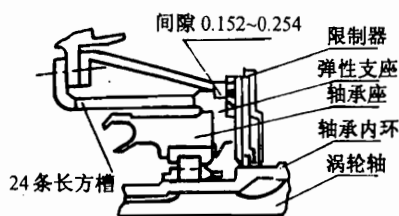


图 3-45 Spey 高压涡轮前支点

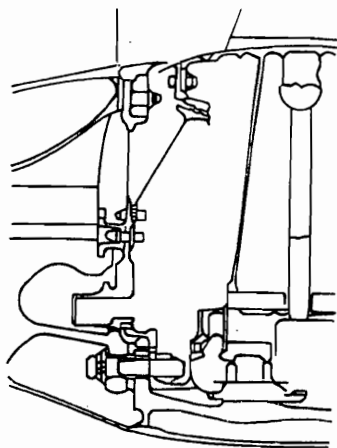


图 3-46 RB211 发动机 No1 轴承

(6) 腰鼓形滚棒

为避免滚棒轴承在轴线偏斜时,滚棒两端负荷过大引起滚道剥落、滚棒端面磨损、保持架过度磨损等损伤,目前大多数发动机主轴承采用了两端直径较小的腰鼓形滚棒设计。

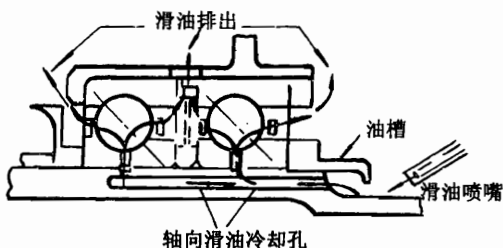


图 3-47 JT8D 四支点

3.3.6 空气系统安排

在总体结构方案设计阶段,除进行总体结构方案考虑外,还要会同总体性能、总体强度、各部件及系统进行空气系统的安排与协调,其主要内容包括:

- 发动机整机空气系统流路走向;
- 内流系统冷却空气量的确定;
- 各轴承封严腔压力控制水平及最小气动负荷时的压力状况;
- 各引气节点的开孔数目及孔径尺寸估算;
- 各转、静子封严部位结构尺寸方案协调;
- 全机热端部件构件的温度负荷的调控目标及措施;
- 发动机转子压力平衡设计(见第 5.5 节);
- 发动机转、静子间隙控制等。

3.4 临界转速的估算

3.4.1 总体结构方案阶段临界转速估算的目的

为了确定发动机合理的支点布局和支承结构设计,总体结构方案设计阶段必须进行转子的临界转速估算,以便达到改变和控制转子的临界转速值,使转子的临界转速尽量不在工作转

速范围之内。

3.4.2 临界转速的概念

临界转速是转子的自振频率 ω_n 等于激振频率 Ω 发动机共振时的转速。

3.4.3 影响临界转速的主要因素

影响转子-支承系统的临界转速因素是多方面的,有转子自身的、转子的支承布局和支承本身的,还有制造、装配及运行方面的因素等。从设计的角度看,主要的影响因素有下面几点:

a. 转子自身的因素主要是指它的抗弯刚度 EJ 以及它的质量,同时也受到转子构件之间连接刚度的影响。对于航空燃气涡轮发动机来说,转子的横截面尺寸受到总体布局与气动设计的制约,构件连接刚度则取决于连接方式和连接紧度。在转子动力学设计中,总是力图在给定条件下,使转子本身具有最大的而且均匀的抗弯刚度,使质量适当分布,特别是不要过分集中于刚度较薄弱的位置,以便既可以提高其轴线弯曲型的临界转速,又不会产生过大的局部变形。

b. 转子的支承布局也是影响临界转速的重要因素,一般在相同条件下,悬臂式转子比简支式转子具有较高的临界转速,对于简支式转子,总是力图缩短支点跨度以提高其临界转速;对于悬臂式转子,则应尽量适当放大支点跨度而减小外伸度以提高临界转速,使转子的质量尽量靠近支承,既可提高临界转速,又可改善其动力特性。

c. 支承的柔性严重影响着转子-支承系统的临界转速。转子的临界转速可能由于支承柔性的增加而大幅度地降低。

3.4.4 估算方法

详见《航空发动机设计手册》第19册第3章。

3.5 发动机设计选材

一台发动机是由成千上万个零件组成的,而每个零件又是由不同材料用不同的工艺方法制成的。因此,在发动机总体结构方案初步设计阶段,设计师就要同时考虑选择什么样的材料制造发动机的零组件,即发动机零件设计选材问题。设计选材是发动机设计的重要组成部分,根据发动机的总体设计要求提出发动机各主要零件的设计选材方案,并进行详细选材方案论证。

发动机零件设计选材主要考虑以下几个方面:

- (1) 零件的环境工作温度、介质情况;
- (2) 零件的载荷受力状态;
- (3) 零件的结构复杂程度及制造工艺;
- (4) 零件的使用功能、重要性及寿命要求;
- (5) 材料的比强度、比模量及其物理特性、力学性能和断裂力学参数等;
- (6) 材料的先进性、通用性及可靠性;
- (7) 材料的价格;
- (8) 国产材料及毛坯的供应状况。

为了满足航空产品的需求,材料工业部门和航空工业部门通力合作,研制出一大批适合国情的航空材料,生产了两千多个牌号的航空用金属和非金属材料,初步形成了我国自己的航空材料体系。因此,发动机零件的材料选择首先要立足于那些在定型发动机上有一定使用经验的材料,即定型材料。发动机的绝大多数零件都是由这些材料制成的,当这些材料不能满足要求时,再选用国内新研制或试生产的新材料。

制造发动机构件的金属材料主要有结构钢、不锈钢、高温合金、钛合金以及铝合金、镁合金等。一般工作温度在 550°C 以下的冷端部件常选用钛合金、结构钢或不锈钢。由于发动机进口温度的不断提高,铝、镁合金选用的越来越少。发动机的热端部件几乎全部由高温合金(变形高温合金或铸造高温合金)制造。非金属材料主要有橡胶、石墨、复合材料、涂层涂料、油脂润滑材料、燃料等。

随着航空发动机的发展与进步,对先进材料技术的需求也越来越突出。先进材料是高性能发动机的重要支撑条件,因此,合理地进行设计选材是发动机总体结构方案设计的重要内容。

新材料是指国内首次研制、试制或试生产的材料,这些材料未经鉴定和尚未纳入国标、国军标、航标或其他行业的材料标准。定型材料由于制造工艺方法或工艺制度的改变对性能有重大影响的,也属于新材料范畴。

新材料按其使用部位及重要性分为三类。

I类材料——性能要求高,工作条件复杂,用于关键部位的重要件和关键件的材料。

II类材料——产品有特殊要求,需要进行工艺或使用性能试验的重要材料。

III类材料——I、II类以外的一般材料。

1. 新材料的选用原则

上一节论述了发动机零件设计选材时应考虑的几个主要问题。根据这些要求,新设计发动机的选材应首先选用国内外同类型机种已采用并有一定使用经验的批生产定型材料,并按《航空材料选用目录》执行。这是发动机(含航空产品)设计选材的总原则,是保证发动机设计的先进性、可靠性、耐久性、可维护性、生产周期短、成本低及市场竞争能力的重要物质基础。然而,当现有装机材料不能满足发动机的性能、可靠性及耐久性等设计要求时,必须选用国内新研制或试生产的材料。选用新材料有以下几条原则:

(1) 新材料对改善和提高发动机的性能具有重要的推动作用和应用前景。推重比是评价航空发动机先进水平的重要指标,因此要求结构材料的比强度和比模量在现有基础上进一步提高,从而实现发动机结构(构件)的轻质化,并以此满足远距离作战和高机动性等方面的要求。例如,用钛合金和复合材料代不锈钢或高温合金制造发动机零件可以显著地减轻重量,提高发动机的推重比;单晶高温合金叶片可使涡轮前温度进一步提高,因而提高发动机的推力;另外,粉末涡轮盘和金属间化合物也是对高性能航空发动机的发展有重要作用和推广意义的材料。

(2) 选用新材料要坚持先进性、现实性和经济性相结合的原则,既要注重跟踪国外先进材料技术发展的水平,也要充分考虑国内现有基础和客观条件,实事求是地提出新机用先进材料研制计划。例如, 550°C 高温钛合金的研制是参照国外的先进技术指标,充分利用国内研究成果和条件,走自己的技术发展道路,满足了新机选材的需要。

(3) 选用新材料在国内要有一定的预研基础,以适应新机研制进度的要求,例如定向凝固涡轮叶片和航空钛管等选材;而对技术难度大、研制周期长和对新机发展有重要作用潜力及推

广意义的材料技术也要抓住不放,适时地提出开展预先研究任务委托书,例如粉末涡轮盘、单晶叶片等。

(4) 选用新材料的品种要少而精,不宜多;在对新机设计选材进行全面综合分析的基础上做到突出重点、明确主攻方向,确保产品安全可靠、高效能低成本。

(5) 当某零件(特别是关键件)找不到合适的材料牌号,必须选用其他牌号的材料时,必须遵循“以高代低”的原则,以保证发动机的可靠性。

2. 新材料研制

军用先进材料技术是国防科技关键技术。在研或改进型的发动机选用未列入《航空材料选用目录》的新材料时,可申请立项研制。

3.6 新工艺的选择

高性能发动机的结构设计离不开先进制造工艺的支持。这里新工艺是指国内在航空发动机上首次采用的先进制造工艺技术(含热加工工艺和冷加工工艺)。

3.6.1 航空发动机对制造技术的要求

发动机对制造技术的最基本的要求,是尽可能采用最经济的工艺方法制造出全面符合设计(图样和技术文件)要求的发动机零部件。归纳起来,对制造技术的要求主要有以下几个方面:

(1) 优化产品结构,减轻发动机重量。例如,航空发动机整体转子采用摩擦焊接工艺取代螺栓连接,简化了结构设计,减少了零件数量,同时减轻了发动机重量。

(2) 提高冶金质量,精化毛坯,减少零件的切削加工量。例如,等温模锻压气机钛合金机匣和轮盘等。

(3) 挖掘材料潜力,提高材料使用性能。例如,钛合金高温形变强韧化工艺提高了材料使用温度,综合性能优良。

(4) 工艺简单易行,产品可靠性及可维修性好,成本低。

3.6.2 新工艺选择的原则

根据发动机设计对制造技术的要求,新工艺选择有以下几条原则:

(1) 新工艺的选择主要是为发动机结构设计提供技术保证,并对高性能发动机的发展有重要的技术推动作用。比如,采用惯性摩擦焊或电子束焊接新工艺实现了发动机转子一体化设计,省略了螺栓连接结构,减轻了发动机的重量,提高转子结构的稳定性。又如,激光打孔和磨粒流工艺技术对涡轮空心叶片气膜孔的加工和质量控制起了重要作用。

(2) 新工艺的选择要考虑应用前景。比如,超塑性等温锻造对提高钛合金大型锻件的冶金质量有决定作用,同时对精化毛坯和减少机械加工量大有好处;在高性能发动机上复杂的大型薄壁构件(如中介机匣、大型壳体)采用精密铸造也是一种发展趋势;冷却层板技术在燃烧室和涡轮叶片设计中的重要作用等等,都有良好的应用前景。

(3) 新工艺的选择要考虑现有设备条件,技术可靠,生产周期短,成本低,还要保证新机研制的进度要求。

3.6.3 试制与批生产

根据航空发动机对制造技术的要求,在选择某零部件的制造新工艺之后,一般先在实验室(工艺试验室)进行模拟件的工艺试验,以便制订合适的工艺程序和工艺参数,并测试必要的性能数据,最终达到零件的设计要求。模拟件工艺试验通过之后,便可进行零部件的试制。在试制过程中进一步修正工艺程序和工艺参数,制定出稳定生产的工艺文件,并对零部件进行性能(或功能)试验。考核试验通过后,按确定的工艺文件(工艺规程和工艺说明书)投入批量生产。

3.7 新技术的选用

3.7.1 新技术对发动机的作用

航空发动机的新技术是相对那些已经使用成熟的技术而言的。涡轮叶片气冷技术的使用,使涡轮进口温度得到大幅度提高,极大地改善了发动机性能;全功能数字电调系统的出现,取代了液压—机械式控制系统,大大简化了结构,减轻了重量,提高了调节精度和可靠性。总之,任一新技术的应用,都使发动机的性能、可靠性、维修性和使用适应性有大幅度的提高。

3.7.2 采用原则

对新技术的采用原则就像对新材料、新工艺的采用原则一样,可归纳为:

- a. 凡对发动机性能、结构、强度、寿命有较大改善,有利于新机设计、排故,且短期内能实现的,皆宜采用;
- b. 为了控制研制工作的风险度,采用新技术、新材料、新工艺的项目不得超过全部项目的20%;
- c. 设计采用的新技术,必须经过充分论证、试验和鉴定。

3.7.3 考核试验

按下列程序对新技术进行考核试验:

- a. 零组件试验合格后上部件(系统)试验;
- b. 部件(系统)试验合格后上发动机试验;
- c. 发动机地面试车合格后上飞机试飞。

如在特定条件下要超越上述规定,则必须履行审批手续,经总设计师或型号总设计师批准。

3.8 总体结构方案图

在可行性论证阶段,进行总体方案设计时,总体结构方案图主要表示出发动机总体布局、总体结构方面的内容,对各部件、系统的结构可以简略的表示。如果有条件能较详细表示出发动机内、外结构则更好。对总体结构方案图的基本要求是:

- a. 按比例绘制(最好是1:1绘制)发动机纵剖面图和必要的补充视图;
- b. 表示出转子支承形式及支点安排;

- c. 表示出传力路线;
- d. 安装节形式及位置;
- e. 主轴承的结构、润滑、封严;
- f. 附件传动机匣位置;
- g. 各大部件(如压气机、燃烧室、涡轮、加力燃烧室、尾喷管等)的主要结构形式。

第4章 发动机技术设计中的性能设计

4.1 发动机稳态性能计算

发动机稳态性能计算是指在一定的飞行状态(飞行高度 H 、飞行马赫数 M 、大气温度 T_H)下,发动机处在稳定工作状态下的性能。稳态性能分设计点性能和非设计点性能。

4.1.1 设计点性能计算(即热力计算)

热力计算是在给定的飞行状态下,根据选定的发动机工作过程参数(压气机压比 π_c 、燃烧室出口温度 T_4 、加力燃烧室出口温度 T_7 等)和各部件效率(或损失系数)计算发动机各特征截面的气体参数(压力、温度等)和性能参数(单位推力、耗油率等),然后根据所要达到的发动机推力确定发动机的空气流量,或者根据给定的发动机空气流量计算发动机推力。

4.1.1.1 计算方法

涡轮喷气发动机工作过程主要有压缩、加热和膨胀。由于在这些过程中有各种形式的损失,计算这些过程时一般采用总参数较为方便和准确。

(1) 压缩、膨胀过程

在发动机中工作的工质(空气和燃气)的比热是随温度和气体的成分变化而变化的,因此,等熵绝热过程中温度和压力之间的关系就较为复杂;在等熵绝热过程的实际计算中就产生了对比热处理不同的几种计算方法:

① 分段变比热法(即 k 值在不同部件计算取为不同的常数)

分段变比热法是粗略地将发动机各部分分成几段,各段的比热 C_p 和比热比 k 分别看作固定不变的,如空气在压气机中的压缩过程中取 $C_p = 1005$, $k = 1.4$;燃气在涡轮中的膨胀过程中取 $C_p = 1156$, $k = 1.33$ 。在实际计算时,为比较精确起见,还可根据需把分段范围取得更小一些,如双转子发动机,它有高、低压压气机和高、低压涡轮,可以将它们分开取不同的 C_p 和 k 。此方法使计算变得简单,它适用于手工计算和一些要求计算速度快的实时模拟计算。

② 分段平均比热法

分段平均比热法是取工质经过某一部分的始末状态的比热 C_p (或绝热指数 k) 的平均值作为该过程的比热 C_p (或绝热指数 k)。这种方法比分段定比热方法准确,但是,在大多数情况下,由于过程的始末状态的温度往往不能事先知道,因此,第一遍计算时需先假设过程中的平均比热 C_p (或绝热指数 k), 然后进行迭代计算,一般只要进行几次迭代即可达到足够的精度,在当前计算机普及和计算速度提高的情况下,它是工程应用的一个较好的方法,并获得普遍应用。

③ 变比热法

变比热法是将定压比热(C_p)和焓(H)值作为气体成分和温度的函数,并引入一种作为工质状态参数的熵函数(Ψ),它使等熵绝热过程的基本方程变得简洁:

$$\Psi_2 - \Psi_1 = R \ln \pi \quad (4-1)$$

式中: Ψ_1 、 Ψ_2 ——分别为状态1和状态2的焓函数(Ψ);

π ——为状态1和状态2的压力之比($\pi = \frac{P_2}{P_1}$)。

依据这个方法编制了相应的空气和燃气的热力性质表,在表中给出了不同温度下空气和燃气的比热(C_p)、焓(H)和焓函数(Ψ)的值。为便于运算,将热力性质表的各参数拟合成随温度(T)变化的函数关系式。由于发动机各截面只是在有限的温度范围内工作,可以将变比热热力性质表拟合的公式列于下面:

空气的焓值(H):

温度(T)小于或等于 800K 时

$$H = -0.2048793 \times 10^{-13} T^5 + 0.3265238 \times 10^{-4} T^4 + 0.77110403 \times 10^{-8} T^3 - 0.12515424 \times 10^{-4} T^2 + 0.24268619 T - 0.34371 \quad (4-2a)$$

温度(T)大于 800K 时

$$H = -0.32344884 \times 10^{-16} T^5 + 0.2224048 \times 10^{-11} T^4 + 0.17524725 \times 10^{-7} T^3 + 0.6206074 \times 10^{-4} T^2 + 0.19223983 T + 0.10976425 \times 10^2 \quad (4-2b)$$

化学计量油气比燃气的焓值(H_{ST}):

温度(T)小于或等于 800K 时

$$H_{ST} = -0.1829404 \times 10^{-13} T^5 + 0.40209848 \times 10^{-10} T^4 - 0.24634333 \times 10^{-7} T^3 + 0.3421873 \times 10^{-4} T^2 + 0.23557397 T - 0.46242 \quad (4-3a)$$

温度(T)大于 800K 时

$$H_{ST} = 0.4482398 \times 10^{-15} T^5 - 0.12459835 \times 10^{-11} T^4 - 0.9562697 T^3 + 0.6213953 \times 10^{-4} T^2 + 0.20847929 T + 7.416784 \quad (4-3b)$$

空气的定压比热($C_{p,a}$):

温度(T)小于或等于 800K 时

$$C_{p,a} = -0.10243965 \times 10^{-12} T^4 + 0.13060952 \times 10^{-9} T^3 + 0.2313312 \times 10^{-7} T^2 - 0.25030847 \times 10^{-4} T + 0.24268619 \quad (4-4a)$$

温度(T)大于 800K 时

$$C_{p,a} = -0.16172442 \times 10^{-15} T^4 + 0.8896192 \times 10^{-11} T^3 - 0.5257417 \times 10^{-7} T^2 + 0.12412148 \times 10^{-4} T + 0.19223983 \quad (4-4b)$$

化学计量油气比燃气的定压比热($C_{p,ST}$):

温度(T)小于或等于 800K 时

$$C_{p,ST} = -0.914703 \times 10^{-13} T^4 + 0.16083939 \times 10^{-9} T^3 - 0.73902999 \times 10^{-7} T^2 + 0.6843746 \times 10^{-4} T + 0.23557397 \quad (4-5a)$$

温度(T)大于 800K 时

$$C_{p,ST} = 0.22411989 \times 10^{-14} T^4 + 0.49839341 \times 10^{-11} T^3 - 0.2868209 \times 10^{-7} T^2 + 0.12427906 \times 10^{-3} T + 0.20847929 \quad (4-5b)$$

关于混合气体(即油气比在 0 与化学计量油气比之间的燃气)的计算采用下述公式:

混合气体的焓:

$$H_g = H_a + \frac{15.683f \cdot (H_{ST} - H_a)}{1 + f} \quad (4-6)$$

混合气体的定压比热($C_{p,g}$):

$$C_{p,g} = C_{p,a} + \frac{15.683f \cdot (C_{p,ST} - C_{p,a})}{1 + f} \quad (4-7)$$

式中: f ——油气比。

(2) 加热过程计算

发动机的加热过程在燃烧室中进行。对于带加力的涡轮喷气发动机,它有两个加热过程,一个在主燃烧室,一个在加力燃烧室;在热力计算中,主要是根据燃烧室的进、出口温度、燃烧效率 η_b 和燃油热值 H_u 计算油气比。由能量守恒定律,根据燃烧室能量平衡关系式,可得出计算油气比公式如下:

$$f = \frac{H_{4,g} - H_{3,a}}{\eta_b \cdot H_u - H_f - H_{4,g}} \quad (4-8)$$

式中: $H_{4,g}$ ——燃烧室出口燃气的焓;

$H_{3,a}$ ——燃烧室进口空气的焓;

H_f ——进入燃烧室的燃油的焓;

η_b ——燃烧效率;

H_u ——燃油的低热值。

由于燃烧产物的比热 ($C_{p,g}$) 是随油气比 (f) 而变化的,而燃气的焓值是温度和比热的函数,因此用式(4-9)计算油气比,必须经历一个迭代过程,目前有两种避免迭代计算的方法。

a. 等温焓差法

等温焓差为 1kg 燃油与 L_0 kg 空气完全燃烧所产生的化学计量油气比燃气与 L_0 kg 在同温度下的纯空气的焓之差,推荐公式如下:

$$f = \frac{H_{4,a} - H_{3,a}}{\eta_b \cdot H_u - \Delta H_4 - H_{3,a}} \quad (4-9)$$

式中: $H_{4,a}$ ——燃烧室出口燃气的焓;

ΔH_4 ——温度为 T_4 时的等温焓差,可根据等温焓差表拟合公式 ($\Delta H = f(T)$) 求取。

其余参数含义同式(4-8)。

b. 有效热值法

有效热值为单位质量燃油提供给工质空气的净热值 (U_e)。按燃烧室能量方程可获得求油气比 (f) 的方程式:

$$f = \frac{H_{4,a} - H_{3,a}}{U_e} \quad (4-10)$$

式中: U_e ——有效热值。

它的求取是计算油气比的关键,它可以从“空气和燃气等温焓差表”查得,但对不同热值 H_u 和燃烧效率 η_b ,要进行修正。

其他参数的含义同式(4-8)。

对于加力燃烧室的油气比 f_{AB} ,也可以用类似的方法求取,但加力燃烧室进口不是空气而是燃气,计算公式如下:

$$f_{AB} = \frac{(H_{7,a} - H_{6,a}) + (\Delta H_7 - \Delta H_6)}{\eta_{AB} \cdot H_u - \Delta H_7 - H_{3,a}} \quad (4-11)$$

式中: $H_{3,a}$ 、 $H_{6,a}$ 、 $H_{7,a}$ ——分别为温度 T_3 、 T_6 、 T_7 时的空气的焓;

ΔH_6 、 ΔH_7 ——分别为温度 T_6 、 T_7 时的等温焓差。

4.1.1.2 计算步骤

热力计算步骤取决于发动机的类型和组成,它是从发动机进口开始,由前向后一个部件接着一个部件计算;现以双转子混合式加力涡轮风扇发动机为例列出计算步骤:

(1) 发动机流路简图

参见图 2-3。

(2) 已知参数

① 进口条件:一般热力计算均以海平面标准大气为条件。

② 各部件总压恢复系数:

a. 进气道总压恢复系数 σ_{bx} ;

b. 中介机匣内、外流路总压恢复系数分别为 σ_{in}, σ_{ou} ;

c. 燃烧室总压恢复系数 σ_b ;

d. 涡轮出口扩压器总压恢复系数 σ_{ex} ;

e. 后机匣总压恢复系数 $\sigma_{T,C}$;

f. 混合器总压恢复系数 σ_{μ} ;

g. 加力燃烧室总压恢复系数 $\sigma_{A,B}$;

h. 喷管总压恢复系数 σ_N 。

③ 发动机空气流量:一般由所需推力确定。

④ 各部件效率:

a. 风扇效率 η_f ;

b. 高压压气机效率 η_{HPC} ;

c. 燃烧室燃烧效率 η_b ;

d. 高压涡轮效率 η_{HPT} ;

e. 低压涡轮效率 η_{LPT} ;

f. 加力燃烧效率 η_{AB} 。

⑤ 各部件压比:

a. 风扇压比 π_f ;

b. 高压压气机压比 π_{HPC} 。

⑥ 引气量和冷气系数:

a. 高压压气机中间级引气系数 C_{BL} ;

b. 高压压气机出口级引气系数 $C_{BL,e}$;

c. 高压涡轮冷却空气量系数 γ_{HPT} ;

d. 低压涡轮冷却空气量系数 γ_{LPT} 。

⑦ 其他:

a. 高压转子机械效率 $\eta_{m,HP}$;

b. 低压转子机械效率 $\eta_{m,LP}$ 。

(3) 计算步骤

① 发动机的环境压力 P_H 和温度 T_H :

P_0 ——根据飞行高度(H)查国际标准大气表或国家标准大气表。

T_0 ——根据飞行高度(H)查国际标准大气表或国家标准大气表。

以上两个参数也可根据下列标准大气的拟合公式求取:

在 $H \leq 11\text{km}$ 时

$$P_0 = 1.03323 \left(1 - \frac{H}{44.308}\right)^{5.2553}$$

$$T_0 = 288.16 - 6.5H \quad (\text{K})$$

在 $11\text{km} < H \leq 25\text{km}$

$$P_0 = 0.23061 \cdot e^{\frac{H-11}{6.318}}$$

$$T_0 = 216.5 \quad (\text{K})$$

② 进气道进口总压力和总温度:

$$P_0 = P_H$$

$$T_0 = T_H$$

③ 进气道出口(即发动机进口)气流参数 P_1, T_1, H_1 和 $W_{a,1}$:

$$P_1 = P_0 \cdot \sigma_{\text{BK}}$$

$$T_1 = T_0$$

④ 风扇出口气流参数 $P_2, T_2, H_2, W_{a,2}$ 和风扇所需的功 L_f :

$$P_2 = P_1 \cdot \pi_f$$

$$T_2 = T_1 \cdot \left(1 + \frac{\pi_f^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_f}\right)$$

此处 k 由 T_2, T_1 迭代求取。

$H_2 = f(T_2)$ ——用式(4-2a)求取内涵参数。

$$W_{a,2,1} = W_{a,2} \cdot \frac{1}{1+B} \quad (\text{在给定涵道比 } B \text{ 的情况下})$$

$$L_f = W_{a,1} \cdot (H_2 - H_1)$$

⑤ 外涵进口(即风扇出口)气流参数 $P_{2,2}, T_{2,2}, H_{2,2}$ 和 $W_{a,2,2}$ (中介机匣后):

$$P_{2,2} = \sigma_{\text{ou}} \cdot P_2$$

$$T_{2,2} = T_2$$

$$H_{2,2} = f(T_{2,2}) = H_2 \quad (\text{在没有向外涵放气的情况下})$$

$$W_{a,2,2} = W_{a,2} \quad (\text{在没有向外涵放气的情况下})$$

⑥ 高压压气机出口(即燃烧室进口)气流参数 $P_3, T_3, H_3, W_{a,3}$ 和高压压气机的功($L_{C,HP}$)及高压压气机引气参数 $P_{2x}, T_{2x}, H_{2x}, W_{a,BL,2x}$:

$$P_3 = \pi_{CH} \cdot P_{2,1}$$

$$T_3 = T_{2,2} \cdot \left(1 + \frac{\pi_{CH}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{CH}}\right)$$

$$W_{a,3} = W_{2,1} \cdot (1 - V_{BL,x} - V_{BL,3})$$

$H_3 = f(T_3)$ ——用式(4-2a)求取。

⑦ 燃烧室出口(即高压涡轮进口)气流参数 P_4, T_4, H_4, W_4 和 $f_4, W_{f,B}$:

$$P_4 = \sigma_b \cdot P_3$$

$$T_4 = \text{选定值}$$

$$f_4 = \frac{H_{a,4} - H_{a,3}}{H_u + 100 - 15.683 \cdot H_{4,ST} + 14.683 \cdot H_{a,4}}$$

$$W_{f,B} = \frac{W_3 \cdot f_4}{\eta_B}$$

$$W_4 = W_3 + W_{f,B}$$

式中: 100——作为燃油的焓值加入的。

⑧ 高压涡轮导向器出口气流参数 $P_{4.1}$, $T_{4.1}$, $H_{4.1}$, $W_{4.1}$ 和 $f_{4.1}$, $W_{f,B}$:

$$P_{4.1} = P_4$$

$$W_{4.1} = W_4 + W_{\text{cool,HPT}}$$

$$f_{4.1} = \frac{W_{f,B}}{W_{4.1} - W_{f,B}}$$

$$H_{4.1} = \frac{W_4 \cdot H_4 + H_{\text{cool,HPT}} \cdot H_{2x}}{W_{4.1}}$$

$T_{4.1}$ ——依据 $H_{4.1}$ 和 $f_{4.1}$ 值, 用 $H = f(T, f)$ 公式反求;

$W_{\text{cool,HPT}}$ ——高压涡轮冷却空气流量。

⑨ 高压涡轮及其出口 (即低压涡轮进口) 气流参数 P_5 , T_5 , H_5 , W_5 和 f_5 和高压涡轮功 ($L_{T,HP}$):

$$f_5 = f_{4.1} (\text{认为高压涡轮的冷却空气完全由 I 导入})$$

$$L_{T,HP} = L_{CH} / \eta_{m,HP}$$

$$H_5 = H_{4.1} - \frac{L_{T,HP}}{W_{4.1}}$$

T_5 ——依据 $H_{4.2}$ 和 $f_{4.2}$ 值, 用 $H = f(T, f)$ 公式反求

$$\pi_{T,HP} = \left(\frac{1}{1 - \frac{T_{4.1} - T_5}{T_{4.1} \cdot \eta_{T,HP}}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

此处 k 由 $T_{4.1}$ 、 $f_{4.1}$ 和 $T_{4.2}$ 、 $f_{4.2}$ 分别求出的值的 k 值的平均值作为初值进行迭代, 确定最终的 k 值

$$P_5 = \frac{P_{4.1}}{\pi_{T,HP}}$$

⑩ 低压涡轮导向器出口气流参数 (考虑低压涡轮是进行冷却的, 而且冷却空气完全由 I 导入; 对于多级涡轮的冷却计算要在涡轮的详细设计之后再逐级考虑。如低压涡轮不进行冷却时, 此处参数与高压涡轮出口相同) $P_{5.1}$, $T_{5.1}$, $H_{5.1}$, $W_{5.1}$ 和 $f_{5.1}$:

$$P_{5.1} = P_5$$

$$W_{5.1} = W_5 + W_{\text{cool,LPT}}$$

$$f_{5.1} = \frac{W_{f,b}}{W_{5.1} - W_{f,B}}$$

$$H_{5.1} = \frac{W_5 \cdot H_5 + W_{\text{cool,LPT}} \cdot H_{2x}}{W_{5.1}}$$

$T_{5.1}$ ——依据 $H_{5.1}$ 和 $f_{5.1}$ 值, 用 $H = f(T, f)$ 公式反求。

⑪ 低压涡轮出口 (即不考虑在低压涡轮出口处有冷却气体进入时, 就是涡轮出口扩散器的进口) 气流参数 P_6 , T_6 , H_6 , W_6 和 f_6 和低压涡轮功 ($L_{T,LP}$):

$$f_6 = f_{4.1} (\text{认为低压涡轮的冷却空气完全由 I 导入})$$

$$L_{T,LP} = \frac{L_f}{\eta_{m,LP}}$$

$$H_6 = H_{5.1} - \frac{L_{T,LP}}{W_{5.1}}$$

$T_{5.1}$ ——依据 $H_{5.1}$ 和 $f_{5.1}$ 值,用 $H = f(T, f)$ 公式反求

$$\pi_{T,LP} = \left(\frac{1}{1 - \frac{T_5 - T_{5.1}}{T_5 \cdot \eta_{T,LP}}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

此处 k 由 T_5, f_5 和 $T_{5.1}, f_{5.1}$ 分别求出的 k 值的平均值作为初值进行迭代,确定最终的 k 值

$$P_5 = \frac{P_5}{\pi_{T,LP}}$$

$W_{5.1} = W_5$ (认为低压涡轮的冷却空气完全由 I 导入)

⑫ 涡轮出口扩散器出口(即混合器内涵进口)气流参数 $P_{6.1}, T_{6.1}, H_{6.1}, W_{6.1}$ 和 $f_{6.1}$:

$$P_{6.1} = \sigma_{ex} \cdot P_6$$

$$T_6 = T_5$$

$$H_6 = H_5$$

$$W_6 = W_5$$

$$f_6 = f_5$$

⑬ 混合器出口(即加力燃烧室进口)气流参数 $P'_{6.1}, T'_{6.1}, H'_{6.1}, W'_{6.1}, A'_{6.1}$ 和 $f'_{6.1}$ (按等面积完全混合计算):

$$H'_{6.1} = \frac{W_{2.6} \cdot H_{2.6} + W_{6.1} \cdot H_{6.1}}{W_{6.1}}$$

$$W'_{6.1} = W_{2.6} + W_{6.1}$$

$$f'_{6.1} = \frac{W_{f,B}}{W'_{6.1} - W_{f,B}}$$

$T'_{6.1}$ ——依据 $H'_{6.1}$ 和 $f'_{6.1}$ 值,用 $H = f(T, f)$ 公式反求(混合后燃气温度)

$k_{6.1}$ ——依据 $T_{6.1}$ 和 $f_{6.1}$ 值求出

$$A'_{6.1} = A_{6.1} + A_{2.6}$$

按动量方程(进、出口动量相等):

$$W'_6 \cdot V_{6.1} = W_{6.1} \cdot V_{6.1} + W_{2.6} \cdot V_{2.6} = A'_{6.1} \cdot P_{S,6.1} \cdot (1 + K_{6.1} \cdot W'_{n,6.1})^2$$

$$Q'_{6.1} = \frac{W'_{6.1} \cdot \sqrt{T_{6.1}}}{A_{6.1} \cdot P_{S,6.1}}$$

$$\frac{P'_t}{P_{S,6.1}} \text{ 由 } Q'_{6.1}, k_{6.1} \text{ 求出}$$

$$M'_{n,6.1A} \text{ 由 } \frac{P'_t}{P_S}, k_{6.1} \text{ 求出}$$

$$M'_{n,6.1B} = \sqrt{\left(\frac{W'_{6.1} \cdot V_{6.1}}{A_{6.1} \cdot P'_{S,6.1}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{k_{6.1}}}$$

比较 $M'_{n,6.1A}$ 与 $M'_{n,6.1B}$ 是否相等,如果不相等,则重新给一个 $P'_{S,6.1}$ 返到 $Q'_{6.1}$ 的计算,直至达到要求。

$$P'_{6.1} = \left(\frac{P'_{6.1}}{P'_{S,6.1}} \right) \cdot P'_{S,6.1} \quad (\text{混合后燃气压力})$$

⑭加力燃烧室出口(即喷管进口)气流参数 P_7, T_7, H_7, W_7, f_7 和 f_{AB} :

$$P_7 = P'_{6.1} \cdot \sigma_{CT} \cdot \sigma_{T,n}$$

$$f_{AB} = \frac{H_{a,7} - H_{a,6.1} + f_{6.1} \cdot [15.683 \cdot (H_{ST,7} - H_{6.1})]}{\eta_{AB} \cdot H_u + 100 - 15.683 \cdot H_{ST,7} + 14.683 \cdot H_{a,7}}$$

$$f_7 = f_{6.1} + f_{AB}$$

T_7 为选定。根据 f_7 的值来计算需要多大的油气比才能保证达到 T_7 值,因为加力燃烧室燃烧的是经过燃烧室烧过的空气(即为燃气),这就存在燃烧室的剩余空气加之外涵掺混进来的空气中的氧气是否能烧到规定的 T_7 值,这就要检验一下总的油气比(f_7)是否超过化学当量油气比(0.067623),若超过化学当量油气比就应当用化学当量油气比(0.067623)减去加力燃烧室进口油气比($f_{6.5}$),作为加力燃烧室油气比($f_{6.5}$)反求的 T_7 的值;反求出来的 T_7 值作为加力燃烧室设计点的 T_7 值。

H_7 = 按 T_7 和 f_7 , 用 $H = f(T, f)$ 公式求取

$$W_7 = W_{6.5} \cdot (1 + f_{AB})$$

⑮喷管计算

喷管分为简单收敛喷管和收敛扩散喷管两种。

a. 简单收敛喷管(带加力燃烧室的情况)分两股气流计算:

$$P_8 = \sigma_N P_7$$

$$T_8 = T_7$$

$$W_8 = W_7$$

$$H_8 = H_7$$

$$f_8 = f_7$$

k_8 由 T_8, f_8 求出

b. 收扩喷管

收敛段计算和收敛喷管一样,此处主要讲扩散段计算。这里需要知道扩散角 α 和出口面积 A_9 与喉道(扩散段进口)面积 A_8 的比值 $A_9/Q_8 = \frac{A_9}{A_8}$ 。

$$V_{9,i} = \sqrt{R \cdot g_c \cdot T_8} \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{9,i}}{P_{t,8}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\}} \quad (\text{实际喷口流速})$$

$$V_s = \sqrt{R \cdot g_c \cdot T_8} \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left\{ 1 - \left(\frac{P_0}{P_{t,8}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\}} \quad (\text{理想喷口流速})$$

$$Cf_g = \frac{C_D \cdot C_V \cdot W_8 \cdot V_{9,i} + (P_{9,i} - P_0) \cdot A_9}{g_c} \quad (\text{总推力系数})$$

⑯发动机性能

$$F_g = \frac{C_D \cdot C_V \cdot W_8 \cdot V_9}{g_c} + (P_9 - P_0) \cdot A_9$$

c. 计算高压压气机进出口参数 $P_{2.2}, T_{2.2}, H_{2.2}, W_{a,2.2}, P_3, T_3, H_3, W_{a,3}$ 和高压压气机的功 ($L_{C,HP}$) 及高压压气机引气参数 $P_{2x}, T_{2x}, H_{2x}, W_{a,BL,2x}$ 。

计算方法与设计点热力计算相同。

(8) 规定涡轮进口 (即燃烧室出口) 温度 T_4 。

(9) 燃烧室计算:

a. 燃烧室进口 (即高压压气机出口) 气流参数 $P_3, T_3, H_3, W_{a,3}$;

b. 燃烧室温升 ΔT_{3D4} 计算;

c. 由 P_3 和 ΔT_{3D4} 查燃烧室特性;

d. 燃烧室出口 (即高压涡轮进口) 气流参数。

(10) 高压涡轮计算:

a. 高压涡轮导向器出口 (考虑到有冷却空气进入) 气流参数 $P_{4.1}, T_{4.1}, H_{4.1}, f_{4.1}, W_{4.1}$ 和 $W_{4.1,c}$;

b. 高压涡轮功 $L_{T,HP}$ 和换算转速 $n_{H,T}$ 计算;

c. 由 $L_{T,HP}$ 和 $n_{H,T}$ 查高压涡轮特性, 获取高压涡轮效率 $\eta_{T,HP}$ 和换算流量 $W_{4.1,c,M}$ 。

(11) 如果 (10)a 获得的换算流量 $W_{4.1,c}$ 和 (10)c 获得的换算流量 $W_{4.1,c,M}$ 不相等或在要求的公差范围之外, 就返回到 (7)a。

(12) 低压涡轮计算:

a. 低压涡轮导向器出口 (考虑到有冷却空气进入) 气流参数 $P_{5.1}, T_{5.1}, H_{5.1}, f_{5.1}, W_{5.1}$ 和 $W_{5.1,c}$;

b. 低压涡轮功 $L_{L,LP}$ 和换算转速 $n_{L,T}$;

c. 由 $L_{L,LP}$ 和 $n_{L,T}$ 查低压涡轮特性获取低压涡轮效率 $\eta_{L,LP}$ 和换算流量 $W_{4.3,c,M}$ 。

(13) 如果 (12)a 获得的换算流量 $W_{5.1,c}$ 和 (12)c 获得的换算流量 $W_{4.1,c,M}$ 不相等或在要求的公差范围之外, 就返回到 (5)。

(14) 外涵道出口 (即混合器外涵进口) 气流参数 $P_{1.6}, P_{S,1.6}, T_{1.6}, H_{1.6}$ 和 $W_{a,1.6}$;

(15) 低压涡轮出口 (即不考虑在低压涡轮出口处有冷却气体进入时, 就是涡轮出口扩散器的进口) 气流参数 $P_{5.1}, T_{5.1}, H_{5.1}, W_{5.1}, f_{5.1}$;

(16) 涡轮出口扩散器出口 (即混合器内涵进口) 气流参数 $P_6, P_{S6}, T_6, H_6, W_6$ 和 f_6 ;

(17) 如 $P_{S,1.6} - P_{S,6}$ 与 $P_{S,6.1}$ 不相等或在所要求的公差范围之外, 就返回到 (7);

(18) 混合器出口 (即加力燃烧室或喷管进口) 气流参数 $P_{6.1}, T_{6.1}, H_{6.1}, W_{6.1}, A_{6.1}$ 和 $f_{6.1}$ (按等面积完全混合计算);

(19) 喷管及加力燃烧室计算:

在没有加力燃烧室 (或有加力燃烧室, 但不点火时) 的情况下, 需要计算的喷管参数有: 喷管落压比 π_{N2} 和喷管出口面积 A_8 。

如果有加力燃烧室, 而且加力室又在工作则要算完加力之后再算喷管。

(20) 比较由 (19) A_8 获得的与设计点计算获得 A_8 的差别, 如果不相等或不在要求的误差范围之内, 则返到 (3)。

(21) 计算收敛喷管性能或收扩喷口性能 (即发动机性能):

a. 推力 F_N ;

b. 耗油率 SFC 。

4.1.3 使用条件影响的性能修正

4.1.3.1 非标准大气的修正

(1) 非标准大气条件下的高度速度特性

标准大气规定了大气温度 T_0 和大气压力 P_0 随海拔高度的变化关系。

由于地理位置和季节的不同,大气温度的变化很大。海平面高度的大气温度,最低可达 -50°C 以下,最高可达 45°C 以上。在同样高度下,大气压力的变化较小。在飞行过程中,飞机高度计采用压力高度,即标准大气压力所对应的高度,因此对非标准大气压力不必修正。但是压力高度与实际海拔高度往往不同。在计算海平面标准大气发动机性能时,要把发动机进口压力换算到海平面标准大气压力(101325 Pa)。

发动机使用环境的温度 T_0 对发动机性能影响很大。随着飞行马赫数的增加,环境温度 T_0 对发动机性能影响也增大。

非标准大气温度下的发动机性能,可以用发动机稳态性能计算程序直接计算。

在标准大气温度的发动机高度速度特性已经具备的条件下,可以通过修正的方法给出非标准大气温度下的发动机高度速度特性。图 4-1 和图 4-2 示出了某型发动机非标准大气温度的推力修正曲线和单位耗油率修正曲线。图中

$$\delta F = \frac{F - F_{sd}}{F_{sd}}; \quad \delta sfc = \frac{sfc - sfc_{sd}}{sfc_{sd}}$$

其中, F 和 sfc 为非标准大气温度下的推力和单位耗油率, F_{sd} 和 sfc_{sd} 为标准大气温度下的推力和单位耗油率。

(2) 把试车录取的性能换算成海平面标准大气条件下的性能

发动机台架试车经常是在非标准大气条件下进行的,需要把试车录取的性能换算成海平面标准大气条件下的性能。

① 换算公式

a. 转速换算

$$n_c = n \sqrt{\frac{288.15}{T_0}}$$

式中: n_c ——换算转速(r/min);

n ——测量转速(r/min);

T_0 ——大气温度(K)。

b. 推力换算

$$F_c = F \cdot \frac{101.325}{P_0} \cdot CT_f$$

式中: F_c ——换算推力(kN);

F ——测量推力(kN);

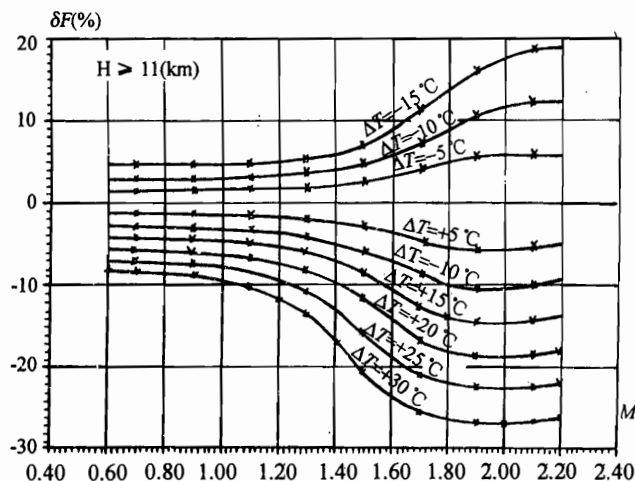


图 4-1 非标准大气温度的推力修正曲线

P_0 ——大气压力(kPa);

CT_f ——推力修正系数。

c. 耗油率换算

$$sfc_c = sfc \cdot \sqrt{\frac{288.15}{T_0}} \cdot CT_{sfc}$$

式中: sfc_c ——换算耗油率(kg/(N·h));

sfc ——测量耗油率(kg/(N·h));

CT_{sfc} ——耗油率修正系数。

d. 涡轮后排气温度换算

$$T_{t5c} = T_{t5} \cdot \frac{288.15}{T_0} \cdot CT_t$$

式中: T_{t5c} ——换算涡轮后排气温度(K);

T_{t5} ——测量涡轮后排气温度(K);

CT_t ——排气温度修正系数。

e. 空气流量换算

$$W_{a,c} = W_a \cdot \frac{101.325}{P_0} \cdot \sqrt{\frac{P_0}{288.15}}$$

式中: $W_{a,c}$ ——换算空气流量(kg/s);

W_a ——测量空气流量(kg/s)。

② 修正系数的确定根据 GJB378-87《涡喷、涡扇发动机性能的温度修正规范》,只考虑大气温度对工质比热的影响,不考虑大气温度对发动机几何尺寸的影响。修正系数按下列步骤确定:

a. 输入数据

大气压力 $P_0 = 101.325$ kPa;

大气温度 T_0 在 -35°C 到 $+40^\circ\text{C}$, 计算间隔 5°C 。

发动机转速变化范围取最大状态换算转速的 0.90 到 1.05, 计算间隔取 0.05。同一大气温度下,不同转速的温度修正系数变化很小。因此,转速变化范围可以取得窄一些,照顾主要工作状态。

温度和转速的计算点结合起来共计 64 个子样。

b. 首先将计算结果按不考虑变比热的相似原理导出的公式换算为标准大气条件下的性能参数

推力

$$F_{c,i} = F_i \cdot \frac{101.325}{P_0} \quad (i = 1, 2, \dots, 64)$$

由于大气压力的输入值为 101.325kPa, 即标准大气压力, 所以推力可不必换算。

耗油率

$$sfc_{c,i} = sfc_i \cdot \sqrt{\frac{288.15}{T_0}} \quad (i = 1, 2, \dots, 64)$$

排气温度

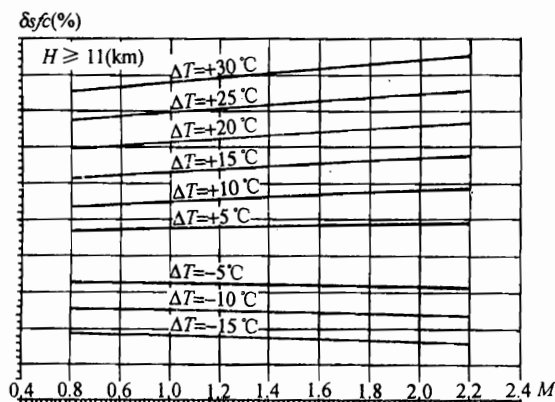


图 4-2 非标准大气温度的单位耗油率修正曲线

$$T_{15c,i} = T_{15i} \cdot \frac{288.15}{T_0} \quad (i = 1, 2, \dots, 64)$$

c. 计算结果中大气温度为 15℃ 的一组数据就是标准大气条件(用注脚 st 表示)下的发动机性能。将其他大气条件下,同一换算转速的性能公式换算并与大气温度为 15℃ 的性能相比,可以求出每一个计算点的修正系数 CT_i 。例如,当换算转速为 $1.0n_{\max}$,大气温度为 15℃ 时,某发动机耗油率的计算值为 $sfc_{st} = 0.09999 \text{ kg}/(\text{N} \cdot \text{h})$,利用下式可求出修正系数:

$$CT_{sfc,i} = \frac{sfc_{st}}{sfc_{c,i}} = \frac{0.09999}{0.09709} = 1.0299$$

d. 对于每一个性能参数有 64 个计算点。计算结果表明修正系数对发动机转速的变化不敏感,因而可看成只是温度的函数,且线形相关性很好。修正系数可表示成大气温度的函数,即

推力修正系数

$$CT_f = b_{0f} + b_f \cdot (t_0 - 15)$$

耗油率修正系数

$$CT_{sfc} = b_{0sfc} + b_{sfc} \cdot (t_0 - 15)$$

温度修正系数

$$CT_t = b_{0t} + b_t \cdot (t_0 - 15)$$

$t_0 = 15^\circ\text{C}$ 时的修正系数为 1.0,故 $b_0 = 1$ 。系数 b 则按最小二乘估计,可用下式计算

$$b = \frac{\sum_{i=1}^{64} CT_i \cdot (t_i - 15) - \sum_{i=1}^{64} (t_i - 15)}{\sum_{i=1}^{64} (t_i - 15)^2}$$

e. 为了实际使用方便,可将求出的系数绘成图线(横坐标为大气温度,纵坐标为修正系数),然后利用公式计算发动机的换算性能。

4.1.3.2 雷诺数对压气机性能影响的修正

一般说来,当涡轮喷气或涡轮风扇发动机进口气流的雷诺数 $Re \geq 3.5 \times 10^5$ 时,可以忽略雷诺数的影响。当 $Re < 3.5 \times 10^5$ 时,雷诺数的变化将引起压气机和涡轮等部件的特性发生变化,使发动机性能和稳定工作裕度发生变化。计算雷诺数对发动机性能的影响,是利用经过雷诺数修正的部件特性,通过性能计算程序来实现的。

(1) 压气机特性的雷诺数修正

压气机特性的雷诺数修正方法很多。这里推荐一种已经在国外工程上得到应用、以大量试验数据为基础的 Wassell 方法。该方法的优点是能够对喘点位置修正。该方法主要适用于风扇特性或轴流式压气机特性的雷诺数修正。

① 压气机效率的修正

a. 影响压气机效率的雷诺 Re_1 数定义为:

$$Re_1 = \frac{V_1 \cdot b_1 \cdot \rho_{s1}}{\mu} \quad (4-12)$$

式中: V_1 ——第一级转子叶片中径处的气流相对速度(m/s); $V_1 = V_a / \sin \beta_1$, 其中 V_a 是第一级转子叶片中径处的气流轴向速度, β_1 为进口相对气流角,为计算方便起见,可以近似地用叶片的安装角,见图 4-3;

b_1 ——第一级转子叶片中径处弦长(m);

ρ_{s1} ——气流平均密度(kg/m^3); $\rho_{s1} = P_{s1}/RT_{s1}$, T_{s1} 为静温,可由能量方程 $I(T_{t1}) = I(T_{s1}) + \frac{1}{2}(V_a/\sin\alpha_1)^2$ 求出, α_1 为进气绝对气流角,轴向进气时 $\alpha_1 = 90^\circ$; P_{s1} 为静压,可由熵函数计算, $P_{s1} = \frac{P_{t1}}{e^{\frac{s(T_{t1}) - s(T_{s1})}{R}}}$, 其中 P_{t1} 为压气机进口总压(Pa); R 为空气的气体常数, $R = 287.053 \text{ (N}\cdot\text{m}/(\text{kg}\cdot\text{K}))$;

μ ——空气粘性系数($\text{Pa}\cdot\text{s}$)。

b. 空气的粘性系数可用苏士兰(Sutherland)近似计算公式求出:

$$\mu = \frac{1.459 \times 10^{-6} T_{s1}^{\frac{3}{2}}}{T_{s1}^{\frac{3}{2}} + 110.6} \quad (4-13)$$

式中: T_{s1} ——压气机进口静温(K)。

c. 压气机的绝热效率 η_c 可以用多变效率 η_p 表示:

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\pi_c^{k\eta_p} - 1} \quad (4-14)$$

式中: π_c ——压气机总增压比。

d. 压气机的多变效率 η_p 随雷诺数 Re_1 的变化关系可以表示为:

$$1 - \eta_p = K \cdot Re_1^{-m} \quad (4-15)$$

式中: K ——常数,可以根据压气机试验点的参数计算得出;

$m = p \cdot q$, 其中 p 是压气机气动参数的函数, q 是压气机几何参数的函数。

e. 根据试验数据统计的参数 p 与压气机平均参数 $MEAN(V/\sqrt{T})$ 的关系见表 4-1 和图 4-4。平均参数 $MEAN(V/\sqrt{T})$ 用下式计算:

$$MEAN(V/\sqrt{T}) = \frac{n}{n_D} \cdot \sqrt{\frac{V_{am}^2 + [0.5U_m(1 + C_p \cdot \Delta T \cdot Z/U_m^2)]^2}{T_{t1} + 0.5\Delta T}} \quad (4-16)$$

式中: n_D ——压气机设计转速(r/min);

ΔT ——压气机温升(K);

Z ——压气机级数;

U_m ——中间级转子中径处的叶片速度(m/s);

V_{am} ——从流量 W_{am} 导出的平均轴向速度(m/s); W_{am} 是第一级进口和最后一级转子进口处 $W_a \cdot \sqrt{T_t}(P_t \cdot A)$ 的平均值; 其中 T_t 、 P_t 和 A 分别为该级进口总温、总压和环形面积。

其中,压气机温升可用下式计算:

$$\Delta T = \frac{T_{t1} \cdot (\pi_c^{\frac{k-1}{k}} - 1)}{\eta_c} \quad (4-17)$$

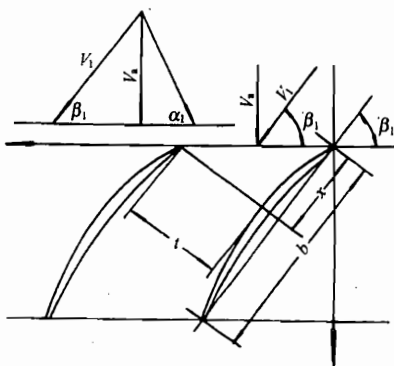
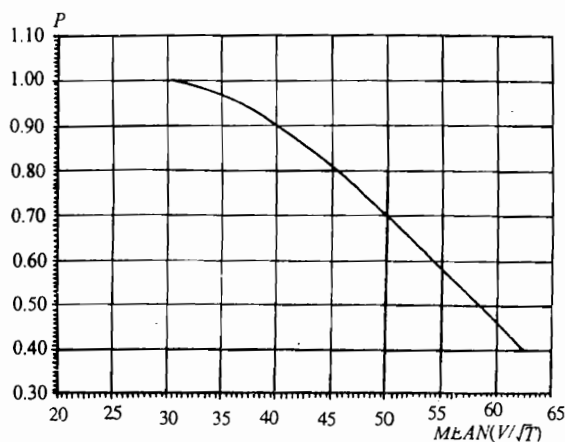


图 4-3 气动及几何参数定义

表 4-1 参数 p 随 $MEAN(V/\sqrt{T})$ 的变化关系

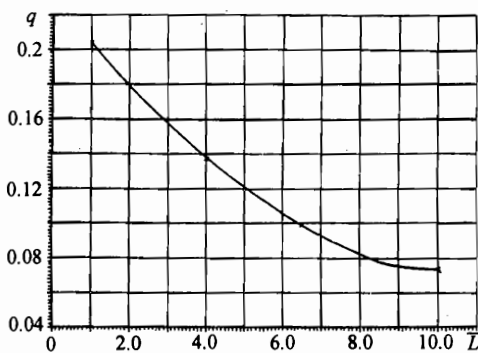
$MEAN(V/\sqrt{T})$	p
25	1.0
28	1.0
30	1.0
35	0.97
40	0.90
45	0.81
50	0.70
55	0.58
60	0.46
62.5	0.40

图 4-4 参数 p 随 $MEAN(V/\sqrt{T})$ 的变化关系曲线

f. 根据试验数据统计的参数 q 与压气机相对长度 $\bar{L}$ 之间的关系见表 4-2 和图 4-5。

表 4-2 参数 q 随压气机相对长度 $\bar{L}$ 的变化关系

$\bar{L}$	q
1.0	0.204
2.0	0.180
3.0	0.156
4.0	0.138
5.0	0.120
6.0	0.105
7.0	0.092
8.0	0.082
9.0	0.075
10.0	0.074

图 4-5 参数 q 随压气机相对长度 $\bar{L}$ 的变化关系曲线

压气机相对长度定义如下：

$$\bar{L} = \frac{L \cdot Z}{0.5(h_1 + h_2)(Z - 0.5)} \quad (4-18)$$

式中： L ——第一级转子进口到最后一级转子出口的轴向长度(m)；

h_1 ——第一级转子进口环形高度(m)；

h_2 ——最后一级转子进口环形高度(m)。

② 压气机流量的修正

a. 影响压气机流量的雷诺数 Re_{II} 定义为：

$$Re_{II} = \frac{V_1 \cdot x \cdot \rho_{sl}}{\mu} \quad (4-19)$$

式中: V_1 ——第一级转子叶片中径处气流相对速度(m/s);

x ——第一级转子叶片中径处前缘到叶片喉部的距离(见图4-3)(m);

ρ_{s1} ——进口气流平均密度(kg/m^3);

μ ——空气粘性系数($\text{Pa}\cdot\text{s}$);

b_1 ——第一级转子叶片中径处弦长(m)。

显见,影响压气机效率的雷诺数 Re_1 与影响压气机流量的雷诺数 Re_{II} 之间的关系为

$$Re_1 = Re_{II} \cdot \frac{b_1}{x}$$

b. 压气机质量流量 W_a 随雷诺数 Re_{II} 的变化关系可用下式表示:

$$\frac{t}{x} \cdot \frac{W_a + W_a^*}{W_a^*} = f(Re_{II}) \quad (4-20)$$

式中: t ——第一级转子叶片中径处喉道宽度(见图4-3)(m);

x ——第一级转子叶片中径处前缘到喉部的距离(见图4-3)(m);

W_a ——对应 Re_{II} 的空气流量(kg/s);

W_a^* ——对应于 $Re_{II} = 1 \times 10^5$ 条件下的流量(kg/s)。

式(4-20)所示的关系见表4-3和图4-6。由于压气机的实际流动是三维的,当 $Re_{II} > 10^5$ 时,对应不同的压气机进口轮毂比有不同的修正曲线。

表4-3 流量参数随雷诺数 Re_{II} 的变化关系

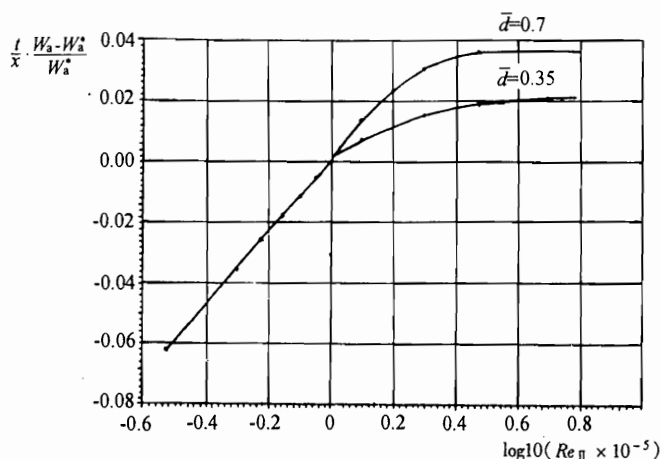
$\log_{10}(Re_{II} \times 10^{-5})$	$\frac{t}{x} \cdot \frac{W_a + W_a^*}{W_a^*}$		$\log_{10}(Re_{II} \times 10^{-5})$	$\frac{t}{x} \cdot \frac{W_a + W_a^*}{W_a^*}$	
	$\bar{d} = 0.35$	$\bar{d} = 0.7$	0.0	0.0	0.0
-0.5229	-0.0620	-0.0620	0.1000	0.0070	0.0130
-0.3980	-0.0470	-0.0470	0.2000	0.0117	0.0230
-0.3010	-0.0355	-0.0355	0.3010	0.0150	0.0300
-0.2218	-0.0260	-0.0260	0.4771	0.0185	0.0355
-0.1549	-0.0180	-0.0180	0.6021	0.0200	0.0360
-0.0969	-0.0120	-0.0120	0.6990	0.0207	0.0361
-0.0458	-0.0060	-0.0060	0.8000	0.0208	0.0361

③ 压气机压比的修正

当压气机后面的管道系统阻力不变时,在很宽的雷诺数范围内,压气机特性线上相似点上的相似功实际上保持不变,即 $L_c(Re) = C_p \cdot (\Delta T_t / T_{t1}) = \text{常数}$ 。

如图4-7,设点 a 是在自模区内某个转速下的共同工作点。当雷诺数由 Re_a 下降到 Re_b 时,流量相似参数下降量为 $\Delta(\frac{W \cdot \sqrt{T_{t1}}}{P_{t1}})$,点 a 向左移动到点 b 。在管道阻力不变的条件下,相似点 b 与点 a 的相似功是相等的。即:

$$L_c = C_p \frac{\Delta T_t}{T_{t1}} = \left(\frac{\pi_c^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_c} \right)_b$$

图 4-6 流量参数随雷诺数 Re_{II} 的变化关系曲线

$$= \left(\frac{\pi_c^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_c} \right)_a \quad (4-21)$$

因此,由点 a 的 π_c 、 η_c 可求出相似功常数 L_c ,进而由 L_c 及点 b 的 η_c 可求出点 b 的压比 π_c 。

④ 喘点压比的修正

因为喘振在本质上是与叶片失速相关的现象,所以喘点压比变化与不稳定开始的单位功无关,不能用式(4-11)求喘点压比。

a. 影响压气机喘点压比的雷诺数 Re_{III} 定义为:

$$Re_{III} = \frac{V_a \cdot h \cdot \rho_{sl}}{\mu} \quad (4-22)$$

式中: V_a ——第一级转子进口的平均轴向速度(m/s);

h ——第一级转子进口的环形高度(m);

ρ_{sl} ——气流平均密度(kg/m^3);

μ ——空气粘性系数($\text{Pa}\cdot\text{s}$)。

显见,影响压气机喘点压比的雷诺数 Re_{III} 与影响压气机效率的雷诺数 Re_I 之间的关系为

$$Re_{III} = Re_I \cdot \frac{h}{b_l} \cdot \sin\beta_1$$

式中: b_l ——第一级转子叶片中径处弦长(m);

β_1 ——第一级转子进口叶片中径处安装角($^\circ$)。

b. 压气机喘点压比随 Re_{III} 变化关系可用下式表示:

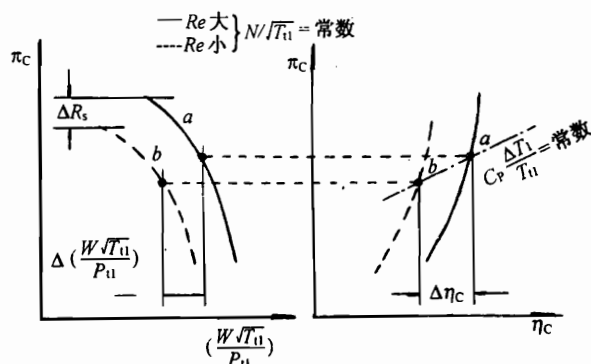


图 4-7 确定相似点压比示意图

$$\frac{\pi_s - \pi_s^*}{\pi_s^*} = f(Re_{III}) \quad (4-23)$$

式中: π_s ——对应于 Re_{III} 的端点压比;

π_s^* ——对应于 $Re_{III} = 10^5$ 条件下的端点压比。

式(4-23)所示关系见表4-4和图4-8。

表4-4 端点压比随 Re_{III} 变化关系

$\log_{10}(Re_{III} \times 10^{-5})$	$\frac{\pi_s - \pi_s^*}{\pi_s^*}$	$\log_{10}(Re_{III} \times 10^{-5})$	$\frac{\pi_s - \pi_s^*}{\pi_s^*}$
-0.3010	-0.127	0.7782	0.120
-0.2218	-0.080	0.9031	0.130
-0.0969	-0.030	1.0000	0.137
0.0	0.0	1.1000	0.144
0.1000	0.025	1.2000	0.150
0.2000	0.045	1.3010	0.154
0.3010	0.065	1.4771	0.161
0.4774	0.091	1.6990	0.166
0.6020	0.104	2.0000	0.166

⑤ 对压气机特性进行雷诺数修正的步骤如下:

a. 根据压气机基准特性(试验特性或计算特性)以及相应的进口压力和温度,求出 $Re_{II} = 1.0 \times 10^5$ 条件下的压气机特性;

b. 根据 $Re_{II} = 1.0 \times 10^5$ 条件下的压气机特性,求出给定的进气压力和温度条件下的 Re_I 、 Re_{II} 、 Re_{III} ,并对压气机特性进行修正。

一般认为,当压气机进口雷诺数大于某一临界值后,压气机的流量、压比和效率将不再受雷诺数变化的影响。这里所采用的压气机雷诺数修正方法是在任何雷诺数(无论在自模区或非自模区)情况下均可进行的修正。为了适当简化计算,同时也是和传统说法相一致,不妨假设 $Re_{II,cr} = 3.5 \times 10^5$,当 $Re_{II} \geq 3.5 \times 10^5$ 时,雷诺数变化的影响可以忽略。

(2) 涡轮特性的雷诺数修正

① 涡轮效率的修正

a. 影响涡轮效率的涡轮标准雷诺数可由下式求出:

$$Re_{T\Sigma} = \frac{W_g \cdot b_w}{A_{av} \cdot \mu_g} \quad (4-24)$$

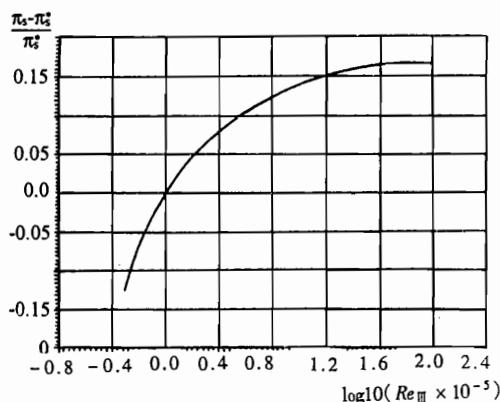


图4-8 端点压比随 Re_{III} 变化曲线

式中: W_g ——涡轮燃气流量(kg/s);

b_w ——工作叶片平均弦长(m);

A_{av} ——涡轮进、出口截面面积的平均值(m^2);

μ_g ——按燃气进、出口温度平均值计算的燃气粘性系数(Pa·s)。

$$\mu_g = f\left(\frac{T_{14} + T_{15}}{2}\right)$$

b. 涡轮标准雷诺数的临界值取为 $Re_{T,\Sigma,cr} = 2 \times 10^{-5}$ 。当 $Re_{T,\Sigma,cr} \geq 2 \times 10^{-5}$ 时, 认为雷诺数变化对涡轮效率没有影响。涡轮效率的相对值 $\bar{\eta}_T = \eta_T / \eta_{T,cr}$ ($\eta_{T,cr}$ 为 $Re_{T,\Sigma,cr} \geq 2 \times 10^{-5}$ 时的效率) 随 $\bar{Re}_{T,\Sigma} = Re_{T,\Sigma} / Re_{T,\Sigma,cr}$ 的变化关系见表 4-5 和图 4-9。

表 4-5 $\bar{\eta}_T$ 随 $\bar{Re}_{T,\Sigma}$ 的变化关系

$\bar{Re}_{T,\Sigma}$	$\bar{\eta}_T$
0.05	0.9250
0.60	0.9974
0.10	0.9405
0.70	0.9985
0.20	0.9645
0.80	0.9993
0.30	0.9805
0.90	0.9998
0.40	0.9902
1.00	1.0000
0.50	0.9954

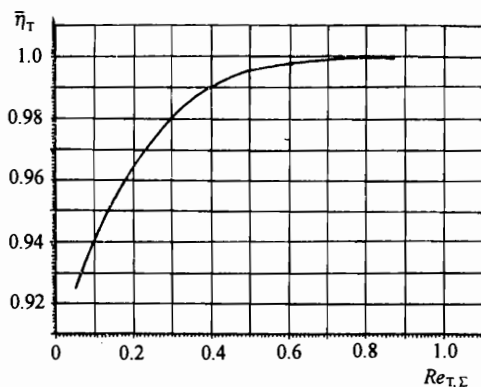


图 4-9 $\bar{\eta}_T$ 随 $\bar{Re}_{T,\Sigma}$ 的变化关系曲线

② 涡轮流通能力的修正

a. 影响涡轮流通能力的涡轮导向器雷诺数 $Re_{T,V}$ 可由下式求出:

$$Re_{T,V} = \frac{W_g \cdot b_v}{A_v \cdot \mu_g} \quad (4-25)$$

式中: W_g ——涡轮燃气流量(kg/s);

b_v ——导向器中径弦长(m);

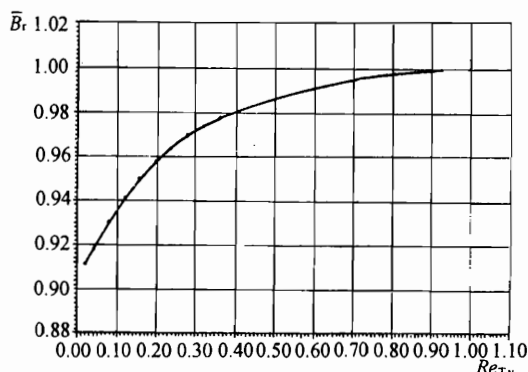
A_v ——导向器最小截面积(m^2);

μ_g ——按涡轮前燃气温度计算的燃气粘性系数(Pa·s)。

b. 试验结果表明: 当 $Re_{T,V} \geq 2.5 \times 10^{-5}$ 时, 雷诺数变化对涡轮流通能力没有影响。涡轮流量相似参数 $B_T = W_g \cdot \sqrt{T_{14}} / P_{14}$ 的相对值 $\bar{B}_T = B_T / B_{T,cr}$ ($B_{T,cr}$ 为 $Re_{T,V} \geq 2.5 \times 10^{-5}$ 时的流量相似参数) 随 $\bar{Re}_{T,V}$ 的变化关系见表 4-6 和图 4-10, 其中 $\bar{Re}_{T,V} = Re_{T,V} / Re_{T,V,cr}$, $Re_{T,V,cr} = 2.5 \times 10^{-5}$ 。

表 4-6 $\bar{B}_T$ 随 $\overline{Re}_{T,v}$ 的变化关系

$\overline{Re}_{T,v}$	$\bar{B}_T$
0.02	0.9121
0.04	0.9187
0.08	0.9307
0.12	0.9411
0.16	0.9500
0.20	0.9577
0.24	0.9640
0.28	0.9693
0.32	0.9737
0.36	0.9771
0.40	0.9800
0.60	0.9910
0.80	0.9970
1.0	1.0

图 4-10 $\bar{B}_T$ 随 $\overline{Re}_{T,v}$ 的变化关系曲线

(3) 雷诺数对发动机性能影响的修正

雷诺数对燃烧室特性和加力燃烧室特性的影响,取决于它们的几何尺寸、燃气压力和温度等因素。在一些经试验得到的燃烧室特性和加力燃烧室特性中已经包含了雷诺数的影响。

雷诺数变化会影响尾喷管的流量系数。随雷诺数降低,流量系数略有降低。

计算雷诺数对发动机性能的影响,需要根据经雷诺数修正的部件特性,用相应的发动机性能模拟程序来实现。

4.1.3.3 湿度修正

标准大气条件下的发动机性能,是指用含湿量等于零的干燥空气作为工质的发动机性能。在低空飞行和地面开车时,发动机吸入的都是含有一定水蒸气的湿空气。

湿空气的含湿量定义为:相对于 1kg 质量的干空气所含水蒸气的质量(kg)。按全球大气标准,地面最大含湿量为 0.035;8km 高空大气含湿量为 0.0057;到 26km 高空大气湿度才降到 0.00021。大气湿度对发动机性能的影响,不仅影响到工质的热物理性质,还影响到发动机的部件特性。

(1) 工质热物理性质的湿度修正

① 湿空气的气体常数 R_h

$$R_h = \frac{R_a + d \cdot R_w}{1 + d} \quad (4-26)$$

式中: R_a ——空气的气体常数, $R_a = 287.053 \text{ (J/(kg} \cdot \text{K))}$;

R_w ——水蒸气的气体常数, $R_w = 461.534 \text{ (J/(kg} \cdot \text{K))}$;

d ——含湿量。

② 湿空气的定压比热 C_{ph} 和比热比 γ_h

a. 干空气的定压比热 C_{pa} 可用拟合公式(4-27)计算或查气体热力性质表求出。

$$C_{pa} = -6.7880568 \times 10^{-8} T^3 + 1.6579858 \times 10^{-4} T^2 + 6.7895023 \times 10^{-2} T + 9.7036255 \times 10^2 \quad (4-27)$$

b. 干空气的比热比 γ_a 可用下式计算:

$$\gamma_a = \frac{C_{pa}}{C_{pa} - R_a} \quad (4-28)$$

c. 水蒸气的定压比热 C_{pw} 可用拟合公式(4-29)计算或查水蒸气热力性质表求出。

$$C_{pw} = -1.9956355 \times 10^{-7} T^3 + 5.858853 \times 10^{-4} T^2 + 1.0676545 \times 10^{-1} T + 1.789495 \times 10^3 \quad (4-29)$$

式中: C_{pw} ——水蒸气定压比热(J/(kg·K));

T ——水蒸气总温(K)。

d. 湿空气的定压比热 C_{ph} 可用下式计算:

$$C_{ph} = \frac{C_{pa} + d \cdot C_{pw}}{1 + d} \quad (4-30)$$

e. 湿空气的比热比 γ_h 可用下式计算:

$$\gamma_h = \frac{C_{ph}}{C_{ph} - R_h} \quad (4-31)$$

③ 湿燃气的气体常数 R_{gh} 、定压比热 C_{gh} 和比热比 γ_{gh}

a. 燃气的气体常数 R_g 可由下式计算:

$$R_g = \frac{287.053 + 296.367f}{1 + f} \quad (4-32)$$

式中: R_g ——燃气的气体常数(J/(kg·K))。

b. 湿燃气的气体常数 R_{gh} 可用下式计算:

$$R_{gh} = \frac{R_g + d \cdot R_w}{1 + d} \quad (4-33)$$

c. 燃气的比热比 $\gamma_g = f(T, f)$ 可按燃气温度 T 和油气比 f 查燃气热力性质表。

d. 燃气的定压比热 C_{pg} 可用下式计算:

$$C_{pg} = \frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1} R_g \quad (4-34)$$

e. 湿燃气的定压比热 C_{pgh} 可用下式计算:

$$C_{pgh} = \frac{C_{pg} + d \cdot C_{pw}}{1 + d} \quad (4-35)$$

f. 湿燃气的比热比 γ_{gh} 可用下式计算:

$$\gamma_{gh} = \frac{C_{pgh}}{C_{pgh} - R_{gh}} \quad (4-36)$$

(2) 大气湿度的变化对压气机特性的影响

a. 对相对换算转速的影响

在湿空气条件下,假定 λ_{1u} 保持不变,等转速线上的相对换算转速 $\bar{n}_{ch}$:

$$\bar{n}_{ch} = \bar{n}_{ca} \sqrt{\left(\frac{R_h \cdot \gamma_h}{\gamma_h + 1} \right) / \left(\frac{R_a \cdot \gamma_a}{\gamma_a + 1} \right)} \quad (4-37)$$

式中: $\bar{n}_{ca}$ ——工质为干空气时的相对换算转速;

R_a ——工质为干空气时的气体常数(J/(kg·K));

γ_a ——工质为干空气时的比热比;

R_h ——工质为湿空气时的气体常数(J/(kg·K));

γ_h ——工质为湿空气时的比热比。

在含湿量 $d = 0.035$ 的湿空气条件下, 气体常数的相对变化量 $\delta R = 0.0206$, 比热比的相对变化量 $\delta \gamma = 0.0033$ 。考虑到湿空气条件下气体常数和比热比的相对变化不大, 利用小偏差法可以足够精确地估计湿度对其他特性参数的影响。

b. 对相对换算流量的影响

压气机进口换算流量的相对变化量 $\delta W_c = (W_{ch} - W_{ca})/W_{ca}$ 与气体常数的相对变化量 $\delta R = (R_h - R_a)/R_a$ 和比热比的相对变化量 $\delta \gamma = (\gamma_h - \gamma_a)/\gamma_a$ 之间的关系可用下式计算:

$$\delta W_c = \frac{1}{2} \delta R - \left\{ \frac{\gamma_a}{(\gamma_a - 1)^2} \ln \left(1 - \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a + 1} \lambda_1^2 \right) + \frac{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a + 1} \lambda^2 - 1}{2[\gamma_a + 1 - (\gamma_a - 1)\lambda_1^2]} \right\} \delta \gamma \quad (4-38)$$

式中: γ_a ——干空气的比热比;

λ_1 ——压气机进口处的速度系数。

c. 对压气机增压比的影响

压气机增压比 π_c 的相对变化量 $\delta \pi_c = (\pi_{ch} - \pi_{ca})/\pi_{ca}$ 可用下式计算:

$$\delta \pi_c = \left\{ \frac{4\gamma_a^2}{(\gamma_a - 1)^2(\gamma_a + 1)} \cdot \frac{(\pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - 1)/\eta_{ca}}{2 + (\pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - 1)/\eta_{ca}} - \frac{\gamma_a}{(\gamma_a - 1)^2} \ln [1 + (\pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - 1)/\eta_{ca}] \right. \\ \left. - \frac{[1 + (\pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - 1)/\eta_{ca}] \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - \pi_{ca}}{(\gamma_a + 1)\pi_{ca}} \right\} \delta \gamma \quad (4-39)$$

式中: π_{ca} ——工质为干空气时的压比;

η_{ca} ——工质为干空气时的效率。

d. 对压气机效率的影响

压气机效率的相对变化量 $\delta \eta_c = (\eta_{ch} - \eta_{ca})/\eta_{ca}$ 可用下式计算:

$$\delta \eta_c = \left\{ \frac{\pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}}{\pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - 1} \ln \frac{\pi_{ca} \frac{1}{\gamma_a}}{[1 + (\pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - 1)/\eta_{ca}] \frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} + \frac{4\gamma_a}{\gamma_a^2 - 1} \cdot \frac{1 - \eta_{ca}}{2\eta_{ca} + \pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - 1} \right. \\ \left. - \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a(\gamma_a + 1)} \cdot \frac{[1 + (\pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - 1)/\eta_{ca}] \frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1} - \pi_{ca}}{\pi_{ca} \frac{1}{\gamma_a} (\pi_{ca} \frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} - 1)} \right\} \delta \gamma \quad (4-40)$$

(3) 大气湿度变化对涡轮特性的影响

a. 相对换算转速的变化

$$\bar{n}_{cth} = \bar{n}_{ctg} \sqrt{\left(\frac{R_{gh} \cdot \gamma_{gh}}{\gamma_{gh} + 1} \right) / \left(\frac{R_g \cdot \gamma_g}{\gamma_g + 1} \right)} \quad (4-41)$$

式中: $\bar{n}_{cth}$ ——工质为湿燃气时的相对换算转速;

$\bar{n}_{ctg}$ ——工质为燃气时的相对换算转速;

R_{gh} ——湿燃气的气体常数(J/(kg·K));

γ_{gh} ——湿燃气的比热比。

b. 相对换算流量的变化

涡轮进口燃气换算流量的相对变化量 $\delta W_{T,c} = (W_{Th,c} - W_{Tg,c})/W_{Tg,c}$ 随气体常数的相对变化量 $\delta R = (R_{gh} - R_g)/R_g$ 与比热比的相对变化量 $\delta\gamma = (\gamma_{gh} - \gamma_g)/\gamma_g$ 之间的关系可用下式计算:

$$\delta W_{T,c} = -\frac{1}{2}\delta R - \left\{ \frac{\gamma_g}{(\gamma_g - 1)^2} \ln\left(1 - \left(\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g + 1}\right)\lambda_{th}^2\right) + \frac{\frac{\gamma_g + 1}{\gamma_g - 1}\lambda_{th}^2 - 1}{2[\gamma_g + 1 - (\gamma_g - 1)\lambda_{th}^2]} \right\} \delta\gamma \quad (4-42)$$

式中: λ_{th} ——涡轮导向器喉部的速度系数。

c. 涡轮膨胀比的变化

涡轮膨胀比的相对变化量 $\delta\pi_t = (\pi_{th} - \pi_{tg})/\pi_{tg}$ 与比热比的相对变化量 $\delta\gamma = (\gamma_{gh} - \gamma_g)/\gamma_g$ 之间的关系可用下式计算:

$$\delta\pi_t = \frac{\gamma_g}{(\gamma_g - 1)^2} \left(\ln \frac{T_{tig}}{T_{teg}} + \frac{4\gamma_g}{\gamma_g + 1} \cdot \frac{T_{tig} - T_{teg}}{T_{tig} + T_{teg}} \right) \delta\gamma \quad (4-43)$$

式中: γ_g ——燃气比热比;

T_{tig} ——涡轮进口燃气总温(K);

T_{teg} ——涡轮出口燃气总温(K)。

d. 涡轮效率的变化

涡轮效率的相对变化量 $\delta\eta_t = (\eta_{th} - \eta_{tg})/\eta_{tg}$ 与比热比相对变化量 $\delta\gamma$ 和涡轮总压恢复系数的相对变化量 $\delta\sigma_t$ 的关系可用下式计算:

$$\delta\eta_t = \left\{ \frac{2\gamma_g}{\gamma_g^2 - 1} - \frac{1}{\gamma_g(\pi_{tg}^{\frac{\gamma_g-1}{\gamma_g}} - 1)} \left[\ln \pi_{tg} + \frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1} \left(\ln \frac{T_{teg}}{T_{tig}} + \frac{4\gamma_g}{\gamma_g + 1} \cdot \frac{T_{tig} - T_{teg}}{T_{tig} + T_{teg}} \right) \right] \right\} \delta\gamma + \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g(\pi_{tg}^{\frac{\gamma_g-1}{\gamma_g}} - 1)} \delta\sigma_t \quad (4-44)$$

其中涡轮总压恢复系数的相对变化量

$$\delta\sigma_t = \left\{ \frac{2\gamma_g^2 \lambda_{id}^2}{\gamma_g^2 - 1} \cdot \frac{\Psi^2 - 1}{[\gamma_g + 1 - (\gamma_g - 1)\lambda_{id}^2 \Psi^2][\gamma_g + 1 - (\gamma_g - 1)\lambda_{id}^2]} - \frac{\gamma_g}{(\gamma_g - 1)^2} \ln \frac{1 - \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g + 1} \lambda_{id}^2}{1 - \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g + 1} \lambda_{id}^2 \Psi^2} \right\} \delta\gamma$$

式中: γ_g ——燃气的比热比;

π_{tg} ——工质为燃气时的膨胀比;

T_{tig} ——涡轮进口燃气总温(K);

T_{teg} ——涡轮出口燃气总温(K);

λ_{id} ——涡轮叶栅无损失时的速度系数, $\lambda_{id} = 1.0$;

Ψ ——涡轮叶栅速度损失系数, $\Psi = \lambda/\lambda_{id}$, $\Psi = 0.97 \sim 0.99$ 。

(4) 大气湿度变化对燃烧特性的影响

大气湿度对燃烧室的余气系数的影响可用下式计算:

$$\alpha_h = \alpha / (1 + A \cdot d) \quad (4-45)$$

式中: α —— $d=0$ 时的余气系数;

d ——空气含湿量;

$A = (i_{twe} - i_{twi}) / (i_{tae} - i_{tai})$, 燃烧室内蒸汽滞止焓的变化同空气滞止焓相应变化的比值。

$T_{ti} = 400 \sim 600 \text{ K}$ 和 $T_{te} = 1000 \sim 1600 \text{ K}$ 变化范围, 确定 α_h 值时, A 取为 2 就相当准确了。

如果在燃烧室初始工作状态余气系数 α 就偏离最佳值很多, 那么, 空气余气系数的减小会使燃烧效率 η_b 值改变。

(5) 大气湿度变化对发动机性能的影响

通常, 在进行发动机性能计算时, 假定工质是干空气 (即 $d=0$)。这一假定对于大气温度较低时 (含湿量 d 也较小), 引起的误差也很小。但是在大气温度较高并相对湿度较大时 (含湿量 d 较大), 由于工质热物理性质的变化以及由此引起的部件特性的变化, 使发动机性能明显变化。

为了精确计算发动机在湿空气条件下的性能, 要采用变比热发动机性能计算程序, 程序中应根据含湿量 d 对工质的热物理性质和部件特性进行湿度修正。这种程序可以用来计算任何条件下给定 d 及给定发动机工作状态下的发动机性能。这种程序还可以用来计算发动机台架试车性能的修正系数并得出修正曲线。

4.1.3.4 燃油热值的修正

燃油热值变化对发动机性能的影响, 实质上仅限于燃油质量流量或单位耗油率。这是因为不同的燃油热值只引起燃气流量极小的变化 (通常不超过 0.1%), 故对推力的影响可以忽略不计。

(1) 燃油低热值

燃油低热值是指质量为 1kg 的燃油完全燃烧时放出的净热量, 即燃油完全燃烧时放出的总热量 (高热值) 与燃烧产物中水蒸汽冷凝时放出的潜热之差。

(2) 基准燃油低热值

基准燃油低热值, 若无另行规定, 应为 42900 (kJ/kg)。

(3) 燃油低热值的确定方法

实际使用的燃油低热值, 按 GB2429-81《航空燃料净热值算法》确定。

(4) 燃油热值修正方法

a. 直接计算法

在发动机性能计算过程中, 直接把实际使用的燃油低热值作为输入数据, 用发动机性能计算程序算出发动机的燃油流量或单位耗油率。这种方法适用于飞机性能计算中的发动机数学模型。

b. 修正系数法

燃油热值修正系数定义如下:

$$C_H = H / H_{ref} \quad (4-46)$$

式中: H ——所用燃油的低热值 (kJ/kg);

H_{ref} ——基准燃油低热值 (kJ/kg)。

发动机实际燃油流量可用下式计算:

$$W_f = W_{f, \text{ref}} / C_H \quad (4-47)$$

式中: $W_{f, \text{ref}}$ ——按基准燃油低热值计算的发动机质量燃油流量(kg/h);

C_H ——燃油热值修正系数。

发动机性能评估时,则根据试车得到的实际燃油流量 W_f ,用式(4-47)计算按基准燃油低热值确定的发动机质量流量。

4.2 发动机瞬态性能计算

4.2.1 定义

发动机在运行过程中,发动机油门在某一工作状态下保持不动,发动机的流路参数保持稳定不变,这种状态称之为稳定状态,简称为稳态。若发动机油门由某一状态推到或收到另一状态,发动机将按操作者的动作和意图从一个状态向另一状态过渡,发动机的流路参数将按要求发生变化,这种过渡的状态称之为过渡态或瞬态。

4.2.2 起动过程的组织及计算

航空发动机运行或使用的第一个程序是起动,起动中有时也出现问题,因此起动过程的设计理论、经验和方法显得很重要。

起动过程设计工作应包括:确定慢车状态参数,试验估算发动机起动扭矩特性,选用起动机,确定起动点火转速,起动机脱开转速,确定起动供油规律,规定限制参数,拟定防止起动过热、叶片机失速、转速悬挂问题的措施等项目。

4.2.2.1 慢车转速的确定

慢车转速选取应考虑以下几项准则:

- 根据通用规范要求是按慢车推力选择慢车转速。发动机慢车推力在无飞机引气或功率分出的条件下,应不超过在标准大气下发动机中间(或最大不加力)状态推力的5%;
- 慢车状态的排气温度较低,并留有适当的工作裕度;
- 慢车状态的选择还须考虑满足发动机加速性的要求;
- 在慢车域内要求有较低的振动水平。

(1) 地面慢车

现代航空发动机一般有两种慢车状态,地面慢车状态和空中慢车状态,或者称为低慢车和高慢车。早期航空发动机一般只有一个慢车状态。

(2) 空中慢车

在空中慢车状态工作时,油门杆置于慢车状态油门的位置(油门杆也可分别设置两个慢车状态的油门位置),打开空中慢车开关发动机由地面慢车转入空中慢车,空中慢车状态的推力和转速均比地面慢车状态为高,以满足复飞或其他特殊需要。在空中慢车状态下实现的功能:

- 从慢车状态迅速加速到最大推力状态;
- 在飞机进场时为飞机提供稳定的推力;
- 空中慢车状态用于从慢车状态迅速加速到最大反推力状态。

4.2.2.2 起动过程设计

由图 4-11 可以看到起动过程包括接通起动机,接通点火器,建立可用的燃油压力,燃油节流阀打开,管路充填,点火燃烧,起动机脱开,放气阀门关闭,加速到慢车。图 4-12 所示是发动机起动扭矩特性,由图 4-12 可将起动过程可分为 A、B、C 三个阶段。图中所示不考虑功率分出。

(1) 起动阶段

a. 阶段 A, 起动机带转阶段,从按起动按钮开始到点火转速。这一阶段是靠起动机克服发动机转子及其相连的附件阻力矩进行的加速运转。阶段 A 特性曲线表明的是发动机阻力矩,其中包括发动机转子的气动阻力矩,转子的惯性阻力矩,传动附件的阻力矩和机械摩擦阻力矩。

阶段 A 中加速发动机的剩余力矩平衡方程式表达为 $M_j = M_{st} - M_z$ 。

式中: M_j ——是使转子产生加速度的剩余的力矩值;

M_z ——发动机阻力矩值;

M_{st} ——为起动机所产生的力矩值。

b. 阶段 B, 点火阶段,从点火到起动机脱开转速。这一阶段开始供油点火,涡轮投入工作。在涡轮投入工作之时起随着转速增高按控制计划向发动机供油,涡轮扭矩随转速增加,如图 4-12 所示扭矩曲线由负值折转向正值, N_b 点是发动机涡轮自身支持运转的最小转速,称之为平衡转速。为了缩短起动时间和增加起动的可靠性,可按经验选择起动机脱开转速,通常要大于起动的平衡转速。为了充分发挥起动机的作用,起动机脱开转速选择要大于起动机的最高功率点。

阶段 B 发动机起动扭矩特性用力矩平衡方程式表达为:

$$M_j = M_T + (M_{st} - M_z)$$

式中: M_T ——在起动中涡轮投入工作产生的扭矩值。

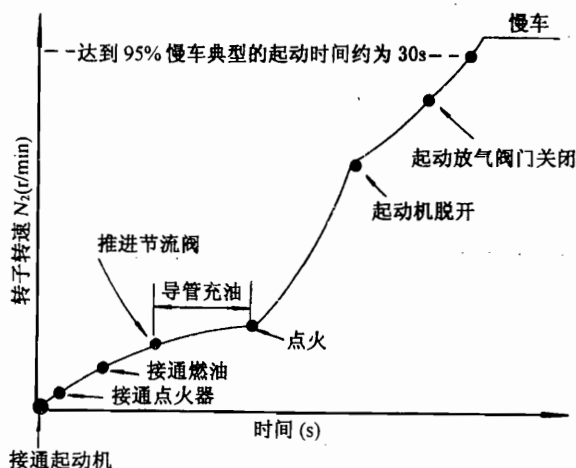


图 4-11 燃气涡轮发动机的起动过程

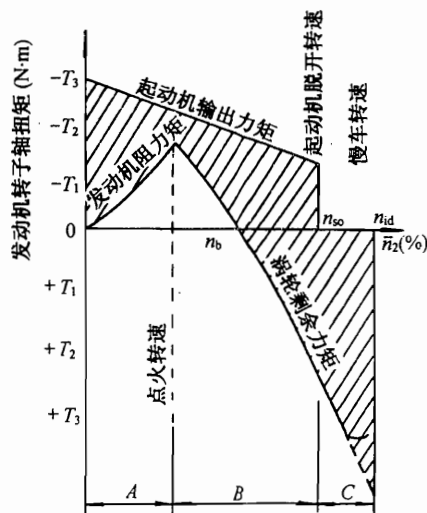


图 4-12 发动机起动扭矩特性

c. 阶段 C, 起动机脱开阶段, 从起动机脱开转速到慢车转速。完全靠涡轮的剩余功率进行加速, 使转子角加速度达到最大值, 在转速接近慢车时控制系统减小剩余的油量, 使转子角加速度逐渐减小至零时, 即达到稳定的慢车状态。

阶段 C 发动机起动扭矩特性用力矩平衡方程式表达为:

$$M_T - M_z = M_j$$

式中: $M_j = \frac{\pi}{30} \cdot J \cdot \frac{dn}{dt}$

J ——转子的转动惯量($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)。

统计的各型号发动机起动过程参数见表 4-7。

表 4-7 各型号发动机起动过程参数

发动机型号	点火转速(%)	平衡转速 N_b (%)	起动机脱开 N_{TK} (%)
CFM56-3	$N_2 = 20 \sim 25$	$N_2 = 32.5$	$N_2 = 50.3$
WP7 甲	$N_2 = 7 \sim 12$	$N_1 = 11 \sim 15$	$N_1 = 20 \sim 30$
JT9D-7R4	$N_2 = 20$	$N_2 = 34.5$	$N_2 = 40.3$
WS6	$N_2 = 9 \sim 11$	$N_2 = 20$	$N_2 = 38$

注: 平衡转速一项是估算值, 仅供参考。

(2) 点火转速和点火油气比的确定

点火转速和点火油气比的选择是起动过程设计的首选参数。发动机从点火开始, 发动机各个部件即将进入共同工作, 为此各部件之间相互制约形成各种边界, 可参见图 4-13。在点火转速下要保证可靠地点燃, 其点火油气比这个参数值须选在贫油熄火边界以上。对于压比低、贫油熄火边界宽的发动机是比较容易点燃。对于压比高、贫油熄火边界窄的高性能的发动机点燃就比较困难了, 点火时希望空气压力高, 即要有较高的点火转速, 燃烧室设计温升比高, 贫油熄火边界窄, 要求富油点火。在低转速运转时, 起动过程中气流压力低、流量小、气动雾化性能差, 因此贫油熄火边界窄, 对于高性能发动机这个问题较为突出。点火油气比还需注意不能选得太高, 太高会引起高压压气机失速。

(3) 起动供油计划的确定

对于新研制的发动机确定起动供油计划不是一朝可行的。首先用原准机的起动供油计划进行估算确定一个基本的供油计划, 再经台架反复试验进行验证、调整和修改, 确定一可行的起动供油计划。

确定起动供油计划应考虑以下几点:

a. 点火油气比的选取, 应力求接近最佳点火条件, 保证点火稳定, 安全可靠, 给出以下限制:

给出燃烧室贫油熄火边界确定的最小流量限制;

给出燃烧室富油熄火边界、压气机失速或起动过热所确定的最大流量限制。

b. 为了保证安全可靠地起动, 起动过程的温度突升不得超过起动温度限制值。

c. 起动供油计划要考虑满足起动时间的要求。如果起动时间取 50s, 一般各阶段的时间分配为: 阶段 A 为 18~20s, 阶段 B 为 19~22s, 阶段 C 为 4~8s。

d. 起动供油计划一般采用 $\frac{W_f}{P_3} = f(N_2)$ 或者 $\frac{W_f}{P_3} = f(N_{2np})$ 。可参看图 4-14。由图 4-14 可以看到冷起动和热起动对发动机失速边界有影响, 冷起动和热起动发动机实测的起动供油

计划有所不同。

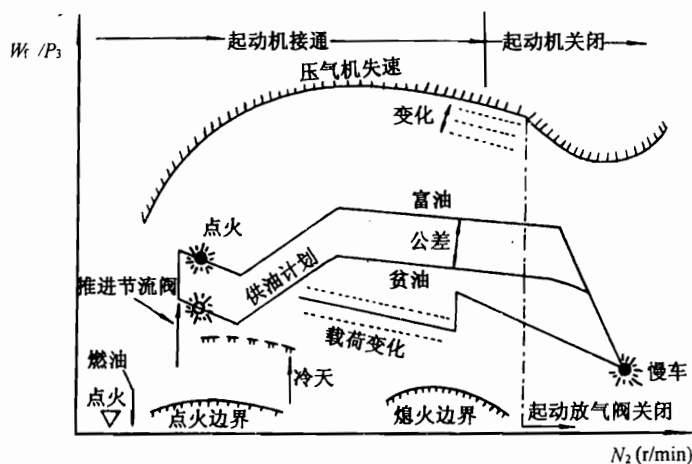


图 4-13 起动过程发动机运行的边界限制

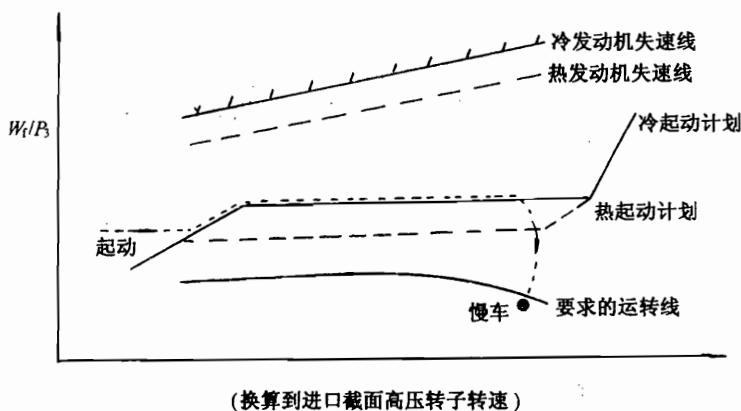


图 4-14 冷起动和热起动对起动供油计划的影响

(4) 起动过程采取的可变几何措施

- 发动机喷口面积，在起动过程中为了增大涡轮功率加速起动过程，一般放置在大面积的喷口位置。
- 压气机设置放气阀，其作用是减少压气机气动阻力和扩大压气机稳定工作裕度。
- 调节压气机进口可调叶片角度和头几级静止叶片角度，其作用是扩大压气机稳定工作裕度，可以增大起动过程的涡轮功率。压气机进口可调叶片角度的开启转速，对起动过程的温度突升，起动供油计划和涡轮功率等都有影响，一般是通过试验选取。

4.2.2.3 起动过程的估算

(1) 发动机阻力矩的估算

起动过程中起动机带转高压转子及燃油附件，高、低压转子之间没有机械的联系，只有气体动力的关系。发动机阻力矩包括气动阻力矩，摩擦阻力矩，燃油附件阻力矩，即

$$M_z = M_q + M_{mz} + M_f \quad (4-48)$$

式中: M_{mz} ——摩擦阻力矩;

M_f ——燃油附件阻力矩。

a. 气动阻力矩的估算

$$M_q = W_a \times \frac{L_{ec}}{\omega} = AKN^2 \quad (4-49)$$

式中: $A = A_0 \cdot \frac{30}{\pi}$ (A_0 为经验加权系数);

N = 压气机转速。

一般选择慢车状态作为参考状态点。

b. 摩擦阻力矩及燃油附件阻力矩

虽然摩擦阻力矩及燃油附件阻力矩数值较小,如:实测某型发动机不大于 $3.334 \text{ N}\cdot\text{m}$,但在低转速下该值所占的比例是不容忽视的。在低温下润滑油粘度变大,摩擦阻力矩增大。

某型发动机在常温下起动的初始静力矩估算为 $6.36 \text{ N}\cdot\text{m}$ 。在 $T_H = -40^\circ\text{C}$ 时初始静力矩要增大 6.2 倍。

c. 试验实测发动机阻力矩

发动机阻力矩特性可通过试验进行实测。许多西方国家使用标准起动机试验实测得到高温、常温和低温下发动机阻力矩特性。再根据测得的发动机阻力矩特性选择起动机,以满足规范要求的起动性能。

大气温度对发动机阻力矩影响很大,在 -40°C 下与常温相比相差很大,初始的静力矩相差 6.2 倍,到点火转速下相差 1.474 倍。

我们多次试验实测过发动机阻力矩,其测量结果与计算值很接近,可供使用。

(2) 起动机功率的估算

起动机是在起动阶段 A 和 B 的过程中供给发动机核心机转子加速旋转的外源功率,起动功率是随核心机转子转速变化的,是转速的函数。起动功率可以用下面的扭矩方程式表达:

$$M_{st} = M_z + M_j - M_T$$

在阶段 A 中, $M_T = 0$ 。起动机功率按已知的发动机阻力矩和要求的起动时间进行估算。

简化算法也可以近似估算起动机功率。

计算方法依据:起动过程中发动机阻力矩主要取决于压气机所消耗的功率之原理,由下式计算,

$$N_c = AN^3 \quad (4-50)$$

式中常数 A 值可由慢车参数确定: $A = \left(\frac{N_c}{N^3} \right)_{id}$ 。如果选定点火转速为 N_{2ig} , 由上式可以求得在点火转速下发动机所需要的起动机最小功率值 N_{STmin} 。一般根据经验选取起动机功率 $N_{ST} = (2 \sim 3) N_{STmin}$ 。在起动过程中,起动机单位功率为不同值时,对燃气涡轮发动机起动加速过程的计算具有比较大的影响。燃气涡轮发动机的起动时间一般不应超过 1 分钟。中等尺寸的燃气涡轮发动机常用的起动机具有的单位功率(起动机功率(W)与发动机中间状态推力(N)之比)为 $N_{ST}/F_{2I} = 0.5 \sim 1.0$ 。

(3) 冷运转转速的确定

在已知发动机阻力矩特性和起动机扭矩特性的情况下,可以用计算的方法求得力矩平衡

点的发动机转速,即为冷运转转速。

某发动机试验表明试验值与计算值很接近。

(4) 起动过程

起动过程参数的变化规律视发动机不同各有不同的特点。在已制成的涡喷发动机和涡扇发动机中起动时的特征转速大致具有以下数值(与最大转速的比值):开始供油即点火转速 $N_{2ig} = 8\% \sim 25\%$; 起动机脱开转速 $N_{uk} = 20\% \sim 50\%$ 。

