

010039348

V423
07-2



普通高等教育“十一五”国家级规划教材



北航

飞行器结构学

(第2版)

主 编	邴正能		
副主编	程小全	方卫国	
编 著	邴正能	程小全	方卫国
	贾玉红	张玉珠	张纪奎



北京航空航天大学出版社



北航

C1371892

045849

内 容 简 介

航空航天飞行器是一个国家科学技术进步的标志和综合国力的体现。航空航天技术是 20 世纪以来发展最迅速的技术领域之一。本书立足于迅速发展环境,以飞行器结构的分析和设计为中心内容,首次将航空飞行器与航天飞行器结构分析和设计融为一体,进行全面系统的阐述。全书阐述各种飞行器的典型结构组成和特点,结构分析和设计的基本概念,设计原理、准则和方法。总结分析了结构设计思想的演变和发展方向,重点介绍飞机综合设计技术、新的结构设计方法和研制模式。同时设专门章节介绍先进复合材料典型结构,并较系统地介绍了复合材料结构设计特点、原理和方法;对航空飞行器和航天飞行器的特殊结构设计和特点也进行专门的介绍。

本书为高等院校航空和宇航工程类专业的教材,也可供从事飞行器设计和研究人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞行器结构学/郦正能主编. -- 2 版. -- 北京:
北京航空航天大学出版社, 2010. 4
ISBN 978-7-5124-0043-6

I. ①飞… II. ①郦… III. ①飞行器—结构设计
IV. ①V214. 19

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2010)第 045849 号

飞行器结构学(第 2 版)

主 编: 郦正能
副主编 程小全 方卫国
编 著 郦正能 程小全 方卫国
贾玉红 张玉珠 张纪奎
责任编辑 胡 敏

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(100191) 发行部电话:010-82317024 传真:010-82328026

<http://www.buaapress.com.cn> E-mail: bhpress@263.net

北京市媛明印刷厂印装 各地书店经销

*

开本:787×960 1/16 印张:30 字数:672 千字

2010 年 4 月第 2 版 2010 年 4 月第 1 次印刷 印数:3 000 册

ISBN 978-7-5124-0043-6 定价:59.00 元



序

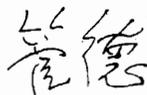
航空航天技术是当代发展最迅速的技术领域之一；航空航天业也是率先综合多种先进技术的行业之一。航空航天器使用要求的不断提高，促进了多种有关的先进技术的发展；而先进技术的使用，也使航空航天器的高使用要求得以实现。本书立足于迅速发展技术环境，一方面，把航空器和航天器的结构分析和设计融合在一起；同时，阐述了设计方法、结构形式、材料工艺、使用维护等多方面的新成果、新技术，使读者能够更好地了解航空航天器研制的新进展和采用的新技术。

每一种航空航天器都是一个系统；结构是这个系统中的子系统之一。系统和子系统之间、各个子系统之间，既相辅相成，又相互制约。系统分析和系统综合是系统方法的重要内容。结构分析是结构设计的依据；结构设计则是在结构分析基础上的优化综合。为了提高航空航天器结构设计的质量和效率，要求结构设计和分析密切结合；而现代先进手段的使用，又使这种结合更加紧密。本书把航空航天器的结构分析和设计结合在一起，有利于读者更好地了解分析和设计的相互关系，以及结构与总体设计、其他子系统设计之间的相互关系。

在国家教育部、国防科工委和北京市教委等单位的支持下，经过以郦正能教授为主编的编写组成员的共同努力，本书得以出版。

郦正能教授从1958年开始，一直从事飞机结构设计方面的教学和科研工作，参加过“北京”1号、“北京”4号、“北航”10号和无人驾驶飞机等多个飞机型号的设计、研制工作，在飞机结构分析与设计方面有丰富的经验。她主编的《飞机结构分析和设计》讲义，在本科和研究生教学中已使用了8年，取得了很好的效果。为了适应飞行器设计学科教学的需要，本书在原讲义的基础上既阐述了航空航天器分析和设计的共性概念、原理、原则和方法，又介绍了多种航空航天器研制的新进展，更加有利于飞行器设计人员对于相关知识的全面掌握，有利于飞行器设计专业本科和研究生的教学，并对从事航空航天器结构分析和设计的工程技术人员有重要的参考价值。

中国工程院院士：



2003年6月5日

前言

航空、航天技术的发展水平反映了一个国家的综合国力,飞行器设计是航空航天技术的一个重要内容。一方面,随着科学技术的不断进步,航空飞行器与航天飞行器的界限正在被打破,航空飞行器正在朝着空天飞机发展,航天技术与航空技术正在结合,因此有必要将航空飞行器和航天飞行器结构设计的知识和技术进行融合;另一方面,航空飞行器与航天飞行器在结构上有许多相同的特点,两类飞行器设计除了在材料、载荷和使用环境上有所不同外,其分析设计方法和所需要的基础知识也都基本相同。有鉴于此,将航空飞行器与航天飞行器的结构分析与设计融为一体是可能的,并且通过这种融合,更能加深对飞行器结构分析与设计的理解。

飞行器包括飞机和直升机等航空飞行器,导弹(火箭)、人造卫星、宇宙飞船、航天飞机、空间站等航天飞行器。随着科学技术的发展,国家教育部已将原来分开设立的飞机设计、导弹设计、航天飞行器设计等专业合并为一个大的飞行器设计学科,但目前有关飞行器结构设计的教材,只针对航空飞行器、导弹或航天飞行器,已不能适应当前飞行器设计学科教学和科研的需要,以及宽口径、大专业的人才培养要求。为此,我们结合多年来的科研与教学经验及航空、航天技术的最新发展状况,参考国内外新发表或出版的相关资料编写了这本书,并首次将飞机、直升机、导弹(火箭)、飞船、航天飞机等航空与航天飞行器结构分析与设计融为一体,进行全面系统的阐述。本书是高校飞行器设计学科的专业教材,也可作为航空航天工程技术人员的参考书。

本书以飞行器结构的分析与设计为中心内容,阐述了各种飞行器的结构特点、设计方法以及结构设计思想和方法的发展,为此,还对飞行器结构设计的载荷情况和一些设计中必须考虑的特殊问题进行了必要的介绍。全书共分12章。第1章叙述飞行器的分类、组成和设计的一般程序。第2章介绍飞行器的外载荷和设计情况。第3~9章介绍飞行器的结构特点,结构分析与设计的基本概念、设计原理、准则与方法,其中第6和7章集中介绍载人航天器和无人航天器结构的特点以及设计。鉴于复合材料性能的可设计性和各向异性使复合材料结构设计与

金属结构设计有很多不同,而复合材料作为优异的新型材料已成为飞行器结构中主要材料之一,因此在第10章中作了较充分的介绍。第11、12章介绍飞行器结构设计中某些特殊问题,结构设计思想的演变和发展,重点介绍飞行器结构综合设计技术、新的结构设计方法和研制模式。

航空飞行器与航天飞行器在结构上有不少共同之处,都属于薄壁结构,因此它们的结构分析与设计原理、方法有相同或相似之处。本书提炼出各种不同飞行器在结构上的相似之处,阐述它们共性的结构分析与设计原理、原则与方法,使学生掌握飞行器相通的设计方法。重点介绍飞机、导弹的结构分析与设计的基本知识,对于载人飞船、航天站、航天飞机、人造卫星等飞行器,主要阐述其构造与设计特点。内容上力求全面而精练,既涵盖各种类型的飞行器,又达到知识的有机整合而非简单组合。本书既介绍飞行器结构分析与设计的基本概念、原理、原则与方法,又反映了当前航空航天技术发展的新成果,注重对新结构形式、新材料、先进设计原理和方法的介绍。

参加本书撰写工作的有酆正能(第4章、第2、9章部分)、张玉珠(第2、8、9章部分)、方卫国(第1、3、12章,第11章部分)、程小全(第5章部分、第10章)、王利民(第6、7章,第11章部分)、吴永康(第5章部分、第8章)、贾玉红(第5章部分)。酆正能任主编,张玉珠、方卫国任副主编,全书由崔德刚教授主审。本书在编撰过程中,参考了大量国内外的文献资料和兄弟院校的有关教材,在此,对原作者深表感谢。

崔德刚教授和杨秉宪教授审阅本书后,提出了许多宝贵意见。根据他们的意见,我们对原稿一一作了修改,在此专诚致谢。管德教授在百忙中审阅了全稿,提出了宝贵意见,并为本书作序,在此表示衷心感谢。本书的编写得到了国家教育部、北京市教育委员会和北京航空航天大学等的支持和资助,在此一并致谢。

在编撰过程中,我们力求阐述全面、系统、准确,论述简练,通俗易懂,但由于本书涉及面广,加上我们的水平和时间有限,对于书中存在的不足之处,至诚希望读者和专家批评、指正。

编者

2003年5月

再版前言

作者编写《飞行器结构学(第2版)》一书的宗旨是进一步将航空与航天飞行器结构的设计技术融为一体,更好地适应当前和今后一段时期本科生与研究生教学的需求,并希望它能成为一部既可作为飞行器设计学科教学的主要教材,又可作为航空和航天技术人员的参考书。

本书以部件分析与设计为主线,尽可能将同一类部件的相关内容和知识组织在一起,进一步归纳、总结,提炼各种飞行器的共同点,阐述它们在结构分析与设计原理、方法等方面的共性,将各种飞行器结构设计技术有机地结合在一起,对于本书在前一部件中用到并已介绍过的技术与知识,在后述部件中只对其特点作简要介绍。科学技术飞速发展,近五年来已有许多新成果。本书力求将最新的飞行器结构设计技术编写在相关章节中。

改版后的教材力求内容精练,重点突出。全书共分7章。第1章叙述飞行器的分类、组成和设计的一般过程。第2章介绍飞行器结构设计思想演变和发展,重点介绍飞行器结构设计的思想与技术。第3章介绍飞行器的外载荷和设计情况。第4章和第5章介绍飞行器机体结构的特点、结构分析与设计的基本概念,设计原理、准则与方法。第6章介绍飞行器起落装置的形式及其结构特点,基本原理和设计方法。鉴于复合材料结构的特点,其结构形式和设计原理、方法与金属结构有很多不同之处,故于第7章中专题进行介绍。

参加本次再版修订工作的有酆正能(第3、5章部分)、程小全(第7章,第4章部分),方卫国(第1、2章,第4章部分)、贾玉红(第6章)、张玉珠(第3、5章部分)、张纪奎(第5章部分)。酆正能任主编,程小全、方卫国任副主编。本书以原版内容为基础,同时参考了国内外的最新文献资料,在此,对原版书的作者深表感谢。

本书的再版修订得到了国家教育部、北京市教育委员会和北京航空航天大学等单位的资助和支持,在此一并致谢。

在再版修订过程中,我们力求阐述既系统准确,又通俗易懂。但由于本书内容涉及面广,加上我们的水平有限,书中定有不尽如人意之处。对本书存在的不足之处,至诚希望专家、读者批评指正。

编者

2009年12月

目 录

第 1 章 飞行器结构设计引论	1
1.1 飞行器的分类和用途	1
1.1.1 航空器	1
1.1.2 航天器	2
1.1.3 火箭和导弹	4
1.2 飞行器的主要组成部分及功用	5
1.2.1 航空器的主要组成部分及其功用	5
1.2.2 航天器的主要组成部分及其功用	7
1.2.3 火箭和导弹的主要组成部分及其功用.....	14
1.3 飞行器研制的一般程序.....	17
1.3.1 飞机、导弹研制的一般程序	18
1.3.2 航天器研制的一般程序.....	20
习 题	21
第 2 章 飞行器结构设计思想和方法	22
2.1 飞行器结构设计思想的演变.....	22
2.1.1 静强度和刚度设计阶段.....	22
2.1.2 强度、刚度和疲劳安全寿命设计阶段	24
2.1.3 强度、刚度、损伤容限和耐久性(经济寿命)设计阶段.....	25
2.1.4 结构可靠性设计阶段.....	27
2.2 飞行器结构设计的基本内容.....	28
2.3 飞行器结构设计方法.....	33
2.3.1 结构有限元分析方法.....	33
2.3.2 结构优化设计.....	37
2.3.3 数字化设计.....	40

2.3.4 多学科设计优化·····	42
习 题·····	44
第3章 飞行器的外载荷和设计情况 ·····	45
3.1 飞行器的外载荷和过载·····	45
3.1.1 作用在飞行器上的外载荷·····	45
3.1.2 过载和过载系数·····	46
3.2 安全系数与设计载荷·····	52
3.2.1 使用载荷·····	52
3.2.2 设计载荷·····	52
3.2.3 安全系数·····	53
3.3 飞机设计情况·····	54
3.3.1 典型飞行情况和机动过载·····	54
3.3.2 飞机对称机动飞行包线和相应参数确定·····	57
3.3.3 突风过载飞行包线·····	64
3.3.4 弹性变形引起载荷修正·····	65
3.3.5 飞机在起飞降落过程中的载荷·····	66
3.3.6 其他特殊情况载荷·····	68
3.4 导弹或火箭的设计载荷·····	69
3.4.1 地面载荷·····	70
3.4.2 空中载荷·····	75
3.5 航天器的设计载荷·····	78
习 题·····	79
第4章 飞行器翼面结构分析与设计 ·····	80
4.1 翼面的功用与设计的要求·····	80
4.2 翼面的载荷与内力·····	82
4.3 翼面主要受力构件的用途和结构·····	84
4.4 翼面结构形式·····	89
4.5 典型翼面结构的传力分析·····	95
4.5.1 传力分析的一般原理·····	95
4.5.2 翼面典型结构形式传力分析·····	100
4.5.3 翼面对接处和翼身连接结构的传力·····	112
4.6 后掠翼的结构特点与受力分析·····	124

4.6.1	后掠翼的结构和受力特点	124
4.6.2	后掠翼根部的传力特点	126
4.6.3	变后掠翼和前掠翼的结构与承力特点	133
4.7	三角翼的结构特点与受力分析	139
4.8	翼面结构形式的确定与结构布置	143
4.8.1	翼面结构设计的原始依据、工作内容与步骤	143
4.8.2	翼面结构布局设计	144
4.9	翼面结构元件设计	157
4.10	翼面开口区结构设计	172
4.11	尾翼与操纵面结构分析与设计	181
4.12	翼面增升装置	196
4.13	折叠翼面结构设计	201
4.13.1	舰载飞机的折叠翼	202
4.13.2	折叠弹翼	203
4.14	旋翼系统结构设计	206
4.15	飞行器结构设计的气动加热问题	213
4.15.1	气动加热现象	213
4.15.2	气动加热对结构设计的影响及防护措施	215
4.15.3	飞船(航天飞机)的防热结构	216
4.16	飞行器结构的刚度设计和气动弹性问题	222
4.16.1	飞行器结构的刚度设计	222
4.16.2	翼面变形对气动载荷的影响	224
4.16.3	翼面的扭转变形扩大	225
4.16.4	超声速飞行中的弯曲变形扩大	226
4.16.5	操纵面反效	227
4.16.6	颤 振	228
	习 题	231
第5章	飞行器机体结构分析与设计	238
5.1	机体结构的功用、结构特点和设计要求	238
5.1.1	功 用	238
5.1.2	结构特点	238
5.1.3	设计要求	240
5.2	机体结构的载荷及其平衡	241

5.2.1	机体的主要外载荷	241
5.2.2	总体受力特点与载荷平衡	243
5.3	典型结构形式及传力分析	245
5.3.1	典型结构元件及其功用	245
5.3.2	典型结构形式和结构布局设计	246
5.3.3	典型结构的传力分析	259
5.4	加强框的受力分析和设计	269
5.4.1	加强框的结构形式及其受力分析	269
5.4.2	加强框的设计	276
5.5	开口区结构受力分析和设计	281
5.5.1	开口和口盖的分类	282
5.5.2	开口区受力分析和结构设计	284
5.6	机体的连接和分离机构设计	291
5.6.1	起落架与机体连接	291
5.6.2	发动机在机体上的安装	294
5.6.3	机体设计分离面的对接和分离机构设计	298
5.7	气密舱和密封结构设计	308
5.7.1	气密舱设计	308
5.7.2	整体油箱(贮箱)	325
	习 题	333
第 6 章	飞行器起落装置设计	337
6.1	飞机起落架的布置形式及设计要求	337
6.1.1	起落架的功用和组成	337
6.1.2	起落架的布置形式	337
6.1.3	起落架的设计要求	341
6.2	飞机起落架的外载荷	344
6.2.1	着陆过载	344
6.2.2	着陆时减震系统吸收的功量	345
6.2.3	起落架的外载荷	345
6.3	飞机起落架的结构形式和受力分析	348
6.3.1	桁架式起落架	348
6.3.2	梁式起落架	348
6.3.3	混合式起落架	355

6.3.4 多轮小车式起落架	356
6.4 飞机前起落架构造	357
6.4.1 稳定距	357
6.4.2 摆 振	358
6.4.3 减摆器	358
6.4.4 转向机构和纠偏机构	360
6.5 飞机起落架缓冲装置	361
6.5.1 起落架减震器的要求	361
6.5.2 减震器的类型	362
6.5.3 油气式减震器的构造和工作原理	364
6.5.4 油气式减震器的工作特性	366
6.5.5 减震器的特性系数和性能调节装置	369
6.5.6 全油液式减震器的构造和工作原理	372
6.5.7 双气室油气减震器	373
6.5.8 主动控制起落架	373
6.6 航天器起落装置	376
6.6.1 航天飞机起落装置	376
6.6.2 航天器软着陆装置	379
习 题	381
第 7 章 复合材料结构设计	382
7.1 复合材料性能特点及其在飞行器结构上的应用	382
7.1.1 层合板的表示方法与材料工程常数	382
7.1.2 层合板的性能剪裁与强度估算	385
7.1.3 复合材料湿热环境性能	389
7.1.4 复合材料耐久性/损伤容限特点	390
7.1.5 复合材料在飞行器结构上的应用	392
7.2 复合材料结构制造技术	397
7.2.1 复合材料结构制造工艺特点	397
7.2.2 复合材料制造工艺方法	398
7.2.3 复合材料结构质量控制	402
7.3 复合材料结构设计选材与设计许用值确定	404
7.3.1 复合材料结构设计选材原则	404
7.3.2 原材料性能及其选择	404

7.3.3	飞行器复合材料结构设计选材分析	407
7.3.4	设计许用值的确定	408
7.4	复合材料飞行器结构典型形式	412
7.4.1	复合材料翼盒类结构的结构形式	412
7.4.2	复合材料直升机旋翼桨叶的结构形式	416
7.4.3	复合材料机身的结构形式	418
7.4.4	复合材料直升机机体结构形式	419
7.4.5	复合材料弹/箭身的结构形式	421
7.5	复合材料结构设计	422
7.5.1	复合材料结构设计的一般要求与设计步骤	422
7.5.2	层合板设计	424
7.5.3	夹层结构设计	432
7.5.4	结构件设计	437
7.5.5	结构细节设计	444
7.5.6	结构连接设计	448
7.5.7	复合材料结构可修理性设计	452
7.6	复合材料整体结构	454
7.6.1	复合材料整体结构的应用	454
7.6.2	复合材料结构整体化的技术保障	456
7.6.3	后机身球面框整体结构制造技术	457
	习 题	460
	参考文献	462

第 1 章 飞行器结构设计引论

1.1 飞行器的分类和用途

在地球大气层内或大气层之外的空间(包括环地球空间、行星和行星际空间)飞行的器械通称飞行器。通常,飞行器可分为三大类:航空器、航天器、火箭和导弹。主要在大气层内飞行的飞行器称为航空器;主要在大气层之外的空间飞行的飞行器称为航天器;依靠制导系统控制其飞行轨迹的飞行武器称为导弹,依靠火箭发动机提供推进力的飞行器称为火箭。

1.1.1 航空器

按照产生升力的基本原理,可将航空器分为两大类,即靠空气静浮力升空飞行的航空器(习惯上称为轻于空气的航空器)和靠航空器与空气相对运动产生空气动力升空飞行的航空器(习惯上称为重于空气的航空器)。

1. 轻于空气的航空器

轻于空气的航空器包括气球和飞艇。它们的升空和飞行是靠空气的浮力或静力。

气球由气囊和吊篮(吊舱)组成,分为热气球和氢气球(氦气球),主要用于高空探测和科学实验研究。气球没有动力装置,升空后只能随风飘动或被系留在固定位置上。

飞艇的飞行路线可以控制。它由巨大的流线艇体、装载人或物的吊舱、起稳定控制作用的安定面和操纵面以及推进装置四部分组成,主要用于运输、旅游和航空运动。

2. 重于空气的航空器

重于空气的航空器主要有两类:固定翼航空器和旋翼航空器。

固定翼航空器包括飞机和滑翔机。飞机由动力装置产生前进推力(或拉力),由固定机翼产生升力,在大气层中飞行;滑翔机在飞行原理与构造形式上与飞机基本相同,只是它没有动力装置和推进装置,一般由弹射或拖曳升空,然后靠有利的气流(如上升气流)或降低高度(位能转变为动能)继续飞行。

旋翼航空器包括直升机和旋翼机。直升机是以动力驱动的旋翼作为主要升力来源,能垂直起落的航空器。直升机与旋翼机的区别是:后者的旋翼没有动力直接驱动,而靠自身前进时(前进的动力由动力装置提供)相对气流吹动旋翼转动产生升力。

除了上述两种航空器之外,还有一种一直被许多工程师和航空爱好者探索研究而至今尚未成功的、模拟鸟类飞行的扑翼机。

在重于空气的航空器中,飞机和直升机是两种获得广泛应用的航空器。

(1) 飞机

飞机按其功用可分为军用飞机、民用飞机和科学研究飞机三大类。军用飞机包括歼击机(战斗机)、轰炸机(攻击机)、军用运输机、侦察机、预警机、电子对抗机、反潜机、空中加油机和救护机等。军用飞机的功用主要是完成空中拦截、侦察、轰炸、攻击、预警、反潜、电子干扰、军事运输以及空降等任务。民用飞机是指非军事用途的飞机,包括客机和货机等运输机,还有一些通用航空中使用的飞机,主要用于农业作业、护林造林、救灾、医疗救护、空中勘测和体育运动等。

为了完成各种不同的任务,对不同的飞机就有不同的技术要求。对于军用飞机称为战术技术要求;对于民用飞机称为使用技术要求。它除了飞机最大速度、升限、航程、起飞着陆滑跑距离、载重和机动性(对战斗机)等指标外,还有如能否全天候飞行,对机场以及对飞机本身的维修性和保障性等方面的要求。

从发展看,军用飞机和现代大型旅客机的飞行速度、升限和航程都不断增加。现代战斗机的最大飞行速度通常为声速的两倍多,即 $Ma > 2$; 飞行升限约在 20 000 m 以上。为了提高军用飞机的生存力和战斗力,各国正努力发展低可见度的隐身技术,并已在 F-117A 战斗/攻击机和 B-2 轰炸机上获得成功应用。第四代战斗机如 F-22, 强调同时具备隐身技术、超声速巡航、过失速机动和推力矢量控制、近距起落以及良好的维修性等性能。无人机也得到迅速的发展,世界主要军事强国已经大量使用无人机进行空中侦察,并正在进一步研究各种类型的无人作战飞机。现代军用运输机和一些大型远程旅客机的航程和载重越来越大,有的航程可达 10 000 km 以上。军用运输机如 C-5A 载重将近 100 t, 可运载 350 名士兵或一辆坦克加上两架小型直升机; 俄罗斯的安-225 载重则高达 225 t。大型旅客机如波音-747 宽体客机载客可达 500 名。

(2) 直升机

直升机既能上升下降、空中悬停,又能向前后左右任一方向飞行。

直升机的应用几乎遍及军用和民用的各个领域。在军用方面,可用于通信联络、侦察巡逻、炮兵校射、后勤支援、空降登陆、反潜扫雷、对地攻击、战场救护和空中指挥等方面; 在民用方面,可用于短途运输、医护救灾、森林防火、地质勘探、空中摄影、吊装设备、交通指挥和科学考察等方面。

1.1.2 航天器

航天器是在稠密大气层之外环绕地球,或在行星际空间、恒星际空间中,基本上按照天体力学规律运行的各种飞行器,又称空间飞行器。航天器可以分为无人航天器和载人航天器。

前者可以按照是否环绕地球运行分为人造地球卫星和空间探测器;后者又可分为载人飞船、航天站(又称空间站)和航天飞机。

1. 无人航天器

(1) 人造地球卫星

简称人造卫星,是由运载火箭发射到一定高度,获得必要的速度,沿一定轨道环绕地球运行。

人造卫星按其用途可分为科学卫星、应用卫星和技术试验卫星。

科学卫星主要用于科学探测和研究,如空间物理探测卫星和天文科学卫星等。

应用卫星是直接为国民经济和军事服务的卫星,种类最多、发射的数量也最多。

技术试验卫星主要用来对航天技术中的新原理、新技术、新方案和新材料等进行试验研究,如重力梯度稳定试验、生物对空间环境适应性试验、载人航天器生命保障系统和返回系统的验证性试验、交会对接技术试验、新传感器空中飞行试验以及轨道拦截技术试验等。

人造卫星按其用途可分为通信卫星、气象卫星、导航卫星、侦察卫星、测地卫星、地球资源卫星和截击卫星等。

(2) 空间探测器

空间探测器又称深空探测器,包括月球探测器、行星探测器和行星际探测器,用来对月球和月球以远的天体和空间进行科学探测。各种行星际探测器分别用来探测金星、火星、水星、木星、土星以及行星际空间和恒星。美国“旅行者”号探测器是典型空间探测器之一。

2. 载人航天器

载人航天器按照飞行和工作情况可分为载人飞船、航天站(空间站)和航天飞机。

(1) 载人飞船

载人飞船是用来保障航天员在外层空间生活、工作并能返回地面的航天器,又称宇宙飞船,可分为卫星式载人飞船和登月载人飞船。载人飞船可以独立进行航天活动,也可以作为往返于地面和航天站(或月球)之间的“渡船”。苏联的“联盟”号飞船和美国的“阿波罗”号登月飞船是载人飞船的典型代表。

(2) 航天站

航天站是可供多名航天员长期生活的航天器。它的运行原理与环绕地球的卫星式载人飞船类似。二者的主要区别是后者运行时间很短,一般仅能使用一次后返回地面。

(3) 航天飞机

航天飞机是可以重复使用,往返于地面和近地轨道之间运送有效载荷或在轨道上完成规定活动的航天器。它由运载火箭送入轨道,返回地面时可像飞机那样着陆。目前,正在探索像飞机那样水平起飞、水平着陆的航天飞机(又称空天飞机)。

1.1.3 火箭和导弹

1. 火箭

火箭是指靠火箭发动机喷射工作介质产生反作用力向前推进的飞行器。火箭自身携带全部推进剂,不依赖外界工作介质产生推力。火箭既可在大气层内飞行,亦可在大气层外飞行。火箭按其功用一般可分为探空火箭和运载火箭。探空火箭是在近地空间进行探测和科学试验的火箭。利用探空火箭可以探测大气各层结构、成分和参数,研究电离层、地磁场、宇宙线、太阳紫外线、X射线和陨尘等多种日-地物理现象,为弹道导弹、运载火箭、人造卫星和载人飞船等飞行器的研究提供必要的环境参数。运载火箭是由多级火箭组成的航天运输工具。它用来把人造地球卫星、载人飞船、航天站或空间探测器等有效载荷送入预定轨道。

2. 导弹

导弹是由制导系统控制其飞行轨迹的飞行武器,特点是带有战斗部。导弹的动力装置可以是火箭发动机,也可以是涡轮或涡扇喷气发动机,还可以是冲压发动机。按不同的分类准则,导弹可分为不同的类型。

(1) 按弹道特征分类

按弹道特征可分为弹道式导弹和巡航导弹。

① 弹道式导弹是一种由地面垂直发射的远射程、大威力的进攻性武器,其弹道由主动段、自由飞行段和再入段组成(自由段和再入段又统称为被动段)。根据射程的不同,弹道式导弹可分为近程(100~1 000 km)、中程(1 000~4 000 km)、远程(4 000~8 000 km)和洲际(8 000~10 000 km或以上)弹道式导弹。

② 巡航导弹是一种以火箭发动机或航空喷气发动机为动力,在大气层内飞行并有较长平飞段的自控飞行作战武器。当从飞机上发射时,巡航导弹先下滑后转入平飞;若从地面或舰艇上发射,导弹先借助推爬升,然后转入平飞(自控段),捕捉到目标后自动导向目标(自导段)。

(2) 按发射点和目标的空间位置分类

按发射点和目标的空间位置,导弹可分为地对空、空对地、空对空和地对地导弹。

① 地对空导弹又称防空导弹,是从地面或海上发射攻击空中目标的导弹,主要用于保卫城市、军事基地等重要设施和大型军舰等。

② 空对地导弹是由飞机上发射,攻击地上或海上目标的导弹,属进攻性压制武器。

③ 空对空导弹是从飞机上发射用于攻击空中目标的导弹,打击的主要目标是各种军用飞机和巡航导弹。按射程的不同,空对空导弹又可分为近距格斗弹和中、远程拦截弹。

④ 地对地导弹是指从地上或海上发射、打击地上或海上目标的导弹。

(3) 按导弹打击的目标类型分类

按导弹打击的目标类型可分为反飞机导弹、反导弹导弹、反卫星导弹、反舰导弹、反辐射导弹(用于攻击雷达等电磁辐射源)、反坦克导弹及攻击地面常规目标导弹。其中,攻击地面常规目标的导弹打击目标的范围极广,包括地面上的一切有生力量和重要设施。

另外,导弹还可按作战中的作用划分为战略导弹和战术导弹;按使用的推进剂划分为液体导弹、固体导弹和固液导弹;按级数划分可分为单级导弹和多级导弹等。

1.2 飞行器的主要组成部分及功用

1.2.1 航空器的主要组成部分及其功用

飞机是使用最广泛、最具代表性的航空器。飞机的主要组成部分有机体、飞机操纵系统、飞机动力装置和机载设备等。图1-1所示为飞机的主要组成部分的示意图。图1-2所示为波音-747宽体客机。

1. 机 体

机体包括机翼、机身及尾翼等部件。

(1) 机 翼

机翼是飞机产生升力的主要部件。通常在机翼上有用于横向操纵的副翼和扰流片,机翼前后缘部分还设有各种形式的襟翼,用于增加升力或改变机翼升力的分布。

(2) 尾 翼

尾翼通常在飞机尾部,分为水平尾翼和垂直尾翼两部分。个别飞机的尾翼设计成V形,它兼起纵向和航向稳定、操纵的作用,称为V形尾翼。一般水平尾翼由水平安定面和升降舵组成,垂直尾翼由垂直安定面和方向舵组成。在超声速飞机上,为了提高飞机纵向操纵能力,常将水平尾翼做成一个整体(不分水平安定面和升降舵),它可以操纵偏转,称为全动平尾。有的飞机上(主要是变后掠翼飞机)还将全动平尾设计成可以差动偏转的形式,即平尾的左右两半翼面不仅可以同向偏转,且可反向偏转,此时可起横向操纵作用,这种形式称为差动平尾。如果水平尾翼装在机翼的前面,称为前翼或鸭翼。

(3) 机 身

机身处于飞机的中央,它将机翼、尾翼、动力装置和起落架等部件连成一个整体,构成飞机。机身主要用于容纳人员、货物、武器或其他载重和设备等。但是机身并不是飞机不可缺少的部件,早期飞机仅有一个连接各部件的构架,这样的机身在初级滑翔机和超轻型飞机上还可见到。后来为了减少阻力,发展成为流线外形的机身,并用以容纳人员以及设备和货物等体积较大的物体。如果飞机足够大,能将人员、货物和燃油等全部装在机翼内部,则可以取消机身,

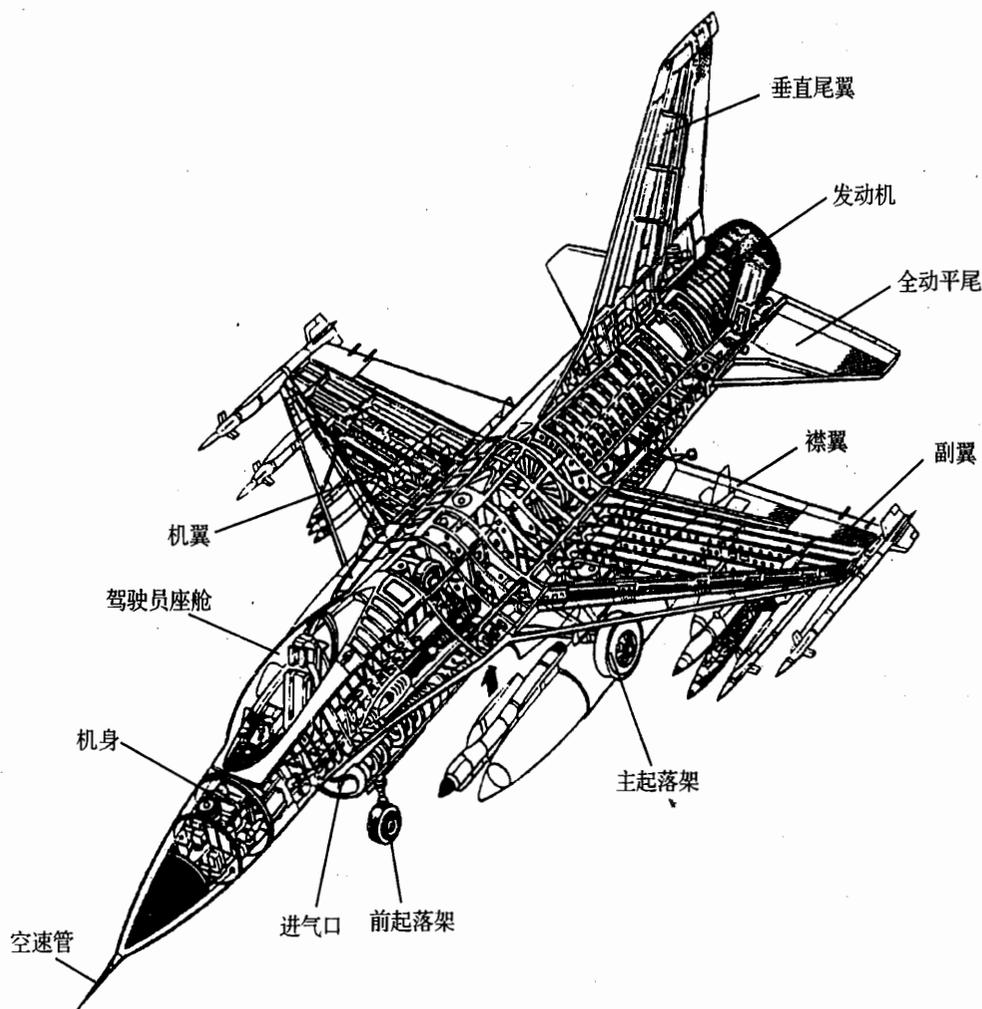


图 1-1 飞机的主要组成部分示意图

成为飞翼式飞机,简称飞翼。

2. 起落架

起落架是飞机起飞、着陆滑跑和在地面(或水面)停放、滑行中支持飞机的装置,一般由承力支柱、减震器、带刹车的机轮(或滑橇、滚筒)和收放机构组成。在低速飞机上用不可收放的固定式起落架以减轻质量,在支柱和机轮上有时装整流罩以减小阻力。在陆地上或舰上起落的飞机用机轮,在冰上或雪地起落的飞机用滑橇代替机轮,浮筒式水上飞机则代之以浮筒。

3. 操纵系统

操纵系统包括驾驶杆(盘)、脚蹬、拉杆、摇臂或钢索和滑轮等。驾驶杆(盘)控制升降舵(或

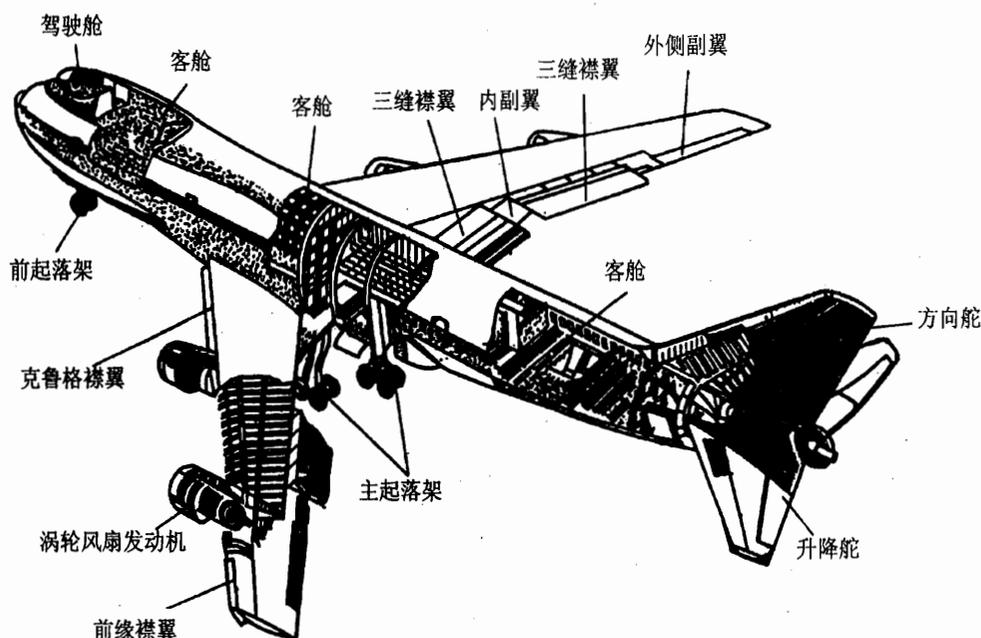


图 1-2 波音-747 宽体客机

全动水平尾翼)和副翼,脚蹬控制方向舵。为了改善操纵性和稳定性,现代飞机操纵系统中还配备有各种助力系统(液压的和电动的)、增稳装置、电传操纵系统和自动驾驶仪等。

4. 动力装置

动力装置包括产生推力的发动机和保证发动机正常工作所需的附件和系统,其中包括发动机的启动、操纵、固定、燃油、滑油、散热、防火、灭火、进气和排气等装置或系统。现代飞机上应用最多的是涡轮风扇发动机、涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机。

5. 机载设备

机载设备包括飞行仪表、通信、导航、环境控制、生命保障和能源供给等设备以及与飞机用途有关的一些机载设备,如战斗机的武器和火控系统、客机的客舱生活服务设施等。

不同类别的航空器,其构成情况有所不同。如对滑翔机,则无动力装置;对飞艇,升力是静浮力;直升机的升力由旋翼产生,因此飞艇和直升机均无机翼。但总的来说,其组成情况是类似的。

1.2.2 航天器的主要组成部分及其功用

航天器由不同功能的若干分系统组成,一般有专用系统和保障系统。前者用于直接执行特定的航天任务,后者用于保障专用系统的正常工作。专用系统随航天器的任务而异,例如侦察卫星的可见光照相机、电视摄像机等;无线电侦察的接收机等;通信卫星的转发器和通信天

线;空间站上供航天员进行各种试验和观测用的专用设备。各类航天器的保障系统是类似的,一般包括下列分系统:

- 结构系统。用于支承和固定航天器上各种仪器设备,并以骨架结构与外壳结构相连,造成一个密闭的整体,为仪器设备和航天员提供必要的工作和生活环境,也承受地面运输、发射和空间运行时的各种力学和环境载荷。
- 热控制系统。用来保障各种仪器设备或航天员处于允许的温度环境中。
- 生命保障系统。用于载人航天器,维持航天员正常生活所必需的设备和条件,其中包括温度、湿度调节,供水供氧,空气净化,废物排除和封存,食品制作、保管,水的再生等。
- 电源系统。用来为航天器所有仪器设备提供电能。
- 姿态控制系统。用来保持或改变航天器的运行姿态。
- 轨道控制系统。用来保持或改变航天器的运行轨道。由机动发动机提供动力,通过程序控制装置控制或地面测控站遥控。
- 返回着陆系统。用以保障返回型航天器的安全,一般由制动火箭、降落伞、着陆装置、标位装置和控制装置等组成。

此外,尚需配有无线电测控系统和计算机系统等。

1. 人造卫星

卫星结构形式因其用途而异,但从功能上看都由承力结构、外壳、安装部件、天线结构、太阳能电池阵、防热结构和分离连接装置等部分组成。

(1) 承力结构

承力结构与运载火箭相连接,承受发射时产生的火箭推力,一般由铝合金、钛合金或纤维增强复合材料的薄壁圆柱壳、波纹或蜂窝夹层圆柱或截锥壳和杆件组成。

(2) 外壳

外壳形成卫星的外表面,也承受一部分外力,起承力构件的作用。外壳的形状可为球形、多面柱形、锥形或不规则的多面体等。其结构形式有半硬壳式结构、蜂窝结构、夹层结构、整体结构和柔性张力表面结构。

(3) 安装部件

安装部件是安装仪器设备,并保证安装精度和防振、防磁以及密封等要求的结构,可以是仪器舱式或盘式结构。

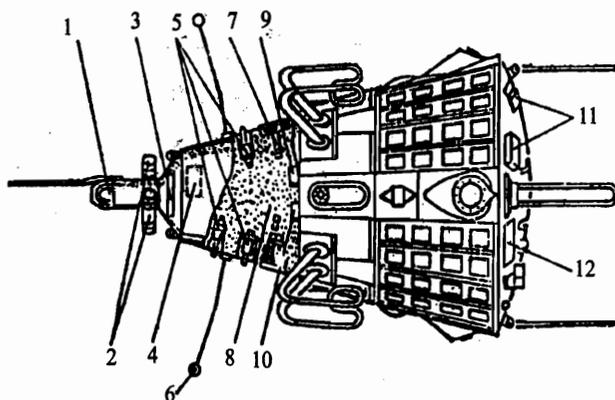
(4) 天线结构

天线结构为抛物面形,有固定式和展开式。前者的反射面是一个大面积的薄壁构件。为了防止热变形影响天线的电性能,通常用线膨胀系数很小的石墨纤维复合材料制成。展开式天线有伞式、花瓣式、渔网式和桁架式。

(5) 太阳能电池阵

太阳能电池阵可以是直接粘贴在卫星外表面的一组太阳能电池片。有些卫星外壳做成套筒式伸展结构,卫星发射时缩叠,进入空间轨道后外筒伸展,以增加太阳能电池阵的面积。另外一种是可伸展太阳能电池翼(或称太阳能帆板),进入轨道后可伸展成翼状,加大太阳能电池阵的面积。

图1-3为苏联于1958年发射的人造地球卫星3号。星体为圆锥形薄壁壳,装载星上各分系统的仪器设备。仪器设备包括电离压力计、磁强计、高频质谱仪、离子陷阱、切尔科夫计数器、辉光计、宇宙射线计数器、流量计数器和验电器等。



- 1—磁强计;2—记录太阳辐射的光电倍增器;3—太阳能电池;4—宇宙辐射中的光子记录仪;
5—磁强计和电离压力计;6—离子陷阱;7—磁通计;8—质谱仪;9—宇宙辐射中的重核记录仪;
10—基本宇宙辐射的强度测量仪;11—微流星探测装置;12—太阳能电池

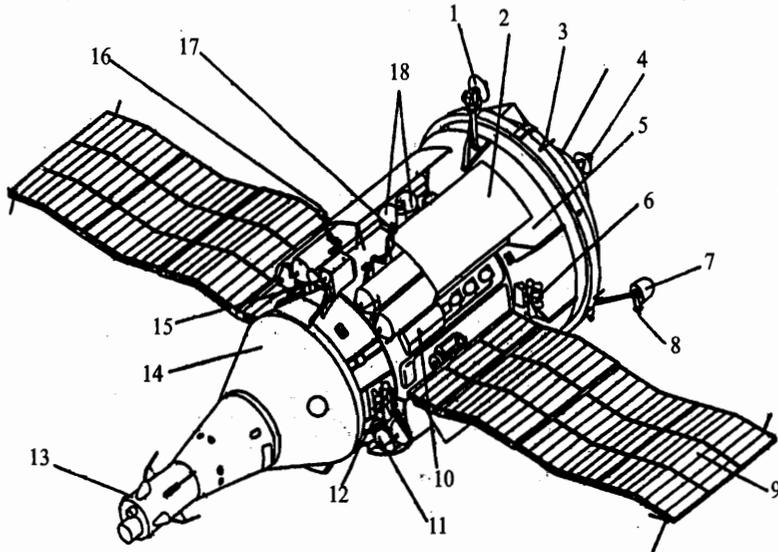
图1-3 人造地球卫星3号的构造图

2. 载人飞船

载人飞船一般由返回舱、轨道舱、服务舱、对接舱和应急救生装置等部分组成。为了保证人员能进入太空和安全返回地面,载人飞船应具有以下主要系统:结构系统、姿态控制系统、轨道控制系统、无线电测控系统、电源系统、返回着陆系统、生命保障系统、仪表照明系统和应急救生系统等。登月飞船还应有登月舱。返回舱是载人飞船的核心舱段,也是整个飞船的控制中心。

图1-4所示为“宇宙-1443”飞船,船体由返回固体助推器、返回飞船、仪器舱、设备舱、太阳翼以及折叠展开、分离操纵和交会对接等机构组成。飞船的船体是飞船的主体,其功用是供航天员居住,并安装飞船的温控系统、姿控系统、能源系统、跟踪系统、遥测系统、遥控系统、通信系统、轨控系统、天线系统以及回收与生命保障系统等,承受各种环境下的静、动、热、疲劳等载荷的作用以及起防流星、防辐射作用。座舱是返回飞船的核心部分,供航天员工作与生活用。太阳翼又叫太阳能电池帆板,它将太阳能转换成电能,给各系统供电和给蓄电池充电。折

叠展开机构使太阳翼在运载火箭头部内处于折叠状态,入轨后又处于展开工作状态。交会对接机构能使宇宙飞船与航天站对接。



1—对接用控制天线;2—外冷却器;3—比率通信天线;4—对接件;5—功能、轴节舱;6—系留、稳定发动机;
7—对接用天线;8—对接用大距离探测天线;9—太阳能电池;10—热控装置;11—推进剂箱;12—系留、稳定
发动机;13—返回固体助推器;14—返回飞船;15—调整、交会发动机;16—对接用大距离探测天线;17—指
令无线电天线;18—贮箱增压瓶

图 1-4 “宇宙-1443”飞船

飞船的返回舱等某些舱段加上逃逸塔和飞船整流罩以后就形成飞船的逃逸飞行器,如图 1-5(a)所示的“阿波罗”载人飞船。图 1-5(b)所示的“联盟”号飞船的服务舱又可进一步分为过渡舱、仪器舱和推进舱三个分舱。

3. 航天飞机

航天飞机一般由轨道器、外挂贮箱和火箭助推器组成,是飞机、运载火箭和飞船的混合体。图 1-6 所示为美国航天飞机的总体外形图。轨道器是航天飞机最复杂和最重要的组成部分,它像一架大型三角翼飞机,后部装有三台主发动机、两台轨道机动发动机及垂直尾翼。

轨道器有相当于飞机的气动舵面(方向舵和升降副翼)、襟翼和减速板。另外,还有 44 台小发动机分布在机头和机尾,作为姿态控制用。轨道器外部根据返回大气层时的受热程度粘贴了 31 000 块不同的防热瓦。轨道器前部的乘员舱为密封增压舱:上部为驾驶舱,可容纳指令长、驾驶员、科学家 3~4 人;中部为生活舱;下部为设备舱。轨道器的中部为大货舱,用以运送有效载荷如卫星、空间站部件、天文望远镜等。为了便于释放或捕获有效载荷,还有长达 18 m 的机械手及电视装置,负载质量可达 90 t。

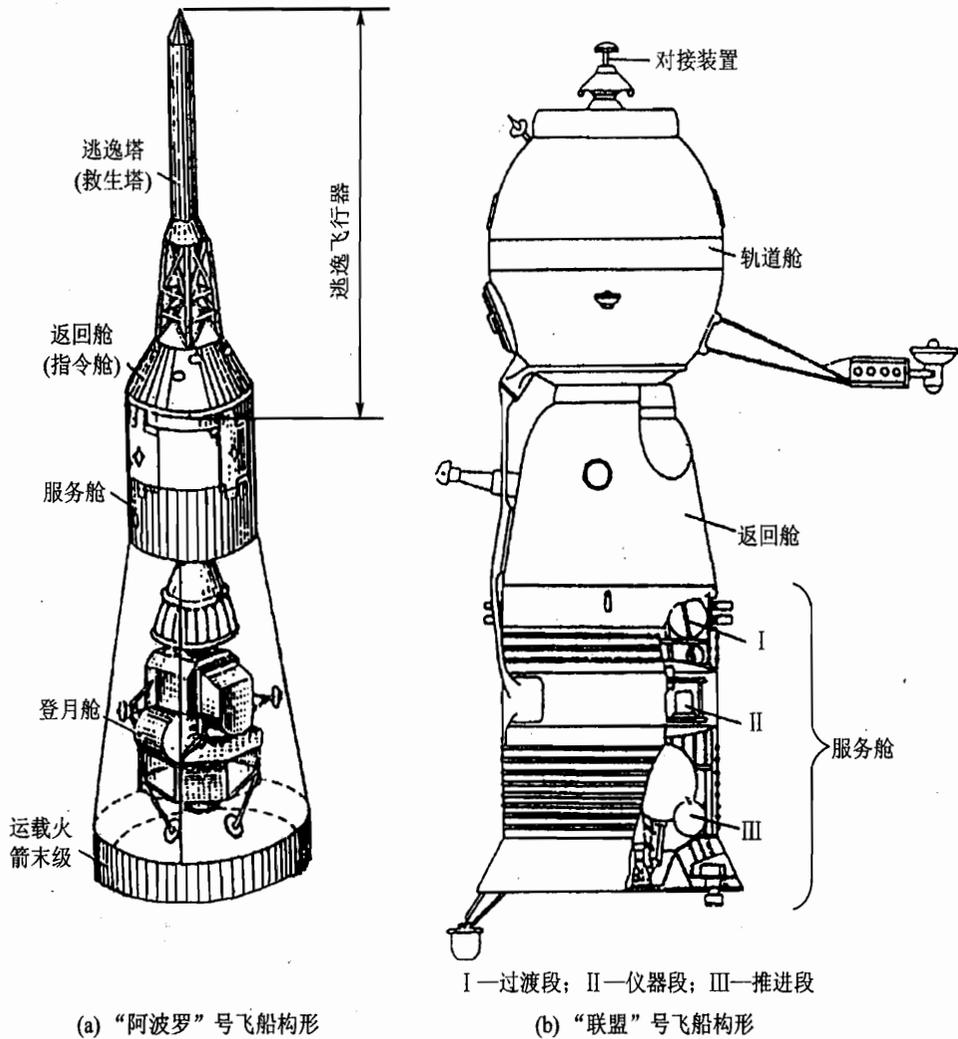


图 1-5 “阿波罗”和“联盟”号载人飞船

轨道器下面挂主发动机用的推进剂贮箱。两台固体火箭助推器与轨道器机翼和推进剂贮箱固定。

4. 空间探测器

美国的“旅行者”号探测器是典型的空间探测器之一，它为环状十边形结构(如图 1-7 所示)，装有直径为 3.7 m 的大型高增益天线，用 3 台放射线同位素热电发生器作为电源。探测器由自身的计算机进行控制。

空间探测器飞离地球几十万到几亿千米，如果入轨时的速度和方向稍有偏差，那么到达目标行星时则会出现极大的偏差。例如火星探测器入轨时速度误差若为 1 m/s(大约为飞行速

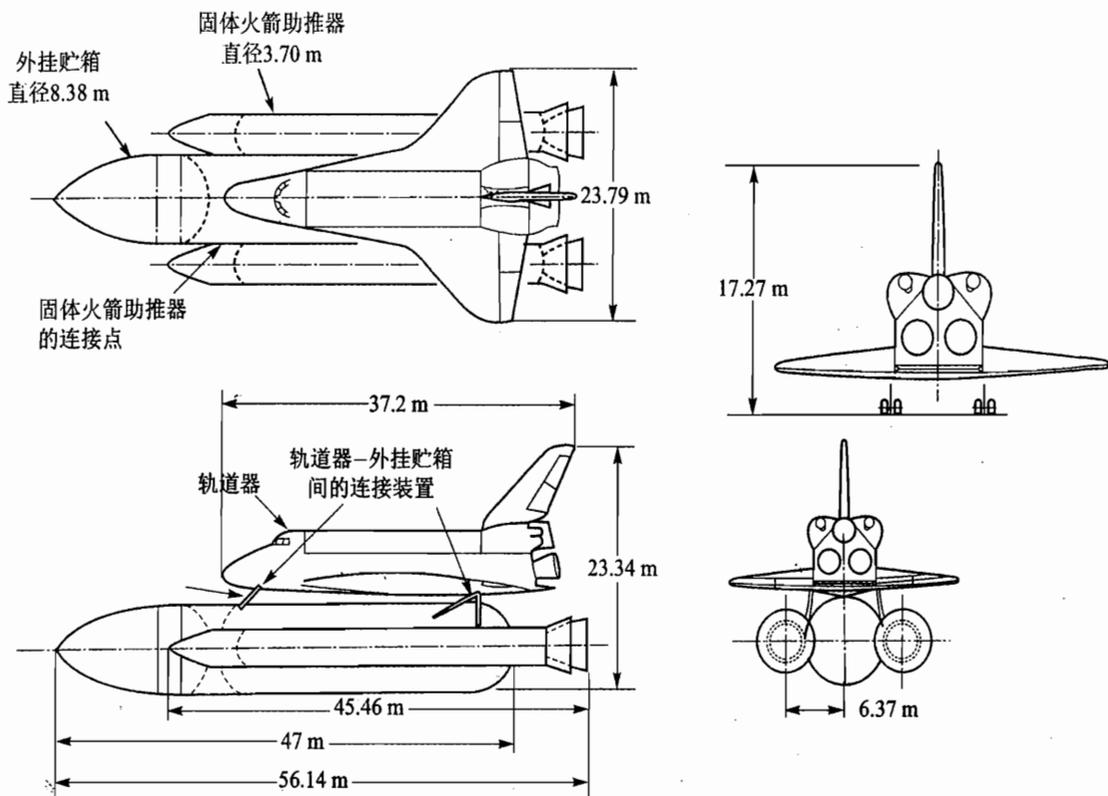


图 1-6 美国航天飞机的总体外形图
宇宙射线和等离子体测量装置

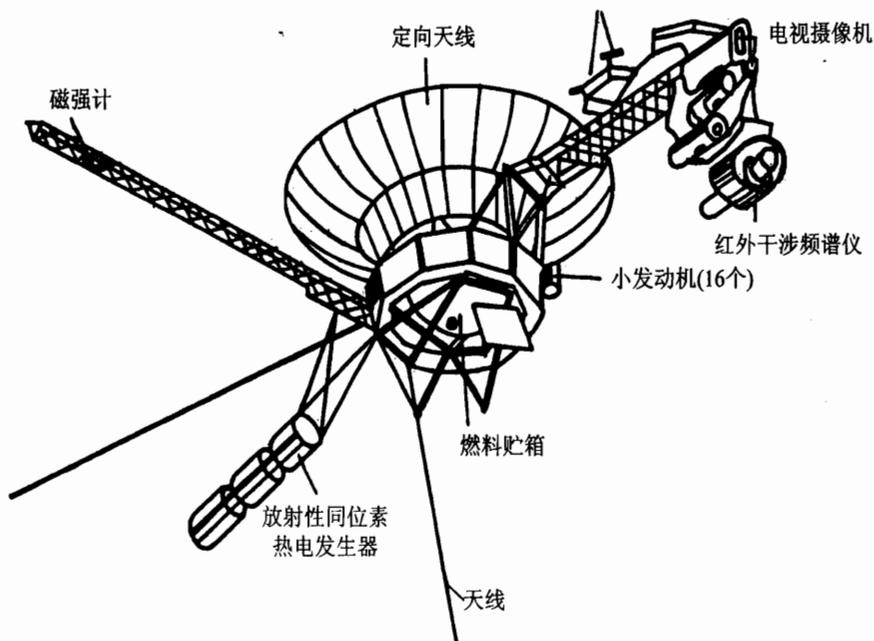


图 1-7 “旅行者”号空间探测器

度的万分之一),则到达火星时的距离偏差约为十万千米。因此,在漫长的空间飞行中必须进行精确的自主控制和导航,而对探测器的姿态也必须进行自主式控制。

5. 空间站

空间站又称航天站,是供多名航天员巡访、长期工作的航天器。空间站的基本组成与载人飞船的类似,但是由于航天员要在空间站内长期工作,所以要有保障航天员长期生活和工作的设施。图1-8为苏联“和平”号空间站的结构组成。“和平”号空间站有六个对接口,如果全部接上各种科研资源、载人飞船和货运飞船,即可组成一个容积很大的空间站系统。

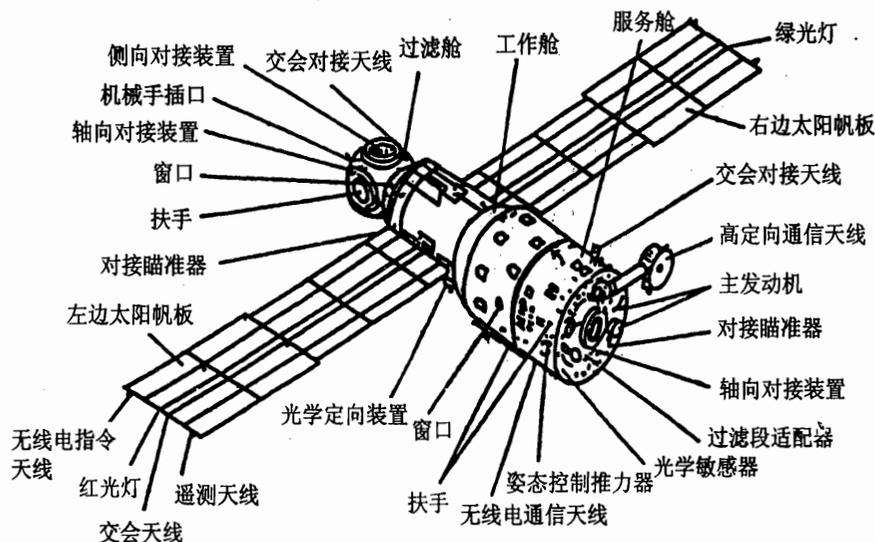


图1-8 “和平”号空间站的结构组成

图1-9为一体化组合的“国际空间站”。它是以美国和俄罗斯为主的16个国家共同完成的目前规模最大的航天系统工程。1994年开始组装准备,2000年开始最后组装,全部组装完成耗时5年。空间站的基础结构是桁架式大梁,用来安装各舱段、太阳能电池翼、辐射散热器、外露试验平台等。它有6个进行微重力环境科学研究的实验舱,其中一个进行微重力生物医学实验的离心机舱,部分实验舱有外露平台,用于开展天文物理测量、太阳系探测等与空间环境直接接触的实验;1个功能货舱,舱内有生命保障系统、发动机和居住设施、电源、燃料,其外部装有多对接口;1个在空间站建造初期供乘员居住的服务舱和1个在空间站建成后供乘员长期生活的居住舱;还有3个独立的节点舱,用于与其他舱对接。全站有统一的服务设施、供电、供气和散热系统,统一的姿控和交会系统,使每个组成模块的功能单一化,提高了全站的使用效率。

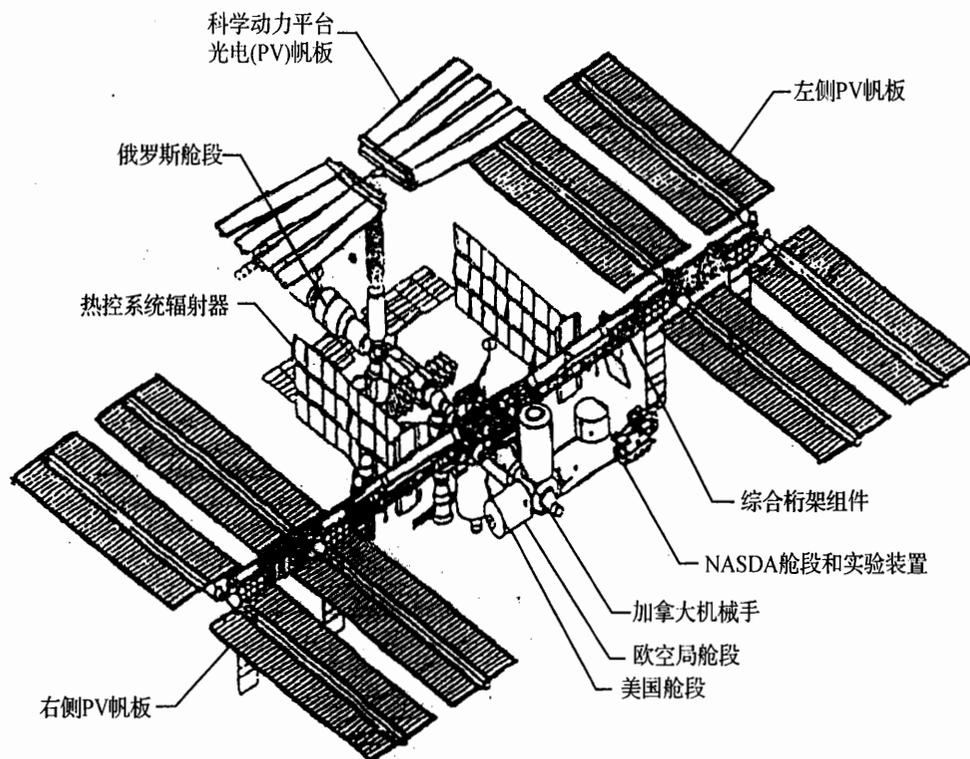


图 1-9 国际空间站

1.2.3 火箭和导弹的主要组成部分及其功用

1. 火箭

火箭可分为探空火箭和运载火箭。

(1) 探空火箭

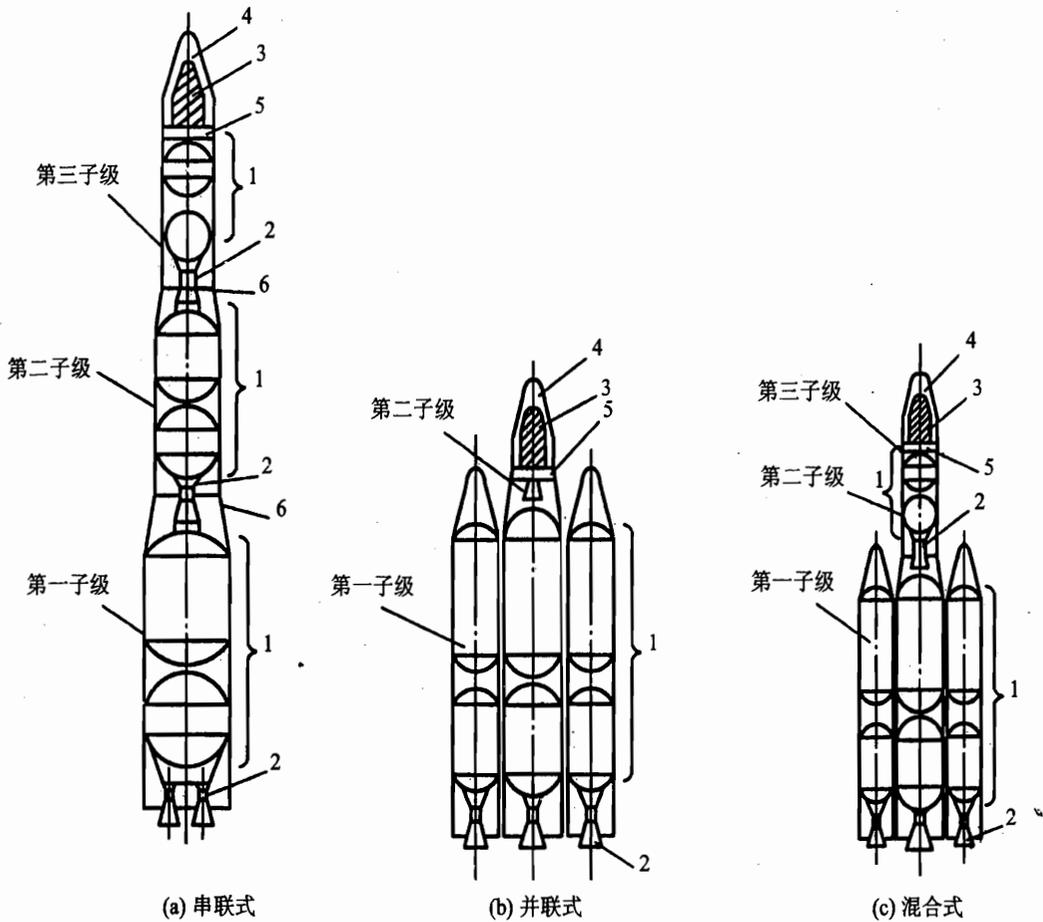
探空火箭一般由箭体结构、动力装置和稳定尾翼组成。有效载荷(控制仪器和信息发送设备等)装在火箭前端的仪器舱内。动力装置常用固体火箭发动机。探空火箭一般对姿态和飞行弹道的要求不高,不像导弹和运载火箭那样严格,可以不设控制系统,仅靠稳定尾翼或火箭绕纵轴旋转来保证飞行的稳定。

(2) 运载火箭

运载火箭是由多级火箭组成的航天运输工具(如图 1-10 所示),主要的组成部分有箭体结构系统(又称箭体结构)、动力装置系统(又称推进系统)和制导系统。这三大系统称为运载火箭的主系统,该系统工作的可靠与否将直接影响运载火箭飞行的成败。

1) 箭体结构系统

箭体结构系统是运载火箭的基体,用来维持火箭的外形,承受在地面运输、发射操作和飞



1—推进剂箱;2—火箭发动机;3—有效载荷;4—头部整流罩;5—仪器舱;6—级间承力接头

图 1-10 多级火箭的组合方式

行等过程中作用在火箭上的各种载荷,安装连接火箭各系统的所有仪器、设备,把箭上所有系统、组件连接组合成一个整体。

2) 动力装置系统

动力装置系统是推动运载火箭飞行并获得一定速度的装置。对液体火箭来说,动力装置系统由推进剂输送、增压系统和液体火箭发动机两大部分组成。对固体火箭来说,其动力装置系统较简单,主要部分就是固体火箭发动机,推进剂直接装在发动机的燃烧室壳体内。

3) 制导系统

制导系统的作用是使运载火箭沿预定轨道正常可靠飞行,把有效载荷送到预定的空间位置并使之准确进入轨道。制导系统由导引系统和控制系统组成,其中导引系统采用惯性导引系统,控制系统采用液压舵机、燃气舵机或摆动发动机。

此外,运载火箭上还有一些不直接影响飞行成败并由箭上设备与地面设备共同组成的系

统,例如遥测系统、外弹道测量系统、安全系统和瞄准系统等。

图 1-11 所示的是德尔它 3920 运载火箭。它是三级火箭,箭体由整流罩、仪器舱、贮箱、级间舱段、尾部舱段和分离、操纵机构等组成。因火箭垂直发射,且很快穿过大气层而按程序飞行,所以该箭体没有翼面。在火箭头部整流罩内安装有人造卫星,各舱内还安装有制导系统、无线电测量系统和动力系统。

2. 导 弹

虽然导弹武器的类型不同,大小差异很大,但作为一种可控武器,它们都有以下四个主要组成部分。

(1) 战斗部系统

战斗部系统是摧毁目标的主要执行者,由战斗部、引信和保险装置组成。针对打击目标特点的不同,为使战斗部对目标有较好的破坏效果,有不同类型的战斗部供选择。

(2) 动力系统

动力系统是使导弹运动并达到一定速度要求的动力来源,其主要部分是发动机。导弹上经常使用的发动机有固体或液体火箭发动机和各种航空喷气发动机。除发动机之外,动力系统还包括发动机架、推进剂输送和管理系统(对液体火箭发动机系统而言)等附属系统。

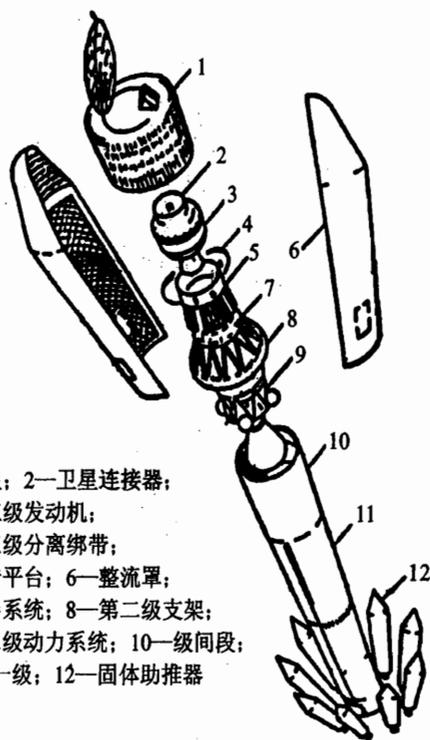
(3) 制导系统

制导系统是导引系统和控制系统的综合,其任务是控制导弹准确命中预定目标。制导系统可以全部装在导弹上,也可以一部分装在导弹上,而另一部分安装在地面的指挥站内。

(4) 弹体结构

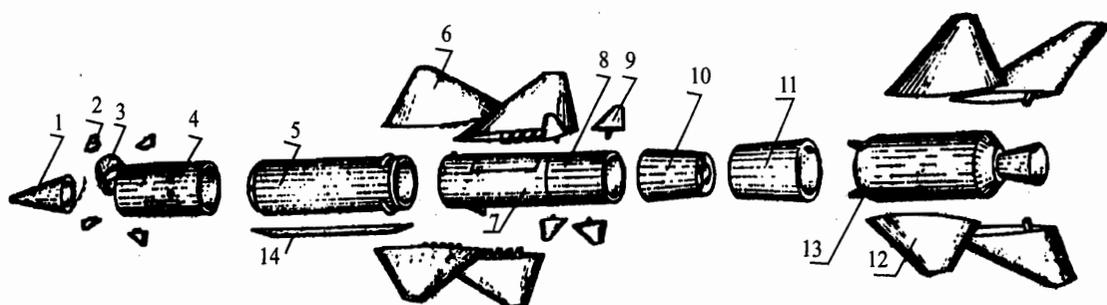
弹体结构的作用是将导弹的各个组成部分牢固地连接在一起,并使导弹有一个良好的气动外形,是导弹的承力结构。图 1-12 是“萨姆-2”导弹弹体分解图。弹体由弹身、弹翼、操纵面与弹上机构(分离、操纵机构等)组成。

弹身的主要功用是装载战斗部系统、推进系统和制导系统的弹上设备,同时将各部分连为一个整体。弹身提供的升力占总升力的比例大,在以大迎角飞行的情况下,其升力是相当可观的。



1—卫星; 2—卫星连接器;
3—第三级发动机;
4—第三级分离绑带;
5—旋转平台; 6—整流罩;
7—制导系统; 8—第二级支架;
9—第二级动力系统; 10—级间段;
11—第一级; 12—固体助推器

图 1-11 德尔它 3920 运载火箭



1—舱;2—前翼;3—二甲舱;4—二乙舱;5—三舱;6—弹翼;7—四甲舱;8—四乙舱;
9—舵面;10—五舱;11—六舱;12—稳定面;13—固体助推器;14—整流罩

图 1-12 “萨姆-2”弹体分解图

弹翼的功用是提供升力,其实质与机翼相同。导弹在平飞时,升力的作用是平衡重力。在机动飞行时,升力是使导弹作曲线飞行的向心力,亦称为法向力。

与飞机外形相似的巡航导弹(如图 1-13 所示)的操纵面也与飞机相似,其他导弹的操纵面多用全动式舵面或副翼-舵,数量与控制系统的通道相适应,其功用是实现各通道的操纵。

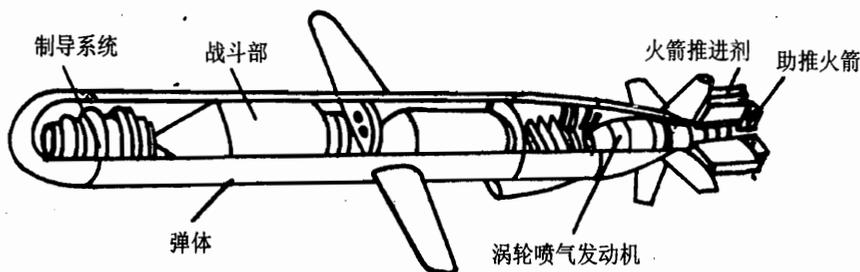


图 1-13 “战斧”巡航导弹

操纵机构的功用是将控制伺服机构传来的力传递给操纵面,从而使之偏转。分离机构的功用是在导弹飞行过程中,使需要与弹体分离的部分(如助推器等)适时可靠地分离。对于有些导弹来说,还具有翼面折叠展开机构,它能实现翼面展向尺寸的缩短或恢复。

1.3 飞行器研制的一般程序

研制一种新型的现代飞行器,如飞机、导弹和航天飞机等,需要花费巨大的人力、物力和财力,需要经历相当长的周期,需要各种工业部门和有关的理论研究单位的通力协作。由于飞行器种类不同,各国基础理论研究、应用基础和基础工业等水平的不同,各研制部门的经验、习惯和传统的不同,飞行器的研制过程以及研制过程中不同阶段的工作内容也不完全相同,这里不可能对它们进行一一列举。本节重点介绍飞机研制的一般程序,对导弹和航天器研制的一般

程序只做简要说明。

1.3.1 飞机、导弹研制的一般程序

一般的,研制一种新型飞机或导弹要经过以下五个阶段:论证阶段、方案阶段、工程研制阶段、设计定型阶段和生产定型阶段。下面先以飞机为例,说明各阶段的工作内容。

1. 论证阶段

论证阶段主要是研究设计新飞机的可行性,其工作内容包括:拟定新飞机的技术要求(对于民用飞机而言为使用技术要求,对于军用飞机而言为战术技术要求)、新飞机的总体技术方案以及研制经费、保障条件和对研制周期的预测,最后形成该飞机研制总要求。

新飞机的技术要求,是由使用部门根据国家的战略方针和将来面临的使用或作战环境,经过分析后对新飞机提出的任务、使命和主要技术特性。研制部门则根据自己的技术储备和可用新技术的预测,拟定满足使用方需求的新飞机可能的技术方案。经过对新飞机概念性方案的反复修改,和对使用部门提出的初步技术要求从技术可行性、经费、研制周期及风险度等方面反复磋商后,才能形成正式的飞机研制总要求。在这一阶段为了验证技术方案的可行性,必要时还要对所用的关键新技术进行实验验证,如气动布局方案的风洞试验,以使方案的可行性论证有坚实的技术基础。

2. 方案阶段

方案阶段主要是根据批准的飞机研制总要求经多个方案的比较和风洞实验,选出可行的总体技术方案,称为总体设计。总体设计的主要内容有确定飞机布局形式、总体设计参数(起飞总重、发动机推力和翼载荷等)、选定动力装置和各主要系统方案及其主要设备,以及机体结构用的主要材料和设计分离界面等;进而形成飞机的总体布置图、三面图、结构受力系统图,质心定位、性能、操纵安定性计算,机载、航电系统的确定及位置协调,结构强度和刚度计算以及提出对各分系统的技术要求;最终要制造出全尺寸的样机,进行人机接口、主要设备和通路布置的协调检查以及使用维护性检查。新制飞机的样机在经过使用部门,特别是经空、地勤人员审查通过后,便可冻结新飞机的总体技术方案,开始转入工程研制。

在此阶段必须做方案验证性的风洞试验、结构和系统原理实验,使所有验证计算都建立在可靠的实验技术基础上。在确定总体技术方案的同时,也应对技术方案在经济和进度上做进一步的分析和确定。

3. 工程研制阶段

工程研制阶段是根据方案阶段确定的飞机总体技术方案进行飞机的工程设计,通常进一步划分为初步设计阶段和详细设计阶段。初步设计又称打样设计,即对各部件结构和系统进

行打样设计和设计计算,最后完成结构打样图、系统原理图、安装图和设计计算文档(目前,均按三维电子样图形式完成)。飞机的详细设计又称为技术设计或工作设计,详细设计阶段应对各部件和系统进行详细的零、部件设计,同时进行静、动强度校核,疲劳、耐久性和损伤容限评定,结构和系统可靠性分析以及气动弹性分析等。详细设计阶段的主要任务是为试制新飞机提供各种必要的图纸和技术文件,比如一整套工作图纸、各种明细表、工艺文件、试验和验收文件等。在工程研制阶段,制造部门的工艺人员要制订飞机制造工艺总方案,并对零部件图纸进行工艺性审查。

详细设计完成后,要进行试制和试验工作。各分系统的设备要陆续提交设计部门进行分系统的验证,然后对液压、燃油、飞控、空调、电源和航空电子等分系统做全系统的地面模拟试验。在详细设计过程中还会对总体技术方案在细节上做一些修改和调整,因此还应对设计更改后的方案进行全机模型的风洞校核试验,以提供试飞用的准确气动力数据,然后做有飞行员参加的地面模拟器的飞行模拟试验。飞机部件及整机要做静力试验,以验证飞机的强度;起落架还要做动力试验。飞机总装完以后在试飞前,要做全机地面共振试验,以确定飞机的颤振特性;还要做各系统及其综合的机上地面试验以及全机电磁兼容性等机上地面试验,为放飞前做最后的验证。在放飞以前还应进行充分的地面滑行,以进一步验证在动态过程中机上各系统的工作情况,同时进一步对试飞测试系统做一定的检验。

工程研制阶段的最终结果是试制出供地面和飞行试验用的原型机4~10架,并制订试飞大纲和准备好空、地勤人员使用原型机所需的相应技术文件,并具有进行试飞所必需的外场保障设备。

4. 设计定型阶段

新飞机先要进行调整试飞,调整试飞由研制单位负责,目的是排除新飞机的一些初始性的重大故障。调整试飞大致要飞到原设计飞行包线的80%左右,再开始正式的国家鉴定试飞或定型试飞。鉴定试飞按试飞大纲的要求进行,以检查新飞机能否达到设计要求。参与鉴定试飞用的原型机可按不同分工完成各自的试飞任务。例如有的主要用于考核飞机的性能,有的评定操纵安定性,有的检查颤振,有的检验武器和火控系统等等。总之,各负其责,以完成定型试飞大纲规定的所有任务。根据试飞所得到的技术资料,对新飞机的设计或工艺进行必要的修改。定型试飞通常需要上千个起落。试飞科目全部完成后,由试飞鉴定部门和飞行员写出正式报告,上报国家鉴定委员会批准后,方可进入小批量生产。

5. 生产定型阶段

经国家有关机构批准新飞机设计定型并决定进入批生产之后,批生产厂就应尽快从设计单位接收生产、检验所需的全部技术资料,并尽早进行生产准备工作。在大量的生产准备工作取得圆满结果之后,就可进入小批生产。首批生产的飞机也应经鉴定试飞,主要检查工艺质

量。经过小批量生产过程的考验,应该对工艺规程和工艺装备等进行必要的修改和调整。然后再经过小批量生产过程的进一步考验,直至取得满意的结果。这时,就可以进行生产定型,正式开始批生产。

新飞机在投入批生产、甚至交付使用之后,还有一个逐步完善、发展和改型的过程。批生产的飞机,在大量使用中还会出现新的问题,积累到一定程度,可再做一次改进。另外,用户往往对飞机不断提出新的要求,这也迫使飞机不断地发展和改型。改进和改型飞机的设计则属于另一循环。

以上所介绍的是飞机研制的一般程序,军用飞机、民用飞机和直升机的研制,大体上都要经过这些阶段。

新型导弹研制各阶段的工作内容与飞机的研制类似,主要的不同之处在于:由于导弹是一次性使用的,一旦发射出去,如果出现事故便很难查明事故发生的原因;因此除了在工程研制阶段对样弹进行各种地面试验(如全弹的静力试验,动力试验,样弹的质心和转动惯量等的测定,稳定元件传递系数的试验等),还要进行靶场飞行试验。

为了进行靶场飞行试验,需要试制出一小批样弹,并制订靶场飞行试验大纲。靶场飞行试验包括动力装置试验,控制系统试验,导引系统试验,自动寻的头试验,引信试验,战斗部和整个系统的试验以及设计定型阶段的导弹定型飞行试验。通过靶场飞行试验对新导弹的性能、品质和结构等进行全面的鉴定。对靶场飞行试验中发现的问题予以合理的解决,从而使导弹达到规定的战术技术要求。

1.3.2 航天器研制的一般程序

人造卫星和宇宙飞船等航天器的研制,也必须按科学的研制程序进行,以保证体现航天系统特殊性的要求。航天器研制过程一般要经历如下所述的几个阶段。

1. 方案设计 A 阶段

根据给定的任务书,经过调研确定几种可能的方案。任务书里应写明航天器的用途、性能、经费预算和研制周期等。在调研中搜集国内外同类航天器的相关技术、材料、元器件和工艺等方面的资料,对资料进行分析,进而确定其采用的可能性,最后确定方案。

2. 方案设计 B 阶段

对几种设计方案进行理论分析和初步设计,对某些方案进行必要的实验,比较几种方案的优缺点,从而选定一种比较好的方案。

3. 初样设计阶段

又称为 C 阶段。该阶段要对选定的方案进行详细的理论分析,并完成航天器的详

细设计。

4. 初样试制及试验阶段

又称为D阶段。该阶段要按初样设计图纸、加工产品并在考虑环境条件下进行试验,为改进设计提供依据。环境试验的内容十分广泛,包括温度试验、湿热试验、密封性试验以及低压试验、超高压试验、超高真空试验、宇宙射线试验、电磁辐射试验、低重力和失重试验等特殊环境试验。

5. 正样设计及试制阶段

又称为E阶段。该阶段根据初样的试验结果来改进设计,把这时的设计图纸当作正样图纸,并按这些图纸试制正样产品。

6. 正样试验

按照事先制订的试验大纲,对航天器机械性能、电性能和热性能等进行试验,看是否满足性能要求。

7. 验收

使用单位和制造单位双方派人员组成验收组,按条例、在比正样试验降低条件的情况下进行试验,试验完毕且合格则签字验收。

8. 飞行试验

以前的试验都在地面上模拟空间环境进行的,因此在空间条件下是否满足性能要求还未可知。只能发射上去,让航天器飞行,才能最后得出是否达到设计任务书规定指标的结论。

9. 定型

经过飞行试验,证明航天器满足任务书里规定的性能要求,则对航天器进行定型。以后生产同类航天器时就按正样图纸进行,没有经过一定的手续,不能随意更改。

习 题

- 1-1 飞行器分为哪几类? 结构上各有何特点?
- 1-2 飞行器研制过程一般分为哪几个阶段? 各阶段的工作内容是什么?