用来带动燃气涡轮发动机的起动装置有几种类型。可以分为飞机自备起动能源系统和要求用外动力源供给能量的机场起动系统。起动机也有可供选择的几种类型:电起动机、燃气涡轮起动机、空气涡轮起动机、燃料-空气涡轮起动机或火药涡轮起动机。选择的原则可视机场的设施条件或飞机战术技术要求,选择采用重量轻、体积小和功率大的起动机。所有上述的各种类型起动机的典型特点是:起动机输出扭矩与发动机转速的关系为直线的关系(图4-15)。由图4-15可见,对于燃料-空气涡轮起动机和燃气涡轮起动机的特性线比较平缓,而其他起动机扭矩随转速的增加有明显的下降。在一般情况下,起动机的扭矩可以用简单的关系式来表达:

$$M_{st} = M_{st0} - an \quad (4-51)$$

式中: M_{st0} ——当 $n = 0$ 时起动机的扭矩;

n ——发动机转速;

a ——与采用起动机的类型有关的系数。

由此可知,起动过程发动机转子加速到转速 n 的时间可利用下式积分求得:

$$t_{st} = 2\pi \int_0^n \frac{dn}{(M_{st} + M_T - M_C)} \quad (4-52)$$

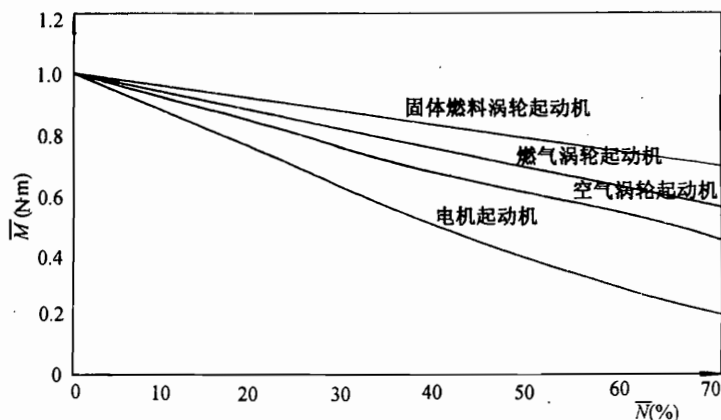
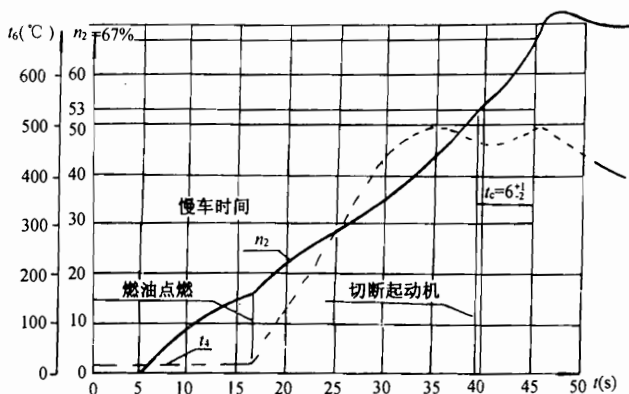


图 4-15 起动扭矩特性

4.2.3 空中起动

空中起动是飞行中发动机的一项安全措施。在空中飞行时由于某种原因致使发动机停车,这就提出了在短时间内重新起动的任务,以便飞机在高度掉得不多的情况下,能够稳定地

图 4-16 地面起动时, n_2 和 t_6 的变化曲线图

安全地飞行。进行空中起动需要特定的条件,在指定的空域和飞行速度下以指定的方式进行起动的操作,可以保证可靠地起动。

为了空中起动能安全可靠地起动成功,一般来说发动机须设置供氧系统。在空中起动过程中点火系统和供氧系统是同时投入工作的,而供氧系统受其结构容积的限制,他的工作时间须有限制。

4.2.3.1 风车特性

对于不同发动机的风车特性各有差别,可以通过试验和计算获得。在试验时,在不同的冲压比下测量通过发动机的空气流量,发动机核心机风车转速,换算的总推力和转子受制约时的换算阻力等参数随飞行马赫数的关系曲线;测量风车旋转时发动机的滑油消耗量;滑油消耗完后,风车旋转的最小持续运转时间和极限。

4.2.3.2 遭遇起动

在空中或训练中飞行员按压发射武器按钮的同时防喘系统开始工作,执行系统的消喘功能。在执行消喘的过程中燃油控制切油,对于涡扇发动机按要求关小进口可调叶片,相应放大喷口等控制,在按压发射武器按钮的同时接通点火系统和补氧系统,自动起动加速到油门杆所在位置相应的状态。

4.2.3.3 借助起动机的空中起动

借助起动机进行空中起动的一般是指民用发动机。在自动起动的边界之外当风车转速很低时即要求起动机帮助起动。例如:CFM56 发动机当风车转速 $\bar{N}_2 < 10\%$ 时要求起动机辅助起动。V2500 发动机当风车转速 $\bar{N}_2 < 10\%$ 时要求起动机辅助起动。民用发动机一般使用空气涡轮起动机,从工作的发动机上引出压缩空气可以实现借助起动机的空中起动。

个别的军用发动机也有采用此种起动方式的。

4.2.4 发动机加减速过程的性能设计和计算

4.2.4.1 定义及要求

发动机的加速性——猛推发动机油门杆时(即在 0.5s 内把油门杆从慢车位置,包括空中慢车位置,推到中间推力或最大推力状态对应的位置),发动机转速或推力快速增加的能力称为发动机的加速性。

发动机的加速时间——发动机从慢车工作状态,包括空中慢车状态,过渡到中间推力(最大不加力)状态或最大推力(最大加力)状态所需要的时间称为加速时间,单位为秒(s)。发动机的加速时间是发动机加速性的度量。它一般是指从猛推油门杆起到达到加速终了状态推力变化值的 95% 时为止的时间(图 4-17)。

发动机的减速性——猛收发动机油门杆时(即在 0.5s 内把油门杆从中间推力或最大推力状态对应的位置猛拉到慢车状态位置),发动机转速或推力快速减小的能力称为发动机的减速性。

发动机的减速时间——发动机从中间推力状态或最大推力状态过渡到慢车工作状态(包括空中慢车状态)所需要的时间称为减速时间,单位是秒(s)。发动机的减速时间是发动机减速性的度量(图 4-18)。

除了上述加速性和减速性外,还有从 85% 转速猛推到中间状态或最大状态的加速性,或从中间状态或最大状态猛拉到 85% 转速的减速性。

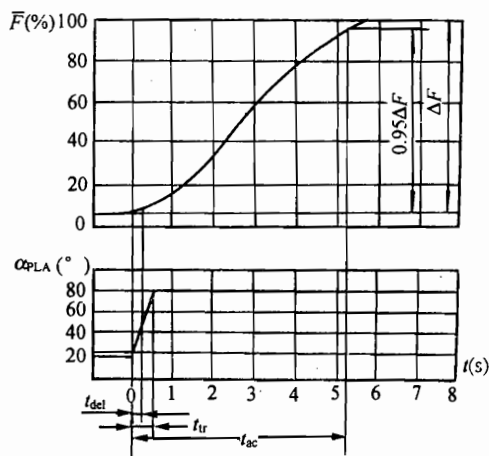


图 4-17 发动机加速时间的定义

t_{ac} —发动机加速时间;
 t_{tr} —猛推油门杆的时间(≤ 0.5 s);
 t_{del} —滞后时间

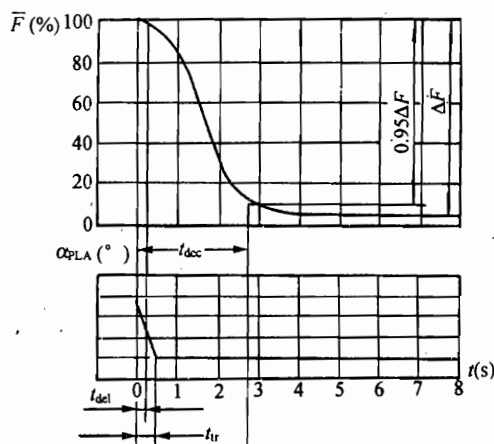


图 4-18 发动机减速时间的定义

t_{dec} —发动机减速时间;
 t_{tr} —猛收油门杆的时间(≤ 0.5 s);
 t_{del} —滞后时间

对于军用发动机,现代发动机的加速时间一般在 5~8s 之间,并且应在发动机的型号规范中明确规定。表 4-8 中给出了几种国外现役军用发动机的加、减速性能要求,可供设计发动机加、减速性能时参考。

表 4-8 几种国外现役军用发动机的加、减速性能要求

高度(H)	马赫数	起止状态	加(减)速时间(s)				
			F110-100 (美)	AJ1-31Φ (俄)	F100 (美)	SPEY RB-162-76R (英)	P29 (俄)
0	0	慢车⇒中间推力	5.7(4.8)	≥5	4	8	≥6
0	0	慢车⇒最大推力	8(5.5)	≥6	8	10	≥7
$H < 8(\text{km})$		慢车⇒中间推力		≥5			3~4
$H > 8(\text{km})$		慢车⇒最大推力		≥8			≥4
在全包线内		中间推力⇒最大推力	5(4.1)	≥3	4.5	5	
0	0	未加温发动机从按启动按钮加速至最大推力		85~90			
0	0	中间推力⇒慢车 (43% N_1)		≥4~6	3	4.5	1.5~3

注:加、减速时间栏的括弧中的数据是测量数据。

对于民用发动机,在地面标准大气条件下飞机因着陆失败而复飞拉起时,要求发动机从慢车状态到最大起飞推力状态的加速时间应不大于 5s,应在型号规范中加以明确规定。

4.2.4.2 影响发动机加速瞬态过程的因素

影响发动机加速瞬态过程的因素主要有在加速时允许的最高涡轮前温度,转子的转动惯量,喷口喉部的面积,可调叶片角度的调节规律以及压气机引气等。

加速时允许的涡轮前温度主要取决于高压压气机特性图上的工作点的位置。为了改善加速性,应使发动机加速时的工作点尽可能靠近压气机的稳定工作边界,以提高涡轮前温度,增大涡轮的剩余功率(图 4-19)。但是,涡轮前温度的提高程度受到压气机稳定性的限制。因此,压气机也应尽可能采取扩大稳定性的措施,如放气,关小可调叶片的角度等。

图 4-20 中给出了在加速时涡轮的不平衡扭矩是如何产生的。该图中画出了涡轮扭矩与流量速度参数的关系曲线。作为参变量还画出了涡轮膨胀比和等换算转速。 A 点和 B 点分别代表加速起始和终了的稳态点。当加速开始时,由于涡轮前温度的增加而转速增加慢,降低了涡轮的换算转速。此时,涡轮工作点以在 A 点的膨胀比沿 C 线朝向较低的换算转速移动,同时扭矩增大。工作点的这一移动提供了加速所需的不平衡扭矩。根据沿图上的虚线得到的涡轮扭矩算出的在各不同换算转速下的剩余扭矩可以计算出从 A 点到 B 点的加速时间。

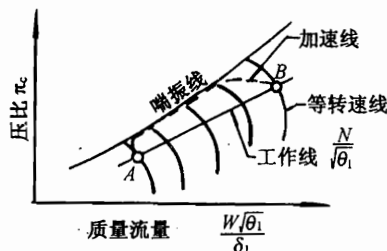


图 4-19 在单轴涡喷发动机压气机特性图上的发动机加速工作线

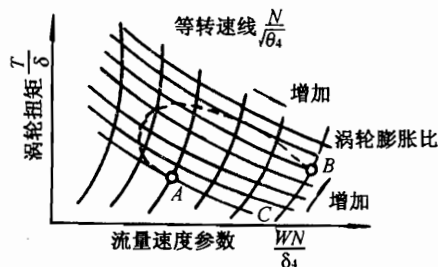


图 4-20 在涡轮扭矩特性图上的发动机加速工作线

转子的转动惯量对加速时高、低压压气机(风扇)特性图上的工作点有很大影响。从改善加速性的角度出发,应尽可能减少发动机转子的转动惯量。

为了改善加速性,在低转速开始的加速瞬态过程往往要求采用先将喷口放在最大位置,然后在转速升高到一定值时再将喷口喉部收到最小值的喷口调节程序。这样,在低转速涡轮剩余功率较小的情况下,放大喷口面积有助于提高涡轮膨胀比。

图4-21和图4-22中给出了在加速时一台双轴涡喷发动机的低压和高压压气机上的工作线的位置。图中 a 点为50%推力的加速起始点。 d 点为设计点,即100%推力的工作点。图中给出了不同低压转子转动惯量的加速工作线。一台低压转子的转动惯量是高压转子转动惯量的一半,另一台低压转子的转动惯量则是高压转子的两倍。

假设在加速开始时,涡轮前温度从50%推力对应的稳态值阶跃到加速时允许的最大值,并保持涡轮前温度不变。在发动机转速达到最大转速时,涡轮前温度立即降低到100%推力时的平衡值。

在图4-21上表示的是低压压气机特性图。虚线 $a-d$ 是稳态工作线。由于涡轮前温度在一瞬间阶跃到加速值,工作点也立即从 a 点移动到 b 点。从图中可以看出,转动惯量小的转子的加速线在稳态线以上,靠近喘振边界。而转动惯量大的转子的加速线很快跑到了稳态工作线以下,靠近堵塞边界。

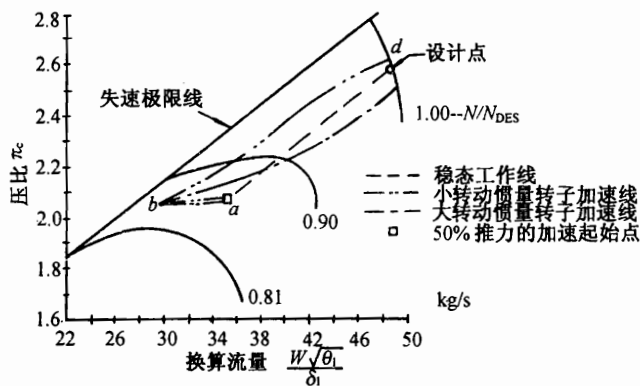


图4-21 具有不同转动惯量的低压转子加速工作线的低压压气机特性图

在图4-22上给出了高压压气机的特性图。可以看出,不论低压转子的转动惯量的大小,加速起始点离喘振边界都很近。对于转动惯量小的转子,在加速结束时有超调现象。从该两张图上可以看出,双转子涡喷发动机除了在 b 点外,加速过程是比较安全的。

4.2.4.3 加速供油规律的选择

加速供油规律的选择原则如下:

- 应使发动机尽可能达到最短的加速时间;
- 发动机在加速过程中的工作点不应超出或逼近各部件的稳定边界。

加速供油规律的选择受以下各项条件的限制:

- 风扇或压气机的喘振或不稳定工作边界;
- 主燃烧室熄火边界;
- 涡轮或发动机其他热端部件的过热。

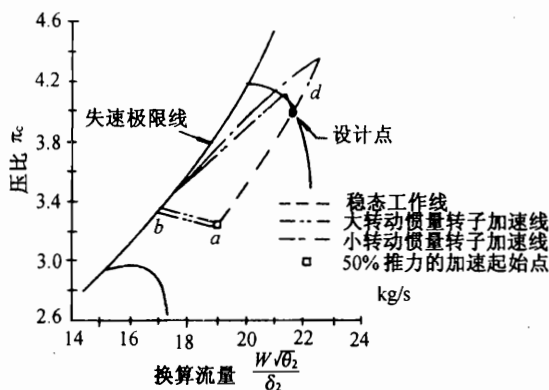


图 4-22 具有不同转动惯量的高压转子
加速工作线的高压压气机特性图

上述限制中,压气机的喘振或不稳定边界的限制是选择加速供油规律时考虑的最重要的限制条件。在选择减速供油规律时考虑的主要是燃烧室的熄火边界,其次,对于双轴涡喷发动机,也需要考虑低压压气机可能发生喘振的问题。

在发动机稳定工作状态下,风扇或低压压气机的喘振裕度一般应达到 17% ~ 20%,高压压气机的喘振裕度应达到 20% ~ 25%。

对于双转子涡扇发动机,在加速瞬态过程中,高压压气机工作点明显地向喘振边界移动,而风扇工作点的变化则不很明显。因此,加速供油规律的选取应考虑使高压压气机喘振裕度的损失不超过 10% 为限。

正如图 4-19 中所表示的,在选择加速供油规律时,除了考虑加速瞬变过程造成的裕度变化外,还必须考虑因发动机进气畸变而造成的名义喘振边界的下降和名义工作线的上升。此外,还必须考虑到因发动机性能衰退或老化所引起的名义喘振边界和名义工作线的变化。当然,最后还必须考虑留有一定的剩余裕度,一般为 3% ~ 5%。

其他必须考虑的因素还有,喘振裕度中还应包括可调静子叶片的位置误差,因零件制造公差引起的工作线和喘振线的变化以及加速燃油调节规律的变化引起的喘振裕度的误差。但是,这些因素引起的喘振裕度的变化量值很小,并且多数是属于统计学上的分布项(即有时为正,有时为负)。在初步设计阶段可以忽略不计上述因素的影响。但在批生产阶段,可以用统计学方法予以考虑。

4.2.4.4 加、减速过程的数学模型

随着全功能数字电子调节器(FADEC)技术在发动机调节器上的使用,能模拟发动机加速和减速瞬态过程的非实时和实时的数学描写变得越来越重要。自 20 世纪 70 年代以来,不断出现能够精确模拟发动机稳态和瞬态性能的数学模型。近年来,随着电子计算机技术的突飞猛进的发展,发动机瞬态数学模型也从非实时发展到实时。

早期的发动机瞬态数学模型大多为非实时的。因为那时的计算机技术还处在初级阶段,计算机存储量小,计算速度也很慢。在 20 世纪 70 年代末曾经一度出现过数字计算机和模拟计算机组合而成的“混合计算机”(Hybrid Computer),可用于对发动机的稳态和瞬态性能进行实时仿真。目前,这种用混合计算机进行仿真的技术已经被淘汰,无论实时还是非实时的发动机瞬态模型都是全数字的。由于非实时瞬态模型是实时瞬态模型的基础,必须先掌握非实时瞬

态模型的计算方法和程序编制技术。

(1) 非实时发动机瞬态模型

非实时发动机瞬态模型是能够模拟发动机在飞行包线内的稳态和瞬态性能的计算机程序。所谓非实时瞬态模型即指在进行瞬态发动机性能仿真计算时,其迭代收敛某一个状态点的时间大于所选择的时间步长的模型。

时间步长是指解发动机瞬态过程微分方程(即积分)时前后两个点之间的时间间隔,通常为 $0.01 \sim 0.03\text{s}$ 。在该时间步长内,认为发动机瞬态模型中各参数的变化是线性的。由于不受时间步长的限制,在非实时瞬态模型中对各部件性能的描述可以做到尽可能准确和详尽。

① 编制非实时发动机模型所需要的原始数据

为了能够精确模拟发动机的稳态和瞬态性能,在编制非实时发动机模型之前必须获得以下数据:

- a. 发动机的全部设计点气动参数;
- b. 风扇(或低压压气机)、高压压气机的试验特性,高压和低压涡轮的试验特性,燃烧室特性以及各发动机部件的损失特性曲线;
- c. 发动机高压和低压转子,如果是三轴发动机,还应包括中压转子的转动惯量;
- d. 发动机各主要部件,如压气机、涡轮、燃烧室、加力燃烧室、喷管的流道尺寸及其容积;
- e. 发动机的主燃油调节规律和加力燃油调节规律;
- f. 发动机的加速和减速供油规律;
- g. 发动机可调收敛喷口的调节规律,包括瞬态喷口调节规律;
- h. 风扇进口可变弯度叶片以及高压压气机的可调静子叶片的调节规律以及这些可变几何调节部件的转角对部件特性,如压力、效率和流量的影响的试验特性曲线;
- i. 发动机在飞行包线范围内的典型工作状态的高空台试验特性(推力,耗油率,加速性,减速性,发动机各截面参数,包括总压,总温,流量等);
- j. 发动机各部件的质量、材料及其热物性,暴露在气流中的部件表面的总面积。材料的热物性是指导热系数和热容量以便在进行冷、热瞬态传热和换热计算时使用;
- k. 各转动部件,如压气机和涡轮的叶尖间隙及其与漏气量、效率的关系。

② 发动机非实时模型的基本方程

在建立发动机非实时模型时,每个部件都必须遵循以下几个基本方程。这些基本方程无论对稳态还是对瞬态工作都是适用的。在稳态时,与瞬态工作有关的项为零。

a. 流量连续方程

在稳态

$$G_{\text{out}} = G_{\text{in}} \quad (4-53)$$

式中: G_{out} ——流出某个部件的集总容积 V 的流量;

G_{in} ——流进该部件的集总容积 V 的流量。

在瞬态

$$G_{\text{out}} = G_{\text{in}} - \frac{V}{k \cdot R \cdot T} \frac{dp}{dt} \quad (4-54)$$

式中: $\frac{dp}{dt}$ ——考虑在瞬态因在集总容积中的质量堆积而引起的压力随时间变化的导数 (kPa/s)。

式(4-54)中的第2项即为上述压力变化所造成的流量变化。

b. 能量平衡方程

在稳态

$$G_{\text{out}} h_{\text{out}} = G_{\text{in}} h_{\text{in}} \quad (4-55)$$

式中: h_{in} ——流入发动机某部件的集总容积的气流的焓;

h_{out} ——流出发动机某部件的集总容积的气流的焓。

在瞬态, 由于质量堆积引起某部件的集总容积中的能量贮存, 因而式(4-55)具有如下形式:

$$G_{\text{out}} h_{\text{out}} = G_{\text{in}} h_{\text{in}} - (G_{\text{in}} - G_{\text{out}}) u - \frac{PV}{RT} \frac{du}{dt} \quad (4-56)$$

式中: u ——集总容积中气流的内能;

$\frac{du}{dt}$ ——气流内能随时间变化的导数。

c. 功率平衡方程

在稳态,

$$G \Delta h_i \eta_m = G_c \Delta h_c + N_{\text{ac}} \quad (4-57)$$

式中: N_{ac} ——带动各种附件以及其他用途所需要的功率提取(kJ)。

在瞬态

$$G_i \Delta h_i \eta_m = G_c \Delta h_c + N_{\text{ac}} + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 J \frac{dn}{dt} \quad (4-58)$$

对于不带动附件或无任何功率提取的转子, $N_{\text{ac}} = 0$ 。

对发动机的部件建立流量连续方程和能量平衡方程, 然后对每一个转子建立功率平衡方程。这样就建立了发动机的瞬态数学模型。

③发动机瞬态性能计算所使用的积分方法

发动机瞬态性能计算实际上就是计算发动机各主要性能参数在满足上述基本方程的基础上所建立的微分方程组对时间的积分, 或者是求解描述发动机瞬态工作过程的微分方程组。

求解微分方程组的方法有许多, 如龙格·库塔法、欧拉法、改进的欧拉法等。对于求解描述像多转子燃气涡轮发动机这样复杂的机械和气动热力学瞬态工作过程的微分方程组, 适合采用改进的欧拉法。

对于与时间相关的微分方程

$$\frac{dn}{dt} = f(y, t) \quad (4-59)$$

当时间步长足够小时(例如, $\Delta t \leq 0.02\text{s}$)可以用以下的差分方程来近似求解

$$y_{j+1} = y_j + \Delta t [\epsilon f'(y_j, t_j) + (1 - \epsilon) f'(y_{j+1}, t_{j+1})] \quad (4-60)$$

$$y_j = y(t_0 + j\Delta t) \quad (4-61)$$

式中: ϵ ——加权因子, $0 \leq \epsilon \leq 1$ 。

当 $\epsilon = 1$ 时, 式(4-60)就变为下式, 就是通常所说的欧拉法:

$$y_{j+1} = y_j + \Delta t f'(y_j, t_j) \quad (4-62)$$

从式(4-62)中可以看出, 方程右侧不包含待求函数。

当 $\epsilon = 0$ 时, 即为改进的欧拉法:

$$y_{j+1} = y_j + \Delta t f'(y_{j+1}, t_{j+1}) \quad (4-63)$$

从式(4-63)中可以看出,方程右侧包含待求函数,因此,必须进行迭代才能完成求解积分的过程。

④发动机瞬态微分方程的离散以及变量及误差的选取

描述燃气涡轮发动机瞬态工作过程的微分方程组实际上就是根据上述三种基本方程建立起来的一个微分方程组。对于单轴涡喷发动机,通常需要3至4个变量,因而也就需要3至4个方程。对于双轴加力式涡喷发动机,则通常需要5至6个变量,因而相应地需要5至6个方程。对于双轴混合排气式加力涡扇发动机,通常需要6至7个变量,因而相应地需要6至7个方程。

在给定变量初值后,根据各型发动机的若干机械、气动热力学方程,如流量连续,功平衡,压力平衡,静压平衡等方程,可以得到相应数量的误差。这些误差通常是相对误差。求解方程的目的就是要通过迭代找到使所有误差小于给定标准(如 1.0×10^{-3})的变量。

由于用改进的欧拉法求解燃气涡轮发动机瞬态性能是一个迭代过程,因此,可以将描述发动机气动热力和机械瞬态工作过程的微分方程离散成线性代数方程,然后用牛顿·瑞普逊(Newton-Raphson)方法迭代求解。

表4-9中给出了混合排气式涡扇发动机瞬态性能计算中所取的变量和误差的实例。

必须指出,对于混合排气式涡扇发动机一般设置6个变量和6个误差即可。但是,由于瞬态性能计算所涉及的供油量的变化范围较大,为了减少迭代次数,加快收敛,可以增加涡轮前温度 T_4 作为第7个变量,以及与其相对应的燃烧室油气比误差作为第7个误差。实践证明,增加一个变量后,取得了较好的效果。绝大多数瞬态计算只要求一次偏导数矩阵(约7~8次通过发动机计算循环)即可实现迭代收敛。

表4-9 混合排气式加力涡扇发动机瞬态性能计算中所取的变量和

变 量		误 差	
误 差	意 义	符 号	意 义
$VL(1) = ZF$	风扇相对压比	$E(1)$	高压涡轮流量函数误差
$VL(2) = N1$	风扇相对换算转速	$E(2)$	高压涡轮功率平衡误差
$VL(3) = ZY$	高压压气机压比	$E(3)$	低压涡轮流量函数误差
$VL(4) = N2$	高压压气机相对换算转速	$E(4)$	低压涡轮功率平衡误差
$VL(5) = LG$	高压涡轮流量函数	$E(5)$	内、外涵出口静压平衡误差
$VL(6) = LF$	低压涡轮流量函数	$E(6)$	喷口喉部压力平衡误差
$VL(7) = T4$	涡轮前温度	$E(7)$	燃烧室油气比误差

(2)加、减速瞬态过程的计算

①加速瞬态过程的计算

加速瞬态过程必须先从一个加速起始状态开始,就象发动机加速性试车时,发动机必须处于一个稳定的状态,因此,需要先进行一次加速过程起始点的稳态计算。该稳态起始点是从慢车到中间状态(即最大不加力状态)之间的任何一个状态点。在稳态起始点的计算中,所有与瞬态计算有关的项皆为零。

然后,进行加速瞬态过程的计算,此时,从稳态起始点后的第一个时间步长起燃烧室供油量就阶跃或以较短的滞后时间增加至加速供油量。加速供油量通常是高压压气机出口静压、

高压转子换算转速和高压压气机进口温度的函数(见图4-23)。

$$\frac{W_f}{P_3} = f(N_2, T_3) \quad (4-64)$$

在图4-23中,作为例子给出了稳态供油特性曲线和加、减速瞬态供油特性曲线。从图中可以看出,在慢车转速($N_2/\sqrt{\theta} = 68\%$),加速供油特性曲线上的 W_f/P_3 值大约是稳态供油量的二倍。在高压转子转速为83%时, W_f/P_3 值稳定在一个常数值,并且小于稳态值。由于参数 W_f/P_3 是一个相对值,而在加速时 P_3 总是比稳态值高,所以实际的加速供油量与稳态供油量的差别没有那么大,而且,在接近加速瞬态过程的终点时,加速供油量逐渐向终点的稳态供油量趋近。

从式(4-64)可以看出,高压压气机进口温度(或发动机进口温度)也是影响瞬态和稳态供油特性的一个变量。因此,图4-23中的标准大气条件下的瞬态和稳态供油特性曲线还必须经过修正才能用在飞行包线范围内各点处发动机的不同进口温度下。图4-24为不同高压压气机进口温度下的稳态、加速和减速供油特性。

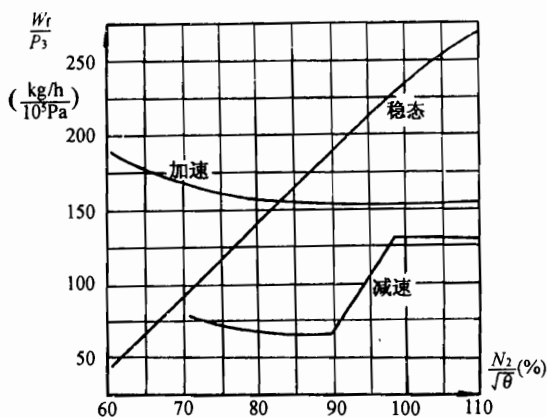


图4-23 稳态供油曲线和加、减速瞬态供油曲线(标准状态)

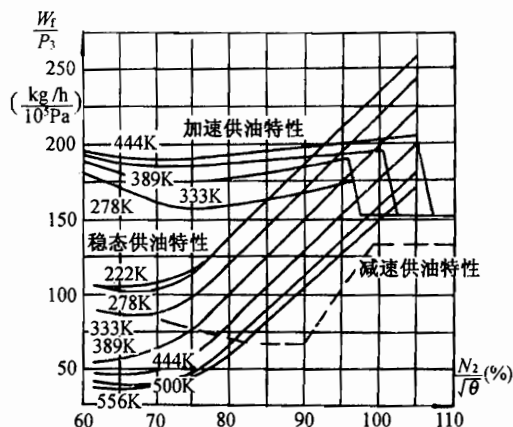


图4-24 高压压气机进口温度对稳态和瞬态供油特性曲线的影响

上述稳态和瞬态供油特性是通过发动机的非实时精确模型的计算得到的。在标准大气条件下,用发动机稳态精确数学模型计算从慢车状态到中间状态的转速特性后,即可获得稳态供油特性曲线。然后计算在不同发动机进口温度下,从慢车到中间状态的转速特性,即可获得不同进口温度条件下发动机的稳态供油特性。

在按照第4.2.3.3条中的原则初步确定了加速供油和减速供油规律后,即可利用非实时的瞬态模型计算出在从慢车到中间状态的加速瞬态过程中,发动机工作点在高压压气机特性图上的位置及其稳定性裕度。如果发现所选择的加速瞬态供油特性在某些局部位置处会造成稳定性裕度的下降,则须对该加速供油特性进行修正。

所以,一个准确和完善的发动机稳态和瞬态数学模型的建立对于发动机加速瞬态过程供油规律的设计是至关重要和不可缺少的。

在进行瞬态过程的计算时,除了从瞬态过程起始点到第一个瞬态点的计算具有阶跃的特点,因而需要较多的迭代次数和较长的时间外,其他瞬态点的迭代都非常快。这是因为后一点

的初值即为前一点的变量的计算结果。由于时间步长很小(通常为 0.01 ~ 0.02s),前后两点的参数变化不大,因而较易收敛。

(3) 计算实例

以下是用发动机非实时稳态和瞬态模型计算出的某型发动机的稳态转速特性和从慢车至中间状态的加速瞬态过程,分别表示在图 4-25 和图 4-26 中。

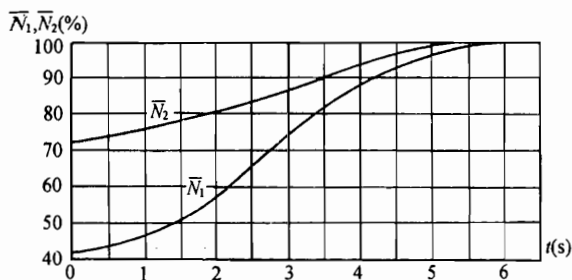


图 4-25 用非实时模型计算出的
模型发动机的转速特性

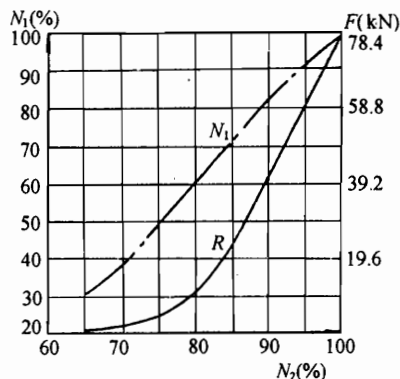


图 4-26 用非实时模型计算出
的某型发动机的加速瞬态过程

4.2.5 发动机实时模型

在进行发动机瞬态性能仿真计算时,其计算某一状态所需要的时间小于给定的时间步长的发动机模型称为实时模型。

发动机实时模型按计算方法可分为直接计算的简化数学模型和迭代计算的简化数学模型两种。

4.2.5.1 实时模型的用途和建模条件

发动机实时仿真模型是航空发动机全权数字调节器设计时不可缺少的工具。在电子调节器设计过程中必须进行物理模拟试验,以确定其各组成元件的调节参数。如果使用真实的发动机进行电子调节器的物理模拟试验,必然要消耗大量燃油和占用一台调试用发动机。如果使用发动机实时仿真模型来代替真实发动机,可以大大节省电子调节器研制和试验的时间和费用。因此,实时仿真模型的建模已日益成为发动机性能设计的一项重要课题和任务。

此外,现代航空发动机已日益广泛地采用发动机状态诊断和监控技术。实时模型也是发动机状态诊断和监控的基础之一,此时,发动机实时模型的作用就像是存在机载计算机中的一台标准“数字发动机”。该数字发动机在不同飞行状态和油门杆位置下的部件性能参数值是状态监控系统对发动机关键性能参数进行比较的基础。

早期的发动机实时模型由于计算机速度的限制,比较简单和粗糙。随着计算机硬件和软件的日臻完善,实时模型的精度和模拟功能也不断提高和扩大,精度也逐渐提高。早期的实时模型的精度一般在 3% 左右,目前已达到 1% 以下。

除了精度要求以外,对实时模型的另一项要求是必须正确反映所模拟的发动机的瞬态参数的变化规律和发动机的所有几何可调节部件的影响。因此,一个精确的和正确的实时模型的建立,除了需要有发动机的设计点数据外,还必须具备大量的试验数据,最好是高空台、飞行

台或试飞时获得的发动机各主要部件的性能参数和各截面的气动参数的试验数据。

4.2.5.2 建立发动机实时模型所需要的原始数据

为了能够精确模拟稳态发动机性能和实时模拟发动机稳态性能;在实时模型建模之前必须具备以下数据。

- a. 发动机的全部设计点气动热力参数和各特征截面的面积;
- b. 发动机风扇、高压压气机的试验特性,高、低压涡轮特性,燃烧室特性等部件特性以及各流路中的总压恢复系数、喷口流量系数、推力系数等;
- c. 发动机主要部件的流道尺寸和各主要部件的容积;
- d. 发动机各转子的转动惯量;
- e. 发动机的主燃油和加力燃油调节规律;
- f. 发动机的加速和减速供油规律;
- g. 发动机加力瞬态供油规律和喷口调节规律;
- h. 风扇进口可变弯度导流叶片和高压压气机可调静子叶片的调节规律;
- i. 发动机在规范规定的飞行包线范围内的以下典型工作状态下的各部件的性能参数和各截面参数:

- 3km 中间推力状态性能;
- 11km 中间推力状态性能;
- 14km 中间推力状态性能;
- 18km 中间推力状态性能;
- 13km, $M = 0.3$ 的风扇和高压压气机工作线;
- 11km, $M = 1.6$ 的风扇和高压压气机工作线;
- 11km, $M = 1.4$ 的风扇和高压压气机工作线;
- 11km, $M = 1.2$ 的风扇和高压压气机工作线;
- 11km, $M = 1.0$ 的风扇和高压压气机工作线。
- j. 发动机在使用 50, 100, 150, 200... 直至一次翻修寿命的性能退化数据。

4.2.5.3 直接计算的简化实时模型的建模方法

为了达到实时要求,发动机模型必须尽可能简单,以便尽量减少计算步骤。在计算瞬态性能时,甚至取消迭代而采取一次性通过发动机性能计算循环的方法。国外有些发动机简化模型仅用不足 100 条 FORTRAN 语句即可以 2% ~ 3% 的精度描述一台加力式涡扇发动机的稳态和瞬态性能。其典型的简化方法列举如下:

- a. 尽可能把计算公式中的某些参数简化为常数,即尽可能减少变量的计算步骤。例如,一台设计转速为 8000r/min 的风扇的相对换算转速的计算公式可简化为:

$$n_{1c} = \frac{\frac{n}{8000}}{\sqrt{\frac{T_0}{288.15}}} \times 100 = 0.21218727 \frac{n}{\sqrt{T_0}} \quad (4-65)$$

式中: n_{1c} ——风扇相对换算转速(%);

$$\text{式中的常数 } 0.21218727 = \frac{\sqrt{288.15}}{8000} \times 100。$$

- b. 把某些部件特性,特别是风扇和高压压气机特性线性化。例如如图 4-27 所示,常规的以压气机进口换算流量为变量的压气机特性是变化率很大的曲线,只能简化为各数据点之

间为直线的折线特性线,然后用二维线性插值的方法进行计算。因而计算步骤多,需要时间长。如简化为以出口换算流量表示的风扇特性,则每根等换算转速线基本上是一条直线(图4-28)。

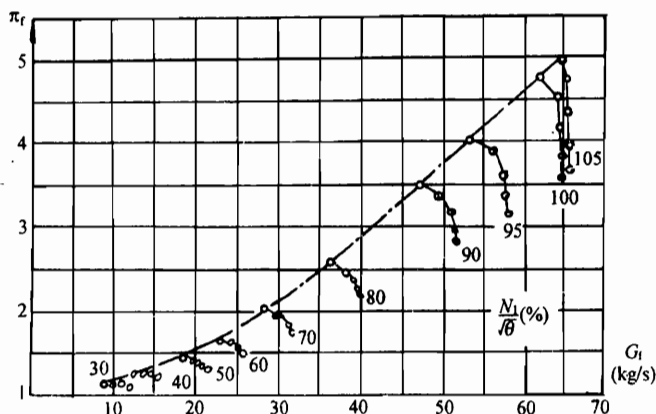


图 4-27 常规的风扇特性

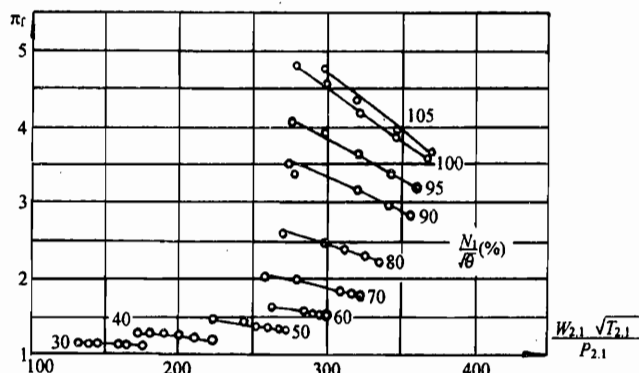


图 4-28 简化的风扇特性

以图 4-28 上的每条等换算转速线上与最高效率点对应的数据点为基点,求出每条等换算转速线的斜率。将这些斜率与对应的换算转速的比值(即相对斜率)画成随换算转速变化的数据点,如图 4-29 所示。然后,再用两根直线来拟合这些数据点。相对斜率的定义如下:

$$\bar{K}_{\text{slope}} = \left[\frac{\pi_r / \frac{W_{2.1} \sqrt{T_{2.1}}}{P_{2.1}}}{\frac{N_1}{\sqrt{\theta}} (\%)} \right]_{@ \eta_{\max}} \quad (4-66)$$

式中,下标 $@ \eta_{\max}$ 表示在最高效率点处。

在风扇特性最高效率点处的风扇出口换算流量 $W_{2.1} R = \frac{W_{2.1} \sqrt{T_{2.1}}}{P_{2.1}}$ 与相对换算转速的关

系用二次曲线拟合,如图4-30所示。

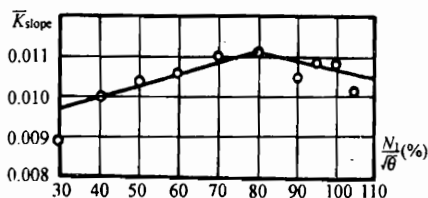


图4-29 最高效率点处的风扇
等换算转速线的相对斜率与
换算转速的拟合曲线

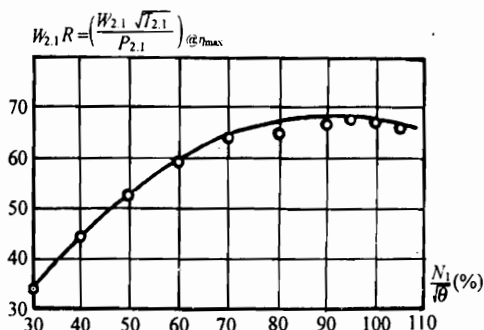


图4-30 风扇特性线上最高
效率点处的风扇出口换算流量
与换算转速的拟合曲线

风扇特性线上最高效率点处代表温升的与压比有关的参数与相对换算转速的关系用三段直线来拟合,如图4-31所示。

$$\begin{aligned}
 \frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%) \leq 66, \quad & \frac{[\pi^{0.2857} - 1]_{@ \eta_{max}}}{\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%)} \times 10^5 = 3.8 \\
 66 < \frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%) \leq 100, \quad & \frac{[\pi^{0.2857} - 1]_{@ \eta_{max}}}{\left(\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%)\right)} \\
 & = [0.0388 \frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%) + 1.23] \times 10^5 \\
 \frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%) \geq 100, \quad & \frac{[\pi^{0.2857} - 1]_{@ \eta_{max}}}{\left(\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%)\right)} = \\
 & [-0.05 \left(\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%)\right) + 10.1] \times 10^5
 \end{aligned} \quad (4-67)$$

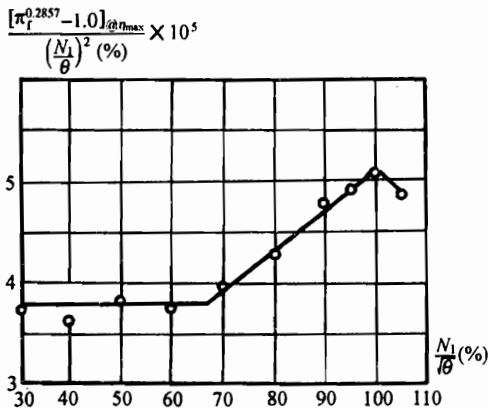


图4-31 风扇特性线上最高效率点处代表
温升的参数与相对换算转速的拟合曲线

各换算转速下最高效率的倒数与相对换算转速的函数关系见图4-32,被拟合成两条直线:

$$\begin{aligned}
 \frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%) \leq 98, \quad & \frac{\left(\frac{T_{2,1}}{T_1}\right)_{@ \eta_{max}} - 1}{\left(\frac{P_{2,1}}{P_1}\right)_{@ \eta_{max}}^{0.2857} - 1} = -0.00177 \frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%) + 1.34 \quad (4-68) \\
 \frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%) \geq 98, \quad & \frac{1}{\eta_{max}} = 0.0159 \frac{N_1}{\sqrt{\theta}}(\%) - 0.351
 \end{aligned}$$

风扇特性图上任意点的温升比与最高效率点的温升比之比与任意点的压比和最高效率点

的压比之比的关系用以下的二次曲线拟合(图4-33):

$$\left(\frac{T_{2,1}}{T_1}\right)_{a,pt} = 0.45 \left[\left(\frac{P_{2,1}}{P_1}\right)_{a,pt} \right] - 0.555 \left[\left(\frac{P_{2,1}}{P_1}\right)_{a,pt} \right] + 1.105 \quad (4-69)$$

式中,下标 a,pt 表示风扇特性线上的任意点

从图4-33可以看出,这条拟合曲线的分散度较大。对某些压气机,用一条曲线来拟合温升比曲线会造成很大的误差,可以使用二维最小二乘法进行二维曲线的拟合。

在简化模型中,考虑了风扇进口导向叶片或压气机可调叶片的调节角度误差对压比、流量和效率的影响。修正系数的来源主要是在静子或导向叶片调和不调角度时的压气机特性试验。

在拟合出以上5条曲线后,就可以在已知换算转速的情况下,算出压气机或风扇的工作点参数和出口参数。

高压压气机特性的简化方法与风扇的基本相同。与风扇不同的是,拟合的基线(或称为“脊骨线”)不是最高效率点连成的线,而是高压压气机海平面状态条件下的工作线。

c. 在用牛顿·瑞普逊法进行混合排气式涡扇发动机性能计算的迭代过程中,内、外涵出口的静压平衡误差是最难达到精度要求的一个误差。因此,在简化模型的编制时,应着意避开该误差,将高、低压涡轮的特性都拟合成与内、外涵出口静压有关的曲线。

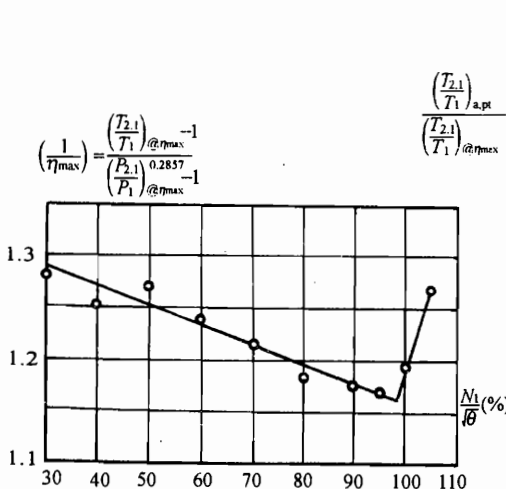


图4-32 最高效率的倒数与风扇换算转速的拟合曲线

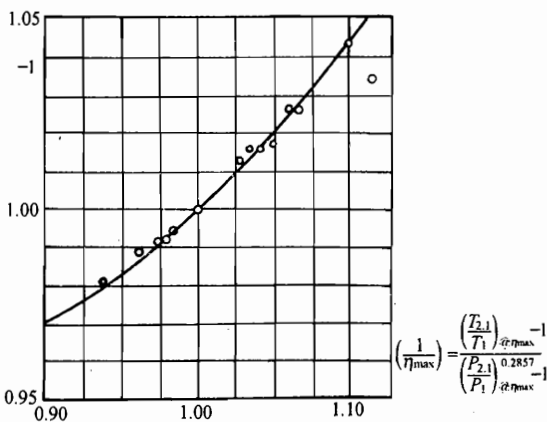


图4-33 风扇特性图上任意点的温升比与最高效率点处的温升比之比与任意点的压比和最高效率点处的压比之比的拟合曲线

在简化模型中,只用5条拟合曲线就概括了高、低压涡轮的工作线特性。一条是低压涡轮膨胀比与高、低压涡轮总膨胀比的倒数的拟合曲线。另一条是涡轮换算流量(即流量函数)与涡轮膨胀比的关系曲线,如图4-34和图4-35所示。这两条曲线上的膨胀比都是相对于内、外涵出口处的静压 $P_{s,1.6}$ 的。从图中可以看出,由于曲线的曲率变化较大,利用二次曲线拟合的精度太低,只能利用三次曲线拟合才能达到满意的精度。还有三条拟合曲线分别是如下三条:

高压涡轮的单位功率与膨胀比的倒数的拟合曲线(图4-36)。

$$\frac{N_{HP}}{W_{4.1} \cdot (T_5)^{0.5} \times 1.415} = 0.6226 \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^2 - 0.596 \left(\frac{P_5}{P_4} \right) + 0.1866 \quad (4-70)$$

低压涡轮的单位功率与由低压涡轮膨胀比除低压涡轮换算转速组成的一个综合参数的拟合曲线(图4-37)。

$$\frac{N_{LP}}{W_5 \cdot (T_5)^{1.415} \cdot 1.415} = 4.99 \left[\frac{\frac{P_{1.6}}{P_5}}{\left(\frac{N}{\sqrt{T_5}} \right)^{0.5}} - 0.69 \left[\frac{\frac{P_{1.6}}{P_5}}{\left(\frac{N}{\sqrt{T_5}} \right)^{0.5}} + 0.02827 \right] \right] \quad (4-71)$$

还有三条拟合曲线分别是如下三条:

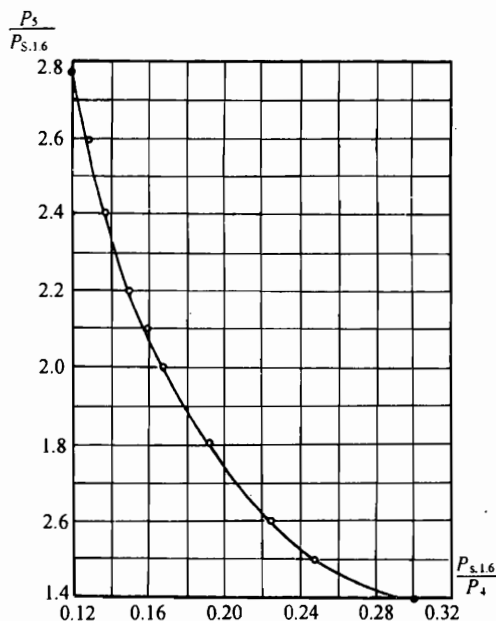


图4-34 低压涡轮膨胀比与高、低压涡轮总膨胀比的倒数的拟合曲线

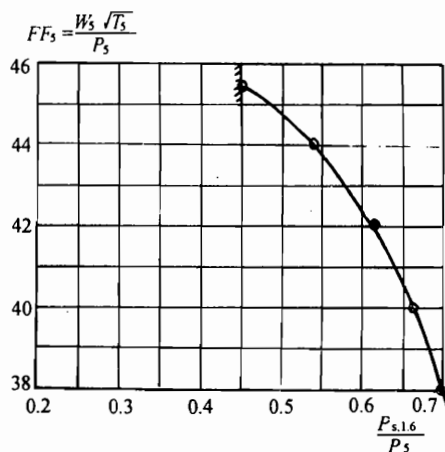


图4-35 低压涡轮换算流量(即流量函数)与低压涡轮膨胀比的倒数的拟合曲线

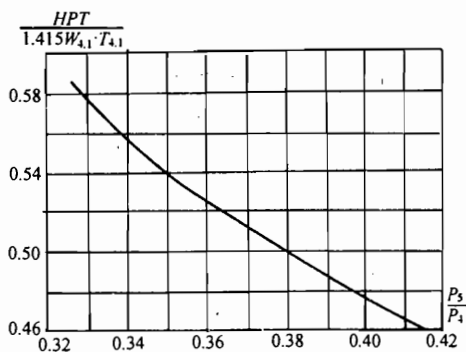


图4-36 高压涡轮的单位功率与膨胀比的倒数的拟合曲线

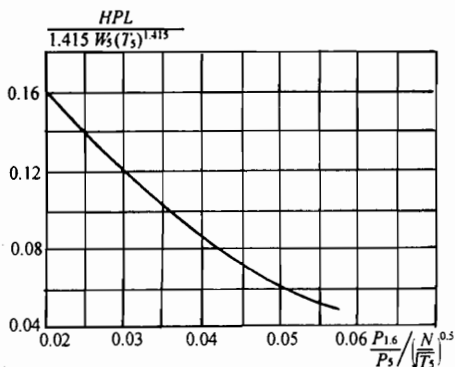


图4-37 低压涡轮的单位功率与由低压涡轮膨胀比除低压涡轮换算转速组成的一个综合参数的拟合曲线

低压涡轮温度比与低压涡轮膨胀比的拟合曲线(图4-38)。

$$\frac{T_6}{T_5} = 0.2829\left(\frac{P_{5,16}}{P_5}\right) + 0.719(6-72)$$

4.2.5.4 实时模型的迭代方法

由于采用了以上的部件特性简化方法,实时模型的迭代方法可以概括为以下两种方法:

a. 对瞬态起始点,即稳态点的迭代,采用了牛顿·瑞普逊法的常数逆矩阵的方式。

b. 对瞬态点,采用了一次通过发动机的计算循环的,将以上常数逆矩阵进一步简化的方法。

该方法的优点是简单,能在20世纪80年代初的硬件条件下达到实时计算瞬态过程的要求。缺点是在迭代瞬态起始点,即稳态点时,不能在飞行包线范围内的任意点都收敛。但该方法确实在发动机数学模型方面是一个创新。现将该方法介绍如下。

(1) 在实时模型各部件特性的拟合中,由于采用了上述简化措施,其稳态点的迭代模型只有4个变量和4个误差,比通常的非实时稳态精确模型少了2~3个变量。因此,通过发动机计算循环的次数少了一半以上,大大简化的迭代过程和缩短了计算时间。

简化模型的4个变量为:

N_1 低压转子相对换算转速(%)

N_2 高压转子相对换算转速(%)

W_{2R} 风扇出口换算流量 $\left(\frac{\text{kg/s} \cdot \sqrt{K}}{\text{kgf/cm}^2}\right)$

W_{3R} 高压压气机出口换算流量 $\left(\frac{\text{kg/s} \cdot \sqrt{K}}{\text{kgf/cm}^2}\right)$

4个误差为:

$\Delta W_{4,1}$ 高压涡轮导向器出口换算流量误差

ΔN_{HP} 高压转子功率平衡误差

ΔN_{LP} 低压转子功率平衡误差

ΔA_8 喷口喉部截面压力平衡误差

稳态起始点的迭代采用了16个常数,按以下公式进行迭代:

$$N_{1,i+1} = N_{1,i} - C_1 \Delta W_{4,1} - C_2 \Delta N_{HP} - C_3 \Delta N_{LP} - C_4 \Delta A_8$$

$$N_{2,i+1} = N_{2,i} - C_5 \Delta W_{4,1} - C_6 \Delta N_{HP} - C_7 \Delta N_{LP} - C_8 \Delta A_8$$

$$W_{2R,i+1} = W_{2R,i} - C_9 \Delta W_{4,1} - C_{10} \Delta N_{HP} - C_{11} \Delta N_{LP} - C_{12} \Delta A_8$$

$$W_{3R,i+1} = W_{3R,i} - C_{13} \Delta W_{4,1} - C_{14} \Delta N_{HP} - C_{15} \Delta N_{LP} - C_{16} \Delta A_8$$

(4-73)

式中常数 $C_1 \sim C_{16}$ 是用优化方法或摄动法,从简化模型用牛顿·瑞普逊法迭代收敛的多组偏导数矩阵的逆矩阵而获得的。实践证明,在飞行包线范围内的不同飞行条件下,要找到同一组常数,使上述迭代过程均能达到收敛是不可能的。可按发动机转速特性的不同转速范围,或飞行包线的不同调节规律区域求得各分区的不同的 $C_1 \sim C_{16}$ 常数组。

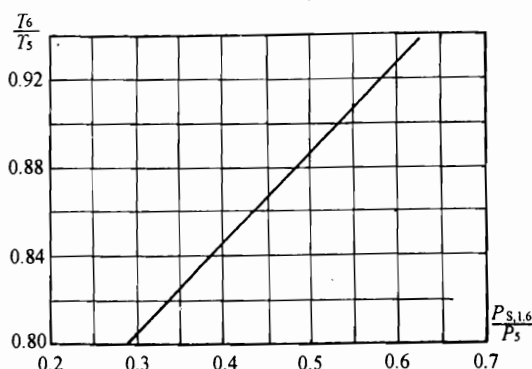


图4-38 低压涡轮温度比与低压涡轮膨胀比的拟合曲线

实时模型的计算过程是先计算一个动态起始点(即一个稳态点),然后,一次通过发动机模型计算每一个瞬态点,即计算瞬态点时是不迭代的。其每一个时间步长对变量的修正按以下公式计算:

$$\begin{aligned}\Delta N_1 &= f_1 \Delta N_{LP} \\ \Delta N_2 &= f_2 \Delta N_{HP}\end{aligned}\quad (4-74)$$

$$\Delta W_{2R} = C_{12} \Delta A_8$$

$$\Delta W_{3R} = C_{13} \Delta W_{4.1}$$

式(4-74)可以改写为

$$\begin{bmatrix} \Delta N_1 \\ \Delta N_2 \\ \Delta W_{2R} \\ \Delta W_{3R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 & C_2 & C_3 & C_4 \\ C_5 & C_6 & C_7 & C_8 \\ C_9 & C_{10} & C_{11} & C_{12} \\ C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W_{4.1} \\ \Delta N_{HP} \\ \Delta N_{LP} \\ \Delta A_8 \end{bmatrix} \quad (4-75)$$

而式(4-75)即为令 $C_3 = f_1$, $C_6 = f_2$, 除保留 C_{12} 和 C_{13} 外, 其余系数皆为零的上述式(4-75)的简化形式

$$\begin{bmatrix} \Delta N_1 \\ \Delta N_2 \\ \Delta W_{2R} \\ \Delta W_{3R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & f_1 & 0 \\ 0 & f_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W_{4.1} \\ \Delta N_{HP} \\ \Delta N_{LP} \\ \Delta A_8 \end{bmatrix}$$

这样简化后, 使该模型在瞬态计算时具有超线性的收敛速度。

式中:

$$f_1 = \frac{\Delta N_{HP} \Delta T}{1.46216 \times 10^{-4} J_{HP} \cdot N_H}$$

$$f_2 = \frac{\Delta N_{LP} \Delta T}{1.46216 \times 10^{-4} J_{LP} \cdot N_L}$$

式中: ΔT ——时间步长(一般为 0.01 ~ 0.02 s);

$\Delta N_{LP}, \Delta N_{HP}$ ——低、高压涡轮的功率(HP);

J_{LP}, J_{HP} ——低、高压转子转动惯量($\text{kg} \cdot \text{m}^2$);

N_L, N_H ——低、高压转子转速(rpm);

$1.46216 \times 10^{-4} \frac{(\frac{\pi}{30})^2}{75}$ 为单位换算常数。

这样:

$$N_{1,i+1} = N_{1,i} + f_1 \cdot \frac{\Delta N_{LP}}{\Delta N_{LP} + 1}$$

$$N_{2,i+1} = N_{2,i} + f_2 \cdot \frac{\Delta N_{HP}}{\Delta N_{HP} + 1}$$

$$W_{2R,i+1} = W_{2R,i} + C_9 \cdot \Delta W_{4.1} - C_{12} \cdot \Delta A_8$$

$$W_{3R,i+1} = W_{3R,i} + C_{13} \cdot \Delta W_{4.1} - C_{16} \cdot \Delta A_8$$

4.2.5.5 迭代计算的简化实时模型

随着计算机技术的不断进步,计算速度日益提高。这就为提高实时模型的精度提供了有利条件。目前的 586 计算机的主频已比 386 提高了 5~10 倍甚至更高。因此,上述直接计算的、采用常数系数矩阵的简化实时模型就可以改进为迭代计算的实时模型。此外,上述风扇和压气机的线性化方法是在 20 世纪 80 年代初计算速度很低的条件下不得已而为之的一种方法,精度低,偏离真实发动机性能过大。在稳态起始点迭代计算时也不能在全包线范围内保证收敛。针对计算机技术不断进展的新情况,对实时模型的编制方法作了以下改进:

- 把已经线性化的简化的风扇和高压压气机特性,恢复到常规的以进口换算流量为自变量的特性。数据点之间仍为线性插值。
- 将瞬态计算方法从一次性通过的直接计算改为迭代计算。
- 保留相对于内、外涵出口静压的简化的高、低压涡轮特性的简化方法。即涡轮特性仍然是不考虑涡轮换算流量不同的影响的简化特性。

这样改进的结果,既保证了实时的要求得到满足,又提高了模型的计算精度。模型的精度从原来高转速时的 2%~3%,低转速时的 4%~5% 提高到高转速时的 1%~1.5%,低转速时的 2%~3%。改进后的实时模型增加了一个变量,为以下 5 个变量:

N_L	低压转子相对换算转速
N_H	高压转子相对换算转速
π_f	风扇工作点的相对压比
π_{HP}	高压压气机工作点的相对压比
$T_{4.1}$	高压涡轮进口温度

5 个误差是:

ΔN_{HP}	高压涡轮功平衡误差
$\Delta W_{4.1}$	高压涡轮流量函数误差
ΔN_{LP}	低压涡轮功平衡误差
ΔA_8	喷口喉部截面压力平衡误差
Δf_8	燃烧室油气比误差

图 4-39 给出了迭代计算的简化实时模型的框图,图中的标识符的含义如下:

P_0	发动机进口总压
T_0	发动机进口总温
ΔA_F	风扇进口可变弯度导流叶片的调节误差
ΔA_{HP}	高压压气机可调导流叶片的调节误差
W_f	燃烧室供油量
$F_{1.6}$	加力燃烧室供油量
$AE_{1.6}$	外涵道出口环面面积
A_8	喷口喉部面积

4.2.5.6 风扇可变弯度导流叶片对风扇特性的影响

现代航空喷气发动机上广泛采用了各种可变几何调节装置。其中较为常见的有高压压气机可调静子叶片和风扇进口可变弯度导流叶片(称零级可调叶片)和可调收扩喷口喉部面积及

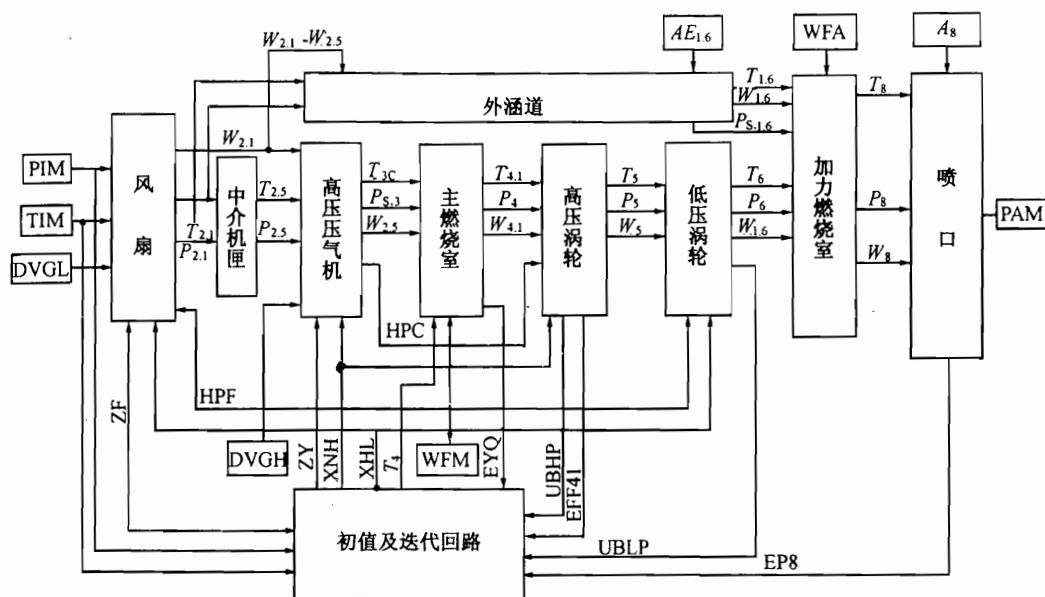


图 4-39 迭代计算的简化实时模型框图

出口面积等。作为模拟发动机的瞬态性能的实时模型也必须考虑这些可调几何部件对部件性能的影响。

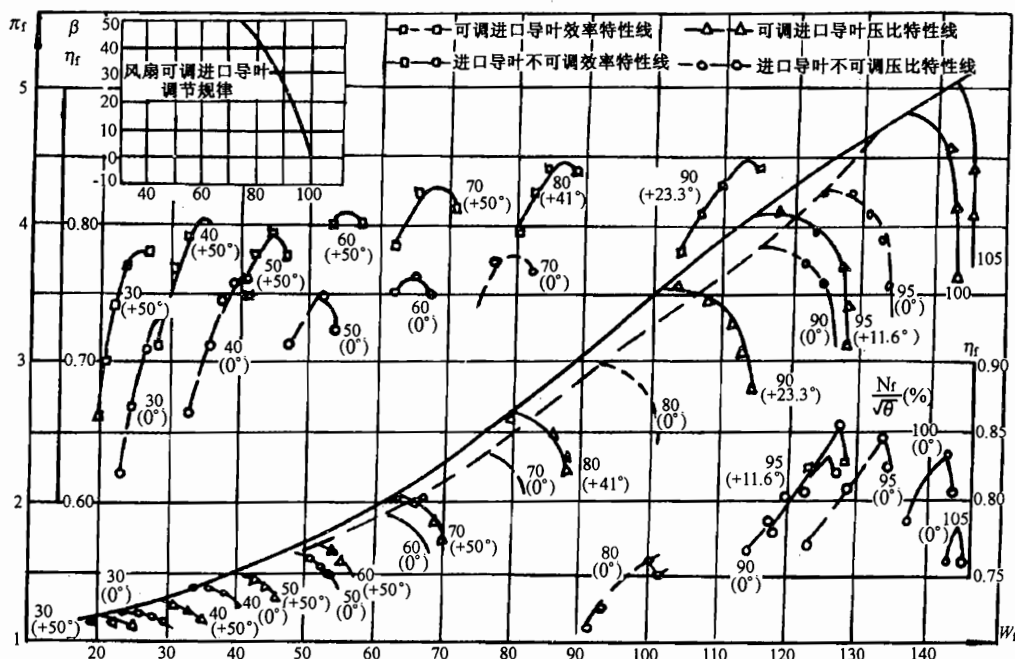


图 4-40 风扇进口可变弯度导流叶片的调节对风扇特性的影响

图4-40中给出了风扇进口可变弯度叶片的调节对风扇特性的影响。从图中可以看出,如果可变弯度叶片相对于预定的调节规律朝开大方向调节,则会使压比和流量增大,效率下降。换言之,由于可变弯度叶片从100%换算转速开始关闭,直至按线性规律在74%换算转速关至 50° ,使风扇非设计转速的流量和压比都下降,效率提高,喘振边界左移。在工作线基本不变的条件下,可以扩大非设计转速下风扇的喘振裕度。

在发动机实际使用中,由于风扇或高压压气机可调叶片的调节机构及其控制系统本身都有惯性,在发动机瞬态工作时常常会出现可调叶片调节角度不能按时调到位的误差。一个好的实时模型应能反映这种调节误差对发动机部件特性的影响。

因此,在设计发动机实时模型时,除了必须有发动机部件的试验特性外,还必须有其变几何部件在不同位置或发生调节偏差时对发动机部件特性的影响的试验数据。

由此可见,一个精确的和正确的发动机实时模型不仅需要正确的建模方法,更重要的是还必须大量的试验部件特性数据。

4.2.5.7 实时模型的计算实例

图4-41中给出了实时模型,非实时模型计算得出的和发动机试车录取的稳态转差曲线。实时模型和非实时模型(及精确模型)的计算结果都采用了相同的风扇和压气机特性,但由于实时模型所使用的高、低压涡轮特性是简化的,因此,在低转速下,两种模型的转差线有较大差别。由于实时模型是根据非实时模型的转速特性的计算结果拟合的,它与非实时模型比较可以反映拟合精度。由于两种模型所采用的风扇和压气机特性线的低转速特性线都不是真实的试验特性线,在低转速下与试车结果的比较存在较大误差是不奇怪的。

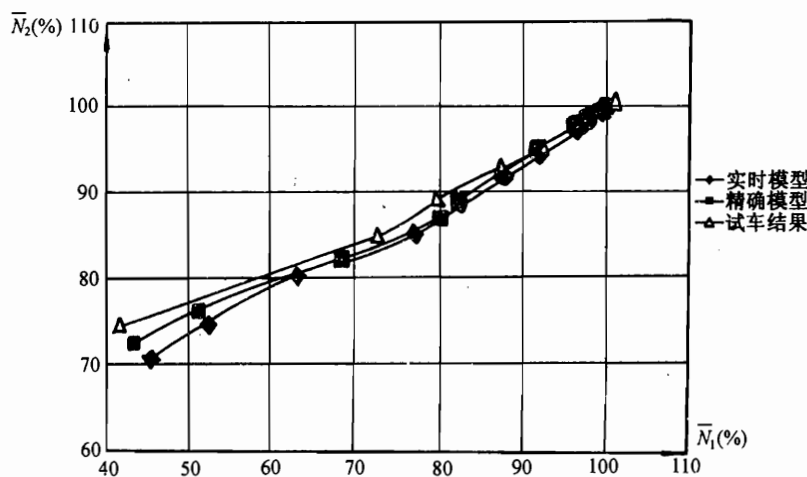


图4-41 实时模型、非实时模型得出的转差线与发动机试车结果的比较

图4-42和4-43中给出了用实时模型计算得出的慢车点燃油阶跃和高状态,即接近中间状态($N_2 \geq 97\%$)下的燃油阶跃瞬态过程的结果。从这两张图上可以看出,瞬态过程的转速变化是符合规律的。特别是在慢车点, N_1 的变化开始时有滞后。这是因为燃油阶跃首先使高压转子加速,而低压转子是被动地通过与高压转子的气动联系所带动,而且在慢车状态,低压涡轮剩余功率与高压相比较小。在高状态,这种差别不明显。这是因为此时高、低压涡轮的剩余功率相差不大。

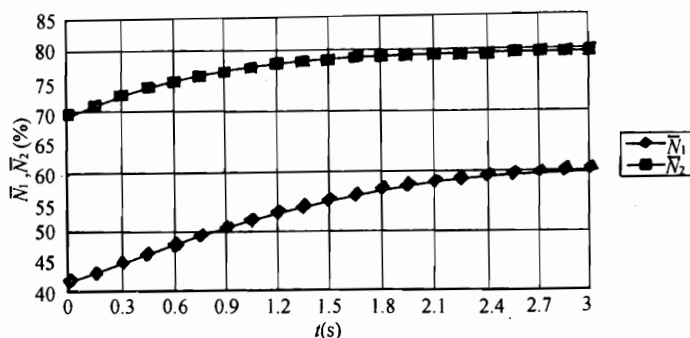


图 4-42 慢车点燃油阶跃 3s 瞬态过程

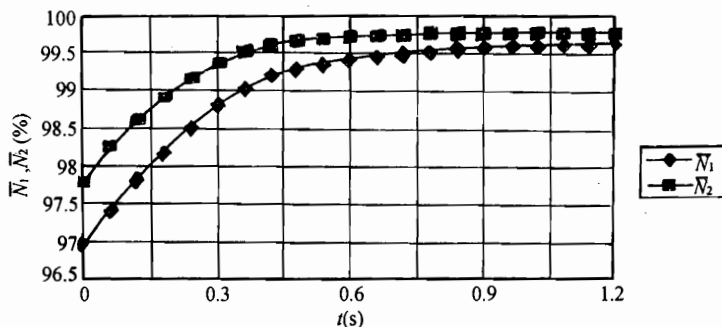


图 4-43 高状态燃油阶跃 1.2s 瞬态过程

4.2.6 加力的接通和切断过程

航空加力式涡轮发动机在接通加力时燃油先充满燃油总管喷入加力燃烧室，混合气点燃的瞬间，发动机的喷口面积按要求预开或按预定的规律开大，加力燃烧室燃气参数发生突然地变化时，不致引起发动机参数过大的偏离（与发动机中间状态稳态参数比较）。动态过程完成之后进入稳定的加力状态。

对于涡轮风扇发动机在加力过渡过程或加力比变化时，核心机出口燃气流参数出现偏离，在风扇的出口也形成气流参数的偏离，这样要求发动机的主控制器和加力控制器及喷口控制器共同协调控制发动机正常工作。接通和切断加力的过程，是在加力控制器、喷口控制器同转速控制器的相互作用的情况下进行的，加力燃油控制器和喷口控制器按预先给定的时间程序进行开环的粗调，当接近油门杆所处的位置时稳态加力控制器介入，按加力控制计划 $W_f/P_3 = f(PLA, T_1)$ 对供入加力燃烧室的燃油流量进行精调，最终完成向加力燃烧室供油，与此同时喷口控制器按闭环控制喷口面积。这一过程须在 2s 或 3s 的时间内完成。

对于涡轮喷气发动机加力控制器的设计比较简单，一般是按 $\pi_T = \text{const}$ (常数) 的计划实现对加力燃烧室供油，在油门杆置于加力域之内主通道控制计划使高压转子转速稍有偏离中间状态的转速，喷口面积是开式调节，其大小按油门杆所在的位置确定，当飞行状态改变时保持不变等于常数。在接通加力和断开加力的过程中，加力燃油和喷口面积的控制计划是按时间

程序进行,这将引起转速的摆动,涡轮出口燃气流参数也会出现较大的偏差。接通加力和断开加力的过程需时4~5s。

4.2.6.1 对发动机工作的影响及要求

加力状态主要用于紧急起飞和爬升、突破声障及超声速飞行与作战。发动机由中间状态接通加力可获得比中间状态为大的推力,为了尽可能的发挥发动机的潜力,要求接通加力后保持主机状态不变。在接通加力或断开加力的过程中要求不危及主机的稳定工作,保证主机有足够的稳定工作裕度。加力燃烧室的不稳定工作或接通(断开)加力的扰动,对主机的影响较大,这是加力式涡轮发动机的特点之一。尤其是涡轮风扇发动机对加力燃烧室的工作要求更高些,因为加力燃烧室的任何扰动,可以经由外涵道直接地传播到风扇出口,造成风扇出口反压的突变或脉动,严重时会导致风扇失速,甚至导致超声速进气道与发动机之间不协调。

加力燃烧室的过渡过程包括接通加力和切断加力,以及改变加力比。当油门杆在中间状态位置与最大推力状态位置之间的任意区间内,以任意的速度移动时,要求加力控制系统保证可靠地、快速地接通或断开加力,平稳地改变加力推力,并且要准确地达到由油门杆位置确定的推力状态,而不发生风扇或压气机的喘振,以及不出现严重的超温和超转的现象。在加力过渡过程中为了减少对主机的影响,应采取措施减轻对风扇出口和涡轮后反压的动态变化的影响,对加力燃烧室的设计和对加力控制系统及喷口控制系统的设计提出合理的要求。

对于涡轮喷气发动机加力过渡过程控制计划是,在接通加力时,加力燃油按 π_T 调节器闭环进行控制,点火和喷口按时间程序控制,台架调试完成之后,在整个飞行范围内都将维持不变。其特点是结构简单,容易实现,但缺点是不易保证加力稳定可靠地工作。

4.2.6.2 接通加力过程的设计

为了满足上述要求,在加力燃烧室结构设计、加力控制系统设计和喷口控制系统设计方面采取以下措施。

其目的是:在发动机由中间状态到最大推力状态的加速过程中减少加力过渡过程的扰动和压力脉动。尤其在高空低速飞行中这种压力脉动会引起风扇失速。

在加力燃烧室结构设计上采取分区分压的措施,而且分区分得很细,设计上采用小容积的喷油环,这样加力控制系统设计可以实现快速注满和反应迅速。

加力燃烧室在喷油环的下游设置有一排径向槽型火焰稳定器,在不同的加力比下可用来控制火焰的位置。在非加力状态下该稳定器帮助核心气流和外涵气流掺混。这样有助于加力稳定燃烧。

加力燃烧室点燃机构是非常重要的。所采取的措施主要是满足点火可靠,形成稳定的火焰源,点火压力突升小等要求。点火是由单独设置的燃油总管供给点火燃油,点火的燃油总管是安放在主火焰稳定器中,主火焰稳定器的前缘开有进气的槽道引气进入稳定器内,在主火焰稳定器内形成适合稳定燃烧的油气比,在整个飞行范围内都可以保证建立稳定的火焰源。这样点火的燃油量少,点火的压力突升很小。

在一些先进的发动机上还采用了可调面积的喷嘴,如针塞式喷嘴可根据总管内的压力来改变喷嘴小孔的面积,以保证燃油雾化得好,有利于加力燃烧室的稳定燃烧。

加力控制系统和喷口控制系统的设计也采取相应的措施。在发动机由中间状态到最大推力状态的加速过程中喷口控制器按要求预开喷口,保持预开喷口不变,同时加力控制器要预先向加力总管充填燃油,把燃油供给1区点燃加力,在油气比较低的情况下形成预燃的火焰,加力燃烧室中点火的压力突升很小。为了在整个飞行范围内能保证1区点燃加力的燃油流量稳

定,不受其他加力各区供油的影响,1区的燃油由主泵调节器提供,世界上许多先进的发动机都采用类似的办法。继续推动油门杆增大力比,加力控制器增大2区的燃油压力和流量,直到它的最大供油能力为止。加力控制器控制燃油进入3区,并增加该区的燃油压力和流量。以此类推按顺序逐区的接通,先内涵后外涵,内涵和外涵各有一个共同的流量活门来控制,当外涵开始供油时内涵燃油流量保持不变。这样就保证区与区之间压力突升和加力推力增量最小。由于压力突升较低,避免了反压冲击造成的风扇喘振。而两区之间加力推力突升较低则保证在整个加力范围内能够平稳地调整加力推力。涡轮风扇发动机对加力过渡过程控制计划要求比较严格,经过分析比较有以下几种可供选择的加力过渡过程控制方案:

第一种,操纵喷口面积,即按 $A_8 = f(PLA)$ 初调,按 $A_8 = P_6 - P_3 \cdot f(\pi_C)$ 精调。燃油流量感受喷口面积,即按 $W_{fa} = f(A_8)$ 初调,而后按稳态控制计划 $W_{fa} = f(PLA) \cdot f(T_2) \cdot P_3$ 精调。燃油滞后于喷口变化。 T_2 为发动机进口温度。

第二种,操纵加力燃油,即按 $W_{fa} = f(PLA)$ 初调,按稳态控制计划 $W_{fa} = f(PLA) \cdot f(T_2) \cdot P_3$ 精调。喷口面积跟随着加力燃油按 $A_8 = f(W_{fa})$ 初调,按 $F_{CA} = P_6 - P_3 \cdot f(\pi_C)$ 精调。喷口滞后于燃油变化。

第三种,按稳态控制计划 $W_{fa} = f(PLA) \cdot f(T_2) \cdot P_3$ 操纵和控制加力燃油,喷口面积跟随着加力燃油按 $F_{CA} = P_6 - P_3 \cdot f(\pi_C)$ 控制。喷口滞后于燃油变化。

第四种,同时操纵加力燃油和喷口面积,即按 $W_{fa} = f(PLA)$ 初调加力燃油,并且按 $F_{CA} = f(PLA)$ 初调喷口面积。再按稳态控制计划 $W_{fa} = f(PLA) \cdot f(T_2) \cdot P_3$ 控制加力燃油,跟随着加力燃油按 $\pi_T = f(T_2)$ 控制喷口面积。

第五种,同时操纵加力燃油和喷口面积,即按 $W_{fa} = f(PLA)$ 初调加力燃油,并且按 $A_8 = f(PLA)$ 初调喷口面积。再按稳态控制计划 $W_{fa} = f(PLA) \cdot f(T_2) \cdot P_3$ 控制加力燃油,跟随着加力燃油按 $\frac{\Delta P}{P} = f(T_2)$ 控制喷口面积。

可以按要求的程序接通任意的加力比。除第三种之外允许喷口面积控制的响应速率略低,但是接通加力时喷口面积不可开得过大,喷口面积过大会带来许多的问题,使加力燃烧室流速增大,压力和温度降低的幅度加大,造成加力点火的可靠性降低。第三种要求喷口面积控制的响应速率要快,这个执行机构硬件难以满足要求,但加力点火的可靠性较好。

以上几个方法都能有效地防止加力过渡过程引起风扇和涡轮后反压的突升。他们都相应采取以下措施:

- a. 控制加力点火时的加力燃烧室总油气比 $f_{ab} \leq 0.003$ 。
- b. 加力点火之前喷口面积控制有一个合理的预开值。喷口面积预开值过小,会使风扇的裕度减小,以至于超过限制。喷口面积预开值过大,导致加力燃烧室压力和温度下降的扰动量大,流速大,点火可靠性变差,低压转子转速瞬间超转变大。
- c. 设置有加力火焰探测器判断加力燃烧室是否被点燃,如果探测到加力燃烧室没有被点燃,加力控制器不能增加向加力燃烧室的供油量。如果加力燃烧室点燃是正常的,加力控制器按计划向加力燃烧室增加供油量。
- d. 在打开新的一区供油的同时将前一区供油量按一合理的比例关系急降。这一结构特点给新的一区供油点燃造成的扰动量有所降低。

4.2.6.3 切断加力过程的设计

切断加力过程是一个由最大推力状态到中间状态的减速过程,即为接通加力的逆过程。当

油门杆由最大推力状态位置向中间状态位置移动时,加力控制系统应保证可靠地快速地减小加力比或断开加力,平稳地改变加力推力,并且要准确地达到由油门杆位置确定的推力状态,而不发生风扇或压气机的喘振,以及不出现严重的超温和超转的现象。对加力的减速过程也与加力的加速过程有着同样要求,即尽量减少加力过渡过程的扰动和压力脉动。为了满足上述要求在加力燃烧室结构设计,加力控制系统设计和喷口控制系统设计方面也采取相应的措施。

(1) 正常切断加力过程

正常切断加力过程是发动机的油门杆以任意的速度由最大推力状态位置向中间状态位置移动所产生的加力减速过程。在加力减速过程中,加力控制系统实现由外环区向内环区、先外涵后内涵按加力分区序号的逆向,并且按时间程序逐渐减少加力的供油量,一直减少到加力点火的供油量。喷口跟随到加力预开的喷口面积,然后切断1区的加力点火的燃油流量,喷口跟随到中间状态的喷口面积。在加力减速过程中,从发动机后面往前看加力燃烧室的燃烧火焰,正好与接通加力的过渡过程相反,由外环区向内环区收缩,最后到中心的火焰熄灭切断了加力。

切断加力过程的设计,对于加力控制系统和喷口控制系统所采纳的方案与接通加力过程选取的5种方案是一一对应的。切断加力过程是接通加力过程的逆过程。

应急切断加力过程也是按上述的程序进行控制。

(2) 非正常加力熄火

当加力燃烧室发生熄火时加力燃烧室的温度骤然下降,由于喷口控制系统控制喷口跟随的动作迟缓,发动机各截面参数将受到突然地扰动而变化,低压转子转速 N_1 产生突升,在转速调节器介入之后保持 N_1 为常数,高压转子转速 N_2 将产生突降。这样的过渡过程要求发动机风扇部件具有足够的喘振裕度。如果喷口控制系统控制喷口的跟随速度足够时发动机受到的扰动会变轻。

当加力燃烧室发生熄火后,由加力火焰探测器给出熄火信号,接通加力点火器,同时加力控制系统将加力油量迅速减小到加力点火油量;喷口控制系统控制喷口面积收小到加力预开喷口的位置。这时候发动机 N_2 和 T_6 等参数即时恢复到加力预开喷口位置时的原数据值。加力燃烧室发生熄火后飞机迅速降低高度,当达到适合于接通加力的飞行条件时,应能自动控制加力接通。当加力点火成功后,加力火焰探测器给出点火成功的信号,加力控制系统按要求的程序控制加力燃油流量和喷口控制系统按要求的程序控制喷口面积,达到油门杆位置所确定的加力状态。

4.2.6.4 试验和估算

对于加力过渡过程的试验可分为部件试验和全台发动机台架试验。部件试验可分为加力燃烧室部件和控制系统的部件试验。在这些部件试验之前需用发动机数学模型进行性能估算,为部件试验和部件的物理模拟试验提供实时数学模型和有关的性能数据。

4.3 发动机的控制

4.3.1 控制的任務及要求

4.3.1.1 任务

任何航空发动机应该在宽广的工作状态范围内工作。飞机在作各种机动飞行、起飞、加

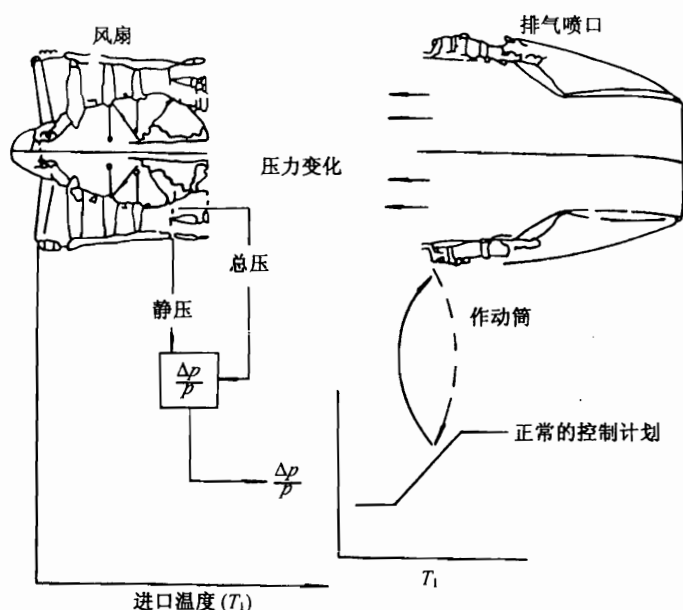


图 4-44 风扇工作线控制

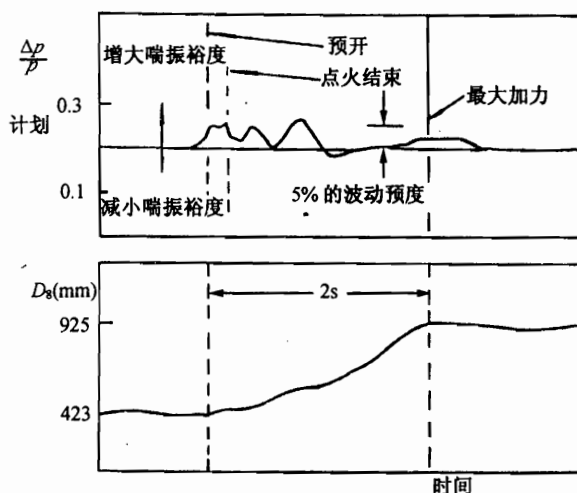


图 4-45 静态 Z/B 瞬态

速、减速时都需要改变发动机的推力。在有人驾驶的飞机上,驾驶员通过发动机的操纵杆,而在无人驾驶的飞机上,则通过指令传给发动机操纵机构,来获得给定发动机的工作状态,以保证所需要的推力。控制发动机的实质就是控制发动机的推力和耗油率,保证发动机性能的充分发挥,以满足飞机的战术技术要求。

4.3.1.2 要求

航空发动机的控制要求,就是控制方案应完成什么样的控制任务。发动机的控制方案指的是:根据外界条件(主要反映在飞行高度和速度的变化)或驾驶员指令来改变可控变量(如供油量、尾喷口面积等),以保证发动机被控参数(如转速、涡轮前燃气温度等)不变或按预定的规

律变化,从而达到控制发动机推力的目的。在发动机原理中则称为调节规律或调节计划。

制定控制方案时,应保证发动机性能的充分发挥,以满足飞机的需要,同时发动机的各主要参数应不超出允许的安全极限。

有三类控制要求:第一是在外界条件发生变化时,保持既定的发动机稳态工作点,这称为稳态控制;第二是在移动发动机操纵杆时,使发动机从一个工作点移向另一个工作点,能快速转移并且不超过规定的喘振边界和高温极限,这称为瞬态控制;第三是在各种情况下都应保证发动机各主要参数不会超出允许的安全极限,这称为极限控制。

在这三类控制要求中,考虑的重点是稳态控制,因为它对飞行性能的影响最大,直接保证了发动机高度特性和速度特性的实现,是控制系统应完成的主要控制任务。瞬态控制是实现发动机起动,加减速特性,在控制系统中有相应的装置来保证它的实现。极限控制则由某些限制器来完成。

4.3.2 控制方案的一般性选择

制定发动机的控制方案是一个很复杂的课题。在早期发动机所采用的单变量控制系统中,只能选择一个被控参数,比较简单。但究竟选择哪个参数,如何制定控制方案,又要根据不同的发动机,不同的使用条件来具体分析。例如,对于歼击机,最重要的是能在各种情况下发出尽可能大的推力,因此控制方案应当在保证安全的条件下,使被控制参数保持为最大值不变,以便发动机能发出最大推力。对于民航机,则应在安全的条件下,保持巡航所需推力使耗油率最低,续航时间长,而经济性是其主要指标。

在目前的多变量控制系统中,可控变量和被控参数都很多,它们可进行不同的匹配,于是控制方案就有更多的选择余地,也可提出更高的要求。如何选择好控制方案,便成为发动机设计和控制器设计时首先要解决的问题。

控制方案的选择,在实际应用中一般都选择能反映发动机工作过程特征,并能决定发动机性能和强度负荷的发动机参数来作为被控参数。其中最典型的参数就是发动机转速 n 和涡轮前燃气温度 T_4 。它们既决定了推力和耗油率的数值,也表征了零件机械强度或热强度的负荷情况。

在早期的涡喷发动机上,只有一个可控变量,即供油量 W_f 。因此只能控制一个被控参数组成所谓单变量控制系统。它可选择能代表发动机性能和机械强度的转速 n ,或者是代表发动机性能和高温负荷的涡轮前燃气温度 T_4 来作被控参数。但由于 T_4 较高,温度场又不均匀,测量上存在一定困难,故大多数都采用转速 n 为被控参数。只能对 T_4 的极限值进行限制,以保证发动机的热强度。因而在选择 T_4 设计值时,应留有变化的余地,不能选最大值,这就无法使发动机的性能潜力充分发挥,这是缺点。但在中等增压比 π_c 的发动机上,在飞行高度和速度变化范围都不大的条件下,当转速保持恒定时, T_4 的变化不会太大,尚可使用单变量控制参数,故早期涡喷发动机上都是这样选用的。

如果要充分发挥发动机性能的全部潜力,就必须同时控制 n 和 T_4 这两个被控参数。这就要增加一个可控变量,例如尾喷口最小截面积 A_8 , 成为双变量控制系统。通常用改变供油量来保持转速不变,用改变喷管出口面积来保持涡轮前燃气温度 T_4 不变。但要在高温条件下对大尺寸的尾喷口截面积进行精确的无级调节,这在结构上是存在着一定的困难。后来在飞行范围较大的发动机上,为了充分发挥 T_4 的潜力,并防止它超过最大值,也只是在某段飞行范围内改变 A_8 来控制 T_4 ,而在一般情况下还是利用单变量控制系统。

对双转子涡喷和涡扇发动机来说,它们也只有供油量这一个可控变量。但可供选择的被控参数却要得多些,如低压转子转速 n_L 、高压转子转速 n_H 、以及涡轮前燃气温度 T_4 。在确定控制方案时,就要进行更详尽的分析。

有的发动机也选用了其他被控参数,如发动机压力比,即涡轮后压力与压气机进口压力之比 P_6/P_1 。此参数可直接反映推力的水平。根据发动机原理可知,推力的大小是取决于发动机出口流速,而此值又与压力比 P_6/P_1 有直接关系,故可选为被控参数。

当利用相似理论来进行控制系统设计时,可采用换算转速 $n/\sqrt{T_1}$ 来作为被控参数,它直接影响风扇/压气机的气动和气弹稳定性。

在带加力的发动机上,又可多一个到两个可控变量,即内涵和外涵加力燃烧室的供油量。一般都选内涵和外涵的加力温度为被控参数,因为它们直接反映了加力推力的水平。也可用油气比来作为被控参数,它既反映了加力温度的大小,也是贫富油极限的标志。在某些涡喷发动机上,则利用涡轮膨胀比 π_t 来作为被控参数,这主要是为了加力时,不会干扰前面压气机和涡轮的工作,通过加力供油量 W_{fAB} 控制 π_t 为常数,也就间接保持了加力温度 T_{AB} 不变。因为加力温度 T_{AB} 的变化,会引起压力 P_6 变化,因而改变了 π_t ,今维持 π_t 不变,也就相应地使得 T_{AB} 大致保持恒定。

随着科学技术的发展,对高温部件进行调节时所存在的结构及材料等问题已逐渐解决。不仅尾喷口面积,甚至涡轮导向器面积都可以进行无级调节,这样就增多了可控变量,因而可控制更多的被控参数,形成了多变量控制系统。它可达到更高的性能指标,满足发动机所提出的最优控制的要求。但其可控变量和被控参数之间的匹配关系也要更复杂些。

在未来的变循环发动机上,共有 10 个可控变量,其中除了风扇和压气机可调节安装角,以及压气机放气是用于防止压气机和风扇喘振以外,尚有 7 个可控变量能够利用。它们有主供油量、可调高低压涡轮导向器面积、可变内外涵喷管面积、以及内外涵加力供油量。于是被控参数就可增多到包括:发动机压力比、高低压转子转速、内外涵空气流量以及内外涵加力燃烧室的油气比。由于这些参数都可以控制,只要将它们匹配好,按照所要求的规律来变化,就可得到最优的发动机性能。

这些可控变量和被控参数应当怎样匹配,按什么样的规律变化,这就是控制方案要解决的问题。

4.3.2.1 发动机的单变量控制方案

(1) 稳态控制。在单变量控制方案中,只有一个被控参数即转速 n 。设计时可选择一个强度极限所允许的最大值作为设计值。当外界条件改变,进行稳态控制时,系统可始终保持 $n_{\max}$ 值不变,以得到最好的性能。这就是自动镇定系统,可表示为 $W_f \rightarrow n = n_{\max} = \text{常数}$ 。在现有发动机上,这是最常用的一种控制方案。由于它可自动限定被控参数为某一最大值不变,故又称为最大工作状态调节规律。

对于双转子发动机来说,它有低压转子和高压转子两个不同的转速 n_L 和 n_H 。究竟选择哪一个转速为被控参数,应具体的分析。如果保持 $n_L = \text{常数}$,则发动机的高速性能好,适合于歼击机的要求,WP7 发动机就是这样选择的。因为当飞行速度增加时,首先是低压转子负载加大, n_L 要下降;控制器要增加供油量来使 n_L 保持不变,于是 n_H 和 T_4 都要上升,因此推力加大,速度性能好,适于高速飞行,但高空性能要差些。反之,如保持 $n_H = \text{常数}$,则发动机的高空性能好,它适于民航机。这两种方案各有优缺点,因此在有的发动机上便采用了折衷方案,即间接保证 $T_4 = \text{常数}$ 的控制方案,它的性能正好介于上述两种方案之间,可兼顾高空和高速性

能。

在飞行条件变化时,要始终保持 $n = n_{\max}$ 不变,则换算转速 $n/\sqrt{T_1}$ 就会随着 T_1 而变化,于是在发动机部件特性线上的稳态工作点就要移动。在飞行范围变化不大时,工作点的移动也不大,上述控制方案尚可用。如飞行范围变化较大,则工作点的移动也大,很可能进入喘振边界,要设法避免。所以在有些发动机上又采用了 $n/\sqrt{T_1} = \text{常数}$ 的控制方案。但这时转速 n 却要随外界条件而变化,这就会使性能潜力得不到充分发挥,或者超出强度极限。所以一般都只在某一段飞行范围内保持 $n/\sqrt{T_1}$ 不变,而在其他情况下,当工作点没有进入喘振区的可能性时,仍保持 $n = n_{\max} = \text{常数}$,形成所谓的“组合”控制方案。

(2) 瞬态控制。加速或减速控制是指外界条件不变,只有移动发动机操纵杆,使发动机从一个工作状态转移到另一个工作状态的过程。就控制过程而言,稳态控制一般只用于小偏离范围,变动较小,困难不算太大。而加速控制则用于大偏差控制过程,变动大,遇到的问题比较多,困难也大。既要使得加速时间最短,又不能超过容许的喘振边界和高温极限,这就是在选择加速控制方案时所要考虑的问题。

加速时,驾驶员移动操纵杆,是通过油门位置的变化来改变主燃烧室供油量,以达到改变发动机工作状态的目的。加速时间要短,供油量就要多,也就是说加速供油曲线必须尽可能高于稳态工作线,但又不能超出喘振边界和最大允许燃气温度的等温线。因此最佳的加速供油曲线应是和喘振边界等距的一条曲线(如图4-46中虚线所示)。两线间距离就是喘振裕度。加速控制的任务就是实现按这条最佳加速供油曲线来供油。

可以根据转速的信号来供油,即 $W_f = f(n)$ 。但这要等到转速上去以后,才能逐渐加油,加速过程将进行得很慢。在加速的某一阶段,甚至可能造成供油量的严重不足,以致加速油量接近于稳态工作时所需的油量,而导致转速悬挂的故障。

根据压气机出口压力供油,即 $W_f = f(P_3)$,是目前用得较多的方法。空气压力的升高一般就反映了空气流量的增大。这种保持供油量的增加与空气流量的增加相适应的加速控制方法,也便于实现最佳加速供油曲线。 P_3 易于感受,并能反映喘振信号,这都是优点。

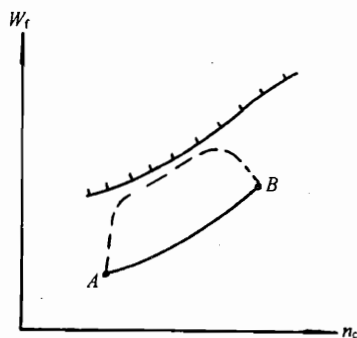


图4-46 加速供油线

但上述最佳加速供油曲线是在一定的飞行高度和速度条件下得出的。当飞行高度和速度发生变化时,这条曲线就不能再保证最佳的加速过程,需要再加修正装置,以便根据飞行条件来修正加速供油曲线。但此修正装置不可能对所有的外界飞行条件都做到精确修正,故效果不理想,并且结构也复杂,这是缺点。于是又改用按时间程序来供油,即 $W_f = f(t)$ 。它是个延迟装置。不管外界飞行条件如何变化,它都以一定的时间间隔,供出所需的加速油量,避免了上述缺点,但还是不能完全满足最佳加速供油曲线的要求。

4.3.2.2 发动机的多变量控制方案

(1) 稳态控制。发动机控制系统的发展趋势是逐渐增多可控变量,而形成多回路的多变量控制系统。

主燃烧室的供油量 W_f 是发动机的主要能源,所以它控制的参数应当是对发动机性能有很大影响的。由于转速可由尾喷口面积来控制,而涡轮前温度又不易测量,故可选取发动机压力比 P_6/P_1 来作为被控参数,它可直接反映发动机的推力水平。此外, P_6/P_1 的给定值是随外

界飞行条件而变化,并不始终保持恒定,与前述单变量控制方案中的自动镇定系统不同。故其控制方案为 $W_1 \rightarrow P_6/P_1 = f(P_1, T_1)$ 。

由于尾喷口面积的变化首先是直接影响低压涡轮后的压力 P_6 ,从而改变了低压涡轮功和转速 n_L ,故用 A_8 来控制 n_L 。同样,此 n_L 的给定值也随外界飞行条件而变化,不能保持恒定。

其控制方案为 $A_8 \rightarrow n_{LC} = n_L \sqrt{\frac{T_1}{288.15}} = f(M_1, P_6/P_1) = f(P_1, T_1, M_1)$ 。

我们知道,高压涡轮导向器的最小截面积 A_{H1} 是发动机通道中的最小喉道面积,故可用它来控制内涵空气流量 W_{a1} 。但要直接测量内涵空气流量存在着一定的困难,必须作相应的转换。由发动机原理公式可知, $W_{a1} \cdot \sqrt{T_1/P_1}$ 是随气动函数 $q(\lambda_4)$ 而变化,而 $q(\lambda_4)$ 又是压气机出口处 M 数(M_3)的函数。此外,压气机出口的总静压差($\Delta P = P_3 - P_{S3}$)与静压 P_{S3} 之比值也是 M_3 的函数,即 $(\Delta P/P_S)_3 = f(M_3)$,故可用 $(\Delta P/P_S)_3$ 来表示气流量,从而使传感器容易实现,于是控制方案为 $A_{H1} \rightarrow (\Delta P/P_S)_3 = f(n_{HC})$ 。

低压涡轮导向器的最小截面积 A_{L1} 直接影响高压涡轮出口的压力。 A_{L1} 变化时,通过高压涡轮出口压力的变化,会引起高压涡轮功和转速 n_H 改变,故可用 A_{L1} 来控制 n_H ,并且 n_H 的给定值也不始终保持恒定,而随外界飞行条件及 n_{LC} 变化,其控制方案为 $A_{L1} \rightarrow n_{HC} = f(n_{LC}, M_H)$ 。

当然,上述多变量控制方案的分析只是举例来说明方案的制定问题,也可选用其他的被控参数和不同的匹配方案。可控变量也可能更多些,例如进气道的锥角等。这都要根据具体发动机的情况和飞行范围来综合考虑。

对于不同状态,可以采用不同控制计划,如加力状态采用 $\bar{F}_c = f(T_1)$,最大状态采用 $\bar{n} = f(T_1)$,巡航状态采用 $R = f(F_c)$ 等,以满足战术技术要求。

(2) 瞬态控制。在多变量控制方案中,由于可控变量多,被控参数也多,通过各种组合,总能达到一种使性能最优的加速控制方案。

在控制过程中,当减小油门时,供油量减少,涡轮前温度要下降,于是通过高压涡轮的气流量要增加,这时就要关小高压涡轮的导向器面积,以补偿由于涡轮前温度下降而引起的气流量增大的趋势,使内涵气流量保持不变。在涡轮前温度下降和高压涡轮导向器面积减小的同时,如要保持高压涡轮功不变,就要相应减少高压涡轮后的压力。要做到这一点,就必须相应开大低压涡轮的导向器面积,这样才能保持高压涡轮功,即转速 n_H 不变。同理,如果还要求低压涡轮功(即转速 n_L)也不变,就要开大尾喷口面积,使低压涡轮后的压力 P_6 相应减小。由于低压涡轮后的压力的减少,使尾喷口的出口流速减小,才使得发动机推力能随着油门的关小而减小。

从上面的论述得知,要实现这种控制方案,必须高、低压涡轮导向器面积和喷口面积连续可调。又由于涡轮导向器的转角有限,涡轮的膨胀能力有限,其推力下降的可能性也是有限的。

4.3.3 主燃油控制方案选择

发动机在飞机上使用,它的工作条件是在不断变化的。不仅飞行高度和飞行马赫数在很大的范围内变化,而且发动机的工作状态也是经常在改变的。例如,在起飞、爬升和作战时,要求发动机的推力要尽可能大;在飞机巡航飞行时,要求发动机在提供一定的推力的同时,耗油率要尽可能小;飞机在着陆时,要求发动机在能够稳定工作的条件下,推力要小并能迅速加速。这就要求我们必须了解发动机在非设计状态下的性能问题,也就是发动机的特性问题。