第 2 章 飞行器结构设计思想和方法

2.1 飞行器结构设计思想的演变

“结构”是一个工程上常用的术语,但它的含义有时却有所不同。这里采用其常用的含义,指能承受和传递载荷的系统——受力结构。它通常可由几个到几千个零件结合在一起构成,相互之间没有相对运动,同时能承受指定的外载,满足一定的强度、刚度、寿命和可靠性等要求。

飞行器的设计思想来源于飞行器的使用实践,对飞行器不断提出的更高、更新的要求促使飞行器设计思想不断地发展和演变,这一特点在飞机设计上体现得尤为明显和系统。因此本章以飞机结构强度设计的发展为代表,介绍飞行器结构设计思想的演变。这种演变,对军用飞机而言,主要取决于飞机的作战性能、生存力、生产成本和使用消耗等全寿命成本的要求;对民用飞机而言,特别重要的是安全性和经济性。

飞机结构强度设计的发展,在经历了静强度设计与静、动强度设计的过程后,到 20 世纪五六十年代出现了抗疲劳(安全寿命)设计,70 年代对军用和民用飞机陆续提出了破损安全、耐久性、损伤容限设计等要求,目前结构设计已发展到要保证结构的完整性。结构完整性是指关系到飞机安全使用、使用费用和功能的机体结构的强度、刚度、损伤容限及耐久性(或安全寿命)等飞机所要求的结构特性的总称,这就把早期强度概念大大扩展了。结构设计的主要任务是在满足结构完整性要求的同时,最大限度地设计出高效率(轻质量比)的结构。具体而言,就是结构设计应保证结构在承受各种规定的载荷和环境条件下,具有足够的强度,不产生不能容许的残余变形;具有足够的刚度,或采取其他措施以避免出现不能容许的气动弹性问题与振动问题;具有足够的寿命和损伤容限以及高的可靠性。在保证上述条件得到满足的前提下,使结构的质量尽可能轻。飞机结构设计思想的发展过程如图 2-1 所示,大致可划分为如下所述四个阶段:

- ① 静强度和刚度设计阶段。
- ② 强度、刚度和疲劳安全寿命设计阶段。
- ③ 强度、刚度、损伤容限和耐久性(经济寿命)设计阶段。
- ④ 结构可靠性设计阶段。

2.1.1 静强度和刚度设计阶段

飞机设计的早期(大约在 20 世纪 40 年代以前),飞机结构的强度标准是静强度和刚度。

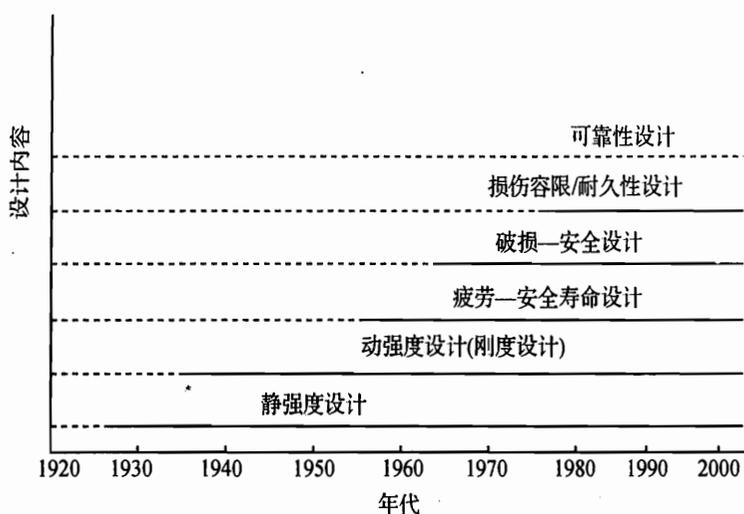


图 2-1 飞机结构设计思想的演变

当时认为,通过计算和实验,证明飞机结构能经受使用中最大载荷而不破坏,结构就有了足够的强度。由于当时结构的使用寿命较短,应力水平较低,强度储备较大,材料韧性好,疲劳强度问题没有突出地暴露出来。

按静强度设计,通常采用设计载荷法,设计载荷为使用载荷乘以安全系数。静强度设计准则为结构材料的极限载荷(或称极限承载能力)大于等于结构的设计载荷,即认为结构安全。该设计准则的表达式如下

$$P_d = fP_e \quad (2-1)$$

$$P_u \geq P_d \quad (2-2)$$

式中, P_d ——设计载荷;

P_e ——使用载荷;

P_u ——极限载荷;

f ——安全系数。

为了补偿由于外载荷计算、分析计算方法、材料特性等一系列不确定性因素造成的误差,在设计时采用大于1的安全系数以保证结构的承载能力。

也有用元件极限应力大于、等于设计应力作设计准则的,其表达式如下

$$[\sigma] \geq \sigma_d$$

式中, $[\sigma]$ ——元件极限应力,当元件受拉时即为材料抗拉极限应力(或称材料抗拉强度 σ_b),当元件受压时为抗压临界应力;

σ_d ——由设计载荷引起的元件应力。

在早期材料强度较低时,式(2-2)为静强度设计准则,随着材料的强度不断提高,结构的受压稳定性强度远低于受拉强度。对于高速飞机结构在使用载荷作用下不允许失稳,则

$$[\sigma]_{cr} \geq \sigma_u$$

式中, $[\sigma]_{cr}$ ——受压时抗压临界应力。

σ_u ——受压极限应力(对应极限载荷)。

对于低速飞机结构允许使用载荷结构有失稳现象。

随着飞机飞行速度和战术技术性能要求的提高,要求采用阻力系数较小的薄翼型,这就使得气动弹性问题变得突出起来。因此要求结构不仅要具有足够的静强度和足够的刚度,以避免结构处于结构共振点附近,而且不能出现可产生影响飞机的性能这样严重后果的过大结构变形,并能满足设计中对颤振临界速度(动气动弹性问题)和静气动弹性问题提出的刚度要求。其表达式为

$$v_d = v_{cr} \quad (2-3)$$

$$v_{cr} = \max(f_t v_t, f_s v_s, f_a v_a) \quad (2-4)$$

式中, v_d ——设计速度;

v_{cr} ——气动弹性临界速度;

v_t, v_s, v_a ——分别为颤振速度、翼面发散速度与副翼失效速度;

f_t, f_s, f_a ——分别为对应颤振速度、翼面发散速度和副翼失效速度的安全系数。设计准则为最大飞行速度小于、等于上述气动弹性设计速度,也即

$$v_{max} \leq v_d \quad (2-5)$$

2.1.2 强度、刚度和疲劳安全寿命设计阶段

随着飞机性能的提高,使用寿命的延长,新结构形式和高强度材料的采用,飞机结构在使用中疲劳破坏和安全可靠之间的矛盾逐渐暴露出来,不少静强度足够的飞机,在使用中相继发生严重事故。例如,1948年,美国“马丁-202”号运输机在正常航班中因翼梁疲劳破坏失事;1952年,美国F-89“蝎”式歼击机因机翼接头疲劳破坏而连续发生事故;1953年,英国“维金”号因主梁破坏在非洲失事;1954年,英国喷气式旅客机“彗星-1”连续两次在航线上爆炸坠毁。据统计,从1948年到1965年期间,仅英、美两国陆续发生20余次因疲劳强度不够而造成的重大事故。

大量的分析和研究表明,只按静强度、刚度设计的飞机并不安全。随着飞机使用寿命的提高(战斗机由1500飞行小时提高到了5000~8000飞行小时;运输机由2000飞行小时提高到30000~60000飞行小时),加之高强度材料的应用(一般疲劳性能较差)和使用应力水平的提高均增加了结构疲劳破坏的可能性。因此,对于飞机设计来说,在静强度、刚度基础上,又引入了抗疲劳的安全寿命设计思想。20世纪60年代美国空军强度与刚度规范MIL-A-8866明确了疲劳设计原则,即“安全寿命”设计原则。

安全寿命设计的目标是通过疲劳关键部位进行合理的选材,开展抗疲劳结构细节设计,使飞机结构在谱载荷作用下,保证飞机在安全使用寿命期内破坏概率最小。通过分析和试验

所给出的飞机安全寿命应满足订货方提出的设计使用寿命要求。

安全寿命设计思想从20世纪50年代起延续至今,已积累了丰富的设计经验。其设计准则如下

$$N_e \leq N_{sa} = \begin{cases} \frac{N_{ca}}{f_{ca}} \\ \frac{N_{ex}}{f_{ex}} \end{cases} \quad (2-6)$$

式中, N_{sa} ——安全寿命;

N_e ——使用寿命;

N_{ca} ——计算寿命;

N_{ex} ——试验寿命;

f_{ca} ——计算分散系数;

f_{ex} ——试验分散系数。

分散系数是由于考虑到疲劳计算或试验固有的分散性以及使用载荷谱与设计载荷谱的差异等原因而引入的一个参数,它是飞机疲劳设计中考虑可靠性的一种因素。一般取 $f_{ca} = 6$, $f_{ex} = 4$ 。

但按安全寿命设计不能保证使用寿命期内不出现裂纹。例如,2010年3月,美国海军104架F/A-18“大黄蜂”舰载战斗机,由于机翼与机身连接处开始出现裂纹而停飞。裂纹出现的时间比原先认为的早很多。因此为保证飞机完全,又提出了损伤容限和可靠性设计思想。

2.1.3 强度、刚度、损伤容限和耐久性(经济寿命)设计阶段

根据“安全寿命”的设计原则进行飞机设计,是指在设计时认为结构中是无缺陷的,在整个飞机使用寿命期间结构不会发生可见的裂纹。但是为了提高飞机性能,减轻结构质量,采用了较多的高强度材料。高强度材料的缺口敏感系数高,在结构应力集中处,由于疲劳载荷作用将会发生微小裂纹。同时结构在加工和使用中,会产生初始缺陷和意外损伤。这些初始缺陷(或损伤)或微小裂纹在飞机使用中若发生扩展会导致结构发生“低应力脆断”。按“安全寿命”设计思想来设计结构不能确保安全,例如1969年美国F-111飞机发生机翼枢轴断裂使左翼脱落而全机坠毁。事后分析是枢轴在热处理时出现缺陷而引起脆性断裂。据美国空军调查,12个机种在半年内共出现3万多条裂纹。于是提出损伤容限设计概念,美国空军于1971年的军用规范中提出了安全寿命/破损安全设计思想作为过渡性措施,该设计思想曾得到广泛应用。1974—1975年美国颁布了第一部损伤容限设计规范。损伤容限设计是为了保证飞行安全,要求当结构存在裂纹或损伤时仍能承受破损安全载荷。损伤容限设计概念承认结构在使用前就带有初始缺陷,但必须把这些缺陷或损伤在规定的未修使用期内的增长控制在一定的范围内,在此期间,受损结构应满足规定的剩余强度要求,以保证飞机结构的安全性和可靠性,同时不

致使飞机结构过重。它有两种结构类型,一为缓慢裂纹扩展结构,另一为破损安全结构。

1. 缓慢裂纹扩展结构

在结构设计时采取措施(正确选用材料、合理结构布局和控制应力水平等),使结构中可能存在的缺陷或裂纹扩展缓慢,以保证在未修理的使用周期内,结构剩余强度不下降至规定限度以下,且裂纹长度小于发生不稳定快速扩展的临界裂纹长度。该结构是通过取决于可检查度所规定的使用周期内缓慢裂纹扩展来保证安全的。该类结构称缓慢裂纹扩展结构。缓慢裂纹扩展结构通常适用于不可检测处的结构,此时要求在整个使用寿命期内,裂纹应缓慢扩展,以使其不会达到临界裂纹长度。其设计准则为

$$N_{a_0 \rightarrow a_{cr}} \geq 2N_e \quad (2-7)$$

式中, a_0 ——初始裂纹长度;

a_{cr} ——临界裂纹长度;

N_e ——使用寿命。

2. 破损安全结构

所谓破损安全即指有某个结构元件破损后,其残余结构尚能承受一定的载荷,并在下一次检查前不会出现结构破坏;检查出此破损后,当然应加以维修甚至更换。破损安全结构的设计准则为

$$\eta_{fa} \geq \eta_e = \eta_d / f \quad (f = 1.5) \quad (2-8)$$

式中, η_e ——剩余强度系数;

η_d ——设计剩余强度系数;

η_{fa} ——破损安全系数。

$$N_{ex, fa} / 2 \geq H \quad (2-9)$$

式中, H ——检查间隔期限;

$N_{ex, fa}$ ——破损安全试验寿命。

破损安全结构进一步分为破损安全多途径传力结构和破损安全止裂结构。破损安全多途径传力结构具有多条传力途径,采用一个或多个元件组成的分段设计和制造的结构来抑制局部损伤,使损伤控制在局部范围内,以防止结构完全损坏。这类结构在主传力途径结构损坏后,其剩余结构在后续检查以前,由剩余结构的裂纹缓慢扩展来保证安全,在未修使用期内不允许结构强度和安全性下降到规定水平以下,如 F-16 机翼与机身对接接头。破损安全止裂结构在设计时,由于采取了各种止裂措施,如筋条和止裂带等,因而结构在完全破坏之前,使裂纹不稳定快速扩展停止在结构的某一连续区域内,并由剩余结构的裂纹缓慢扩展和后续各次损伤检查来保证安全;同时,在未修使用周期内剩余结构强度不允许下降到规定值以下。

采用损伤容限设计原则解决了飞机结构的安全性问题,但此时结构的维修性和经济性问

题相应地就显得较突出,故近代飞机结构设计中提出耐久性设计问题。耐久性设计的目的是确保飞机结构在整个使用寿命期内结构强度、刚度、维形、保压和运动等功能可靠和最经济的维修,使飞机经常处于良好的备用状态。飞机结构在使用前如存在初始缺陷,这些小裂纹在使用载荷/环境谱作用下会发生不同程度的扩展,当扩展到可能削弱结构的正常功能时,则要求必须能经济、方便地进行修理,直至要求的使用寿命。

到20世纪80年代末,美国采用安全寿命概念同时采用按耐久性考虑的经济寿命。所谓经济寿命是指当该结构出现某种损伤对其进行修复比更换结构反而是不经济的时限。其设计准则用经济寿命 N_{ec} 。

$$N_{ec} = N_e = N_{ex,en}/n \quad (2-10)$$

式中, n ——分散系数,一般取2。此时结构须通过耐久性试验和损伤容限试验验证。

我国的新机设计也经历了以上演变过程。目前在结构设计中也遵循以上各准则,在20世纪90年代也制订了一系列疲劳设计、损伤容限设计和耐久性设计规范和相应的设计手册,陆续颁布了GJB67—85《军用飞机强度和刚度规范》、GJB775.1—89《军用飞机结构完整性大纲——飞机要求》和GJB776—89《军用飞机损伤容限要求》。民机方面则有中国民用航空总局1985年颁布(1995年修订)的CCAR—25《中国民用航空规章第25部—运输类飞机适航标准》和CCAR—23《中国民用航空规章第23部—正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》。目前,耐久性设计概念仍是一种较新的方法,还有待于在今后的实践中进一步发展和完善。根据我国具体情况,新机设计中包括结构强度(静、动强度)、刚度、损伤容限、安全寿命(疲劳)或经济寿命(耐久性)的结构完整性设计要求。

2.1.4 结构可靠性设计阶段

影响结构强度的多种因素中,例如载荷、环境和材料性能等,都是非确定性参数,即为服从一定分布规律的随机变量。在传统的结构设计过程中,通常不考虑这种参数的随机性,这种不确定因素的影响则采用安全系数的方法来保证系统的安全。安全系数的选取具有很大的经验性,为了保证结构的安全,安全系数往往选得较大,使得设计的结构比较笨重。随着分析、设计手段的提高,传统的安全系数设计方法已经不能满足现代设计的需要了,必须建立一套相应的结构可靠性设计方法。

可靠性设计是以概率论和数理统计为基础发展起来的一种设计方法。一般将载荷、材料性能、环境等视为服从一定分布规律的统计量,计算出结构的非破坏概率(可靠度)与设计要求的可靠度进行比较,从而定量地表达结构的可靠性指标是否满足设计要求。可靠性设计的目的在于提高产品的质量,包括提高产品的性能及可靠性。可靠性设计内容包括:建立可靠性模型,进行可靠性分配、可靠性预计、各种分析和对策等。

结构可靠性设计有以下特点:

① 以以往的工程实践经验和故障模式分析为基础制定可靠性设计准则。将长期积累的

可靠性的措施或经验条理化、规范化,结合故障模式分析提出结构可靠性设计准则,指导结构可靠性设计。

② 注重故障模式分析,以防止故障出现为设计宗旨。结构元件大都不是标准件,无现成的故障数据可供参考利用,因此要找出主要的故障模式,防止故障发生,达到预定的可靠性要求。在可靠性分析时要考虑故障模式的相关性。

③ 对结构体系需要进行可靠性预估。因结构元件均不是标准件,不像电子产品可查可靠性预计手册,一般采用强度设计(安全系数法)和机械概率设计方法。

④ 可靠性试验较复杂。结构可靠性试验成本高、环境复杂。当限于试验设备条件、无法模拟各种环境应力时,则采用现场可靠性试验,或采用较低层次的可靠性试验。

结构可靠性分析和设计与常规的结构设计相比有其优点,在结构可靠性分析与设计时,是以随机变量为基础,以概率论和数理统计为工具,结合可靠性原理与方法进行的,因此它可以更真实地和正确地反映客观的安全水平。

现行的可靠性设计方法有概率设计法,可靠性安全系数法,失效树分析,失效模式、影响及致命度分析等类型。对于结构设计,常用概率设计法和可靠性安全系数法。目前飞机结构可靠性设计还属于试用发展阶段。一般按结构完整性要求设计后,对某些重点结构进行可靠性分析和评估。其设计准则为

$$R_{si} \geq R_{si}^* \quad (2-11)$$

式中, R_{si} ——结构体系的可靠度;

i ——对应于静强度、动强度、损伤容限和寿命等情况。

上标*代表对应的可靠性要求值(或称可靠性指标)。

2.2 飞行器结构设计的基本内容

飞行器的整个结构可分为几个大的部分,一般称它们为部件结构,如飞机的机翼、机身、起落架等部件结构。弹身这样一个大结构可沿纵向分成几个大舱段,每一大段也常称为部件结构。部件结构还可分为组件结构,如飞机的机翼、机身又分别可沿翼展方向及机身纵向分成几个大段,这样的一大段结构常称为组件结构。组件结构还可以分为小组件、构件等结构。零件为不需做装配的基本单位。构件由很少几个零件装配而成。当零件与构件(常统称为零构件)在飞行器结构中作为有一定功用的基本单元时常称为元件,如翼肋、梁、框等,它可以是一个构件,也可以是零件。

飞行器结构设计是指根据结构设计的原始条件,按照结构设计的基本要求,提出合理的设计方案以及进行具体的部件和零构件设计,进行强度计算和必要的试验,最后绘制出结构图纸,完成相应的技术文件,以使生产单位能根据这些图纸和技术文件进行生产。本节仍以飞机为主,阐述结构设计的原始条件、工作内容和基本要求。

1. 结构设计的原始条件

在进行结构设计之前,必须先把结构设计的原始条件分析清楚,它主要包括以下各点。

(1) 结构的外载以及对结构受力特性的要求

飞行器结构必须保证在所受外载下有足够的强度、刚度、寿命和高可靠性,因此首先必须确定结构的外载。根据外载就能对结构提出受力特性的要求,例如是静载还是动载,是否需要考虑疲劳寿命或经济寿命以及热应力、热刚度和振动等。结构特性还包括对某些结构,如机翼、弹翼和尾翼等,要求有足够的总体刚度和局部刚度;有时还须考虑气动弹性问题。

(2) 结构的协调关系

飞行器结构的形状通常并非可以任意选定。在总体设计阶段,一般已确定了各部件的外形、相对位置以及相互间连接交点的位置。在进行部件结构打样设计时应尽量保持它们的协调关系。对于飞行器零、构件来说,则须明确本零件或构件与其他构件在连接尺寸上的协调关系,以及各构件间、或各构件与内部装载之间的形状协调。

(3) 结构的使用条件

飞行器结构的使用条件分下述几个方面。

1) 环境条件。飞行器在运输、贮存和飞行的过程中,可能遇到各种复杂的环境条件。通常遇到的环境条件可能包括以下几种。

① 气候条件:温度、湿度、气压、风、雨、云、霜露、雪、冰、沙尘、盐雾、油雾、游离气体和腐蚀气体等。

② 动力条件:振动、冲击和加速度等。

③ 辐射条件:太阳辐射、宇宙射线和核爆炸辐射等。

④ 电磁条件:磁场、电场、闪电和放电等。

⑤ 重力条件:超重、失重和低重力等。

⑥ 真空条件:真空和超高真空等。

⑦ 压力条件:低压、高压和超高压等。

⑧ 热条件:太阳直接辐射、太阳辐射被地球表面所反射和地球本身的辐射等都是空间热源。

2) 起飞着陆场所条件。对飞机来讲,可分为只在地面机场起飞着陆的陆上飞机和在水面上起飞降落的水上飞机两大类。机场又可分为水泥跑道、土跑道,其中水泥跑道又可分为一级跑道或二级跑道。着陆场所、条件的不同会使结构受载和对起落装置的要求不同。

3) 维护、检修条件。飞行器结构在使用时的维修条件,包括维修周期与次数、维修能力、维修速度要求以及对维修场所如在外场维修还是到场站或基地维修等,在结构设计前应明确。

(4) 结构的生产条件

结构的生产条件主要指飞行器的产量和工厂的加工能力与装配能力。产量不同在选择结

构的设计和工艺方案时会有所不同。例如只生产几件零、构件时,一般不宜采用模锻件和精密铸造件;当大批量生产时,就可以考虑采用模锻、精密铸造等适合于大批量生产的工艺方案。加工能力是指制造工厂所具有的设备,工艺员和工人的技术水平与加工经验,采用新材料新工艺的可能性。飞行器结构设计人员应对生产厂的情况很熟悉,这样才能设计出具有良好工艺性的结构。

2. 结构设计的工作内容

飞行器结构设计是飞行器工程研制阶段的主要工作,其工作内容已在1.3中进行了介绍,这里以飞机为例做进一步说明。飞机结构设计主要指机翼、尾翼、机身、发动机舱和起落架等机体结构设计和操纵系统设计。飞机结构设计的基本工作内容为:

- ① 了解结构的使用条件、生产条件、协调关系以及总体设计对结构的设计要求。
- ② 根据强度规范确定外载荷、载荷分布和安全系数等参数。
- ③ 进行结构方案比较,初步选定结构方案后进行结构布局和受力构件协调。
- ④ 进行结构强度初步估算,初步确定各部件结构的基本尺寸,然后进行结构优化设计和进一步结构方案比较,最后通过结构优化设计确定结构的基本尺寸。
- ⑤ 画出结构的详细打样图,进行细节设计。
- ⑥ 对结构进行强度计算(包括静、动强度,疲劳、耐久性和损伤容限),如有必要需进行零、构件试验。
- ⑦ 绘制全套结构生产图纸,编制相应的技术文件。
- ⑧ 对全机进行疲劳寿命和疲劳强度计算。进行耐久性和损伤容限分析、结构可靠性分析、动强度计算,给出结构使用寿命和检查周期。
- ⑨ 进行试造、全机静力试验、试飞、全机疲劳试验、共振试验和气密试验等。
- ⑩ 进行质量、质心和惯性矩计算。

如果不考虑试制与试验、试飞与设计定型、生产定型,仅考虑设计工作,传统上将飞机设计过程划分为方案设计、初步设计和详细设计三个阶段。按这三个阶段划分,结构设计所要完成的工作内容简述如下。

(1) 方案设计阶段

主要进行全机结构总体布局及选择飞机结构分离面,确定各部件的主要结构形式。确定选材原则和强度计算原则。主要工作包括:

- ① 结构方案、布局选择。
- ② 结构质量指标论证。
- ③ 新结构、新材料和新工艺确定。
- ④ 制订结构设计原则。
- ⑤ 进行风险分析。

(2) 初步设计阶段

主要进行主要传力路线和结构形式的确定。在给定结构载荷的基础上,进一步确定各部件的主承力结构形式及传力路线,布置主要受力构件。主要工作包括:

- ① 结构布置与承力系统设计。
- ② 质量分配、控制。
- ③ 部件、组件打样。
- ④ 强度、刚度初步设计、分析和试验。
- ⑤ 结构与系统协调。

(3) 详细设计阶段

详细设计的主要目标之一是使结构有好的耐久性,在结构元件优化的基础上,对结构的细节精心设计,如开孔、连接、圆角等的设计。主要工作包括:

- ① 发生产图。
- ② 强度分析与研制性试验。
- ③ 气动弹性分析与试验验证。
- ④ 疲劳和损伤容限分析与验证试验。
- ⑤ 工艺性审查。
- ⑥ 质量、质心和惯性矩计算。

3. 结构设计的基本要求

结构设计要综合考虑各种因素,飞行器各个部件的功用不同,设计的要求也不尽相同,但共同的设计目标是保证飞行器有最好的性能。因此,设计各个部件时,都必须遵守一些共同的基本要求。

(1) 气动要求

飞机、导弹是在稠密大气层飞行的飞行器,宇宙飞船、航天飞机及运载火箭都要经大气层内飞行。当结构与气动外形有关时,结构设计应保证构造外形满足总体设计规定的外形准确度;不容许机(弹)翼、尾翼、机(弹)身结构有过大变形,以保证飞行器具有良好的气动升力和阻力特性以及良好的稳定性和操纵性。

(2) 质量要求

对于飞行器来说,结构质量的减少,就意味着有效载荷、飞行速度和飞行距离的增加。所以使结构质量最轻,始终是飞行器结构设计所追求的目标。结构设计应保证结构在承受各种规定的载荷状态下,具有足够的强度、不产生不能容许的残余变形;具有足够的刚度并采取其他措施,以避免出现不能容许的气动弹性现象与共振现象;具有足够的寿命,防止结构失效等。在保证上述条件得到满足的同时,应使结构的质量尽可能轻。

(3) 使用维护要求

飞行器的各部分(包括主要结构和装在飞行器内部的各个重要设备、系统),须分别按规定的周期进行检查、维护和修理。良好的维修性可以提高飞行器在使用中的安全可靠性和保障性,并可以有效地降低保障成本和使用成本。为了使飞行器有良好的维修性,在结构上需要布置合理的分离面与各种舱口,在结构内部安排必要的检查、维修通道,增加结构的开敞性和可达性。

(4) 可靠性要求

可靠性是导弹与其他空间飞行器设计中最重要设计目标。要保证导弹与空间飞行器设计达到要求的可靠性指标,必须在设计、生产和使用等每个环节来考虑实现预期的可靠性。其中设计是最重要的一环。

对弹体结构来说,保证可靠性最主要的是保证结构在整个使用期间内具有足够的强度和刚度来承受各种载荷,使结构既不破坏,也不产生不允许的变形。

要科学地解决导弹的可靠性,从设计的角度来说,应该采取可靠性设计。可靠性设计在飞机、直升机设计中也越来越受到重视。

(5) 工艺要求

要求飞行器结构有良好的工艺性,便于加工、装配。这些须结合产品的产量、品种、需要的迫切性与加工条件等综合考虑。对于复合材料等新材料,还应对材料、结构的制作和结构修理的工艺性予以重视。

(6) 经济性要求

在飞行器研制中,近年来提出了全寿命周期费用(LCC)管理概念,要求用最低的全寿命周期费用使飞行器获得最佳的功能。全寿命周期费用主要指从飞行器的研制、生产、使用与保障、直到退役或报废期间所付出的一切费用之和。其中生产费用与使用、保障费用占全寿命周期费用大部分。而减少生产费用最根本的是结构设计的合理性;影响使用和保障费用的关键则是可靠性和可维护性,也与结构设计直接有关。

上述六项基本要求之间是相互联系、相互制约的。例如为了能得到最轻质量的结构,希望结构元件的所有材料都能发挥作用,不留多余的材料,这样又往往使结构元件的剖面形状复杂化,工艺性变差。因此,作为一个设计师,不仅要有满足单项设计要求的分析能力,而且还要有把许多因素综合在一起进行综合分析的能力。也就是说,要在一定的技术条件和物质条件下,恰当地处理好各项要求之间的矛盾,得出最合理最有利的设计方案。

飞行器结构设计的主要目标是:在满足结构设计各项要求前提下,使结构质量最轻。结构超重问题是飞行器研制面临的问题之一,降低飞行器的结构质量成为当前飞行器设计的关键。对飞机而言,在保证飞机性能的前提下,结构质量减轻1%,可以减轻飞机总重3%~5%。飞行器减重应从两方面着手:

- ① 准确地计算飞行器的结构受力状态,合理进行结构设计。

② 采用一系列新技术和新材料,提高结构的承载能力。

Su-27 为减轻 800 kg 结构质量,付出了昂贵的代价——4 架飞机的静力试验。波音-787 和 A-350 飞机为减轻结构质量,采用了一系列新技术和新材料,尤其是大量使用了复合材料。波音-787 是首款主要使用复合材料建造的客机,复合材料所占比例达 50%。空客将 A-350 先进复合材料的使用比例从 39% 增至 A-350XWB 的 52%,使飞机变得更轻、更牢固和更可靠;每座空重比波音-777 低 14%。

飞机、导弹、火箭、航天飞机、人造卫星、空间站和宇宙飞船等飞行器在结构上有不少共同之处,都属于薄壁结构,因此结构分析与设计原理、方法有相同或相似之处。从结构上细分,飞机、导弹、火箭与航天飞机属于一类,结构大致由机身(弹身、箭身)各舱段、各翼面与各机构组成;而人造卫星、宇宙飞船、空间探测器与航天站属于另一类,结构大致由各舱室、太阳翼与各机构(操纵、分离、折叠、展开、交会对接机构)所组成。本书将总结各种不同的飞行器在结构上的相似之处,阐述它们共性的结构分析与设计原理、原则与方法。

2.3 飞行器结构设计方法

飞行器结构设计方法包括结构设计的准则、要求、技术和内容等的集合。随着科学技术的发展,飞行器结构设计的准则、要求、技术和内容均有很大的发展。在 2.1 节中介绍了飞行器结构设计思想,主要从设计准则和设计要求的角度阐述飞行器结构设计方法。本节重点从“技术”角度,介绍几种对飞行器结构设计产生革命性影响的设计方法,包括结构有限元分析、结构优化设计、数字化设计和多学科设计优化。

2.3.1 结构有限元分析方法

结构设计中应力和变形分析十分重要,它是分析和评估结构承载能力、使用寿命、可靠性和进行优化设计的基础,又是修改设计和制定试验方案的依据。特别对按疲劳、损伤容限设计的关键件,其应力和变形的分析精度要求更高,需要有合适的模型和计算方法才能满足要求。计算模型关系到分析结果的准确性,而计算方法则影响到分析结果的精确度。20 世纪 60 年代以来,随着大容量、高速度计算机的出现和有限元法的发展成熟,极大地提高了计算能力,为结构分析采用更为合理的计算模型和比较精确的计算方法提供了物质基础,成功地发展了适用于飞行器复杂结构的有限元分析方法和结构优化设计方法,使结构设计从定性和初定量设计逐步发展到比较精确的定量设计和优化设计。

1. 有限元法的基本概念

有限元法是求解复杂工程问题的一种近似数值分析方法,其基本概念是将一个形状复杂的连续体(如整个结构)的求解区域离散化,分解为有限个形状简单的子区域(单元),即将一个

连续体简化为由若干个单元组成的等效组合体;通过将连续体离散化,把求解连续体的场变量(应力和位移等问题)简化为求解有限个单元节点上的场变量值。此时求解的基本方程将是一个代数方程组,而不是原来描述真实连续体场变量的微分方程组,求得的是位移、应力、应变的近似数值解。解的近似程度取决于所采用的单元模型、数量以及对单元的插值函数。

在采用有限元法对弹性结构进行分析计算时,依据分析对象的具体特点,可以采用以下类型的单元:

① 杆、梁单元(最简单的一维单元, y, z 两方向尺寸和 x 方向相比甚小),单元内任意点的应力和变形由沿轴线的坐标 x 确定。

② 平面问题(二维问题)中的板单元(有三角形板单元和矩形板单元等),单元内任意点的应力和变形由 x, y 两个坐标确定。

③ 多面体单元(三维,也叫块体单元),可分为四面体单元和六面体单元等。

④ 薄板单元(弯曲问题)及薄壳单元。

⑤ 轴对称多面体单元。

将实际结构的力学问题合理地转化为一种能用有限元法求解的力学模型是有限元法的关键。建立模型主要有三个方面:抓住结构的力学特征给以模型化,选取合适的单元;载荷模拟,确定载荷的性质和量值;支承模拟,它在计算中反映为边界条件,是求解的重要基础。合理的模型须在结构传力分析等基本概念指导下,对结构的布局、支承条件和受力特点、特别是对连接部位和受力复杂区仔细分析;此外还应利用以往的成功经验,经过反复论证和必要的试算和试验才能产生。无论对何种结构,用有限元法解题的操作步骤都是一样的,典型步骤一般为:

① 将结构划分为单元,单元的划分又称为网格的剖分。

② 单元分析。找出单元节点上对单元的作用力与单元节点位移、应变和应力的关系,列出每个单元的刚度矩阵,建立单元的刚度方程。

③ 结构的整体分析。组集联系整个结构的节点位移与节点载荷的总刚度方程

$$\{F\} = \mathbf{K}\{\delta\} \quad (2-12)$$

式中, $\{F\}$ 和 $\{\delta\}$ 分别为力列阵和位移列阵;

\mathbf{K} ——总刚度矩阵。

④ 数值求解。先求减缩后刚阵的逆阵 \mathbf{K} ,再按公式

$$\{\delta\} = \mathbf{K}^{-1}\{F\} \quad (2-13)$$

求解各节点位移。最后根据所求得各单元节点位移,利用单元分析得到的关系,就可以求出各单元内的应力和应变。在具体操作时,后三个步骤可以是相互交叉的。上述程序大致可用框图2-2表示。

目前,国际上已开发出一些大型通用的有限元软件,如ADINA, MSC/NASTRAN, ANSYS, ASKA, SAP, PDA/PATRAN-G等,这些软件都带有专用的前、后置处理程序。商品化的CAD系统由于已有很强的几何造型和图形显示功能,所以往往也都提供自动网格剖

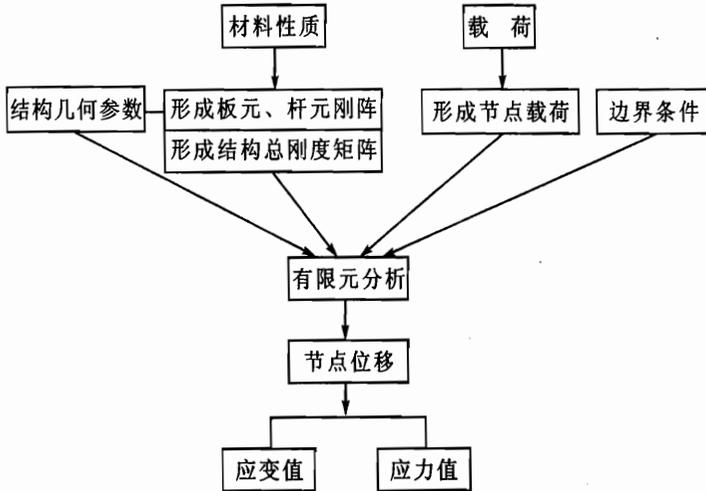


图 2-2 有限元分析过程

分功能以及若干种有限元分析程序的前、后置处理接口。除了大型通用软件外,各专业单位还开发出了许多小型专用的有限元软件,适用于专门的工程问题,较之大型通用软件有更高的计算精度。

2. 有限元法在飞行器结构设计中的应用

利用有限元法可以对飞行器结构进行整体解(例如取整个翼面或翼身组合)。一般可把整个飞行器分成几个子结构,每个子结构又离散化成若干个单元。单元的类型应符合结构的受力特点,如把蒙皮以及梁、框、肋的腹板离散为受剪板或平面应力板;而长桁、梁与肋的缘条离散为杆元等。对于应力变化较大的区域(如集中载荷作用点和结构不连续区附近)网格要相应密一些;而在应力变化较小或应力水平较低的区域,网格可相应疏一些。图 2-3 为某机全机有限元模型图。

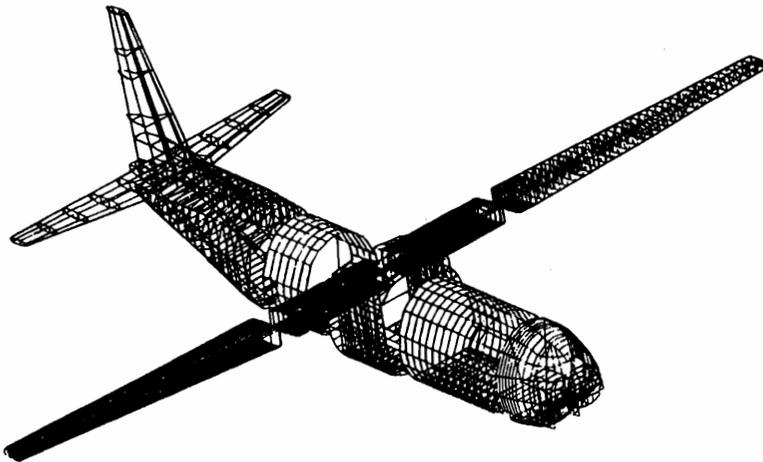


图 2-3 全机有限元法计算模型例图

有限元法进行应力分析是在已有各构件尺寸的条件下进行,因此一般应根据经验、原准机或初定量计算定出初步尺寸。当在结构设计中需对某些结构作出局部更改时,只要更改相应子结构的原始数据,即可进行整个结构应力再分析。有的飞机公司建立了两套程序:一套用于初步设计,离散化模型用粗网格,所用单元也作了较粗糙的简化,如轴力杆和受剪板,这样可减少修改设计时的计算工作量。而详细设计时离散化模型取细网格,所用的杆元、板元也根据实际情况,可采用考虑弯曲影响的较为精确的模型。

图 2-4 为某变后掠翼结构示意图,其有限元计算模型如图 2-5 所示。该计算模型为 639 个自由度问题,共划分为 502 根杆元、250 块梯形板元、180 块平面应力三角形板元(由两对三角形板元组成任意四边形板元)。

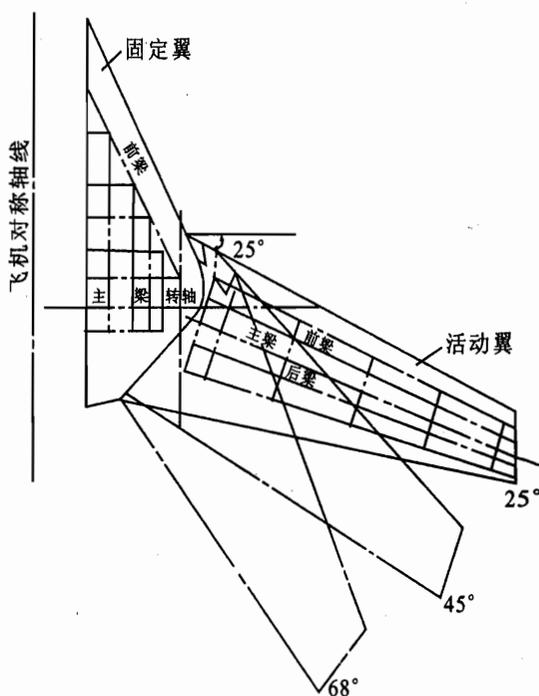


图 2-4 变后掠翼结构示意图(共有 25°、45°和 68°三个后掠角)

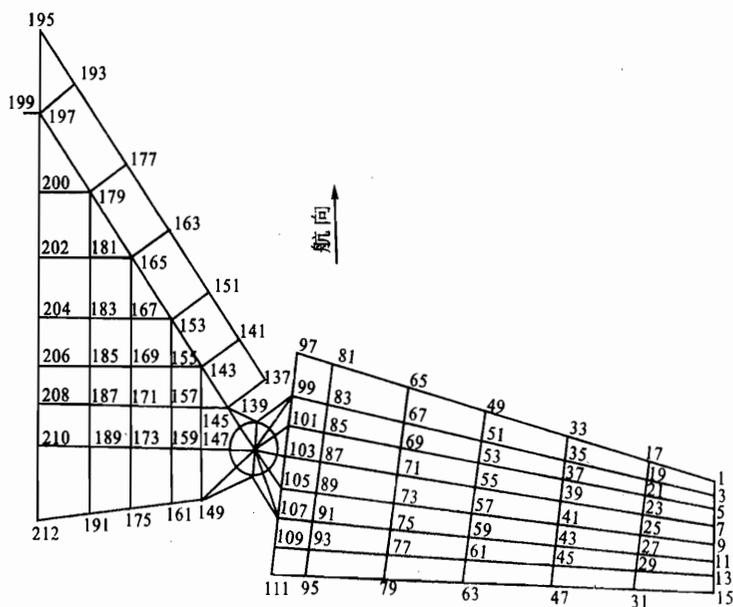


图 2-5 变后掠翼有限元计算模型

2.3.2 结构优化设计

将飞行器结构设计得尽可能地符合理想,如质量轻、强度和气动弹性品质满足要求、成本低、耐久性好等,一直是结构设计师的愿望。长期以来,由于结构分析的困难和缺乏系统的方法指导,结构优化是依靠人们积累的设计经验以继承、改进的方式实现的。但是,随着电子计算机的出现,有限元法和数学规划理论的发展,使得人们不仅有了强大的结构分析工具,而且有了一整套系统的方法来改进设计、优化设计,这套方法就是结构优化设计技术。

1. 结构优化设计的基本概念

任何一个结构设计方案,总是可用一组参数来代表。在这些参数中有些是根据工程要求事先给定而不能改变的,这些在设计中保持不变的参数称为预定参数,另一些在设计中可调整变化的参数称为设计变量。常见的设计变量有尺寸变量、材料变量、几何或形状变量以及拓扑变量等。

尺寸变量主要指杆或缘条横截面面积及板厚度等,仅含尺寸变量的优化设计是结构优化设计发展最为成熟的部分,被称之为尺寸优化设计问题。几何变量或形状变量,指的是节点坐标或某些节点间的距离以及描述形状的参数。仅含尺寸变量、几何(形状)变量的结构优化设计被称之为几何优化或形状优化。拓扑变量指的是结构类型及节点间连接关系等,含有拓扑变量的结构优化被称之为拓扑优化。此外,还有含有材料变量的结构优化设计。

若决定整个结构设计方案的设计变量共有 n 个,则它们的集合组成一个列阵

$$\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T \quad (2-14)$$

式中, \mathbf{X} ——设计向量。

n 个变量可以构成 n 维空间 \mathbf{R}^n , n 维向量 \mathbf{X} 可用 \mathbf{R}^n 中的一个点来代表。代表所有可能设计方案的点构成 \mathbf{R}^n 的一个子域,称之为结构的设计空间,它的每一个点代表一个可能的设计方案,称为设计点。

一个可行的设计方案必须满足的一系列条件,称为优化设计的约束条件。结构优化时所受到的约束条件可分成两类。第一类是直接加在设计变量上的尺寸约束,它往往以显式出现;另一类约束是加在结构性态变量上,称之为性态约束。由于结构的性态变量都以隐式依赖于设计变量,它们之间关系往往要通过结构有限元分析求得,故又称之为隐式约束。隐式约束由于需要进行代价较大的结构分析,故它是结构优化设计的主要困难之一。此外,在结构优化中出现的约束条件往往是设计变量的非线性函数,这构成了结构优化设计的另一个主要困难。

判别一个结构优与劣,总是以结构的某种属性为指标来衡量的,这一指标显然是结构设计向量的函数,因而称之为目标函数。对于飞行器结构总体设计,一般以质量为目标函数;对于细节设计,一般以应力集中系数为目标函数或直接以寿命为目标函数。

对于飞行器上典型的杆、板结构,其总重可表示为

$$W(X) = \sum_{i=1}^n \rho_i L_i A_i = \sum_{i=1}^n C_i x_i \quad (2-15)$$

式中, ρ_i ——构件 i 所用材料的密度;

L_i ——杆件长度或板件的面积;

A_i ——杆件的截面面积或板件的厚度。

结构优化设计的数学模型可描述成:

求设计向量 X

使目标函数

$$W(X) \rightarrow \min(\text{或 } \max) \quad (2-16)$$

并满足所有不等式约束(应力、位移等性状约束和尺寸约束)

$$g_j(X) \leq 0 \quad (j = 1, 2, \dots, m) \quad (2-17)$$

所得 X 就是优化设计方案 X^* 。

目标函数 $W(X)$ 可能是结构质量、结构成本、寿命或其他有关使用方面的要求。上述模型的特点是连续参数设计变量、单目标函数、确定性的优化数学模型。除这种模型外, 还有离散参数结构优化设计, 多目标函数结构优化设计, 基于可靠性的优化设计以及考虑载荷和结构反应允许区间模糊性的结构模糊优化设计等数学模型。

现代结构优化设计方法可分为两大类, 即数学规划法与优化准则法。

数学规划法将结构优化设计问题提成形如式(2-16)~式(2-17)所示的非线性规划问题, 然后用数学规划中各种方法求解。这类方法的特点可以一般地描述为从一个初始设计 X^i 出发, 对结构进行分析, 利用分析得到的信息按照某种方法决定一个可使目标函数减少且满足某种要求的探索方向 d^i , 然后再决定沿这个方向应当前进的探索步长 α^i , 得到一个改进的设计

$$X^{i+1} = X^i + \alpha^i d^i \quad (2-18)$$

对于得到的新设计 X^{i+1} , 检查某种约定的收敛准则, 若不满足, 则以 X^{i+1} 为出发点重新进行分析和设计。

优化准则法是从力学原理出发, 对规定的某类设计条件建立起相应的准则和使这些准则能够得到满足的一组迭代式, 按这组迭代式修改设计, 直到收敛。目前已导出了应力、位移、失稳和屈曲等约束条件下的结构优化准则。

2. 结构优化设计程序及应用

目前, 已开发了一大批结构优化设计程序, 如 NASTRAN、ADS、YIDOYU 和 COMPASS 等。

NASTRAN 是通用性很强的航空结构分析程序, 目前 MSC/NASTRAN 与 CSA/NASTRAN 均已配置了灵敏度分析功能与优化功能, 能够进行结构优化设计。其设计变量可以是元素性质, 如板厚、杆面积及梁剖面的惯性矩; 目标函数是最大应力和最小质量; 约束条件有应

力、位移和自然频率等,最近还增加了形状优化功能。ADS程序则是通用性很强的优化设计程序。YIDOYU程序国内开发的翼面结构优化程序,具有在结构布局 and 材料给定,可选择元件剖面参数及配重变量,以达到结构最小质量的能力。COMPASS程序是国内开发的复合材料结构分析与优化设计程序系统,除了能进行复合材料结构优化外,还采用了子结构分析优化技术,并具有外挂翼面结构设计剪裁能力。

下面以变后掠翼结构为例,说明结构优化设计在飞行器结构设计中的应用。变后掠翼结构及其有限元计算模型分别如图2-4和图2-5所示,要求同时考虑 25° 、 45° 和 68° 三种后掠角卸载状态,进行联合优化设计计算。

设计变量为杆面积及板厚度,目标函数为结构质量,对每个后掠角均考虑A、A'、B、D四种设计情况。所考虑的约束有应力(含屈曲)、位移、静气动发散速度、颤振临界速度及工艺尺寸约束等。

(1) 位移约束指标

① 45° 后掠角

A情况: $\delta_{\max} \leq 100.9 \text{ cm}$, $\theta \leq 0.07854$;

A'情况: $\delta_{\max} \leq 100.9 \text{ cm}$, $\theta \leq 0.1309$;

B情况: $\delta_{\max} \leq 134.5 \text{ cm}$, $\theta \leq 0.07854$;

D情况: $\delta_{\max} \leq 100.9 \text{ cm}$, $\theta \leq 0.07854$ 。

② 68° 后掠角

A情况: $\delta_{\max} \leq 160.0 \text{ cm}$, $\theta \leq 0.09163$;

A'情况: $\delta_{\max} \leq 160.0 \text{ cm}$, $\theta \leq 0.1658$;

B情况: $\delta_{\max} \leq 213.3 \text{ cm}$, $\theta \leq 0.09163$;

D情况: $\delta_{\max} \leq 160.0 \text{ cm}$, $\theta \leq 0.09163$ 。

(2) 颤振临界速度指标

颤振临界速度指标是: $[v_{F25^\circ}] = 306.7 \text{ m/s}$, $[v_{F45^\circ}] = 498.3 \text{ m/s}$, $[v_{F68^\circ}] = 498.3 \text{ m/s}$ 。

(3) 翼面发散速度指标

翼面发散速度指标是: $[v_{D25^\circ}] = 255.56 \text{ m/s}$ 。

对初始结构进行有限元、颤振及静气动弹性分析得:

$\theta_{\max B}^{45^\circ} = 0.08599 > [\theta]_B^{45^\circ} = 0.07854$, 不满足要求;

$\theta_{\max B}^{68^\circ} = 0.1032 > [\theta]_B^{68^\circ} = 0.09163$, 不满足要求;

$v_{F25^\circ} = 597.37 \text{ m/s} > [v_F]^{25^\circ} = 306.7 \text{ m/s}$, 满足要求;

$v_{F45^\circ} = 609.06 \text{ m/s} > [v_F]^{45^\circ} = 498.3 \text{ m/s}$, 满足要求;

$v_{F68^\circ} = 668.90 \text{ m/s} > [v_F]^{68^\circ} = 498.3 \text{ m/s}$, 满足要求;

$v_{D25^\circ} = 486.51 \text{ m/s} > [v_D]^{25^\circ} = 255.56 \text{ m/s}$, 满足要求。

此时,翼面结构质量 $W_0 = 471.28 \text{ kg}$ 。利用结构优化程序计算,经8次迭代优化过程收

敏,此时 $W=429.14$ kg。相应的指标值为 $\theta_{\max B}^{45^\circ}=0.055\ 03$, $\theta_{\max B}^{68^\circ}=0.091\ 629$, $v_{F25^\circ}=603.24$ m/s, $v_{F45^\circ}=553.09$ m/s, $v_{F68^\circ}=631.74$ m/s, $v_{D25^\circ}=381.57$ m/s,均满足设计要求。

2.3.3 数字化设计

随着计算机辅助设计(CAD)技术的发展,设计人员可以利用实体建模软件(如CATIA)在计算机上直接对产品进行三维设计。当零件在计算机上建立三维数字模型后,设计人员就可在计算机上很方便地进行后续环节的设计工作,如工程分析与仿真、部件的模拟装配、总体布置、管路敷设、运动模拟、干涉检查、数控加工编程及模拟等,从而为产品的整个寿命期内所有环节采用统一的产品信息模型奠定了基础,并由此引发了产品设计方法的一次重大变革,即数字化设计。

数字化设计技术是在CAX(如CAD、CAM和CAE等)/DFX(如为装配的设计DFA、为制造的设计CFM等)技术基础上的发展,它进一步融合信息技术、先进制造技术和先进仿真技术,将这些技术应用于产品全寿命周期、全系统、并对它们进行综合管理,支持“从上至下”的复杂系统开发模式。数字化设计技术的应用可以用虚拟样机代替实物样机对产品进行创新设计、测试和评估,增强企业的产品开发和设计能力,缩短研制周期、降低成本。有利于实现产品标准化、系列化、通用化,加强现代化管理,提高各项工程管理的效率,提高经营决策的质量与速度,改进设计质量,提高面向客户和市场需求的能力。

近年来数字化设计技术及其应用已获得重大进展,在航空航天领域已得到成功应用,波音-777型飞机的研制全面采用了数字化设计技术。日本从波音飞机公司转包生产波音-777客机,在名古屋建立数据中心,与波音的芝加哥总部联网,将波音-777的图纸和生产要求转送富士、川崎、三菱三家公司。波音-777客机的设计、装机、测试均是在计算机中模拟完成,初步做到无图纸设计,保证一次试制成功。使得波音-777客机研制周期缩短了50%,出错返工率减少75%,成本降低25%,成为数字化设计技术在飞行器研制中应用的标志和里程碑。当前飞机设计已采用全部三维实体建模,再生成二维图纸的方法,使飞机设计从原来的模线样板、标准样件法发展成全机数字化设计。

数字化设计技术的应用使得并行作业成为可能,飞行器的总体设计、气动设计、结构设计、工艺设计等紧密融合在一起,各个部件设计组、系统组、专业分析组、试验组及生产准备组都可以及时从屏幕上看到产品的总体布置,及早进行各专业协调。在设计阶段就可用三维几何模型模拟零件、部件、设备的装配和安装,及早发现结构布局和系统安装的空间干涉。

数字化设计技术以全面采用数字化产品定义、数字化预装配、产品数据管理、并行工程和虚拟制造技术为主要标志,从根本上改变了飞行器传统的设计与制造方式,大幅度提高了设计制造技术水平。数字化设计技术涉及的内容很多,从波音-777的研制来看,数字化设计的技术内容主要包括产品数字化定义、产品数字化预装配和并行产品定义三个方面。

1. 数字化产品定义

数字化产品定义(DPD)指应用计算机对产品的研制进行描述和定义的过程,它的目的是描述和定义产品全寿命周期的数字化过程中所包含的信息以及这些信息之间的相互关联关系。

全寿命周期的产品数字化定义模型包括:产品几何信息和非几何信息。几何信息包括产品的实体建模、特征建模等3维模型数据;非几何信息包括物料表、设计文件、计算报告、工艺文件和数控加工程序等。其建立过程是渐进的,即从设计、制造、销售,直到支持服务整个产品生命周期,通过各阶段把相应的信息加入并逐渐完善。为便于产品全生命周期各阶段信息管理和共享,必须建立相应的关系模型,这种关系模型是通过定义产品结构树来完成的。建立一个从整个产品到部件、零件的产品结构树,产品各类数据通过定义产品名称、类型、生成方式、存储方式等,以实现与产品结构树相对应。

在设计、制造、生产管理、售后服务等环节中采用统一的产品数字化定义模型,就可通过数据库和网络技术在组织内部以至协作单位的国际范围内建立畅通的信息流,实现更大范围的集成,同时提高各个环节的自动化程度。例如由设计部门发出的零件图可以送入计算机工艺规划(CAPP)和加工编程系统,自动生成零件的加工工艺规程、数控加工指令和数控测量指令,实现CAD/CAPP/CAM(计算机辅助制造)的直接衔接;在物料处理中建立各种立体仓库,用以存放半成品和工艺装备,利用各种自动存取机构和运输系统实现高效的物流控制;采用成组技术将工艺流程相近的零件集中起来,组成柔性生产线,实现多品种、少批量的高效生产;统一管理产品的图纸组成、生产计划、材料需求计划、能力需求计划、备件需求预测、车间生产计划和监控、库存控制、产品成本核算以及生产效益分析等,实现工厂计划管理的自动化。

2. 数字化预装配

数字化预装配(DPA)是在产品数字化定义的基础利用计算机技术模拟产品的装配过程。它主要用于在研制过程中及时进行装配干涉检查、装配及拆卸工艺路径规划。采用DPA可以有效地评价产品的可装配性,减少因设计原因造成的更改或返工,改善产品可装配性,显著降低研制成本、缩短研制周期、提高竞争能力。在异地设计与制造环境下,这个过程以网络环境下的设计共享为基础,通过产品数字化装配协调结构设计、系统设计来检查零件安装和拆卸情况。

数字化定义和预装配是一个产品由粗到细的设计迭代过程。由于采用了数字化定义,设计制造过程中采用数字化传递和共享数据技术,改变了以往需要依靠实物、样件的研制方法,工装设计可以与设计并行展开,零件制造可以并行进行。并行工程的组织实施技术是缩短研制周期的最主要因素。

3. 并行产品定义

并行产品定义(CPD)是一种并行工程方法,它包括产品各部分的同时设计和综合,以及对设计、制造和支持过程的协调。这一方法使开发人员一开始就能考虑到产品全寿命周期里的所有环节,包括从项目规划到产品交付的有关质量、成本、周期和用户要求等。CPD的应用可以带来如下效益:在早期产品设计中,由于工程更改单的激剧减少,设计质量将会得到提高;由于把产品设计和制造的顺序方式改变成并行方式,将减少产品开发时间;通过使多种功能和学科集成到产品设计过程中,将降低制造成本;通过产品和设计过程的优化处理,可大大减少废品和返工现象。

产品数据管理(PDM)系统为实现 CFD 提供了平台和支持框架。PDM 起源于 CAD 的文件管理和工程技术领域的图纸管理、文件的审批和发放。PDM 将所有与产品相关的信息和过程集成在一起。产品相关信息包括任何属于产品的数据,如 CAD/CAPP/CAM 文件、材料清单(BOM)、产品配置、产品订单、电子表格、生产成本、供应商状态等等;产品相关过程包括加工工序、加工指南和有关批准、使用权、安全、工作的标准和方法、工作流程、机构关系等所有过程处理的程序,包括产品生命周期的所有文档。PDM 为产品开发创造一个虚拟的工作环境,使整个企业产品开发的全过程在统一的产品数字化模型上进行工作。

国内的数字设计技术研究始于 20 世纪 90 年代中期,产品数字化定义、虚拟装配、产品数据管理、数字化样机、设计与制造信息集成、并行工程等技术取得了重大的进步。计算机辅助三维设计/制造软件得到广泛应用,如 CATIA。三维数字化设计制造技术体系正在逐步形成,研制中的几个重点型号工程在不同程度上采用了这项技术,这项技术的应用在缩短研制周期、降低成本、提高质量方面已经发挥了重要作用。

2.3.4 多学科设计优化

结构系统只是整个飞行器设计的一个子系统,虽然单独的结构优化可以提高结构系统的设计质量,但在整个飞行器系统中不一定能产生理想的效果,甚至可能产生不利于其他子系统的作用。因而在结构设计时,必须考虑其参数对整个飞行器系统性能的影响,不仅要考虑对其他子系统设计参数的影响,还应考虑总体设计中各物理现象的相互作用。考虑多个子系统之间的相互影响能够更好地提高飞行器整体系统的性能,这就是多学科设计优化(MDO)。

1. MDO 基本思想

传统的飞行器设计在实践中各个学科之间基本上是分离设计的。例如,在气动设计时仅通过质量控制来考虑对结构的影响,在结构设计时气动外形是固定的,这两个学科的设计领域被顺序执行。然后再对气动和结构组合后的系统进行分析以确定它在某个范围内的性能,通过这种分析来得到为补救问题所需要采取的设计修改和调整。为此需要付出昂贵的代价,并

且所设计出的方案也远不是最优的。这种设计模式实质上是将同时影响飞行器气动、结构、控制、制造等因素人为地割裂开来,并没有充分利用各个学科(子系统)之间的相互影响可产生的协同效应,极有可能失去系统的整体最优解。例如,单独进行气动外形优化后再进行结构优化,虽然可能得到气动外形和结构的最优设计,但是两者结合起来就未必是最优的设计,但若进行气动/结构一体化设计会取得更好的设计效果。

飞行器设计是一项复杂的系统工程,涉及气动、结构和控制等多个学科,而各学科之间又有着复杂的耦合关系,例如气动弹性现象就是气动与结构系统的耦合产物。系统的整体性能取决于各个学科的综合作用,只有采用多学科综合技术才能获得好的设计。这种综合技术就是多学科设计优化(MDO)。

MDO的主要思想是在复杂系统设计的整个过程中集成各个学科(子系统)的知识,应用有效的设计/优化策略和分布式计算机网络系统来组织和管理工程设计过程,通过充分利用各个学科(子系统)之间的相互作用所产生的协同效应,获得系统的整体最优解,通过实现并行设计,来缩短设计周期,从而使研制出的产品更具有竞争力。因此,MDO宗旨与现代制造技术中的并行工程思想不谋而合,它实际上是用优化原理为产品的全寿命周期设计提供一个理论基础和实施方法。

MDO方法已被广泛应用于航空航天系统的初步设计,包括飞机、直升机,发动机结构,运载工具,太空船,微型无人驾驶飞行器,航天飞机、超声速飞行器,以及主动控制的精密空间结构等。

2. MDO 问题描述

飞行器这一复杂系统按学科(或部件)可分解为若干个子系统,包括结构、气动、控制等。各子系统之间信息流是“耦合”在一起,它是一种“网”结构,称为耦合系统。以气动、结构这两个学科为例,气动力分析时需要结构分析提供的结构变形数据,而结构分析时则需要气动力分析提供的载荷数据,这两个学科之间存在耦合关系。气动与结构之间的耦合作用很多体现在气动弹性现象上,例如升力重分布、扭转发散、操纵效率下降和颤振等。军用飞机特别是战斗机的机动性、敏捷性要求提高,飞行包线范围扩大,飞行速度跨越亚音速到超音速的所有区域,飞行时间长,第4代战斗机将采用超音速巡航,这些特点对飞机的气动外形和结构设计提出了新要求,而且使气动与结构之间的耦合关系更强烈。

MDO主要针对耦合系统的优化。MDO问题可表达为:

求设计向量 \mathbf{X}

使目标函数

$$f(\mathbf{X}, Y) \rightarrow \min$$

满足约束条件:

$$h_i(\mathbf{X}, Y) = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, m) \quad (2-19)$$

$$g_j(\mathbf{X}, Y) \leq 0 \quad (j = 1, 2, \dots, n) \quad (2-20)$$

式中, Y ——状态变量;

$h_i(X, Y)$ ——等式约束;

$g_j(X, Y)$ ——不等式约束。

状态变量 Y ,约束 h_i 和 g_j ,以及目标函数 f 的计算涉及多个学科。对于耦合系统,状态变量 Y ,约束 h_i 和 g_j ,目标函数 f 的计算,需多次迭代才能完成。这一计算步骤称为系统分析。

MDO的一个难题是系统分析非常复杂。由于耦合效应,系统分析需在各学科的分析模型之间进行多次迭代才能完成。这一问题称为MDO的计算复杂性。MDO的另一个难点是如何组织和管理各个学科(子系统)之间的信息交换。子系统之间的耦合效应使得MDO中的各子系统之间的信息交换成为一个十分复杂的问题。这一问题称为MDO的信息交换复杂性。

习 题

- 2-1 试述飞行器结构设计思想的演变过程及其原因。
- 2-2 飞行器结构设计的工作内容是什么?结构设计应满足哪些基本要求?
- 2-3 何谓结构分析的有限元方法?有限元分析的一般过程是什么?
- 2-4 试描述典型的飞行器结构优化设计问题。
- 2-5 数字化设计包含哪几个方面的技术内容?
- 2-6 多学科设计优化的基本思想是什么?它与单独的结构优化设计有何区别?

第3章 飞行器的外载荷和设计情况

在使用和运输过程中,飞行器上受到各种载荷的作用。飞行器的外载荷是指飞行器在空中(太空)和地面运行、起飞(发射)、着陆以及运输和装卸过程中,机体结构所承受外力的总称。外载荷的大小和性质取决于飞行器类别、飞行性能、外形的气动特性、飞行器质量、起落特性(发射特性)和使用情况等。飞行器结构在使用和运输过程中应能承受作用在机体上的外载荷。为了使飞行器结构在整个使用过程中,既能安全可靠地工作,又使结构质量最轻,在结构设计前必须正确地确定外载荷。因此,飞行器的外载荷及相关的强度规范是结构设计和强度计算的重要依据(说明:本章所指机体结构含翼面结构和起落装置)。

3.1 飞行器的外载荷和过载

3.1.1 作用在飞行器上的外载荷

飞行器结构在使用过程中可能遇到的载荷主要有:

- ① 飞行器在大气中运动时所受到的空气动力。
- ② 与飞行器及其部段的质量 m 有关的质量力。即飞行器的重力 mg (g 为重力加速度)、分别由法向加速度 a_n 和切向加速度 a_t 决定的惯性力 ma_n 和 ma_t 。质量力是与质量 m 成正比例并按结构整个体积分布的。
- ③ 起飞(或发射)和着陆(或水面溅落)时受到空气动力和冲击载荷。
- ④ 飞行器的推进系统所作用的载荷。
- ⑤ 大气中的水平阵风和垂直阵风引起的载荷。
- ⑥ 运载或运输过程中运载装置作用于飞行器上的载荷。
- ⑦ 在大气层中高速飞行时产生的气动加热温度载荷和在太空中飞行时由不均匀辐射引起的温度载荷。
- ⑧ 飞鸟和陨石等外来物的撞击载荷。
- ⑨ 飞行器失事情况的非正常载荷。

作用在飞行器上的载荷可划分为:

- ① 按作用的状态可分为静载荷(在较长时期内不变化的载荷)和动载荷(迅速变化的载荷或反复作用的循环载荷)。
- ② 按载荷的分布形式可分为集中载荷和分布载荷(按结构的长度、表面和体积分布)。

③ 按载荷性质可分为与飞行器质量有关的质量力和与质量无关的外力。即由空气动力、发动机推力、发动机加热和气动加热以及不均匀辐射引起的温度载荷,由地面冲击力和支反力、发动机噪声引起的声载,各部件和发射装置之间的相互作用力等。

以飞行器在垂直平面内作曲线飞行为例,介绍作用于飞行器上的力,如图 3-1 所示。所有力均用速度坐标 $Ox_a y_a z_a$ 示出,这时 x_a 平行于速度 v , y_a 垂直于 v 。飞行器上作用空气动力 D 、 L 和 C 、发动机推力 F 、重力 G 以及惯性力 ma_n 和 ma_r 。将与质量无关的外力用其合力 R_{bi} 表示,而质量力用其合力 R_m 表示。在质心处合力平衡为

$$R_{bi} = R_m \quad (3-1)$$

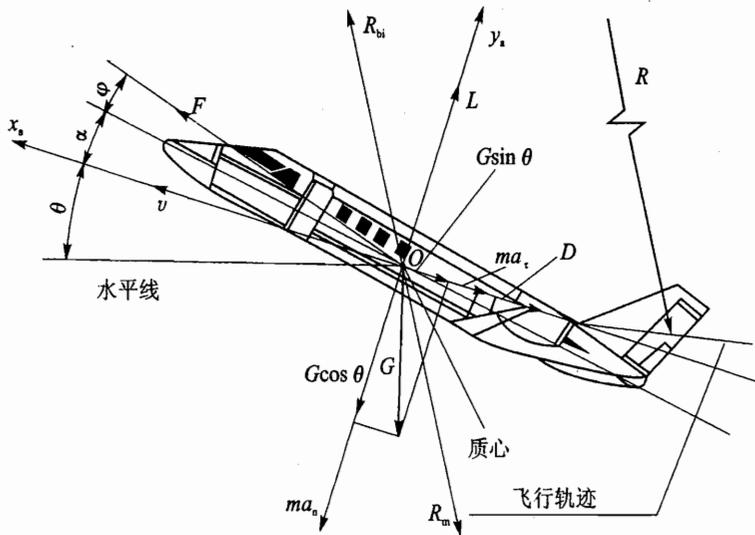


图 3-1 在垂直面内曲线飞行中作用于飞行器上的外力

3.1.2 过载和过载系数

1. 过载的概念

作用于飞行器或部件上载荷的程度可用量为 1 的过载 n 表示。过载 n 可理解为所有与质量无关的外力的合力 R_{bi} 与飞机重力 G 之比:

$$n = \frac{R_{bi}}{G} \quad (3-2)$$

过载 n 是矢量,它的方向与表面力的合力 R_{bi} 方向一致,并且在一般情况下它的方向与机体坐标系各轴不一致。如图 3-2 所示机体坐标轴为 x 轴沿机体轴线, y 轴向上并垂直水平面, z 轴按右手定义并垂直 Oxy 面。 n 在机体坐标轴上的投影分别用 n_x 、 n_y 、 n_z 表示。

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2} \quad (3-3)$$

式中, n ——飞行器质心的总过载。

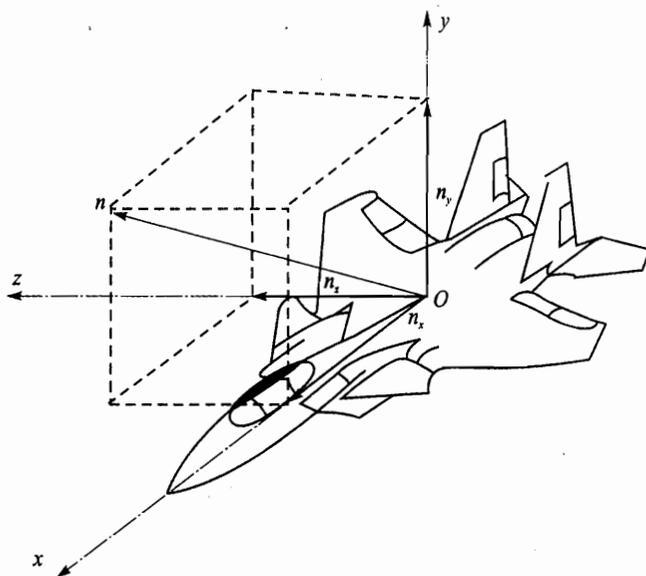


图 3-2 飞行器主轴方向过载系数

飞行器在垂直平面内作曲线飞行是一种常见飞行状态,飞行器上作用升力 L ,阻力 D ,发动机推力 F 。飞行器质量 $m=G/g$, G 为飞行器重力, g 为重力加速度。取速度坐标系(或弹道坐标系)时飞行器的运动方程为

$$\left. \begin{aligned} F \cos (\alpha + \varphi) - D &= G \sin \theta + m a_{\tau} \\ L + F \sin (\alpha + \varphi) &= G \cos \theta + m a_n \end{aligned} \right\} \quad (3-4)$$

式中, α ——迎角;

φ ——发动机推力 F 和飞行器轴线夹角;

θ ——航迹角(弹道倾角)即飞行器质心 O 处的速度矢量与水平面之间的夹角;

a_{τ} 和 a_n ——分别为飞行器质心处切向和法向加速度,即

$$\begin{aligned} a_{\tau} &= \frac{dv}{dt} \\ a_n &= \frac{v^2}{R} \end{aligned}$$

式中, v ——飞行器的飞行速度;

R ——飞行器运动轨迹(弹道)的曲率半径。

将式(3-4)除以 G 则得

$$\left. \begin{aligned} n_{x0} &= \frac{F \cos (\alpha + \varphi) - D}{G} = \sin \theta + \frac{1}{g} \cdot \frac{dv}{dt} \\ n_{y0} &= \frac{L + F \sin (\alpha + \varphi)}{G} = \cos \theta + \frac{1}{g} \cdot \frac{v^2}{R} \end{aligned} \right\} \quad (3-5)$$

当以机体坐标系表示过载时,则有

$$\left. \begin{aligned} n_x &= n_{x0} \cos \alpha + n_{y0} \sin \alpha \\ n_y &= n_{y0} \cos \alpha - n_{x0} \sin \alpha \end{aligned} \right\} \quad (3-6)$$

当 α 和 φ 角很小并有侧向力时,过载沿各主轴分量 n_x 、 n_y 、 n_z 分别为

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{F-D}{G} = \sin \theta + \frac{1}{g} \cdot \frac{dv}{dt} \\ n_y &= \frac{L}{G} = \cos \theta + \frac{1}{g} \cdot \frac{v^2}{R} \\ n_z &= \frac{C}{G} \end{aligned} \right\} \quad (3-7)$$

式中, C ——侧向力。

由式(3-7)可知过载 n_x 决定了沿轨迹的加速度值 a_x , 并且它不可能超过飞行器的推重比值 F/G 。当采用阻力板或反推力装置时,过载 n_x 可能是负值。过载 n_y 决定飞行器的机动性。飞行器在侧滑飞行时 $C > 0$, 则 $n_z > 0$ 。

2. 不位于质心处的质量过载

以上讨论的过载均是将飞行器看成一个质点导出的,即相当于飞行器质心处的过载。将飞行器看作一刚体运动时,不仅有平移运动(飞行速度为 v),还有相对质心以角速度 ω_z 和旋转加速度 ϵ_z 的旋转运动。在这种情况下,飞行器上各点过载将不同。设质心处过载为 n_{x0} 和 n_{y0} , 飞行器绕质心旋转运动所引起相对运动的加速度为 Δa_x 和 Δa_y , 而相应产生的附加过载 Δn_x 和 Δn_y (如图 3-3 所示)为

$$\Delta a_x = \frac{v^2}{x} = \omega_z^2 x$$

$$\Delta a_y = \epsilon_z x$$

$$\Delta n_x = \pm \frac{\Delta a_x}{g}$$

$$\Delta n_y = \pm \frac{\Delta a_y}{g}$$

式中, x ——计算点 A 距质心距离。如果 Δn_x 和 Δn_y 的指向分别与 n_{x0} 和 n_{y0} 的方向相同,则符号为“+”,否则符号为“-”。故 A 点的过载为

$$\left. \begin{aligned} n_x &= n_{x0} \pm \frac{\omega_z^2 x}{g} \\ n_y &= n_{y0} \pm \frac{\epsilon_z x}{g} \end{aligned} \right\} \quad (3-8)$$

附加过载与质量到质心距离 x 成正比。当飞行器做机动飞行时,旋转角加速度 ϵ_z 较大,故飞行器强度计算时,必须考虑这种附加过载。

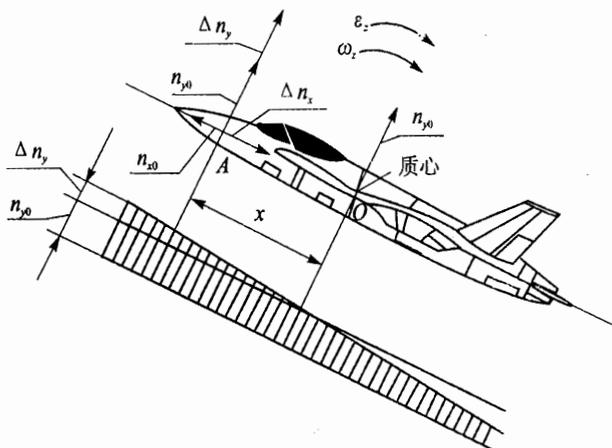


图 3-3 与飞行器质心不重合的各点上的过载

【例 3-1】 飞行器在垂直平面飞行中做急跃升机动。已知 $\epsilon_z = 4 \text{ rad/s}^2$, 发动机距飞行器质心 $x = 4 \text{ m}$, 求发动机质心处附加过载 Δn_y 。

解:
$$\Delta n_y = \frac{\epsilon_z}{g} x = \frac{4}{9.81} \times 4 = 1.631$$

例 3-1 中发动机质心处所受总过载系数为飞机质心处过载系数 n_{y0} 再加上 Δn_y 。但必须注意, 对于发动机、导弹和副油箱等较长装载物来说, 不能简单地把它当作一个质点来考虑, 应该考虑装载物自身质心转动的质量惯性矩 I_{zg} , 在装载物质心处将存在一个集中的惯性力矩 $\Delta M_{zg} = I_{zg} \epsilon_z$, 在计算支持结构的内力时应当计入该值。

3. 大气紊流引起颠簸过载(突风过载或阵风过载)

空气中气流是不平静的, 气团移动引起水平和垂直突风。突风的强度 v_w 能达到 15~20 m/s。突风可能是单突风, 也可能是大的同一频率的循环突风。当飞行器遇到突风时会感到颠簸, 因而承受很大的过载, 称之为颠簸过载或突风过载。计算突风载荷可采用离散阵风分析方法和连续紊流分析方法(动态离散阵风法)。

离散阵风分析方法是把大气扰动理想化为具有一定形状、一定梯度距离以及一定强度的单个孤立阵风。单个孤立阵风的强度一般用当量阵风速度表示。将飞行器视为刚体, 求出附加过载的峰值。此法对低速小型飞行器较合适。

连续紊流分析方法是使用频谱法把大气的紊流循环处理成连续的随机过程。紊流功率谱在频率域内表示为扰动函数, 要求用动态分析方法确定柔性结构的响应, 并建立两种设计准则, 即任务分析准则和设计包线准则。当对飞行器进行结构受力分析时, 应同时采用这两种设计准则, 取其最大值进行结构强度计算。此方法对薄翼型、高速或大型飞行器合适。下面以离散阵风分析法为例介绍突风载荷。

(1) 垂直突风

垂直突风是各种方向突风中的一种最严重情况,当飞行器处于直线水平无侧滑飞行时,遭遇到一个确定形状和强度的孤立垂直突风 v_w ,飞行器与气流相对速度的方向与大小均发生变化。由于飞行速度 $v \gg v_w$,可认为飞行器仍以 v 速度相对空气运动,只增加翼面迎角 $\Delta\alpha$, $\Delta\alpha = v_w/v$ (如图 3-4 所示),则升力增量 ΔL 为

$$\Delta L = KC_{L\alpha} \Delta\alpha S \cdot \frac{1}{2} \rho_H v^2 = KC_{L\alpha} \frac{\rho_H v v_w}{2} S \quad (3-9)$$

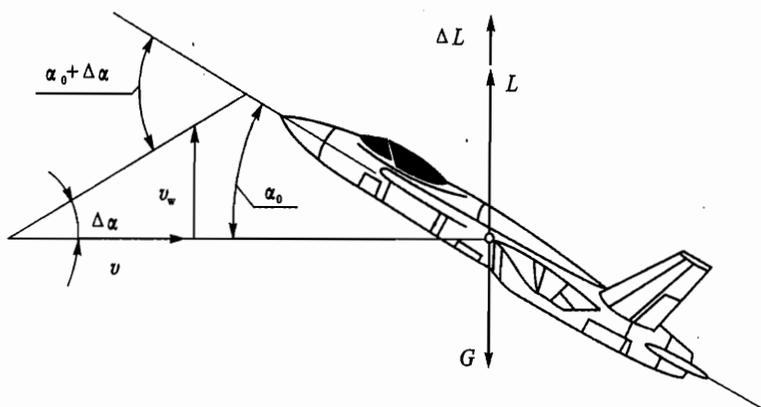


图 3-4 在垂直突风速度为 v_w 的不稳定气流中飞行时迎角的变化

突风过载 n_y (以当量速度 v_{dl} 表示) 为

$$n_y = 1 \pm \frac{KC_{L\alpha} \rho_0 v_{dl} v_w}{2p} \quad (3-10)$$

式中, $C_{L\alpha}$ ——升力系数的斜率;

$\Delta\alpha$ ——迎角增量;

v_{dl} ——当量速度;

$p = G/S$ ——翼载 (S 为翼面积, G 为飞行器重力);

ρ_0 ——海平面空气密度;

K ——离散突风减缓系数。 K 是飞行器质量参数 μ_g 的函数,其值可由下式求得。

亚声速:

$$K = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g} \quad (3-11)$$

超声速:

$$K = \frac{\mu_g^{1.03}}{6.95 + \mu_g^{1.03}} \quad (3-12)$$

$$\mu_g = \frac{2G/S}{gC_{L\alpha}\rho_H c_G} \quad (3-13)$$

式中, g ——重力加速度;

c_G ——机翼平均几何弦长;

ρ_H ——所在高度 H 的空气密度。

在真实情况下, 离散突风是由零增加到最大值, 升力也是非线性的, 迎角突然增加 $\Delta\alpha$; 但升力增加需要一时间过程, 故引入突风减缓系数 K 。 K 值为小于 1 的数。

对具有前、后翼的飞行器, 垂直突风在水平尾翼上也将引起相当大的突风载荷。对于非机动类飞行器来说, 该载荷有时会超过机动载荷。考虑前翼下洗对尾翼的影响, 引入尾翼处稳定下洗效应 $(1 - d\epsilon/d\alpha)$, 水平尾翼的突风载荷增量 ΔL_{pw} 为

$$\Delta L_{pw} = \frac{1}{2} C_{L_{pw\alpha}} \rho_0 S_{pw} v_{w,dl} v_{w,dl} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) K_{pw} \quad (3-14)$$

式中, $C_{L_{pw\alpha}}$ ——水平尾翼升力系数 $C_{L_{pw}}$ 的斜率;

S_{pw} ——水平尾翼面积;

$v_{w,dl}$ ——当量突风速度;

K_{pw} ——水平尾翼的突风减缓系数;

$d\epsilon/d\alpha$ ——平尾的下洗角导数。

由上述公式可看出, 突风引起过载和平尾上载荷与突风速度以及飞行当量速度成正比。当驾驶员发现前方有较大突风时, 则应降低飞行速度, 从而降低突风载荷。有时垂直突风虽然不大于 20 m/s, 而突风会引起翼面随时间的变形、加速度和惯性力的变化, 此时, 由于弹性力和惯性力相互作用的结果将出现振动。当外部载荷的频率与结构固有振动频率重合时会出现特别不利的情况。循环载荷能引起重型飞行器较大过载, 翼尖的过载值可能超过 7。

(2) 水平突风

飞行器以速度 v 水平飞行时, 在某一瞬间迎面而来的水平突风 u , 升力便有一个增量, 其总升力为

$$L = C_L \cdot S \cdot \frac{1}{2} \rho_H (v + u)^2$$

相应的过载

$$n_y = \frac{L}{G} = \frac{(v + u)^2}{v^2} = \left(1 + \frac{u}{v}\right)^2 \approx 1 + \frac{2u}{v} \quad (3-15)$$

即使水平突风非常强烈, u/v 也不会超过 0.15, 因此由水平突风引起的过载增量不大(总过载不会大于 1.3~1.5), 对强度影响很小, 可以不考虑。

突风速度 $v_{w,dl}$ 是一个随机变量, 其大小随地区、飞行高度和气象条件的变化而变。高度越高遇到同样突风的概率就越低。

4. 过载系数

与上面介绍的飞行器过载定义相同, 飞行器所受除重力之外的外力总和与飞行器重力之

比称为过载系数,用符号“ n ”表示。

过载系数是飞行器设计中一个重要系数。过载系数表示实际作用于飞行器质心处除重力之外的外力的合力 $R_{\text{合}}$ 与飞行器重力的关系,是用比值的概念来表示的,为一个相对值。以式(3-7)的第一式为例, $n_x = (F-D)/G$,即 x 轴方向的合力 $(F-D)$ 与重力 G 之比为 x 轴向过载系数。

另一方面过载系数又表示飞行器质量力与重力之比。例如图 3-1 表示飞行器在垂直平面内作曲线飞行时,飞行器质心处离心惯性力 N_y 为

$$N_y = m \frac{v^2}{R} \quad (3-16)$$

而升力 L 为

$$L = G \cos \theta + N_y \quad (3-17)$$

此时, y 方向过载系数(即载荷负数) n_y 为

$$n_y = \frac{L}{G} = \frac{G \cos \theta + N_y}{G} \quad (3-18)$$

飞行器质量力与飞行器所受的除去重力以外的外力大小相等,方向相反。因此,如以质量力来决定过载的方向,就应该是与飞行器坐标轴正方向相反为正,反之为负。

飞行器的过载系数是飞行器设计时的原始参数之一。一般来说,在中高空过载系数愈大,飞行器的机动性愈好。也就是说,过载系数可作为飞行器的机动性的重要指标。但过载系数愈大,就要求飞行器能提供更大的升力或推力,并且结构能有更大的强度和刚度,这将引起飞行器质量相应增加,反过来又会影响飞行器的机动性。因此,在飞行器设计时应正确合理的确定过载系数。

3.2 安全系数与设计载荷

3.2.1 使用载荷

使用载荷是指飞行器实际使用中可能遇到的最大载荷,即在正常使用中所允许达到的最大载荷,或称为限制载荷(limit load)。在使用载荷作用下,各元件的应力临近材料的比例极限强度,但未出现永久变形。如果超过该载荷,结构可能发生有害的永久变形。在整个使用过程中,使用载荷可能不止一次地遇到,所以飞行器遇到使用载荷后不能有残余变形,否则就会影响下次使用。

3.2.2 设计载荷

为了保证一定的安全裕度,飞行器结构实际设计时通常按能承受高于限制载荷的载荷进

行设计,即对静强度问题采用设计载荷法或破坏载荷法。所谓设计载荷即为使用载荷乘以安全系数。飞行器及各构件在该载荷作用下不应破坏,故又称极限载荷(ultimate load)。破坏载荷法的强度条件是

$$F_d \leq F_e \cdot f \quad (3-19)$$

或

$$\sigma_d \leq \sigma_b \quad (3-20)$$

式中, F_d ——设计载荷;

F_e ——使用载荷;

f ——安全系数;

σ_d ——设计应力;

σ_b ——材料的破坏应力。

飞行器结构是个复杂的、超静定的以及多传力通道的受力结构,并大量采用弹塑性材料,当某一结构元件在使用载荷下达到比例极限或在设计载荷下某元件达到破坏强度时,该元件不能承受更大载荷,但其他元件仍能承担更大的载荷。各结构元件间所承担的载荷将重新分配,直到最主要的或较多的受力构件破坏时,整个结构才破坏。因此,按设计载荷来进行设计,可充分发挥超静定结构的承载能力。

另外,飞行器结构强度试验时,很难测准结构是否出现了永久变形,而较容易准确测得结构是否破坏。因而采用设计载荷进行最后的破坏试验验证,不仅便于测试,而且更符合实际使用要求。

3.2.3 安全系数

众所周知,结构所承受载荷、材料性能、结构尺寸和加工质量等都存在较大分散性,为了保证结构安全可靠,在设计中引入安全系数概念。安全系数为设计载荷与使用载荷之比。其物理意义为实际使用载荷增大到多少倍结构才破坏,这个倍数就是安全系数。

$$f = \frac{F_d}{F_e} = \frac{F_d}{nG} \quad (3-21)$$

式中, n ——过载系数;

G ——飞行器重力。

引入安全系数主要考虑下列几方面:

- ① 在使用载荷作用下飞行器结构没有永久变形或产生屈服。
- ② 在使用时可能出现超过规定的机动动作或未估计到的突风,从而出现大于规定的使用载荷。
- ③ 结构所用的材料本身或在制造加工过程中不可避免地存在或被引入缺陷。
- ④ 分析中的不确定因素和分析手段的不完善。

⑤ 满足结构的刚度要求。

安全系数影响结构的重力、承载能力和安全可靠。因而正确地选取安全系数 f 是既重要又困难的问题,最初确定 $f=1.5$ 是根据材料屈服强度和破坏强度比确定的,后根据统计而定。目前,通常是根据理论分析和实验研究,并通过大量的使用经验的统计、归纳分析,最后以强度规范的形式明确给出适合各设计情况的 f 值。有人驾驶飞机一般规定安全系数取 1.5,实践中常有加大或减小安全系数的情况。如特殊情况或特殊部位(如重要接头),常以不同方式加大安全系数(如乘以 1.25 倍);又如由于设计分析和实验手段提高,材料品质的改善(如材料的屈服强度和破坏强度比值提高),采用更先进的工艺设备等,在不同的结构部位可适当降低 f 值。而对某些特殊情况,如应急情况或一次性使用等,可适当减小安全系数。

3.3 飞机设计情况

3.3.1 典型飞行情况和机动过载

1. 平直飞行情况

飞机做水平直线等速飞行情况如图 3-5 所示。飞机上所受载荷处于静平衡状态,飞机无任何方向的加速度,此时外载荷特点是升力等于重力,推力等于阻力:

$$L = G = mg \quad (3-22)$$

$$F = D \quad (3-23)$$

过载系数

$$n_y = 1$$

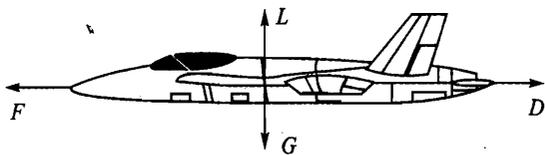


图 3-5 平直飞行时受载情况

2. 俯冲拉起的情况

飞机在垂直水平面内做曲线机动飞行情况是军用飞机的主要机动飞行情况。俯冲拉起是较严重的机动飞行情况之一,如图 3-6 所示。此时,作用在飞机上的外载荷有 L 、 F 、 D 、 G 和离心惯性力 N_y 。设飞机的速度为 v ,航迹的曲率半径为 R ,则法向(O_y 向)加速度为

$$a_y = \frac{v^2}{R}$$

离心惯性力为

$$N_y = -ma_y = -\frac{G}{g} \cdot \frac{v^2}{R} \quad (3-24)$$

将这些力投影到升力的方向,得到动平衡方程式:

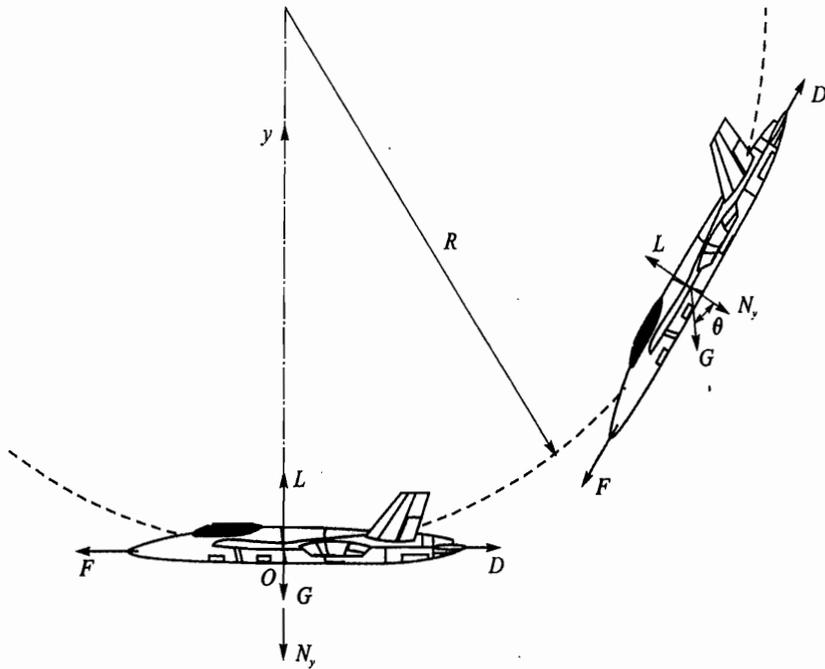


图 3-6 飞机俯冲后拉起时的受载情况

$$L = G \cos \theta + \frac{G}{g} \cdot \frac{v^2}{R} = G \left(\cos \theta + \frac{v^2}{gR} \right)$$

用过载系数 n_y 表示 L/G , 则

$$n_y = \frac{L}{G} = \cos \theta + \frac{v^2}{gR} \quad (3-25)$$

由式(3-25)可知, 当曲线飞行时, 飞机所需的升力是重力 G 的 n_y 倍。当飞机处在弧形航迹最低点时, 即 $\theta=0$, 其过载系数达最大值为

$$n_{y \max} = 1 + \frac{v^2}{gR} \quad (3-26)$$

由此可知, 飞机在垂直平面内做曲线飞行时, 升力在经常变化中, 过载系数也不断变化, 飞机的机动动作越剧烈, 所需的升力就越大, 过载系数 n_y 值也较大。

3. 进入俯冲情况

图 3-7 表示飞机进入俯冲情况, 飞机在此情况下 y 轴方向平衡方程为

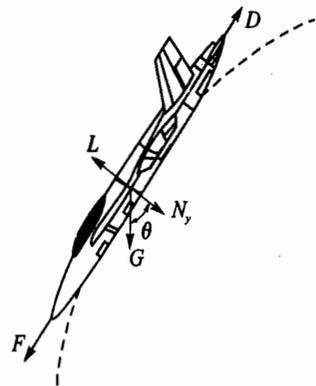


图 3-7 飞机俯冲时受力情况

$$L = G \cos \theta - \frac{G}{g} \cdot \frac{v^2}{R} \quad (3-27)$$

$$n_y = \frac{L}{G} = \cos \theta - \frac{v^2}{gR} \quad (3-28)$$

根据进入俯冲时情况不同,即当 v 和 R 为不同情况时, n_y 可能为正,也可能为负或为零。

【例 3-2】 飞机进行俯冲(如图 3-7 所示)时,求下列情况的过载系数 n_y 值。

1) 已知飞行速度 $v=62.64 \text{ m/s}$, $R=800 \text{ m}$, $\theta=30^\circ$ 。

解:
$$n_y = \cos \theta - \frac{v^2}{gR} = \cos 30^\circ - \frac{62.64^2}{9.81 \times 800} = 0$$

2) 已知飞行速度 $v=80 \text{ m/s}$, $R=800 \text{ m}$, $\theta=30^\circ$ 。

解:
$$n_y = \cos \theta - \frac{v^2}{gR} = \cos 30^\circ - \frac{80^2}{9.81 \times 800} = -0.315$$

3) 已知飞行速度 $v=80 \text{ m/s}$, $R=800 \text{ m}$, $\theta=0^\circ$ 。

解:
$$n_y = \cos \theta - \frac{v^2}{gR} = \cos 0^\circ - \frac{80^2}{9.81 \times 800} = 0.185$$

由以上计算可知,飞行进入俯冲时速度 v 、航迹角 θ 等的不同,引起过载系数 n_y 也不同。

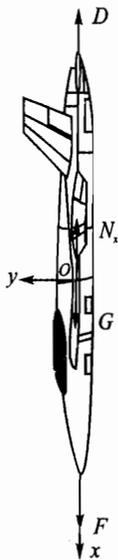


图 3-8 垂直俯冲情况

4. 垂直俯冲情况

图 3-8 表示飞机垂直俯冲时作用在飞机上的外力,此时,

$$\begin{aligned} L &= 0 \\ n_y &= 0 \end{aligned} \quad (3-29)$$

但由图 3-8 可知在 x 方向可能存在过载:

$$n_x = \frac{F - D}{G} = \frac{N_x - G}{G} \quad (3-30)$$

如果飞机在发动机推力 F 为零的状态下进行垂直俯冲,略去空气阻力 D ,此时, $n_y=0$,即相当于自由坠落的失重情况。

5. 等速水平盘旋情况

图 3-9 所示为飞机做等速水平盘旋时所受的载荷。飞机在水平面内做曲线飞行一般靠飞机倾斜 γ 角,由升力 L 的水平分量 $L \sin \gamma$ 使轨迹改变。在无侧滑($C=0$)、高度不变,以恒定速度($F=D$)等速水平盘旋时, n_x 和 n_z 将等于零。从 $L \cos \gamma = G$ 和 $n_y = L/G$ 条件得到

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma} \quad (3-31)$$

盘旋时的离心力 mv^2/R_h 与升力的分量 $L \sin \gamma$ 平衡, R_h 为盘旋半径。由此可得到

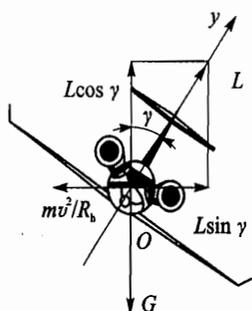


图 3-9 等速水平盘旋情况

$$R_h = \frac{v^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} \quad (3-32)$$

盘旋的过载 n_y 越大,当 v 为常数时, R_h 值越小,转弯角速度 $\omega = v/R_h$ 值就越高,即飞机的机动性也就越高。

盘旋时水平方向的过载 n_h 为

$$n_h = n_y \sin \gamma = \frac{L \sin \gamma}{G} \quad (3-33)$$

等速水平盘旋是飞机主要机动飞行之一,当飞行速度增大时,如做小半径盘旋,则需要用大迎角飞行以产生大的升力,从而产生较大的升力的水平分量 $L \sin \gamma$ 与盘旋所产生的离心惯性力平衡,很明显需要大的倾斜角,此时将产生相当大的过载。同时,升力增加引起阻力增加,故需要增大推力。

3.3.2 飞机对称机动飞行包线和相应参数确定

1. 主要参数确定

由过载系数定义得到 $n = L/G = qSC_L/G$ 。式中, S 为机翼面积, C_L 为升力系数,而过载系数 n 、速压 q 和飞机重力 G 决定了作用在飞机上的主要外载荷。下面分析 n 、 q 和 G 三个参数。

(1) 过载系数 n 的确定

上节所定义的过载系数 n 又称为过载,即飞机所受重力之外的外力总和与飞机重力之比。过载系数是飞机设计中一个重要参数。 n 愈大,飞机机动性好;但过载系数 n 增加,空气动力载荷增加,结构重力随之增加,从而导致机动性降低。飞机设计时应合理选取最大过载值。本节主要讨论最大使用过载。一般定义在飞行中可能遇到的最大过载为最大使用过载。

1) 理论上的最大过载值

由过载定义可知,当飞机飞行某一瞬时, G 不变,最大过载值 $n_{y \max}$ 在理论上由 L_{\max} 值确定:

$$n_{y \max} = \frac{L_{\max}}{G} = C_{L \max} \frac{\rho v^2}{2} \cdot \frac{1}{G/S} = \frac{C_{L \max} q}{p}$$

式中, $p = G/S$ ——翼载,在飞机总体设计时所确定的飞机主要参数之一;

$q = \rho v^2 / 2$ ——速压。

如果飞机以最大速压 q_{\max} 飞行时,突然改变迎角使升力系数达到最大值 $C_{L \max}$,此时

$$n_{y \max} = C_{L \max} q_{\max} / p \quad (3-34)$$

如某战斗机 $p = 3635.8 \text{ N/m}^2$ (371 kg/m^2),在 $H = 12200 \text{ m}$ 时,最大平飞速度为 2120 km/h , $C_{L \max}$ 为 1.2 ,由式(3-34)得 $n_{y \max}$ 为 17.71 。又如,分析一个飞机从稳定垂直俯冲退出,稳定(等速)垂直俯冲时迎面阻力等于飞机的重力:

$$G = C_D q_{\max} S$$

式中, C_D ——全阻力系数, 则

$$n_{y, \max} = \frac{L_{\max}}{G} = \frac{C_{L, \max} q_{\max} S}{C_D q_{\max} S} = \frac{C_{L, \max}}{C_D}$$

$C_{L, \max}$ 一般为 1.2, C_D 约在 0.017~0.023 之间, 如取 C_D 为 0.02, 则稳定俯冲时退出俯冲一瞬间的理论最大过载达 60。实际应用中, 使用最大过载受多方面因素限制不可能达到这么大的数。

2) 限制最大使用过载的因素

首先, 飞机在以最大速度飞行时, 升力系数不可能瞬时达到最大值 $C_{L, \max}$; 在 C_L 增加的过程中阻力也随之增加, 因而使得沿航迹的速度降低。这是由于飞机受本身稳定性和惯性以及操纵效率的限制。

在低速飞行时, $C_{L, \max}$ 受到气流分离条件的限制。在超声速飞行时, $C_{L, \max}$ 还受到飞机平衡条件限制。如果不考虑 C_L 增加过程中速度的变化, $n_{y, \max} = f(Ma)$ 曲线如图 3-10 所示。由图可知, 过载 $n_{y, \max}$ 随飞行速度增大而急剧增加。在中高空飞行时, 由于空气密度降低, 使飞机的最大升力下降, 飞机无法产生大过载, 故 $n_{y, \max}$ 随飞行高度增高而减小。

对于载人飞机, 人员生理对最大过载 $n_{y, \max}$ 限制是最主要因素之一。人已习惯于在地球引力场内活动, 如果受到较大的过载, 会引起人员各部分质量的变化, 从而形成生理病态。例如, 当过载 $n=2\sim3$ 时, 人会感觉不舒服、头晕、恶心、心率快; 当 $n=5\sim6$ 时, 会产生眼发黑、昏迷等。人体受过载的能力与下列因素有关:

① 人体受过载大小有方向性, 过载从前胸到后背, 或从后背到前胸, 所能忍受过载能力最强, 短时间可承受过载到十几。从头到脚可承受过载 7~10, 但从脚到头只能承受过载 3, 如图 3-11 所示。为了提高机上人员承受过载能力, 抗过载服与高过载舱应运而生。

- ② 过载时间长短。
- ③ 过载增加的速度。
- ④ 过载的最大值。

3) 最大使用过载 n_{\max}^{sy} 的确定。

飞机的过载系数是最重要的原始参数之一, 是表征飞机机动性的重要参数。过载值的大小应根据飞机的用途确定。各国强度规范都根据本国实际情况对飞机进行分类, 一般根据飞机的不同任务或不同战术技术要求以及最大使用过载的范围将飞机分成以下三类。