为了最大限度地发挥发动机潜在的性能和最有利地使用发动机,以满足飞机在不同飞行条件下的要求,必须研究发动机的控制问题。

4.3.3.1 单转子发动机控制方案

讨论几何面积不可调的涡轮喷气发动机的控制。此类发动机上最广泛使用的是 $n = \text{常数}$ 的调节规律。如 WP6 发动机,在发动机上装有转速调节器,通过改变供油量来改变转速,用油门杆来进行操纵。转速是被控参数,供油量用来改变被控参数大小的因素称为可控变量(或调节中介)。当飞行条件一定时,改变油门杆的位置,也就改变了发动机的供油量,使发动机的转速随着改变。或者当油门杆位置一定时,改变飞行条件,进入发动机的空气流量发生改变,供油量受转速调节器的控制而自动改变供油量的大小,使发动机转速保持一定。

$n = \text{常数}$ 的控制方案,是指飞行条件改变时,发动机转速始终保持为常数且为最大值。在下面的讨论中,我们将会知道,这种控制方案的涡轮前燃气温度也始终保持在最大值附近,发动机的推力也在最大值附近,所以这种控制方案比较充分地发挥了发动机的机械强度和热强度的潜力,也比较容易实现,是常用的一种最大推力控制。

给定了发动机的控制方案,发动机的共同工作点也就可以确定了。例如在图 4-47 的发动机共同工作线上,如果 a 点为设计点, $H = 0, M = 0$ 为设计状态,则 $T_1 = T_0 = 288.15\text{K}$ 。给定任一飞行高度和飞行马赫数,就可以由 $T_1 = T_H = T_s(1 + \frac{k-1}{2} M^2)$ 求出 T_1 。发动机的控制方案为 $n = \text{常数}$,就可以求出 $n/\sqrt{T_1}$,而在共同工作线上定在这个共同工作点。共同工作点确定后,就可以求出各截面的气流参数,从而计算出发动机的性能参数。

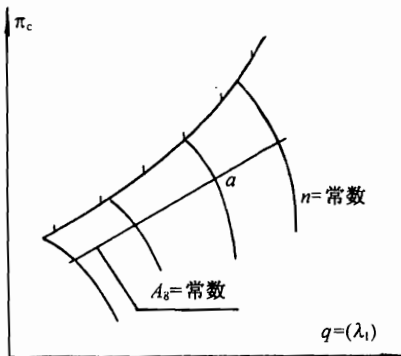


图 4-47 尾喷口出口面积为常数的共同工作线

图 4-48 是设计增压比为 12、6、3 的三台涡轮喷气发动机的压气机特性图和共同工作线。

三台发动机都以地面静止状态作为设计点,将其沿共同工作线的压气机参数 $\pi_c, q(\lambda_1), \eta_c$ 随相对换算转速的变化,变换坐标并以设计值的相对值的形式表示,如图 4-49 所示。

从图 4-49 可以看出:当飞行高度一定时,随着飞行马赫数的加大, T_1 将增大。飞行高度如果是 11km,则当飞行马赫数为 1.286 时, $T_1 = 288.15\text{K}$,和地面静止状态的标准温度相同。若调节规律为 $n = \text{常数}$,则这一飞行条件下的工作点就在设计点。当飞行马赫数大于 1.286 时, $\bar{n}_c < 1.0$,三种设计增压比的发动机的 $\pi_c, q(\lambda_1)$ 都下降。但是,高设计增压比的发动机,下降得比较快。压气机效率 η_c 在 $\bar{n}_c$ 下降时,设计增压比较低的和中等程度的,先略有增大然后再减小;而设计增压比高的,几乎没有增大就开始下降,而且下降速度比低设计增压比的快得多。

下面我们来分析这种调节规律下涡轮前燃气温度的变化。当发动机在最大转速下工作时,涡轮喷嘴环和尾喷管通常都是在超临界状态下工作。这种情况下,涡轮落压比 π_t 为常数,若再假设涡轮效率 η_t 不变,则

$$L_t = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_4 \left(1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{k_r}{k_r - 1}}}\right) \eta_t = T_4 \times \text{常数}$$

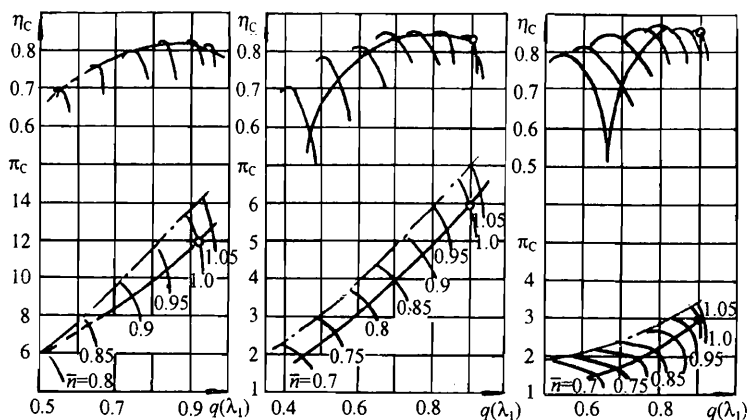
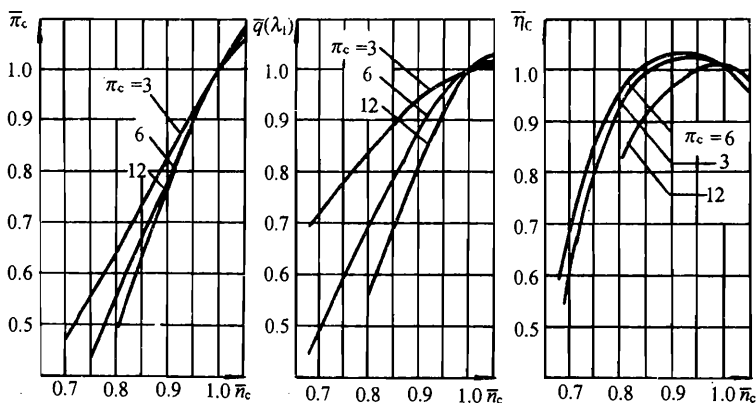


图 4-48 不同设计增压比的发动机共同工作线

图 4-49 压气机参数随 $\bar{n}_c$ 的变化关系

在平衡工作时

$$L_c = L_t \cdot \eta_m$$

因此, $L_c/T_4 = \text{常数}$ 。

上式表明,在 $n = \text{常数}$ 的调节规律下,沿共同工作线的 L_c/T_4 应该是一常数。 T_4 的变化取决于压气机功 L_c 沿共同工作线的变化。试验和理论计算的结果都已证实,压气机功 L_c 沿共同工作线的变化,和发动机的设计增压比 π_c 有关。由于高、低设计增压比的发动机在 $\bar{n}_c$ 变化时, π_c 、 η_c 的变化快慢不同,因此,压气机功 L_c 的变化快慢也不同。用 $\bar{L}_c = L_c/L_{cdp}$ 表示压气机功的变化量。图 4-50 给出了这三台发动机的 $\bar{L}_c$ 和 $\bar{n}_c$ 的关系曲线。由图可见,高设计增压比的压气机功 L_c 在 $\bar{n}_c$ 下降时是增大的。根据 $L_c/T_4 = \text{常数}$,则涡轮前燃气温度 T_4 也应该是增大的。中等设计增压比的压气机功在 $\bar{n}_c$ 下降时几乎不变,而低设计增压比是下降的;相应的 T_4 也应该是几乎不变或下降的。要注意的是图 4-50 只适用于 $n_c = \text{常数}$ 而飞行条件改变使 $\bar{n}_c$ 改变这种情况,不能用于分析转速 n_c 改变时的压气机功的变化。

对于设计增压比为 12 的发动机,如果地面设计点的涡轮前燃气温度为 1155K,则在飞行

高度为 11km, 飞行马赫数为 2.0 时, $\bar{n}_c$ 为 0.86, T_4 将增高至 1270K。

由此可见, 对于高设计增压比的发动机, 如果地面起飞状态的涡轮前燃气温度取为最大的允许值, 那末在高空大马赫数飞行时, T_4 将会超过最大允许值。如果取最大飞行马赫数时的 T_4 为最大允许值, 则在地面起飞状态时 T_4 将低于最大允许值, 未能充分发挥发动机的潜力。同样, 对于低设计增压比的发动机, 如取地面起飞状态的 T_4 为最大允许值, 则在高空大马赫数飞行时, T_4 将低于最大允许值, 也没有充分发挥发动机的潜力。只有中等设计增压比的发动机, 在各种飞行条件下, T_4 基本上保持不变。

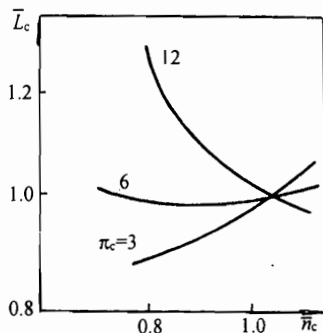


图 4-50 $\bar{T}_c$ 随 $\bar{n}_c$ 的变化关系

从图 4-48 上还可以看到, 高设计增压比的发动机在相对换算转速下降时, 由于喘振边界线较陡而共同工作线较平, 它的喘振裕度是减小的, 发动机容易发生压气机喘振。上述 $\pi_{cdp} = 12$ 的发动机, 当 $\bar{n}_c$ 小于 0.86 时, 喘振裕度小于允许值, 使发动机不可能在低于 $\bar{n}_c = 0.86$ 时工作。而低设计增压比的发动机, 在 $\bar{n}_c$ 下降时, 喘振边界线较平而共同工作线较陡, 使喘振裕度增大。这也就是为什么高设计增压比的涡轮喷气发动机都要采用一定的防喘措施的缘故。

以上介绍了单轴涡轮喷气发动机采用的最大推力控制方案。还可以有其他的控制方案如 $T_4 = \text{常数}$, $\bar{n}_c = \text{常数}$ 或组合控制方案等。控制方案的选择, 在发动机和设计过程中, 也是一个很复杂的问题。要考虑到发动机的性能要求和实现的可能性, 通过理论和实验的分析来确定。

4.3.3.2 双转子发动机控制方案

双轴发动机的自由度比起单轴发动机的自由度并没有增加。因此, 在双轴涡轮喷气发动机中, 流程截面不可调时, 和单轴发动机一样, 可以仅对一个参数给定调节规律; 有一个调节截面时 (例如, 喷管喉道面积 $A_8 = \text{变量}$), 对两个参数给定调节规律, 以此类推。

用保持一个转子的转速不变来调节双轴发动机时, 另一个转子的转速不可能保持不变, 而是随着飞行速度和高度的变化, 根据发动机中高低压气机间的气动耦合关系而变化, 使压气机的功重新分配, 以适应涡轮功的比值 L_{H1}/L_{H2} 为常数。因此, 在研究尾喷口面积不可调 ($A_8 = \text{常数}$) 时的控制方案, 常用的有如下几种:

(1) 保持低压转子转速不变的调节规律。

$n_L = \text{常数}; A_8 = \text{常数}$

(2) 保持高压转子转速不变的调节规律。

$n_H = \text{常数}; A_8 = \text{常数}$

(3) 保持涡轮前温度不变的调节规律。

$T_4 = \text{常数}; A_8 = \text{常数}$

尾喷口面积不可调的这三种调节规律的比较见图 4-51(a)、(b)、(c)、(d)。在以下的讨论分析中, 均假设尾喷管为超临界工作状态。

图中的 T_H 反映了飞行高度和飞行马赫数的变化, 假设发动机的设计点为地面静止状态, 即 $T_H = 288.15\text{K}$, 以第一种调节规律 $n_L = \text{常数}$ 为例来解释曲线变化的原因。当 T_H 加大, $288.15/T_H$ 减小时, 保持 n_L 不变, $n_{LC} = n_L \sqrt{288.15/T_H}$ 减小, 低压转子的共同工作点沿共同工

作线向下移动, $q(\lambda_1)$ 减小, 低压压气机功增加。要保持低压转子转速不变, 在涡轮落压比 π_{TL} 不变时, T_4 必须加大, 这就使高压转子的转速加大, 转速比 n_H/n_L 加大, 总的压气机功 L_C 加大。但因 T_H 是加大了, 所以总的增压比 π_C 仍是下降的。其他两种调节规律也不难用同样方法去分析。

调节规律(1)的优点是: 低压转子转速不变, 而高压转子的转速和涡轮前温度的变化都不太大。在飞行马赫数加大时, T_H 增大, T_4 会提高, 如果涡轮叶片强度允许的话, 可以得到较大的推力。

采用调节规律(2)的优点是, 随着飞行高度的增加, T_H 下降, 高压转子转速 n_H 保持不变, 低压转子的转速将增大, 这就缓和了推力的降低。

调节规律(3) T_4 不变, 是介于 $n_L =$ 常数及 $n_H =$ 常数这两种调节规律之间的调节规律。随着飞行速度的增加, 在 $T_4 =$ 常数时, 两个涡轮的功是不变的。在 T_H 增大时, 低压压气机需要的功加大, 低压涡轮功就显得不够了, 因此低压转子的转速下降。高压压气机需要的功减小, 高压涡轮功显得太大了, 所以高压转子的转速要加大, 转子的转速比 n_H/n_L 增加了。这种调节规律的基本优点是发动机始终在允许的最大热负荷条件下工作, 推力也较大, 但要直接感受 T_4 , 目前还难以实现。

在实际使用中, 有时用几种调节规律的组合, 如在某一飞行范围里用 $n_L =$ 常数, 而在其他飞行范围里用 $n_H =$ 常数。

4.3.4 发动机变几何控制

4.3.4.1 尾喷口调节

喷口出口面积不可调的单轴涡轮喷气发动机不可能在所有的飞行范围内都充分发挥发动机的潜力。最好能使发动机在所有的飞行条件下都有: $n_{\max} =$ 常数; $T_{4\max} =$ 常数。要保持两个参数不变, 就要有两个调节器, 通常用改变供油量来保持转速不变, 用改变喷管出口面积来保持涡轮前燃气温度不变。当采用 $n =$ 常数和 $T_4 =$ 常数的调节规律时, n 和 T_4 为被调参数, 供油量和喷口出口面积是调节中介或叫可控变量。

用调节喷管临界截面积的方法来实现 $T_4 =$ 常数, 实际上这是靠温度传感器来实现的, 温度传感器测出燃气温度的变化, 并自动的对喷管控制机构起作用, 以便在发动机操纵杆位置固定的条件下, 用改变涡轮的压力降 π_t 和相应的涡轮功 L_t 的方法来实现 $T_4 =$ 常数的条件。然而, 随着喷管临界截面积增大, 涡轮排气速度系数 λ_1 增加会引起涡轮效率下降。 π_t 可能在 $\lambda_1 < 1$ 的范围内增加。当涡轮后面的速度等于声速时, 再增大 A_8 也不会影响 π_t 值, 只会增加涡轮后面流程内的损失。因此必须把设计状态下的 λ_1 选得尽可能小些, 以保证喷管临界截面积

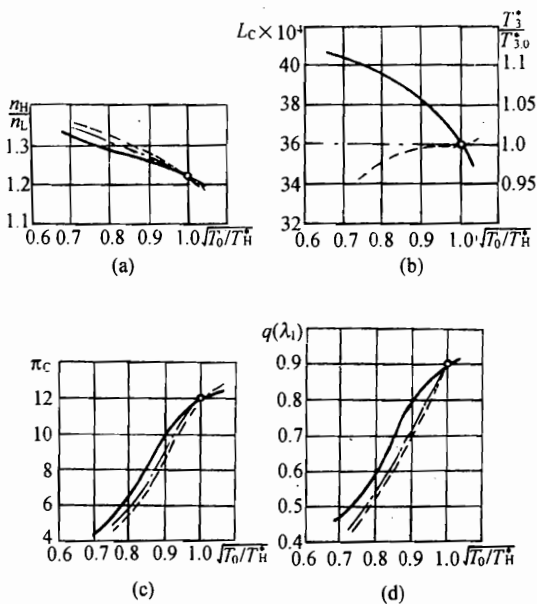


图 4-51 尾喷口面积不可调时三种调节规律的比较

增大时涡轮功有足够的调节余量。

对于喷管临界截面可调的双轴涡轮喷气发动机,按 $n_L = \text{常数}$, $T_4 = \text{常数}$ 的规律,也是可以实现的,它与 $T_4 = \text{常数}$,喷管临界截面不可调的调节规律相比,前者的共同工作线靠近喘振边界线,低压压气机的稳定工作裕度下降。其原因是:当飞行马赫数增加时,为了保持低压转子转速 n_L 不变,燃气温度 T_4 应该提高。为了保证 $T_4 = \text{常数}$ 时 $n_L = \text{常数}$ 的条件,就必须用提高 π_{1L} 值的办法来增加低压涡轮功,提高 π_{1L} 是通过增大喷管临界面积做到。然而,当 T_4 不变和 $\pi_{1H} = \text{常数}$ 时,提高 π_{1L} 就会造成:随着马赫数增加,压气机功值比 L_{cL}/L_{cH} 随马赫数提高而增大,这就使转子转差率随马赫数值增大而减小。转差率减小意味着低压压气机出口处反压增加,共同工作线接近喘振边界线。所以双轴涡轮喷气发动机采用本调节规律时,低压压气机要有足够的喘振裕度。

对于涡轮风扇发动机,采用本调节规律时,当增大喷管临界面积时,转差率减小,并不使风扇出口处反压增加,因为涡轮风扇发动机的双涵道可以自动平衡流量的变化,只是使涵道比增加而已,而且风扇共同工作线远离喘振边界线。因此涡轮风扇发动机常采用增大喷管临界面积的调节方法。现役某型发动机在 $T_1 \leq 288K$ 条件下,喷管临界截面面积 A_g 保持为常数;在 $T_1 > 288K$ 时,按 $A_g = f(T_1)$ 的规律控制。喷管临界截面面积 A_g 随飞行速度的增加而增大,发动机转差率减小,达到提高高速性能的目的。值得注意的是,采用这种控制规律,风扇效率在非设计状态要处于较高的值变化,才能有收益。若当喷管临界截面面积增大时,风扇工作点进入低效率区就不宜采用此控制规律。

4.3.4.2 涡轮导向器调节

前述谈及的控制规律,实际上很少改变工作线的变化趋势。其原因在于共同工作线的斜率主要取决于增压比 π_c 和压气机后面的管道阻力。而管道阻力又取决于涡轮的导向器,并且在前述各种控制规律下也很少变化。因此,当涡轮导向器 $q(\lambda_{c,a}) = \text{常数}$ 和 $A_{tc,a} = \text{常数}$ 时,压气机增压比 π_c 给定以后,就不可能显著地改变压气机特性图上工作线变化的特征。只有用改变 $A_{tc,a}$ 面积来改变管道阻力,才能显著地影响工作线的变化,以保证获得我们所需要的参数。例如,在飞行状态的全部范围内,稳定工作裕度保持不变。这种调节规律就是 $n = \text{常数}$ 、 $T_4 = \text{常数}$ 、 $\Delta SM = \text{常数}$,要同时保持转速、燃气温度和稳定工作裕度不变,可以通过改变燃油流量,喷管临界截面面积和涡轮第一级导向器的通道面积来办到。

现在来分析一下,用这种调节规律时,在高增压比压气机的发动机上,涡轮第一级导向器面积 $A_{tc,a}$ 和喷口临界面积 A_{gcr} 随换算转速 $\bar{n}_c$ 减小的变化特征。当导向器面积 $A_{tc,a} = \text{常数}$ 时,稳定工作裕度随换算转速 $\bar{n}_c$ 减小而下降。为了保证换算转速 $\bar{n}_c < \bar{n}_{cdp}$ 时 $\Delta SM = \text{常数}$,就必须加大 $A_{tc,a}$ 。用这个调节规律时,压气机的功沿工作状态线的变化不太大,因为工作线几乎平行于喘振线并且压气机前几级的攻角增加的程度也比 $A_{tc,a} = \text{常数}$ 下按 $n = \text{常数}$ 和 $T_4 = \text{常数}$ 的调节规律时小些。涡轮膨胀比的变化也不厉害。因此根据喷管与涡轮的流量连续方程:

$$\pi_1 \sqrt{1 - (1 - 1/\pi_1^{k-1/k_g}) \eta_1} = A_g / [A_{tc,a} \cdot q(\lambda_g) \cdot \text{常数}]$$

随着 $A_{tc,a}$ 增大 ($\bar{n}_c$ 减小时), A_g 面积也应该增大。

对低增压比压气机的发动机进行同样的分析,就会得到这样的结论:用这个调节规律时,随 $\bar{n}_c$ 减小, $A_{tc,a}$ 和 A_g 的面积都应该减小。

$n = \text{常数}$ 、 $T_4 = \text{常数}$ 和 $\Delta SM = \text{常数}$ 的调节规律保证推力在所有飞行条件下都是实际最大可能值,同时由于始终保持所需的稳定工作裕度,发动机的可靠性也很高。值得指出的一点

是,可以用任何一种所希望的 ΔSM 随 $\bar{n}_c$ 变化的规律来代替 $\Delta SM = \text{常数}$ 这个条件。

用这种调节规律的主要困难是必须调节导向器,这就牵涉到构造上的一些很复杂的问题。

4.3.4.3 涵道比调节

涵道比的调节只能对涡扇发动机而言。目前采用变循环的涡扇发动机,可以在地面起飞时具有大涵道比,高空高速时为了提高单位推力,又可以降低涵道比,使之接近涡喷发动机。如美国 GE 公司的 F120,日本高超声速计划的 HYPR90-T,美国国防部综合高性能涡轮发动机技术计划的 XTC16 系列,都属于这类发动机。

变循环涡扇发动机采取的主要变循环措施有可调面积的外涵道进、出口环,风扇和高压压气机可调静子叶片和可调低压涡轮导向器。

F120 发动机是世界上第一台变循环发动机,它的基本特征是在超声速飞行时以常规的涡喷方式工作,在亚声速时则以涡扇方式工作。

这种双工作模式(涡轮喷气/涡轮风扇)的变循环发动机利用了一个双涵道方案,它既可以在作为涡喷模式时允许高压压气机第一级后的一部分气流流向外涵道,也可以在作为涡扇模式时允许风扇和高压压气机之间的一部分气流流向外涵道,见图 4-52。

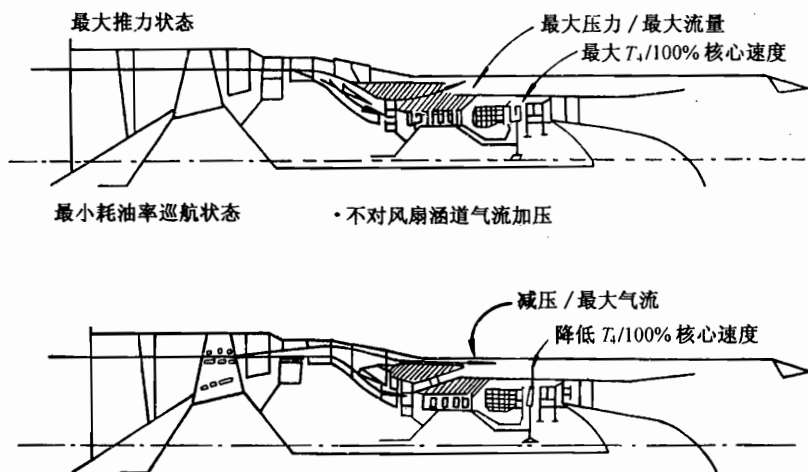


图 4-52 F120 发动机

4.3.4.4 压气机可调静子叶片调节

发动机的各种工作状态下所具有的实际稳定工作裕度可能在相当宽广的范围内变化,并且在很大程度上决定于压气机的增压比。但在任何情况下实际裕度都不应低于所要求的值。对高增压比压气机,随发动机转速 $\bar{n}_c$ 降低, ΔSM 减少。其原因是:随着 $\bar{n}_c$ 的减小,增压比 π_c 下降,由于空气密度下降而经过压气机最后几级的容积流量增加。在最后几级的轴向速度就增加,气流攻角变成负攻角,最后几级开始限制经过压气机的空气流量。这就导致当 $\bar{n}_c$ 减小时压气机进口的轴向速度下降,其结果使压气机前几级的攻角增大和在工作轮的叶背处气流发生分离,因而能引起压气机不稳定工作。为了增加流通能力而转动后几级导流叶片时稳定工作裕度实际上并不增加,而且甚至减小。其原因是,虽然由于流量增加而使最后几级的攻角也接近最佳的值,但这些级仍接近堵塞工作状态,最后导致稳定工作裕度的下降。为了保证稳定工作裕度增加,就要转动前面几级的导流叶片,使其攻角减小,流过压气机流量下降,图 4-53。

因为压气机后的压力,能比较充分地体现发动机构件上的气动负荷。当 P_3 压力高时,通过发动机的空气流量大,作用在压气机和涡轮机匣上的气动负荷,作用在发动机轴上的扭转力矩都大。限制 P_3 也就使发动机上的负荷得以控制。当然,限制 P_3 之后,发动机性能下降,这就需要在性能、强度储备和发动机重量之间进行折衷。同时还必须考虑主燃烧室和燃油系统的正常工作。因此,对于具体的发动机 P_3 值应限制多少,需要在设计过程中认真研究。下面给出几种发动机 P_3 限制值供参考。

表 4-10

发动机型号	台架最大状态 P_3 (MPa)	限制值 P_3 (MPa)
F110—GE129	2.645	3.746
F100—PW100	2.566	3.795
F404—GE400	2.158	3.106
SpeyMK202	2.019	2.503

4.4 FADEC——全功能数字电子控制

随着航空发动机技术的发展,需要越来越复杂的控制系统。全功能数字式电子控制系统正在取代传统的液压机械式控制系统。通过使用数字式微型计算机,该系统能对所有的变量值进行快速计算并为飞机发动机自动提供综合控制程序。这种控制系统不仅减轻了飞行员的负担,而且在改善操纵可靠性的同时,减少了发动机控制系统和发动机部件的维护量。

4.4.1 总的设计要求

- (1) 控制系统必须满足发动机战术技术要求,各项控制功能齐全;
- (2) 控制系统的设计应考虑兼顾发动机状态临近和故障诊断系统的功能;
- (3) 在控制系统设计上应用的软件应具有先进的控制技术,采用先进的自适应控制,软故障处理技术;
- (4) 控制系统要求做到体积小、质量轻;
- (5) 控制系统应满足军用规范规定的各项环境条件;
- (6) 控制系统应具有高的可靠性;
- (7) 控制系统应设计成便于调整、更换;
- (8) 控制系统要求具有应急处理能力。

4.4.2 基本功能

- (1) 低压转速 n_1 控制;
- (2) 低压换算转速 n_c 控制;
- (3) 高压转速 n_2 控制;
- (4) 起动过程的燃油 W_f 控制;
- (5) 加速和减速燃油 W_f 控制;
- (6) 风扇进口可变弯度导流叶片调节角 $VIGV$ 控制。
- (7) 高压压气机可调静子叶片安装角 α 的控制;

- (8) 压气机出口压力 P_3 的控制;
- (9) 排气温度 T_6 的控制;
- (10) 接通和切断加力过程的控制;
- (11) 加力燃油 W_{IAB} 的控制;
- (12) 喷口面积 A_8 和 A_9 的控制;
- (13) 防喘控制;
- (14) 发动机状态监控。

4.5 气动稳定性设计

4.5.1 气动稳定性设计目标

作为飞机动力装置的发动机,其工作范围可以用飞行包线来概括。发动机气动稳定性的研究就是研究在飞行包线内的发动机气动稳定性问题。飞行包线由飞机设计师按飞机的战术技术要求确定。通常,军用飞机比民用飞机的飞行包线范围大得多,而且机动过程中攻角和侧滑角变化大,此外,还应考虑武器发射的影响。因此,战斗机动力装置比民用飞机动力装置的气动稳定性问题更复杂。在发动机尚未确定其装用的飞机时,发动机设计师应为其设计的发动机设定飞行包线的范围。发动机气动稳定性的设计目标就是要确保在飞行包线内飞机以各种机动动作和姿态飞行,发动机在全寿命期内不会发生气动不稳定问题。

4.5.2 稳定边界、稳定裕度的定义

发动机的工作是否稳定通常以某一状态下是否有稳定的压力和流量表示。旋转失速和喘振是两种常见的不稳定现象,所谓旋转失速是指在气流中存在以转子的旋转方向转动的局部失速气流,其旋转速度大约等于转子转速的一半。旋转失速通常发生在高压压气机的低转速情况下。旋转失速和喘振情况的气流特征如图 4-55 所示。

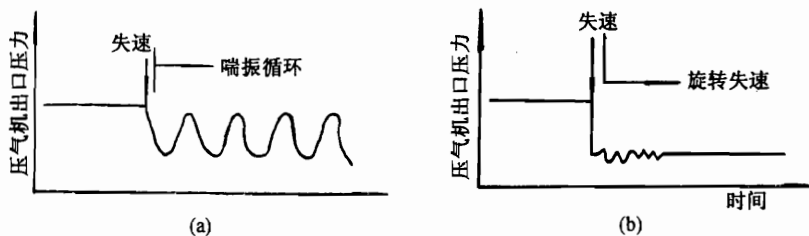


图 4-55 旋转失速和喘振时压气机出口压力与时间关系

喘振是一种以气流中断为特征的气动不稳定性现象,它或多或少产生沿发动机压缩部件轴向移动的平面波。完全发展的喘振循环具有失速、降压、再增压的交替循环的特征。对于中型和大型的涡扇发动机喘振频率将达到 5~20 Hz 范围。

通过给压缩部件缓慢地节流而得到的面平均总压比随换算流量变化的关系,一直可以节流到发生不稳定的点为止。并将这种关系逐点绘制在特性图上。不同转速下这些点的连线即被定义为稳定边界,见图 4-56。

稳定裕度,是指在同样的换算流量下稳定边界线上和工作线上压比之差,再用稳定工作线上的压比进行无量纲化,见图4-56。

$$SM = \frac{PR_{\text{端点}} - PR_{\text{工作点}}}{PR_{\text{工作点}}} \times 100\%$$

除此之外,还有其他很多种表示稳定裕度的方法。比较常用的一种是等转速线上压比流量裕度表示法,定义为:

$$SM = \left\{ \frac{(PR/WA)_{\text{端点}}}{(PR/WA)_{\text{工作点}}} - 1 \right\} \times 100\%$$

在进气道/发动机匹配工作中,双方应采用统一的定义,并建议采用压比流量裕度的表示法。这样,在进行进气道和发动机流量匹配时,能迅速地评估畸变对喘振裕度的影响。稳定裕度的损失,即 ΔSM ,是指在同样的换算流量下,评定点 AP_1 和 AP_2 之差,再用同一个换算流量下参考工作压比进行无量纲化。

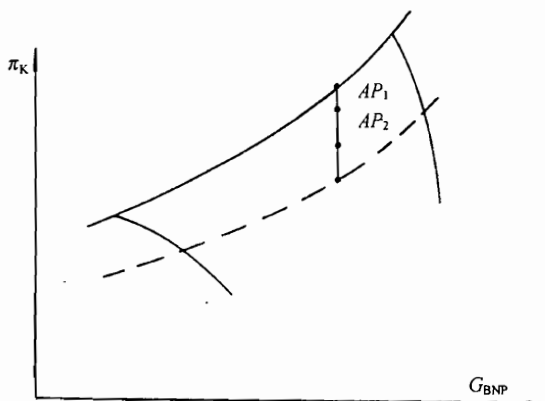


图 4-56 在确定工作适应性时所用各点的压比关系

4.5.3 导致气动不稳定的各种因素

在寿命循环期内,航空燃气涡轮发动机工作在复杂的环境和条件下,这些环境和条件的变化往往会导致气动不稳定现象的发生。影响气动稳定性的因素可以分成两类:因发动机本身引起的内部因素和因工作环境引起的外部因素。

内部因素有:同一个型号各台发动机之间的制造公差;发动机长期工作后机件的磨损和老化;控制系统的误差;热瞬变过程。

外部因素有:进气总压畸变;进气总温畸变;平面波以及雷诺数的影响。

发动机流路系统的零组件如工作叶片和整流叶片的质量、转子尖部间隙、根部漏气(路径和积累公差都会影响稳定边界的位置。尾喷口、涡轮导向器喉道的面积公差、影响效率的部件的质量都对压缩部件的工作线有影响。

典型的压缩系统不稳定性因素如图4-57给出了各项降稳定因素所占的比例值。

4.5.4 稳定性设计—稳定裕度的分配

在当今的航空发动机设计中,对发动机的工作适用性要求已列为一个重要的项目,在设计阶段必须对将来工作状态下的发动机的稳定性作出基本的评估,目的是要弄清选多大的裕度是合适的。评估的准确性取决于各种具体条件。稳定裕度的分配是总体性能设计的任务之一。

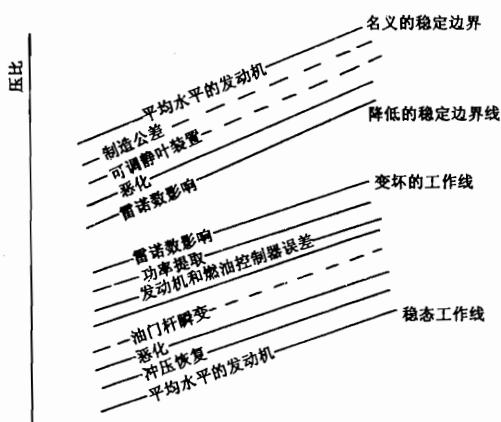


图 4-57 典型压缩系统的不稳定因素换算流量(kg/s)

(1) 稳定性设计应遵循具体情况。

具体对待的原则。推进系统设计可能遇到的情况有：发动机是现成的或基本是现成的、而飞机是新设计的；发动机是新设计的、飞机也是新设计的；发动机是新设计的、飞机是现成的等。不同的研制情况决定了作为稳定性设计基础的部件试验及整机试验项目的数量。实践表明，部件和整机试验越不充分，解决稳定性问题就越困难。

(2) 在考虑稳定裕度时除考虑进气畸变的影响外，还应考虑发动机其他工作及安装因素。

(3) 稳定性设计的一般程序。

稳定性设计的关键在于合理地确定各种降稳因素所占裕度的百分值。然后用简单的代数求和或是统计法对稳定性进行评定，并将要求实现的指标体现在压缩系统设计中。这将涉及压缩系统气动参数的选择以及提高稳定性的措施。这样的评定应该在研制过程中反复进行，并与压缩系统参数选择及所采取的各种提高稳定性的措施结合起来。

(a) 简单的代数求和法：直接将各种降稳因素的最坏可能性求代数和得到所需的稳定裕度。这是早期的稳定性的评定方法，这种方法的缺点是会使发动机的性能和重量付出较大的代价。

(b) 统计法：实践表明，所有的降稳因素不是同时出现的，对于一些随机的降稳因素可以采用统计法求和。

对于孤立的压缩部件，稳定裕度可表示为

$$SM_{bs} = SM_{ex} + [(\Delta SM)_{nr} + (\Delta SM)_r]$$

其中： SM_{bs} ：要求的稳定裕度；

$(\Delta SM)_{nr}$ ：非随机因素引起的稳定裕度损失的代数；

表示为： $(\Delta SM)_{nr} = \sum_{i=1}^n (\Delta SM)_i$ ； n 为非随机因素个数；

$(\Delta SM)_r$ 为由随机因素引起的稳定裕度损失的和方根；

$(\Delta SM)_r = + \sum_{i=1}^m (\Delta SM)_{2i}$ ； m 为随机因素的个数；

SM_{ex} 为基准稳定裕度。

(4) 统计法评估稳定性的步骤和例子。

本节介绍预测飞行任务剖面中发动机发生喘振概率的方法。

(a) 净稳定边界的计算

确定每个不稳定因素对工作线和稳定边界线的影响，用表 4-11 的内容进行计算。实际上由于研制情况不同，表 4-11 所列参数不一定都能填全，只能从实际出发填写，也可以参考其他机种的数据。

下述六个步骤中，前两步是净稳定边界计算，后四步是喘振概率计算。

第一步：对全部非随机稳定裕度损失求算术和。

第二步：对全部随机稳定性裕度损失求和方根。

(b) 喘振概率的计算

对每一个压缩部件，完成表 4-11 的第一、二步计算后，按下列步骤计算喘振概率，并假定随机影响裕度损失的和方根相当于三个标准偏差。

第三步：确定代表一个标准偏差所对应的稳定性裕度。

第四步：从可用的总的喘振裕度中减去非随机喘振裕度损失，求出随机损失的有效喘振

裕度。

第五步：计算第四步剩余喘振裕度的标准偏差的个数。

第六步：按标准差值求出喘振概率。

(c) 飞行包线的喘振概率计算

需要注意的是，上述工作不是仅仅对设计点来做，而是要在包线范围内选择若干个关键点进行，从而可以找到飞行包线内发生喘振最大可能的点，并以此来确定最坏的飞行条件。

表4-12给出了一个稳定性评估的实例。

表4-11 稳定性评定工作单

项 目			项 目		
飞行条件			压气机放气		
高度/马赫数			雷诺数影响		
发动机寿命(h)/功率提取			喷管匹配的影响		
风扇(压气机)			湿度		
压气机放气/放气位置			控制方式		
可用的喘振裕度			反压畸变		
工作线因素	非随机	随机	压气机相互影响		
进口畸变			瞬态变几何影响		
稳态总压畸变			油门杆瞬态转换		
温度畸变			喘振线因素	非随机	随机
旋流畸变			最大瞬时总压畸变		
冲压恢复			发动机磨损		
功率提取			变几何控制容差		
油门杆瞬态			温度		
发动机老化			控制方式		
燃油控制系统磨损			反压畸变		
磨损对瞬态燃油流量的影响			压气机相互影响		
燃油控制容差			瞬态变几何影响		
各台发动机之间的差别			油门杆瞬态转换		
不同发动机对瞬态燃油的影响					

喘振概率估算：

第一步：非随机影响总和 =

第二步：随机影响之和方根 =

第三步：1个标准偏差所对应的稳定性裕度 =

第四步：剩余稳定裕度 =

第五步：标准偏差的个数 =

第六步，喘振概率百分数 =

表 4-12 某型发动机稳定性统计评估单

不稳定影响	部件 - 压气机	
工作线因素	非随机的	随机的
进口畸变	0.7 %	—
油门杆瞬态	6.0 %	—
燃油控制系统容差	—	1.15 %
喘振线		
雷诺数影响	0.36 %	—
进口畸变	7.5 %	—
各台发动机之间的差别	—	1.35 %
总和	14.56 %	2.17 %
可用的喘振裕度	20.0 %	
喘振概率估算		
第一步：非随机影响总和	14.56 %	
第二步：随机影响之和方根		+ 2.17 (假定等于 3 个标准差)
第三步：1 个标准偏差的稳定性裕度增量		$\sigma = 0.72$
第四步：剩余稳定裕度	5.44 %	
第五步：剩余标准偏差的个数		$K\sigma = 7.56$
第六步：按 $K\sigma$ 值判断，喘振概率百分数基本上为零		

4.5.5 增加发动机稳定性的各种措施

在第 4.5.3 条中所述的导致气动不稳定的各种原因中，一些因素是不可避免的，例如各台发动机之间的制造公差，发动机长期工作后的机件磨损和老化。有一些降稳因素通过设计努力可有所改进，例如转子尖部间隙、根部漏气等。在考虑采取何种措施增加稳定性时，首先要搞清稳定裕度的“关键点”以及发生这些关键点的原因。经常采用的扩大稳定性的措施有如下几种：

- 气动改进重新设计。这是一种迫不得已的办法，代价大、周期长。
- 改变工作点的位置，使其离稳定边界远些。
- 采用可调零级进口导向叶片。这种措施能改善风扇部件低换算转速下的效率，扩大稳定边界的范围，增加稳定裕度，并能增加抗畸变能力。目前，一些战斗机发动机如 F100、F110、F404、M88、AJI-31Φ 等都采用变弯度进口导向叶片。
- 对于压比高、级数多的高压压气机，为解决前面级和后面级的匹配问题，常采用中间级放气或前几排静子可调的办法。
- 在一些发动机上还采用机匣处理的办法来扩大稳定工作裕度。

4.5.6 关于稳定性设计的验证

通常,在进行发动机合格鉴定试验时不进行喘振试验,因为这样做不仅会影响发动机寿命,还有损坏结构的危险。因此,必须在发动机的研制阶段验证稳定性的设计要求是否达到。在单台发动机或单台发动机部件试验时,不可能对所有不稳定影响因素进行试验,因此,在研制计划的各重要阶段就必须有计划地积累数据,采用积木式的办法来验证稳定性要求。

50%剩余裕度验证法: AIR 1419 介绍一种在不希望发动机经受喘振而又要进行稳定性试验的情况下,采用 50% 剩余裕度的验证方法。其具体办法是针对发动机的各种内部影响,建立一条把稳定裕度分配考虑在内的最高当量工作线,试验时试到 50% 剩余的喘振裕度,如无问题,即认为试验合格。关于试验方法:目前在稳定性试验中所采用的加载技术有燃油阶跃和阻塞法,前者用于瞬态,要求有瞬态测量,试验设备改装量小。阻塞法又可分为灌气法和机械阻塞法,这二种方法都可用于稳态试验。

4.5.7 关于抗畸变能力的评定

20 世纪 70 年代以后,进气畸变对发动机稳定性的影响逐渐为人们所认识,并将抗畸变能力列入发动机的设计要求。起初重点放在发动机进口总压畸变的影响上。为了使发动机制造商和机体制造商之间就有关进气道总压畸变的定量影响进行交流的方式标准化,英美等 5 个西方国家成立了 SAE S-16 委员会,出版了 ARP1420 和 AIR 1419 等文件,这些文件中的最基本概念是建立了稳定裕度、稳定裕度损失、稳定压比损失之间的相互关系,以及稳定压比损失与周向畸变和径向畸变的相互关系。

与稳定性设计密切有关的,关于进气畸变对发动机稳定性的影响,俄罗斯提出综合畸变指数的概念,它由稳态畸变指数和动态畸变指数组成,即

$$W = \sigma + \epsilon\%$$

其中: σ ——稳态畸变指数,它表示在某个周向范围内,总压差相对其平均值的百分数;

ϵ ——动态畸变指数,定义为气流在每个点上脉动值的平均值。

而每个点的气流的脉动值是脉动压力的均方根除以测量截面的总压的平均值:

$$\epsilon_i = \frac{1}{T} \int_0^T [\Delta P X \tau] d\tau$$

$$\epsilon = (\Delta P) / P_{in}$$

$$P_{in} P_H^{\gamma} \delta_{BX}$$

俄罗斯专家认为,在当前的设计中, W 值应小于 9%, 即飞机进气道出口的畸变指数 W 值不得大于 9%, 而发动机对 W 值小于 9% 的畸变值应能稳定工作,并且认为,径向不均匀度的影响是次要的,因此在确定总干扰水平时不予考虑。

在俄罗斯的方法中,为获得进气道出口的畸变指数或是研制发动机对进气畸变的响应,需要动态参数,因而在试验时需要动态测量。

有关 ARP 1419 和俄罗斯研究进气畸变的详细方法可参阅相应的技术文件。

4.5.8 关于稳定裕度及抗畸变能力的统计

统计了几种发动机的稳定裕度值(见表 4-13),目的是想给出关于稳定裕度值的数量级

的概念。需要强调的是,稳定裕度不仅是一个状态的值,稳定裕度应由对飞行包线内主要工作点的稳定性检查来确定。例如,对于民用涡扇发动机来说,至少应包含起飞、爬升、巡航等基本状态。

表 4-13 起飞工况时稳定性检查结果

不稳定因素		非随机量			随机量		
		A	B	C	A	B	C
喘振线降低	发动机品质降低	2.3	1.0	2.0	+1.2	+0.5	+1.0
	进气畸变	3.0	2.0	1.0	0.0	0.0	0.0
	发动机制造公差	0.0	0.0	0.0	+1.0	+1.0	+1.9
	雷诺数		-1.0		0.0		
工作线增高	发动机制造公差	0.0		+0.5	+1.0	+0.7	
	控制系统制造公差	0.0		0.0	+1.1	+0.7	
	发动机品质降低	0.5	2.0	+0.5	+1.1	+1.2	
	控制系统品质降低	0.0	+0.7	0	+0.6	+0.7	
	发动机功率瞬变	4.0	7.0				

注: A 项是 PW 公司风扇部件的检查结果, 起飞状态;

B 项是 PW 公司低压压气机的检查结果, 起飞状态;

C 项是 PW 公司高压压气机的检查结果, 起飞状态。

4.6 用户程序

4.6.1 用户程序的功用和种类

用户程序由发动机研制单位或生产厂家编写,在交付发动机的同时提交给发动机使用单位或用户。

4.6.2 用户程序的操作与运行要求

(1) 程序以便于用户计算机使用的形式提供(磁盘或磁带),并可根据用户要求在多种类型计算机上操作。

(2) 编译要求:应采用适合于用户计算机的、操作方便的、等级最高的编译程序。

(3) 程序应能自动预防下列非法算术运算:负数平方根、自变量求幂、对数和反三角函数运算。

(4) 程序操作运行过程中产生的运算信息,应清楚地表明运算进行状况及输出数据的有效性。

运算信息可以采用信息数值指示符,或运算过程中给出简短的中、英文说明信息。在用户手册中必须给出数值指示符的含义信息表。

如果输入数据为计算程序限制以外的一个工作点时,该程序应能继续完成其计算并输出相应运算信息数值指示符,指出其结果的有效性。只要用户计算机操作系统允许,该程序就一定能继续进行下一个工作点的计算。

(5) 程序应具有按子程序和独立程序进行运算的两种功能。

用户有时要将用户程序作为子程序使用,如需计算发动机进气道特性、发动机尾喷管所组成的引射喷管的进口特性、排气喷管特性、各引气口或用于附面层控制的二股流喷嘴的进口特性。当用户程序作子程序方式工作时,应当作为一个子程序调用,而不应作几个子程序分别调用。

(6) 程序如需修订,程序提供单位应向用户通报修订版本号、应用及操作上的最新要求,用户手册上给出的操作指南应与修订程序保持一致。

4.6.3 用户程序的功能

用户程序需根据型号规范要求或与用户的协商结果,酌情具有以下功能:

- (1) 工作包线范围内标准大气条件下发动机加力及不加力的高度速度特性。
- (2) 发动机的节流特性。
- (3) 非标准大气条件下发动机台架特性及高度速度特性计算。
- (4) 巡航特性计算。
- (5) 考虑冲压恢复的发动机性能计算。
- (6) 飞机引气和功率提取对发动机性能影响的计算。
- (7) 湿度、雷诺数、进气道温度压力畸变对发动机性能影响的计算。
- (8) 喷口二次流对性能影响的计算。
- (9) 计算有防冰引气、附加流量和液体喷射时发动机的性能。
- (10) 发动机风车状态的性能。
- (11) 如发动机具有反推力装置或推力扰流器,应能计算该状态性能。
- (12) 如发动机上含有可变几何机构,程序应能计算几何调整后发动机的性能。

4.6.4 用户手册

用户手册应与计算机程序同时提交给使用单位,对用户手册内容有如下要求:

(1) 发动机概述

目的是使用户了解发动机的主要特点。主要包括:发动机型号、发动机结构、发动机调节规律、发动机设计点及主要工作状态的性(如推力、耗油率、空气流量、增压比、涵道比等)、飞机对引气和功率提取的要求、喷管类型、加力方式、飞行包线、发动机是否具有某些特定工作方式,如变几何结构或反推力装置等。

(2) 程序应用环境

说明程序应用的软、硬件环境:程序采用的计算机语言、运行和编译软件、对计算机类型、最低版本、内存容量、存储功能、运算速度的要求。

(3) 程序安装与调试

用户的计算机工作人员进行程序安装与调试所必须的说明和资料,包括程序安装的顺序与编译过程、总的程序结构框图、用户调用程序的计算机流程图。

(4) 源程序清单

完整的程序清单,包括调用程序的语句清单和为调用程序所直接使用的输入输出语句。

(5) 程序功能、应用限制及计算精度

介绍程序具有的计算能力及计算精度,主程序及各子程序的界面,给出各主要部件性能计

算的流程图。

用户手册应列出程序使用中所用的全部限制,主要包括如下几点:

发动机工作环境限制:发动机进口温度与压力范围、高度及马赫数范围等;

发动机工作限制:不能由发动机调节器自动调节或不能由发动机设计所能排除的限制,如某些发动机不能进行自动超温调节等;

反推力使用的限制条件等;

变几何机构的调节范围;

进气畸变度的限制范围。

(6) 符号表

给出发动机性能参数及截面的符号定义,其中主要截面符号及常用性能参数的定义应符合有关标准,具体见图2-3及第4.6.5条。

(7) 输入与输出

详细说明程序的输入输出格式要求及形式,列出所有输入输出参数的单位,详细列出程序操作运行过程中产生的数值信息指示符的含义。

关于输入输出参数的单位,通常设置三种单位制:国际单位制、公制和英制。可按照程序提供单位与用户协商结果来决定。

(8) 校验状态

提供单位需为用户进行程序校验提供校验状态。所有校验状态的输入与输出都应与计算机程序一同提供或列入用户手册。

(9) 参考文献

程序中用到的资料信息以及采用的国标或航标。

4.6.5 用户程序的输入与输出

按照航标及国际惯例,由程序提供单位或用户编写的调用程序与发动机子程序间的信息传递与交换完全由6个有名的公共块控制,即:

固定输入——FIXIN:见第4.5.5.1条规定的参数。

可变输入——VARIN:包括发动机结构确定的输入。

扩展输入——EXPIN:由程序提供单位和用户商定的附加输入。

固定输出——FIXOUT:见第4.5.5.2条规定的参数。

可变输出——VAROUT:由发动机结构确定的而又未包含在FIXOUT中的输出。

扩展输出——EXPOUT:包括由程序提供单位和用户商定的附加输出。

发动机子程序不应在输入公共块中存储计算值。

4.6.5.1 输入参数

输入数据是用户进行正常计算所必须的参数,除在用户手册中给出详细说明外,还应在程序运行过程中有足够的信息,提示输入数据文件及输入参数是否合理或符合要求。

(1) 输入方式

输入数据可以采用两种形式输入:

a. 输入数据文件。各项数据按用户手册说明的输入顺序和参数范围写入要求的数据文件中。

b. 屏幕输入。程序运行开始后,按屏幕提示的各项输入要求,输入相应参数或计算选择。

(2) 输入参数

存放在 FIXIN 中的主要输入参数标识符及其名称如下:

S_i^*	输入方式选择(屏幕输入或输入文件形式)
NIN	输入文件的名称
NOUT	输出文件的名称
TITLE	用户标题
CASE	运算任务标号
SIM	进口状态输入方式选择
	SIM = 1 选择高度和马赫数
	SIM = 2 选择温度和压力
ZXM	自由流马赫数
ZALT	位势压力高度
ZT1A	发动机进口总温
ZDT1A	ZT1A 的温度增量
ZDTAMB	环境温度减去标准大气温度
SERAM	进气道冲压恢复系数计算方式的选择
	SERAM = 1 选用军用规范所规定的冲压恢复
	SERAM = 2 选用输入的冲压恢复
	SERAM = 3 按用户提供的子程序计算平均冲压恢复
	SERAM = 4 分别选用输入的核心流和外涵流冲压恢复
	SERAM = 5 按用户提供的子程序选择核心流和外涵流冲压恢复
ZPC	功率代码
ZRC	状态代码
S^*	湿度修正、雷诺数修正及喷口二次流对推力修正的选择、反推力变几何机构状态计算的选择
ZWB	引气量
ZPWSD	功率提取量
SDIST	进气压力或温度畸变选择
SWIND	风车选择
S_o^*	输出方式及输出形式选择

注: * 根据编者选用小于 5 位数的文字代号。

4.6.5.2 输出文件

输出方式可采用屏幕输出,也可用文件方式输出。

(1) 输出内容

输出内容中,首先应有专门的标记和日期,注明该程序使用时的版本号和计算时间。

其他参数,可分以下几级输出:

a. 主要参数输出

这部分输出项是用户了解发动机性能的最基本参数,包括发动机标题、计算条件、进口大气条件、总推力、耗油率、总压比、空气流量、涵道比、涡轮前温度、排气温度、喷口面积等。

b. 基本输出

在主要参数输出基础上,增加发动机各主要截面的温度、压力、流量、油气比、面积、发动机高低压轴的转速、燃油热值及燃油流量,各主要部件的级负荷、各部件压比、效率、喘振裕度。

c. 详细输出

在基本参数输出基础上,增加引气参数(温度、压力、流量)、各部件压力恢复、输出轴转速、发动机每个截面的压力、温度、流量、油气比等。

在以上输出中,可根据用户要求,对各级输出作某些调整或设定特殊参数输出。

(2) 输出符号定义

存放在公共块 FIXOUT 中的参数标识符和名称如下:

IDENT	发动机程序标题
NSI	运算信息数值指示符
AE8	核心流喷管喉道有效面积
AE18	外涵喷管喉道有效面积
ANGBT	机体尾部角度
FRAM	冲压阻力
FG	总推力
FGI	理想总推力
FHV	燃油低热值
FN	净推力
PB *	引气气流总压
P *	气流总压
PS *	气流静压
SFC	单位燃油消耗量
TB *	引气气流总温
T *	气流总温
TS *	气流静温
WFE	发动机主燃油质量流量
WFT	总燃油质量流量
WA *	发动机截面空气质量流量
WG *	发动机截面燃气质量流量
XNH	高压压气机转速
XNI	中压压气机转速
XNL	低压压气机转速
XNSD	输出轴转速
ALT	位势压力高度
ERAM *	截面 * 处的冲压恢复
PAMB	环境压力
PLA	功率杆角度
TAMB	环境温度
XM	自由流马赫数
PWSD	输出轴功率

TRQSD	输出轴扭矩
DTAMB	环境温度减去标准大气温度
DT1A	T1A 的温度增量
PC	功率代码
RC	状态代码
PWXH	高压转子分出的功率
SM	压气机喘振裕度

注：* 为发动机的截面号。

4.6.5.3 运算信息数值指示符

运算信息数值指示符要求由 4 位数字组成,第一位数字表示输出的质量,第二位表示影响输出问题的性质,第三位和第四位数字表示具体信息。具体如下:

表 4-14 运算信息数值指示符首位数字定义

运算信息数值指示符	首位数字,质量指示符
0000	所有输出都有效,无错误
0XXX	输入重新调整至极限,输出符合规定
1XXX	超过极限,仅在内插时有输出
2XXX 到 8XXX	供程序提供单位按用户手册中的规定使用
9XXX	输出无效

表 4-15 运算信息数值指示符第二位数字定义

运算信息数值指示符	第二位数字,问题性质指示符
X1XX	计算问题(如不收敛、死循环计算及未知的错误)
X2XX	输入问题(如输入遗漏,顺序错误)
X3XX	状态或功率信息(如所需推力超过或低于发动机能力控制限制)
X4XX	安装性能问题(如引气压力或引气百分比超过规定,功率提取超过规定,畸变极限超过规定等)
X5XX	包线问题(如发动机结构强度超过规定,温度极限超过规定,马赫数极限超过规定)
X6XX	稳定性问题(如喘振,主燃烧室熄火,加力燃烧不稳定等)
X7XX ~ X9XX	见用户手册

4.6.6 实例

以某发动机交付程序为例,该程序是完全按照发动机型号规范要求而编写的,程序所具有的功能,完全满足型号规范要求。

用户手册中关于输入一项,描述如下:

(1) 输入参数的意义及控制参数的选择

a. CASE——总的计算点数,程序中设置每次计算不超过20个点。

b. ZRC——工作状态代码

=0 转速特性

=25 计算任意给定转速下的高度速度特性

=35 75%最大连续状态(低压物理转速0.87)

=40 90%最大连续状态(低压物理转速0.90)

=45 最大连续状态(低压物理转速0.93)

=50 中间状态

=60 小加力状态

=100 最大状态

c. SIM——进气状态输入方式选择

=1 输入计算点的高度、速度及对应于标准大气条件下的温度和压力变化量

=2 输入计算点的温度、压力

d. SERAM

(2) 输入项目安排

程序的输入文件名字为‘NIN’,输入数据分以下两部分:

a. 输入参数控制项:CASE、ZRC、SIM、SERAM、SIV、SIW、SIU;

b. 计算条件输入:

输入总压恢复系数或曲线(如SERAM=1,输入任意值)

输入计算点的低压转速及转速变化量、输入功率提取量

输入计算点的高度、马赫数(或温度压力);对应标准大气条件下的温度压力变化量(如为标准天气,输入值即为零)

具体输入格式为:

CASE ZRC SIM SERAM SIV SIW SIU

总压恢复曲线或各点总压恢复系数

计算低压转速(起始转速)

转速变化量

各点功率提取量

各点计算高度(或温度 T_1)

对应各高度(或温度)点的马赫数(或压力)

非标准天气下对应各高度点的温度变化量

非标准天气下对应各高度点的压力变化量

第5章 发动机技术(详细)设计阶段的结构设计

5.1 总体结构设计

5.1.1 发动机装配性分析

5.1.1.1 装配基准的确定

(1) 装配基准的基本要求

a. 最好与总体结构设计基准相一致,以利于在装配过程中,转静子轴向间隙的测量,以及部件某些装配尺寸的保证;

b. 应具有足够的刚性,装配时,发动机需要来回翻转装配和测量;

c. 要有可靠而方便的装配车安装点。

(2) 总体结构设计基准的确定

a. 设计基准应设置在主承力框架上,它应该是主推力轴承的定位面;

b. 应该是转、静子轴向尺寸控制的基准点。

(3) 实例

对于双转子和三转子发动机,它们的装配程序都是先装核心机,再装低压系统,因此其装配方向必然是从中间向两头装配。

a. 涡扇发动机

涡扇发动机都有中介承力机匣,因此装配基准都选择在中介机匣上,见图5-1。

b. 涡喷发动机

涡喷发动机不一定设置专用的中介机匣,但它的装配基准也应选择在主承力机匣上,见图5-2。

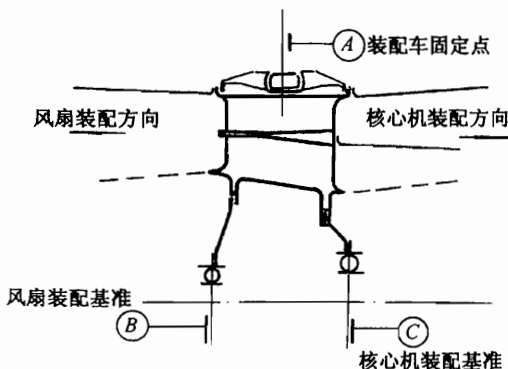


图 5-1 涡扇发动机装配基准

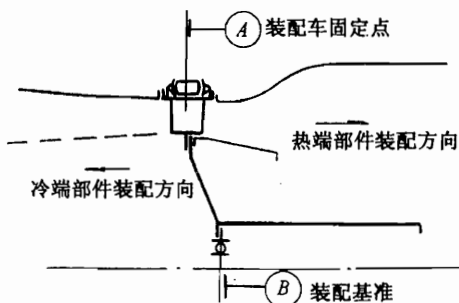


图 5-2 涡喷发动机装配基准

c. 其他

对于单转子发动机的装配程序可以从中间向两端装配,如法国的 M53,因为它设有中介机匣,其装配程序同双转子发动机;也可以从前端向后装配,如 WP6 发动机,因为它没有中介机匣,见图 5-3。

5.1.1.2 转子同轴度的保持

(1) 转子同轴度对发动机工作的影响

转子同轴度对发动机可靠工作有很大影响。

- a. 引起全机振动;
- b. 引起转、静子间的偏磨,叶尖径向间隙加大,部件效率下降,影响性能;
- c. 对于柔性连接的低压转子系统,转子的不同轴度还直接影响联轴器套齿齿面的摩擦和粘接,以及滚棒轴承滚子的偏磨,影响轴承的承载能力和发动机的寿命。

(2) 转子同轴度的影响因素

- a. 转子结构的稳定性;
- b. 转子的支承形式;
- c. 机匣支点同轴度的影响。

(3) 转子同轴度的保持

① 提高转子结构的稳定性

a. 选择合理的压气机转子结构

定型机种最好采用不可分结构,它不仅重量轻,而且最大的优点是结构稳定,盘鼓如摩擦焊和电子束焊。

在研机种为适应研制过程中结构多变、试验频繁、零件更换容易的需要,最好采用可分解结构。为保证其结构的稳定性,一般都采用小紧度止口圆柱面装配定位,精密螺栓工作定位和连接,摩擦力传扭的连接结构,但柱面配合选择 and 加工精度的要求选择要恰当,精密螺栓所在径向位置,应进行变形协调计算,尽量靠近恰当半径,见图 5-4。

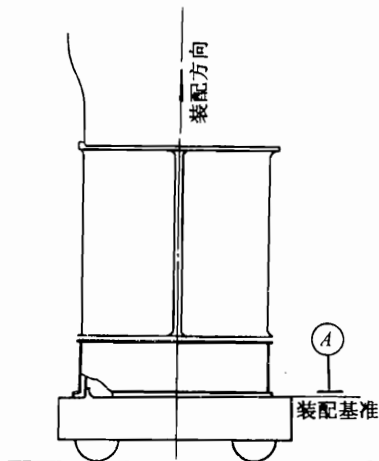


图 5-3 WP6 发动机的装配基准

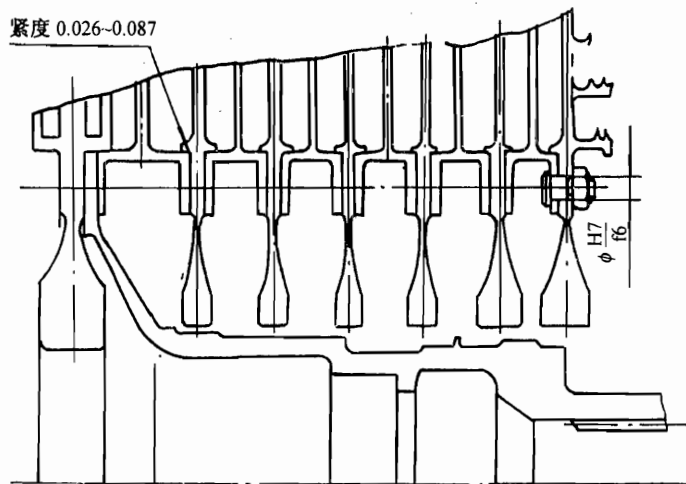


图 5-4 精密螺栓连接转子

建议不用径向销钉连接结构,对于定型机种,它的连接不如焊接结构可靠,而且轮缘销孔容易产生应力集中。对于在研机种,它又不可分解,不利于结构方案的频繁变化。

尽量不使用长螺栓连接结构。

b. 涡轮转子的连接形式

高压涡轮转子由于级数少,一般不超过2级,因此级间和盘轴连接都采用较为经典的法兰边圆柱面止口小过盈(p, r)配合座定位,和精密螺栓连接,或用衬套定位,螺栓连接,见图5-5。也有少数机种的盘、轴连接采用径向销钉,这是因为结构不允许采用大直径鼓筒轴,无法采用法兰连接。

多级低压涡轮转子,结构稳定性的好坏对转子同轴度的影响,不亚于多级压气机转子,这是因为涡轮转子质量大,工作介质温度高,热胀冷缩的结果,严重地恶化了装配精度和紧固件的连接可靠性。

目前先进的多级低压涡轮转子,都趋向于框架结构,见图5-6,其主要的结构特点如下,可供设计参考。

盘与鼓构成一个A形框架,在尽量减轻重量的前提下,提供了足够的刚度,以减少机动飞行负荷所引起的变形。

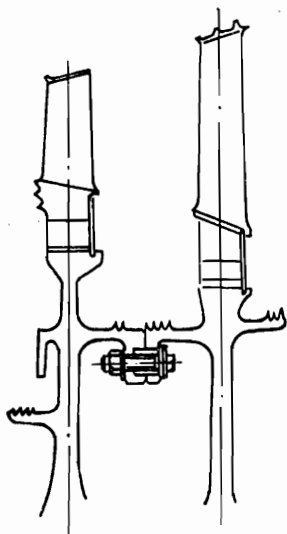


图5-5 先进的低压涡轮转子结构

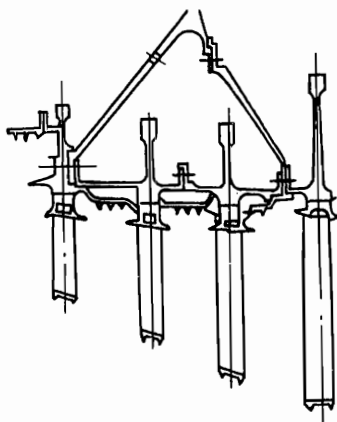


图5-6 Spey 高压涡轮盘连接结构

第1级与第4级轮盘用螺栓与A形框架的两脚相连,第2、3级轮盘的双面轮毂与第1、4级轮盘用螺栓相连,形成A字的底边,而2、3级轮鼓处的封严篦齿,构成了A形框架底边的挡板,把燃气与盘轴隔开,并给叶根连接处提供了冷却通道。

对悬臂安装的转子,为了减少涡轮前面级动叶叶尖的偏移,轴承的轴向位置应尽量靠近前面级轮盘所在的平面内,因为前面级叶尖间隙对效率的影响比叶片较长的后面级要大得多,而A形框架结构,提供这种安排的可能。

②在总体结构承力系统设计时转子尽量少用悬臂支承结构

对必须悬臂支承的结构,必须要求悬臂部分的外伸量尽量短,转子的刚性要好,外伸部分的质心尽量靠近支承面,转子本身的结构稳定性应更可靠。

③机匣支承同轴度的保持

见第 5.1.1.6 条。

5.1.1.3 连接面连接定心的设计

(1) 连接面定心结构的基本要求

a. 定位可靠,发动机在整个飞行包线内,在各种工作状态的负荷下,使同心度得到保证,传扭可靠;

b. 结构简单,便于装拆,少用专用工具,多次装拆后,仍能满足定位精度要求。

(2) 圆柱止口定心

①圆柱定位面配合座的选择

a. 对于不直接影响支承同心度的机匣,或支承同心度需要通过组合加工的机匣,它们定位面的配合座一般都采用间隙配合,如 H7/h6,对于直径大于 500mm 的机匣,考虑到安装边刚性较差,则可选用 H7/g6 配合座。

b. 对于直接影响支承同心度的机匣,则选用小紧度的过渡配合,如 H7/js6,为使定位可靠,在高温状态下的机匣往往还附加数个精密螺栓作为工作状态的定位结构。

c. 转子间连接的圆柱面定位,除了定心可靠,结构稳定外,还需传递扭矩,如压气机转子盘鼓连接大都采用小紧度配合作装配定心,如 H6/js5 ~ H6/p5,精密螺栓连接并作工作状态定心,以弥补由于离心负荷作用下,柱面定心松脱的影响。一般情况下利用端面摩擦传扭时,若扭矩突增,端面摩擦副遭破坏时,则承剪的精密螺栓亦能传扭,以保证机件正常运行。

精密螺栓的配合座一般取 H7/f6 ~ H7/h6,孔的位置度不大于 $\phi 0.02 \sim 0.03$ 。

②圆柱定位面的结构要素及取值范围

柱面定位的结构要素见图 5-7。

图中:

倒角一般取 45° ;

$L = 2 \sim 10\text{mm}$,有时 L 可根据许用挤压应力 σ_{CM} 确定;

$\delta > (r \pm \Delta r - C_1 \pm \Delta C_1)$, δ 保证两零件在结合面压紧时所必须预留的间隙;

R 、 r 和 C_1 、 C 圆角半径和倒角尺寸按表 5-1 选取。

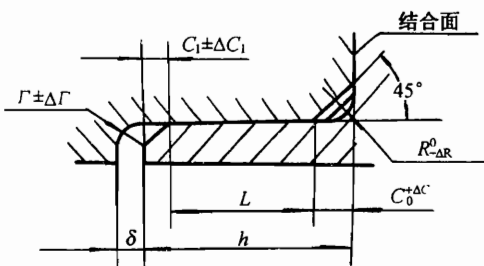


图 5-7 圆柱面定位的结构要素

表 5-1

凹半径 r	凸半径 R 或倒角 C	凹半径 r	凸半径 R 或倒角 C
$0.05_{\max}$	$0.05^{+0.05}_0$	$2.0^{+0.50}_0$	$2.5^{+0.50}_0$
$0.1^{+0.05}_0$	$0.15^{+0.05}_0$	$2.5^{+0.50}_0$	$3.0^{+0.50}_0$
$0.2^{+0.10}_0$	$0.4^{+0.20}_0$	$3.0^{+0.50}_0$	$4.0^{+1.0}_0$
$0.4^{+0.20}_0$	$0.6^{+0.20}_0$	$4.0^{+1.0}_0$	$5.0^{+1.0}_0$
$0.6^{+0.20}_0$	$0.8^{+0.20}_0$	$5.0^{+1.0}_0$	$6.0^{+1.0}_0$
$0.8^{+0.20}_0$	$1.0^{+0.20}_0$	$6.0^{+2.0}_0$	$8.0^{+2.0}_0$
$1.0^{+0.20}_0$	$1.5^{+0.50}_0$	$8.0^{+2.0}_0$	$10.0^{+2.0}_0$
$1.5^{+0.50}_0$	$2.5^{+0.50}_0$		

③对开机匣圆柱面定心结构的考虑

对开机匣大都用于压气机部件,从整机装配、定心及维护要求考虑,安装边的结构形式有两种。

第一种,一端为凸缘 A,另一端为环形槽 B,见图 5-8。

采用环形槽为方便总装时对开机匣的装配。另一端采用凸缘,被与之相配的整体机匣所箍住,以保证对开机匣定心定位准确。

第二种为两端都采用环形槽,其突出优点是发动机局部检查压气机叶片时,可以只分解一半机匣,而发动机其他部件可不分解,从而改善了维修性,见图 5-9。

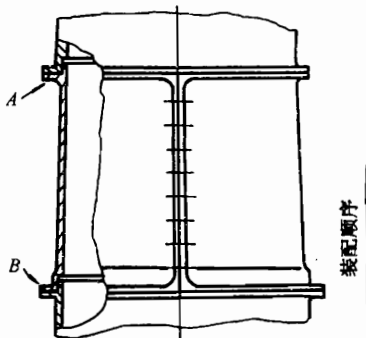


图 5-8 对开机匣定位面的设置

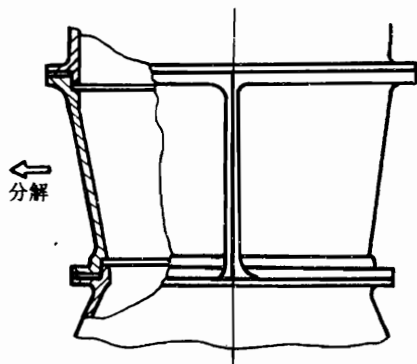


图 5-9 对开机匣在整机中的分解

禁止使用两端都用凸缘结构。

④零件的外表面定心

通常在下列情况下采用这种定心结构:

- a. 在内表面的结合处,不许有间隙或台阶时;
- b. 工作过程中一个零件的线胀系数大于另一个零件的线胀系数,而结构又不允许采用内表面定位时;
- c. 由于组合件装配的需要时。

但是,用外径定心,会使安装边的重量增加。当零件的尺寸较小时,若把定心尺寸由内径 d 改为外径 D ,由于定位尺寸的增加,选用同样的配合座,就可能使配合间隙加大,见图 5-10。

⑤定位面的分解

对于采用了小紧度配合座的安装边,以及高温部件的机匣变形不协调,特别是长期工作后,两安装边不易分解。为此,安装边设计时必须留有较大的倒角 $1.2 \sim 2 \times 45^\circ$,给分解工具留有分解缺口,或设置顶丝孔,见图 5-11。

(3) 圆锥表面定心

对于配合表面需要很大紧度而又易于分解的情况,宜采用圆锥面定心,它适用于下列情况:

- 由于交变载荷作用而防止产生粘合的部位;
- 由于受热或受工作载荷作用而使配合性质发生变化,但仍需保持连接零件定心的部位;
- 需由配合表面的紧度产生摩擦用来传递扭矩;

·使组合件获得必需的密封性。

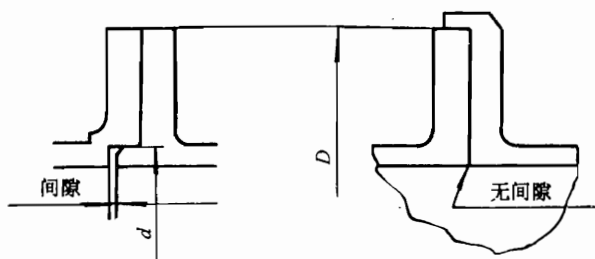


图 5-10 内外圆柱定位的差别

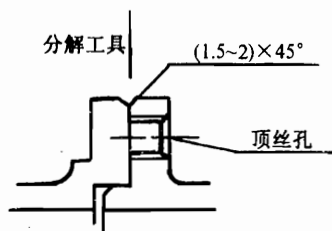


图 5-11 机匣分解

a. 零件用带有一定紧度的锥面定心

当圆锥角小于自锁角时,为防止零件产生过大的挤压应力,可用限制压紧力 P 的方法将零件 2 压到轴 1 上,见图 5-12-A。零件 2 压上之后,借助于摩擦力就能可靠地防止零件产生轴向移动。

当零件 2 支承在凸边上时(图 5-12-B),紧度由锥轴和锥孔的尺寸公差来保证。它用锥面配合,同时用端面轴向定位,可提高组合件的刚性,但要求配合表面有较高的加工精度。

如果圆锥面要求传扭,以及零件在轴向能自锁,则其锥度通常取为 $\frac{1}{75} \sim \frac{1}{50}$ 。钢和钢相配合及铝合金和钢相配合,角度 α 在 $6^\circ \sim 10^\circ$ 范围内选取。

b. 零件用同心的双锥面定心

详见第 5.1.5.2 条。

(4) 零件用径向平面和径向销子定心

① 径向平面定心

图 5-13 为航空发动机高、低压涡轮间封严环的径向平面定心结构,它的特点如下:

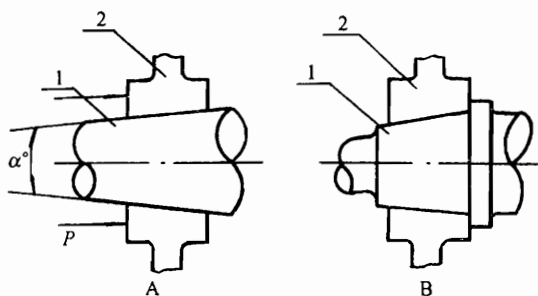


图 5-12 圆锥表面定心

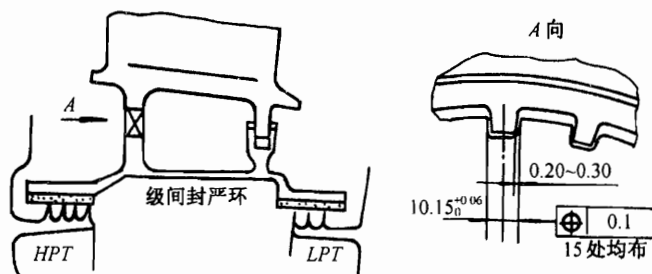


图 5-13 径向平面定心

a. 定心精度高,由于封严环与篦齿间的间隙变化,直接影响涡轮的工作效率,本结构虽然

用了15个均布的凸块定位,但每个定位块的单边间隙达0.20~0.30mm,在加工误差的综合影响下,不仅没有发生大的干涉,尚能获得满意的定心效果。

b. 工作温度高,涡轮机匣径向尺寸变化范围大,而径向定位结构能使级间封严环随机匣的膨胀而径向随动,从而保持同心度不变。

c. 定位块的两侧喷镀有耐磨涂层,确保工作中有精确的定位尺寸。

② 径向销子定心

图5-14为主燃烧室环形火焰筒的径向销子定心结构。由于火焰筒和燃烧室机匣大多为薄壁焊接结构,销子和销孔的位置度的精度较低,加之火焰筒长度较长,因此后段的同心度也较低,这些都是由于构件的刚性和加工精度的影响,并不是径向销子定心结构本身的定心方法的必然结果。

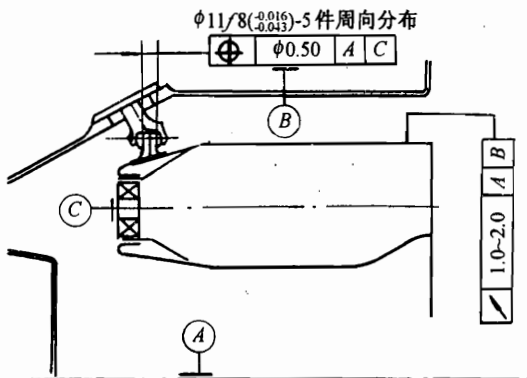


图5-14 火焰筒径向销子定心

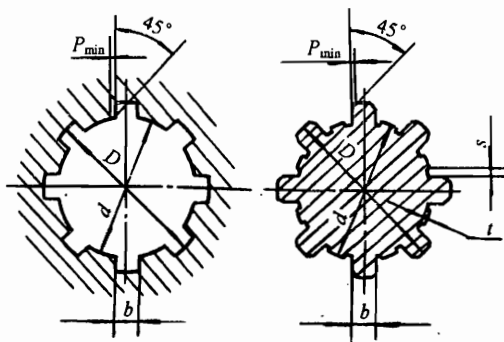


图5-15 矩形套齿定心结构元素

(5) 零件用套齿定心

航空发动机广泛应用了套齿传扭,在许多情况下,联结零件还要求利用套齿相互定心,这时,套齿连接的定心部位需按必需的精度和所要求的配合制成。

a. 用矩形套齿的外径或内径定心

航空发动机上用得最广泛的是外径定心,因为外径定心的零件制造工艺性较好,轴的外径尺寸 D 可用磨削加工,而孔所需的精度可用拉削来保证,当轴套由于硬度而不能拉削套齿时,则可用内径定心,见图5-15。

b. 零件用渐开线套齿的齿侧定心

渐开线套齿联结中,齿侧面既起驱动作用又有自动定心作用。齿侧配合采用基孔制,用改变外套齿作用齿厚的上偏差来实现不同的配合。齿侧配合的性质取决于最小作用侧隙,而与公差等级无关(配合类别 H/k 和 H/j 除外),在连接中允许不同公差等级的内、外套齿相互配合。

渐开线套齿齿侧配合类别见表5-2。

表 5-2 渐开线套齿侧配合类别

压力角	配 合 类 别
45°	H/k、H/h、H/f
30°	H/k、H/js、H/h、H/f、H/e、H/d

(6) 精密螺栓连接定心

热端部件的机匣,工作变形较大,若用圆柱面止口定心,第二次装配比较困难,故不采用柱面止口定心,而采用精密螺栓连接并定心,其定心精度取决于孔的位置度及精密螺栓和孔的配合座,螺孔的位置度不大于 $\phi 0.02 \sim \phi 0.03\text{mm}$,而精密螺栓的配合座取 H7/h6, H7/j6。

5.1.1.4 轴向间隙、径向间隙的控制和轴向间隙的调整

(1) 径向间隙的控制

叶尖间隙对压气机和涡轮的性能有着重大的影响,尽管在发动机装配时的冷态间隙可以设置得很小,而在整个运行条件下,若没有控制手段对各种工况下的实际间隙进行有效的控制,就不可能始终保持最佳间隙,其结果必然降低部件和整机的性能。

影响叶尖间隙的因素有:

a. 瞬态热与机械膨胀——转子结构的伸长以及叶片的机械伸长加上热胀伸长发生在从地面慢车到最大功率起飞加速后的几十秒内,它与机匣的胀大不协调。

b. 发动机弯曲——海平面静止的最大功率起飞推力往往比巡航推力大五至六倍。大的起飞推力的反作用力造成发动机机匣变形失圆,导向器外环的一部分与叶片发生摩擦而磨损,而另一部分的间隙比正常间隙大而不发生摩擦,当推力减小时,机匣复圆,那些外环发生过摩擦的部位,间隙变大。飞机机动飞行,转子的惯性力使转子弯曲变形而产生叶尖摩擦,使局部间隙增大。

c. 转子和导向器的振动。

(2) 径向间隙的控制方法

①设计控制

当发动机未采用间隙控制时,径向间隙设计值的确定主要考虑的因素如下:

a. 发动机零件的制造公差和装配时的公差积累,特别是那些直接影响转子和机匣支承同心度的公差;

b. 发动机上承受的过渡态飞行载荷和发动机振动所造成的附加变形;

c. 发动机在几种典型飞行状态下对间隙的要求。

作为设计控制间隙的准则必须在过渡态与稳态之间折衷协调,借助以往的设计经验和对性能相近的原准机间隙的分析,既保证过渡态转、静子间有轻微的摩擦而不卡死,又不致在稳态时间隙过大而使发动机性能有太大的损失,一般准则是保证设计点,兼顾过渡态,而其最终的最佳值,还必须通过发动机试车和外场实际工作的考验,反复调整而确定。

②主动间隙控制

发动机在加速时,转子直径随着离心力的增大而增大,在达到稳态转速后,随着转子温度的升高,转子直径继续缓慢增加,与此同时,机匣由于是薄壁件,热容量小,并且与热气流大面积接触,特别是在高功率运行时,机匣直径随着内流气流温度的增加而迅速增大,减速时产生相反的效果。图 5-16 所示为发动机有代表性的涡轮级在过渡态间隙变化示意图。

当机匣不冷却时,在过渡态必须保证的最小间隙,仅仅在开始向起飞功率加速之后几秒钟

内可以保证,而其余大部分飞行任务中,叶尖间隙都大于必需的最小运行间隙,迫使发动机在低效率下工作,为了减小过量间隙,在起飞时机匣不冷却,然后在爬升和巡航任务中,逐渐施加冷却,以使叶尖间隙减少到接近必需的最小运行间隙,如图 5-16 中虚线所示。若对机匣进行过度冷却,会造成正常飞行发动机运行条件下过度磨损,如图 5-16 中点线所示,只是在最小巡航状态才有收益。

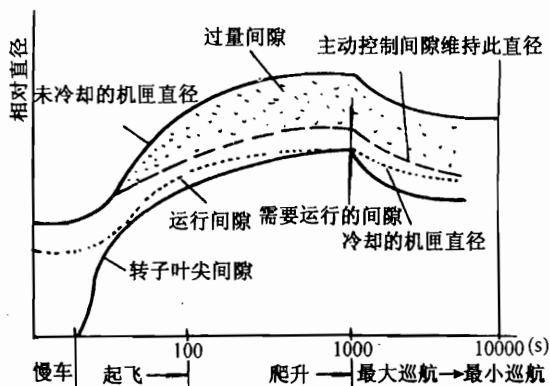


图 5-16 典型涡轮级间隙变化示意图

主动间隙控制系统的基本原理是从位于风扇涵道中的空气收集器抽出冷却空气，通过调节阀的控制，分段进入轴向冲击总管，每段冲击总管联通若干根沿涡轮机匣外壁周向分布的冲击分管，冷却空气通过冲击分管的小孔均匀地喷向涡轮机匣，使机匣得到有效的冷却，冷却空气排出后返回一个低压区，以回收部分能量，如图 5-17 所示。

涡轮最大冷却流量约等于核心机流量的 0.3%。

③半主动间隙控制

主动间隙控制的主要缺点是外部控制及冷却系统结构复杂、重量重。对于追求高推比的军用发动机,有点得不偿失。经过综合协调和折衷,发展了半主动间隙控制的结构方案,并已广泛的应用于发动机上,见图 5-18。

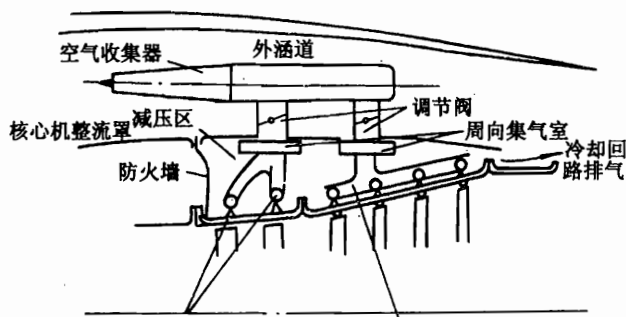


图 5-17 涡轮主动间隙控制冷却系统图

半主动间隙控制结构没有设置专

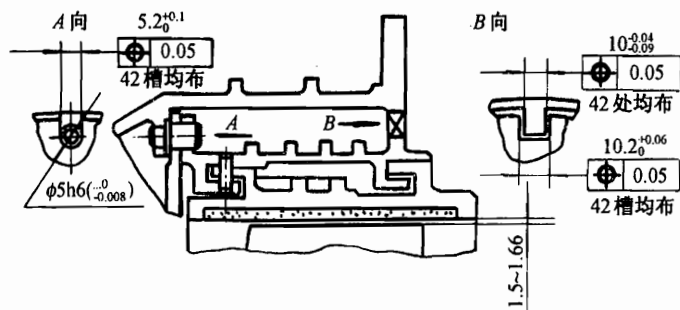


图 5-18 涡轮外环半主动间隙控制

用的冷气引气和控制系统,而是将涡轮外环封严设计成分块径向浮动结构,在加速过程中,机匣热容量小,受热膨胀快,此时浮动的涡轮外环的内径并不随机匣的膨胀而同步增长,而是在专设的径向槽内浮动(见图 5-18 的 A、B 向视图),保证了叶尖有较合适的径向间隙。减速过程同样不致因外环迅速冷却而收缩,致使涡轮叶尖磨损或卡死,并能保证在稳态有较佳间隙。

要保证浮动环能满意的跟随浮动,涡轮的机匣刚性要好,变形小,浮动间隙要适当,否则浮动的外环将因机匣的变形而卡死。

(3) 轴向间隙的调整

转、静子轴向间隙的变化对发动机性能的影响并不显著,而主要是产生机械故障,特别是转子轴向尺寸较长、冷热态温差大,轴向膨胀量大,因此不仅在设计上需留有足够的轴向空间,而且需要设置调整环节。

① 影响轴向间隙的因素

- a. 机械加工的公差积累;
- b. 热态膨胀的影响,设计时应按最大热负荷状态进行尺寸链计算,以确定最小间隙部位的最小间隙值;
- c. 气动力的影响,特别是取消内环的悬臂式压气机静子叶片,在气动力作用下,其轴向位移比估算的值要大得多;
- d. 工作状态的急剧变化,也会引起轴向间隙的急剧变化,如急拉停、遭遇加速等。

② 轴向间隙调整范围的确定

a. 从总体结构控制尺寸出发,根据最小的轴向间隙要求,对该间隙的组成环进行制造公差的分配,理论上可以满足预期的间隙要求,但如果组成环较多,往往将组成环的制造公差规定得太小而难以实现;

b. 用极大极小法进行热态尺寸链计算,获得转子轴向可能的最大伸长量,然后在恰当部位设置调整环,以满足轴向间隙要求;

c. 在发动机的总体结构中,一个调整环往往同时影响几个部件的轴向间隙,当压气机的流道为锥形时,轴向间隙的调整,又影响叶尖的径向间隙,因此必须综合考虑和协调,一般是首先保证轮缘大直径处转、静子的轴向间隙,兼顾小直径处的封严装置的轴向间隙。

③ 调整措施

a. 调整垫的准备——调整垫的名义尺寸作为尺寸链中的一组成环,然后根据尺寸链计算出需要调整的范围,将调整垫的名义尺寸分组,若需要调整范围较小,调整操作方便,也可以根据装配的需要,现场补充加工;

b. 单向调整——调整垫厚度的增减,单方向影响间隙的增减,如图 5-19 所示,调整垫 A 调整压气机的轴向间隙,调整垫 B 调整涡轮的轴向间隙;

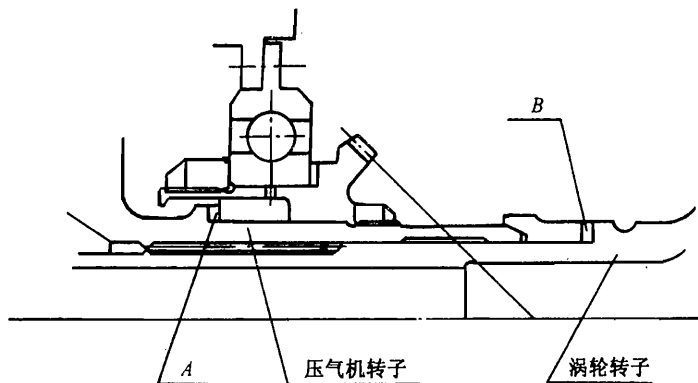


图 5-19 单向调整垫

c. 组合调整垫——在满足某一部件的轴向间隙而增厚调整垫 A 时,同时破坏了另一组件的间隙要求,为同时满足两个间隙要求,必须设置两个调整垫,进行组合调整,如图 5-20 所示,其中 A 调整垫保证了低压涡轮转、静子间的轴向间隙,必须同时对 B 调整垫进行相应的调整,以满足低压涡轮联轴器球形垫 0.3mm 的间隙要求, A 增厚, B 减薄,反之亦然;

d. 调整垫位置确定原则——凡是在单元体内能单独调整的间隙,则调整垫应设置在单元体内,如中心传动锥齿轮的啮合间隙,都在其单元体内调整。在本单元体内不能调整而需依靠其他单元体调整的间隙,调整垫应设在两单元体的界面处,否则会給调整工作和装配带来许多麻烦,如图 5-20 中,低压涡轮间隙的调整垫 A 应设置在低压涡轮的轴头处,并应有防脱落措施。

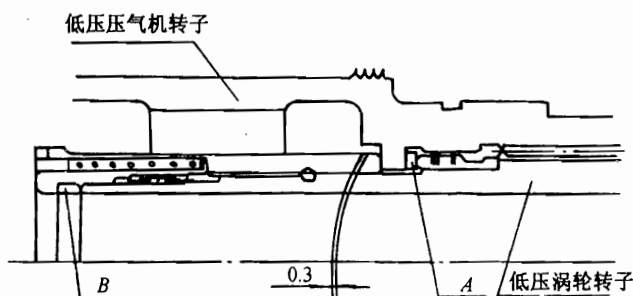


图 5-20 组合调整垫

④无调整手段的轴向间隙的保证

对于某些设计间隙大、工作温度低、组成环数少、积累公差小的部件,如风扇、低压压气机等部件,可以不专设调整垫,由设计尺寸链保证。

5.1.1.5 滚棒轴承错度的调整

滚棒轴承的错度是由于转子轴系和机匣支承系统加工和装配的公差积累以及工作时转、静子间热膨胀不协调而产生的。这种错度的存在,使得滚棒轴承的最佳工作位置受到破坏,因此,必须对轴承的错度提出调整要求。

a. 减小轴系和机匣的加工积累误差

由轴系和机匣的公差积累所形成的轴承错度,可以用提高零件的加工精度,控制制造公差来解决,也可以在转子的适当部位增加调整垫。

b. 设置轴承的提前错移量

由于发动机在整个飞行包线内,转子轴系和机匣的膨胀方向是一定的,而转、静子的膨胀差,最后也反映到滚棒轴承的错度上,工况的不同,只影响错度的大小,因此,对于选定的轴承,在设计支承系统时应初步估算转、静子系统在主要工作状态的热膨胀差 Δ ,若转子的热膨胀量大于静子,则将轴承的外环向转子膨胀的方向,预先移动一个距离 Δ ,若静子的热膨胀量大于转子,则将轴承的外环向转子膨胀的反方向,预先移动一个距离 Δ ,见图 5-21。 Δ 值的大小主要取决于轴系的长度和工作温度的高低,如装于涡轮部件的滚棒轴承,其内、外环冷热态的膨胀差可达 4~6mm。

c. 增加轴承调整垫

当在转子上增加调整垫不能同时满足转、静子的轴向间隙和轴承错度时,则可以在轴承的内、外环安装部位增加调整垫,对轴承内、外环的错度单独调整,以达到设计要求,见图 5-22 所示。

d. 设计专用轴承

对于工况比较复杂的发动机,轴承内、外环错移难以正确估算时,或用上述方法无法同时满足几种主要工况时,则可以设计加长内、外跑道的专用轴承,以防止错移量较大时,滚棒滑出

跑道而降低其承载能力,这种结构已被当代许多先进发动机广泛采用,如图5-23和图5-24所示。

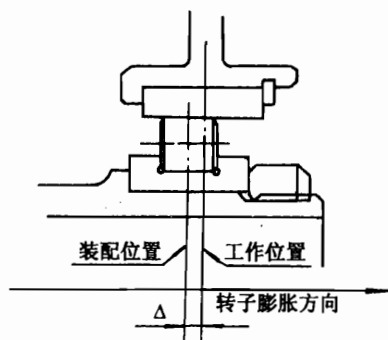


图5-21 转子膨胀量大于静子的预调量

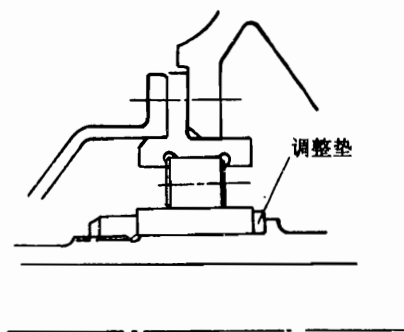


图5-22 轴承调整垫

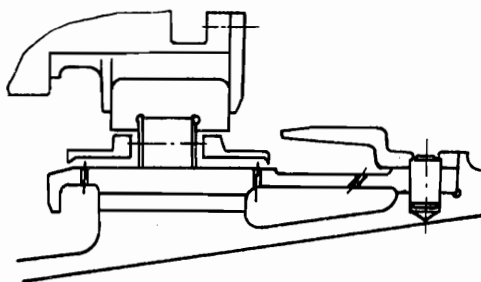


图5-23 内跑道加长

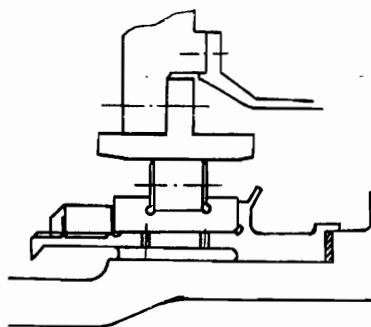


图5-24 外跑道加长

5.1.1.6 机匣同心度的保持

发动机机匣的不同轴,主要是影响转子的同轴度,但是在结构设计中,不可能预先设置机匣同轴度的调整环节,而只能用提高设计精度、减小公差积累以及提高机匣结构的稳定性来保证。

(1) 提高设计精度,减少公差积累

由静子支点同轴度计算(见第5.1.4.1条)可知,机匣安装边定位止口端面的垂直度对机匣同轴度的影响比柱面不同轴度的影响大得多,因此安装边的端面跳动值提出如下要求:

- a. 直径 $< \phi 600\text{mm}$, 端面跳动 $\leq 0.03\text{mm}$;
- b. 直径 $> \phi 600\text{mm}$, 端面跳动 $\leq 0.05\text{mm}$;
- c. 柱面跳动 $\leq 0.05\text{mm}$ 。

刚性较差的机匣,上述跳动值允许在机床上检查。

(2) 组合加工

对于机匣数量多,组件提高加工精度仍无法达到积累公差要求时,则可以采用逐级组合加工,或整个机匣组装,对最终定位面组合加工,以消除中间各级机匣的积累误差,机匣的定位精度取决于最后组合加工的精度,但组合加工后的机匣失去了互换性,见图5-25。

(3) 更换机匣

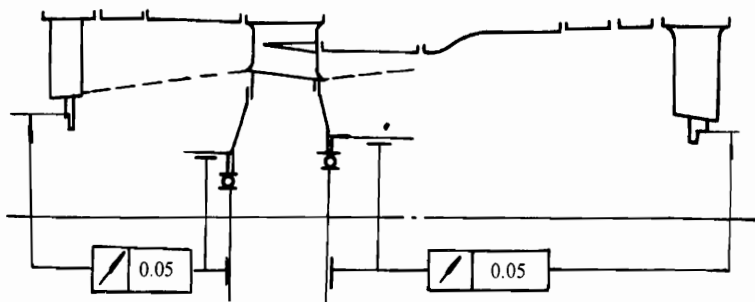


图 5-25 发动机机匣的组合加工

批生产发动机,由于机匣组件台份较多,则在正式装配前,先将机匣假装,用专用测具对定位面的同轴度进行预测,并可用其他台份进行串装,利用各台之间的公差来调整和满足总的同轴度要求。

(4) 补加工

返修发动机,工作时间较长,机匣变形大,必然破坏原始的定位精度,若用新件串装,不仅成本高,而且各部件间的剩余寿命相差很大,则可以用补加工的方法进行修复,如图 5-26,并按如下步骤进行。

a. 首先对总装后的机匣进行同轴度测量,测得前支承的偏心量为 Δ_1 ,以及最大偏心的方位角。

b. 计算补加工量 Δ_2 ,由图 5-26 可知

$$\frac{\Delta_1}{L} = \frac{\Delta_2}{R_2}$$

$$\Delta_2 = \frac{\Delta_1 R_2}{L}$$

c. 选择补加工面,由上式可知: L 愈长需要补加工的 Δ_2 量愈小,若测得 1 支点偏心量 Δ_1 大,则应该在 L 较大的安装边补加工,反之, Δ_1 小,则可在 L 较短的安装边加工,总之,在保证消除 Δ_1 偏心量的前提下, Δ_2 的补加工量越小越好。

d. 补加工时,将补加工机匣固定在立车工作平台上,将需要补加工的方位用垫块垫起,其厚度为需要加工厚度的一半,即 $\frac{\Delta_1}{2}$,见图 5-27。

e. 补充加工端面的同时,也需对柱面补充加工,保持端面 and 柱面的垂直度要求,以保证两端面结合的密封性。然后,将原有的螺栓孔用镗床扩孔和铰制成精密孔,用以定位。这样既保证了机匣的定心精度,又消除了安装边补充加工后螺栓孔的不垂直度。

(5) 增加不等厚垫片

对于低温低压部件,封严要求不高的结合部位,加装不等厚垫片,也可以调整机匣的同轴度。

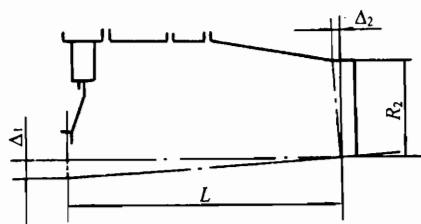


图 5-26 压气机机匣补加工量计算示意图

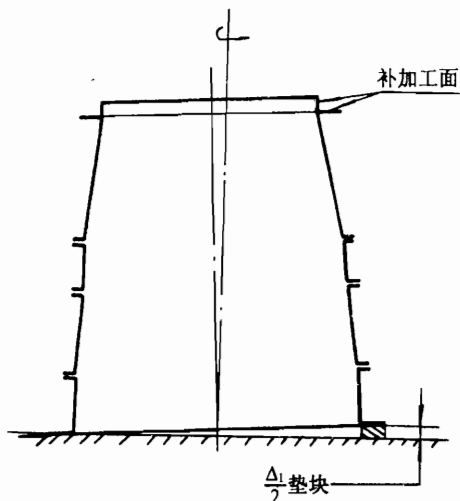


图 5-27 机匣补加工示意图

(6) 采用偏心的轴承衬套

带有轴承衬套的支承结构,若支点偏心量不大,则可以更换轴承衬套,利用衬套的公差带进行调整,也可以对衬套在小范围内进行补充加工,在偏心处就地修正,这对发动机内部结构的影响最小。

若衬套的修正量很大,超出了衬套本身的强度和刚度的许可,必须专门设计偏心的轴承衬套,见图 5-28。偏心衬套的最大缺点是失去了零件的互换性。

(7) 承力拉杆调整同心度

对于具有承力拉杆的支承结构,支点的同心度可通过各拉杆不同的拉紧力来进行调整,见图 5-29 所示。

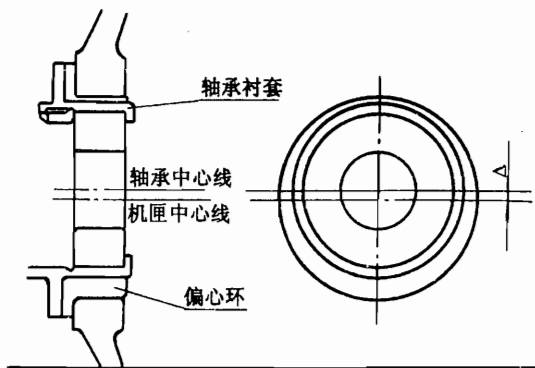


图 5-28 偏心衬套结构图

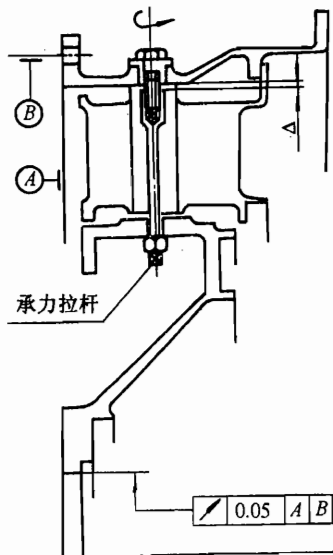


图 5-29 拉杆调整同心度方案

5.1.1.7 单元体划分

(1) 单元体划分的原则

- a. 单元体应有较完整的功能,能够形成一个独立的性能体系,并能进行性能控制,受其他单元体性能不稳定因素的影响要最小,例如按各大部件划分;
- b. 单元体结构应是自包容的,能形成一个亚封闭系统,有自己的结构设计基准,这个基准在单元体组装成发动机时,能起定位作用,在装拆时能保证其他单元体的完整性;
- c. 便于分解和装配,各单元体间的界面可达性好,连接结构简单;
- d. 便于维护和提高经济效益,一个大单元体可划分成若干个小单元体,需要更换某些零件时,只需更换它所属的小单元体;
- e. 同一单元体内的各零组件寿命,应基本相近。

(2) 单元体设计要求

- a. 单元体内应有自己的转子与静子定位基准,零、组件间有闭环尺寸,其尺寸链上各组成环尺寸应全部包含在本单元体内,某个间隙需要调整时,调整元件应设置在本单元体内,或在单元体间的界面上;
- b. 单元体间的界面配合尺寸精度要高,尽量减少更换单元体后对发动机性能与不平衡度的影响;
- c. 保证单元体性能互换。

对影响性能的结构元素,需拟订专门技术要求,以便在加工、装配和调整中予以保证,如叶片的叶型、扭向、叶型的最大厚度及位置,最大相对挠度及其位置,以及原始叶型的厚度分布等。

对于同一种零件尺寸实行小公差带,使所有零件尺寸接近公差带的中间尺寸,保证同类零件的相似性。

部件应有较宽广的高效率工作范围,或整机规定的部件性能裕度较大,因此,个别部件的变动,对整机性能的影响较小,有利于单元体性能互换。

(3) 单元体界面配合要求

①单元体之间机匣界面的定心与配合

- a. 冷端机匣多数采用止口圆柱面定心,少数采用精密螺栓或螺栓衬套定心。基孔制的轴用($p \sim r$)配合座,小过盈配合。
- b. 热端机匣采用止口圆柱面装配定心,精密螺栓工作定心,也可只用精密螺栓或螺栓衬套定心,采用小过盈($p \sim r$)的配合座。
- c. 若只采用精密螺栓或螺栓衬套定心时,机匣止口都采用中等间隙($c \sim f$)配合座。

②单元体间转子界面的定心与配合

- a. 转子与转子之间、用法兰边圆柱面定心,小过盈($m \sim s$)配合,精密螺栓连接;
- b. 套齿传扭,套齿两端圆柱面定心,并用小过盈(m)配合座,大螺母压紧;
- c. 圆弧端齿传扭并定心,螺栓连接。

③单元体内机匣间的定心与配合

- a. 冷端部件,一般采用止口圆柱面定心, ($p \sim r$)小过盈

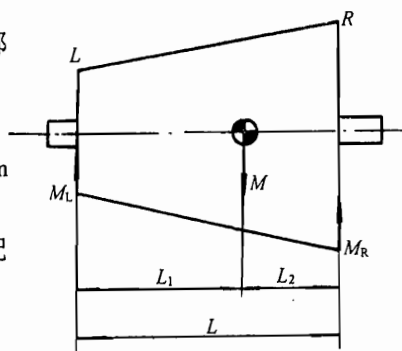


图 5-30 转子的当量质量

配合,并加以精密螺栓工作定心,对于只用精密螺栓定心,若为过盈,则为(u)配合,若为间隙,则为(d~e)配合;

b. 热端部件,机匣多为整体机匣,无配合处。

④单元体内转子间的定心与配合

a. 止口圆柱面定心,精密螺栓与长螺栓连接,采用(p~r)小过盈配合;

b. 精密螺栓定心处,全部采用(c~e)的中等间隙配合;

c. 圆弧端齿定心,螺栓连接。

⑤单元体界面配合的精度要求

a. 机匣间的配合,无论是单元体之间,还是单元体内,其配合精度与非单元体化的发动机基本相同;

b. 转子在单元体内的配合精度也基本与非单元体化的发动机相当,但在单元体之间的配合,其配合精度比非单元体化的要高出2级左右。

5.1.2 转子的平衡

5.1.2.1 平衡精度的确定

(1) 平衡精度表示转子平衡后的不平衡程度,也称为许用不平衡量。它可用重径积 $Gr(g \cdot mm)$ 、偏心距 $e(\mu m)$ 和平衡精度级 $A(mm/s)$ 表示。其物理意义、相互关系及其应用见表 5-3。

表 5-3 表示刚性回转体不平衡量的方式

表示量	意义	关系式	应用
重径积 $Gr(g \cdot mm)$	质量为 m , 偏心为 e 的不平衡量用距转轴 r 处的校正质量 G 来代表, 所表示的不平衡程度与转子质量有关, 是一个相对量	单面校正 $Gr = me$ 双面校正 $(Gr)_L = m_L e_L$ $(Gr)_R = m_R e_R$	用来表示具体给定的转子的不平衡量, 便于操作
偏心距 $e(\mu m)$	表示转子中心主惯轴与转轴在校正面上的偏移, 对于单面校正的转子就是重心对转轴的偏移, 所表示的不平衡度与转子的重量无关, 是一个绝对量	单面修正 $e = \frac{Gr}{m}$ 双面修正 $e_L = \frac{(Gr)_L}{m_L}$ $e_R = \frac{(Gr)_R}{m_R}$	用来衡量转子平衡程度和动平衡机检测精度, 便于直接比较
平衡精度 $A(mm/s)$	相当于单面校正时, 转子的重心速度	$A = \frac{e\omega}{1000}$	用来建立平衡精度等级

表中: m ——转子质量(kg);

ω ——转子工作角速度(rad/s);

m_L, m_R ——转子质量折合到左、右修正面的当量质量(kg), 如图 5-31 所示;

e_L, e_R ——左、右修正面上转子主惯轴与转轴的偏心距(μm)。

(2) 用平衡等级确定许用不平衡量

首先确定平衡等级见表 5-4, 表 5-4 列出了适用于航空发动机转子平衡等级。然后根据转子的工作转速从图 5-31 查出相应的许用不平衡量(重径积 Gr 或偏心距 e)。

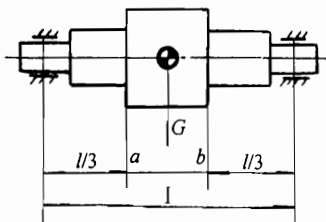


图 5-32

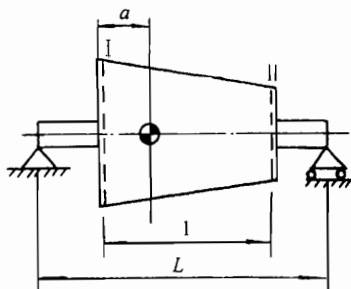


图 5-33

a. 转子不是绝对刚体,随着发动机工作时间的增加,转子在离心力、振动和热应力的长期作用下,各零件间产生相互错位或局部塑性变形,使不平衡量不断增加,其数值往往大大超过了原始的许用不平衡量;

b. 不平衡量所引起的不平衡力,计算表明是很小的,其主要影响是引起发动机振动,而在支承的结构设计中,增加一些阻尼措施,则可以起到明显的减振作用,相对于不断提高平衡精度更有实用意义;

c. 过高的平衡精度,会给生产带来很多困难,生产成本提高,有时甚至无法实现。

合理的平衡精度应该首先有效地降低发动机的整机振动水平,其次是在生产和维修时都不造成很大困难。除了应用上述推荐的方法选择初始的平衡精度外,根据对国内、外现役机种的统计和先进的平衡设备所能达到的精度,一般进行如下选择。

压气机转子的平衡精度为 $6 \sim 10 g \cdot cm$;

涡轮转子的平衡精度为 $8 \sim 12 g \cdot cm$,对于民用发动机多级低压涡轮转子的不平衡量可以更大些,有的甚至比压气机的不平衡量大 $2 \sim 3$ 倍。

5.1.2.2 转子结构的静平衡要求

无论是多级压气机转子,还是单级涡轮转子各级盘、鼓和轴等转动件都必须进行单独静平衡或初始动平衡,具体要求如下:

- 记录静不平衡的数值及重点的方位角;
- 静不平衡量的消除,可以在规定部位去除材料,或更换轻、重叶片的位置;
- 静平衡精度 $< 8 g \cdot cm$,取决于平衡件的重量;
- 根据回转体的长度 L 和外径 D ,选择静、动平衡,见表 5-5。

表 5-5 静平衡与动平衡选择原则

平衡方法	回转体长度 L , 外径 D	工作转速 n
静平衡	$D \geq 5L$	任何转速
动平衡	$D \leq L$	$n > 1000 r/min$

5.1.2.3 最终动平衡

(1) 平衡前的准备工作

a. 检查平衡转子的装配质量,可检查几个特征表面对轴线的跳动值,若不合格,必须重新组装及检查其初始不平衡量;

- b. 规定平衡转速,一般不低于 1000r/min;
- c. 提出平衡精度要求;
- d. 规定修正面上消除不平衡量的方法,可以加平衡块,更换平衡螺钉,必要时还需限定平衡块的数量;
- e. 其他规定,如平衡后的标记、编号等。

(2) 带工艺芯轴的动平衡

当转子的支承形式为 0-2-0 时,压气机和涡轮转子都悬于支承以外,特别是压气机转子轴向尺寸较长,前端没有支点,要实现部件单独平衡,必须借助于专用的工艺芯轴,见图 5-34,其平衡要求,举例如下:

a. 工艺轴必须进行动平衡,其平衡精度应小于 $3g \cdot cm$;

b. 规定工艺轴与转子的组装要求,如图示按图纸要求给工艺轴与平衡转子间施加 $39.2^{+0.9}_0 kN$ 的轴向力 F ,并用大螺母拧紧;

c. 在平衡机上检查表面 C 和 D 对 $A-B$ 轴线的跳动不大于 0.01;

d. 检查前、后修正面的初始不平衡量,并允许旋转各级转子,以满足初始不平衡量的要求;

e. 规定前、后修正面的平衡精度。

(3) 带模拟转子的动平衡

某些大功率的刚性高压转子,工作时为简支支承,但压气机转子和涡轮转子进行部件单独平衡时,就只有一个支承,因此可采用模拟转子进行动平衡,使转子的支承结构在平衡状态更接近于真实的工作状态。

所谓模拟转子,即模拟与之相连、共同工作的另一个转子,平衡压气机时,装上涡轮模拟转子,平衡涡轮时,则装上压气机模拟转子,如图 5-35 所示。

a. 模拟转子的要求

模拟转子的质量、质心,刚性和对轴线的转动惯量必须与真实转子相同。

b. 平衡转子的安装

平衡转动轴线由表面 M_F 和 M_E 确定,并检查 A 、 B 面对轴线的跳动值。

c. 初始不平衡量

左右修正面 M_L 和 M_R 的初始不平衡量不得大于 $400g \cdot cm$,否则分解转子,检查各级的不平衡量,并用改变鼓筒与盘的相对位置来改善转子的装配状况,直到初始不平衡量达到要求为止。

d. 修正面

不平衡量在 M_L 、 M_R 面上修正,可用串装叶片或在叶片下增加配重块消除不平衡量。

e. 平衡精度

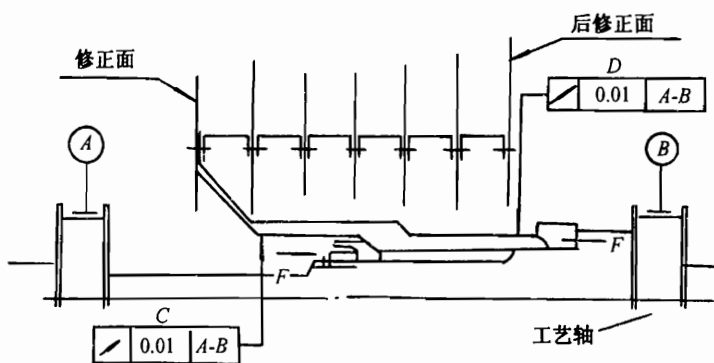


图 5-34 带工艺芯轴的动平衡

不大于 $13\text{g}\cdot\text{cm}_0$ 。

f. 平衡转速

不低于 $1000\text{r}/\text{min}_0$ 。

g. 其他

平衡后需标记平衡块位置,剩余不平衡量的大小和方位角等。

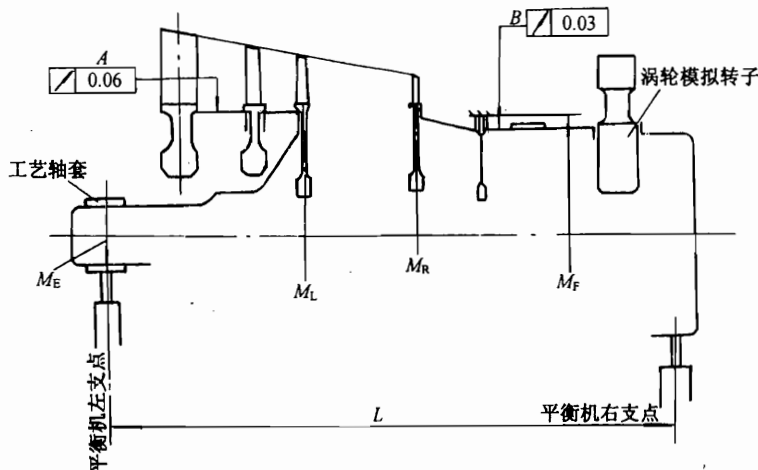


图 5-35 带模拟转子的动平衡

(4) 多步平衡法

对于工作转速高,初始不平衡量很大的转子,为减少不平衡力在转子内部产生较大的弯矩,则可采用多步平衡,即在装配过程中,将各个组合件逐步组合,每组合一步都进行一次动平衡。

- 多步平衡的前几步只能在工艺轴承上进行;
- 每次不平衡量的消除,只能在本组合件内,而下步平衡所产生的不平衡量,不得在已平衡过的组件内排除;
- 最终平衡必须在实际工作轴承上进行,其不平衡量不允许在各修正面上增减配重,只能用更换轴承衬套或更换轴承来达到所要求的平衡精度。

(5) 本机平衡

本机平衡即采用整机全速平衡,转子就在发动机实际工况条件下进行平衡,转子没有再装配工序,因此可获得较高的平衡精度。但它只能用于能够在整机状态下,进行不平衡量修正的低压转子。

本机平衡采用三圆平衡法。

5.1.3 防错设计

对于外形相似而功能不同的零件,以及在装配时或维修中容易产生人为差错的连接部位,应从零件的结构设计上加以限制或有明显的识别标记。

防错设计的内容有:

- 设计文件的完整与正确,正确而完整的设计文件是防止装配差错的重要措施之一;

b. 当不允许反向安装或转动安装的零、组件,其安装部位应采用非对称设计,如采用键槽、销子或安装边上螺栓孔的非均匀分布;

c. 外形相似,而编号及功能不同的零件,其外形设计应有差别;

d. 当位置相近,使用不同尺寸的螺栓时,应规定尺寸差别要大,在同一位置不得使用长度不同的两个相同的螺栓,设计应考虑防止由于偶尔使用长螺钉或螺栓而损坏其他零件;在给定的螺栓孔内的所有相同的螺栓,必须是同一直径,同一长度和同一材料,以防止装配时相互混淆;

e. 采用左螺纹的特殊紧固件,应标明其松紧方向或其他特殊标记,防止操作错误;

f. 当有两种以上不同液体导管相邻时,接头的形式应不相同,或将管子的长度、管子的外形有所区别;

g. 对于单流向的附件,如单向活门,油滤,流量调节器等,除在壳体上有恒定的流向标志外,其进、出口的接头形式或尺寸,最好有所区别;

h. 相同的电缆插座一般不允许并排使用,除非相邻插座内部接头的功能完全相同;

i. 当需要采用耳片接头的导线系统时,应选用下述任一措施:导线具有不同的长度;耳片的尺寸不同;对于不同用途的导线和端头,用不同的颜色标码;

j. 具有多重 O 形密封圈的零件,应把 O 形密封圈的装配直径制成台阶形,以免密封圈在装配过程中受较大的挤压,特别是需通过横向小孔时,小孔口锐边可能将胶圈切坏而使封严失效,O 形圈装置必须提供宽裕的导入端,如图 5-36 所示;

k. 时针方位标记,需要有方位标记的零件,应用“上”字(TOP)或用“↑”标记在 12 点钟位置处标出,这个标记也应在被安装的零件或部件的相应位置上明显标出;

l. 零件顺序号的统一标记,安装边上的螺栓孔、燃烧室的火焰筒及喷嘴、涡轮导向叶片等,凡是需要编号的零件,一律顺时针方向对其连续编号(以操作者面对被编号零件),1 号应位于 12 点钟位置,若 12 点钟无零件,则沿顺时针方向顺延;

m. 对于失去互换性的零件,应给出特殊标记,如为排除转子同心度超差故障而专门设计的偏心衬套,为排除螺钉孔位置度超差而扩孔后专门制造的特殊螺栓,以及因扩孔与之相配的其他零件等,以免二次装配时影响发动机的装配和性能。

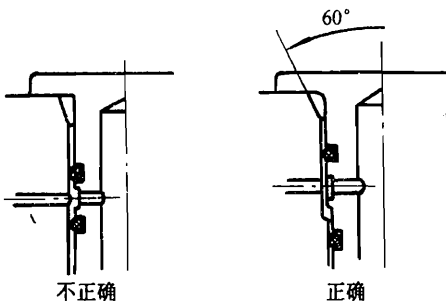


图 5-36 多重 O 形圈密封结构

5.1.4 支承系统设计

5.1.4.1 支承系统同轴度计算

(1) 机匣安装边端面跳动的影响

已知机匣 i 前端面对基准面 A 、 B 的跳动,直接造成机匣 $(i+1)$ 的轴线与机匣 i 的轴线不重合,其夹角 α 的大小与安装边止口的直径 D_i 成反比,而机匣 $i+1$ 前安装边的柱面跳动 e_{i+1} 与机匣 $i+1$ 的轴向长度 L_{i+1} 成正比,见图 5-37。

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\Delta_i}{D_i}$$

$$\Delta Y_{i+1} = L_{i+1} \sin \alpha$$

对于 n 个机匣的组合件,最后一个安装边轴线的总偏移量应是

$$\Delta Y_1 = \sum L_{i+1} \sin \left[\sum \operatorname{tg}^{-1} \left(\frac{\Delta_i}{D_i} \right) \right]$$

式中: Δ_i ——端面跳动值;

D_i ——配合柱面的直径;

L_{i+1} ——第 $i+1$ 机匣的长度。

(2) 配合柱面跳动的影响

a. 当第 i 机匣前安装边配合柱面与基准柱面轴线不同心, 即由位置公差所引起的柱面跳动。它直接影响机匣 $i+1$ 的轴线对基准轴线的偏移, 见图 5-38。

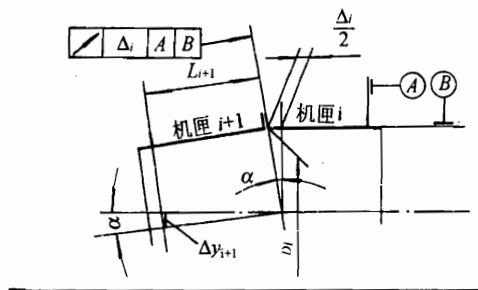


图 5-37 端面跳动的影响

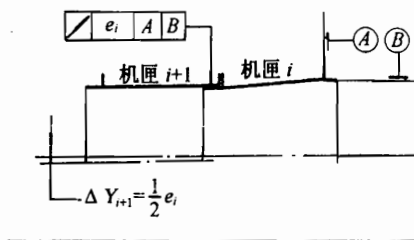


图 5-38 柱面跳动的影响

$$\Delta Y_{i+1} = \frac{1}{2} e_i$$

$$\Delta Y_2 = \frac{1}{2} \sum e_i$$

式中: e_i ——柱面跳动值。

b. 当配合柱面由于形状公差而引起对基准的跳动, 那么, 当采用小紧度配合座装配时, 其形状偏差可以消除, $i+1$ 机匣的轴线, 装配后不会产生偏斜。若采用销子或精密螺栓定位, 其装配精度取决于精密螺栓孔的位置度和销子与精密孔的配合精度, 一般说来, 精密孔的位置度在 $\Phi 0.02 \sim \Phi 0.03$ 左右, 而销子的配合都采用 H7/h6、H7/g6、H7/f6, 采用多点定位后, 由于配合柱面形状公差所引起的跳动, 对装配精度的影响极其微小了。

事实上, 在实际生产中, 这两种柱面跳动是很难区分的, 为使计算结果趋于安全, 对柱面跳动的影响, 都是按前一种模式进行计算和处理的。

(3) 配合柱面尺寸公差的影响

若连接面不用精密螺栓定位, 而用柱面定位, 则配合柱面的尺寸公差也直接影响装配精度, 见图 5-39。

$$\Delta Y_{i+1} = \frac{1}{2} \delta_i$$

$$\Delta Y_3 = \frac{1}{2} \sum \delta_i$$

式中: δ_i ——柱面尺寸公差。

(4) 计算支承点对理论中心线的总偏移量

$$\Delta Y = \Delta Y_1 + \Delta Y_2 + \cdots + \Delta Y_n$$

(5) 支承系统同轴度的估算

a. 双支点支承系统

双支点支承系统的支点同轴度对转子工作的影响并不显著,因为两个支点一般都采用一个滚珠轴承,另一个为带有腰鼓形滚子的滚棒轴承,它们对于轴线的偏斜都有一定自位作用,当两支点的同轴度发生变化时,只要转、静子间的各项间隙足够,转子很容易形成合适的旋转轴线,继续平稳的工作。

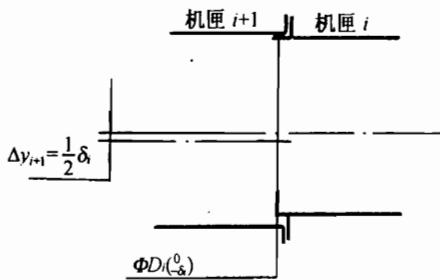


图 5-39 柱面尺寸公差的影响

b. 三个或三个以上支点的支承系统

对于三个以上支点的支承系统,各支点间的同轴度必须控制在合适的范围内,以保证联轴器套齿和滚棒轴承可靠的工作。如图 5-40 为涡扇型发动机低压转子支承系统支点同轴度要求。图 5-41 为涡喷型发动机低压转子支承系统支点同轴度要求。

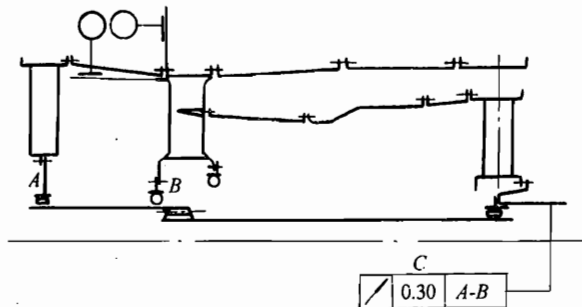


图 5-40 涡扇型发动机低压系统的同心度

c. 支点同轴度的估算

无论是涡扇型,还是涡喷型发动机的低压转子,都是用联轴器组成柔性转子支承在三个以上的支点上,若将直接装在滚珠轴承上的轴线 A—B 为基准轴线,则只需保证 C 点支承相对于 A—B 轴线的跳动值限定在所要求的范围内,就能保证整个低压转子可靠的工作。

在同轴度的计算中,还必须计及基准轴线上 A、B 两处轴承的径向游隙 ΔY_A 和 ΔY_B ,见图 5-42。由于两个轴承的径向游隙不可能相等,它使得 A—B 轴线倾斜成 A'—B',从图 5-42 可知,低压涡轮转子是以 A—B 为旋转轴线的,它倾斜成 A'—B' 后,对 C 面的跳动值将产生很大的影响,而 A—C 轴线也因为机匣各种误差产生的总偏移 ΔY_C 的结果也产生倾斜成 A'—C',当 A'—C' 轴线与 A'—B' 轴线倾斜方向相同时,可以减小 C 点的跳动,它们倾斜方向相

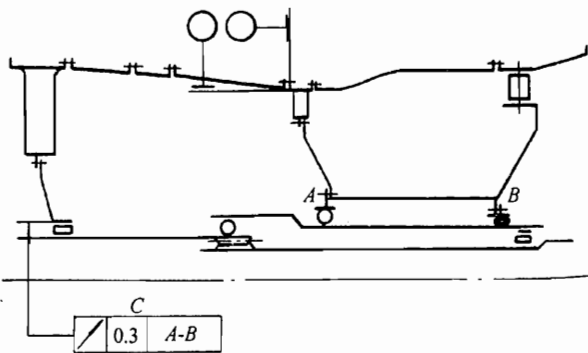


图 5-41 涡喷型发动机低压系统的同心度

反时,则加剧了C点跳动。

由此可见, $A'C'$ 和 $A'B'$ 两轴线倾斜后的夹角的大小不仅取决于各段机匣误差在C点积累的总位移 ΔY_C , 还取决于A、B处两个轴承的径向游隙 ΔY_A 和 ΔY_B 。

根据图5-42所示,可以算出

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\Delta Y_A - \Delta Y_B}{L_{AB}}$$

$$Y' = (\Delta Y_A - \Delta Y_C + L_{AC} \operatorname{tg} \alpha) \cos \alpha$$

d. C点对A'-B'轴线的跳动值为 $2Y'$ 。

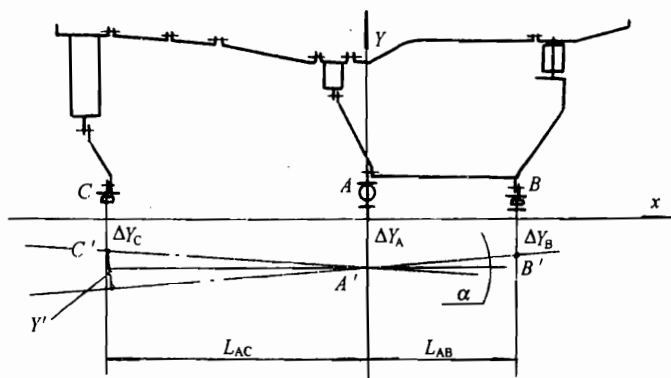


图5-42 支点同轴度计算示意图

5.1.4.2 支承结构的详细设计

(1) 支承结构设计的基本要求

- ① 提供足够的强度。
- ② 提供合适的刚度。

支承结构的刚度不足,特别是横向刚度不足,会引起转、静子叶片叶尖间隙和封严间隙的变化,或引起全机振动,或性能下降。

但有时为了减小热应力或装配应力,特别是内、外混合传力的静不定结构中,为保证载荷的合理分配,在某些结构中尚需将刚度降至某给定的范围内,而不是越刚越好。

③ 保证结构的稳定性。

a. 结构要素的选择,如支承结构的辐板若采用等厚平板,不如变厚度的锥形辐板,因它的轴向刚性差,对于承受轴向力的主轴承承力机匣必须采用锥形辐板,尽量采用封闭的盒形结构,少用悬臂结构,见图5-43;

b. 材料的选择,若采用焊接结构,最好选用同种材料,确因结构需要,需用异种材料焊接时,两种材料的焊接性能不能相差太大,特别是热处理温度应能兼容,以便焊后能有效地消除焊接应力;

c. 工艺方法的选择,它取决于支承结构的复杂程度,结构简单,用铸、焊或机械加工均可。

- ④ 能向支承提供阻尼。
- ⑤ 提供有效的润滑、冷却和密封。

(2) 几种支承结构

① 双排轴承的支承结构

当单个轴承承受不了转子的轴向负荷时,可用多个轴承串装在一起,共同承担轴向负荷,

但由于各轴承的内外环有误差,轴承的轴向游隙各不相同,为使各轴承都能均匀承受工作载荷,必须在两轴承间的内、外环分别配置调整环,而调整环尺寸的选择原则是使两轴承同时消除轴向游隙,处于同时承载状态,现以双排为例,可以算出调整环的尺寸,见图 5-44 所示。

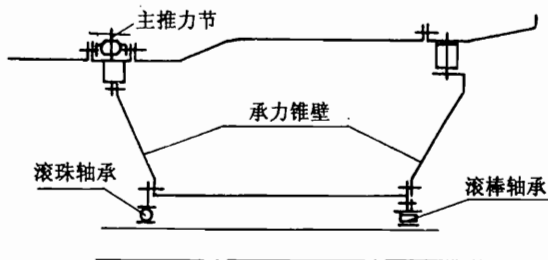


图 5-43 盒形承力结构及锥形辐板

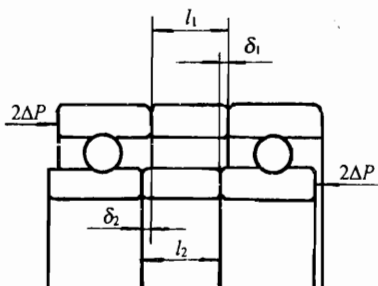


图 5-44 双排轴承调整环的尺寸计算

$$l_1 - \delta_1 = l_2 - \delta_2$$

式中: δ_1, δ_2 ——为两个轴承的轴向游隙,可预先测量;

l_1, l_2 ——分别为外、内调整环尺寸,它可以根据总体结构要求,预先选定其中任一环的尺寸,按上式即可算出另一调整环的尺寸。

② 主轴承支承结构的设计

主轴承支承结构的设计准则是:

- 提供足够的强度储备;
- 提供足够的刚度;
- 尽量减少热变形和热不协调。

③ 中介轴承的支承结构

双转子或三转子发动机,为使承力系统结构更加紧凑,简化承力系统的设计,将高压转子借助于中介轴承支承在低压转子上,或者将低压转子通过中介轴承支承在高压转子上,因此中介轴承不需专门的支承结构,只需将轴承的内外环分别安装于高、低压转子上。

中介轴承的特点:

a. 中介轴承的工作特点,当高、低压转子同向旋转时滚动体的自转速度是两个转子转速之差的函数,滚动体发热量低,而滚动体的公转转速则为两转子转速之和的一半,滚动体产生的离心负荷较大,而当它们的旋转方向相反时,滚动体自转转速为两转子转速之和的函数,发热量很高,滚动体的公转转速为两转子转速之差的一半,滚动体的离心负荷较低。

b. 中介轴承的润滑,对于同向旋转的结构,由于滚动体的自转转速很低,轴承的发热量较少,其冷却润滑要求不高,它可以在高压转子上设置集油腔,先将滑油喷入集油腔,再用喷油管将集油腔与中介轴承相通,当高压转子旋转时,集油腔与滑油一起高速旋转,在离心力的作用下,滑油产生一定的压力,通过喷油管向中介轴承供油,见图 5-45,为使滑油能进入喷油管,挡油套的内径 ΦA 必须小于喷油管中心线所在位置 ΦB 。

图 5-46 所示从低压转子内部的中心油管向外喷油的方式,从内部向中介轴承供油。

对于对转转子的支承结构,由于滚动体自转转速很高,用于冷却的滑油量,必须专门设置供油系统,如图 5-47 所示。

c. 中介轴承的配置,由于中介轴承是将两个转子串装在一起,一个转子的负荷要通过中介轴承传到另一个转子上,它直接影响高、低压转子的平衡性,使发动机的振动特性复杂化,因此,中介轴承的设置应尽量与相邻的轴承靠近,缩短传力路线,以便改善其动力特性。

④ 涡轮附近的支承结构

位于涡轮前、后的支承结构,因处于高温环境下,并有大量热流从涡轮叶片经轮盘和轴传到轴承上,因此涡轮支承结构的主要

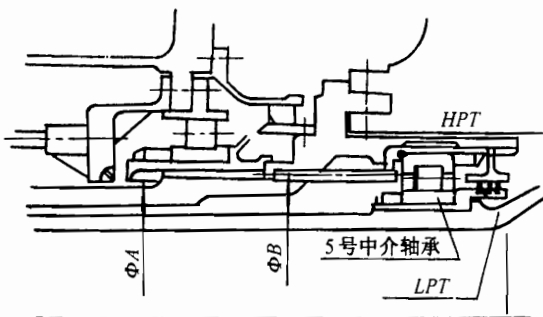


图 5-45 滚棒中介轴承

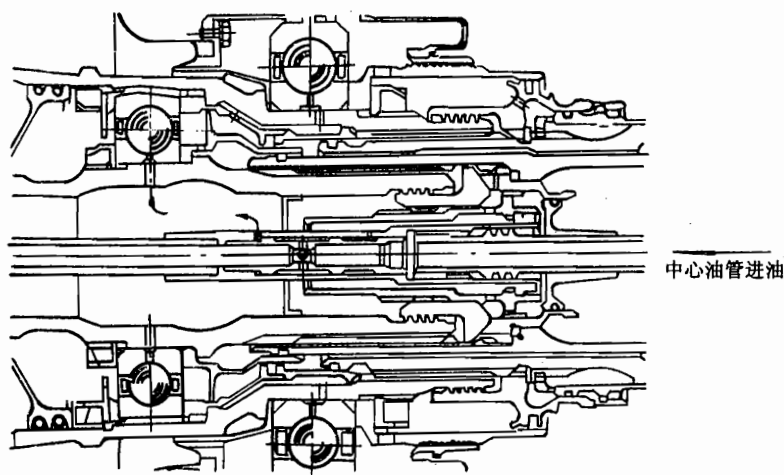


图 5-46 中心油管向中介轴承供油

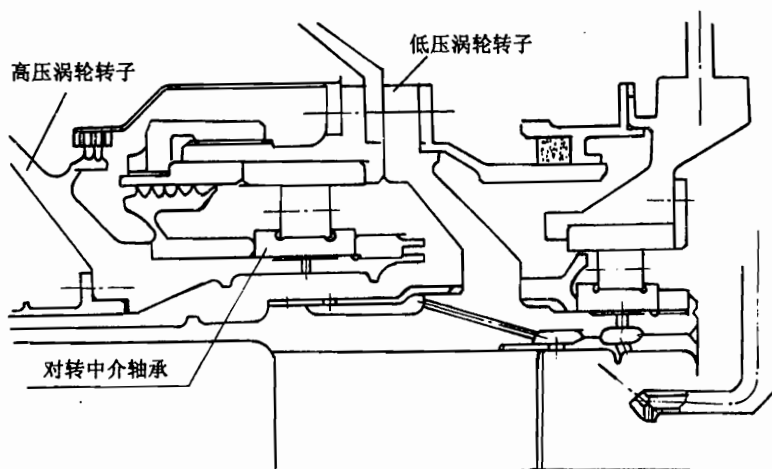


图 5-47 对转中介轴承的润滑

特点是隔热和减少热传导,加强散热主要措施有:

- a. 在轴承座外表面敷设隔热层,减少高温热源向轴承传热,见图 5-48 中 A。
- b. 在轴承座的外腔,引入低压冷却空气,对轴承座冷却,见图 5-48 中 B。
- c. 为减少轮盘向轴承传热,轴承内环或中介轴承的外环,都通过衬套进行安装,衬套和轴承内、外环的配合面还开有周向槽,见图 5-48 中的 C,或者在涡轮轴上铣有轴向螺旋槽,见图 5-48 中的 D,减少传热面积。

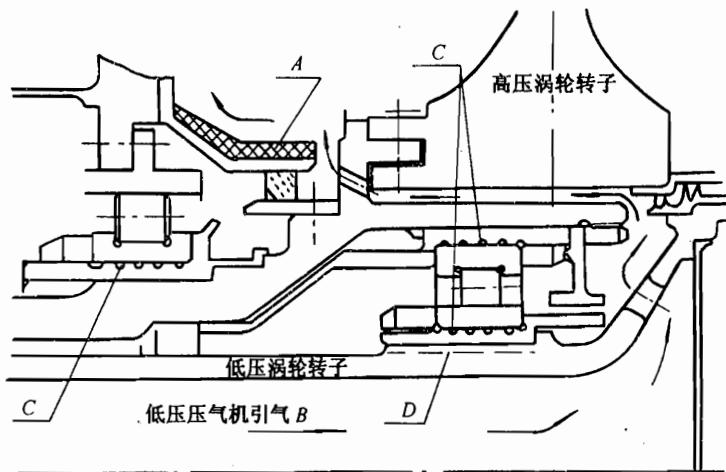


图 5-48 涡轮支承的隔热措施

- d. 在涡轮盘与轴的联结处,采取热节流措施,涡轮盘伸出一段长而薄的颈部,通过法兰边与轴相连,在颈部开有冷却空气孔,减少涡轮盘经过轴颈向轴承传热,见图 5-49。

(4) 弹性支承

见《航空发动机设计手册》第 19 册第 5 章、第 6 章。

5.1.5 压气机转子和涡轮转子的连接

5.1.5.1 转子连接的基本要求

对连接结构的基本要求是:

- a. 工作过程中不应脱开,用套齿传扭时,齿面不产生粘结现象;
- b. 无论是冷态,还是热态,转子的定心锁紧可靠;
- c. 重复装配或分解组合件时,不应破坏转子的平衡精度;
- d. 结构简单、成本低廉。

5.1.5.2 转子连接的定心方法

(1) 双锥面定心,大螺母连接

优点:

自动定心精度高,装拆容易,多次装拆仍能保持定心精度。

缺点:

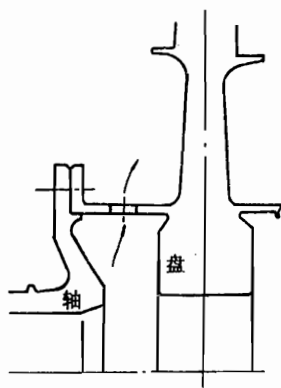


图 5-49 涡轮盘热节流措施

由于定心锥面的长度有限,一般在 20~30mm,因此承受横向载荷的能力较差,装配时必须施加较大的轴向载荷。

①基本结构(见图 5-50)

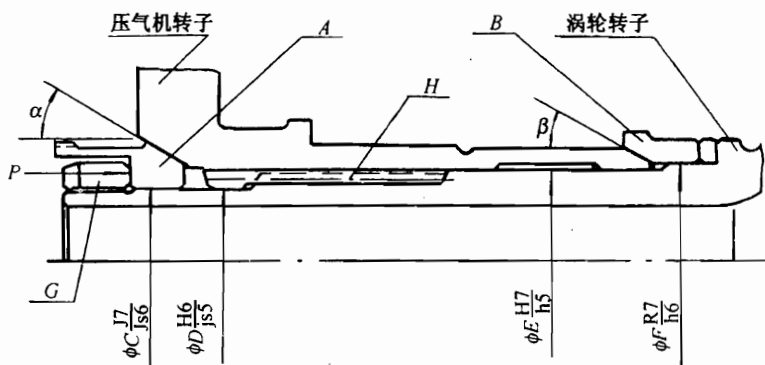


图 5-50 双锥面定心结构

- a. 前、后锥体 A、B 自动定心；
- b. 柱面 ϕD 、 ϕE 辅助定位；
- c. 大螺母 G 压紧并承受压气机转子和涡轮转子的拔河力；
- d. 套齿 H 传扭。

② 锥角 α 和 β 的选取

当定位锥面的紧度相同时,锥角愈小,其轴向压紧力 P 愈大,定心精度愈高,但分解困难,承受机动飞行时产生的横向载荷能力较差。反之,锥角愈大,自动定心的精度较差。

一般选取范围

$$\alpha = 25^\circ \sim 30^\circ \pm 1'$$

$$\beta = 15^\circ \sim 25^\circ \pm 1'$$

③ 轴向预紧力 P 的选取

预紧力 P 必须大于压气机与涡轮转子的轴向拔河力,否则在工作中锥面会脱开而破坏了定心作用。拔河力可根据压气机和涡轮部件的气动参数及内流空气系统的腔压计算而得。

如 WP13 和 WP15 的 $P = 90 \sim 150\text{kN}$ 。

④ 锥体的结构设计

为保证锥体定心可靠,在前锥体的锥面上开有 6 个轴向槽,使之在轴向预紧力的作用下,锥面变形,使锥面和柱面同时与相配表面紧密接触,不仅增加了定心接触面积,而且可以降低锥面和锥孔尺寸的配合精度。

后锥体锥面较短必须有足够的刚性,否则在轴向力的作用下产生变形,加上横向力的作用,锥面易磨损而松脱,使定位失效,为此,零件必须在锥口增加凸缘以加强刚性,见图 5-51。

⑤ 大螺母

由于压气机和涡轮的轴向拔河力在 90~150kN 之间,预紧力必须用专用液压加载工具,预先加载,然后用大螺母压紧,当液压加载工具卸压以后,巨大的预紧力都由螺纹承受,因此大螺母可采用锯齿形螺纹。

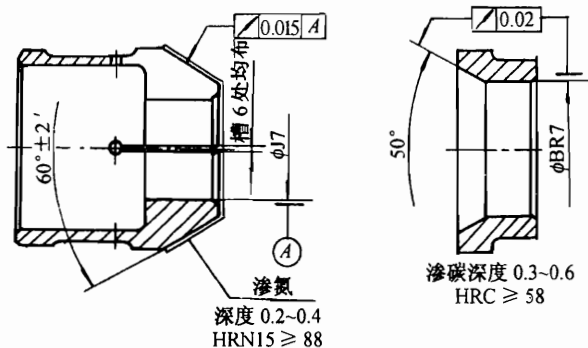


图 5-51 前后锥体的结构设计要求

(2) 双柱面定心,大螺母连接

① 双柱面定心的结构要求

- 两个定位面的直径应有差别,以便于装配;
- 两个定位面的配合座应取不同,主要配合面采用过盈配合,另一配合面采用过渡配合,或小间隙配合;
- 两个柱面的同轴度不大于 0.02mm;
- 两个配合柱面的轴向距离 L ,应尽可能加大。

② 双柱面定心的结构要求(见图 5-52)

③ 双柱面定心的特点

柱面定心的精度取决于柱面的配合座,一般都采用小紧度配合。由于定位面的刚性很好,转子的同轴度不受装配质量的影响,而两端面轴向定位能承受机动飞行带来的横向力。

(3) 法兰盘连接

对于大直径鼓筒轴的连接,广泛的采用了圆柱面定心,小紧度配合并注意恰当半径作用的法兰盘连接,精密螺栓辅助定位,端面摩擦传扭,见图 5-53。

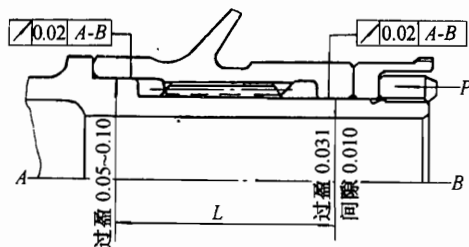


图 5-52 双柱面定心结构

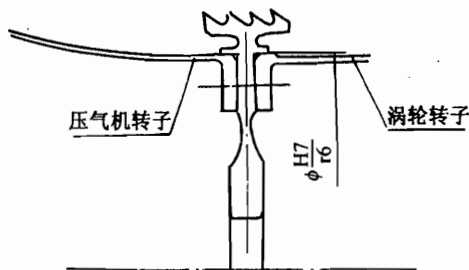


图 5-53 法兰盘连接

(4) 圆弧端齿定心,螺栓连接

① 圆弧端齿的主要特点

- 具有自动定心和较高的定心精度,每个齿像一个 V 形块,具有自动定心的特点,同时能将热膨胀差转换成轴向长度的变化,而对转子同心度的影响很小,它适合于高转速、高环境温

度和高平衡精度的连接部位;

b. 具有良好的互换性和尺寸重现性;

c. 结合强度高, 传扭可靠, 具有较大的承载能力, 因为弧齿联结是齿侧无间隙啮合, 与直齿相比, 接触面积大, 结合强度高;

d. 装配、维护方便, 特别适合于单元体连接和外场维修;

e. 圆弧端齿结构受切削砂轮直径及厚度的约束, 不适于大直径的零件连接。

② 圆弧端齿联轴器的设计特点

a. 圆弧端齿的几何特性

弧齿的基本几何形状和切削原理见图 5-54。

$$\beta = \frac{90n_x}{N}$$

$$r = A \tan \beta$$

式中: r ——砂轮半径(即弧齿侧面的曲率半径);

n_x ——包含在砂轮两啮合面 M 、 N 间的半齿距数;

A ——圆弧端齿联轴器的平均半径;

N ——圆弧齿数。

b. 圆弧端齿的标准齿形

弧齿最大的特点是齿面圆弧, 见图 5-55。

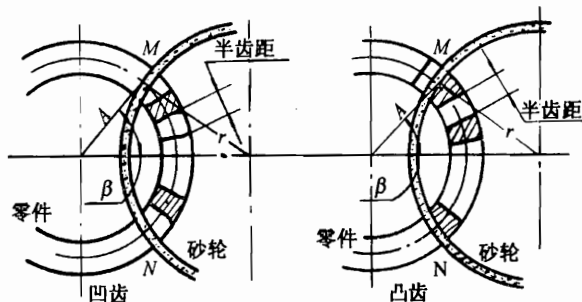


图 5-54 弧齿的几何学图形及切削原理

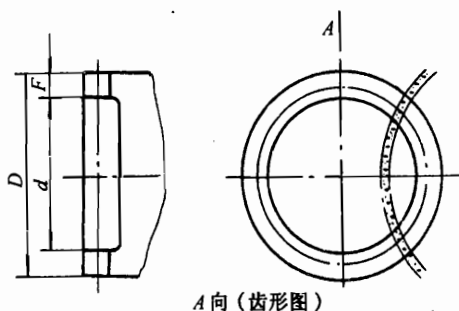


图 5-55 圆弧端齿的标准齿形图

图中: h_t ——全齿高;

$$a = \frac{h_t - C}{2} \text{——齿顶高;}$$

$$b = h_t - a \text{——齿根高;}$$

c ——间隙;

$$F = \frac{D - d}{2} \text{——齿长;}$$

D ——圆弧端齿联轴器外径;

d ——圆弧端齿联轴器内径;

r_f ——齿底圆角半径;

h_g ——人字形底部高度;

λ_g ——人字形底部角度;

C_f ——倒角高度;

$$T_s = \frac{\pi D}{N} \text{——大径齿厚。}$$

c. 弧齿齿面接触精度高,一般弧齿着色面积不小于啮合全部工作面积的 70% ~ 80%;

d. 具有特殊的人字形齿底,对端齿联轴器在拉紧螺栓夹紧力的作用下,啮合齿间产生“楔效应”,这种“楔效应”在齿槽底部空刀处产生拉伸应力,而增加了齿底材料 h_g ,在一定范围内,能降低拉伸应力,以排除齿根形成的应力集中,这就是人字形齿底的设计思想;

e. 严格控制齿顶倒角和齿根圆角,一般圆弧齿的齿高只有几毫米,既要尽量增大齿面有效接触面积,又要保证齿侧不发生干涉,唯一办法是严格控制齿顶倒角和齿根圆角;

f. 要有足够的夹紧力,为保证在工作状态下弧齿完全啮合,其夹紧力应是弧齿上全部轴向分力总和的 1.5 ~ 2 倍。

$$P_C = (1.5 \sim 2.0) P_\Sigma$$

式中: P_C ——端齿联轴器的夹紧力;

P_Σ ——作用在联轴器上所有轴向分离力的总和, $P_\Sigma = P_1 + P_2 + P_3$;

P_1 ——压气机和涡轮转子的拔河力;

$P_2 = \frac{T}{A} \tan \phi$ ——由扭矩产生的分离力;

T ——弧齿所传递的最大扭矩;

ϕ ——弧齿的压力角;

A ——圆弧端齿联轴器的平均半径;

$P_3 = \frac{5DM}{(D - F)^2}$ ——由弯矩产生的分离力;

M ——最大弯矩。

③圆弧端齿联轴器的设计计算

a. 根据给定负荷按经验公式确定联轴器的外径 D

$$D = 3\sqrt{\frac{T}{1310}}$$

式中: T ——弧齿所传递的最大扭矩。

b. 齿长 $F = 0.125D$ 。

c. 弧齿径节 $P_d = 3 \sim 8$ 范围内, 它取决于外径 D , 大直径可取小值。

d. 齿数 $N = P_d D$, 一般齿数应为夹紧螺栓的偶数倍, 以便夹紧螺栓能向每个齿均匀施加夹紧力。

e. 联轴器内径 $d \geq 0.75 D$ 。

f. 压力角 $\phi = 10^\circ \sim 40^\circ$ 。

它可以在较宽广的范围内选取, 小压力角具有较小的轴向分力, 大压力角具有较大的齿根强度, 需根据具体结构协调选取, 通常取 $\phi = 30^\circ$ 。

g. 弧齿曲率(砂轮直径)

一般按经验进行试凑, 然后加以修正, 通常初选弧齿曲率为零件直径的 $1 \sim 2$ 倍。

砂轮直径初选以后, 还要验算外径上齿槽底部的宽度 W_0 和内径齿槽底部的宽度 W_i , 见图 5-56。

根据 W_i 和 W_0 确定砂轮尖端宽度 W_x , 见图 5-57。

$$W_0 = \frac{\pi}{N} D - 2b \tan \phi$$

$$W_i = \frac{\pi}{N} d - 2b \tan \phi$$

W_x 应小于 W_i 而大于 $\frac{1}{2} W_0$, W_x 若大于 W_i , 则会引起弧齿内圈齿根处产生根切现象, W_x 若小于 $\frac{1}{2} W_0$, 则会在弧齿外径齿根处产生一个鳍形台阶。

④ 齿面应力验算

考虑夹紧力后, 齿面上当量表面的接触应力按下式验算

$$\sigma = \frac{1}{NFh_e} \left(\frac{T}{A} + \frac{Fc}{2 \tan \phi} \right) < [\sigma_{-0.2}]$$

式中: $h_e = (h_t - c - 2C_f)$ —— 接触深度;

$F = 2\sqrt{h(2r - h)}$ —— 弧齿弦长;

$h = F^2/8r$ —— 弧齿的弧高;

A —— 节圆平面上弧齿中心线直径;

$[\sigma_{-0.2}]$ —— 材料在工作温度下许用挤压屈服极限(见图 5-58)。

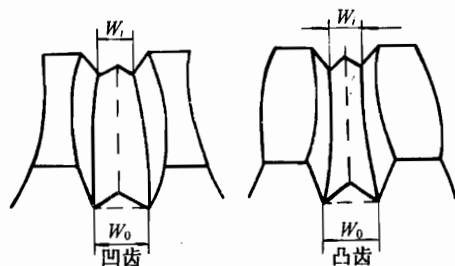


图 5-56 弧齿齿槽底宽度

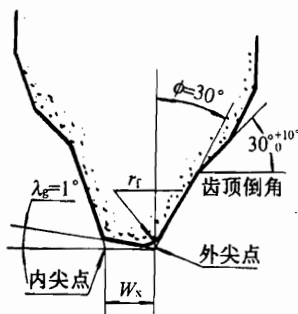


图 5-57 砂轮尖端图

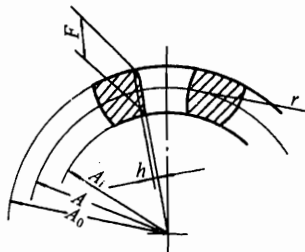


图 5-58 节圆平面上的弧齿截面图

a. 弧齿面剪切应力验算

$$\sigma_{\tau} = \frac{T}{\pi A^2 F} < [\sigma_{\tau}]$$

b. 表面接触应力验算

$$\sigma_c = \frac{T}{AFNh_e} < [\sigma_c]$$

5.1.5.3 联轴器的设计

(1) 功能及分类

联轴器的主要功能是将压气机转子与涡轮转子联成一体,并能可靠地将涡轮发出的功率传递给压气机。

不同的转子支承方案,对联轴器的功能和结构方案有不同的要求。

①在双支点支承的方案中,压气机转子和涡轮转子必须组成刚性转子,其联接形式一般有如下几种方式:

- a. 安装边止口定位,短螺栓连接,如 CFM56、RB211 的高压转子;
- b. 圆弧端齿定心传扭,短螺栓连接,如 RB199 高压转子联轴器。
- c. 双锥面定心,圆柱面定位,套齿传扭,大螺母连接,如 WP13、WP15 高压转子联轴器。

②在三个支点以上的支承方案中,联轴器除了传递扭矩外,还需承受轴向和径向载荷,当两轴不同心时,具有补偿功能,形成挠性结构。

(2) 航空发动机联轴器的基本要求

①能够传递很大的扭矩

航空发动机涡轮发出的功率很大,对于用安装边、短螺栓传扭的刚性联轴器,能否可靠工作,主要取决于短螺栓的强度,图 5-59。

a. 普通螺栓连接的受力和强度计算

满足传递扭矩所需的螺栓预紧力 F

$$F = \frac{4T_c}{(D + D_1)n\mu} \quad (\text{N})$$

螺栓的连接强度

$$\sigma = \frac{5.2F}{\pi d_1^2} \leq [\sigma] \quad (\text{N/mm}^2)$$

式中: T_c ——联轴器计算扭矩;

D ——联轴器凸缘的外径(mm);

D_1 ——联轴器凸缘端面接触处的内径(mm);

μ ——摩擦系数,一般取 $\mu = 0.1 \sim 0.2$;

n ——螺栓数目;

d_1 ——螺栓的螺纹小径(mm);

$[\sigma]$ ——螺栓材料的许用应力(N/mm^2)。

b. 精密螺栓受力的强度计算

每一螺栓所受剪力 F_s

$$F_s = \frac{2T_c}{D_0 n} \quad (\text{N})$$

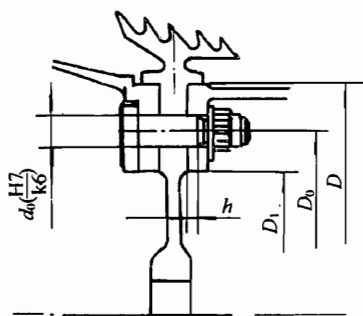


图 5-59 刚性联轴器

螺栓的剪切强度

$$\tau = \frac{4F_s}{\pi d_0^2} \leq [\tau] \quad (\text{N/mm}^2)$$

螺栓的挤压强度

$$\sigma_{jy} = \frac{F_s}{d_0 h} \leq [\sigma_{jy}] \quad (\text{N/mm}^2)$$

式中: D_0 ——螺栓中心孔分布圆直径(mm);

d_0 ——螺栓受剪直径(mm);

$[\tau]$ ——螺栓材料许用剪应力(N/mm²);

h ——螺栓与螺栓孔壁接触部分的最小高度(mm);

$[\sigma_{jy}]$ ——螺栓材料的许用挤压应力(N/mm²)。

柔性联轴器都用渐开线套齿传扭,设计时总体结构总是力求增加套齿的齿数而尽量缩短套齿的长度,既能满足传递很大的扭矩,又能保证两轴线偏斜时仍能满意的工作,当然齿数的增加受到直径尺寸的限制,因此,必须在齿数与齿长之间折衷协调。

渐开线套齿齿面挤压应力的计算

$$\sigma_{jy} = \frac{2T}{\psi Z h_g l_g D_m} \leq [\sigma_{jy}]$$

式中: T ——传递扭矩(N·m);

ψ ——各齿间载荷不均匀系数,通常取 $\psi = 0.7 \sim 0.8$;

Z ——齿数;

h_g ——齿的工作高度(m),渐开线型套齿 $h_g = \text{模数}$;

l_g ——齿的工作长度(m);

D_m ——平均直径(m),渐开线齿 $D_m = Z_m$;

m ——模数;

民用机 $[\sigma_{jy}]$ ——= 200MPa;

军用机 $[\sigma_{jy}]$ ——= 350MPa。

②能承受很大的轴向力

航空发动机的压气机和涡轮在气动力的作用下能产生很大的拔河力。

用安装边和短螺栓传扭的刚性联轴器计算中,螺栓连接强度计算除了计及传扭所需的预紧力外,还必须加上它所承受的拔河力。

而在用套齿传扭,大螺母承受轴向力的柔性联轴器中,必须根据所承受的最大轴向载荷对大螺母的螺纹牙的剪切应力 τ 和弯曲应力 σ_w 进行验算。

假设螺纹牙中第一个牙受力最大,约为最大轴向载荷的 0.34 倍。

$$\tau = \frac{0.34F}{\pi d_1 b} \leq [\tau]$$

$$\sigma_w = \frac{0.34F(d - d_1)/4}{\frac{\pi d_1 n^2}{b}}$$

式中: F ——最大轴向载荷(N);

d ——外螺纹的外径(mm);

d_1 ——外螺纹的小径(mm);

b ——螺纹牙根部宽度(mm); $b = 0.87p$, 普通螺纹; $b = 0.74p$, 33° 锯齿螺纹;

p ——螺距(mm)。

③柔性联轴器应设置球形垫,当压气机转子与涡轮转子轴线不同心时,能在套齿侧面间隙内自由偏摆,此时,支点不承受弯矩和附加径向力,同时还能保证承受轴向力的承载面受力均匀。

④适用于盲目装配,并设置自动锁紧机构,柔性联轴器一般用于低压转子,从高压转子的内孔中穿过,空间很小,操作时可达而不可见,必须借助专用工具盲目操作,并有螺母自动锁紧机构和明显的锁紧检查标志。

⑤具有较高的平衡精度,适用于高转速工作的要求。

⑥结构简单,工作可靠,成本低廉,装拆方便。

(3) 刚性联轴器

见第 5.1.5.2 条。

(4) 柔性联轴器

柔性联轴器的基本结构特点是:

a. 当两个转子不同心时,利用套齿间较大的侧向间隙来补偿,以便传扭时不致卡死或使齿面剥蚀严重,并对支点不产生附加弯矩;

b. 采用了浮动式球形垫圈,它不是定心在涡轮轴或压气机的轴颈上,而是浮动于两轴之间,并留有适当的轴向间隙,当转子轴线偏斜时,仍能均匀地传递轴向载荷,并保证涡轮转子沿球面偏斜时不受约束;

c. 套齿连接应有周向定位,由于联轴器是在高速旋转下工作,保持其平衡精度在多次装拆后而不被破坏,套齿的相对位置应固定不变,在盲目装配的条件下,一般都用套齿中一个宽齿和一个宽槽周向定位。

5.1.5.4 典型联轴器结构

下面介绍几种较为典型的联轴器结构。

a. F100 低压转子联轴器

图 5-60 为 F100 发动机低压转子联轴器,当专用工具的内轴拧入锁 1 端头的螺纹 D 后,沿 P 向拉伸一定距离,锁与联轴器 2 的锁紧套齿脱开,此时,专用工具的外轴与联轴器端头的套齿 C 啮合,旋转即可将联轴器与低压涡轮轴拧紧或脱开。

F100 联轴器的拧紧力矩是由专用的液压工具加载而拧紧的,拧下专用工具的内轴,锁 1 在弹簧力的作用下与涡轮轴上的套齿 B 完全啮合而锁紧,此时用深度尺测量

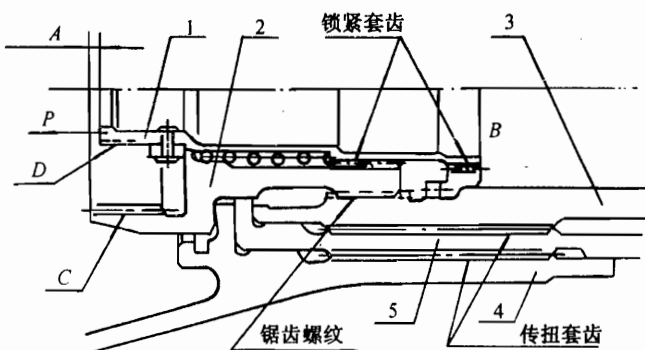


图 5-60 F100 低压转子联轴器

1—锁; 2—联轴器; 3—低压涡轮轴; 4—低压压气机轴; 5—2 号轴承衬套

锁的端面与联轴器端面的尺寸差 A 在规定的范围内,可保证锁紧套齿完全啮合,若测量结果表明不能完全啮合,则必须更换联轴器。

b. P11 Φ -300 低压转子联轴器

图 5-61 为 P11 Φ -300 发动机低压转子联轴器,专用工具的芯轴将锁 3 沿 P 向压缩一段距离,将锁与联轴器脱开,此时专用工具的外轴与联轴器的外套齿 A 啮合并旋转加载,将联轴器装上涡轮轴,或从涡轮轴上拧下,专用工具脱开后,锁在弹簧力的作用下,与联轴器的锁紧套齿相啮合而将联轴器锁紧,若未进入啮合则必须重新拧紧联轴器或修磨调整垫 6,并从轴端头检查锁的啮合情况。

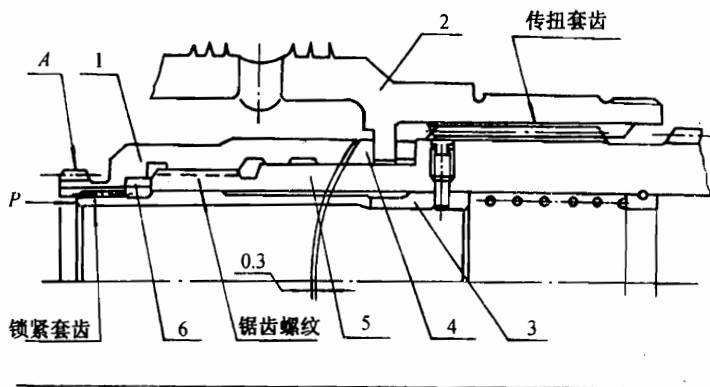


图 5-61 P11 Φ -300 低压转子联轴器

1—联轴器;2—低压压气机轴;3—锁;4—球形垫;5—低压涡轮轴;6—调整垫

该联轴器设置了球形垫圈 4,并保持间隙 0.3mm,保证两轴线偏斜后仍能可靠工作。

c. WS6 低压转子联轴器

图 5-62 为 WS6 发动机低压转子联轴器。

联轴器的端头带有弹簧卡锁紧套,当专用工具将弹簧卡收紧时,锁紧套齿脱开啮合,此时专用工具的内轴和联轴器的内套齿 A 啮合,并将联轴器拧松或拧紧,将压气机转子与涡轮转子脱开或联成一体,只有当联轴器的弹簧卡与压气机的锁紧套齿啮合时,弹簧卡的内径才允许专用工具的内轴通过,否则必须重新将联轴器拧紧一个角度,直到专用工具的内轴拔出为止,以保证联轴器盲目装配的条件下将联轴器锁死。

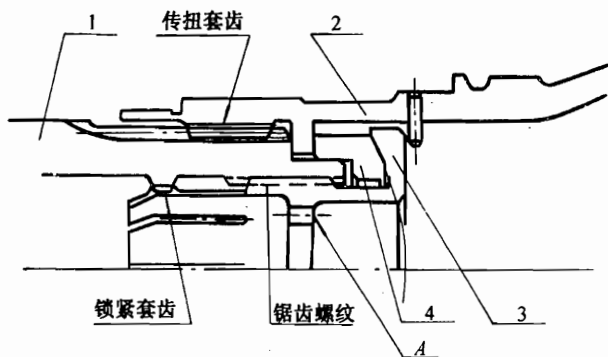


图 5-62 WS6 低压转子联轴器

1—低压压气机轴;2—低压涡轮轴;3—联轴器;4—球形垫

d. AJI-31 Φ 低压转子联轴器

图 5-63 为 AJI-31 Φ 发动机的低压转子联轴器。AJI-31 Φ 低压转子的支承方案为 1-2-1,压气机与涡轮转子都有独立的支承系统,因此,联轴器传递扭矩和承受轴向力是分开的,传扭套齿具有较大

的齿侧间隙,以利补偿两转子轴线偏斜给支承带来的附加力矩,由于涡轮转子的后支点离主支点距离较长,支点的同心度难于保证,所以承受涡轮转子轴向拉紧力的拉紧套筒为刚性较差的薄壁长套筒,对支点的不同心度具有较好的自位作用。

压气机轴颈1通过低压压气机轴2和传扭联轴器5与低压涡轮轴相啮合,以传递扭矩,压气机转子与涡轮转子的拔河力通过拉紧套筒4和轴向力联轴器6承受,而拉紧套筒和联轴器的锁紧,是用锁紧套筒7锁紧,锁紧套筒的前端是由安装边和螺钉固定在压气机的前轴颈上。

本联轴器结构比较复杂,这是由于 AJI-31Φ 总体结构所决定,但它的传扭,承受轴向力和锁紧都是常规结构。

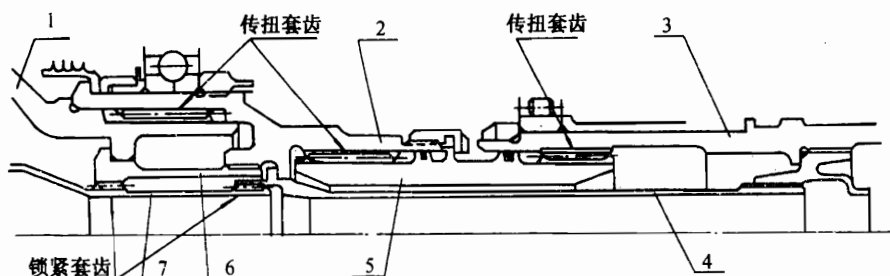


图 5-63 AJI-31Φ 低压转子联轴器

1—低压压气机轴颈;2—低压压气机轴;3—低压涡轮轴;4—低压涡轮拉紧套筒
5—传扭联轴器;6—传轴向力联轴器;7—锁紧套筒

5.2 总体结构协调

5.2.1 总体结构协调图

总体结构协调图是发动机技术设计阶段各部件、各系统及发动机与飞机的全面结构技术协调在图中的主要反映,它与总体结构尺寸链计算书(冷热态)及总体结构技术协调说明书等文件一起共同反映了总体结构技术协调的结果。

5.2.1.1 总体结构协调图的作用

总体结构协调图是各部件间技术协调的结果和各部件及系统最终设计图纸的依据。其主要作用是:控制发动机总体尺寸,保证各部件之间的结构协调。

5.2.1.2 总体结构协调图表示的内容

(1) 总体控制尺寸

a. 部件的外廓尺寸

控制部件外廓尺寸的目的,是为了控制发动机整机的外廓尺寸。

b. 主辅安装节的确定

详见第 3.3.2 条。

c. 转子各支点距离及安排

转子支点间的距离除取决于风扇(低压压气机)、高压压气机、主燃烧室和涡轮各部件的长度外,还取决于转子的支承方案。支承方案的确定见第 3.2 节。

d. 部件间最小间隙控制

(2) 部件之间的界面划分

图中应清晰表明部件间的连接界面,它既要明确规定各部件、各系统所涉及的设计范围,又要明确规定部件间、部件与系统间、系统与系统间、部件及系统与飞机间的界面结构要素。

部件间界面划分,它可以按设计专业技术性质划分;也可按单元体原则来划分,即将发动机分成若干个能自包容的较为完整体系的单元体,每一单元体中,不仅要求各单元体在配合尺寸上能互换,而且在性能与平衡上也能互换。

(3) 界面处的结构要素

总体结构协调图上,应表明各部件(单元体)界面接口处协调定位、定心、配合及连接方式和结构参数等。基本上可分为三类:一是机匣间的连接;二是转子间的连接;三是转子与静子间的连接。

a. 机匣间的连接

机匣间的连接,一般采用安装边端面定位,止扣圆柱面定心,螺栓、螺母连接。或采用安装边端面定位,精密螺栓定心,并紧固传扭。或采用既有止扣定心,又有精密螺栓加螺母连接,采用此种结构,其止扣用作装配定心,而精密螺栓用作工作定心。为了提高连接刚性,确保定心可靠,止扣配合处,常常采用过盈配合。但这种配合条件下,必须确切掌握相配件材料的线膨胀系数,保证发动机工作时,止扣配合在各种工况下,既定心可靠,不致产生间隙;又不会因配合紧度过大,引起机件损伤。机匣间的连接详见第5.1.1.3条。

b. 转子间的连接

转子间界面配合结构大致分为四种形式,见第5.1.5.1条。

c. 转静子间连接

发动机转静子间的连接,主要是通过轴承。转子用止推(滚珠)轴承,轴向定位于静子或另一转子上,将转子的轴向和径向负荷,传递到静子或另一转子上;以滚棒轴承支承于静子或另一转子上,将转子的径向负荷,传递到静子或另一转子上。

联轴器设计,详见第5.1.5.3条。

转子的支承结构,详见第5.1.4.2条。

此外,在总体结构协调图上还应表明:

部件定位面的平行度、同心度要求;

部件上调整环节的位置设定,调整范围;

测试部位的位置,测试受感部及其安装座(或接头)的连接形式和尺寸。

总体外部系统设计对部件的特殊要求,例如:非传动附件安装所需的特殊凸台,附件安装与发动机机体干涉时必须补充加工的部位和尺寸等。

部件间及飞机所要求的特殊接口位置、尺寸及接口形式,如飞机引气口、防冰引气口、冷却空气引气口、滑油进出口、轴承腔通气口、主燃烧室漏油口、加力燃烧室漏油口及外涵道漏油口等。

(4) 某些转静子间的间隙要求

部件间转静子间的间隙要求,除了根据冷热态尺寸链计算,还需根据性能计算、空气系统内流计算(满足热端部件必须的冷却,滑油腔封油、冷却以及减少气流的串漏损失等要求),考虑必要的过渡态和特殊状态的影响,以综合选取最佳的径向封严间隙。相对应的封严件(如封严篦齿和对应的封严环)的轴向还必须留有合适的搭接量,保证发动机在各种工况条件下,既

能满足设计封严效果,又不会产生碰撞现象而损伤机件。该间隙要标注在总体结构协调图上。

(5) 技术条件

总体结构协调图上的技术条件,应包括在总体结构协调图上无法表示的其他特殊要求。

5.2.2 总体结构协调

总体结构协调涉及各部件、各系统的重量指标分配及各部件、各系统的设计范围分配。

5.2.2.1 重量控制指标

重量控制指标是发动机的重要指标,它是性能、结构、强度、工艺、材料等设计水平的综合反映。

a. 重量控制优劣有时往往涉及发动机研制型号生存力。应由总设计师亲自抓,成立重量控制机构,各室(每一部件,每一系统)设有重量控制成员;

b. 重量控制机构人员调研有关机种重量的绝对数及各部件、各系统重量的相对数。向各部件各系统准确下达重量指标,留出 2.5% ~ 4% 的余量;

c. 各部件重量指标应落实在每张零组件图中,并在图上标出;

d. 发动机设计重量指标,由重量控制小组以经总设计师批准的正式文件下达;

e. 各部件、各系统按下达重量指标,以正式文件提供重量计算报告及重量分析报告。最终由重量控制小组核算全机重量。

5.2.2.2 负责设计范围

(1) 总体结构设计范围

a. 绘制发动机总体协调图,向各部件、各系统提出设计要求,会签各部件打样图、设计图;

b. 负责与飞机、试车台、高空台、飞行台的结构协调(包括外廓尺寸、安装、引气、通风、隔热、测试、维护等),填写协调记录,编写协调文件;

c. 绘制发动机总图,编写发动机结构说明书、测试说明书、重量重心计算书、转动惯量计算书等全机性文件,汇编全机性各种目录;

d. 负责发动机外涵道、安装节、管路系统及外部附件的结构布局、协调和技术设计,负责发动机包装箱设计;

e. 落实全机重量指标,向各部件、各系统下达重量指标文件;

f. 绘制发动机安装图、发动机外形轮廓图;

g. 发动机全尺寸模型设计工作;

h. 总体尺寸链计算。

(2) 风扇及中介机匣设计范围

a. 在总体结构协调条件下,绘制进气机匣、风扇及中介机匣打样图;

b. 绘制零组件工作图及配套目录;

c. 编写结构设计说明书;

d. 计算转、静子及部件的重量、重心和转动惯量;

e. 进行部件的尺寸链计算;

f. 重要件、关键件如叶片、盘等强度估算书;

g. 包括进气机匣、风扇转静子、中介机匣及进气可调叶片操纵机构及各零组件的连接件等设计及标准件选取;

h. 绘制部件总图;

i. 编制部件试验任务书。

(3) 高压压气机设计范围

a. 在总体结构协调条件下,绘制压气机部件打样图;

b. 绘制零组件图及配套目录;

c. 编写结构设计说明书;

d. 计算转、静子及部件重量、重心和转动惯量;

e. 部件的尺寸链计算;

f. 重要件、关键件强度估算;

g. 包括高压压气机转子、高压压气机静子机匣及可调静子叶片操纵机构及各零组件连接件等设计及标准件选取;

h. 绘制部件总图;

i. 编制部件试验任务书。

(4) 燃烧室的设计范围

a. 在总体结构协调条件下,绘制燃烧室部件打样图;

b. 绘制燃烧室零组件图及编制配套目录;

c. 编写燃烧室结构设计说明书;

d. 计算部件重量、重心和转动惯量;

e. 尺寸链计算;

f. 重要件、关键件强度估算;

g. 包括燃烧室内外机匣、火焰筒、带喷嘴的燃油总管及各种油、气引出外涵之引出管,卡箍、支架、连接件等设计及标准件选取;

h. 绘制部件总图;

i. 编制部件试验任务书。

(5) 涡轮的设计范围

a. 在总体结构协调条件下,绘制涡轮部件打样图;

b. 绘制涡轮零组件图及编制配套目录;

c. 编写涡轮结构设计说明书;

d. 计算涡轮部件重量、重心和转动惯量;

e. 涡轮部件尺寸链计算;

f. 重要件、关键件强度估算;

g. 绘制涡轮部件总图;

h. 包括涡轮导向器、涡轮机匣(含承力框)、涡轮转子及各连接件等设计及标准件选取;

i. 编制部件试验任务书。

(6) 加力燃烧室设计范围

a. 在总体结构协调条件下绘制加力燃烧室结构打样图;

b. 绘制零组件工作图及编制配套目录;

c. 编写结构设计说明书;

d. 计算部件重量、重心和转动惯量;

e. 尺寸链计算;

f. 重要件、关键件强度估算;

g. 绘制部件总图;
h. 包括加力扩散器(含加力燃油总管)、锥体、混合器、加力筒体及尾喷口设计及标准件选取;

i. 编制部件试验任务书。

(7) 附件传动和滑油润滑系统设计范围

a. 在总体结构协调条件下,绘制附件传动机匣及中央传动机构打样图、润滑系统图;
b. 绘制传动、润滑系统零组件工作图及编制配套文件目录;
c. 编写设计说明书;
d. 计算传动润滑系统所有零组件的重量、重心、转动惯量;
e. 尺寸链计算;
f. 重要件、关键件强度估算;
g. 绘制部件总图;
h. 主轴承的设计(或选取),前、中、后轴承腔设计,中央传动装置的设计、协调,主轴密封设计,润滑系统设计协调及附件传动设计协调等;
i. 编制部件试验任务书。

(8) 燃油及控制系统设计范围

a. 燃油及控制系统的设计,燃油及控制系统图的绘制;
b. 燃油及控制附件协调及部分附件设计,绘制工作图,并向总体结构提供所有燃油、控制附件外廓尺寸、安装尺寸;
c. 电气系统设计,绘制电气系统图及电气电缆在发动机上的敷设;
d. 计算所有燃油、控制附件、传感器(燃、滑油)、电气系统及其他有关附件重量、重心及转动惯量;
e. 编写设计说明书及相应配套目录;
f. 发动机机载燃油及控制系统附件,飞机机载燃油及控制系统附件,燃、滑油传感器,电气系统及有关附件的设计协调;
g. 编制部件试验任务书。

5.3 冷热态尺寸链的计算

5.3.1 计算目的

总体尺寸链计算无论是自行设计的发动机或测绘仿制引进的发动机均应进行此计算,以保证或检查发动机在冷、热态条件下是否满足以下要求:

a. 各单元体、各部件(风扇、中介机匣、高压压气机、燃烧室、涡轮、加力燃烧室、外涵道、传动润滑系统等)、各相关零件(如:内部油管、封严、传动杆等)的接口尺寸准确、协调、公差分配合理;
b. 发动机转、静子相对位置符合各部件设计要求;
c. 为部件尺寸链计算提供基准尺寸;
d. 发动机滚棒轴承滚子的轴向位置合理;
e. 传动伞齿轮啮合间隙符合要求;

- f. 发动机安装尺寸符合要求;
- g. 封严件相对轴向位置合理;
- h. 符合其他特殊位置的要求。

5.3.2 计算条件

各个设计阶段,所能提供的计算条件往往逐步详细、逐步充实,但至少必须满足如下基本条件。

技术设计阶段计算前必须具有总体协调草图,部件打样图,由传热设计师提供的主要零件的估计温度,由材料设计师提供的零件材料的线膨胀系数。

详细设计阶段计算前必须具有如下图纸和数据:

- a. 经总体主任设计师签署、部件设计师会签、总设计师批准的总体结构协调图;
- b. 发动机总图;
- c. 与计算有关的经主任设计师签署的部件、零件工作图;
- d. 由传热设计师提供、经主任设计师签署的零件温度。

5.3.3 计算方法

首先按分析确定计算部位,其中包括转静子间、转子与转子间、静子与静子间,可能发生干涉、篦齿环与相对应的封严环从搭接处脱离,丧失封严效果,滚棒轴承的滚棒可能离开轴承跑道或移到跑道边缘,内外涵机匣的热膨胀差,提取功率的伞齿轮啮合间隙,各部件、各相关零件接口位置,安装节位置等。

第二,对要计算的部位编制尺寸链。按尺寸链进行计算,可算出这些部位冷态时的情况。

第三,是根据发动机工作时,各零件的表面温度,再查各材料的线胀系数,对发动机热态尺寸链进行计算。这种计算往往只能算出各种稳态时的尺寸链变化状况。

第四,必要时,补充特殊状态(如起动、过渡态或紧急停车等)尺寸链计算。

如果计算结果满足设计要求,即可编写计算报告。

如果计算结果未满足设计要求,应立即与相关设计师协调,决定修改措施,重复进行该部位的尺寸链冷热态计算,直到计算结果满足设计要求为止,然后按修改后的尺寸值更改总体结构协调图并经主任设计师重新签署、部件设计师重新会签、总设计师重新批准。

计算报告中应包括:

- a. 发动机结构简图;
- b. 每一个尺寸链简图,图中应注明零、组件号及其相应的尺寸及公差;
- c. 每一个冷热态尺寸链计算结果;
- d. 计算结论。

5.4 发动机测试改装

发动机测试贯彻发动机研制全过程,有的项目是贯彻寿命全过程的,因此在部件的打样图设计时,就应考虑测试项目的贯彻落实。这对发动机零组件设计往往会增添许多新的内容。

5.4.1 改装要求的提出

发动机测试改装要求的提出是整机测试要求落实的具体体现。它是一项反复调研、反复协调的工作,因为发动机可利用的空间是极其有限的。而测试的准确性、稳定性、可靠性和灵敏度往往要求十分高。因此在对测试方案及在发动机上的测试部位(包括改装的实施)、测试仪表、测试受感部的选择方面应进行慎重而全面的分析比较。

测试要求可分为机载测量参数、地面台架调试用常规测量参数和专题试车测量项目。其中机载测量参数和地面台架调试用的常规测量参数在发动机定型前均需安排(仅少数项目可增可减),故在设计阶段均应安排设计。而专题试车测量项目,可按专题试车需要另行改装。

地面台架调试用参数可分为:监视参数、性能参数、流程参数、燃油系统、参数、滑油系统参数、发动机支承振动测量参数、起动过程测量参数和瞬态测量参数等。

机载测量参数可分为:监控系统机载测量参数、发动机性能参数、发动机流程参数、燃油系统测量参数、滑油系统参数及发动机支点振动测量参数和起动过程测量参数等。

这些参数应以表格形式逐项归类列出,见表5-6。

表5-6 发动机测量参数项目表

序号	项 目	代号	单位	测点数	参数范围	限制值	精度要求
1	发动机性能参数	✓	✓	✓	✓	✓	✓
2	发动机流程参数	✓	✓	✓	✓		✓
3	燃油系统、滑油系统测量参数	✓	✓	✓	✓	✓	✓
4	台架调试用的发动机支点振动测量	✓	✓	跟踪转速	✓		
5	机载测量的发动机支点振动	✓	✓			振动总量	
6	起动过程测量参数	✓	✓	✓	✓	✓	✓
7	台架调试用的瞬态测量参数	✓	✓	✓	✓		✓

而专项测量可按专项测量参数要求相应列表。

测试改装要求的提出是由总体性能、总体结构、强度、空气系统、燃油控制系统、润滑系统、部件及负责测试的各单位协调后确定。

5.4.2 改装设计

根据测试改装要求,各部件、各系统,分别对各自部件、系统及测试受感部及测试仪表进行必要的改装设计,改装设计要求如下。

1. 部件设计应完成项目

- 各部件上测试受感部安装座、测试引线孔及测试受感部连接件的改装设计;
- 编写相应的测试引线说明书,其中包括绘制部件简图,部件内测试点的点数及其分布,测试引线的走向示意图及其注意事项等。

2. 系统设计应完成项目

- 绘制测试改装系统图,其中包括测试受感部的点数、位置、接口尺寸及有关要求;
- 编写测试要求。

3. 测试设计应完成项目

- a. 测试受感部的设计(或定货),提供测试受感部的尺寸、样件或实物;
- b. 编写测试要求及注意事项等说明书;
- c. 负责测试引线的铺设(由部件设计、总体设计配合)。

4. 总体设计应完成项目

- a. 总体部分(外部管路系统及外涵道部件)的测试改装设计图;
- b. 各部件、系统测试改装设计图及改装设计说明书的会签;
- c. 绘制发动机测试改装设计简图,及汇总各部件测试点的点数及分布,测试引线在部件间的走向,汇总及从发动机上的引出部位等,编写测试引线说明书。

5.4.3 改装实施程序

发动机测试改装实施程序如下:

- a. 部件零组件按改装设计图纸或文件执行补加工;
- b. 测试受感部、测试引线接插件及测试仪表(包括二次配套仪表)等的准备(其中包括新加工或外购,验收测试、校正等);
- c. 随着发动机部件或总体装配,按测试引线文件,从内向外进行测试受感部的安装(包括贴片、测试受感部的固定,测试引线的敷设及固定,接插件的设置与固定,直至引出发动机外部);
- d. 测试受感部及其引线的检查、校正,如发现损坏必须重新分解发动机、重复步骤c;
- e. 发动机上各测试接口与发动机试车台架上各测试仪器、仪表的连接,及试车前的检查、调试。

经发动机试车后必须对测试数据进行详细、认真的分析,以便对下一次发动机试车测试改装提出改进、完善措施。

5.5 发动机压力平衡

5.5.1 转子轴向力计算

5.5.1.1 转子轴向力计算的必要性

计算表明,作用于压气机和涡轮转子上的轴向力都很大,例如,作用于WS6甲发动机风扇及低压压气机转子上向前的轴向力为94kN,作用在高压压气机转子上向前的轴向力为192kN,作用在低压涡轮和高压涡轮转子上向后的轴向力分别为89.6kN和186.7kN,详见表5-7。如果这4个转子都单独通过各自的滚珠轴承来承受轴向力,按每个滚珠轴承能承受19.6kN轴向力计算,则风扇和低压压气机转子、低压涡轮转子各需5个滚珠轴承,而高压压气机转子和高压涡轮转子各需要10个滚珠轴承,这不仅在结构上无法实现,而且重量的增加也是不能接受的。因此,在现代大、中型航空燃气涡轮发动机设计时,必须进行转子轴向力计算,并且要采取各种必要的措施减少作用在滚珠轴承上的轴向力,以使转子支承方案简单,重量轻,滚珠轴承有长的寿命。

表 5-7 WS6 甲发动机转子轴向力

	低压转子		高压转子	
	风扇及低压压气机	低压涡轮	高压压气机	高压涡轮
通道轴向力(kN)	61.3	-42.9	95.7	-41.1
内腔轴向力(kN)	33.0	-46.6	96.3	-145.6
总和(kN)	94.3	-89.6	192.0	-186.7
作用在止推轴承上的力(kN)	483		5.3	
前卸荷腔面积(cm ²)	2365.5		后卸荷腔面积(cm ²)	1168.2
前卸荷腔压力(MPa)	0.17		后卸荷腔压力(MPa)	0.29

注:表中“-”表示轴向力方向为逆航向。

5.5.1.2 转子轴向力计算的方法

a. 计算必需的原始数据

在进行发动机转子轴向力计算时,必须知道三部分数据:一是压气机和涡轮的气动及结构数据,如各种工作状态下的叶片进、出口平均半径处的气流轴向速度,叶片进、出口尖部处的直径和根部处的直径,叶片进、出口平均半径处的气流静压力和尖部处的气流静压力、转子转速、空气流量等,这部分数据应由设计单位提供。二是内腔静压力,这数据由发动机内流系统计算给出。三是内腔有效截面上的外径和内径,横截面面积,这部分数据可从各个部件图上查得直径,再计算出横截面积。

原始数据必须正确、齐全,转子轴向力计算才能较准确。

b. 计算方法

计算叶片上的轴向力 P 的基本公式为

$$P = P_{out} F_{out} - P_{in} F_{in} + m(C_{out} - C_{in})$$

式中: P_{out} 、 P_{in} 、 C_{out} 、 C_{in} ——分别为某级叶片进、出口截面平均半径处气流的静压力和轴向速度;

F_{in} 、 F_{out} ——分别为进、出口截面的面积;

m ——为空气(或燃气)流量。

计算内腔的轴向力 P 的基本公式为:

$$P = P_s F$$

式中: P_s ——该腔的气体平均静压力;

F ——该腔的截面积。

轴向力计算中一般规定:轴向力顺航向为正,轴向力逆航向为负。

轴向力计算应画出发动机结构简图,标出压力腔编号、计算所需的直径等。

现在转子轴向力计算有计算机程序可供使用。

5.5.2 压力平衡设计

在国军标 GJB241-87《航空涡轮喷气和涡轮扇发动机通用规范》中“3.3.8.4 发动机压力平衡”要求:“发动机压力平衡系统提供合适的轴向载荷,以保证轴承在发动机工作包线内所有功率状态不发生滑动损坏。在飞行前规定,试验前完成载荷分析,并向军方提交载荷验证报告。”所谓“合适的轴向载荷”即作用在滚珠轴承上的轴向力既不能太大,也不能太小。轴向力太大,不仅影响滚珠轴承寿命,甚至滚珠轴承根本承受不了;轴向力太小,在不同工作状态时轴向力可能反向,引起滚珠轴承滑蹭和撞击损伤。这两种情况都是不允许的。

压力平衡的任务,就是通过转子轴向力计算、调整,使作用在滚珠轴承上的轴向力大小合适且不换向。下面介绍调整转子轴向力的几种方法。

5.5.2.1 压气机转子和涡轮转子轴向力互抵

计算表明:压气机转子通道轴向力总是向前的,而涡轮转子通道轴向力总是向后的,将压气机转子和涡轮转子刚性连接或通过能传递轴向力的联轴器连接,让两个转子“拔河”。这样,两个转子彼此方向相反的轴向力就可在转子内抵消一部分。

5.5.2.2 改变内腔的压力和横截面积

从表5-7可以看出,作用在转子上内腔的轴向力也是很大的。当压气机和涡轮的气动设计定下后,通道的轴向力就定了,而内腔的轴向力是可以改变的。通过改变内腔来流的压力可以改变内腔压力,也可通过改变封严结构来改变内腔压力。改变封严结构的直径,可以改变内腔的横截面积。通过调整内腔的压力和横截面积,就可以调整内腔的轴向力。在发动机设计时,通过轴向力计算,对内腔的腔压和横截面积要进行多处、多次的调整,轴向力才能达到满意的结果。

5.5.2.3 调压减荷

在轴流式压气机的最末级轮盘的后边采用封严装置限制高压气流漏入盘后空腔,并将此腔与外界大气相通或与外涵相通,将腔的压力调到规定的数值范围,这样就可减小作用在末级盘后的气体压力,从而减小了作用在转子上向前的轴向力。这样的腔叫卸荷腔,通过该腔机匣的管径是一定的,但其出口处的节流面积是可调的,通过调节出口面积来调节卸荷腔内的压力。设计时通过调节卸荷腔的横截面积和压力来调节转子的轴向力。本册绪论中的图9示出了WS6发动机后卸荷腔与外涵相通的情况。

采用卸荷腔调压减荷是不经济的办法,放走一部分空气,损失一些推力。如能通过内腔设计把轴向力调整合适,而不要卸荷腔,那是最好的办法。

将压气机后边级或末级的高压气体引到压气机转子第一级轮盘前腔,使作用于第一级轮盘前端面上向后的气体压力增加,从而减小转子向前的轴向力。有的发动机将低压压气机出口封严腔与低压二级轮盘前腔相通,使二级轮盘前端面气体压力增大,从而增加向后的轴向力,减小低压转子向前的轴向力。

由于影响发动机转子轴向力的因素较多,计算中有些因素考虑不全,计算结果会有一定的误差,因此轴向力要在试车时实测,尤其要在高空模拟试车台上进行实测,以验证轴向力调整是否合适。

5.6 发动机总图的绘制

5.6.1 总图的类别及功能

a. 发动机总体结构图

发动机总体结构图用于对飞机协调和产品介绍,该图必须绘出发动机总体承力系统和各部件的主要结构形式,构件的主要结构特征和工作原理,对发动机的总体结构应作全面的描述。

b. 发动机装配总图

它是发动机装配的唯一依据,因此该图不仅要绘出各部件、各单元体间的装配关系和配合

结构形式,标出配合尺寸和配合座,以及在装配过程中需要检查和控制的尺寸。

装配总图的绘制,是对各部件所设计的零件进行图纸装配,它可以对各零件的设计尺寸进行装配性能的校对,也可以将部件协调中存在的错误消灭在图纸设计阶段。

c. 发动机的外廓尺寸和安装图

用于飞机安装协调和台架试车的安装以及发动机的吊装和运输,该图必须示出外部支承、吊装点的位置和结构形式及安装配合尺寸,标出发动机轮廓限制尺寸和最大限制尺寸,标出发动机的交付重量和重心位置。

d. 发动机外部设计安装图

用于发动机外部附件和管路系统的装配,该图应示出发动机传动和非传动附件的相对位置,附件支架的安装以及各种管子的基本走向和导管卡箍的配置。

5.6.2 绘制要求

总图的绘制除了执行国家制图标准外,尚需满足如下要求。

a. 发动机总体结构图和装配总图必须用 1:1 的比例绘制其全长纵剖面图,成附件和专利结构可以不剖,对于某些不在纵剖面上的功能性构件,如主、副安装节,燃烧室点火器等,为使发动机结构完整,可以用局部剖面移至纵剖面上;

b. 发动机总体结构图和装配总图的各组成零件应按零件图的尺寸绘制;

c. 为使图面清晰,纵剖面图允许不打剖面线。

5.6.3 图面内容

5.6.3.1 总体结构图

a. 总体结构承力系统完备,传力路线清晰,转子支承方案以及与飞机连结的主、副安装节的配置及其结构形式;

b. 各大部件或单元体的结构形式及其主要的结构特征;

c. 润滑系统滑油的油路,流向及封严结构;

d. 空气内流系统的流路及流向;

e. 转、静子间轴向间隙及中央传动齿轮啮合间隙的调整环节;

f. 附件功率的提取;

g. 单元体界面;

h. 本发动机所独有的特殊功能结构,如高压转子轴向限位结构;涡轮叶尖间隙主动控制机构,涡轮机匣的包容结构等。

5.6.3.2 装配总图

除总体结构所表达的全部内容外,必须增加装配过程中需要检查和控制的尺寸及装配技术条件。

a. 标出各大部件或单元体的图号,数量及他们之间连接的螺栓、螺母、锁片的图号及数量;

b. 装配过程中需要检查的转、静子间的轴向间隙和径向间隙,齿轮啮合间隙及其他特殊需要控制的尺寸;

c. 支点同心度的测量要求;

d. 技术条件。

凡是在图面上无法表达的技术要求可用文字在技术条件内表达,它们是:

注明所有要求测量的间隙,都是冷态间隙值;

总装时所有螺钉、螺母、联轴器大螺母的拧紧力矩;

测量主机滚珠轴承的轴向活动量及滚棒轴承的错度;

转子的平衡要求;

各机匣结合面涂密封胶及高温部件连接螺栓涂防粘结剂的要求;

外部附件及导管、电缆装配用专用技术说明书;

发动机油封和启封技术要求;

所有敞开孔口需加堵盖的要求;

发动机转子的转向。

5.6.3.3 发动机外部轮廓尺寸图

发动机外部轮廓尺寸图可用缩尺比例绘制,只需画出发动机的外廓,但必须标注如下内容:

- a. 给出发动机最大外廓尺寸(含外部附件和导管的装配外廓包络图),对于个别突出高点应专门标出;
- b. 给出发动机喷口面积最大及最小时的总长,以及伸出飞机机身外喷管的长度;
- c. 给出发动机的重量、重心位置及转动惯量;
- d. 标出发动机主安装节距发动机进口截面的距离,主、副安装节间的距离,以及主、副安装节与飞机连接的结构形式和配合尺寸;
- e. 标出发动机吊装、运输、支承的结构形式及各吊点距发动机重心位置的距离;
- f. 飞机附件分离机匣功率分出的位置及联结形式;
- g. 发动机外廓限制尺寸的样板图;
- h. 给出发动机与飞机连接点的位置、接头形式配合尺寸及配合精度;
- i. 给出发动机维护点位置。

5.6.3.4 外部设计安装图

外部设计安装图应以审批过的模型样机或电子样机为依据,可用缩尺比例,展开图的形式绘制,主要内容如下:

- a. 绘出传动附件和非传动附件的安装位置,以及这些附件上对外连接接头的大概位置(不需很准确)和接头的结构形式(附件的外形可用细实线绘制示意图);
- b. 绘出各种导管的大概走向,标出导管的图号、管径、接头形式、密封件的种类和规格以及外加螺帽螺纹规格;
- c. 绘出各种卡箍的位置、图号和规格;
- d. 绘出各安装边上固定支架的周向位置示意图,支架的图号、结构形式及固定用的螺栓、螺母、锁片的图号及数量。

5.7 发动机重量、重心和转动惯量的计算

5.7.1 发动机零、部件重量、重心计算

a. 力学计算法

组合件的重量按下列公式计算

$$W = \sum_{i=1}^n W_i = \sum_{i=1}^n \gamma_i V_i$$

式中: W ——组合件的重量;

W_i ——组合件中所含简单形状体的重量;

γ_i ——组合件中所含简单形状体的材料比重,其值可从材料手册中查出;

V_i ——组合件中所含简单形状体的体积,可从专门表及资料中查出;

n ——组合件中所含简单形状体的数目。

组合件的重心按下列公式计算

$$B_X = \frac{\sum_{i=1}^n W_i X_i}{W}$$

$$B_Y = \frac{\sum_{i=1}^n W_i Y_i}{W}$$

$$B_Z = \frac{\sum_{i=1}^n W_i Z_i}{W}$$

式中: B_X, B_Y, B_Z ——组合件重心位置的三向坐标值;

X_i, Y_i, Z_i ——组合件中所含简单形状体重心位置的三向坐标值。

b. 图解法

如果已知一零、部件的各组成部分的重量和重心,则也可用图解法求得其整体的重心。

c. 悬挂法

对某些形状不规则的零件也可以用悬挂法求其重心。

d. 称重法

对形状非常复杂的实物,则用称重法求其重心是一种简便的方法。

5.7.2 发动机零、部件转动惯量的计算

5.7.2.1 力学算法

由于发动机零、部件的形状复杂,要精确地算其转动惯量是非常困难的。这里只给出一些基本公式,供使用时参考。

(1) 物体对某轴的转动惯量

一物体对某转轴的转动惯量按下式计算

$$J = \sum m_i r_i^2$$

式中: J ——物体对某转轴的转动惯量;

m_i ——物体中某质点的质量;

r_i ——物体中某质点到已知转轴的距离。

(2) 物体对平行轴的转动惯量

已知 J_2 为物体 A 对通过其重心的轴线 Z 的转动惯量,则该物体对与 Z 轴平行的 Z' 轴线的转动惯量 J'_2 按下式计算(见图 5-64)

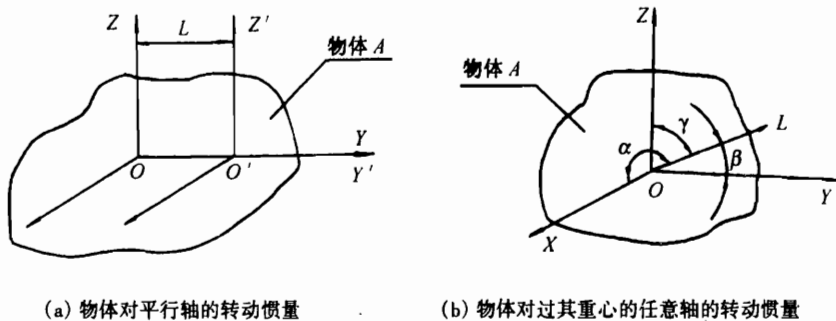


图 5-64

$$J'_2 = J_2 + ML^2$$

式中: M ——物体 A 的质量;

L ——两平行轴间的距离。

(3) 物体对通过其重心的任意轴的转动惯量

已知物体 A 对通过其重心的三坐标轴的转动惯量 J_X 、 J_Y 、 J_Z 和惯性积 J_{XY} 、 J_{XZ} 、 J_{YZ} , 则该物体对通过其重心的任意轴 OL 的转动惯量 J_{OL} 按下式计算。

$$J_{OL} = J_X \cos^2 \alpha + J_Y \cos^2 \beta + J_Z \cos^2 \gamma - 2J_{YZ} \cos \beta \cos \gamma - 2J_{XZ} \cos \alpha \cos \gamma - 2J_{XY} \cos \alpha \cos \beta$$

式中 α 、 β 、 γ ——轴线 OL 分别与三坐标 X 、 Y 、 Z 的夹角。

5.7.2.2 实验法

利用实验也可以很快地求得物体的转动惯量, 例如物理摆动法、扭转振动法、双线扭转摆动法、三线扭转摆动法等。

5.7.3 发动机整机重量、重心和转动惯量计算

在各零、部件重量、重心和转动惯量计算的基础上, 总体结构工程师按力学方法进行叠加, 即可求得发动机整机的重量、重心和转动惯量。

a. 发动机主坐标系的选取应按 GJB241 的规定

以发动机旋转轴为 Z 轴, 逆航向为正, 以主安装节平面为 X 、 Y 平面, 以发动机垂直中心线为 Y 轴, 正上方为正, X 轴正向为顺航向看指右侧, 如图 5-65 所示。

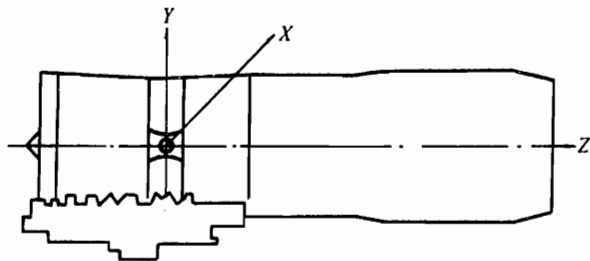


图 5-65 发动机主坐标系

b. 具体计算结果

以列表方式示出:

(1) 不带加力燃烧室的发动机重量、重心和转动惯量。

(2) 带加力燃烧室的发动机重量、重心和转动惯量。

(3) 转子绕旋转轴的转动惯量。

低压转子绕旋转轴的转动惯量由低压压气机转子(风扇转子)和低压涡轮转子绕旋转轴的转动惯量叠加而成。

第6章 发动机系统设计技术要求

6.1 防冰系统

6.1.1 防冰系统的功能

航空发动机需要在飞行包线所包含的各种工作条件下可靠而满意的工作。当飞行装置在温度低于零度和小马赫数条件下使用时,由于外界空气存在可见湿度,使发动机进口装置(包括进口整流罩、压气机进口导向器以及安装在进口的附件)表面结冰。结冰会造成压气机进口的流场畸变,降低压气机效率,降低喘振裕度;转子部件表面结冰则会引起振动增大;冰块碎落会被吸入发动机引起压气机机械损伤。为此航空发动机设计时应采取措施避免结冰对发动机造成损害。

航空发动机的防冰有被动防冰和主动防冰两种方式。被动防冰是在进口装置表面喷涂憎水涂层,使结冰延缓发生;或将进气整流罩(旋转件)尖端设置一橡胶的偏心锥体,使结冰及早碎落,不导致压气机的机械损伤。现在最广泛采用的是主动防冰,即从压气机后或其中间级引气的热空气防冰系统。热空气防冰系统又有对流式、气膜式和对流—气膜复合式三种形式。

防冰系统通常的工作方式有恒定工作式和间歇工作式。恒定工作式系统在发动机工作期间一直工作使发动机的经济性变差;间歇工作式系统只是在结冰的情况下才投入工作,系统的工作通过专门的控制机构调定,这种工作方式发动机经济性较好。

6.1.2 防冰系统的设计要求

国军标 GJB241—87 的 3.2.5.2 条和民航适航性条例均规定了发动机连续最大结冰条件和间断最大结冰条件,发动机防冰系统设计应当保证在上述条件下能满意地工作,并且应进行必要的试验加以验证。

在防冰系统设计中,应满足以下一些基本要求:

(1) 当发动机在大于 50% 最大连续推力状态的所有工作状态时,由于发动机结冰导致总推力损失不得超过可达推力的 5%,耗油率增加不得超过 5%。在低于 50% 最大连续推力的工作状态时,在规定的加速时间内,其推力也应达到相应状态所要求推力的 95%。在结冰条件终止后,发动机应当保证性能不变坏。如果防冰系统工作影响及非结冰环境下的性能,应在发动机型号规范中予以规定。

(2) 发动机排气温度升高不得超过规定的限制值。

(3) 发动机振动水平不得超过规定的限制值,如果允许短时间有一定的超过值应在发动机型号规范中注明。

(4) 不允许发生冰的碎落引起发动机机械损伤。

(5) 不允许因结冰发生而使发动机可控性下降。

(6) 为防冰系统所要求加装的检测系统不应给发动机工作带来不安全的影响,安装于发

动机进气道内的结冰信号器不应引起激波损失,也不要对进气流场产生较大扰动。

6.1.3 防冰系统的设计

以双转子发动机为例,发动机防冰系统的设计通常是从高压压气机中间级抽取热空气去加热进口整流罩和低压压气机进口导向器。设计任务是确定防冰系统所需热空气量和完成防冰系统的结构图。

防冰系统的热力计算是以各部件的热平衡方程为基础的。计算中应考虑对流换热量、用于加热并蒸发防冰系统部件表面水膜所必须的热量、并应考虑水滴冲击表面时对它的预热、气膜和其他因素。

计算中应将叶片或整流罩分为若干段,用连续逼近的方法计算,对于每一部分都应考虑形成气膜的加热空气流出。流体计算时,应考虑叶片进口和出口的损失,考虑所有转弯处的损失,考虑气膜孔的扰流损失,考虑缝状通道内对流加热的损失。

防冰系统的设计点通常选择发动机飞行包线中的高空小表速点(例如 $H = 9000\text{m}$, $M = 0.45$, $T_H = 238\text{K}$),同时对发动机设计点($H = 0$, $M = 0$, $T_H = 288\text{K}$)及其慢车状态($H = 0$, $M = 0$, $T_H = 243\text{K}$)进行检查。

根据流体动力计算与传热计算的结果进行防冰系统结构设计,防冰系统所涉及结构及附件在保证可靠工作的前提下应控制重量最低,体积最小,并且容纳于发动机限制的轮廓线内。

6.1.4 防冰系统试验要求

通常对防冰系统效果的检验是在发动机上进行的,即在试车台上以人工结冰的方法来确定所设计防冰系统的防冰效果。

试验中应保证试验段进口气体的温度与含水量。试验中测量压气机进口气体温度、压力和流量,测量所抽取压气机热空气的温度、压力和流量,测量雾化喷水喷嘴的水流温度、压力和流量。为节省试验时间,应在被加热构件表面安装适当温度测点,以便在防冰系统工作时壁温稳定后或呈上升趋势时中断试验。