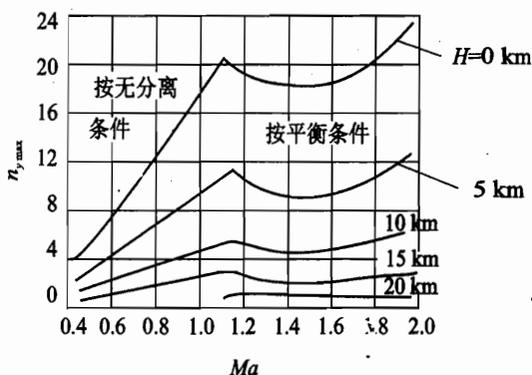


图 3-10 过载 $n_{y, \max}$ 随 Ma 数变化曲线

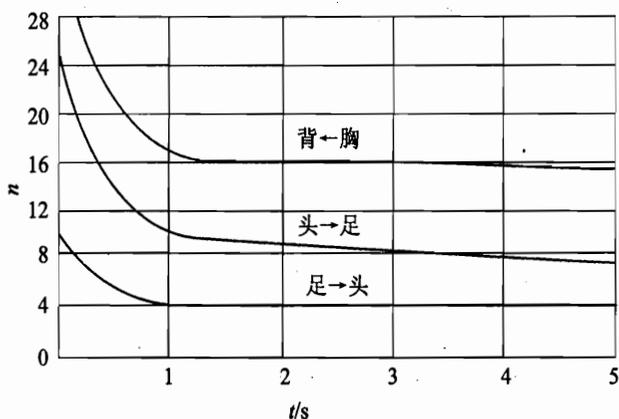


图 3-11 人员所能承受的过载值

第一类飞机:可以完成全部特技飞行的飞机,故称全特技类。其最大使用过载 $n_{\max}^{\text{sy}} \geq 6$,例如歼击机、强击机和运动机等。通常 $n_{\max}^{\text{sy}} = 8$,在一定区间最大使用过载可达 9,而负过载一般为 -3。

第二类飞机:可以完成部分特技飞行的飞机,故称半特技类。其最大使用过载 $n_{\max}^{\text{sy}} = 4 \sim 6$ 。例如战术轰炸机和多用途飞机等。

第三类飞机:不能做特技飞行的飞机,其最大使用过载 $n_{\max}^{\text{sy}} = 2.5 \sim 4$,故称非特技类。例如战略轰炸机和运输机等。

我国军用飞机强度规范中规定,对于全特技类飞机最大使用过载按战术技术要求确定。对于二、三类飞机的最大使用过载可按规范中给出的公式计算。在强度规范中相应规定最小使用过载 n_{\min}^{sy} 应根据战术技术要求确定,一般取 $n_{\min}^{\text{sy}} = -0.5n_{\max}^{\text{sy}}$ 。

(2) 外载荷计算中飞机重力 G 的确定

在飞机使用过程中飞机重力是变化的。在计算外载荷时,如果 G 取得较大,则偏于安全,但结构质量增加,性能下降;反之,则偏于不安全。因此,强度规范中根据各受载情况规定下列设计质量。

1) 基本飞行设计质量 m_{fl}

基本飞行设计质量,即前几节讨论中所指的飞机重力 $G=mg$ 中的质量 m ,它和最大使用过载系数值是飞机外载荷计算、结构设计和强度计算的重要参数。它基本上确定了一架飞机的强度水平,如果基本飞行设计质量取大了,会影响飞机性能;反之,会影响飞机的安全。在强度规范中对 m_{fl} 作如下规定:

① 对于歼击机、强击机和歼击教练机,应根据空机质量、乘员、滑油、氧气质量、按战术技术要求携带的基本武器质量以及 50% 的机内燃油质量(不含超载燃油)之和确定,或者根据战术技术要求确定。因为战斗机在训练飞行和与敌机格斗时才作最大使用过载的机动飞行,此时应爬到一定的作战高度并进到作战区域,机内燃油已消耗约 50%。

② 对于其他类飞机,应根据带有基本有效载重,减去暖机、滑跑及爬升所消耗燃油质量确定,或根据战术(使用)技术要求确定。

2) 最小飞行质量 m_{\min}

不能做机动飞行的飞机,应规定最小飞行质量。因为飞机的质量轻,阵风会使飞机产生较大的过载,这时气动力和惯性载荷综合的结果可能是飞机的严重设计状态。故规范中对最小飞行质量做如下规定,即最小飞行质量 m_{\min} 为飞机空重、机内有用及无用燃油质量的 5% (或按有关规定的燃油储备)、与燃油相应的滑油和最少乘员质量之和。

3) 最大设计质量 m_{\max}

最大设计质量是飞机携带最大机内、外装载,而不扣除暖机、滑跑及爬升时燃油的质量。该项质量主要用于计算地面滑行、起飞和飞行载荷以及防止颤振和振动计算时采用。

4) 着陆设计质量 m_{dl}

不同类型飞机的着陆设计质量有所差别,即不同类型飞机扣除 25%~60% 不等的机内燃油。着陆设计质量为不计外挂装载和机外燃油以及扣除一定百分比机内燃油后的质量。计算着陆载荷时应采用着陆设计质量。

(3) 最大平飞速度和极限速度的确定

影响载荷大小的主要参数之一是速压 q 。速压相同时,各个高度的速度 v 将不同。故在强度计算中将各个高度上飞行速度 v_H 以速压相同的条件折算到海平面速度 v_{dl} 。 v_{dl} 称为当量空速,即

$$v_{dl} = v_H \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} = v_H \sqrt{\Delta_H} \quad (3-35)$$

式中, ρ_H —— 高度 H 的空气密度;

ρ_0 —— 海平面空气密度;

Δ_H —— 相对密度。

在强度计算中采用当量空速 v_{dl} 比较方便。因此,机动飞行包线和阵风载荷的计算均采用当量空速。

1) 最大平飞速度 v_{\max}

飞机在基本飞行设计质量和飞机正常飞行的外形(起落架、襟翼收上和炸弹舱门关闭的基本外形)情况下,发动机处于最大推力、额定推力或最大加力状态下飞机能做定常直线平飞的最大速度。该最大平飞速度 v_{\max} 由战术技术要求确定。

飞机在做等速直线水平飞行时,升力 L 等于重力 G , 飞机阻力 D 等于发动机推力 F 。由空气动力学可知阻力 D 为

$$D = \frac{1}{2} \rho_H v_H^2 S C_D$$

式中, C_D —— 飞机阻力系数。

在 H 高度, 飞机保持 v_H 水平飞行所需的推力称需用推力, 发动机在这一高度下可能发出的推力称可用推力。需用推力和可用推力随飞行高度和飞行速度变化。当需用推力等于可用推力时, 得到该高度上最大平飞速度 $v_{H \max}$, 则可得 q_{\max} (q_{\max} 称为使用限制速压)。最大速压主要影响飞机的气动弹性特性, 是气动弹性设计的主要约束条件, 因而飞机选用的最大飞行速度应比颤振速度低 $15\% \sim 20\%$ 。

2) 极限速度 v_{jx}

q_{\max} 是由平飞时根据需用推力等于可用推力求得, 但 q_{\max} 不能直接用来保证结构的安全。如飞机在发动机小推力或大推力情况下, 做垂直和非垂直俯冲。在俯冲终了时, 飞机可能获得比平飞最大速度还大的速度, 用 $v_{\max \max}$ 表示; 与 $v_{\max \max}$ 对应的 $q_{\max \max}$ 称强度极限速压。 $q_{\max \max}$ 太大将使结构质量增加, 因此, 在结构设计时要对 $q_{\max \max}$ 进行限制。飞机设计时, 根据不同类型飞机选定, 取

$$q_{\max \max} = Kq_{\max} \quad (3-36)$$

式中, 系数 K 根据不同类型飞机确定, $K = 1.1 \sim 1.5$ 。飞行时驾驶员将采取限制飞机俯冲高度 ΔH 及打开减速板等措施来限制 $q_{\max \max}$ 。

我国军机强度规范规定极限速度 v_{jx} 为下列各种情况下, 即飞机在基本外形或高阻外形下使用发动机推力、战斗机以小角度或大角度俯冲、轰炸机和运输机以小角度下滑而减速板工作或不工作、飞机经受阵风作用时可能达到的最大速度。极限速度 v_{jx} 是结构强度的限制速度, 考虑驾驶错误或遇到相当大的阵风。极限速度 v_{jx} 对应的极限马赫数 Ma_{jx} 比最大平飞速度 v_{\max} 对应的最大马赫数 Ma_{\max} 大 0.1 。目前, 有些型号的 v_{jx} 与 v_{\max} 数值很接近, 甚至相等。

2. 对称机动飞行包线

飞机在飞行中作用在飞机上的载荷随飞行高度、速度、飞行姿态、过载系数和飞机质量等变化。在飞机设计时对所有情况都进行计算是不可能的。为此, 根据理论分析和飞行试验, 针对使飞机结构易遭到损坏、人员易遭到损伤的载荷情况以及飞机可能的飞行状态, 选出有代表性的设计情况来考虑。由前面对 n 、 v 参数分析可知, 由于机动性和结构强度的限制, 使过载系数 n 有一定限制范围; 而发动机功率和结构强度的限制, 使飞行速度有一定限制; 飞机的升力系数 C_L , 随冲角变化也有一定范围, 如图 3-12 所示。由此, 可定出飞机的飞行速度和过载系数的范围, 称为飞行包线, 它用来限制各项要求的应用区域。根据飞机的飞行性能、操纵性、稳定性、战术技术和结构强度要求, 飞机有好几种飞行包线。在此包线内, 飞机是可操纵的, 而且强度要求得到保证。

“对称机动飞行包线”包括飞机的允许和可能飞行的全部对称飞行范围。“对称机动飞行包线”以过载系数 n_y 为纵坐标, 以当量速度 v_{dl} 为横坐标, 按 n_y 、 v 、 C_L 的限制范围绘制包线, 如图 3-13 所示。

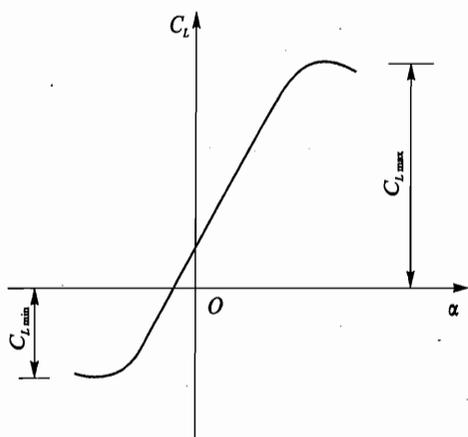


图 3-12 飞机升力系数

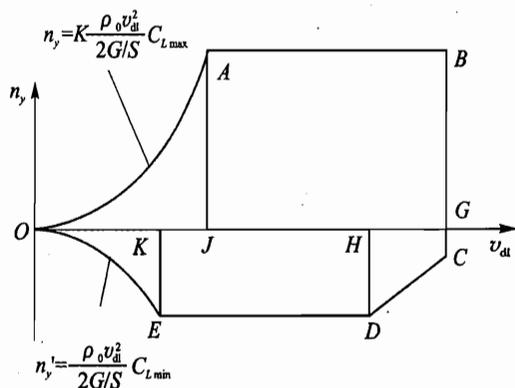


图 3-13 飞机对称机动飞行包线

图 3-13 上包线的各段含意为:

- ① $\overline{JA}=\overline{GB}$ ——飞机在基本飞行质量和最大设计质量下对称飞行最大使用过载系数;
- ② \overline{GC} ——飞机在设计质量下对称飞行最小使用过载系数;
- ③ $\overline{HD}=\overline{KE}$ ——飞机在基本飞行质量和最大设计质量下对称飞行最小使用过载系数;
- ④ \overline{OH} ——飞机最大平飞速度;
- ⑤ \overline{OG} ——飞机极限速度;
- ⑥ \widehat{OA} ——对应正过载系数 n_y , 其式为

$$n_y = \frac{K\rho_0 v_{dl}^2}{2G/S} C_{L_{max}} \quad (3-37)$$

- ⑦ \widehat{OE} ——对应负过载系数 n'_y , 其式为

$$n'_y = \frac{\rho_0 v_{dl}^2}{2G/S} C_{L_{min}} \quad (3-38)$$

式(3-37)和式(3-38)中,

- ρ_0 ——海平面空气密度;
- G ——飞机基本飞行重力或最大设计重力;
- v_{dl} ——当量速度;
- $C_{L_{max}}$ ——飞机最大升力系数;
- S ——机翼面积;
- $C_{L_{min}}$ ——飞机最小升力系数。

式(3-37)中, K 系数可根据合适的风洞试验和飞行试验数据确定。当确定 K 值时应考虑机动剧烈程度、操纵面限制、马赫数、推力、质心位置、外挂形式以及对飞机最大升力系数有重要影响的其他因素。若无可靠数据时,可用下式得到,即

$$K = \begin{cases} 1.25 & \text{若 } Ma \leq 0.6 \\ 1.625 - 0.625Ma & \text{若 } 0.6 < Ma < 1.0 \\ 1.0 & \text{若 } Ma \geq 1.0 \end{cases}$$

根据飞行包线上每一点的两个参数就可确定另一参数,飞行包线上各特殊点对应不同的飞行状态,表3-1表示各特定点受载情况。

表3-1 飞行包线上的设计点

包线上特定点	飞机设计情况	n_y	q (或 v)	C_L
A点	A	$n_{y \max}$	$\frac{n_{y \max} G/S}{C_{L \max}}$	$C_{L \max}$
B点	A'	$n_{y \max}$	$q_{jx}(v_{dl, jx})$	$\frac{n_{y \max} G/S}{q_{jx}}$
$\frac{1}{2} \overline{BG}$ 点	B	$0.5n_{y \max}$	$q_{jx}(v_{dl, jx})$	$\frac{0.5n_{y \max} G/S}{q_{jx}}$
G点	C	0	$q_{jx}(v_{dl, jx})$	0
D点	D'	$n_{y \min}$	$q_{\max}(v_{dl, \max})$	$\frac{n_{y \min} G/S}{q_{\max}}$
E点	D	$n_{y \min}$	$\frac{n_{y \min} G/S}{C_{L \min}}$	$C_{L \min}$
$0.6 \overline{BG}$ 点	L_A	$0.6n_{y \min}$	q_{\max}	$\frac{d\omega_x}{dt} = 6 \text{ rad/s}^2$

表3-1列出的各设计情况所对应的飞行状态如图3-14所示。情况A发生在实施急跃升退出俯冲,此时是一种小速度、大迎角和大过载的飞行情况。情况A'为一种大速度、大过载和小迎角的飞行情况,如退出俯冲时;情况B为小迎角并偏转副翼飞行时速度对应于强度极限速压,过载为0.5倍最大过载;情况C为偏转副翼俯冲,速度对应于强度极限速压,过载为零时;情况D为飞机进入俯冲;情况D'为飞机以负迎角飞行。图3-15表示对于不同的受载情况沿机翼弦向空气动力载荷的分布。从总载荷看,A、A'的总载荷相同并且载荷最大,但从载荷分布的比较中可以看出,A'情况压心靠后,机翼的扭矩和弯矩均比情况A严重,尤其后梁受载情况严重。情况B的压力中心更靠后(约55%~60%翼弦处),产生很大扭矩,机翼后部,即后梁、副翼及翼肋后段受载较大,蒙皮厚度经常根据这情况来选择(除单块式机翼结构)。情况D和D'均在 $C_{L \min}$ 情况下飞行,则其外载荷情况与 C_L 为正时相反,因此,凡在A、A'情况中受拉元件,在本情况下将受压,因此要补充检验。情况 L_A 是规定副翼急剧偏转 15° ,使飞机机翼产生角速度 ω_x 和角加速度, $d\omega_x/dt = 6 \text{ rad/s}^2$ 。副翼的这种偏转引起作用在副翼和机翼上的附加载荷。因此,结构强度计算时,不同结构部位需考虑其相应的最严重的设计情况。在对

称机动飞行包线边界上点的情况均为比较严重的设计情况,但结构的某些部位可能在包线内某个状态最严重。另外,还需要考虑非对称机动情况如滚转机动、侧滑机动和偏航机动等。

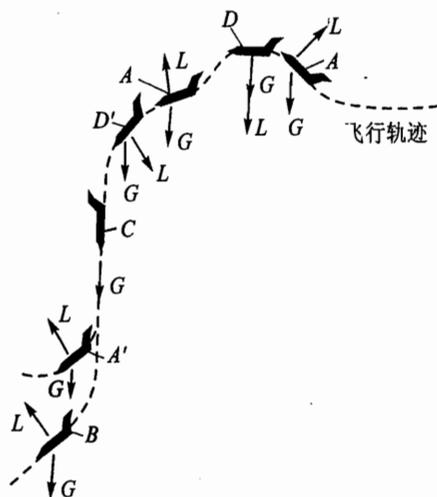


图 3-14 与飞行包线相应的飞行状态

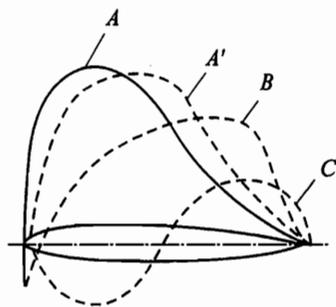


图 3-15 对于不同的受载情况沿机翼弦向空气动力载荷的分布

3.3.3 突风过载飞行包线

中国自 1987 年实施“中国民用航空条例第 25 部,运输类飞机适航标准”。在制订我国民用航空条例时,为了与国际民用航空接轨,主要参考目前国际上应用最广泛的美国适航标准。《美国联邦航空局联邦航空条例[FAR]》“第 25 部运输类飞机适航性标准”中给出突风飞行包线(如图 3-16 所示),规定了三种不同速度下遇到的突风飞行包线,规定了三种不同速度下遇到的突风速度,如表 3-2 所列。

表 3-2 三种不同速度、两种高度下遇到的突风速度

三种速度	两种高度	
	0~6 098 m	6 098~15 245 m
低速 $v_B/(m \cdot s^{-1})$	± 20.1	按线性减到 11.57
中速 $v_C/(m \cdot s^{-1})$	± 15.25	按线性减到 7.625
高速 $v_D/(m \cdot s^{-1})$	± 7.62	按线性减到 3.81

图 3-16 中各速度含义为:

v_B ——对应最大突风强度的设计速度。 v_B 应大于最大升力系数 $C_{L_{max}}$ 曲线和强突风速度线在 $v \sim n$ 图上交点对应的速度,或大于失速速度 v_{SI} 。

v_C ——设计巡航速度。 v_C 应大于 $v_B + 22.12 \text{ m/s}$, 并且 v_C 限制在某一选定的 Ma 上, 小于 $0.8 v_D$ 。

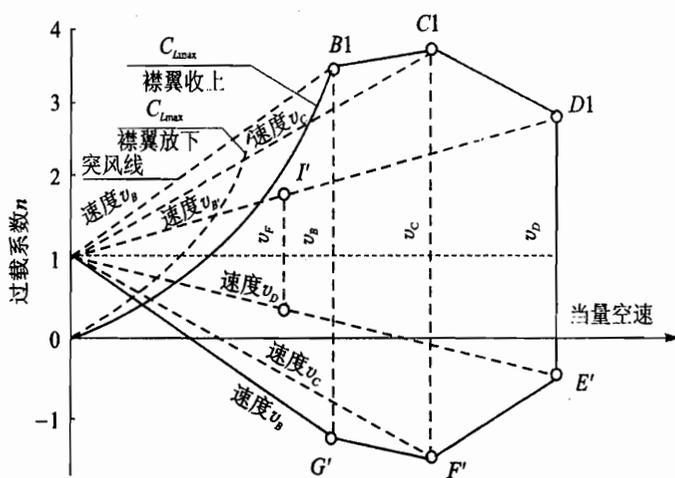


图 3-16 突风载荷包线

v_D ——设计俯冲速度。

v_F ——设计襟翼速度。 v_F 应大于各相应阶段的使用速度,并且 v_F 应大于 $1.6v_{SI}$ 。

图 3-16 中 E' 情况到 G' 情况之间呈线性关系变化。

3.3.4 弹性变形引起载荷修正

结构弹性变形主要是由空气动力和结构惯性力引起的,这种弹性变形产生机翼上气动载荷分布的变化以及无尾飞机和尾翼气动力导数的变化,并影响无尾飞机和尾翼载荷分配。例如,结构弹性变形往往造成机翼的负扭角,并且该弹性扭角的分布是从翼根到翼尖逐渐增大。特别是后掠机翼,在外载荷作用下,扭转和弯曲都将造成后掠机翼顺流迎角展向分布的改变。所以,在保持总升力不变的条件下,计入弹性影响,则翼根及中外翼弯矩减小,从而减轻结构质量。目前,在载荷计算中,计入弹性影响主要分为如下所述的两方面。

1. 气动力分布修正

考虑空气动力和惯性力两种因素引起的气动力分布改变。其处理方法有两种:一是对基础压力分布进行修正;二是先按刚性飞机处理,待求出净载荷后再进行弹性修正。

2. 机动和突风总载荷求解中弹性修正

一般将经过弹性修正后的气动导数引入飞行动力学方程。目前,采用静气动弹性修正系数修正升力系数和俯仰力矩系数等导数和将飞机升力系数和俯仰力矩系数对过载或 α 轴角速度的导数等气动弹性导数引入到飞行动力学方程中去,考虑结构惯性力引起的弹性变形。

3.3.5 飞机在起飞降落过程中的载荷

飞机在起飞和降落过程中的载荷主要是地面(或水面)的反作用力。反作用力通过起落装置作用在飞机上(如图3-17所示)。由平衡条件得

$$2F_m + F_h = G + N - L_r \quad (3-39)$$

式中, F_m ——主轮载荷;

F_h ——前轮载荷;

G ——飞机重力;

L_r ——剩余升力,一般取为 $(0.75 \sim 1)G$;

N ——飞机以 v_y 速度下降,触地后 $v_y = 0$ 使飞机做减速运动而产生的惯性力。

地面反作用力的大小与驾驶技术的好坏,飞机着陆姿态和在地面移动的方式,机场表面质量和减震系统的性能等有关。

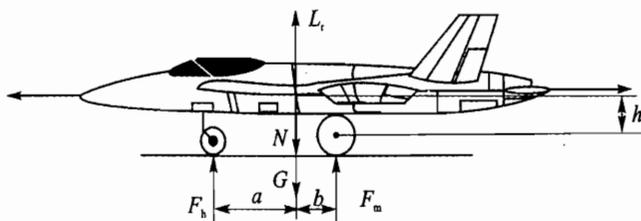


图3-17 飞机降落时受力情况

1. 对起落架减震系统的要求

飞机以 v_y 速度下降,触地后在减震系统被压缩一个行程之后 v_y 变为零,因此会产生较大的加速度,从而产生惯性力 N 。

飞机着陆时减震器吸收的能量等于飞机动能 $mv_y^2/2$ 的改变和飞机质心降低时所做的功 ξGh 之和。其中, ξ 是考虑到由于机翼升力而使载荷减小的系数,一般取 0.25。飞机质心降低所做的功通常为 $mv_y^2/2$ 的 10% 左右。

减震器在使用载荷下应承受的功为:

$$W = m_d v_y^2 / 2 \quad (3-40)$$

式中, v_y ——使用下落速度;

m_d ——一只起落架所占有的当量质量。

实际飞机在触地时垂直速度为 v_{yL} ,故减震器吸收的功为

$$W = m_d v_{yL}^2 / 2 + \xi m_d \cdot gh \quad (3-41)$$

强度规范中对使用垂直速度做了规定

$$v_y = (0.14v_{zL} + 0.005C_{zL}^{0.5} + 4)^{0.5} \quad (3-42)$$

式中, v_{z1} ——飞机着陆速度;

G_{z1} ——飞机着陆重力。

分配到每只起落架上当量质量 m_d , 由飞机着陆重力 G_{z1} 和起落架几何参数来确定。对前起落架

$$m_d = \frac{(b + \mu h)G_{z1}}{(a + b)g} \quad (3-43)$$

对主起落架

$$m_d = \frac{G_{z1}}{2g} \quad (3-44)$$

式中, a ——停机状态飞机质心至前轮轮轴的水平距离(m);

b ——停机状态飞机质心至主轮轮轴的水平距离(m);

g ——重力加速度(m/s^2);

h ——缓冲支柱全伸展时飞机质心离主轮轮轴的高度(m);

μ ——平均滑动摩擦系数。

式中, G_{z1} 单位为 N ; m_d 单位为 kg 。对于功的储备能力, 在着陆设计质量下, 模拟以 125% 使用下沉速度着陆时, 起落架结构允许产生不失去功能的永久变形, 但不应破坏。此时, μ 取值在 0.4~0.55 之间。

2. 起落架的过载

当缓冲器吸收使用功时, 使用过载为

$$n = F_{w, \max} / F_s \quad (3-45)$$

式中, $F_{w, \max}$ ——缓冲系统吸收使用功时, 在一个起落架上的最大力;

F_s ——停机载荷。

但 n 不大于 $F_{t, \max} / F_s$ 。其中 $F_{t, \max}$ 为轮胎最大允许载荷。

当缓冲系统吸收最大功 W_{\max} 时, 相应最大过载为 n_{\max} 。其中 $W_{\max} = 1.5W$, 此时,

$$n_{\max} = F'_{w, \max} / F_s \quad (3-46)$$

式中, $F'_{w, \max}$ ——当缓冲系统吸收最大功时, 作用在一个起落架上的最大力。但 $F'_{w, \max}$ 应小于轮胎在受动载时的极限载荷。

3. 起落架受载情况

飞机设计时不可能考虑各种起飞着陆情况, 只对下列典型的严重情况进行设计。典型情况如:

E 三点着陆时起落架受载情况;

E' 前三点式起落架主轮着陆的受载情况;

E_{qf} 三点状态起飞时受载情况;

- E'_{qf} 两点状态起飞时受载情况;
 G 两主轮受前撞击着陆受载情况;
 G_{qf} 两主轮受前撞击起飞受载情况;
 N 主轮扭转着陆受载情况;
 R_1 受侧撞击着陆受载情况;
 R_{qf} 受侧撞击起飞受载情况;
 R_2 滑行转弯时受载情况;
 S 着陆刹车时受载情况。

如三点着陆时 E 情况,受最大垂直载荷,对称着陆时前轮方向载荷 F_y 为

$$F_y = n_{y,q} \frac{b + \mu h}{a + b} G_{zl} \quad (3-47)$$

x 方向载荷 F_x (前轮顺前后方向) 为 $-0.4F_y$ 。 $n_{y,q}$ 为

$$n_{y,q} = \frac{\text{前起落架承受垂直载荷}}{\text{前起落架停机载荷}} \quad (3-48)$$

除以上基本情况外,还需要考虑复合受载情况,如 $E+G$ 、 $E'+G'$ 、 $E_{qf}+G_{qf}$ 、 $E'_{qf}+G'_{qf}$ 以及单轮着陆情况,如 $E'+G'$ 为机轮不旋转着陆受载情况。下面引入“起转载荷”和“回弹载荷”概念。

① 起转载荷:机轮在触地以前没有转动,触地后与地面有相对滑动,在滑动摩擦力作用下使机轮转动起来,直到机轮达到需要的转速为止。起转载荷是垂直载荷的函数。机轮转动时才存在滑动和转动的复合。最大阻力载荷是飞机质量、缓冲器作用力、机轮半径、起落架结构柔度、飞机着陆速度和惯性的函数。一般由试验数据估算或经验公式给出。

② 回弹载荷:当最大起转载荷瞬时,相应于结构向后变形最大,此时认为机轮已达到所需要的滚转速度,滑动摩擦力迅速减到零。蓄积在向后变形构件中的应变能使机轮及其上连接的质量惯性造成向前作用的回弹载荷。此载荷一般由试验或经验公式得到。其大小接近起转时的向后载荷。

综合对称和非对称着陆载荷、起转载荷和回弹载荷共有二十多个起落架设计情况。设计时还应考虑地面操作和维修载荷,如滑行载荷、刹车滑行载荷、倒行刹车载荷、转弯载荷、前轮侧偏载荷、动力滑行载荷、牵引和顶起载荷等。不同设计情况对起落架各部位受力不同,并且对机体结构受力也不同,如侧向载荷、起转和回弹载荷对机体结构而言,比最大垂直载荷还严重。另外,在载荷计算时应考虑机体弹性对着陆载荷的影响。

3.3.6 其他特殊情况载荷

1. 非正常状态载荷

非正常飞行和着陆主要是指多发动机飞机的一台或多台发动机停车、单轮着陆、机头碰地

和强迫着陆等情况。此时,为保证飞机安全返回及着陆时的人员安全,结构的设计载荷系数在某些部位应适当加大,以确保安全。如强迫着陆时,将座椅连接处和座椅上方行李舱的连接处的结构在 x 轴向过载系数取 16,以免在强迫着陆时损伤乘员。

2. 鸟撞载荷

低空飞行时飞鸟撞击飞机,飞鸟具有一定质量,而且与飞机的相对速度又大,因而对结构会造成一定损伤,如座舱玻璃撞坏,机翼前缘受损,尤其是飞鸟经进气道被吸入发动机内而造成发动机停车。故飞机易被鸟撞部位应考虑鸟撞损伤后结构的安全性,如有的规范规定飞机在 2 000 m 以下最大设计飞行速度飞行时,飞机风挡及其支撑结构应能承受质量为 1.8 kg 飞鸟的撞击,而不影响飞机的飞行安全。

3. 冰雹载荷

飞机在飞行和停放时可能会遇到冰雹撞击,冰雹最大直径一般为 10 cm 左右,冰雹可能分布在十几千米的范围内,此时要求飞机结构受冰雹撞击后不应有严重损伤,并且设计时应考虑冰雹的密度、直径、速度和时间。

4. 噪声(声振)载荷

飞机上的噪声有发动机的螺旋桨、涡轮风扇、压气机和燃气喷流等产生的噪声;机炮、导弹、火箭发射时产生的噪声;气流激波振荡、附面层压力激波和尾流等产生的噪声。这种噪声产生声压导致声疲劳载荷。图 3-18 为某发动机喷口附近所测得的声压场。因此,结构应进行声疲劳分析,保证在使用寿命内不会由于声载荷而导致破坏。

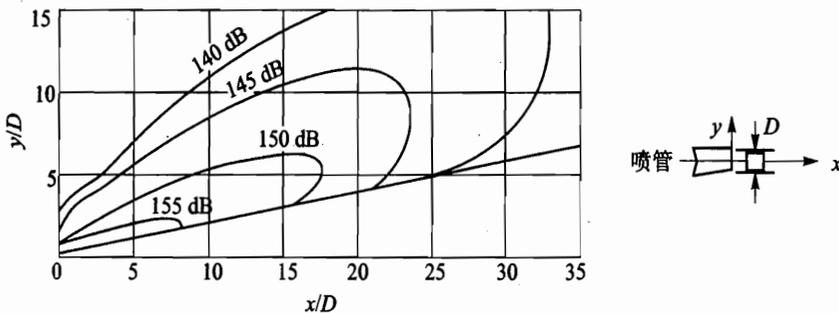


图 3-18 某发动机喷口附近的声压情况

3.4 导弹或火箭的设计载荷

导弹或火箭飞行中,作用在其上的基本外力有弹射燃烧压力、发动机推力、空气动力和控

制力等,这些力在导弹或火箭飞行过程中是缓慢变化的,变化的速度远比结构的自振周期长,因此称这些力为静载荷。在弹体上还作用有速变力,它们是由发射装置燃气发生器和导弹发动机启动时陡升的推力、关机时的推力突降等引起的冲击力;发动机燃烧室内燃气的压力脉动;发动机喷流噪声;由阵风作用引起的空气动力;气流边界层的压力脉动;弹体横向弯曲振动引起的气动弹性力;运输过程中产生的颠簸力等。这些力的变化频率有可能接近弹体或单元体的固有频率,故称之为速变力又称动态力,由这些动态力作用产生的载荷称为动载荷。

确定设计载荷时,常引入过载系数和动荷系数这两个概念。过载系数的概念前面已经提过,动荷系数是指在给定的计算情况下,作用在结构上的静态力与动态力之和与静态力的比值。

外载荷设计时,首先建立弹体平面坐标系 Oxy ,坐标原点 O 置于导弹理论或实际尖点, x 轴沿弹轴指向尾部, y 轴垂直弹轴向上。然后将弹体长度分成若干站(块),质量力就作用于这些站上。这种分站法叫做离散化。有的组件,如以集中质量按悬臂梁的形式支承在弹体某截面上。当这些组件的质心距离支承面比较远时,应将集中质量力移到支承截面上,并考虑质量移动引起的力矩。

3.4.1 地面载荷

地面载荷指的是导弹在操作、运输和竖立在发射台上时所受到的载荷。

1. 导弹水平运输时的载荷

导弹不同运输方式下的静载荷比较容易确定,而动载荷的确定就很困难。因为动载荷是随机的,它的大小和重复性依实际的运输条件(如行车速度、铁路运输时轮子对铁轨接头的撞击、公路运输时路面的等级)而定。一般按工程处理方法进行计算。通常取横向过载系数 $n_y = 2$,轴向过载系数 $n_x = 1$ 作为设计情况。

(1) 操作——两点铰链支承情况

导弹在总装厂和技术阵地停放、起吊及装载时,其受力状态有时可视为两点铰链支承的伸出梁受力情况。梁上的外载荷就是导弹自身质量力($\sum_{i=1}^{n+1} n_{yi} m_i g$)和支承处支反力,质量力按等效载荷施加于沿 x 轴分割的各站上, n_{yi} 为各站位处过载系数, m_i 为分配到各站位处质量。过载系数取 $n_{xi} = n_y = 2$ 。按静力平衡条件即可求出各站位处剪力和弯矩。

(2) 运输——三点支撑情况

铁路或公路运输车、导弹及其保护筒(或装填筒)组成固体导弹的运输系统。运输中弹体承受重力、惯性力及支反力的作用。固体导弹质量较大,在运输时通常采用三点支撑方式运输。运输时,弹体的轴向力只在列车加速和减速时才出现,它的量值不大,故取轴向过载系数 $n_x = 1$ 即可,横向过载系数一般取 $n_{yi} = 2$ 。下面按支承刚度不同分三种情况讨论。

1) 三点铰链支承

假设导弹运输时以三点铰链支承方式固定,各支座在同一水平线上,图3-19为简化示意图,即认为弹体为弹性体,支承为刚体。这种假设的支承状态,载荷计算结果偏小。实际上,支承件是弹性体,它具有一定的刚度。三点铰链支承的计算可按一般的材料力学介绍的方法进行。

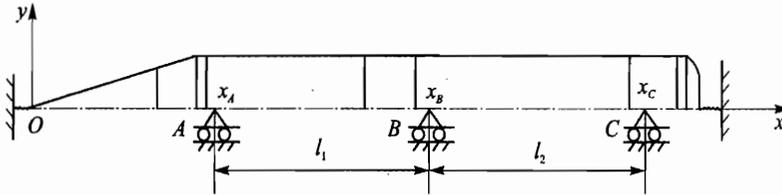


图3-19 弹体三点铰链支承状态运输示意图

2) 三点弹性支承

假设导弹运输时的支撑为三点弹性支承方式,弹体为刚体,图3-20为简化示意图。

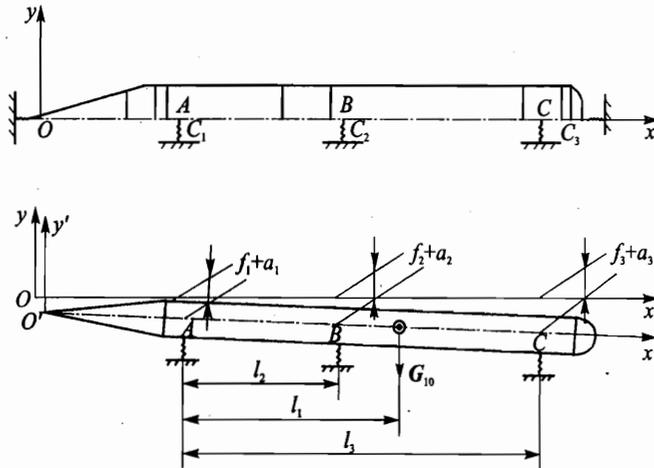


图3-20 弹体三点弹性支承状态运输示意图

这种状态比较接近实际运输时的支承情况。因为运输时一般均采用橡皮气囊或以橡胶、塑料制成的适配器作为支承件,这些支承件都是弹性体,且具有一定的刚度,计算前,必须对各支承件进行刚度试验,测出支承的刚度值。

假设支承变形量 f_j 与支承支反力 R_j 和支承刚度 C_j 关系式为

$$f_j = R_j / C_j \quad (3-49)$$

式中, $j=1, 2, 3$ 。结构变形的几何关系式:

$$\frac{(f_3 + a_3) - (f_1 + a_1)}{(f_2 + a_2) - (f_1 + a_1)} = \frac{l_3}{l_2} \quad (3-50)$$

式中, l_2 ——支承 A 与支承 B 之间的距离;

l_3 ——支承 A 与支承 C 之间的距离;

l_1 ——支承 A 到弹体质心的距离;

a_1, a_2, a_3 ——分别为支承 1、2、3 处的自由行程。

自由行程是由于三个支承安装时,不在同一水平线上而引起的。一般三个支承安装位置在同一水平线上,因而没有自由行程。则可解出

$$R_j = \frac{A_j - B_j l_j}{G_{10}} \quad (3-51)$$

式中, G_{10} ——运输时的弹体总质量力。

$$A_j = \frac{C_j(E - D l_j)}{C'E - D^2}$$

$$B_j = \frac{G_j(D - C'l_j)}{C'E - D^2}$$

式中, $C' = \sum_{j=1}^3 C_j$; $D = \sum_{j=1}^3 C_j l_j$; $E = \sum_{j=1}^3 C_j l_j^2$ 。

求出支反力后,由平衡条件即可求出各站的剪力和弯矩。一般可通过选择合适的支承刚度和支承位置来降低运输时的剪力和弯矩值。

3) 一点弹性支承,两点铰链支承

假设导弹的运输支承方式为组合式,即一点为弹性支承,另外两点为铰链支承,而弹体为弹性体。根据弹体结构的要求,可将弹性支承选择在最佳位置,以期降低运输时的载荷。

如将图 3-19 所示弹体的 A 支座改为弹性支持。用单位载荷法分别求出由质量力 $n_y m_i g$ 在弹性支承 A 点产生的挠度 $y'_{A,m_i,t}$,以及由支反力 R_A 在弹性支承点 A 产生的挠度 y''_{A,R_A} 。再根据支反力和变形与刚度的关系式列出补充方程

$$y_A = y'_{A,m_i,t} + y''_{A,R_A} \quad (3-52)$$

$$R_A = C_A y_A \quad (3-53)$$

解出 R_A 后,即可求出支反力 R_B 和 R_C ,同样可求出各截面的剪力和弯矩。

2. 导弹竖立在发射台上的载荷

竖立在发射台上的导弹,近似于圆柱形的悬臂梁。它的直径粗而且长度较长,很容易因地面风漩涡流引起振动而损坏,所以必须考虑地面风的影响。

(1) 起竖

把导弹起竖到发射台上,必须考虑起竖过程中的载荷。其载荷的大小取决于起竖过程中的横向过载系数 n_y ,而 n_y 又与起竖托架的最大角加速度 $\ddot{\epsilon}$ 的大小有关,如图 3-21 所示。

$$n_{y1} = \cos \epsilon + \frac{\ddot{\epsilon}(x_C - x_1)}{g} \quad (3-54)$$

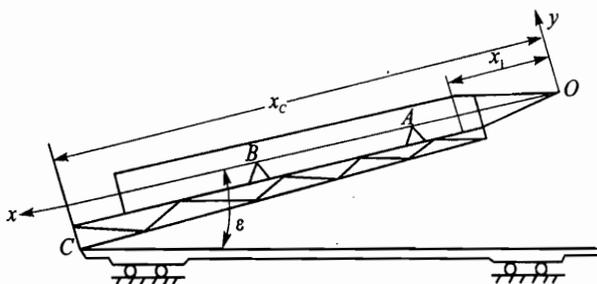


图 3-21 导弹起竖示意图

式中, ϵ ——托架初始倾斜角;

$\ddot{\epsilon}$ ——托架转动的角加速度;

x_c ——托架转轴的坐标。

通常,通过令弹头与弹体连接处的 n_y 等于 2 来反算出据 $\ddot{\epsilon}$,再依 $\ddot{\epsilon}$ 计算各站的 n_y 。

(2) 地面最大风载

当导弹竖起且固定在发射支点上时,支点的数目一般为四个。它受质量力和风载的情况如图 3-22 所示。质量力的最大值是导弹的起飞质量力 $m_1 g$,在没有尾翼时的横向风载为:

$$Z = \frac{1}{2} \cdot C_D \rho v_w^2 A_k \quad (3-55)$$

式中, C_D ——亚声速流绕过圆筒形的导弹阻力系数;

ρ ——当地气温下的空气密度;

A_k ——导弹纵向最大截面面积;

v_w ——风速。

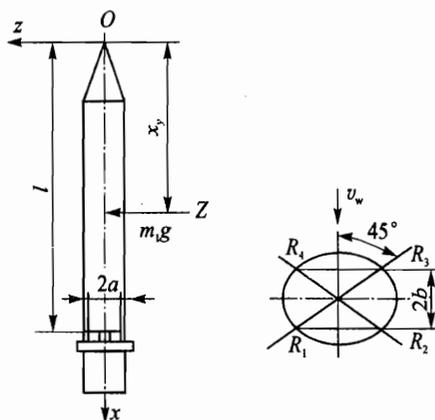


图 3-22 导弹竖立在发射台上的示意图

导弹竖立在发射台上最危险的情况为风向

与两正交的支点平面成 45° 。这时导弹可能被地面风吹倒。引起导弹翻倒的最大风载 Z_{\max} 为:

$$Z_{\max} = \frac{m_1 g a}{\sqrt{2}(l - x_y)} \quad (3-56)$$

式中, a ——导弹纵轴到支点的距离;

l ——导弹的长度;

x_y ——风载的作用点坐标(压心坐标)。

已知最大风载 Z_{\max} 值,由式(3-55)可求出允许的最大风速 $v_{w,\max}$ 。如果发射时地面风速小于这个值,导弹竖立在发射台上时不会被风吹倒。

(3) 风激振动引起的载荷

导弹竖立在发射台上时,可能因风谐振而发生破坏。当风流过导弹时,在其后面将产生涡流。这涡流是由平行交错排列的与旋转方向相反的漩涡组成。此漩涡现象称为冯·卡门涡迹,如图 3-23 所示。

冯·卡门指出,只要一排上漩涡位于另一排两漩涡间的中心位置($L/2$);而且排与排之间距离 h 与在上一排上两漩涡之间的距离 L 有着特殊的关系,即 $k=h/L=0.283$ 时,这并排的漩涡是稳定的。这交错的涡流产生震荡的侧向力,并以垂直于风流动的方向作用在弹体上。

对大型导弹的缩比模型(或全尺寸)进行风洞试验结果表明,在亚临界雷诺数范围内($Re < 3 \times 10^5$),有周期性的可辨别的涡流脉动。这个脉动频率可由无量纲的斯特劳哈尔数公式计算

$$Sr = fD/v_w \quad (3-57)$$

式中, f ——漩涡频率;

D ——弹体直径;

Sr ——斯特劳哈尔数。

风洞试验说明斯特劳哈尔数是雷诺数的函数,其关系如图 3-24 所示。

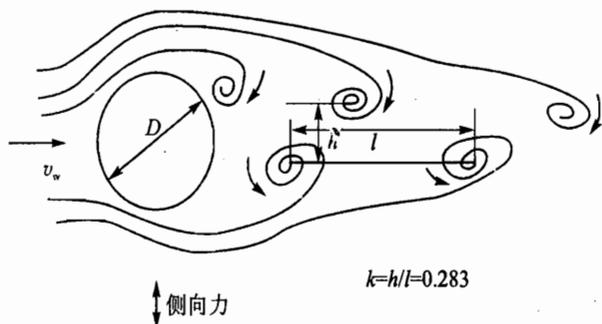


图 3-23 冯·卡门涡迹示意图

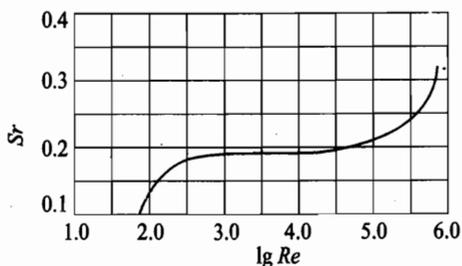


图 3-24 斯特劳哈尔数随雷诺数变化的关系曲线

当圆柱形悬臂梁的固有频率与涡流的频率一致时,圆柱形悬臂梁将承受这些侧向振荡力引起的强迫振动,产生较大振幅的共振。因此,在亚临界雷诺数范围内有一临界风速。在此风速下,圆柱形悬臂梁的侧向振幅将达到最大。

风洞试验表明,在超临界雷诺数时($Re > 3 \times 10^6$),涡流产生的侧向力是非周期性的和不规则的,即随机的,无一定的涡流谐振频率。风的涡流频率处在圆柱形悬臂梁的基本频率时发生共振,振动的方向主要是垂直于风的方向,其次是沿着风的方向。假定当随机输入力作用于导弹上时,该系统基本上是在其自身固有频率下对随机输入力产生响应。如果随机力的功率谱密度在低频时有最大值,那么一阶振型的响应将占优势,系统以它的一阶振型振动。在超临界雷诺数时,这些振动的最大振幅随风速增大而增大。试验还表明,风激振引起的风载对导弹头

部形状非常敏感。利用扰流器以及合理的选择头部形状能降低风载。虽然足够低的风速能在亚临界雷诺数范围内有周期的涡流发生,但对于大直径固体导弹,在低的地面风速下就能达到超临界雷诺数。也就是说,临界设计条件主要考虑超临界雷诺数范围内由风引起的振动。在亚临界雷诺数时共振响应的峰值比在超临界雷诺数范围引起的响应低得多。下面着重讨论导弹在超临界雷诺数范围内的情况,由于是随机的,所以要用统计学的方法进行计算。

3.4.2 空中载荷

1. 空中轴向载荷

导弹在空中运行时,轴向主要受发动机推力 F , 空气阻力 D 和质量力 G_1 。由发动机推力、轴向空气阻力和质量力可计算轴向过载系数为

$$n_x = \frac{F - D}{G_1} \quad (3-58)$$

根据截面前弹体部分的平衡条件求得任意截面的轴向力,则第 i 截面的轴向力 F_i 为

$$F_i = n_x G_{10-i} + D_{0-i} \quad (3-59)$$

式中, D_{0-i} ——作用于导弹第 0 截面到第 i 截面之间的空气阻力, $i=1, 2, \dots, n$ 。

G_{10-i} ——第 i 截面以前导弹的质量力。

在弹道主动段上,由于发动机内压的作用,使得位于发动机前裙截面以上的弹体都处于受压状态,而位于发动机前裙截面以下的弹体都受拉力的作用。

2. 空中横向载荷

导弹在飞行中,作用在导弹横向的外力有法向空气动力、质量力的横向分量和控制力。知道了空气动力载荷的分布情况,即可确定横向载荷。

首先由各设计情况对应飞行时间段的弹道数据: G_0 (导弹质量力)、 v (飞行速度)、 H (高度)、 δ (限制的舵偏角) 以及有关参数,即可求出该情况下的迎角 α 。

$$\alpha = \frac{n_{\max} G_0 - C_{L\delta} \delta q S}{C_{L\alpha} q S + F} \quad (3-60)$$

式中, $C_{L\delta}$ ——舵面升力系数对 δ 的斜率;

$C_{L\alpha}$ ——全弹升力系数对 α 的斜率,可由下式确定:

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha w} + C_{L\alpha r} \frac{S_r}{S} + C_{L\alpha b} \frac{S_b}{S} \quad (3-61)$$

式中, $C_{L\alpha w}$ ——弹翼的升力系数对迎角的斜率;

$C_{L\alpha r}$ ——尾翼的升力系数对迎角的斜率;

$C_{L\alpha b}$ ——弹身的升力系数对迎角的斜率;

S_r ——尾翼总面积;

S ——弹翼总面积;

S_b ——弹身最大截面积。

求出迎角后,就可按下列步骤求出各部件的气动载荷。

(1) 机动段导弹各部分的升力

1) 弹翼上的升力

对于 X 形弹翼,可近似认为上两翼和下两翼升力相同,则整个机翼产生的升力为

$$L_w = \frac{\sqrt{2}}{2} C_{L_w} \alpha q S \quad (3-62)$$

对于十字形弹翼,有一对水平机翼产生升力,则

$$L_w = C_{L_w} \alpha q S \quad (3-63)$$

2) 尾翼上的升力

$$L_r^z = (C_{L_r} \alpha + C_{L_r} \delta) q S_r \quad (3-64)$$

式中, C_{L_r} ——尾翼升力系数对舵偏角的斜率。

3) 弹身上的升力

$$L_b = C_{L_b} \alpha q S_b \quad (3-65)$$

气动载荷沿弹身的分布可按下述方法确定:孤立弹身的气动载荷是因气流流过弹身时在其表面产生的压力或吸力(正、负压力)的结果。压力分布可以看成由 $\alpha=0$ 的压力 p_0 和 $\alpha \neq 0$ 的压力 p_α 叠加而成。

① $\alpha=0$ 时弹身上的压力

对于轴对称的弹身, $\alpha=0$ 时其压力分布也是轴对称的,它的分布规律与头部形状有关。

对类似抛物线形头部的压力分布(如图 3-25 所示)可按下式确定:

$$\bar{p}_0 = \frac{p_0 - p_\infty}{q} = \frac{1.43}{Ma^2} (1.104e^n - 1) \quad (3-66)$$

式中, $n = 1.12 Ma \frac{dy}{dx} - 0.157$;

Ma ——来流的马赫数;

p_∞ ——大气压力。

对于锥形头部其压力为常数(如图 3-26 所示),并可近似的按下式确定:

$$\bar{p}_0 = \frac{p_0 - p_\infty}{q} = \left(0.016 + \frac{0.002}{Ma^2} \right) \beta^{1.7} \quad (3-67)$$

式中, β ——以度为单位表示的半锥角。

② $\alpha \neq 0$ 的弹身压力 p_α 沿轴向的分布

对类似抛物线形头部由 p_α 形成的横向载荷 q_L 分布如图 3-27 所示,可近似的由下式确定:

$$q_L = \frac{6L_h}{l_h} x_r (1 - x_r) \quad (3-68)$$

式中, l_h ——头部长度;

L_h ——头部的横向升力;

x_r ——截面的相对坐标 ($x_r = x/l_h$)。

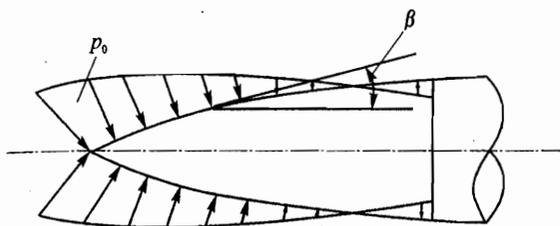


图 3-25 抛物线形头部压力分布

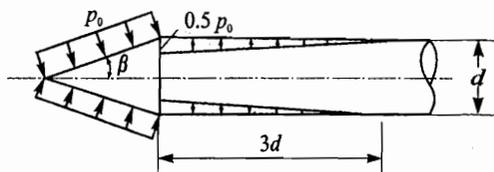


图 3-26 锥形头部的压力分布

对锥形头部, 它的压力 p_0 为常数, 因此 p_0 形成的横向载荷沿头部为线性分布; 由于锥体对圆柱体的影响, 在锥体后的某一段长度上的圆柱段也将产生压力, 其影响区可近似取为 $3d$, 如图 3-28 所示。

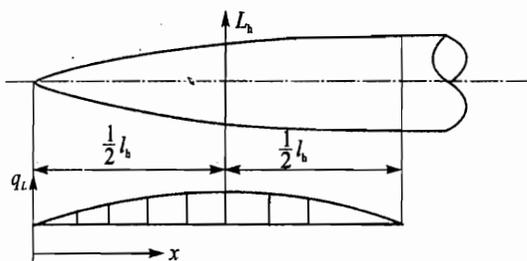


图 3-27 抛物线形头部的弹身压力分布

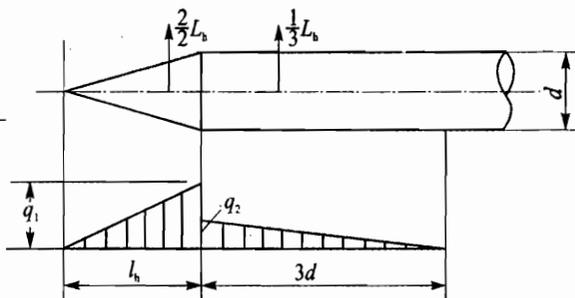


图 3-28 锥形头部的弹身压力 p_0 分布

q_1 、 q_2 的确定: 认为 $\frac{2}{3}L_h$ 作用在头部上, $\frac{1}{3}L_h$ 作用在圆柱段上, 则

$$q_1 = \frac{4}{3} \frac{L_h}{l_h} \quad q_2 = \frac{2}{9} \frac{L_h}{d}$$

式中, d ——弹身直径;

L_h ——头部总载荷。

当 $\alpha \neq 0$ 时, 孤立弹身的横向载荷主要由弹身的头部和尾部产生, 圆柱部分的分布压力一般很小, 可忽略不计。而尾段由于下洗影响迎角会减小, 载荷也不大, 一般也可忽略不计。因此, 弹身由于 $\alpha \neq 0$ 产生的横向载荷可以认为仅仅是由弹身头部的 p_0 产生的。

③ $\alpha \neq 0$ 时气动载荷沿弹身圆周方向的分布

假设气动载荷沿弹身圆周方向近似按余弦规律分布,如图 3-29 所示,则

$$p_a = \frac{q}{\pi r} \cos \varphi \quad (3-69)$$

式中, q ——前面所计算的横向载荷 q_L ;

r ——弹身截面半径;

φ —— p_a 作用点与垂直对称轴之间的角度。

2. 非机动段各部件的气动载荷

非机动段,导弹各部分的载荷类似于机动飞行情况,不同之处在于推力很大且有稳定尾翼。因此,导弹各部分升力应包括稳定尾翼的升力 L_s 。

$$L_s = C_{L_{s0}}(1 - \epsilon_{s0})\alpha q S_s \quad (3-70)$$

式中, ϵ_{s0} ——气流到安定面时的下洗角对迎角的斜率;

$C_{L_{s0}}$ ——安定面升力系数对迎角的斜率;

S_s ——安定面的面积。

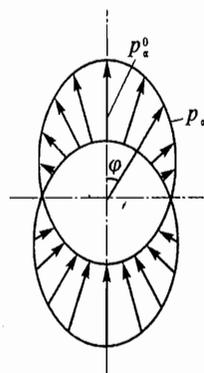


图 3-29 单位长度的周向压力 p_a 分布

3.5 航天器的设计载荷

航天器结构在整个工作寿命期间经历的环境有:地面、空中飞行、太空轨道运行和返回地面等四个阶段。航天器一般均由运载火箭送入太空,因此,在地面到太空轨道运行之间航天器所经历的环境与运载火箭相同,航天器所承载荷可参照运载火箭计算,只是航天器在运载火箭中相对位置的不同会引起设计载荷差别,可根据静力平衡条件求得。另外,航天器还需考虑在轨运行中的温度场和温度交变环境的热载荷、控制系统的不稳定性和火箭分离引起的动载荷。航天飞机和载人飞船还应计算返回阶段和着陆时冲击载荷、气动载荷、热载荷以及承受较大过载等。

以卫星结构为例,在助推器分离前或二级主发动机关机时纵向(x 轴向)过载系数达到 6~7。纵向最大载荷一般为压缩载荷,横向载荷一般较小(小于 1.5)可以任何方向与纵向载荷同时作用于卫星上。卫星主结构在发射和返回阶段受到载荷最严重,不同阶段的载荷源不同,因此,对不同载荷源引起的结构载荷应进行合理的综合。例如,卫星再入大气层时是气动外压、气动抖动和热载荷的组合,并应考虑同时存在的解锁释放载荷和冲击载荷。返回阶段过载系数与返回飞行方式密切相关,也就是说与卫星的外形有关:若采用球形外形,则为弹道式飞行方式,最大过载达到 8~10;若采用球冠倒锥外形,则为半弹道式飞行方式,最大过载为 3~4,载人飞船大多采用此外形。航天飞机为有翼外形,则为滑翔式飞行方式,过载系数只有 1.5~1。其着陆时过载系数与一般飞机相似。

习 题

- 3-1 做出在某个飞行状态(或运行阶段)时飞行器上作用外力示意图并给出过载的定义?
- 3-2 过载系数和安全系数定义是什么? 试叙述其物理意义以及在飞行器结构设计中实际意义? 在结构设计时如何确定过载系数和安全系数?
- 3-3 飞行包线的物理意义是什么? 如何确定飞机、导弹和航天飞机等飞行器的设计情况?
- 3-4 确定飞机以等速直线飞行和在 $v=900$ km/h、曲率半径 $R=2\ 500$ m、 $dv/dt=2.8$ m/s²的轨迹下,在垂直面的最下点 $\theta=0^\circ$ 及 $\theta=20^\circ$ 时,过载系数 n_x 和 n_y 值。
- 3-5 飞机在 $H=1\ 200$ m 处,以速度 $v=580$ km/h 做等速正常盘旋,盘旋半径 $R=650$ m,试求该机的最大盘旋角和盘旋时过载系数 n_y 和水平方向过载系数 n_h 。
- 3-6 写出在不稳定气流中附加过载的表达式并分析翼面参数对过载影响。
- 3-7 导弹或火箭在弹道段和主动飞行段都受到哪些载荷?
- 3-8 导弹水平运输时过载系数如何选取?
- 3-9 在导弹起竖过程中地面风载是如何考虑的?
- 3-10 在导弹飞行过程中如何计算轴向力和法向剪力和弯矩?

第4章 飞行器翼面结构分析与设计

翼面是飞行器最重要的部件之一,是机翼、弹翼、尾翼、前翼及其舵面等的统称。翼面设计的优劣在很大程度上决定了飞行器的整体性能。

结构设计任务是根据总体设计所提供的翼面平面形状、翼型配置,翼身相对位置及翼面内部的部位安排,设计出能够满足战术技术要求或研制合同任务书要求的具体翼面结构。翼面结构有几种典型的结构形式,其他翼面结构都是它们的组合或发展。因此,本章重点介绍这些典型的结构形式,对这些典型结构的受力形式进行传力分析,然后阐述翼面结构及其元件的设计原则与方法。

4.1 翼面的功用与设计要求

1. 翼面的功用

机翼、弹翼的主要功用是产生升力,以平衡飞机或导弹的重力。

翼面的前后缘安装有各种附翼,如后缘布置有横向操纵用的副翼和扰流片等,为提高飞行器的起降或机动性能,前缘和后缘也越来越多地装有各种形式的襟翼及缝翼等增升装置。翼面本身以及安装在翼面上的附翼还为飞行器提供横侧稳定性、操纵性以及增升增阻的效能。

机翼又可作为起落架、发动机等部件的固定基础。现代歼击机和歼击轰炸机往往在机翼下布置多种外挂,如导弹、炸弹、火箭弹、副油箱和电子吊舱等军械和装置。机翼的内部空间常用来收藏主起落架或其部分结构和贮存燃油。特别是旅客机,为了保证旅客安全,很多飞机不把燃油贮存在机身内,而全部贮存在机翼内。为了最大限度地利用机翼容积,同时又减轻质量,现代飞机的机翼油箱大多采用利用机翼结构构成的整体油箱。此外,机翼内常安装有操纵系统和一些小型设备和附件,如图4-1所示。

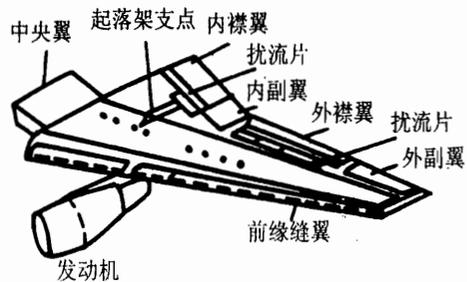


图4-1 机翼布置

2. 翼面结构设计要求

翼面结构设计要求与飞行器结构设计的基本要求是一致的。包括空气动力外形和表面品质要求,结构质量要求,静、动力和热强度要求,气动弹性品质要求,使用寿命要求,维修性要求,工艺性和继承性要求,经济性和成本要求等。但是,由于翼面的功用、载荷以及外形特征等与其他部件差别很大,因此,翼面结构设计的侧重点就会有所不同,具体包括:

(1) 气动要求

翼面是产生升力的主要部件,对于飞行器的飞行性能有很大影响,因此其首要的要求是空气动力方面的要求。翼面除保证升力外,还要求阻力尽量小(少数特殊机动情况除外)。翼面的气动特性主要取决于其外形参数,如展弦比 A 、相对厚度 \bar{c} 、后掠角 χ 和翼型等,这些参数在总体设计时确定;结构设计则应从强度、刚度和表面光滑度等方面来保证翼面气动要求的实现。

(2) 质量要求

在外形、装载和连接情况已定的条件下,质量要求是翼面结构设计的主要要求之一。具体地说,就是在保证结构完整性的前提下,设计出尽可能轻的结构。结构完整性包含了强度、刚度、耐久性与损伤容限等多方面内容。

(3) 刚度要求

随着飞行速度和机动性能的提高,翼面所受载荷在不断增大,高机动性能歼击机和高速飞行导弹的情况尤其如此。由于减少阻力等空气动力的需要,翼面的相对厚度越来越小,再加上后掠角的影响,致使翼面结构的弯曲刚度和扭转刚度越来越难保证,这些均将引起翼面在飞行中变形增加。高速飞行时,很小的变形就可能严重恶化翼面的气动性能;刚度不足还会引起颤振和操纵面(如副翼)反效等严重问题。因此,对于高速飞机和导弹,为满足翼面的气动要求,保证它们具有足够的刚度十分重要。然而也正由于上述原因,要解决好翼面的最小质量要求与强度、刚度要求之间的矛盾将更为困难。同时,这种矛盾的解决推动了翼面结构的受力形式不断发展。

(4) 气动加热要求

一般的亚声速飞行器结构所选用的材料是常用的金属与非金属材料,不必考虑温度对材料性能的影响。但对于高速飞行器,翼面结构将受到气动加热的影响,尤其是翼面前缘,其气动加热问题更为严重。因此,对于以大马赫数速度飞行的飞行器,还需要考虑气动加热对结构强度和刚度的影响。

(5) 使用和维护要求

翼面结构应便于检查、维护和修理。翼面内部通常铺设有一定数量的操纵系统零构件、燃油管路、电气线路和液压管路等,对于这些系统和线路经常需要进行检查调整。当机翼内布置有整体油箱时,必须保证燃油系统(包括油箱密封)工作的高度可靠性。所有要求检查维护的

部位都应该具有良好的可达性,为此必须设置一定数量的开口,设计时要求处理好使用维护与结构质量之间的矛盾。

翼面结构设计的其他要求与一般飞行器结构相同,此处不再重复。

4.2 翼面的载荷与内力

1. 翼面的外载荷

翼面的外载荷有以下三种类型。

(1) 空气动力

空气动力载荷 q_a 是分布载荷,以吸力或压力的形式直接作用在翼面的蒙皮上,形成翼面的升力和阻力,其中升力是翼面最主要的外载荷。飞行器的设计情况不同,翼面上气动载荷的作用情形也不同,其合力的大小、方向和作用点的位置也不相同,并将直接影响翼面的受力情况。

(2) 翼面结构质量力

翼面结构本身的质量力 q_c (包括重力和惯性力)作用在翼面整个容积上,其大小与分布取决于翼面结构质量的分布规律。它的量值比气动载荷小得多。在工程计算中,质量力的分布规律可近似认为与弦长成正比。

(3) 其他部件和外挂物传来的集中载荷

固定在翼面上的部件(发动机和起落架等)、副翼和襟翼等各类附翼,以及内部装载(燃油、设备和武器等)和外挂物(副油箱和武器装备)等,一般都是通过有限的连接点与机翼主体结构相连。因此,不论是起落架传来的地面撞击力或附翼等的气动载荷,还是翼面上各部件、外挂物本身的质量力,都是通过各自的连接接头以集中载荷的形式传给翼面。整体油箱的燃油载荷(包括燃油的质量力和油箱增压载荷等)则为分布载荷。

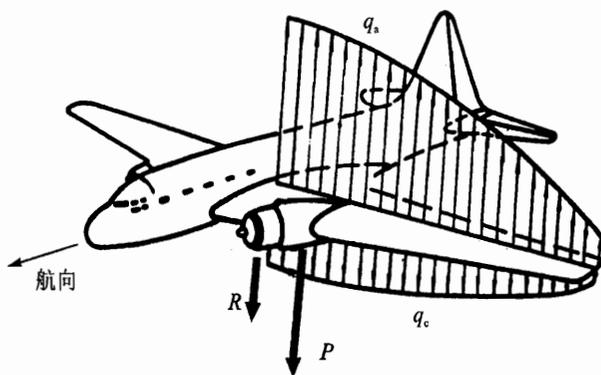
上述三类载荷按分布形式又可分为两种类型。一种是分布载荷,包括气动载荷、翼面结构本身的质量力和燃油载荷,按一定规律分散作用在翼面结构上,是翼面的主要载荷形式;另一种是由各接头传来的其他部件、外挂物的集中载荷(力或力矩)。翼面结构质量力、其他部件和外挂物的质量力,其大小还与载荷系数有关,方向都与升力相反,对翼面结构起卸载作用。

翼面与机身或弹身相连,并相互支持。翼面上的各种载荷由翼面结构经连接接头传向机身或弹身,由机身或弹身提供支持力来平衡,如图 4-2 所示。作为简化受力模型,当翼面分成两半在机身或弹身两侧与其相连时,可把每半个翼面看作支持在机身或弹身上的悬臂梁;若左右翼面连成一个整体,则可把它看作支持在机身或弹身上的双支点外伸梁。这两种情况虽然在支持形式上有所不同,但对外翼结构来说,都可以看作悬臂梁。在载荷作用下,翼面发生弯曲和扭转。在精确计算中,要考虑结构支持的弹性效应,将机身或弹身视为弹性支承。

2. 翼面的内力

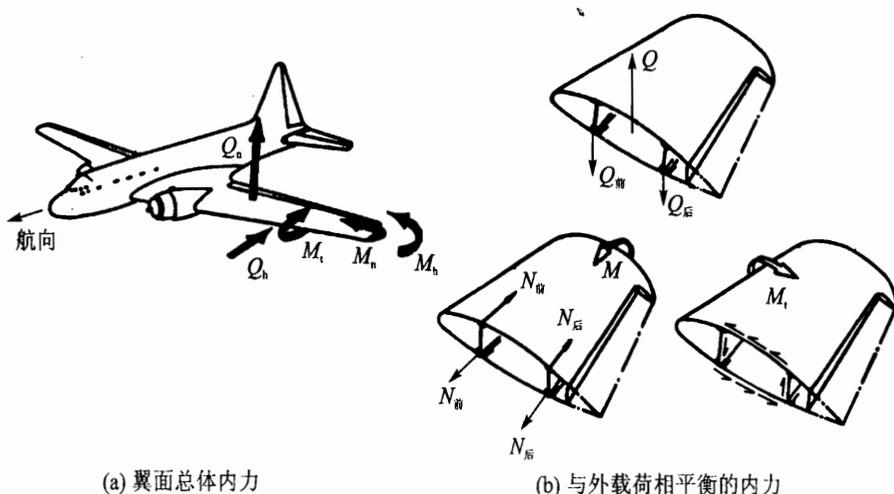
载荷由翼面结构向机身或弹身传递过程中,在翼面结构中会引起相应的内力,包括剪力 Q 、弯矩 M 和扭矩 M_t ,统称为翼面的总体内力,如图 4-3 所示。取翼展方向为 z 轴,与 z 轴垂直的翼弦方向为 x 轴,与 $x-z$ 平面垂直的方向为 y 轴。剪力沿 y 轴和 x 轴的分量分别为垂直剪力 Q_n 和水平剪力 Q_h ,它们相应的弯矩有垂直弯矩

M_n 和水平弯矩 M_h 。由于外载合力作用点一般与翼面结构各剖面的刚心不重合,因而还会引起相对于刚心的扭矩 M_t 。 Q_h 和 M_h 的量值通常较小,且作用在翼面刚度最大的 $x-z$ 平面内;而翼面的升力很大,且作用在刚度最小的方向上,因此, Q_h 和 M_h 引起的正应力和剪应力比 Q_n 和 M_n 引起的要小很多。故在近似分析时,通常忽略 Q_h 和 M_h 的影响,而重点考虑 Q_n 和 M_n 等的作用。为简便起见,略去下标 n 。此时,翼面上剪力、弯矩和扭矩的分布如图 4-4 所示。



q_a —空气动力分布载荷; q_c —翼面结构质量力分布载荷;
 P —发动机或其他部件传来的集中载荷; R —机身支反力

图 4-2 翼面所受的各种外载荷



(a) 翼面总体内力

(b) 与外载荷相平衡的内力

图 4-3 翼面所受的力矩和剪力

翼面任一剖面处的剪力和弯矩可以用积分方法求得(从翼尖向翼根积分):

$$Q = \int_{\frac{l}{2}}^z q dz + \sum P_i \quad (4-1)$$

$$M = \int_{-\frac{l}{2}}^{\frac{l}{2}} Q dz \quad (4-2)$$

式(4-1)中的 $q = q_a - q_c$ 。

分布载荷引起的翼剖面扭矩可按式求得：

$$M_t = \int_{-\frac{l}{2}}^{\frac{l}{2}} m_t dz \quad (4-3)$$

式(4-3)中, $m_t = q_a e + q_c d$, 如图4-5所示。通常直接取刚心轴线为相对轴, 这样可以将翼面弯扭分开, 以便于动力分析。在翼面具体结构设计出来以前, 刚心线的位置尚属未知, 这时可以近似取一根垂直于 x 轴的直线作为相对轴。对相对轴的扭矩虽然不是真正的扭矩, 但在弯扭未曾分开计算的情况下, 求得的正应力和剪应力与弯扭分开计算的结果完全相同。分布载荷引起的扭矩与集中载荷引起的扭矩叠加在一起, 即可得到翼剖面的总扭矩。

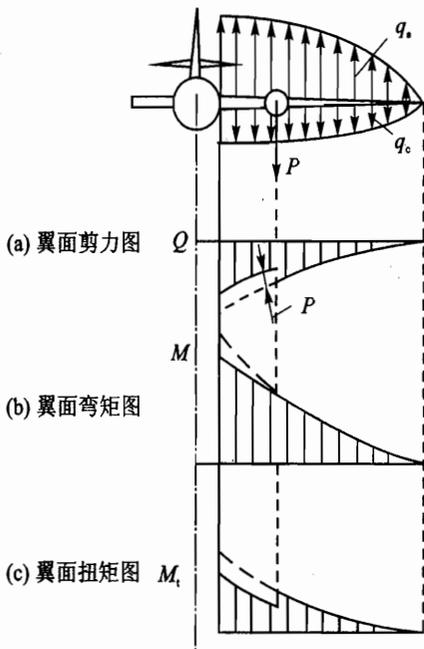


图4-4 翼面 Q 、 M 和 M_t 分布图

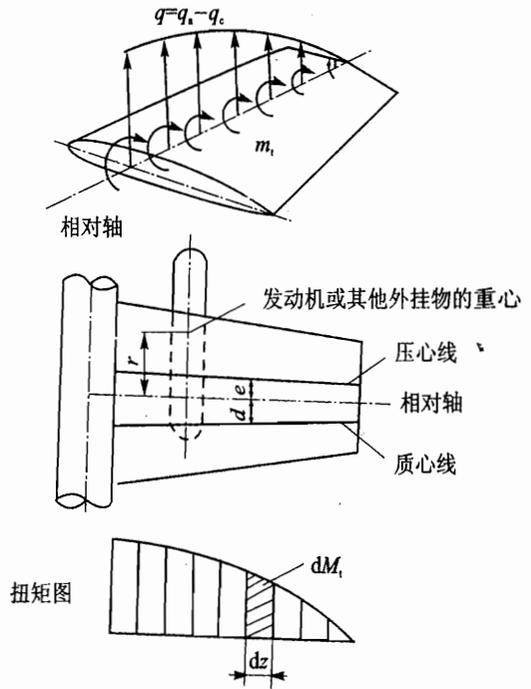


图4-5 翼面扭矩分布计算

4.3 翼面主要受力构件的用途和结构

翼面结构属薄壁型结构形式, 构造上主要分成蒙皮和骨架结构两大部分, 如图4-6所示。骨架结构中, 纵向构件有翼梁、长桁和墙(腹板); 横向构件有普通肋和加强肋。翼面结构在根部与其他翼段相连或与机身(弹身)相连。翼面元件的基本功用是形成和保持翼面外形, 以产

生气动力并承受和传递外载荷。主要用于维持气动外形、只承受局部气动载荷而不参加整个结构受力的元件统称为维形件,如早期低速飞机上的蒙布。主要作用是参与整个结构总体受力,承受剪力、弯矩和扭矩的元件统称为受力件,例如厚蒙皮和翼梁等。

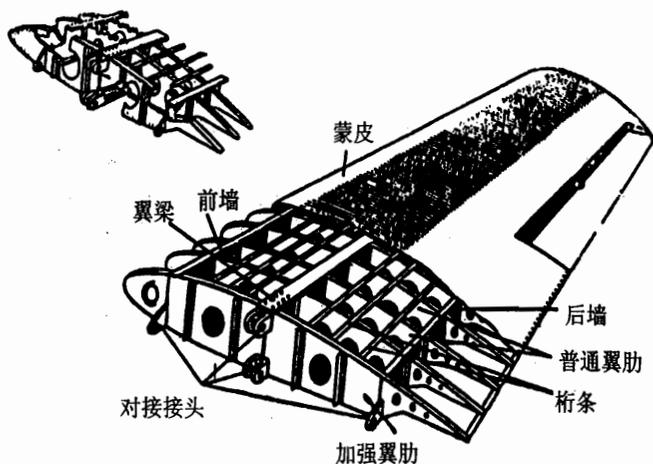


图 4-6 翼面的典型结构构件

1. 蒙皮

蒙皮的直接功用是形成流线形的翼面外形。气动载荷直接作用在蒙皮上。蒙皮受到垂直于其表面的气动载荷的作用,并把它传递到翼面纵向和横向构件上。一般情况下,蒙皮参与翼面总体受力,它和翼梁或墙的腹板组合在一起,形成封闭的盒式薄壁结构承受翼面扭矩;与长桁组合在一起形成壁板,承受翼面弯矩引起的轴向力。

结构上最简单而又被广泛使用的是硬铝蒙皮,对于高超声速的飞行器采用碳纤维复合材料或钢、钛合金制成的蒙皮。蒙皮和桁条组成的壁板有组合式或整体式两种,如图 4-7 所示。某些结构形式(如多墙式翼面)的蒙皮很厚,可从几毫米到十几毫米,常做成整体壁板形式,此时,蒙皮成为最主要、甚至是唯一的承受弯矩的受力元件。整体壁板可以减少连接件数量,提高翼面整体油箱的密封性,在保证足够强度和刚度的条件下,得到质量轻的光滑翼面。

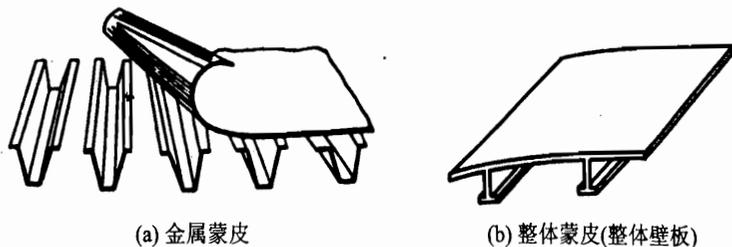
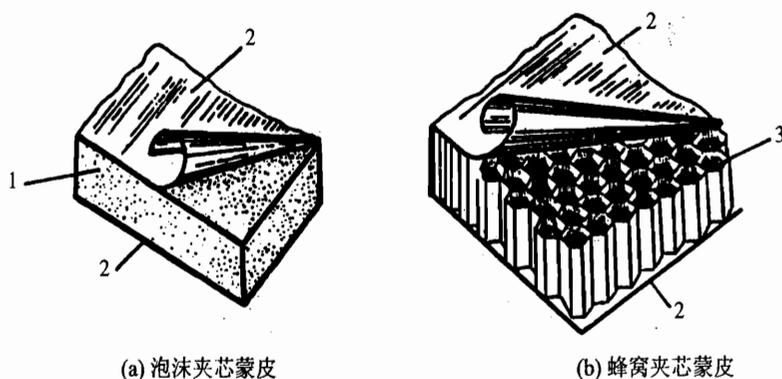


图 4-7 蒙皮

除了整体壁板外,夹层(夹芯)蒙皮也得到了推广应用。夹层蒙皮由两层薄面板与轻质泡沫或蜂窝夹芯组成,如图4-8所示。夹层蒙皮可以减轻翼面结构质量,提高翼面刚度和表面品质(没有铆缝),并具有良好的隔热、隔声、防震、抵抗裂纹及其他损伤扩展的性能。



1—泡沫芯;2—面板;3—蜂窝芯

图4-8 夹芯蒙皮

2. 桁条

桁条(也称长桁)是翼面结构中沿纵向布置的细长杆件。它们通常固定在翼肋上,并与蒙皮连接在一起,对蒙皮起着支撑作用。桁条是纵向骨架中的重要受力构件之一,承受翼面弯矩引起的轴向力和蒙皮上的气动力引起的剪力。这些力的大小取决于翼面结构的形式,并对桁条截面形状和面积起着决定作用。

按截面形状来分,桁条可分为开式和闭式两种类型;按制造方法则可分为板弯型材桁条和挤压型材桁条两种,如图4-9所示。板弯开式型材采用板材制造,容易弯曲,与蒙皮贴合好,得到的翼面光滑,它们容易与蒙皮及其他构件固接。板弯闭式型材(如图4-9(a)中的6和7所示)可提高型材和蒙皮壁板的压缩临界应力。与板弯型材相比,挤压型材的腹板通常比较厚,在其他条件相同情况下,它们的受压临界应力较高,但与蒙皮(特别是弯度较大的蒙皮)难以固接。

3. 翼梁

翼梁由腹板和缘条(或称突缘)组成,如图4-10所示,截面呈工字形或槽形。翼梁是单纯的受力件,缘条承受由弯矩 M 引起的拉压轴力,腹板(通常有加强支柱)承受剪力 Q 以及由扭矩 M_t 引起的剪流。在有的结构形式中,它是翼面主要纵向受力件,承受翼面全部或大部分弯矩。翼梁大多在根部与中翼段或机身(弹身)固接。

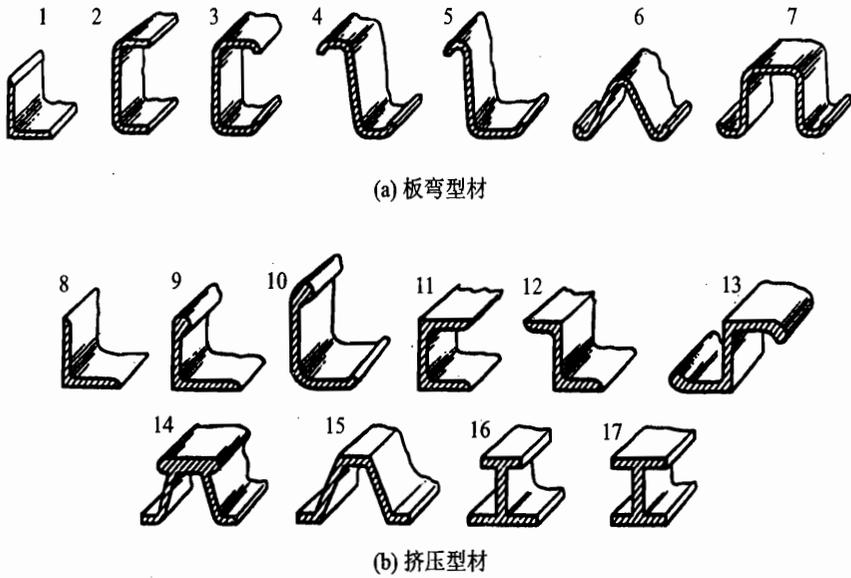
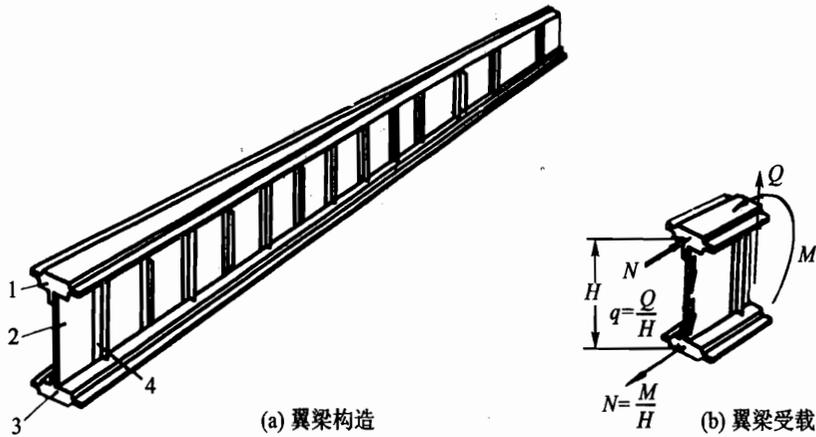


图 4-9 标准型材桁条



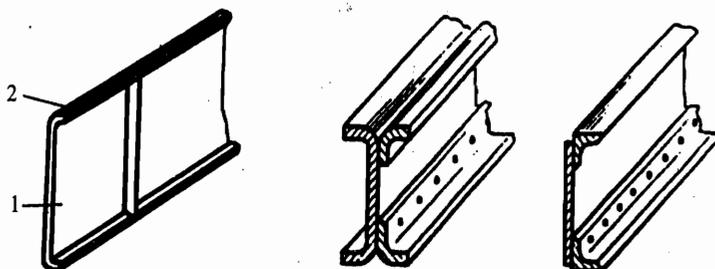
1—上缘条；2—腹板；3—下缘条；4—加强支柱

图 4-10 翼梁

4. 纵 墙

纵墙的构造与翼梁相似，但缘条比梁缘条弱得多，一般与长桁相近，根部与其他结构的连接为铰接。纵墙一般不能承受弯矩，它主要用来承受和传递剪力，并与蒙皮以及其他腹板(如梁腹板)构成闭室，共同承受翼面扭矩引起的剪流。纵墙还起到对蒙皮支持的作用，以提高蒙皮的抗屈曲能力。纵墙腹板上通常没有减重孔。为了提高临界应力，腹板通常用型材支柱加

强。后墙还有封闭翼面内部容积的功能。普遍使用的纵墙结构形式如图 4-11 所示。

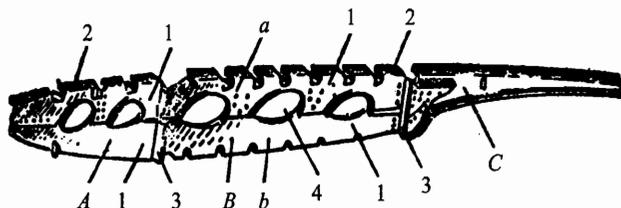


1—腹板;2—弱缘条

图 4-11 纵 墙

5. 翼 肋

普通翼肋(如图 4-12 所示)的主要功用是维持翼剖面的形状,并将蒙皮上的局部气动载荷和桁条上的载荷传递给翼梁和蒙皮。翼肋通常与蒙皮、长桁相连,翼面受气动载荷时,它们以自身平面内的刚度给蒙皮、长桁提供垂直方向的支持。同时,翼肋沿周边支持在蒙皮和梁(或墙)的腹板上,在翼肋受载时,蒙皮、腹板给翼肋提供各自平面内的支承剪流。



1—腹板;2—周缘弯边;3—与腹板连接的弯边;4—减重孔

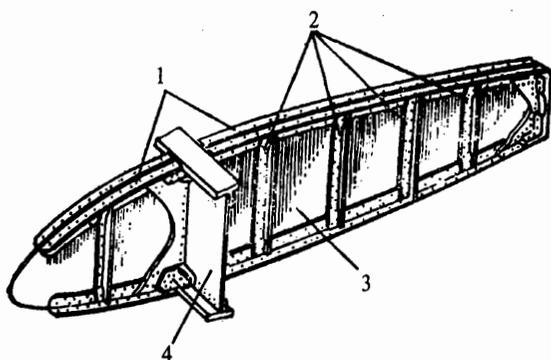
A—前段;B—中段;C—后段; a—上部分; b—下部分

图 4-12 腹板式翼肋

加强翼肋除了起到普通翼肋的作用外,主要用于承受固定在翼面上的部件(起落架、发动机短舱、副翼及翼面其他活动部分)的集中力和力矩,并将它们传递转化为分散力传递给蒙皮、翼梁和纵墙。结构不连续的地方也要布置加强肋,用于重新分配纵向构件轴线转折处壁板和腹板之间的力,或将翼面结合处和大开口边界上的扭矩转换为力偶。

加强肋有很大的横截面积,挤压型材制成的缘条和腹板上不开口,通常腹板还使用支撑角材加强,如图 4-13 所示。由于不切断加强肋缘条,纵向桁条在加强翼肋处不连续,需要重新对接。这种翼肋有时采用锻件制造,也可采用桁架式结构。

翼面一般都是薄壁结构,以上各构件之间大多只能采用分散式连接,如铆连、螺连、点焊、胶接或它们的混合形式,如胶铆等。连接缝间的作用力可视为是分布剪流形式。



1—缘条;2—支柱;3—腹板;4—翼梁

图 4-13 带支柱的腹板式加强翼肋

除了以上这些基本构件外,翼面结构还有翼身连接接头,它是重要受力件。接头的具体形式由翼面结构的受力形式决定。连接接头至少要保证翼面静定地固定于机身(弹身)上,即能提供六个自由度的约束;实际上,该连接一般都是静不定的。

4.4 翼面结构形式

用于承受作用在翼面上的力和力矩的构件总和构成了翼面的主承力系统。翼面的其他构件只是将局部载荷传递到主承力系统的构件上,并与主承力系统一起形成了翼面整体承力系统。所谓翼面结构形式是指结构中主承力系统的组成形式。受力形式不同表示翼面结构总体受力特点不同。翼面结构典型的受力形式有:蒙皮骨架式、整体壁板式和夹层结构。

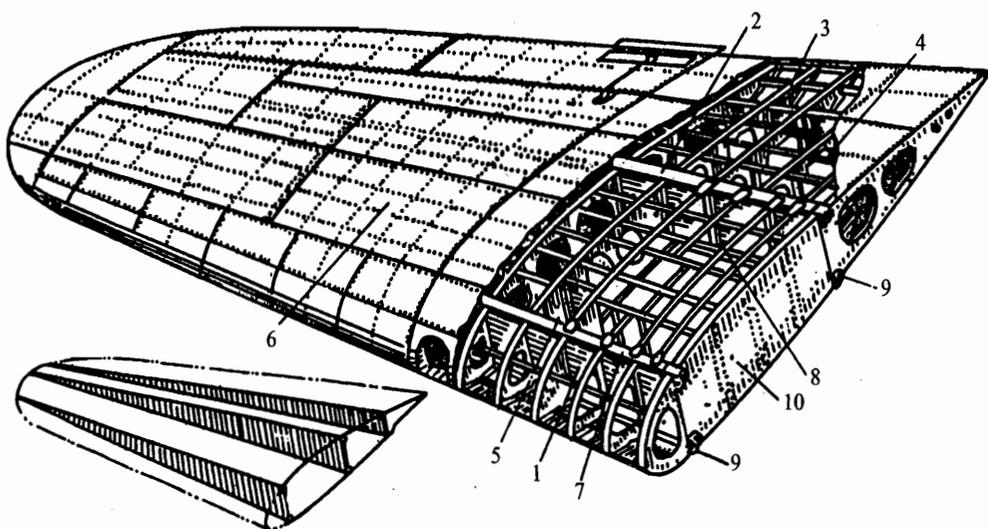
1. 蒙皮骨架式翼面

蒙皮骨架式即薄壁结构形式。随着飞行器飞行速度的增大和翼载荷的提高,为了增大翼面的局部和总体刚度,开始全部采用硬蒙皮,于是出现了薄壁结构形式。起初的薄壁结构翼面,蒙皮很薄,只承担扭矩,不能承受弯矩,称为梁式结构。随后蒙皮不断加厚,支持蒙皮的桁条相应加强,蒙皮不仅承担还参与承弯,并且承弯程度越来越高,以至蒙皮与桁条一起组成的加筋壁板成为主要的承弯构件,结构便发展成单块式形式。蒙皮进一步加厚,取消桁条,由多根纵墙对蒙皮提供支持,蒙皮单独成为承弯元件,结构便发展成为多墙(腹板)式形式。因此,按照抗弯材料的配置,蒙皮骨架式翼面又可分为梁式、单块式和多墙式三种结构形式。

(1) 梁式翼面结构

梁式翼面结构的主要特点是,蒙皮很薄,常用轻质铝合金或碳纤维增强的复合材料制造,纵向翼梁很强,纵向长桁较少且弱,有时在与翼肋相交处断开,梁缘条的截面积比长桁的大得多,可近似地认为翼面弯矩的绝大部分或全部由梁缘条承担。按翼梁的数量可将梁式翼面分为单梁式(如图 4-6 所示)、双梁式(如图 4-14 所示)和多梁(3~5 根梁)式。单梁式翼面的翼

梁通常放在翼剖面最高处,这样可充分利用结构的高度来提高翼梁的弯曲刚度,减小缘条中由弯矩引起的拉压轴力,减轻翼梁质量。这种翼面通常布置1~2根纵墙形成闭室,提高翼面抗扭能力。前后纵墙还可用来固定副翼、襟翼及缝翼。双梁式结构对翼面内部空间的合理利用较有利,两梁之间结构高度较大的部位可用来收藏起落架或布置燃油箱,但梁的高度降低,结构较重。多梁式结构多用于弦长较大的小展弦比机翼。它的安全性较高,可以设计成多通道传力。这种形式的翼面通常不做成一个整体,而是分成左、右两个翼面,然后通过位于梁、墙根部的几个集中接头与机身或弹身连接。



1—前梁;2—后梁;3—后墙;4—桁条;5—普通翼肋;6—蒙皮;7—梁缘条;8—支柱;9—接头;10—加强翼肋

图4-14 双梁翼面

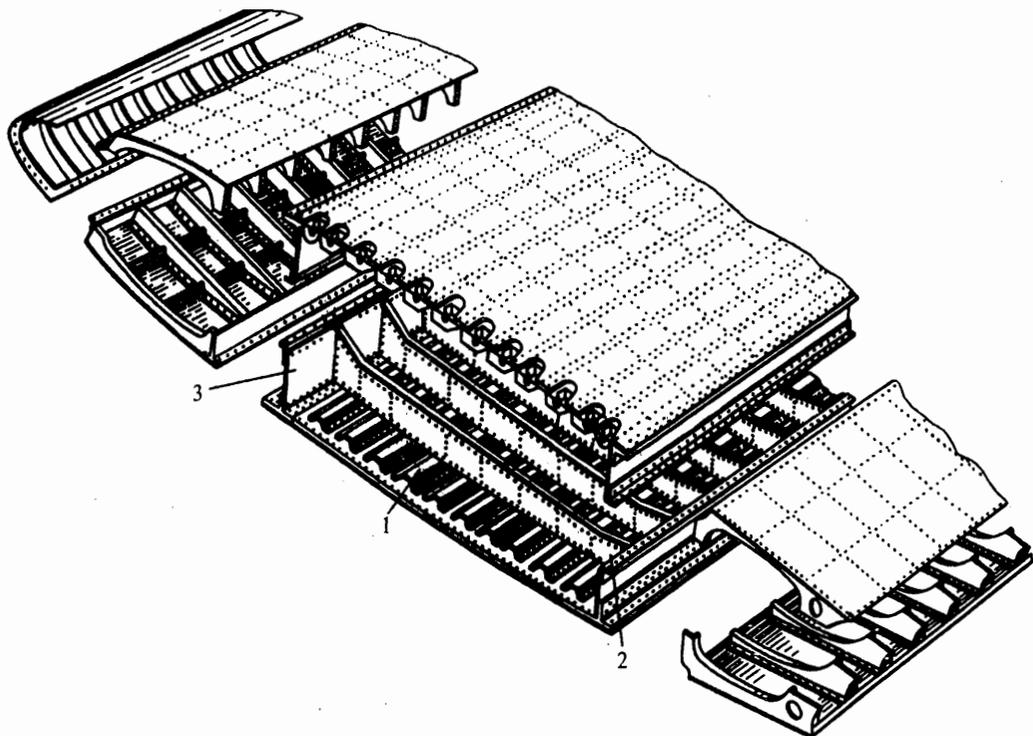
梁式结构的主要优点是结构比较简单;抗弯材料集中在梁缘条上,受压缘条的失稳临界应力接近于材料的极限应力;蒙皮上大开口方便,并对结构承弯能力影响很小。另外,中、外翼或翼身通过翼梁根部的接头连接,对接点少,连接简单。主要缺点是未能发挥蒙皮的承弯作用,蒙皮材料利用不充分;蒙皮失稳后出现的皱屈会影响气流质量,增大飞行阻力,并易导致早期疲劳损坏;与其他承弯材料分散性大的结构形式相比,其生存性能较低。