6.2 控制系统

控制系统是发动机系统中最重要系统,它的功能是在整个飞行范围内通过驾驶舱中的操纵杆(改变供油量)完成发动机的起动、停车和推力调节。如果需要,还应完成反推力调节和推力转向调节。可以说,发动机的性能和成功的运转在很大程度上都要依赖于控制系统的性能和控制系统的可靠性。为此,应对控制系统的设计提出详细、全面的要求。

6.2.1 控制系统的功能

控制系统的功能有三个方面:

a. 在各种工作状态及飞行条件下,最大限度地发挥发动机的潜力,最有效地使用发动机以满足飞机对发动机的要求,例如:在最大状态下要能发出最大推力,以满足飞机起飞、爬高的要求;在巡航状态下耗油率要小,以满足经济性要求(即飞机航程要大);慢车状态则要求转速尽可能低,但又能连续稳定地工作以满足飞机安全滑行的要求等。

b. 在各种工作状态和飞行条件下,保证发动机不出现超转、超温、超压、喘振、熄火等现

象。

c. 过渡过程(起动、加速、减速、接通加力、断开加力等)的时间应尽可能地短,并要保证发动机能稳定可靠地工作。

为了使控制系统能全面具备上述三个方面的功能,发动机总体设计应按图6-1和图6-2的形式给出发动机地面及空中安全工作范围,供控制系统设计之用。

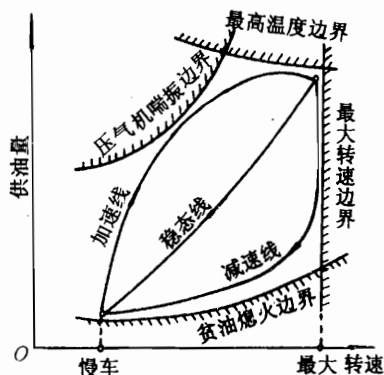


图 6-1 动力装置在地面时的安全工作范围

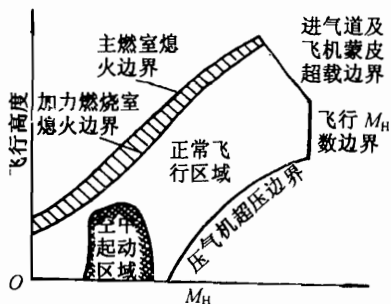


图 6-2 动力装置在空中时的安全工作范围

6.2.2 控制系统的组成

用控制系统方块图的形式来表示控制系统的组成。一般说来,对机械液压式控制系统应提出如图6-3所示的典型方块图。

由图可见,它由自动控制系统和自动操纵及联锁系统组成。自动控制系统包括转速控制器、油量控制器、加力控制器(落压比控制器和气压控制器)、自动起动器、升压限制器、最大转速限制器等。自动操纵及联锁系统包括起动供油、点火系统、喷口面积操纵系统、油门操纵系统等。

对数字式电子控制系统通常应分两种情况提出,一是电子控制加机械液压备份,如图6-4所示;二是全部是电子控制式,如图6-5所示。

由图6-4可见,电子控制加机械液压备份式由计算机、传感器、电源、输入、输出放大驱动器,执行机构等组成。

由图6-5可见,全部电子控制式由计算机(A、B两个),传感器、电源、操纵板、放大器,执行机构等组成。由于没有机械液压备份,因此在该系统中还必须设置一个安全监视系统,用于监视两个计算机运算的同步偏移及正常工作情况。如果一个计算机有故障,该系统应自动报警或转到第二通道控制系统。对这种全功能数字式电子控制系统,发动机总体设计部门还应提出如下要求:

- 电控系统所采用的电控产品应适应发动机舱高温和振动的环境,始终保持其良好的工作状态;
- 电控系统应设计成双通道(即图6-5A、B两个通道);
- 每个通道应采用余度控制技术,例如:一个传感器失效,用另一个传感器代替(即输入、输出双余度);来自飞机的大气数据丢失,用发动机传感器的数据代替;主要控制模式有故障,

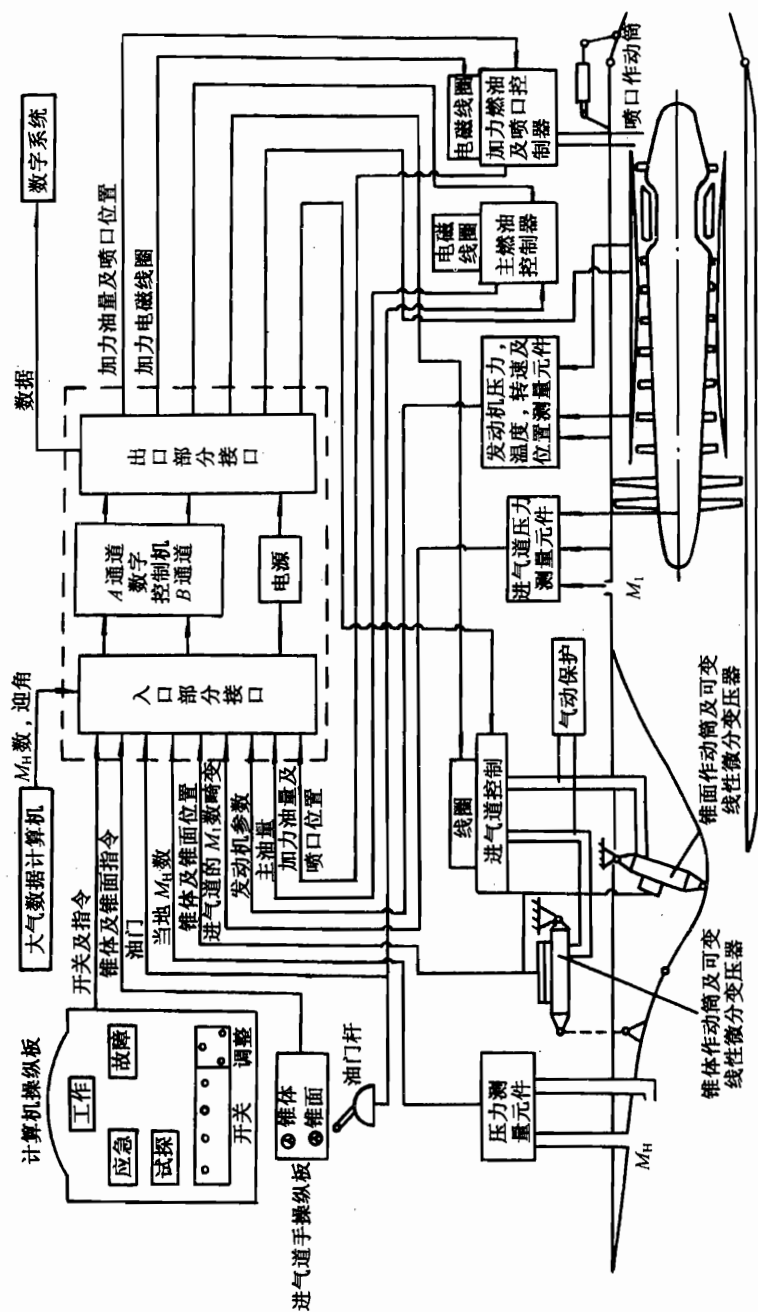


图 6-5 全功能数字计算机控制系统框图

用备份控制模式;发动机电源有故障,自动切换到飞机电源等;

d. 电控系统自身应设置故障检测和容错逻辑等线路和装置。

6.2.2.1 主燃油控制系统

发动机总体设计对主燃油控制系统的要求是按发动机控制计划,在各种稳定状态和过渡状态过程中,提供精确计量发动机的主燃油。由于发动机推力与转速的三次方成正比,而转速又是表征发动机安全可靠工作的参数,因此对转速的控制成了主燃油控制系统设计的首要任务。

(1) 稳定状态主燃油控制可按下列三种情况提出对转速控制的要求

a. 对飞行范围不大、推力较小和对转速控制精度要求不高的发动机,允许选择按补偿原理工作的开环转速控制系统,其框图如图 6-6 所示。

由图可见,开环转速控制简单,工作可靠,可减少回路间相互影响,工作稳定性好。

b. 对飞行范围较宽,推力变化大和对转速控制精度要求较高的发动机,允许选择带速度反馈的闭环转速控制系统,其框图如图 6-7 所示。

由图可见,由于有非线性速度反馈的液压放大器,则进一步提高了系统的快速性和控制精度。

c. 对飞行范围很大、推力变化幅度大和对转速控制精度可以分段提出要求的发动机,允许选择开环与闭环分段控制的转速控制系统。该系统既能满足发动机在低转速下对参数准确度要求不高的要求,又能满足在高转速下对参数准确度要求很高的要求。一般说来,由慢车到最大转速的 85% 左右采用开环控制,其准确度为 $\pm 2\%$;从最大转速的 85% 到最大转速采用闭环控制,其准确度为 $\pm 0.5\%$ 。

(2) 过渡状态主燃油控制可按下列三种情况提出对加速控制的要求

a. 对飞行范围不大、发动机全程加速性要求不高的发动机,允许选择按单一参数程序进行加速的控制系统。例如按压机出口压力 P_2^* 进行加速控制,见图 6-8。

由图可见,该曲线关系简单,难以适应各个飞行高度的加速要求,不易达到最佳加速性控制。

b. 对飞行范围较大、全程加速性要求较高的发动机,允许选择按组合参数程序进行加速的控制系统,例如按 $m_f/(p_{2.1}^* \sqrt{T_{2.1}^*})$ 和 $m_f/(p_{2.1}^* \cdot n_H)$ 组合参数进行加速控制,见图 6-9。

由图可见,该组合参数与发动机相似参数有函数关系,较全面反映发动机的工作情况,容易实现最佳加速性控制。

c. 从方便外场使用的角度出发,允许选择按规定的时间程序进行加速的控制系统,见图 6-10。

由图可见,发动机加速时间由 t_a 、 t_b 二段固定的时间程序控制,它不受外界大气条件的影响,因而被广泛采用。

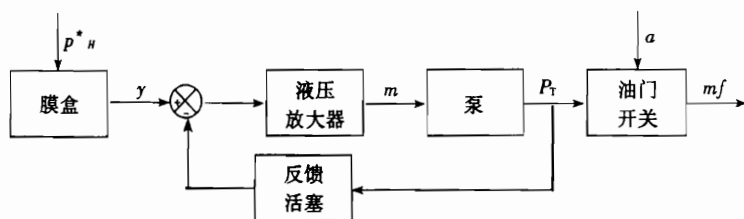


图 6-6 开环转速控制系统框图

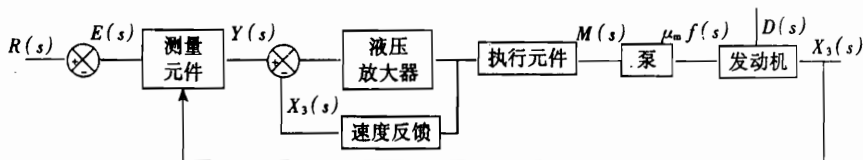


图 6-7 带速度反馈的闭环转速控制系统框图

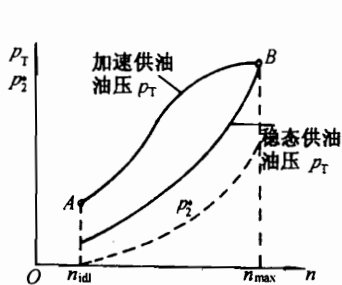
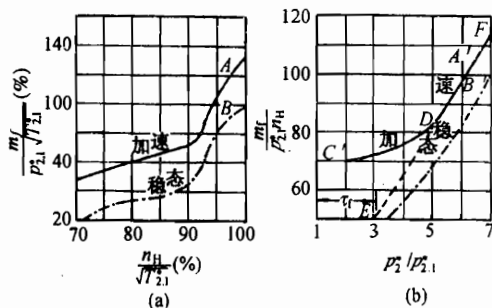
图 6-8 发动机单一参数
(P_2^*)加速供油量(P_T)曲线(a) 组合参数 $m_T / (p_{21} \sqrt{T_{21}})$ 与 $n_H / \sqrt{T_{21}}$ 的关系曲线(b) 组合参数 $m_T / (p_{21} n_H)$ 与 p_2^* / p_{21} 的关系曲线

图 6-9 发动机组合参数加速供油量曲线

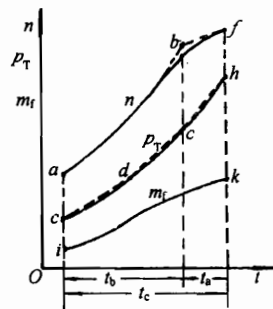
(3) 其他要求,除上述总体提出的各项可选择的方案外,在主燃油控制系统进行具体设计时,还应应对以下各项提出具体要求:

- 手动控制和自动控制的范围;
- 最大转速值及其可调范围;
- 转速调节的精度、稳态工作时转速摆动量、调节过程的时间、超调量和振荡次数的限制值;
- 加、减速和起动过程的时间值,瞬变过程中参数瞬变极限值;
- 油门杆操纵转矩值、停车域、慢车域、最大转速等所对应的油门杆转角角度值;
- 换算转速限制值及可调范围(按需)。

6.2.2.2 加力燃油控制系统

(1) 间接控制加力温度法

由于不能对加力温度进行直接控制,所以发动机总体只能按间接控制加力温度的方法提

图 6-10 发动机按时间
程序加速供油量曲线

出要求。

a. 对飞行范围不大、加力温度变化较小的加力燃烧室,允许选择按单一测量参数的开环加力温度控制系统,见图 6-11。

由图可见,加力供油量 m_{faf} 与 p_1^* 成单一函数关系,加力温度 T_{af} 接近恒定。

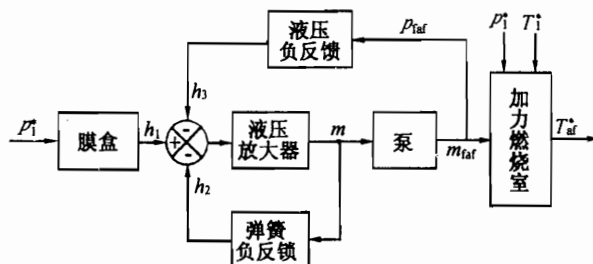


图 6-11 单元测量参数开环加力温度控制系统框图

b. 对飞行范围较宽、加力供油量变化较大的加力燃烧室,允许选择按多元测量参数的开环加力温度控制系统,见图 6-12。

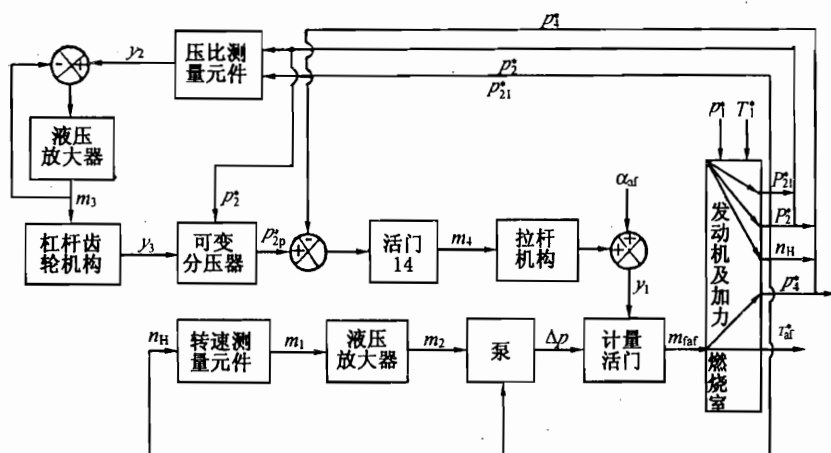


图 6-12 多元测量参数开环加力温度控制系统框图

由图可见,加力供油量由 p_1^* 、 T_1^* 、 n 和加力油门杆角度等多元测量参数决定,加力温度 T_{af} 接近最佳值。

c. 对要求加力供油控制精度高、响应快的加力燃烧室,允许选择按主机状态不变的闭环加力控制系统,见图 6-13。

由图可见,加力供油量与发动机主机状态形成闭环控制,加力温度随主机状态的变化而变化。

(2) 其他要求,除上述总体提出的各项可选择的方案外,在加力燃油控制系统进行具体设计时,还应对以下各项提出具体要求:

- 加力燃油控制规律;
- 加力燃油控制器的精度、控制过程时间、超调量和振荡次数的要求;

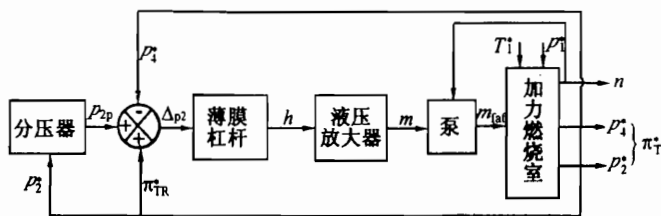


图 6-13 主机状态(涡轮落压比)不变的闭环加力控制系统框图

- c. 油门杆的小加力域、全加力域和它们所对应的油门杆转角值；
- d. 接通和切断加力以及改变加力比的时间、油门杆位置、油门杆移动速度及参数瞬变极限值；
- e. 加力连锁要求；
- f. 加力供油分区规律，分区数目、每区供油量以及它们在发动机工作包线内的变化值；
- g. 加力供油分压规律、分压数和分压值。

6.2.2.3 喷口控制系统

根据发动机总体设计要求，对喷口控制系统提出如下要求：

- a. 喷口控制器的控制规律，主要包括喷口面积随油门杆角度变化曲线，或喷口面积随发动机某一气动参数变化曲线，见图 6-14 和图 6-15；

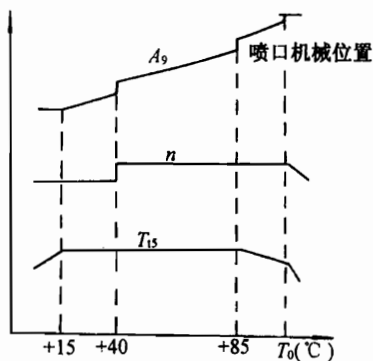


图 6-14 喷口控制规律

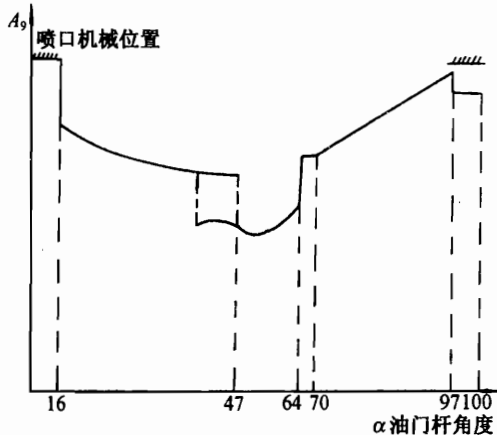


图 6-15 喷口随油门变化规律

- b. 喷口控制器允许的静差、稳定性要求、控制过程的时间、超调量和振荡次数以及滞后时间的允许值；
- c. 喷口自动控制的范围，包括加力与非加力状态控制范围；
- d. 收、放喷口操纵的要求值；
- e. 接通和切断加力、改变加力比对喷口变化及加力连锁等要求值。

6.2.2.4 温度控制系统

由于技术上的原因，发动机温度控制系统通常是由温度传感器热电偶所测量的电压，经电动、液压、机械等放大装置将信号放大，然后控制执行机构实现对温度的间接控制。根据这一

特点,总体对温度控制系统提出如下要求:

- 温度传感器感受温度的范围,主要包括发动机工作状态与温度控制关系曲线,见图 6-16;
- 温度控制器控制的精度、过渡过程时间、超调量和振荡次数等;
- 最高温度、最低温度的限制值。

6.2.2.5 压气机可调叶片控制系统

根据发动机总体设计要求,对压气机可调叶片控制系统提出如下要求:

- 叶片控制器感受的参数,主要包括发动机进口温度、压气机转数或压气机进口气流马赫数以及可调叶片转角与这些参数的关系曲线,见图 6-17;
- 感受参数的变化范围及操纵机构的输出量;
- 控制精度、过渡过程时间、超调量和振荡次数;
- 最大和最小换算转速限制值。

6.2.2.6 防喘控制系统

根据发动机总体设计要求,对防喘系统提出如下要求:

- 防喘控制器感受的参数,主要包括喘振信号、飞行马赫数或绝对压力以及与此有关的飞机武器发射管理系统的信号;
- 防喘系统操纵机构的输出量,主要包括压气机放气带(门)的打开量,可调叶片的转角、燃油急降量及急降速率等;
- 防喘系统的型别,可在机械液压式和数字电调式两者中选取。

图 6-18 为典型的数字式防喘控制系统原理图。由图可见,它接受飞机大气计算机参数和武器管理系统的信号,当发射武器时,它通过发动机电气系统对发动机进行空中起动(补氧、点火、供油),通过主泵控制器的排油活门减少发动机供油量,在 $M \geq 1.4$ 状态下与进气道斜板控制连锁,从而短时提高发动机喘振裕度,防止发动机喘振熄火,而后自动恢复发动机原始工作状态。

6.2.2.7 涡轮叶尖径向间隙主动控制系统

根据发动机总体设计要求,对叶尖径向间隙主动控制系统提出如下要求:

- 间隙控制系统感受的参数,主要包括发动机转速、主燃油控制器输出的燃油压力等信号;
- 间隙控制系统控制规律,即随发动机工作状态的变化,间隙控制系统所需用的引气量变化、引起涡轮间隙变化的规律。

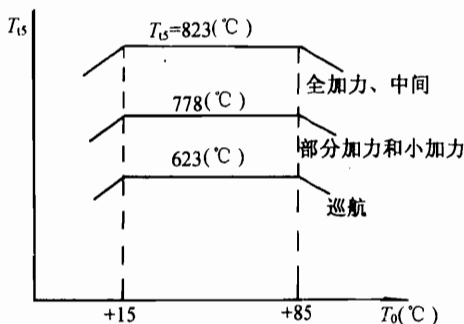


图 6-16 温度控制规律

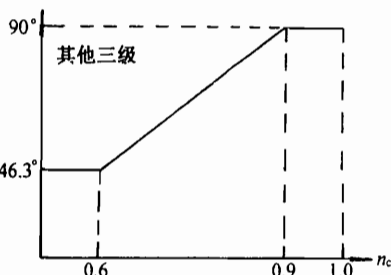


图 6-17 压气机可调叶片控制规律

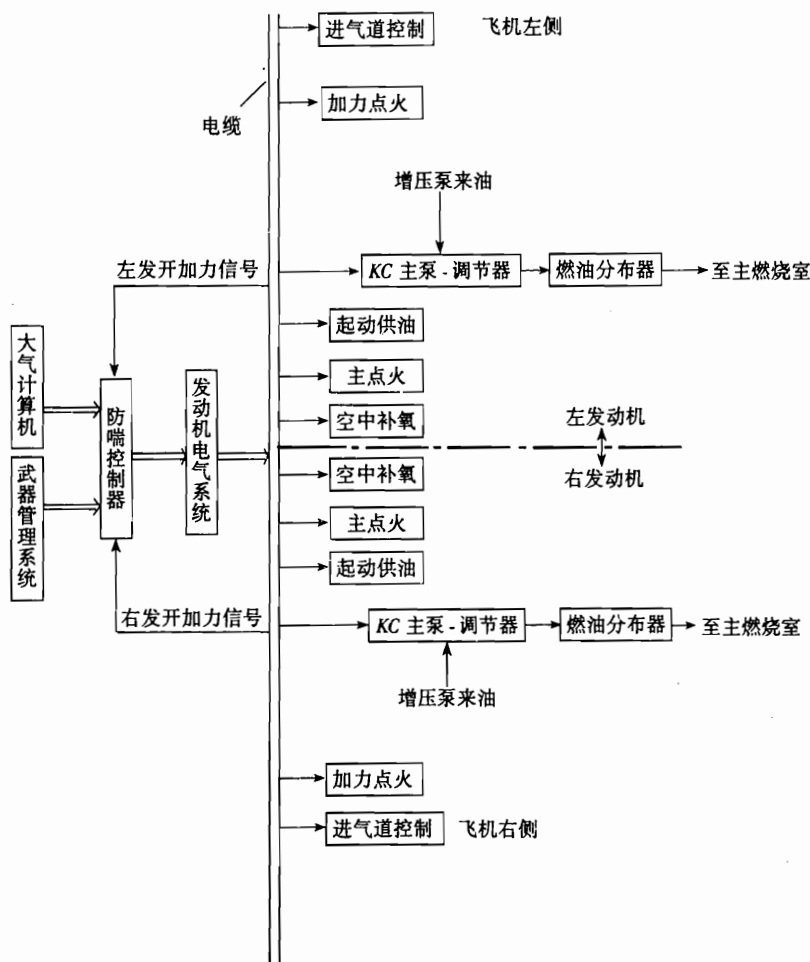


图 6-18 防喘控制系统方块图

6.3 燃油系统

发动机燃油系统的功能是按发动机要求和控制系统的控制向燃烧室和加力燃烧室供给高压燃油。发动机的燃油来自飞机油箱,飞机与发动机的燃油界面为发动机燃油增压泵进口截面,从发动机燃油增压泵出口到燃烧室喷嘴前的燃油附件和管路都属于发动机燃油系统。

6.3.1 燃油系统组成

发动机燃油系统通常由燃油增压泵(低压)、燃油滤、燃油泵(高压)、燃油分布器及燃油管路等组成,燃滑油散热器也串联在燃油系统管路中。

图 6-19 是典型的发动机燃油系统流路图,其中燃油增压泵的功能是把从飞机油箱来的燃油增压到主燃油泵和加力燃油泵所需要的进口压力;总燃油滤的功能是保证进入主燃油泵和加力燃油泵的燃油具有所要求的清洁度;中间燃油滤的功能是为提高主燃油调节器工作可靠性而进一步提高燃油清洁度;两个燃滑油散热器是利用高压燃油冷却发动机滑油温度而串

联在燃油系统中;主燃油分布器和加力燃油分布器的功能分别是将主燃油泵和加力燃油泵的燃油分配到燃烧室和加力燃烧室。主燃油泵和加力燃油泵前的流路称为低压燃油系统,主燃油泵和加力燃油泵后的流路称为高压燃油系统。

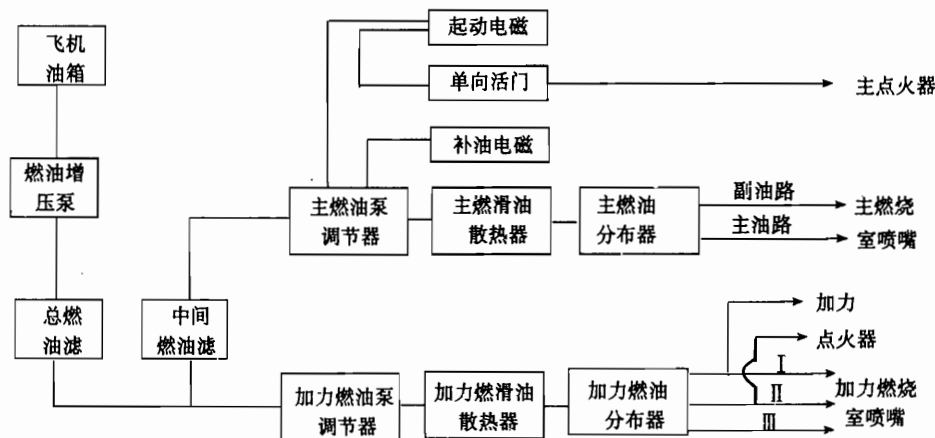


图 6-19 典型涡喷发动机燃油系统图

6.3.2 燃油系统设计要求

6.3.2.1 燃油系统界面要求

飞机和发动机燃油系统的界面要求应包括:

- (1) 界面位置。发动机燃油增压泵进口即为飞机燃油系统的出口。
- (2) 燃油流量表。应在发动机燃油系统中装有燃油流量传感器,其位置在燃油系统低压区,以测量燃烧室的燃油流量。对有加力系统的发动机,当使用部门要求时,应测量加力燃油流量。如果结构设计不允许,燃油流量表也可装在飞机燃油系统流道中。
- (3) 最小和最大燃油流量。按发动机设计要求应提出整个工作包线内发动机最小和最大燃油流量,其中应包括但不限于下列各项:
 - a. 主燃油泵供油量,包括最小值、最大值、超调值以及允许的调整范围值;
 - b. 加力燃油泵供油量,包括最小值、最大值、超调值以及允许的调整范围值;
 - c. 不开加力时加力燃油泵循环油量值;
 - d. 各个燃油附件的有关部位所允许的漏油量值。
- (4) 界面位置的结构几何尺寸应协调一致,如接头形状、尺寸等。
- (5) 界面位置燃油进口接头应能承受的最大允许载荷值。
- (6) 燃油进口压力,根据飞机燃油系统有无辅助增压装置的情况,燃油进口压力的要求应满足如下条件:
 - ① 有辅助增压装置时,燃油进口的最低压力值为燃油真空蒸气压力加 35kPa,燃油进口的最高压力值为 350kPa(当气液比为零时);
 - ② 无辅助增压装置时,不规定燃油进口压力的最低值和最高值,但应根据发动机在下列工作条件下所需的燃油流量来确定具体值:
 - a. 进口冲压比从海平面 1.15 线性变化到 10km 高度的 1.70 相应状态的所有燃油流量;
 - b. 大气温度为标准大气条件;

c. 燃油进口接头处的燃油温度至少达到 57°C ;

d. 燃油进口接头处的燃油汽液比从 0 到 0.45。

③ 燃油进口增压泵应有自吸能力,其条件是当燃油雷德(Reid)蒸气压力不超过 20kPa ,燃油温度至少达到 38°C ,油泵进口处的绝对压力为 30kPa ,净升限为 0.3m 时,燃油增压泵应能自吸;

④ 燃油进口压力变化范围,从 0.35Pa 绝对压力,加上最高规定的燃油温度下气液比为零的真实燃油蒸气压力(即最低值)至发动机型号规范规定的最高值。

(7) 燃油进口温度变化范围,从飞机油箱来油的最低温度应与大气环境条件最低极值相一致,即 -54°C ,而最高温度应与飞机机体气动力加热、飞机燃油系统冷却、散热情况、飞机—发动机工作剖面以及发动机最长的连续工作时间等综合因素相一致,即至少为 $+60^{\circ}\text{C}$,个别情况可到 $+93^{\circ}\text{C}$,如果在特定条件下,燃油进口温度超过 93°C 时,则应限制飞行时间和发动机连续工作时间。

6.3.2.2 安全性

燃油系统设计应使系统内部任何零件的损坏,不应引起危险的发动机状态,即不造成失火危险。燃油系统在发动机上的位置在万一摔机着陆时,应使着火危险降低到最小。

6.3.2.3 燃油泵

燃油泵的流量不应低于发动机在所有工作状态下所要求的最大总燃油量(主泵油量和加力泵油量之和)。对新型号发动机,还应考虑将来提高发动机性能(增加油量)的可能性。在某些条件下,在泵的负载去掉的情况下,泵不应损坏,并且在空载条件下连续工作时不应造成对飞机的危害。

当使用双高压燃油泵时,一个泵的故障不应影响另一个泵的性能或传动。

(1) 燃油泵的转速与转向

燃油系统中的增压泵、主燃油泵、加力燃油泵以及控制装置所需的转速传感器等都要通过附件传动机匣从发动机转子获得动力而正常工作。各燃油泵和转速传感器按满足发动机性能要求而确定,设计附件机匣的传动比应使发动机转速和需传动附件的转速相协调。传动比 = 发动机转子轴转速/附件转速。

被传动附件的转向通常定义为面对传动附件的传动轴看,是顺时针还是逆时针。

(2) 燃油泵的过滤度要求

发动机燃油系统的污染物有固态污染物(金属毛刺、焊渣、橡胶颗粒、镀或涂层剥落物等)、液态污染物(水,污染方式是腐蚀、锈蚀)、气态污染物(空气造成汽蚀)和化学污染物(病菌、海藻、微生物),它们对燃油系统中的每个附件有加速磨损、疲劳破坏、化学腐蚀、油液变质、机械阻塞和卡滞的现象。为确保燃油系统中各附件的正常工作和可靠性,必须进行污染控制。

进入发动机燃油系统的燃油,在低压燃油增压泵后和高压燃油泵前一般都设置总燃油滤和中间燃油滤。发动机总燃油滤的过滤度至少应为 $40\mu\text{m}$,进入主燃油泵的燃油又流经中间燃油滤,其过滤度至少应为 $12\sim 16\mu\text{m}$,以提高主燃油系统的可靠性。除在燃油系统中设置燃油滤外,还应在燃油附件和控制附件内部设置油滤(中心油滤或自洗式油滤),以保护重要件和精密件,如同服活门、喷嘴、节流孔等。另外所有的燃油进油接头都应设置油滤或滤网。

油滤的容量至少应能保证在燃油被污染的条件下,发动机在海平面中间状态连续工作 12h 不需清洗,油滤组件中应有减压旁路活门,设计结构时应能防止油滤内污物经活门进入燃油系统。旁路活门应提供远距离指示信号,当压差增大时发出目视红色警告,以便及时采取清

洗油滤或更换滤芯等。

6.4 点火系统

发动机点火系统分为主点火系统和加力点火系统,前者用于点燃燃烧室,后者用于点燃加力燃烧室。点火系统包括电气和燃油两个重要组成部分,它们通过各自的控制元件,定时、定量地实施对发动机的点火。

6.4.1 点火系统要求

在发动机整个工作包线内和各种环境条件下,点火系统应能保证发动机顺利点火,并按规定将发动机起动到慢车,和/或安全、可靠地接通加力。为实现这个功能,对点火系统提出如下设计要求。

(1) 点火电源应是自给的,它不应受发动机电源和飞机电源的限制,但与飞机的界面应设有电源外部接通和断开装置。

(2) 主点火系统和加力点火系统各自均应由两个分开的点火器和两套独立的点火电嘴和点火线圈构成(即复式点火电路)。只要一套点火系统工作正常,发动机就应满意地工作。另一套既可正常使用(提高点火成功率),也可当作备用(应急或一套有故障时)。

(3) 点火系统应能在起飞、着陆、坏天气、巡航等情况下具有连续点火工作的能力。连续点火,即迅速再次点火,它对于解决发动机遇到下述瞬间条件所造成的富油燃烧熄火是有用的:

- a. 机炮或火箭发射时排气的吸入;
- b. 飞机机动飞行进气畸变;
- c. 进气道内脱落冰块的吸入等。

(4) 对连续工作的点火系统,如果设计需要,应能在发动机熄火后,自动再点火。

(5) 点火系统应能在发动机工作的各种环境条件下,无故障地工作,即在最高和最低的环境温度下(包括湿度、雨淋、结冰、沙漠),保证提供足够的点火能量。

(6) 采用复式点火系统时,在结构上应设计成:无需从发动机拆下就可以单独地操作每一个点火器,以检查各点火器的工作性能。

(7) 点火系统应能抗电磁干扰,并应进行污垢试验。

6.4.2 点火系统组成

点火系统电气部分由点火线圈、点火电嘴和接插组件等组成,并由交流电低电压电容放电系统进行供电。

6.4.2.1 点火线圈

点火线圈由两个完全独立而对称的线路组成,并各自向其点火电嘴供电。每个点火电路由一个感应式线圈、两个串联充气整流管、一个储能电容器、两个放电管和一个测频线圈组成。当接通电源时,感应线圈通过整流管使储能电容器充电,脉冲几十次后,电容器电压上升到释放电压值,电容器通过放电管使电嘴放电,产生高能火花。要求火花频率每秒最少2次,最多10次。每个火花的能量最少应为0.4J,总的额定贮存能量至少应为4J。每个火花的能量和总贮存能量不应受环境条件的影响。

主点火线圈和加力点火线圈都应达到上述要求。由于燃烧室点火起动和加力燃烧室接通加力的工作时间是不一样的,因此点火线圈究竟应工作多长时间,应由发动机型号规范规定。一般来说,对主点火系统该时间不少于10s,对加力点火系统该时间不少于20s。

如果一次点火不成功,应允许间隔一段时间再次进行点火,间隔时间最长不大于2min。

6.4.2.2 点火电嘴

点火电嘴是一种通过电能激励而发出火花的装置,有表面电蚀型和半导体型两种型别。点火电嘴在其发火前,要先进行获得锻炼,以便正式发火时,能有足够量的火花发出。对常用的碳氢燃料而言,其最小发火电压不大于1500V,电流 5 ± 2 A,发火频率每秒不小于2次,短期能连续工作。与点火线圈一样,如果一次点火不成功,应允许间隔一段时间再次进行发火。间隔时间在2min之内,可连续间隔三次进行通电发火,之后间隔时间不应小于10min。

6.4.3 直接点火和间接点火

6.4.3.1 直接点火

直接点火是通过点火电嘴发出的火花直接点燃主燃油的一种点火形式,它仅由点火线圈和点火电嘴组成,没有专门的点火供油系统。对直接点火,应采用高能点火线圈,其每个火花的能量不小于1J,点火线圈的总贮存能量不小于10J,点火频率每秒不少于2次,最佳值为4~5次。特殊情况下,可根据燃烧室的设计要求,将点火频率提高到每秒10次。此时,点火线圈的总贮存应更大。直接点火的优点是结构简单,重量轻,但由于在结构上只有插入主气流的点火电嘴(杆),无法进行空中补氧起动,因此发动机空中起动高度受到限制,一般不大于8km。

6.4.3.2 间接点火

间接点火是通过点火电嘴发出的火花,先点燃点火器内点火喷嘴的燃油,在点火器内形成火焰后,通过连接点火器的联焰管再点燃整个燃烧室。这种点火形式除点火线圈和点火电嘴外,还需专门设计点火喷嘴以及供给点火喷嘴合适的点火燃油。对间接点火形式,一般可采用低能点火线圈,其每个火花的能量不应小于0.4J,点火线圈的总贮存能量不小于4J,点火频率一般每秒不小于1次,最佳值为2~3次。如果条件许可,也可采用高能点火线圈。间接点火的优点是点火条件不受发动机工作状态的影响,点火可靠性高。由于在间接点火器内可通入氧气管进行空中补氧起动,从而提高空中起动高度,一般可达12km。

近年来,在先进的航空发动机设计中,在直接点火的点火电嘴外,再套上一根氧气进气管,以弥补直接点火不能补氧的不足。

6.4.4 加力点火

加力点火方式基本上有四种,即中心预燃室点火、旁路点火器点火、热射流点火和催化点火。从点火性能角度讲,这四种点火方式差别不大。合理选取加力点火方式,主要取决于发动机总体设计的安排。

6.4.4.1 中心预燃室点火

从主机引来的燃油,经汽化器汽化后,进入加力中心点火器的预燃室,被点火电嘴点燃后的火焰,再经切向喷口和传焰筋点燃加力燃烧室。这种点火方式火焰能量大,且点火器内的混合气量随飞行高度、速度而自动改变,点火时的余气系数变化较小,点火可靠性高。对要求接通加力高度高、接通可靠性好的发动机应选择这种点火方式。

6.4.4.2 旁路点火器点火

从加力油路引来的燃油,经燃油喷嘴喷出,并与压气机后空气掺混,形成一定油气比的混合气进入点火器内腔。这股混合气,经点火电嘴点燃后,形成一团火焰,从点火器后段的斜切喷口高速喷出点燃加力燃烧室。这种点火方式火焰传播速度快,且点火器内总是有加力燃油,因此在整个加力工作过程中,点火器始终工作,火焰不间断,形成“长明”。对要求加力接通可靠性好、加力长期保持稳定的发动机,应选择这种点火方式。

6.4.4.3 热射流点火

从主机引来的计量燃油,通过射流喷嘴喷射到燃烧室内,在气流作用下,又穿过高低压涡轮被离心喷嘴喷出的燃油放大形成火焰,用该火焰点燃加力燃烧室。通过安装在加力扩散器上的电离火焰探测器所测得的信号,判别接通加力成功与否。如一次接不通,则能自动间隔一段时间再次喷射计量燃油,直至接通为止。对要求点火可靠性高,推重比较高的发动机,应选择这种点火方式。

6.4.4.4 催化点火

从加力油路引来的燃油,经燃油喷嘴喷出,并和从主机来的约 $400 \sim 500^{\circ}\text{C}$ 的燃气相汇合,形成一股油气混合气。该混合气与催化管上“催化剂”(一般为铂)起剧烈的化学反应,放出大量热量,使“催化网”的表面温度急剧上升,将油气混合气点着,形成一个火源,火舌穿过稳定锥体点燃加力输油圈喷出的燃油,完成整个加力点火过程。由于催化点火系统结构简单,重量轻,对要求点火可靠、点火时间短、高推重比的涡扇发动机,应选择这种点火方式。因“催化剂”受高温(燃气温度高于 500°C 以上)易“中毒”,涡喷发动机不宜采用。

6.5 润滑系统

6.5.1 润滑系统的功能

航空发动机润滑系统的主要功能是保证发动机在整个飞行包线内对发动机轴承、齿轮和某些摩擦副进行有效的润滑和冷却,以确保发动机工作的安全和寿命要求。

对发动机工作滑油中金属粒子成份及含量的分析可以监控发动机机械系统的工作状况。

6.5.2 对润滑系统设计的一般要求

润滑系统的设计应能保证规范中规定的飞行包线内各高度、马赫数姿态及大气温度条件下发动机满意工作。

系统设计应保证供至被润滑零件的滑油洁净无杂物,不含金属屑,润滑后的滑油应通过回油系统被抽回滑油箱内。

系统设计中应对整个系统进行热分析并完成飞行包线内各典型工作状态下的热平衡计算,保证被润滑和冷却零件处于良好工作状态,保证滑油在安全的压力和温度条件下工作。

为保证飞行员和飞机的安全,润滑系统应能在完全中断滑油供给后,发动机仍可工作一定的时间(由型号规范规定)。

为防止错装,流量不同的滑油喷嘴不可互换。

为排出进入滑油腔的密封空气,保持合适腔压,保证高空可靠工作,应设计油腔通风系统。应采取的措施(如采用防虹吸管路)或单向活门等防止发动机在停放状态滑油进入发动机的滑油

腔;发动机停车过程中尽量避免滑油泄漏,尤其应当避免滑油泄漏入高温区引起着火。

为保证适当的放油,在滑油系统最低点(与在型号规范中的发动机姿态相应)应设置放油口,且应保证该放油口有可靠的锁紧。

为监控整个润滑系统的工作情况,应在供油路的滑油滤下游设置滑油压力与温度的测量接头,应在回油路设置回油温度测量接头,必要时还应设置轴承腔或齿轮机匣腔室的压力测量接头。

为监控发动机机械运转系统的工作情况,应在各轴承腔回油路上和附件齿轮箱回油路上设置金属屑探测器,必要时还应设计非金属屑的收集器。

轴承腔良好的密封是保证润滑系统可靠工作的重要环节。当前石墨密封装置仍是最常用的接触式密封装置,设计中应特别注重密封件的制造质量控制和装配的方式,以保证寿命期内密封的可靠。非接触的篦齿封严系统结构简单,设计合理可避免产生大量摩擦热,但设计此种结构必须仔细地设计好空气增压系统及漏油收集系统。因为当发动机工作状态急剧地转换时,有时因密封装置两侧压力变化不协调,会导致滑油发生短时间的泄漏。

6.5.3 滑油系统附件的设计要求

滑油系统附件通常指滑油箱、滑油泵、滑油滤、滑油散热器和离心通风器等。

6.5.3.1 滑油箱

滑油箱通常为安装在发动机上储存滑油的容器。滑油箱应选用防火、耐腐蚀材料制造,滑油箱安装位置与形状应经发动机与飞机双方协调确定,便于使用中的维护。

发动机滑油循环量或可用滑油量一般按发动机最大飞行任务要求滑油量的1.2倍考虑,亦可由使用部门提出,但至少应为规定最大每小时耗油量的12倍。滑油箱容积设计应按滑油循环量、10%空气混入量、滑油加热至最高工作温度的膨胀容积来考虑。

滑油箱除储存滑油外,还应能进行回油除气、适应倒飞、通风、提供合适的供油泵进口压力和提供滑油取样口。

滑油箱的加油口及位置应保证在正常条件下不使用专用的漏斗在一分钟内加满油箱,滑油箱的设计应保证注油时不会将油注到膨胀空间里。注油口盖应是具有正向关闭特点的快速断开型结构,且尺寸小应便于用手操作。注油口盖应用钢链连在注油口处。加油口应有溢流槽,以防止油箱溢出的滑油流到发动机上或飞溅到发动机附件上。

滑油箱底部应设置自锁放油活门,以便排出冷凝物和沉淀物。

滑油箱应备有测定油量的量油尺和油面指示标尺,如有可能最好设置油位自动指示器,一旦油量降至不可接受时,油面位置应能向飞机座舱报警。

滑油箱应具备用滑油车远距离加油的能力。所用滑油车应备有自动断油装置,备有取样口,注油压力可以调定。

6.5.3.2 滑油滤

滑油滤的作用是保证进入润滑部位的滑油清洁无杂物,含带的粒子尺寸一般小于 $45\mu\text{m}$ 。滑油滤可设置于供油路,也可设置于回油路,也有供、回油路均设置滑油滤的。

供油滤通常设置于滑油增压泵出口处,滤网面积保证正常供油量而不产生过大压力损失。滑油应从滤网外部流入内部完成过滤,以便在目视检查油滤时能较快鉴定其污染程度。油滤应是易拆卸元件,油滤必须有为拆卸而设置的放油装置,其位置应保证放出的滑油不污染其他构件。油滤应有测量滤油元件两端压差的测压接头,在壳体上装有压差目测指示装置,它在旁

路压差超过时做出指示。在拆卸油滤元件时,指示器不应变位。

回油滤应有足够大的滤油面积,无需增设旁路,在维修间隔内集存污物而不致堵塞。

6.5.3.3 滑油泵

发动机工作时,发动机主轴通过齿轮传动系统带动滑油供油泵,供油泵将滑油箱来油提高压力后供至需要润滑和冷却的各个部位,供油泵流量通常为100%转速时的流量值,典型的供油压力为275~550kPa。回油泵可与供油泵同轴,因而构成滑油泵组;亦可分别传动,各在不同部位,将相应腔室滑油回至滑油箱。回油泵的能力应是供油能力的1.5~6倍(通常为3倍),回油泵应为重力注油式,回油元件吸油则应浸没于滑油中。对于不设通风系统的滑油腔,回油泵回油能力应足够大,以防止滑油泄漏出滑油腔。

6.5.3.4 滑油散热器

为对发动机工作中受热的滑油提供冷却,发动机润滑系统应设置滑油散热器,借用发动机燃油或空气使发动机对滑油的最大散热量得到释放。大多数发动机采用燃油散热,根据飞机使用情况,一般在主燃油路的进油路上设置滑油散热器,对于带加力燃烧室的军用发动机,则可在加力燃油路上设置滑油散热器。

发动机的滑油散热器应设计成便于清洗、便于检查和便于修理的,而且应尽量做到结构紧凑、尺寸小、重量轻,符合发动机安装轮廓线的要求。

当采用燃油为介质时,滑油散热器应当大体满足以下一些设计要求:

(1) 除非发动机型号规范另有规定,通常选择海平面状态下发动机主燃油泵进口处燃油温度为43℃,滑油散热器燃油进口温度应在此温度基础上,再加上燃油泵的温升和发动机最大温度条件下的气动力加热温升。

(2) 应考虑低温条件下的工作可靠和滑油的冻结,在所有情况下,应能使用-54℃的燃油。

(3) 冷却用过的燃油应直接供入发动机。

(4) 如果条件许可,可设置一个温度控制自动活门,根据出口滑油或燃油温度来调节流经滑油散热器的滑油流量。

当采用空气为散热介质时,滑油散热器应当设计得牢固,不要由于空气流带进的杂质或冰屑导致散热器损坏。当低温滑油充入时,散热器应能有对其预热的功能。

6.5.4 对滑油的要求

现代发动机因工作条件苛刻,对所使用的滑油要求很高,目前,能够满足这些要求的基本上都是合成滑油。发动机设计时,必须充分考虑所选用滑油的工作能力,在滑油腔室周围采取有效隔热或冷却措施,润滑系统应保证对受热滑油有效冷却,以保证滑油具有优异的使用性能,这些性能包括以下各项:

(1) 有合适的粘度与良好的粘温特性。

(2) 有良好的润滑性,即所形成边界油膜具有足够的抗磨性能和承载能力。通常用四球试验或齿轮试验测定。

(3) 有良好的高温氧化安定性,以保证高温工作条件下的润滑性能与抗腐蚀能力。

(4) 有适当的低温起动性,以防止低温工作时因滑油粘度大致使泵送和喷射困难。

(5) 有较低的金属腐蚀性,以防止与滑油接触的金属引起腐蚀,加入抗氧化剂或抗腐蚀剂可以显著降低其腐蚀性。

(6) 有较低的滑油蒸发性,以防止长时间工作中滑油中轻质成分蒸发损失导致滑油性能降低。

(7) 有良好的橡胶适应性,以防止与滑油相接触的橡胶密封件因滑油的浸泡而膨胀,弹性和耐寒性降低,从而导致密封性下降。

(8) 有较低的高空起泡性,防止高空工作时溶解于滑油中的空气分离过多,导致滑油润滑性能和散热性能的下降。加入抗泡沫剂可改善高空起泡性。

(9) 有良好的光安定性,以防止因紫外线照射导致滑油变质,影响使用性能。

(10) 有良好的水解安定性,以防长期使用中由于从空气中吸收水分,受热条件下分解出酸和醇,影响滑油性能。

(11) 有低的滑油毒性,以防止滑油蒸气进入座舱空调系统,危及飞机舱内人员的健康。

(12) 有良好的核辐射安定性,以防止核辐射引起滑油分子的氧化或聚合,破坏了化学键,使滑油性能下降。

6.6 液压与气动系统

6.6.1 液压与气动系统的功能

发动机的液压系统或气动系统其工作介质有发动机的燃油、滑油、液压油或压缩空气,根据发动机控制器的指令向液压作动机构或气压作动机构提供驱动压力,实现发动机有关几何参数(角度、位置、面积、方向等)按要求的规律变化,以达到所要求的发动机性能和保证发动机稳定可靠工作。

在双涵涡扇并带加力燃烧室的发动机上,液压系统或气动系统通常包括低压压气机的进口可调导向叶片系统、高压压气机可调静子叶片系统和喷口作动系统。

低压压气机进口导向叶片系统通常按 $\alpha_1 = f(n_{1hs})$ 规律调节,即当发动机换算转速 n_{1hs} 增至某一转速后,主泵—调节器即将燃油供至液压作动筒,燃油压差作用在活塞上,活塞移动带动进口导向叶片向增大空气流量方向转动,与此同时,可转叶片的转动通过反馈机构将转角信号传给主泵—调节器,以确保可转叶片按给定的调节程序工作。高压压气机可调静子叶片系统工作原理与其相同,只不过是同时调节几排静子叶片的转角。

喷口作动系统是根据发动机工作状态要求用发动机燃油、液压油或压缩空气的压力改变喷口作动筒活塞位置,从而实现喷口喉部面积及喷口出口截面面积的有规律变化。

有些发动机利用液压系统或气动系统作动放气机构以实现发动机的防喘。

6.6.2 对液压与气动系统的设计要求

6.6.2.1 液压或气动系统性能估算

在发动机工作状态确定的前提下,首先应计算出被调节机构的最大作用力和作动机构的工作温度范围,由此在初步确定作动系统几何参数基础上,计算出系统的最大工作压力和工作介质温度。按照通常做法,保证系统在任何阶段的峰值压力(脉动或冲击)不超过 135% 的系统最大工作压力。设计液压系统或气动系统应使其能承受系统最大工作压力两倍,并经耐压试验验证。

6.6.2.2 工作介质的选定

选择工作介质应考虑如下各点:

(1) 介质来源方便,并给发动机带来的重量增加和空间需求最小,增加的附件和管路尽量少。

(2) 工作安全。在高温高压工作条件下不应发生泄漏,偶尔的泄漏不应引起严重失火,介质不应发生变质或焦化,以免导致系统堵塞危及发动机的可靠工作。

(3) 使用方便,成本低廉。最好与发动机相近系统兼顾,不必额外增加泵、滤等附件,也不增加额外的维护工作。

6.6.2.3 液压与气动系统的结构设计

液压系统因其介质易燃,因此系统布置应尽量离开热源或电气设备以避免漏油失火。对于离热源较近的系统应采取较好的密封措施,并且应设法保证在机构稳定工作时保持介质流动,以防止介质受热变质或焦化。双涵道发动机上应将内涵的可调机构传至涵道外再与作动筒相连,使液压系统管路置于发动机外表面,以便维护和保证发动机工作安全。

对液压系统,应采取措施使在不拆卸管路情况下较容易地排出混入液压系统并影响其正常工作的空气。系统管路上应设置专用接头,使在不拆卸管路情况下即可方便地进行打压试验。专用接头位置应在发动机维护窗口范围内。

使用动力带动泵的液压系统,应有压力调节装置和限制超压的措施。

为保证进入液压系统的液体不含有危及工作的机械杂质,必要时在进油路或回油路上设置合适过滤度的油滤。当使用部门有要求时,油滤组件应带有压差作动弹出机构,以提供油滤堵塞的警告。对于气动系统则应设置合适的空气滤。

在需要测试系统中压力或温度时,应设置测压或测温接头,以供需要时安装标准测量传感器进行测量。

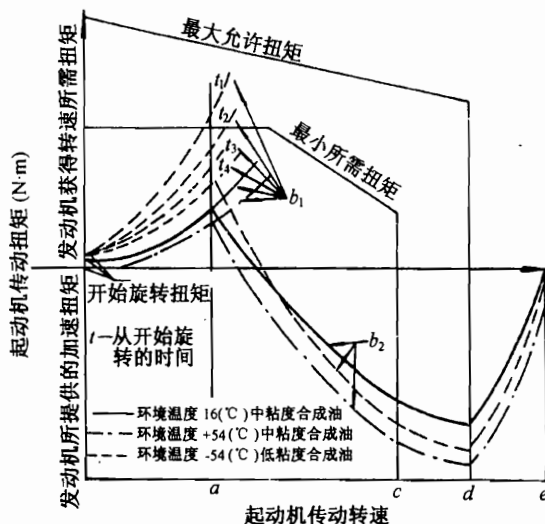
6.7 起动系统

通过机械动力源或电气动力源将发动机由静止(或风车)状态加速到稳定的慢车工作状态,这一过程称为发动机起动过程。通过与起动有关的一系列部件、元件的工作,确保发动机在各种规定的条件下顺利地起动是起动系统设计的总目标。

6.7.1 起动系统功能

起动系统的功能应保证在发动机工作包线内,在规定的高度、速度、姿态、温度、飞机引气和功率提取极限内,起动系统各部分(机械和电气)能按顺序完成各自的指令动作,从而将发动机无失速喘振、无超温、无故障地加速到慢车工作状态。从总体设计出发,起动系统应具有如下功能。

(1) 起动机应提供足够的动力源,确保在起动过程中,尤其是起动过程的前段,提供足够的动力源。图 6-20 为发动机起动时,动力源(起动扭矩)随转速的变化曲线。



- a— 点火前所需转速(发动机承制单位应介绍点火前必须具备的最短时间和转速或任何组合);
- b— 起动机驱动的稳态扭矩;
- c— 起动机最小脱开转速 (r/min);
- d— 起动机最大脱开转速 (r/min)(最大脱开转速至少应超过最小脱开转速的 10%);
- e— 慢车状态(以标准天为例)。

图 6-20 起动扭矩随转速变化曲线

- 1: 未点火时的发动机(-54℃的曲线表示旋转开始后的阻滞扭矩);
- 2: 已点火的发动机。

由图可见,随着大气温度的变化,发动机阻力矩变化也很大,尤其在大气温度较低时,发动机阻力矩增加很多、起动机扭矩又减小的情况下,更应留够足够的动力源余度。

(2) 在飞行包线内能满意地起动。图 6-21 为发动机起动工作包线。

由图可见,在无冲压起动、无起动机帮助起动、有起动机帮助起动的各种起动包线内均能起动。

(3) 在飞机有引气和功率提取的条件下能满意地起动。

(4) 发动机的起动程序应简单,且不需要严格计时。具体地说,正常起动时,将油门杆置于慢车位置起动程序开始后,起动系统应能自动地将发动机转子加速到稳定的慢车工作状态。在这个过程中,不再需要同时操纵其他开关或功率杆。

(5) 在发动机的起动传动齿轮系中,应设置一个受剪部位,它是起动传动系统中最薄弱的环节。当起动机的扭矩过大时,该部位能自动断裂,以保护发动机起动传动齿轮系不受破坏。

(6) 根据设计需要,当发动机在空中因各种原因停车后,起动系统应设置一个自动再起动力系统,以减轻飞行员负担,确保飞行安全。

(7) 根据设计需要,允许设置补氧系统,提高起动高度。

6.7.2 起动机的选择

按专业分类,起动机属于为发动机服务的飞机附件。起动机的选择原则应根据发动机起动扭矩的要求,由飞机总体布局确定。目前常用的起动机有四种型别。一是电起动机,用地面电源或机上电源进行起动,它结构简单,维护、使用方便,但因受电起动机功率重量比的限制,对转子质量惯性矩大的发动机不宜选用。二是空气涡轮起动机,用高压或低压压缩空气进行起动,它功率较大,适用大发动机的起动,但使用不方便,需要专门的气源装置(例如:气源车或压缩气瓶)。此外,当飞机因故障降落在不具备这些专门装置的机场时,它就没有独立起动的能力,军用飞机发动机不宜选用。三是燃气涡轮起动机,它本身就是一台小型的涡轮发动机。用地面电源或机上电源先起动燃气涡轮起动机,再由燃气涡轮起动机起动发动机,它是融合上述两种起动机的优点,适用于各型军、民用发动机。四是火药涡轮起动机,用火药(固体推进剂)气体冲击起动机的涡轮产生扭矩,以此起动发动机,它结构简单、重量轻、发出功率大,能大幅度缩短起动时间。对要求应急独立起飞、且不受大气环境条件影响的军用发动机可选用,以提高机动飞机作战能力。由于火药气体会带来有毒污染、爆炸等副作用,其适用范围受到限制。

对多发飞机的发动机,利用第一台已起动起来发动机的引气,通过一组导管喷嘴,直接射向第二台发动机的涡轮叶片,起动第二台发动机。依此类推,直至完成多台发动机的起动。这种无专门起动机的起动方式称为直接冲击式起动系统,它优点较突出,即减轻飞机总重,简化起动系统的传动、管路、线路等设计,但整架飞机总起动时间长,对单台起动时间长的大发动机尤其不宜选用。

6.7.3 起动系统设计要求

起动系统是由装在飞机机身上的设备、导管、操纵装置、导线和装在发动机上的起动机所组成。从发动机设计角度出发,提出如下设计要求。

6.7.3.1 发动机起动扭矩

应给出点火和不点火两种情况下的发动机起动扭矩,并且给出大气温度、高度、飞行速度、飞机引气和机械功率提取对发动机起动扭矩的影响。图6-22为点火前、后发动机起动扭矩随大气温度变化曲线。图6-23为引气对发动机起动扭矩的影响曲线,这是表征发动机起动扭矩标准特性图。

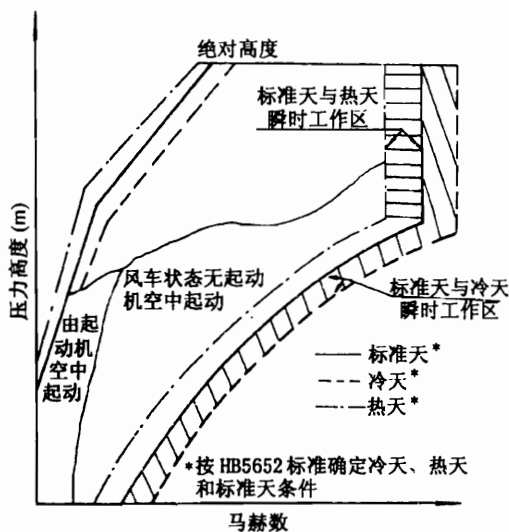


图 6-21 发动机工作(起动)包线

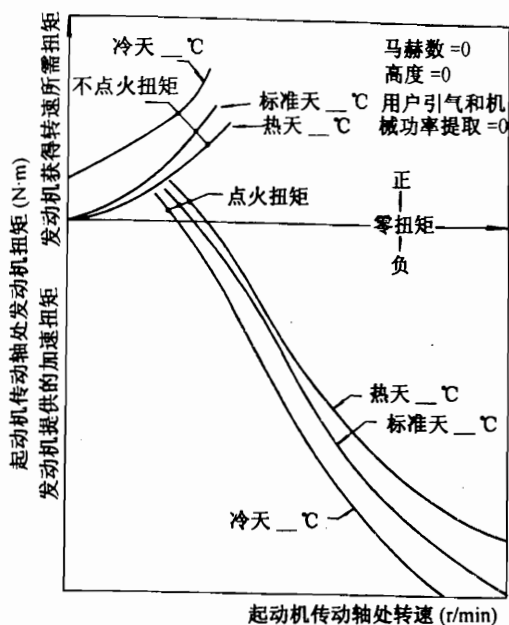


图 6-22 点火前和点火后的发动机扭矩特性及大气温度的影响

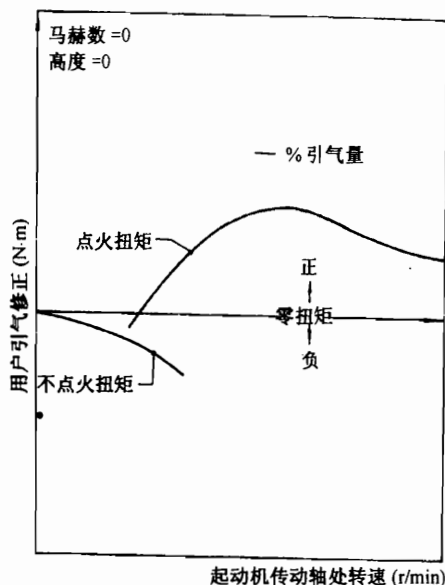


图 6-23 用户引气对发动机扭矩的影响

6.7.3.2 点火特性

应按涡轮瞬间温度不超过规定值和保证可靠点火所要求的油气比确定发动机点火转速范围,可用以下两种方式表示:

- (1) 规定点火转速下限值,该值以涡轮瞬间温度不超过规定值来计算。
- (2) 规定点火转速上、下限制值的范围,该范围以点火时有一个合适的油气比来计算。

如果需要表示高度对点火特性的影响,可用起动供给燃油和点火滞后时间的变化来修正。

6.8 空气系统

6.8.1 内流冷却封严空气系统

该系统亦称二次流系统。该系统功能是以低温空气充填发动机主流道之外的腔道,用以阻断主流道空气或燃气的内窜和带走与之接触构件的热量。

该系统的设计通常与系统的热分析工作一同进行。由发动机飞行包线所确定的气动数据与发动机有关几何参数相结合,建立起一个可压缩流动网络的计算机模型,利用此计算机模型完成内流冷却封严空气系统的设计,以解决发动机热端部件的冷却、轴承腔的封严、卸荷腔的均压、转子压力平衡、转子叶尖径向间隙的控制以及冷却空气的有效回收。

6.8.2 对内流冷却封严空气系统的设计要求

空气系统设计应能满足规范规定的飞行包线内各高度、马赫数及大气温度条件下满意工作。由于所用冷却封严空气均引自发动机主流道,因此这股空气的消耗总是带来发动机推力

(或功率)的损失及燃油消耗率的提高,因而内流系统设计一个重要准则就是要以最小的空气消耗量来保证发动机冷却和封严的需要。

6.8.2.1 引气源的选择

空气系统的流动是由压差保证的。要保证在飞行包线所有工作点上的正常流动,必须根据空气系统工作部位要求选择发动机的引气源,除非发动机构件有特殊的均温要求,一般尽量选择压力与温度都较低的引气源,因为这给发动机带来的推力或功率损失最低,从结构上引气口与引气通路应当方便,易于在发动机构件上实现,尽量不从发动机外部增加引气管路;同时引气源尽量集中,以最少的开孔加管达到要求,以避免增加重量和占用空间。

有时为了获得良好冷却效果,选择较高压力的空气源,采用空气散热器将其温度降低后再供发动机热端部件冷却用,这种设计必须在获得的效益与付出的代价中加以权衡。

作为引气源提供的空气其气动参数应当均匀稳定,同时又不对主流道带来较大的畸变,因此在可能条件下最好在引气源处设置一个集气腔。

引向涡轮气冷叶片的空气,应特别注意保持空气清洁无杂质,引气源端应采取措施使灰尘分离不进入气路,以免冷却小孔堵塞导致叶片冷却效果变坏。

6.8.2.2 引气路的设计

为有效利用有限的冷却空气,应精细设计冷却空气气路,气路应当尽量短而直,腔道层次尽量少而简单,气路上的紧固件或突缘尽量加以屏蔽,必要时专门设一引气管,以减少气路上的流阻、扩散、搅拌等损失。进入涡轮转子的冷却空气,通常先流过静子机匣上的预旋喷嘴,使之以较小的损失进入涡轮转子。

气路上的开孔,应在构件强度允许前提下尽量开稍大一些的孔以减少流阻损失,发动机转静子间封严间隙应选择良好工艺,避免使用中间隙变大影响空气系统工作。

轴承腔的封严应在空气系统和滑油系统间协调计算,选择好轴承腔的通风方式,封严条件比较苛刻时,可考虑在增压引气路中设置转换活门,适应不同工作状态改变引气来源。对于轴承腔压力比较高的设计,最好采用轴心通风方案,以免排入大气的空气损失增加。

在转子轴承承载力足够前提下,应尽量协调好转子各腔的压力和尺寸,尽量不采用卸荷腔设计,以节省空气的消耗。

用发动机引气加温的办法实现压气机或涡轮转子叶尖间隙控制是提高发动机效率的一项有效措施,该气路设计应尽量实现使用空气回流至主流道,以减少用气带来的损失。

空气系统流路应设置若干压力、温度测试点,以便调试中检查和验证设计的合理性,通过试验以确定系统的最终方案。

6.8.3 飞机引气系统

具体的论述请见本册第8章。

6.9 喷液系统

6.9.1 喷液种类

在发动机上能使用的喷液种类有三类:

- (1) 甲醇—水混合液,该种溶液甲醇占40%体积,水占60%体积。

(2) 清洁无沉淀物的水溶液,其硬度为碳酸钙含量不超过 250mg/L,盐含量不超过 300 mg/L。

(3) 杂质含量不超过规定的矿物水溶液

杂 质	数 值
总的固体(最大)ppm	35
溶解固体(最大)ppm	25
PH 值	6.5~7.5

6.9.2 喷液系统的功能

发动机喷液系统主要是为发动机在短时间内发出较大的推力而设置的,其功能是将喷射液按一定的压力和流量,在规定的条件环境和发动机状态下,从发动机进口喷入。喷射液的压力、流量和喷入的持续时间,分别由喷射系统的喷嘴、管路及电气操纵所控制。根据飞机总体性能设计要求,喷液系统既可在飞机起飞状态时使用,也可在飞行状态(高度、马赫数)时使用。

6.9.3 喷液系统的组成

喷液系统主要由液体箱、水泵、管路、水滤、喷嘴及电气控制元件组成,它们均为常规的航空机械电气产品,无特殊设计要求。

6.10 附件传动系统

6.10.1 附件传动系统的功能

发动机除了提供飞机所需要的推力或功率之外,发动机还必须传动一些发动机附件和飞机附件,使之正常工作满足发动机和飞机的要求,同时为起动发动机附件传动系统还将起动机功率传递给发动机转子。

6.10.2 附件传动系统的设计要求

航空发动机的附件传动系统与一般的齿轮传动系统主要差别在于要求占有最小的空间和具有最低的重量,同时要保证整个飞行包线内工作的可靠性。

为实现上述目标,附件齿轮机匣设计中应选用优质的材料,采用高的齿轮线速度,传递大功率,充分利用发动机所能提供的空间,设计出高效率的传动系统。

齿轮系的排布应紧凑、简单,齿轮尽量小型化,但所传递的扭矩应有足够的过负荷能力,通常,除起动机安装座传动装置外,所有安装座传动装置应按规定恒定扭矩的 150% 设计。起动机与主发动机轴之间的传动轴,在起始转速和脱开转速时,应能承受规定恒定扭矩 250% 的扭矩,以保证在最恶劣条件下对发动机的可靠起动。

所传动的附件或装置应具有良好的维护性,任何附件或装置的功能与调整操作不应受到其他附件或装置的调整或拆除的影响。为改善附件传动系统的维修性,尽量将各传动轴设计成插装结构,以便于齿轮机匣不大分解即可拆修有故障的传动轴。

传动系统内应对所有齿轮副和轴承有良好的润滑和冷却措施,并且应保证所供滑油的清洁度,用过的滑油应能有效地泵回,以防脏油损坏齿轮和轴承,也避免严重的搅拌引起温度升高,该系统的润滑应含于发动机整个润滑系统,对传动系统提供的滑油循环量应是最佳的。

中央传动齿轮机匣中固定在发动机主轴的伞齿轮应有良好的平衡精度,在调整锥齿轮啮合间隙时,可以设置调整垫,但应考虑不得因调整垫更换对发动机转子位置带来不利影响。

除滑油泵和燃油泵传动之外,每一个传动系统应设计一个构成薄弱环节的套管轴或其他经过批准的扭矩限制装置,以防止过大的扭矩通过齿轮系传到传动装置上,对发动机及附件起保护作用。每个薄弱环节的设计应使其损坏时不会导致松脱零件掉入发动机。

齿轮机匣壳体选用优质轻合金材料制造,壳体与各传动轴间应设计可靠的密封装置,机匣最低位置处应设计有放油口,必要时设置磁屑检测器。齿轮机匣采用足够的吊耳与发动机机匣相连,安装中保证中央传动轴对中,密封圈可靠,安装吊耳保证不别劲,发动机工作时应能在受热条件下自由膨胀,吊耳的销轴应能承受过载条件下的整个附件齿轮机匣负荷。

为方便检查发动机转子转动灵活性,通常应设计有手动工具插入的接口。

对于与发动机分离的飞机附件机匣,通常设计一柔性输出轴,用挠性联轴器适应传动轴的微小不对中,柔性轴设计应保证在各种工作条件下的传动可靠。

6.11 推力转向系统

6.11.1 推力转向系统的功能

某些航空发动机采用推力转向系统,目的是实现飞机垂直起落或者改善飞机的短距起落能力,最新出现的俯仰推力矢量喷口和轴对称推力矢量喷口,是借助推力转向系统实现对飞机运动方向的控制,大大改善飞机的机动能力。

6.11.2 对推力转向系统的设计要求

采用推力转向系统使发动机与飞机之间的关系更为复杂,该系统设计应同飞机密切结合,从气动力、重量重心、结构尺寸等各方面协调好,保证飞机在使用推力转向系统时有足够的可靠裕度。

实现推力转向的机械结构应严格控制尺寸不要过大,重量不要过重,应设计最简捷的传动系统实现转向动作,操纵灵活不滞,具有良好的跟随性,在发出操纵指令后,应能快速响应,并保持发动机工作稳定,不发生失速、脉动、超温、超转等不正常的工作现象。转向范围在结构上应有可靠的机械限位,不使转向机构进入不稳定的工作范围。转向控制系统应设计两个以上的余度,在一个控制模式失灵情况下应能顺利转换至应急的控制模式。控制系统设计应具有抗电磁干扰和电磁兼容的能力。

转向后推力的传递应合理可靠,不应使飞机或发动机构件承受不必要的负荷。

转向喷口应采取良好的封严措施,不应因转向带来不可接受的漏气。转向后的推力损失应经计算和试验验证,可能条件下,应进行内流与外流的仿真试验。

应设计应急处理系统,一旦推力转向系统发生严重故障,能将飞机恢复至正常推力系统工作,保证飞机能完成返航与着陆。

系统中应设有推力转向监控信号,并能跟踪监控。

6.12 操纵系统

6.12.1 操纵系统的功能

发动机操纵系统通常由发动机操纵台、带滑轮的钢索传动装置、减速器、终点电门机构和传感器等组成。该系统的工作保证飞机操纵人员通过发动机操纵台上油门杆的操纵实现对发动机的正确使用和控制。电动操纵系统的采用使该系统机构简化且提高了操纵精度,是现代飞机发展的方向。

操纵系统是飞机系统的一个组成部分,飞机与发动机界面通常在发动机燃油控制装置的油门杆处,操纵油门杆的总行程通常为 $130^\circ \pm 1^\circ$ 。

6.12.2 对操纵系统的设计要求

应在飞机操纵人员最方便操纵的位置安设操纵台及操纵油门杆,并且应有明显的油门位置标识。

操纵系统应当紧凑、轻捷,不受其他管路、缆线和附件的阻碍和干扰,即使发生意外故障如脱落、碎裂、变形等都不会危及操纵系统的正常工作。操纵力矩应在操纵人员可接受范围内,并保证能够轻松地操纵发动机油门杆。发动机油门杆力矩通常规定为 $3 \pm 1 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。钢索应有足够强度,能抗腐蚀,不易磨损和断丝,接头连接可靠。滑轮固定可靠,不能使钢索移位甚至脱落。使用较长时间后,不应发生钢索的伸长变形。

为保证油门杆操纵有较高精度和方便位置标定,发动机油门杆处应有适当措施进行连接杠杆的位置调整。

标示油门杆位置的传感器应尽量靠近发动机油门杆,以免因较大距离的位置传递误差造成不可接受的操纵误差,甚至危及发动机的正常工作。

在操纵系统工作环境温度变化较大的情况下,应考虑操纵系统的热补偿问题。

6.13 漏油系统

6.13.1 漏油系统的功能

发动机漏油系统的功能是将发动机密封部件漏出的燃油或滑油安全排至发动机乃至飞机之外;当发动机起动失败或假起动后,能自动放出发动机燃烧室或其他空腔存有的燃油,以防止发动机起动或正常工作中因漏油或积油着火导致发动机故障。

6.13.2 对漏油系统的设计要求

发动机部件设计中应对可能泄漏燃油或滑油的部位安排凹槽、通道或收集器,必要时加装专用的漏油箱或漏油收集装置,相应敷设漏油导管,使漏油能顺利排至发动机外。

燃油系统与润滑系统的漏油管应设置于方便引至飞机外的部位。

燃烧室排出的燃油必须采取有效措施排至发动机外,采用漏油活门是一种比较好的措施,借助于活门弹簧,在发动机停车后使漏油活门处于打开状态,机内燃油从活门漏至发动机外,

发动机工作时,受流道中空气压力的作用使活门关闭,防止了流道气体的外泄。漏油活门应设计得小而紧凑,尽量不占较大空间又不增重。漏油活门通常安排在燃烧室和加力燃烧室的下方,必要时外涵道也可安排。

6.14 防火系统

6.14.1 防火系统的功能

防火系统是由隔火墙、热空气泄漏报警器、火焰探测器和灭火装置等组成。其功能是及时发现发动机上因漏油或漏气导致的失火并自动启动灭火装置完成灭火工作,以保证飞机的安全。

6.14.2 对防火系统的设计要求

发动机防火系统通常在发动机舱设计中进行,需要飞机与发动机两方面协调配合。

隔火墙设计是根据发动机外环境温度与漏油危险程度,在发动机舱内隔离成几个部分,每个隔离区有自己的通风通道,足够的通风量即可消除失火的可能性。

热空气泄漏对发动机舱内所有设备工作构成威胁,在不可避免的泄漏情况下应采取导引排放措施,在不容许泄漏的部位则应加装泄漏报警装置。

火焰探测是目前普遍采用的防护措施,即在发动机舱内最敏感区、最关键附件处布置火焰探测探头,一旦失火引起温度升高则及时报警,自动或手动接通灭火系统,灭火剂通过发动机舱内布置的喷嘴喷至火焰区达到灭火目的。

作为航空发动机的防火、灭火系统均为小型高效设计,占据空间小,工作可靠,而且不应因热天温度高引起假报警。

6.15 测试系统

为监控发动机工作情况,应测量工作状态下发动机的压力、温度、转速、计数或告警等信号,以便在规定的极限范围内,确保发动机安全工作。

6.15.1 测试参数配置

发动机测试参数配置,应包括但不限于表6-1所列的参数。

表6-1 发动机测试参数配置

项 目	状态指示 参 数	状态监视 参 数	安全可靠运 转 参 数	寿命记录飞行 试验参数
推 力	✓			
空气流量	✓			✓
转子转速	✓	✓	✓	✓
燃气或金属温度	✓	✓	✓	✓
喷口位置/面积	✓	✓	✓	✓
燃油流量	✓	✓		✓
增压泵进口压力	✓		✓	

续表 6-1

项 目	状态指示 参 数	状态监视 参 数	安全可靠运 转 参 数	寿命记录飞行 试验参数
滑油压力	✓	✓	✓	✓
滑油温度	✓	✓	✓	✓
空气系统腔温、腔压	✓		✓	
振 动	✓	✓		
控制系统通道系数	✓			✓
压气机进口和出口压力		✓		
燃烧室出口压力		✓		
涡轮出口压力		✓		
压气机进气和排气温度		✓		
油门杆角度	✓	✓	✓	✓
燃油总管压力		✓	✓	
燃油滤压差			✓	
滑油箱出口压力			✓	
滑油滤压差			✓	
滑油系统内磁性铁屑			✓	
探测仪指示值				
可变静子叶片角度	✓		✓	
红外线信号			✓	
高能点火输出电流			✓	
高能点火输出电压			✓	
飞行高度				✓
飞行马赫数				✓
进气道激波参数				✓
进气道出口总静压				✓
飞机机尾罩处静压				✓
飞机三坐标的角速度和角加速度				✓
飞机过载				✓

6.15.2 测试参数的记录

测试参数的记录是通过装在发动机上的温度、压力等传感器的信号来实现的,这些传感器主要有以下几种:

(1) 转速信号。用转速表发电机或脉冲探针记录转子转速,每个转子系统均应有一个转速指示信号。当使用标准转速表发电机时,每个转子在 100% 转速时的信号,应与标准转速表在规定转速工作时的特征相一致(通过传动装置的设计予以保证)。

(2) 温度信号。记录温度信号的传感器种类较多。当使用热电偶式传感器,温度与输出信号应符合偶丝有关的计量标准,包括温度信号精度及瞬变时间响应特性。当使用多探头热电偶系统测量燃气温度时,系统应提供每个热电偶探头的读数,以便检查温度分布和排除故障。当使用光学或辐射高温计的温度传感系统,应注意探头积炭、环境条件对测量精度的影响并给出定期检查、维护的时间间隔。

(3) 压力信号。应使用压电式晶体压力传感器和气动式压力探头传感器记录压力信号。在压力测量、记录系统中,应注意密封、压力响应及管路连接件采用标准化的设计。

(4) 振动信号。应使用速度计或加速度计传感器记录振动信号。由于评价振动特性与频

率有关,因此振动传感器的输出特性必须标明频率范围。此外,固定在发动机机匣或附件机匣上的振动传感器,应能提供三个互相垂直平面上的振动信号值。

(5) 燃油流量信号。应使用涡轮流量计传感器记录燃油流量信号。在传感器前、后,应不少于3~4倍管路直径的平直段。

(6) 几何位置信号。应使用线位移、角位移传感器记录几何位置信号。

(7) 推力指示信号。应使用压力比传感器记录推力指示信号,并在规定的曲线范围内进行校准。校准的要求是,推力指示信号的斜率和线性度不应高于规定值的0.5%。

6.15.3 监控参数测量

监控参数测量的目的是为了探测早期故障征兆、性能恶化、进行故障隔离和提供故障趋势信息。监控参数测量分两类,一类是性能监控参数,另一类是结构监控参数。

6.15.3.1 性能监控参数测量

应使用低循环疲劳计数器进行性能监控参数测量,它应自动记录发动机使用过程中的主要载荷以及热端部件蠕变和应力断裂情况。低循环疲劳计数应包括但不限于下列各项:

- (1) 飞行小时。
- (2) 地面运转小时。
- (3) 飞行和地面运转次数。
- (4) 飞行包线关键点的时间。
- (5) 外部作用力,包括:飞机载荷系数,角速度和角加速度(俯仰、偏航、垂直俯冲和拉起、起飞、起飞弹射和着陆刹车)。

(6) 油门杆移动次数和类型,包括:0—中间/最大—0,慢车—中间/最大—慢车,巡航—中间—巡航。

- (7) 加力燃烧室点火次数。
- (8) 加力燃烧室工作时间。
- (9) 等于或大于中间状态工作时间。

6.15.3.2 结构监控参数测量

应由装在发动机及发动机系统中的传感器进行结构监控参数测量,它包括但不限于下列各项:

- (1) 反映发动机主要工作状态的发动机转子转速,燃气温度和机械振动。
- (2) 滑油系统中磁性铁屑探测器,滑油压力传感器,最小滑油压力信号器,金属屑末信号器及滑油温度计等。
- (3) 燃油系统中低压燃油滤压差过大信号器,最低燃油压力警告器。
- (4) 涡轮冷却系统中确保冷却效果良好的冷却气流典型部位的压力和温度。

6.16 电气系统

发动机电气系统包括发电、用电和输送电能的所有系统和部件。发动机电气系统的功能是协同飞机馈电系统和操纵系统完成发动机运转、起动、向机上网路供电、向机上蓄电池充电以及对发动机工作状态进行控制等各项电气指令。

6.16.1 电源

发动机电源分为主电源和备用电源。一般情况下,用装在发动机上的发电机或兼作起动—发电两用的起动发电机作为主电源。由于主电源与发动机工作转速直接有关,因此主电源的设计至少应满足以下几条要求:

(1) 从发动机开始供电的转速到发动机最高转速的整个范围内,主电源所提供的电能应能满足发动机的用电需求。

(2) 在满负载的情况下,在相当于发动机最高超转转速时(一般为发动机最高转速的103%至106%),主电源应能长期连续工作,且不应使发电机产生不良影响。

(3) 在空载的情况下,在相当于发动机最高超转转速极限值时(一般为发动机最高转速的115%),主电源至少应能工作5min。

(4) 主电源电机壳体应按包容原则进行设计,以确保在发动机最大稳态和瞬态转速下,壳体完全包容因机械故障而损坏的全部零件。

当主电源发生故障时,电气系统应能自动地将所有用电设备(飞机和发动机电气附件)接到备用电源上。备用电源一般为高能蓄电池,它应在飞机工作时的任何环境条件下提供电能。

无论主电源和备用电源,其发出的直流电电压应为24~30V,发出的交流电电压应为115/220V,频率为400Hz。

6.16.2 导线接头与电缆

导线接头与电缆是电气系统的通路,是电气系统各元件间的连接件。从总体上看,其设计应满足以下几条要求:

(1) 所有的电气连接件应能清楚地识别,并应设计成能防止误安装。例如:并排使用的相同电缆插座,除非相邻插座的内部接头功能相同,一般应以导线长度不同、插座凸耳的尺寸不同及端头颜色不同予以区分。

(2) 所有的电气连接件应注意屏蔽、绝缘和接地。屏蔽应能抗电磁干扰和电磁辐射。绝缘应能耐各种工作电压,一般为最大峰压的两倍,至少不应小于100V。接地应设置一个最低电阻,以便能抗雷击。

(3) 电缆有刚性、半刚性和挠性三大类型。刚性电缆应能承受高温和振动,绝缘层应不易破坏,外观应简单、易维修。半刚性电缆一般用在刚性电缆无法承受振动特别强烈的工作环境,但由于刚性电缆设计水平逐步提高,半刚性电缆已日趋淘汰。挠性电缆虽然能承受任何类型的振动,但其绝缘层极易损坏,耐温性差,应在不高于260℃环境温度条件下使用。

(4) 电气接头是电缆中最薄弱的环节。首先,应尽量减少接头。其次,接头的设计应能消除接头间因阻值变化而造成的电气信号误差,能消除导电材料在接头端头的沉积而形成的电气短路。电气线路中的内部接头应有适当的防护处理,以防止水汽或腐蚀造成的损坏。有的电气接头内部可充填密封胶,但应注意密封胶的耐温性能。

(5) 点火电缆组合件,当用电容放电点火系统(高能或低能点火线圈)装成可再绕制的点火导线组合件时,应使用铜质导线制的耐高温电缆,以便安全输送400A至800A的电流。对超音速飞行动力装置,必要时还可采用不锈钢制的耐高温电缆。

(6) 导线接头与电缆应特别注意屏蔽,以防可能产生火花或电弧而引起周围可燃液体或蒸汽的燃烧。在低温-54℃时的极限环境下,电缆和导线仍应能弯曲而不损坏。

6.16.3 电气元件环境的适应性

电气元件的设计应能与工作环境相适应,从总体设计要求出发,环境试验应包括但不限于下列各项:

- (1) 防爆试验。
- (2) 防湿度试验。
- (3) 抗霉菌试验。
- (4) 砂尘试验。
- (5) 盐雾试验。
- (6) 人工淋雨试验。
- (7) 电磁兼容性试验。
- (8) 雷击试验。
- (9) 核防护试验。

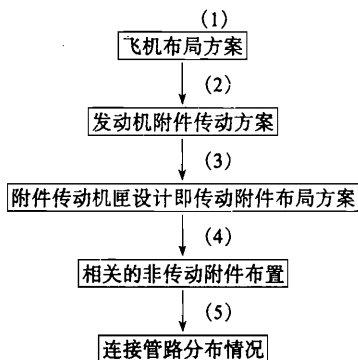
上述各项试验的具体要求应符合 GJB150《军用设备环境试验方法》的规定。

第7章 发动机外部设计

7.1 外部附件布置

7.1.1 外部附件布置的根据

发动机外部设计是一种相关性设计,下面为外部设计先决条件顺序框图。



上面五个步骤主要相关依据如下:

a. (1)→(2)飞机的发动机舱距地面近时,维护工作要求发动机的附件布置在发动机上部,反之则要求布置在下部。如歼6飞机用的WP6发动机附件布置在上部;歼7飞机用的WP7发动机附件布置在下部就是维护要求。在飞机的发动机舱要求发动机外廓尺寸苛刻时,则将附件布置在发动机的蜂腰处或核心机上,如JT9D-7R4、PW4000等发动机。如果要求外廓尺寸不苛刻,可以把附件布置在直径较大的风扇机匣上,该处环境温度低,振动负荷小,如PW2000、V2500、CFM56等发动机。有的发动机采用两个附件传动机匣,或者采用分离式飞机附件传动机匣,则既与飞机的总体布局有关又与发动机设计方案密切相关。

b. (2)→(3)在发动机附件传动方案确定后,才能进行附件传动机匣设计。传动附件安排,常用的办法为传动功率对称分布,大功率附件置于传动链短的位置上,小功率附件置于机匣的外侧,把发动机传动附件与飞机传动附件分开,分别布置在传动机匣各一侧。如图7-1中1、2、3为发动机传动附件,9、10、11、12为飞机传动附件。以上做法不但使附件

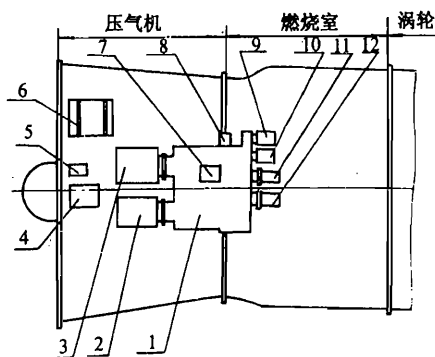


图7-1 某涡喷发动机附件布置示意图(仰视图)

1—附件机匣;2—主燃油泵;3—加力燃油泵;4—状态操纵器;5—点火线圈;6—燃—滑油附件;7—漏油箱;8—离心通风器;9—液压泵;10—燃油增压泵;11—起动发电机;12—交流发电机

机匣尺寸小、重量轻,而且为下一步的非传动附件布置和管路敷设,以及使用维护,打下了良好基础。

c. (3)→(4)发动机的传动附件与非传动附件的相关性很明显,如滑油系统的滑油增压泵与滑油箱之间,为了保证在各种飞行状态下供油可靠,相互间既有高低位置要求,又有距离要求,然后才是管路设计保证供油可靠,所以在布局设计时,必须前后照应。发动机的各回油泵与发动机各收油池之间,也有类似相关要求。发动机燃油系统的增压泵、主泵调节器、燃油滤、供油分布器等附件之间存在密切关系。发动机的燃滑油散热器附件与燃、滑油系统都有相关关系,处理好附件之间的相关性,是发动机外部设计一项重要要求。

d. (4)→(5)发动机的管路敷设位置与附件布置的相关性是不言而喻的事,不再赘述。

7.1.2 发动机附件优选论证

发动机附件由于长时间发展,种类很多,在系统中配套做法上,也各不相同。附件既有多功能集成块式的,又有单功能分离件式的。调节、控制的方法,既有机械、液压式,又有电调、电控式。选择那些附件既要满足系统工作要求,又要满足发动机外部布局要求,就要经过充分论证。

选择附件应突出:

- a. 附件的效率;
- b. 附件与主机协调性好(在全状态下满足主机工作需要);
- c. 附件的配套协调性好;
- d. 附件的可布置性好。

附件的选用,事关新机全局性的成败,一定按新机的特点,进行严格充分论证,千万防止生搬硬套某种现成的发动机。

在发动机各系统中,单功能附件采用的很少,通常具备2~5个主要功能。下面为常用多功能附件组合方式:

- a. 燃滑油附件:滑油箱、低压散热器、燃油滤组合件;
- b. 滑油附件:滑油增压泵、滑油回油泵组、滑油滤组合件;
- c. 主泵调节器燃油附件:燃油泵、燃油调节器、自动起动器、加速控制器等组合件;
- d. 加力泵调节器:燃油泵、落压比调节器、高空调节器、转速限制器等组合件;
- e. 防喘控制附件:防喘切油器、主燃油分布器、自动放油活门组合件;
- f. 燃滑油附件:主燃滑油高压散热器、主燃油分布器、自动放油活门组合件;
- g. 电气控制组件:起动控制器、电缆总管、尾喷口操纵器等组合件。

以上只是组合方式的一部分,还可以列举许多。从系统设计角度看,采用单功能附件或多功能附件,工作效果完全一样。而从外部设计布局来看,则大不相同了。由于附件的组合、附件的数量少,连接管路少,支座和支架少,发动机外部装配维修性得到了改善。由此可见,附件的各种组合,是获得良好的外部布局的主要手段。

附件的组合应适度、合理,不然,将造成外廓尺寸太大,外部布置不可容,或者研制周期太长,成本太高,更换故障附件时,浪费太大等。

7.1.3 附件布置要求

- a. 附件要求布置在工作条件适合的机匣上,特别是电气附件,它的技术条件对工作温度

和振动负荷有限制要求。如果布置条件不能满足时,要采用隔热和减振措施;

b. 附件的支承固定,必须可靠,要考虑承受飞机最大飞行过载负荷、发动机振动负荷、连接管路的热膨胀负荷。附件支承刚性必须大于连接导管刚性。附件支承固定不应引起附件和导管附加振动应力,固定办法常用快卸结构,如快卸卡箍、箍带捆住、长螺钉固定等;

c. 附件在发动机上位置,应考虑飞机维护窗口位置,以便于附件调整、维护可视可达,需要更换的附件,则应留出附件装拆空间;

d. 附件布置应减小发动机迎风面积,最好不超过附件机匣的投影面。对于发动机外廓尺寸控制线,应留有尺寸余度通常取5~10mm,见图7-2。

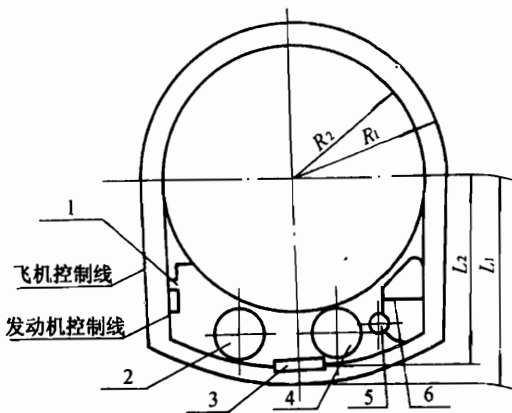


图 7-2 发动机外廓尺寸控制图

$L_1 - L_2$ 和 $R_1 - R_2$ 为外廓尺寸余度

1—高空活门;2—主燃油泵调节器;3—漏油箱、漏油收集器;
4—加力燃油泵调节器;5—滑油泵组;6—滑油箱最低油面

7.2 发动机管路敷设

发动机管路系统涉及的技术较多,关于导管设计、支架、卡箍设计,见第7.4节;有关导管安装、校形的技术要求,见《航空发动机设计手册》第2册第10章。本节仅列出管路敷设中一些技术要求。

7.2.1 管路敷设应满足系统介质输导要求

- a. 管路必须保证各系统在各种飞行状态和气候条件下,介质输导可靠,必要时采用安全活门和备用旁路;
- b. 管路敷设应考虑向同组喷嘴、同组作动筒供油压力损失接近;
- c. 通气管路应保证各滑油腔压力均衡;
- d. 靠重力漏油的漏油管,应保证管内不积油;
- e. 用起动点火器的发动机、起动油管和点火器,不应积油结焦;
- f. 发动机控制器的空气管,应传递压力信号准确,并防止积水结冰;
- g. 向防冰、冷却、封严装置的供气管,应引气合理、总管向支管分气量符合要求,根据需要可设置节流嘴、控制阀、放气嘴等;
- h. 液体管路系统、应设置放气活门,防止管路产生气塞;
- i. 发动机的燃油总管,向发动机内部输油圈供油,其接口应选在下部,以便自动放油活门打开时,靠发动机流道余压和输油圈内燃油自重合力放油。

7.2.2 管路敷设的可靠性要求

a. 管路支承固定,不论采用刚性支承、弹性支承、滑动支承、辅助支承,应牢固可靠,不能产生附加振动应力。

b. 管路应防止共振,管路的自振频率按下式调整:

$$f_n \geq 1.25f_u \text{ 或 } f_n \leq 0.8f_d$$

式中: f_n ——导管自振频率(Hz);

f_u ——发动机转子最大转速频率(高压)(Hz);

f_d ——发动机转子慢车转速频率(低压)(Hz)。

发动机导管频率既可在发动机试车中测量,也可在样机上测量,还可以计算,其计算公式如下(考虑介质质量,但不考虑介质流速和压力影响)

$$f_n = \frac{\pi}{2L^2} \sqrt{\frac{EJg}{G}}$$

式中: L ——支点间距离(cm);

E ——管材弹性模量(GPa);

J ——导管截面惯性矩(cm²);

g ——重力加速度(cm/s²);

G ——导管含流体的重量(kg)。

c. 导管焊缝疲劳强度储备系数应保证 $K_v = \frac{\sigma_a}{\sigma_v} \geq 3$ 。

式中: σ_a ——为用标准试件得出并换算到工作温度导管焊缝处疲劳极限(MPa);

σ_v ——在发动机工作状态下,测得导管最大交变应力(MPa)。

d. 导管的支承固定,应防止导管发生较大的扭曲变形。

e. 导管之间或与其他机件之间的最小间隙,一般不小于3mm,在刚性固定处不小于1mm。

f. 导管与连杆、摇臂、钢索等活动件,不应发生干涉。

g. 管路系统应采用补偿结构,以补偿热变形和安装误差。直径较大的油管用插入式接头,直径较大的空气管,用金属波纹管,直径较小的导管,采用弯曲的管形,有时还配上滑动支架;不能把工作温度差异较大的导管固定一起,防止引起附加热应力。

h. 在直径不同的两根导管上,安装悬挂式卡箍,粗导管的支承刚性一定要大于细导管支承刚性。

i. 经过高温区管路应考虑防火、隔热技术要求,应选用高温条件下封严好的管接头。隔热办法常采用在导管外面缠绕石棉绳和玻璃丝带,并喷涂高温铝粉漆。

7.2.3 管路敷设工艺性和维修性要求

a. 管材、管径、导管弯曲半径的选择,选用导管配件、连接件、固定支承件等,应尽量选用标准件并减少品种、规格,以利于制造安装。

b. 配置在管路的各种检测点,放气嘴、调整阀等,应考虑在飞机维护窗口附近,可视、可达,防止盲装。

c. 发动机上平行一束的导管,其导管接头应彼此错开;管路分段接头,应位于单元体分界面附近;电缆导线应布置在油管的上方。

- d. 彼此靠近,管径相同的接头,或相同规格电气插头,应采用防差错设计。
- e. 导管在卡箍固定处要作标记,导管的标号应永久保存,清晰可见,无遮挡。
- f. 发动机外部设计,要使发动机外形美观,除附件合理布局外,导管和导线应成束沿机匣安装边,或与纵轴线平行敷设,应防止粗大导管相互交叉,卡箍在导管上布置距离,按经验数据为 $L = (30 \sim 40)D$, D 为导管外径, L 最终按 f_u 需要调整。

7.2.4 计算机布管

用计算机布管取代用样机布管,可节省人力、物力和时间。

(1) 在计算机上敷管作法,即在计算机上画出发动机及其附件的真实三维几何电子模型,用人机交互方式敷管,排管获得的数据库可供数控弯管机用。

(2) 计算机上自动优化敷管,即在计算机上建立发动机几何模型,把敷管优化算法进行编程来确定搜索优化路径,以实现自动化敷管。

(3) 管路敷设专家系统,就是把敷管专家们的经验系统化,层次化,概括成一条条规则,按逻辑关系在计算机上建成具有智能化的敷管专家系统,实现在计算机模型样机上自动敷管。

7.3 发动机全尺寸模型的设计

7.3.1 样机的作用

(1) 样机是用来体现发动机外形的全尺寸实体模型。

(2) 利用样机可以发现在一般情况下用审查图纸预见不到的各种问题,可以解决包括操作适应性,可达性,使用可靠性以及维修性在内的外部结构中许多细节问题,从而保证发动机与飞机相容性要求。

7.3.1.1 协调样机

协调样机是在飞机上安装协调用的样机,在协调过程中,飞机和发动机都必须进行多次修改,以便解决如下问题:

- (1) 发动机与飞机发动机舱的相容性以及发动机在安装过程中的可行性。
- (2) 外部附件的安装形式及外形尺寸的协调。
- (3) 发动机调整部位及测试部位可达性协调。
- (4) 维修部位可达性的初步评审。

7.3.1.2 工艺样机

(1) 工艺样机是以发动机全尺寸模型为基础,并与飞机进行试装配,在调整、维护和检查可达性反复协调的基础上,进一步研究可靠性、工艺性,通过最终评审研制的样机。

(2) 研制工艺样机的前提是飞机和发动机的主要结构技术状态已经冻结。

(3) 工艺样机表征发动机外部所有构件,包括管路和电缆的走向,支架和卡箍的确切位置。

(4) 工艺样机的主要任务是产生用以指导批生产的导管标准件,以保证批生产导管的互换性。

(5) 工艺样机各个组成部分都必须具有与真实发动机相同的准确度,外部附件采用真实的壳体或真实件。

(6) 工艺样机应以整台发动机的标准样机保存下来,用以指导批生产发动机的外部装配。

7.3.2 样机的设计与制造

7.3.2.1 设计规范

样机设计依据要齐全,要协调一致。样机在强度、刚度、精度等各方面必须满足协调安装需要:如装箱、运输与飞机试装、维修操作演示等。

(1) 主体部分设计

① 按真实发动机分工界面,完成样机各段机匣设计。

② 各段机匣内流道结构特性不要求,外部要求与真实发动机一致,如机匣外缘尺寸、形状、安装边上螺栓孔、安装座等,机匣的连接螺栓、螺母也与真实的一致。

③ 安装在发动机上飞机传动附件其准确模型如不能提供,允许以留隙包络体代替。

(2) 附件布置设计(主要为非传动附件)

① 应有附件的图纸、说明书及实体模型(安装在样机上传动附件、非传动附件均按协议由各承制厂提供)。

② 附件安装要求:

- a. 附件操纵联动方案;
- b. 附件的工作环境条件;
- c. 附件装拆调整维修方案;
- d. 附件在发动机上外廓尺寸控制。

③ 附件布置方案的评审与批准。

④ 附件支架设计及附件外形协调,要考虑以下问题(复杂支架要绘制打样图):

- a. 附件支承固定方式;
- b. 与周围机匣、附件的间隙;
- c. 到发动机控制轮廓尺寸的余度;
- d. 附件的导管连接及走向;
- e. 支架的支承刚度和强度;
- f. 附件外形确定后,要签订技术协议书。

(3) 外部管路设计

① 管路系统图设计(平面展开图),包括如下内容:

- a. 示出附件在发动机上相对位置及接头的方位;
- b. 导管的起止点、走向,分段,接头形式,封严件,管径,管路上测试点分布;
- c. 按燃油、滑油、液压油、空气等将导管分类编号;
- d. 导管的支承固定;
- e. 管路安装件设计。

② 导管零组件设计,内容如下(组件图允许用简图表示):

- a. 管材:规格、长度、材料;
- b. 配件:接头、接嘴,外加螺母等(以代号表示);
- c. 焊接种类;
- d. 技术条件:专用技术条件、检验级别、标准样件、着色检查、密封性打压检查等。

7.3.2.2 样机的制造

样机可以用金属,木材或塑料等材料制造,但样机上各机械接口必须用金属材料制造。制造的样机应表示出真实发动机的全部外部形状,应包括装到发动机上的飞机附件的真实全尺寸模型或其留隙包络体。

样机各部分应表示清楚:

- (1) 发动机与飞机各接口处。
- (2) 必须严格控制的外廓尺寸处。
- (3) 发动机操纵系统,外部全部管线,附件及配件,并表示各机件间的间隙和衔接情况。
- (4) 需要测试,检查,调整,清洗,装拆和更换等维修部位。