(2) 单块式翼面结构

单块式翼面结构从构造上看,蒙皮较厚,与长桁、翼梁缘条组成可受轴力的壁板承受绝大部分弯矩;纵向长桁布置较密,长桁截面积与梁的横截面比较接近或略小;梁或墙与蒙皮壁板形成封闭盒段,增强了翼面结构的扭转刚度。

单块式结构的优点:蒙皮在气动载荷作用下变形较小,气流质量高;材料向翼剖面外缘分散,抗弯、抗扭刚度与强度均比较高;安全可靠比梁式结构好。缺点:结构比较复杂;大开口后,需加强周围结构以补偿承弯能力;如果加口盖,需对口盖和口框加强,以保证传力连续。与中翼或机身连接时,接头必须沿周边分布,结合点多,连接复杂。为充分利用单块式结构的受

力特性,左、右翼面最好连成整体贯穿机身。有时为使用、维修方便,可在展向布置设计分离面,分离面处采用沿翼盒周缘分散连接的形式将翼面连成一体,如图4-15所示。整个翼面通过几个集中接头与机身相连。

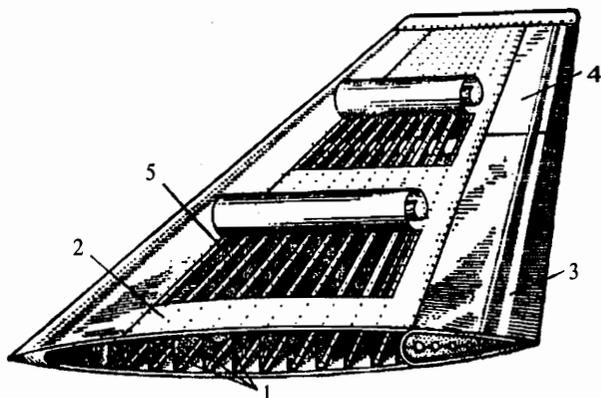


1—长桁;2—翼肋;3—墙或梁的腹板

图4-15 单块式翼面

(3) 多墙式翼面结构

多墙式(或称多腹板式)翼面布置了较多的纵墙(一般多于5个),蒙皮厚(可从几毫米到十几毫米),无长桁。多墙式厚蒙皮结构很好地解决了高速薄翼型翼面的强度和刚度与结构减重之间的矛盾。由于多墙式结构的厚蒙皮和多纵墙足以保持准确的翼面外形,因此可取消普通翼肋,为了满足承受集中力的需要,只在每侧翼面上布置3~5个加强翼肋,如图4-16所示。



1—纵墙;2—蒙皮;3—襟翼;4—副翼;5 纵墙的缘条

图4-16 多墙式机翼

多墙式结构的优点:抗弯材料分散

在翼剖面上下缘,受压上蒙皮通过墙得到受拉下蒙皮的支持,因而能够提高薄翼结构的承载能力与结构效率;翼面局部刚度与总体刚度大;受力高度分散(多墙抗剪、蒙皮分散受弯及多闭室承扭),破损安全特性好,生存性高。缺点:不宜大开口,与机身或弹身连接点多。当左、右翼面连成整体时,翼面与机身(或弹身)的连接与单块式结构类似。但有的与梁式结构类似,分成左右翼面,在机身(或弹身)两侧与之相连。此时往往由多墙式过渡成多梁式,然后通过梁根部的集中对接接头与机身(或弹身)连接,如图4-17所示。多墙式结构多用于高速飞机小展弦比薄机翼上。

2. 整体壁板翼面

为了减小翼面阻力,应采用相对厚度较小的薄翼型;为了提高翼面的承载能力,则须增加蒙皮厚度。若采用蒙皮骨架结构翼面,会给装配工作带来困难,于是出现了由整体件组成的整体结构。整体件是由整块毛坯加工制成的大型受力元件。整体结构是由若干大型整体件,如整体蒙皮壁板、整体梁和整体肋组成的结构。整体壁板翼面由蒙皮与纵向和横向构件合并而成上下两块整体壁板,如图4-18和图4-19所示,然后再通过铆接装配成翼面整体。

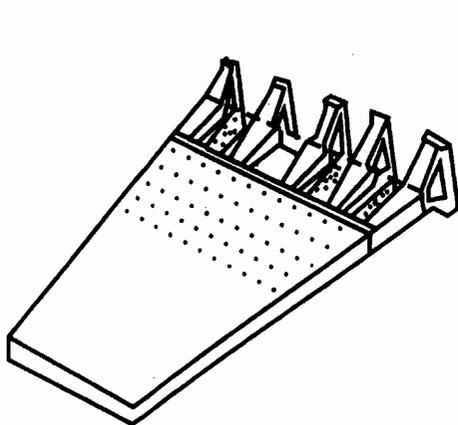
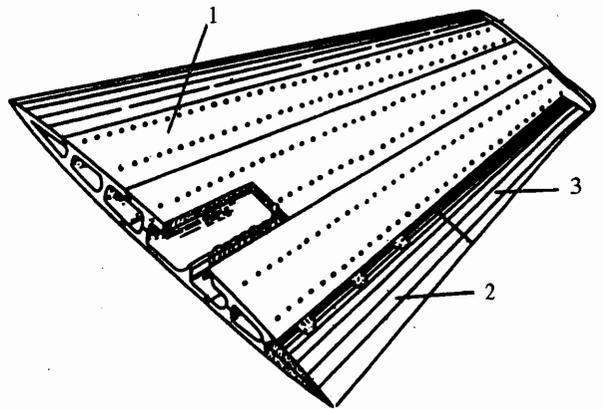
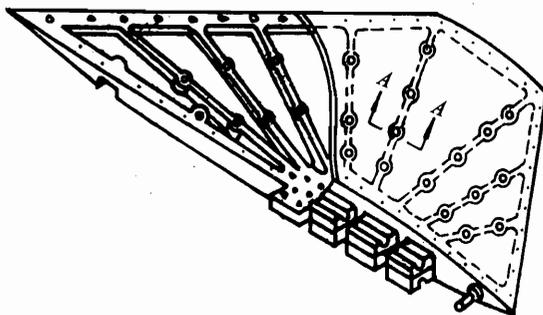


图4-17 F-104 机翼根部构造



1—整体壁板;2—襟翼;3—副翼

图4-18 整体壁板翼面



1—下壁板;2—上壁板;3—铆钉

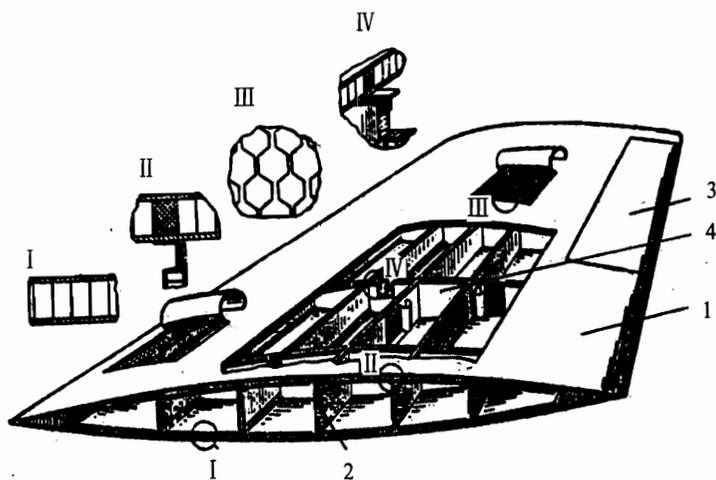
图4-19 辐射式加强筋整体弹翼

整体壁板翼面的特点是:蒙皮容易实现变厚度,蒙皮材料离翼剖面中心远,受力效果好,翼面强度、刚度较大;构造简单,质量轻;铆缝少,表面光滑,气动外形好;零件少,装配协调容易,生产效率高,成本较低。整体壁板结构除了用金属材料制造以外,用复合材料制造更具优势。

3. 夹层结构翼面

这种结构形式采用了夹层板(如图4-8所示)作为主承力元件。夹层板通常由两个薄面板及其中间的夹芯层构成。芯层一般都是轻质材料,如轻质木材和硬泡沫塑料,也可以用金属材料或复合材料制成的波纹板或蜂窝格作为芯层。面板的材料有铝合金、不锈钢、钛合金和各种复合材料。芯层与面板一般用胶粘结在一起,也可用熔焊、焊接连接成整体。目前,应用最多的是铝蜂窝和 Nomex 纸蜂窝夹层结构。

夹层板主要依靠内外面板承受载荷,夹芯对它们起着支持作用。与同样质量的普通板蒙皮相比,夹层蒙皮的优势在于:夹层蒙皮的强度、刚度大,能够承受较大的局部气动力,气动外形好;夹层蒙皮两层面板之间充满着空气或绝热材料,耐热绝热性好,能较好地保护其内部设备。这种结构形式通常构件少,构造简单,装配工作量少,密封好,但制造工艺较复杂,工艺质量不稳定,特别是接头和分段处加工制造更困难,且夹层结构上不宜开口。图4-20所示的翼面,蒙皮和腹板均用夹层板,内部空间用做整体油箱。



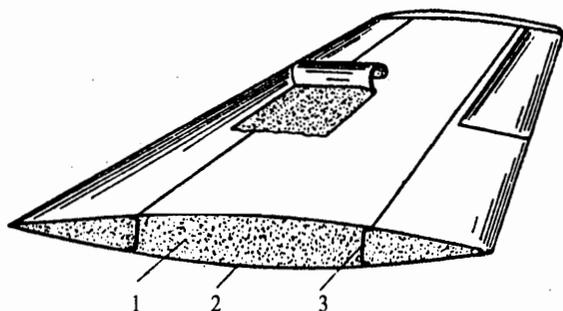
1—蜂窝夹芯蒙皮;2—纵墙;3—副翼;4—翼肋

图4-20 蜂窝夹层翼面

相对厚度很小的翼面,上下夹层蒙皮的内面板过于靠近,以至不能充分发挥承弯作用。因此,考虑做成全厚度夹层或全充填夹层结构,称为夹层盒结构,即上下蒙皮作为面板,内部空间全部填充芯层。如图4-21所示为采用泡沫塑料填充的夹层盒翼面结构。全高度蜂窝结构与多墙结构相似,受拉的下蒙皮支持受压的上蒙皮,可以得到很高的屈服应力。夹层盒翼面靠纵

墙腹板承受垂直剪力。在结构只承受分布载荷,且载荷不大的情况下,全高度蜂窝夹层结构甚至可以不要纵墙,由蜂窝壁直接承剪。

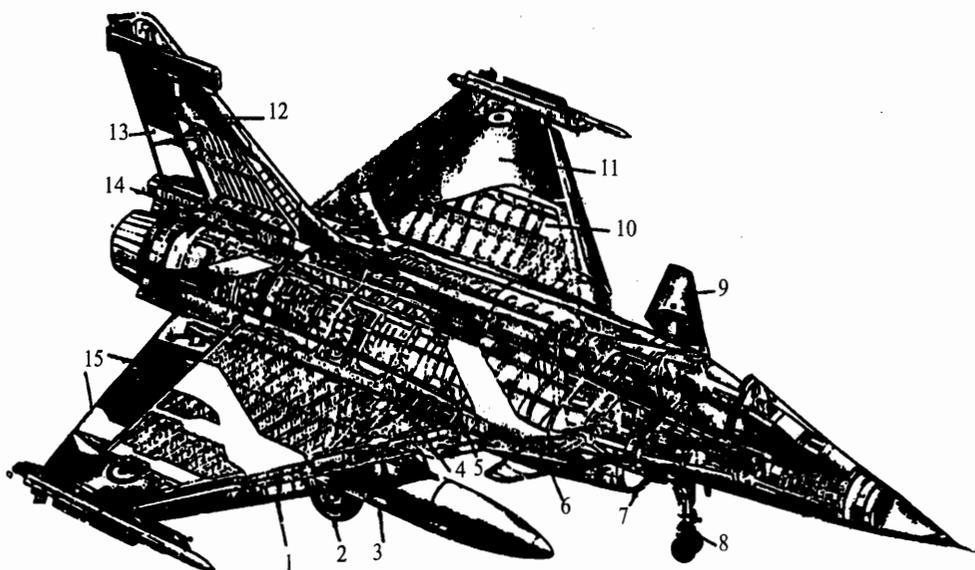
翼面有各种不同的平面形状,如平直翼、后掠翼和三角翼等,分别用于不同速度、不同类型的飞行器上。例如,平直翼主要用于低速飞行器上,后掠翼主要用于高亚声速和超声速飞行器上,三角翼和小展弦比直机(弹)翼用于超声速飞行器上。翼面的平面形状类型不同,所采用的翼面结构形式往往也不相同。即使是同一类型的平面形状,其结构形式也会由于各飞行器具体设计要求的不同而各异。从现代飞行器的翼面结构来看,薄蒙皮梁式结构已很少采用,大型高亚声速的现代运输机和有些超声速战斗机采用多梁单块式翼面结构。而马赫数较大的超声速战斗机很多采用多墙(或多梁)式机翼结构(如图4-22所示);或采用混合式结构形式,例如在根部(高度及内部空间大)要开舱口的部位采用梁式,外端较薄处为增大刚度而采用单块式结构。



1—泡沫夹芯;2—蒙皮;3—纵墙

图4-21 全高度泡沫夹层盒翼面

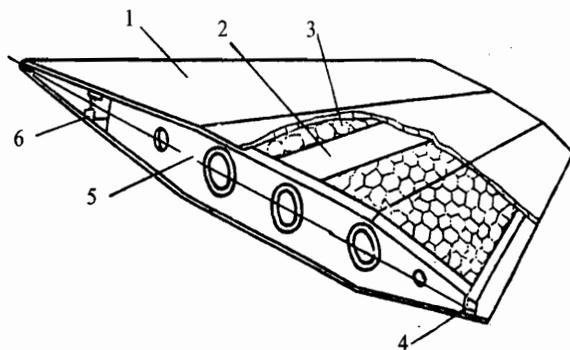
式机翼结构(如图4-22所示);或采用混合式结构形式,例如在根部(高度及内部空间大)要开舱口的部位采用梁式,外端较薄处为增大刚度而采用单块式结构。



1 前缘缝翼;2 主起落架;3 副油箱;4 铝-锂合金翼身连接板;5 翼-身连接主骨架;6 机炮;7 右侧进气口;8 前起落架;9 前鸭翼(复合材料夹层结构);10 机翼多梁结构,整体油箱;11 机翼碳纤维复合材料蒙皮;12 垂直安定面碳纤维蒙皮;13 方向舵(复合材料结构);14 垂直安定面铝-锂合金附件接头;15 内、外侧升降副翼(全高度蜂窝夹层结构)

图4-22 法国“阵风”单座战斗机

当前整体壁板式和夹层结构翼面在飞机和导弹上得到了越来越广泛的应用。例如,我国的J-8飞机垂直尾翼和机翼油箱部位采用了整体壁板结构,美国U-2侦察机机翼采用了夹层板结构,美国靶机“火蜂I”的机翼和F-5的水平尾翼采用了夹层盒结构。如图4-23所示为梁式蜂窝夹层盒弹翼结构。



1—面板;2—翼梁;3—蜂窝夹芯;4—后墙;5—根肋;6—前墙

图4-23 梁式蜂窝夹层盒结构弹翼

4.5 典型翼面结构的传力分析

4.5.1 传力分析的一般原理

1. 传力分析基本概念

气动力、质量力和发动机推力等外载荷分别作用在飞行器的不同部位上,作用在某一部件上的载荷要传向另一部件取得平衡,这样就引起了传力问题。传力分析就是对结构的各种外载荷通过各元件逐步向结构支持基础传递的过程进行分析,了解各主要元件的受力情况及其传力特点。传力分析有助于深入了解结构受力的物理本质,并弄清每个主要受力元件在结构中的作用和地位。传力概念是建立在作用力与反作用力的基础上。载荷在结构中的传递过程,实际上就是作用力和反作用力这一对力相互依存、相互转化的过程。

翼面结构一般都是高度静不定的复杂结构,在结构分析、设计计算或强度校核时均需进行必要的简化,只是各阶段工作对计算值的精确度要求不同,所取的简化模型和简化程度有所不同。传力分析主要是以工程梁理论为基础,基于力的平衡和按刚度分配原则,将结构分成各单独受力元件,对结构的传力规律进行定性和定量相结合的分析工作。通过传力分析可以较好地研究翼面的传力规律和参与承受翼面总体力的主要结构的受力特点。这对于建立正确的翼面结构有限元模型,进而得到准确的工作应力是至关重要的,也是进行结构传力设计的基础。

翼面传力设计时,应考虑的基本准则是结构的工作应力不超过许用应力。因此,在翼面传力设计时,除了利用传力分析得到的工作应力外,还必须分析结构的承载能力,即确定结构的许用应力。受压面许用应力通过稳定性分析得到,受拉面许用应力通过疲劳断裂分析得到。

2. 薄壁结构元件的受力特点

飞行器机体结构及其典型构件大多是薄壁结构,即由最基本的板、杆元件连接组合而成。设计中应根据薄壁构件的最佳受力特性进行恰当组合,使它们各自分担最符合自身受力特性的载荷,才能使所设计的结构质量轻、刚度大。构件的受力特性是指它在各方向(平面)上的承载与变形能力。显然,在构件最佳受载方向上作用载荷,构件的内力与变形都会比较小,这样结构效率就比较高。在传力分析时,可按各自的受力特性合理简化各构件与元件,如梁的缘条可简化为杆,而忽略其自身的承弯能力,这样既可使分析工作大大简化,又不致引起太大的误差。

(1) 板

薄板可以承受垂直于板平面(横向)的分布载荷,如气动载荷、增压舱的压力载荷、燃油舱燃油质量载荷和气压载荷等。如果弯曲变形太大,则应增加板厚或缩小加强条间距。薄板适宜承受板平面内的分布载荷,包括剪流和拉压正应力,如例图 4-24(a)和(b)所示。其抗拉能力最强,抗剪次之,抗压能力最弱。薄板不适宜承受集中力。由于薄板容易撕裂,要传递板平面内的集中力就必须附加一构件,将集中力扩散成分布剪流,如图 4-24(c)所示。对于横向集中载荷,薄板则根本不能承受。纵墙、翼梁和翼肋的腹板常简化为薄板。厚板可以承受横向分布载荷、板平面内的分布载荷(拉、压正应力及剪流)和各方向的集中力。如果仅仅为了承受集中力而采用厚板,在减轻质量上是不利的。

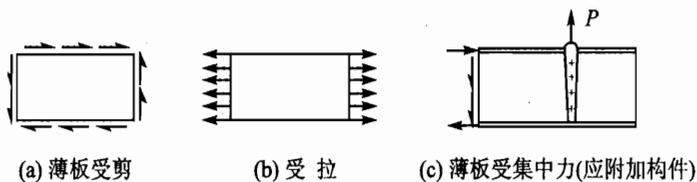


图 4-24 薄板受载情况

(2) 杆

细长的薄壁杆只能承受和传递沿杆轴线方向的集中力和分布力。杆本身受拉能力强,受压易发生局部或总体失稳,承弯能力极低。长桁、翼梁缘条属此类元件。

(3) 平面板杆结构

该结构兼具板和杆的特点,适宜承受横向分布载荷和板杆平面内的载荷。可沿板杆结构中的任何杆件加沿杆轴线方向的力,或在两根不同方向的杆的交点上加其平面内任意方向的集中力。由于杆不能承受横向载荷,平面板杆结构中的杆、板之间只能传递剪流,而不能传递

拉伸正应力,如图4-25所示。

但当板杆结构为三角形时不能只受剪力,因为如果三角形薄板周边承受纯剪流的话,那么此时对板的任一顶点取力矩均不能满足平衡要求,如图4-26所示。飞行器结构中最常见的平板杆结构是长桁加强的蒙皮壁板(如图4-27所示)。这种结构能够承受横向分布载荷和面内拉伸、压缩和剪切载荷。

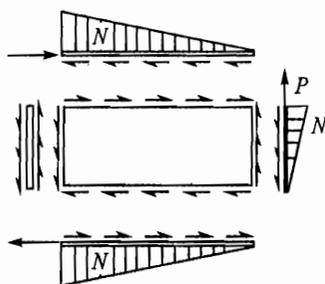


图4-25 平板杆结构的受载与内力

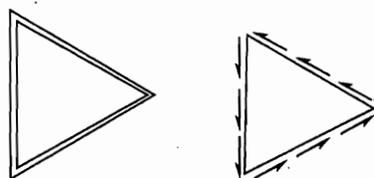


图4-26 三角形板杆结构中的板不能受纯剪流

(4) 平面梁

平面梁可以是组合梁,也可以是整体梁,适宜承受梁平面内的载荷。图4-28所示为一由腹板和上、下缘条组成的组合梁,可近似认为它的腹板只受剪切力,缘条作为杆元受轴向力。上、下两缘条分别受拉和受压,承受梁平面内的弯矩。

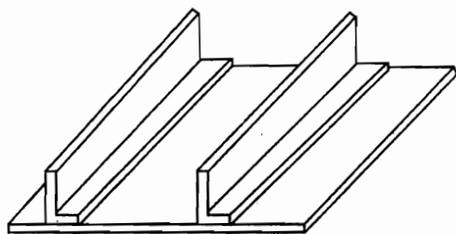


图4-27 蒙皮、长桁组成的壁板结构

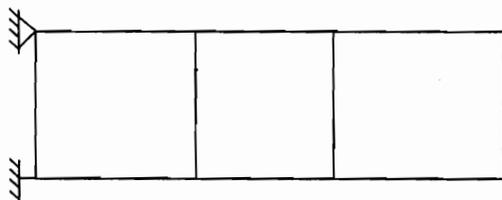


图4-28 平面梁

(5) 空间薄壁盒式梁

该结构可看成是平板杆结构在空间上的组合,分为单闭室(如图4-29(a)所示)或多闭室(如图4-29(b)所示)结构形式,它们通常可承受任意方向上的载荷。多闭室为静不定结构。翼面结构都可简化成空间薄壁盒式梁。

3. 传力分析方法

① 弄清结构所受的载荷最后应传向何处。通常分析翼面时,以机身或弹身为支持基础;分析机身或弹身时,以翼面为支持基础。分析过程中,除了解结构中各构件能否承受某种载荷外,还必须考察结构中各构件的连接能否传递该种载荷,即某个力能否传到某构件上(传入);

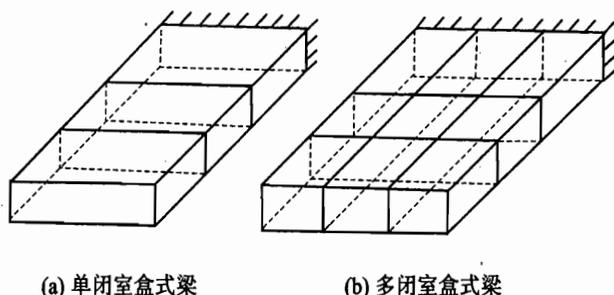
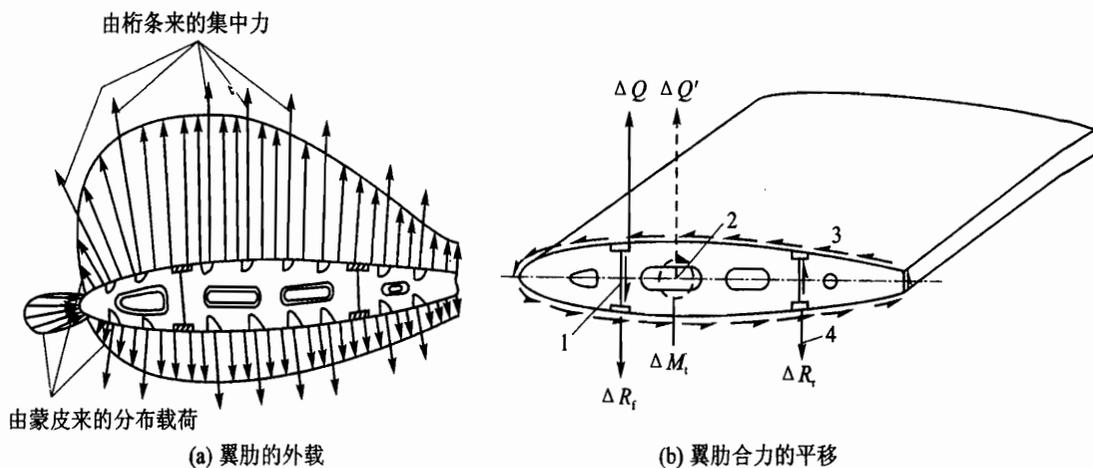


图 4-29 空间薄壁盒式梁结构

又是否能从该构件传到另外一些构件上(传出);最后能否传到支持该结构的基础上(传至基础)。三个条件缺一不可。

② 分清结构主要和次要的受力元件,以及主要和次要的受力部分。首先着重研究在总体受力中占主导地位的受力部分和元件的受力和传力作用,略去次要元件和次要结构部分。例如,图 4-30 所示的双梁式直机翼,若前、后缘闭室仅占整个盒段扭转刚度的 10% 以下,即可略去,使其简化为只有两根梁之间的单闭室翼盒结构承受机翼的总内力。这样,既降低了结构的静不定数,又抓住了结构传力的主要部分。



1—梁腹板;2—肋剖面刚心;3—剪流;4—支反剪力

图 4-30 翼肋的承载

③ 弄清各主要元件的连接关系与连接方式,以便正确地确定支持形式和传力方式。将集中连接简化为铰支或固支,将分散的铆接简化为连续连接。这种简化使传力分析在一个理想的结构模型中进行。但在安全寿命、损伤容限等分析工作中,这种简化是不合理的,它忽略了结构连接的细节效应,而这种效应往往是导致结构失效的危险因素。

④ 从结构的外载荷作用处开始,依次取出各个构件部分或元件为分离体,按它们各自的

受力特性合理简化成典型的受力构件——如盒式梁、平面梁、板和杆等，并根据与该部分结构相连的其他构件的受力特性及它们之间的连接关系，由静力平衡条件，确定出各级分离体上的“外载”（作用力）和支承力。这样才能反映出正确的传力路线，同时还可知各构件的传力功用和大致的内力分布。

⑤ 分析传力必须具备刚度概念。刚度是指元件（构件）在载荷作用下抵抗变形的能力，即元件产生单位变形所需的外载值，包括拉伸刚度、剪切刚度、弯曲刚度以及扭转刚度。对静不定系统，除静力平衡方程外，还必须同时根据变形协调条件才能求出各元件的内力，即力的分配与各元件本身的刚度和支承条件有关。刚度大分配到的载荷大；刚性支持分配到的载荷大，弹性支持分配到的载荷小。静不定系统各元件的传力情况还与其传力路线长短有关，传力路线短的元件传递走的力多。

下面通过实例来说明刚度分配法的具体应用。图4-31(a)中两杆并排在一起受拉，杆的拉伸刚度定义为 $K=ES/l$ ，则两杆分担的拉力可直接按其拉伸刚度比进行分配。

$$P_1 = \frac{K_1}{K_1 + K_2} P \quad (4-4)$$

$$P_2 = \frac{K_2}{K_1 + K_2} P \quad (4-5)$$

其中， K_1 、 K_2 ——分别为杆1和杆2的拉伸刚度；

E ——材料的杨氏弹性模量；

S ——杆的截面积；

l ——杆的长度。

与此类同，根据翼面构造情况，一般可以认为对于中等以上展弦比的翼面，除根部、开口区以及集中力作用处等局部区域外，平剖面假设基本成立。现取 P 为广义力，则在各种受载形式下，静不定结构中各元件分担的载荷均可按下式计算：

$$P_i = \left[\frac{K_i}{\sum K_i} \right] P \quad (4-6)$$

式中， K ——与广义力 P 相对应的刚度，可分别按下式计算：

当几根梁同时受弯时，如图4-31(b)所示，有

$$K = \frac{EI}{l} \quad (4-7)$$

当几根梁受横向剪力而承弯时，如图4-31(c)所示，有

$$K = \frac{2EI}{l^2} \quad (4-8)$$

当双闭室盒式梁翼面受扭时，如图4-31(d)所示，有

$$K = \frac{GJ_P}{l} \quad (4-9)$$

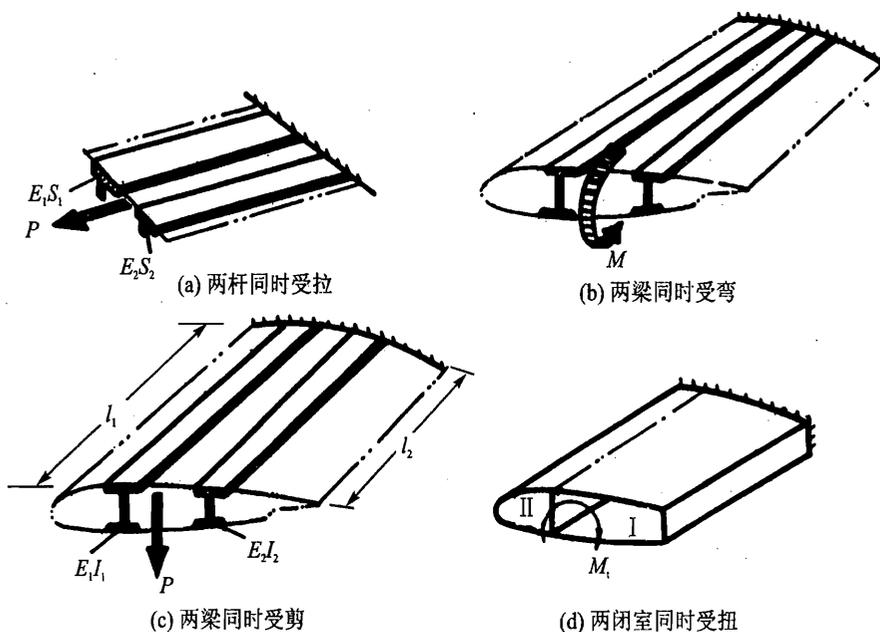


图 4-31 不同受载情况下的刚度分配

式中, I ——剖面惯性矩;

J_P ——扭转剖面系数, $J_P = \Omega^2 / \oint \frac{ds}{\delta}$, Ω 为 2 倍闭室面积, δ 为闭室的壁厚, s 为闭室的周长;

G ——材料的剪切弹性模量。

4.5.2 翼面典型结构形式传力分析

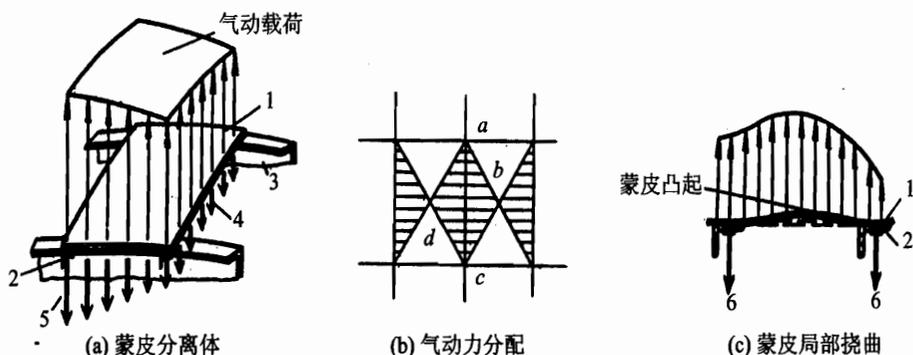
1. 梁式翼面传力分析

这里重点以双梁式平直机翼(如图 4-14 所示)为例,详细分析载荷在翼面结构中的传递过程。

(1) 气动载荷的传递

1) 蒙皮把气动载荷分别传给长桁和翼肋

作用在蒙皮上的气动吸力或压力是垂直于蒙皮中面的横向载荷。现取出相邻两长桁和两普通翼肋之间的一小块蒙皮作为分离体来进行分析,如图 4-32(a)所示。蒙皮一般通过铆钉以分散连接形式与长桁、翼肋相连,因此,可把这块蒙皮看成四边支承在长桁和翼肋上的矩形薄板,常称为屏格。若屏格四边用单排铆钉连接,则可看成四边铰支;若用双排铆钉连接,则可看成四边半固支或固支。



1—蒙皮；2—长桁；3—翼肋；4—长桁的支反力；5—翼肋的支反力；6—铆钉的支反力

图 4-32 机翼蒙皮受载与传力

当蒙皮受到气动吸力时，蒙皮发生局部挠曲而向外鼓起，如图 4-32(c)所示，长桁和翼肋将通过铆钉受拉对蒙皮提供支反力，使蒙皮处于平衡状态。若气动力为压力时，蒙皮发生凹陷变形，蒙皮将直接压在长桁和翼肋上，此时铆钉不受力。根据作用力与反作用力相互关系原理，蒙皮把外载传给了长桁和翼肋。气动力在长桁和翼肋上的分配可近似认为按图 4-32(b)所示的方式进行，即当蒙皮屏格长宽相差不很悬殊的情况下，可按对角线划分出来的区域分配载荷，如长桁 $a-c$ 受相邻两个屏格上传来的阴影面积 $abcd$ 上的气动载荷。

当蒙皮很薄且曲率较大时(如前缘蒙皮)，蒙皮本身主要以软板形式受力，即蒙皮主要受链应力(沿蒙皮厚度均匀分布的正应力)。但当蒙皮曲度不大(如中段主翼盒区)且较厚时，则蒙皮内主要为垂直于蒙皮的横向力引起的弯曲应力。

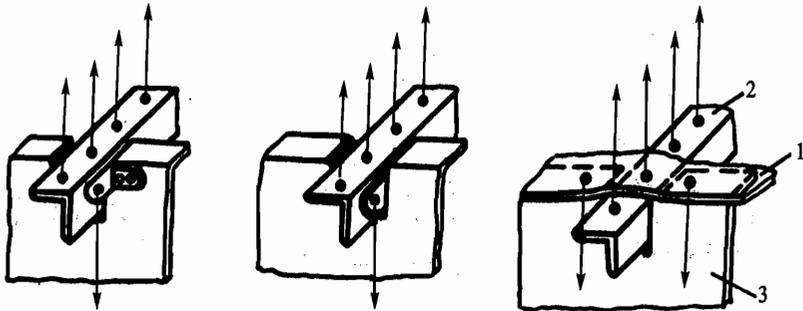
2) 长桁把所承担的气动载荷传给翼肋

长桁与翼肋直接用角片(或间接通过蒙皮)相连，如图 4-33 所示。翼肋通过腹板连接到两根梁上，然后通过梁根部的接头与支持基础连接，因此翼肋向长桁提供支持。此时长桁可看作支持在翼肋上的多支点连续梁(如图 4-34 所示)，作用在长桁上的分布载荷由翼肋提供支反力来平衡，这样长桁上的载荷传给了翼肋。至此，作用在蒙皮上的气动载荷全部传给了翼肋，其中一部分直接传给翼肋，另一部分通过桁条间接传给翼肋。

3) 翼肋将载荷传给翼梁腹板和蒙皮

翼肋分普通肋与加强肋。加强肋除与普通肋的作用相同外，更主要用于传递集中载荷。这里只分析气动载荷的传递情况。翼肋的受载特性与梁相同，但一般的梁通常具有集中的刚性支持点(铰接和固接)，而翼肋却是分散的弹性支持。

翼肋的外载有蒙皮直接传来的部分初始气动载荷(分布载荷)和由长桁传来的气动载荷(小集中力)，如图 4-30(a)所示。在对翼肋进行平衡分析时，可把所有的外载合并成一个作用在翼剖面压力中心线上的合力 ΔQ ，并近似认为它垂直于翼弦线，如图 4-30(b)所示。作用在翼肋上的支反力须根据翼肋和周围元件的连接情况来定。从实际构造看，双梁式翼面中翼



1—蒙皮;2—长桁;3—翼肋

图 4-33 长桁与翼肋的连接形式

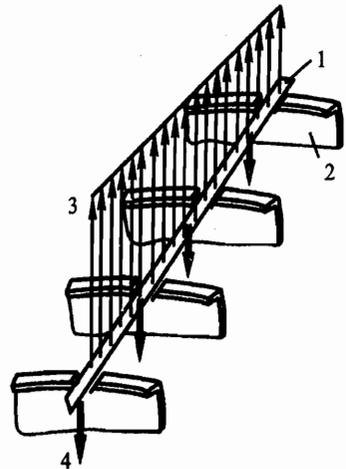
肋与两梁的腹板相连,并且周缘还与蒙皮相连,故可认为翼肋是支持在一个由翼梁和蒙皮组成的空间盒式梁上。

当翼肋受 ΔQ 作用时,一般气动压心(ΔQ 的作用点)不通过结构剖面的刚心。为分析方便,将 ΔQ 平移至肋剖面的刚心上,使原 ΔQ 的作用等效为作用在刚心处大小相等方向相同的力 $\Delta Q'$ 和一个绕刚心的力矩 ΔM_t 。 $\Delta Q'$ 有使翼肋发生上下平移的趋势,从而使翼盒产生弯曲变形;力矩 ΔM_t 将使翼肋有绕刚心转动的趋势,从而使翼盒产生扭转变形。

翼梁腹板和蒙皮都是薄壁元件,虽然它们在其自身平面的垂直方向刚度很差,但在自身平面内刚度却很大,可以提供足够的支反剪力。因此,当翼肋受到作用在刚心上的垂直载荷 ΔQ 时,由两翼梁腹板向它提供支反剪力来平衡;而力矩 ΔM_t 则由腹板和蒙皮组成的闭室提供一圈闭合的支反剪流来平衡。至此,翼肋上的外载以 ΔQ 和 ΔM_t 的形式传给了翼梁腹板和组成翼盒的各个元件。

从以上分析可知,翼肋和蒙皮之间存在着相互支持相互传力的关系。当蒙皮受到气动载荷时,因为它在垂直于板平面的方向很容易变形,所以需要依靠翼肋和长桁的支持;而当翼肋受到肋平面内的 ΔM_t 时,由于蒙皮在其面内刚性很大,所以又对翼肋提供了支持。

翼肋上的外载荷由梁腹板内的支反剪力和蒙皮内的支反剪流来平衡,而在其自身平面内发生弯曲,并引起剪力和弯矩等内力。因此,翼肋一般都做成适合抗弯的腹板梁形式,腹板用来承剪,上下缘条用来承弯,并与蒙皮连接。图 4-35 给出了双梁式翼盒上普通翼肋的力平衡图及内力(剪力和弯矩)图。



1—长桁;2—翼肋;3—蒙皮传来的载荷;
4—翼肋的支反力

图 4-34 长桁受载与传力

作用在刚心上的载荷使机翼只弯不扭,翼肋只是上下平移。据此可以近似确定 ΔQ 在前、后梁中的分配,即按梁剖面的弯曲刚度 EI 在前后梁中进行正比分配。设前梁分担的剪力为 ΔQ_1 ,后梁的剪力为 ΔQ_2 ,则

$$\Delta Q_1 = \frac{E_1 I_1}{E_1 I_1 + E_2 I_2} \Delta Q$$

$$\Delta Q_2 = \frac{E_2 I_2}{E_1 I_1 + E_2 I_2} \Delta Q$$

两梁腹板上的剪流分别为

$$\Delta q_1 = \frac{\Delta Q_1}{H_1}, \quad \Delta q_2 = \frac{\Delta Q_2}{H_2}$$

式中, H_1 和 H_2 分别为前、后梁腹板的高度。

以上是将翼肋看作整肋进行分析的。有时实际结构并非如此,如图 4-36(a)所示的翼肋是由前、中、后三段(即前缘肋、中肋和后缘肋)组成,且不在同一平面内,下面分别对其进行传力分析。

前缘肋:如图 4-36 所示,前缘肋垂直于前梁平面,与中肋不在同一平面内。它支持在前梁、中肋和蒙皮上。它的载荷是由蒙皮传来的气动载荷。该载荷使前缘肋受弯和受剪,如图 4-36(b)所示。前梁和蒙皮通过铆钉受剪提供支反力使其平衡。前缘肋传给前梁的弯矩 M 使前梁受扭。由于开剖面梁的抗扭能力很弱,以及有中肋的支持, M 将分两路传递: M_1 传给中肋, M_2 传给前梁(如图 4-36(c)所示)。这里假定前缘肋相对于中肋有弯折。如无弯折,则 M 均由中肋承受。

后缘肋:它垂直于后梁平面,与中肋在同一平面内。外载荷将使后缘肋受弯、受剪。当这些力传到后梁处,因为开剖面的翼梁承担能力很弱,所以弯矩全部传给中肋,剪力则传给后梁腹板。

中肋:中肋一般比前后缘肋段强一些。它的作用力包括蒙皮和桁条传来的力以及前、后缘肋传来的弯矩,如图 4-36(d)所示。这些外力也可以合成为作用在刚心上的剪力 ΔQ 和弯矩 ΔM 。为了平衡这两个力,两个梁的腹板需要提供平衡剪力 ΔQ 的支反剪力,蒙皮与两梁腹板通过周缘铆钉受剪提供平衡 ΔM 的支反剪流,因此载荷传给了梁和蒙皮。

4) 翼梁将翼肋传来的载荷 ΔQ 向根部传递

翼梁受到由翼肋传来的剪力,使其腹板受剪。由于梁腹板与很多翼肋相连,翼肋传给腹板的剪力也就一个一个叠加上去,所以从翼尖至翼根,梁腹板上的剪力成阶梯形增加(假设忽略

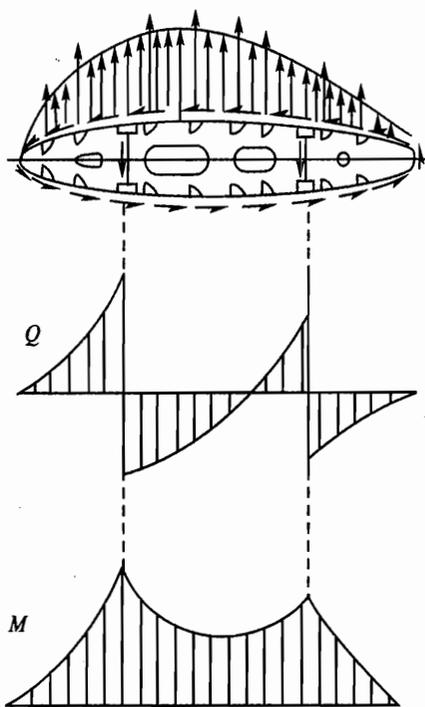


图 4-35 双梁式翼盒上普通肋的平衡及内力图

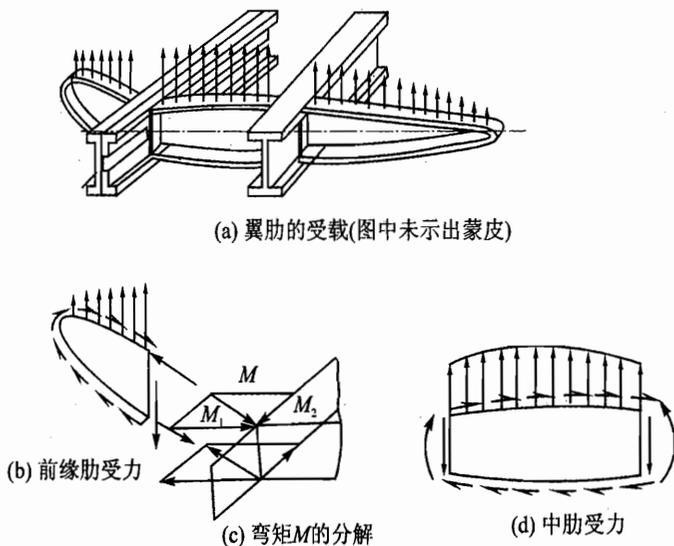


图 4-36 分段翼肋的受载

翼梁直接承受的气动载荷)。腹板上的剪力最终由翼梁根部的连接接头提供 y 向支反力 R_2 来平衡,如图 4-37 所示。

腹板上的这些剪力会引起梁内的弯矩。由于梁腹板的抗弯能力比梁的缘条小得多,故认为腹板只能承受剪力。腹板内的剪力在其上下边缘处传递给梁的上下缘条,在缘条内形成拉压轴向力。两缘条内的轴向力大小相等方向相反,它们所构成的力偶就是梁内的弯矩。当气动载荷向上时,梁的上缘条受压下缘条受拉,其大小沿展向按折线规律分布,从翼尖向翼根渐增,最后由根部接头提供一对水平(z 向)支反力 R_1 来平衡,如图 4-37 所示。翼梁内的载荷通过翼根接头传递到支持基础(机身或弹身)上。

已知翼剖面总弯矩,要求各梁所承担的分弯矩,可按梁的弯曲刚度作近似分配。设前梁分担的弯矩为 M_1 ,后梁为 M_2 ,该剖面上前后梁之间的弯矩分配与此处梁的弯曲刚度 EI 成正比,即

$$M_1 = \frac{E_1 I_1}{E_1 I_1 + E_2 I_2} M, \quad M_2 = \frac{E_2 I_2}{E_1 I_1 + E_2 I_2} M$$

5) 翼盒闭室将力矩 ΔM_1 以剪流形式向根部传递

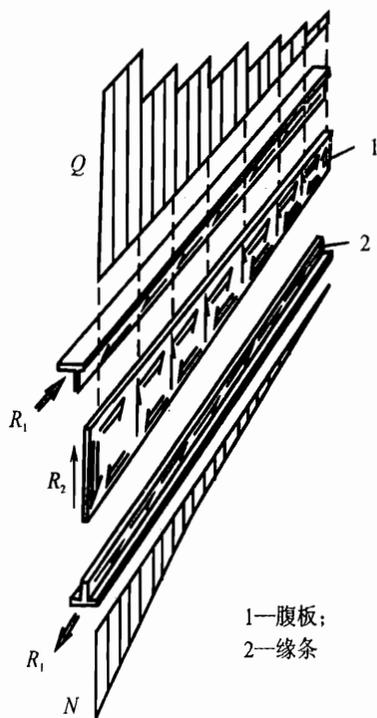


图 4-37 翼梁的平衡及其内力图

翼盒受到各个翼肋以剪流 Δq 形式传来的外载 ΔM_i , 使翼剖面相对于邻近剖面绕刚心轴转动, 引起翼面的扭转变形, 故称 ΔM_i 为翼面的扭矩。由于这种力矩也是通过一个一个翼肋加上去的, 所以扭矩由翼尖向翼根呈阶梯形规律增大, 如图 4-38 所示。

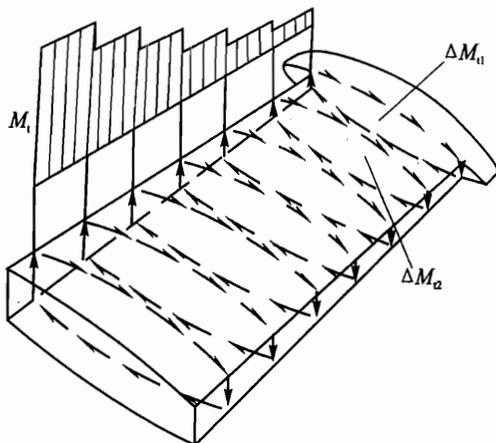


图 4-38 翼面上的扭矩

如果只考虑两梁之间上下蒙皮和梁腹板围成的单闭室承扭, 则闭室周缘的剪流为

$$q = \frac{M_t}{\Omega}$$

如果有两个或两个以上的闭室, 翼剖面的扭矩在各闭室中按扭转刚度 GJ_p 正比分配。对于双闭室, 前后两个闭室所分配的扭矩分别为

$$M_{t1} = \frac{G_1 J_{p1}}{G_1 J_{p1} + G_2 J_{p2}} M_t, \quad M_{t2} = \frac{G_2 J_{p2}}{G_1 J_{p1} + G_2 J_{p2}} M_t$$

扭矩传到翼根时, 由于翼面是用梁上的集中接头与其他部件连接, 因此, 根部必须设置加强肋, 以便将扭矩从分布的剪流形式转变成一对力偶传给前后梁, 再通过加强支柱或加强垫板传给连接接头。

需要说明的是, 在静不定结构受力的定性分析和粗略定量计算(设计计算)中, 按各元件本身的刚度比例来分配它们共同承担的载荷(剪力、弯矩和扭矩), 只是载荷的大致分配, 不能代替精确计算, 因为它仅满足部分变形一致条件, 变形后的结构会存在不完全协调的现象。而结构力学的精确计算则是全面满足变形一致条件。

(2) 集中载荷的传递

翼面是一种薄壁结构, 这类结构的特点是适宜承受分布载荷, 而承受集中力的能力极差。翼面上较小的集中力可以直接由普通翼肋承受。普通肋由于工艺刚度的需要, 通常比承受局部气动载荷所需腹板的厚度大一些, 强度有富裕, 因此可以承受较小的集中力。翼面结构要承受副翼、襟翼、发动机、起落架以及各种外挂和装载通过悬挂支臂或固定接头传来的集中力, 这些集中力都相当大。

在受集中力作用时,必须在力的作用点处布置相应的构件来扩散集中力。例如,在传递展向集中力时,可布置辅助梁等纵向构件;而在传递位于翼肋平面内的集中力时(可以是弦向的或垂直于弦线方向的),则可布置加强肋来扩散集中力,使之转化成分布剪流,以适应薄壁结构的受力特性,然后传到翼面的主要构件——翼梁和蒙皮上去。图4-39所示的副翼支持在两个加强翼肋上。图中 N 为副翼舵机的作用力, P 为副翼上气动载荷的合力,它作用在副翼的压力中心上。当力 N 和 P 绕副翼转轴的力矩相等时,副翼就保持一定的偏转角。这时,支持副翼的两加强翼肋只需提供垂直和水平的支反力,使副翼处于受力平衡状态。将支反力反个方向,就是副翼传给加强翼肋的载荷。

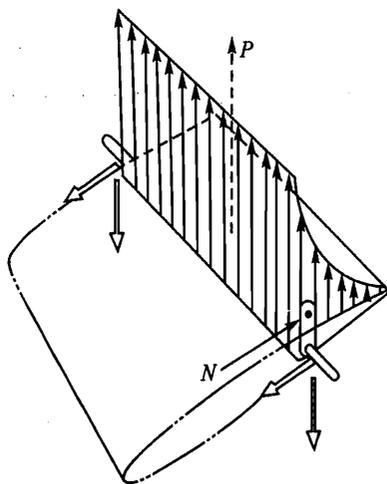


图4-39 副翼的受载

从图4-40所示的加强肋的平衡条件可知,该肋在集中力 P 的作用下具有垂直向上和绕剖面刚心转动两种运动趋势,因此,加强肋上的载荷传递与前面普通肋传递气动载荷的情况完全相同。不同的是在集中力作用处,加强肋本身的某些内力会出现突变;整个翼面的剪力和扭矩在集中力作用的剖面也会突变,并对翼面总体弯矩有影响,如图4-4所示。加强肋受集中力时,肋剖面中有相当大的剪力和弯矩,因此肋腹板和上下缘条都相当强,与翼梁腹板和蒙皮连接也很强,必要时腹板上还铆上加强支柱。

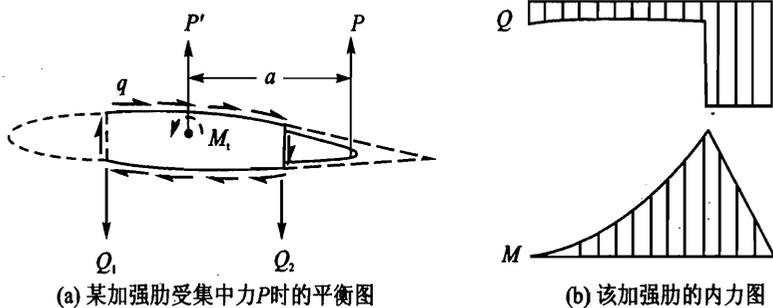


图4-40 某加强肋的受载

前面分析的是垂直于弦平面的法向载荷的传递过程,弦向载荷的传递可以运用同样的原理和方法自行分析。

单梁式与双梁式翼面的结构和传力基本相同,不同的是只有一根比较强的梁。该梁一般布置在翼剖面最高处,另外还布置1~2根纵墙,以便与梁的腹板和蒙皮构成较大的闭室来承受翼面的扭矩。墙的边缘条很弱,根部与机身铰接,只能传递剪力。所以可以假设它不参与承受

弯矩,翼面的全部弯矩都由梁承受。梁的根部有可传剪力和弯矩的固接接头与机身或弹身连接。

多梁式翼面的结构和传力也与双梁式基本相同,只是梁的数量比较多,由几根梁共同承担弯矩和剪力,由多闭室盒段承担。另外,由于各梁的刚度可能不同,它们又通过翼肋和蒙皮连接在一起,为使变形协调一致,各梁间还会相互提供支持。当梁间距较小时,有关情况与多腹板式翼面相似。

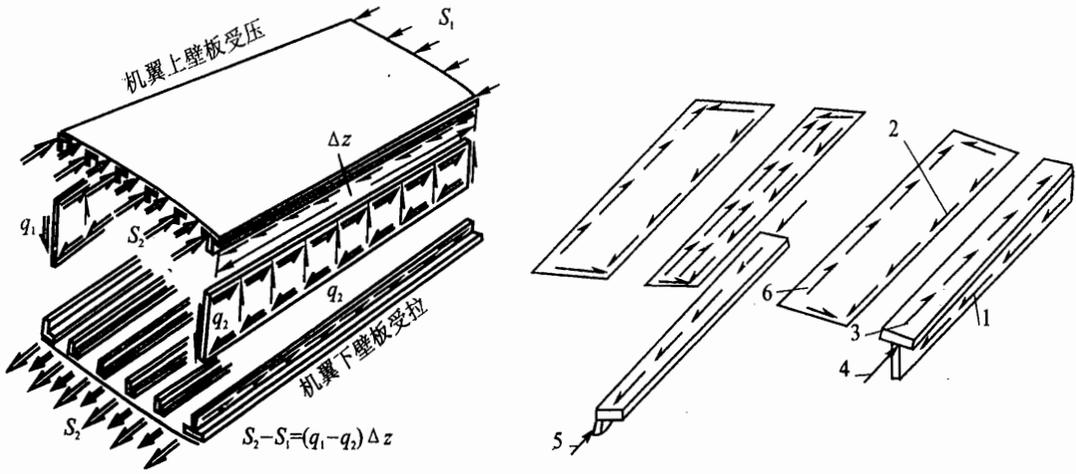
2. 单块式翼面和整体壁板翼面传力分析

单块式翼面结构与梁式不同,翼梁的数量少且较弱,甚至只有墙,但长桁比较强,蒙皮也比梁式结构的厚。在单块式翼面中,气动载荷由蒙皮、桁条、翼肋,一直到梁(墙)腹板的传递过程与梁式翼面基本相同,以后的传力过程区别在于单块式翼面梁(墙)腹板受到的剪力向根部传递时引起的弯矩不再由梁的缘条单独承受。长桁和蒙皮组成的壁板承受大部分翼面总弯矩,而梁缘条仅承受部分弯矩,其大小由壁板和梁缘条的拉、压刚度比来决定。一般梁仅承受7%~15%的总弯矩,最多不超过20%。

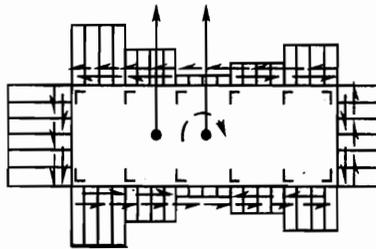
在分析单块式翼面受力与力的传递时,一般都将蒙皮承受正应力的能力折算到长桁上,以简化成只有长桁受正应力;梁腹板上的剪力除一部分作用在梁缘条上以外,大部分通过蒙皮受剪传递给各长桁,其传递过程如图4-41(a)所示。即梁腹板上的剪力传给梁缘条一部分后,剩余部分传给与缘条相连的蒙皮上,蒙皮上的剪力传到第一根长桁附近时,其中小部分剪力通过铆钉传给第一根长桁,大部分则通过蒙皮受剪继续向第二根长桁附近传递,然后又分成两路,如此向后继续传递,使蒙皮中的剪力逐渐减少,直至全部传给梁缘条和长桁为止。缘条和长桁的轴向剪流由其根部提供轴向支反力来平衡。它们的内力沿展向按斜折线规律分布,由翼尖向翼根斜率渐增,因此壁板越向根部越强。另一腹板中的剪力也以同样方式逐渐向中间蒙皮和长桁传递。上下壁板中的轴力就形成翼剖面的总体弯矩。

由于剪力是借助蒙皮传递,因此蒙皮必将同时有附加剪力作用在翼肋上。又由于两根梁腹板在传递由翼肋来的剪力时,剪力方向通常是一致的,因此,在由梁缘条向中间蒙皮传递时,前后梁附近蒙皮内的剪力方向正好相反,蒙皮内的剪力愈靠近中间愈小,至中间某长桁(可能是一根或两根)处,两侧蒙皮内的剩余剪力绝大部分传给了该长桁(如图4-41(b)所示)。梁缘条向蒙皮传递的剪力,在蒙皮内逐渐扩散,并使长桁参与承受和传递总体弯矩。

将单块式翼面中的组合元件换成整体件,如将长桁和蒙皮组合而成的壁板换成几块或一整块整体壁板,采用整体梁或整体肋,就变成了整体壁板翼面。整体壁板翼面力的传递与单块式翼面相同。整体壁板翼面的筋条、腹板和突缘等不仅对蒙皮提供支持,并且共同参加总体受力,上翼面壁板主要受压缩,下翼面壁板主要受拉伸。一般来说80%以上的弯矩由壁板承受,其余的则由梁缘条承受;剪力由梁(墙)的腹板传递。整体壁板的蒙皮也与梁或墙腹板组成闭盒结构承受扭矩,同时还承受翼梁腹板上的剪力经过梁缘条后传递过来的部分。蒙皮内的剪



(a) 翼面壁板总体弯矩和载荷在元件中传递



(b) 单块式翼面翼肋的平衡及支反剪流分布规律

- 1—梁腹板传给缘条的剪流; 2—缘条给蒙皮的剪流; 3—蒙皮对梁缘条的支反力;
- 4—梁缘条内的轴向支反力; 5—长桁内的轴向支反力; 6—蒙皮上的剪流

图 4-41 翼面壁板受载

力到第 1 根筋条附近,其中小部分传给第 1 根筋条,大部分则在蒙皮中继续传递。

整体壁板翼面承受正应力的面积沿翼剖面周边分散分布,一般来说上下壁板承受轴力面积的形心间距较大,材料承载有效性好,结构质量比较轻。因壁板蒙皮厚度比较大,扭转刚度也比较好,因而对提高颤振临界速度有利,同时翼表面局部变形比较小。由于具有这些优点,在中、小展弦比翼面和三角翼上采用整体壁板结构格外有利。

3. 多墙式翼面传力分析

多墙式翼面较多应用于小展弦比高速薄翼飞行器上,在超声速后掠翼的薄翼中也常应用。由于小展弦比翼面相对厚度小,故翼面结构高度很小。若选用梁式结构,一方面薄蒙皮难以满足高速飞行的外形刚度要求,另一方面翼梁的结构效率很低,即承受同样的弯矩,由于结构高度小,梁缘轴力大,势必造成结构质量增大。多墙式翼面的蒙皮很厚,且一般为变厚度蒙皮;翼

肋很少,通常仅有根肋和梢肋及集中力(力矩)作用部位的加强翼肋;无长桁,腹板较多;腹板通过弯边直接连接在厚蒙皮上,或与蒙皮上的纵向弱缘条连接,或直接连接在整体壁板的立筋上。以美国歼击机 F-104 为例,除去其开口附近、翼尖段以及根部过渡段,此段翼面共由 13 根墙、5 个加强肋和上、下两块厚蒙皮组成(没有普通肋)。变厚度蒙皮的外侧厚度为 3.2 mm,内侧厚为 6.33 mm。最后在翼根处,13 根墙过渡成 5 根梁,通过 5 个集中接头与机身相连,如图 4-17 所示。多墙式翼面的受压面蒙皮通过墙得到受拉面蒙皮的支持,承压能力可达到“短柱”屈曲承载水平,因而承载能力比加筋板结构(单块式和整体壁板翼面)强。

略去翼面的前后缘结构,保留中间多墙翼盒,如图 4-42(a)所示,由于没有普通翼肋,气动载荷直接由蒙皮传给腹板(如图 4-42(b)所示)。腹板将蒙皮分成若干长条,每条蒙皮上的气动载荷均分到支持它的两腹板上。腹板上、下与厚蒙皮连接,根部与侧肋或根肋连接。腹板通过上下边缘以沿展向分布的剪流形式传给上下蒙皮,在蒙皮内形成拉压应力和翼面的弯矩,如图 4-42(c)所示。每个腹板上的剪力 ΔQ ,则传给侧肋或根肋,然后通过翼身对接接头传给机身或弹身,如图 4-42(d)所示。弯矩的传递有两种情况,如果翼面左右贯通,当载荷对称时,蒙皮上的轴力在中央翼盒对称面处自身平衡(如图 4-43 所示);若翼面分成左右两半,在侧边与机身(弹身)通过腹板接头对接,或像 F-104 那样通过较少的过渡梁与机身(弹身)连接,则蒙皮在翼面根部会出现参与区。

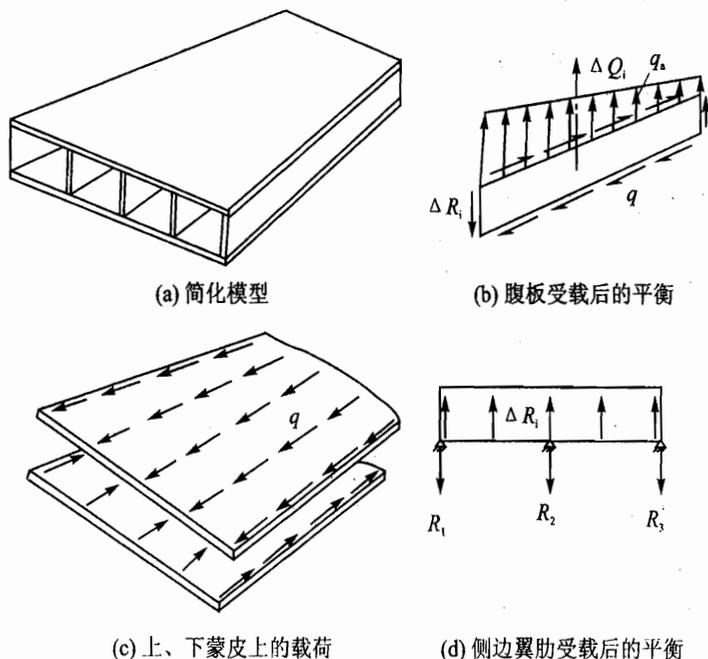


图 4-42 多墙式翼面受载

腹板左右两边蒙皮条中心线之间的蒙皮与该腹板所组成的单元体的结构刚度(受剖面尺寸、材料及长度等因素影响)和支持刚度不同时,单元体的承载能力也将不同。假设各单元体

上的气动载荷相同,由于各单元体的刚度不同,受载后其变形也将不同,有的挠度大,有的挠度小,这样整个翼面将发生翘曲变形,蒙皮将会因此受附加的剪切。为讨论方便,假设蒙皮厚度不变,且支承情况完全相同,由于靠近翼剖面中间部分的单元体结构高度大,则其结构效率必定也高。现取出靠近前缘或后缘的一个单元体来看,当它承载后,除了由内侧(根部)蒙皮和腹板提供支反力外,相邻结构高度较大(刚度较大)单元体的蒙皮也会对它提供展向支反剪流。因而可以认为,对于有的单元体,除了直接承受其上面的气动载荷外,还将承受或对其他单元体作用附加的展向剪流,如图4-44所示。也就是说,通过蒙皮受剪,蒙皮上的附加剪流将对某些单元体起加载或卸载的作用。

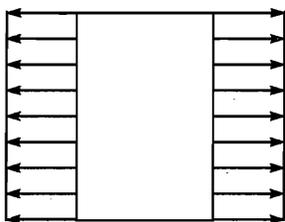
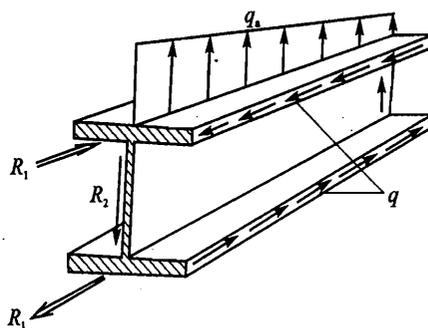


图4-43 多墙式翼面的中翼在对称弯矩作用下自身平衡



q_a —气动载荷; q —其他腹板通过蒙皮传来的载荷;
 R_1, R_2 —机身(弹身)的支反力

图4-44 单元体的受力平衡

4. 夹层结构翼面传力分析

夹层结构包括夹层板和夹层盒两种结构形式。

夹层板结构主要由上下夹层板、前后梁(墙)和若干翼肋组成,如图4-20所示。夹层板结构翼面的传力情况如图4-45所示。弯矩 M 一部分由夹层板传递,一部分由前后梁来传递;剪力 Q 由梁腹板传递;扭矩 M_t 由夹层板和前后梁腹板组成的闭室来传递。对于该结构形式,要注意合理安排夹层板厚度、前后梁位置及翼肋间距。由于这种结构不宜承受集中载荷,在机身对接处一般不采用集中接头,多采用周边分散式连接。但梁要与机身(弹身)接头相连接,以传递翼面的剪力和部分弯矩。

夹层盒结构主要由夹芯与蒙皮组成,除在翼面尖部和根部安排翼肋外,不安排其他翼肋,如图4-21所示。上蒙皮通过夹芯得到下蒙皮的支持,有很高的承力水平,且结构质量轻,但结构内部不能装载,一般多用作无装载的外翼结构。该结构的传力情况是:弯矩 M 由蒙皮传递,剪力 Q 由前后墙和夹芯传递,扭矩 M_t 由蒙皮与前后墙组成的闭室传递,如图4-46所示。该结构对于质量要求轻的舵面后缘部分也很适合,J-8飞机的9个舵面后缘都采用了这种结

构。夹层盒结构一般通过根部翼肋以分散连接方式与机身(弹身)相连,将载荷传给机身(弹身)。

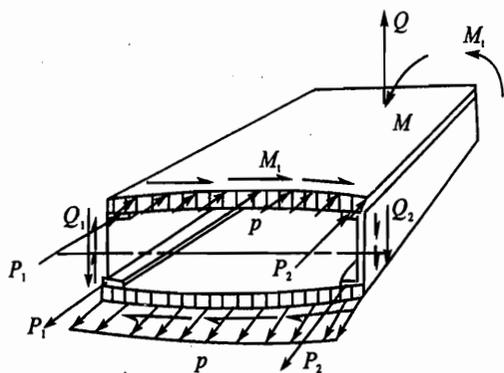


图 4-45 夹层板结构翼面的受力平衡

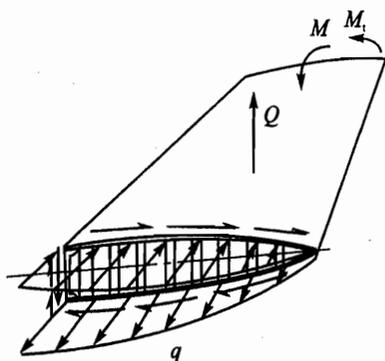


图 4-46 夹层盒结构翼面的受力平衡

5. 典型元件的受力功用

通过典型翼面结构的传力分析,我们可将翼面典型元件的受力功用进行如下所述的总结:

(1) 蒙皮

蒙皮起承受分布气动载荷和形成翼面外形的作用。薄蒙皮主要用来承受扭矩引起的剪流。厚蒙皮还不同程度地参与承受翼面的弯矩,蒙皮在其自身平面内同时受有较大的正应力和剪应力,处于复杂应力状态。上翼面蒙皮设计要防止压、剪应力联合作用下的失稳破坏,下翼面蒙皮的主要破坏形式是拉伸破坏和铆钉连接处出现疲劳损伤并扩展。

(2) 整体壁板

整体壁板可看作加筋厚板,具有厚蒙皮的承力功用。整体壁板中的筋条不仅承受局部气动载荷,同时还对整体壁板的蒙皮提供支持,并且参加总体受力。整体壁板承担绝大部分翼面弯矩,其蒙皮与梁(墙)腹板组成闭盒结构承受扭矩,并承受梁腹板传来的部分剪力。整体壁板的设计要合理选用筋条和板的参数。由于整体壁板是承受正应力的主要元件,所以在初始设计时可仅考虑正应力,但要留有 10% 的余度。

(3) 夹层板

夹层板的作用类似于厚蒙皮,承担一部分翼面弯矩,另一部分弯矩则由前后梁承担。夹层板和前后梁组成闭室承担扭矩。夹层板有多种破坏模式,如总体失稳、芯子剪切破坏、面板弯曲、面板断裂、蜂窝壁失稳、芯子局部压损以及面板与夹芯分界面分层等,设计夹层板时,要合理选择面板、芯子和胶粘剂,防止各种破坏形式的发生。

(4) 翼肋

普通肋不参与翼面总体受力,其主要功用是承受局部气动载荷,并维持翼面形状。翼肋对

长桁提供支持,须承受长桁传来的局部气动载荷。加强肋除了具有普通肋的承力功用外,主要用来承受其他部件传来的集中载荷,将它扩散成分布剪流传到由梁和蒙皮组成的翼盒上,或者将某种形式的分布剪流转换成腹板上的剪力(如大开口处的端肋、梁式机翼的根肋等);它一般有较强的腹板和缘条。应根据其受载后翼肋内力(弯矩和剪力)的大小,对腹板和缘条的尺寸作出合理的设计。

由前面分析可知,在翼面传力结构中,翼肋通常是关键元件,它经常用来转换载荷形式、方向,使之成为适宜翼盒主要受力元件(蒙皮、梁和墙)受力特性的载荷,然后通过它们把载荷传往机身或弹身。

(5) 翼梁和墙

翼梁的主要外载是由各翼肋传来的剪力。翼梁固支在机身或弹身上,由机身或弹身提供支反力和支反弯矩(如果梁左右贯通,则当翼面处于对称载荷状态时,弯矩在梁内自身平衡,而不传到机身上)。所以翼梁的主要功用是承受翼面的剪力 Q 和弯矩 M 。梁的缘条承受弯矩引起的轴力,腹板承受剪力 Q 。翼梁缘条受轴向压力时,由于在蒙皮平面内有蒙皮支持,在翼梁平面内有腹板支持,因此一般不会产生总体失稳,但须要考虑其局部失稳问题。

纵墙不能承受和传递翼面的弯矩。在多腹板式翼面中,墙对蒙皮起着主要支撑作用,并要承受由蒙皮直接传来的气动载荷。在其他翼面结构中,墙与梁的腹板作用相同。

(6) 长 桁

长桁承受局部气动载荷,并对蒙皮起支持作用。目前,长桁一般都设计成参与总体受力,即其主要功用是承受翼面弯矩引起的轴向力。长桁作为杆元,受压后会发生总体失稳和局部屈曲现象。在考虑其总体失稳时,需要考虑蒙皮和翼肋对它的支持或约束。

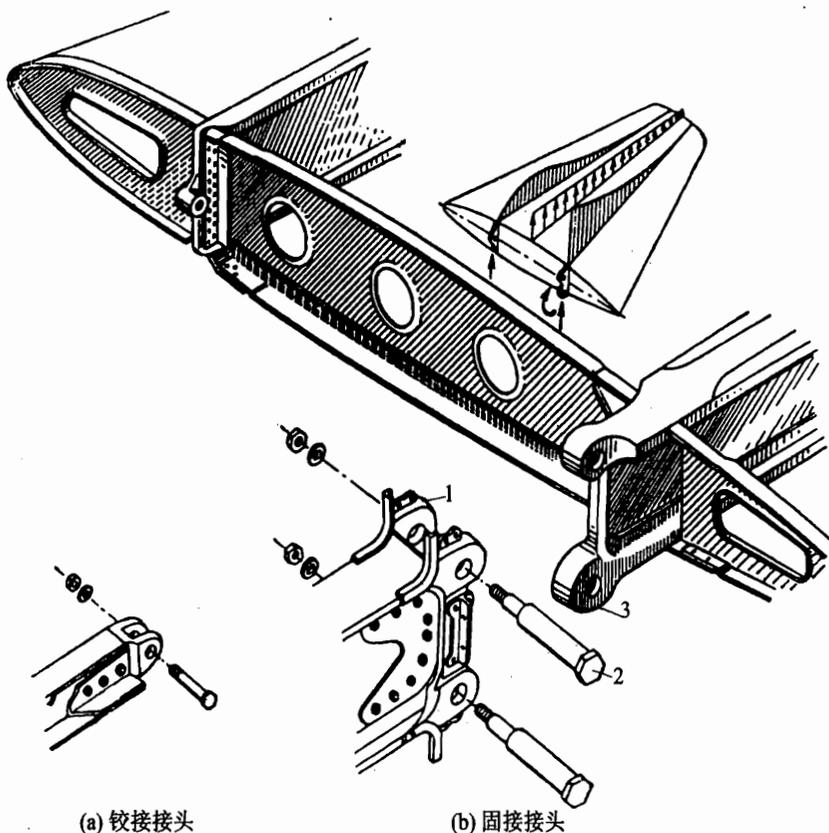
4.5.3 翼面对接处和翼身连接结构的传力

1. 翼面对接处的传力

翼面结构通常设置有工艺分离面和设计分离面。前者是为工艺和装配方便而设置的分离面,采用不可拆卸连接;后者是根据总体设计要求,为使用、维护、运输等方便而设置的分离面,采用可拆卸连接。有时设计分离面就是工艺分离面。设计分离面连接处的接头一般称为对接接头。

翼面分离面的对接形式大致分为两类:一类是集中式对接,另一类是分散式对接。梁式翼面由于翼梁缘条是以集中轴力方式传力,因此一般都采用集中式接头对接。耳片垂直(螺栓水平)布置的梁式翼面对接接头的传力方式如图4-47所示,垂直剪力和垂直弯矩靠螺栓受剪传递,水平剪力靠耳片挤压传递,水平弯矩也靠螺栓剪切传递。为了在根部将蒙皮传来的扭矩由集中式接头传走,必须设置根部加强肋,将扭矩转化成一对垂直力偶传给翼梁腹板。然后连同梁腹板中原来的剪力一起通过与缘条和接头牢固连接的加强垫板、加强支柱或角盒传到上下

叉耳接头的耳片上,再由螺栓受剪向中翼传递。



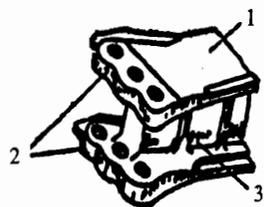
1—双耳耳片(叉形);2—螺栓;3—单耳片

图4-47 耳片接头

如果对接耳片水平布置,螺栓垂直(如图4-48所示),则垂直剪力靠耳片挤压传递,这时,需在上下水平耳片之间配置加强筋来提高耳片在垂直方向的刚度。垂直弯矩、水平剪力和水平弯矩均由螺栓受剪传递。为了传递扭矩,应该用水平布置的加强垫板将上下蒙皮与对接接头的水平耳片牢固连接,扭矩便通过加强肋上下缘条转化成一水平力偶传递到接头上。

由前可知,耳片的传力特性取决于耳片的布置方式。耳片平面内的刚度大,因此能够传递其平面内的载荷,传力时螺栓受剪。在垂直于耳片方向,耳片刚度差,只能靠耳片直接挤压传力,螺栓不受力。

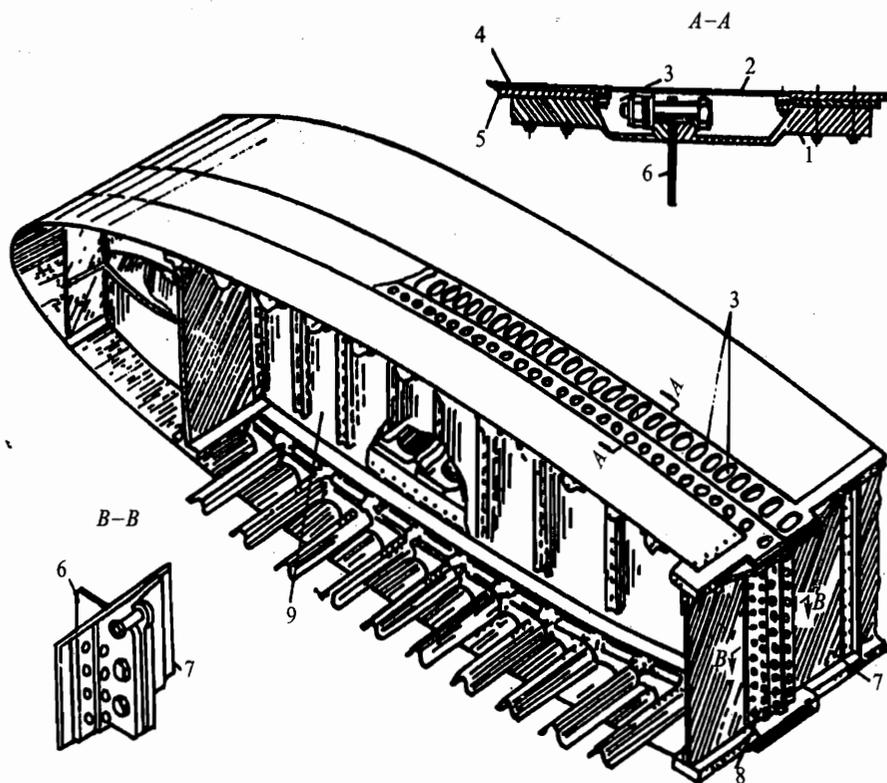
单块式翼面是靠上下壁板中的分散轴力传递弯矩,为适应这种结构形式的传力特点,翼面对接通常采用分散式对接接头。分散对接形式主要有梳状型材接头围框对接、多个单接头围框对接、土形整体型材接头对接、无型材接头直接对接等。



1—梁;2—耳片接头;3—加强筋

图4-48 水平耳片接头

采用梳状型材接头围框对接形式时,翼面壁板通过多个受剪螺栓连接在梳状型材接头上,对接螺栓沿展向布置。梁缘条也通过受剪螺栓连接在梁缘条接头上,梳状型材接头与梁缘条接头搭接。型材接头和梁缘条接头都开有对接螺栓槽,通过受拉螺栓把两段翼面壁板和梁缘条连为一体。两段翼面的梁腹板端头布置有加强立柱,用螺栓将立柱及腹板连为一体,如图4-49所示。传递向上的垂直弯矩时,下翼面对接螺栓受拉,上翼面对接螺栓不受力,轴向压力直接通过接头端面以挤压方式传递。反之,弯矩向下时,上面的螺栓受拉,下面的螺栓不受力,靠端面挤压传力。垂直剪力通过两翼段腹板上的垂直角材经连接螺栓受剪传递。扭矩则通过蒙皮上的弦向加强条和腹板上的垂直角材由螺栓受剪传递。



1—对接接头;2—可卸盖板;3—螺栓槽;4—蒙皮;5—垫片;6—翼肋腹板;7—翼梁腹板;8—腹板对接角材;9—加强翼肋

图4-49 梳状型材接头围框对接形式

采用多个单接头围框对接形式时,沿翼面对接剖面设置许多单个接头。单个接头与蒙皮和长桁通过受剪螺栓连接,两翼段的相应接头通过受拉螺栓对接,如图4-50所示。这种对接形式中的轴力和剪力传递与梳状型材接头围框对接形式相同。与后者相比,该对接形式结构简单,工艺性好,接头便于加工和装配,但多个接头连接结构传递扭矩能力差,因此,只有在两翼段的对接接头之间设置板状加强肋,以对接螺栓受剪来传递扭矩。此外,该对接形式加重了结构质量。

多腹板式翼面通常在根部转换成多梁式以减少对接点。其内外翼段的对接常采用梳状型材接头围框形式,螺栓沿展向布置。传弯时螺栓抗拉,接触面传压。传剪、传扭时螺栓均受剪。

2. 翼身连接结构受力分析

(1) 翼身结构的布局形式

翼面与机身(弹身)的连接形式与翼面相对机身(弹身)的位置、翼面受力结构是否穿过机身(弹身)以及翼面的结构形式有关。一般有下列几种布局形式,如图4-51所示。

① 中单翼布局。中单翼飞机或导弹以及多翼导弹一般翼面无中央翼贯通机身,如图4-51(c)所示,翼面直接连在机身或弹身侧面。如果有中央翼,则可将整个中央翼盒或翼梁贯穿机身(弹身),如图4-51(d)所示。

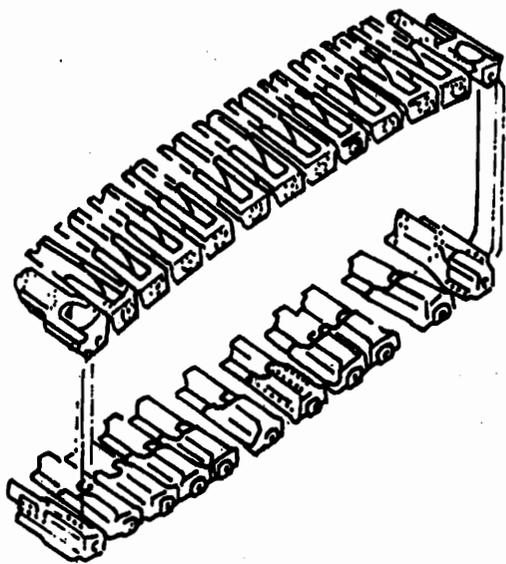
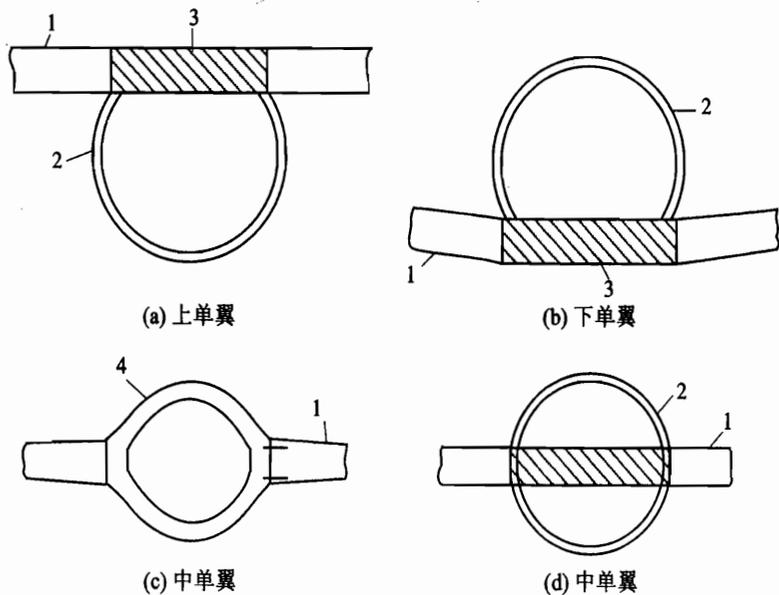


图4-50 多个单接头围框对接形式



1—翼面;2—加强隔框;3—穿过机身部分;4—锻造框

图4-51 翼面相对机身或弹身的垂向位置

② 上单翼或下单翼布局。一般大型飞机或民用飞机采用此种形式,常将翼面贯通机身,如图4-51(a)和(b)所示。这种结构布局机体内部空间好利用,结构质量轻,经济性好。

(2) 翼身连接接头处的传力分析

翼身连接形式大致分为两大类,一类是翼面在机身(弹身)侧边与机身(弹身)对接连接,用于中单翼布局。翼面不穿过机身(弹身)的梁式翼面和多墙式翼面,翼梁接头与机身(弹身)框接头连接,对接处就是翼面的设计分离面。另一类是左右翼面连成一体,通过中央翼与机身(弹身)连接,用于上单翼、下单翼和允许翼面贯通机身(弹身)的中单翼布局,多用于单块式和多墙式翼面。

1) 翼根集中对接接头处的传力分析

梁式翼面主要靠翼梁承受垂直弯矩,因此,只要机身(弹身)总体布置允许,应尽量将中翼梁保持连续,使弯矩在梁内直接平衡。否则,只能在机身(弹身)侧边与之相连,这时机身(弹身)框起中翼梁的作用,受力很大,需特别加强,结构质量会增加很多。此时,翼身对接接头采用集中连接形式,与梁式翼面中外段对接形式相同。两种典型的耳片接头连接形式见图 4-47 所示。

如图 4-47 所示的单梁式翼面,后梁接头的上、下两组耳片与梁的上、下缘条分别连接,接头可传递梁平面内的弯矩和剪力,是固接。而前墙腹板与机身(弹身)只有一组耳片连接,该接头在墙平面内可简化为铰接,可传 y 向剪力和墙轴线方向的载荷。弯矩由固接接头传递,以缘条轴力的形式直接从耳片接头传给机身(弹身),连接螺栓受剪。因梁腹板与机身(弹身)一般不直接连接,为传递集中在腹板根部的翼面剪力,应在腹板的根部布置加强构件(如加强垫板、加强支柱或角盒等)与耳片接头相连,以便把全部剪力集中传到耳片接头上,再传给机身(弹身)。扭矩是由组成翼盒的蒙皮和腹板受剪向根部传递的,必须在翼根布置加强翼肋,把沿翼盒周缘作用的闭合剪流转换成两个腹板上的一对剪力,再由对接接头传给机身(弹身)。

双梁式翼面则可由前、后梁的固接接头共同传递弯矩。图 4-52 所示为翼梁贯通的双梁平直翼与机身(弹身)连接处的传力和平衡。剪力从翼梁腹板通过接头传给机身(弹身)加强框。在对称载荷下,弯矩在翼梁缘条内自身平衡,不传给机身(弹身)。在非对称载荷下,不平衡的弯矩在左右接头上以力偶形式传给机身(弹身)。扭矩则通过机身(弹身)侧边肋在前后接

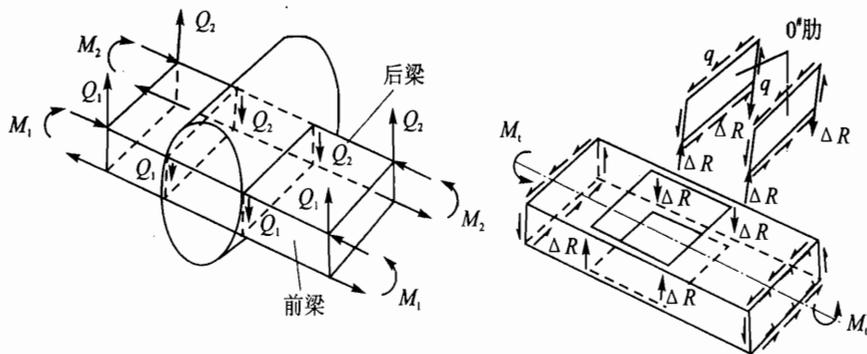


图 4-52 翼身连接处的受力平衡(双梁平直翼)

头上以力偶形式传给机身(弹身)。

2) 带中央翼时翼身连接处的传力分析

单块式翼面上下壁板和前后墙腹板组成的翼盒通常完整地贯穿机身,以保证壁板连续传力。翼面一般在中央翼与机身(弹身)侧边交接处通过接头与机身(弹身)对接,翼面上的剪力 Q 、扭矩 M_t 和反对称弯矩都由这些接头传给机身(弹身)。图4-53所示为L-1011飞机中央翼和机身第4、5段的结构。图4-54所示为C-141飞机上单翼与机身的连接形式。

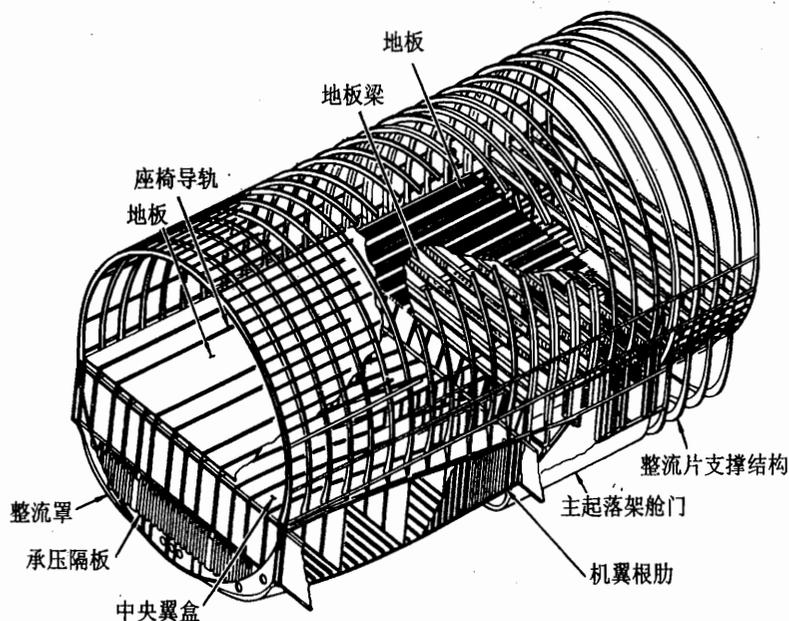


图4-53 下单翼与机身连接处结构(L-1011飞机第4和第5段机身结构)

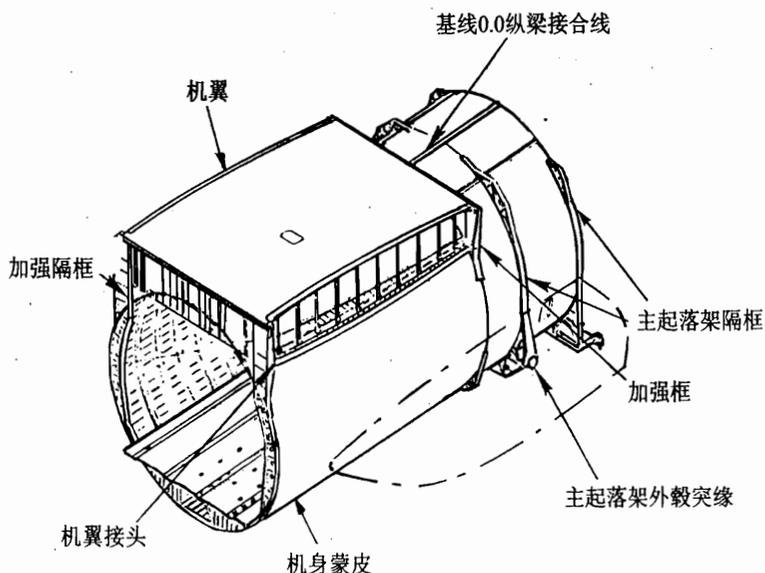
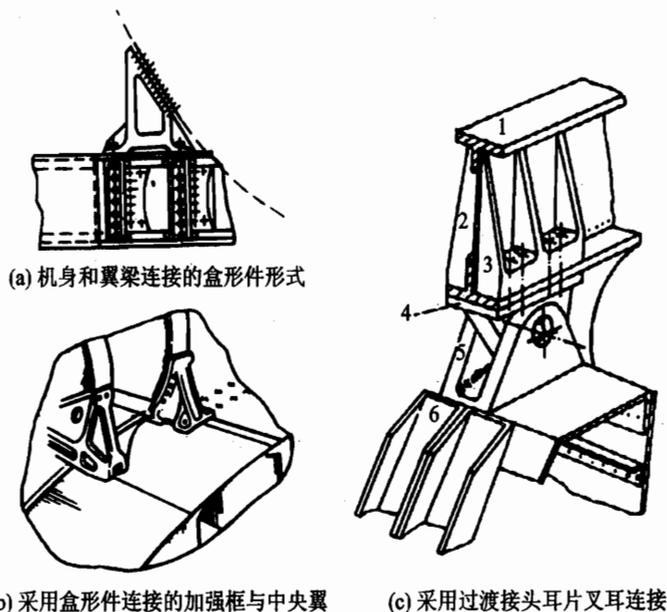