7.3.2.3 样机的检验

样机的检验按国军标 GJB2184—94《航空发动机全尺寸模型的构造和检验》进行检验。

7.3.3 样机与飞机的安装匹配

7.3.3.1 安装与接口匹配

(1) 将样机装到飞机的发动机舱里,检查发动机与飞机各个接口的连接情况,并检查各个需要维修部位的可达性。

(2) 对试装中暴露出的问题,凡属发动机方面的应限期修改完并贯彻到样机上。

(3) 修改后的样机应再在发动机舱里安装,再次检查与飞机各接口连接情况及需要维修部位的可达性,直到全部接口都能顺利安装,各个维修部位都是可达的。

7.3.3.2 维修性检查

从飞机各维护窗口检查各附件更换、检测、清洗、调整等可达性。

7.3.4 电缆的敷设

(1) 应尽量敷设在温度低,振动负荷小的区域,以免影响它们的工作性能。

(2) 尽量缩短导线长度,以减轻导线的重量及电压损失。

(3) 电缆通过高温区要有保护措施,防止电缆外面缠绕的材料软化。

(4) 电缆应布置于油管的上方。

(5) 在电缆和卡箍之间要加聚四氟乙烯塑料套。

(6) 电缆插头要有防装错的措施。

7.3.5 发动机通电搭接性检验

7.3.5.1 通电搭接检验的目的

防止飞机系统各部分之间在飞行中产生不平衡电场,发生放电、干扰无线电装置工作和引起火灾,为此要求电气设备进行严格屏蔽,机件之间进行通电搭接。

对于新研制的发动机,通电搭接性能,应在金属工艺样机(或发动机)上,进行检测调整、直到技术措施确切,技术要求合格,则将其作为发动机技术状态一个组成部分。

7.3.5.2 通电搭接和屏蔽的技术要求

- a. 面积超过 0.2m^2 或长度大于 500mm 的金属机件,要进行通电搭接检查;
- b. 发动机点火系统应用金属软管完全屏蔽,其屏蔽套应完全搭接;
- c. 导管搭接检测点间隔不大于 500mm ,其他不大于 250mm ;

- d. 点火屏蔽装置搭接的电阻值,不应超过 $100\mu\Omega$;其他各附件不超过 $600\mu\Omega$;
- e. 搭接要求如不合格,可用搭接线和紧固螺钉搭接,带有聚四氟乙烯套管的卡箍上可加装黄铜片,紧固件与搭接待接触处应清洁并保证金属接触紧密贴合,搭接性处理中被清理表面,未被搭接待覆盖的部分,应涂上清漆或磁漆;
- f. 下列情况可不作搭接检查:用焊接(钎焊)法连接的两零件;用铆接法连接的两光洁零件;用螺栓连接(加工表面)两零件。

7.4 管路设计

7.4.1 设计

7.4.1.1 管路介质流速的选择

选择液流速度的目的是为了确定导管的通畅,公式如下

$$d = 4.6 \sqrt{\frac{Q}{V}}$$

式中: d ——导管内径(mm);

Q ——流量(L/min);

V ——液流速度(m/s)。

在系统设计时,为了得到必要的末端压力,必须考虑供油能力和流道损失,常用按管路压力或管路的功用选择液流速度,见表7-1。

表7-1 按管路压力选择的最大液流速度

工作压力(MPa)	0.3	0.5	1.0	2.5	5.0	10.0	15.0	20.0
液流速度(m/s)	0.8	1.0	1.3	2.0	3.0	4.4	5.4	6.0

按管路功用选择液流速度如下:

供油管路取 $V \leq 5\text{m/s}$;

回油管路取 $V \leq 3\text{m/s}$;

吸油管路取 $V = 1 \sim 2\text{m/s}$ 。

以上指润滑油系统供油,作动筒供油,控制系统供油;而向发动机燃烧室、加力燃烧室供油可选 $10 \sim 20\text{m/s}$ 。

上面是导管初步设计阶段,选择流速,考虑损失的作法。管路的流阻计算应在发动机全尺寸模型产生后进行。因为那时管路长度、导管的形状,管路的连接情况已经确定,计算的边界条件已清楚,根据实际需要,按流体力学手册提供的有关公式和图表,进行流阻计算。

7.4.1.2 导管弯曲半径的确定原则

合理确定导管弯曲半径可以大量节省工时和工装,如果在一根导管上有几处弯曲,其弯曲半径应尽量一致,相同外径的导管,其弯曲半径也应尽量一致,外形为环形的导管,可用若干段小弯曲半径和若干段小直线段构成的近似管形来代替,如图7-3。为了提高导管强度,尽可能不采用最小弯曲半径,如果导管需要急转弯,则用弯管头实现急转弯。导管的弯曲半径见图7-4,按下面公式规格化:

$$R = 0.5ID$$

式中: R ——弯曲半径(mm);

l ——大于4的整数;

D ——导管外径(mm)。

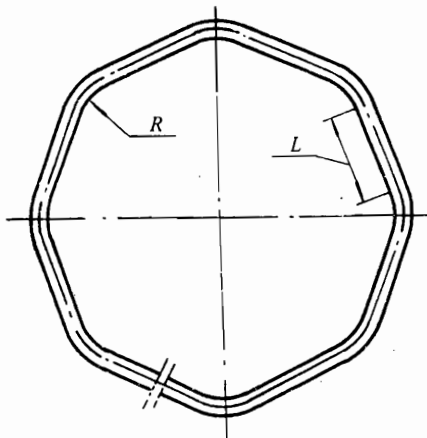


图 7-3 用小圆弧和直线段构成的大环管

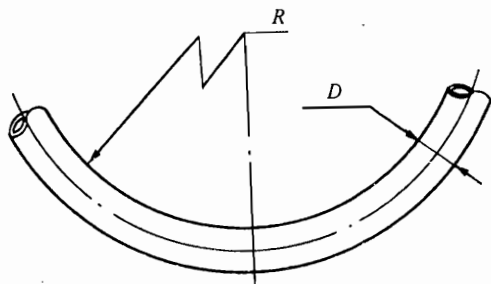


图 7-4 导管弯曲半径

钢和铝合金导管最小弯曲半径按表 7-2。

表 7-2 导管最小弯曲半径 HB4-55

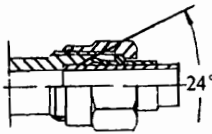
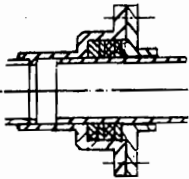
(mm)

导管外径	最小弯曲半径
6~20	$2D$
>20~82	$3D$

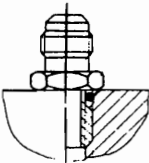
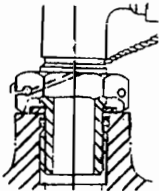
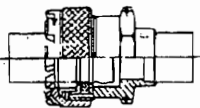
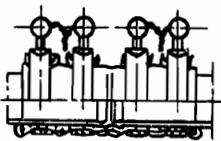
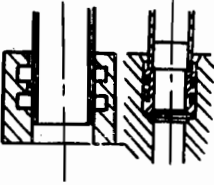
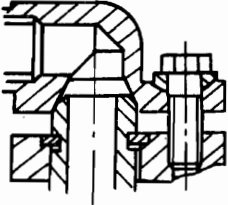
7.4.1.3 导管接头选型

发动机上常见管路的连接形式及选用原则见表 7-3。

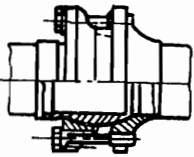
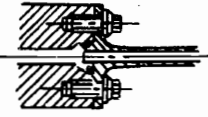
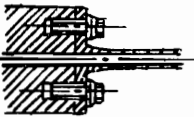
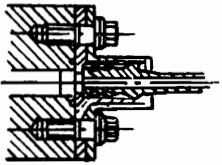
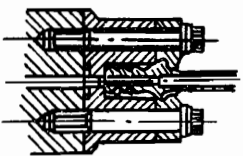
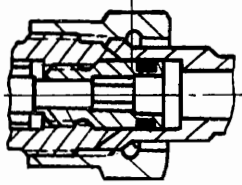
表 7-3 导管的各种连接形式

类型及标准	简 图	结构形式	特点及应用
无扩口型管路连接件 HB5663~5794		一端为 24° 内锥面接 头,对接端有表面硬化的 管套和外套螺母及无扩 口导管。拧紧外套螺母 管套咬入导管,实现封严 固定	结构简单,工艺性好, 适用于高压系统管内径 小于 22mm 系统中,抗振 性好,不用打保险;缺点, 安装时拧紧力矩要控制 严格
插入式管路连接件		导管用钎焊组合,一端 为套管,对接端有法兰盘 和盖板,在法兰盘内有双 胶圈和双垫圈	特点与上面的形式基 本相同,不同的是上面胶 圈的压紧力可调,此种压 紧力是固定的。并且径 向尺寸较大

续表 7-3

类型及标准	简 图	结构形式	特点及应用
拧入式直通接头 HB4—8~9 HB4—59		接头直接拧入壳体内有胶圈封严,图示为外锥74°接头。外面的接头可以用其他各种形式	结构简单,工艺性好,用于在铸造附件壳体上加装直通接头
拧入式弯管接头 HB4—1		比直通式多一道封严垫圈和压紧螺母,它的弯管头选定方向后用压紧螺母固定住	结构简单,可以任意选择弯管接头的方向。缺点:比套环式接头占有较大空间
半柔性管路连接件 HB4—118		一端结构和柔性管路连接件相同,另一端相当于外套筒与导管焊接在一起即称半柔性	结构比柔性连接简单,调节量比柔性连接范围小。其他工作条件相同
卡箍和胶套管的柔性管路连接件 HB4—85~88		用两件或4件卡箍和一段胶管连接两个端头滚波的导管	该连接可用于油和低温空气系统,工作压力为0.15~1.5MPa,2个卡箍的D=27~75mm,4个卡箍的D=6~75mm,该结构有良好综合补偿性;缺点,易老化
直插式导管连接		(1)胶圈在安装座内,导管端头有收口; (2)胶圈在导管端头上,安装座为光孔,孔端面有导角,以上插入到位即压紧胶圈	结构简单,工艺性良好。 (1)更换胶圈应可达; (2)更换胶圈方便,但安装时应防止胶圈划伤
组合型管路连接件 (法兰盘与球面)		靠球形面与内锥面封严,上下法兰用螺钉连接。下法兰由卡环固定在球头上。螺钉头下面有球形件	结构复杂,重量大,安装要求严格。用于加力扩散器上的加力燃油管连接,其安装盘可防止漏出的燃气烧伤飞机内蒙皮

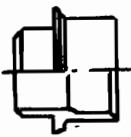
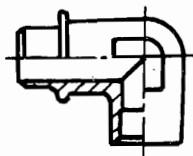
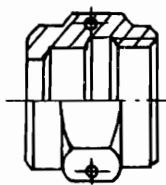
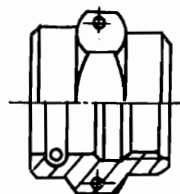
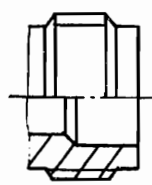
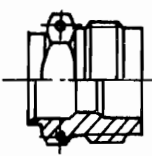
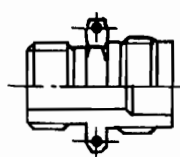
续表 7-3

类型及标准	简 图	结构形式	特点及应用
组合型管路连接件 (法兰盘与球面)		球面两边有锥面法兰盘,用3个螺钉拉紧,螺钉头下面有球形垫圈	结构简单,封严可靠,在对接的两根导管有夹角时也可连接封严
导管上的法兰盘直接固定在壳体上		用2~4个螺钉直接将导管的法兰盘固定在壳体上,壳体上有螺孔如果壳体为铝合金时需加钢丝套	结构简单、重量轻、用胶圈封严,工艺性好,是一种刚性连接
导管上的法兰盘直接固定在壳体上		基本结构与上面相同,它用垫片封严,如用于高温空气可用金属波纹垫封严	结合面要求精度高,结构上要求刚性好,它既可用于油路也可用于空气管路
双法兰盘构成浮动连接		用第一个法兰盘形成导管的安装座,第二个法兰盘,防止导管脱出,导管在安装座用两胶圈浮动连接,法兰盘与壳体间有胶圈封严	结构较复杂,但重量轻,是柔性连接,工作压力不大于2.6MPa
双法兰盘构成浮动连接		用长螺钉串装两层法兰盘,第一层法兰盘构成导管的安装座,第二层法兰盘防止导管脱出,法兰盘与壳体有胶圈封严	该结构重量大,刚性好,工作压力可达15MPa
具有内外两层封严的防火接头		此结构具有内外两层封严,外面有锥面封严,里面有O形封严圈封严	接头封严性能高,结构较复杂,可用于防火,此外防火接头还可采用双层管和具有屏蔽层结构

其他导管连接形式见《航空发动机设计手册》第2册第10章。

目前管路连接件已制订标准,常用的有柱面形的、球面形的、扩口形的,见表7-4~表7-6。连接件细节问题,常用的编在《航空发动机设计手册》第2册第10章。

表 7-4 柱面形管路连接件

名 称	简 图	代 号	材 料
柱面接嘴		HB5553—83	25
		HB5554—83	1Cr18Ni9Ti
柱面弯管接嘴		HB5555—83	25
		HB5556—83	1Cr18Ni9Ti
外套螺母		HB5557—83	45
		HB5558—83	2Cr13
		HB5559—83	1Cr11Ni2W2MoV
环槽外套螺母		HB5560—83	45
		HB5561—83	2Cr13
		HB5562—83	1Cr11Ni2W2MoV
管接头的螺纹部分		HB5563—83	
直通管接头		HB5564—83	25
		HB5565—83	1Cr18Ni9Ti
拧入式直通管接头		HB5566—83	45
		HB5567—83	38CrA
		HB5568—83	1Cr18Ni9Ti

续表 7-4

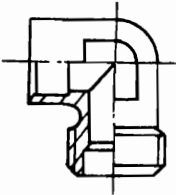
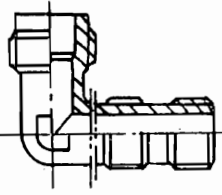
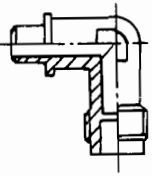
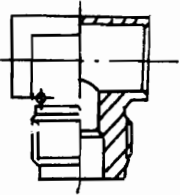
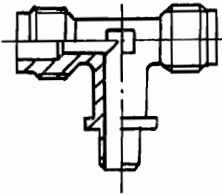
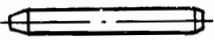
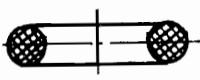
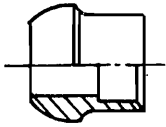
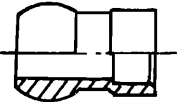
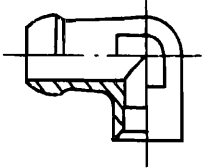
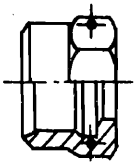
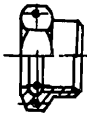
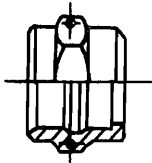
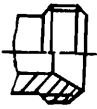
名 称	简 图	代 号	材 料
弯管接头		HB5569—83	25
		HB5570—83	1Cr18Ni9Ti
拧入式弯管接头		HB5571—83	45
		HB5572—83	38CrA
		HB5573—83	1Cr18Ni9Ti
柱面弯管接头		HB5574—83	45
		HB5575—83	38CrA
		HB5576—83	1Cr18Ni9Ti
三通管接头		HB5577—83	25
		HB5578—83	1Cr18Ni9Ti
柱面三通管接头		HB5579—83	45
		HB5580—83	38CrA
		HB5581—83	1Cr18Ni9Ti
柱面形止动销		HB5582—83	Zg
		HB5583—83	1Cr18Ni9Ti
橡胶密封圈		HB5584—83	5080
		HB5585—83	7270

表 7-5 球面形管路连接件

名 称	简 图	代 号	材 料
球面接嘴		HB5536—83	1Cr18Ni9Ti
全球面接嘴		HB5537—83	1Cr18Ni9Ti
球面弯管接嘴		HB5538—83	1Cr18Ni9Ti
外套螺母		HB5539—83	Cr17Ni2
		HB5540—83	1Cr11Ni2MoV
		HB5541—83	GH132
环槽外套螺母		HB5542—83	Cr17Ni2
		HB5543—83	1Cr11Ni2W2MoV
		HB5544—83	GH132
全球形外套螺母		HB5545—83	GH132
60°锥面管接头的 螺纹部分		HB5546—83	

续表 7-5

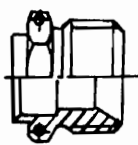
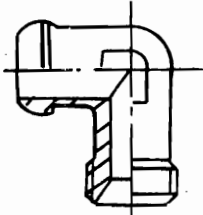
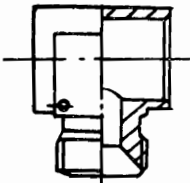
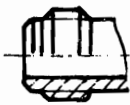
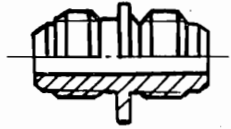
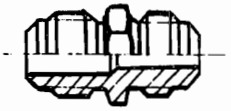
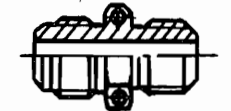
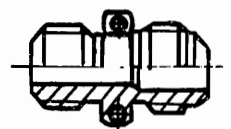
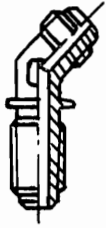
名 称	简 图	代 号	材 料
60°锥面直通管接头		HB5547—83	1Cr18Ni9Ti
球面弯管接头		HB5548—83	1Cr18Ni9Ti
60°锥面三通管接头		HB5549—83	1Cr18Ni9Ti
锥 体		HB5550—83	1Cr11Ni2W2MoV
球面形止动销		HB5551—83	1Cr18Ni9Ti

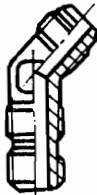
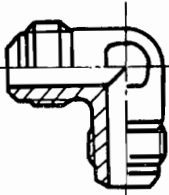
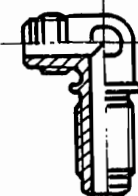
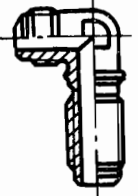
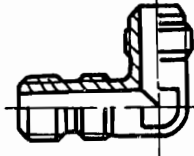
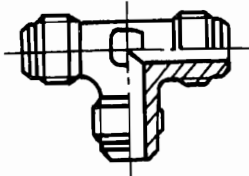
表 7-6 扩口形管路连接件

名 称	简 图	代 号	材 料
导管假定直径		HB4—2—83	
管接头的 螺纹部分		HB4—3—83	
直通管接头		HB4—4—83	

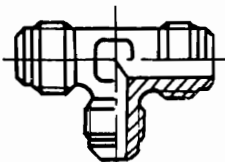
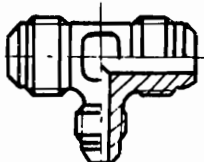
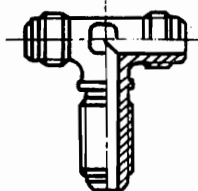
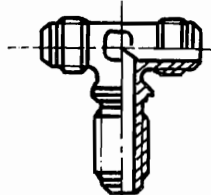
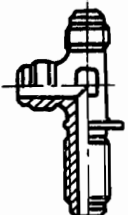
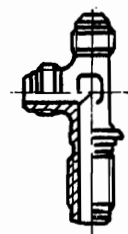
续表 7-6

名 称	简 图	代 号	材 料
A 型直通 管 接 头		HB4-5-83	LY12-CZ 45 1Cr18Ni9Ti
带凸缘 直通管接头		HB4-6-83	
变径直通 管 接 头		HB4-7-83	
拧入式直 通管接头		HB4-8-83	
拧入式变径 直通管接头		HB4-9-83	
B 型弯管 接 头		HB4-10-83	LD5 45 1Cr18Ni9Ti
C 型弯管 接 头		HB4-11-83	

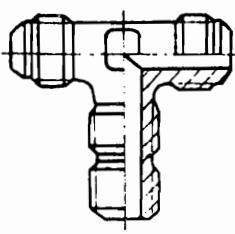
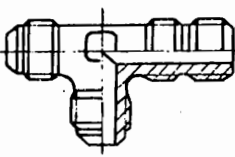
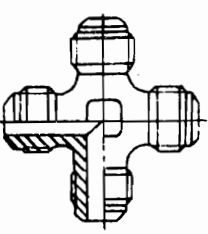
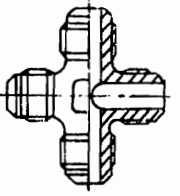
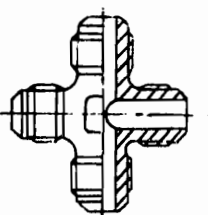
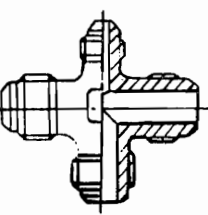
续表 7-6

名 称	简 图	代 号	材 料
拧入式 弯管接头		HB4—12—83	LD5 45 1Cr18Ni9Ti
直角管接头		HB4—13—83	
B型直角 管接头		HB4—14—83	
A型直角 管接头		HB4—15—83	
拧入式直 角管接头		HB4—16—83	
三通管接头		HB4—17—83	

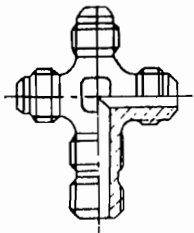
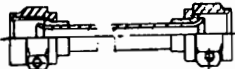
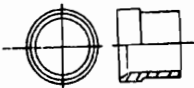
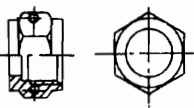
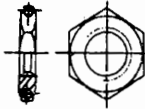
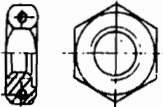
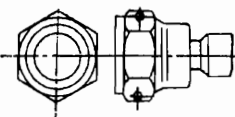
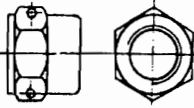
续表 7-6

名 称	简 图	代 号	材 料
D 型三通 管 接 头		HB4—18—83	LD5 45 1Cr18Ni9Ti
E 型三通 管 接 头		HB4—19—83	
B 型三通 管 接 头		HB4—20—83	
A 型三通 管 接 头		HB4—21—83	
不对称 B 型 三通管接头		HB4—22—83	
不对称 A 型 三通管接头		HB4—23—83	

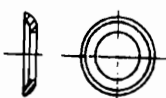
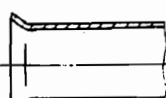
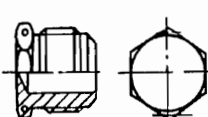
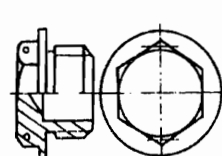
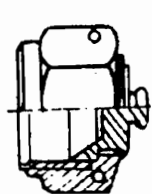
续表 7-6

名 称	简 图	代 号	材 料
拧入式三通管接头		HB4—24—83	LD5 45 1Cr18Ni9Ti
不对称拧入式三通管接头		HB4—25—83	
四通管接头		HB4—26—83	
D型四通管接头		HB4—27—83	
E型四通管接头		HB4—28—83	
F型四通管接头		HB4—29—83	

续表 7-6

名 称	简 图	代 号	材 料
拧入式四通管接头		HB4—30—83	LD5 45 1Cr18Ni9Ti
组合导管		HB4—31—83 ~ HB4—43—83	
平管嘴		HB4—44—83	30CrMnSiA 45 Cr17Ni2
外套螺母		HB4—45—83	LY12—CZ 45 Cr17Ni2
锁紧螺母		HB4—46—83P	LY12—CZ 45 Cr17Ni2
压紧螺母		HB4—47—83	LY12—CZ 45
收紧螺母组合		HB4—48—83	
收紧螺母		HB4—49—83	30CrMnSiA

续表 7-6

名 称	简 图	代 号	材 料
压紧垫圈		HB4—50—83P	LY12—CZ
塑料垫圈		HB4—51—83	SFB—3
导管扩口		HB4—52—83	
堵 塞		HB4—66—83	LY12—CZ 45
塞 子		HB4—67—83	LY12—CZ 45
六角头螺塞		HB4—68—83	LY12—CZ 45
管接头的堵盖		HB4—69—83	

在表 7-3 及《航空发动机设计手册》第 2 册第 10 章介绍的二十多种管路连接形式中,有

五种为常用型,即柱面形管路连接件、球面形管路连接件、扩口形管路连接件、法兰盘形管路连接件、插入式形管路连接件。以上五种恰当选用,基本上可以满足发动机的各系统管路的工作压力、工作温度及结构补偿要求。其余的管路连接形式是在特定的情况下采用的。如套环形管路连接件是在空间很小的情况下采用的;用卡箍和胶套管的柔性管路连接件,在研制初期的发动机上大量采用,而发动机定型时则取消该种连接形式。

7.4.2 航空发动机用的导管

航空发动机用的导管要求重量轻、强度高、可靠性好,它采用高精度无缝钢管,其材料为20A和1Cr18Ni9Ti的。后者比前者强度高、塑性好、焊接工艺性好,而且可以省去防腐蚀工艺,而被广泛采用,现在新设计的发动机基本不采用20A无缝钢管。此外钛合金导管优点也很突出,随着航空标准的制订,钛合金导管也将被广泛采用。

7.4.2.1 金属软管

金属软管有两种类型,一种是用不锈钢带压制成型钎焊的;另一种是由不锈钢管液压成型的,发动机的管路设计很少采用,有的发动机为了补偿需要,仅在空气导管和漏油导管上采用一段。有的与刚性管焊接为一体,有的单独一体,用快卸卡箍与刚性导管连接。金属波纹管的外面有金属丝编织的保护套,结构如图7-5所示。

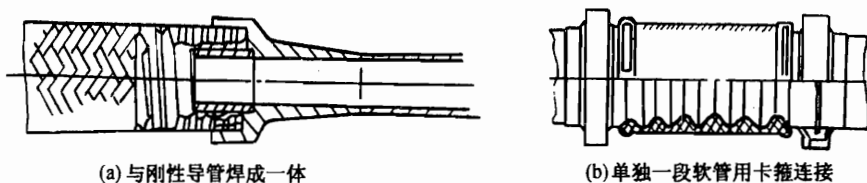


图7-5 金属波纹管

7.4.2.2 具有内外层的组合式导管

在民航的发动机上,安全防火非常重要,有的供油导管采用双层结构,如果内层导管发生渗漏,其外层导管有三通接头,将漏油引向漏油收集器并排出机外,从而防止火灾发生。双层管的结构如图7-6所示。

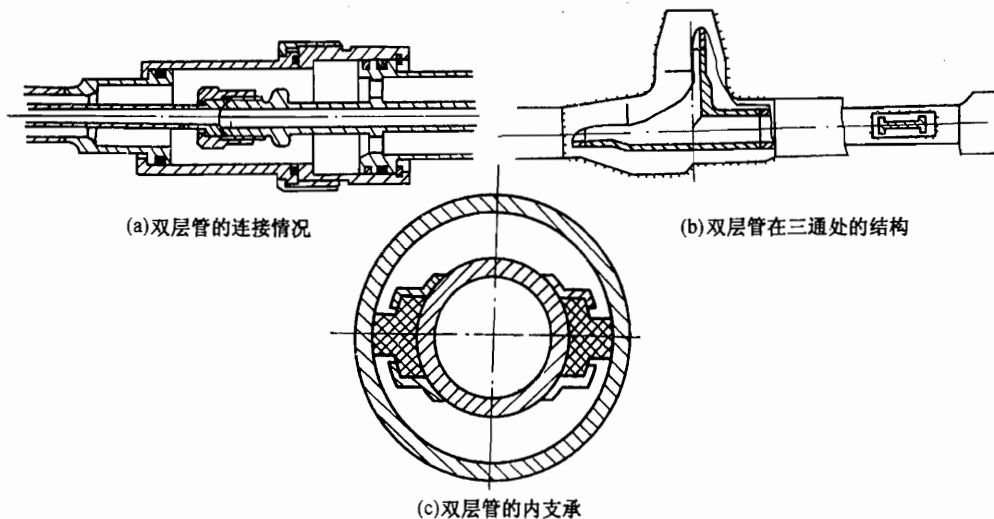


图7-6 双层管结构细节

双层管组件的内支承,细管采用两足式,粗管采用三足式。其中两足式两相邻内支承可采用交错布局,也可以采用一致布局,内支承的数目和分布方案,由管形确定。

7.4.2.3 其他软管

在早期发动机上曾采用夹钢丝编织层或夹棉线编织层的耐油橡胶软管,或塑料管,它们的优点是柔性好,便于敷设和连接;缺点是寿命短,易着火,故现代发动机不采用了。但在发动机研制初期的台架试验机上可以采用。具体结构性能见表7-7。

7.4.3 管路的支承固定件

虽然发动机导管支承固定形式多种多样,但是从支承固定性质分,主要可分为4种基本类型,即刚性支承固定、弹性支承固定、活动支承固定、辅助支承固定。4种支承固定类型见表7-8。

表7-7 橡胶(塑料)管的构造及性能

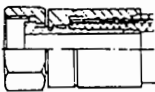
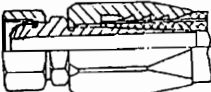
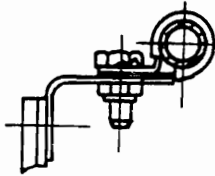
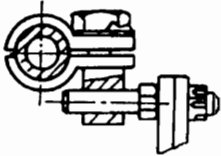
类型和标准	简 图	结构形式	特点及应用
扣压式管接头连接 (JB/ZQ4427 ~ 4428—86)		将套筒、接头和橡胶管或氟塑料管扣压成一体,靠扣压面的摩擦力保持端接头与软管的紧固结合	接头部分外形尺寸较小,安装也方便,但要增加收紧工序;胶管损伤后,接头外套不能重复使用;工作压力适应范围为4~32MPa,橡胶软管最大工作温度范围为-55~+200℃
可拆式管接头连接 (HB4—123 ~ 142—83)		利用端接头和套筒上的螺纹,装配时旋入压紧在橡胶管或氟塑料管的内径上,钳住管体上的钢丝编织层达到两者的紧密结合	接头部分外形尺寸较小,但对胶管尺寸精度要求较高,安装较困难;胶管损坏后,外套可重复使用;工作压力 $P < 32\text{MPa}$;工作温度同上;氟塑料管与橡胶软管相比,化学稳定性高,在脉动负荷下工作能力大,传递压力的损失较小

表7-8 导管的支承固定类型

类 型	简 图	结构原理	特点及应用
刚性支承固定		刚性卡箍将导管固定在刚性支架上实现刚性支承,导管与卡箍间垫有衬垫	导管与支承座无相对移动,用于导管要刚性固定处
弹性支承固定		用弹性板料卡箍并衬以聚四氟乙烯衬套,固定在弹性板料支架上	既对导管支承固定,又对导管振动起阻尼减振作用,导管与支承座柔性固定

续表 7-8

类 型	简 图	结构原理	特点及应用
活动支承固定		用能够相对滑动导销和套筒结构,将导管固定在机匣安装边或支座上。导销在套筒里有规定活动量	在两个方向上有支承固定作用,在第三个方向上导销在套筒里能够滑动,配合管形实现导管的热补偿
辅助支承固定		利用悬挂式卡箍将相邻细导管固定在粗管上,导管与卡箍间垫有衬垫	结构简单、经济,细管会有附加振动。 这种支承形式,必须防止细管的支承刚性大于粗管的支承刚性

7.4.3.1 各型支架的选择

发动机导管支架是按因地制宜原则设计的,没有标准化,它们大多固定在机匣的安装边上,或专门设计的机匣支座上。刚性支承固定选用原则是防止管路在发动机工作转速范围内产生共振,一般要保证导管的自振频率大于发动机转速频率 25%。弹性支承固定选用原则是,该管路的自振频率虽已落入发动机工作转速频率范围内,即存在有共振,但由于采用弹性支承阻尼减振,其导管的振动应力小于振动许用应力。活动支承固定选用原则是为了解决管路长、温差大的热补偿。辅助支承固定是最经济的,它只用悬挂式卡箍将细管固定在粗导管上。有时相同直径的导管用悬挂式卡箍固定在一起,在于提高导管束的刚性。将两根或三根导管固定在一起时,一定要防止其细管的支承刚性大于粗管,而出现反支承现象;其次是防止将热变形不一致较大的导管固定在一起,而引起较大的热应力。

图 7-7 是一种活动支承固定形式,它的结构比较完善,在主要方向上有较大补偿作用,在另外方向上有较小的补偿功能。

7.4.3.2 各型卡箍的选择

发动机管路用的卡箍和卡箍衬垫,由于其结构形式规范已标准化,《航空发动机设计手册》第 2 册第 10 章已编录。选用时,要根据管路和支架的具体情况,以及环境温度等来选择,环境温度超过 150℃ 不能用橡胶衬垫,环境温度超过 260℃ 不能用带聚四氟乙烯加强石棉衬垫或聚四氟乙烯塑料衬垫而采用紫铜或金属毡衬垫。不论选用何种材料,卡箍都要加衬垫,它不但有减振功能,还能防止卡伤导管。卡箍的选用也要注意环境温度,工作温度超过 300℃ 就不要选

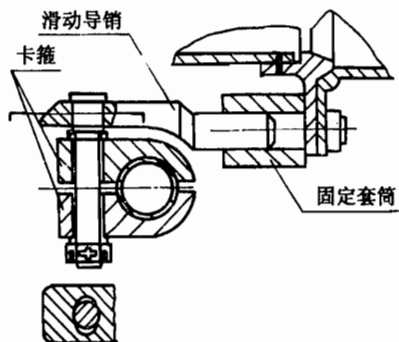


图 7-7 具有两个方向补偿功能的支架

用铝合金卡箍,而要采用钛合金或不锈钢材料的卡箍。

设计选择合适的卡箍和衬垫,可以降低系统造价,提高管路系统的可靠性。现分析一种国外发动机选用卡箍的设计合理性,供设计时借鉴。其结构如图7-8所示。

卡箍由2mm厚不锈钢板料压制成型的,上半卡箍有光孔,下半卡箍焊有螺套,用螺钉固定,如果卡箍用在支架处固定导管时,螺套则为光孔限位衬套,螺钉为能与支架连接的长螺钉。螺钉头处的锁片具有双燕尾,从两面与螺钉头锁紧。该卡箍的优点为:它能满足发动机上各处的工作要求,机件品种可简化,卡箍的重量轻、装配性好,由于内衬金属毡,与导管的搭铁性好,阻尼减振效果明显,是很有价值的结构形式。

图7-9介绍了几种外国发动机支架,卡箍设计方案及布局情况,供设计参考,其中全支承

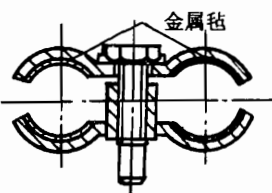


图7-8 内有金属毡的卡箍

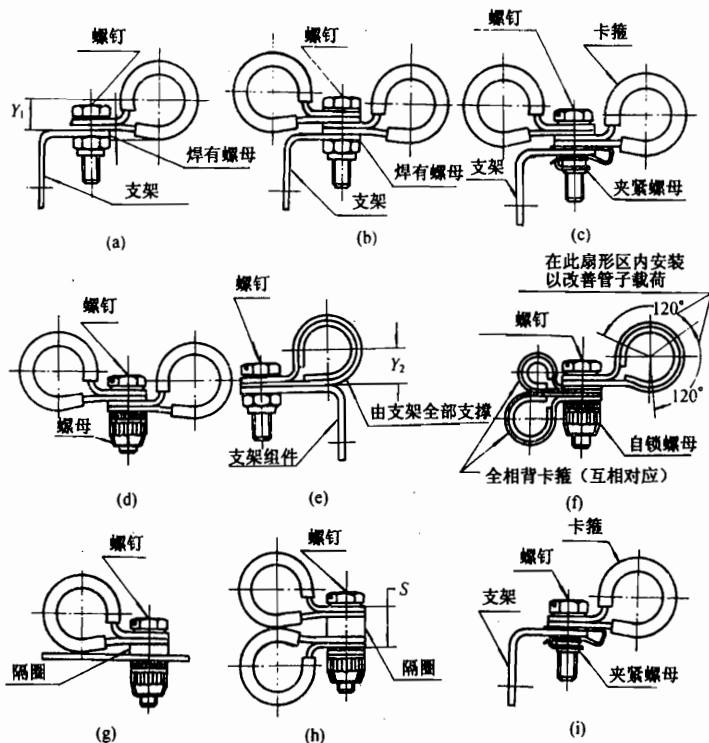
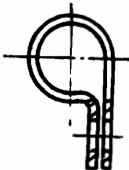
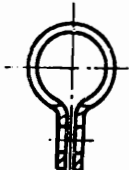
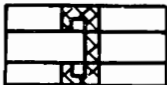
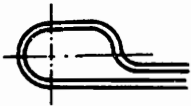
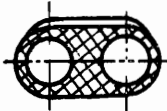


图7-9 几种外国发动机支架卡箍设计及布局

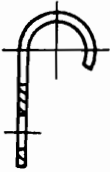
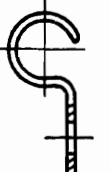
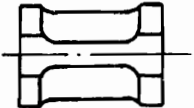
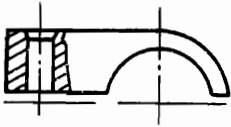
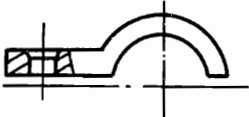
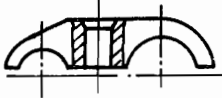
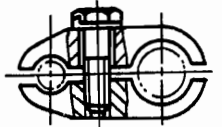
和全相背式布局方案具有摩擦阻尼减振作用,如图7-9(e)和(f)所示。图7-9(a)、(b)、(e)为支架上焊有螺母的;图中(d)、(f)、(g)、(h)为用自锁螺母固定的;图中(c)、(i)为用夹紧螺母固定的;图中(g)、(h)为用了定距隔圈的;图中(e)、(f)的卡箍衬垫为金属丝编织物;其余卡箍衬垫为带聚四氟乙烯的石棉板材料的。

卡箍和卡箍衬垫已标准化,具体尺寸编录在《航空发动机设计手册》第2册第10章,下表为标准目录。

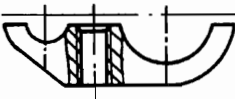
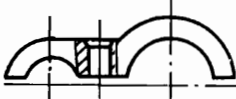
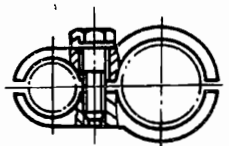
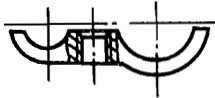
表 7-9 卡箍和卡箍衬垫的标准

标准号	名 称	简 图	材 料	页次
HB5586—80	偏置式 悬挂卡箍		20	5~8
HB5587—80			1Cr18Ni9Ti	
HB5588—80	对称式 卡 箍		20	7~8
HB5589—80			1Cr18Ni9Ti	
HB5590—80	卡 箍 带		5860 橡胶	9
HB5591—80			浸聚四氟乙烯树脂 石棉带	10
HB5592—80	箍 带		20	11~12
HB5593—80			38G	
HB5594—80			1Cr18Ni9Ti	
HB5595—80	双 管 垫		6144 硅橡胶	13~14
HB5596—80	弹性卡箍组合件			15

续表 7-9

标准号	名 称	简 图	材 料	页次
1HB5596—80	内弹性卡箍		T8A	16 ~ 17
2HB5596—80	外弹性卡箍		T8A	18 ~ 19
3HB5596—80	弹性卡箍衬套		6FBN—3 聚四氟乙烯	20 ~ 21
HB5597—80	固定式单管卡箍		LY11—CZ	22
HB5598—80			LY16—CS	
HB5599—80	轻便固定式单管卡箍		LY11—CZ	22
HB5600—80			LY16—CS	
HB5601—80	固定式双管卡箍		LY11—CZ	24 ~ 25
HB5602—80			LY16—CS	
HB5603—80	悬挂式双管卡箍组件			26 ~ 29
HB5604—80				

续表 7-9

标准号	名 称	简 图	材 料	页次
HB5603—80	悬挂式双管卡箍		LY11—CZ	30 ~ 31
1HB5604—80			LY16—CS	
HB5605—80	轻便固定式双管卡箍		LY11—CZ	32 ~ 34
HB5606—80			LY16—CS	
HB5607—80	轻便悬挂式 双管卡箍组件			35 ~ 38
HB5608—80				
1HB5607—80	轻便悬挂式 双管卡箍		LY11—CZ	39 ~ 41
1HB5608—80			LY16—CS	
HB5609—80	卡箍技术条件			42 ~ 45

注：页次为该标准号出版本上的页次。

7.4.4 导管设计的两种基本方法

7.4.4.1 标准样件法

在导管设计上采用标准样件,是一种常规方法。在导管的设计图上没有表示导管的几何形状,它的具体形状按导管的标准样件,在生产中按标准样件制造出标准型架是生产导管的主要手段。导管的型架可以保证管形的准确性,两端接头的准确性,中间三通接头的准确性及卡箍固定处的准确性。按标准件和型架生产一批导管在三至五台发动机上试装及在飞机上试用,均能满足技术要求,则导管样件及型架可以作为定型的根据。导管的型架就是一种专用夹具,有供导管检验用的夹具,有供导管组合件焊接的夹具,还有供细导管手工弯曲成形的夹具。

7.4.4.2 管形坐标法

导管图在直角坐标系中表示,它由视图、表格、数据组成。导管的接头绘制详细视图,管形以粗实线表示,选择接头中公差最小作为设计基准。导管接头的位置,卡箍固定点位置,管形严格控制点位置等,在管形表示线上要标注。以上各特征点在表格中给出直角坐标数据, x 、 y 、 z 值。在导管组合件图中,还要有表示导管在发动机上坐标数据的表格。

导管图上的各种表示形式,如坐标系的选取,视图上引注、技术条件的标注,表格的形式,设计图的布局等都有标准格式。

管形坐标法的设计图,很适合在数控弯管机床上进行导管的加工和检验。

7.4.5 导管的加工质量控制

发动机导管若在工作中失效,其后果是非常严重的,因此,对其加工质量十分重视。除设计图中有严格要求外,还有专用技术说明书提出各项检验技术要求,如加工中的弯曲半径公差、弯曲处的壁厚减薄量、波纹度、椭圆度;焊缝的检验要求和检验级别等,这些内容大部分编入《航空发动机设计手册》第2册第10章,这里重点放在未编入的部分上。

7.4.5.1 表面质量

导管的外表面不允许有划伤、锈蚀和其他机械损伤,当缺陷修理后不超过允许的壁厚减薄量时,允许打磨为圆滑转接,允许有符合于标准件的压坑、滚压和挤压痕迹。

导管的焊缝应圆滑转接,不允许有焊缝裂纹和焊接处主体材料裂纹、咬边、焊穿、焊瘤、弧坑等缺陷。严格控制表面疏松范围和表面气孔数。

7.4.5.2 椭圆度

导管在弯曲处将产生椭圆,椭圆度允许值的规定按表7-10。

表7-10 椭圆度允许值 (mm)

导管外径	≤10	>10~18	>18~24	>24~30	>30
椭圆度	1.0	1.5	2.0	3.0	3.5

7.4.5.3 流通截面

导管组件用通球法检查其流通截面,选择钢球直径按表7-11。

表7-11 根据导管内径选择钢球直径 (mm)

导管内径	钢球直径	导管内径	钢球直径
3	2	20	16.669
4	2.5	21	17.463
5	3	22	18.256
6	4	23	19.844
7	5	24	20.638
8	6	25	22.225
9	7	26	23.019
10	8	27	23.813
11	9	28	25
12	9.525	29	25.4
13	10.319	30	26.989
14	11.509	31,32,33	28.576
15	12.7	34	30.163
16	13	35	31.570
17	14	36	32
18	15.081	37	33.338
19	16	38	34.925

续表 7-11

导管内径	钢球直径	导管内径	钢球直径
39	35.719	46, 47, 48	42
40, 41	36.66	49	44.45
42, 43	38.1	> 49	管内径的 90%
44, 45	40		

7.4.5.4 接头的密封表面

发动机导管连接的密封分两种情况,一种是接头封严面直接接触,如球面形导管连接件,锥面形导管连接件等,另一种是连接件中间加封严垫或封严圈如柱面形连接件。前一种直接接触式,加工、装配都要求严格,如表面粗糙度精度,机件的同心度和垂直度,接触面用专用规着色检查,安装时外加螺母的拧紧力矩等都有要求。相比之下,对于以橡胶件封严的导管其各项要求均可略低些。对于用橡胶石棉板或软金属作封严件连接的法兰盘,必须具有较大结构刚性,防止长时间使用和多次装配中发生变形而产生渗漏。发动机导管接头设计,封严表面的形位公差要求是重点,最好选用标准结构形式和技术要求,这样作是最经济的,最可靠的设计方法。

7.4.5.5 焊接质量

发动机导管的焊缝是检验的重点。用4~10倍放大镜检查焊缝的外表面,用X光检查焊缝内部缺陷,如气孔、夹渣、缩孔、焊接深度等焊缝的允许缺陷(表面、内部)有专用冶金技术文件和X光标准底片规定。荧光检查和打压试验是检查焊缝的裂纹,打压试验是一种综合性检验,除能检查穿透性裂纹外,还能检查接头的密封件和导管加工壁厚减薄的严重程度,如发生偶然壁厚减薄严重,打压时会出现鼓包。组合导管试验压力一般取工作压力的1.5~2倍,如果导管的实际工作压力与允许最大工作压力接近就选用较小的试验压力,反之则选择较大的试验压力。导管最大允许工作压力是按常温下静强度3.75储备系数给出的,详见表7-12。

表 7-12 导管允许选用最大工作压力

假定直径(mm)	导管直径(mm)	各种导管允许工作压力(MPa)			
d_0	$D \sim d$	1Cr18Ni9Ti $\sigma_b = 560$	20A $\sigma_b = 400$	LF2-M $\sigma_b = 180$	T_3 $\sigma_b = 210$
2	3~2			18.0	
3	4~3		26.5		13.0
4	6~4 6~4.8	55.0 30.0	36.0	17.0	20.0
6	8~6	40.0	26.0	12.5	14.0
8	10~8 10~8.5	31.00 22.0	20.0	10.0	11.0

续表 7-12

假定直径(mm)	导管直径(mm)	各种导管允许工作压力(MPa)			
d_0	$D \sim d$	1Cr18Ni9Ti $\sigma_b = 560$	20A $\sigma_b = 400$	LF2—M $\sigma_b = 180$	T_3 $\sigma_b = 210$
10	12~10 12~10.2	25.5 22.0	16.5	8.0	9.0
12	14~12	22.0	14.0	6.5	8.0
13	15~13	20.0	13.0	6.0	7.0
14	16~14	17.0	12.0	5.5	6.5
16	18~16	15.0	10.5	5.0	6.0
18	20~18	13.5	9.5	4.5	5.0
20	22~20	12.0	8.5	4.0	
22	24~22	11.0	8.0	3.5	
25	27~25	10.0	7.0	3.0	
28	30~28	9.0	6.0	3.0	
30	33~30	12.0	9.0	4.0	
32	35~32	11.0	8.5	4.0	
35	38~35	10.5	8.0	3.5	

7.4.6 管路装配

7.4.6.1 装配前的准备

发动机导管安装前应详细检查,检查标号和标记是否符合设计图,包装是否有效,导管是否损伤,特别要检查接头的封严表面,检查组件上是否有终检标印。

导管安装前要用70号航空汽油加5%的HP—8滑油压力冲洗,直到检验出口的绢布上无任何杂质为止。

7.4.6.2 安装应力控制

导管如果制造误差较大,安装在发动机上就会留下较大的安装应力,发动机上安装的附件位置积累误差,也会影响到导管的安装,都对管路系统工作可靠性影响较大。导管在安装时校形就是为了控制导管的安装应力,导管在安装前允许偏差,导管校形的技术要求应在专用说明书中明确规定,已编入《航空发动机设计手册》第2册第10章。

7.4.6.3 导管接头的安装要求

导管接头处装配要达到封严可靠,接头对接自如,徒手拧进外套螺母不少于螺纹长度2/3,最终拧紧力矩用表格给定。导管接头特殊安装要求,应在导管安装的系统图中表示。

7.4.7 导管的特种试验

7.4.7.1 测振试验

新研制的发动机管路,要进行台架试车调试,在发动机工作状态转速,进行管路测振,一是检查导管的自振频率与发动机转速频率是否有共振,如有共振,要改进管路的支承固定,使导管的自振频率大于转速频率的25%。二是检查导管的振动应力,如果振动应力大于许用应

力,就要改进管路的支承固定、改进有关的附件支承固定,或者采用各种减振措施,使导管的振动应力降到许用应力水平。这样的测振工作首批发动机要在3~4装配台次上进行,以便求得稳定可靠的试验数据。

7.4.7.2 防火耐火试验

根据发动机通用规范的要求:“所有外部输送易燃液体的管路、接头和附件应是耐火的(1090℃,5min)。滑油系统和液压系统附件应是防火的(1090℃,15min)。在上述条件下,发动机在整个工作包线和环境条件的范围内,遇到最低流量、最高压力和最高温度同时作用下,管路及附件应能正常输油。”管路应按耐火和防火设计,并在专用试验器上,选择发动机上典型导管,作模拟考核试验,作为发动机定型的根据。如试验没有通过,则要重新设计,调整系统参数或采用隔热措施。

某些管路根据其结构特点及工作的特殊性和受力的特殊性,为了保证管路系统工作的可靠性,有时还要补充作些特殊试验,如射流试验、脉冲试验、疲劳试验等,这些试验的试验规程是按导管的工作条件制订的,需要时设计者可以自酌。因为它没有普遍性,故未编入手册。

第8章 发动机在飞机上的安装协调

8.1 安装方式

涡轮喷气和涡轮风扇发动机在飞机上的安装方式,有多种不同的形式。

- a. 装在机身内;
- b. 装在翼根内;
- c. 装在机翼的吊舱里;
- d. 装在机翼上面支架上;
- e. 装在机翼上面,将发动机短舱直接固定在机翼上;
- f. 装在机翼下面,将发动机短舱直接固定在机翼上;
- g. 装在翼尖处;
- h. 装在机身尾段。

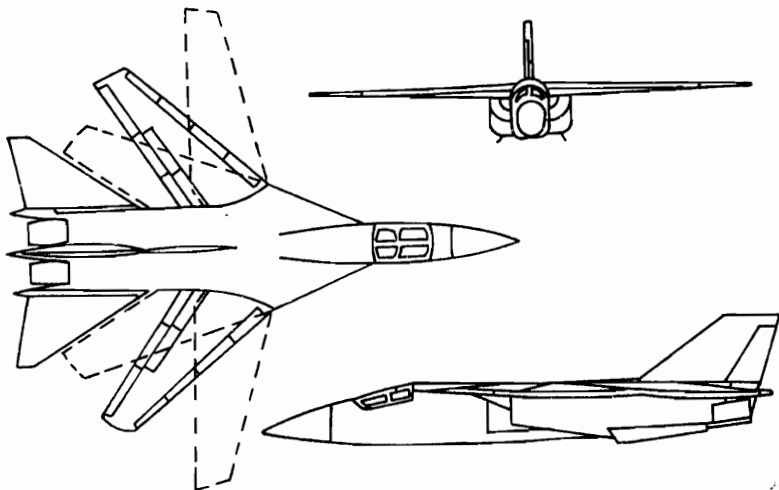
上述各种安装方式,在亚声速和超声速飞机、民用的或军用的飞机布局中都被采用过。

图8-1(a)(b)~图8-3示出了部分安装方式。

发动机在飞机上的安装方式,主要取决于飞机设计,它与飞机用途、飞机类型密切相关。它直接影响着飞机的整体布局、气动外形,特别是飞机的承力结构。而发动机能否承受飞机的安装载荷,又直接决定或影响着发动机安装节设计、发动机承力系统设计和发动机承力机匣的设计。因此,在发动机研制时,要及早开展发动机与飞机的安装协调工作,这是现代普遍强调的飞机/发动机结构一体化设计的重要组成部分。

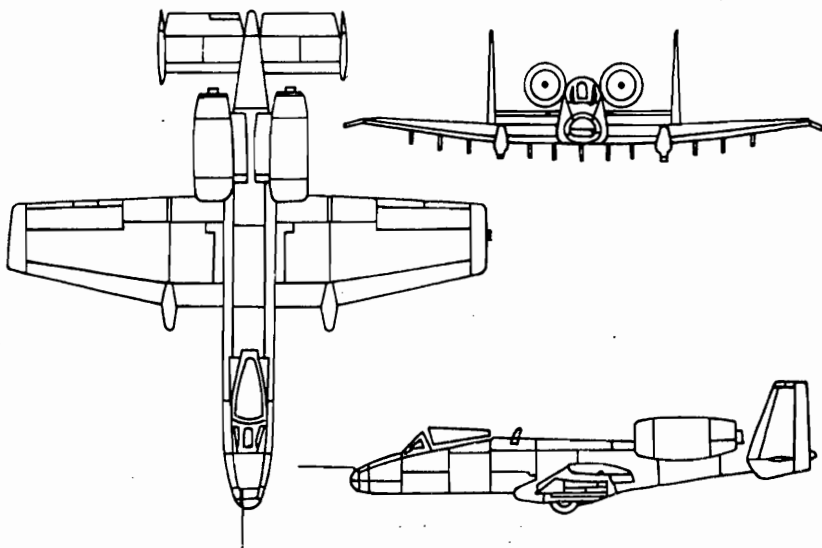
在飞机/发动机一体化设计中,发动机的安装应考虑以下基本要求:

- a. 保证飞机质量和气动阻力的增量最小;



通用动力公司 F-111A(美国)

图8-1(a) 发动机在飞机上的安装(1)



A-10A 攻击机(美国)

图 8-1(b) 发动机在飞机上的安装(1)

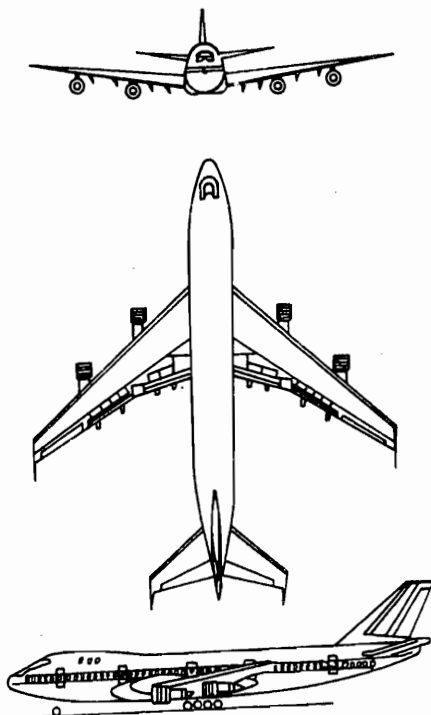
- b. 发动机的安装节应能承受飞机的安装载荷,有足够的刚度、强度裕度,可靠性要高;
- c. 发动机的安装系统应有良好的维修性,便于发动机的安装与拆卸,以减少发动机的更换时间;
- d. 发动机和机身之间应该有合理的间隙;
- e. 安装系统结构应简单,成本低;
- f. 易于限制和扑灭发动机的火灾。

选择好的安装系统,对发动机和飞机设计者而言,要相互理解对方的设计要求,设计难度,以便在设计时作出最佳的折衷。选好安装系统方案后,要详细检查每一个安装点,具体设计几种安装结构,并进行比较分析,获得最佳的结构、最小的结构质量,从而最终选定安装系统的方案。

为了使发动机设计者了解发动机在飞机上安装方式以及飞机设计时要考虑的相关问题,以下简单介绍在战斗机和民用飞机、运输机、轰炸机上发动机的安装方式及其优缺点。

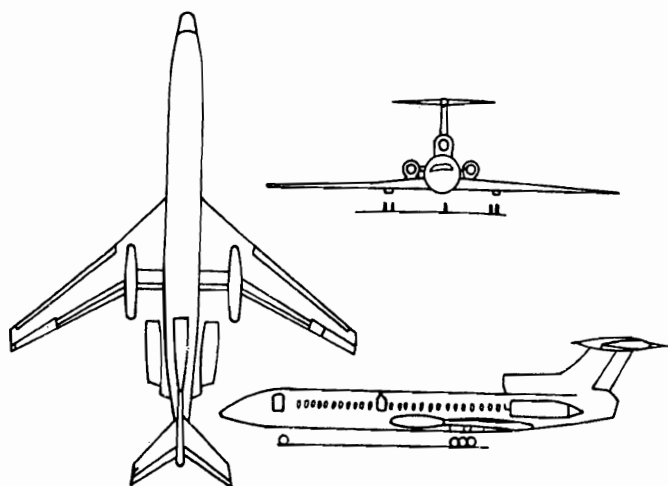
8.1.1 战斗机发动机的安装

几乎所有的现代战斗机都毫无例外地将发动机布置在机身内。因为,小展弦比的薄机翼,不可能把发动机装在机翼上或机翼内而不损害襟翼机

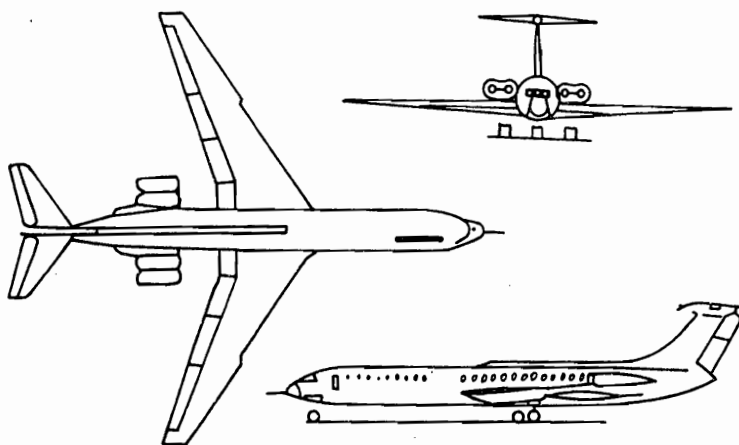


远程宽机身飞机波音 747(美国)

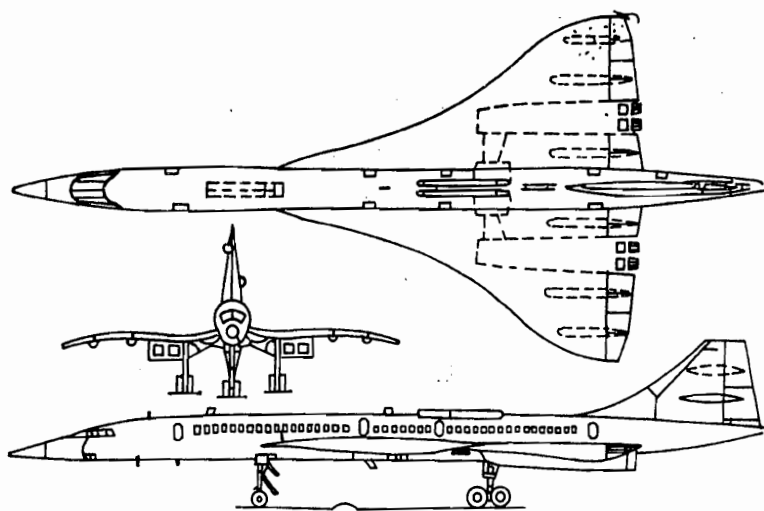
图 8-2 发动机在飞机上的安装(2)



中程客机图-154(前苏联)



远程客机伊尔-62(前苏联)



超声速客机“协和”(法国-英国)

图8-3 发动机在飞机上的安装(3)

构。如果使用发动机短舱,则要占去过多的空间,它不仅会使襟翼的尺寸大为减小,飞机流阻增大,而且还占用了机翼下悬挂武器的位置。

如果飞机只用一台涡轮喷气发动机,则机身内安装发动机是惟一的选择。若安装两台发动机,则并排布置在机身里。

就发动机装入飞机机身的过程而言,又可分为机身分段安装和穿机身(即俗称“钻山洞”)两种安装形式。

8.1.1.1 机身分段安装

由于飞机设计和制造的原因,有些战斗机机身是分段的。在机身内安装发动机常有两种方式:

- (1) 将发动机固定在前机身的后端,发动机呈悬臂状装入后机身;
- (2) 将发动机装入机身内,前部固定在前机身上,后部装在后机身内。

图8-4示出了歼5飞机离心式发动机的安装形式;图8-5示出了歼7飞机的发动机安装形式。发动机前部装在前机身内,涡轮、加力燃烧室段位于后机身。这种安装方式,在装拆发动机时,需分解前后机身结合面,十分费时,然而另一方面,则由于脱开了后机身,易于接近发动机,便于检查与排除故障。

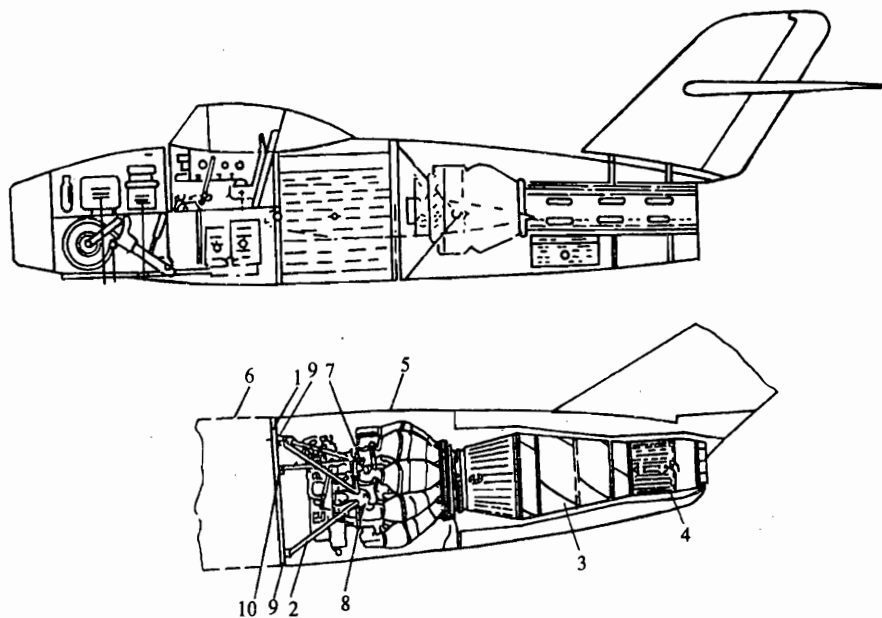


图8-4 离心式喷气发动机在歼5飞机上的安装

1—前机身的加强隔框;2—发动机架;3—排气管;4—排气管后部的连接点;5—后机身;
6—前机身;7—连接点;8—主连接点;9—耳片接头;10—叉形接头

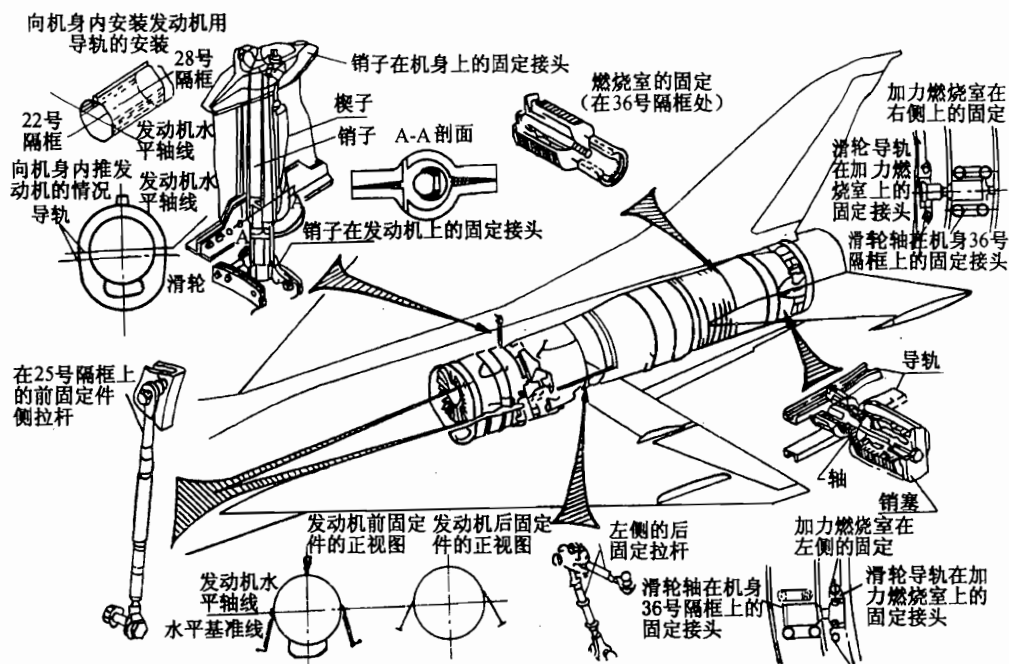


图 8-5 WP7 发动机在歼 7 飞机上的安装

8.1.1.2 穿机身安装

将整台发动机直接装入飞机的发动机舱内,飞机机身无需分段,这是现代战斗机普遍采用的安装方式。这种安装方式,除飞机结构刚性外,另一个突出优点是装卸发动机方便,这是维修性要求的重要指标之一。

图 8-6 和图 8-7 表示了 F100 加力式涡轮风扇发动机在 F-15 和 F-16 飞机上的安装情况。前者典型地示出了双发动机在飞机机身内的安装情况,后者典型地示出了单发在飞机机身内的安装情况。

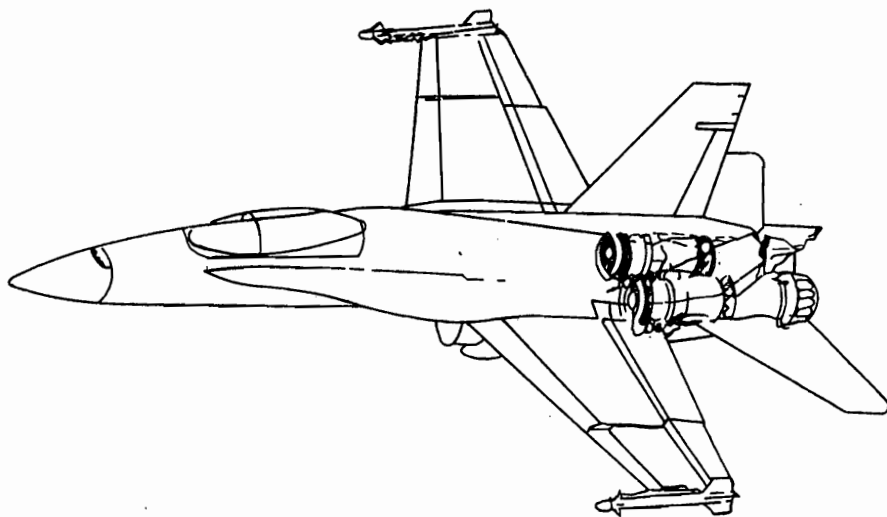


图 8-6 两台 F100 发动机并排装在 F-15 飞机机身内

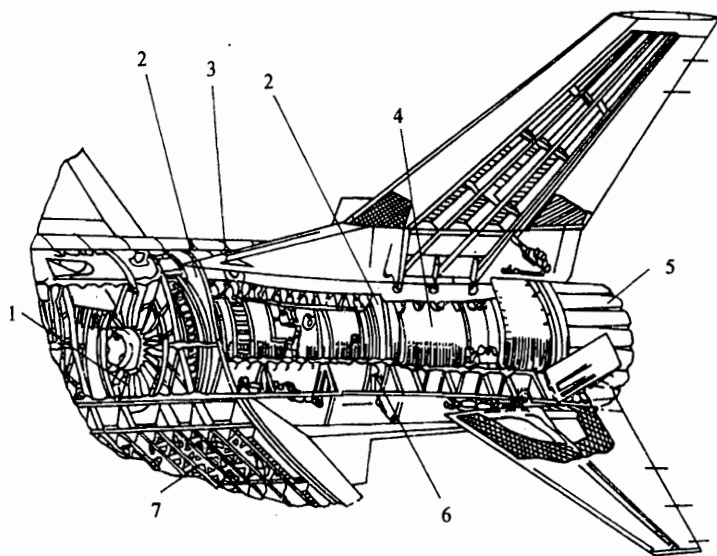


图 8-7 一台 F100 发动机装在 F-16 飞机机身内

1—F100 发动机的风扇;2—加强框;3—吊挂发动机的前接头;4—加力燃烧室;
5—可调尾喷管;6—吊挂发动机的主接头;7—机翼的多梁结构

8.1.2 民用飞机、运输机和轰炸机发动机的安装

最常用的民用飞机、运输机和轰炸机上发动机的安装方式是翼下吊装和尾部安装。

8.1.2.1 翼下吊装

将发动机安装在短舱里,短舱用吊架悬挂在机翼下面,通常称为翼吊。这种安装方式广泛用于现代大型民用飞机、运输机和轰炸机。

图 8-8 表示了机翼吊装发动机的典型情况和飞机设计时应考虑的诸因素。

翼吊安装方式有如下一些优点:

- a. 在飞行中发动机使机翼结构卸载,降低外载荷的弯矩,使机翼的结构质量减小;
- b. 发动机可阻尼在湍流大气中飞行时机翼的振动,并且也是防止颤振的配重;
- c. 便于改装新发动机;
- d. 便于发动机的维护;
- e. 借助吊舱中的防火隔板,可以可靠地将发动机与机翼隔开;
- f. 能降低从发动机传到机(客)舱的噪声;
- g. 与装在机翼翼根的情况相比,能更好地将发动机喷气流的脉动声压与飞机结构隔离;
- h. 便于安装反推力装置和抑制发动机的噪声。

然而,翼吊安装也有以下缺点:

- a. 当发动机发生故障停车时,尤其是外侧的发动机,在水平面内产生的偏航力矩大;
- b. 为了使带坡度(到 4°)着陆时外侧发动机不致擦地,机翼需要有大的上反角,这将使飞机的稳定性和操纵性变坏,在飞机的操纵系统中需采用自动装置;
- c. 当发动机的位置距跑道地面较近时,外来物易进入进气道;

d. 难于在整个机翼翼展上布置襟翼,因为在起飞时,发动机的喷气流可能吹坏襟翼。

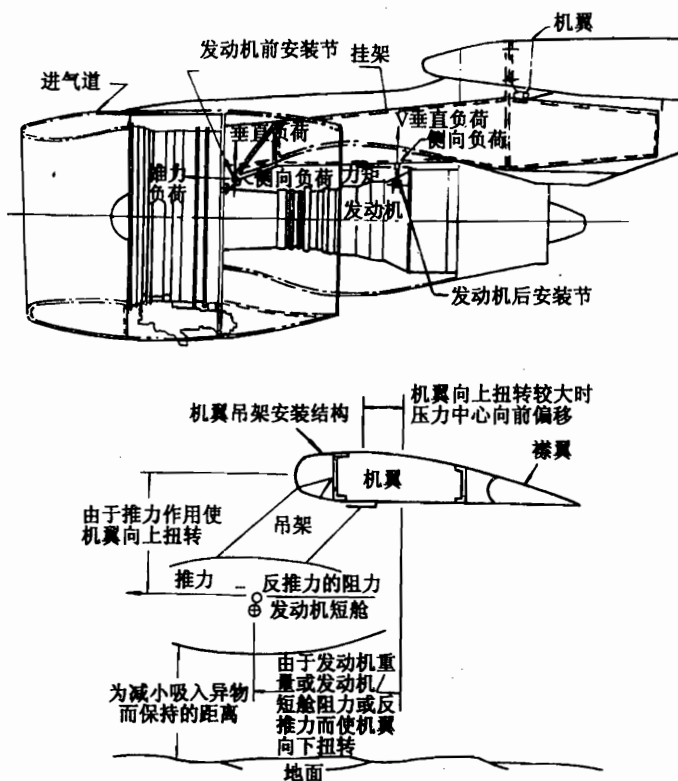


图 8-8 翼下吊装发动机的典型情况

8.1.2.2 尾部安装

在大型飞机上,为了保证飞机推重比,往往需要安装两台至四台发动机。

当安装四台发动机时,可在机身尾部两侧的发动机支架上各悬挂两台发动机。例如,前苏联的伊尔-62飞机。

当安装3台发动机时,可在机身尾部两侧的发动机支架上各悬挂1台发动机,另1台则安装在飞机的对称平面内。例如,英国的“三叉戟”,美国的波音727、L-1011、前苏联的图-154等。从图8-1、图8-3中,也可以看到尾部安装2台、3台、4台发动机的典型情况。

这种用支架将发动机的短舱固定在机身尾部的方案,有如下优点:

- (1) 使机翼气动外形“干净”,可以提高升阻比。
- (2) 可以最大限度地利用翼展布置襟翼、前缘缝翼等,以改善飞机的起飞和着陆性能。
- (3) 可以保证最优的纵向和侧向稳定性和操纵性的要求来确定机翼的上反角。
- (4) 可以改善飞机的纵向、航向和横向稳定性:
 - a. 发动机短舱及其支架相当于附加的平尾;
 - b. 发动机短舱可以将平尾与机翼后面扰流区隔开;
 - c. 当一台发动机停车时,产生的转弯力矩小。
- (5) 噪声低,与发动机安装在翼根处相比较,旅客的适应性好,因为在这种情况下,发动机

短舱装在旅客密封舱的后面。

(6) 与安装在翼根处相比较改善了动力装置及整个飞机的维护性能:

- a. 有足够好的接近发动机的条件;
 - b. 在改装大尺寸发动机时,可以更换发动机短舱;
 - c. 喷气流相对机场地面的位置较高,对起飞和滑行段的跑道表面损坏小。
- (7) 由于进气道的位置高,能防止在起飞和着陆时外物吸入发动机。
- (8) 可改善发动机反推力装置的工作条件(与将发动机布置在翼根处相比)。
- (9) 可改善飞机应急着陆的条件。

但是,这种安装形式,也有如下缺点:

(1) 飞机结构质量增加:

a. 由于有发动机的附加重量和惯性载荷,机身尾段的结构需要加强(机身结构质量增加10%~15%);

b. 由于没有发动机对机翼的卸载作用,机翼的结构质量也要增加(10%~15%);

c. 由于要支撑平尾,垂尾结构质量要增加。

(2) 空机的质量中心后移,而满载飞机的质量中心前移,使飞机的重心定位和质量平衡更为困难。

(3) 在飞机结冰时,从机翼防冰装置上掉下来的碎冰块可能会打中发动机。

(4) 在靠近客舱的部位敷设从油箱通往发动机的油管,这可能引起煤油气进入客舱的危险。

(5) 由于发动机距机场地面较高,所以发动机的维护不便。

由于这些缺点,第三代民航飞机的发动机大多安装在机翼下面的吊舱内。

8.2 发动机外载荷

8.2.1 载荷协调的必要性

战斗机、轰炸机、军用运输机和商业运输机等各种飞机,其机动性要求是不同的,对发动机的载荷要求也不同。在与飞机协调时,应明确飞机对发动机的载荷要求,知道飞机的计划用法和飞行剖面,这对进行发动机零部件强度和寿命计算是必需的。

8.2.2 G —载荷图

按国军标 GJB241《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》的图 8-1“外部作用力”进行协调。对不同飞机用的发动机,该图可作适当修改。例如,对不用于舰载飞机的发动机,因不需要弹射起飞,故可以不考虑向后过载 $9g$ 。

8.2.3 俯仰、偏航和滚转,加速度和速度

按 GJB241 的图 8-1“外部作用力”进行协调,对有特殊用途的发动机可作适当修改。

8.2.4 陀螺力矩

按 GJB241 的 3.1.2.5.1 的要求进行协调,对有特殊用途的发动机可作适当修改。

8.3 发动机物理特性

8.3.1 发动机外形尺寸协调

8.3.1.1 各截面最大外廓尺寸控制图

为使发动机外形与飞机的发动机舱或短舱相容,应协调发动机各截面的最大外廓尺寸并表示在协调图上。由于飞机总体布置控制机身外形的需要,有时飞机要求发动机轴线转折,发动机轴线转折角的大小和转折点应表示在协调图上。图8-9表示了WS6发动机各截面最大外廓尺寸。

8.3.1.2 发动机外廓尺寸检验样板

为保证发动机能顺利的装进发动机舱或短舱,并保证发动机与发动机舱或短舱之间有一定的间隙,应根据发动机各截面最大外廓尺寸控制图制造发动机外廓尺寸检验样板,发动机能通过检验样板则外形尺寸合格。

8.3.2 质量、质心和转动惯量协调

发动机的质量多少和质心位置对飞机的质量、质心影响很大。对装在机身后部的发动机,飞机为了调质心,有时不得不在机头加许多配重,这些配重对飞机来说是无效载重。质量和质心协调是发动机和飞机协调的重要内容之一。

8.3.2.1 质量协调

a. 质量应包含的项目协调

世界上航空发达的几个主要国家,如美、英、法和俄罗斯4国,对发动机质量应包含哪些项目,各国的规定不完全相同,因此计算发动机净质量的方法也不相同,同一个发动机按各国的规定计算出的净质量就不一样。我国正在制定航空标准HB××××《航空涡轮发动机重量的确定》,在此标准中规定了发动机净质量的组成,在此标准颁布后可按此标准计算发动机的净质量。在此标准未颁布时,当与飞机协调发动机质量时,应明确规定那些难于划分质量归属的项目是属发动机还是属飞机。

b. 发动机交付质量、净干质量和湿质量

在与飞机协调时要确定发动机的交付质量、净干质量和湿质量的数值。设计阶段提供飞机计算值,装机时提供飞机实测质量值。

8.3.2.2 发动机质心和转动惯量

在设计阶段应提供给飞机设计单位计算的发动机全机质心位置、主机质心位置,可调喷口质心位置和转子转动惯量。在装机时应提供实测的主机质心位置、可调喷口质心位置和转子转动惯量。

8.4 地面吊运装置协调

8.4.1 运输容许载荷

发动机上应备有地面吊运装置,以承担发动机及其附件,以及装在发动机上的飞机附件和

设备的质量和剩余液体质量。地面吊运装置应能承受轴向 $4g$ 、侧向 $2g$ 和垂直方向 $3g$ 的载荷而无永久变形。

8.4.2 界面结构

发动机吊运点,地面安装用的滑轮或滑轨,支撑发动机的千斤顶等,每个地面吊运点,安装支持点的位置、结构形式和尺寸要协调并应表示在协调图上。地面吊运装置的布置和结构应尽可能与现有的地面吊运设备相适应。

8.5 发动机进气道与喷口的安装要求

8.5.1 进气道与发动机的连接

发动机和进气道的连接必须保证从进气道到发动机平滑过渡,并规定出容限、偏斜量、热膨胀量以及尽量减小需要的空间。

发动机应具有与进气道连接的安装边,安装边应设计成可使用端面压紧胶圈密封、端面螺栓或快卸环。发动机进口与进气道连接的界面尺寸(进口内径,安装边外径,螺栓分布直径等)应表示在协调图上。

8.5.2 作用在发动机进口的载荷

根据发动机与进气道的连接方式,应规定发动机进气道安装边处的最大许用剪切载荷、轴向载荷及悬臂力矩。

8.5.3 收敛—扩散喷口

收敛—扩散喷口,又称超声速喷口,它主要用于大马赫数飞行的发动机。此喷口的优点是:当气流在该喷管中可用压力降大于临界压力降时,在喉部达到声速,然后在扩散通道中继续膨胀加速,在喷管出口截面气流速度为超声速,发动机能获得更大的推力。其缺点是:结构复杂,重量大,气流损失大,在高温条件下要使喉部面积和喷管出口面积都能调节,在结构上有一定困难。收敛—扩散喷口其扩散段部分重量应属于飞机。

8.5.4 引射喷口

引射喷口又叫气动喷口,属于超声速喷口。其构成是:在可调收敛喷口外,同心的套上一个圆筒形外罩或收敛—扩散形外罩。利用外套管中流过的空气来调节主喷口(收敛喷口)射流的膨胀程度,使主气流有效地膨胀到超声速。

引射喷口外边的圆筒形或收敛—扩散形外罩,既可以装在发动机上,由飞机研制单位委托发动机研制单位设计,也可以由飞机研制单位设计,装在飞机上,成为飞机机身的一部分。因此,设计界面划分、安装方式要协调。不管外罩装在发动机上还是装在飞机上,其重量都属于飞机。

8.5.5 作用在喷口上的载荷

作用在尾喷口上的载荷是由尾喷管和排气系统外部流场压力分布不均所引起的不对称气

压载荷,在此载荷作用下尾喷口应无永久变形。

8.5.6 尾喷口的连接

尾喷口与发动机的连接是用快卸环连接还是用安装边轴向短螺栓连接要与飞机协调。连接面许用剪切载荷、轴向载荷及悬臂力矩要表示在协调图上。尾喷口的长度、直径、通风罩进口直径等,亦应协调并表示在协调图上。

对于引射喷口和收敛—扩散喷口,有时直接固定到飞机上成为机身的一部分,其分工界面和连接方式要协调并表示在协调图上。

8.5.7 可调喷口的操纵

对可调尾喷口,操纵喷口的方法,作动器的类型及数目,作动器的安装位置,喷口调节感受的参数,喷口位置指示器,冷却装置,与飞机连接的接口形式和尺寸等,需详细协调,并表示在协调图上。

对于矢量喷口,方向控制偏离度,喷口作动机构任一零件出故障后所能采用的工作方式及其使用限制,要与飞机协调。

8.5.8 冷却空气要求

对喷口作动机构是否需要空气冷却,如果需要,需要多少冷却空气,引气口的结构形式,分布位置等要协调并表示在协调图上。

8.5.9 反推力装置

8.5.9.1 反推力装置的形式

反推力装置是仅用于地面工作还是飞行和地面均可工作,这两种形式应协调确定。

8.5.9.2 反推力装置的设计要求

反推力装置应有可靠的机械锁紧装置,以便防止推力换向装置在系统出故障或者操纵系统意外动作时打开。应使其在规定的飞行和地面条件下,不会因反推力系统的单个故障或反推力系统的失灵而产生有害的反推力。用于飞行中的反推力系统应设计成在整个工作包线范围内,不会因意外的松开而出现危及安全的状态。

8.5.9.3 反推力装置的安装要求

在协调图上应示出与短舱连接的界面尺寸、间隙以及连接方式等。反推力机构应在反推力装置处于未锁紧状态时,提供指示信号。

8.5.10 红外抑制系统

是否需要红外抑制系统,红外抑制系统的作动方式,抑制状态时的工作限制等要协调。红外抑制系统对推力,耗油率及其他性能参数的影响要包括在发动机性能计算程序中。

8.6 机舱温度与二次流

8.6.1 机舱温度的确定

发动机与飞机的热相容性协调,是关系到发动机能否在飞机上安全使用的重要问题之一。

对涡喷发动机由于其壁温高,此问题更为突出。

发动机舱或短舱的温度受两个因素影响:一是发动机表面温度和散热量,一是飞机提供的冷却空气量多少。为了确定发动机舱或短舱的温度,需要发动机研制单位和飞机研制单位共同做工作,才能达到发动机及其附件在任何工作状态下都不超过规定的温度极限,保证发动机舱的管路、导线、附件、设备及结构件获得充分冷却。

8.6.1.1 发动机壁温及附件温度

为进行发动机与飞机的热相容性协调,发动机研制单位应按 GJB/Z88《航空涡轮发动机的冷却计算方法》提供发动机表面温度和附件表面温度限制值,并按该标准中的图 1、图 2 的形式给出曲线。

8.6.1.2 发动机散热量

发动机研制单位应提供从发动机和附件以及由于安装边向外漏气的散热量。按 GJB/Z88 中图 3 所示提供发动机每个分区内散热率的图示法,以及这些分区被分割成互不影响区段时所示出的散热率。发动机漏气应分别在发动机漏气相应的轴向和周向位置用安装边的漏气散热率来表示。

8.6.2 机舱温度计算与二次流的确定

所需的二次流的流量,应满足在整个飞行包线内和发动机地面停车后的环境温度和压力下,使飞机附件(例如软管、结构件和隔热罩等)获得充分冷却;保持发动机附件温度和发动机壁温不超过所允许的最大值要求。

计算二次流的质量流量和发动机舱温度所用的热平衡方程、计算方法和计算步骤可按 GJB/Z88,该标准中还提供了计算机程序可供参考。该计算应由飞机研制单位进行。

8.7 发动机通风系统

8.7.1 通风系统界面

为了明确发动机通风系统的安装与维护部位,应在协调图上示出通风系统接口的位置和界面划分。如润滑系统离心通风器出气口的位置和界面划分;卸荷腔出气口和密封腔出气口(如果有的话)的位置和界面划分。有些装在发动机上的飞机附件要求通风冷却,如起动一发电机,交流发电机等,这些引气口的位置都应表示在协调图上。

8.7.2 接头结构

发动机通风系统各接头的结构和尺寸应表示在协调图上。

8.7.3 流量、压力和温度

发动机研制单位应给出通风系统各接头处气流的流量、压力和温度数值,以供飞机研制单位设计引出管之用。

8.7.4 接头容许载荷

通风系统各接头容许承受的轴向载荷、径向载荷和剪切载荷应规定。

8.8 飞机附件传动界面

需要由发动机传动的飞机附件主要有:起动机、发电机、液压泵、燃油增压泵及转速表传感器等。

1. 合并式传动

合并式传动就是将飞机传动附件与发动机传动附件装在一个附件传动机匣上。此种布局结构紧凑,适用于中小飞机用的发动机。图8-10表示某型发动机合并式传动附件机匣上飞机附件的布置。

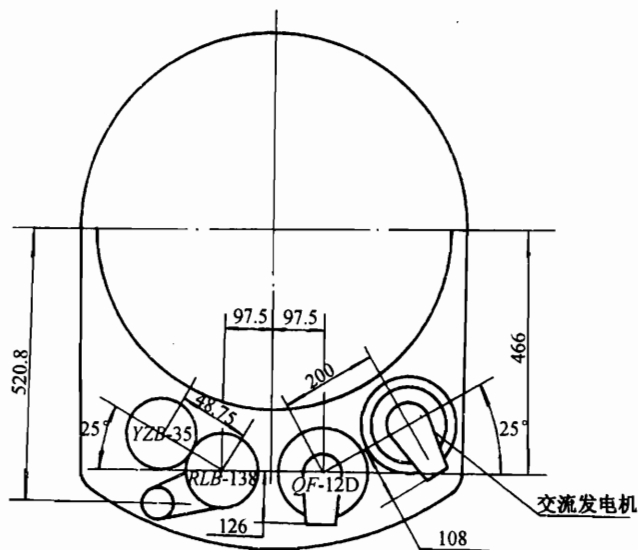


图8-10 发动机附件机匣布置

合并式传动需要协调的问题有:

- 飞机传动附件在附件机匣上的安装位置:前或后,左或右。这既要考虑飞机附件与飞机连接的方便,又要考虑空间利用合理和附件机匣传动功率分配的合理性;
- 飞机传动附件的功率:飞机研制单位应给出飞机传动附件需要的传动功率;
- 飞机传动附件的转速、转向:飞机研制单位应给出飞机传动附件的转速、转向;
- 飞机传动附件的质量、质心和外形尺寸:飞机研制单位应给出飞机传动附件的质量、质心及外形尺寸;
- 安装座的结构形式和尺寸:发动机和飞机研制单位双方协调飞机各个传动附件与附件机匣连接的安装座结构形式和尺寸。

2. 分离式传动

分离式传动就是把飞机传动附件与发动机传动附件分别装在各自独立的附件机匣上,发动机附件机匣上伸出功率分出轴,用以传动飞机附件机匣上的飞机附件。功率分出轴需要传递的总功率、尺寸、安装座与飞机附件机匣的连接等要协调并表示在协调图上。

若飞机附件机匣装在发动机上,应协调飞机附件机匣与发动机连接的方式,以及该机匣及

其上的飞机传动附件所占的空间位置,外廓尺寸等。若飞机附件机匣装在飞机上,应协调该机匣传动轴的输入端和发动机附件机匣传动轴的输出端名义值的不同轴度。

8.9 安装节

发动机通过安装节固定在飞机上。其结构形式往往是多种多样的,它们取决于发动机形式、飞机的安装载荷、发动机在飞机上的安装位置和已往的设计经验等。

发动机安装节通常是一套两个安装平面、六个约束的连接结构。安装节的两个安装平面中,一个平面设置有主安装节,另一个平面设置辅助安装节。主安装节除传递发动机推力外,还承受其他载荷,它往往在发动机重心附近并靠近推力中心线的位置。辅助安装节承受除推力以外的其他载荷。

发动机主安装节和辅助安装节通常设置在发动机的主要承力机匣上。例如,在涡轮风扇发动机上,主安装节可设置于风扇与高压压气机之间的中介机匣上,辅助安装节可设于涡轮后机匣与外涵框架连成一体的机匣上。这种方案,对发动机而言,是一个比较理想的安装方案。可是,当发动机的上述两个位置与飞机总体布局、飞机承力框不一致时,不得不用协调、折衷的办法。有时,往往要改变发动机安装节位置去适应飞机的需要。此时,需重新审视发动机原有承力系统并加强某些机匣和某些部位。例如,F110发动机不断改变安装节位置,以适应F-15、F-16和F-14三种飞机的需求。图8-11示出了F110加力涡轮风扇发动机在F-15、F-16和F-14飞机上安装的简图。

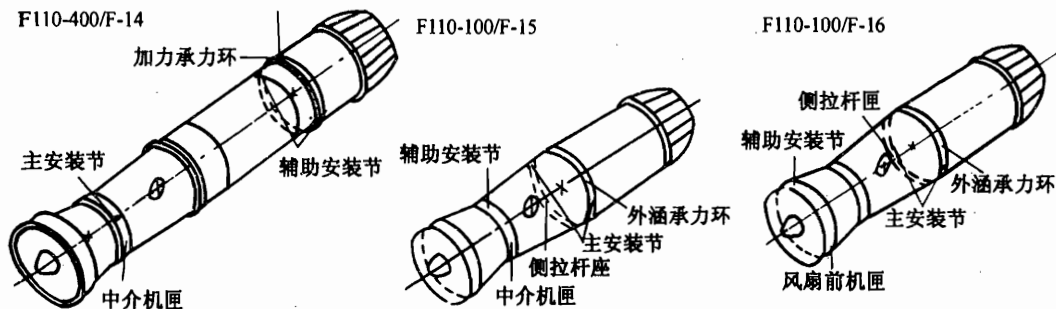


图8-11 F110发动机在F-15、F-16和F-14飞机上的安装节位置

1. 安装节设计载荷条件

发动机安装系统要满足飞行包线内发动机的各种工作状态的要求。图8-12概括出发动机安装设计载荷条件。设计时应按型号规范规定。

2. 安装节设计原则

发动机安装节设计时应遵循如下的一些原则:

a. 发动机安装节的选择主要取决于发动机在飞机上的安装方案,而安装节的最终确定和设计,是飞机与发动机反复协调和折衷的结果。

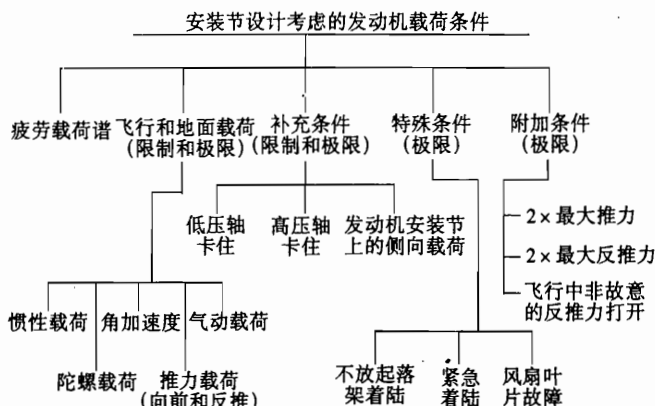


图 8-12 发动机安装节设计载荷条件

b. 安装节应能承受飞机给出的载荷,并按规范要求,应有足够的刚度、强度裕度。

c. 安装节(系统)应是一个限制发动机 6 个自由度的静定系统,以便保持发动机在飞机上的定位与对中,选择若干个安装点,这些安装点应设置在距离合适(尽可能大)的两个截面上。

在某些飞机上,也有采用超静定安装系统。在这种系统中,应该是由 6 个主要约束将发动机准确固定后,再安装可调整的多余约束,以尽可能减小多余约束引起的附加载荷。

d. 推力安装节的最佳位置应分布在主承力机匣(框架)水平中心线的两侧,以消除推力载荷偏离水平中心线所引起的机身弯曲,因为机身弯曲会使发动机机匣变形,引起压气机和涡轮转子叶尖磨损,使发动机性能损失甚至引发故障。

e. 安装节应尽可能设置在坚固的发动机承力机匣上,并将集中载荷扩展为分布载荷。

f. 发动机安装在飞机上,必须能自由地膨胀和收缩(轴向和径向)。

g. 安装节(系统)应设计成便于发动机在飞机上的装拆。

3. 安装节支反力的分析

发动机的 6 个自由度,需要由安装节上 6 个独立的支反力来限制。每个安装节上作用着 1~3 个独立的支反力,而独立的支反力数就决定了节结点的结构形式,因此,必须首先分析清楚安装节上的独立支反力。

(1) 几种现役战斗机发动机的支反力情况见图 8-13~图 8-17。

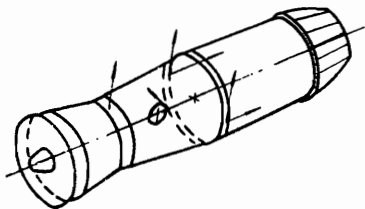


图 8-13 F110 发动机在 F-15 飞机上的安装支反力图

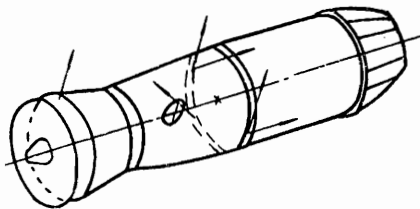


图 8-14 F110 发动机在 F-16 飞机上的安装支反力图

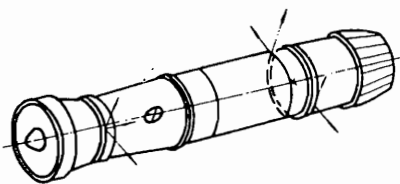


图 8-15 F110 发动机在 F-14 飞机上的安装支反力图

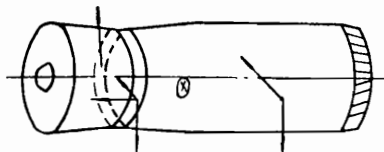


图 8-16 Spey 202 发动机安装节的支反力图

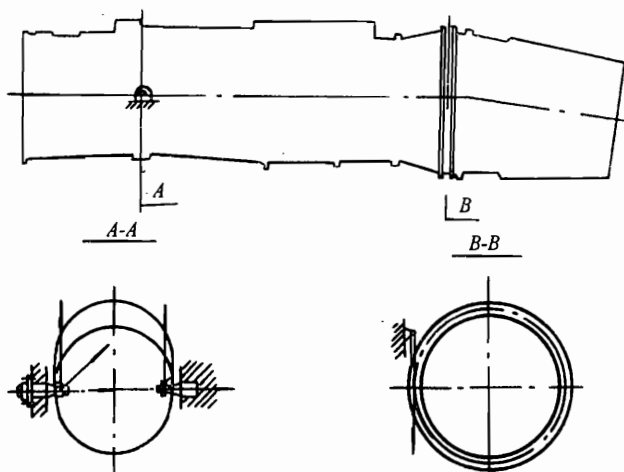


图 8-17 ALJ-31 发动机在苏 27 飞机上的安装支反力图

(2) 民用飞机发动机安装节支反力分析

以 CFM56 发动机的安装节举例说明。见图 8-18 ~ 图 8-20。由图可见,发动机有两个安装面:风扇后框架安装面和涡轮框架安装面。在风扇后框架安装面处,对于翼下吊装方案,安装节可以设置在风扇框架内中介机匣后安装边处,也可以设置在风扇框架外面;而对于尾部安装,前安装节则设在风扇框架外面。

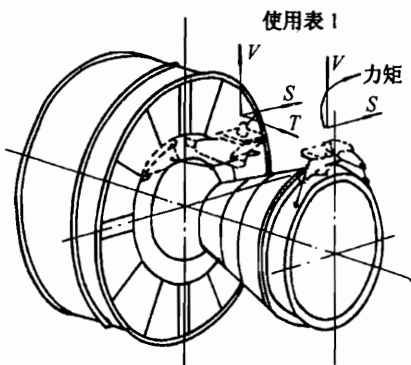


图 8-18 翼下安装

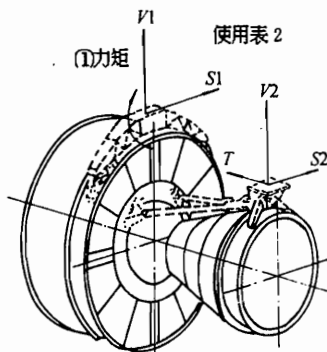


图 8-19 备用的翼下安装

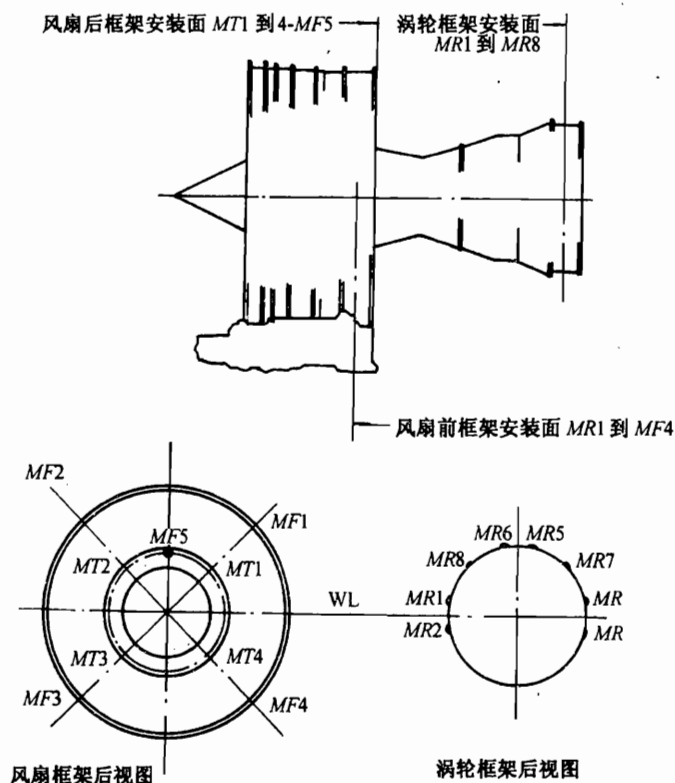


图 8-20 安装节位置

安装节载荷说明见表 8-1、表 8-2。

表 8-1 翼下安装

	安装布局	飞机安装节受的载荷			
	翼 下	推力	S	V 或 D	力矩
风扇框架后安装面	MF5	无	有	有	无
风扇框架后安装面	MT1 和 MT2	有	无	无	无
涡轮后框架安装面	MRT 和 MR8 及 MR5 或 MR6	无	有	有	有

表 8-2 可在机侧和翼下安装的安装布局说明

	安装布局		飞机安装节受的载荷			
	翼 下	机 侧	推力	S	V 或 D	力矩
风扇框架安装面	MF2 和 MF1	MM2 和 3 或 MF1 和 4	无	有	有	有
风扇框架后安装面	MT1 和 MT2	MT2 和 3 或 MT1 和 4	有	无	无	无
涡轮后框架安装面	MR5 和 MR6	MR1 和 2 或 MR3 和 4	无	有	有	无

4. 典型安装节示例

这里收集了几种发动机安装节及其与飞机的连接示例,它们基本可以反映现役军、民用飞机的发动机安装节的典型情况。

图 8-21 示出了 F100 发动机安装节及其与 F-16 飞机连接情况。这是发动机安装在战斗机机身内的典型结构,主推力节设在外涵承力环水平线两侧,承受推力和垂直方向力,主安装面上还有一侧拉杆,承受侧向力,辅助安装节设在风扇机匣上,承受垂直方向力。

WP7 发动机安装节及其与歼 7 飞机的连接情况如图 8-5 所示。发动机前段(主机)与加力筒体采用快卸环连接。

图 8-22 示出了翼吊 V2500 涡扇发动机安装节及其与飞机的连接。

图 8-23 示出了尾侧安装的 CFM56 发动机安装节及其与飞机的连接。

图 8-24 示出了发动机主推力节和辅助安装节的典型结构。主推力节通常是坚固的球铰座,飞机推力销插入其内,承受推力和垂直/水平方向力。辅助安装节通常是凸耳座,销子插入凸耳的孔内,并与带关节轴承的拉(撑)杆相连。

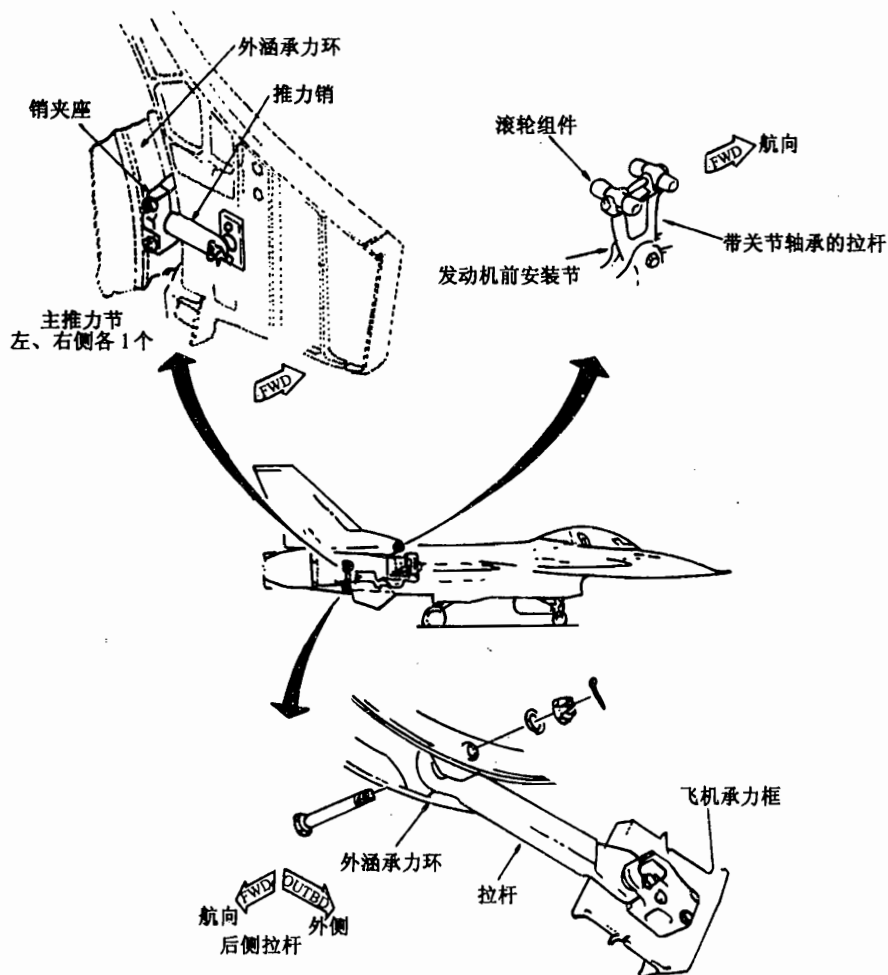


图 8-21 F100 发动机安装节及其与 F-16 飞机连接

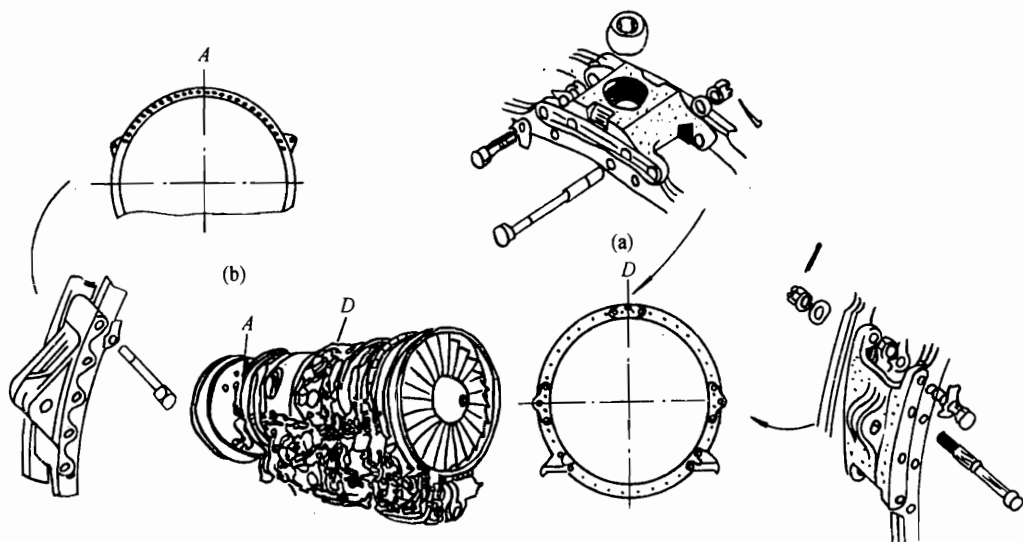


图 8-24 典型的发动机安装节结构图

(a) 主推力节 (b) 辅助安装节

8.10 发动机振动的测量

8.10.1 频谱的确定

在压气机机匣、涡轮机匣、附件机匣上用加速度计测量最大允许振动极限(真均方根速度总量极限)。速度总量极限测试频率可到 10000Hz。

8.10.2 仪表要求

系统内部精度(在发动机壳体上测量)不超过全刻度偏转值的 $\pm 5\%$ 。

8.10.3 结构要求

在压气机机匣、涡轮机匣和附件机匣的适当位置上应装有支架或安装座,以供在三个互相垂直平面上测量振动。振动传感器的安装点应在协调图上示出。发动机研制单位应给出振动传感器的输出特性。