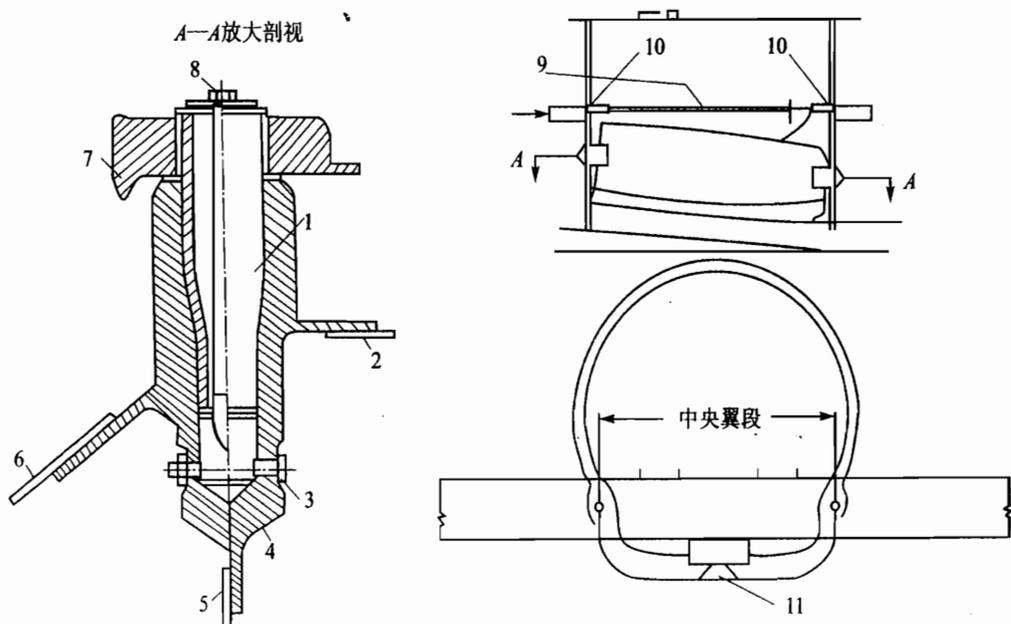
图4-54 上单翼与机身连接处结构

一般情况下,这类对接主要是通过4个(也可多于4个)铰接接头实现力的传递,但实际上一般还会有其他辅助连接。图4-55所示为翼梁与机身加强框过渡连接形式,图4-56所示



1—梁缘条;2—翼梁前支臂;3—翼梁后支臂;4—单叉耳接头;5—双叉耳接头;6—机身框加强件

图4-55 过渡接头耳片叉耳连接式

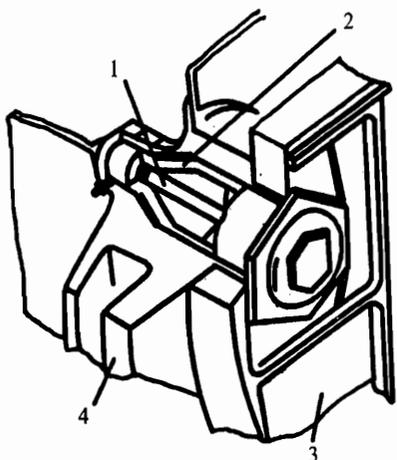


1—空心销;2—中央翼梁腹板;3—定位螺栓;4—前梁大锻件;5—侧肋腹板;6—中外翼梁腹板;

7—机身框大锻件;8—塞子;9—地板;10—地板固定点;11—三角梁

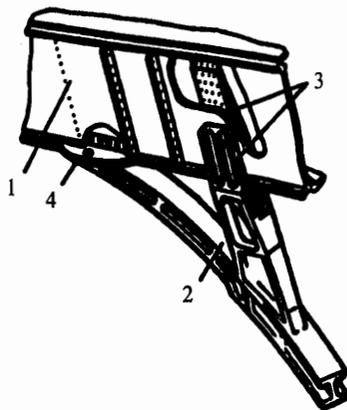
图4-56 嵌入式连接根部受力图

为嵌入式翼身连接形式。这些铰接接头可以采用空心销(例如运-10飞机)(如图4-57所示)、对接螺栓或者角盒(如图4-58所示)等元件。



1—定位螺栓;2—空心销;3—机身对接框;
4—机翼后梁接头(模锻件)

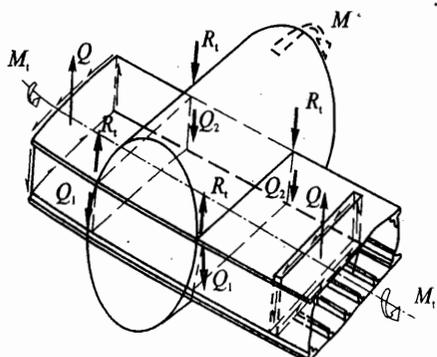
图4-57 翼身对接大空心销(运-10)



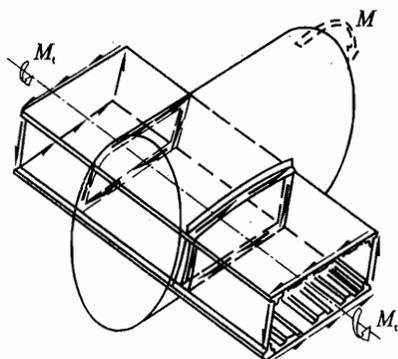
1—翼面;2—对接框;3—角盒接头;
4—传x向力的接头

图4-58 翼身对接

图4-59所示为单块式翼面在翼身连接处的传力和平衡情况。剪力由前、后梁腹板传到对接接头处,通过接头传给机身(弹身)加强框。弯矩由上、下壁板承受,对称弯矩在中央翼段自身平衡;对于反对称弯矩,则弯矩引起的壁板桁条内的正应力先通过蒙皮受剪集中到梁的缘条上,由梁的腹板受剪将展向剪流转换成两个垂直剪力,加到侧边加强肋上,再通过侧肋传给对接接头,最后传给机身(弹身),如图4-60所示。为了避免中央翼的长桁受压而总体失稳,一般在中央翼内须布置支持翼肋。对称扭矩沿翼盒闭室传到机身(弹身)侧边后,由侧肋将一圈剪流转成一队大小相等、方向相反的剪力,在翼身对接接头处传给机身(弹身),对中央翼结构受力无影响。但若为反对称扭矩,则将进入中央翼盒,在中央翼内自身平衡。

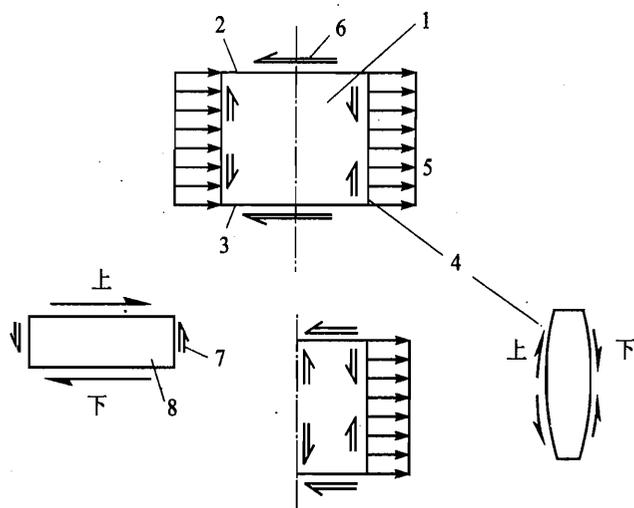


(a) 用4个铰接接头传递机翼的剪力和扭矩



(b) 用周边对接角条将扭矩传给机身

图4-59 单块式平直机翼在机身上的受力平衡



1—中央翼上壁板;2—前梁;3—后梁;4—侧边加强肋;5—外翼作用在中央翼上壁板的轴力;
6—中央翼梁腹板给壁板的支反力;7—翼身接头给中央翼梁腹板的支反力;8—中央翼梁腹板

图 4-60 中央翼盒上的反对称弯矩传力分析

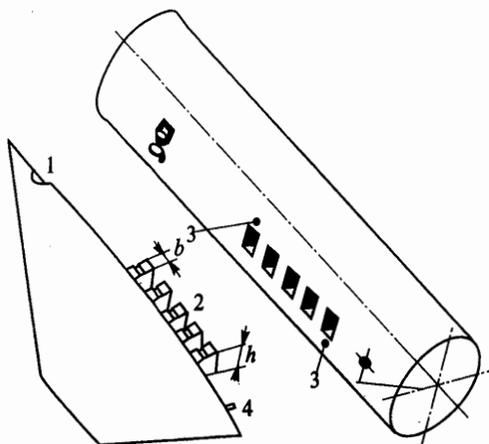
3) 弹翼与弹身的连接

上述翼身连接形式与传力分析主要针对的是机翼与机身的连接。对于有翼导弹而言,弹翼与弹身的连接具有自身的特点。通常,弹翼与弹身各自分开制造,组装时由可拆卸接头连接。根据受力特点,接头分为主接头(固接接头)和辅助接头(铰接接头)。主接头传递来自弹翼的弯矩和剪力,辅助接头只传递剪力。主接头可设计成集中传力形式、分散传力形式或介于二者之间的接头形式。集中传力接头多用于翼梁和根弦较短的弹翼与弹身的连接,分散传力接头多用于翼型较薄,根弦长,或多梁式弹翼与弹身的连接。主接头的位置应靠近弹翼的气动力压力中心,辅助接头应根据具体情况选择适当的位置。这里只介绍弹翼与弹身连接的几种典型接头形式。

① 多榫式接头(如图 4-61 所示)是一种介于集中传力与分散传力之间的接头形式,其特点是弹翼上的榫头插入弹身上对应的矩形孔内,在前后槽口处通过两个斜孔拧入斜螺钉,以压紧前后两个榫头来实现弹翼的固定。还有两个辅助接头,前辅助接头由弹身上的两耳片卡住弹翼上的双凹部构成,后辅助接头是由弹翼上伸出的销钉插入弹身上的长圆孔内构成。长圆孔用于保证接头间装配协调,降低接头间的尺寸精度。前后辅助接头能够提高翼根前后缘的刚度。主接头能传递全部弯矩和剪力,而扭矩主要由前后辅助接头传递。这种接头抗弯能力强,拆装方便,但构造复杂,工艺性较差。

② 轴式接头是集中传力式接头。如图 4-62 所示为梁轴式接头,翼梁兼作连接接头用,梁与弹翼通过锥形螺钉固定,梁与弹身通过侧面螺钉固定,此外,还有前后辅助接头。从构造上能明显地看出各接头的传力情况。这种接头结构简单,工艺性好,拆装方便,常用在小型导

弹上。



1—前辅助接头;2—主接头;3—斜螺钉孔;4—后辅助接头

图4-61 多榫式接头

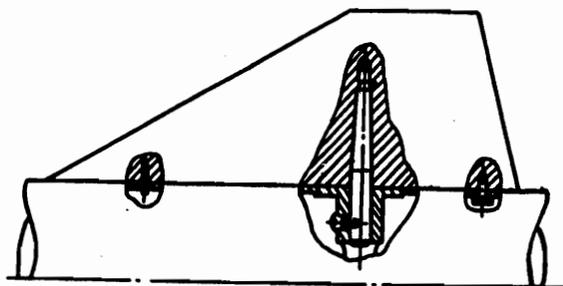


图4-62 梁轴式接头

③ 插入式接头是分散传力接头(如图4-63所示),弹翼翼根几乎全部插入弹身上的两耳片槽内,并用螺钉固定。通过翼根挤压槽口来传递弹身上的气动载荷。该接头结构简单,工艺性好,但槽口宽度受翼根厚度的限制,故承载能力有限,只在小型导弹上应用。

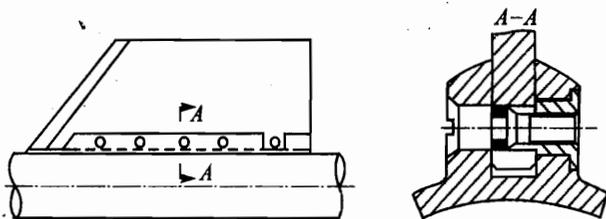


图4-63 插入式接头

④ 盘式接头是一种分散传力接头,图4-64所示的弹翼与弹身是通过12对螺桩连接的。在1、2、10、11、12等接头处,弹身内有供连接用的垫块;在3~9等接头处,其中有6对是连接在弹体的特殊结构上。弹翼与弹身装配时,从弹翼翼根的槽口把螺帽拧到螺桩上,并涂上甲醇胶以防螺帽松动。槽口外盖有一块整流蒙皮。这种接头拆装不方便,结构较复杂,工艺性较差。

⑤ 燕尾槽式接头是一种快速连接的分散传力接头,它通过翼面上的燕尾与弹身上的槽配合连接,如图4-65所示。装配时,由前向后沿弹身上的槽把翼面推入;拆下时,用螺丝刀按箭头方向旋转定位螺钉,使卡板退出凹坑,由后向前把翼面退出。翼面上的载荷是通过燕尾与槽带锥度的配合面的互相挤压来传递的。这种接头拆装方便,快速,但接头处气动外形较差,承载能力不大。为了保证翼面的正确位置,对槽的公差要求严。

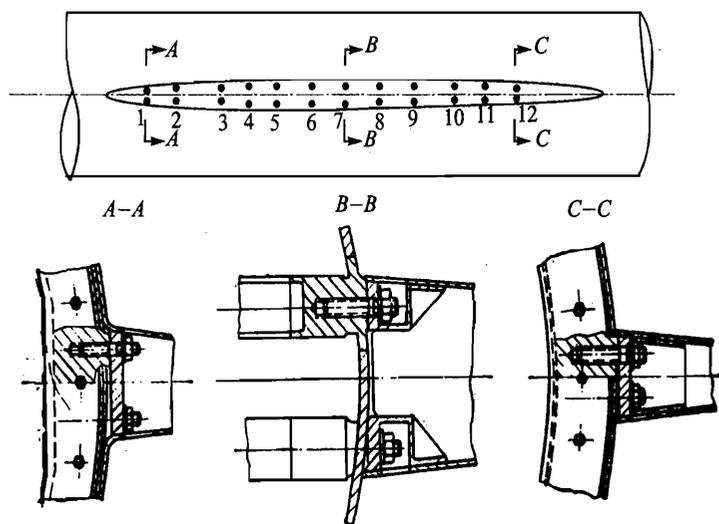


图 4-64 盘式接头

(2) 连接对翼面根部受力的影响

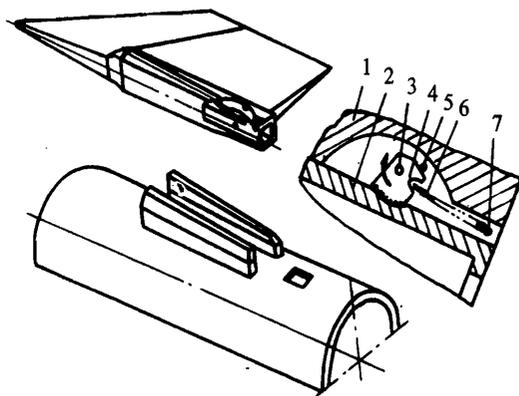
前面所述平直翼的传力分析都是在工程梁理论上进行的。但是,由于存在根部限制扭转问题,后掠翼的根部后掠效应及翼面根部的参与问题,在翼根部位的真实受力情况与平剖面假定并不相符。对其进行详细的传力分析可采用有限元素法;对后掠翼和三角翼的根部受力见 4.6 和 4.7 节。这里仅定性分析限制扭转和参与问题对翼身连接区受力的影响,设计时必须给予重视。

1) 翼根限制扭转

翼盒段在两端扭矩作用下,上、下壁

板和左右翼肋板将产生剪切变形,由此引起各自不同的纵向位移,而导致盒段两端发生翘曲,如图 4-66 所示。但实际上在翼身对接处,由于隔框(或中央翼)在翼展方向刚度大,故对翼根剖面由翘曲引起的展向变形有所限制,此时机身(或中翼、弹身)必然对外翼附加了一组力,而使其翘曲变形减小。这组力称为次应力。翼面实际应力应等于自由扭转时的基本应力和限制扭转而附加的次应力之和。对于单块式翼面和双梁式翼面,限制扭转引起的次正应力分布如图 4-67(a)和(b)所示。

次应力的分布规律可用圣维南原理说明。由于限制扭转时的正应力是一组自身平衡的力



1—翼面;2—弹身;3—定位螺钉;4—卡块;
5—限制螺钉;6—弹簧;7—销子

图 4-65 燕尾槽式接头

系,必定会在一定范围内产生影响。对根部影响长度约为 $(1\sim 1.5)B$ (B 为翼盒宽度),次应力沿展向近似按双曲线规律很快衰减,在一次近似中也可看作直线变化,如图 4-67 所示。

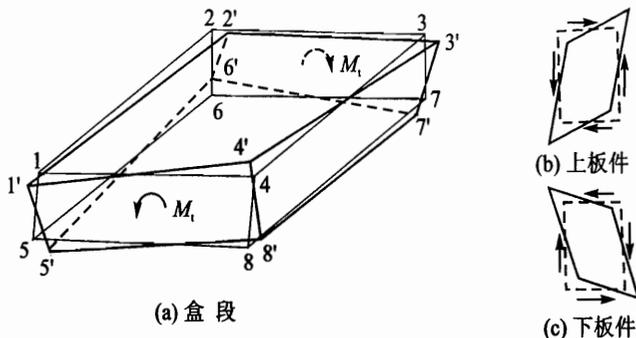


图 4-66 盒段的自由扭转

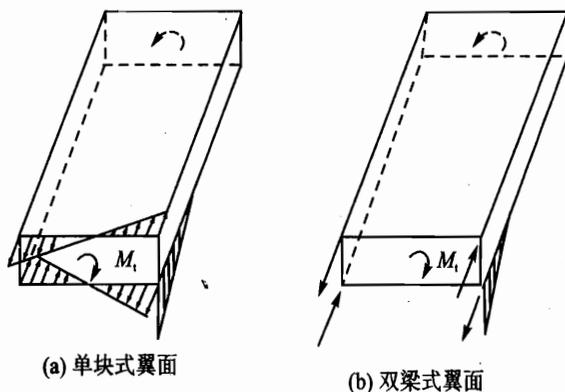


图 4-67 限制扭转的次正应力分布

在通常情况下,扭矩传到翼身对接处就会全部传给机身(弹身),一般不会作用到贯通机身(弹身)的中央翼盒段上,但根部固定端限制扭转产生的附加次应力却会作用到中央翼盒段上。单梁式平直翼设有后墙,翼面与机身(弹身)三点连接,能提供一组自身平衡力系,所以不存在限制扭转作用,翼盒处于自由扭转状态。

2) 单块式和梁式翼面根部结构参与问题

单块式翼面的结构特点是,弯矩引起的轴力由翼盒的壁板承受,若有中央翼,则对称弯矩引起的轴力将在中央壁板内自身平衡。但有些情况下,总体不允许布置中央翼,而只能通过几个集中接头与机身(弹身)连接,此时就存在如何将沿壁板上分布的轴力集中到与集中接头相连的纵向构件,如梁缘条上的问题。

单块式翼面根部一般通过 4 或 6 点连接在机身(弹身)上,根部剖面处的弯矩由与机身(弹身)连接的承受正应力的构件传递,而不与机身(弹身)连接的蒙皮和长桁等的正应力为零。从该剖面向外,长桁和蒙皮内的正应力将逐渐增大,到距根部剖面为 $l=(1\sim 1.5)b$ 时,长桁和蒙

皮完全参加承受翼面弯矩(b 为两承受正应力构件连接点间的距离)。所以,根部只有两连接点的单块式翼面在根部附近实际上是双梁式结构,离开根部一定距离后才是真实的单块式结构。壁板上的正应力沿展向各剖面的分布情况如图4-68所示。在 l 段内的蒙皮上有附加剪流,借助该剪流,长桁才能逐渐参与承受正应力。附加剪流的大小在翼盒梁之间是变化的,离开梁缘条愈远,附加剪流值愈小,如图4-69所示。愈靠近梁缘条的壁板参与程度愈强。

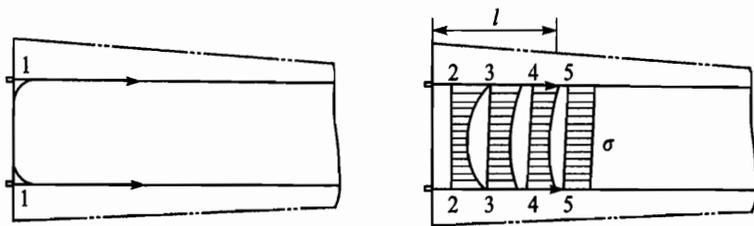
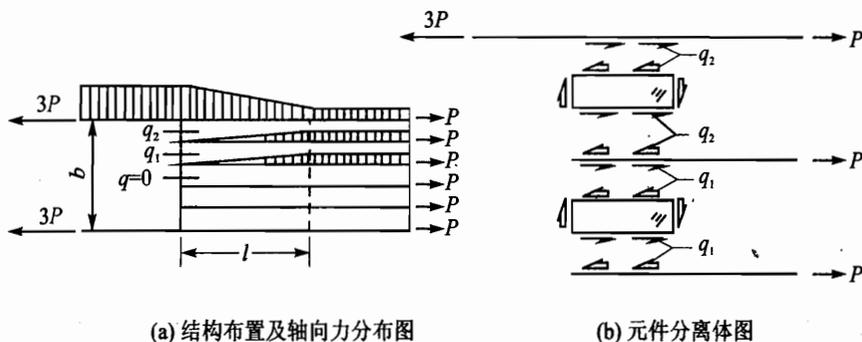


图4-68 壁板上的正应力沿展向剖面的分布



(a) 结构布置及轴向力分布图

(b) 元件分离体图

图4-69 单块式翼面到根部转为双梁式(图示为下壁板)

单梁式翼面的后墙与机身(弹身)铰接,它不能传递弯矩。实际上,后墙也能承受弯矩,只是所承受的弯矩较小。后墙上的弯矩通过翼根部上下蒙皮内的剪力传给前梁。假设前梁与后墙在翼根部的间距为 B ,则在翼面根部沿展向长为 B 的翼段内,前梁加载,后墙卸载。在离连接面稍远处,后墙愈来愈参与受弯,到一定距离后,实际上与双梁式翼面相同。

4.6 后掠翼的结构特点与受力分析

4.6.1 后掠翼的结构和受力特点

飞行速度到达高亚声速和跨声速阶段,翼表面产生激波。为了延迟激波的发生或减弱激波强度以减小波阻,出现了后掠翼。后掠翼可以看成由平直翼向后偏转一个角度所形成。后掠翼的受力特点和直接与机身(弹身)连接的根部结构有关,在根部区域以外,其构造和受力实

实际上与平直翼没有太大区别。

与平直翼相比,后掠翼在结构上出现了一些新问题。

① 直观地看,在翼面积、展弦比、梯形比、顺气流剖面的弦长等参数均保持相同的情况下,后掠翼结构的实际长度比平直翼长,而垂直于其构造轴线的剖面的弦长减小,如图4-70所示。此外,高速飞行器为了减小波阻,往往采取薄翼型,所以后掠翼比相应的平直翼将更细更长更薄,致使它的弯曲刚度、扭转刚度都比平直翼差。后掠角越大,这一问题越突出。为了达到同样的刚度要求,翼面结构质量一般将增大。

② 后掠翼根部由于纵向元件长度不同,刚度不同,因而前缘纵向元件受力减小,后缘纵向元件受力增大。这种载荷向后缘集中的现象叫做“后掠效应”。现以如图4-71所示的双梁单块式后掠翼为例,对后掠效应进行说明。假定根肋外的翼面是绝对刚硬的,则根部剖面1-3(如图4-72所示)在弯矩 M 作用下将绕剖面的中性轴旋转一个角度。而该剖面是支持在根

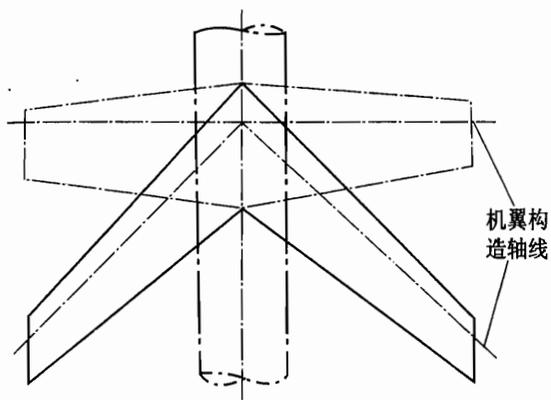
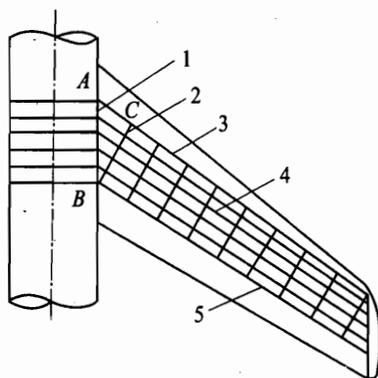
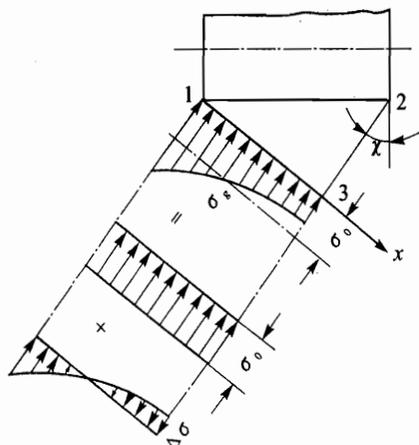


图4-70 平直翼与后掠翼平面形状比较

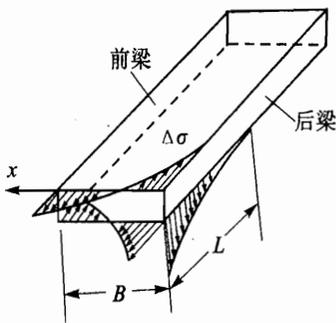


1—侧肋;2—根肋;3—前梁;4—长桁;5—后梁

图4-71 单块式后掠翼



(a) 后掠翼根部的应力分布



(b) 作用在根部加强肋外段翼面上的附加应力

图4-72 后掠翼受弯矩作用下的应力

部剖面内侧的纵向元件上,因此内侧各纵向元件应产生相同的位移 Δl 。然而由于根部三角区各纵向元件的长度不同,靠近前缘的长,靠近后缘的短,因此它们的轴向拉、压刚度不同。在满足变形(Δl)一致的条件下,各纵向元件所承担的轴力将按它们的刚度分配。前梁附近的纵向元件刚度小,分配到的载荷小,应力较低;后梁附近的纵向元件刚度大,分配到的载荷较大,应力就较高。这种应力向后缘集中的现象就是后掠效应。后掠角愈大,后掠效应愈严重。

理论研究表明,根部剖面 1-3 处的应力 σ_x 沿剖面的 x 轴呈双曲线分布。上面这一分析是在假设翼面外段是绝对刚硬,根部剖面变形后仍然是平面的条件下得出的。实际上,翼面外段是弹性的,因此外段翼面在附加应力 $\Delta\sigma$ 作用下要发生变形,剖面在变形后也不是一个平面,要产生翘曲(如图 4-73 所示),因此外段弹性的影响会使应力向后缘集中的现象有所缓和,但后掠效应仍存在。附加应力 $\Delta\sigma$ 应是一组自身平衡的应力,称之为“次应力”。

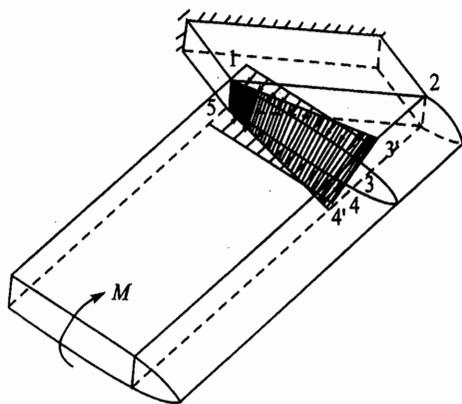


图 4-73 根部剖面 1-3 发生翘屈

这组次应力的作用使前梁卸载、后梁加载,其数值可达翼面不后掠时该剖面处应力的 30%~40%。该次应力的作用还将延伸到三角区外侧的直翼段上,但它沿展向很快衰减,衰减区的长度 L 近似等于翼盒宽度的 1~1.5 倍,因此在距根肋剖面 L 以外的外翼面,基本上可以不必考虑次应力 $\Delta\sigma$ 的影响。

4.6.2 后掠翼根部的传力特点

后掠翼从总体来看,大多采用梁式和单块式结构。后掠翼可看作由平直翼向后转动一个角度而得,因此翼面的纵向构件发生了偏折。后掠翼的主要特点反映在根部三角区内,其外段实质上仍然是一个平直翼,有关平直翼的受力分析仍可沿用。根据根部结构的特点,后掠翼还可进一步分为纵向构件在机身(弹身)侧边有转折和无转折两种形式。此处仅以几种典型情况为例,介绍后掠翼根部结构的受力特点及分析方法。

1. 翼盒转折传力的双梁后掠翼受力分析

后掠翼翼盒的刚心线不再与飞机(导弹)轴线垂直,最简单的结构形式是翼面到机身(弹身)侧边后通过某种结构措施使翼盒的走向转折到与飞机(导弹)轴线垂直,并使翼盒的全部或部分构件的内力保持连续,再把力传给中翼或机身(弹身)框等。图 4-74 给出了两种双梁式后掠翼结构形式。图 4-74(a)中的梁轴线在机身(弹身)侧边弯折,图 4-74(b)中的梁轴线在机身(弹身)对称中面处弯折,都在 1、2 两点处支持于机身(弹身)上。假设弯矩完全由梁承受,

蒙皮仅受扭矩引起的剪流,那么,问题就集中在根肋剖面 $n-n$ 的弯矩 M 、扭矩 M_t 和剪力 Q 如何传递。

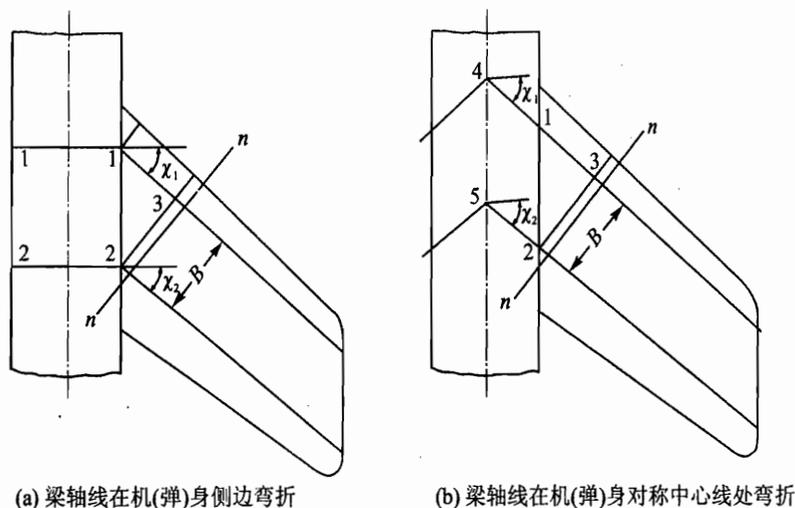


图 4-74 双梁后掠翼结构形式

这里仅对图 4-74(b) 所示结构形式的受力进行分析。由于传力路线长度不同,应力有向后梁集中的趋势。下标 I、II 分别表示前、后梁,则在 $n-n$ 剖面二者的弯矩分配为

$$\frac{M_I}{M_{II}} = \frac{(EI)_I}{(EI)_{II}} \frac{l}{l + \Delta l} \quad (4-10)$$

$$\Delta l = \frac{l \cdot \tan \chi}{1 + \frac{D}{2B}}$$

式中, D ——机身(弹身)宽度;

χ ——平均后掠角, $\chi = \frac{\chi_1 + \chi_2}{2}$ 。

剪力分配为

$$\frac{Q_I}{Q_{II}} = \frac{M_I}{M_{II}} \quad (4-11)$$

在机身(弹身)侧边,翼面蒙皮不受正应力,则到根肋剖面扭矩无法向内传递,只有以剪流形式传给根肋 2-3。根部受力情况如图 4-75 所示,图中已移去受扭的根肋 2-3,用力偶 R_H 来代替扭矩的作用。机身(弹身)对翼面的支反力 R_1 、 R_2 ,可将翼面作为静定刚体求出。设结构与载荷均对称,则纵向构件在机身(弹身)对称面 4-5 不能有转角,可以假设在该处为固支。实际上,前后梁在 4、5 点,以反力 R_4 、 R_5 支持中央翼肋 4-5,并把分弯矩 M_{H4} 、 M_{H5} 传给翼肋 4-5,根部后梁 2-5、前梁 3-4 和中央翼肋 4-5 的力图分别如图 4-75(b)、(c) 和 (d) 所示。

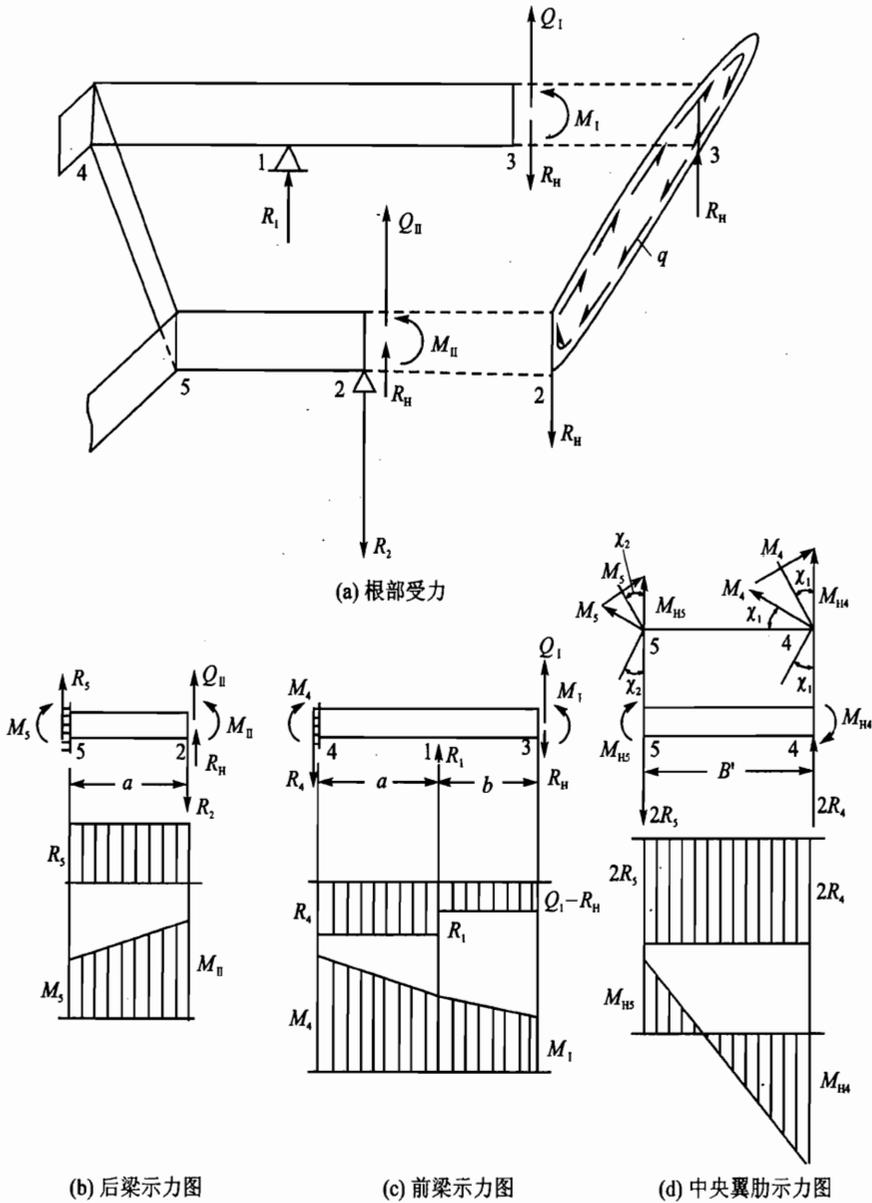


图 4-75 图 4-74 中形式(b)的受力分析

对后梁

$$R_5 = R_2 - Q_{II} - R_H \quad (4-12)$$

$$M_5 = M_{II} - (R_2 - Q_{II} - R_H)a \quad (4-13)$$

对前梁

$$R_4 = R_1 + Q_I - R_H \quad (4-14)$$

$$M_4 = M_I - (Q_I - R_H)(a + b) + R_1 a \quad (4-15)$$

对中央肋

$$M_{H4} = 2M_4 \sin \chi \quad (4-16)$$

$$M_{H5} = 2M_5 \sin \chi \quad (4-17)$$

当 $\chi > 30^\circ$ 时,中央肋的最大弯矩会超过前梁。中央肋还承受很大的剪力,其腹板应比前后梁的腹板都要厚,是个十分强的构件。上述形式后掠翼的根部传力分析只考虑了根部剖面 $n-n$ 以内的内力 M 、 Q 、 M_t 。在作根部剖面以内的构件设计力图时,尚需考虑局部气动力等载荷的作用。

2. 纵向构件转折的单块式后掠翼受力分析

图 4-76(b)所示为单块式后掠翼,其外段与单块式平直翼相似。根部由以下主要受力构件组成:上、下壁板 $A-B-C$ (由梁缘条、长桁和蒙皮组成或为整体加筋板,宜受沿长桁方向的正应力),侧边加强肋 AB ,根部加强肋 AC 以及前梁 BC 。

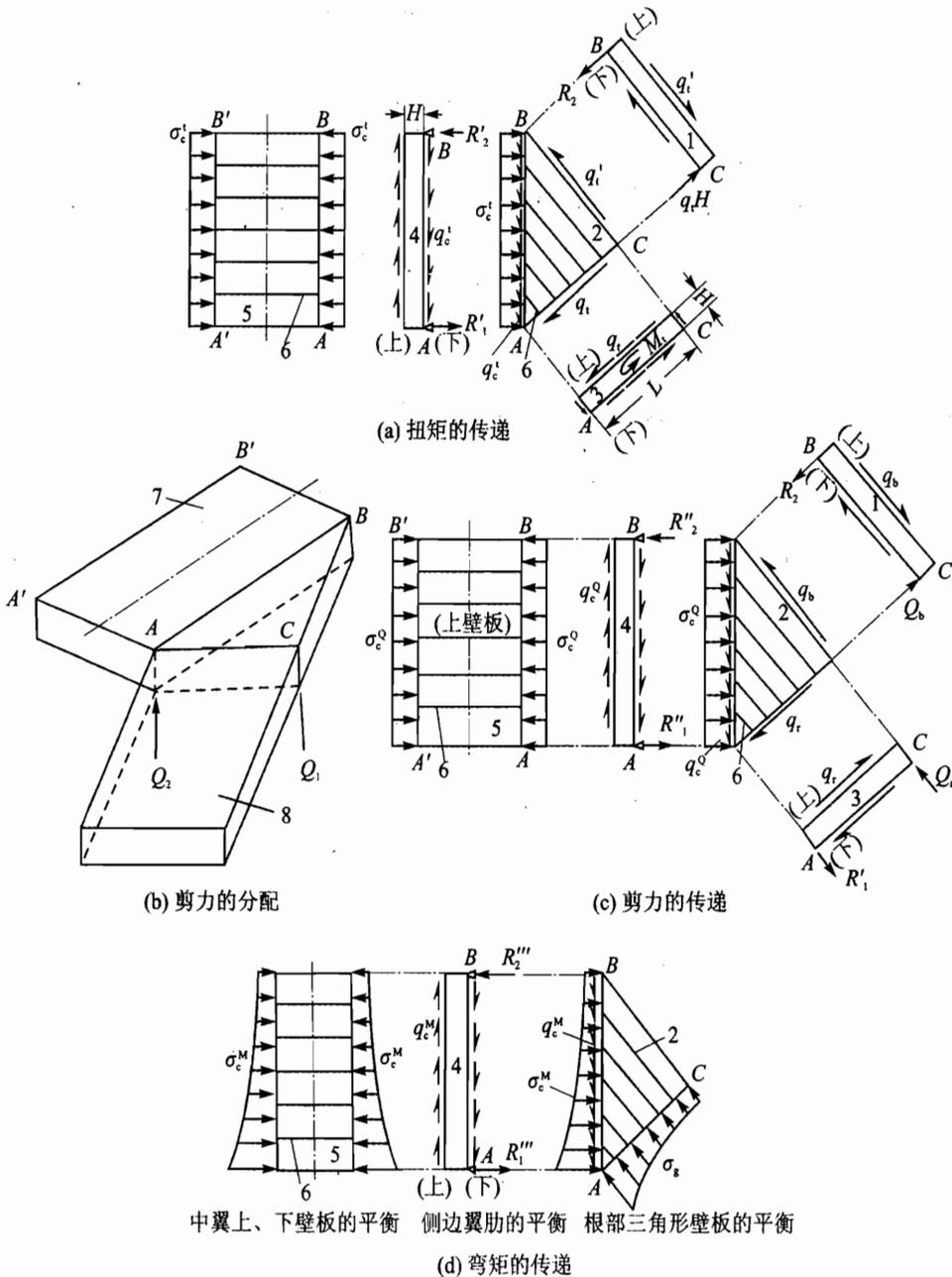
为研究方便起见,将根部三角区以外的翼段切除,在根部剖面上加上剪力 Q 、弯矩 M 和扭矩 M_t 来代替外翼对根部的作用。扭矩 M_t 在根部剖面处继续由三角形上、下壁板和前梁腹板向中翼和机身(弹身)传递,后梁上的剪流直接由对接接头传给机身(弹身)。图 4-76(a)给出了各分离体的受力情况。剪力 Q 分为两部分,作用在后梁与机身(弹身)对接点处的剪力 Q_2 直接传给机身(弹身),作用在前梁与根肋交点上的剪力 Q_1 分两路传递。一路 Q_1 由前梁传给机身(弹身);另一路 Q_1 由根肋向 A 点传递,在 A 点传给机身(弹身)。此时各分离体的平衡情况如图 4-76(b)和(c)所示。

在剪力 Q 、扭矩 M_t 的传递过程中,三角形壁板和侧边翼肋均需受载。弯矩 M 以壁板上的轴向力形式作用到根部剖面 AC 上。以图 4-76(d)中的 A 点为例,由于在机身(弹身)侧边处长桁发生了转折,中央翼长桁只能提供垂直于机身(弹身)轴线的支反力,如要 A 点处于平衡,因长桁转折产生的轴力分量必须有另一构件提供支反力来平衡。为此,在翼身接合处须要布置侧边加强肋。

由以上分析可知,对于单块式后掠翼,若纵向构件在机身(弹身)侧边转折,则侧边加强肋在受力上成为必不可少的受力构件,它在传递弯矩、剪力、扭矩时都起着重要作用。在传力时,侧肋上、下缘条上的剪流(外载荷)方向总是相反,这一对剪流构成一对力偶,由前、后梁的腹板提供一对大小相等、方向相反的垂直剪力来平衡。因此侧边翼肋基本上都是受剪,弯矩很小,因而缘条不需很强,而其腹板要强,而且为了提高侧肋腹板的剪切稳定性,腹板上一般铆有较密的加强型材。

3. 梁架式后掠翼受力分析

有些后掠翼为了解决受力和布置之间的矛盾,在根部采用梁架式结构。后掠翼梁架式布

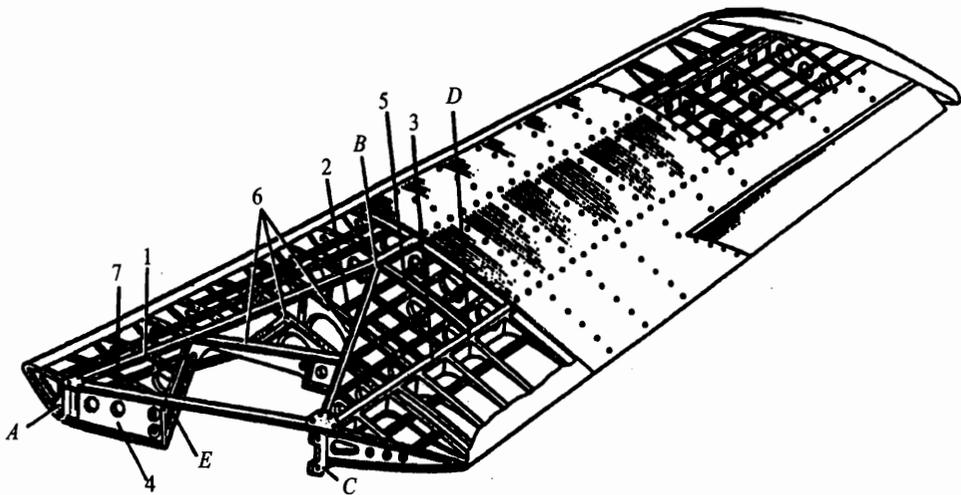


1—前梁;2—三角形上壁板;3—根肋;4—侧肋;5—中翼上壁板;6—长桁;7—中翼盒;8—外翼

图 4-76 单块式后掠翼扭矩、弯矩和剪力的传递

局具有传力路线短、构造简洁、质量轻、构思巧的特点,为俄罗斯米高扬设计局首创,并成功地应用到米格-15至米格-19系列歼击机上,后来发展成米格-21的三角翼。某机翼的结构布置如图 4-77 所示,根肋以外为单块式结构,受力情况与一般平直翼相同。翼根为了收置主起

落架,在前梁和主梁之间的下翼面布置了大开口(图4-77的ABC区),破坏了原单块式结构的传力路线;又由于机身无法布置中央翼,还考虑到双梁式后掠翼上出现的后掠效应将使后梁受载严重,为减轻后梁上的载荷,故此在14肋以内的根部采用了增加一主梁的梁架式结构。主梁(也叫内撑梁)、前梁和后梁等若干个梁和根部加强肋、侧边加强肋等组成一个受力构架,称之为梁架,由它来承受和传递外翼传来的弯矩、剪力、扭矩以及作用在根部区的各种载荷。



1—前梁;2—后梁;3—主梁;4—侧肋(1肋);5—根肋(14肋);6—起落架支柱特型开口加强肋;7—2号前肋

图4-77 某翼面结构布置图

14肋以外的情况类同一般单块式平直翼,到“根”部(指14肋以内)转变成梁架式受力。在14肋外通过结构参与把弯矩集中到前、后梁上。在14肋以内由梁架结构受载,并向机身传递外侧机翼传来的弯矩、剪力和扭矩。实际上,根部所受载荷除外段传来的弯矩、剪力和扭矩外,还有根部区域内的局部气动载荷、质量力以及起落架传来的载荷等。为了简明起见,下面只分析外翼传来的 M 、 Q 和 M_x 在梁架结构内传递的情况。

根部结构的简化假设:

① 认为全部载荷均由根部梁架来承受。除侧肋(1肋)和根肋(14肋)之外的其他翼肋均不参与总体传力。

② 因为前梁与主梁间的下翼面为大开口,且翼身只有两个集中接头连接,因而上翼面壁板自根肋向外是逐渐参加承受正应力的,故近似假设A-B-C区的壁板不受力。

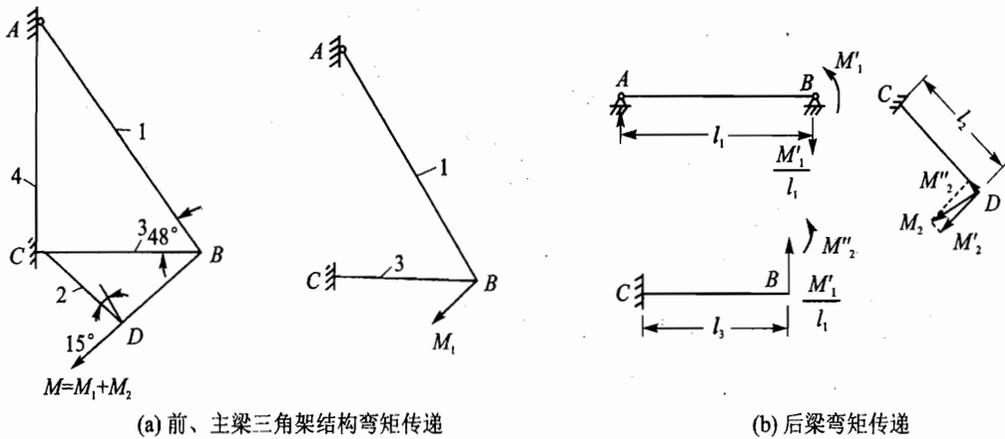
③ 根肋(14肋)在外翼传来的载荷作用下,其变形近似符合平剖面假设。

④ 各构件的支持情况简化如下:

- 前梁1:两点铰支梁,分别支持在机身17框和主梁端头B点上。
- 主梁3:固支在机身24框和侧肋上的悬臂梁。
- 后梁2:固支在主梁和侧肋上的悬壁梁。

- 根肋 BD : 可看作为一双支点梁, 一端与后梁铰接, 另一端与前梁和主梁的交点 B 相连。因为有加强蒙皮把前梁、主梁和根肋的缘条间接连接在一起, 且腹板也相连, 所以前支点可看作弱固支, 在传递扭矩时, 起固支作用。
- 侧肋 4: 接受由前、主、后梁传来的弯矩分量, 并认为它最后铰支在前梁和主梁接头处, 以双支点梁形式受弯, 然后把弯矩转成剪力传给两个接头。
- 2 号前肋: 固支在前梁上。

简化后的梁架布置如图 4-78 所示。根部梁架式结构传力分析如下所述。



1—前梁; 2—后梁; 3—主梁; 4—侧肋; BD —根肋

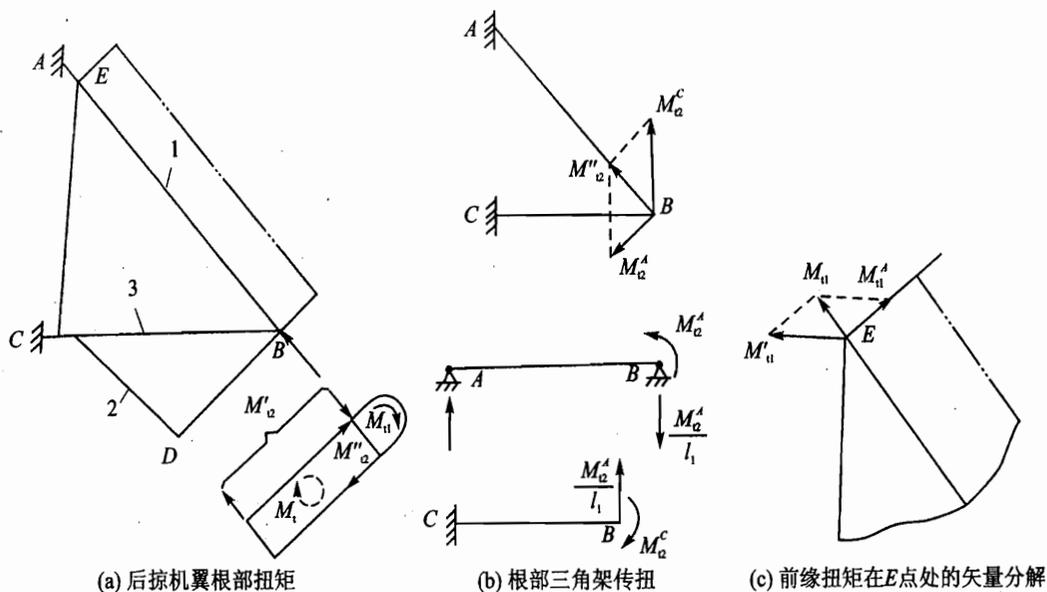
图 4-78 弯矩 M 的传递

剪力 Q 根据刚度分配分别以 Q_1 与 Q_2 加在前梁 B 点和后梁 D 点上。因前梁与机身铰接, 因而近似认为 Q_1 全部改由主梁承受, 并直接传给机身。 Q_2 则由后梁传到主梁 C 点, 然后通过主梁接头传给机身。

弯矩 M 按刚度分配到 B 点的大小为 M_1 , 后梁 D 点的弯矩为 M_2 。由于后梁与根肋不垂直, 所以 M_2 分成后梁内的弯矩 M'_2 和根肋 BD 内的弯矩 M''_2 两路向内传递。前梁以双支点梁形式受弯, 然后把一个力传给机身, 另一个力加到主梁端点 B 上, 由主梁承弯传给机身。 M'_2 沿后梁向根部传递, 但因后梁与机身不直接相连, 且在根部与主梁有一夹角, 所以 M'_2 传到 C 点后, 一个分量传给主梁, 另一个分量由侧肋承受。由于主梁与机身轴线不垂直, 主梁上的所有弯矩在根部接头处都要分成两个分量, 分别传给 24 框和侧肋。

扭矩包含了外翼传来的扭矩 M_t 和 D 点的弯矩分量 M''_2 (如图 4-79 所示)。在根肋处 M_t 按扭转刚度分配给前缘闭室和中闭室, 分别为 M_{t1} 和 M_{t2} 。 M_{t1} 传到根部 2 号前肋处, 因与机身无周缘连接, 因此 M_{t1} 在 E 点转化成两个力矩分量, 即 A'_1 传给前梁, M'_{t1} 传给侧肋, 再分别传到机身。 M_{t2} 以闭合剪流形式传到根肋处, 由 14 肋转成两种形式的力矩往根部传递。其中 M'_{t2} 以主、后梁腹板上—对剪力形式往根部传递; M''_{t2} 则由前、主梁及侧肋组成的构架承受, 然后以前

梁和主梁承弯的形式向根部传递。



1—前梁;2—后梁;3—主梁; $M_2^A - M_2^B$ 传给前梁的力矩分量; $M_2^C - M_2^B$ 传给主梁的力矩分量

图4-79 扭矩 M_1 的传递

外翼传来的剪力、弯矩和扭矩在根部各构件上的分配求得之后,连同各构件在根部所承受的局部气动载荷和质量载荷等,便可得到根部各构件的全部受力情况,由此便可绘制出各构件的内力图,为构件的设计计算提供原始载荷。

4.6.3 变后掠翼和前掠翼的结构与承力特点

1. 变后掠翼的结构与承力特点

超声速飞行器广泛采用小展弦比大后掠翼。虽然大后掠翼的超声速阻力较小,但是低速气动效率低,升力特性不好。用低速性能好的大展弦比小后掠翼,又会使超声速性能变坏。变后掠翼可以使飞行器具有良好的高低速飞行性能,在起飞着陆和低速飞行时用小后掠角,这时展弦比最大,因而有较大的起飞着陆升力和较高的低速巡航效率,机动性高。当它以大后掠角作超声速飞行时,展弦比和相对厚度变小,激波阻力小,对提高速度有利。

变后掠翼常用于多用途战斗机、歼击轰炸机和轰炸机,如美国 F-14、F-111、B-1、俄罗斯的米格-23、图-160 和西欧的“狂风”等(如图 4-80 所示)。图 4-81(a)给出了 F-14 变后掠翼的结构布局。变后掠翼轰炸机和强击机作超低空高速突防飞行时,由于后掠角大,展弦比小,翼面升力线斜率较小,加上较高的翼载,飞机对突风反应降低,颠簸减小,有利于精确控制飞行路线和武器准确瞄准及射击。此外,飞机以大后掠角作正常飞行时,由于飞机对突风的响

应小,重复性载荷的幅度也小,可以减小结构的疲劳损坏,获得较长的使用寿命,并可改善乘坐品质。

变后掠翼的主要缺点是活动翼上的载荷传入机身时要经历从分散到集中再分散的过程,因而结构较重。同时还要增加一些配套设施,总的来说,变后掠翼的质量较大。

(1) 变后掠翼的设计要求

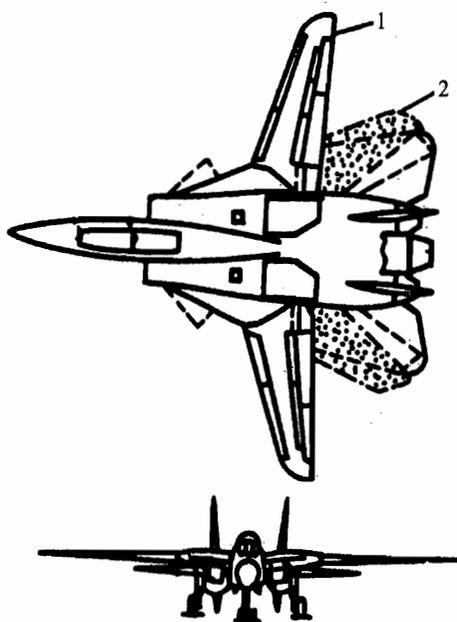
① 合理确定枢轴的位置。翼面后掠角由小变大时,气动力中心比飞机质心后移量大,因而影响飞机的平衡。适当将枢轴外移,可以减小翼面气动力中心相对于质心的变化。枢轴外移,活动翼缩短,载荷减小,因而活动翼、枢轴及转动机构质量减轻,此时固定翼质量有所增加,但总的来讲,对减轻机翼结构总质量是有利的;缺点是变后掠翼的气动优点不能充分发挥。为此,有的飞机(如 F-14)在机翼前面装一对可伸缩小翼,活动翼后掠时,小翼伸出,以减少机翼升力后移。

② 枢轴接头是变后掠翼的关键元件,其强度、刚度、质量、工作可靠性、破损安全性、防颤振特性等问题都比普通固定翼更突出更复杂,设计时需要做大量分析和试验研究工作。枢轴必须能可靠地承受每一种后掠角下的全部载荷,并且枢轴和转动系统有足够的刚度。枢轴系统承受载荷大,受力复杂,尺寸和质量都很大,常采用高强度合金钢或钛合金制造。枢轴的制造技术要求非常高。变后掠翼在各种转动位置和不同的装载情况下不得发生颤振。枢轴的空隙过大,会使机翼的颤振临界速度降低很多。枢轴系统一旦断裂,会立即导致毁机事故,因此必须具有破损安全性能。

③ 为了配合变后掠翼工作,转动系统中配有强而有力的助力作动筒,并装设连杆协调机构以保证左右活动翼同步转动。为了使活动翼上的外挂在任何后掠角下均保持顺流方向,还须增设一套传动机构。为了容纳活动翼的缩入部分,固定翼内应留有收藏空间,固定翼与活动翼之间的外缘缝隙用弹性板片密封。

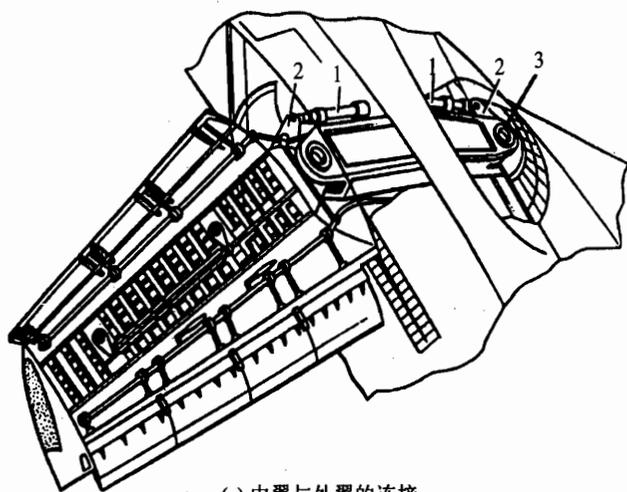
(2) 枢轴的形式和受力分析

变后掠翼的外翼展弦比较大,翼盒的主要部分可用薄壁工程梁理论分析。中翼一般有与枢轴接头连接的宽度不太大的翼盒。传力分析集中于枢轴的传力构造和外翼盒上的弯矩、扭矩和剪力如何集中传给外翼枢轴接头,再传到中翼。枢轴机构的设计方案很多,一般有导轨槽型、力矩轴承型、滚柱轴承导轨型和垂直销子型等形式。应用最广的是单垂直销型。目前,各

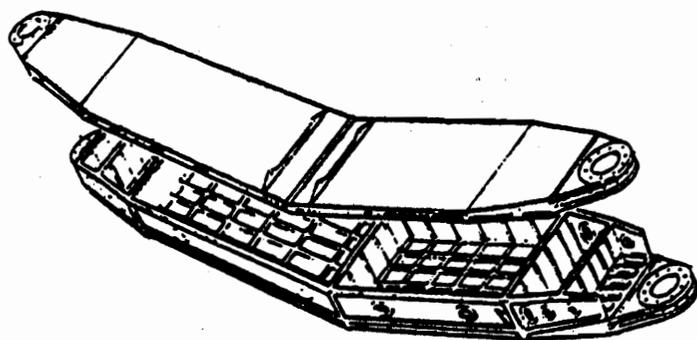


1—机翼前转,后掠角减小;2—机翼后转,后掠角增大

图 4-80 变后掠翼外形



(a) 中翼与外翼的连接



(b) 中央翼盒

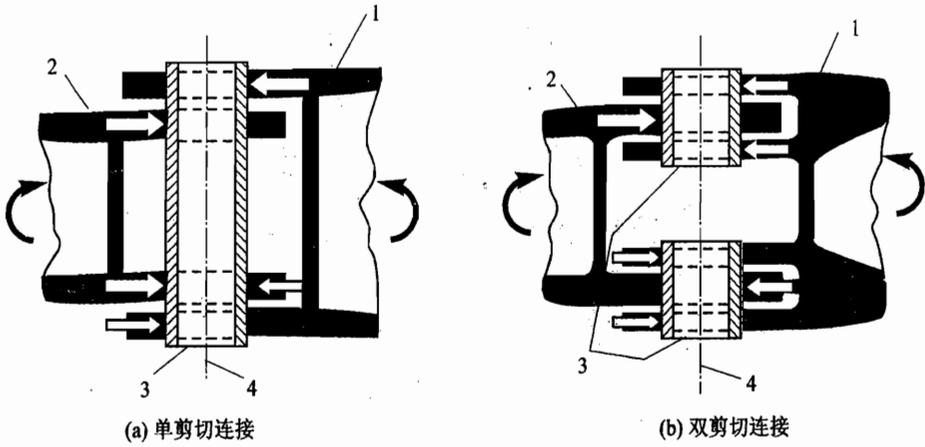
1—作动筒;2—连杆;3—枢轴接头

图 4-81 F-14 飞机变后掠翼

国设计的变后掠翼都是采用这种形式,其优点:结构简单,传力路线容易确定;枢轴所占空间小,转动机构简单,活动零件少;结构质量轻。缺点是:枢轴受力大,为了便于载荷传递,要求机翼的相对厚度比较大;对传力路线的完整性依赖很大。

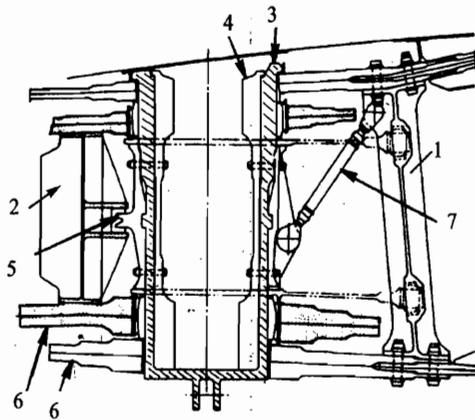
枢轴有单剪切和双剪切两种基本形式,如图 4-82 所示。单剪切枢轴须用全高度的垂直销来平衡从耳片传来的力矩。双剪切枢轴中,采用上下两组叉耳接头和短垂直销,这样短销受力对称。图 4-83 所示是 B-1 和“狂风”两种变后掠翼的单剪切枢轴。B-1 的每个耳片均由两层板片组成,具有破损安全性能,每一层均能承受规定的破损安全载荷。

单垂直销型枢轴传力特性比较简单。垂直弯矩、扭矩和水平剪力均靠上下接头传递。巨大的垂直剪力靠上下耳片挤压传递显然对质量不利,一般都是通过与腹板相连的承剪凸耳及承剪撑杆传递。水平弯矩则由枢轴和转动系统的液压作动筒或千斤顶来平衡。

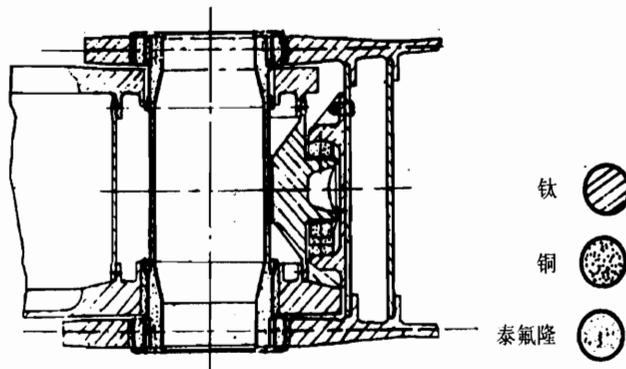


1—中翼(固定);2—外翼(活动);3—垂直销子;4—枢轴轴线

图 4-82 垂直销子机翼枢轴



(a) B-1轰炸机机翼单剪切枢轴



(b) 欧洲多用途战斗机机翼单剪切枢轴

1—中翼(固定);2—外翼(活动);3—外销子;4—内销子;
5—垂直抗剪凸耳;6—保证破损安全的双蒙皮;7—垂直抗剪撑杆

图 4-83 两种飞机的垂直销子机翼枢轴

(3) 变后掠翼的结构特点

活动翼普遍装有全翼展前缘缝翼、后缘襟翼、副翼和扰流片,还要给操纵系统、管路、电缆等留出敷设的空间,因此用作受力翼盒的空间不是很大,翼盒弦向比较狭窄。为了保证足够的结构刚度,大多采用双梁单块式结构,有的采用多梁厚蒙皮单块式结构,内部为整体油箱。

中翼结构最常采用的是等厚度盒形结构,其结构如图4-81(b)所示。优点是几何形状简单,容易制造;上表面平直,传弯连续;各个翼梁和翼肋尺寸相同,节省制造成本。缺点是翼盒高度小,要用厚加强板承受弯矩;用作整体油箱时体积太小;结构质量较大。图4-81(b)所示的F-14中央翼盒由钛合金加工成形,33个钛合金机加零件用电子束焊接而成,内部构成两个整体油箱。两端接头上下各有两组耳片,它们均按破损安全进行设计。

有的变后掠翼飞机的中央翼采用变厚度组合型翼盒,图4-84所示为B-1轰炸机的变后掠翼结构,中央翼盒采用钛合金焊接壁板,本身也是一个油箱。枢轴接头连同加强隔板从两侧焊接到中央翼盒的油箱上。外翼(如图4-84(b)所示)为整体壁板结构形式,内部是整体油箱。变厚度中央翼盒比等厚度翼盒结构刚度大、质量轻、燃油容量大。这种形式特别适用于翼身融合的气动布局(如B-1轰炸机),不但形状上翼身融为一体,结构也融为一体。整个中翼结构既承受横向的机翼载荷,也承受纵向的机身载荷。

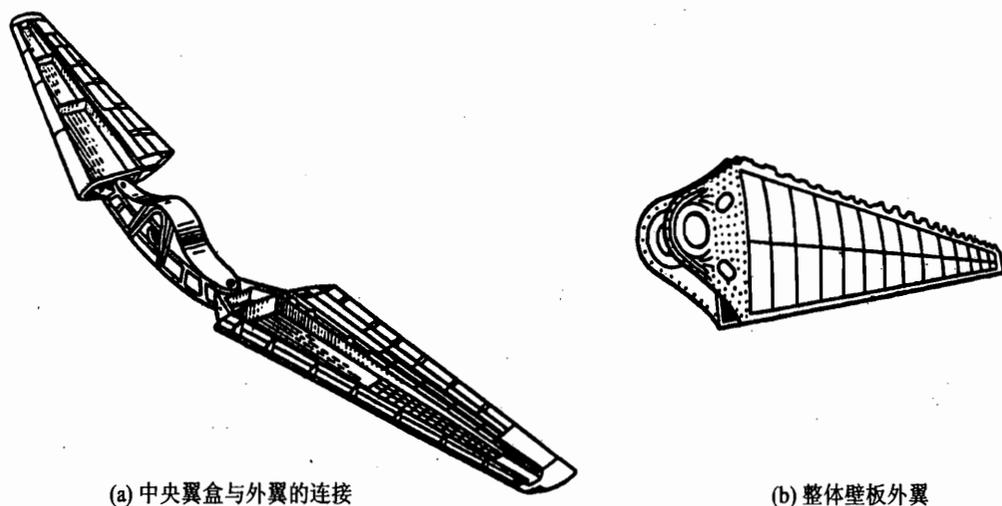


图4-84 B-1飞机变后掠机翼

2. 前掠翼的结构与承力特点

在飞机布局设计时,采用前掠翼可以提供较大的灵活性。前掠翼的翼根区域升力较大,在迎角增大时翼根局部的升力系数最先达到最大值,因此在翼根最先进入失速。这样的失速不

导致飞机失去横向稳定性,因为失速区域未扩展到副翼。前掠翼可以提高飞行安全性,并可以使超声速飞机使用大迎角,提高其机动性。前掠翼飞机能较容易地满足面积律的要求,从而可以降低跨声速飞行时的波阻和需用推力。

前掠翼的气动弹性发散临界速度远小于后掠翼。前掠翼在气动力作用下,翼面发生扭转,导致迎角增加(如图4-85(b)所示),促使翼尖上出现附加升力,从而增大其弯曲,并再次增大迎角,如此进行下去,直到当飞行速度大于气动弹性发散临界速度时翼面破坏为止。对于后掠翼,扭转角的增大会导致迎角减小,因而这种现象出现的可能性降低(如图4-85(a)所示)。要消除前掠翼上的发散现象,需要增大翼面刚度。在使用复合材料以前,增加刚度所需的附加质量很大,以至不能补偿所取得的飞机机动性能上的好处。采用经过气动剪裁设计的复合材料,使翼面弯曲时产生减小迎角的力矩,从而解决了这一问题。

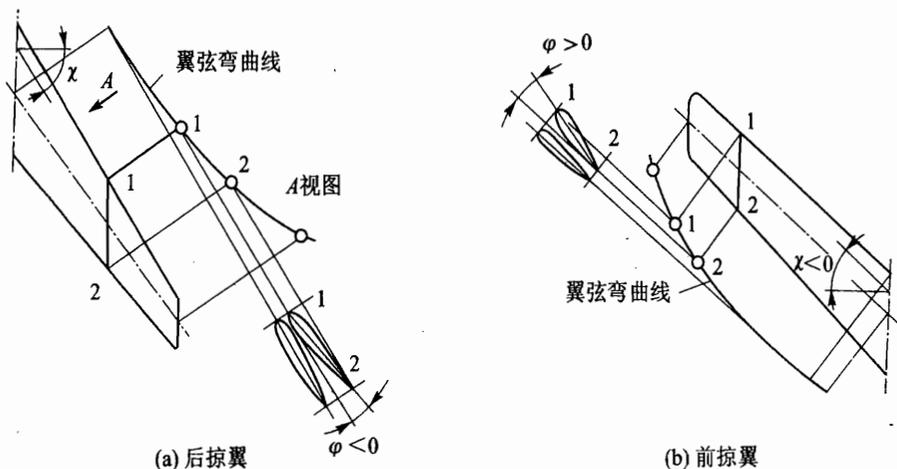


图4-85 翼面弯曲时翼剖面迎角的变化

前掠翼可以具有与后掠翼相同的承力结构形式,在结构和承载方面与平直翼仅在根部存在差别。除单梁式翼面外,前掠翼的受力形式与后掠翼不同之处在于靠近前梁的壁板在根部承受较大载荷。

图4-86(a)所示为双梁前掠翼,其翼梁、蒙皮和翼尖肋采用碳纤维复合材料制成。图4-86(b)所示为带有内撑梁的双梁前掠翼,其翼梁、蒙皮、前缘和后缘都由玻璃钢制成。图4-86(c)所示为带有前掠翼和前置水平翼的X-29飞机结构布置图,机翼结构采用了金属翼梁和碳纤维复合材料蒙皮。碳纤维蒙皮的铺层数约为150层,这种复合材料结构在机翼弯曲时同时发生减小迎角的扭转,促使气动弹性发散临界速度增大。图4-86(d)所示为平面形状为K形的前掠翼。由于根部是前掠翼的临界区域,所以将其设计成后掠形。由于速度分量 v_2' 的作用,阻止了附面层从翼面中段向根部流动,前掠翼的构想便可得到实际应用。

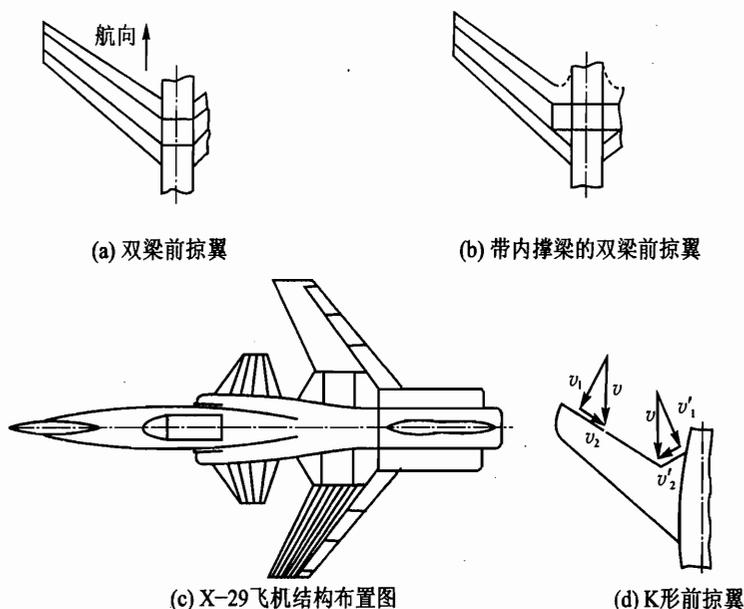


图 4-86 前掠翼受力形式

4.7 三角翼的结构特点与受力分析

1. 三角翼的结构特点

高速飞行器为了进一步减小波阻,提高飞行速度,要求进一步增大翼面后掠角并减小其相对厚度。这就使得翼面的强度、刚度特性更加恶化,结构越来越重。解决这一矛盾的有效措施是采用三角翼。三角翼可以看成在后掠翼的后缘添补一块三角形面积演变而来,其后缘平直或前掠或略微后掠。三角机翼的外形特征是大后掠角(前缘后掠角 χ 在 $55^\circ\sim 75^\circ$ 之间),小展弦比($A=1.5\sim 2.5$),大梯形比(η 可达无限大),小相对厚度($\bar{c}=3\%\sim 5\%$)。

从空气动力学角度来看,三角翼的优点是超声速阻力小,从亚声速过渡到超声速时翼面压力中心后移量小,这对舵面平衡能力比较差的飞机(如无尾飞机和鸭式飞机)尤为重要。缺点是亚声速飞行时升阻比低,亚声速巡航特性不好。此外,只有在大迎角下才有足够的升力系数,所以着陆性能较差。从结构角度看,三角翼的优点是明显的。首先是因为翼展小,并且根部面积大,故压力中心内移,使根部弯矩减少;而且压力中心相对于根部剖面刚心的力臂减小,扭矩也就相应减小。另一方面,相对厚度虽小,但由于根弦很长,所以根部结构的绝对高度仍然较大,承弯构件的结构效率高。同时闭室面积大,承扭能力强。所以三角翼的根部的抗弯、抗扭的刚度、强度特性都比后掠翼好。另外,由于根部容积大,便于收置主起落架,装载燃料

等,因而使用性能提高。

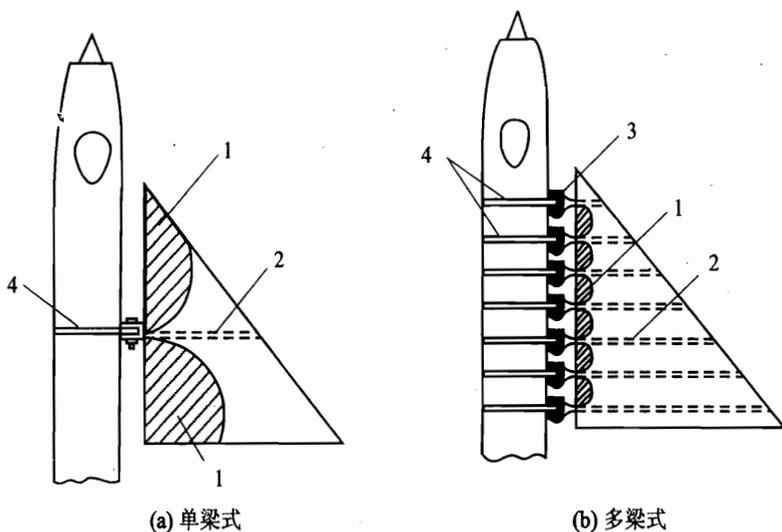
根弦很长和其他一些因素给三角翼的结构设计带来了如下一些新问题。

① 三角翼根部附近翼弦长,翼肋容易发生弦向弯曲,翼面垂直于翼弦的刚度较差,影响气流质量,如图4-87(a)所示。当翼面为中单翼时,不易做到整个翼面贯通机身,此时应注意合理设计翼身的连接接头。如果单纯用增加翼肋数目和翼肋刚度的办法来解决,势必会较多地增大结构质量。最好的办法是增加翼肋的支点,这就意味着适当地多安排翼梁或纵墙(如图4-87(b)所示)。因此三角翼大多采用多梁式和多墙式结构。



图4-87 三角翼翼肋的变形

采用了多梁或多墙之后,减小了根部结构纵向承力件的间距,缩小了根部壁板参与区面积(如图4-88所示),对提高结构承力效率,减轻整体结构质量有利。增加翼梁或纵墙后,结构静不定度增加,安全度和可靠性得到了提高。问题是连接点增多,梁的质量增加,也给机身(弹身)布局 and 接头的工艺性带来一定困难。



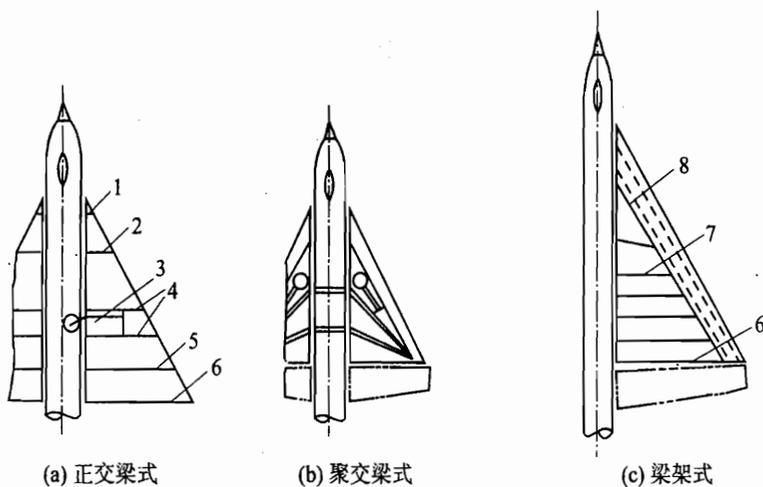
1—壁板参与区;2—翼梁;3—与机身连接接头;4—机身框

图4-88 单梁和多梁式三角翼蒙皮受力的比较

② 三角翼梯形比很大,从根部到端部,弦长急剧减小。在相对厚度一定的情况下,翼尖部分结构高度很小,抗弯抗扭刚度很低。此外,三角翼气动力展向分布靠近翼尖比较大,副翼偏转引起的附加气动力也在翼尖部分,所以翼尖部分的工作条件对结构非常不利。如果仅仅采用增加蒙皮厚度和纵向元件剖面尺寸的办法来提高刚度,则质量增加较多。通常是在翼尖段

采用相对厚度较大的翼型,同时采用单块式结构形式,或与前、后缘一起采用蜂窝夹层结构、整体结构等。

三角翼有两种基本结构形式:薄蒙皮多翼肋的多梁式结构(F-15)或带加强筋的整体壁板厚蒙皮少翼肋的多墙式结构(F-16),翼肋顺流放置。按翼梁或纵墙布置方式的不同,又可分为正交(平行)梁(墙)式(F-16、协和号以及 Ty-114)、聚交梁(墙)式(F-15)和梁架式(米格-21、歼8、“幻影”Ⅲ和“幼狮”)三种(如图4-89所示)。



1—墙;2—前梁;3—起落架开口;4—强梁;5—后梁;6—辅助梁;7—主梁;8—斜梁

图4-89 多梁式三角翼的布置形式

从受力观点分析,正交式比聚交式好,因为梁和隔框在同一平面内,不会有弯矩分量传给侧肋,故传力直接,受力特性好;连接也较简单。从工艺角度出发,正交式梁短,锻制容易;梁和肋正交时直角相连,铆接方便;但翼梁不在等百分线上,缘条外缘是曲面,且有扭转,故加工复杂。

2. 正交梁式三角翼受力分析

多梁式结构是一个多度静不定系统。这里以如图4-90所示的正交梁式结构为例,分析其受力特性。当翼面受载时,假设各梁独立工作。可以看出,在同一剖面处靠后的那些梁因其外段的气动载荷引起的弯矩比较大,在其他条件相同的情况下,它们的挠度比较大,而靠前的梁的挠度则比较小,如图4-91所示。然而实际上翼面是一个整体。因盒段蒙皮有一定的刚度,当梁和梁之间因上述因素产生相对转动时,蒙皮内会产生剪流来协调各梁的变形。我们可把翼面近似简化成由几个阶梯形盒段组成的系统,上述蒙皮内的剪流将使各盒段的长梁卸载、短梁加载。各梁的弯矩近似分布情况如图4-92所示。

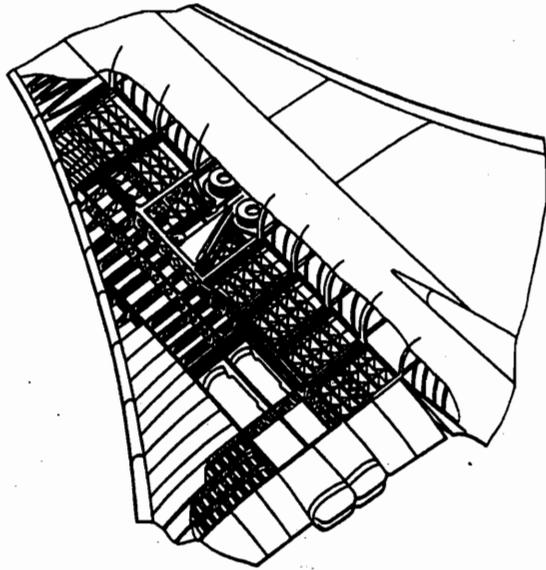


图 4-90 带平行梁的三角翼结构

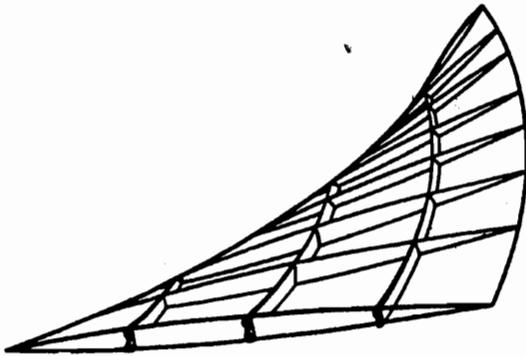


图 4-91 三角翼略去蒙皮作用时各梁的变形

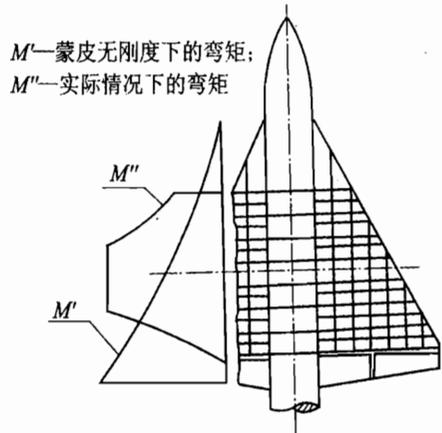


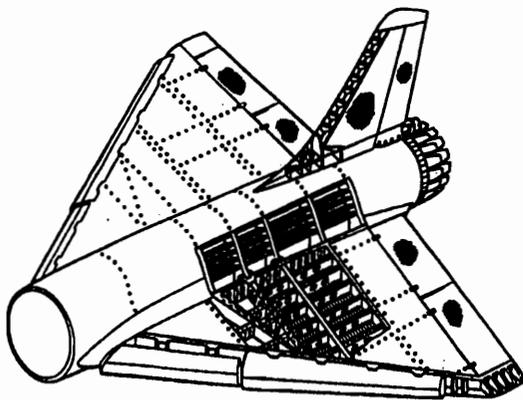
图 4-92 正交梁式翼面的受力分析

3. 梁架式三角翼受力分析

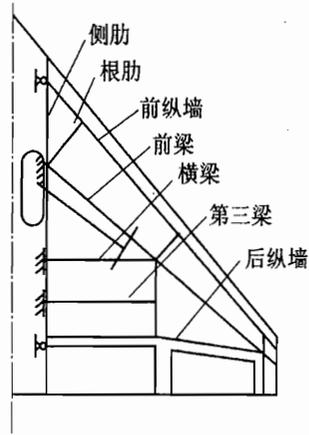
当主起落架的支点安装在翼面的受力骨架上时,翼根处常设计成大开口的结构形式,此时,除开口部分外,其根部骨架和蒙皮仍构成翼盒(前盒和后盒)。如图 4-93(a)所示为一种梁架式结构形式,在后盒处的横梁(内撑梁)给前盒提供一个支持,而前盒的前梁即是全翼的斜梁,它斜贯整个翼展。横梁与斜梁的连接点为简支。

图 4-93(b)为米格-21 翼面结构布置示图。结构分析表明,该翼面在空中机动载荷作用

时;翼盒正应力的最高点位于前盒的前梁与横梁汇交的的点处。前梁类似于双支点外伸梁,因而其剖面弯曲刚度中段强而两端弱。由于对前盒提供支持,横梁一般承受了80%以上的翼根弯矩,所以该横梁又称为主梁。前梁等其他梁在根部可以是固支,也可以是铰支。前盒的根部为后掠翼布局,后盒根部是平直翼平行梁布局,结构模型是一个后掠翼盒和一个平直翼盒在连接点处相互约束。这样可用3度静不定(未知力为前后盒连接处的弯矩、扭矩与剪力)薄壁盒式梁筒易模型,很简单地分析这类翼面的受力系统。



(a) 梁架式三角翼结构俯视图



(b) 米格-21翼面受力系统布局

图 4-93 梁架式三角翼

4.8 翼面结构形式的确定与结构布置

4.8.1 翼面结构设计的原始依据、工作内容与步骤

1. 翼面结构设计的原始依据

翼面结构设计的主要依据包括飞行器气动力布局、总体布局、战术技术和使用要求等。

(1) 气动力布局外形参数

气动力布局外形参数有:根据总体设计给出的翼面三面图及其平面和剖面参数,主要有翼面积、展弦比、梯形比、后掠角、上或下反角、安装角;翼面翼型及弯度和扭转分布;前、后缘操纵面及增升装置的几何和运动定义。

(2) 总体布局参数

影响翼面结构设计的总体布局参数有:翼身相对位置及传力系统布局,中翼是否通过机身(弹身),传弯和传剪的加强框位置及翼身的对接位置;发动机布置和安装位置;翼面内部是否

收藏起落架,起落架收放形式,收置和放下运动协调数据;翼面外挂物的位置,不同任务剖面的外挂组合,外挂物的惯性数据;翼面是否安置燃油箱,油箱形式,分组和供油顺序等;翼内装置系统、设备的安装,运动协调及维护口盖的设置要求等。

(3) 强度、刚度规范及设计参数

包括由总体设计给出的飞行器主要参数,起飞和着陆质量,强度计算的基本质量;翼载大小, $M-H$ 的飞行包线,对称和非对称机动飞行包线,机动过载,按飞行质量的限制,安全系数规定,战斗任务剖面及使用计划,强度、刚度及疲劳强度设计规范及检修间隔等要求。翼面使用寿命及遵循的设计原则, $1g$ 应力和工作应力的控制水平。

2. 翼面结构设计的工作内容与步骤

翼面结构设计分为打样设计和详细设计(工作设计)。打样设计包括对翼面进行构造方案比较,受力系统布局,结构形式选择,主要装载布置,综合协调对主要结构位置和几何尺寸进行确定,分离面的选择,主要交点位置的确定以及设计计算等,最后绘出打样图。详细设计的工作内容是在打样设计的基础上完成翼面零、构件设计,画出从零件、构件、组件到部件的全部生产图,并完成翼面强度、刚度和寿命的全部计算。

翼面结构设计的具体步骤大致如下:

① 选择结构受力形式和受力系统布局并布置主要受力构件,确定主要构件材料,初步确定沿展向各剖面纵向元件数量及结构元件的初步尺寸。

② 外载荷计算,绘出控制切面的力图,或外载分配到结构计算模型中的各节点上的节点载荷。

③ 翼面蒙皮的分块,连接形式的确定,维护检查口盖的确定,管道、电缆和附件系统的位置协调。

④ 翼梁、翼肋和桁条的布置,进行与系统的细节协调确定选择结构形式,绘制翼面结构理论图。

⑤ 进行翼面强度、刚度、振动、颤振、静气动弹性、噪声疲劳等设计、分析和试验。这些在打样和详细设计阶段要进行多次设计迭代。

⑥ 按满足强度、刚度要求的构件尺寸,进行零、组件和部件结构设计,对稳定性进行设计计算和对连接结构进行必要的设计计算,绘制生产图。

⑦ 对关键部位和结构尚需进行疲劳、耐久性、损伤容限设计分析和试验,以确定是否满足战术(使用)技术要求的使用寿命和检修间隔要求。

4.8.2 翼面结构布局设计

大量实践证明,结构设计是否合理,质量是否轻、很大程度上取决于结构布局设计是否合理。一旦布局确定后,质量水平就基本确定下来了。通过结构参数优化设计,只能在小范围中

减轻质量。翼面结构布局设计在飞行器结构总体布局完成后进行,在飞行器总体设计时就要予以考虑,最终在翼面结构打样设计阶段确定下来。

翼面结构布局包括以下工作内容:翼面结构形式选择;结构传力路线的确定及主要传力结构的布置;工艺分离面的确定及主要接合面形式的确定;主要维护方式及口盖布局等。本节重点介绍翼面结构形式的选择及主要受力构件的布置。

1. 翼面结构形式选择

翼面结构的典型受力形式有梁式、单块式、多墙式等蒙皮骨架式,以及整体壁板结构和夹层结构(包括夹层板结构和夹层盒结构)。翼面结构形式的选择与多方面因素有关,必须结合飞行器的具体情况综合考虑,然后在几种可行方案中经综合分析,选出一种既能满足各项设计要求而结构质量最轻的一种。

翼面结构形式选择的影响因素有:

(1) 材料分布

梁式和单块式翼面在承受剪力时无大差异,但在承受和传递弯矩和扭矩时则完全不同。梁式翼面主要由梁缘条承受弯矩引起的轴力,受正应力面积集中;单块式翼面主要由壁板承受和传递弯矩,承受正应力的面积沿翼剖面周边分散分布;多墙式翼面主要由上下厚蒙皮承受和传递弯矩,材料沿翼剖面分散性比单块式更大;单块—梁式混合翼面材料分布,可根据壁板和梁缘条承受载荷分配比,确定集中和分散面积的多少。

(2) 翼型厚度和刚度

梁式翼面蒙皮薄,在翼盒闭室面积相同情况下,扭转刚度小,一般翼面相对厚度较大的低速飞行器较多采用。单块式翼面蒙皮较厚,扭转刚度也较好,对提高颤振临界速度很有利,一般小、中、大展弦比,速度较高的飞行器采用。多墙式翼面蒙皮很厚,并以多个腹板形成的翼盒多闭室受扭,提高了扭转刚度,刚度最好,一般中、小展弦比,相对厚度小的高速飞行器采用。

(3) 提高结构效率

提高结构承载能力(结构效率),才能减轻结构质量。根据结构承载情况,选择最适宜的结构形式,才能实现结构效率最高。从提高结构效率角度,可根据翼面相对载荷 $\frac{M}{H_a B}$ 和有效高度比 \bar{H} 。这两个参数作粗略的定量分析以帮助确定翼面结构形式。

相对载荷 $\frac{M}{H_a B}$ 中, M 为翼剖面所受的弯矩, B 为受力翼盒宽度, H_a 为翼盒的平均高度。近似分析时取 B 为 $60\%b$, $H_a=80\%H$ (其中, b 为翼剖面弦长, H 为剖面最大高度,如图4-94所示)。相对载荷 $\frac{M}{H_a B}$ 代表壁板以宽柱形式受力时单位宽度壁板上所受的轴向力。

假设略去后掠角和梯形比的影响,即认为所比较翼面的后掠角和梯形比的差别不大,因而估算时近似地把翼面简化为平直矩形翼,这样即可得出翼面相对载荷的估算公式。翼面对称

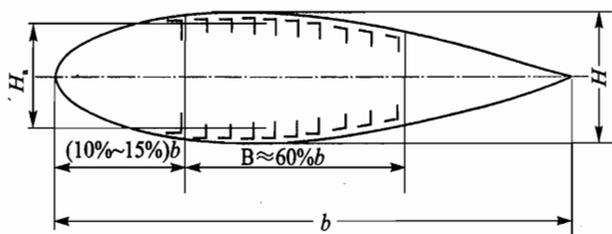


图 4-94 典型翼剖面尺寸

剖面上的最大弯矩 M 如下

$$M = \frac{1}{2} \frac{G}{S} S n \frac{l}{4} = \frac{1}{8} \frac{nG}{S} l S \quad (4-18)$$

相对载荷

$$\frac{M}{H_a B} = \frac{1}{8} \frac{nG}{S} l S \frac{1}{0.8 \bar{c} b \cdot 0.6 b} \approx 0.26 n \frac{G}{S} A \frac{l}{\bar{c}} \quad (4-19)$$

从式(4-19)可知翼载 G/S 、展弦比 A 、翼展 l 、过载系数 n 等参数愈大、翼面相对厚度 \bar{c} 愈小, 则相对载荷愈大。

有效高度比

$$\bar{H}_e = \frac{H_e}{H} \quad (4-20)$$

式中, H_e ——有效高度, 即上、下缘条形心间距。

就受压区分析可以看出, 翼面相对载荷愈大, 愈适合采用分散受力。因为临界失稳应力与元件剖面面积有关, 所以相对载荷大时, 桁条和蒙皮在各切面处的面积不致大小, 因而不易失稳, 也就是 σ_{cr} 不致很小。而分散受力形式, 上、下纵向元件的形心间距大, 结构效率比较高, 总起来说是有利的。多墙式相对于单块式结构, 因材料分散度更大, \bar{H}_e 也更大, 因而更为有利。

然而, 当相对载荷很小时, 若采用分散受力形式, 蒙皮与桁条根据 σ_b 确定的面积可能很小。其失稳临界应力 σ_{cr} 可能大大低于 σ_b 。此时如果按 σ_{cr} 确定构件尺寸, 从 σ_b 来看, 材料利用不充分。这样即使分散受力形式的有效高度比 \bar{H}_e 较大, 总的说仍是不利的。此时如果采用梁式, 由于受正应力的面积集中在梁缘条, 其截面积较大, 不易失稳; 虽然缘条形心离蒙皮内表面的距离较大而使有效高度比降低, 但总的说还是有利的。特别是当翼面相对厚度较大时, 这两种形式的有效高度比的差值相对于相对厚度较小时影响不甚显著。

综上所述, 如仅就相对载荷和有效高度比两个参数分析, 对于梯形比在 1~4 之间的平直翼和后掠翼, 一般说, 当 $\frac{M}{H_a B}$ 较大、 \bar{H}_e 较小时, 适宜采用多墙式和夹层盒结构; 当 $\frac{M}{H_a B}$ 较大、 \bar{H}_e 也较大时, 宜采用单块式和整体壁板结构; 当 $\frac{M}{H_a B}$ 较小、 \bar{H}_e 较大时, 宜采用梁式和夹层板结构。

三角机翼一般用于速度很大的超声速飞机上,翼根相对厚度 \bar{c} 小,只有4%~4.5%。虽然展弦比 A 小且根梢比 η 大会导致根弦较长,但根部高度绝对值仍不大。因此,若采用机身起落架,三角翼一般宜采用多墙或单块式结构。若起落架布置在机翼根部,则只能采用多梁结构。但在气动载荷较大、结构高度很小的三角翼翼尖和前缘部位,仍宜采用多墙式、单块式或整体壁板结构。

(4) 提高受压破坏平均应力

在满足各项设计要求的前提下设计出质量最轻的结构,是结构设计的目标。静强度要求是结构设计最基本的要求,一般其他设计要求都是在满足结构静强度要求前提下进一步去满足。减轻结构质量的一个主要方面是提高结构的承载能力,即提高结构效率。上翼面主要受压,下翼面主要受拉。受拉结构的设计许用值取决于材料的受拉强度极限,受压结构的设计许用值则取决于结构的受压破坏平均应力 $\bar{\sigma}_t$ 。由于飞行器结构以薄壁结构形式为主,结构受压破坏平均应力 $\bar{\sigma}_t$ 要低于材料压缩强度的许用应力,因此结构设计许用应力也就主要取决于受压破坏平均应力 $\bar{\sigma}_t$ 。受拉结构主要通过疲劳断裂、损伤容限及耐久性设计来提高其承载能力,受压结构则通过结构稳定性研究来提高受压破坏平均应力 $\bar{\sigma}_t$,从而提高其承载能力。因此在结构形式选择和主要受力构件布置时可先按稳定性要求初步确定最小质量布局,然后用疲劳及损伤容限分析检查受拉翼面,进一步用其他约束检查来修改整个翼面结构。目前结构设计采用的准则是,使用载荷下的工作应力(使用应力)小于 $\bar{\sigma}_t$,破坏载荷时的工作应力小于强度极限值 $\bar{\sigma}_b$,这样不会使结构设计得太重。

影响翼面结构质量最主要的载荷为翼面的最大弯矩。将受力翼盒上的弯矩与翼面结构特征组合起来,定义翼面载荷指数 p (MPa)如下

$$p = \frac{M}{k_h H_a^2 B} \quad (4-21)$$

式中, M ——翼根受力盒上承受的弯矩(N·mm);

B ——受力翼盒宽度(mm);

H_a ——翼盒的平均高度(mm),如图4-94所示;

k_h ——系数,定义为

$$k_h = \frac{h}{H_a} \quad (4-22)$$

式中, h ——翼盒上下壁板形心间的距离(mm)。

基于结构稳定性研究和经验统计结果,可根据翼面载荷指数 p 和翼面相对厚度 \bar{c} 这两个参数作粗略的定量分析帮助确定翼面结构形式。

① 当载荷指数 p 在1~10 MPa之间,而翼面相对厚度 \bar{c} 在4%~10%之间,选择梁式、单块式和整体壁板结构在质量上有利;

② 当载荷指数 p 大于10 MPa,而翼面相对厚度 \bar{c} 小于6%,选择多墙式和夹层盒结构在

质量上有利;

③ 当载荷指数 p 小于 1 MPa, 而翼面相对厚度 c 大于 10%, 选择夹层板结构在质量上有利。

(5) 翼身相对位置及机身(弹身)空间

翼身相对位置及机身(弹身)的内部布置会影响到翼身的对接形式, 进而影响到翼面的结构形式(主要在翼根部分)。翼面相对于机身(弹身)为中单翼布置, 翼面又不允许贯穿机身(弹身), 选择梁式, 则根部主要靠梁受力, 在机身(弹身)侧边集中连接既方便又简单。

单块式和多墙式翼面从传力有利看, 最好能将左、右翼面做成整体贯穿机身(弹身), 将中央翼与机身(弹身)固定, 一般多用于上单翼或下单翼, 并且机身(弹身)内空间也便于利用和布置。但大多数战斗机为中单翼布局, 由于机身内部布置的限制, 机翼往往难以贯通机身; 此外像 F-104 和 F-16 等多墙式结构的外翼有十几根墙, 若在机身侧边与机身连接则要布置十几个接头和相应的对接框, 一般说对于全机结构质量不利, 对机身内部布置也可能造成困难。因而, F-104 在根部由 13 根墙转成多梁式结构(5 根梁); 有的单块式机翼到根部也转成多梁式(如歼-7)或梁架式(如米格-15 和歼-6)(如图 4-95 所示), 这样只需几个接头与机身相连。但翼身的对合交点数也不宜太少, 因为交点多, 传力路线就多, 较容易实现破损安全结构特征。如图 4-96 所

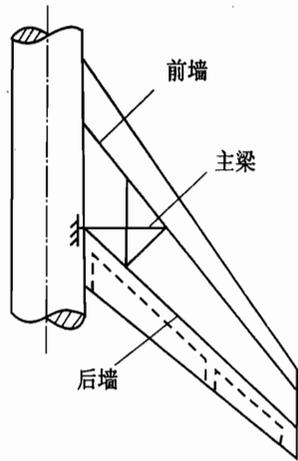


图 4-95 集中传力的单梁式(根部)翼面结构布局

示 F-16 外翼的 11 根墙到根部转成多梁式, 有 4 个传弯接头与机身连接。如果某一接头失效, 其余 3 个接头还有一定承载能力。反之如米格-17、歼-6 等机翼根部转成梁架式结构, 且根部只有主梁接头能传弯, 同时又采用了断裂韧性差的 30CrMnSiNi2A 高强度合金钢, 裂纹扩展速率高, 一旦断裂, 此种单传力途径结构就可能造成灾难性事故, 不利于保证损伤容限要求。上述情况下由于结构形式的转换, 势必会使过渡区的部分承弯构件(壁板或厚蒙皮)处于参与区而不能充分利用, 使翼面结构质量可能有所增加, 但有时这是不可避免的, 从全局观点看可能是更合理的结构布局。

(6) 空间和开口总体布局

梁式翼面梁间跨度较大, 便于利用翼面内部空间, 也便于开口, 开口后不会破坏传递弯矩和剪力的路线, 仅为传递扭矩采取一些补强措施。而单块式和多墙式翼面开口后, 破坏了传递弯矩的路线和传递弯矩的构件, 开口补强引起的质量增加比梁式大。起落架固定在翼面上, 并需全部或部分把起落架收藏在翼盒内, 翼面壁板必须开口, 此时, 就应采用梁式结构。有时翼面外段采用单块式, 起落架固定收藏开口区域的内段采用梁式, 如图 4-95 所示。中、小展

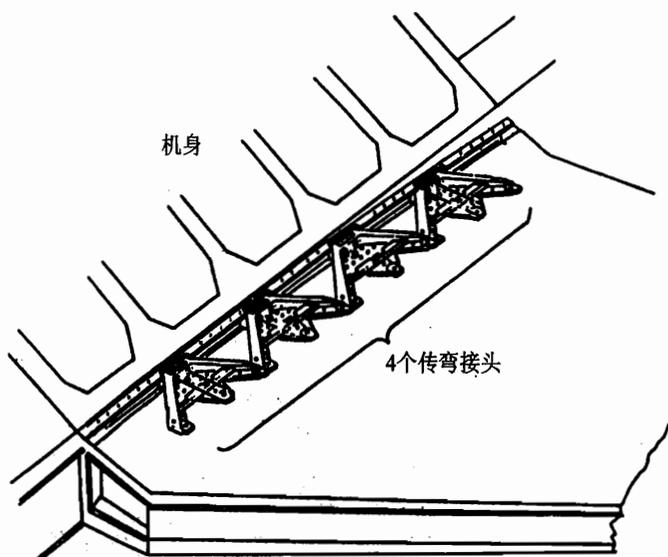


图 4-96 F-16 战斗机多交点配置

弦比翼面根弦很大,部分开口仍可保留部分翼盒,故不必采用梁式。

(7) 变后掠翼的布局特点

美国的 F-14、F-111、B-1 以及俄罗斯的米格-23 均采用变后掠翼,如图 4-80 所示。

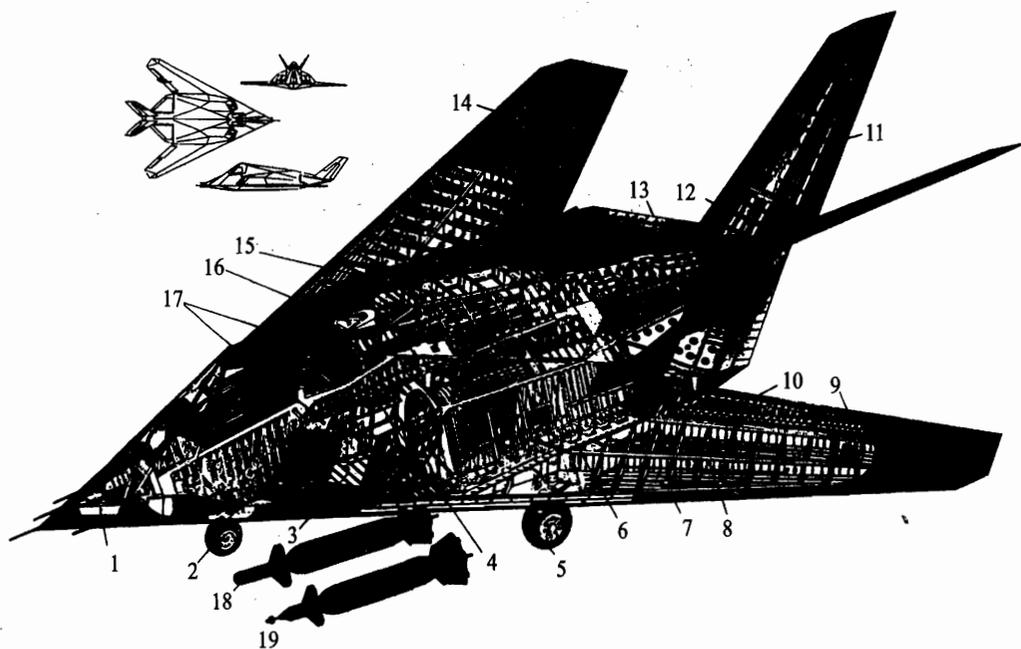
F-14 的可动外翼处于平直位置时 $A=7$; 高速飞行时后收, $\chi=65^\circ$, $A=2.6$ 。因此变后掠翼飞机能在一个较宽的速度范围内飞行,它的结构形式也就应兼顾到各种速度和平面形状下的气动载荷和结构受力特点。它们的相对厚度比相应速度的一般超声速飞机大。可动部分可采用多墙式或单块式结构(如 F-14), F-14 的中央翼则为钛合金焊成的等截面盒形梁(如图 4-81 所示),宜承受各种载荷。变后掠翼从结构强度和损伤容限观点看有其不足之处,特别是单传力途径的翼面转动枢轴,必须采取一系列措施保证飞机安全性,因此增加了设计难度,且结构质量较大。

2. 翼面结构布置

翼面结构布置中要具体确定翼面主要受力构件(包括梁、墙、加强肋、普通肋、蒙皮-桁条等)的布置方式、数量和位置。布置时涉及到连接在翼面上的部件(发动机和主起落架)、附翼(副翼、襟翼、缝翼和扰流片等)及操纵机构、内外载挂物(燃油箱和武器装备)等安排问题,还与机身(弹身)的部位安排及主要受力构件(特别是加强框)的安排,翼面设计分离面及对接连接方式等有关。布局时要综合考虑载荷、强度、刚度、使用、维护和工艺等方面的问题,因此结构布置不可能一次完成,要经历一个较长的逐步完善的过程。布置过程中要不断地与有关方面进行反复协调、修改;然后才能将布置方案确定下来。

(1) 梁与墙 的布置

无论单块式、梁式,还是混合式翼面都要设置翼梁。梁主要承受剪力和弯矩,它是翼面主要的纵向受力件。大展弦比单块式翼面一般设置2或3根翼梁,如图4-97~图4-99所示;小展弦比翼面多为多梁式结构(如图4-22和图4-100所示);梁式翼面常设1根梁和1个纵墙,或2根梁,或多梁,或多梁过渡到1根梁,把所有空气动力载荷集中,并传给机身(弹身)。梁和壁板(有时还有墙)构成单闭室或多闭室抗扭翼盒;翼盒密封后常用作整体结构油箱。

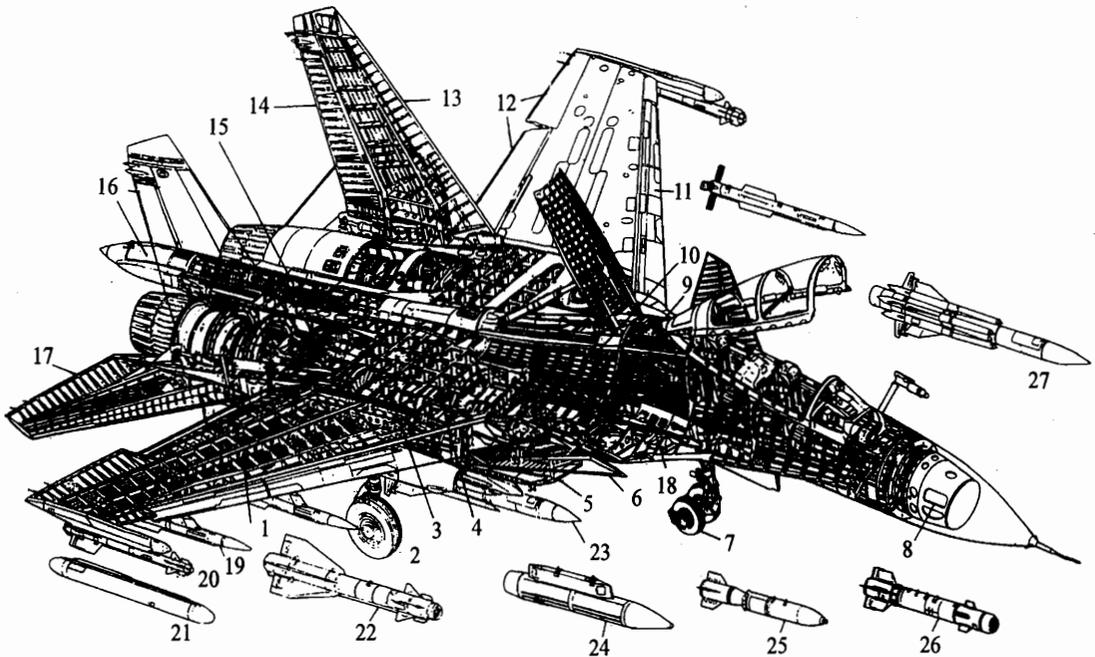


1—机头电子设备舱;2—前起落架;3—武器舱门(打开);4—左侧武器舱;5—主起落架;6—多螺栓翼根连接点;7—复合材料前缘;8—三梁抗扭翼盒结构,机翼整体油箱;9—内、外侧升降副翼;10—复合材料后缘;11—方向/升降舵(采用大量复合材料);12—V形尾翼下部固定段;13—扁宽的发动机排气口;14—涂有吸波材料(RAM)的蒙皮;15—机背油箱;16—上仰的空中加油插孔;17—左、右侧进气道;18—采用BLU-109穿透弹头的GBU-27炸弹;19—GBU型907.2 kg(2 000 lb)激光制导炸弹

图4-97 F-117A 隐身战斗/攻击机

有些翼面布置有墙,它的结构特点是缘条比梁弱,且根部一般与机身(弹身)铰接,它可与梁、壁板一起构成闭室,在多墙式结构中它承受翼面的剪力。除这种形式的结构外,对采用薄蒙皮的单梁式小型低速飞机机翼,墙则是构成闭室不可缺少的构件。

在打样设计阶段,根据增压装置的设置及副翼的悬挂,各系统的初步布置情况,受力和传力的初步分析,把梁布局初步确定下来。梁要尽可能布置在剖面高度较大的部位,这样既有利于减轻质量,也有利于提高翼面的强度和刚度。此外,翼梁最好沿展向等百分线布置,这样梁缘条外表面就是单曲面,否则会有扭曲,加工困难。如果采用垫条,则会影响结构高度的充分



1—机翼整体油箱；2—主起落架；3—外翼与中央翼段连接处；4—中央翼段结构(油箱)；5—进气道；6—前置鸭翼；7—前起落架；8—装有多功能雷达的头锥；9—设备舱；10—前燃料箱；11—前缘襟翼；12—后缘襟副翼；13—垂直安定面；14—方向舵；15—尾部燃料箱；16—减速伞舱；17—全动平尾；18—机炮；19—PBB-AE空空导弹；20—P-73空空导弹；21—电子对抗吊舱；22—X-29T(“发射后不管”)空对地导弹；23—X-31T反雷达导弹；24—IK-9吊舱；25—航空混凝土穿破炸弹；26—KAB-50KP电视制导炸弹；27—X-31A反舰导弹

图4-98 苏-30MK 战斗/攻击机

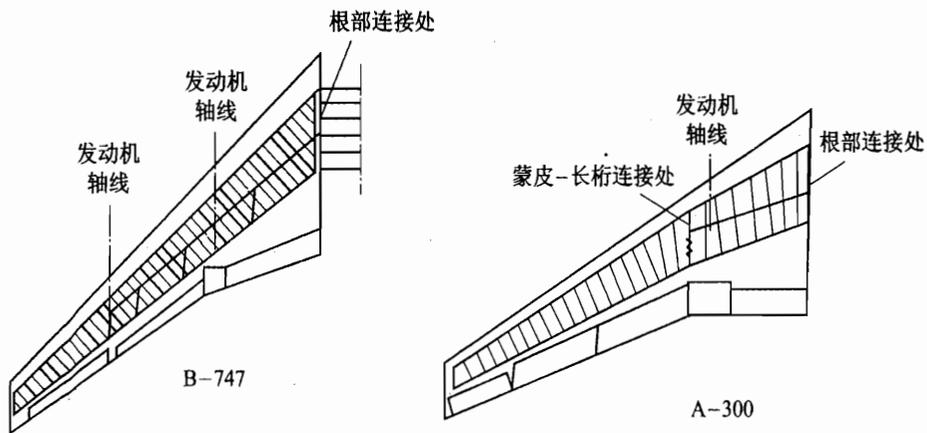


图4-99 波音-747和A-300的梁、肋布置

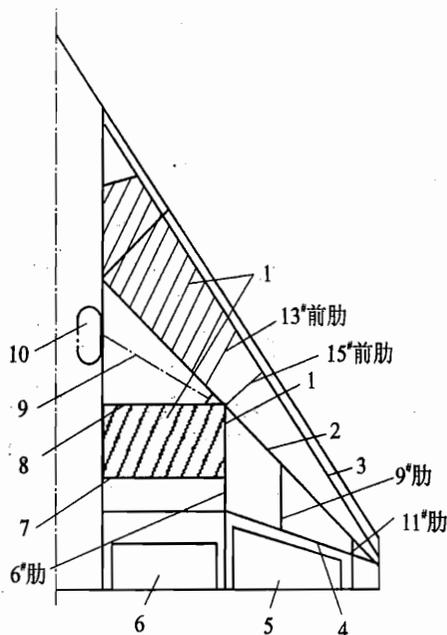
利用。

前梁根据前缘有无增升装置,增升装置形式,以及前缘热防冰要求确定。在保证其要求情况下,尽量把前梁置于占翼弦长的15%左右处。后梁根据后缘襟翼、副翼、扰流片和阻力板面积大小及其安装空间和操纵机构确定,后梁一般位于翼弦长的55%~60%处。单梁式翼面一般把翼梁布置在翼剖面最大高度附近,而后缘襟翼和副翼都悬挂在后纵墙上。三梁布局的中梁一般也设置在翼剖面最大高度附近。通常很难完全按照上述原则安排梁的位置。为了收置主起落架,常常不得不让出高度最大的位置,梁只能损失一些结构高度。又如为了增大抗扭翼盒的闭室面积,需要加大前后梁的跨度,从而使前后梁结构高度降低。有的翼面为了在前缘安排炮弹舱而将前梁与前缘平行布置,或者为了扩大起落架舱而将根部一段前梁向前转折,这些情况下都不得不放弃等百分线布置原则。

以图4-100所示歼-7翼面为例。其前梁和主梁位置很大程度上取决于起落架转轴的位置,在前、主梁之间为收藏起落架还留出一个三角形空间,它的下翼面为开口(带不受力舱门)。前梁前面和主梁后面各设置了整体油箱。后墙主要用以与副翼、襟翼连接。在后墙之前另安排了油箱隔板梁,在两者之间留出空间供安排襟翼作动筒和液压管道之用,同时这也有利于减小后盒段因单块式转为多梁式时根部壁板的参与区。为了加强前盒段并承受三角翼前缘较大的气动载荷,布置了一根纵贯整个前盒的前墙,它也作为前油箱的隔板。由此例可见,实际上梁、墙的布置与很多因素有关,是综合平衡各种因素影响后的结果。

(2) 翼肋布置

翼肋包括普通翼肋和加强翼肋。后掠翼上翼肋有顺气流布置和正交(指垂直于某一梁)布置两种形式(如图4-101所示),或两者的混合布置(如图4-102所示)。顺气流肋一般用于平直翼、三角翼(如图4-22所示的“阵风”战斗机)以及蒙皮较厚、翼肋对蒙皮支持作用较小的多墙式翼面、或翼面的局部区域,如A-300机翼到根部逐渐由正交肋转为顺气流肋(如图4-99所示)。顺气流翼肋对维持翼剖面形状较好,为传递根部扭矩只需一个加强肋,在肋距相同时,顺气流肋比正交肋数量要少。但翼肋作为桁条和蒙皮的支持主要与距离 S (如图4-101所示)有关,在 S 相同的情况下,顺气流肋的总长度将增加28%左右(具体值与后掠角大小有



1—整体油箱;2—前梁;3—前墙;4—后梁;5—副翼;6—襟翼;
7—隔板梁;8—主梁;9—主起落架支柱;10—主起落架机轮

图4-100 歼-7机翼的构件布置

关),结构质量会有所增加。顺流肋由于上下缘外表面有扭曲,肋与桁条、梁不垂直相交,制造和装配成本将有所提高;翼肋和桁条划分的蒙皮格子由于其中一条对角线较长,受剪稳定性较差。因此顺流肋在大后掠翼上用得不多,主要采用正交肋,如图4-97所示的F-117A、图4-98所示的苏-30MK和图4-99所示的波音-747等。正交肋的优、缺点恰好与顺气流肋相反。此外,翼面前缘肋大多采用正交肋,与主翼盒连接方便。前缘本身的结构制造也方便,还便于前、后缘装置(缝翼、襟翼)和副翼的设计与固定。

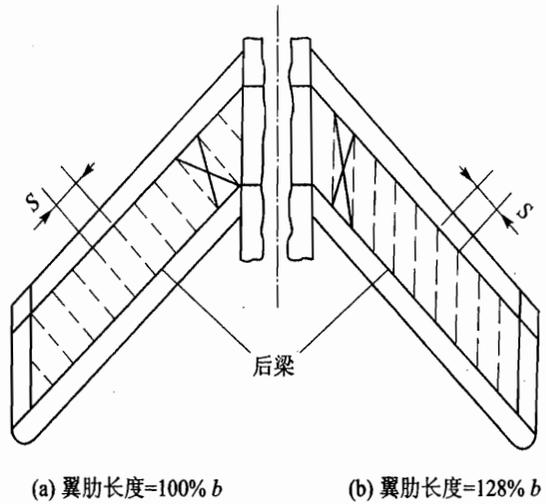
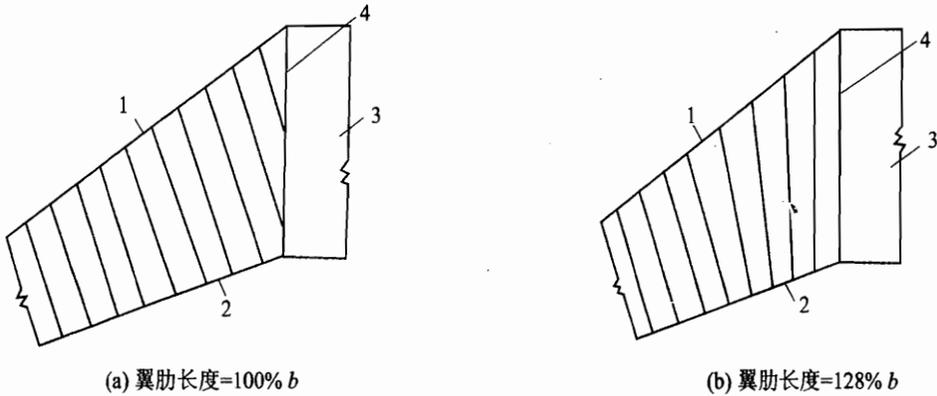


图4-101 翼肋布置比较



1—前梁;2—后梁;3—中翼;4—侧肋

图4-102 翼肋的混合布置

翼肋的间距可按蒙皮格子的临界应力大小确定,也可按桁条总体和局部失稳临界应力相等的要求确定。初安排时可以参考原准机和统计数据确定,根据统计,最佳肋距在500 mm左右,对于小型飞机肋距约300 mm,中型飞机为600 mm左右,大型飞机约800 mm。肋距小可使临界应力提高,壁板质量会有所降低,但肋的总质量将会有所增加。最佳肋距应是翼肋、壁板质量之和最小时的值。当壁板和翼肋的总质量相近或相匹配时,一般取大肋距,因为取大肋距可使下壁板的剖面积适当增加,以减少下表面工作应力,从而减少疲劳的危险性。翼平面和厚度在翼展方向是渐缩的,所以,最佳结构肋距是变化的,最大肋间距在翼面内侧根部区域,一般肋间距随翼盒厚度增大而增加。

加强翼肋应根据结构安排和连接点集中力大小来布置。有集中载荷部位首先设置加强肋,如翼面各段对接、襟翼和副翼的悬挂和支撑点、发动机架的安装点、起落架的安装连接点、

外挂悬挂点、舱门开口两侧位置等。如歼-7机翼的6、9、11肋上固定有襟翼或副翼的悬挂接头;13前肋上连有特设挂架,同时它还承受位于13、14前肋之间主起落架转轴支座传来的载荷。结构不连续处包括开口、结构形式改变、受力构件布置变化处(如梁有增、减;梁、桁条轴线转折等),歼-7的15前肋、6肋就属于因结构变化而布置的载荷再分配肋。普通翼肋的安排要与加强翼肋的布置取得协调。尽量考虑翼肋的综合利用,设计成具有双重功用肋的位置,如支撑起落架的翼肋同时又支撑襟翼导轨。在地面时襟翼无载荷,在空中时起落架无载荷。从受力观点多墙结构可不安排翼肋,主要在机翼两端和各集中载荷处安置翼肋。

(3) 翼面壁板结构布置

现代飞行器的大多数翼面采用单块式、多墙式厚蒙皮结构,翼面结构可能占到整个翼面质量的50%~70%左右,设计时应尽可能使它具有最大的承载效能。上翼面结构主要受压,设计重点主要是防止失稳;而下翼面结构主要是受拉,设计以疲劳和损伤容限要求为重点。因此,下壁板一般选用静强度较低,而疲劳和断裂性能较好的材料,同时要控制应力水平,其容许的拉应力往往低于上翼面的最大压应力,故一般下翼面较重。

壁板有桁条-蒙皮铆接式和整体壁板两种。在整体油箱区大多采用机械加工的整体蒙皮或整体壁板,较便于密封。

1) 铆接壁板

铆接壁板桁条布置方式有两种:聚交式和平行式(如图4-103所示)。聚交式按等百分比线布置,此时桁条本身无扭曲,制造方便;平行式沿翼展平行于前梁或后梁布置,会使桁条扭曲,影响装配,但当翼面蒙皮较厚时影响不严重。沿展向和弦向等强度分布材料,翼面各剖面上桁条的总剖面面积应从翼根到翼尖逐渐减小;沿弦向可改变桁条间距,减少桁条数量;或改变桁条牌号,不同桁条组合;或者改变桁条的剖面面积,甚至改变形状。平行于梁布置会自动切断某些桁条,但在桁条终止处要精心进行细节设计,以免在与梁相邻处产生疲劳裂纹。

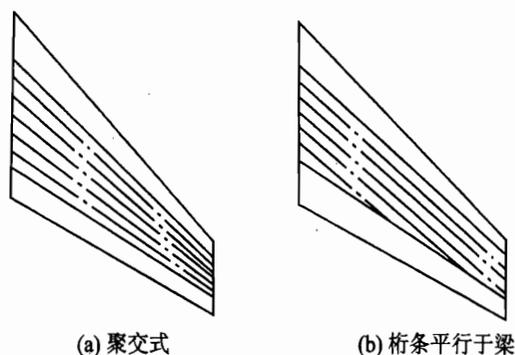


图4-103 桁条布置形式

桁条的数量与桁条间距有关,桁条的间距根据蒙皮失稳临界应力来定。初步布置时可根据统计资料或原准机选取。一般小型飞机桁条间距为60~100mm,中型飞机为100~140mm,大型飞机为140~200mm。上翼面受压载荷情况严重,所以一般上翼面桁条根数比下翼面多,即上翼面桁条间距比下翼面小。桁条的数量还与桁条的总剖面面积和蒙皮的总剖面面积比有关。翼盒蒙皮总剖面面积与桁条总面积比,较佳情况为3:2,一般在(11:9)~(7:3)的范围内。

2) 整体壁板

整体壁板的蒙皮与筋条(相当于桁条)是一个整体,大大减少了铆钉的使用数量,有利于整体油箱密封,且翼表面更光滑。它可由机械加工成不同厚度,较易实现等强度。总的说是质量轻、强度高的结构形式。

3) 蒙皮厚度与分块

蒙皮一般要分块,因为在不同部位根据应力大小需要不同厚度的蒙皮;或因加工条件限制,只能加工出一定长、宽的蒙皮。实际上每一个蒙皮展向接缝处还相当于一个“撕裂抑制器”,蒙皮上的弦向裂纹在弯矩引起的拉应力作用下扩展时,可利用蒙皮分块的自然边界以及对接缝处的加强桁条止裂,以保证结构的剩余强度。

很多现代旅客机,如波音-737, L-1011, DC-10, A-300等采用由厚板经机械加工的整体加强板蒙皮和机械加工的桁条铆接组合而成的壁板。蒙皮借此获得不同部位的所需厚度,例如向翼尖渐薄;在开口周围或某些连接部位加厚等,此时可省去铆接局部衬垫或加强板。实践表明这种壁板是减轻结构质量的很有效的结构。

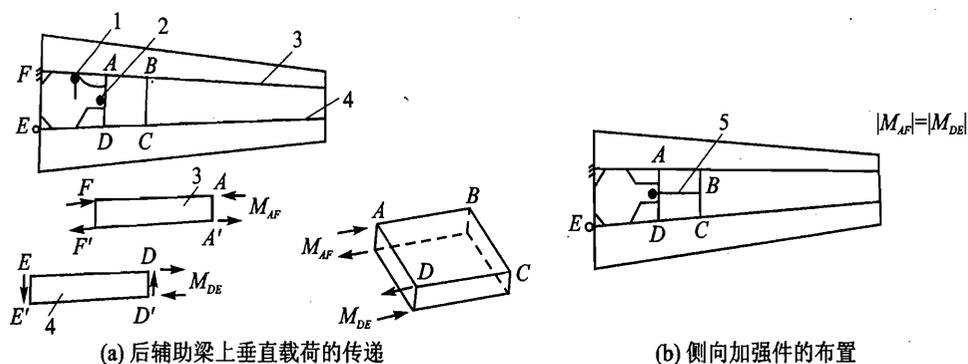
(4) 翼身连接形式的确定

翼身连接设计是飞行器结构设计中最重要的一环之一,连接接头是耐久性和损伤容限设计最重要的关键件之一。翼身连接大多为固定连接;变后掠翼则通过枢轴与中央翼相连,为可动连接。当有中央翼穿过机身(弹身)时,翼面一般主要用几个铰接接头(如销子或角盒)与机身(弹身)相连,并配合有其他一些辅助连接。大多数战斗机为中单翼,往往因空间限制不能布置中央翼,此时翼面通过几个集中接头与机身在其侧边相连。连接至少要有有一个固接接头和一个铰接接头,这样虽然可以把翼面载荷传给机身,但传弯为单传力途径,对于破损安全不利,因此交点数不宜太少。交点多,传力路线多,有利于实现破损安全设计。但如果不适当地增多,则将会给结构协调、结构质量和装配工艺带来不利。

(5) 集中载荷作用处加强构件的布置

当翼面上作用有各种方向的集中力 P_x 、 P_y 、 P_z 以及由此引起的各种力矩时应布置加强构件。如“喷气校长”式教练机翼面为单梁式平直翼(如图4-104所示),主起落架沿展向向内收藏,连接点在主梁之后。为此在连接处布置了加强肋 AD , 它可承受 P_y 、 P_z 。后辅助梁因与机身铰接,因此由 AD 肋加到它上面的垂直载荷所引起的弯矩只能向翼面外侧倒传,通过有一定长度的 $ABCD$ 盒段受扭传给主梁,因此该盒段要适当加强,如图4-104(a)所示。起落架支承处还受有侧向力 P_z 和由它引起的 M_x 的作用。为此沿展向布置一辅助短梁,同时由于内侧要收藏起落架,只得往 AD 肋外侧布置,如图4-104(b)所示,由 $ABCD$ 盒段的蒙皮传到两个梁上。

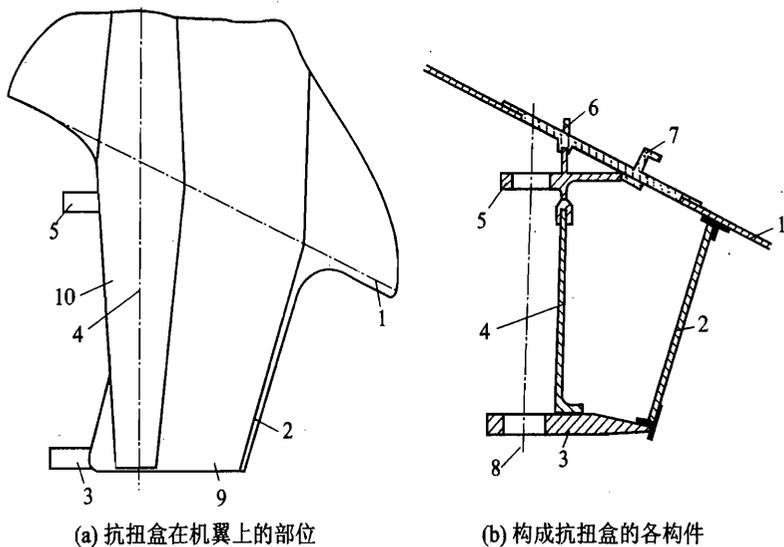
波音-707飞机翼面为单块式结构。主起落架的转轴支座在受力盒段之后,因此此处受力构件布置的要点是要将起落架载荷向前传到主受力盒段上。为此布置了一个由图4-105中的构件1~5和9组成的抗扭盒,并沿构件4向前在壁板上加海狸尾加强板10,在后梁1的腹



1一起落架侧向杆连接点;2一起落架主接点;3—主梁;4—后辅助梁;5—展向加强件

图 4-104 “喷气校长”式教练机翼面

板上加角形剖面的加强支柱7。当转轴上受有起落架传来的 P_y 力时,分别传给前、后模锻件。前模锻件因与上、下蒙皮不连,故受 P_{y1} 后以双支点外伸梁形式由构件4和后梁(于“7”所在处)提供支反力。后模锻件上的 P_{y2} 向构件4传递,其偏心矩由后模锻件传给抗扭盒,再向前传给主盒段。



1—后梁腹板;2—5号肋延伸段;3—带后轴承的模锻件;4—4号肋延伸段;5—带前轴承的模锻件;
6—4号肋;7—后梁腹板模锻件;8—起落架支柱转轴轴线;9—壁板;10—海狸尾加强板

图 4-105 波音-707 飞机主起落架抗扭盒

(6) 受力构件布置的若干原则

为使结构布置得合理,必须遵循以下几条原则:

- ① 必须确保翼面上的所有各种载荷顺利可靠地传向机身(弹身)。结构能否承载,载荷能

否顺利传递,取决于结构安排、受力件布置、构件的构造、构件间的连接等等是否合理,是否符合受力传力的基本原理。为此要特别注意结构不连续处的构件布置,如开口处、结构形式变化处、梁和桁条的轴线转折处等。在集中力、集中力矩作用处布置相应构件,必要时加辅助短梁或加强肋,其作用是将集中载荷扩散;并将扩散后的分布力传给翼面受力盒段的相应元件,传往机身或弹身。

② 受力构件布置要力求简练。一般来说传力越直接越好,结构质量也就越轻。设计时应尽可能缩短传力路线。利用静不定结构中载荷按刚度分配的特点增大传力路线较短构件的刚度及支持刚度,使载荷更多地通过该构件传递更有利于减轻质量。

③ 布置加强构件应尽量做到综合利用和承载,以减轻质量。有些载荷不是在同一时间作用的。例如布置一个加强肋同时支撑起落架和襟翼导轨,当飞机接地时襟翼上没有载荷,空中飞行时起落架则没有载荷,由于少布置一个加强肋,结构有所减轻。又如将整体油箱端肋置于发动机短舱支架及襟翼导轨支架处,该处的加强肋便可起到多重功用。即使载荷同时作用,一次加强所增加的质量也比几个肋分别加强的增重少。

④ 布置受力构件时要有全局观点。布置翼面的受力构件时要同时考虑由其引起机身(弹身)质量特性的变化;还有如桁条间距和蒙皮厚度,壁板承载能力和肋距之间的有机联系等。必须通盘考虑,使翼面、机身(弹身)的总结构质量最轻。

⑤ 损伤容限设计。受力构件布置可从以下几方面采取损伤容限设计措施:多传力途径;蒙皮分块和布置桁条时结合止裂考虑;增加结构的可检查度。为增加结构可检度,需在关键构件上或其附近布置必要的检查、维修口盖,这对改善结构的使用、维护也是必要的。但要注意口盖的布置要力求避开主传力路线。

⑥ 改善结构工艺性和使用维护性。构件布置除尽量有利于构件本身的制造外,还应有良好的工艺通路,便于装配。要注意结构的可接近性、开放性,留出人员的维修通道等。

⑦ 注意结构的现实性和先进性,应注意采用新结构、新材料、新工艺。

4.9 翼面结构元件设计

翼面结构元件设计一般先通过翼剖面的初步设计计算确定出元件初步的主要尺寸,如梁、桁条截面尺寸和蒙皮厚度等。它可以以统计数据、经验或粗略的估算值为基础,根据所确定的结构形式和受力元件布置情况,取较为简单的简化模型,以静强度作为基本要求通过有限元计算得出。继之将进行元件的详细设计。静强度要求是结构设计最基本的要求,对一些承受拉伸或弯曲作用的关键构件,有时宁肯牺牲一些静强度指标,也要选取裂纹扩展速率低、断裂韧性高的材料,以改善结构的损伤容限特性。翼面结构元件详细设计还包括选择最佳的构造形式和剖面形状,通过设计计算确定全部尺寸并完成其内部的构造设计,包括构件间的连接设计(如梁的缘条与其腹板、蒙皮的连接;梁、肋与副翼、襟翼的连接设计等),确定构件毛坯的制造

和零件的加工要求等。设计既要使构件承载效率高,关键件还要有良好的损伤容限特性,精心完成良好的细节设计。总之应从受力合理,结构安全可靠,结构质量轻,有良好的工艺性和使用性,便于维护修理以及全寿命周期成本低等各个方面,根据各飞行器的具体条件综合考虑。

合理选材也是结构元件设计的一项重要内容,应选择比强度 σ_b/ρ 高的材料。上翼面主要承受压缩载荷,因此疲劳问题就不突出。为提高结构承载能力,厚蒙皮翼面结构受压破坏许用应力比较高,可选择高强度的铝合金,如 LC-4 铝合金。美国 F-4 飞机的上翼面就选择了 7075 铝合金。该翼面根部蒙皮厚度达 23 mm,受压应力水平可达 300 MPa。如果上翼面结构稳定性屈曲载荷比较低,可选择高模量的铝合金,如 LY-12。米格-21 飞机上翼面蒙皮只有 2 mm,应力水平只有 100 MPa,采用 LY-12 铝合金材料。民用飞机翼面疲劳问题比较突出,一般上翼面也都选用抗疲劳性能好的铝合金,如 LY-12。下翼面主要按疲劳强度要求设计,一般选择抗疲劳性能好的铝合金,例如 LY-12 材料。为提高材料的抗疲劳特性,热处理状态的选择也十分重要。复合材料是理想的翼面结构材料,比强度高,可设计性好,用于气动弹性剪裁设计大大优于金属材料。复合材料疲劳性能好,隐身性能也比较好,已成为新一代飞行器翼面结构设计的首选材料。美国的 F-22 和 B-2、欧洲 EFA-2000 飞机的翼面都选用复合材料为主要结构材料。翼梁突缘多采用钢材,这样可以提高梁的型心高度。接头部位选用钢材料也可以减少占用结构空间。钛合金也常被选为翼面主要结构受力部位的材料。欧洲“狂风”,苏联苏-27 战斗机主翼盒都采用了钛合金材料,并且获得了好的减轻质量的效果。

1. 翼梁设计

翼梁是翼面主要的承弯承剪构件,由于受载大,质量也大,在梁式翼面中约占整个翼面质量的 20%~50%,在单块式翼面中约占 7%~11%。设计中要求保证强度、刚度的前提下质量尽可能轻。这就需要将缘条材料置于远离中性轴的位置以增大梁的剖面惯性矩,提高结构效率。此外,要选用合适的结构形式,采用比强度高,抗拉抗压破坏应力相等的材料;应尽可能地提高受压缘条的临界应力;沿梁的长度方向尽可能做到等强度;尽量减少钉孔对材料的削弱。

梁常用的剖面形状如图 4-106 所示。翼梁有以下所述的几种结构形式。

(1) 构架式

相当于平面桁架,缘条、支柱、斜支柱等以拉压轴力方式承受剪力和弯矩,如图 4-107(b) 所示。构架式梁零件多、制造复杂,没有或只有很少的超静定度,安全性低,又不能构成整体油箱,现已很少采用。

(2) 腹板式

缘条以承受轴向拉压方式承弯,腹板承剪。现代飞行器翼面普遍应用腹板式梁,它构造简单,受力特性好,同时可作为整体油箱的一块隔板。

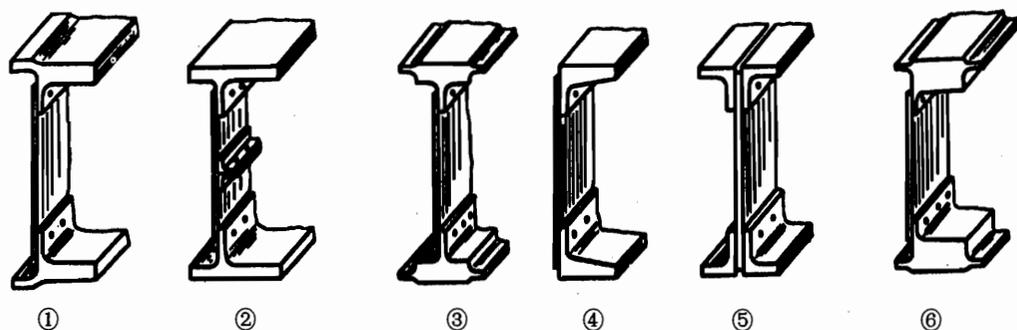


图4-106 梁的典型剖面

腹板式翼梁又可分为：

① 组合式翼梁。由缘条、腹板、支柱等元件装配而成，如图4-107(a)所示。腹板一般是平板，个别用波形板。支柱的作用是提高腹板的临界剪应力并连接翼肋。组合式翼梁的缘条一般用铝合金或钛合金等金属制成。其截面面积和剖面形状的确定可参考桁条设计。由于梁的大部分质量是缘条质量，因此为减轻质量更应注意增大上、下缘条的形心间距。例如可把缘条适当做得宽、薄一些，如图4-106②所示。受拉区为了减少铆钉孔对缘条面积的削弱，可在缘条两侧伸出两个薄翅，在保证强度的条件下，将铆钉连接部分的缘条减薄，如图4-106③和⑥所示。受压时，缘条因同时有腹板和蒙皮在两个平面内提供支持，一般不会出现总体失稳，只需考虑局部失稳问题。

② 整体式翼梁。用锻铝合金、钛合金或高强度合金钢模锻成毛坯铣制而成，广泛用在超声速薄翼上，如图4-107(c)所示。整体式翼梁的优点是刚度大，能更好地满足等强度要求，连接件少，质量轻。缺点是腹板最小厚度受模锻工艺的限制而使质量轻的优点不能充分发挥，所以受载不大的梁不宜采用这种形式。此外，整体梁的长度受锻压设备功率和尺寸的限制常需分段制造，也使质量增加。还有一点，整体梁的破损安全特性比组合梁要差，当用高强度合金钢制造时，这一缺点更加突出。为了弥补这一缺点，有的翼梁在腹板靠下约1/3处沿展向胶上一条钛金属带，或者加工出一条止裂筋来阻止裂纹扩展。止裂筋与上缘条构成的传力通道能承受规定的破损安全载荷。例如A-300机翼就在靠近机翼下表面处翼梁腹板上，用一根钛金属带胶接于梁上来减慢或阻止裂纹的扩展。

从翼梁的受力状态来分，腹板梁可分为：

① 抗剪梁。腹板受剪时不允许失稳，否则就意味翼梁损坏。

② 张力场梁。腹板可以失稳，失稳后腹板上产生斜向波纹，腹板以斜线方向承受张力的形式承受更大的载荷。张力场梁的承载条件是周边框架(上下缘条和垂直支柱)具有抗弯能力。

初步设计时，缘条的拉压轴力 N 可按式计算

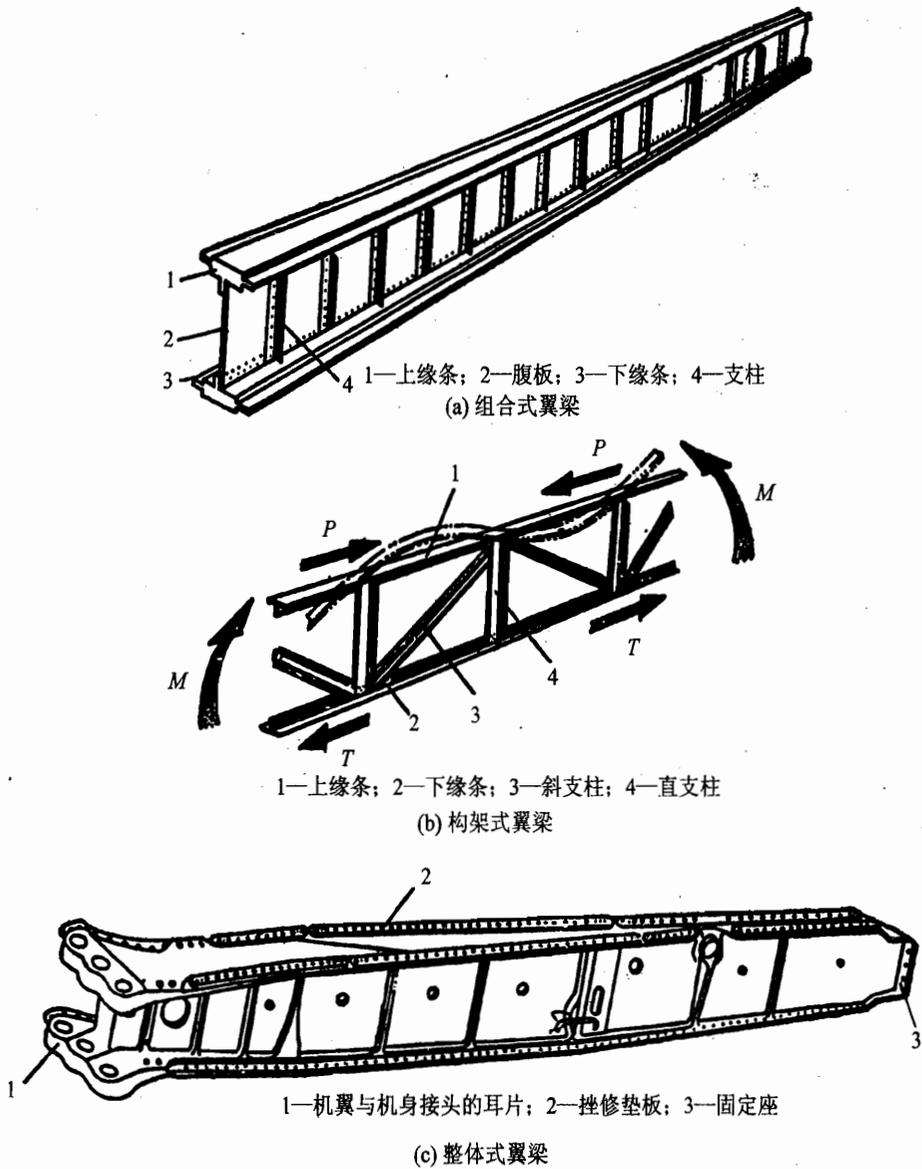


图 4-107 梁的构造形式

$$N = \frac{M}{H} \quad (4-23)$$

式中, H ——上下缘条剖面形心之间的距离, 可近似估算求得。

承拉缘条的剖面面积 $F_t = \frac{N}{\sigma_b}$ 。然后按求得剖面面积, 根据构造上的考虑、型材品种、钉孔削弱等确定缘条形状及具体尺寸。承压缘条的剖面面积 $F_c = \frac{N}{\sigma_{cr}}$, 式中 σ_{cr} 为缘条的局部失稳临

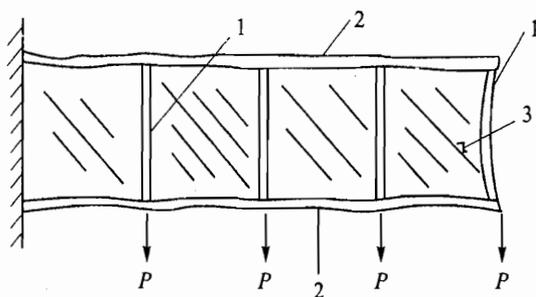
界应力。因为缘条与蒙皮和腹板都有连接,在它们的平面内不会发生总体失稳,故只考虑局部失稳的问题。

对于承剪梁,腹板厚度按 τ_b 确定。如果腹板不允许出现失稳现象,则板厚应由剪切失稳临界应力 τ_{cr} 确定。

$$\tau_{cr} = \frac{KE\delta^2}{b^2} \quad (4-24)$$

由式(4-24)可知为了提高 τ_{cr} ,以便减薄腹板,减轻质量,需要在腹板上加上支柱,缩短腹板格子的短边 b ,并加强腹板与缘条的连接(例如用双排铆钉)以增大剪切屈曲系数 K 。支柱还可以用来连接翼肋,因此支柱的数量一般根据腹板的稳定性和肋距确定。

张力场梁应按张力场原理进行设计。完全张力场梁虽然质量轻,但在缘条和腹板的铆接处常会出现疲劳问题。还应注意若腹板太薄,可能屈曲后会出现永久变形;或在连续受力后,由屈曲引起的损伤在小载荷下积累起来,当达到某一程度时就会出现裂纹或损坏。因此在疲劳限制下,完全张力场梁一般不能被采用,而常采用不完全张力场梁,如图4-108所示。这类梁的腹板处于纯剪与完全张力场之间的状态下工作。此时剪力 Q 一部分以腹板受剪形式受载,一部分以斜条带受张力的形式承剪,其设计计算大多利用配以试验修正系数的半经验公式。



1—垂直加强条;2—翼梁突缘;3—腹板

图4-108 梁腹板以不完全张力场梁形式受载

有些翼梁采取分段制造。各梁分段处必须沿翼展方向错开,避免在同一剖面内引起刚度突变。同一根梁的上下缘条和腹板的分段处也要错开。缘条和腹板的连接件应有足够的强度以保证缘条的轴向力和腹板的剪力正常传递。

2. 桁条设计

桁条的主要功用是:在局部传力中将蒙皮传来的气动载荷以横向弯曲承力方式传给翼肋;翼面总体受力时承受总体弯矩引起的拉压轴力;增强蒙皮稳定性,提高蒙皮抗弯抗扭的临界正应力和临界剪应力。单块式翼面中桁条是承受翼面总体弯矩引起的轴力的主要元件,其质量约占到翼面结构质量的25%~40%。在以梁主要承弯而桁条不受轴力的梁式翼面中则可能

只占 4%~8%。

桁条支承在翼肋上,相当于一根处于纵向和横向弯曲作用下的多支点梁柱。在拉伸区的桁条,破坏应力通常接近极限应力,桁条截面积由极限强度 σ_b 确定,但须乘以钉孔削弱影响系数 $K \approx 0.9$ 。在压缩区内,桁条作为压杆处理,有总体失稳(在垂直于蒙皮方向)及局部失稳两种形式,任何一种失稳都会使桁条失效,因此确定截面积时应取总体失稳临界应力 σ_E 和局部失稳临界应力 σ_l 中的较小者作为 σ_{cr} 值。一般来说,通过合理设计使 σ_E 和 σ_l 值尽量接近有利于减轻质量。

总体失稳临界力

$$P_{cr} = \frac{C\pi^2 EI}{l^2} \quad (4-25)$$

$$\sigma_E = \frac{P_{cr}}{A_{st}} \quad (4-26)$$

由此可知,为了提高总体稳定性,桁条在垂直于蒙皮的方向要有足够的剖面惯性矩 I , 支持系数 C , 或者减小肋距 l ; 有时在两个翼肋之间用垂直支柱将上下桁条连接起来,相当于增加支点,也可提高桁条的总体稳定性。

桁条为薄壁杆件,一般由几块薄板组成。每块板的局部失稳临界应力设计为 σ_{li}

$$\sigma_{li} = \left[\frac{0.9KE}{(b/\delta)^2} \right]_i \quad (4-27)$$

可知,为提高 σ_{li} 应减小桁条壁元的宽厚比 b/δ , 提高支持系数 K 。如图 4-109(c) 所示的中间板因有两端板的支持,比图 4-109(b) 中角型材中的垂直板的支持系数要大得多,约为它的 9.6 倍。为防止桁条发生扭转型的失稳,还要求有一定的扭转刚度。

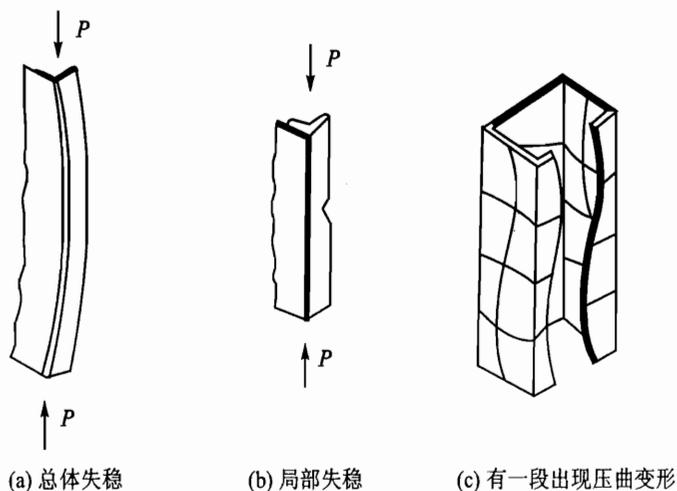
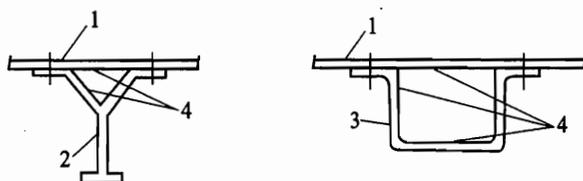


图 4-109 型材失稳形式

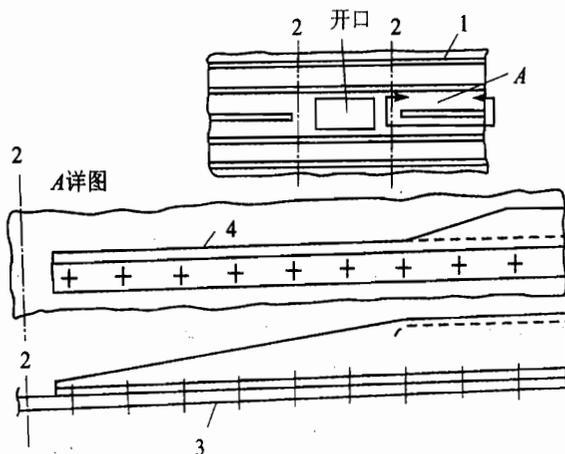
由以上可知,桁条剖面形状与失稳临界应力有很大关系。图4-9中为常用的典型剖面。其中图4-9(a)所示桁条用薄铝板弯制而成,用于受力不大的结构。现广泛应用的是硬铝挤压型材。现代运输机采用Z形或J形的桁条加筋板较多,这种桁条的惯性矩 I 和局部失稳临界应力均较大,且铆接较为方便。桁条端板带圆头时也对提高桁条的 σ_E 和 σ_1 有利。但要注意如果桁条剖面高会使翼盒的有效高度 H_{eff} 有所降低。帽形型材(如图4-9(b)中所示的14、15)和Y形剖面与蒙皮铆接后会形成封闭剖面,此时扭转刚度好,但在使用中易积水且很难排出,则会引起腐蚀,一般说很少采用。但在某些特殊情况下,如波音-707整体油箱壁板上就铆有帽形型材兼作通气管路用(如图4-110所示)。



1—蒙皮;2、3—桁条;4—无法检查到的封闭区

图4-110 Y形和帽形桁条剖面的腐蚀问题

处于疲劳和损伤容限敏感区的受拉桁条材料应选择2024和LY-12等疲劳性能和断裂韧性好的铝合金。桁条的终止端应斜削以使壁板剖面面积和刚度和缓减小,这可防止长桁末端仍存在较高应力而导致在紧固件处引发蒙皮的疲劳裂纹,如图4-111和图4-112所示。

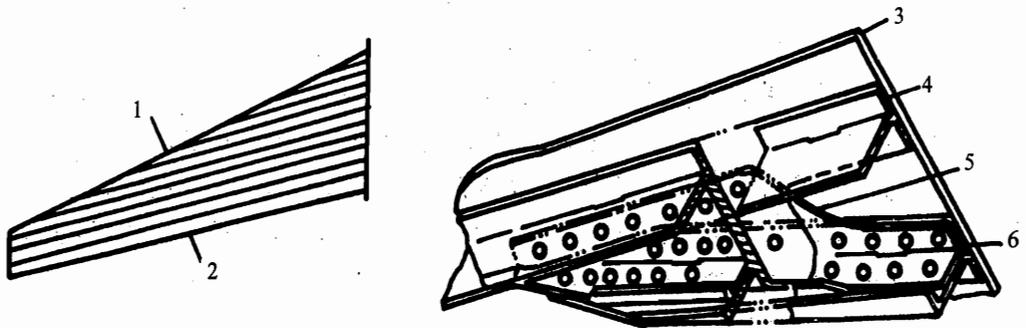


1—桁条;2—肋;3—蒙皮;4—终止桁条

图4-111 桁条在小开口处终止

确定桁条高度时,不能单从惯性矩大、总体稳定性好来考虑。桁条高度大,将会使上下翼面的桁条形心过于靠近,导致整个机翼结构效率降低。

桁条受轴向压力较大时,除应选用临界应力较高的剖面形状外,还应与翼肋相连,利用翼



1—前梁;2—后梁;3—蒙皮;4—翼梁突缘;5—槽形接头;6—终止桁条

图 4-112 翼盒桁条终止于前梁附近的典型设计

肋的支持来提高桁条的承压稳定性。受拉力大的桁条可以不与翼肋连接。有的翼面用波纹板代替桁条加强蒙皮,这时波纹板能与蒙皮一起承受剪流,剪流按照蒙皮和波纹板的厚度比例分配。而在普通的蒙皮-桁条加筋板结构中由蒙皮承受全部剪流,桁条不承受剪流。由于波纹板参与承受剪流,因而翼面扭转刚度较大。

3. 翼肋设计

翼肋分普通肋和加强肋。普通肋用来形成和保持翼剖面形状;支持桁条和蒙皮,承受蒙皮和桁条传来的载荷,并对它们起加强作用,提高蒙皮抗失稳能力。加强肋主要用来承受集中载荷(例如副翼、襟翼、发动机、起落架和外挂等传来的载荷),将它们转化成分散力;或者将分散力转变成集中力;也可用来将一种状态的分散力转变成另一种状态的分散力(例如大开口处)。凡是翼面结构有转折的地方(如后掠角或上、下反角转角处)也要使用加强肋。

翼肋的构造形式有腹板式(如图 4-12 和图 4-13 所示)、构架式(如图 4-113(a)所示)、框架式(如图 4-113(b)所示)、整体式和混合式等几种。构架式相当于一个平面桁架,用于结构高度较大的翼肋。腹板式由缘条、腹板和支柱组成,内力为剪力和弯矩。腹板式普通肋一般受力不大,为保证工艺刚度需有一定厚度,因而剩余强度较大。为减轻质量,常在腹板上开减轻孔,孔的边缘制成翻边以增加刚性,有些大型飞机的减轻孔大得足以让人从一个肋间隔段爬向另一隔段进行内部维修。翼肋上加筋梗的作用相当弱支柱,也是为了提高腹板刚度,增加稳定性。加强肋受力很大,其缘条和腹板均需相应加强,必要时可采用整体肋,加强肋与桁条交界处应尽量保持缘条完整不要切断,而让桁条断开。为了保持桁条传力连续,可用接头与翼肋缘条连接使得断开的桁条间接连接起来。布置在开口端部或梁式翼面根部的加强肋,其主要作用是把翼盒上的闭合剪流构成的扭矩转换成一对垂直力构成的力偶,分别传给翼梁或者进行相反的转化,此时翼肋的内力主要是剪力,弯矩则很小,因此这种加强肋的腹板较强,并布置有较多较强的支柱以提高腹板的剪切稳定性。有些加强肋其内力既有弯矩、又有剪力(如肋受

集中载荷时,如图4-40所示),则除有较强的腹板外,还必须布置较强的缘条。

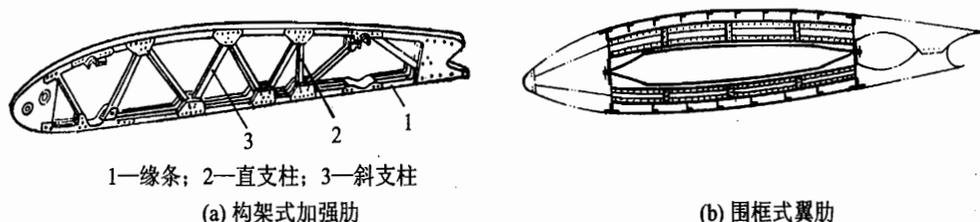


图4-113 翼肋的其他构造形式

翼肋所受的载荷相当复杂,有气动力、结构和外挂物的质量力、部件(发动机架和起落架等)传来的集中力、因结构变化及转角处重新分配的载荷、翼面弯曲变形引起的压缩力、蒙皮张力场引起的载荷等等。此外,在整体油箱两端的翼肋还受到燃油和增压气体的侧压及燃油晃动引起的侧向撞击力。翼肋除与梁、墙腹板连接外,周边还与蒙皮连接,梁或墙腹板和蒙皮相当于翼肋的支点。设计时先计算外载荷作用下的支反力——剪流,然后再计算剖面内力(剪力和弯矩)。翼肋缘条和腹板的设计方法和翼梁相同。如果考虑整体油箱侧向载荷,则应适当加厚腹板,并加强支柱,使其具有较大的侧向弯曲刚度。

翼肋通常沿弦向在翼梁及纵墙处分为几段,总装时构成一个完整的翼肋。在承力分析时应视为一个整体。对承受较大集中力的加强肋应将各个肋段用角盒等连接件连带梁的缘条和蒙皮牢固地连接起来,使加强肋作为一个完整构件承力。

为了提高翼表面质量,有时翼面采用以蒙皮为基准的装配方法,将翼肋分成上下两半,分别与蒙皮桁条组成壁板,然后装配成完整的翼面。如果上下腹板连接起来,如图4-12所示,则与一般的腹板式翼肋受力特性完全相同,翼肋承受上下表面气动力的合力,并且肋的高度等于剖面高度,结构质量较轻。如果采用框式,如图4-113(b)所示,则上下框条或框板分别承受气动载荷,分别在横向弯曲下工作,每根框条或框板作为独立的梁来受力。由于高度小,剖面内力大,故总的质量比全高度腹板式翼肋大。

4. 蒙皮与加筋壁板设计

蒙皮有非承力蒙皮与承力蒙皮之分。蒙布是非承力蒙皮,它只承受气动载荷。承力蒙皮除承受气动载荷外,还参与结构总体受力,承受扭矩引起的剪流和弯矩引起的拉压正应力。所用的材料有硬铝、钛合金、不锈钢和复合材料等。现代飞行器翼面一般采用承力蒙皮,蒙皮较厚,广泛使用硬铝或超硬铝。在单块式翼面上蒙皮质量约占翼面质量的25%~40%。钛合金蒙皮用在高速飞机($Ma \approx 2.5$)的高温部分。 $Ma \approx 3$ 的飞机上用不锈钢蒙皮。

蒙皮与桁条连接在一起,称为壁板,翼肋和梁、墙的腹板向壁板提供横向支持。蒙皮与桁条构成的壁板分为组合壁板和整体壁板,此外还有无桁条的夹层蒙皮。

(1) 组合壁板

过去的翼面都用一定规格的等厚度蒙皮,不同部位根据受力大小,每块蒙皮厚度不同。有时在蒙皮内表面用垫板局部加强。随着工艺及设备的进展,现代飞行器广泛采用变厚度的整体蒙皮,用整块厚板化铣或机械加工而成的整体蒙皮可以获得不同部位所需的厚度,比起等厚度蒙皮加衬垫的结构更有效,而且质量轻。这种蒙皮可以沿翼展和翼弦方向逐渐变薄,在开口周围和翼肋缘条处局部加厚。整体蒙皮的尺寸也在逐渐增大,例如,波音-747机翼从翼根到翼梢全长约32 m,是一整条蒙皮,厚度从根部的25 mm减小到翼梢的2 mm。

蒙皮与桁条组合一起组成的加筋壁板,蒙皮与桁条的连接一般为铆接,现在还有胶接、胶铆、焊接和胶焊等。各块蒙皮之间,薄蒙皮多用搭接,沿弦向前块搭在后块上,厚蒙皮须用对接。铆接缝布置在主要受力件(梁缘条和加强肋缘条)上,也可通过T形桁条或垫板连接起来,拼接铆缝处每块板必须用两排铆钉与桁条连接(相邻两块蒙皮共四排铆钉)。

过去翼面设计侧重于承压严重的上壁板,因为存在失稳问题。下壁板主要是受拉,受力比较简单。现在设计不仅侧重上壁板,更侧重下壁板,因为受拉壁板会引起疲劳断裂破坏。为此需采取各种抗疲劳断裂措施,使壁板具有破损安全特性。现代许多大型客机机翼的上壁板用超硬铝(7075),下壁板用硬铝(2024)制成,2024虽不如7075的强度高,但它具有极好的断裂韧性,裂纹扩展速率低,疲劳寿命长。另外,要限制下壁板的应力水平。例如有的飞机就限制其单向正应力在90~100 MPa。结构方面采取止裂缝、止裂孔、止裂带、将蒙皮分块,可以将裂纹限制在一定范围内。波音-747机翼下翼面根部有5块壁板,近翼尖处减为3块,每一展向拼接处相当于一个撕裂抑制器,能将裂纹终止于拼接缝上抗撕裂功能很强的桁条处。

组合壁板的典型形式如图4-114所示。这类壁板有多种破坏形式,如图4-115所示:可能发生蒙皮失稳;或桁条失稳(局部失稳或总体失稳);也可能是桁条与蒙皮共同出现总体失稳(即宽柱失稳)等形式。

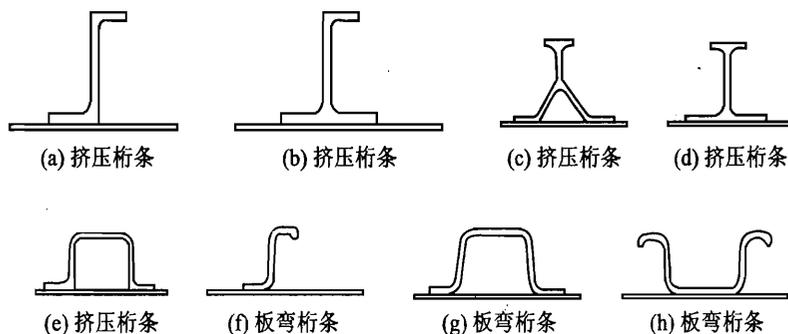


图4-114 典型的组合壁板

组合壁板因要考虑许多方面的参数和各种不同的失稳形式,故确定壁板最合理的结构尺寸比较困难。设计时实际上不能只依靠理论计算,而经常要使用试验数据和据此定出的设计图表或进行优化设计来确定。这类壁板只有当整个结构破坏时才认为是临界设计状态,故为

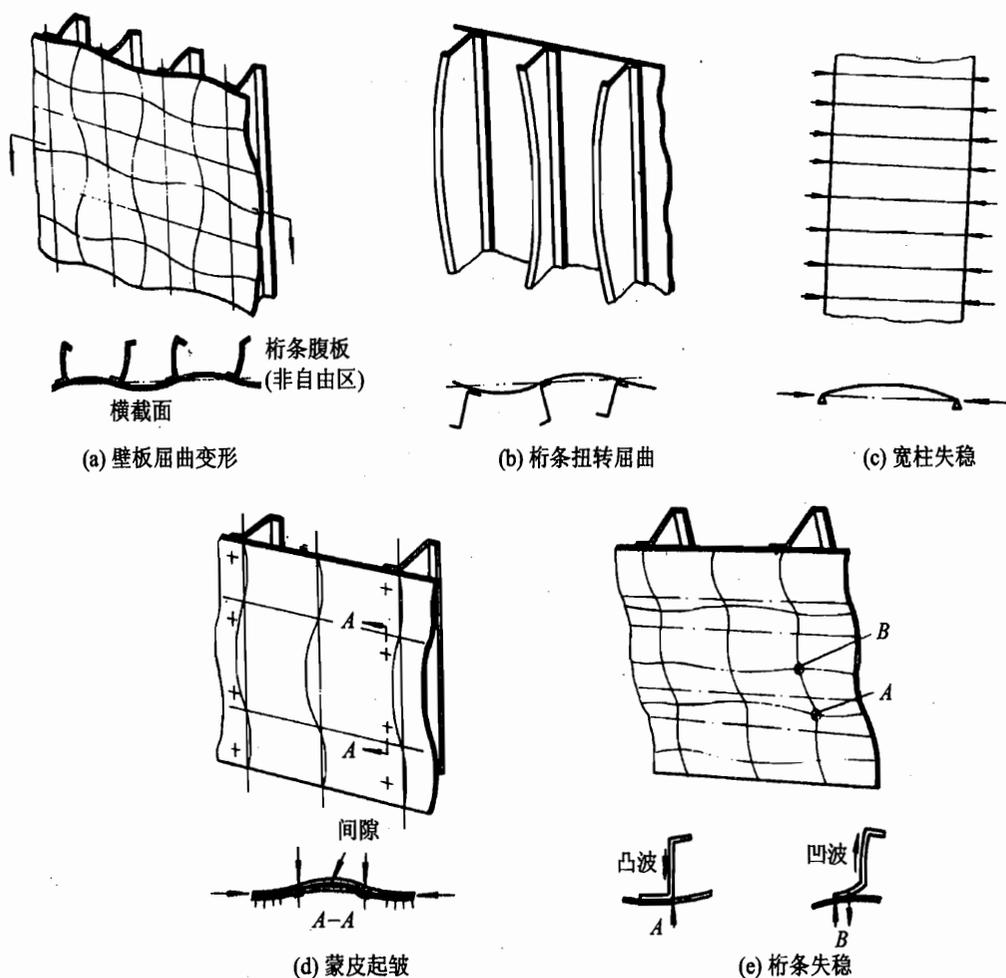


图 4-115 组合壁板典型破坏形式

减轻结构质量,有时允许在达到设计载荷之前蒙皮出现失稳,只是根据刚度要求和设计经验,对于不同结构元件须规定出在设计载荷的不同百分比(例如 40%~60%)以上才容许出现不导致破坏的失稳。但若有个别桁条出现失稳,则只有在有充分依据说明其不会诱发结构破坏的情况下,才可认为是非临界设计状态,否则一般作为临界设计状态处理。

如果蒙皮很薄,受载失稳后出现较大的皱纹时将扰动翼面上的气流,并产生较大阻力,这对高速飞行器尤应避免;此外薄板的反复屈曲会导致意想不到的早期疲劳破坏。所以现代高速飞行器翼面蒙皮一般均较厚,有时宁可减小桁距,以避免上述问题的发生。

(2) 整体壁板

当飞行速度进一步提高时,翼面上载荷增大,翼面厚度更趋变薄。此时若仍采用蒙皮一桁条组合壁板有两种增强办法:增厚蒙皮或增多桁条。但研究表明:若加厚蒙皮则增重多;而增多桁条将增加工艺困难,且因铆接导致的表面质量问题会使阻力增大。因此出现了整体壁板,

它在现代高速薄翼飞行器上,特别是翼面结构整体油箱区,得到广泛应用。整体壁板是用整块材料加工出的带有加强筋条的蒙皮加筋板,比蒙皮一桁条组合壁板强度大、质量轻、效率高。整体壁板普遍采用挤压成形或机械加工制成,也可用化学铣切、精密铸造等方法制造。一般来说,批量生产时用挤压方法将材料制成预定形状的毛坯,然后稍经机械加工比用一块很厚的板材机械加工在成本上要划算得多,化学铣切一般用来加工筋条比较浅面积较小的整体壁板。整体壁板常见的剖面形状如图 4-116 所示。

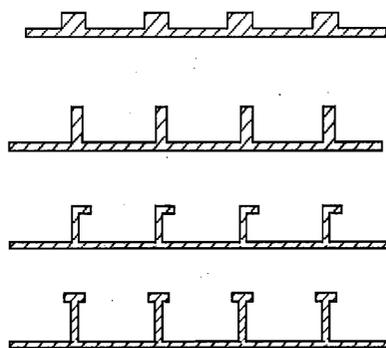


图 4-116 整体壁板的典型剖面

整体壁板与蒙皮一桁条组合式壁板相比有如下优点:结构上便于按等强度合理分布材料,通过加工使壁板沿展向取得最佳的变厚度分布;结构的总体和局部刚度好;由于整体筋条比铆接加筋对蒙皮支持效果好,蒙皮不易失稳,改善了气弹特性;由于减少了铆钉数量,翼表面更加光滑,提高了气动外形准确度,减少了装配工作量、钉孔的应力集中以及它对壁板截面积的削弱,这样既减轻了紧固件的质量,又可改善疲劳性能,并减少了密封材料的用量,对整体油箱设计提供了有利因素;采用整体壁板一般可使翼面壁板的质量降低 10%~15%,对薄翼甚至可达 20%。其缺点是:装配中可能会引起拉伸或由其他一些原因产生的残余应力,易引起应力腐蚀;壁板的外形形成困难;裂纹形成后会扩展到整块壁板上,通常需采取壁板分块的办法或其他措施将裂纹限制在一定范围内。

(3) 夹层蒙皮

夹层蒙皮是由两层面板中间夹以芯层所组成,一般来说,面板多用密度大、强度高的材料,如铝合金、钛合金、不锈钢、超级合金和复合材料等。芯层多用密度小的轻质材料,如硬泡沫塑料、蜂窝块,或者用波纹板、型材等。目前,应用最广的是蜂窝夹层结构。对于有些主要按刚度设计、本身结构高度较薄的舵面、调整片等操纵面及翼尖,还常采用全高度蜂窝的夹层结构。复合材料蒙皮(或壁板)由于其特殊的优异性能,被广泛地用于第 4 代战斗机和近些年设计的飞行器的翼面结构上。

夹层结构的面板将高强度材料置于离中性轴尽可能远的地方,有利于增大剖面惯性矩,减小面板平面内因弯曲引起的拉压轴向力。芯层支撑面板使之连成一个整体,并且承受垂直于面板方向的剪切力。

夹层蒙皮面板由于得到芯层的连续支撑,因此面板的稳定性大为提高。夹层结构中的胶层必须能在面板与芯层之间传递剪切载荷,使结构成为一个整体。当夹层板像梁一样承受垂直于板平面的分布载荷时,芯层与胶层用来抵抗弯曲所引起的剪切载荷,同时面板承受弯曲力矩或拉伸和压缩载荷。当夹层板像柱一样承受板平面内的拉压分布载荷时,两块面板分担抵

抗柱的轴向载荷,芯层则起稳定面板防止屈曲的作用。当夹层板承受板平面内的剪流时,面板分担抵抗剪切载荷,芯层也能稳定面板防止皱损。

夹层蒙皮用于翼面结构有如下一些优点:强度质量比大,结构效率高,质量轻;结构的局部刚度和总体弯、扭刚度提高;由于刚度提高,不再需要大量桁条和翼肋来支持蒙皮,因而质量减轻;由于连接缝减少,改善了翼表面质量,避免钉孔对材料的削弱,也减少了钉孔造成的应力集中现象,结构的疲劳性能有所改善,密封性好,有利于整体油箱的密封;芯层可以起到隔热作用,可防止气动热很快传向内部结构,芯层在其平面方向刚度小,不会引起严重的热应力;有良好的抗声疲劳性能,大功率喷气发动机附近的结构常因高声强噪音激励产生振动,在这些部位附近采用胶接蜂窝夹层结构(或胶接波纹板、胶合多层板)可以避免发生声疲劳。蜂窝夹层结构的缺点是:胶接、钎焊质量不易控制,难以检查;损坏后难修理;在连接处、开口处以及集中力处需局部加强,在这些部位要加密蜂格,增厚铝箔,加垫条。

5. 对接接头设计

根据制造、使用、运输、维护和修理等要求,翼面上一般都布置有设计分离面。设计分离面之间采用可拆卸连接,其连接接头称为对接接头。通过对接接头可以将翼身或中外翼连成一体。

对接接头的形式与翼面结构形式有关,常见形式有交点式和围框式两大类。

(1) 交点式(或集中式)接头

交点式(或集中式)接头多用于梁式和混合式翼面,将翼梁和纵墙(或与加强隔框)连接起来。

1) 叉耳接头

① 垂直叉耳接头。翼梁为了传递弯矩,一般在上下缘条根部分别连接一个耳片式接头,上下两个叉耳接头组成一个固接接头(或称传弯接头),传弯、传剪时航向放置的螺栓受剪。纵墙多用一个叉耳接头,只能传剪,称为铰接接头,如图4-47所示。

叉耳接头有单耳、双耳(叉形)、三耳(梳状)接头之分。采用梳状接头是为了传递很大的载荷时增加剪切面和挤压面,减小螺栓直径,以便在一定的外形高度下加大连接高度,减小接头传弯时的载荷。垂直叉耳接头大多用于小型低速飞行器或翼梁高度较大的翼面。

② 水平叉耳接头。高速飞行器翼面相对厚度很小,为提高翼梁的有效高度,缘条切面做得宽而扁,为了便于缘条与耳片之间的过渡,将接头做成水平耳片,螺栓垂直放置,如图4-48所示。螺栓数量由传力大小决定。水平叉耳接头传弯时螺栓受剪。传剪时靠翼身的耳片挤压传递,螺栓不受力。这种接头在对接孔进行最后精加工以及运输维护中拆装都比垂直叉耳接头方便,工艺通路好。

③ 混合叉耳接头。垂直叉耳和水平叉耳混合使用,如图4-117所示,耳片传力分工明确,而图4-47所示的上下两个垂直耳片在传剪时各分担多少则难以预测。接头承弯承剪分

开,由于水平耳片不负担剪力,可以做得较薄,这样可把缘条和水平耳片尽量靠外,增大上下耳片间距,减小耳片上的载荷。混合式叉耳接头的缺点是精加工时垂直耳、水平耳对合比较困难,加工成本高,因而很少应用。

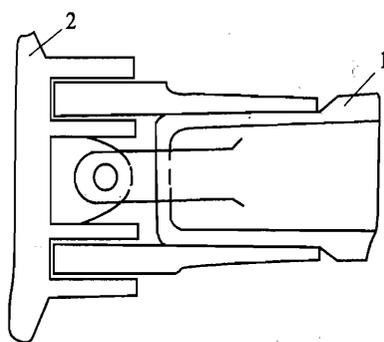
2) 集中式对孔接头

有些相对厚度很小的翼面,翼身采用可承受大载荷的对孔式接头相连。例如美国的 F-104 战斗机机翼为 13 根腹板的多腹板式结构,在根部转变成 5 个梁的梁式结构,用 5 个 Y 形对接接头与机身加强框上的展向水平螺栓相连,如图 4-118 所示。又如

美国的 F-16 战斗机为翼身融合体的气动布局,翼身分段处有一定的结构高度,也是采用可承受大载荷的对孔式接头,如图 4-96 所示。在传递向上的垂直弯矩时,下面的螺栓受拉,上面的螺栓不受力,靠接头之间的接触面挤压传力。传递剪力时上下螺栓均受剪。制造精度要求不高,装卸方便,但质量较大。

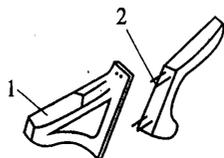
3) 齿垫式接头

这种接头靠齿的挤压和剪切来传递剪力。可以在垂直方向作微量调整,是一种设计补偿措施。在多交点式连接中用于传剪不大的连接点,如图 4-119 所示。



1—翼面接头;2—加强框接头

图 4-117 混合叉耳接头



1—翼面接头;2—机身上的对接螺栓

图 4-118 螺栓式连接接头

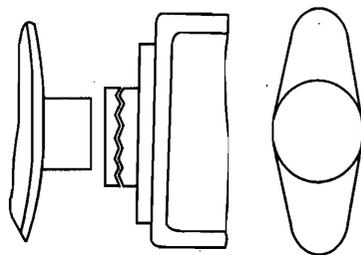


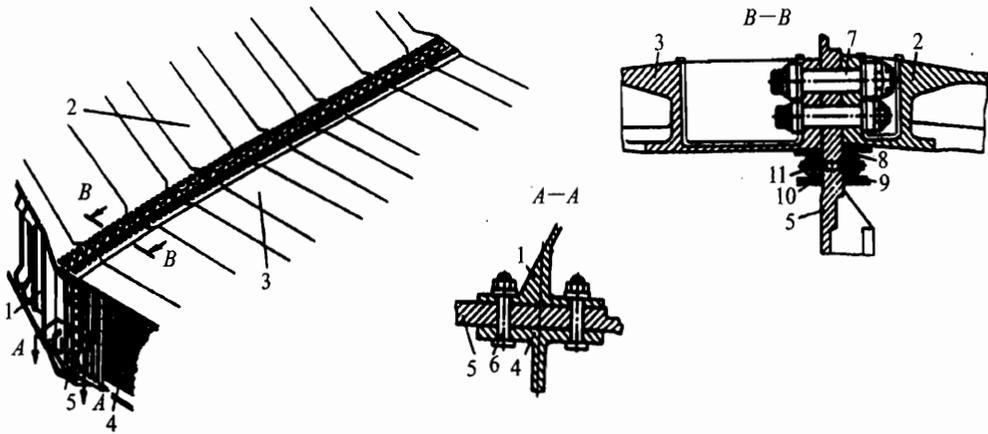
图 4-119 齿垫式接头

(2) 围框式(或周缘式)接头

围框式(或周缘式)接头多用于单块式翼面。

1) 分散式对孔接头

沿对接面上下缘分布有密集的对孔式连接件,螺栓展向水平放置,传力情况与集中式对孔接头相同。图 4-120 为安-124 的中、外翼对接,在对接处壁板上有梳状件,螺栓置于其槽中。苏-30MK 的中、外翼对接与此类似(如图 4-98 所示);苏-27 一侧的对接面上就有 100 多个螺栓。



1—外翼梁；2、3—外翼、中央翼的上壁板；4—中央翼梁；5—根肋；6、7—螺栓；8—密封胶；
9—压紧物；10—型材；11—双头螺栓

图 4-120 安-124 翼根部连接——受拉螺栓

2) 搭接板式接头

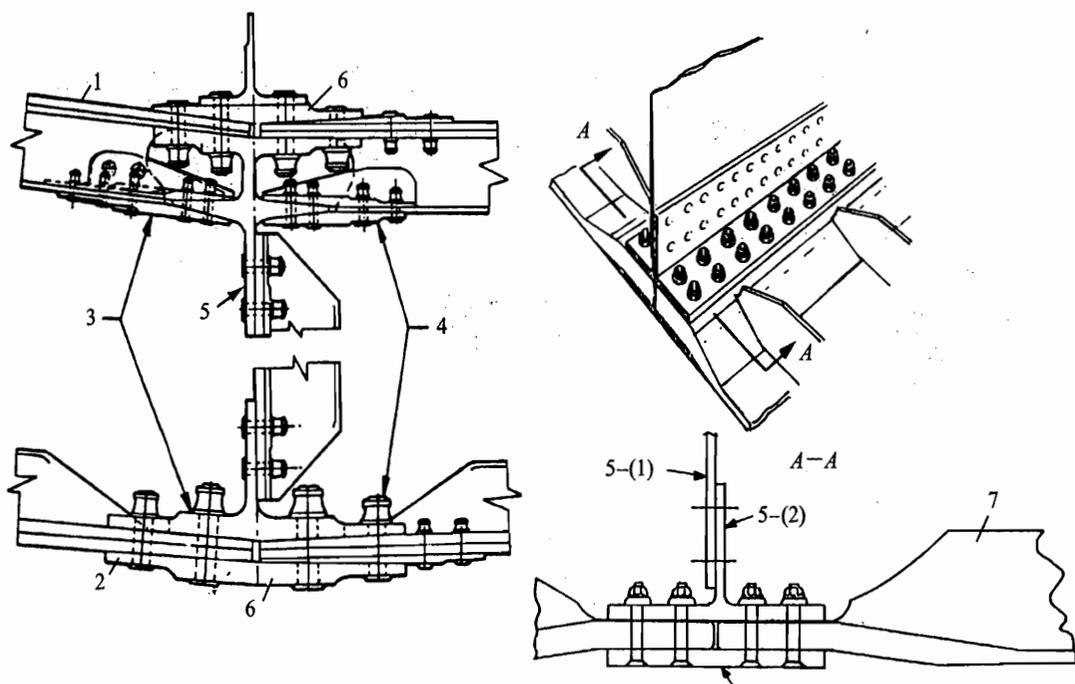
靠拼接板沿对接面周缘用大量螺栓将上下加筋壁板和腹板连接起来,构造简单,如 MD-82 左右翼对接采用了这种接头。搭接板式接头无论是传剪、传弯、传扭,螺栓均受剪。现代许多大型运输机的机翼采用这种方法连接,其优点是质量轻、可靠性高。缺点是制造精度要求和成本高,如图 4-121 所示。