8.10.4 发动机振动数据

发动机研制单位应给出压气机机匣、涡轮机匣、附件机匣的振动限制数据。发动机的任何振动超过振动极限时,应认为是故障。

8.11 润滑系统协调

润滑系统需要协调的项目有:

- a. 滑油箱容积大小,重力加油口,压力加油口,滑油放油口,油量标尺等位置要协调,要便于维护、观察;
- b. 最小滑油压力信号器报警信号;
- c. 滑油压力传感器牌号和安装位置;
- d. 金属屑末信号器的报警信号;
- e. 滑油温度传感器牌号和安装位置。

8.12 安装在飞机上的发动机附件

8.12.1 环境条件有特殊要求

有些发动机电气附件,因受安装环境条件限制,如要求低温、防尘、防振,不能装到发动机上而必须装到飞机上。

8.12.2 减小迎风面积

有些体积较大的非传动发动机附件,为了减小发动机迎风面积,将其安装在飞机上而不装在发动机上。

对于上述两种情况,都应给出装到飞机上的发动机附件的名称、件数、安装形式、外廓尺寸、重量、对环境条件的要求,对维修频度的要求等。以便飞机研制单位在飞机上找出适合的空间进行安装。

8.13 发动机使用维护时的检查测量项目和各接头的位置及尺寸

发动机使用维护的检查测量项目很多,有些已在各系统的协调中协调。还有一些项目的接头位置及尺寸需要协调,如电气系统的检查插座、主副油路测压接头、燃油增压泵出口测压接头、加力泵出口测压接头、起动压力测量接头、滑油测温接头、主泵进口燃油温度测量接头、孔探仪检查孔的位置等。

8.14 引气界面

8.14.1 引气流量的确定与限制

飞机座舱增压、雷达设备舱通风、油箱增压、防冰和襟翼吹气等,需从发动机引气,在各种状态下总的引气量是多少,要协调。为了防止在不需要的情况下引出大量空气,损失发动机推力或功率,飞机引气应有限流装置,以便按需要控制引气量。

8.14.2 引气压力与温度

由于飞机引气的用途不同,故对引出气的压力和温度要求也会不同,对各种引气的压力和温度的要求要协调。

8.14.2.1 用于座舱增压

用于座舱增压的引气,引气的压力、温度和流量由飞机研制单位提出要求,发动机研制单位应满足此要求。为了防止对人员的伤害,引气的污染程度应满足 GJB241 的 3.1.2.11.3 的要求。

8.14.2.2 用于雷达设备舱通风、油箱增压、超音速进气道调节和防冰等引气

用于上述各处的引气压力、温度和流量由飞机研制单位提出要求,发动机研制单位应予以保证。

8.14.2.1 和 8.14.2.2 中的引气,应尽量保持压力和温度数值一样,以便减少引气口的数量,简化结构、减轻重量。

8.14.2.3 用于襟翼吹气

用于襟翼吹气的引气,为了增加升力,引气量是比较大的,因此,对于该引气除了规定压力、温度和流量的要求外,还要规定使用状态和使用时间。襟翼吹气只在起飞和降落过程的短时间使用,其他时间都不使用,对于停止使用的长时间里保证密封不漏气是非常重要的,应对飞机采取措施,保证可靠的密封。

8.14.3 引气污染的控制

为防止引气污染,引气管引出点的位置应位于气流中的砂粒、灰尘、油、潮气和其他外物难于混入的地方,同时引气系统应保证发动机引气口上游部分故障不会造成引气污染超过规定。对引气中所含发动机产生的污染物,其浓度应在 GJB241 规定的极限值以内。发动机研制单位应对引气进行分析,以证明污染物未超出规定极限。

8.14.4 引气口结构形式和尺寸协调

所有供飞机用的引气口的位置、结构形式和尺寸都应协调,并表示在协调图上。各引气接头处的最大允许轴向载荷、剪切载荷和力矩应规定。

8.15 发动机在飞机上安装协调项目表

为了清楚,更为了进行安装协调时不漏项,将本册各章中叙述过的协调项目用表列出(见表 8-3)。在该表中列出了发动机与飞机协调的全部项目,并指明各协调项目应反应到哪些文件中去。各个项目的详细要求见有关章节。

表 8-3 发动机在飞机上安装应协调的项目

序号	项 目	技术协调单	飞机结构图	协调图	型号规范	发动机安装图	备 注
1	飞机对发动机推力的要求: a. 飞行包线; b. 稳态和过渡态	x x		x	x x		见第 2 章
2	发动机外载荷: a. G-载荷图; b. 俯仰、偏航和滚转,加速度/速度; c. 陀螺力矩	x x x			x x x		

续表 8-3

序号	项 目	技术协调单	飞机结构图	协调图	型号规范	发动机安装图	备 注
3	发动机物理特性:						
	a. 发动机外形尺寸协调						
	各截面最大外廓尺寸控制图;	×	×	×	×	×	
	发动机外廓尺寸检验样板;	×	×	×	×	×	
	发动机轴线转折;	×	×	×	×	×	
	b. 质量、质心和转动惯量协调						
	质量协调;	×			×		
4	发动机交付质量、净干质量和湿质量;	×			×		
	发动机质心和转动惯量	×		×	×	×	
	发动机安装:						
	a. 战斗机发动机的安装						
	机身分段安装;	×	×				
	穿机身安装;	×	×				
	b. 民用飞机、运输机和轰炸机发动机的安						
	装						
	翼下吊装;	×	×				
	尾部安装;	×					
	c. 安装节协调;	×	×	×	×	×	
	d. 安装节设计载荷条件;	×	×	×	×	×	
	e. 安装节设计原则;	×	×	×	×	×	
	f. 安装节支反力的分析	×	×	×	×		
5	地面吊运装置:						
	a. 运输容许载荷;	×			×		
	b. 界面结构	×	×	×	×	×	
6	发动机与进气道的界面要求:						
	a. 发动机流量特性与进气道调节方案;	×			×		
	b. 进气道流场品质与发动机抗畸变指标;	×			×		
	c. 进气道与发动机连接						
	结构形式、尺寸协调;	×	×	×	×	×	
	封严结构;	×	×	×	×	×	
7	d. 作用在发动机进口的载荷	×			×	×	
	排气喷口截面:				×		
	a. 收敛-扩散喷口;				×		
	b. 引射喷口;	×		×	×		
	c. 作用在喷口上的载荷;						
	d. 尾喷口连接方式;						
	快卸环、螺栓;	×		×			
	尾喷口与飞机连接;	×	×	×			
	e. 可调尾喷口的操纵;	×		×	×		
	f. 冷却空气要求;	×	×	×			
	g. 反推力装置;	×	×	×	×		
	h. 红外抑制系统	×	×	×	×		

见 2.3.2

续表 8-3

序号	项 目	技术协调单	飞机结构图	协调图	型号规范	发动机安装图	备 注
8	机舱温度与二次流: a. 机舱温度的确定; b. 发动机壁温及附件温度; c. 发动机散热量; d. 机舱温度计算与二次流的确定	 × × × ×			 × × ×		
9	燃油系统界面: a. 燃油系统界面划分; b. 最大和最小燃油流量的确定; c. 飞机供油压力; d. 飞机供油温度; e. 主燃油; f. 接头结构; g. 燃油流量表; h. 接头容许载荷	 × × × × × × × ×		 × × × × × × ×	 × × × × ×		见 6.3.2.1
10	操纵系统: a. 油门杆角度; b. 油门杆扭矩; c. 操纵系统信号	 × × ×		 × × ×			见 6.12
11	引气系统: a. 引气流量的确定与限制; b. 引气压力与温度; c. 引气污染的控制; d. 引气口结构形式和尺寸协调; e. 对发动机的影响	 × × × × ×		 × ×	 × × ×		
12	飞机附件传动界面: a. 合并式传动需要协调的问题 飞机附件在附件机匣上的位置; 飞机附件传动功率; 飞机附件的转速、转向; 飞机附件的质量、质心和外形尺寸; 安装座的结构形式和尺寸; b. 分离式传动 功率输出轴传动的总功率; 功率输出轴的结构形式和尺寸; 功率输出轴两端不同轴度数值	 × × × × × × × × × × × × ×		 × × × × × × × × × × × ×	 × × ×		
13	电气系统协调: a. 装在飞机上的发动机电气附件; b. 接口形式及尺寸协调; c. 电气安装连接详图	 × × ×		 ×	 × ×	 ×	见 6.7
14	漏油系统协调: a. 漏油接口位置; b. 漏油接口的形式与尺寸			 × ×	 ×		见 6.13

续表 8-3

序号	项 目	技术协调单	飞机结构图	协调图	型号规范	发动机安装图	备 注
15	氧气系统协调: a. 界面划分; b. 接口位置、形式及尺寸	× ×		×	×		
16	发动机起动: a. 起动机安装座结构; b. 发动机转子极惯性矩; c. 地面起动要求; d. 空中起动要求; e. 加力接通包线; f. 点火器位置协调	× × × × × × ×	× ×	× × × × × × ×	× × × × × ×		见 6.7 见 4.2.2.1 见 4.2.3
17	发动机通风系统: a. 通风系统界面; b. 接头结构; c. 流量、压力和温度; d. 接头容许载荷	× ×		× × × ×	× × × ×	×	
18	发动机振动的测量: a. 频谱的确定; b. 仪表要求; c. 结构要求; d. 发动机振动数据	× × × ×			× ×		
19	发动机状态监控: a. 监控参数; b. 参数种类; c. 显示要求; d. 记录要求	× × × ×			× × 		见 6.15
20	飞行状态发动机轴向膨胀量计算						见 5.3
21	润滑系统协调: a. 滑油箱容积、加油口、放油口、油量标尺位置协调; b. 滑油最小压力信号器报警信号协调; c. 滑油压力传感器协调; d. 金属屑末传感器报警信号协调	× × × ×		×			
22	发动机使用维护时的检查测量项目和各接头位置及尺寸协调: a. 发动机电气系统检查插座; b. 主、副油路测压接头; c. 加力泵出口测压接头; d. 燃油增压泵出口测压接头; e. 滑油测温接头; f. 起动压力测量接头; g. 孔探仪检查孔位置、尺寸	× × × × × × ×		× × × × × × ×			

第9章 发动机使用限制, 状态监测, 维修性和可靠性

9.1 发动机使用限制

为使发动机在宽广的飞行范围内处在良好的工作状态,除了应在设计状态能获得最有利的工作特性外,还应在非设计状态能承受不损伤发动机的各种热力载荷和机械载荷。为此,不得不对发动机工作状态实行使用限制。虽然这样做在某些情况下会使发动机特性变坏,但这完全是必要的。一般情况下,工作状态的使用限制是通过控制系统来实施,个别情况下,还得由飞行员按规定的指令通过操纵来实施。发动机工作状态使用限制有两种基本类型,一类是稳定工作所要求的限制,另一类是构件强度所要求的限制。

9.1.1 稳定工作所要求的限制

9.1.1.1 压气机稳定工作所要求的限制

表征压气机失稳的参数比较多,工程上常用压气机稳定工作裕度 ΔK_y 来表示。 ΔK_y 随压气机换算转速变化的函数关系见图 9-1。

由图可见,在 $\Delta K_y = 0$ 时,压气机换算转速有一个最大值和一个最小值。实际上,为使压气机有足够的稳定工作裕度,应取一个允许的 ΔK_y 最低值,即图中 1、2 点。其中 1 点按发动机允许的最高进气温度来确定,2 点按控制系统能控制的最高换算转速来确定。图中 3 点为设计状态 ΔK_y 值。一般来说,设计状态 ΔK_y 值不应低于 17%,非设计状态 ΔK_y 值不应低于 10%。在确保 ΔK_y 值不低于规定值的前提下,压气机部件可采用各种扩大 ΔK_y 的设计措施(例如:放气、可调叶片等)。

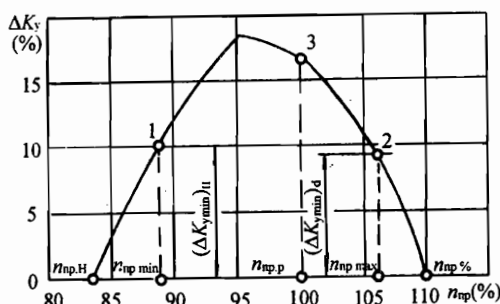


图 9-1 ΔK_y 随压气机换算转速变化曲线

飞机进气道出口气流的压力不均匀度及紊流度对压气机气动稳定性有着不良的影响。当压气机转速增加时,进气道出口气流压力不均匀度加大,当压气机转速降低时,进气道出口气流紊流度增大。为获得进气道—发动机稳定工作特性,一般可利用不同马赫数或利用压气机静压比来调节进气道。对飞行马赫数变化大、迎角及飞机侧滑角变化大的超声速飞机,还要对飞行员的操纵动作作必要的限制。这些限制应包括以下各项:飞机的最大过载,飞机静升限、动升限上的最大迎角,飞机水平安定面、方向舵的操作,飞行马赫数大于 1.5 发动机最低油门状态以及高空状态下接通和关闭加力的限制。

9.1.1.2 燃烧室和加力燃烧室稳定工作所要求的限制

影响燃烧室稳定工作最重要的因素是燃烧室进口压力。对燃烧室应提出压气机出口最低的 P_{3min}^* 值,对加力燃烧室应提出涡轮出口最低的 P_{6min}^* 值。发动机的最小飞行表速和最大飞行高度就是根据这两个最低压力值来确定,工程上应用图 9-2 来表示。

由图可见, 1 为燃烧室稳定工作边界范围 (如有加力燃烧室, 则应画出加力燃烧室稳定工作边界范围); 2 为可靠接通 (或切断) 加力边界范围; 3 为飞行员操纵控制的范围。设计阶段确定的这三个范围, 还应通过整机 (高空台或飞行) 试验予以验证。

在实际飞行过程中, 还有其他因素影响燃烧室的稳定工作。一是发动机吸入飞机武器排出的废气。二是高空慢车状态或慢车下滑 (慢车时燃烧室进口压力最低, 燃油供油量最小)。三是高空低速切断加力动作过猛, 油门状态低于规定值 (例如: 高空切断加力时, 油门低于中间状态)。四是加力节流状态 (即不同加力比状态), 尤其是低加力比的脉动燃烧状态。五是低空大速度时, 加力燃烧室振荡燃烧状态。六是发动机空中停车时, 空中待起动状态。以上六个状态除了需要依靠精心设计以及自动控制系统精确控制外, 还应在有关的技术文件中 (例如: 发动机说明书或飞行员手册) 对飞行员提出使用操纵上的限制。

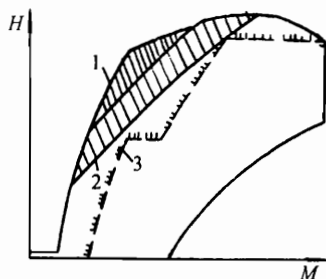


图 9-2 各条边界线的
典型分布位置

- 1—主燃烧室稳定工作边界;
- 2—可靠接通加力边界;
- 3—飞行员操纵控制的边界

9.1.2 构件强度所要求的限制

当飞行状态及发动机工作状态发生变化时, 作用在动力装置构件上的空气动力载荷、机械载荷、热力载荷以及振动载荷等发生很大的变化。在有些不利的情况下, 载荷的变化会导致构件中的应力增大到不能容许的程度, 从而也就造成构件的强度储备减少, 直接影响动力装置工作可靠性及飞行安全。在强度上所要求的限制就是为了使发动机全部构件的强度储备在飞行状态及发动机工作状态变化时, 都能保持容许值。为此应对影响构件强度的发动机工作参数提出限制, 这些限制至少但不限于以下各项:

(1) 发动机转子最高转速和最高燃气温度。转子最高转速包括每个转子的最高转速。最高燃气温度包括燃烧室出口温度和加力燃烧室加力温度。在工程实践中, 还应包括出现转子最高转速和最高燃气温度所允许的工作时间。

(2) 压气机后最高允许压力。在低空大马赫数飞行时, 由于空气流量 (包括压力) 急剧增加, 发动机各构件的气动载荷和振动载荷也急剧增加。严格地讲, 每一个构件都应有自己本身最危险的受载条件, 但在工程实践中, 只能用压气机后最高允许压力作为普遍适用的限制值。

(3) 发动机进口压力及进口温度的最高允许值。应在发动机工作包线范围内确定发动机进口压力及进口温度的最高允许值。

(4) 发动机最大供油量。发动机最大供油量包括燃烧室最大供油量和加力燃烧室最大供油量。一般情况下, 应尽量确保燃烧室所需的最大供油量, 而对加力燃烧室所需的最大供油量, 则可在重量、外廓尺寸受到限制的条件下, 加以必要的限制。虽然供油量的限制对发动机构件强度有利, 但将较大地影响发动机性能, 为此应根据飞机—发动机综合性能比较结果, 尽可能地在飞行包线某一小区域内作适当的限制, 一般取在飞行包线图的右下方。

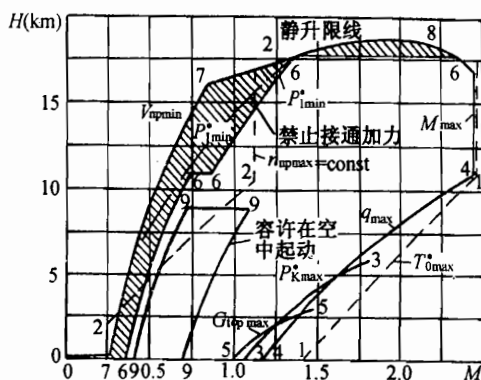
9.1.3 使用限制范围

根据发动机总体性能设计和控制计划以及上述发动机工作状态的使用限制, 我们可以得到发动机在飞行包线内使用状态的限制线。图 9-3 表示标准大气条件下发动机工作状态可

能限制的范围。

由图可见:

- (1) 折线 1-1-1 为进气温度最高限制线。
- (2) 折线 2-2-2 为共同工作线上最高换算转速限制线。
- (3) 直线 3-3 为压气机后压力最高限制线。
- (4) 直线 4-4 为飞机一发动机共同工作最大速压线。
- (5) 直线 5-5 为发动机加力燃烧室最大供油量限制线。
- (6) 折线 6-6-6-6 为可靠接通加力限制线,在该线的左边不仅禁止接通加力,而且也禁止节流加力。



温值,超温值是在最高稳态温度的基础上再加 42℃。

9.1.5.2 瞬变状态温度限制

发动机过渡态温度限制的特点是允许温度短时急增,但工作时间短。

(1) 发动机起动过程中燃气温度急增值,该值应在起动过程中,当涡轮发出的扭矩刚好大于压气机所需扭矩时,在不烧坏涡轮的前提下,以涡轮能发出最大的剩余扭矩来确定。一般说来,该值应高于慢车时的温度,但应低于最高稳态温度。根据发动机结构设计特点,在整个起动过程中,燃气温度急增常常有两个峰值,应取峰值大的温度作为温度急增值。温度急增时的工作时间以不大于 5s 为较合适。

(2) 发动机加速过程中燃气温度急增值,该值应在加速过程中,在压气机不发生失速、喘振的前提下,以涡轮能发出最大的剩余扭矩来确定。一般说来,该值应高于稳态最高温度,但应低于或接近稳态最高温度极限值。根据发动机性能设计特点,发动机加速过程常分为半程加速(即从慢车至某一状态的加速)和全程加速(即从慢车至中间状态或最大状态的加速),这两种加速过程燃气温度急增值是不相同的。从确保发动机安全、可靠工作的角度出发,应以全程加速的燃气温度急增值作为使用的限制数据。加速过程中温度急增的工作时间以不大于 5s 为较合适,并在最长不超过 2min 的时间内,温度恢复到稳定状态工作的温度。

(3) 发动机接通加力过程中燃气温度急增或急降值。根据发动机接通加力方式的不同,当发动机从非加力状态进入加力状态时,燃气温度有时是急增,有时是急降。一般说来,急增值的确定原则同(2)项,急降值的确定原则有两个。一是确保压气机不失速,不喘振,二是接通加力的时间应符合总体设计要求。

无论何种燃气温度急增的情况,从对发动机结构强度影响的角度出发,燃气温度急增值应谨慎确定,急降值可适度确定。

9.1.6 压力限制

9.1.6.1 各系统的压力限制

发动机各系统的压力限制是确保各系统在规定的功能、性能范围内均能满意地工作。从总体要求出发,应根据燃油系统工作特性,确定燃油供油压力的最大值和最小值。应根据滑油系统工作特性,确定滑油供油压力的最大值和最小值以及危及发动机安全工作的警告值。应根据液压系统工作特性,确定液压油供油压力的最大值和最小值以及应急操纵用的手动控制值。

在确定各系统的压力值时,还应注意极限压力的限制。工程上规定极限压力的限制值,应在 1.15 倍极限压力、1.5 倍最大工作压力或 2.0 倍正常工作压力的三者中,取其最大者。

9.1.6.2 发动机的压力限制

发动机各截面压力的大小取决于发动机进口压力,而发动机进口压力由飞机及发动机的构件强度所决定。

(1) 发动机进口压力限制值。该值取决于飞机最大速压,它直接与飞机的最大气动载荷有关,应以飞机低空最大飞行马赫数来计算进口压力限制值。

(2) 发动机压气机出口压力限制值。在发动机气动流程截面中,全机最高压力的部位在压气机出口处。该值的大小,一是取决于压气机设计增压比,二是取决于燃烧室机匣承载(压力)的能力,三是取决于转子轴承承受轴向载荷(轴向力)的能力。应在综合比较以上三种情况的基础上,确定发动机压气机出口压力限制值。

9.1.7 发动机进口空气温度限制

发动机进口空气温度是影响发动机相似参数变化最重要的一个物理量, 该值的高、低直接影响发动机工作状态。从设计角度出发, 首先应考虑以下四种大气温度情况。

(1) 标准大气温度。世界各国采用的标准大气温度由 ISO2533《国际标准大气》规定, 我国的标准大气温度由 GB1920《标准大气》规定。标准大气温度是国际上公认的, 有着普遍适用的原则。

(2) 非标准大气温度。到目前为止, 非标准大气温度还未得到国际上的公认, 但美国军标 MIL-STD-210《军用设备气候极值》为最有权权威性的规范, 受到各国的重视, 并广泛地用于发动机设计领域里。我国还没有制定相应的标准。

(3) 大气温度极值。以全球陆地、海洋、沙漠、高原等各种环境条件下大气温度统计概率为基础, 取 3% 风险率来确定大气温度极值。目前, 在国际上还未得到公认的极值, 但普遍采用的极值是, 在海平面最低温度为 -54°C , 最高温度为 $+52^{\circ}\text{C}$ 。随着高度的不同, 温度极值也发生变化, 见图 9-4。

(4) 大气温度超温分布概率曲线。图 9-5 表示全球不同地域大气温度超温分布概率。图中虚线为我国所在地域的超温分布概率。该曲线表示在该地域不同大气温度时, 其超过该温度所占的百分比。例如: 图中 A 点, 在 C 区, 大气温度超过 0°C 的百分比为 88%, 即表示在该区的环境温度在 0°C 以上所占比例很大。

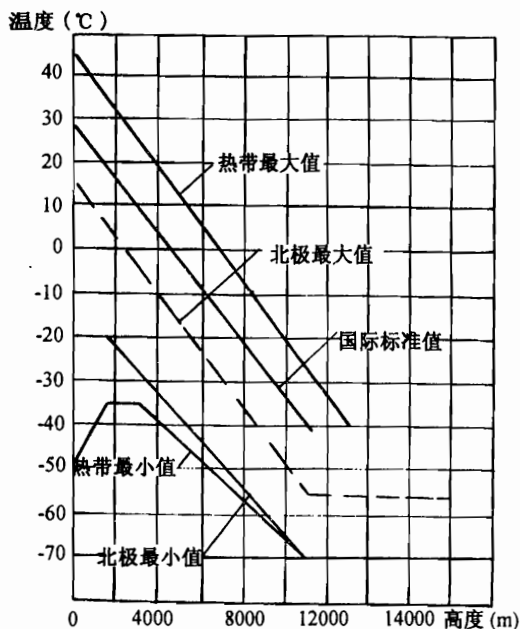


图 9-4 大气温度极值随高度变化曲线

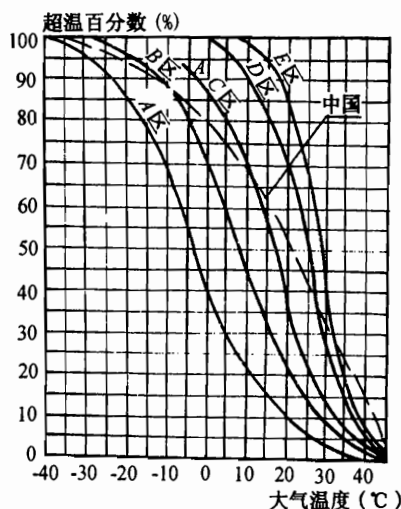


图 9-5 全球不同区域大气温度分布曲线

以上四种大气温度情况, 是客观存在的事实, 发动机设计人员只能适应它, 而不能改变它。

其次, 应考虑发动机所装飞机的飞行包线, 飞机作战使用地域, 飞机飞行任务剖面以及发动机各工作状态使用比例等多种影响因素。

最后, 将上述四种大气温度情况和多种影响因素统一考虑, 经反复计算、综合平衡, 才能最

终确定发动机进口空气温度限制值。

9.1.8 发动机振动限制

发动机振动特性好坏是衡量发动机机械强度是否合格的标志之一。从设计角度出发,要求发动机在工作包线内,在稳态工作和推力变化过程中,在发动机所有转速和推力水平上,发动机(包括外部调节器,附件,管路等)不应有有害的振动。为此,对发动机振动特性提出如下限制。

首先,对装在压气机机匣、涡轮机匣、附件传动机匣以及重要的内部构件上的振动测量传感器,提出最大允许振动极限。振动测点的位置,应在发动机轮廓图上示出。在每一振动测点位置,应提出垂直、水平、径向、轴向四个方向的最大单幅稳态峰值的振动限制和最大单幅瞬态峰值的振动限制。一般说来,瞬态峰值限制值是稳态峰值限制值的1.8~2.0倍。

其次,对发动机在试车台架上的振动限制和在飞机上的振动限制分别提出要求。在试车台架上的振动限制值分两种情况提出,一是正常的振动限制值,二是放宽的振动限制值。放宽的限制值为正常限制值的1.8~2.0倍。在飞机上的振动限制值,由于飞机机体刚性不及试车台架刚性,因此在相同位置的振动限制值都要比试车台架上的限制值要大,一般为2.0~2.5倍。

9.1.9 发动机工作时间限制

从设计角度出发,应分以下几种情况对发动机工作时间提出限制。

(1) 飞行小时。应根据飞机飞行任务数(次)和执行每一任务所需飞行小时来确定,两者相乘,即为设计使用寿命的总飞行小时。

(2) 地面运转小时。应根据地面开车次数及每次开车所需小时来确定,两者相乘,即为设计使用寿命中总地面运转小时。该时数约为总飞行小时的5%至10%。

(3) 等于或大于中间状态工作时间。应根据飞行任务剖面,任务混频和具体工作循环来确定等于或大于中间状态工作时间,该时数约为总飞行小时的20%。

(4) 加力(燃烧室)工作时间。应根据飞行任务剖面、任务混频和具体工作循环来确定加力工作时间,该时数不应小于总飞行小时的5%。

(5) 在飞行包线关键区中的工作时间。发动机使用状态外,还应特别考虑该区域的环境条件。

9.2 发动机状态监控系统

9.2.1 发动机状态监控系统(简称EMS)组成、功能与效益

9.2.1.1 EMS系统组成

EMS系统由机载和地面两部分组成:

a. 机载系统:由传感器、数据采集、数据管理单元、飞行数据记录器、驾驶舱显示、报警和数据打印等组成,其中还包括相关的软件。

传感器:一部分感受飞行数据,如马赫数,高度,指示空速和大气总温;另一部分是感受发动机参数。感受发动机参数,“有限监控”检测的参数限于驾驶舱内显示的参数,一般有排气温

度 EGT , 高、低压转子转速 N_2 、 N_1 , 有些发动机上还测量发动机压比 EPR , 燃油流量 W_f ; “扩展型监控”测量的参数有发动机各主要截面上的压力和温度, 对于采用变几何部件的发动机, 要求测量可调压气机静叶角度、喷口等几何位置, 总数可多达 10 余个。

数据管理单元: 这一部分的核心是计算机, 它采集并处理由传感器输入的信息。经处理后的数据按设计要求的规则向驾驶员显示、报警、打印和记录, 也可应驾驶员的请求进行事件记录。

机载设备应有自检的功能, 对设备本身进行检测, 在工作异常时能指出故障原因或部位, 以便及时排除故障, 保证机载监控系统的正常工作。

b. 地面设备: 主要有译码装置和分析监控参数的计算机。机载记录的数据输入到地面计算机, 可以有两种方式: 一种是手工键入的(驾驶员手工记录), 另一种是由机载自动记录直接读入。后者系指从记载记录器(QAL)中记录的数据读入计算机。机载记录器中记录的各监控参数为二进制码位, 为读取并转化为工程单位则需要专门的译码设备。译码设备与计算机之间配备专门的接口。

9.2.1.2 EMS 系统的功能

发动机 EMS 系统的总的功能是由监控系统的硬件设备和监控软件, 及包括维护人员的工作而实现的。它用来评定发动机、发动机部件、子系统和附件的健康状况。当出现不正常现象时, 系统应发出警告并指出原因。系统的主要功能可见表 9-1。

表 9-1 发动机状态监控系统主要功能

序号	发动机状态监控和故障诊断系统的功能
1	在驾驶舱中显示发动机重点的监控参数值, 并做超限检查和给出报警信号, 以减少驾驶员的负担
2	对发动机选定的关键件进行寿命监控
3	发动机气路监控参数的趋势分析, 以便发现与气路有关的部件单元体、子系统的异常变化, 对其故障进行诊断, 将故障隔离到单元体、子系统
4	发动机振动分析和对滑油系统工作参数、滑油中金属成分及含量的趋势分析, 可以发现机械部分的异常变化
5	发动机燃油控制系统和电子控制器的故障诊断, 控制系统内部工作的自检能力
6	有关测量系统(传感器)的故障检测, 保证测量参数输出的可靠性
7	设置监控/维修面板, 直接向维修人员提示故障代码
8	设置快速存取记录器, 向地面计算机提供飞行数据, 以便进一步分析计算
9	提供便于维修的技术报告, 主要报告内容为发动机技术状态评定的综合报告、气路参数分析报告、振动分析报告、滑油分析报告、使用寿命评定报告、控制系统技术状态评定报告等
10	提供发动机管理, 建立发动机履历数据库和发动机故障数据库的有关资料

9.2.1.3 EMS 系统的效益

建立 EMS 系统, 可提高发动机的可靠性和安全性, 提高发动机的可用率, 减少飞机和发动机的占有费用。使用 EMS 系统的收益如表 9-2。

表 9-2 EMS 系统的各项收益

序号	EMS 系统的收益
1	提高发动机安全可靠,使飞行任务撤销次数减至最少
2	计划的每小时维修工作量减少
3	确认驾驶员的报告使维修工作节省时间
4	发现发动机工作异常进行故障隔离,节省了查故时间
5	避免不必要的修理,减少备件数量
6	减少不必要的发动机或发动机部件的拆换
7	提高发动机和单元体的可用率,节省发动机硬件
8	提供视情维修能力,预报并计划需要的维修能力
9	减少发动机二次损伤

EMS 系统可以提高监控和故障诊断能力,但采用较复杂的 EMS 系统,其成本也将增加。因此,在定义 EMS 系统的功能要求时,必须综合权衡 EMS 系统的效益和成本。

9.2.1.4 典型航空发动机状态监控系统

F100—PW—220 发动机状态监控系统的组成和功能可参看表 9-3。

表 9-3 F100—PW—220EMS 的组成和功能

项 目	内 容
研制生产	PW 公司和汉密尔顿标准公司联合研制
系统组成及功能	a. 发动机机载设备: 发动机数字式电子控制器 DEEC 功能:完成发动机的全部控制任务,是 EMS 系统的组成部分,可进行数据采集,对传感器及控制系统进行故障诊断。 发动机诊断装置 EDU 功能:接收 DEEC 的数据信号,控制座舱中的信号,评价所获取数据的完整性,执行故障诊断程序,记录存储 DEEC 的故障代码,完成电子系统自检,响应飞机数据系统数字通信,在探测到故障时驱动发动机状态指示器。 b. 机场试验台使用的地面保障设备: 数据采集装置 DCU 功能:完成 EDU 记录数据的检索和复验,将数据存储到 DCU 中的磁带盒内。 发动机分析器 EAU 功能:对 DEEC 和 EDU 的数据进行检索,可作为实时监视器和显示设备,可修改 DEEC 中程序控制或 EDU 中的诊断常数。 c. 地面站装置: 后勤数据库系统使用的地面站设备 GSU 功能:GSU 将 EMS 数据处理成发动机履历记录,计算关键件的剩余寿命,评定发动机的性能裕度
使用情况	1987 年 8 月以前的飞行情况有 19043 个发动机飞行小时和 9502 架次飞机飞行,PW—220EMS 的性能指标:有效性为 99.3%、置信度为 92.75%;初期无把握的事件不多于 10%,到成熟期在 100000 发动机飞行小时无把握率为 1%

续表 9-3

项 目	内 容
记录的飞行事件	涡轮超温
	低压转子超转
	高压转子超转
	压气机静子叶片颤振
	失速
	控制自动转换
	滑油压力低
	滑油压力高
	地面热起动、空中热起动或不起动
	防冰系统打不开、超温或关不上
	推力低
	涡轮温度探头滞后
	加力燃烧室不正常
	加力燃烧室接不通
	发动机空中停车

9.2.2 性能监测

发动机性能监控是利用测量主要截面的压力、温度、转子转速、燃油流量和可调几何位置等参数的趋势分析,对发动机的技术状态进行监控。

现将发动机监控系统测量的主要参数列入表 9-4、表 9-5。

表 9-4 F404 发动机性能监控测量的参数

序号	参 数	说 明
1	P_{S3}	压气机出口压力
2	P_{T56}	涡轮出口压力
3	P_{OIL}	滑油供油压力
4	EGT	发动机排气温度
5	T_1	发动机进口温度
6	N_1, N_2	发动机转子转速
7	WF	燃油流量
8	VIB	发动机振动
9	H_{OIL}	滑油液面
10	V_1	防冰活门位置
11	PLA	油门杆角度
12	H, M	高度, 马赫数
13	α	飞机飞行迎角

有关民用发动机性能监控的资料报道得较多,现将典型系统的发动机测量参数列入表9-5。

表9-5 民用发动机监控系统的测量参数

序号	检测参数	ECM II PW4000	ADEPT CF6	TEAM III PW4000	GEM、CF6 CFM56	ACMS PW4000	COMPAS V2500
1	低压转子转速 N_1	*	*	*	*	*	*
2	高压转子转速 N_2	*	*	*	*	*	*
3	燃油流量 FF	*	*	*	*	*	*
4	油门杆角度 PLA	*	*	*	*	*	
5	发动机压比 EPR	*		*		*	计算
6	进气总温 TAT	*	*	*	*	*	*
7	进气总压 TAP			*		*	*
8	风扇出口静压				*		*
9	低压压气机出口总温			*		*	*
10	低压压气机出口总压			*		*	*
11	高压压气机出口总温			*	*	*	*
12	高压压气机出口静压			*	*	*	*
13	高压涡轮出口总温				*		
14	高压涡轮出口总压				*		
15	低压涡轮出口总温	*	*	*	*	*	*
16	低压涡轮出口总压			*		*	*
17	风扇振动	*	*	*	*	*	*
18	高压压气机振动	*	*	*	*	*	*
19	高压涡轮振动				*		
20	低压涡轮振动				*		
21	滑油压力	*	*	*	*	*	*
22	滑油温度	*	*	*	*	*	*
23	点火信号				*		
24	反推力装置位置				*	*	*
25	可调放气活门位置		*		*	*	*
26	可调静子叶片角度		*	*	*	*	*
27	高压涡轮机匣冷却活门位置				*	*	
28	低压涡轮机匣冷却活门位置				*	*	*

9.2.3 振动监测

振动监测和故障诊断主要用于识别发动机结构系统,特别是转子系统的机械状态和故障。在振动信号中可以包含结构系统大量的机械状态和故障信息。这些故障信息包括转子的不平衡量的变化,即外物打伤或转子叶片折断、轴或轮盘裂纹、单元体间的连接偏心、轴承损坏、齿轮和附件传动故障等。

有非正常的发动机振动(比如突发性的或有明显趋势变化的)表现,一般可认为是发动机的故障征兆。发动机故障征兆的早期报警,可使发动机避免严重的二次损伤。

一些民用和军用航空发动机所采用的机载振动监视系统统计如表9-6。

表9-6 民用和军用航空发动机所采用的机载振动监视

发动机/飞机	加速度计数量及位置	信号处理
CF6-50/DC10, A300, B747	2, 风扇轴承、涡轮	宽带
CF6-80/A310, B747, B767	2, 风扇轴承、涡轮	跟踪滤波, 风扇修正平衡
CFM56-3/B737, CFM56-5/A320, A340	2, 风扇轴承、涡轮	跟踪滤波, 风扇修正平衡
JT9D/B747, B767	2(速度传感器)风扇机匣、涡轮	宽带(跟踪)滤波
JT9D-7J/B747	1(2), 风扇机匣(风扇轴承)	宽带(跟踪)滤波
JT9D-7R4E/B767, A310	1(2), 风扇机匣(风扇轴承)	宽带(跟踪)滤波
PW4000/B767, B747, A310	1(2), 风扇机匣(轴承)	宽带, 跟踪滤波
RB211-524/B747	2, 压气机机匣(两个背对背)	宽带, 跟踪滤波
RB211-535E4/B757	1, 压气机机匣(双元素加速度计)	宽带, 跟踪滤波
V2500/A320	1, 压气机机匣(双元素加速度计)	跟踪滤波, 风扇修正平衡, FFT分析
Д-30Ky/ИЛ-62M, Ty-154M	2, 压气机、涡轮	跟踪滤波
F100/F15, F16	3, 进口机匣、齿轮箱机匣、扩压机匣	跟踪滤波
F101/B1B	2, 压气机、涡轮	跟踪滤波
TF34/A-10	2, 压气机、涡轮	跟踪滤波
TF41/A7-E	2, 压气机、涡轮	宽带, 倍频程滤波
T53-L-13/UH-1H	2, 压气机、涡轮	跟踪滤波
Pegasus/AV-8B, AV-8C	2, 压气机、涡轮	梳状滤波
Adour/T45, Hawk	2, 压气机、涡轮	梳状滤波
WP6/J6	1, 压气机(速度传感器)	低通滤波
WP7/J7	2, 压气机、涡轮(速度、加速度传感器)	低通滤波
WJ6/Y7	1, 压气机(速度传感器)	低通滤波
WJ5/Y12	1, 压气机(速度传感器)	低通滤波
AJ1-31Φ/Cy27	1, 压气机中介机匣(MB-27-1)	低通滤波

典型的振动监测系统:

一个完整的发动机振动监测(EVM)系统包括用于监视和分析发动机振动的全部硬件和软件系统。一般分为机载监视系统和地面站两大部分,如图9-6所示。典型的机载振动监控

(AVM)系统如图9-7所示。典型系统的传感器、线路和跟踪滤波器为:

- 传感器: 采用加速度计, 感受振动加速度;
- 线路: 加速度计与信号调节器(电荷放大器、滤波器、积分器等)以及连接电缆, 通常采用积分电路, 须注意安装屏蔽;
- 跟踪滤波器: 跟踪并识别 N_1 、 N_2 振动信号; 也有的采用带通滤波器, 仍然是以监视高、低压转子的振动信号为主, 同时, 应有宽带模拟量信号, 便于谱分析。

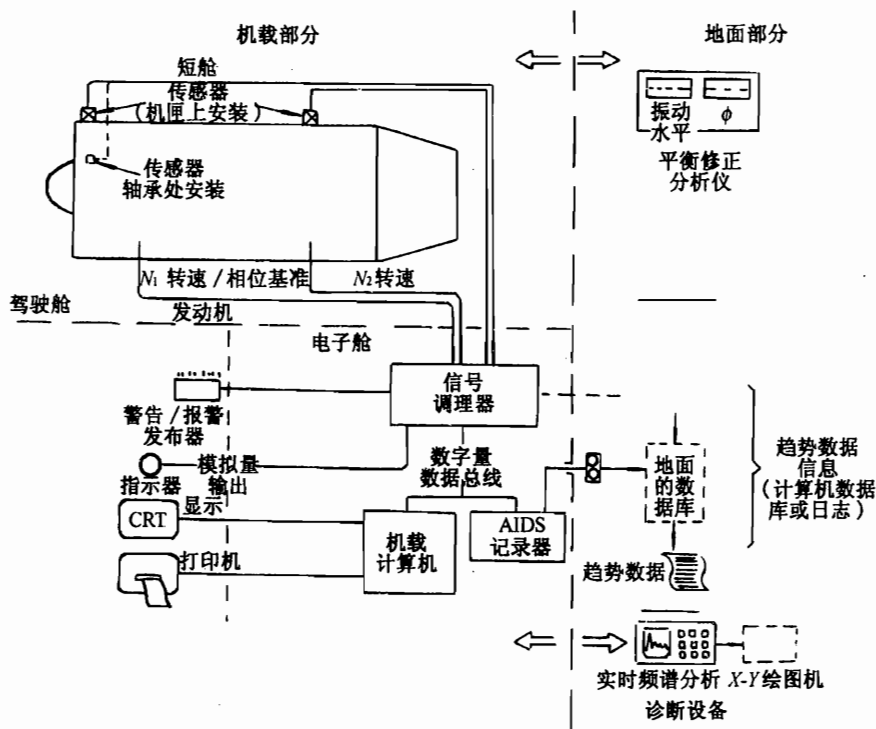


图9-6 典型的发动机振动监视系统

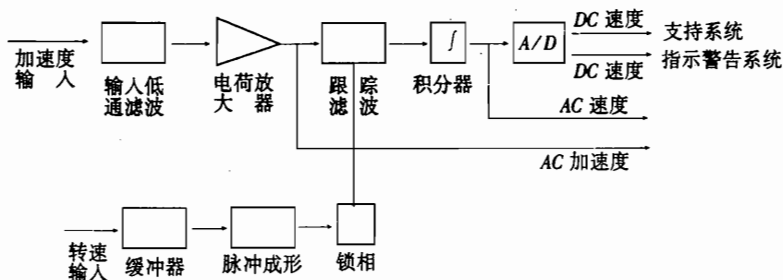


图9-7 典型的AVM系统框图

9.2.4 滑油监测

9.2.4.1 滑油监测系统构成

滑油监测系统包括四部分:

- a. 润滑系统工作监视;
- b. 滑油屑末监视;
- c. 滑油光谱分析与铁谱分析;
- d. 滑油状态监控。

9.2.4.2 润滑系统工作监视

利用滑油系统工作参数来监视滑油系统本身和反映发动机的健康状况,监视参数应包括:滑油压力、温度、消耗量和油滤压差。

a. 滑油压力:由装在润滑系统高压油路中的压力传感器进行连续监视,与飞机座舱的仪表相连显示压力值,同时可进行记录、超限报警,进行机载监控。

b. 滑油温度:监测滑油温度的传感器通常有两个位置,一个是装在散热器后,即润滑系统进口,当散热器的散热量减小时会导致滑油进口超温指示;另一个是装在滑油回油路中,可监测到轴承的严重损坏或热端封严泄漏,导致滑油回油温度超限,这样可指出发动机子系统的故障。

c. 滑油消耗量:监视滑油量和滑油加油量可以得到有关滑油消耗或有无滑油泄漏的信息。通常在滑油箱上装有观测标尺,或安装先进的可供座舱显示的油量传感器。

d. 滑油油滤压差:滑油油滤堵塞会导致滑油供油不足,在滑油油滤压差达到限定值后,滑油油滤的旁路活门会被打开,可通过机械式或电子式旁路指示器在外部指示故障状态,在此故障状态下发动机不可长时间工作。

9.2.4.3 滑油屑末监视

利用滑油中的屑末来诊断滑油所润滑的摩擦件的健康状态,早期发现故障避免造成严重的发动机二次损伤。

屑末分析应定期进行,或根据油滤堵塞指示、振动值及 SOAP 定期分析的结果,视情进行屑末分析。

屑末的收集:

a. 磁性屑末收集器:磁堵是简单易行的结构设计,一般装在主油路、分油路中或传动齿轮箱中,要求有好的可达性。在怀疑发动机有早期失效时,可以方便地进行检查。发动机磁性屑末收集器的检查周期可与其已知的失效模式相对应,可定为 25 ~ 50h。

在发动机维修手册中给出典型的屑末颗粒图例,维护人员用收集到的屑末进行对比,确定故障情况,做出维修决策。

b. 电屑末探测器:在发动机上可考虑选用电屑末探测器,它具有连续的电子显示能力。其结构包括两个电极和一个磁头,工作原理是:当磁头上的屑末积累到足够多的时候,两个电极连通发出信号,它的缺点是在使用中不好调整,易出现误报警现象。

用屑末诊断:

对屑末进行分类,分成磁性物质、非磁性物质和非金属物质,利用其属性判断产生屑末的来源。根据屑末的外型、数量、大小和材料属性判断故障,制定相应的措施排除。CFM56 发动机有相应的资料。磁性屑末监视方法其最有效的分析颗粒的大小为 50 ~ 100 μm 。

9.2.4.4 屑末的分析方法

a. 滑油光谱分析(SOAP):SOAP 是对转动机件由于滚动和滑动表面磨损产生的微粒或屑末,通过光谱分析确定各种元素在滑油中含量的变化,判断转动机件的健康状况,是诊断故障的手段之一。

滑油取样时间间隔为 100 ~ 200h,用光谱分析仪对油样进行分析。在外场也可进行分析。

监视的方法有两种:一是屑末金属含量的限制值;二是制作金属含量的趋势图。金属含量的趋势图可以预报故障。

滑油光谱分析技术可以有效地检测出悬浮于滑油中小于 $10\mu\text{m}$ 的磨损的屑末,选用不同的光谱分析仪还可以检测到 $50\mu\text{m}$ 的屑末,但是不能给出屑末的外型和尺寸,因而丢掉了一些有关诊断的重要信息。

b. 滑油铁谱分析技术:铁谱分析用于磁性屑末检测,铁谱技术能弥补光谱分析的不足,铁谱分析技术有效的颗粒分析范围是 $1\sim 100\mu\text{m}$,它能覆盖光谱分析法和磁性屑末收集器的检测范围。

9.2.4.5 滑油状态监控

对滑油的物理和化学性能监控,即检测滑油的黏度、酸值和氧化物等参数来判断滑油的退化和污染程度。可提供关于滑油技术状态及发动机工作不正常的信息。用于发现早期故障,并制定措施,确保系统处于最佳的润滑状态。

9.2.5 寿命监测

9.2.5.1 概述

发动机大量的零、组件均不可能无限期的使用,须在达到寿命极限之前退役。发动机关键的零、组件寿命消耗和剩余寿命的测算很重要。对发动机运行的疲劳历程进行监控,特别是对寿命有限的关键件疲劳历程进行监控,可以提高飞行的安全性,并改善使用的经济性。

一些军用飞机和直升机对发动机采用了寿命监测手段,主要监测低循环疲劳寿命。有的通过测量涡轮叶片温度以监控叶片的蠕变进行叶片寿命的分析和计算。发动机寿命监控系统可以是发动机状态监控和故障诊断系统的一个部分,也可以采用独立的监控系统。

9.2.5.2 发动机寿命监控的内容和要求

发动机寿命监控通常包括两个方面的内容:

a. 监控寿命有限零件的寿命利用,消耗和剩余寿命,达到有足够可信度的监控,预测水平。

b. 对零件的管理、分类和控制。在寿命期内,发动机可进行大修或非计划性修理,对未更换、更换零件的管理和寿命有限跟踪等。对于按单元体设计的发动机,其单元体的互换能力和互换性程度等均要求严密的管理系统。

寿命有限零件的固有的失效原因通常包括低循环疲劳、高循环疲劳、热疲劳和蠕变,造成失效的或者是由单独的一项所致,或者是由几项的组合所致。其中低循环疲劳(LCF)和蠕变是寿命监控中主要考虑的内容。高循环疲劳(HCF)应力通常由振动引起。在某些情况下 HCF 应力可叠加到 LCF 应力上,并通过百分数因子加到 LCF 损伤上予以考虑。热疲劳应力主要由温度梯度和不均衡膨胀所致。热疲劳能产生较大的应力幅值,在这一点上与 LCF 相似,它将增大或抵消零件内部原有的机械应力。对于热端部件寿命有限关键件的寿命监测,其热疲劳是必须考虑的。对于有很长的巡航段的飞行任务剖面的飞机而言,蠕变比 LCF 具有更严格的寿命监测和限制的要求。最高工作温度及最高工作温度下持续的时间是监测蠕变的最重要的参数,他们均将严重地影响零件的剩余寿命。

研制和发展具有精确计算方法的寿命监测系统是非常必要的。对新设计的发动机,对寿命有限零件确定其寿命的方法通常包括:准确确定材料的特性;用计算和数字模拟技术对设计进行应力和传热分析,并利用分析数据加上相关的试验数据做出初始寿命估算;利用各种试验手段来验证应力分析的数据,并确认寿命预估的结果;台架和飞行实验以验证所预估的发动机

环境条件和应力水平。

确定并推荐使用寿命监测须以累积发动机特定零件的使用数据和相关的飞行剖面数据作为基础,建立并利用数据库则有可能评估发动机的寿命预测,并将此与发动机的实际情况相关联。在此基础上,利用发动机寿命监测系统能可靠又准确地测定发动机的寿命消耗和残余寿命。或者在飞行期间实时计算,或者在飞行之后用记录的飞行数据在地面站计算。

在发动机使用寿命监控中测量参数是:转子转速、排气温度、飞行速度、飞行高度和时间。采样速率可根据稳态和瞬态的需要而定。

数据管理系统应设计成寿命监控与维修决策相结合。既能准确、可靠地进行发动机寿命利用、消耗和剩余寿命的监视,又能确定、支持发动机的翻修和视情维修及零备件的准备管理。所有的系统软件要具有适应性,数据处理、数据库结构及管理逻辑应具备通用性。

9.2.6 发动机结构无损检测

常用的手段见表9-7。

表9-7 发动机结构无损检测项目

序号	检测的项目	序号	检测的项目	序号	检测的项目
1	孔探仪检测	5	磁力探伤检测	9	着色检查
2	涡流检测	6	声发射探测	10	液体渗透检查
3	同位素照相	7	X射线照相检测		
4	超声波检测	8	荧光检查		

9.3 发动机故障诊断

9.3.1 诊断的原理

发动机故障诊断系统是根据飞机在飞行中的监测数据对发动机的技术状态进行分析,以便及时判断发动机健康状态,并对故障发动机进行诊断,依此制定排除措施和排除程序,提高飞机的安全性和可靠性,降低直接使用成本。

利用机载快速存取记录器记录数据,由维修基地计算机进行全部数据处理和进行技术状态的趋势分析,对发动机进行健康检查和故障诊断,给出发动机技术状态报告,对故障发动机可将故障隔离到指示系统、发动机部件和子系统。

9.3.2 诊断的方法

9.3.2.1 发动机气路参数趋势分析和气路故障诊断

发动机气路参数趋势分析和气路故障诊断是利用测量的气路主要截面的压力和温度、转子转速、燃油流量和可调几何位置等判断发动机气路有关各单元体和子系统的技术状态是否完好,将每次飞行监测和计算得到的性能数据输入到数据库中,这样可随时对某台有故障的发动机进行气路参数趋势分析,并隔离故障到单元体和子系统。监视发动机气路参数的航段为稳定巡航段和起飞段。

a. 趋势分析:记录稳定巡航段和起飞段的监视参数,计算各监测参数的偏差值,按时序做出各监测参数的趋势图。利用地面计算机系统分析趋势的变化,根据经验判断发动机气路单

元体和子系统的健康情况。

b. 稳定工作状态的故障诊断: 利用稳定巡航段的监视参数偏差值, 利用地面计算机中的发动机气路分析软件推算气路各单元体的效率和总压损失, 流道能力和流道面积, 发动机工作线的偏移, 从而可以指出气路单元体和子系统的故障和性能衰退, 也可指出有关监测参数的测量值不正确。诊断的主要气路故障见表 9-8。

表 9-8 发动机主要气路故障

序号	气 路 故 障
1	风泉和高压压气机的效率下降/流道能力下降
2	燃烧室、加力燃烧室的总压损失增大
3	高压或低压涡轮的效率下降/导向器面积变化
4	喷管面积的不正常的开和关
5	引气活门不正常的开和关
6	高压静子叶片角度变化规律不正确
7	飞行高度、马赫数和进气总温的测量值不正确
8	发动机转速、燃油流量、排气温度等监测参数的测量值不正确

c. 瞬态工作状态的故障诊断: 利用起飞航段记录的发动机从慢车到起飞功率的瞬态数据, 即发动机加速过程中被监测参数随时间变化的曲线, 通过曲线对比和特定时刻瞬态值的阈值检查, 根据各热力参数的变化规律可以判断压气机可调静子叶片控制规律是否正确, 来判断气路部件和燃油控制系统故障。瞬态监测参数有: 时间、飞行高度、马赫数、进气总温、低压转速、高压转速、燃油流量、高压压气机出口总压、低压涡轮出口总温和总压、高压压气机静叶角度、喷口作动筒位移、燃油总管压力和油门杆角度、燃烧室和加力燃烧室点火信号、风扇出口静压。瞬态监测参数项目可根据需要和具体实际条件决定。瞬态监测参数的测录和瞬态监测参数的处理会比稳态参数要复杂, 须富有经验。

d. 试车台气路故障诊断: 在试车台上可以比飞机上测量更多的参数, 可增加如: 推力、喷口总压、排气总压、高压涡轮和低压涡轮之间的总温和总压、发动机空气流量等。从而可以更准确地计算出各部件的性能参数, 据此更好的隔离气路部件故障, 确定维修项目。试车台上增加的监测参数项目可根据实际情况决定。

9.3.2.2 监测参数的选择和精度要求

对于涡扇发动机气路部件的故障有风扇、高压压气机的效率及流通能力, 高压涡轮、低压涡轮效率及涡轮导向器面积等十几个故障参数, 如果需要诊断的故障参数的数量多, 则需要的监测参数也相应的多, 才能提高或保证诊断的精度。因此选择监测参数与计划诊断的故障参数的数量有关。

监测参数的精度要求, 以 JT9D 发动机为例, 表 9-9 给出了 JT9D 发动机监测参数的精度要求, 这是典型的发动机的举例, 设计监控系统时可以参考。如果监控系统输入的参数是来自全权限电子控制器, 其精度可以满足发动机状态监控和故障诊断的要求。

表 9-9 JT9D 发动机监测参数的精度要求

参 数	精 度	参 数	精 度
指示空速(km/h)	± 5.5	高压压气机出口静压(kPa)	± 1
高度(m)	± 14	排气温度($^{\circ}\text{C}$)	± 5.5
大气温度($^{\circ}\text{C}$)	± 0.4	燃油流量(kg/h)	± 22
进气总温($^{\circ}\text{C}$)	± 0.75	可调静叶角度($^{\circ}$)	± 1
马赫数	± 0.005	油门杆角度($^{\circ}$)	± 1
发动机压比 <i>EPR</i>	± 0.012	滑油量(L)	± 0.6
低压压气机转速(%)	± 0.2	滑油温度($^{\circ}\text{C}$)	± 3
高压压气机转速(%)	± 0.1	滑油压力(kPa)	± 13
低压压气机出口总温($^{\circ}\text{C}$)	± 1.7	滑油通气压力(kPa)	± 2
低压压气机出口总压(kPa)	± 1	涡轮冷却空气压力(kPa)	± 1
高压压气机出口总温($^{\circ}\text{C}$)	± 6	放气量(%)	± 7

状态监控中趋势分析是个很重要的手段,为了不致于因测量误差而掩盖监控参数真实的变化趋势,监控测量参数的重复性比其本身的精度更重要,因此要求测量系统应有强的抗干扰能力,尽量小的零点漂移。由于实际工作环境中各种干扰的存在,记录的数据总不可避免地含有随机误差。为了消除随机误差,在诊断采用的软件中对记录数据进行平滑处理。比较常用的方法有统计法、移动平滑或指数平滑法等。

9.3.2.3 振动趋势分析

振动趋势分析用振动测量值与限制值进行比较,可以监测出超限值或突变。原始振动数据可能是宽频带读数或者是滤波后确定的特殊频率的幅值(跟踪转子转速)。调试正常的发动机不应出现振幅较大共振频率,发动机在使用中出现振动值增大超限或突变,就可以预测出发动机可能出现故障。

9.4 维修性设计

9.4.1 维修性设计思想

传统的维修思想是以定期全面翻修为主的计划性维修思想(预防性维修),即认为飞机的安全性与其各系统、部件、附件、零件的可靠性紧密相关,而可靠性又与飞机的使用时间直接有关,即要通过经常检查、定期修理和翻修来控制。这种定时(预防性)维修的理论基础是浴盆曲线的可靠性模型,见图 9-8。

随着航空技术的发展,喷气发动机剩余功率增大,飞机余度技术增多,使得可靠性与安全性就不直接有关了,这是因为:(1)可靠性是由设计所决定的固有性能,在使用中不能提高。(2)故障出现的时间、部位是偶然的,可以用余度设计、破损安全设计等来削弱或切断故障。(3)对复杂的航空机件,浴盆曲线已不适用。美国联合航空公司研究,航空机件故障率曲线有 6 种形式,见图

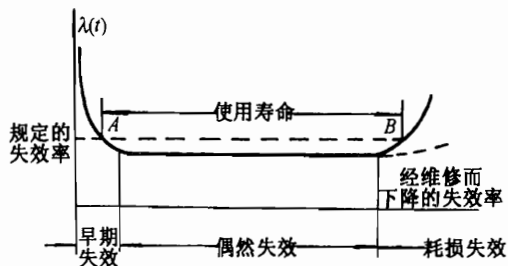


图 9-8 传统的故障率曲线

9-9。

由图9-9可见,故障曲线中仅6%有明显的耗损特性(图中A、B),只有4%故障率随时间的变化符合浴盆曲线(图中A),89%的机件是没有耗损期的。对复杂的部件,定期翻修已不适用。因此,出现了以可靠性为中心的维修思想(RCM, Reliability Centered Maintenance)。以可靠性为中心的维修思想,是在综合分析装备的固有可靠性基础上,把计划维修区分为定时、视情维修和状态监控三类方式的逻辑决断过程。

9.4.2 维修性设计与维修工程

维修性设计是维修工程的核心,它应贯穿于发动机全寿命周期的始终,在研制的各阶段都应与各系统的功能设计紧密配合,才能最终保证系统的维修性与保障性要求,维修性逻辑框图见图9-10,维修性设计与系统设计的协调关系见图9-11。

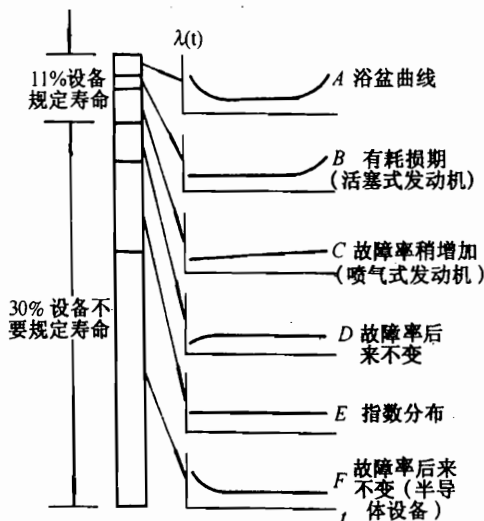


图9-9 航空机件故障率曲线

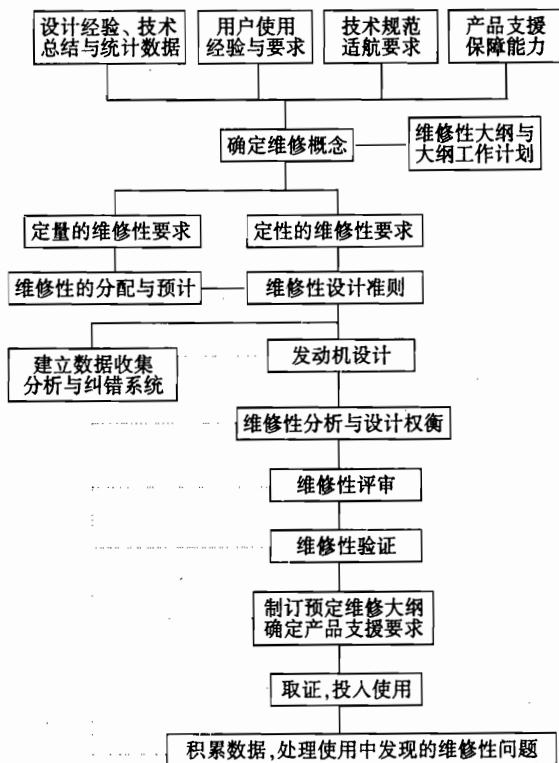


图9-10 航空发动机维修性工程逻辑框图

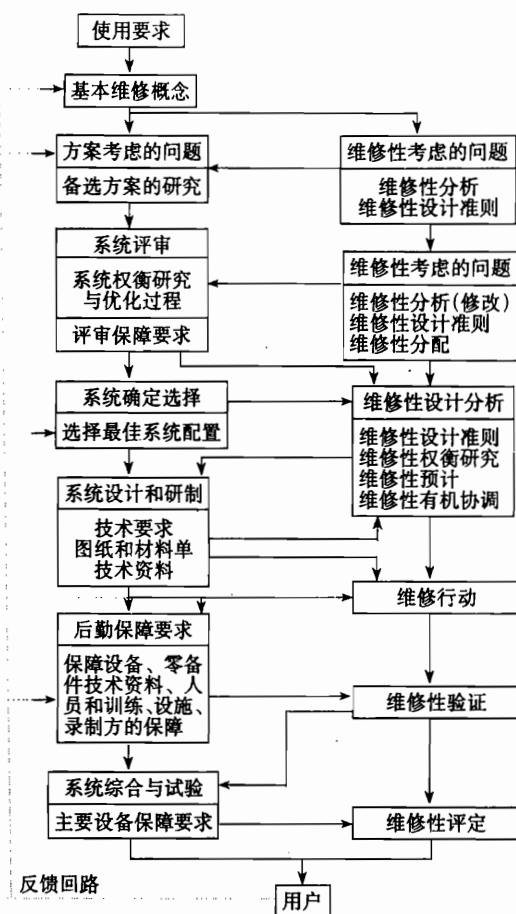


图 9-11 维修性设计与系统设计间的协调

维修性设计贯穿系统设计的全过程,在研制的各个阶段以至最终交付用户之前,都要与系统的功能设计不断协调、折衷权衡,以获得优良的综合设计水平。

在发动机研制中,应按维修工程内容制定维修性大纲,以便对维修性设计、分析、评定等工作进行有效的管理。

维修性大纲的具体内容见第 9.4.8.2 条。

9.4.3 维修性名词和术语

维修性名词和术语按 GJB451《可靠性维修性术语》。

9.4.4 发动机维修品质的基本要求

发动机维修品质的基本要求见表 9-10。

表9-10 发动机维修品质的定量要求

序号	参数名称	类型		适用范围		反映目标	
		使用参数	合同参数	航空发动机	重要零部件	维修人力费用	保障费用
1	平均修复时间($\overline{M}_{CT}$)或修复率(μ)		✓	★	△	✓	
2	最大修复时间(M_{MAXCT})		✓	★	△	✓	
3	平均维修时间(T_M)	✓		★		✓	
4	每飞行小时直接维修工时(L_{DMF})	✓	(✓)	★		✓	
5	每工作小时直接维修工时(L_{DMO})	✓	(✓)	△		✓	
6	每飞行小时的维修器材费用(C_{MMF})	✓	(✓)	★			✓
7	更换发动机时间(T_{ER})	✓	(✓)	△		✓	
8	拆装发动机时间(T_{ERI})	✓	(✓)	△		✓	
9	平均不能工作时间(T_D)	✓		△		✓	
10	恢复功能用的任务时间(T_{MRF})	✓				✓	
11	平均预防性维修时间(T_{PM})	✓	(✓)	△		✓	
12	平均维护时间	✓		△		✓	
13	每飞行小时直接维修费用(C_{DMF})	✓	(✓)	△		✓	✓
14	故障检测率(r_{FD})	✓	(✓)	△		✓	
15	故障隔离率(r_{FI})	✓	(✓)	△		✓	
16	虚警率(r_{FA})	✓	(✓)	△		✓	
17	重测合格率(r_{OK})	✓		△		✓	

注:表中✓为选用参数;(✓)为可按合同参数;★为首选参数;△为次选参数。

9.4.4.1 维修品质的定量要求

(1) 每飞行小时的直接维修工时(L_{DMF})

这是与飞机发动机战备完好率和维修成本直接有关的参数。如 F404 发动机初始设计为 1.9MMH/EFH(后方为 1.2, 部队、中级维修为 0.7); 成熟期为 1.2MMH/EFH(后方为 0.7, 部队、中级维修为 0.5)。

应列入本指标计算的维修任务为:

- 飞行前、后的定期检查;
- 包括热端部件在内的定期检修;
- 包括排除故障、调整、修理或拆卸与更换在内的非预定维修和二级维修;
- 发动机的部件修理与整机翻修;
- 发动机的维护保养。

下列维修任务不应列入发动机每飞行小时维修工时的计算:

- 当涉及到发动机性能改进或者规范要求更改的技术通报和时限技术通报;
- 维修发动机时, 对非发动机所带设备的拆卸与安装(例如: 由承包单位安装在发动机上或短舱中的零件等);
- 发动机所用燃油的加注、化验等;
- 非发动机本身原因而从飞机上拆下或更换发动机, 但发动机本身的故障或失灵和诸如对点火器、燃油滤、滑油滤等进行日常维修而要求拆卸发动机的维修工作除外;

- e. 不属于发动机本身的故障或异常所进行的维修任务;
- f. 为放置(搬动)地面设备和移动飞机所要求的维修工作。

(2) 部件或单元体的平均拆卸和安装时间

部件和单元体的拆卸和安装时间为, 从已处于维修工位的发动机上拆下单元体或设备(附件)、零部件到安装完新的单元体或设备(附件)、零部件为止的工作时间, 不包括将发动机安置于维修工位的工作时间和工作结束后进行的整机检查和试验工作所用的时间。

型号规范中应规定主要部件(如燃滑油泵、调节器、电嘴、火焰筒、叶片等)的拆装时间, 并要在维修性验证中进行验证。

(3) 发动机的平均修复时间 $\overline{M}_{CT}$

发动机的平均修复时间是在一定的时间周期内, 总的发动机修复性维修时间除以总的修复性维修工作的次数。

(4) 发动机翻修时限

发动机的翻修时限是发动机及其配套附件按规定的使用条件工作时, 从制造出厂到首次翻修或每次翻修后所规定的发动机工作时限或低周循环工作次数。

(5) 更换发动机时间(T_{ER})

更换发动机时间为, 一台处于可使用状态的发动机, 从开始油封拆下到安装好另一台发动机并使飞机达到可使用状态的时间(包括检验试车在内)。这一指标在维修性验证中验证。

9.4.4.2 维修品质的定性要求

- a. 发动机在飞机上的快速更换;
- b. 单元体结构设计;
- c. 可达性设计;
- d. 防错设计;
- e. 标准化与互换性设计;
- f. 可修理(复)性设计。

上述定性要求的实现, 详见第9.4.6条。

9.4.5 维修性设计准则

在发动机设计的最初阶段就应制定维修性设计准则, 用以指导、控制发动机各部件、各系统的维修性设计, 将维修性要求转换成软、硬件设计中能够直接操作的要求和规则。

9.4.5.1 减少维修停机时间

尽可能采用不需要进行预防性维修的设备和机件, 严格控制不成熟设计项目的数量和比例, 采用单元体设计。

9.4.5.2 快速可靠地维修

应设有发动机监控系统, 电子部件应有机上自检测系统, 以便将故障定位与隔离; 发动机维修部位应便于识别与查找; 应采用防错设计, 以防止维修中的人为差错。

9.4.5.3 维修工作简便

发动机外部附件布置应考虑机件故障频数、调整和装拆的难易程度及装拆时间、安装特点等, 以便于维修; 尽量采用标准化设计和标准化设备。

9.4.5.4 考虑人素工程

应保证维修人员操作方便, 避免危险、肮脏和别扭。

9.4.5.5 降低费用

设计时对可修部位应留有调整和加工余量供修理用,易磨部位应该有良好的可修性,维修专用工具和设备尽量少,零备件消耗尽量少,对维修人员技术水平要求尽可能低。

9.4.6 发动机维修性设计

9.4.6.1 发动机快速更换能力(QEC)

发动机快速更换能力是保证飞机战斗力的重要维修性指标。

在 QEC 设计中,一般应有如下考虑:

- a. 燃油、滑油、电路、气路等各种管路应分别集中为几个与飞机连接的总接头;
- b. 进气道、尾喷管应直接与发动机相连,而不与飞机上的吊架连接;
- c. 应同时考虑和设计 QEC 的专用工装;
- d. 严格控制发动机的性能,降低换发后的试车要求。

如 F-18 飞机装两台 F404-GE-400,每台发动机与飞机有 11 处接口,换发时间仅 21min;F-15 飞机(装 2 台 F100-PW-100)换发时间 30min。

9.4.6.2 单元体化

(1) 单元体设计目标

- a. 以最小的工作量快速更换单元体;
- b. 热端部件可达;
- c. 发动机能垂直和水平装配分解;
- d. 发动机可分离运输;
- e. 压气机和涡轮能单独平衡。

(2) 单元体的划分

发动机可分成几个大单元体,每个大单元体又可分为若干个小修理单元体,便于外场维修。单元体更换后,发动机转子不需要重新平衡,也不需要整机试车。

发动机的单元体可以是单独的功能性部件,如风扇、中压压气机、中介机匣、高压压气机、主燃烧室、高压涡轮等;可以是功能性部件的主要装配组合件,如高压涡轮转子、高压涡轮静子等;也可以是一些功能性部件带有一些单独的零件或带有邻接功能部件的装配组合件,如主燃烧室与高压涡轮导向器等。如 CFM56 发动机,分为五个大单元体(风扇、核心机、低压涡轮、加力燃烧室、附件机匣)和 17 个小修理单元体。

由上面例子可见,单元体的划分原则是:

- a. 各单元体成为自包容结构,在性能与结构上要完全互换,基本上以大部件为大单元体;
- b. 单元体界面要清晰,连接结构要简单;
- c. 为了维修方便,可以将大单元体划分为若干维修小单元体;为了适应外场维修频度和方便维修,有的零件也可作为维修单元,如风扇叶片;
- d. 划分单元体时必须考虑结构元件可预测的破坏性、无故障特性和耐久性,保证用最少的时间、劳动力和器材更换单元体,以恢复发动机的工作能力;
- e. 基础单元体(用作发动机和分解基础的单元体),必须具有最高的稳定性、无故障性及耐久性指标。

(3) 单元体设计要求

- a. 总体设计要保证单元体界面处配合尺寸能互换,而不影响性能与不平衡度。根据目前

国外发动机设计经验,单元体间转子定心有:转子、支承间即轴承内环与轴或轴承衬套与轴间多为小过盈配合;套齿连接处(压气机与涡轮或涡轮与轴之间)用圆柱面定心,大多数为小过盈配合。在压气机与涡轮转子间也有用圆弧端齿扭扭并定心的。机匣之间定心,一般都采用止口圆柱面定心,大多数用小过盈配合或用间隙配合加精密螺栓。

b. 单元体应该有控制尺寸和自身的定位基准,以保证单元体内零件尺寸的差异不影响本单元体尺寸公差。

c. 要保证单元体间性能互换,则要求气流通道尺寸精度高、叶型精度高。

d. 单元体设计中转子的平衡精度要求要高,应采用多步平衡,每个转动部件最好预先静平衡,再最终平衡。此外,发动机应具有本机平衡能力,以保证更换低压部分的大叶片后能微调,以达到转子平衡。

e. 单元体的连接处,允许使用外补偿元件(如环、偏心环等)来保证转子支承的同轴度,补偿元件应作为单元体的组成部分。

f. 在风扇、压气机和涡轮等单元体结构中,必须预先考虑到在维修条件下能更换故障叶片的可能性。

g. 在发动机上有确定位置的单元体必须有能定位的结构元素。

h. 管子和导线的连接处应尽可能设置在单元体的对接平面内。

i. 单元体设计时要考虑修理的需要,应留有补加工面和修理基准以及平衡时的配平表面等。

9.4.6.3 可达性

可达性的要求主要是:

a. 便于接近维修部位。

b. 检查或更换故障件时,尽量少动或不动相邻接口。

c. 各系统元件尽量相对集中。

d. 有足够的维修空间,维护窗口的尺寸、方向、位置等都要使操纵者维修姿态合适,以保证维修工作可靠、安全,并提高维修效率。

例如某发动机具有良好的可达性,附件机匣和主要附件位于发动机下方,只要打开C形管道,发动机附件就完全暴露在外。在外场不分解发动机的情况下,就能方便、快速地更换风扇叶片和导流叶片(首对风扇叶片需22min,其后一对叶片只需2min即可)。在发动机上成对(180°)更换风扇叶片时,备份叶片是成对分组,其重量矩差值限定在 $400\text{g}\cdot\text{cm}$ 之内,以限制转子振动值,使发动机获得最佳工作状态。若换4对或4对以下风扇叶片,只需进行静态不平衡修正(若对与对之间重量矩差值低于 $100\text{g}\cdot\text{cm}$ 时不进行修正);若更换4对以上的叶片,在静态修正后必须在加一次精调平衡(精调平衡分析器装于飞机头部)。假如没有成对的风扇备份叶片,当备份叶片和被拆叶片重量矩差值不超过 $800\text{g}\cdot\text{cm}$ 时,单个风扇叶片也可更换。当风扇出口导流叶片需修理时也可在发动机上更换,只需拆去3片工作叶片即可(为消除分解引起的不平衡量的变化,将对面 180° 的三片也拆下重装)。

e. 孔探针检查要可靠、方便。孔探针检查是指能在最少的分解工作量和最短的停机条件下,通过目视、照相和电视显示等方式检查发动机内部件的损伤、腐蚀裂纹、变形等故障。

9.4.6.4 标准化和互换性

a. 单元体应有合理的公差,保证其物理(结构、尺寸、材料等)和功能上的互换性;

b. 最大限度地选用标准化的零件、元器件,并尽量减少其品种、规格;

- c. 双发飞机用发动机安装点应完全相同,安装节结构应保证左右发能互换安装;
- d. 当修改零部件设计时,不要任意更改安装的结构要素,以保证部件或系统的互换性。

9.4.6.5 防错设计

按照墨菲定律:做某件事,若存在着发生差错的可能性,那么差错迟早总要发生。如果把发生差错的概率计为 p ,不发生差错的概率记为 q ,则 $p = 1 - q$,若进行 n 次伯努利试验,则有

$$\lim_{n \rightarrow \infty} \sum_{k=1}^n P_k(np) = \lim_{n \rightarrow \infty} (1 - q^n) = 1$$

即 n 重试验中,试验次数趋向无穷时,部件至少发生一次差错的概率趋向于 1,也就是说, n 次试验中,至少发生一次差错的事件是一个必然事件。因此,在设计中必须采取防错措施,以防止在连接、装配、安装、盖口盖等维修操作中发生差错。即使发生差错也能立即发现并纠正。

防差错设计分为完全性防差错设计和非完全性防差错设计。前者是通过周密完善的设计,消除机件本身发生差错的可能性。

非完全性防错设计是,通过对维修人员的警告、提示来防止差错发生。如在附件上做有明确的标记、符号等。

9.4.6.6 可修复性设计

零件的可修性是发动机维修性设计中的一个重要组成部分,良好的可修性设计可以减少维修费用和备份件数量。

- a. 对容易发生局部耗损的组件,应设计成可拆卸的,以便局部修复和更换;
- b. 对易磨损的零件应设计成可通过调整或修理能恢复其原结构;
- c. 需加工修复的零件应设计成能保持其工艺基准不受工作负荷的影响而磨损或损坏,必要时应留有专用的修复基准;
- d. 采用热加工修复的零件应有足够的刚度,以防止变形。

发动机在单元体设计提供了修理的可能,采取了如下措施:

- a. 需要机械加工修理的零件,设计时备有加工余量,如低压涡轮机匣安装边允许修理;对于旋转件都备有去材料的凸台以供平衡时修正质量,如风扇轴、风扇盘和增压级、低压涡轮等零件。

b. 加工中需去掉工艺基准的零组件,专门设计了参考基准面,图 9-12 示出了风扇轴和轴承座部分平衡时去材料处及参考面。

c. 流道中经常摩擦的部位,采取了易磨环带和易磨涂层,既保证了可靠工作,又便于更换。如风扇的摩擦带及消音嵌板都采用复合材料(玻璃纤维和环氧树脂塑料),粘合在基体金属上,见图 9-13。只要拆除固定螺钉,用专用工具即可拆下更换;风扇燕尾槽涂有 Molydag 涂层;风扇叶片榫头涂有铜镍介质和 Molydag 涂层;高压压气机静子机匣上与转子相磨的衬环;涂层也可更换,见图 9-14。高压涡轮叶片榫头及所有封严齿上均涂有可磨涂层(Melco601);高压涡轮外环和低压涡轮叶冠阻尼面都涂有耐磨涂层;附件伞齿轮表面镀银等,这些涂层除可磨外,对高温部件主要是提高抗腐蚀能力,改进抗热疲劳性能,提高零件寿命。

d. 涡轮叶片的叶冠、封严齿环上的齿尖都可用焊接修理,高压涡轮一导尾缘可进行热模校准,对低压涡轮第四级导向叶片的搭接和脱锁均可复位。

e. 有一套精密的测量系统,为修理提供了依据,如对低压涡轮叶片和导向器出口面积都通过计算机测量,高压涡轮导向器出口面积有专门工具固定测量。

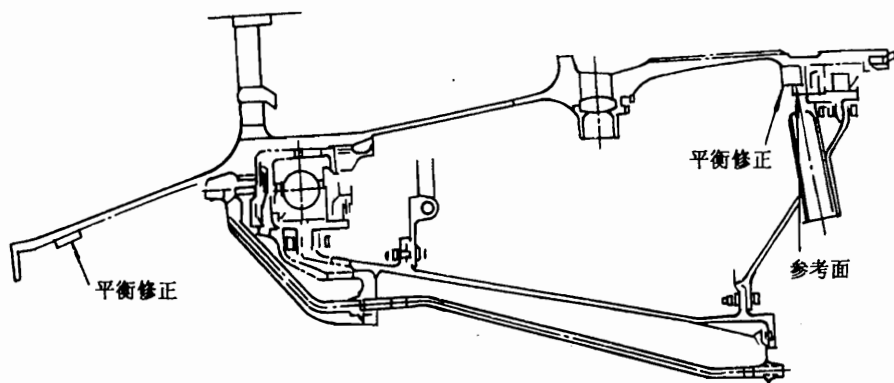


图 9-12 发动机风扇轴和轴承座的去材料

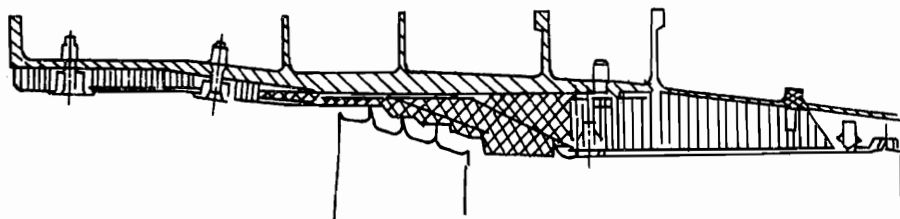


图 9-13 发动机风扇摩擦带及消音嵌板

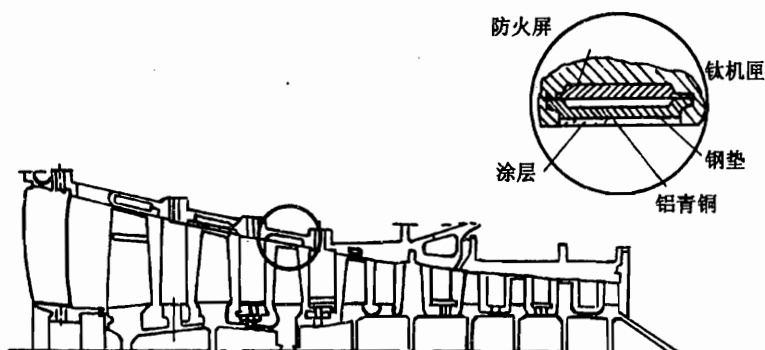


图 9-14 发动机高压压气机静子机匣与转子相磨的衬环

9.4.7 维修成本

9.4.7.1 可靠性、维修性与成本之间的平衡

发动机的经济性应以寿命周期费用(LCC)来评价。

$$LCC = \text{研制费} + \text{生产费} + \text{使用维护保障费}$$

式中: 使用维护保障费直接与可靠性(R)和维修性(M)有关。现代发动机设计思想就是不惜花费较多的研制费, 采用高质量的零件, 经过苛刻的试验和完善的维修性设计, 降低使用维修

保障费用。

9.4.7.2 发动机维修成本(MC)

发动机维修成本(MC)由三部分组成

$$MC = MMC + LLPC + MLC$$

式中:MMC——维修材料费;

LLPC——寿命件更换费;

MLC——维修劳务费。

维修材料费和维修劳务费中都包括了高技术修理费。

飞机投入使用后,其发动机成本都是逐年增加的,最后趋近一个稳定值,接近此稳定值的维修成本称为发动机成熟期的维修成本。维修成本的成熟期约为6~8年。一般来讲,主要是预估成熟期的维修成本。

a. 维修材料费(MMC)

维修材料费包括:

裸发动机费;

内场和航线用材料费;

外购组件和附件费;

短舱材料费;

外场维修费(包括高技术修理费)。

$$MMC = \sum \frac{\text{零件费}}{\text{零件寿命(给定状态)}}$$

式中:MMC的单位为元/EFH,EFH为发动机飞行小时。

发动机维修材料费中,叶片、主轴承、燃烧室(火焰筒)等材料费约占总维修材料费的80%。各种零件维修材料费占总维修材料费的比例不同,见表9-11(以V2500发动机为例)。

表9-11 各种零件维修材料费占总维修材料费的比例

单元体(寿命件除外)	占总MMC比例(%)
风扇、风扇机匣、增压级、进口导叶	9
高压压气机	15
火焰筒	15
高压涡轮	35
低压涡轮	20
外部	2
非单元体	4

b. 寿命件更换费(LLPC)

寿命件(也称寿命限制零件或限制寿命零件),如盘、叶片、轴、转动密封件等。

LLPC估算是将寿命件成本按每台发动机飞行小时或每个循环计算。

$$\text{每循环成本} = \frac{\text{更换件数} \times \text{单价}}{(\text{更换件数} + 1) \times \text{单件平均寿命}}$$

或

$$\text{每循环成本} = \frac{\text{更换件数} \times \text{单价}}{\text{更换件的累积循环数}}$$

c. 维修劳务费(MLC)

$$\text{维修劳务费} = \text{维修劳务工时} \times \text{工时费率}$$

其中

$$\text{维修劳务工时} = \sum (\text{维修工时} / \text{平均翻修工时})$$

根据实践经验及统计数据,确定出每次翻修时各部件零件损坏的百分比,再根据总平均翻修寿命和该百分比确定各部件的平均翻修寿命,然后按修复工时,求出每发动机飞行小时所需的维修工时。

9.4.8 维修性大纲

9.4.8.1 制定维修性大纲的目的

为保证在发动机研制过程中,严格按照维修工作程序进行维修性论证、分析、设计计算和验证,应制定维修性大纲,这是进行发动机维修性设计及其保证工作的控制性文件,是发动机型号设计师系统中可靠性/维修性工作系统对维修性设计的协调、管理评价的依据,也是飞机使用部门、设计部门共同制定发动机维修大纲的依据之一。

9.4.8.2 维修性大纲的内容

发动机承制方与订货方根据 GJB312.3—87《飞机维修品质规范》中对航空发动机维修品质的一般要求,结合“研制任务书”和“发动机型号规范”进行剪裁,并具体化。

对维修品质的定性、定量要求见第9.4.4条。

9.4.8.3 发动机研制各阶段主要维修性活动

(1) 方案阶段

a. 会同使用方进一步明确维修性要求,确定维修性指标的考核、验证要求,初步确定发动机的使用维修条件;

b. 明确订购方、承制方和转承制方在开展发动机维修性工作中应承担的职责;

c. 制定维修性工作计划;

d. 维修性设计方案评审;

e. 初步拟定维修保障方案;

f. 初步的维修性分配和预计;

g. 对转承制方提出维修性要求及维修性工作要求;

h. 建立维修性工作机构。

(2) 工程研制阶段

a. 修正、实施维修性工作计划;

b. 监督、控制转承制方的维修性工作计划;

c. 维修性数据收集、分析和纠正活动;

d. 维修性分配与预计;

e. 制定维修性设计准则;

f. 维修性分析;

g. 维修性评审;

h. 地面保障/测试设备的规划与协调。

(3) 设计定型阶段

- a. 根据定型试验大纲的有关规定,进行维修性验证与演示;
- b. 对发动机维修性指标进行评估;
- c. 对发动机维修性工作评审;
- d. 维修分析(初步的);
- e. 制订维修大纲(初步的);
- f. 提供发动机使用、维修资料。

(4) 生产定型阶段

在发动机的试生产、领先使用阶段,承制方开展如下的维修性活动:

- a. 制订维修大纲;
- b. 对发动机试生产及领先使用,开展维修性跟踪工作;
- c. 使用方收集发动机外场使用的维修性信息;
- d. 协助使用方开展维修工作、进行维修人员的培训,实施维修性监控;
- e. 根据维修性信息,进行维修分析,承制方与使用方共同纠正使用中的维修性问题;
- f. 发动机生产定型时协助有关部门做好生产定型所需要的维修性工作。

9.4.8.4 维修性工作项目

发动机研制中,应按维修性工程内容制定维修性具体工作项目,以便对维修性设计、分析、评定等工作进行有效的管理。

(1) 制定维修性工作计划

制定一个综合考虑维修性大纲规定的所有工作项目的实施要求、进度、方法、责任以及与发动机工程研制各项活动之间的关系的具体实施计划。该项工作应与可靠性工作机构相协调,与保障工作共同建立维修性保障性工作机构,确定组成人员及其职责,规定有效的工作程序;分析确定整机及各单元体、工作系统、附件的维修性工作要求,划分维修性管理阶段,确定维修性工作的评审点。这是维修性设计工作的保障条件,也是可靠性维修性设计师分系统的工作依据。

(2) 对转承制方和(或)供应方的监督与控制

承制方对转承制方和(或)供应方提出维修性的定性和定量要求,并在合同中规定。参加和评审转承制方和(或)供应方的数据收集、分析和纠正活动的工作程序,并将其纳入发动机可靠性信息闭环系统。

(3) 制定维修性设计准则

制定维修性设计准则的目的,是为了将维修大纲规定的维修性定量和定性要求及保障性工作提供的有关约束条件转化为硬件设计时应遵循的原则。应依据研制任务书中对维修性的要求,结合发动机使用维护特征及工程经验,参照国内外已有的设计准则来制定,这是实现维修性设计的保证。

制定维修性设计准则时应考虑的主要问题有:

- a. 简化维修的复杂性;
- b. 减少维修工作量;
- c. 减少维修停机时间;
- d. 节约维修保障费用;
- e. 降低对维修人员的数量和技术水平的要求;

f. 避免维修差错的可能性。

(4) 维修性预计与分析

根据维修性设计,在规定的维修级别和维修保障条件下,对维修特征量进行估算、分析,以评价是否满足规定要求。同时,将维修性分析与可靠性、工程时间进行协调、权衡、折衷,最终保证发动机有良好的综合性能。

(5) 维修性分配

将系统的维修性定量指标逐次分配到分系统或单元体、组件、元器件等层次,以便进行产品设计。并将其分配值纳入元器件技术要求中,并根据分配结果对转承制方提出要求。

(6) 维修性评审

对维修工作项目及要求进行检查与论证评定,要按维修性工作计划分阶段评审,评价设计达到维修目的的程度,以保证维修性设计及其管理工作有效、准确、满足预定要求。

(7) 建立维修性数据收集、分析和纠正措施系统(FRACAS)

这是维修性信息管理的主要手段,只有承制方和使用方数据收集、分析和纠正措施系统协调一致,才能保证维修工作有效地利用使用经验和试验结果,才能及时了解维修工作的缺陷,采取可行的纠正措施,使关键的问题得到及时的纠正,保证装备的完善。

(8) 维修性验证

对维修性有定量要求的系统和设备必须进行维修性验证,通过维修性演示和观测数据,以确定受试设备、系统是否满足指标要求。对维修性有定性要求的系统和设备要进行审核、评价。

(9) 维修分析

通过对系统原理的故障模式、影响和危害性分析(FMECA),确定维修要求;根据以可靠性为中心的维修分析,确定维修工作和项目;最终确定维修等级、维修资源(备件、材料、工具、保障设备等)、维修工时及设备利用率。

维修分析是编制维修大纲的基本依据。

(10) 制定维修大纲

根据对发动机各系统、元件的维修分析,制定整机的维修大纲,为发动机维修提供依据。

(11) 编制维修手册

根据维修性分析及维修大纲编制不同等级的维修手册。

(12) 规划维修保障/测试设备的总需求

维修性设计中必须进行维修保障分析,使飞机、系统维修保障/测试设备的设计研制与型号研制同步进行,以保证飞机的有效使用要求。

根据维修性分析和维修分析,提出维修保障/测试设备的总需求,制定正确的装备保障方案,提出合理的保障资源要求。

9.5 可靠性设计

可靠性工程是为了达到系统可靠性要求而进行的有关设计、试验和生产等一系列工作的总和,它与系统整个寿命周期的全部可靠性活动有关。其项目有:

(1) 提出和确认型号的可靠性要求。

(2) 纳入型号研制任务书和合同中,并写入型号规范可靠性要求的章节中。

(3) 依据 GJB450《装备研制与生产的可靠性通用大纲》,结合型号特点编制型号可靠性大纲。

(4) 根据型号可靠性大纲制定型号可靠性工作计划。

(5) 提出对转承制方和供应方的可靠性要求与控制。

(6) 进行可靠性设计与分析。

(7) 进行可靠性试验(增长试验)与验证工作。

(8) 建立故障报告、分析和纠正措施系统。

(9) 建立可靠性信息系统。

(10) 进行关键件、重要件跟踪与控制。

可靠性工程的重点放在可靠性设计上,可靠性设计必须强调和性能设计、结构设计、维修性、保障性、费用及进度结合起来进行。可靠性要求是进行可靠性设计的依据。可靠性要求分为两类:一类是定性要求,即定性设计要求和定性分析要求;第二类是定量要求,即规定发动机可靠性参数、指标和相应的验证方法。

可靠性设计首先要确认可靠性参数、指标,提出设计值,并进行如下工作:

(1) 依据可靠性设计值进行可靠性分配,以发动机整机(结构系统)、主要工作系统(润滑系统、燃油系统、控制系统、电气系统、测试系统、空气和引气系统等)的功能为基础,以 GJB813《可靠性模型的建立和可靠性预计》要求建立相应的可靠性模型,根据模型框图用数学模型表示,把可靠性要求按模型分配到发动机各系统、单元体或部件、附件以及主要构件(零、组件)。

(2) 确定发动机研制各个阶段可靠性水平目标,以成熟期目标值(或规定值)为基准列出各阶段参考值,见表 9-12。

表 9-12 以成熟期目标为基准列出研制各阶段参考值

参 数	各 阶 段	设计定型	生产定型	初始使用	成熟期
	项目名称				
T_{BF}	目标值(规定值)	0.7~0.8	0.9	0.95	1.0
	门限值(最低可接受值)	0.46~0.52	0.58	0.62	0.65
γ_{HS}		无		0.67~0.95	1.0
γ_{UER}		0.60~0.625		0.63~0.69	1.0

(3) 进行可靠性预计,评定发动机整机、各工作系统、单元体、附件等是否能达到规定的可靠性水平。

(4) 进行可靠性分析,能系统地分析零部件、附件、单元体或工作系统潜在的故障模式原因及后果,以便发现设计中的薄弱环节以及采取纠正措施的效果。

(5) 制定发动机可靠性设计准则或者规范。

(6) 依据 GJB190《特性分类》确定可靠性关键件和重要件。

(7) 提出可靠性试验和增长试验项目与要求。

(8) 确定包装、贮存、装卸、运输和维修对可靠性的影响。

(9) 建立可靠性数据库。

9.5.1 发动机的可靠性参数及指标

9.5.1.1 参数选择

(1) 发动机常用的一些可靠性参数如下:

- a. 平均故障间隔时间 T_{BF} :一定数量(批)的发动机,相邻两次故障间工作时间的平均值,其值为在测量时间间隔内,该批发动机累积的工作小时数与总的故障次数之比;
- b. 空中停车率 γ_{IFS} :在发动机每千飞行小时中所发生的停车总次数;
- c. 提前换发率 γ_{UER} :在发动机每千飞行小时中,由于发动机故障造成提前更换发动机的次数;
- d. 外场可更换件更换率 γ_{LRU} :在发动机每千飞行小时中,由于发现故障或定期更换的要求,在外场维修中,规范中规定外场可更换件目录中的零(组、部、附、元、器)件被更换的数目;
- e. 致命性故障间的任务时间 T_{BCF} :因发动机故障原因造成飞行严重事故率的任务时间;
- f. 平均维修间隔时间 T_{BM} :与维修方针有关的一种可靠性参数,发动机总工作小时与发动机计划维修和非计划维修事件总数之比;
- g. 首次翻修期限或首次检查期限;
- h. 翻修间隔期限或检查间隔期限;
- i. 总寿命;
- j. 贮存期限。

其他可靠性参数见表9-12,该表摘自 GJB1909.5—94《装备可靠性维修性参数选择和指标确定要求 军用飞机》。

(2) 参数选择的依据

- a. 发动机依据飞机战技指标要求或者用户使用需求,使发动机可靠性参数选择应与所装飞机的可靠性要求相匹配,如单发战斗机、双发战斗机、轰炸机、运输机等不同用途的飞机,其发动机的可靠性参数指标有所差异;
- b. 预期的维修方案,即考虑维修级别,维修工作要求和维修资源要求等约束条件;
- c. 研制过程和使用过程可能达到的可靠性水平,一般情况下在研制航空燃气涡轮发动机时,提出单一的参数目标是不够的,与产品质量状况一样,可靠性也要用不同的指标组合来描述;
- d. 依据可靠性的可验证方法选用参数,例如采用厂内试验验证,则选用合同参数 T_{BF} 等,采用外场使用验证则选用使用参数 T_{MFHBF} 等;
- e. 适应航空发动机可靠性国际水平、国内现状和航空技术市场竞争力。

(3) 选用参数的原则

- a. 选用航空发动机可靠性参数应能够足以控制可靠性水平;
- b. 选用的参数应最少;
- c. 选用的参数本身应便于预测和统计评估;
- d. 选用的参数不应相互产生矛盾。

(4) 选用参数的相关性

T_{BF} 与 T_{MFHBF} (合同参数与使用参数)的关系:

$$\frac{T_{BF}}{T_{MFHBF}} = \frac{S}{F}$$

式中, S/F 称为运行比,即发动机总的运行时间与发动机空中飞行时间之比,由于飞行任务不同,其 S/F 值不同,参见表9-13的统计数据,当新研发动机无数据,推荐采用 $S/F = 1.20 \sim 1.30$ 值进行合同指标与使用指标转化。

表 9-13 美国某空军基地的 S/F 统计表

基地	任 务	飞行时间 (h)	运行时间 (h)	运行比 S/F	飞机机型/发动机型别
1	空对空	6.05	9.65	1.60	F16/F100
	空对地	6.48	11.47	1.77	
	总 计	12.53	21.12	1.69	
2	空对空	59.56	86.91	1.46	F16/F100
	空对地	55.07	84.62	1.53	
	功能检查	2.20	3.09	1.40	
	总 计	116.83	174.62	1.49	
飞行试验				1.08	F18/F404
飞行试验经验		58	75	1.29	F16A-1/F101
		49	140	2.86	F14/F101
		272	286	1.05	F16 × L2/F101
		89	121	1.36	F16 × L2/F101DFE
		238	311	1.31	F16C-3/F110
总 计		706	863	1.22	

γ_{UER} (提前换发率、非计划更换率) 与翻修间隔期限 (TBO) 关系

$$\text{发动机总的更换率} = \frac{1}{\left[\frac{1}{\gamma_{\text{UER}}} \right] [1 - e^{-[TBO] \cdot [\gamma_{\text{UER}}]}]}$$

式中: 总的更换率 = 计划更换率 + 非计划更换率;

T_{BF} 与 T_{BMR} (平均维修活动间隔时间) 关系。

$$T_{\text{BMR}} = K \cdot T_{\text{BF}}^a$$

式中: K ——环境系数, 对于战斗机 $K = 2.39$;

a ——复杂性参数, 对于战斗机 $a = 0.66$ 。

9.5.1.2 指标确定

应根据需要与可能, 经综合权衡后确定指标。

(1) 指标确定依据

考虑用户的使用需求; 考虑国内外类似发动机实际达到的可靠性水平, 当前研制中所采取的技术对可靠性水平的影响, 国内的技术基础和生产水平以及研制发动机的费用、进度、预期的使用和保障等约束条件。

(2) 可靠性指标的术语

a. 成熟期——在寿命期内可靠性没有或很少有改进的阶段, 一般指发动机投入使用后累积工作达到 100000 ~ 500000h;

b. 目标值——使用术语, 在寿命期某阶段使用应能达到(或争取达到)的可靠性水平;

c. 门限值——使用术语, 在寿命期某阶段使用必须达到的可靠性水平, 低于此值则不能转入下一阶段工作或不能被用户接受;

d. 最低可接受值——在合同中应规定在设计定型(生产定型)时必须达到的可靠性水平, 低于此值不能被用户接受;

e. 规定值——在合同中应能达到的可靠性水平。

(3) 可靠性指标的提出

a. 在发动机型号论证时提出目标值和门限值也可只提目标值;

b. 在制订合同和研究任务书时提出规定值和最低可接受值,也可只提最低可接受值,通过使用指标与合同指标转换关系进行转化;

c. 应根据规定值来确定可靠性设计值,设计值应大于规定值;

d. 预计值是对合同指标能否实现的估计,预计值应大于等于设计值。

(4) 确定指标时应明确的项目

a. 寿命剖面和任务剖面;

b. 故障判别准则;

c. 维修方案;

d. 验证方法;

e. 何时或何阶段应达到的水平,见表9-13;

f. 其他假设和约束条件。

(5) 常用可靠性指标的要求

a. T_{BF} 一般在40~300h之间,先进的单发战斗机和双发战斗机用发动机 T_{BF} 值在250~270h;

b. γ_{IFS} 一般在0.5~0.01次/1000h之间,单发战斗机为0.01次/1000h,双发战斗机为0.05~0.06次/1000h(指不可恢复的空中停车);

c. 因发动机原因引起飞行事故的平均间隔时间;单发战斗机为 $85 \times 10^3 \sim 100 \times 10^3$ h,双发战斗机为 $300 \times 10^3 \sim 400 \times 10^3$ h;

d. 发动机提前更换率 γ_{UER} 一般为0.4~5/1000h,单发战斗机和双发战斗机要求提前更换间隔时间为1500~1600h。

注意,若故障定义和判据不同时应有变化。

9.5.1.3 寿命期内各阶段的可靠性要求

(1) 论证阶段

a. 对所研发动机进行使用需求分析;

b. 应对现役发动机和相似发动机的可靠性状况及存在的问题进行分析;

c. 初步确定所研发动机的寿命剖面、任务剖面及使用和保障等方面的约束条件;

d. 选择所研发动机的可靠性使用参数,提出成熟期的目标值和门限值;

e. 经评审后纳入有关战术技术要求文件。

(2) 方案阶段

a. 经分析把使用指标转化为合同指标;

b. 确认可靠性工程研制、生产阶段的合同指标;参见表9-13;

c. 经评审后纳入研制任务书和合同中,并写入发动机型号规范中;

d. 根据发动机可靠性指标初步分配结果,提出对转承制方、供应方产品的合同指标;

e. 制定型号可靠性大纲和设计准则。

(3) 工程研制阶段(含设计定型)

a. 确定可靠性设计值;

b. 依据以往历史经验和概念设计进行可靠性指标分配,并随设计工作进展不断完善。

依据发动机故障引起飞机飞行严重事故率指标,提出危险构件(A类)发生失效概率小于 10^{-7} (如涡轮盘和轴),B类构件(如涡轮叶片)发生失效概率小于 10^{-5} 的安全要求。