翼面连接接头是翼面结构设计的重要环节之一,设计时花费的精力也最多。飞机失事原因往往就出在这些重要接头和结合部位。连接增加了结构的复杂性,并且影响到结构强度,特别是疲劳强度,因为连接容易引起应力集中。设计时重要接头应增加安全系数 1.25。在螺栓连接附近耳片的危险剖面有剪切、拉断和挤压卸载,为了减轻接头质量,应尽量将这些载荷的破坏应力设计成相同,此时接头质量最轻。由于连接接头及其附近结构上的载荷大小、性质、应力集中程度、材料及工艺因素等难以准确估计,为了保证连接安全可靠,除了进行精密细微的分析、计算之外,还要做局部构件试验。

由于连接增加了结构的复杂性,并且影响到结构强度,尤其是疲劳强度;同时使翼面质量增大,制造成本增加,因此现代飞行器(包括大型运输机)已很少如过去那样设置几个翼面设计分离面。但由于翼面的后掠、上反角和制造上的限制,使一些带中央翼的飞机(例如旅客机波音-747, L-1011 以及战斗机苏-27、苏-30 等),在机身侧边的外翼根部与中央翼的连接成为必要。有的大型飞机由于合理设计减少设计分离面,可以使翼面质量减轻达几百千克。

设计对接接头必须保证载荷有效地传递,并且安全可靠,强度足够,构造简单、质量轻、制造及装配方便,便于最后精加工,便于装卸和角度(安装角、上下反角)调整。

结构件连接处必须尽可能避免或减小偏心距。偏心引起的局部弯矩对连接接头及其附近



(a) L-1101

(b) C-141

1—上部连接;2—下部连接;3—外翼;4—中翼;5—根肋,5-(1)—腹板,5-(2)—缘条;
6—对接板;7—整体加筋壁板

图 4-121 翼根部连接——对接板式

结构会产生不利影响。对接接头上载荷很大,由偏心距所产生的力矩对接头本身及其相邻结构会引起很大的附加应力,因此需对对接接头做周密的细节设计。

对接接头要求有一定配合间隙,接头孔最后需按统一标准一次进行精加工。翼面耳片与机身(弹身)耳片间仅两面(例如仅有翼面上、下耳片的内侧)有配合要求,这样从工艺上耳片配合较易保证。一般耳片间配合精度为四级,螺栓孔的精度也为四级,螺栓光杆精度要求为二级,受剪螺栓比受拉螺栓要求高。当翼面为多交点连接时(多梁式翼面),要解决好连接装配协调问题,除工艺上采取措施外设计时应采用一定的设计补偿。

4.10 翼面开口区结构设计

若整个飞行器结构连续而且无开口,则其质量将比有开口者要轻。因此单纯从结构的质量要求来看,应以无开口的整体连续结构最好。但实际上在飞行器部件部位安排时,为了满足使用和维护的要求,在这些部件上通常布置有各种开口。在与飞行器外形有关的结构上开口,

为了提供整体外形,在开口处必须有口盖或舱门。我们先讨论翼面开口对结构传力的影响,再介绍开口区结构设计。

1. 双梁参差弯曲传扭

若开口尺寸较大,且开口周围原基体结构有一对强受力构件(例如双梁式翼面上的双梁),则可结合这种条件布置开口区加强。

设双梁式翼根部下面有一收置起落架的大开口,这样,原来弯矩通过翼盒的正应力承受,扭矩通过闭室的剪流承受。现闭室中断,弯曲正应力通过翼盒壁板的剪切,在大开口以前一段距离内,逐渐传给梁突缘。由扭矩产生的翼盒剪流,作用在开口处端肋,变成作用于前、后梁的力偶,即前、后梁承受由扭矩所附加在开口端的剪力和由该剪力引起的弯矩,其大小如图4-122所示。附加的剪力和弯矩在前、后梁处大小相同,方向相反,这种传递扭矩的方式称为参差弯曲。其中的弯矩

$$M_{\max} = \frac{M_t}{b} \frac{l}{2} \quad (4-28)$$

式中, M_t ——传递的扭矩;

b ——前后梁间翼盒的宽度;

l ——开口区长度。

翼面扭矩在开口区的传递如图4-123所示。双梁以参差弯曲受扭,即一个翼梁由于附加剪力而向上弯,另一个翼梁由于附加剪力向下弯。由于两梁上的附加剪力大小相等、方向相反,所以这两根梁在开口区端头的同一截面上作用的力矩,也是大小相等、方向相反,构成自身平衡力矩系,其合力矩等于零。这里说的力矩,对梁来说都是弯矩。

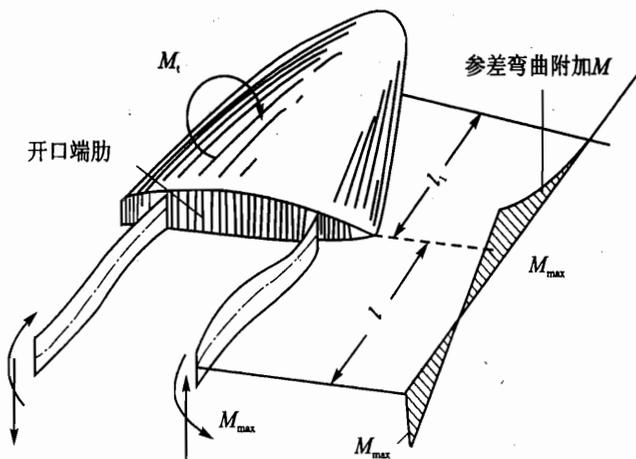


图4-122 传递扭矩在开口处的参差弯曲

自身平衡力矩在开口两端有一个如何分配的问题,可近似认为与开口左右段的刚度有关。

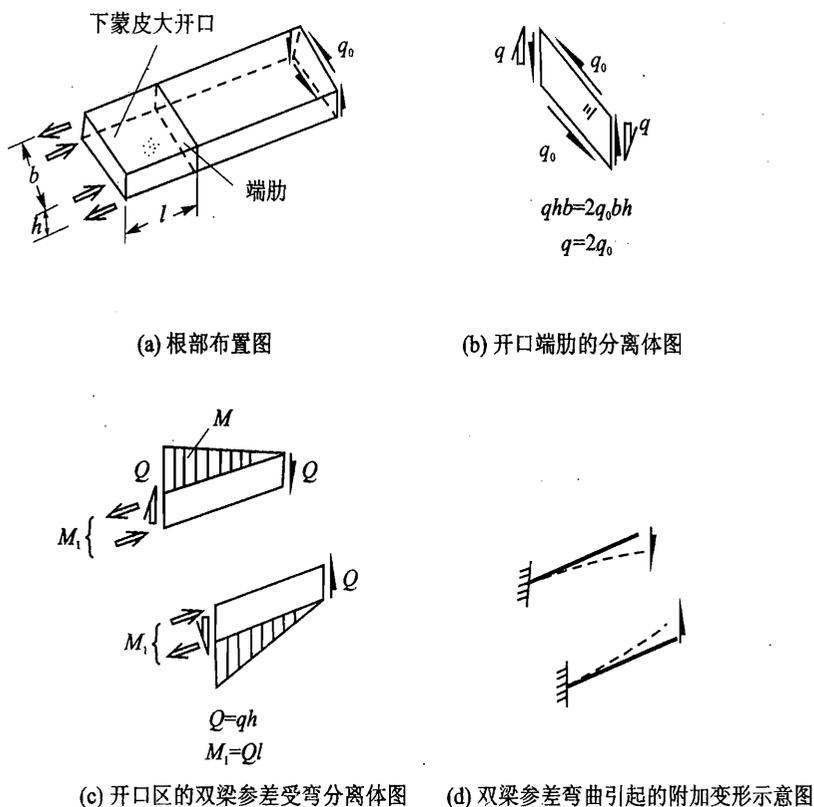


图 4-123 双梁翼面根部大开口的传扭

若开口位于翼面根部,则由于翼根处支承刚度大,可近似认为全部附加自身平衡力矩(实际上是大部)都位于根部一侧。若开口位于翼面半翼展中间附近位置,则可近似认为附加自身平衡力矩在开口两端,一边占一半,如图 4-124 所示。且由圣维南原理可知,这些附加力矩在开口两端之外的结构中,都有一影响区,其长度为 l_1 , $l_1 \approx 1.5b$ 。附加力矩引起的次正应力在影响区内很快衰减到零,如图 4-124(c)所示。

双梁翼面根部有大开口时的剪力传递见图 4-125。若下蒙皮开口,则原下蒙皮所传的水平剪力通过端肋转至上壁板,但同时产生一对附加的大小相等而方向相反的剪力,因此也引起双梁的参差弯曲,这里须注意的是,这个水平剪力通常远小于升力。

2. 翼面不受力口盖对传力的影响

不受力口盖不参与基体(翼面)结构的总体受力,因此在讨论总体受力时,不受力口盖相当于没有口盖。先讨论平面板杆结构,再阐明空间板杆结构。

图 4-126 为一个最简单的开口切断传轴向力杆件的板杆结构。基本结构为三杆加板,开口切断中间那根杆。在进行传力分析时,中间那根杆在开口边上那一点处的轴向力为零。通

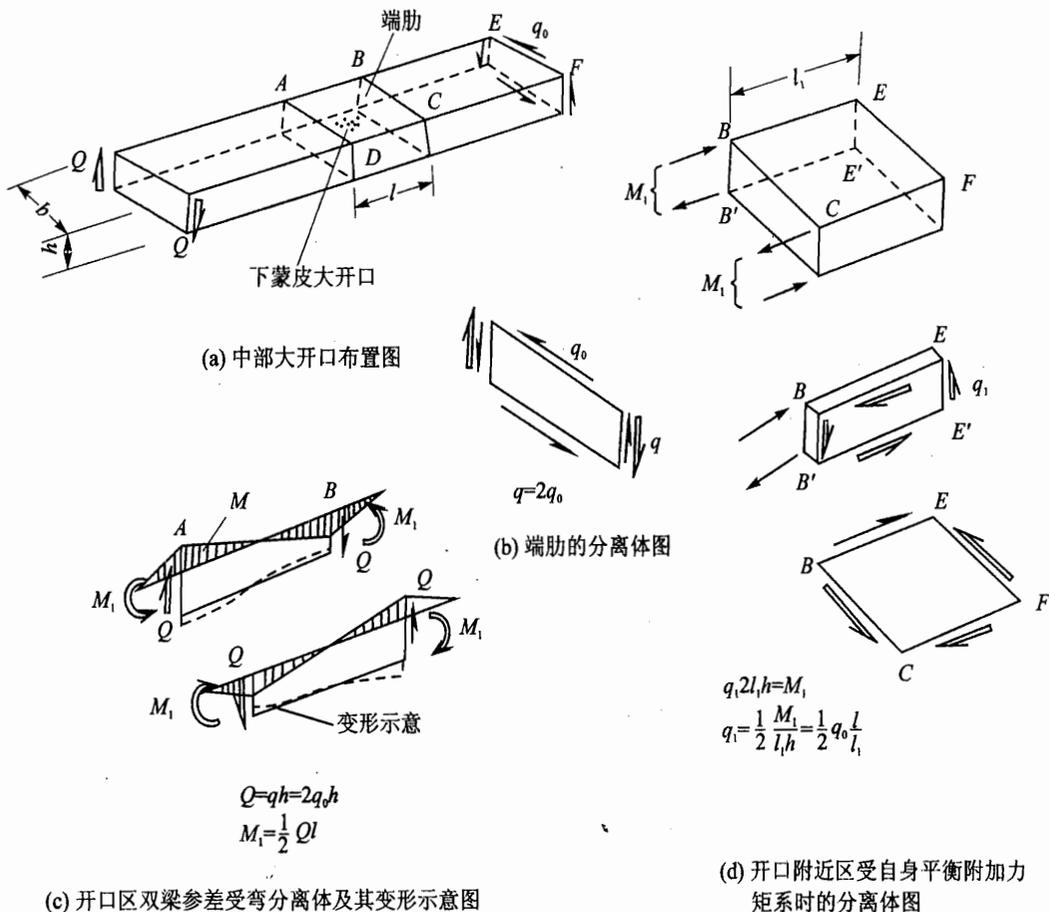


图 4-124 双梁翼面中部大开口的传扭

常假设过渡区长度 l 为开口宽度 b 的 $1\sim 1.5$ 倍, 过渡区内每一块板内的剪流假设为常数。原来每根杆内的轴向力为 P , 则过渡区内的剪流 $q = \frac{P}{2l}$ 。图 4-127 为一个带 6 根杆的板杆结构, 开口切断 4 根杆。在作传力分析时, 仍假设过渡区 $l \approx b (1\sim 1.5)$ 。此时过渡区内共有 5 块板, 由于对称, 中间一块板无剪流; 内侧板剪流小, 用 q_1 表示; 外侧板剪流大, 用 q_2 表示。根据分离体图, 可得 $q_1 = \frac{P}{l}, q_2 = \frac{2P}{l}$ 。由于假设各板受常剪流, 故过渡区内各杆轴向力成线性变化, 此时中间各杆轴向力变化相同。

在上述传力分析中, 主要采用了两个假设, 即参与区内各板元内的剪流为常数, 对所有切断杆参与区长度相同。因此, 其精确度相当差, 只能作传力分析而不能用作应力分析。可以根据应变能最小原理, 利用变分法求其精确解。

在作传力分析时是假设过渡区内剪流为常数, 这个数值通常要比精确的最大剪流小。精确解的轴向力是比直线更“丰满”的曲线, 故当两者过渡区相同时, 精确解的轴力要略大一些。

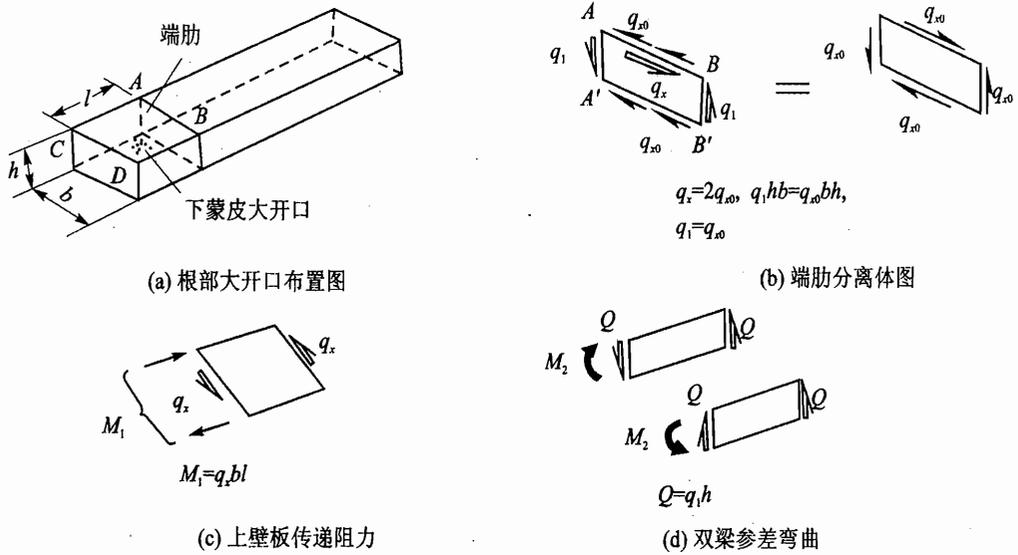


图 4-125 双梁翼面根部大开口的水平剪力传递

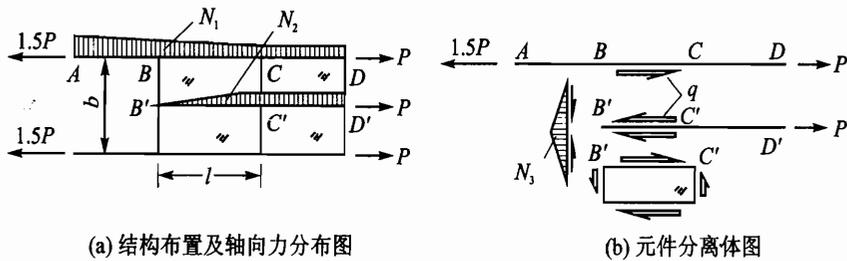


图 4-126 三杆平面板杆结构开口传力分析

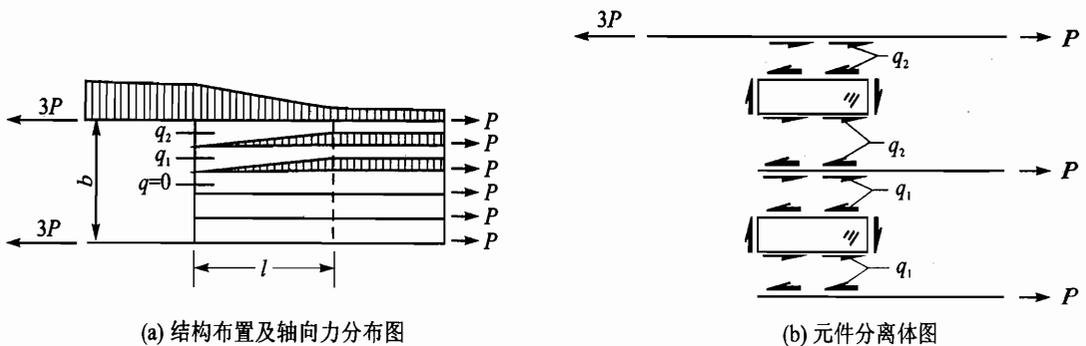


图 4-127 6 杆平面板杆结构开口传力分析

但过渡区长短是与结构刚度特性有关的,而且各杆参与受力的快慢程度也不一样,如上述 6 杆参与问题中,内侧杆就较中间杆后参与受力。因而有的参考书上常附有与图 4-128(a)类似

的图,并指出在扇形阴影区内,各杆只有小轴向力,以致可近似认为不受力。但须注意,不要因此引起下述错误概念,即认为既然这一地区为小受力,何不把此区域内的杆取掉?实际上,若取消这一区域内的杆元,则新的过渡区仍然有新的小受力区存在,不过是从有杆的曲边界开始而已,如图4-128(b)所示。

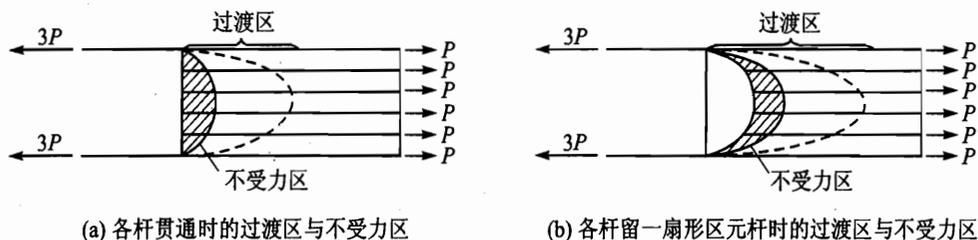


图4-128 参与问题恒需要过渡区

3. 翼面开口区结构设计

为安装和拆卸翼面内的油箱、安置起落架、保证接近操纵系统各个部件及其他系统的部件,在翼面结构中不得不开口。这时翼面承力构件的完整性遭到破坏,导致构件强度减弱,翼面结构形式本身可能遭到破坏。为了补偿开口,势必要加强开口区域的结构,为此消耗附加的质量,消耗多少取决于翼面的结构形式、开口位置、尺寸和作用力的性质。前面已经介绍了典型简单结构开口区的传力分析,现结合翼面结构进一步介绍梁式和单块式翼面大开口区设计,以及翼面上存在中、小开口时的开口区设计。

(1) 梁式翼面开口区设计

双梁式翼面很适合在两梁间布置大开口。假设此大开口位于半翼展中间(如低速飞机上,安装于翼面上的主起落架,收起时引起的翼面大开口),由于传扭将引起开口区双梁参差弯曲。需要在开口区两端安装加强肋,如图4-129所示,其目的是:将 M_t 引起的剪流转换为距翼根较远的开口一端上的力偶 $R=M_t/b$,反之,将力偶 R 转换为距翼根近的开口另一端上的剪流 q 。在开口长度 l 上,翼梁在由剪力 Q 引起的弯矩基础上,由力 R 引起的弯矩使之加载或卸载。在加载部位翼梁缘条和腹板要加强。起落架舱要加盖舱门和护板,其强度

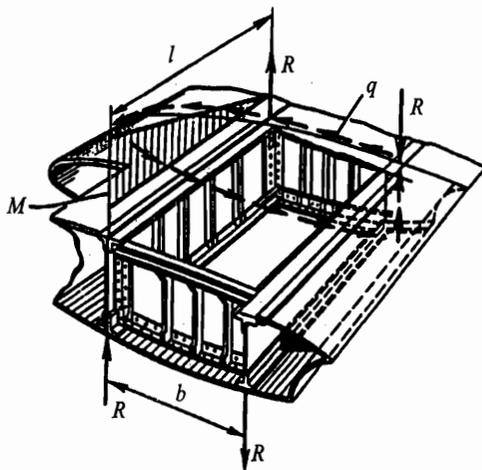
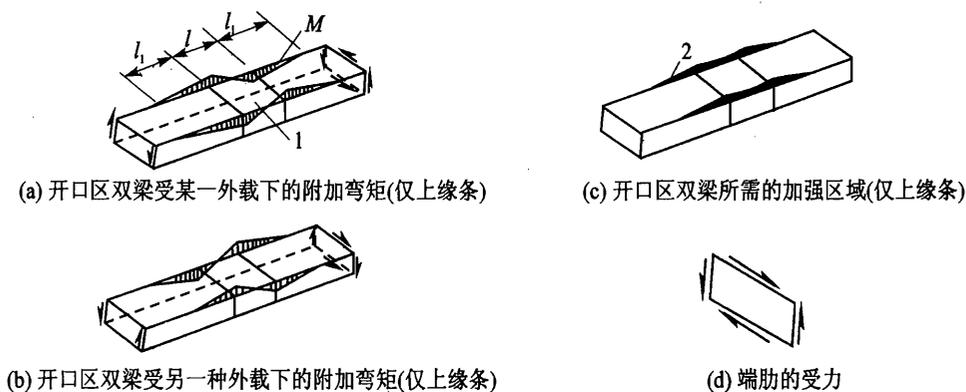


图4-129 双梁式翼面大开口的结构形式

和刚度应保证能承受局部载荷。

此时由开口传扭引起的附加弯矩分布(假设梁高度沿展向为常数时,即为梁缘条的附加轴向力分布)如图4-130(a)所示。这个附加弯矩作用的长度为开口长度 l 与两端两个过渡区长度 $2l_1$ 之和。但缘条截面加强时,不按图4-130(a)所示的那样附加弯矩分布形状加强,这是因为扭矩随着不同飞行情况可能改变方向,如图4-130(b)所示,把这种附加弯矩与翼梁原受弯矩叠加,故加强形状应按图4-130(c)所示的形状。除了双梁需局部加强外,开口两侧的端肋也应适当加强。这是因为这两个端肋的作用,是把分布一圈的剪流转换成一对大小相等、方向相反、作用在双梁上的剪力,如图4-130(d)所示。由于这个端肋主要受剪切,故通常布置一个带腹板及若干支柱的不太强的肋即可。当然,下蒙皮开掉后,上蒙皮及其支撑结构也得适当加强一些。



1—下蒙皮大开口;2—缘条加强

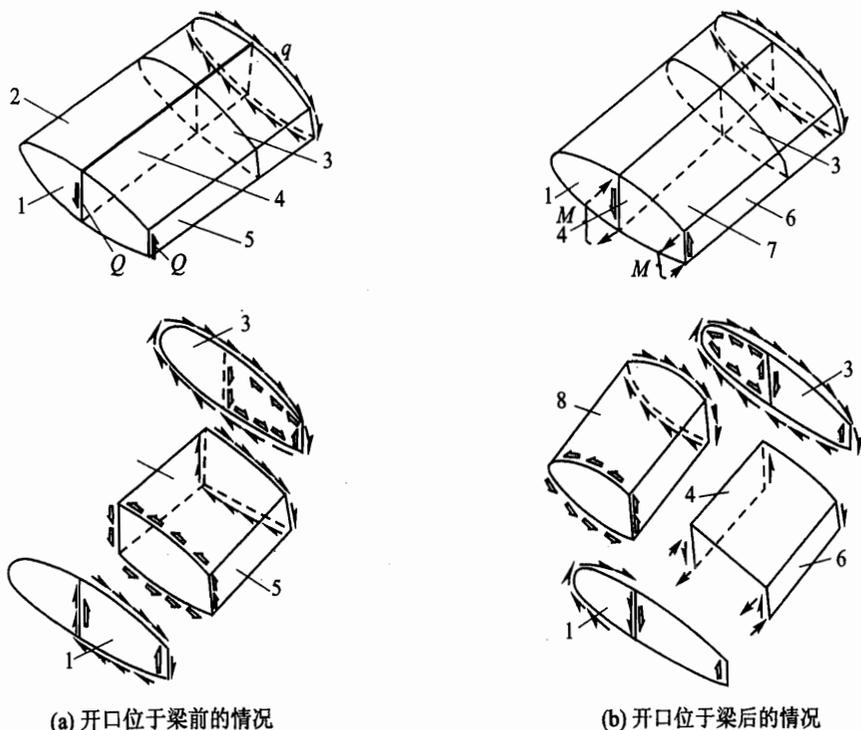
图4-130 双梁翼面开口区设计

单梁式翼面的翼梁通常布置在弦长的30%左右,因此,大开口只能布置在单梁前面、或单梁的后面。但不管是布置在单梁前面还是后面,其大开口占弦长的比例不可能像双梁翼面那么大。若开口在单梁前面,则可通过端肋把翼面前闭室的扭矩传至后闭室,并适当加强后闭室。单梁式翼面由于梁的位置比双梁式翼面的前梁靠后,故传扭时需要考虑前、后两个闭室,后闭室的后面是单梁翼面的后墙。若开口位于梁后面,则原后闭室的扭矩通过端肋,一部分转至前缘闭室,一部分转成双梁参差弯曲,故后墙在开口区应加强成一不太强的梁。这是因为若把全部扭矩转至前闭室,则开口区刚度太小,如图4-131所示。

多梁式翼面的开口尺寸受到两根梁之间间距的限制。这种开口对刚度的削弱要比单梁或双梁翼面少。

(2) 单块式翼面开口区设计

单块式翼面不适合布置大开口。在单块式翼面大开口的情况下,要保证口盖不仅承受由 M_x 引起的剪力(沿纵向缝用螺钉固定口盖),而且要承受由弯矩 M 引起的轴向力。这需要在



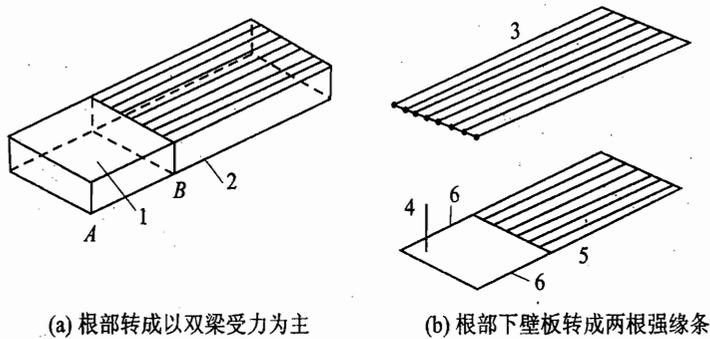
1—根肋;2—前缘下蒙皮开口;3—端肋;4—梁;5—墙;6—根部加强的墙;7—下蒙皮开口;8—前缘

图4-131 单梁翼面开口区设计

开口边缘上按端面用螺栓连接壁板和口盖的蒙皮和桁条。这样一来,口盖变成可卸的受力壁板,能承受由 M_x 引起的剪力和由 M 引起的轴向力,这使结构增重很多。因此很少将大开口布置于单块式翼面的中间部位,此时开口两侧将有两个过渡区,增重更多。若需要在结构上有大开口,且翼身相连处不容许有中央翼匣通过,则通常将开口布置于单块式翼面的翼根部位,可以考虑使单块式翼面在翼根部位转成以双梁受力为主,如图4-132(a)所示。此时只有一个过渡区,故增重不太多。若翼面是左右贯通的,开口位于翼根部下表面,则可设计成翼根部上壁板基本上仍为单块式,而下壁板只有两根强缘条,如图4-132(b)所示。在上述开口情况下,开口区传扭情况基本上与双梁式翼面根部有大开口者相似。

(3) 翼面上有中、小开口时的开口区设计

由于使用、维护的要求,在翼面上需开相当多小开口,有时还需开些中开口。在现代旅客机的翼面上,由于翼面结构一般都兼作整体油箱,即直接在结构内部贮存燃油,因此要做成密封结构。对整体油箱要定期检查结构内部的密封情况,因此需要在翼面上开一系列检查口以便检查内部结构。由于上翼面比下翼面对气动力影响大,而开口以后口盖与基体结合在一起的气动特性总比无开口时的差,再加上大飞机从使用、维护方便出发,所以把开口设置在下翼面较好。而歼击机主要开在油箱上翼面,便于检查和密封。当然,从疲劳设计这一角度看,放



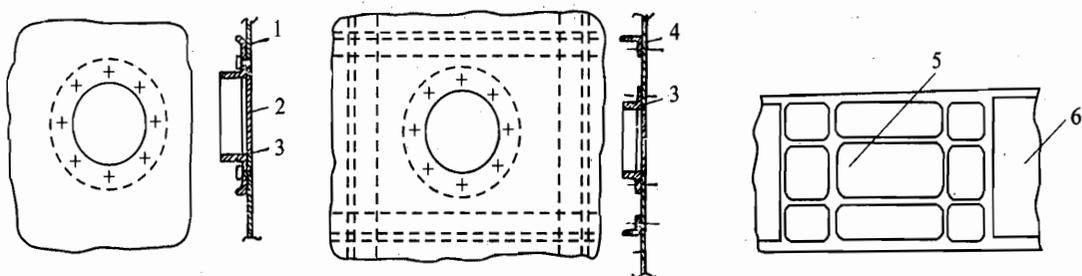
1—下蒙皮大开口;2—梁缘条加强;3—上壁板;4—大开口;5—下壁板;6—强缘条

图 4-132 单块式翼面开口区设计

在受拉应力较大的下翼面是不利的。通常这些密封检查开口都沿展向布置在下翼面。这些开口的大小应能保证便于维修人员进出和工作。一般这些开口做成椭圆形,这是因为旅客机的下翼面处于经常受拉区,外载大小是变化的,作用次数又较多,故必须考虑抗疲劳问题。考虑疲劳特性时,单向受拉开口以椭圆形为好。再者,这些用于检查密封的开口,又可兼用作检查有否形成损伤裂纹的检查口,这符合尽可能使一个开口有多种用途的原则。开口与基体的连接形式与口盖打开的次数密切相关。上述口盖打开的次数并不太多,一般采用沿周边布置一圈螺栓连接的口盖,因此口盖能传剪,故开口区只需做成能传递轴向力的补强即可。当然口盖是否能传递全部剪流,还与口盖刚度及螺栓连接刚度有关。

在翼面上通常有较多的小开口,以使维修人员易于接近所需维修的设备、附件和零件。这些小开口多数是需经常打开的,因此应设计成不受力口盖。从开口本身少引起补强这个观点出发,开口应布置在翼面结构的不受力区或受力较小处。但要注意,这些附件与设备本身可能是有位置要求的,这些位置要求可能来自附件与设备本身,也可能来自提高颤振临界速度的要求,即希望翼面的质心能靠前一些。小开口通常多做成圆形或椭圆形,当疲劳问题不严重时,也可结合周围结构情况做成长方形或方形。

一般应使这些小开口避免切断翼面的轴向力构件,即开口应开在只受剪的蒙皮上。此时补强件一般按等强度原则设计,即把开口所去掉的那部分材料、乘上一个大于1的系数,合理地布置在开口周围的补强件上。一方面,它要符合开口过渡区的传力特性,对于上述形式的不受力小开口,加强件本身、或加强件与基体局部结构结合在一起,在壁板平面内应能抗弯;另一方面它又要求满足连接刚度要求,在沿垂直方向旋紧连接件时,在此加强件上受有垂直力,因此加强件本身还得在垂直方向上也有一定的弯曲刚度。典型加强件如图4-133所示。



(a) 在一块蒙皮上的圆形小开口 (b) 在四周有格子杆件时的圆形小开口 (c) 在四周有格子杆件时的长方形小开口

1—蒙皮;2—口盖;3—开口加强环,4—原加强条;5—开口;6—梁

图4-133 翼面小开口处加强件的典型形式

4.11 尾翼与操纵面结构分析与设计

1. 尾翼与操纵面的功用和设计要求

一般常规飞机的尾翼由水平尾翼和垂直尾翼两部分组成。水平尾翼由水平安定面和升降舵组成;垂直尾翼由垂直安定面和方向舵组成。升降舵和方向舵统称为舵面。导弹一般在尾部安装有固定的气动力面,称为安定面或尾翼;导弹上还装有可以操纵的气动力面,称为舵面。舵面和装在机翼或弹翼上的副翼统称为操纵面。

为了改善跨声速和超声速飞行器在高速飞行中的纵向操纵性,在这类飞行器上,大多采用全动尾翼。它是一个整体的可操纵面。在无尾飞机上,没有平尾,但仍有立尾。机翼上的副翼兼起升降舵的作用,称为升降副翼。左右升降副翼既可异向偏转当副翼用,又可同向偏转当升降舵用。变后掠翼飞机上,可用全动平尾兼起副翼的作用,称为尾副翼。左右全动平尾既可同向偏转当作平尾用,也可异向偏转当作副翼用。鸭式飞机采用前置平尾,机身尾部仅有垂直尾翼。前置平尾可以分成安定面和舵面两部分,也可以是全动的。现代不少超声速战斗机采用双垂尾布局,这样可以增加垂尾面积,加强方向静安定性,例如苏-27、米格-25、F-15和F-18等。无垂尾飞机,如B-2采用方向副翼进行操纵。

尾翼及舵面用于保证飞行器的纵向和航向的平衡与安定性,以及实施对飞行器的纵向(俯仰)和航向的操纵。腹鳍和背鳍也起垂直安定面的作用保证航向稳定性。副翼和扰流片是用来保证飞行器横向操纵性和平衡作用。横向稳定性可以由翼面的上(下)反角或后掠角来保证。

应用直接力控制技术的飞机装有一些专门的操纵面,它们可以使飞机在不改变迎角和侧滑角的情况下改变飞行轨迹。直接升力控制的飞机装有水平前翼,协调操纵水平前翼和平尾(在无平尾布局的飞机上为襟副翼),可在不改变飞机姿态(迎角)的情况下增加或减小升力,从

而改变飞机的垂直航迹。直接侧力控制是协调操纵方向舵和装在机头下部的垂直前翼产生侧向力,从而改变水平航迹。直接力控制可以改善作战飞机的机动性,提高空中格斗和对地攻击能力。在大型飞机上可以用来精确修正着陆航迹,以提高着陆安全性。

尾翼和操纵面的设计除满足结构设计的一般要求外,重点要满足:

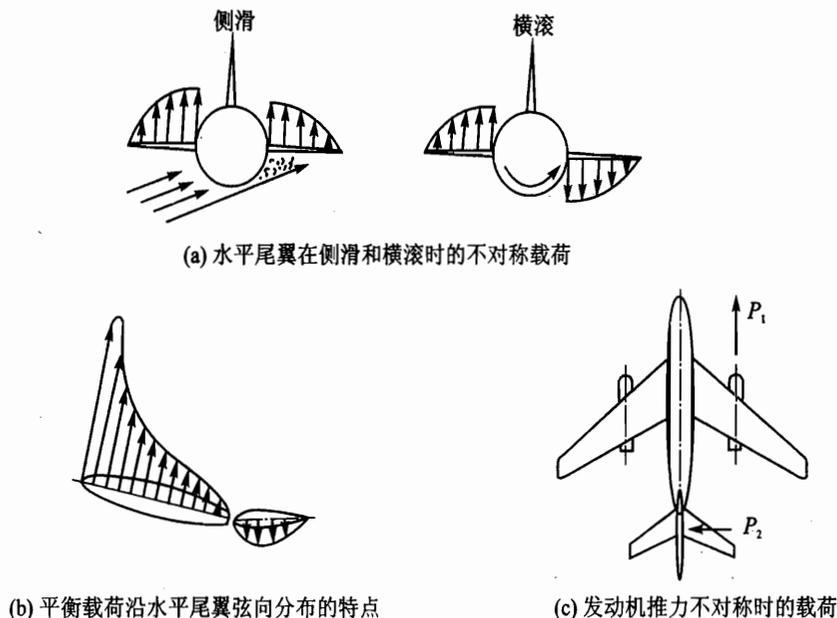
- ① 在飞行器所有允许的飞行状态中均能起到足够的平衡、稳定和操纵作用。
- ② 有足够的强度、刚度、损伤容限、寿命,并且质量尽可能轻。
- ③ 在飞行器允许的飞行速度范围内不发生各种形式的振动。

2. 尾翼和操纵面的载荷特点

尾翼(含舵面)和副翼的外载荷主要是气动载荷,结构质量较小。气动载荷决定于飞行状态。尾翼和副翼上的气动力外载以它的作用分,有如下所述的三类:

(1) 平衡载荷情况

平衡载荷是指保证飞行器气动力矩平衡情况下尾面上的载荷。此时安定面上的载荷往往与舵面上的载荷方向相反,使尾面受很大扭矩,如图 4-134 所示。



P_1 —一个发动机的推力; P_2 —因 P_1 引起的垂尾上的平衡载荷

图 4-134 尾翼的外载荷

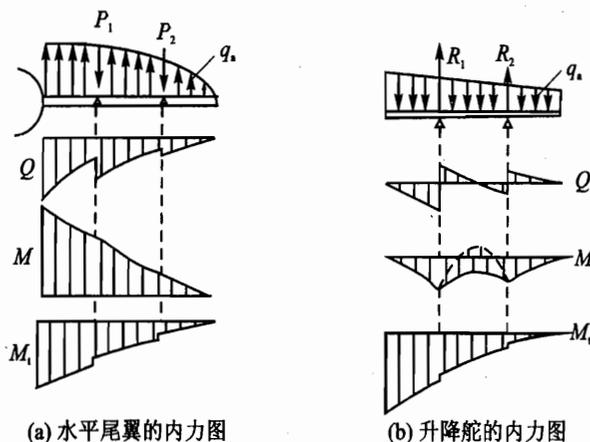
(2) 机动和突风载荷情况

机动和突风载荷是飞行中遇突风或机动飞行时偏转舵面所产生的附加载荷。

(3) 不对称飞行情况

飞机侧滑或横滚时在平尾上引起不对称载荷,它们一般比机动载荷小,但对机身引起的扭矩却很大。对于垂尾除横滚外,一侧发动机停车时也会引起不对称载荷,如图4-134(c)所示。

在全动平尾与舵面上,作用有分布的气动载荷和自身的质量力。安定面上除作用有这类载荷外,还有舵面悬挂接头传来的集中力。由于舵面与安定面、全动平尾与机身的连接情况和翼身的连接情况有所不同,因而此时安定面或机身各自提供的支持力的形式也不同。由图4-135可见,安定面的受力情况则与翼面相似。



q_a, P_1, P_2 —外载; R_1, R_2 —支反力

图4-135 水平尾翼的剪力、弯矩、扭矩图

对于副翼,在中立位置作为翼面后缘的一部分所受的载荷,以及最大速度飞行时偏转副翼所引起的载荷是主要的受载情况。从结构力学观点来看,副翼和舵面是一根支持在翼面或安定面悬挂支臂上的双支点或多支点连续梁,承受气动载荷。用三弯矩方程求出支反力,即可算得剖面中的剪力和弯矩。承扭时相当于固支在操纵摇臂处的悬臂梁,承受气动载荷引起的分布扭矩,据此可以求得剖面扭矩。

3. 安定面的结构特点

安定面有水平安定面和垂直安定面两种。安定面由前缘、翼尖及盒段组成。前缘、翼尖通常可拆,为蒙皮隔板结构,应主要考虑防冰、除冰系统在安定面上的设置及防鸟撞等问题。安定面的结构布局及承力系统的安排是否合适,对结构效率有重要影响。

安定面的结构和翼面基本相同,受力特性也相同。但安定面不同于翼面结构设计的特点是安定面内很少有装载,故安定面完全可以按受力要求进行结构设计。同时尾翼的气动布局形式不同,安定面的结构布局与承力系统安排也有所不同。普通与T形尾翼的典型布局如

图 4-136 所示。

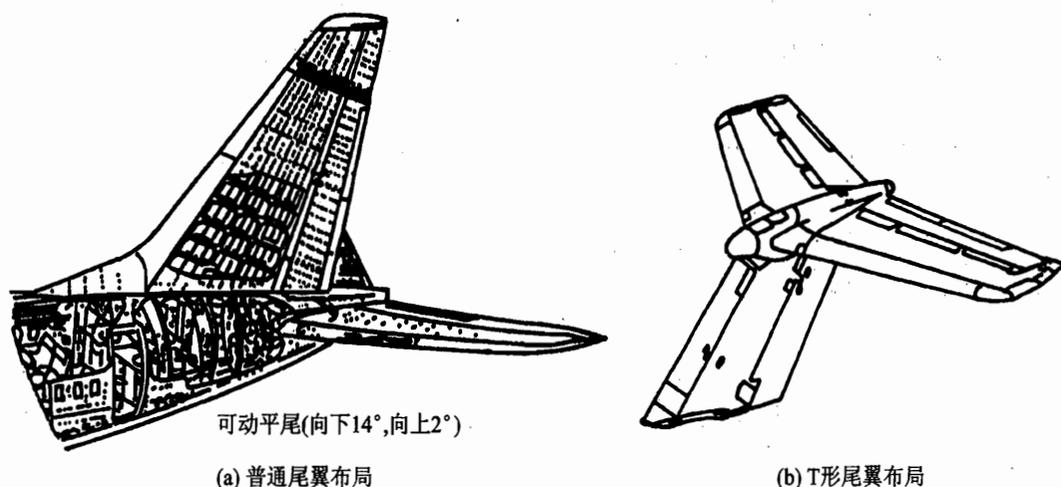
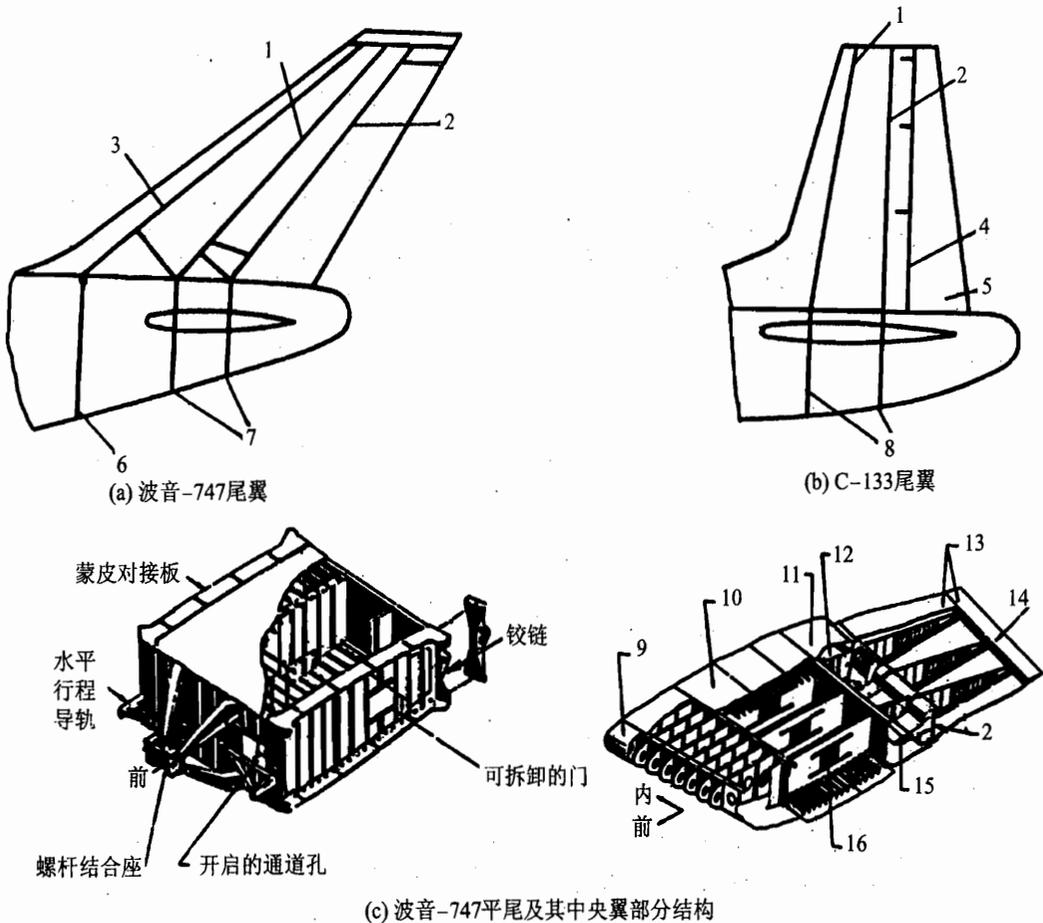


图 4-136 尾翼的典型布局

安定面常采用的结构布局形式有梁式、单块式、多墙式、整体式、全蜂窝式或混合式等。轻型飞机的安定面大多采用双梁式(后梁为主)或一梁(后)一墙(前)式结构。现代速度较高的飞机一般采用双梁(或多梁)、壁板、多肋的单块式结构。使用多梁的目的是增大结构刚度,提高防颤振特性,波音-747和波音-767的水平安定面和垂直安定面都是双梁加一辅助前梁(前墙)的双闭室结构。现代的高速运输机还有采用由数根梁、密排翼肋和变厚度蒙皮组成的结构,其翼面不用桁条,这种形式的制造成本低、抗扭刚度高,尤其对防颤振有较好的效果,这种设计已用于波音-707和波音-727的水平安定面上。安定面通常将后梁设计成主梁,且在悬挂接头处布置有加强肋,如图 4-137 所示。这是因为舵面一般悬挂在后面,而尾翼的载荷特点是舵面载荷大。

水平安定面与机身有两种连接方式。一种是固定式,水平安定面分段,在机身侧面固定在机身上;或者整个水平安定面贯穿机身,前后用 4 个接头固定在机身上。另一种是可调式,水平安定面的安装角可调,应用在一些高亚声速运输机上,目的是提高平尾的配平效率。可调式水平安定面中央翼盒贯穿机身,后面用两个铰链接头支撑在机身加强框上,前面用 1~2 个接头连致动器,飞行中可以通过致动器调节安定面的迎角,改变飞机的俯仰角,对飞机起配平作用。它的优点是比舵面的配平阻力小。近代许多大型运输机如 L-1011、DC-10(如图 4-138 所示)和波音系列客机都采用这种形式。安装两个致动器可以使安定面的支撑及操纵具有破损安全特性。也有的飞机是在前梁的正中间单独装有一个螺旋操纵机构,此时应将连接接头本身设计成具有损伤容限特性,如图 4-137(d)所示。可调式水平安定面引起的结构问题是机身开缺口,影响尾段结构受力特性,还要增设密封板。

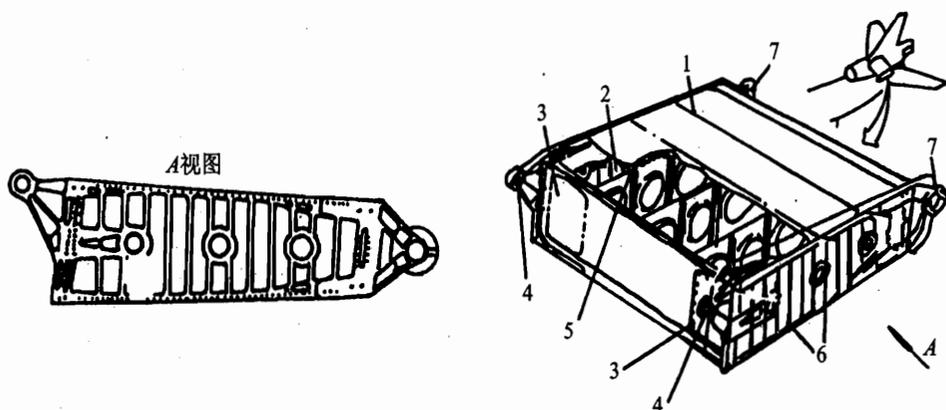
除个别飞机的垂直尾翼可动(如 SR-71 飞机具有全动式垂直尾翼)外,绝大多数飞机的



1—安定面前梁；2—安定面后梁；3—墙；4—舵面梁；5—方向舵；6—次强框；7—强框；8—加强框；9—可拆前缘；10—壁板；11—铝蜂窝；12—铰链肋；13—玻纤蜂窝；14—可更换的后缘；15—配重；16—检查口

图 4-137 安定面的结构布置与对接加强框的布置

垂直安定面是不可动的，安装固定在后机身上。根部连接处安定面梁与机身隔框有转折，需要沿机身纵向布置加强的构件承受和传递安定面梁传来的分弯矩。有些飞机将垂直安定面的梁直接插入机身，与机身加强框结合一起成为斜加强框。这样可以直接将弯矩传到机身结构上，避免在机身上因使用接头而带来疲劳问题。T形尾翼的垂直安定面，由于平尾固定在垂尾上，还必须能承受水平安定面传来的载荷。常用较厚的对称翼型，翼盒结构有较大的刚度，一定程度利于解决T形尾翼突出的颤振问题，该种垂直安定面的结构布局形式多采用双梁式（或多梁式）或双梁单块式。尤其是装有可调安装角平尾的T形尾翼垂直安定面，双梁式或双梁单块式翼盒结构的前梁用来安装操纵平尾的助力器，后梁上安置支撑平尾翼盒的枢轴，这些连接点直接承受平尾传来的集中力。T形尾翼垂直安定面的翼展比常规的翼展约短三分之一，而它所需要的结构刚度却较常规大。因此，其盒段结构采用蒙皮-桁条加强板或整体加强板（整



1—蒙皮;2—翼肋;3—检查口盖;4—制动器螺杆连接接头;5—加强板;6—隔板;7—水平安定面枢轴

图 4-138 水平安定面中央翼盒

体式)最适合这种要求。

4. 操纵面的结构特点和传力分析

(1) 操纵面的结构特点

操纵面可看作在气动载荷作用下支持在悬挂接头上的多支点连续梁,其弯矩 M 、剪力 Q 通过悬挂接头传给安定面,扭矩由接头和操纵摇臂上的操纵力共同平衡。操纵面位于翼面后部,因此厚度都特别小。对于厚度相对较大的操纵面,为了充分利用结构高度,一般都在其前缘附近高度最大处布置一根梁作为主要的承剪承弯构件,梁与前缘厚蒙皮构成闭室承受扭矩,梁后面的三角形闭室由于后缘条铆接质量不易保证,其承扭能力一般不予考虑。梁布置在接近转轴附近也有利于将梁上的载荷以较短的传力路线通过悬挂接头传给支架。这种单梁式结构质心比较靠前,对防颤振也很有利。舵面和副翼的典型构造如图 4-139 和图 4-140 所示。

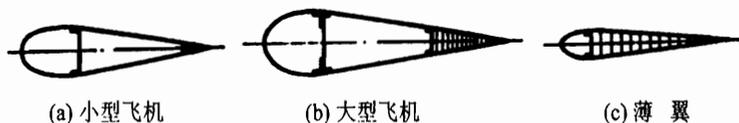
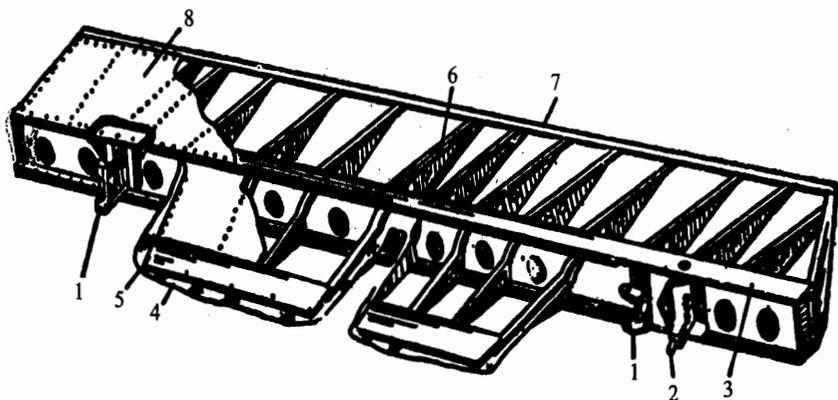


图 4-139 舵面典型剖面

近代厚度较小的操纵面大多采用双梁或三梁式结构,并且安排较密的翼肋,使用蜂窝夹层蒙皮。有些则在后部采用全高度蜂窝结构。这些措施都能提高操纵面的弯曲和扭转刚度。有的操纵面在蒙皮内侧用边缘为波纹形的加强片将蒙皮和梁缘条、肋缘条胶接起来,能够提高蒙皮抵抗气动湍流或声响的疲劳寿命。

现代飞机的尾翼和各种操纵面为了减轻质量,提高结构效率,很多采用了纤维增强复合材



1—悬挂接头；2—操纵摇臂；3—梁；4—内补偿气密薄膜；5—配重；6—肋；7—后缘型材；8—蒙皮

图 4-140 副翼的构造

料,如 F-18、波音-737、波音-767、波音-777、A-310、A-320 以及我国的歼-7 和运-7 等飞机。

(2) 操纵面悬挂支点

操纵面通过悬挂支臂支持在安定面或翼面上,铰链轴应保持同一直线,使它能自由转动不被卡死。有些飞机为了防止飞行中因支持结构的变形太大,发生不同轴现象而影响操纵面转动,将操纵面沿展向分段,每段只包含 2~3 个支点,段与段之间用挠性接头连接。两个后掠升降舵共用一个摇臂操纵时,也应在转轴弯折处用万向接头连接两部分。

操纵面的悬挂支点一般多在两个以上,挂点多,则支点间距小,操纵时的变形和最大弯矩值小,结构轻,并且有破损安全性。有的大型飞机,如波音-707 的升降舵有 7 个悬挂点。但若支点过多,除了存在同轴问题之外,支臂的总质量势必增加,所以对支点数量及位置必须通盘考虑。支点间距大小视结构高度、弦长及载荷而定。高度较小,载荷较大,则间距应小些,反之间距取大些。当然还应与安定面或翼面的翼肋取得协调。

大型飞机的舵面有时分成两段:内侧舵面和外侧舵面。低速飞行时两段舵面都可使用。高速飞行时,因安定面结构变形对舵面操纵效率产生影响,只允许用内侧舵面(或称高速舵面)。这种设计的优点是能够减轻安定面和舵面的结构质量,缺点是操纵系统复杂,质量增大。

为了保证互换性和装卸连接方便,悬挂头应有设计补偿。具体措施是:除一个接头设计成固定式以消除操纵面的展向自由度外,其余接头均做成可调节形式,通过过渡接头(如图 4-141 所示)、偏心衬套、在接头配合面间留有较大间隙等办法来提供一定的展向和弦向调节量。

(3) 前缘缺口的传扭补偿措施

操纵面转轴一般都在前缘之后,为了悬挂操纵面,前缘必须开口,这就破坏了前缘闭室。通常前缘闭室都负担一部分传扭作用,单梁式操纵面的前缘闭室更起着传扭的主要作用,因此需对开口采取传扭的补偿措施:

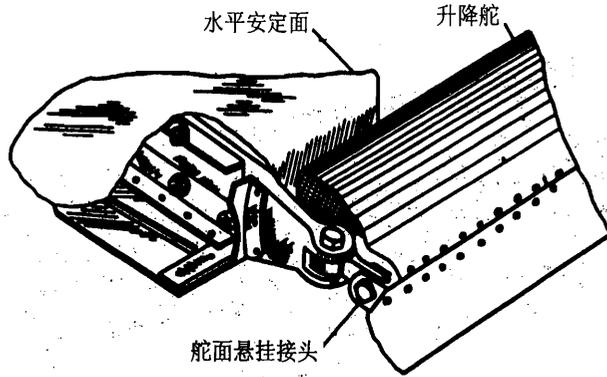
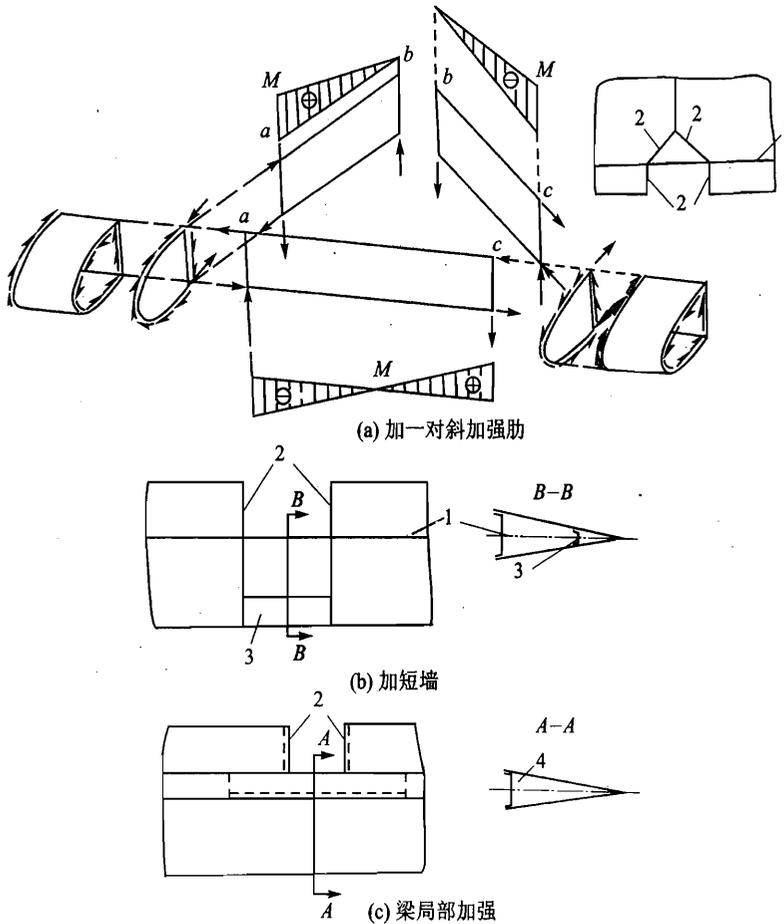


图 4-141 操纵面的过渡接头

① 加一对斜加强肋,与梁构成三角架。扭矩由斜肋和缺口段的梁承受附加弯矩传递,如图 4-142(a)所示。



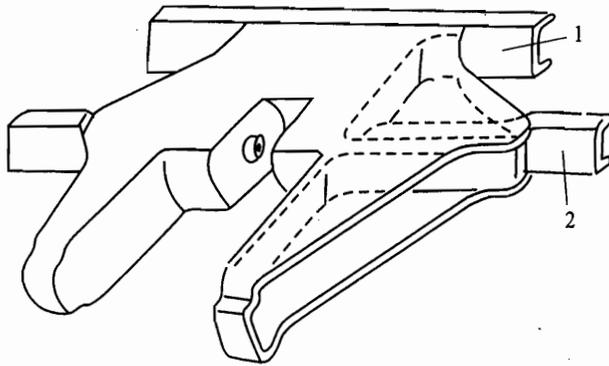
1—梁;2—加强肋;3—短墙;4—加强梁

图 4-142 前缘缺口的补强

② 加一短墙,与缺口段壁板和端肋构成局部闭室,扭矩在缺口段由该闭室传递,如图4-142(b)所示;

③ 一些小型低速飞机载荷很小时,可直接将梁局部加强,由梁本身承受、传递扭矩,如图4-142(c)所示;

④ 在缺口段用剖面为实心或空心的盒式连接件传扭,歼-7副翼中接头即用此形式,缺口处靠矩形剖面受扭传力,如图4-143所示。



1—前梁;2—后梁

图4-143 歼-7飞机副翼的中接头

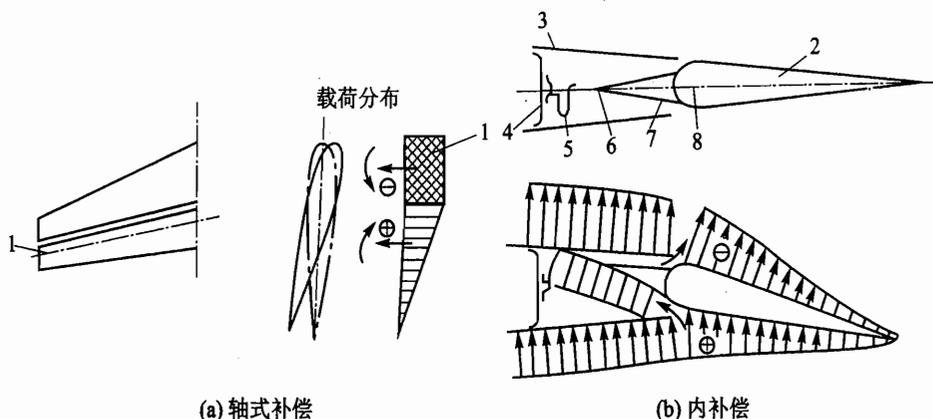
5. 操纵面的气动补偿和气动平衡

(1) 气动补偿

操纵面上气动力对转轴的力矩叫做铰链力矩 M_h 。操纵面上的压力中心线通常都在转轴之后,操纵面在铰链力矩下有从偏转状态回到中立位置的趋势。因此铰链力矩越大,则驾驶杆或脚蹬上所需操纵力就越大。为了减小铰链力矩以减小操纵力或助力器的功率,操纵面应采取气动补偿措施。目前,飞机上常见的气动补偿办法有:轴式补偿和内补偿。

轴式补偿是将转轴略微靠后布置,利用转轴前面的气动力对转轴产生方向相反的力矩来抵消掉一部分转轴后面的气动力对转轴的力矩,起到补偿作用,如图4-144(a)所示。补偿不宜过大,否则由于转轴后移量过大,偏转时前缘凸出翼面,引起阻力和振动。当然,对于人为直接操纵的飞机更不能使 $M_h \leq 0$ 。因为 $M_h = 0$ (完全补偿),会使驾驶员失去操纵感觉; $M_h < 0$ (过补偿),会引起反常感觉,容易造成操纵失误,引起事故。轴式补偿构造简单,缺点是操纵面偏转时,两面的气流因前缘缝隙相互沟通,压差减小,偏角越大,压差越小,影响补偿效果。

内补偿是在操纵面前缘装设隔板(补偿面),补偿面置于安定面或翼面后缘的空腔内部,并且用气密封胶布将两侧气流隔断,利用补偿面两面感受的压差来减小 M_h ,如图4-144(b)所示。内补偿的优点是:补偿效率高,不会引起气流扰动。缺点是操纵面的偏角受限制,翼型很薄时不宜采用;使用时需经常检查胶布的气密性。



1—气动补偿部分;2—副翼;3—机翼;4—梁;5—气密封胶布;6—配重;7—补偿板;8—转轴

图 4-144 气动补偿的几种形式

有些大型客机从安全角度出发采用人力应急操纵舵面。为了减小操纵力,驾驶员直接操纵补偿调整片,通过调整片的偏转产生气动力带动舵面偏转,调整片产生的铰链力矩抵消了一部分舵面偏转引起的铰链力矩。同时,舵面还采用了浮动式内补偿。浮动式内补偿是对轴式补偿和内补偿两种方法的改进而得到的,它通过一套四连杆机构使补偿板仅作平移运动,不会对舵面偏转有过分的限制,因此舵面有较大的偏度。补偿板上下腔的密封靠前端接触密封来实现,偏度越大,密封越严。

超声速飞机由于使用无回力液压助力装置的操纵系统,并且也由于机、尾翼的结构高度很小,所以一般很少采用气动补偿。

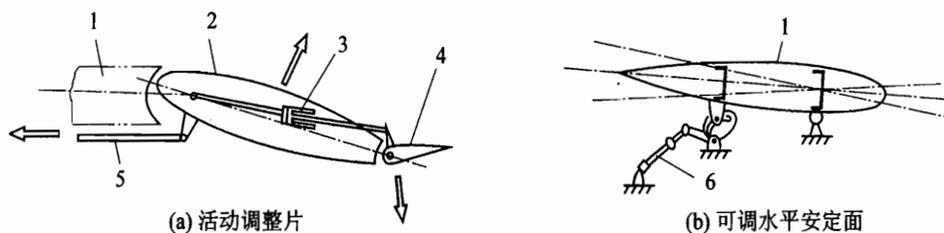
(2) 气动平衡

许多情况下,要求偏转操纵面使全机获得平衡,而操纵面上的操纵力矩为零,以消除驾驶杆和脚蹬上的操纵力。例如飞机长途定态飞行、飞机质心变化、某一发动机停车等等情况,希望解除驾驶员长时间握杆或踩蹬的体力消耗和疲劳,需要装设气动平衡装置。

最常见的气动平衡装置是活动调整片,安装在操纵面后缘,如图 4-145(a)所示。通过独立的操纵和传动机构(机械式和电动式)将它偏转到适当角度,调整片上的气动力便带动操纵面偏转,产生平衡全机的气动力矩,而调整片对操纵面转轴的铰链力矩与操纵面对转轴的铰链力矩则相互抵消,因而杆力为零。

近代许多大型运输机飞行中由于俯仰力矩变化很大而采用了可调平尾(水平安定面的迎角可调,后缘仍有普通升降舵),如图 4-145(b)所示。例如飞行中质心移动范围大,放下襟翼之后翼面压力中心变化很大等,都会引起俯仰力矩的剧烈变化。单靠升降舵和调整片不能保证飞机的纵向平衡;采用可调平尾,便可通过水平安定面迎角的少量改变产生足够的平衡力矩。

修正片(固定调整片)也是一种常见的气动平衡装置,它是固定在操纵面后缘或翼面后缘



1—水平安定面；2—升降舵；3—操纵调整片的蜗轮蜗杆机构；4—调整片；5—升降舵操纵拉杆；6—液压作动筒

图 4-145 气动配平调整片

的一小段板片,用以修正飞机由于制造误差或其他原因引起的气动力不对称现象。试飞后由驾驶员根据飞行感觉,在地面将它扳到合适位置,以后就不准随意扳动。

6. 全动平尾

当飞机超声速飞行时,因激波后的扰动不能前传,舵面偏转后不能像亚声速流中那样同时改变安定面的压力分布,共同提供操纵力或平衡力,因此尾翼效能下降。而飞机的纵向稳定性却因翼面压力中心后移而大大增加,二者之间产生了矛盾。为了提高尾翼的效能采用了全动平尾。全动平尾是指整个平尾可绕某一轴线偏转,起操纵面的作用。

(1) 转轴的形式及位置确定

1) 转轴的位置

在确定全动平尾的转轴位置时,要综合考虑如下因素:转轴的位置和平尾的防颤振品质有很大关系,一般说转轴靠前有利于改善防颤振品质;尽可能利用平尾内有利的结构高度来布置转轴,以减轻转轴的质量,提高转轴的承载能力;尽量减小平尾气动合力至转轴的力臂,以减小铰链力矩。

对后掠式平尾而言,亚声速压心位置约在 28%~30% 平均气动弦处,超声速压心在 50% 平均气动弦左右。为了减小铰链力矩应使亚声速铰链力矩的最大值等于超声速铰链力矩的最大值,因而转轴应落在两压心之间的某个位置。通常把轴线布置在两个压心的中间位置,约占平均气动弦的 40%,如图 4-146 所示。转轴在此位置结构高度较高。

2) 转轴的形式

全动平尾常采用的转轴形式有直轴式、斜轴式、转轴式、定轴式及直斜轴的混合式等。直轴式是指转轴垂直于飞机的对称轴线,如图 4-147(a)所示,斜轴式是指转轴具有一定的后掠角,如图 4-147(b)所示。直轴式在机身内容易布置,操纵机构也较简单,转轴质量比较轻。如果转轴要伸入平尾内,对于大后掠角平尾,转轴的结构高度将受到平尾结构高度的限制,在根部,轴所在位置靠近后缘,结构高度小,受载不利,轴的质量特性差。当平尾为平直翼或中等后掠或后缘较平直时,宜采用直轴式。斜轴式正好与直轴式相反,对大后掠角的平尾,宜采用转轴伸入平尾内的斜轴式,转轴可以更好地利用结构最大高度,铰链力矩也比较小。

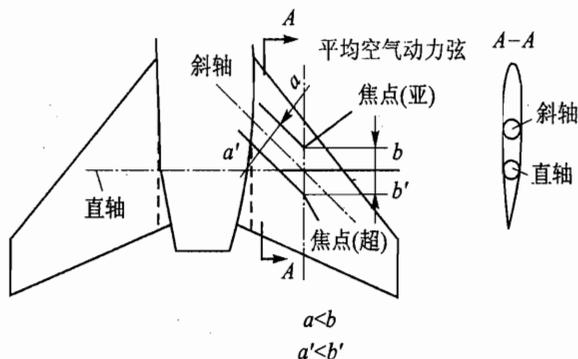


图 4-146 全动平尾的转轴前后位置的确定

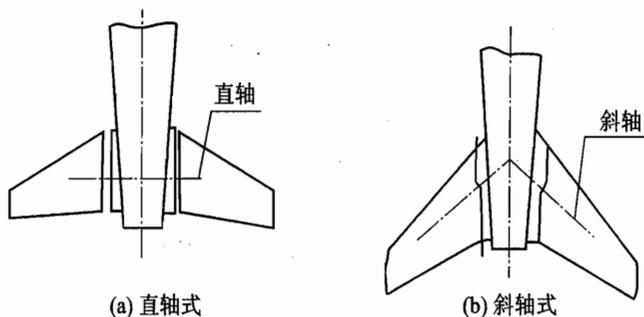


图 4-147 直轴式和斜轴式全动平尾示意图

转轴式平尾的轴与尾翼连接在一起,用固定在转轴上的摇臂操纵转轴,平尾与转轴一起偏转,如图 4-148(a)所示。定轴式的轴不动,固定在机体上;尾翼套在轴上绕轴转动;操纵接头则布置在尾翼根部的加强肋上,如图 4-148(b)所示。与转轴式相比,由于定轴式的操纵点和轴之间的力臂有时可设计得比转轴式长,定轴式具有操纵力相对较小、尾翼受力较好的优点。缺点是在尾翼结构高度内要安放轴和轴承,限制了轴径,对轴受力不利;此外须在机体上开弧形槽,对机体有所削弱。转轴式的优、缺点与定轴式的相反。

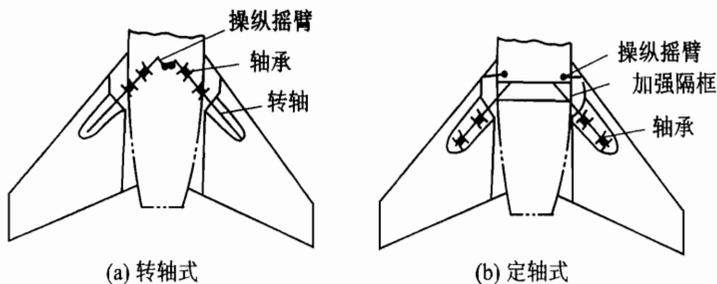


图 4-148 转轴式和定轴式全动平尾示意图

无论上述何种形式,转轴的剖面形状在机身内的那部分应采用圆形剖面的管梁形式,转轴

伸入到平尾内也应采用管梁,以利于传递载荷。转轴不伸入平尾内的,也可采用封闭形的其他剖面形状。

(2) 全动平尾的结构特点

全动平尾的结构形式直接与转轴形式有关,它的选取应综合考虑有关因素。常见的结构形式主要为单梁式、单块式过渡到集中短梁的形式、双梁单块式或多梁单块式等。

单梁式全动平尾的主梁沿转轴一直延伸到翼梢,弯矩全由主梁承受,主要用于翼型厚度较大、后掠较小及载荷量级不大的转轴式全动平尾。单块式过渡到集中短梁的形式,外段采用刚度较好,结构效率较高的单块式,在根部转成梁式,以便载荷向转轴过渡,如图4-149所示。此种结构形式常用于转轴式全动平尾,主要是由于转轴式全动平尾上的弯矩、剪力和扭矩都要集中到转轴上,然后由转轴传给机身的特点决定的。双梁单块式或多梁单块式结构,布置有两个或多个梁(或墙),较适合定轴式全动平尾的受力特点,即转轴仅受剪力和弯矩,不受扭。平尾上的载荷不必全都集中在转轴上,具有一定的破损安全特性。对于飞行马赫数 $Ma=2$ 左右的飞机,在设计全动平尾时需特别注意保证它的局部刚度及整体刚度中的扭转刚度,常采用整体壁板构成整体式结构以满足刚度要求。

随着新材料、新结构的应用,全动平尾出现单梁、双梁和多梁复合材料结构等新的结构形式。如多梁复合材料结构用复合材料做蒙皮,前缘和后缘由全高度的蜂窝结构组合成整体件,如图4-150所示。F-14、F-15、F-16全动平尾的蒙皮均采用了复合材料。

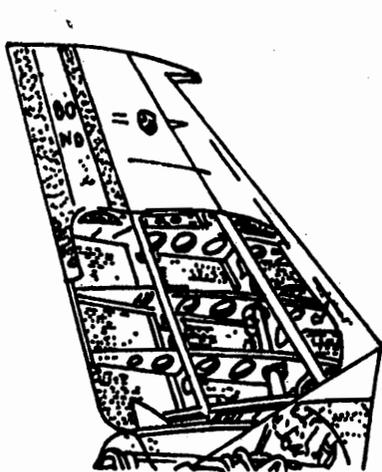
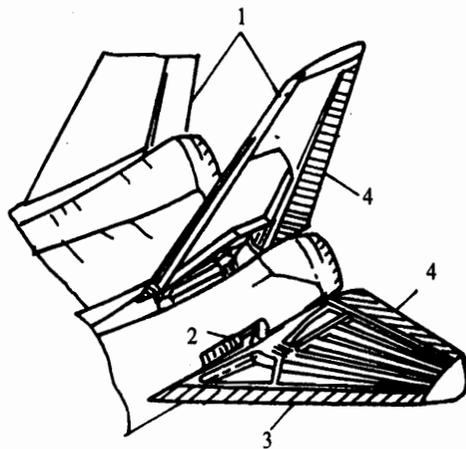


图 4-149 单块式过渡到集中短梁形式的全动平尾



1-垂直尾翼;2-助力器;3-蜂窝结构;4-全高度蜂窝结构

图 4-150 F-14 全动平尾

(3) 全动平尾受力分析

下面以两种典型结构布局的全动平尾为例分析它们的受力特点。

1) 转轴式全动平尾受力分析

歼-6、歼-7和歼-8系列的歼击机都是采用大后掠角大展弦比的全动平尾。它们的外段

结构不同:歼-6为普通桁条-蒙皮组合壁板的双墙单块式结构;歼-7为带筋条的变厚度整体壁板双墙单块式结构;歼-8为变厚度厚蒙皮多墙式结构,后缘为全厚度铝蜂窝结构。它们的受力特性与平直翼完全相同。三种平尾根部结构与转轴形式基本相同。转轴式全动平尾根部结构的最大特点是把分散的受力形式转成集中由梁承受,现着重以歼-7平尾为例分析其根部受力特性。

歼-7平尾根部布置了3根加强肋:4"肋(BC肋)、斜肋(AB肋)、1"后段肋(AC肋),并在蒙皮下面布置了加强板。蒙皮和带板用四个垂直螺栓与转轴相连。AB和AC肋的腹板通过一个水平螺栓与转轴相连,上下缘条与蒙皮及带板连接,如图4-151所示。

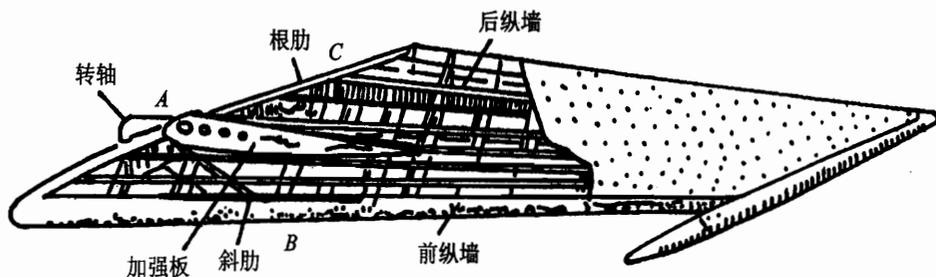


图 4-151 斜转轴式全动平尾

传力过程是:剪力由前后墙传到B、C点,再由AB和AC肋通过水平螺栓传给转轴。剪力 Q_B 、 Q_C 在AB和AC肋上引起的弯矩则由上下加强板通过垂直螺栓传给转轴,使转轴受弯、受剪,如图4-152(a)所示。弯矩从外侧壁板以分散轴力形式通过结构参与逐步向加强板上集中,最后由四个垂直螺栓传给转轴,如图4-152(c)所示。扭矩以剪流形式从外段闭室传到BC肋处,转换成一对力偶 R_B 、 R_C ,从AB和AC肋向转轴传递。最后都从垂直和水平螺栓传给转轴使其受扭,如图4-152(b)所示。

4"肋以内的局部气动载荷和质量载荷的传递方法与上面基本相同。

传到转轴上的剪力和弯矩以后又通过两个加强框上的支座以集中力形式传给加强框;转轴上的扭矩则传给安装在轴上的操纵摇臂。

2) 定轴式全动平尾的传力分析

图4-153为两种定轴式全动平尾。定轴式平尾可以是直轴或斜轴,它们的受力特点如下:轴仅承受和传递平尾的剪力和弯矩;扭矩不传给轴,而由根肋上的支点反力与操纵力形成力矩予以平衡。

图4-153(a)所示为超声速战斗机(例如F-14、F-15和F-16等飞机)所采用的小展弦比的直定轴式全动平尾,平尾分左、右两部分。图4-153(a)所示结构其前、后缘通常采用全高度蜂窝结构,受力盒段可以为单块式结构、蜂窝结构或复合材料结构,上述三种飞机的平尾蒙皮和某些普通肋采用了碳/环氧或硼/环氧复合材料。为了在根部把壁板上的轴力集中起来,须布置两个纵向短梁,并通过它们把轴力构成的弯矩转换成由两对垂直力组成的力矩,之

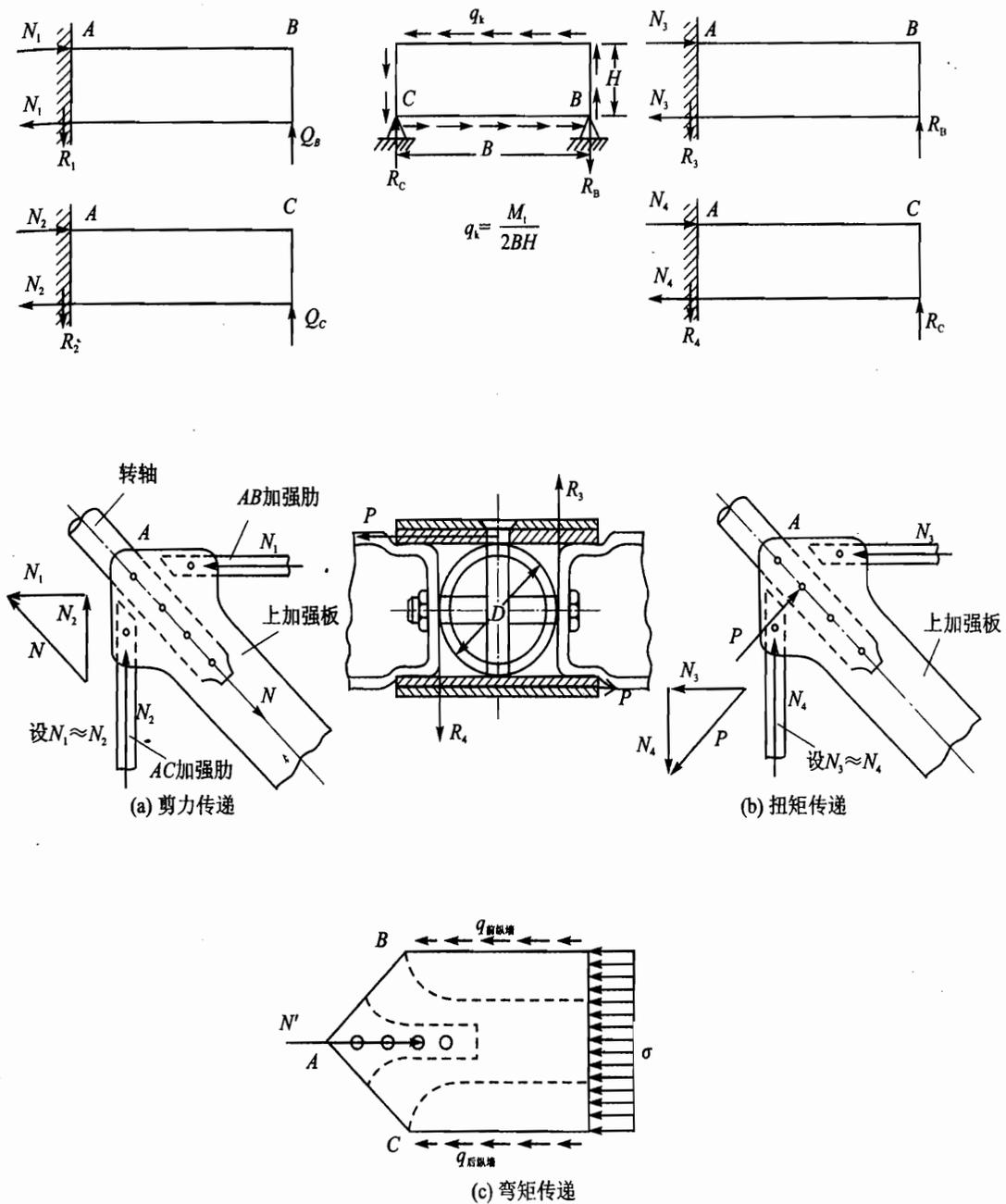
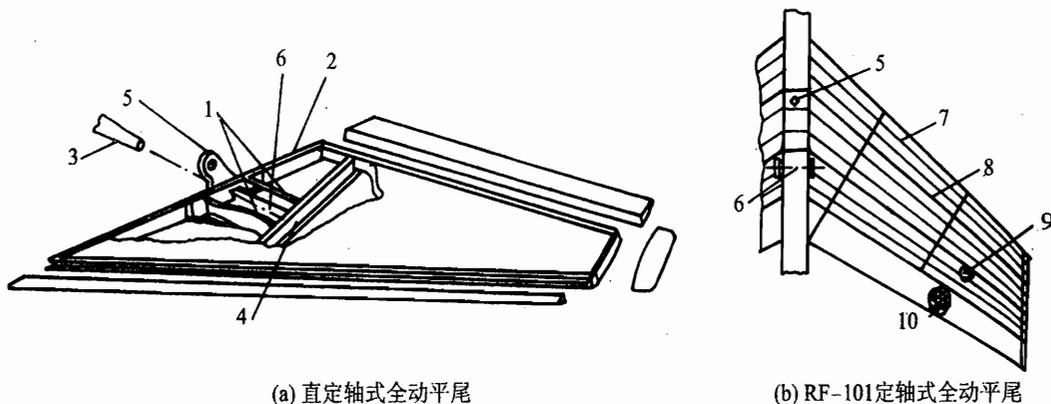


图 4-152 转轴式全动平尾的传力

后分别把垂直力加到根肋 2 和另一加强肋 4 上,与前、后墙上传来的总体剪力一起,由肋传到轴上。

图 4-153(b)所示为 RF-101 的定轴式全动平尾。左、右两半由中央翼盒连成整体,固定在垂尾上。该平尾为厚蒙皮、少肋、多墙式结构(3 梁、6 墙)。平尾的操纵点约在根肋弦长

30%处,而轴相当靠后,约为60%弦长处,两者距离与中央翼盒宽度相当,平尾受力特性好。此外后部采用轻质结构,中梁后填充泡沫塑料,后梁之后为蜂窝结构。因此该平尾质心靠前,而铰链轴靠后,此结构布置较成功地解决了尾翼的质量平衡要求,所以没有另加防颤振用的配重。



1—短纵梁;2—根肋;3—定轴;4—加强肋;5—操纵点;6—枢轴线;7—墙;8—梁;9—泡沫塑料;10—蜂窝夹层结构

图 4-153 定轴式全动平尾

4.12 翼面增升装置

1. 增升装置的用途和设计要求

现代飞机上,为了增加升力,提高飞机的机动性,减小大迎角下失速速度,提高低速飞行时的升力,改善起飞、着陆性能,在翼面前、后缘上布置了大量的增升装置。有的旅客机,沿展向的整个前、后缘,除了布置横向操纵用的副翼和扰流片之外,其余部分几乎全部用来布置各类增升装置。增升装置的形式很多,有各类襟翼和缝翼,如图 4-154 所示。前缘增升装置一般布置在弦线最前面,占翼面弦长的 10%~15% 区域内,后缘增升装置一般在 65%~75% 弦长之后的 25%~35% 弦长范围内。

对翼面增升装置,除要满足飞行器结构设计的一般要求外,还提出下列特殊要求:

- ① 在飞机处于着陆迎角、增升装置偏至着陆位置时,升力系数的增量最大。
- ② 当增升装置处于收起位置时,阻力系数的增量最小。
- ③ 当飞机以小推重比进行起飞滑跑时,升阻比最大,对于推重比大的飞机,当增升装置偏转时,到起飞位置时,可产生较大的升力系数增量。
- ④ 当增升装置偏至工作位置时,纵向力矩系数的变化(翼面压力中心的偏移)最小。
- ⑤ 传力合理,结构刚度足够,保证结构在正常变形情况下,操纵自如,并且具有抗抖动和

声疲劳的性能。

⑥ 翼面的两个外翼上的增升装置同步作用,结构简单,工作可靠性高。

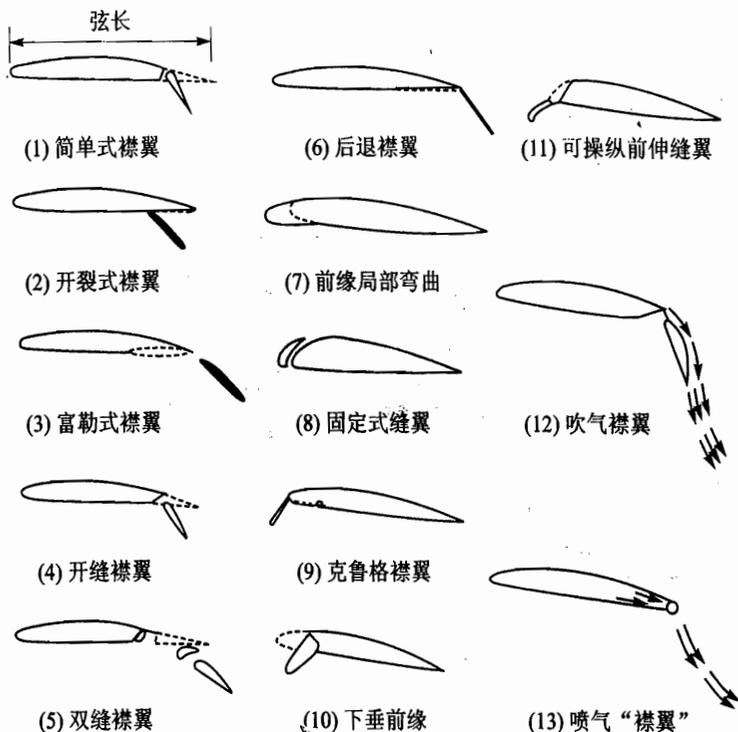


图 4-154 各类前、后缘增升装置

2. 增升装置的种类和结构特点

(1) 前缘增升装置

前缘增升装置从使用上分别用于起降为主的前缘襟翼以及大机动飞行的前缘机动襟翼。机动襟翼将在全飞行包线中使用。前缘增升装置从形式上分主要有固定式前缘缝翼,可操纵前伸缝翼、克鲁格襟翼、下垂前缘和局部弯曲等形式,如图 4-155 所示。

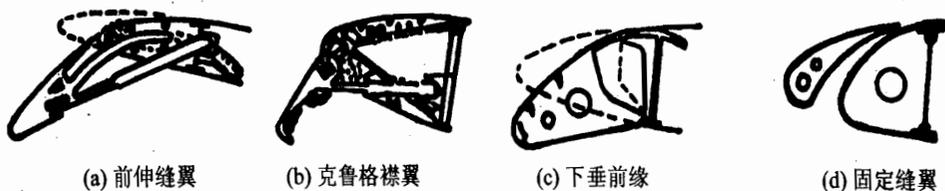
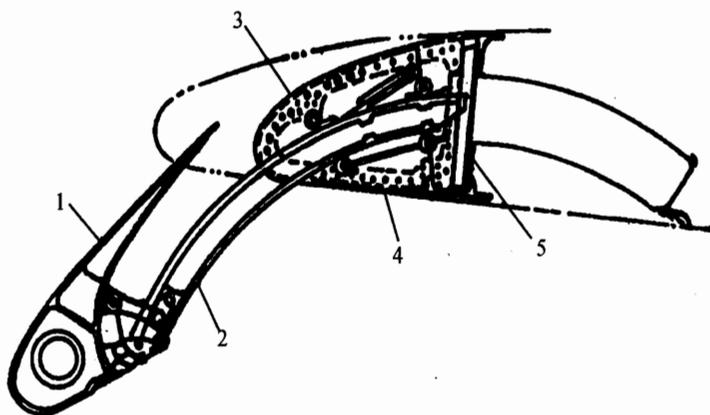


图 4-155 前缘增升装置

大迎角下飞行前缘失速的可能性很大,采用前缘缝翼是十分有利的,但对于轻型飞机和小型螺旋桨飞机上较厚的翼剖面,前缘缝翼和前缘襟翼是不必要的。

气动载荷作用在缝翼蒙皮上,通过铆钉将载荷传给缝翼的肋和梁,通过接头传给主和辅助滑轨的支臂和作动筒,再通过机构或结构传给前缘舱和翼盒。

一般因主滑轨受空间限制,与缝翼是铰接,少了一个约束,故又设计了辅助滑轨支臂,此支臂与辅助滑轨之间铰接,单滚轮滑动。为满足缝翼在不同宽度的方位和角度要求,辅助滑轨形状略微呈S形。此S形辅助滑轨通过一组摇臂与翼面前梁连接,将力传走。这组摇臂的拉杆是可调的,这样的设计补偿可以使辅助滑轨的方位可调,以便缝翼灵活收入,典型结构如图4-156所示。



1—蜂窝夹层结构缝翼;2—滑轨;3—内前缘上壁;4—前缘下壁;5—前翼梁

图4-156 典型前缘缝翼构造

固定式前缘缝翼是在翼面前缘设置固定缝隙,是延迟前缘失速的最简单装置,但其剖面阻力大,仅在一些低速飞机上应用,一般在高速飞机上不采用。可操纵前伸缝翼一般由两根或两根以上的导轨支撑,在每一导轨上用四个滑轮承受载荷,其中下面的两个滑轮用来调整前缘缝翼与固定前缘之间的间隙。为了保证所有前缘缝翼在收放时一致,在每个前缘缝翼导轨的两端装有特殊的缓冲制动配件。克鲁格前缘襟翼其前缘襟翼的工作原理和前缘缝翼相同,由于其操纵系统的特殊性,不太适用于薄翼型。克鲁格襟翼多用在运输机机翼内侧较厚翼型部位,内侧的克鲁格襟翼与外侧缝翼联合使用,能保证在失速情况下具有良好的纵向稳定性。