依据 T_{BF} 的设计值进行可靠性分配。

分配的原则是:自行设计、复杂度高的系统与构件应分配较低的值,热端件和环境条件恶劣的构件应分配较低的值;技术上不成熟应分配较低的值;A类构件应分配较高的值;对于不可检测和检查的构件应分配较高的值。

建立发动机可靠性模型,模型包括可靠性框图和数学表达式两部分。

进行安全性分析,采用 FMEA(故障模式及影响分析)和 FTA(故障树)等方法,分析主要潜在危险故障,采取措施降低或消除发生故障概率,应从如下几个方面着手分析。

非包容的转子损坏。

不可控的着火:钛—钛合金严重磨擦着火;燃烧室机匣烧穿,泄出高压热燃气;主轴、轴承密封损坏,泄漏滑油进入核心机转子,金属碎片飞出击中可燃液泄出;燃油泵和燃油分布系统故障泄出高压燃油;燃油、滑油管路折断喷出燃滑油引起失火等。

不可恢复的空中停车:喘振;不可恢复控制系统故障;构件损坏等。

发动机安装节损坏:如安装节承受载荷超过极限、风扇转子的严重不平衡等。

引入舱中空气系统中含有毒物质超限,如轴承密封故障,使滑油油气进入引气系统。

有反推力装置的发动机,存在严重的飞行中推力反向错误。

(4) 可靠性预计

a. 在方案论证阶段可采用性能参数法或相似产品法进行 T_{MFHBF} 值预计,预计值应大于目标值,为方案决策提供依据,下面介绍两类发动机的性能参数法。

涡轮喷气发动机用:

$$T_{MFHBF} = 4.16807 - 0.627912X_{14} - 0.000205988X_{35} + 7.64590X_{38} + 0.246229X_{43} + 0.00273645X_{44} - 115.4031X_{48} + 8.02291X_{59}$$

涡轮风扇发动机用:

$$T_{MFHBF} = -27.07110 + 0.68033799X_{14} + 8.29340X_{38} + 293.9066X_{48} + 0.20384X_{59}$$

式中: X_{14} ——所装飞机机翼面积(m^2);

X_{35} ——海平面最大爬升率(m/min);

X_{38} ——最小作战任务时间(h);

X_{43} ——飞机总推力(kN);

X_{44} ——发动机最大直径(mm);

X_{48} ——单位燃油消耗率($kg/(N \cdot h)$);

X_{59} ——最大推力/发动机装机重量。

举例:已知某涡扇发动机所装机翼面积 $X_{14} = 27.87m^2$;最小作战任务时间 $X_{38} = 2h$;耗油率 $X_{48} = 0.255kg/(N \cdot h)$;推重比 $X_{59} = 8$;得 $T_{MFHBF} = 85.05$ (飞行小时)。

b. 详细设计完成后,已知发动机结构系统由 M 个构件组成,并假设每个构件发生故障是独立的,具有随机失效分布,可用威布尔分布描述;则结构系统可用下列公式预计:

$$\sum_{i=1}^M \left[\frac{T_{BFS}}{\theta_i \gamma \left(1 + \frac{1}{\beta_i}\right)} \right]^{\beta_i} = 1$$

式中: i ——表示第 i 个构件;

β_i ——表示第 i 个构件失效威布尔分布的形状参数;

θ_i ——表示第 i 个构件的位置参数;

M ——表示结构系统由 M 个构件组成;

T_{BFS} ——表示结构系统的平均故障间隔时间;

γ ——表示伽玛函数;

$\theta_i \gamma(1 + 1/\beta_i)$ ——表示某构件的 $T_{\text{BF}i}$ 值。

举例: TFE731 涡扇发动机由 232 个构件组成发动机结构系统, 其数据如表 9-14, 经计算得 $T_{\text{BFS}} = 1485\text{h}$ 。

表 9-14 构件威布尔参数

序号 i	名 称	β_i	θ_i	序号 i	名 称	β_i	θ_i
1	前风扇轴承	2	29925	13	高压涡轮叶片	6	2800
2	风扇转子	4	44850	14	高压涡轮密封	2	19950
3	后风扇轴承	2	19950	15	低压涡轮导向器	6	1830
4	前风扇密封	2	19950	16	低压涡轮密封	2	19950
5	后风扇密封	2	19950	17	低压涡轮盘	6	20230
6	高压压气机轴承	2	19950	18	低压涡轮叶片	4	7260
7	高压压气机密封	2	19950	19	中间轴承	4	9475
8	叶 轮	3	18535	20	低压涡轮轴承	2	49870
9	外 涵 道	6	2150	21	中间轴密封	2	9975
10	燃烧室火焰筒	6	2550	22	喷口鱼鳞片	4	9475
11	高压涡轮导向器	6	3080	23	加力燃烧室筒体	6	2135
12	高压涡轮盘	6	4098				

* 当数据不足时, β 基于假定, 用威贝特方法求 θ 值

(5) 可靠性分析

在主要的零部件、附件、单元体或工作系统上进行 FMEA, 列出所有可能发生的潜在故障模式, 并判明这些故障模式产生的影响。从原型机初步设计开始, 采用何种设计准则和经验证过技术措施预防潜在的故障原因发生。在飞行前规定试验前完成分析, 定型试验前完成修改, 作为设计定型时的分析结果。对于机构零部件 FMEA 以硬件分析法为主, 而各系统以功能分析法为主, 依据 GJB1391《故障模式影响及危害性分析程序》制定分析程序及表格。

对不希望发生的重要事件进行 FTA 工作, 对可能引起飞机严重损失的故障必须进行 FTA。

(6) 确定可靠性关键件和重要件

在 FMECA/FMEA 分析中, 严酷度类别为 I、II 类的所有零部件列为关键件; 为 III 类的所有零部件为重要件。

在 FTA 分析中, 凡引起系统发生灾难性和致命性故障的所有零部件列为关键件。凡引起系统发生严重故障的所有零部件列为重要件。

影响飞行安全的重要控制装置列为关键件或重要件; 转子系统及其他承受显著循环载荷

的结构列为关键件或重要件。

对关键件应安排相应的试验验证其可靠性和寿命指标,并实施外场使用跟踪。

(7) 确定包装、贮存、装卸、运输及维修对可靠性影响,提出分析报告。

(8) 可靠性增长

a. 提出可靠性增长的关键项目与要求。

b. 制定可靠性增长计划,包括整个研制和生产各阶段可靠性水平的测试点,如表9-16;关键项目等承受的试验项目;试验条件、环境、使用状况和工作周期及经费安排,试验装置说明和要求;改进设计等。

c. 建立可靠性增长模型及制定可靠性增长试验大纲。

d. 关键项目试验评估。

(9) 设计定型阶段的可靠性水平测定

依据发动机台架累积试车(包括持久试车)数据;零部件试验数据;附件试验数据;发动机环境和吞咽试验数据;高空台、飞行台试验数据;发动机试飞数据制定可接受的可靠性测定方法和方案,给出其最低可接受值的结果。

9.5.2 发动机可靠性设计准则

9.5.2.1 编制发动机可靠性设计准则的主要内容

a. 新技术采用准则:尽量实施合理的继承性设计,在一个型号上不宜采用过多的新技术,并列列出采用新技术项目清单。尽量不用不成熟的新技术,如必需使用时应对其可行性和可靠性进行充分论证,并进行有关严格试验后,经评审和鉴定,且经总设计师系统批准,确保新技术的采用所冒风险最小。

b. 简化设计:简化结构尽量减少零部件数目;采用整体结构,减少零部件相互间连接;采用单元体设计,提高了通用性;采用核心机结构,尽可能减少标准规格、品种数;选用易于检查附件、磁堵、油滤;选用安装管路少的附件等。

c. 发动机性能稳定性设计准则。

d. 发动机防错设计准则。

e. 发动机耐久性和包容设计准则。

f. 发动机采用降额设计,降功率使用和降应力设计。

g. 余度设计:发动机控制系统应采用余度设计。

h. 发动机零部件、附件环境保护设计。

i. 热设计:发动机机匣内的零部件所使用的材料应有一定的温度极限,电气元件和附件应进行热分析。

j. 发动机安全性设计准则:发动机在各种使用状态下,维修和运输包装等工作,均应确保发动机、飞机与人员的安全。

根据以上内容编制发动机整机、系统和部件以及主要零件的可靠性设计准则。

9.5.2.2 发动机可靠性设计准则格式

a. 概述:名称、型号、功能和配套关系,可靠性定性定量要求等;

b. 目的和适用范围;

c. 依据;

d. 可靠性设计准则部分。

9.5.2.3 制定发动机型号可靠性设计准则步骤

- a. 收集分析国内外资料:有关规范指南,特别是我国现役机种的经验加以归纳整理;
- b. 将初始的设计准则,交型号设计人员讨论、修改和补充;
- c. 由型号总设计师系统批准颁发。

9.5.2.4 注意事项

- a. 应在设计开始之前颁发;
- b. 应强制贯彻执行。

9.5.3 发动机可靠性设计评审

9.5.3.1 评审内容

- a. 评价设计是否满足合同要求;
- b. 评价设计是否符合可靠性设计准则;
- c. 发现和确定设计的薄弱环节和可靠性风险较高区域,研究并提出改进意见;
- d. 评审的重点是对新设计特性、新采用的元件和材料、新的计算和试验方法以及其结果,还有可靠性分析和计算结果,特别注意影响发动机安全的关键部位和关键件。

9.5.3.2 评审级别

- a. 部级评审—对发动机评审;
- b. 厂(所)级评审—对发动机系统和部件评审及关键件评审;
- c. 室级评审—评审零部件。

9.5.4 可靠性设计管理

可靠性设计管理包括工作体系、故障报告分析与纠正措施系统和设计评审。

9.5.5 材料与可靠性

采用已验证的性能提高的新材料能提高可靠性,但是采用不成熟的材料会降低可靠性。

(1) 选材原则

- a. 在满足设计要求的前提下,尽量选用定型发动机上有一定使用经验的定型材料,若现有材料不能满足使用要求时,或能明显改进性能时才考虑用新材料、或试生产的材料;
- b. 选用新材料时,应经试验验证后才在新研制发动机上使用;
- c. 选材要考虑标准化、系列化,尽量压缩选用材料的牌号和品种规格;
- d. 选材要考虑经济性,在满足使用要求的前提下,尽量选用价格低,来源广泛、工艺性和使用维护好的材料;
- e. 选用材料时应考虑在其加工与使用过程中对人员产生的危害程度最小;
- f. 所选材料的物理化学和机械性能应满足发动机总体结构和零部件的设计要求,在规定的使用条件下,保证发动机安全;
- g. 金属材料(或经防护后)在规定使用条件下,应具有足够的防腐蚀能力;
- h. 选材时应遵守“不相容金属”构件设计,凡不相容的金属不应相互直接接触使用;
- i. 铜和镉不得用在与燃油或滑油直接接触的发动机零件上;
- j. 非金属材料应具有阻燃性,释放有害气体对人员危害程度最小;
- k. 禁止使用高强度含锌的铝合金和由它派生的合金;

1. 所有用于发动机结构材料均应能抗霉菌破坏,且不能助长霉菌生长。

(2) 选材依据

- a. 依据发动机型号规范;
- b. 依据发动机可靠性要求;
- c. 有关构件设计变量、参数要求;
- d. 制造工艺和经济性;
- e. 结构使用情况。

9.5.6 加工方法与可靠性

原始材料生产中的随机性使材料的物理和机械性能具有差异。毛坯生产过程中,会产生各种各样的缺陷和残余应力;热处理过程中很难保持材质均匀一致;机械加工不仅有几何尺寸的误差,也会引起表面质量的差异,引起一些微观的缺陷或强化;生产过程中的搬运、贮存、堆放和装配也会形成一些随机缺陷;生产过程中质量控制、检验以及产品最终检验的差异,都会影响发动机构件的可靠性。

(1) 应依据设计部门编制关键件重要件目录和关键、重要特性,确定关键工序和重要工序、工艺参数以及所使用的工艺装备、确定检验方法。

(2) 关键特性必需 100% 检验。

(3) 关键工序所使用的设备应重点维护。生产定型后工艺规程、技术说明书、检验方法、工艺路线要保持稳定,如需更改需经批准。

(4) 工艺的选择

a. 焊接——能造成终止飞行及危及人员安全的焊缝必须符合下列要求:

焊接操作作用已定型的技术设备和工艺来完成,尽量采用对接焊,焊接根部应 100% 焊透,弧坑处出现裂纹的产品应报废,缺陷的尺寸不得超过允许值,只允许在设计文件指定的局部区域修补焊缝。

焊后应进行热处理。

接头的钎焊应采用验证确定的形式。累计空隙面积不得超过接头界面的 10%,关键接头的钎焊应经批准。

b. 防护处理——如果材料暴露在规定的空气中或其他环境条件下会变质损坏时,应防止这种损坏。应避免使用在正常使用期间易产生断裂、起层、剥落或浸蚀的防护层,防护层应能维修,在生产使用前,防护层的适用性应试验验证。

c. 表面处理——与燃油滑油接触的钢制零件,不能使用镀镉或镀镍镉来作为防护处理。

d. 金属电镀——用来平衡或保护转子的金属电镀材料应用耐腐蚀性化合物。

e. 热处理——在零件经受的温度高于最低回火温度 10℃ 的部位不应使用淬火与回火零件,并应避免脱碳现象,但如不能避免应通过试验确定。当零件淬火后,应避免在马氏体钢上进行机械钻孔。如涡轮盘采用了较为特殊的“双热处理”的结构,对轮缘和轮心部位采用不同的热处理方式,使轮缘处的晶粒粗大,以提高损伤容限特性,轮心部分晶粒细化,以提高强度与低循环疲劳寿命。

f. 锻件——应将锻件设计成保证机械零件加工后,不使短的横向结晶暴露,且不使应力增加。

g. 零部件表面加工的影响——以磨光表面的加工系数 $\beta = 1.0$,表示其他加工方法的表面

加工系数见表9-15, 根据零件要求选用合适加工。

表9-15 表面加工系数 β

表面情况		抛 光	车 削	热 轧	锻 造	表达形式
弯曲	$\bar{\beta}$	1.1322	0.7933	0.5322	0.3845	$\bar{\beta}$ 均值
	S_{β}	0.04344	0.0603573	0.08771	0.06556	S_{β} 标准差
拉压	$\bar{\beta}$	1.1232	0.7948	0.5291	0.3773	$\bar{\beta} = \frac{\sigma_r}{\sigma_{rM}}$
	S_{β}	0.04061	0.03858	0.09141	0.07807	σ_r 为给定零部件的表面粗糙度的疲劳极限
扭转	$\bar{\beta}$	1.12373	0.8034	0.5337	0.3658	σ_{rM} 为标准磨光试样的疲劳极限
	S_{β}	0.05701	0.04680	0.0982	0.05940	

h. 各种无损检测技术的影响——根据零件材料与要求选用合适的无损检测技术, 及时发现零件潜在的缺陷, 见表9-16。

表9-16 各种无损检测技术

无损检测技术	试样: 实验室检测		生产零件: 生产检测		干净结构: 使用检测	
	表面裂纹(mm)		表面裂纹(mm)		表面裂纹(mm)	
	加工	疲劳	加工	疲劳	加工	疲劳
目视	1.25	0.75	2.5	6.0	6.0	12.0
超声波	0.12	0.12	3.0	3.0	5.0	5.0
磁粉	0.75	0.75	2.5	4.0	6.0	10.0
渗透(着色、荧光)	0.25	0.50	1.5	1.5	1.25	1.25
射线照相	0.50	0.50	5.0	*	12.0	*
涡流	0.25	0.25	2.5	5.0	5.0	6.0
超声波、射线照相	检测内部缺陷					

9.5.7 应力分析与应力标准

(1) 静强度设计准则为: 根据最大外载算出构件某些危险点的工作应力 σ , 然后使之小于该构件材料的极限 σ_b 或屈服极限 $\sigma_{0.2}$, 即

$$\text{使用载荷} \leq \frac{\text{破坏载荷}}{\text{安全系数}}$$

安全系数 n 值的大小按经验选定, n 一般为 1.5 或更大, 当应力和强度的分散性很小时, 选定适当的安全系数可以保证产品的可靠性。

(2) 静强度的概率设计: 假设载荷、零件尺寸和材料的机械性能等参数, 都是统计量并具有正态分布, 当可靠度给定时, 载荷及材料强度分布已知, 就可以计算出所需零件的尺寸。

(3) 安全寿命设计准则:

$$\text{使用寿命} \leq \frac{\text{目标寿命}}{\text{分散系数}}$$

一般说来, 分散系数值的选择各国标准不同, 其值略有差异, 英国选 4, 在日本常选分散系数为 5.5 ~ 7.2, 俄罗斯军用选 3、民用选 4.5 以上, 均指一件试验件寿命而言, 下面列出被试验

件数目与分散系数的关系。

表 9-17 被试验件数目与分散系数的关系

俄罗斯			英 国		
试验件数	A 类构件	B 类构件	平均值	最小值	最大值
1	3	2.5	4.0	4.0	460
2	2.5	2	3.46	3.07	4.0
3	2.3	1.8	3.25	2.71	4.0
4	2.2	1.7	3.13	2.505	4.0

注:要求被试构件数目至少 2 件。

(4) 损伤容限设计准则:根据构件的使用条件、材料性能和维修要求确定出使用期内,容许的裂纹或缺陷值,即

$$\text{检查间隔} \leq \frac{\text{裂纹扩展寿命}}{\text{分散系数}}$$

分散系数的选取等于或大于 2。

(5) 疲劳强度的概率设计。需要如下:

- 有所用材料疲劳强度的概率分布曲线;
- 零件上所要计算的应力点及其工作应力的概率分布(由载荷分布和几何尺寸分布得);
- 疲劳强度与工作应力相结合的可靠性分析方法;
- 给定寿命和可靠度或失效概率下可靠性的要求,见表 9-18 的推荐值。

表 9-18

俄罗斯要求			英 国
项 目	A 类构件	B 类构件	令分布带宽为 -3σ 、 $+3\sigma$ 最大寿命 $N_{\max}$ 与最小寿命 $N_{\min}$ 之比为 6
故障概率 Q	10^{-7}	10^{-5}	
变异系数 ρ^*	0.22	0.26	
置信度 γ	0.9	0.9	0.95
构件寿命分布符合对数(ln)正态分布			构件寿命分布符合对数(log)正态分布

* 变异系数 $\rho = \frac{\sigma}{\mu}$ 。 σ —标准差; μ —期望值; $\sigma = \sqrt{\ln(1 + \rho^2)}$ 。

9.5.8 防腐蚀的措施

当发动机工作和暴露在盐雾空气或湿度为 95% 以上条件下,发动机应能满意地工作,并不损害其耐久性(使用寿命)。所选用的材料和涂料都应经过腐蚀试验,试验应在模拟发动机工作、运输和储存期间的环境条件下进行。

有的合金虽然提高了高温疲劳强度,但同时降低了抵抗环境破坏能力,大多数采用涂层措施提高基体材料抵抗氧化、腐蚀或浸蚀能力,其涂层形式有:

- (1) 扩散涂层——依靠铝扩散到表面内形成富铝的 NiAl 或 CoAl 的表面层。
- (2) 覆盖涂层——这种涂层具有更高的耐温性能并依靠涂层和基体间的互相扩散和反应。
- (3) 隔热涂层——降低基体温度而且依靠被粘结的覆盖层提供抗氧化能力,主要采用物

理气相沉积或等离子喷涂。

扩散和覆盖涂层的故障模式是表面剥蚀(热腐蚀和浸蚀也是表面剥蚀的基本模式),是由于涂层和基体间热膨胀不协调引起的;隔热涂层的故障模式是裂纹,是由粘接层/陶瓷界面上氧化,导致尺寸变化引起的应力和局部基体硬化而引起的。

对涂层的要求是在维修时应能修复,并应通过部件试验验证其适应性。

9.5.9 航空发动机工作安全性要求

(1) 发动机设计应保证造成发动机性能降低到低于最小规定值的任何故障或损坏时均不应产生危险和灾难性事故。

(2) 发动机主要承力件及其安装节应满足整机的安全要求,确保在飞行、台架试验及吊装运输过程中发动机和人员的安全。

(3) 安装、操作和维修工艺应极力减少人为差错、设备损坏、对人伤害和损坏飞机等事故。

(4) 部件应设计得避免对进行维修人员会造成危险的锐边或凸块。

(5) 发动机整机及其成附件在满足技术性能的前提下,在规定的使用条件和寿命期内,应能安全可靠地工作,不得有危及发动机安全的破坏与变形,发动机零部件、成附件发生故障时,不应导致飞机遭受严重的二次故障。

(6) 发动机润滑系统和液压系统附件应是防火的。

(7) 发动机所有电气附件(除点火电嘴外),不应点燃其周围的爆炸性混合气。

(8) 危险部件应有醒目标记,并与修理标记相区别,以防发生错误。

(9) 发动机设计应保证其影响安全工作的主要参数不超过限制值,如低压转子、高压转子的转速,发动机排气温度和振动的极限值。

(10) 发动机向飞机座舱引气,其品质应符合规范要求。

(11) 发动机成附件环境试验应符合规范要求。

第10章 发动机试验

10.1 试验在发动机研制中的作用

一台现代航空发动机从设计到投入使用要耗费巨额资金和相当长的周期。据统计,20世纪80年代西方国家研制一台100kN推力的军用发动机的研制费约为5~10亿美元,型号发展周期大约是5~8年。其中绝大部分资金和周期是用于发展试验上。“试验是发动机研制的催化剂”,这句话没有过度的夸张,是完全反映客观规律的。同任何高技术产品一样,只有通过反复的试验,反复的修改,反复的考核,才能优化产品的性能,增强产品的可靠性,提高产品的成熟度。这是现代航空发动机研制的特点。

随着航空发动机科技含量的提高,新材料新工艺的普遍采用,试验的重要性越来越明显。早期的发动机试验,不论是部件试验还是整机试车都比较简单,如单管燃烧室试验器就可以完成火焰筒的调试,叶栅风洞吹风可以解决压气机设计问题。但现在研制一台高温高压燃烧室,首先就需要巨大的高压气源并保证必要的供气压力温度。为了保证燃烧室空气的成份免受加温燃气影响,进口空气需要特殊加热装置。为了保持测温装置的可靠性,需用特殊材料制作电偶,甚至需要专门的水冷却系统来降低电偶保护套的工作温度。若要研究排气污染,还要在出口安装排气收集器,对收集起来的排气进行分析,测定各种有害气体的含量。整机试车台面貌的变化也反映了发动机功能的增加。早期,发动机试车只用有少量测试设备的简易台架就可达到目的,现在为了考核发动机,需要有侧风试车台,吞冰吞鸟试验台、进气加温试车台、进气加温加压试车台、冷热起动试车台等。为了研究发动机在各种运转状态下的转静子间隙变化,英、美等国家还把X射线照相术用于发动机间隙测量。为此需要建设安装X射线测试设备的专用试车台。由此可知,为了研制一台高性能发动机,需要复杂的试验设备和先进的测试手段。

根据国外报道、国内经验和较近期的统计,研制费分配有以下资料供参考:

设计、研究(零部件研究、新材料、新工艺研制)和试验费	35%
整机研制费(包括试制生产)	65%
若按预研、工程发展和型号研制划分:	
预研	20%
型号研制	80%

在型号研制过程中,为了完成考核试验,需要制造一定数量的试验发动机和试验件。需经过一定的运转时数,以达到考核的目的。根据国内外的资料统计,型号研制一般需要20~30台试验发动机(包括飞行试验用的少量发动机)。发动机台架试车时数一般是5000~8000h。试验件的需要量相当于3~4台发动机的零部件制造工作量,运转时数约为30000~50000h。

10.2 试验的分类、目的

10.2.1 型号研制中的试验分类

一般为了管理方便,在型号研制中把试验分为零部件试验和整机试验两类。这样划分并不是绝对的,有时,有一些零部件试验要放在整机试车去做,如测量压气机叶片振动往往在发动机上进行(因要考虑叶片排相互影响,以及放气影响等)。相反的,有的整机测试的项目,当其结构条件受到限制时,也可单独作部件试验。如燃室出口温度场测量。

10.2.2 试验目的和内容

10.2.2.1 在型号研制中各种试验的目的

录取发动机流路内和各系统容腔中的气流参数,零件温度和应力,检查发动机共振区,测量发动机推力和燃油消耗量等。此外,有关环境试验项目,还要求模拟各种气象条件,如雨雪、冰雹、风火、砂石等。

10.2.2.2 试验内容与试验目的密切相关

如持久试车,在进入正式运转之前,应调整和校准发动机。发动机在作“冷”起动试验时,要把发动机放在冷冻库中冷却 10h 以上,待发动机被冷透后,才正式进行发动机起动试验。

10.3 零部件试验

10.3.1 压气机性能试验

压气机性能试验目的是录取压气机(风扇)的特性曲线。压气机畸变试验是在进口畸变流场下,测量进气畸变对特性的影响,供进/发匹配,发动机部件匹配以及高度速度特性计算之用。

压气机特性用相似参数表示;

$$\begin{cases} \pi_K^* = \pi_f(G_{Bnp}, \bar{n}_{np}) \\ \eta_K^* = f(G_{Bnp}, \bar{n}_{np}) \end{cases}$$

10.3.1.1 单轴压气机(风扇)特性的录取

单轴压气机试验器由进口节流装置、稳压箱、进气喇叭口、试验件、排气节流装置、扭矩计、电机等组成(图 10-1)。进口节流装置可把进口压力降低至负压(一般大约 0.2~1.0 大气压)压气机消耗功降下来,电机功率也可以降低。只要把进口压力保持在自模压力以上,测量结果是可信的。排气节流装置用以改变压气机流量。试验件与动力间靠减速器协调转速,动力可选用电机,汽轮机或燃气轮机等。

10.3.1.2 进口空气加温的试验装置

在双轴发动机的高压压气机进口或模拟高速飞行条件下的压气机进口,空气温度可以达到 120~150℃ 以上。这时由于空气的物理性质发生变化,或者转静子间隙发生变化,因而录取的压气机特性与常温下录取结果有差别。为此,需对进口空气加温。

加温的方法,或者是用电加温器在进口处加温,或者是把压气机出口空气引入进口使冷热

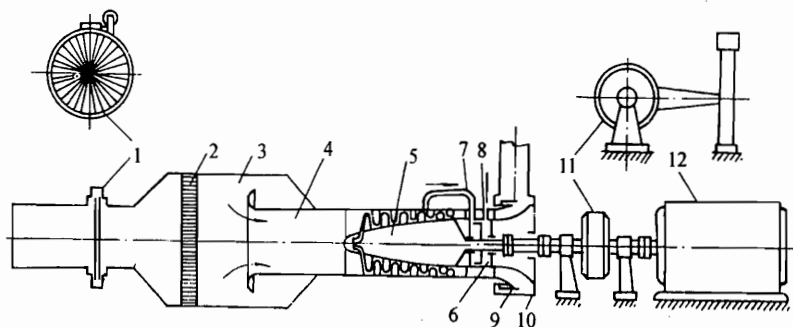


图 10-1 简单压气机试验台

- 1—进口节流阀;2—整流网格;3—稳压室;4—双扭线进气道;5—被试压气机;
6—卸荷装置;7—高压供气管道;8—卸荷装置的排气管;9—出口节流器(环形);
10—气体收集器;11—平衡式增速器;12—电动机

空气掺混,进口空气温度提高。

10.3.1.3 双转子压气机试验

没有双轴压气机试验设备时,双轴的高、低压压气机试验是分别在一般压气机试验设备上进行的,但由于无法模拟转子间相互干挠的效应,取得的结果不能完全反映双轴压气机的真实特性。不久以前,美国和俄罗斯都装备了双轴压气机试验设备,可以完整地双轴压气机进行试验,试验时,两个压气机像在发动机上一样,串装在一起,但分别由各自的动力带转,分别录取各转子的特性。

10.3.1.4 双涵双轴压气机试验

风扇发动机的特点是在风扇出口有单独排气的外涵道,形成内、外涵分开排气。两股气流可分别调节,因此在录取风扇转子特性时,增加了一个变量,即涵道比变化。为了研究风扇的运行工况,应使用双涵双轴压气机试验。这种试验设备有共同的进气装置,但风扇排气分成内外涵道,内外涵道中设置各自的节流装置(见图 10-2),可以实现涵道比的独立变化,得出完整的风扇特性。

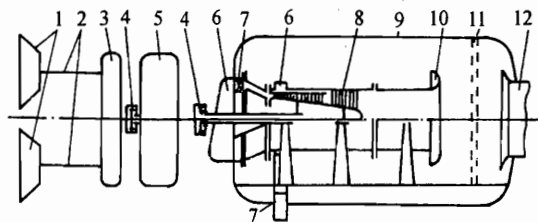


图 10-2 双轴双涵压气机试验器示意图

- 1—燃气涡轮传动;2—涡轮轴;3—联合装置;4—轴向往力卸载装置;
5—减速器;6—空气集气器;7—节流装置;
8—双涵道涡轮喷气发动机压气机;9—稳压箱;
10—流量管;11—整流罩;12—工质输送道

10.3.1.5 在发动机上录取压气机喘振边界

近来,一些专家提出应在发动机上录取压气机特性,以消除所谓“容腔”效应的影响。用这种方法测得的压气机喘振裕度评审压气机的气动稳定性具有更真实的效果。由此而发展出各种试验方法,典型的有以下几种:

a. 燃油急跃法:图10-3表示急跃法逼喘。发动机在一定状态下工作时,向主燃烧室骤然增加供油量,引起涡轮进口燃气温度突增(A点),由于涡轮导向器一般处于临界状态,限制了燃气流量增大,致使流过压气机流量下降,若发动机转速来不及变化,则压气机工作点移向喘振边界(B点)。由于喘振发生时间较短,必须采用高响应传感器和记录仪录取喘振瞬间的参数,整理出喘振边界数据。

b. 注水法:发动机运转时,向主燃烧注入一定量水,水汽化而产生大量蒸汽,由于导向器处于堵塞状态,流过导向器的气流量受到限制,注水时为保持涡轮、压气机间流量平衡,压气机流量减少,工作点逼向压气机喘振边界。由于供水量可逐步增加,因而可录取到喘振点或近喘振点的参数。通常都测量靠近喘振点的参数替代喘振点。由于是稳态下测量,测量结果比较准确。

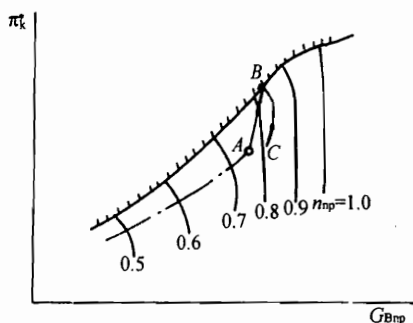


图 10-3 急跃法试验压气机特性

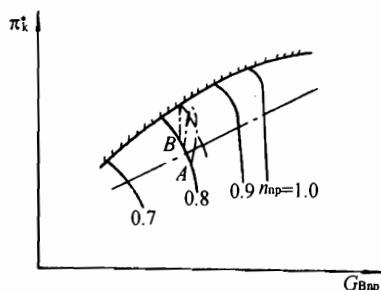


图 10-4 改变 F_C 或 F_{CA} 逼喘

c. 注气法:注气法的道理同注水一样,它是在工作的发动机上,向燃烧室供入压力比较 P_2^* 更高的空气或蒸汽,供入的气体也起逼喘的作用。

d. 改变尾喷口面积和涡轮导向器面积录取压气机特性:在计算状态或高转速,用减小喷口面积 F_C 来获得压气机特性,因受到 T_4^* 的限制,这时应同时改变喷口和导向器面积(F_{CA} 减小)以便在较低的涡轮入口燃气温度下录取特性。在低转速下, T_4^* 降低, η_{np} 和 G_{np} 试验范围较大(图10-4)。

e. 综合法:有时可同时采取以上几种方法或采取某两三种方法,可获得较好结果。如在注水同时缩小导向器面积和喷口面积,就比单一注水或单一缩小导向器面积好。缩小 F_{CA} 后工作点由 A 移至 B。

10.3.2 燃烧室性能试验

燃室性能试验的目的是测量并调试燃烧室总压损失、燃烧室出口温度场、燃烧效率、点火性能、排气污染指标等。试验是在专门的燃烧室试验设备上进行。现代燃烧室进口空气压力约 3MPa,流量范围可达 70~80kg/s。需要有足够大的气源条件,才能进行全压试验。通常可

以采用降低进口压力(流量相应减少)的模拟工作状态进行。当气源条件不足,一般不采用缩尺模型进行试验,而采用包含两个以上头部的扇形试验件进行试验。进口空气加温多采用换热器间接加温,不采用燃烧直接加温方法,以保证工质不受污染。

燃烧室性能试验中还应进行喷嘴试验和燃料喷雾质量的检查,主要目的是测量喷雾分布和喷雾粒度。激光粒度仪的使用,改善了测量条件。

图 10-5 表明,两种燃烧室的出口温度场如何影响导向叶片和转子叶片的安全储备。左图是调整前的温度场,根部温度高,尖部温度低。即在燃烧出口有高温气团,正对高温区的导向叶片常被烧毁。通常用不均匀系数 δ_c 来衡量燃烧室温度分布不均性的严重程度:

$$\delta_c = \frac{T_{4\max}^* - T_{4cp}^*}{T_{4cp}^* - T_3^*}$$

式中: T_{4cp}^* ——燃烧室出口平均燃气温度;

$T_{4\max}^*$ ——燃烧室出口燃气温度最大值(热点);

T_3^* ——压气机出口空气温度。

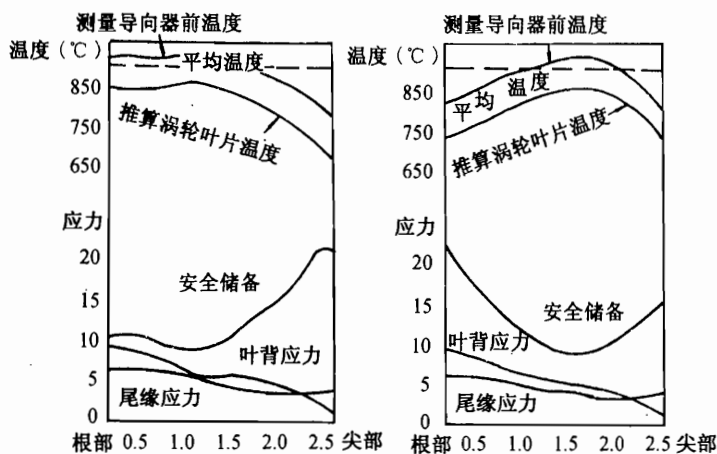


图 10-5 燃烧室出口温度场与叶片安全储备

对转子叶片,由于离心应力和弯曲力矩的影响,转子叶片根部的应力是最高的,为了保持一定的安全储备,要求燃烧室出口在叶片根部燃气温度较低,所以左图的温度分布是不合理的,要调整燃烧室出口燃气径向温度分布。为了取得燃烧室出口径向温度分布,需在燃烧室试验器上或在发动机上布置热电偶,图 10-6 表示某一燃烧室出口处的电偶测点和计算的径向温度分布。

图 10-5 右图表示的是调整后的燃烧室出口温度分布。由于降低了转子叶片根部地区的燃气温度,所以转子叶片的安全储备增加了,有利于提高转子叶片的寿命和工作可靠性。

通常用径向温度分布系数 δ_{CR} 来衡量径向温度分布的不均匀性。

$$\delta_{CR} = \frac{T_{4R\max}^* - T_{4cp}^*}{T_{4cp}^* - T_3^*}$$

式中: $T_{4R\max}^*$ ——沿燃烧室出口半径燃气温度平均值的最高温度。

在一般情况下,在试验器上测出的 δ_c 应不大于 0.25,而在发动机上测出的 δ_c 限制在 0.3

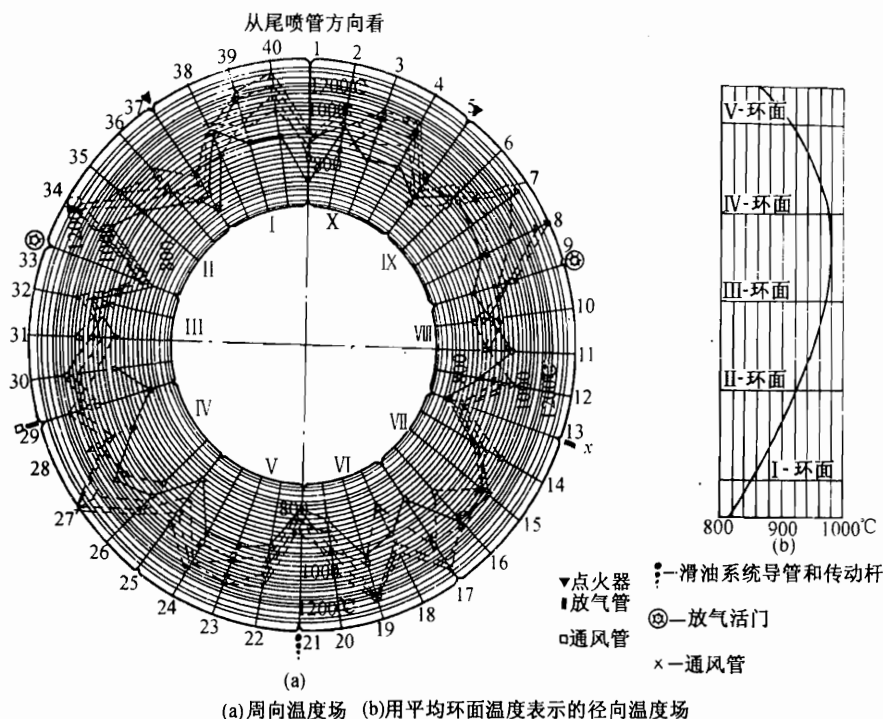


图 10-6 燃烧室出口测温点分布

以下。而对于 δ_{CR} 则根据涡轮设计的需要而定。

有时,燃烧室试验时,在壁面上涂示温漆或贴表面电偶测量火焰筒表面温度分布。

一般调整燃烧室出口温度分布的方法是改变进气孔的分布和冷却缝隙的形式。

10.3.3 涡轮性能试验

涡轮性能试验主要是录取涡轮特性:

$$G_r \sqrt{T_r^*} / P_r^* = f(n / \sqrt{T_r^*}; \pi_T^*; \eta_T) = f\left(\frac{n}{\sqrt{T_r^*}}; \pi_T\right)$$

涡轮试验器由测功器,进气(加温)装置,试验段和排气装置等部分组成。随着涡轮进口燃气温度提高,进气装置的材料受到限制,所以转而采用核心机试验来试验涡轮性能。

10.3.4 加力燃烧室性能试验

加力燃烧室试验的目的是:测量加力燃烧室效率和总压损失,检查加力点火的可靠性,调整分区供油最佳匹配,检查加力“接通”和“关断”时对主机的影响,测量壁温和测量稳定工作范围,确定震荡燃烧的边界。

加力试验需要一个大流量的气源,如果试验风扇发动机加力燃烧室,还应供两股不同温度的气流并在混合器中掺混。通常是以高空试车台改装成加力燃烧室试验器,调试加力燃烧室。如果能找到参数与主机大致相当的发动机,也可用它作为燃气发生器试验新机的加力部件。

10.3.5 喷管试验

喷管试验的目的是:测量收敛喷管或收扩喷管的压力损失系数,速度系数或流量系数,供发动机热力计算或特性计算使用。

喷管试验广泛采用缩尺模型,模型试验应保持 Re 数处于自模区,采用模型试验得到的标准特性,可以满足发动机计算精度的要求。

10.3.6 系统和附件试验

航空发动机系统试验是发动机零部件试验的一部分。在发动机通用规范中,对此已作出明确规定,在制定型号规范时,应根据具体要求和具体条件确定试验项目和要求。

10.3.6.1 附件模拟工作试验

燃油系统、点火系统、液压系统、防冰系统和发动机控制系统要作模拟工作试验。试验分别在室温、高温和低温下进行。室温下,试验时数不低于 300h,高、低温下,循环试验时数不低于 20h。

10.3.6.2 燃油污染试验

为保持燃油系统的抗脏性,在燃油系统中加入污染物,系统应能正常工作。

10.3.6.3 发动机附件(电气)环境试验

- a. 温度:按国军标 GJB150.3~4《军用设备环境试验方法》进行高、低温试验;
- b. 霉菌:按国军标 GJB150.10 规定的方法进行;
- c. 防爆:按国军标 GJB150.13 规定的方法进行;
- d. 砂尘试验:按国军标 GJB150.12 规定的方法进行试验;
- e. 加速试验:按 GJB150.15 规定的方法进行;
- f. 冲击:按 GJB150.18 规定的方法进行;
- g. 振动:按 GJB150.16 规定的方法进行。

10.3.6.4 滑油系统应进行态态试验,高空性能试验和滑油中断试验(在发动机上进行)

10.3.6.5 防冰系统试验

在结冰条件下,检查防冰系统工作可靠性。

10.3.7 部件结构试验

详见国军标 GJB241-87 有关条款。

10.3.7.1 静力试验

发动机的承力机匣和安装节应经受静力试验。把发动机工作中承受的各种载荷(推力、过载、陀螺力矩)加在被试构件上,构件应不产生永久变形。在 1.5 倍上述力作用下,不发生破坏。

10.3.7.2 转子超转、超温和破裂试验

a. 压气机和涡轮转子应在最高燃气温度下,用 115% 最高转速超转 5min。试验后零组件尺寸应在允许范围。

b. 用超转试验后的转子,在最高允许稳态转速下,超过最高燃气温度 42℃ 条件工作 5min。超温后零组件尺寸应在允许范围。

c. 应以 122% 最高转速进行盘的破裂试验,试验时盘心温度应达到材料承受工作温度,试

验后应不破坏。

10.3.7.3 包容性试验

在最高允许瞬态转速下,当风扇、压气机和涡轮的叶片在叶身与榫头转接处断裂时,机匣应能完全包容。

10.3.7.4 压力容器试验

凡承受压气机出口空气压力的机匣和构件,应进行压力试验,应在两倍最大工作压力下试验而不发生破裂。

10.3.7.5 低循环疲劳试验

发动机所有构件应进行低循环疲劳试验。试验应按规定的低循环寿命值的两倍进行。

10.3.7.6 附件传动装置/功率分出试验

传动发动机附件和飞机附件的发动机传动齿轮系和外部齿轮箱,应经受 300h 耐久试验。试验完成后,齿轮箱应全部分解,清洗并检查零件。不应有材料缺陷,过度磨损和即将发生故障的迹象。

10.3.7.7 防火试验

对输送可燃液体的管路,接头和附件应进行防火试验。试验在最低流速、最高压力和最高液体温度同时作用下进行。用火焰喷灯对准试验区域作火焰喷射,火焰温度为 1090℃,时间 15min(或按规范)。试验中管路、接头和附件的工作正常。

10.3.7.8 滑油箱试验

a. 旋转吸油试验:应检查滑油箱在飞机俯仰、横滚两个方向回转时的吸油情况,旋转速度每分钟不大于 1 次;

b. 循环疲劳试验:滑油箱应在最小和最大压差限制之间,以每分钟不多于 4 次的频率,至少进行 10000 次循环,试验过程中不应出现漏油或永久变形;

c. 耐压试验:用完成上述试验的同一滑油箱进行耐压试验,试验压力应在试验前确定;

d. 活门试验:滑油箱上的增压和减压活门应进行功能试验。

10.3.7.9 热交换器试验

a. 流量、压力和温度循环试验:循环次数应在试验前规定,25% 试验循环在热交换器最高极限环境温度下进行,其余在环境温度下进行;

b. 耐压试验:完成 a 项试验的热交换器,首先分别在热交换器的每个流体腔连续两次施加两倍最大工作压力,每次保持 2min,不应渗漏;然后,在热交换器的两个流体腔,至少连续两次施加最大工作压力,每次保持 2min,应无漏油迹象或永久变形。

10.4 整机试车

首台新机试车开始,是发动机研制过程的一个里程碑,自此开始了各部件协调匹配,各系统功能考验和发动机耐久性考核的新阶段。发动机通过运转试验,逐步达到规定的性能指标,发动机结构经过“完整性”考核,达到具有在各种条件下连续稳定工作的能力和设计规定的工作寿命。发动机经过台架运转,高空台试车和飞行试验,完善飞/发匹配、作战使用、维修性和可靠性等使用性能,全部达到型号规范规定的各项要求和各项考核标准,达到各种技术指标,发动机就可批准“定型”,取得合格证,成为可以装备飞机上天飞行的动力。

10.4.1 地面台架运转试车(图 10-7)

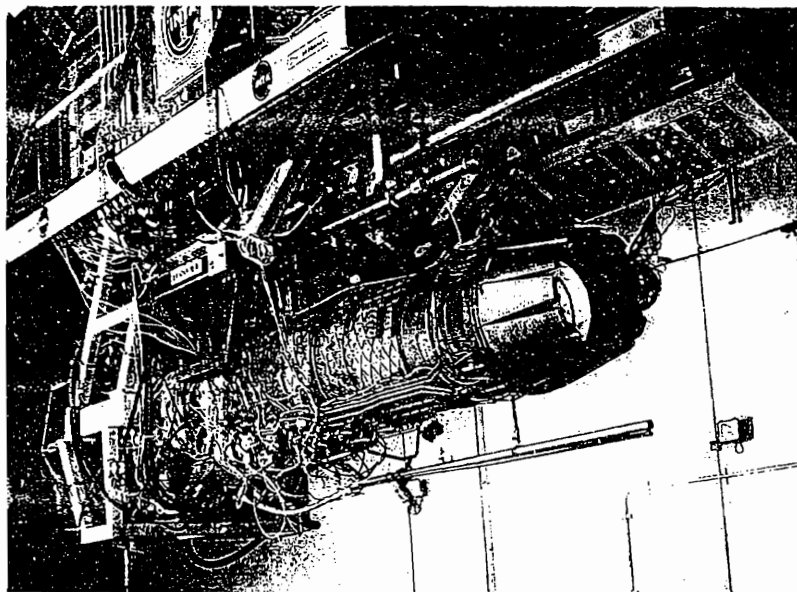


图 10-7 发动机台架试验

10.4.1.1 起动试验

发动机起动时需用电机带转,当达到一定转速后,开始喷油点火,逐渐增加供油量,燃气温度逐步升高,当达到一定温度时,涡轮发出功率等于压气机消耗功率,这时涡轮开始具备带动压气机的条件。从此涡轮和起动机共同带动压气机旋转,再继续增加供油量,涡轮功率进一步增加当涡轮功有一定储备时,就可断开起动机,发动机便可自行进入“慢车”状态,起动过程结束。图 10-8 表示起动过程各种力矩变化。由此看出影响起动过程的因素有以下几点:起动机功率、发动机起动过程供油规律,点火转速,发动机变几何可调控制规律和断开起动机的时间以及慢车转速的确定。正确的调整并确定以上因素是保证起动过程稳定可靠的关键。

图 10-9 是起动供油量的变化。起动过程供油量的控制,是保证起动稳定可靠的重要因素,一般是由自动控制器来实现的。由图看出,起动过程严格被冷热起动边界限制,供油过多,可能进入热起动边界,压气机失速,温度急剧升高,转速反而下降,即发生了“热悬挂”;而供油过少,涡轮功率不足以带动压气机,发动机进入“冷悬挂”,起动也同样不成功。所以对于一台新发动机,除了正确选择恰当的起动机功率以外,在开始运转时,还要正确调整供油量,使供油量在冷热起动边界之间的狭窄通道穿过。对于高增压比发动机,一般都有许多防喘措施,如压气机进口导叶和其它级静子叶片可调,尾喷口可调,压气机放气等。为了安全起动,静子叶片要关小,而喷口面积要放大到最大喷口面积,压气机放气孔打开等。

起动过程的最高转速是“慢车”转速。慢车转速也叫发动机最低运转转速,即发动机在此转速下具有足够的稳定性,而且排气温度不高。从使用的角度出发,慢车转速确定时,应考虑慢车推力不宜过大,一般的要求是 $F_{\text{id}} = (0.03 \sim 0.05) F_N$ 。推力过大不利于缩短着陆滑跑距

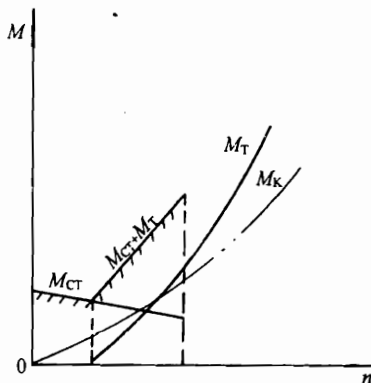
离。加力涡扇发动机起动过程的几个统计数据:

开始点火转速 $\bar{n}_2 = 0.08 \sim 0.15$;

断开起动装置转速 $\bar{n}_2 = 0.25 \sim 0.4$;

慢车转速 $n_{id} = 0.6 \sim 0.8 n_2$;

现代军用发动机起动时间小于 $50 \sim 60s$ 。



M_{CT} : 起动机扭矩 M_T : 涡轮扭矩

M_K : 压气机阻力矩

图 10-8 起动过程起动机扭矩、涡轮
扭矩和压气机阻力矩的变化

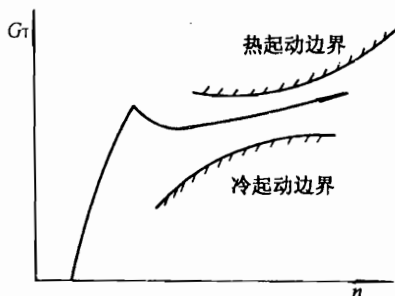


图 10-9 起动供油规律

10.4.1.2 中转速运转

发动机在慢车转速至中间状态转速之间运转称中转速运转。中转速运转时,发动机各部件、各系统都由非设计状态趋近设计状态,各部件系统本身的问题,互相匹配问题开始暴露出来,需要通过大量测试数据分析,通过计算机的模拟分析探明运行中出现的问题(喘振、燃气温度高以及发动机振动大、漏滑油等故障)采取措施,排除故障使转速逐渐接近最高转速,发动机性能达到设计性能。中转速运转应注意的问题是:

a. 调整转子轴向力:在运转范围内,转子轴向力应在止推轴承承力范围内,而且不出现轴向力换向或止推轴承在零载下工作;

b. 测量叶片振动应力,不超过限制值;

c. 确定可调叶片(或放气口)和喷口控制规律;

d. 测量发动机振动,不允许超过限制值,弄清是否存在临界转速;

e. 测量发动机排气温度,保证温度不得超过规定值;

f. 测量滑油温度与压力,限制滑油消耗量;

g. 转速摆动在允许范围内;

h. 电气控制系统的各种连锁准确无误(图 10-10)。

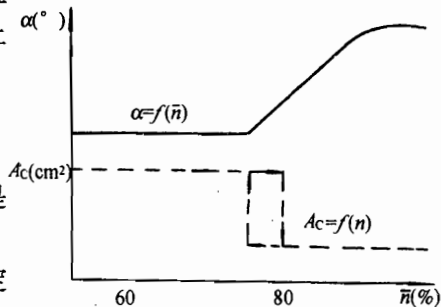


图 10-10 压气机可调叶片与
喷口随转速变化

10.4.1.3 性能调试

发动机转速达到设计转速时,即可进行发动机性能调试。经过调整使发动机在设计转速下,能获得设计的推力和燃油消耗率,而发动机排气温度不超过允许的范围。

对单转子发动机在设计转速下调整即可。而双转子发动机,要调整转速差,即在核心机转子转速 $\bar{n}_{2np} = 1.0$ 时,低压转子也应达到转速 $\bar{n}_{1np} = 1.0$ 。转速差不当,可以影响涡轮进口燃气温度,发动机高度速度特性,发动机的稳定裕度。转速差可通过调整高压一级涡轮导向器面积,低压涡轮一级导向器面积和尾喷口面积来实现。

按照试车中录取的参数(换算值)如 n 、 G_B 、 B 、 T_4^* 、 G_T 、 sf_c 、 F_{AB} 、 sf_{cAB} 、 F_{AB} 等与设计值对比分析,从分析中得到性能参数的偏差,然后可用小偏差工程计算方法,寻求修正发动机的方案,再用逐步逼近的方法,获得最好的调整。

加力状态的调整,还要保证在设计的全加力状态下加力燃烧室余气系数下有足够的稳定燃烧裕度。

发动机在高转速运转时应测量发动机振动值,在每次分解检查中要检查零件有无烧伤和变形。在发动机稳态性能调整完成之后,还要进行过渡状态发动机性能调整。过渡状态调整包括加速性调整,减速性的调整,接通和切断加力的调整。现代航空发动机对过渡态有非常严格的要求:飞行员推拉操纵杆改变发动机状态时不受任何限制,在加减速和接通切断加力过程中不超温,不超转,不喘振。

发动机加减速性能主要取决于压气机的稳定工作裕度。压气机稳定工作裕度越大(可以通过调节压气机静子叶片角度,增大喷口面积等办法来扩大裕度),就可以在短时间内供给较多燃油,提高发动机加速力矩,并且使加速运转线与压气机不稳定边界之间保持必要的距离。

接通和切断加力是在发动机状态不改变的条件下实现的。接通加力的过程是:在开始向加力燃烧室供油的同时,放开喷口,其目的是保持加力燃烧室压力不致“突升”,因为“ P_c^* 突升”会引起涡轮前燃气温度增加,导致发动机喘振。应当控制喷口放开的速度不能太慢,也不允许速度过快而导致加力燃烧室压力“突降”,压力“突降”过大,则加力燃烧室流速增加,使点火条件恶化。断开加力的调整主要是控制喷口的关闭时间。在关闭过程中不应产生超温、超转等现象。

调整过渡态性能依靠发动机自动控制器(主泵调节器、喷口调节器、加力燃油调节器、排气温度控制器和叶片调节器等)的调整来实现。一旦调整完成,发动机的过渡态由自动控制器保证。

10.4.2 高空模拟试验

航空发动机的工作范围非常宽广。图 10-11 表示航空发动机的工作包线(高度、速度范围)。发动机可在飞行包线内任一点连续进行工作,提供连续的推力,维持各种使用功能并保证发动机参数不超过限制值。根据环境条件和使用状态可把整个包线划分成几个区域:高空低速区、高温区和大气动负荷区。高空低速区空气压力低,进入发动机气流雷诺数很小,容易引起压气机和涡轮效率下降,稳定工作裕度减小。常发生空中停车。高温区是在大 M 数飞行区。发动机进口温度高,热端部件冷却条件恶化,使发动机总工作寿命受到影响。大气动负荷区里发动机各机件承受最大的气动负荷,压力和扭矩可能出现叶片的失速颤振。对这些区域必须通过专门的试验,采取措施、保证发动机能连续、稳定和可靠工作。其余是高空低压区和中空中速区。

为了模拟发动机在高空高速下工作,测量发动机在高空高速下的性能,建立了模拟高空试

车台。高空台有不同的类型如直连式高空试车台(图 10-12),自由射流式试车台(图 10-13)。推进风洞式试车台等。但最实用的是直连式高空试车台。这种设备模拟发动机内部流动条件,保证发动机进口气流的压力温度与真实高度速度下的一致,保证发动机出口燃气压力与外界压力比略高于临界压力比。这种试车台气源提供的空气流量比自由射流式和推进风洞高空台小得多。

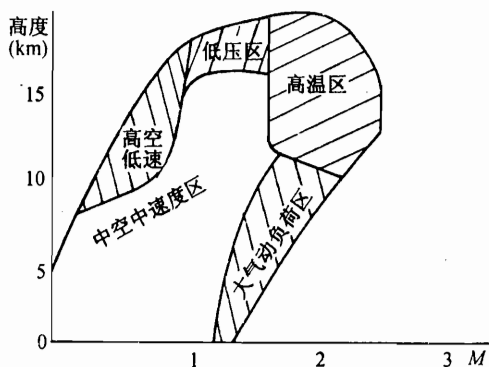


图 10-11 发动机工作包线

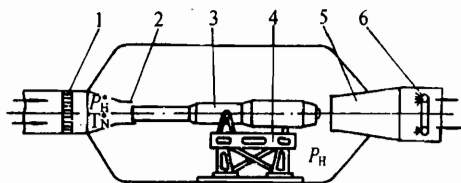


图 10-12 直连式高空试车台示意图

1—整流网;2—连接套管;3—被试发动机;
4—测力装置;5—扩压器;6—冷却喷水环

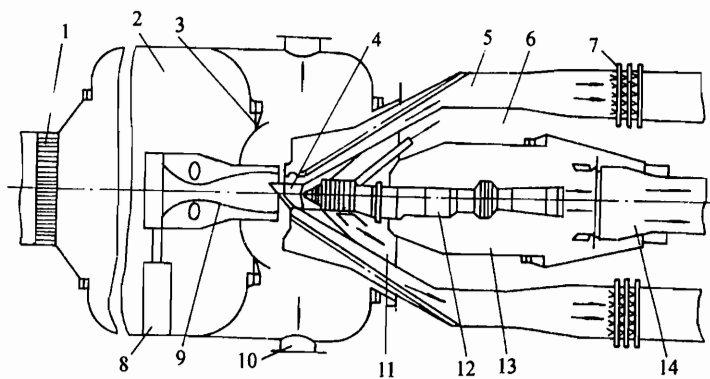


图 10-13 自由射流高空试车台示意图

1—整流栅;2—稳压舱;3—球形支座;4—发动机进气道;5—试验台扩压器管路;
6—从发动机进气道喉部附面层中吹出的空气排气管路;7—冷却器;8—千斤顶;
9—试验台喷管;10—高空舱空气出口;11—从发动机进气道防爆音舱门来的空气出口;
12—发动机;13—温度压力舱;14—试验台扩压器

高空试车台是一种造价很高的设备,驱动气源的电力消耗达 10 万千瓦以上。试车台上还需配置完备的测试系统和数据处理装置。为了模拟低温条件,高空台进气系统中应有冷冻设备,为了模拟高温气流应有加温系统。现在高空试车台已经成为发动机研制的最主要的试验手段之一。

在型号发展阶段高空试验的主要任务是:

- (1) 测量发动机高度速度特性。
- (2) 检验发动机控制系统和滑油系统工作。

- (3)验证发动机自转状态参数和空中起动条件和起动范围。
- (4)验证加力工作的最小稳定边界和接通加力边界。
- (5)检查发动机过渡态性能。
- (6)验证用户引气和输出功率对发动机性能的影响。
- (7)检查发动机在高温条件下和大气动负荷下的工作可靠性。
- (8)研究进气畸变对发动机的影响。

鉴于建立高空台耗资大,很多研制单位不易建设这样的大型设备,但为了耐久性试车和故障研究等的需要,研制单位需就近建立进口加温加压试车台满足在一定工作区域(大气动负荷区 and 高温区)试车的需求。这种试车台只模拟发动机的进口条件。在高温和大气动负荷区在排气不引射条件下喷口处压差能保持临界落压比,这就省去了排气引射或抽气用设备,是一种简化而实用的高空模拟台。俄罗斯和美国的一些研制单位已都使用这种设备(图 10-14)。

加温加压试车台的局限性是不能试验发动机在低压区和最大高度上的工作。

自由射流高空试车台是研究进/发匹配的重要设备,在研究畸变影响中发挥重要作用。

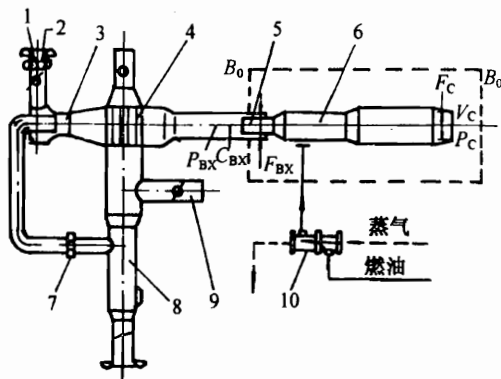


图 10-14 加温加压试车台

- 1—大气空气吸入系统;2—从大气吸入的空气流量测量;
3—引射器;4—热交换器;5—发动机与进气管的活动连接;
6—被试发动机;7—从辅助发动机抽来的空气流量测量;
8—辅助发动机;9—向大气可调节燃气排气;10—燃油蒸汽加热器

10.4.3 飞行试验

10.4.3.1 飞行台试验

被试发动机装在运载机的可收放短舱中或把试验机装在一台被替换的发动机短舱中,被带入高空进行试验,称为飞行台试验。

飞行台的突出优点是建设经费较低,试验条件比较真实,如能直接经受速度冲压,发动机进口和喷口外部条件是真实的环境条件,因此很多国家都用飞行台,承担部分的发动机空中试验任务。但作为一种试验手段,飞行台也存在一些缺点,如试验范围受到载机本身的限制。载机大都选用运输机、轰炸机或旅客机。一般情况下这些飞机只能作亚声速飞行,飞行高度并不高,大约是 12000m 以下。飞行台受到空间限制,测试设备不可能完善。一次试验录取的参数不可能过多。而高空台则无此限制。飞行台的使用还要求有一定气象条件保证飞行,而高空台不受任何气象条件影响,设备的使用效率较高。综合以上各点,说明了两种试验手段不是相互替代的。大量、重要的试验项目依赖高空台,飞行台也作为发动机试验的一种补充手段。

飞行试验台的主要任务是:

- (1)试验发动机的风车状态和空中再起动。
- (2)检验发动机的控制器的工作。
- (3)录取一定范围的高度速度特性。
- (4)试验发动机过渡态性能。
- (5)测取加力稳定范围。
- (6)进行发射武器火药气吸入的试验。

(7)防冰试验。

(8)进行姿态试验。

10.4.3.2 原型机试飞

原型机试飞就是把发动机装在与之相匹配的飞机上进行高空试验。原型机试飞可验证发动机的使用性能,检查发动机与进气道匹配,武器发射对发动机的影响以及发动机的空中起动性能等。在发动机的研制计划中规定,不是在发动机完全定型以后才开始试飞,而是当发动机性能基本符合要求,已经具备了必要的安全条件(一般是通过 60h 的飞行前规定试车),就可进行原型机试飞,使飞机研制与发动机研制交叉进行,缩短了整个产品的研制周期。经验证明,这种安排是非常有效的。

10.4.4 环境试验和吞咽试验

飞机在空中飞行,环境条件是非常复杂的,在飞行中可能遇到外物袭击,也可能碰上暴风雪天气,有时飞机要在含大量盐份的海上飞行,有时要在 $-40 \sim 50^{\circ}\text{C}$ 的条件下起动和工作。在现代发动机规范中,明确规定了发动机要有一定的抵抗各种恶劣环境条件的能力。这些要求不仅在设计中有措施保证,而且在研制中应通过一系列环境试验,考核发动机是否能满意地在这些条件下正常工作。这些试验统称环境和吞咽试验。

10.4.4.1 高低温起动和加速试验

a. 低温试验:发动机安装在冷冻室内,在 -54°C 的环境中保持 10h,然后起动发动机。发动机参数在规定范围达到慢车,以 0.5s 把操纵杆推至中间状态。发动机满意地完成加速,可认为试验圆满完成。

b. 高温试验:将发动机安装在试验舱中,在 71°C 的环境温度下保持 10h。起动发动机,并使之加速到中间状态。整个过程发动机参数不超过规定值,即认为试验圆满完成。

10.4.4.2 环境结冰试验

- a. 试验时发动机进口空气温度: $-5 \sim -20^{\circ}\text{C}$;
- b. 飞行速度: $0 \sim 110\text{km/h}$;
- c. 高度: $0 \sim 150\text{m}$;
- d. 平均有效水滴直径: $20\mu\text{m}$ (在进气道内测量);
- e. 空气中液态水含量: $2 \pm 0.25\text{g/m}^3$ (在进气道内测量)。

在大于 50% 最大连续状态的所有工作状态下,推力损失不超过可达到推力的 5%,耗油率增加不超过 5%。结冰终止,推力保持不变。

10.4.4.3 腐蚀敏感性试验

腐蚀敏感性试验是在整台发动机内,运转和停车的状态下喷射含氯化钠,硫酸钠的水溶液。总试验时间 1200h,发动机运转时间 150h。然后将发动机分解,检查零件有无腐蚀的痕迹,如果腐蚀的程度不足以损坏结构完整性或不引起性能下降,则试验通过。

10.4.4.4 吞鸟试验

模拟不同飞行速度(起飞、巡航和下滑)将鸟投入发动机,鸟分为群鸟(小鸟)和大鸟。群鸟 1 次投入 16 只,大鸟(1 只约 1000g)1 次投入一只。吞鸟后发动机结构无严重损伤,并在其后恢复工作,不停车或熄火,则认为吞鸟试验成功。吞鸟试验见图 10-15。

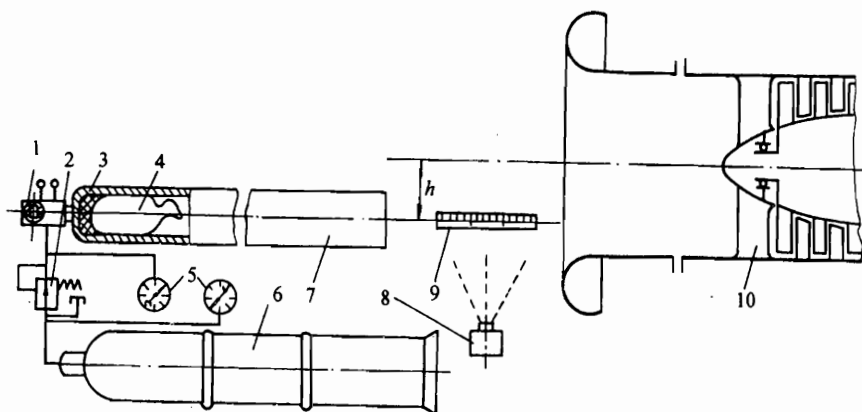


图 10-15 吞鸟试验

1—电气气压活门;2—减压器;3—塞垫;4—鸟;5—压力表;6—压缩空气瓶;
7—炮口;8—快速摄影机;9—刻度尺;10—被试发动机

10.4.4.5 外物损伤试验

在发动机第一级压气机叶片几个截面上出现最高应力处,模拟外物损伤。应力集中系数 $K_t = 3$ 。发动机进行 6h 运转,试验结束时,无外物损伤造成的叶片损坏和断裂,试验通过。

10.4.4.6 吞砂(图 10-16)

发动机在整个工作范围内,在每立方米空气含砂尘 0.053g 的环境条件下,工作 10h,推力损失不大于 5%,耗油率增加不大于 5%。

10.4.4.7 吞液态水

从慢车到最大推力状态。发动机吞入含水 5% 的湿空气,其中 50% 的液态水通过进气道 1/3 的扇形面积。

10.4.4.8 吞火药气体

这是模拟发动机发射武器时,火药气体进入发动机的情况,发动机吞入火药气体后,在防喘装置的保护下应不失速,不喘振,不熄火。

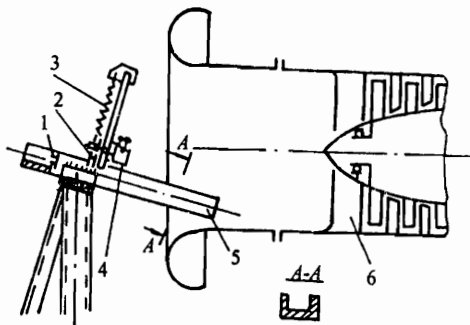


图 10-16 投砂石试验

1—投射的尘粒;2—闸门;3—弹簧;
4—带接线柱的电磁铁;5—斜槽;6—被试发动机

10.4.5 耐久性试车

航空发动机在经过调整试车、高空试车和一定的环境试车后,需组织耐久性试车。这种试车由若干阶段组成。每阶段为若干小时(如 6h),并分几个循环,整个阶段是不许停车的。试车总时间为 60h 或 150h。试车程序在型号规范中规定。在新机研制中,要用新发动机试验若干次,直至通过国家规定试车为止。每次试车完成后,发动机要分解检查所有零件的磨损和变形,进行微分测量,探伤并记录所有的故障。试车程序应能达到对研制质量考核的目的。

试车前后,录取发动机的性能数据,把试车开始前和结束时加以对比,发动机性能衰退(试车后性能恶化)应在规定的范围之内。

图 10-17 是一种典型的 150h 长期试车程序。

20 世纪 70 年代之前,一般使用类似 150h 典型试车程序进行耐久性试车,后来发现这种试车方法不能完全反映飞机的真实使用情况,长试以后出现的故障模式同到寿以后返厂发动机出现的故障模式不一致,因此用这种试车来确定发动机翻修寿命不尽合适。再者,这种耐久性试车方法随发动机寿命增加,试车时数大量增加,试车费用也大大增加,因而提出了采用模拟任务试车或加速任务试车取代老的方法的建议。

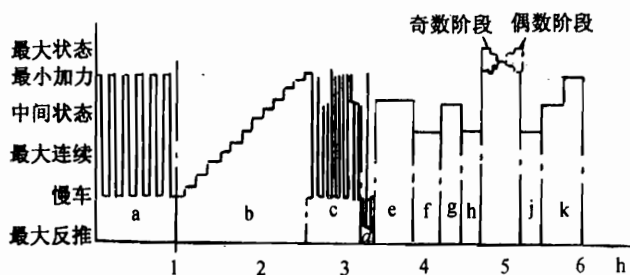


图 10-17 涡喷/涡扇发动机 150h 持久试车 6h 阶段的运转程序

加速模拟试车程序是按照使用方提供的飞机使用任务和任务混频,结合规定的发动机使用循环数编制试车程序。由于设计循环时,着重保持重要的应力循环(或温度循环),压缩每个循环中稳定运转的时间,所以这就减少了发动机试车时间。

图 10-18、图 10-19 是 F101 发动机使用过的两种加速任务试车用的试车程序。

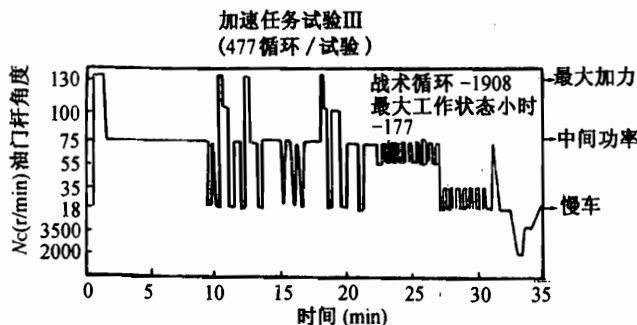


图 10-18 F101 在 F-14 上使用的加速任务试车

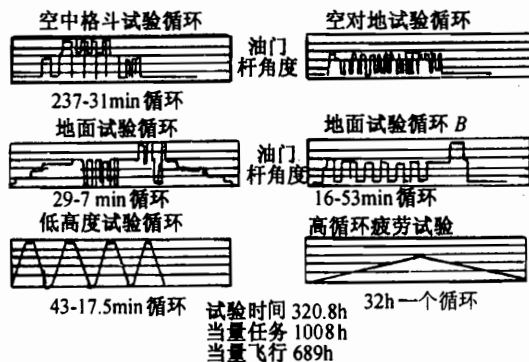


图 10-19 F101 在 F-16 上使用的加速任务试车

不论老的耐久试车程序,还是新的加速任务试车程序,有两点是一致的:第一是对于超声速飞行的飞机,为了模拟其实际的使用条件,在试车规定的阶段中,要在发动机进口对进气进行加温,对燃油进行加温;第二是对试车发动机试车次数和台数都规定用两台发动机,各进行两次试车。

10.4.6 其他特殊试验

10.4.6.1 振动和应力分析

在发动机运转中,应对以下各零部件进行振动和应力测量:

- 压气机各级转子叶片和悬臂的静子叶片;
- 应在主轴轴承的适当位置安装足够多的测量装置,测量轴承载荷,保持架转速及转子的变形;
- 导管。

测量结果写成报告,提交使用部门和适航当局。

10.4.6.2 姿态试验

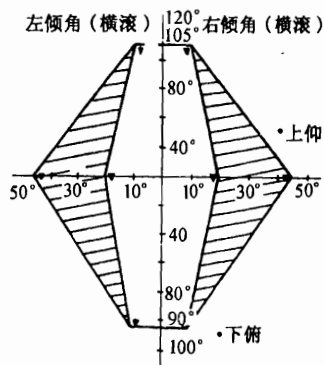
按照规范规定,发动机应能在图 10-20 规定的极限内满意地工作。在阴影区至少工作 60s。

必要时,这项试验是同飞行试验结合进行,飞机在作俯仰、爬升、下滑、侧滑和滚翻时,完成姿态试验。

10.4.6.3 陀螺试验

规范规定,发动机在最高允许稳态转速下,绕垂直于转子轴线平面内任一轴线,以 3.5r/min 的稳态角速度和 $+1g$ 或 $-1g$ 的垂直载荷系数持续工作 15s。

验证这项要求要建立专门的陀螺试车台。早期美国曾有吊篮式设备进行试验,但测试条件受到限制,并未推广使用。在 20 世纪 80 年代初期,美国阿诺德试验中心,建了一个非常现代化的陀螺机动载荷试车台(见图 10-21、图 10-22)。研究机动飞行时,机动载荷和陀螺力矩使转子轴线变弯,转子叶片与机匣间,封严装置与静子间径向间隙变化。在摇臂的一端安装被试发动机,另端装有 X 射线照像设备,测量发动机在陀螺力矩作用下,转静子间隙的变化。



- 注: ①发动机应能在所有加速状态下工作, 为了根据发动机重心确定加速度矢量方向, 本图假设除重力加速度外没有其他加速度
②参照地面
③发动机中心线与纸面垂直
④在空白区连续工作
⑤在阴影区工作 30s
⑥▲符号表示试验点

图 10-20 发动机姿态的极限

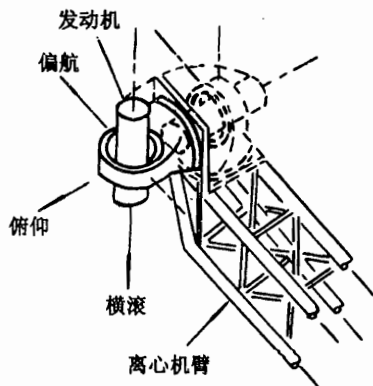


图 10-21 发动机机动负荷试验

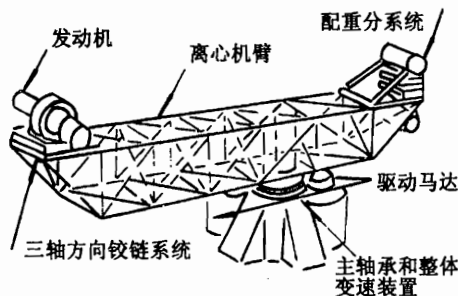


图 10-22 机动载荷和陀螺试车台

10.4.6.4 排气污染试验

当发动机排气含有各种有害物质时,在机场周围和机场上空留下大量烟和不可见发散物,如一氧化碳和碳氢化合物。开始是民用发动机提出了限制要求,现在军用发动机也要求进行测量,并把测量结果报告使用部门。污染试验主要是测量:排烟;各种不可见物质,如一氧化碳、氧化氮和碳氢化合物。

10.4.6.5 雷达散射截面测量和红外辐射测量

这是根据未来飞机设计要求(减小飞机的可探测性)而对发动机设计提出新要求。

测量方法和程序可参见 GJB/Z81-95“航空发动机非核生存力设计指南”。

10.4.6.6 噪声测量

航空发动机噪声已日益成为一种污染源,引起机场周围居民的关注。发动机噪声来源主要是在进出口处。对进口处噪声在进气道内将用消声衬垫来消除,风扇设计时用综合措施,降低进口叶片排发出的噪声。在出口处,采用混合器来降低排气速度,也可适当降低噪声水平。通过气动力和声学专家们的工作,目前已可把噪声降到较低水平。军用发动机也开始注意噪声问题,在新的规范中已把噪声测量作为一个必要项目。

噪声测量时,发动机应安装在室外试车台上,发动机最低处至地面距离为 2.5m。地面不应有影响测试的障碍物。天空无降落物(雨、雪),相对湿度 30%~90%,环境温度 0~30℃,风速小于 2.8m/s(见图 10-23)。

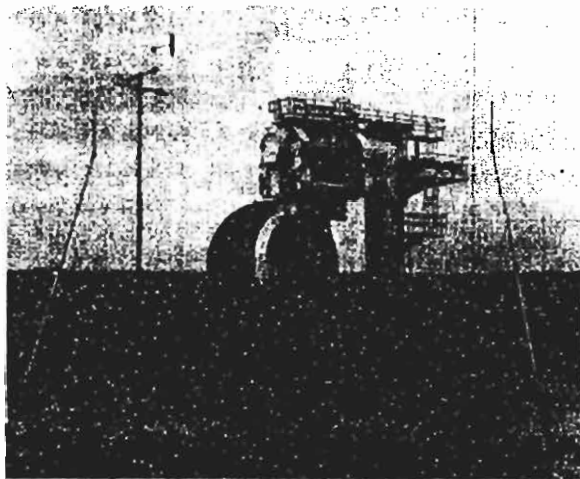


图 10-23 发动机在特殊设备上噪声测量

10.5 试验的组织管理

10.5.1 计划管理

凡在型号发展中需要进行的试验,每年应纳入年度型号试验计划中,每一项试验还应有单项措施计划。

试验计划内容包括:①试验要求的提出;②试验件的设计;③试验件生产;④试验任务书拟定;⑤测试准备;⑥试验大纲的准备;⑦设备的准备;⑧进行试验;⑨编写试验报告;⑩试验的批准。每一项工作都要确定主管单位,据此确定整个试验进程以及批准试验时间。每一项试验

都要有经费核算,以便考核研制成本。

10.5.2 技术管理

每一项试验应由主管设计师负责归口管理,具体工作是审查试验要求,试验件设计,测试方案和试验大纲,负责签署试验报告。

最后由总设计师和用户代表(必要时)共同批准试验。试验结果是发动机修改设计的根据,主管设计师应把试验结果提供设计部门,并定出改进设计的措施。

每次试验后主管设计师与试验工程师、质量工程师对重试、继续试验、补充试验、试验报废等作出决定。

10.5.3 试验进程的管理

在型号研制过程中,部件试验项目繁多,应该通盘考虑,组织好每项试验。每项部件试验是为保证主机安全试车,主机试车又为部件满足设计要求作了验证。因此试验项目是否安排得妥当,影响到整个研制过程。根据国内外的经验,在安排试验项目的进度时,应注意以下一些原则:

a. 涉及到部件性能试验的项目,如压气机性能试验、燃烧室试验,应尽早安排,以便在首台发动机运转前,就能了解各部件间协调匹配情况。

b. 影响运转安全的试验项目,也应在整机试车开始前进行,如叶片频率测量、转子动力学分析、静子件刚性试验等。

c. 影响飞行安全的试验项目必须在飞行前鉴定试验之前完成,如发动机进气畸变试验、滑油系统高空性能试验、发动机空中起动试验和冷热起动试验等。

d. 影响发动机寿命的试验项目在定型试验中结合进行,如发动机低循环疲劳寿命试验、发动机环境试验、转子超温超转以及破裂等项试验。

e. 尽量在一次试验中,取得多个项目的试验资料。这是节省试验经费最有效的办法。目前,国外一些单位,一次试车要测取 2000 个信号,应使每个试验取得最多的数据。

10.6 试验的批准

在型号发展试验中,发动机结构处在一种变动过程,而不是静止不变的。如经过相当试验项目的考核和试验时数的积累,发动机由 1 批机变成了 2 批机。发动机的结构发生了变化。再经过一些试验,由 2 批机修改为 3 批机,发动机结构又发生了新的变化。由此发展下去,主要故障都暴露出来并加以解决。发动机持续运转的时间因此而不断增长,发动机就进入了逐步“成熟化”的阶段。最后通过了定型试车,发动机的修改工作告一段落,经过批准,发动机就可按照最后的设计方案投入批生产。

对于型号研制来说,试验批准有两重含意,含意之一是对试验本身的肯定,认为试验是可信的,是可靠的。含意之二是肯定了试验件和发动机的设计方案,确认此种结构方案是成功的,是正确的。在试验批准之后,方案的结构不得任意改动。今后生产的发动机,只能按这种图纸生产,不准随意更改。只有新的试验证明另一种结构方案更好,才能采用其他更好的结构方案。

10.7 型号研制的两阶段

20世纪80年代之前,型号研制一般采用两阶段(“飞行前规定试验”和“定型试验”)制。我国现在采用的就是两阶段制。20世纪80年代以后,由于使用部门积累了大量的经验,证明两阶段的研制方式是不够的,主要理由是发动机的“成熟化”不仅与厂内试验有关,而且与飞行使用有关。发动机的很多潜在故障是在飞行使用中才充分暴露出来,因此,研制程序应增加考核点,故才有了四段制:“初始飞行审批”、“全面飞行审批”、“初始使用审批”、“工作能力审批”(MIL—E—87231),或者三段制的建议:“飞行前鉴定”、“有限生产鉴定”和“生产鉴定”(MIL—E—005007F)的新要求。

由于我国现行的研制程序仍是两段制,因此在下文中我们仍沿用两段制来讨论定型全过程。

10.7.1 飞行前规定试验(PFRT)

飞行前规定试验是研制过程中的一个考核点或者是一个里程碑。通过了PFRT证明发动机性能基本达到要求,发动机安全性有一定保证,可以投入飞行试验。

飞行前规定试验包括一系列零部件试验和整机试车,还包括编写出一些分析文件,其全部目录列于发动机规范中(见表10-1),飞行前规定试验结束后,可生产一批同样结构的发动机,提供试飞。

表 10-1 飞行前规定试验项目表

章 条	要 求	分析	验证	试验	章 条	要 求	分析	验证	试验
3.1.2.5	外部作用力	×			4.5.1.1.3	油门杆力矩	×		
3.1.2.8.2	放热及冷却试验报告	×			4.5.1.3	持久试车程序	×		×
3.2.3	可靠性	×			4.5.1.6	持久试车完成	×		
3.2.5.5	腐蚀敏感性	×		×	4.5.2	发动机附件试验			×
3.3.2	电磁干扰	×			4.5.3.2	高空试验程序	×		
3.3.8.4	发动机压力平衡	×			4.5.2.3	燃油泵高空试验			×
3.3.8.6	强度和寿命分析	×			4.5.3.3	高空试验完成	×		
3.3.8.10.2	振动与应力分析	×			4.5.2.4	滑油箱压力试验			×
3.7.10.3	红外线辐射	×			4.5.2.5	着火试验			×
5.5.1.1.1	发动机干质量		×		4.5.4.1	发动机压力试验			×
4.4.1	飞机系统引气			×	4.5.4.2	转子结构完整性			×
3.7.7.4.6	磨损率分析	×			4.5.4.2.1	超转试验			×
4.4.3	滑油中断		×		4.5.4.2.2	超温试验			×
4.4.4	发动机电源故障			×	4.5.4.2.3	轮盘破裂试验			×
4.5.1.1.2	电磁干扰和敏感试验			×	4.5.4.3	发动机静力试验			×
4.4.5	发动机振动测量	×			4.5.4.4	姿态试验			×
4.4.6	起动扭矩		×						

首批发动机翻修寿命的确定。由于发动机是研制过程中的发动机,寿命只能根据有限的

试验确定,通常初始寿命的确定方法大致有以下三种。

a. 按照 PFRT 试车结果确定。因 PFRT 采用的是 10 阶段(6h 一个阶段)的 60h 长期试车程序,这种试车程序是十分苛刻的,施加的载荷超出了一般使用载荷,其苛刻度足以超过 1:1 的使用时数。因此,满意地完成了 60h 长试,可以认为已具有 60h 持久使用能力。所以在某些国家,它们给出的初始翻修寿命与 PFRT 试车时数相等,约 50~60h。

b. 英国的做法。在 DEFSTAN00—971“飞机燃气涡轮发动机通用规范”中叙述了这种方法。如果用于首飞的发动机共生产 n 台,应按相同的标准生产 $n+1$ 台发动机。 $n+1$ 台发动机每台均按 24h(4 个阶段)持久试车程序进行试车。当试车通过并获得批准后,再用其中的一台发动机,用相同的程序完成第二个 24h 长期试车,如果满意地完成了第二个 24h 长期试车,则 n 台发动机以 25h 初始寿命放飞。

c. 俄罗斯某些设计局确定初始寿命的方法一般使用 2~3 台发动机,按照规定的程序完成 50h 或 100h 的长期试车。若每台发动机均满意地通过了长试,则初始寿命按长试试车时数的一半即 25h 或 50h 放飞。

表 10-2 定型试验项目

章 条	要 求	分析	验证	试验	章 条	要 求	分析	验证	试验
3.5.1.5	修理程序与磨损极限	×			4.6.2.3	附件环境试验			×
3.3.8.6	强度和寿命分析	×			4.6.2.4	单个附件试验			×
3.7.6.7.1	相对损伤图表	×			4.6.3	高空试验			×
4.4.8	维修性和维修技术验证			×	4.6.3.3	高空试验完成	×		
4.6.1.1.1	发动机干质量			×	4.6.4	发动机环境和吞咽试验			×
3.3.8.8	蠕变	×	×		4.6.4.9	吞入火药气试验			×
3.3.8.10.2	振动与应力分析	×			4.6.4.10	噪声测量			×
3.7.7.4.6	磨损率分析	×			4.6.4.11.2	排出不可见污染物质		×	
4.6.1	持久试车			×	4.6.5	发动机特性和燃油试验		×	
4.6.1.3	持久试车程序	×			4.6.5.1	起动扭矩试验		×	
4.6.1.5	发动机分解检查	×			4.6.5.2	雷达横截面		×	
4.6.1.6	持久试车完成	×			4.5.6.3	红外线辐射试验		×	
4.6.2	发动机附件试验			×	4.6.6	结构试验			×
4.6.2.2.10	附件试验完成	×							

注:“章节”是发动机型号规范中规定的章节。

10.7.2 定型试验(QT)

本阶段应进行的验证试验和分析工作已在发动机型号规范中规定(见表 10-2)。这些工作完成以及试验被批准,说明发动机达到了全部设计要求。发动机耐久性、可靠性和维修性已达到完好的程度,可以交给用户使用。

定型试验有以下特点:

a. 定型试验的持久试车是由 25 个 6h 的阶段组成,共为 150h。其中每个阶段有 6 项运转循环是在发动机进口加温状态下进行,有一个 30min 运转是在进口加温加压状态下进行的。近来经空军海军广泛的试验研究,要求用加速任务试车代替传统的 150h 试车,在较新的规范中,

已规定定型阶段的持久试车是由1000h加速任务试车组成。目的是取得寿命期中冷端和热端零件的寿命的信息。

b. 最终确定使用数据,这些数据有:各主要状态技术数据及其公差,滑油压力及其公差,最高滑油温度,发动机振动值,起动时间,起动允许最高燃气温度,加速时间,加速过程中最高排气温度,停车惯性运动时间(行程容易性),可靠起动范围。这些数据不能根据某一台发动机的试车数据来定,而是考虑到大量发动机的统计结果,特别是生产最差的发动机的结果。

c. 在规范中规定的某些试验项目,若受到设备的和其他原因的限制不能进行时,应该设法用零部件试验或用分析方法代替。这些代替试验应在取得使用部门同意后进行。

像给出初始寿命一样,给出第一批正式使用发动机的寿命是非常慎重的。由于经过150h定型试车(这种试车往往不止一次),英、美等国家第一次翻修间隔时间多按100~150h给出,俄罗斯等国家多是采用两台以上发动机进行试车,试车通过后,按一半试车时间给出第一次翻修间隔时间。然后根据外场使用情况,和厂内持久试车和循环疲劳试验结果逐步延长。

民用发动机的情况与军用发动机有些不同。由于在发动机上采取了完善的监视手段,并采用了“视情维修”的办法、翻修间时间间隔已不重要。它可根据监视分析和定期检查获得的情报,随时对发动机维修。维修中也不必把发动机返回修理厂修理,而是采用更换单元体的方法进行维修,采用这种办法节省了时间并降低了维修费用。“视情维修”的概念和按单元体设计等方法,已逐渐被军用发动机所吸收,在维修体制上面临着重大变化。

发动机定型后,即将转入批生产。批生产与试制生产区别之处在于前者必须有一条能保证产品质量的生产线。过去,一般是在定型后才着手建立生产线。因此要在定型后相当长的时间后,才能完全满足用户的订货要求,这种作法对竞争相当激烈的民用发动机市场尤其不适应。为此,各大公司在研制新发动机时,即着手生产线的建设,所以,当发动机一旦取得型号合格证,即可在新的生产线上成批量制造出合格的发动机。

参 考 文 献

- [1] Cox HR Gas turbine Principle and Practice. London. George Newnes Limited. 1955.
- [2] 斯辽赫欣 CM, 索苏洛夫 BA 著, 双路式发动机原理. 赵振才等译. 北京: 国防工业出版社, 1986.
- [3] 衣诺捷木切夫, 朱也夫著. 航空燃气涡轮发动机. 曲耀宗译. 空军训练部, 1951.
- [4] Акимов МВ. Теория Расчёт Воздушно Реактивные Двигателей. Машиностроение. 1987.
- [5] (美) J. D. 马丁利等著. 航空发动机设计. 侯志兴等译. 北京: 科学出版社, 1992.
- [6] (美) G. C. Oates 等著. 飞机推进系统的技术和设计. 陈大光等译. 北京: 航空工业出版社, 1992.
- [7] 西北工业大学, 南京航空学院, 北京航空学院合编, 航空燃气涡轮发动机原理. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [8] 唐狄毅, 廉小纯编. 航空燃气轮机原理. 北京: 国防工业出版社, 1990.
- [9] 陈光主编. 航空燃气涡轮发动机结构设计. 北京: 北京航空航天大学出版, 1988.
- [10] 秦宁京编. 航空燃气涡轮发动机构造及强度计算(上册). 北京: 科学教育编辑室, 1964.
- [11] 晏砺堂编著. 航空燃气轮机振动和减振. 北京: 国防工业出版社, 1991.
- [12] (俄) 李特维诺夫著. 航空涡轮喷气发动机的特性和使用性能. 陈炳慈译. 北京: 国防工业出版社, 1989.
- [13] 刘大响等. 试车环境对发动机性能的影响及修正方法. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [14] 斯迈赫欣科 CM 主编. 空气喷气发动机原理. 王振华等译. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [15] 吴琪华主编. 航空发动机自动控制. 西安: 西北工业大学出版社, 1985.
- [16] 刘长福主编. 航空发动机构造. 北京: 国防工业出版社.
- [17] 高效节能发动机文集. (第五分册). 北京: 航空工业出版社.
- [18] 邓庆年. 圆弧端齿联轴器浅析. 发动机结构强度、振动学学术会议论文集.
- [19] 陈光. 航空发动机单元体结构设计分析研究. 北京: 北京航空学院出版社.
- [20] 比尔格尔著. 机械零件强度计算手册.
- [21] Ю. М. Никитин 著. 航空发动机零、组件的结构设计. Оборонгиз, 1961.
- [22] [苏] 叶格尔等著. 飞机设计. 杨景佐等译. 北京: 航空工业出版社, 1986.
- [23] 斯贝 MK202 发动机应力分析(EGD—7). 红旗机械厂, 1981.
- [24] 陆延考主编. 可靠性设计与分析. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [25] 宋兆泓主编. 发动机可靠性工程研究. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1989.
- [26] 徐灏编著. 机械强度的可靠性设计. 北京: 机械工业出版社, 1984.
- [27] Зайцев АМ 著. 航空发动机零件工作可靠性保证. 莫斯科: 运输出版社. 1971.
- [28] Constant H. Gas Turbines and Their Problems. London: Tudd Publishing Group Limited. 1953.
- [29] Lovesey AC. Modern Methods of Testing Aeroengines and Powerplants. JRS 1950.
- [30] Morley AW. FABRIJ Advanced Aeroengine Testing AGARD.
- [31] 索洛欣 ЗП 著. 航空空气喷气发动机试验. 姚文江等译. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [32] 张宝诚等著. 航空发动机试验技术. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [33] 方昌德主编. 世界航空发动机手册. 北京: 国防工业出版社, 1996.
- [34] 航空发动机科技信息研究报告选编(合订本)第二册. 航空发动机科技信息中心, 1994.
- [35] 航空发动机研究和发展管理(第三集). 航空工业部科技情报研究所, 中国航空学会管理科学专业委员会, 1985.
- [36] 下一代先进技术发动机的研制和鉴定程序. 国外航空技术, 1981.2
- [37] 航空航天部科技情报研究所译. 美国国防部关键技术计划. 1989.
- [38] 方昌德. 推重比 15~20 的航空发动机技术的发展途径和对策. 航空航天部科技情报研究所, 1990.
- [39] 刘宇, 陈光著. 干线客机发动机总体结构设计分析. 北京航空航天大学动力系, 1995.7

- [40] 曹茂国. 多级盘结构转子的工艺装配优化设计方法. 航空发动机, 1994.3
- [41] 李文明, 陈尚志著. 挤压油膜轴承及其在某型发动机上的应用. 航空发动机, 1980.
- [42] 付才高, 李希凡著. 挤压油膜阻尼器在航空发动机上的应用. 发动机结构强度、振动学学术会论文集, 1981.
- [43] 航空发动机强度设计试验手册. 第三机械工业部第六研究院.
- [44] Kirk GE. Matreial Requirments For Future Aeroengine. IASB98 - 7033.
- [45] Miler SC. Cost Effective Technology. Rolls - Royce.
- [46] J. L. Birkler. Development and Production Cost Estimaitng Relationships for Aircraft Turbine Engines. ADA 123753 October. 1982.
- [47] Aircraft turbine engine - development and procurement cost by Frank Watts. AD - 624094 (RM - 4670 - PR).
- [48] Charles W. Barrett. The use of the Maurer factor for estimating the cost of a turbine engine in the early stages of development. AD - A030548. 1979.
- [49] A. B. Wassell. Reynolds Number Effects in Axial Compressor. ASME Journal of Engineering for Power. Vol 90, NO. 2 April, 1968.
- [50] 斯库巴契耶夫斯著. 航空发动机构造与零件强度计算. 虞光裕等译. 北京国防工业出版社, 1956.
- [51] Gus turbine series 1*. (Cycles and Performance Estimation). London Butterworths Scientific Publication. 1955.
- [52] Церкез АЯ. Инженерные Расчёты Газотурбинных Двигателей Методом Отклонений. М. Машиностроение, 1975.
- [53] 范作民, 傅翼权著. 热力过程计算与燃气表. 北京: 国防工业出版社, 1987.
- [54] TND 7901: 涡喷与涡扇发动机稳态和动态性能的计算程序.
- [55] Lovesy AC. The Art of Developing Aero - Engines. JRAS 1959.8

航空发动机设计手册 第5册
《涡轮及涡轮发动机总体》 勘误表

序号	页号	行号	错 误	正 确
1	6	3	2:相关技术:发动机设计与制造工艺	2:相关技术: (1) 发动机设计与制造工艺
2	8	倒 22	(1) 发动机设计与材料	(2) 发动机设计与材料
3	8	倒 2	(1) 发动机设计与计算机技术	(3) 发动机设计与计算机技术
4	10	倒 11	最大过载使用范围	最大过载及使用范围
5	11	9	8~10个或更多	5~6个或更多
6	23	3	发动机小时	发动机飞行小时
7	23	15	$L_n C_b = 3.50819 - .47457 \cdot L_n M_T + 0.1299 NQ + 0.56739 \cdot L_n \cdot Y$	$I_n C_b = 3.50819 - 0.47457 \cdot I_n M_T + 0.1299 NQ + 0.56739 \cdot I_n Y$
8	28	1~6	① 总温 T_{t4} ② 总温 T_{tAB}	率 η_{mL} 。(脚注 t 表示滞止参数, AB 代表加力室)。
9	29	1	$P_{t.6}/P_{t.6}$	$P_{t.6}/P_{t.6}$ (6:掺混处)
10	37	17	内径 $D_{HPC,OUT,h}$	内径 $D_{HPC,OUT,h}$ (t:外径 h:内径)
11	37	19	$D_{HPC,OUT,t} = \frac{2A_{HPC,OUT}}{\pi \cdot h_{OUT}(1 + d_{OUT,OUT})}$	$D_{HPC,OUT,t} = \frac{2A_{HPC,OUT}}{\pi \cdot h_{OUT}(1 + d_{OUT,OUT})}$
12	37	26	等外径($D_{HPC,OUT,t} = \text{Const}$)	等外径($D_{HPC,in,t} = \text{Const}$)
13	37	31	$h_{in} \frac{1}{2} (D_{HPC,in,t} - D_{HPC,in,h})$	进口叶片高度 $h_{in} \frac{1}{2} (D_{HPC,in,t} - D_{HPC,in,h})$
14	38	3	等内径($D_{HPC,OUT,h} = \text{Const}$)	等内径($D_{HPC,h}$)
15	38	4	$D_{HPC,in,h} = D_{HPC,OUT,h}$	$D_{HPC,in} = D_{HPC,OUT}$
16	38	18	$Z_C = Z_T \left(\frac{D_{HPT,\infty}}{D_{HPC,\infty} \cdot k_T} \right)^2$	$Z_C = Z_T \left(\frac{D_{HPT,\infty}}{D_{HPC,\infty} \cdot K_T} \right)^2$
17	44	6	$M_B = \frac{G_B^{1.32} \cdot u_T^{0.62}}{T_4^{*0.5}} \cdot K_C$	$M_B = \frac{G_B^{1.32} \cdot u_T^{0.62}}{T_4^{*0.5}} \cdot K_C$
18	81	倒 13	空气流量 $W_{f,c,M}$	空气流量 $W_{f,c}$
19	81	倒 10	进口空气流量: $W_{f,c,M} \cdot \frac{P_1}{1.03323} \sqrt{\frac{288.16}{T_1}}$	进口空气流量: $W_{a,1} = W_{f,c} \cdot \frac{P_1}{1.03323} \sqrt{\frac{288.16}{T_1}}$
20	81	倒 1	空气流量 $W_{a,23,c,M}$	空气流量 $W_{a,23}$
21	82	7	温升 ΔT_{3D4}	温升 $\Delta T_{3,4}$
22	82	8	c. 由 P_3 和 ΔT_{3D4}	c. 由 P_3 和 $\Delta T_{3,4}$
23	82	14	换算流量 $W_{4.1,C,M}$	换算流量 $W_{4.1,C}$
24	82	15	换算流量 $W_{4.1,C,M}$	换算流量 $W_{4.1,C}$
25	82	21	换算流量 $W_{4.3,C,M}$	换算流量 $W_{4.3,C}$
26	82	22	换算流量 $W_{4.1,C,M}$	换算流量 $W_{4.1,C}$

序号	页号	行号	错 误	正 确
27	101	倒 9	$N_c = AN^3$	$N_c = An^3$
28	101	倒 8	参数确定: $A = (\frac{N_c}{N^3})_{id}$ 点火转速为 N_{Lig}	参数确定: $A = (\frac{N_c}{n^3})_{id}$ 点火转速为 n_{Lig}
29	101	倒 4	(起动机功率(W)与	(起动机功率(N_{ST}^*)与
30	101	倒 3	$N_{ST}/F_{Zl} = 0.5 \sim 1.0$	$N_{ST}/F_{Zl} = 0.5 \sim 0.8(\frac{\text{马力}}{\text{千牛}})$
31	103	倒 4 倒 3	风车转速 $\overline{N_2} < 10\%$ 风车转速 $\overline{N_2} < 10\%$	风车转速 $\overline{n_2} < 10\%$ 风车转速 $\overline{n_2} < 10\%$
32	113	14	典型工作状态下的	典型工作状态(高度、速度和发动机状态)下的
33	123	2	燃油先充满燃油总管喷入加力燃烧室	燃油先充满燃油总管,再喷入加力燃烧室
34	123	3	加力燃烧室燃气参数发生突然地变化时	加力燃烧室燃油点燃时,
35	123	倒 3	加力域之内主通道控制计划时高压转子	加力域之内,高压转子
36	134	14	π_{odp}	π_c
37	135	图 4-5 (a)中	曲线缺指引标号及符号	在最上虚线上注“ $n_H = c$ ” 在中间点划线上加注“ $T_4 = c$ ” 在下方实线上加注“ $n_2 = c$ ”
38	185	24	A ……中心线直径;	A ……中心线直径(见图 5-58);
39	185	25	$(\sigma_{0.2})$ ……屈服极限(见图 5-58)。	$(\sigma_{0.2})$ ……屈服极限。
40	192	倒 8	绘制……及配套目录;	绘制……及编制配套目录;
41	193	4	绘制……及配套目录;	绘制……及编制配套目录;
42	196	9	燃油系统、参数	燃油系统参数
43	202	倒 1	……按下式计算(见图 5-64)	……按下式计算(见图 5-64)(a)
44	203	6	…… J_{OL} 按下式计算。	…… J_{OL} 按下式计算(见图 5-64)(b)
45	261	10	的搭铁性好,	的搭接性好,
46			图 8-22 右图下方“连杆剪切机”	“连杆剪切销”
47	283		图 8-11 右图中 F110-100 [*] 1-16“侧拉杆匣”	“侧拉杆座”
48	293	倒 5	b. 结口形式及尺寸协调;	b. 接口形式及尺寸协调;
49	300	倒 10	飞行小时的 5%。	飞行小时的 5%。因机尾罩冷却差,地面加力工作时间应加限制。

主编:肖国树 2001 年 6 月 3 日

编委:薛云达 2001 年 6 月 4 日