(2) 后缘襟翼

在飞机上常用的后缘襟翼有简单襟翼、单缝襟翼,双缝襟翼、三缝襟翼、富勒式襟翼和吹气襟翼等,如图4-157所示。

简单襟翼主要用于中小型飞机及速度较低的运输机上,结构简单,与襟翼舱间隙密封性好。但当偏角超过 15° 时,增升效果变坏,阻力也会增加。固定铰链单缝襟翼用于轻型飞机上,襟翼与后缘舱间构成一特殊形状的翼缝,翼下面的气体被吸入,稳定上翼面附面层,并流向后缘,有效偏度可达 40° 。有导轨单缝襟翼用于轻、中型运输机上,结构特点与固定铰链单缝

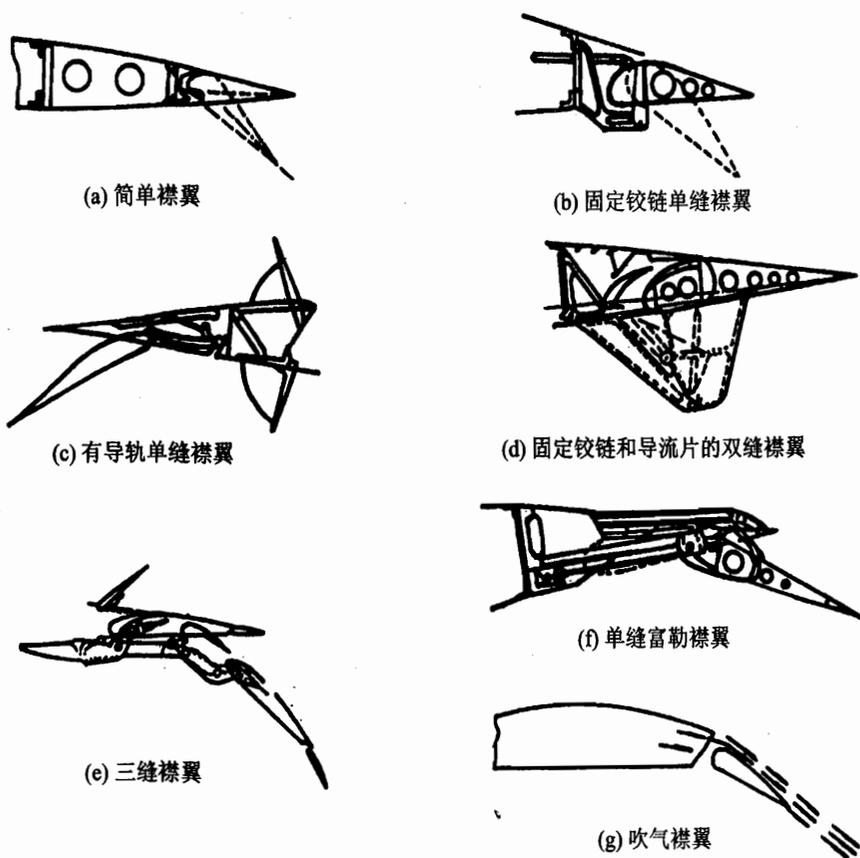
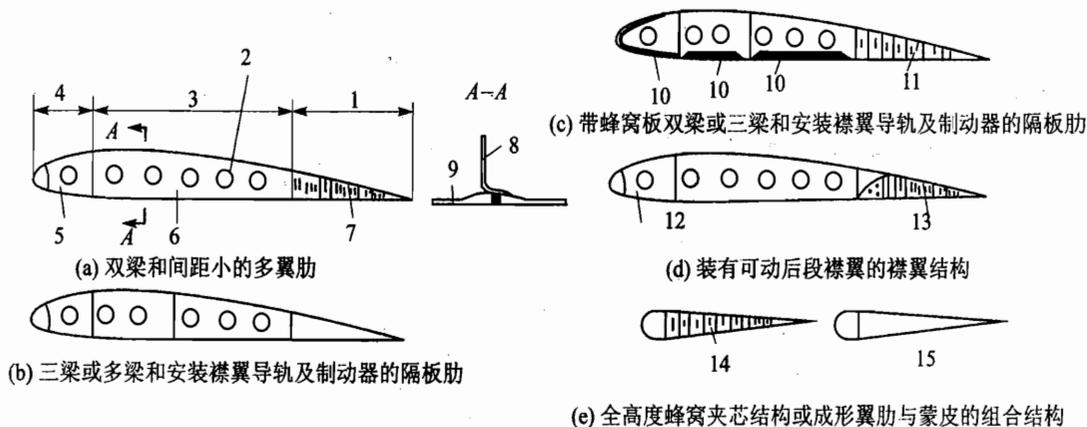


图 4-157 后缘襟翼

襟翼基本相同,但增升效果比固定铰链单缝襟翼好。固定铰链和导流片的双缝襟翼广泛应用于现代中、近程飞机,例如 DC-9 飞机。它在大偏角时优于单缝襟翼,但起飞时阻力较大,由于襟翼的支持构件需整流罩,使质量增加。三缝襟翼用于高翼载的运输机,例如波音-727 飞机。三缝襟翼增升效果极好,阻力小,起飞性能好,可在大、小各种偏角下使用。但结构复杂,质量比较重。单缝富勒襟翼为许多飞机采用,如“协和”超声速运输机。单缝富勒襟翼可偏转大角度,最大限度增加翼面积,提高升力系数,并减少阻力。但结构复杂,质量较重,设计比较困难。吹气襟翼用于超声速飞机和短距起落飞机,如 PS-1、YC-14、YC-15 飞机。它是一种附面层吹离装置,在翼面前缘或襟翼前的翼面后缘上开小缝隙或小孔,利用发动机的喷流或高压气源的气流从小缝或小孔中吹出,以延迟气流分离,增升效果极佳。但吹气系统复杂,结构质量比较重。

襟翼结构主要有单梁、双梁和三梁与小间距多肋组合的结构,这种结构抗声疲劳能力强,被广泛应用。襟翼典型结构如图 4-158 所示。在襟翼、导轨和制动器连接的位置,必须设置加强肋,以传递集中载荷。其他翼肋一般为带有减轻孔的板弯肋或桁架肋。蒙皮一般都经化

学铣切和机械加工,连接部位带加强凸台;也可用等厚蒙皮加锯齿形带板与梁缘条相连。一般设计要求下蒙皮是可拆卸的。翼梁有两种结构形式,一种是挤压型材、腹板和立柱铆接梁,另一种是板弯槽形梁,根据需要加立柱和开减轻孔。襟翼后梁后的尾段常采用蜂窝夹芯结构,为了更换方便,应设计成可以从襟翼后梁上拆下来的结构。



1—后段;2—减轻孔;3—中段;4—前段;5—成形翼肋;6—成形翼肋或桁架翼肋;7—全高度蜂窝夹芯结构或成形翼肋-蒙皮组合结构;8—成形翼肋;9—蒙皮;10—蜂窝板;11—全高度蜂窝夹芯结构;12—主襟翼;13—后部襟翼;14—全高度蜂窝夹芯结构;15—成形翼肋-蒙皮组合结构

图 4-158 几种典型襟翼结构

3. 自适应翼面

现代飞机越来越多地将各种翼面活动部分综合成了一个几乎在所有飞行状态上均能使用的统一的多功能系统,在该系统中,同一个翼面活动部分用于解决不同的问题。比如,襟副翼在横向控制飞机时用作副翼,而在起飞、着陆状态上增加升力时用作襟翼;扰流板用于横向操纵,而当两侧对称打开时又可在刹车时作阻力板用;襟翼-前缘缝翼系统用于提高飞机的机动能力,其中翼尖前缘缝翼还能提高大迎角下飞机的横向稳定性和操纵性等。

使用传统的机翼增升装置,难以满足飞机飞行工作状态在宽广的范围内变化的机动性要求。如第四代战斗机的基本特性之一就是超常规机动性——要求飞机在很宽的速度、高度范围内工作时都具有很好的机动性,还有短距起落性能等。传统的机翼增升装置偏转时会破坏机翼表面的连续性(平滑性),偏转速度(作用速度)较小,每个增升装置的功能有限,因此传统的机翼增升装置所解决的问题范围是有限的,例如在飞行中无法改变机翼的几何扭转;在将机翼的压力中心向翼根移动后,不能使翼载重新分配;由于作用速度小,不能有效克服阵风的影响,获得最大升阻比及增大完成机动时的过载等。采用翼型弯度沿其整个翼展快速变化的自适应机翼,原则上可以消除传统增升装置的上述缺点。

图 4-159 举例示出了自适应机翼,它有很强的翼盒,蒙皮用玻璃纤维增强复合材料制成,

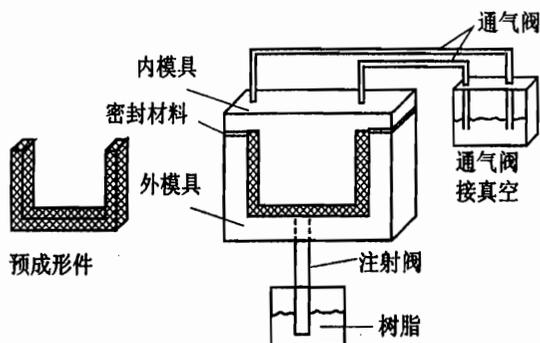


图 7-13 RTM 工艺示意图

(6) 树脂膜熔浸成形(RFI)工艺

RTM 成形要求树脂应有较低的粘度,而当今先进复合材料基体所用的树脂,如双马来酰亚胺和环氧树脂,虽已积累了大量数据与使用经验,但其多数品种的粘度相当高。为了能充分利用这些现有的优秀树脂,而开发了 RFI 成形工艺。RFI 成形工艺原理图如图 7-14 所示。稠状树脂或固态片状树脂被置于预成形件下面,受热后粘度迅速降低,在真空压力的作用下,树脂沿厚度方向由下向上浸渍预成形件,待完全充填后,升高温度使树脂固化。RFI 成形工艺方法被认为是目前行之有效的低成本、高质量的制造技术。

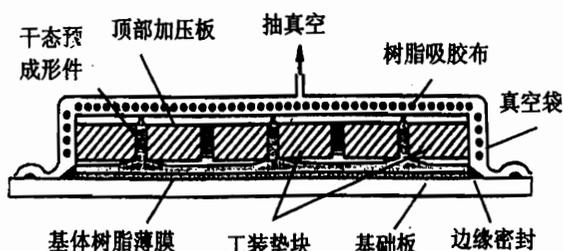


图 7-14 RFI 工艺示意图

2. 复合材料结构件的机械加工

成形脱模的复合材料结构件,因为工艺与装配的原因需要在零件上开口或进行边缘切割与修磨,因此对其进行切割加工是不可避免的。成形后的复合材料结构切割加工时,所有的切割边缘都应完整光滑,以避免边缘分层而引发结构提前破坏。切割应顺零件表面纤维取向推进,切割速度应均匀,保持刀具平衡,不允许在零件上停留和空转。为防止总体变形,必要时应将零件固定在型架上进行切割。切割与修磨过程中,应及时清除切屑粉尘,以防止零件划伤,降低污染,所有切割、修磨暴露的表面都必须用相应树脂或漆料、密封剂等封口。所用刀具锋利以减少起毛和防止分层,并应有足够的使用寿命。切割公差应符合图纸要求。复合材料构

件的切割加工有砂轮片切割、超声波切割、高压水切割和激光切割等方法,每种方法均有其优缺点,应根据设计要求、现有条件限制和成本要求,选择合适的加工方法。

迄今为止,复合材料结构自身连接,以及与其他结构相连时,机械连接依然占有重要地位。要实现机械连接,必先构件上制孔。复合材料结构制孔涉及钻头的选择、制孔工艺条件、制孔精度和制孔的机械化自动化等技术关键。在钻头选择或设计中两点必须注意,即采用钨一钴类硬质合金或镀金刚石钻头,并按复合材料特点进行钻头几何形状设计。由于复合材料层合结构的层间强度较低,钻孔时钻头的轴向力容易导致层间分层和出口处分层,为避免上述损伤,钻头进给速度和转速的控制非常重要。钻孔精度包括孔的尺寸超差和孔周起毛与划伤,对尺寸公差通常不允许接连三个以上相邻孔径超差,或100个孔中超差孔不允许超过5个。对于有精度要求的连接孔,如果结构开敞,应尽可能采用自动钻铆机制孔,这样可以提高精度与效率,也可根据简易贴合蒙皮的钻孔样板定位,采用精密自动进给钻制孔。钻孔完成时,钻头仍保持旋转并快速退出,以获得光洁无刀痕孔壁。自动化技术可使钻孔、铰孔、镗窝等工序一次完成,制孔精度达H8~H9级。

7.2.3 复合材料结构质量控制

1. 复合材料构件缺陷检测

复合材料构件缺陷无损检测的方法有多种,表7-4给出了各种检测方法及其可检测的缺陷与损伤。应用最多的方法是X射线和超声C扫描技术,但是,复合材料缺陷或损伤的形式很复杂,单靠一两种检测技术实际上很难将全部缺陷检测出来,因此在工程实践中,通常采用两种或两种以上不同的检测方法对缺陷与损伤进行检测,以便互相补充和验证。

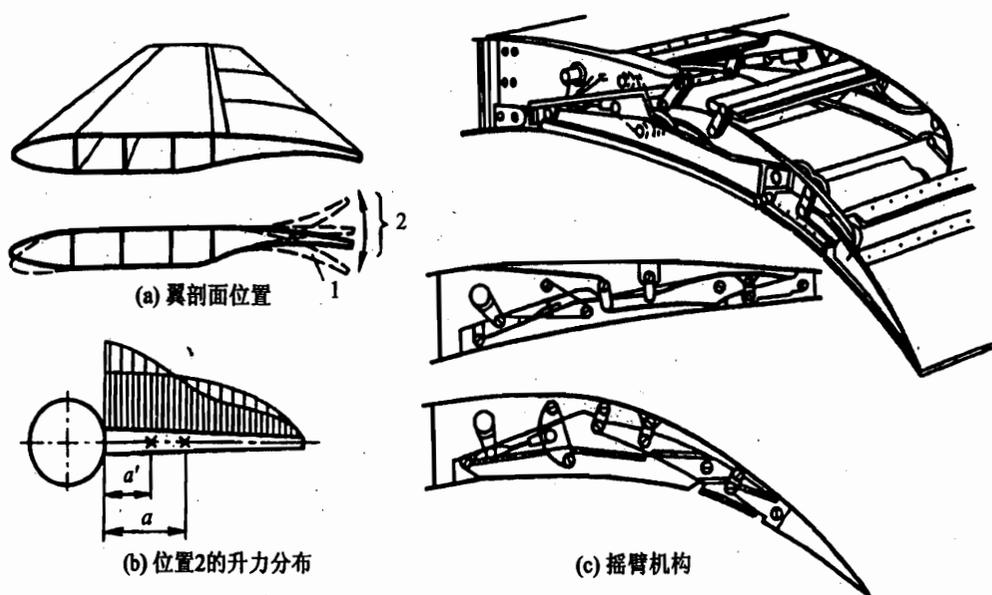
2. 复合材料结构制造质量控制

制造过程的质量控制可分为工序质量管理和成品质量管理,前者是保证复合材料结构制造质量的关键。

工序质量管理包括厂房等环境管理、人员及作业管理和成形过程管理等环节。复合材料厂房分一般工作场地和超净工作间,它们各有相应的环境指标要求。一般工作场地是辅助工序、固化和机械加工工序的实现的场所,超净工作间是预浸料制备、下料、铺层和胶接等操作场所。一般工作场地与超净工作间相通之处应有过渡间,整个生产过程在同一厂房内连续进行。人员素质、设备状态与管理水准是高质量生产的三要素。人员培训、技术档案、检测制度和工艺质量流程卡(工序质量控制)构成了质量科学管理方法的主要内容。

复合材料成形是质量控制过程中的重要环节,是确保制件质量满足设计要求达到规定目标的关键。成形工艺过程是由每道工序组成的,因此工序操作管理是成形工艺质量保证的基础。对于常规零件和构件其作业流程大致为

有一段可偏转的前缘和一段可偏转的后缘。图4-159(a)示出了机翼剖面的位置,位置1用于提高升力,位置2用于主动地再分配翼载。在位置2的情况下,翼尖处的机翼后部可向上偏,以便减小升力,而翼根处的机翼后部向下偏,以便增加升力,如图4-159(b)所示。结果由从翼根开始的距离 a 决定的机翼压力中心的位置,移向翼根($a' < a$),且翼根剖面中的弯矩 M 减小。这可以在不增大弯矩 M 的情况下,增大机动时的过载。两半机翼后部的非对称偏转,可实现飞机的横向控制。在图4-159(c)上,作为偏转机翼后部的一个可能的方案,示出了摇臂机构,它是由连杆机构、拉杆和摇臂与承力构件、加强蒙皮相连组成的杠杆系统。旋转传动装置经摇杆驱动杠杆机构、与机翼后部的承力构件及蒙皮相连的摇臂及杆系统,同时使这些承力构件上偏或下偏,并同时改变机翼的弯度。翼型弯度控制系统是自动化的,并与机载自动控制系统相连接。



1—用于提高升力;2—用于载荷再分配

图4-159 自适应机翼和后缘构造

苏-27也采用了前期的自适应技术,其机翼由基本机翼和全翼展布置的前缘机动襟翼、后缘的机动襟副翼组合在一起,可自动随任务改变机翼的外形和弯度,以获得最佳的气动特性,可在很宽的速度和仰角范围内作机动飞行,包括著名的以极小的瞬时表速、飞机处于垂直状态的过失速机动——“眼镜蛇”动作。

4.13 折叠翼面结构设计

航空母舰上的舰载飞机,为了在甲板上或舰舱内放置时减小其外形尺寸,往往采用折叠式

机翼。很多导弹上也采用了折叠式翼面,目的在于缩小导弹的横向尺寸,便于贮藏、运输和发射;节省导弹的贮运空间,增加车辆和舰艇的运载能力,减少阵地车辆数目,提高战斗力。

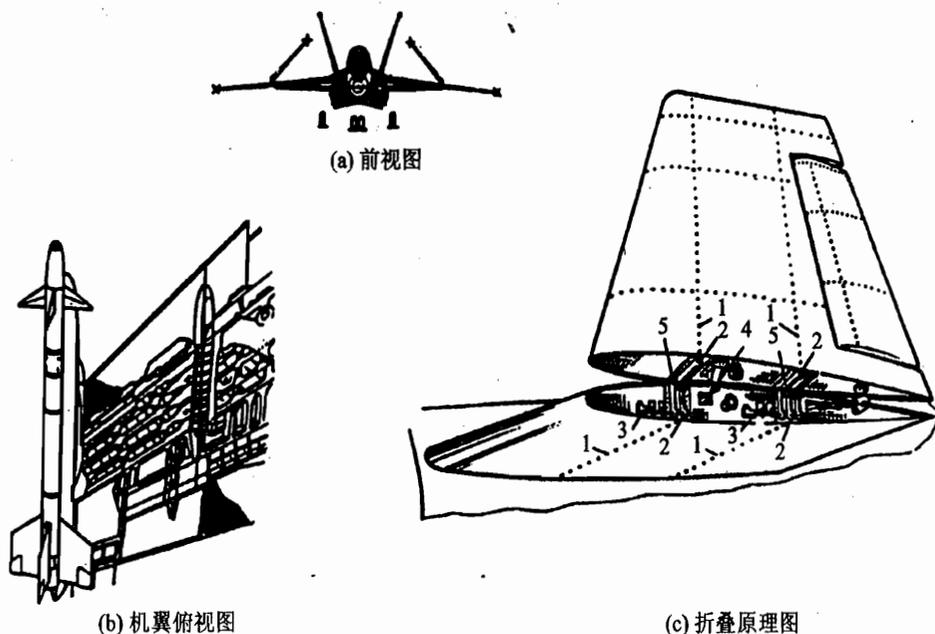
折叠翼的弦向分离面常在翼面中部或根部,它通过折叠机构连接起来。折叠机构的功用是连接、折叠和展开翼面的被折叠部分。折叠机构一般包括展开装置与锁紧装置两部分。对折叠机构的要求是连接可靠,折叠方便,展开迅速,锁紧保险。

可以从不同角度对折叠翼面进行分类。按展开力的能源分,有弹簧力式、压缩空气力式、燃气压力式、液压作动筒式等。按折叠方向分,有横向折叠式和纵向折叠式等。横向折叠式是在翼面中部或根部,沿气流方向设置一分离面,使外翼部分可绕分离面上的转轴折叠和展开;若可折叠部分的旋转轴垂直于导弹的纵轴,则为纵向折叠式。

4.13.1 舰载飞机的折叠翼

采用折叠翼的飞机通常是舰载飞机,例如美国海军 F-18 飞机和俄罗斯苏-27K 飞机。舰载飞机的折叠翼普遍采用横向折叠式,翼面结构采用多梁式或多梁加整体壁板的结构形式。

F-18 机翼平面形状为梯形,翼面采用多梁式结构形式。图 4-160(a)示出了 F-18 的前视图,翼梢部借助液压作动筒相对于转轴向上折叠,如图 4-160(b)所示。图 4-160(c)给出了机翼折叠部分转动接头绕转轴转动的原理图。转轴穿过翼梁上力矩接头的上部耳片。在接头下部耳片上,机翼折叠部分利用下位锁定位在放下位置。机翼折叠部分的定位需要利用液

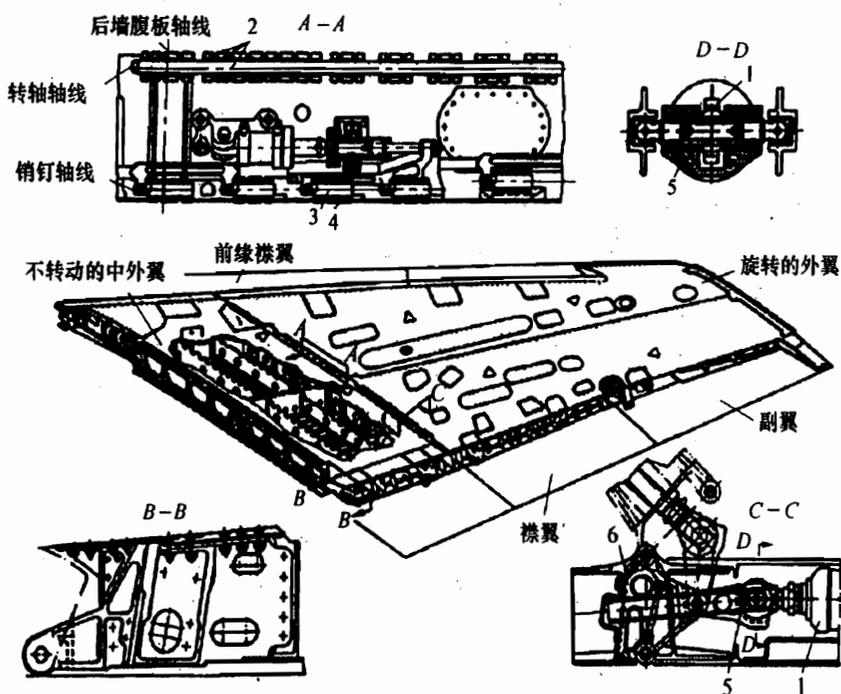


1—翼梁;2—下部耳片;3—对接液压传动装置;4—折叠液压传动装置;5—上部耳片

图 4-160 F-18 折叠翼

压传动装置,其传动杆的端部与在导向件内滑动的锁杆相连接。当机翼折叠部分上的力矩接头下部耳片和机翼固定部分对准时,锁杆便进入接头的下部耳片内,并将机翼折叠部分刚性固定。机翼折叠部分的折叠操纵也要借助液压传动装置来完成。

苏-27K机翼平面形状为梯形,翼面结构形式为三梁整体壁板式,中央翼与中外翼的对接采用围框式,中央翼与机身为翼身融合体且一体制造,外翼是可折叠的,如图4-161所示。外翼沿上壁板的转轴进行折叠,转轴是上壁板上的很多耳片中的通条。锁定机构位于外翼和中外翼下壁板耳片里的液压传动装置操纵活塞杆。当折叠机翼时,锁定机构将活塞杆从下壁板的耳孔中退出,这样就将机翼旋转部分从它固定在放下位置的锁里解脱出来。然后,液压传动装置通过连杆使机翼开始相对于转轴折叠。由于机翼可旋转部分较长,为了减小飞机的垂直尺寸,机翼的折叠角约为 120° 。



1—折叠操纵液压传动装置;2—通条;3—锁定机构活塞杆;4—下壁板耳片;5—连杆;6—支臂

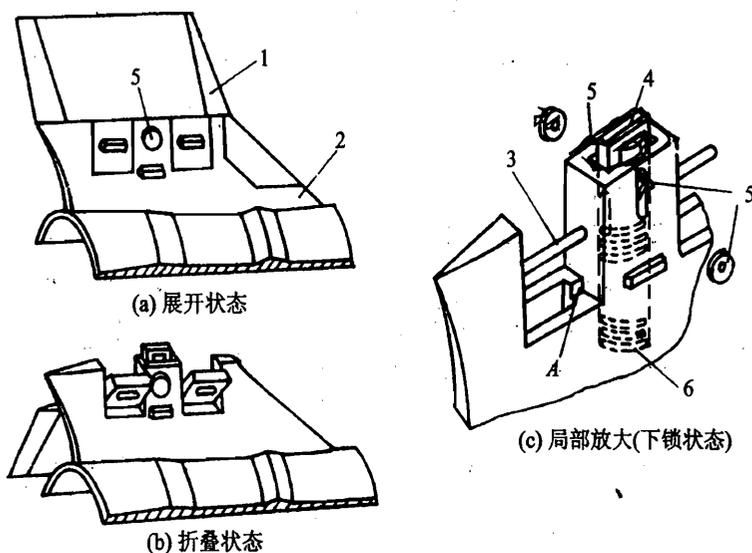
图4-161 苏-27K折叠翼

4.13.2 折叠弹翼

对大型的折叠弹翼,折叠装置的展开装置与折叠装置合二为一,一般它是自动展开也是自动折叠的。但在小型导弹上,大多数采用了人工折叠、自动展开的方式。

1. 横向折叠式弹翼

图 4-162 是某反坦克导弹折叠翼面,它采用的即是横向折叠式。折叠时,向下压按钮,弹簧被压缩,锁紧件向下移动而解锁,外翼部分可绕转轴折叠。展开时,当外翼反向折转,一直到碰到平面 A,此时弹簧推动锁紧件上升以便锁住外翼。锁紧件下部为圆筒,侧壁上有一长孔,它是锁紧件相对转轴的运动空间。翼根部分的正面也有一长孔,它是按钮转轴上下运动的空间。这种形式结构简单、气动性较好,主要在小型导弹上使用。



1—外翼部分;2—翼根部分;3—转轴;4—锁紧件;5—按钮及其轴;6—弹簧

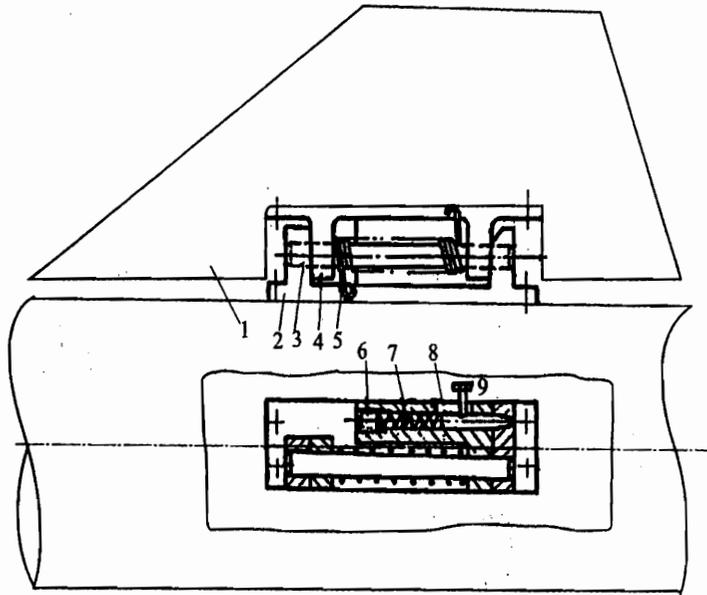
图 4-162 横向折叠弹翼结构形式

图 4-163 所示是横向折叠式的另一种方案。它是由人工折叠、自动展开的。折叠时,将锁紧件的手柄向后拉,弹簧则被压缩,此时锁紧件从弹身支座孔中完全退出,便可把翼面转动到折叠状态。弹翼维持折叠状态的约束被解除,翼面在扭簧的作用下自动展开到要求位置。此时,小弹簧推动锁紧件进入弹身支座孔内,翼面的展开位置就被固定。

2. 纵向折叠式弹翼

翼面纵向折叠的方式比较多,但可折叠部分的旋转轴都垂直于导弹的纵轴。有的导弹翼面是绕转轴向导弹头部折叠的;有的是向尾部方向折叠的;有的是把翼面潜入弹身内的;也有的是把翼面纵向折叠同时又横向转动,使翼面较好地贴在弹身上的;还有的是把外翼部分潜入翼根部分之内。

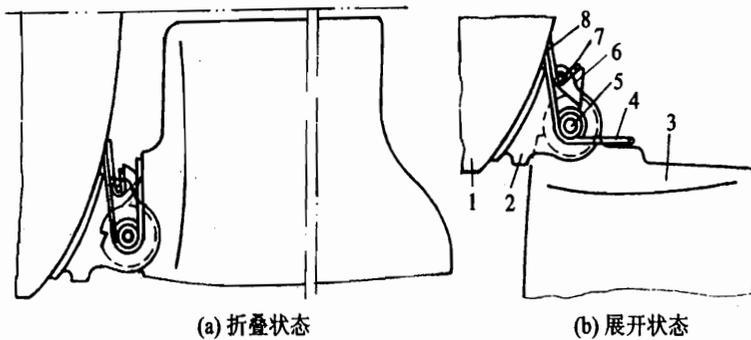
图 4-164 所示的是一种弹身内的折叠翼配置图。在弹身上开有四个纵向槽。折叠时,将工具从槽口插入,顶压锁紧件使之离开弹翼接头上的缺口,弹翼就可绕转轴转动而从槽口潜入



1—翼面；2—弹身上的支座；3—转轴；4—弹翼上的支座；5—扭簧；6—堵塞螺钉；7—小弹簧；8—锁紧件；9—手柄

图4-163 横向折叠式弹翼方案

弹身内。把导弹装入发射筒后，靠筒壁的约束使弹翼处于折叠状态。当导弹离开发射筒后，大扭簧使弹翼展开，小扭簧使锁紧件转动，直至它卡在弹翼接头的缺口内，将弹翼锁紧在展开位置。这种机构的构造简单，气动性好，但在弹身上要开四个槽口，这样会削弱弹身的强度，同时弹翼占用了弹身空间。

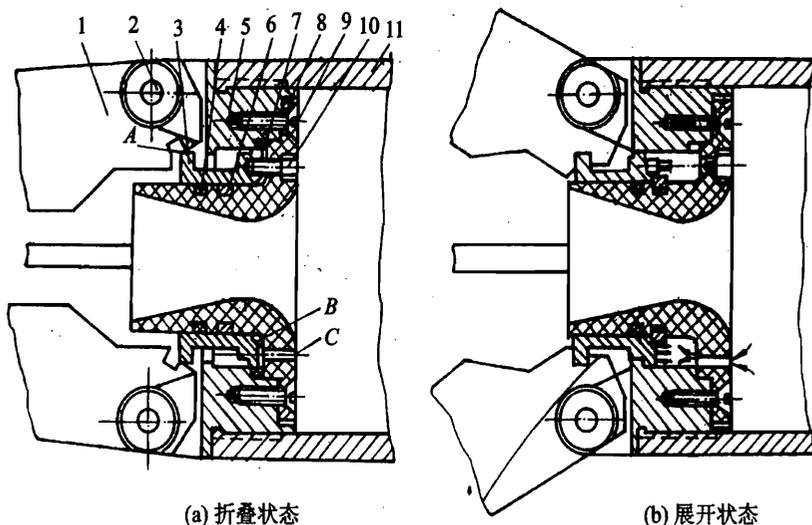


1—弹身某舱段后座；2—支座；3—弹簧；4—大扭簧；5—转轴；6—锁紧件；7—小扭簧轴；8—小扭簧

图4-164 纵向潜入式折叠翼

图4-165是火箭弹尾翼的折叠和展开状态图，它的展开力是燃气压力。基础环5螺接在弹身上，它与喷管通过4个螺钉7连接，4个尾翼被安装在基础环的4对耳片上，衬套活塞3

由一个释放螺钉 10 固定在喷管上,此时,尾翼被衬套活塞的 A 面限制在折叠状态。密封圈 4 和 8 主要用于形成环形密封室 B。火箭发射后,燃烧室的高压燃气由溢气孔 C 进入环形密封室 B,高压使螺钉 10 拉断,并推动衬套活塞向后移动,直到使翼面展开卡入缺口内,被弹簧涨圈弹出部分锁住。这种构造复杂,但是展开力比扭簧力大。



1—翼面;2—转轴;3—衬套活塞;4—密封圈;5—基础环;6—弹簧;
7—螺钉;8—密封圈;9—喷管;10—释放螺钉;11—弹身

图 4-165 燃气压力式折叠翼

4.14 旋翼系统设计

直升机的结构设计要满足强度刚度要求、最小质量要求、气动力要求、工艺性要求等飞行器结构设计的一般要求。直升机最显著的标志是旋翼。飞机机翼相对机身是固定的,而直升机旋翼相对机身是以恒定的速度转动,这样就造成旋翼桨叶的工作环境比飞机机翼的工作环境要复杂得多,也就使得直升机旋翼的结构比固定翼复杂。由于直升机工作的这种特殊性,导致其结构设计还有其他不同于飞机的一些特点:

- ① 由于在飞行时要承受持续的交变载荷,疲劳强度要求高;
- ② 由于振动问题比较突出,因而结构设计在很大程度上是个结构动力学问题;
- ③ 对于军用直升机,耐弹伤的生存力及抗坠毁性要求高。

本节主要介绍直升机典型的旋翼系统部件的功用和结构特点。

1. 旋翼系统的功用与结构特点

(1) 旋翼系统的功用

旋翼由数片桨叶(即翼面)及一个桨毂(又称轴套)组成。工作时,桨叶与空气作相对运动,产生空气动力;桨毂则是用来连接桨叶和旋翼轴,以转动旋翼。桨叶剖面由翼型构成,每个叶片的平面形状细而长,相当于一个大展弦比的梯形直机翼。桨叶片的数目随直升机的起飞质量而有所不同。重型直升机起飞质量在20 t以上,桨叶的数目在6片左右;而轻、小型直升机起飞质量在1.5 t以下,桨叶的数目只有两片。

旋翼系统的功用有:

① 产生向上的升力(占拉力的主要部分)用以克服直升机的重力,类似于飞机机翼的作用。即使直升机的发动机空中停车时,驾驶员可通过操纵旋翼使其自转,仍可产生一定升力,减缓直升机下降趋势。

② 产生向前的水平分力克服空气阻力使直升机前进,类似于飞机上推进器的作用(例如螺旋桨或喷气发动机)。

③ 产生其他分力及力矩对直升机进行控制或机动飞行,类似于飞机上各操纵面的作用。

旋翼形式是由桨毂形式决定的。它随着材料、工艺和旋翼理论的发展而发展。到目前为止,已在实践中应用的旋翼形式有铰接式、跷跷板式、无铰式和无轴承式。

(2) 桨毂的结构特点

1) 铰接式

铰接式(又称全铰接式)旋翼桨毂是通过桨毂上设置挥舞铰、摆振铰和变距铰来实现桨叶的挥舞、摆振和变距运动。典型的铰接式桨毂铰的布置顺序(从里向外)是由挥舞铰、摆振铰到变距铰,如图4-166(a)所示;也有挥舞铰与摆振铰重合的,如图4-166(b)所示。

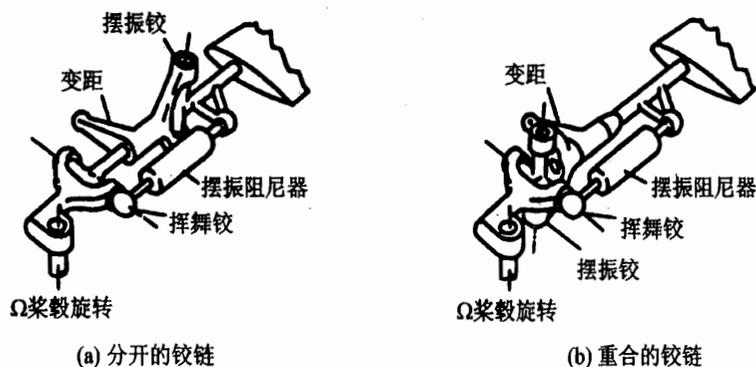


图4-166 铰接式桨毂

2) 桨毂减摆器

铰接式旋翼在摆振铰上都带有桨毂减摆器,简称为减摆器,为桨叶绕摆振铰的摆振运动提

供阻尼。减摆器对于防止出现“地面共振”，保证其有足够的稳定性裕度是必要的。此外，对于装备涡轮轴发动机的直升机，发动机、传动系统及旋翼整个系统的扭转振动，由于存在着燃油控制系统而形成一个闭合回路，也存在着操纵响应的稳定性问题。对于这样一种自激振动，减摆器对集合型的摆振运动提供的阻尼也是有利的，即可以保证所要求的稳定性裕度。

减摆器分为液压减摆器和粘弹减摆器两种类型。液压减摆器主要是用油液流动速度的损失来产生压力差从而起到阻尼作用。图 4-167 表示了这种减摆器在桨毂上可能的安装情况。当桨叶绕垂直铰来回摆动时，减摆器壳体与活塞杆之间产生往复运动。这时，充满壳体内的油液也就要以高速度流进壳体与活塞之间的缝隙(或者是活塞上的节流孔)，活塞的左右就产生了压力差，从而形成减摆力矩。

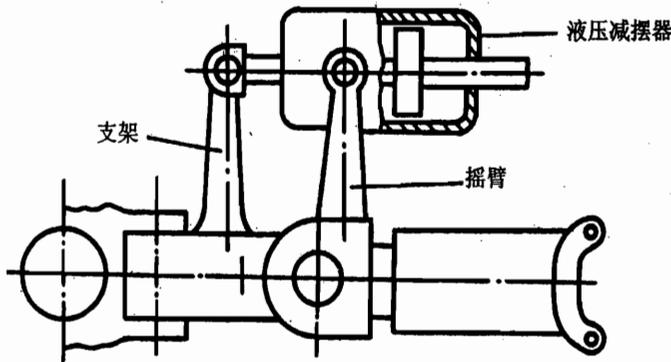


图 4-167 液压减摆器和桨毂的连接

粘弹减摆器是利用粘弹性材料变形时很大的内阻尼来提供所要求的减振阻尼，其构造原理如图 4-168 所示。减摆器由当中的金属板及其两边的两块外部金属板构成。内部金属板及两块外部金属板之间各有一层硅橡胶，金属板与橡胶硫化粘结在一起，内部金属板一端与轴向铰轴颈相连，而外部金属板则与中间连接件相连接。桨叶绕垂直铰摆动时，由硅橡胶层的往复剪切变形使减摆器产生往复轴向变形。粘弹材料变形时将产生内摩擦，内摩擦力在相位上滞后变形 90° ，这些变形要消耗能量，从而起到阻尼作用。

3) 万向接头式及跷跷板式

万向接头式旋翼桨毂的两片桨叶通过各自的轴向铰和桨毂壳体互相连接，而桨毂壳体又通过万向接头与旋翼轴相连，如图 4-169 所示。挥舞运动通过万向接头 $\beta-\beta$ 铰实现，如图 4-170 所示。改变总距通过轴向铰实现，而周期变距是通过万向接头绕 $\alpha-\alpha$ 铰的转动实现。

跷跷板式旋翼和万向接头式旋翼的主要区别是桨毂壳体只通过一个水平铰与旋翼轴相连，这种桨毂构造比万向接头式简单一些，但是周期变距也是通过变距铰来实现。一般变距铰采用拉扭杆来负担离心力。这两种桨毂形式与铰接式相比，其优点是桨毂构造简单，去掉了摆振铰、减摆器，两片桨叶共同的挥舞铰不负担离心力而只传递拉力及旋翼力矩，轴承负荷比较

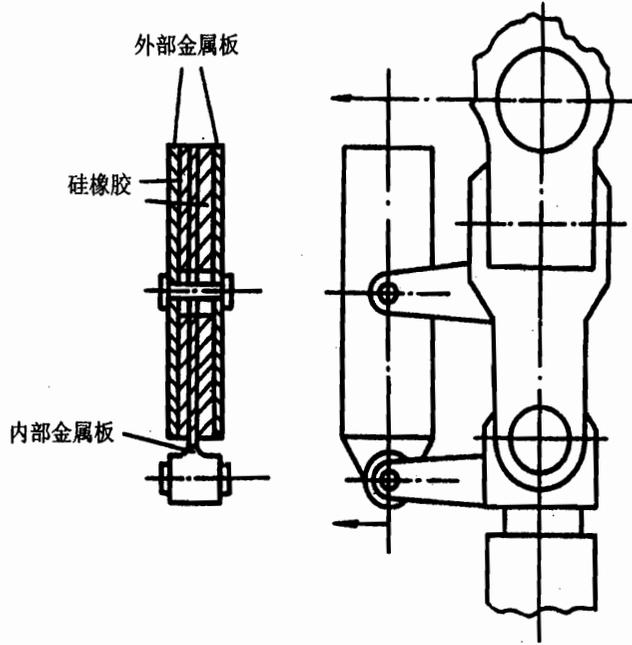
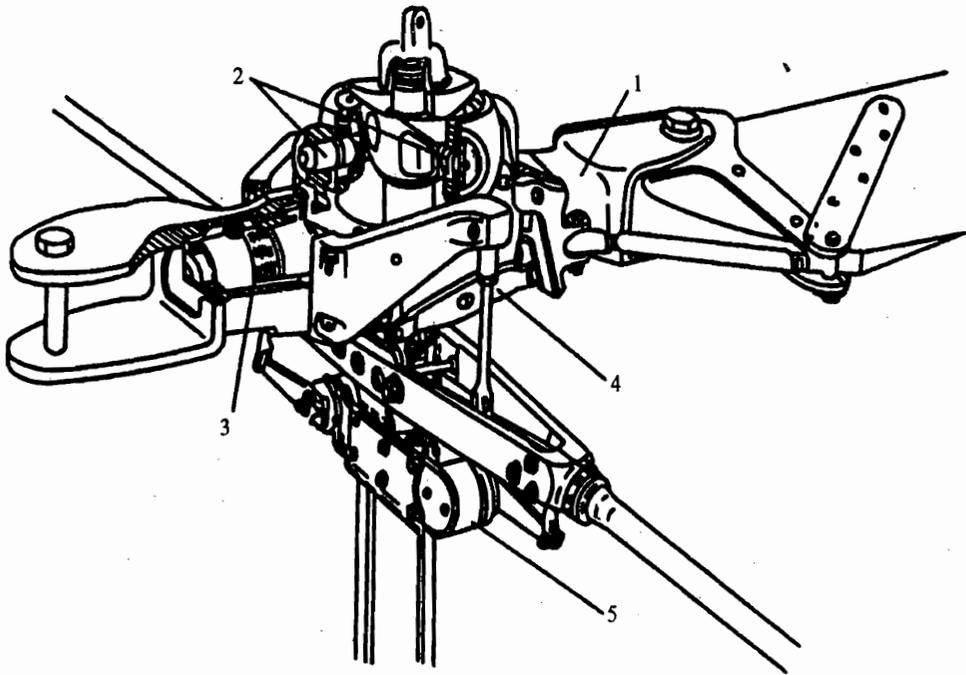


图 4-168 粘弹减摆器原理



1--桨毂转接套;2--轴承;3--弹性轴承;4--变距拉杆;5--摇臂

图 4-169 Bell 47 万向接头式旋翼桨毂构造

小,没有“地面共振”问题。但是,这种旋翼操纵功效和角速度阻尼比较小,为了加大角速度阻尼,这种形式的旋翼都要带机械增稳装置——稳定杆,没有办法改善操纵功效,对于机动性要求较高的直升机,上述缺点就很突出。

4) 无铰式

无铰式旋翼结构的力学特性与飞行的力学特性联系密切,这种形式的旋翼会产生一些新的动力稳定性问题。图4-171为英国的“山猫”直升机无铰式桨毂结构,桨叶的挥舞运动由和桨轴相联的挥舞柔性件弯曲变形实现,而摆振运动则是由变距铰壳体的延伸段的弯曲变形实现。这种旋翼采用了消除耦合的设计,是摆振柔软的旋翼。

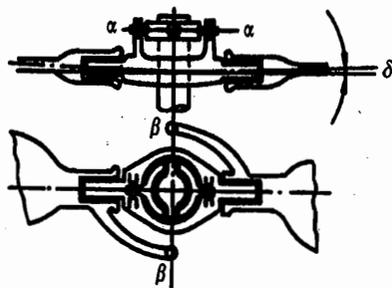


图4-170 万向接头式旋翼桨毂原理

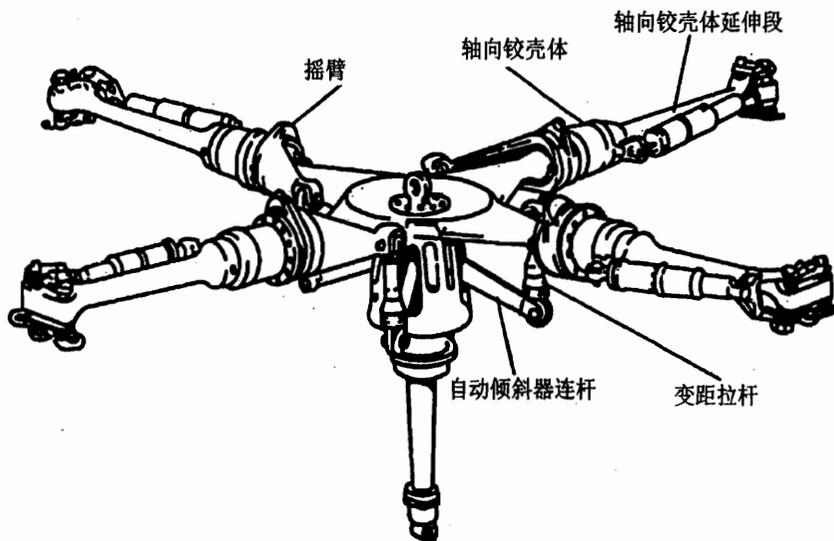


图4-171 “山猫”直升机的桨毂构造

5) 无轴承式旋翼

无铰式旋翼虽然没有挥舞铰和摆振铰,但由于保留了承受很大力矩和离心力的变距铰,结构质量难以减轻。无轴承旋翼就是取消了挥舞铰、摆振铰和变距铰的旋翼,桨叶的挥舞、摆振和变距运动都以桨叶根部的柔性元件来完成。图4-172示出了一种“交叉梁”式的无轴承悬翼方案,桨叶的主要承力件是一根单向碳纤维大梁。 $\pm 45^\circ$ 铺层的玻璃钢蒙皮构成了桨叶的外形,蒙皮与大梁之间充填泡沫塑料,到达根部蒙皮就转变成为空心的扭管。空心扭管与大梁没有联系,其内端连操纵摇臂。作用在操纵摇臂上的操纵力从扭管向外传至大梁,使大梁在扭管中的那一部分产生扭转变形而实现变距。这个方案引人注目地采用了交叉梁的布局,桨叶的离心力在大梁中自身得到平衡,有可能大大地减轻旋翼的质量。与一般无铰式旋翼相比,质量

可减轻 50%。

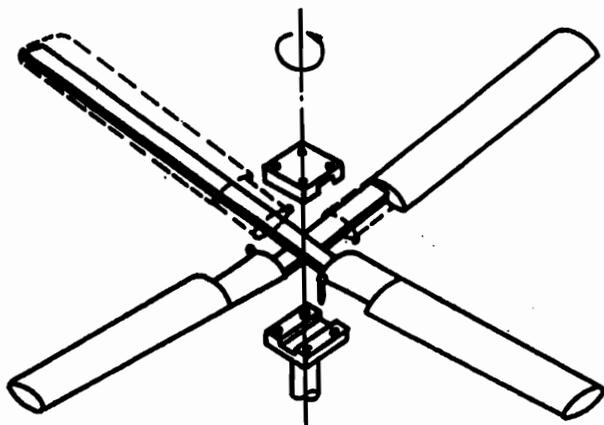


图 4-172 “交叉梁”式无轴承旋翼构造原理

(3) 桨叶的结构特点

旋翼系统中,桨叶是提供升力的重要部件,对桨叶设计除去气动力方面要求之外,还有动力学和疲劳方面的要求。例如,所设计的桨叶的固有频率不与气动激振力发生共振,桨叶挥舞、摆振基频满足操纵稳定性和“地面共振”等要求;桨叶承力结构能有高的疲劳性能或采用破损安全设计等等。旋翼桨叶主要有金属桨叶和复合材料桨叶两种形式。

1) 金属桨叶

金属桨叶是由挤压的 D 形铝合金大梁和胶接在后缘上的后段件组成。后段件外面包有金属蒙皮,中间垫有泡沫塑料或蜂窝结构,如图 4-173 所示。这种桨叶气动效率高,刚度好,同时加工比较简单,疲劳寿命较高。

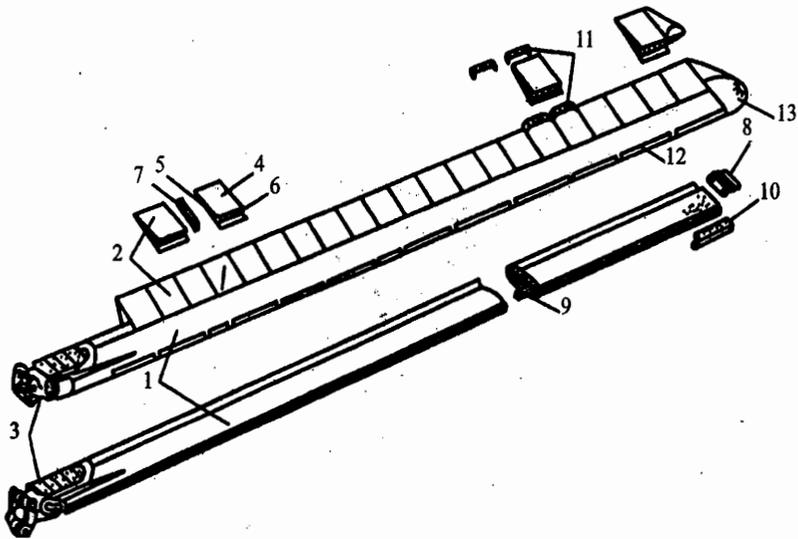
2) 复合材料桨叶

图 4-174 为“海豚”直升机的复合材料桨叶结构,主要承力件 C 形大梁主要承受离心力并提供了大部分挥舞弯曲刚度,它是由抗拉及弯曲方面比刚度和比强度较高的 0° 单向玻璃纤维预浸带构成。在翼型前部和后部各布置了一个 Z 形梁。前后 Z 形梁与蒙皮胶接在一起,使桨叶剖面形成多闭室结构。另外,桨叶蒙皮全部采用了与展向呈 $\pm 45^{\circ}$ 的碳纤维布铺成,这些都是为了提高桨叶的扭转刚度。桨叶采用泡沫塑料作为内部支承件,前缘包有不锈钢片防止磨蚀。

2. 尾桨的功用与结构特点

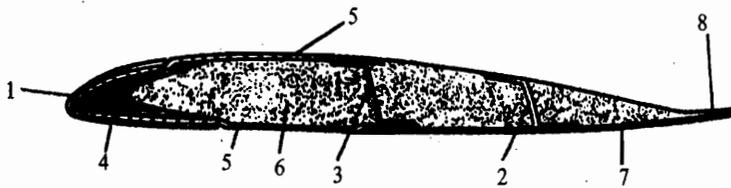
对单旋翼直升机,为了平衡旋翼产生的反扭矩和实现方向操纵,必须安装尾桨。尾桨像一个旋转平面垂直于旋翼转速平面的小螺旋桨,工作时产生拉力(或推力)。尾桨的功用有:

① 尾桨产生的拉力(或推力)通过力臂形成偏转力矩,用以平衡旋翼的反作用力矩(即反



1—大梁;2—分段件;3—桨根接头;4—上蒙皮;5—下蒙皮;6—蜂窝支持件;7—翼肋;
8—桨尖可调配重;9—防振配重;10—挡块;11—调配片;12—不锈钢包皮;13—桨尖整流罩

图 4-173 金属桨叶构造



1—前缘包皮;2、3—Z形梁;4—大梁;5—蒙皮;6—泡沫塑料支持件;7—蒙皮;8—后缘条

图 4-174 “海豚”直升机的桨叶构造

扭转)。

② 相当于一个直升机的垂直安定面,改善直升机的方向稳定性。而且,可以通过加大或减小尾桨的拉力(推力)来实现直升机的航向操纵。

③ 某些直升机的尾轴向上斜置一个角度,可以提供部分升力,也可以调整直升机质心范围。

虽然尾桨的功用与旋翼不同,但是它们都是由旋转而产生空气动力,在前飞时处于不对称气流中工作的状态,因此尾桨结构与旋翼结构有很多相似之处。尾桨通常包括常规尾桨、涵道尾桨和无尾桨系统等三种类型。

(1) 常规尾桨

这种尾桨的构造与旋翼类似,由桨叶和桨毂组成。常见的有跷跷板式、万向接头式和铰接式,只是铰接式尾桨一般不设置摆振铰。

(2) 涵道尾桨

这种尾桨由两部分组成：一部分是置于尾斜梁中的涵道；另一部分是位于涵道中央的转子。其特点是涵道尾桨直径小、叶片数目多。涵道尾桨的推力有两个来源：一是涵道内空气对叶片的反作用推力；二是涵道唇部气流负压产生的推力。

(3) 无尾桨系统

无尾桨系统主要是用一个空气系统代替常规尾桨，该系统由进气口、喷气口、压力风扇、带缝尾梁等几部分组成。

以上各型尾桨都各有其特点：常规尾桨技术发展比较成熟，应用广泛，缺点是受旋翼下洗流影响，流场不稳定，裸露在外的桨叶尖端易发生伤人或撞击地面障碍物的事故。涵道尾桨优点是安全性好，转子桨叶位于涵道内，旋翼下洗流干扰、影响较轻，且不易发生伤人撞物的事故，缺点是消耗功率比较大。无尾桨系统的优点是安全可靠、振动和噪声水平低，前飞时可以充分利用垂直尾翼的作用、减小功率消耗，缺点是悬停时需要很大功率。

4.15 飞行器结构设计的气动加热问题

随着航空航天技术的发展，飞机和导弹等的飞行速度较过去有了明显的提高。高速飞行带来的重要问题之一，就是空气对飞行器的气动加热。除了飞机和导弹外，航天飞机和飞船也同样存在严重的气动加热问题。本节介绍气动加热的物理现象、气动加热对飞行器结构设计的影响、气动加热的防护措施以及载人飞船返回舱的防热结构。

4.15.1 气动加热现象

当高速气流流过物体表面时，由于摩擦、压力改变和速度受到阻滞等原因，会使物体周围的空气温度升高。这种因为高速气流流过物体而产生的热量称为空气动力热。这种热量通过热传导和辐射等方式传给物体，而使物体温度升高的现象称为空气动力加热。气流速度愈高，气动加热愈严重。

飞行器高速飞行时，飞行器表面附面层内各点的温度是不同的。自由流速为零的点的空气温度称为滞止点温度，对其中一些特殊点（如翼面前缘处、导弹头部顶点）自由流速为零，这些点的空气温度称为驻点温度。驻点温度的表达式为

$$T_0 = T_\infty (1 + 0.2Ma^2) \quad (4-29)$$

式中， T_0 ——驻点温度(K)；

T_∞ ——未扰动气流的温度(K)；

Ma ——计算点当时当地的马赫数。

实际上，空气不是理想气体，附面层内能量会有交换，能量高的部分要流向低的部分，因此靠近飞行器表面的空气温度实际上不是滞止温度，而是略小于滞止温度的某一温度，称该温度

为恢复温度,即

$$T_r = T_\infty(1 + 0.2rMa^2) \quad (4-30)$$

式中, r ——温度恢复系数。对层流附面层 $r \approx 0.835$, 对紊流附面层 $r \approx 0.89$ 。

恢复温度随马赫数 Ma 的变化如图 4-175 所示。因恢复温度是假设飞行器表面为绝热壁得出的, 故又称它为绝热壁温度。实际上飞行器表面也不是绝热的, 附面层的热量会向结构内部传递, 结果飞行器表面的实际温度要小于绝热壁温度。

飞行器表面气动加热是一个强迫对流热交换过程, 其热流通常按牛顿定律计算, 即

$$q = h(T_r - T_s) \quad (4-31)$$

式中, q ——热流;

h ——对流热交换系数;

T_s ——蒙皮温度(K);

h ——雷诺数 Re 、普朗特数 Pr 的函数, 对于工程计算可由相应的手册查到。

当飞行器表面受到气动加热时, 会向大气辐射散热。若二者达到平衡状态, 可计算蒙皮的平衡温度, 其式为

$$h(T_r - T_s) - \sigma \epsilon T_s^4 = 0 \quad (4-32)$$

式中, σ ——斯蒂芬-波尔兹曼常数, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$;

ϵ ——表面黑度因数, 取决于物体表面的光洁程度, 对一般铝蒙皮外表面为 $0.47 \sim 0.5$ 。

图 4-176 给出了超声速飞机蒙皮温度分布的一个示例。

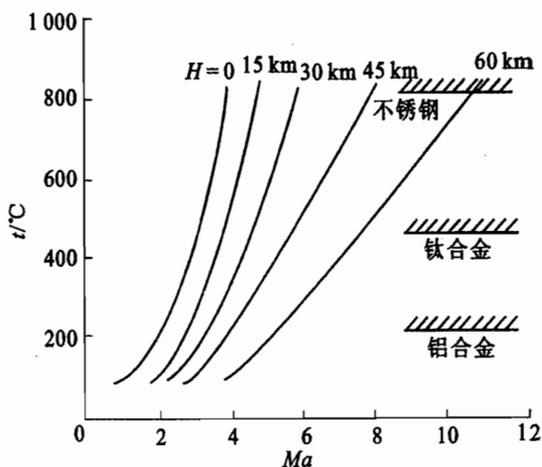


图 4-175 恢复温度随 Ma 的变化

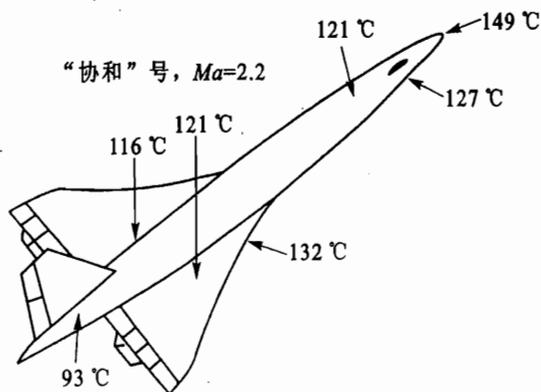


图 4-176 超声速飞机蒙皮温度

4.15.2 气动加热对结构设计的影响及防护措施

气动加热对飞行器的影响是多方面的,例如飞行器表面温升过高,会恶化内部仪器设备的工作环境,降低工作的可靠性等。这里只简要说明气动加热对飞行器结构本身的影响。

① 使结构材料的物理机械性能下降。随着温度的提高,一般情况下材料的拉伸或压缩强度缓慢降低,当达到某个特定温度后急剧下降。

② 使结构产生热应力。热应力产生的原因有三点:一是气动加热的温度在结构中分布不均匀;二是结构中不同材料的热膨胀系数不同;三是结构中各元件因连接在一起而互相制约,使各元件甚至同一元件各层纤维的自由膨胀受到限制。为使结构具有足够的强度,热应力不应超过材料的热强度极限。当飞行速度增加很快时,表面温度急剧增加,局部热应力可以大到足以使结构产生破坏的程度。

③ 使结构刚度下降,使翼面丧失形状稳定性,并增加了发生颤振的可能性,这主要有两个原因:一是随着温度的升高,材料的弹性模量下降,致使结构的弯曲刚度和扭转刚度下降;另一个原因是热应力引起结构形状或蒙皮表面畸变或扭转。另外,结构元件温度高的部分产生受压的热应力,若热应力和外载荷引起的压应力作用方向相同,可能导致结构失稳。

由以上分析可知,为了保证飞行器在高速飞行条件下正常工作,结构设计时必须考虑气动加热对结构的影响,并采取适当措施,例如合理选材和适当加强。

当飞行马赫数小于3且飞行时间较短时,飞行器的结构材料可采用轻合金,不必采取防护措施。当马赫数超过3,即使飞行时间短,气动加热也较严重,会降低结构材料的强度、刚度和结构承载能力,增大变形。结构中温度不均匀会产生热应力,会导致结构破坏。当驻点温度很高时,前缘局部材料熔化会导致翼面破坏。

针对气动加热对飞行器结构的影响,一般采用相应防护措施。

1. 采用新型的耐高温材料

铝合金只能在 $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右下长期工作。钛合金密度小,强度高,热蚀性好,耐热性较好,适宜于 $500\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下工作。铍合金是另一种结构新材料,它密度很小,弹性模量高,良好的耐蚀性和高温性,可在 $800\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右工作。但后两种合金价格贵、性脆、工艺复杂,且铍合金有毒。

2. 采用隔热措施

常用的隔热措施是采用绝热涂层。它是在结构表面覆盖上一层导热系数小的绝热层,以阻抗外来热流,使结构在规定时间内温升不超过允许值。其隔热原理是:气动加热达到一定温度,表面开始烧蚀,各组分受热后产生物理和化学变化。在组分的相变中,如熔化、蒸发和升华等物理变化,分解、解聚等化学变化,消耗、带走大量热能,使气动加热不能传到内部。对涂层材料的要求是耐高温,热传导系数小,粘性好,化学稳定性好,密度小,有一定机械性能,具有

与结构相近的膨胀系数等。热防护层的材料应有一定的强度,当翼面承载变形、气动加热后不应出现裂纹和剥落。图4-177(a)所示为弹翼前缘绝热涂层的结构形式之一。外层为涂层,内为主体结构。

氧化铝、氧化锆和氧化镁等无机材料熔点高(如氧化锆熔点达 $2\,000\text{ }^{\circ}\text{C}$),可用等离子喷涂。这种热防护层比较脆,密度大(如氧化锆 4.4 g/cm^3),隔热效果不理想。目前,多用有机材料的热防护层,其优点是密度小,施工方便,有一定弹性,与金属材料粘结力强。一般由基料和填料组成,基料有:618环氧树脂、621环氧树脂、284酚醛树脂等;填料有:云母、硼酸、二氢胺、四氯联苯及固化剂等。施工时,可喷涂或预制一定厚度的薄片,用胶粘剂粘到结构表面上。喷涂不受表面形状限制,可一次施工,加温固化。

另一个隔热措施是采用夹层结构,如图4-177(b)所示,外层为耐高温材料,夹芯诸如玻璃纤维、泡沫塑料、石棉和蜂窝夹芯等。其中对用不锈钢钎焊的蜂窝夹层结构,可承受的最大瞬时工作温度达 $760\text{ }^{\circ}\text{C}$,长期工作温度可达 $650\text{ }^{\circ}\text{C}$,它是较有前途的防热结构。

3. 采用减少气动加热和热应力的措施

改善蒙皮的表面质量,尽可能使表面光滑,不要有凸起、凹坑和波纹等,以便使高速飞行的结构表面保持层流附面层。因为层流附面层比紊流附面层产生的气动加热少。此外合理选择迎风面形状,如后掠翼比平直翼产生的气动加热少;还有利用电磁场吸走翼前缘激波,以减少气动加热。

减少热应力的措施有采用金属膜盒、间隙、弯头、波纹板或波纹管等补偿结构,例如把翼肋的腹板设计成有波纹状的,把突缘设计成不连续的(如图4-178所示),使蒙皮受热能较自由地膨胀,这时突缘的作用由蒙皮承担。

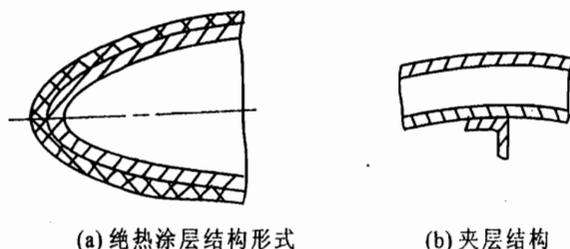


图4-177 隔热措施图

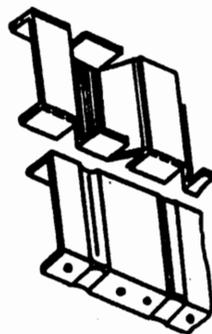


图4-178 腹板补偿的构造

4.15.3 飞船(航天飞机)的防热结构

防热结构是载人飞船的返回舱和航天飞机特有的结构,它是一种能够对飞船(航天飞机)

返回地球时的气动加热进行防护以保护航天员生命和舱内仪器设备不受损伤的结构。

1. 飞船的热环境

载人飞船在不同的飞行阶段(上升飞行段、空间飞行段和再入飞行段)所遇到的热环境差别很大。飞船防热系统必须适应几种不同的加热情况和很大的热流变化范围。概括地说,上升飞行段和再入飞行段在性质上都是属于气动加热类型,但再入飞行段对飞船设计提出了更加严重的热环境。再入加热的严重性和持续时间随着飞船外形及返回弹道的不同而变化很大。在大气层外飞行或空间飞行段,飞船的热环境是由于太阳及行星辐射的热能所引起的。

对于一个典型的载人飞行任务,可能发生的热流变化涉及到大约四个量级大小的范围。在再入飞行段,飞船某些部位的热流比空间飞行所遇到的热流约高 10 000 倍。在大气层外飞行过程中,热设计主要考虑的是:控制飞船温度,以减少环境控制系统的热载;维持再入防热材料的温度在规定的范围内,以消除由于极端的热循环引起的物理和结构上的损坏;对于未安放在有温度控制的环境中的推进剂及设备,提供被动式热防护。在上升飞行段,有关热方面的主要功能是防止再入防热材料在空间逗留时所要求的温控性质的退化。在再入飞行段,防热材料的主要功能是将结构温度限制在可以使用的水平,以保证飞船结构的完整性,以及减少进入飞船内部的热能。

讨论更严重的热环境——再入大气时的热环境。飞船的返回舱都以约第一宇宙速度(7.8 km/s)绕地球运行,返回舱返回地球的过程也是速度从 7.8 km/s 减为零的减速过程。以较高的速度进入大气层的飞船,虽然可以充分利用大气的阻力来达到减速的目的,然而返回舱的动能因减速会造成非常严重的气动加热。大气密度越大,返回舱的速度越快,再入时返回舱表面的气流温度越高。一般来讲,在再入过程中,返回舱的结构将被数千度乃至数万度的气流所包围,如果不对返回舱进行适当的防护,整个返回舱将会如同陨石一样被烧为灰烬。飞船结构在大气层中高速飞行时遇到的高温是各种高速飞行器都会遇到的问题——热障。

大气制动是进入并降落在具有大气的行星的最好的方法。采用大气制动可以使飞船减速和耗散巨大的动能。实际上,只有一小部分能量(少于1%)以热的形式传给飞船,然而即使是这样小的一部分,也会产生相当严重的加热情况。根据具体的飞行要求(如着陆点、允许的过载值等),再入角可以大些或小些。因为大的再入角伴随着大的负加速度作用,所以载人飞船应该选择小的再入角。但是很小的再入角会使再入时间增长,从而使总加热量增大。所以,应该仔细计算有效的小再入角范围,以便达到最佳的状态。热流影响时间的增加会引起防热材料加热深度的增加,在加热停止后,外部防热层会将它吸收的热量传到座舱内部而成为破坏源。因此,从防热观点来看,在飞船上最好采用可抛弃的防热层。

2. 飞船的防热方法

气动加热对返回舱构成了极大的威胁,它是返回舱安全返回地面必须解决的关键技术之

一。美国人艾伦(Alien H. J.)所作的理论计算表明,加于返回舱表面的热流密度与表面的曲率半径的平方根成反比,即外形越钝的航天器在再入过程中接受的加热量越小。所以,当采用球或球锥外形时,阻力系数较大,对返回舱的总加热量较小。

采用了适当的外形后,并不能彻底克服再入气动热对返回舱安全返回构成的威胁。受热后飞船结构的温度已远远超过一般的结构材料能承受的范围。所以,除了采用适当的外形减小气动热外,结构上还要采取防热措施,即采用防热结构。

总之,解决再入气动热问题的途径有两个:设计合理的气动外形,减少气流的气动加热;采用防热结构,这是防热结构设计任务。

3. 飞船的防热结构形式

防热结构有许多形式,常见的三种防热结构形式为:热容吸热式防热结构、辐射式防热结构和烧蚀防热结构。

(1) 热容吸热式防热结构

热容吸热式防热结构就是在返回舱结构的外面包覆一层热容量较大的材料,吸收大部分进入返回舱表面的气动热,从而使传入结构内部的热量减小。

吸热式防热层的基本特点:防热层的总质量与传入的总热量成正比,所以这种方法只在加热时间短、热流密度不太大的情况下才采用,否则防热层太笨重;防热层表面形状和物理状态不变,因此,它适用于要求再入时外形不变的航天器。防热层还可重复使用;所用的材料或受熔点的限制,或受氧化破坏的限制,一般使用温度为 $600\sim 700\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。与其他防热方法相比,热容吸热式防热效率不高。

吸热式防热虽然防热效率不高,但是简单易行,所以被早期的飞船采用。图4-179是美国“双子星座”宇宙飞船的交会与回收、再入控制舱锥段的防热结构图。这种结构在理解吸热式防热和辐射防热(下面讨论)原理的基础上,将两者特性融为一体。根据当地的热流密度,如单纯采用铍合金作防热层,会使结构质量很大。为了减小实际进入材料的净热流,铍板表面涂以蓝黑高辐射陶瓷漆,使向外辐射的热量增大;再采用 7.0 mm 厚的铍合金作吸热层。铍板向内的表面镀金,因为金面的辐射系数小,所以向内表面的传热较小。以后讨论了辐射防热结构后就会发现,这里采用的实际上是吸热和辐射组合式的防热结构。

(2) 辐射式防热结构

理论上,如果辐射的热量足够大,可以做到使净进入结构内的热流等于零,也就是说,对表面的气动加热可以完全由表面的辐射方法散去。为了做到这点,设想一个防热结构,它由三部分组成:直接与高温环境接的外蒙皮、内部结构、外蒙皮与内部结构之间的隔热层。在以下两种条件下可以使进入表面的热流完全由辐射方式散去。第一种情形:隔热材料与外蒙皮贴合,但使用一种理想的隔热材料(热导率等于零),那么,净传入内部的热量为零,这时,对表面的气动加热完全被表面的辐射散去。第二种情形:外蒙皮与隔热材料间留有空隙,两者间仅有辐射

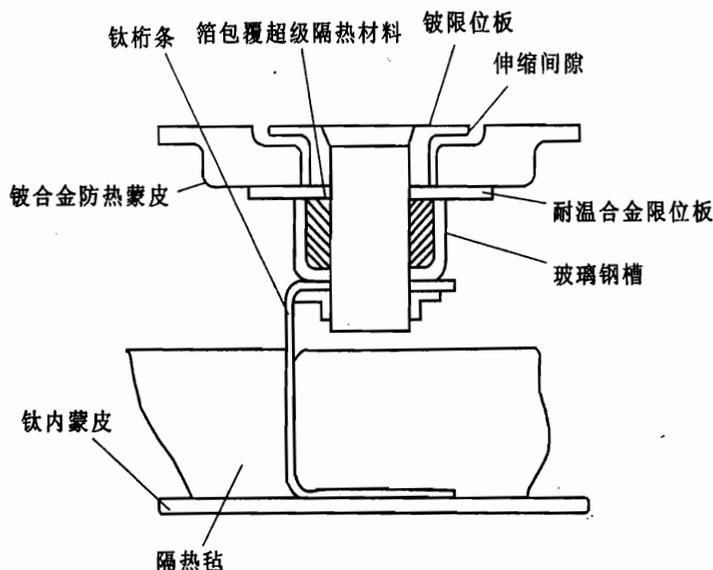


图 4-179 “双子座”飞船的吸热防热结构

传热,这时,当内蒙皮的内表面的辐射系数为零时,则向内部的传热为零。在这种情况下也会使表面接收的气动热全部由表面的辐射散去。

由此可以看出,辐射防热的最佳结构是,蒙皮的内表面的辐射系数等于零,或者蒙皮下面隔热材料的导热系数等于零。虽然实际上无法完全做到这两点,但只要在结构和材料上尽量满足这些条件,就可以利用辐射现象将大部分的气动热散去。

辐射防热结构具有以下特点:由于受内蒙皮耐温的局限,辐射防热结构只能在热流密度较小的条件下使用;辐射防热结构虽受热流密度限制,但不受加热时间的限制。加热时间越长,总加热量越大,防热层的效率(单位面积防热层受到的气动热的总和与防热层单位面积的质量之比)越高;辐射防热结构外形不变,可以重复使用,这些对象航天飞机这样要求进行机动飞行,又要求重复使用的航天器是极适用的。

辐射防热结构的典型方案:完整的辐射防热结构由三个基本部件组成,即与高温气体接触的蒙皮,主要功能用以辐射散热,外表面要处理成具有较大辐射系数(≥ 0.8)的特性,向内表面的辐射系数应尽可能低;隔热材料的功能是将内蒙皮与内部结构隔开,并阻止热量向内部传递,材料热导率要小;被保护的飞行器本体结构。除此以外,还有将以上三部分连成整体的连接体。

在辐射防热结构中,还有一种更为简单的形式。这就是美国和苏联航天飞机所用的防热瓦。这种结构实际上就是去掉辐射结构中的金属蒙皮,并将隔热材料外表面处理得具有高辐射特性,从而使蒙皮和隔热材料合二为一,大大简化了系统的结构。当然,这种结构中的隔热材料不能采用柔软的毡状材料,而要使隔热材料硬化,成为一种坚硬的、轻质的高温陶瓷瓦。

辐射耐热结构在飞船和航天飞机上广为应用。美国“双子座”号飞船座舱壁是单次使用辐射耐热结构的典型代表。美国、苏联航天飞机使用的陶瓷耐热瓦是重复使用辐射耐热结构的典型,如图4-180所示。

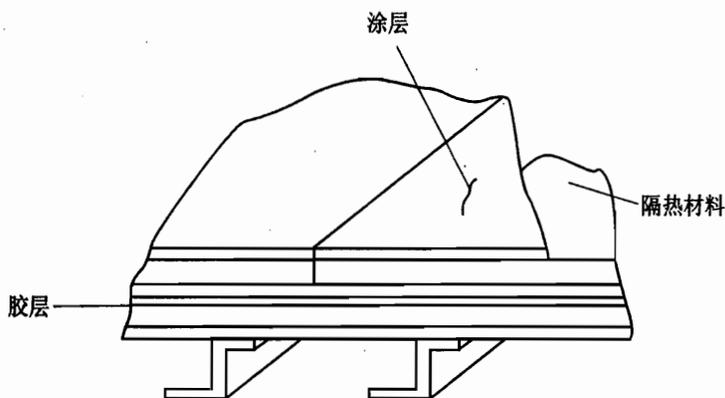


图4-180 航天飞机辐射耐热瓦的组成

为了适应航天飞机重复使用100次、寿命10年的要求,美国在20世纪70年代发展了一种轻质的新型陶瓷材料系统,称为重复使用表面隔热材料。在典型的辐射耐热结构中,去掉金属蒙皮,将暴露在表面的隔热材料赋予高辐射性能,这样这层材料便具有高辐射和隔热的双重作用。在航天飞机上使用的这类结构由以下四部分组成:

- ① 表面耐热瓦。
- ② 表面涂层系统。
- ③ 与本体结构的连接层。
- ④ 航天飞机的本体结构。

(3) 烧蚀耐热结构

1) 烧蚀耐热的机理分析

烧蚀是材料在再入的热环境中发生的一系列物理和化学反应的总称,在烧蚀过程中,利用材料质量的损耗,获得了吸收气动热的效果。

以常见的碳化烧蚀材料为例,来理解烧蚀耐热的一般机理。设 T_1 为材料受热后开始热解的温度, T_2 为材料完全热解形成炭层的温度。整个烧蚀材料从开始受热到发生烧蚀的全过程大致如下:当烧蚀耐热层表面加热后,烧蚀材料表面温度升高,在温升过程中依靠材料本身的热容吸收一部分热量,同时向内部结构通过固体传导方式导入一部分热量。只要表面温度低于 T_1 ,上述状态便继续下去,这时,整个耐热层类似前面所述的热容式吸热耐热结构。随着加热继续进行,表面温度继续升高超过 T_1 ,材料开始热解,继之温度大于 T_2 ,材料开始碳化,从而在整个烧蚀材料里形成三个不同的分区,即碳化区、热解区和原始材料区。

2) 典型的烧蚀防热结构

烧蚀防热结构由三个主要部分组成,即烧蚀层、隔热层和内部的承力结构。烧蚀层的主要作用是进行烧蚀反应以达到防热耗散热量目的;隔热层主要是阻隔烧蚀层剩余的热量向内部结构传递。承力结构就是飞船的壳体。有时,为了简化工艺,特别是烧蚀层的原始材料具有较高的隔热性能时,防热层与隔热层便合二为一。

图4-181表示了几种载人飞船上采用的烧蚀防热结构示意图。图4-181(a)是全深度烧蚀层防热结构。烧蚀材料与金属结构直接胶接。这种结构工艺简单,但是由于烧蚀材料与本体结构的线膨胀系数不匹配,飞船在轨道运行段将有 $\pm 100^{\circ}\text{C}$ 的交变温度,可能使烧蚀层破坏(裂开)。解决的办法是,在烧蚀层和结构层之间加柔性胶粘剂。

图4-181(b)和(c)是烧蚀层与隔热层分开的结构形式。在图4-181(b)中隔热层由热导率较低的蜂窝夹层结构兼顾。显然,在图4-181(a)和(b)的内壁设计温度相同时,图4-181(b)结构的胶层温度比图4-181(a)的要高得多。在图4-181(c)中,结构更为复杂,隔热层结构与金属承力结构间用滑动桁条来协调内、外层结构之间不同的膨胀量。

图4-181(a)的典型代表是美国“水星”号飞船、苏联早期几艘飞船以及我国返回式卫星的防热结构;图4-181(b)的典型代表是美国“双子座”飞船大底防热结构;图4-181(c)的典型代表是美国“阿波罗”飞船的防热结构。

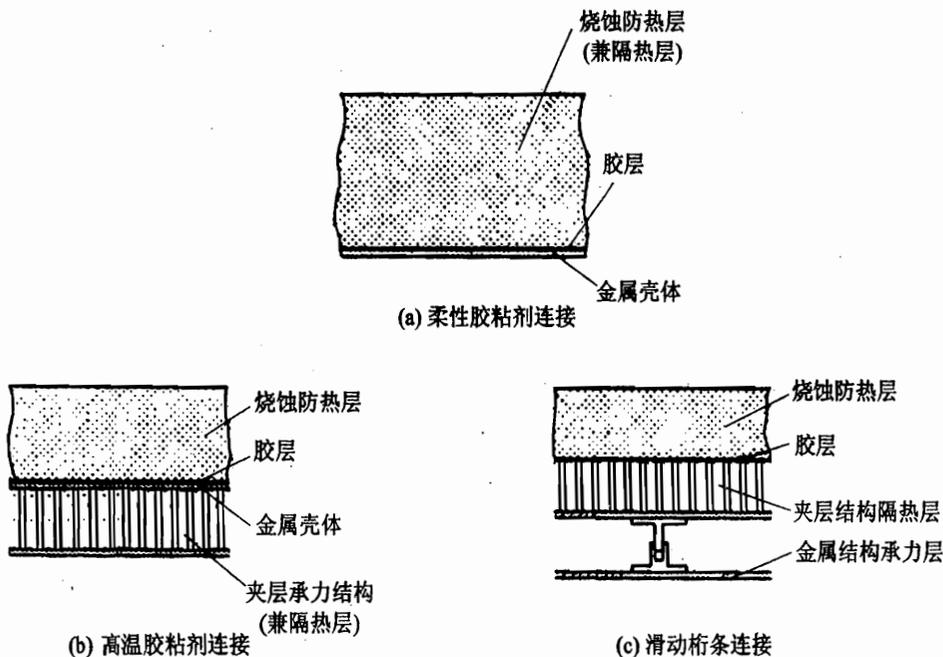


图4-181 烧蚀防热结构的典型形式

4.16 飞行器结构的刚度设计和气动弹性问题

在外载荷的作用下,弹性结构要发生变形。一般情况下,由于结构变形小,在本质上不会影响外力的作用。因此,常常忽略结构变形对受力状态的影响。但是,对于飞机和导弹等飞行器来说,当其在气流中运动时,结构(如空气动力面)的变形会产生附加的气动载荷,而附加的气动载荷又使结构发生进一步的变形。由于空气动力随气流速度的增加而迅速增加,而结构的弹性恢复力则与气流速度无关,故存在一个临界的气流速度,当气流速度超过它时,结构的弹性恢复力不再能平衡气动力,结构变成不稳定的。上述现象中,空气动力与时间无关,称之为气动弹性的静力学问题。如果气动力与弹性恢复力互相作用时,结构变形有很大的加速度,会出现振动现象,致使结构的惯性力要“参与”结构的平衡。此时,气动力也随时间而变,这就是气动弹性的动力学问题。上述两种现象统称为气动弹性效应。

在气动弹性的静力学问题中,因气动弹性效应而引起的气动载荷重新分配问题、结构变形迅速扩大而出现的静力发散问题(如翼面扭转变形扩大、弯曲变形扩大等)叫做第一类静气动弹性问题。而气动弹性效应使得操纵系统效能降低,甚至导致相反的操作效果,因而严重影响操作性能的问题是静气动弹性问题的又一类问题。这类问题在设计系统和计算操作稳定性时应该重视。对于结构设计者来说,在确定翼面刚度时,也必须考虑气动弹性静力学问题。

在气动弹性动力学问题中,颤振现象就是典型的一例。飞行器飞行中受到外激励的干扰产生振动时,在气动力、弹性力和惯性力的联合作用下,飞行速度达到某一特定值时,会出现飞行器振幅迅速扩大在几秒内破坏的危险现象。由于振动扩散的原因是附加空气动力的作用占主导地位,振动不断地从气流中获得能量,所以这种现象属自激振动。飞行器在气流中这种扩散的自激振动称为颤振。颤振现象是多种多样的,设计过程中必须保证飞行器在使用范围内不发生颤振。结构的气动弹性性质与结构的刚度设计密不可分,并又复杂得多,广泛得多。本节先介绍飞行器结构的刚度要求,然后讨论气动弹性问题。

4.16.1 飞行器结构的刚度设计

飞行器结构设计,既需要考虑强度要求,又需要考虑刚度要求。对于不同的结构,其主要要求可以有所不同,有的结构满足强度要求后,恒能满足刚度要求,则可称为据强度设计的结构。有的结构满足刚度要求后,恒能满足强度要求,可称之为据刚度设计的结构。各类舱门,如起落架舱门、旅客出入舱门、货舱门和炸弹舱门等部件一般都应按刚度设计,若变形过大,则可能发生舱门锁死的危险工作状态。航天飞行器上的天线结构,为保证天线的指向精度,也不允许有大的变形。有不少结构需要同时考虑强度要求与刚度要求。根据刚度进行设计与根据强度进行设计,所设计出的结构是不同的。

飞行器结构的刚度要求,一般用在使用载荷条件下,结构的变形小于或等于许可变形来表

示,即

$$\delta_i \leq [\delta_i] \quad (4-33)$$

式中, δ_i ——结构 i 位置点或剖面处的变形位移,也可以是角位移;

$[\delta_i]$ ——结构在 i 位置的容许位移。

在某些情况下(如为防止翼面发生颤振),还可能对结构的刚度分布以及翼剖面刚心位置提出一定要求。如对于三角翼,通常强调靠近翼尖处能有足够的结构刚度。

对结构提出刚度要求主要基于如下几种原因:

① 为了保证飞行器各部件具有设计时所要求的气动特性(如升力特性、阻力特性和力矩特性),这就要求翼面、尾翼、机身和弹身等具有足够的总体刚度。例如离翼根一定距离处(如在约 90% 翼展处)的翼剖面的扭转变形不允许超过某限制角度;还应提出该翼剖面向上的线位移与半翼展之比不应超过某个允许值。又如翼面的刚度还决定了翼面的气动效率。如垂尾刚度决定了飞机方向安定性,因而垂尾通常按刚度要求进行设计。其次是对蒙皮壁板的局部刚度要求,例如对于一块四边由长桁与翼肋支持的蒙皮,要求其在气动力作用下鼓起的尺寸,相对于两个长桁间距的比值,不应超过某个允许值。特别对于高速飞行器,翼表面的凹凸变形将会严重影响气动特性。

② 对于某些附件的支撑点,有时会提出支撑刚度要求。例如操纵舵面的助力器,为了保证操纵的精确性,要求助力器与结构的连接支点处,结构变形应不超过规定的数值。又如炮架的刚度不能太大,否则会造成结构冲击载荷过大的问题。

③ 结构的动强度问题有不少与刚度要求有关。一类动强度问题是振动问题,操纵系统出现共振,或某些结构(如活动面)出现抖振等问题与结构的固有频率有关,也即与结构的刚度特性有关。例如为了避免操纵系统的拉杆出现共振,就对拉杆的刚度提出了要求。另一类动强度问题是气动弹性问题,它与刚度有关。在高亚声速飞行时,如果翼面刚度不足或者刚心位置不当,会引起结构出现气动弹性问题。航天飞行器上的操纵机构刚度直接影响操纵系统的自振频率,若操纵机构的刚度不足,操纵面容易发生颤振。

④ 有时结构会因反复变形过大而导致最终破坏,此时也对结构刚度提出了一定要求。例如对气密框通常都有一定的刚度要求。

提出刚度要求并不意味着在任何情况下都是刚度愈大愈好,有时恰恰相反,需要减小结构刚度才能满足某些要求。例如有些附件须应用柔性支座作为隔振措施,以吸收能量来改善附件的受载情况。波音-707 飞机机翼结构设计时,并不追求很高的刚度,而是选择了适度的机翼刚度参数,使机翼具有良好的可挠性,用以降低突风引起的载荷,取得了满意的效果。

结构刚度的具体指标可查阅有关的规范、手册及适航性条例等各种技术文件,或参照同类型飞行器指标,在结构设计中将其作为约束条件之一,按多约束优化设计方法设计结构;也可先以强度为基础,设计出结构尺寸,进行颤振和刚度校核,必要时还应进行某些试验验证。

4.16.2 翼面变形对气动载荷的影响

翼面变形有两种形式。一种是局部变形,例如气流流过翼表面,蒙皮发生凹陷或凸起,或者翼肋发生翘曲,都属这类变形。局部变形只引起局部气动载荷变化。另一种是总体变形,包括弯曲变形和扭转变形,总体变形时将引起整个翼面气动载荷的变化。变形越大,载荷变化越大。对于变形较大的重要部件必须考虑变形对载荷的影响。

平直翼弯曲时,迎角不变。扭转时,则会引起迎角变化。所以平直翼主要由于扭转变形引起载荷变化。后掠翼的迎角规定按平行于机身(弹身)轴线的剖面计算。翼面的变形通常按刚心线以及垂直于刚心线的剖面计算。后掠翼不仅扭转变形会引起顺流剖面迎角的变化,弯曲变形也会引起顺流剖面迎角的变化(如图4-182所示)。顺流剖面2-2'的迎角总变化量为 $\Delta\alpha$,则

$$\Delta\alpha = \Delta\alpha_\varphi - \Delta\alpha_\theta = \varphi \cos \chi - \theta \sin \chi \quad (4-34)$$

式中, φ 、 θ 、 χ ——分别为扭转角、弯曲角和后掠角。如已知 $\Delta\alpha$,则翼面变形后的气动载荷

$$q_s = C_{L\alpha}(\alpha_0 + \Delta\alpha)qS \quad (4-35)$$

式中, α_0 ——刚性翼面的迎角。 $\Delta\alpha$ 与 q_s 互为先决条件,故需应用逐次近似法计算。

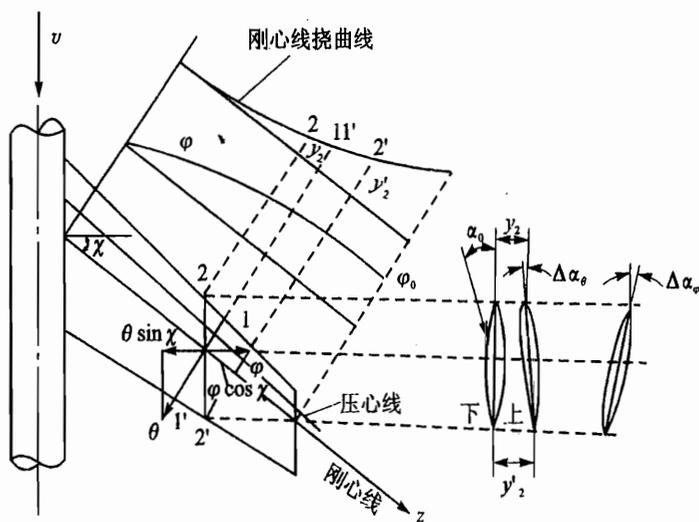


图4-182 后掠翼的变形对迎角的影响

翼面扭转刚度很大,由于扭转变形引起的 $\Delta\alpha_\varphi$ 比较小,而与弯曲刚度有关的刚心线的挠度却很大,故 $\Delta\alpha_\theta$ 很大。因此,对大展弦比后掠翼来说,弹性变形对载荷分布的影响比平直翼大得多。

情况A是大迎角飞行情况, $\Delta\alpha$ 相对于 α_{0A} 是小量,而情况A'是小迎角飞行情况, $\Delta\alpha$ 与 $\alpha_{0A'}$ 相比就不是很小的量。可见,对于后掠翼来说,高速小迎角的设计情况比低速大迎角的设计情况更需要考虑弹性变形对载荷分布的修正。

后掠翼向上弯曲变形使翼尖顺流剖面迎角减小。在总升力不变的条件下,翼尖载荷降低,翼根载荷增大,使翼剖面弯矩减小,起到卸载的有利作用。所以大展弦比后掠翼必须按弹性翼面设计。如按刚性翼面设计,结构质量将会很大。对于小展弦比的歼击机,弹性变形的影响较小,可不考虑。反之,前掠翼的弯曲变形会使翼尖载荷增加,翼根载荷减小,从而产生不利的影响:翼剖面弯矩增大;可能引起翼面弯扭变形发散。

4.16.3 翼面的扭转变形扩大

扭转扩大是翼面扭转变形与空气动力交互作用导致结构变形发散而破坏的现象。取翼面的一个典型剖面。此剖面上有三个特征点,即剖面的气动力焦点、质心与刚心(扭转时绕该刚心转动)。由于是静气动弹性问题(即加速度很小,其惯性力可以略去),故只讨论气动力与弹性力。亚声速飞行时,焦点在剖面弦长的25%~28%处,刚心一般在弦长的38%~40%处,也即焦点在刚心前,如图4-183所示。

假设翼面以迎角 α_0 处于稳定平飞中,突然遇到一股上升扰动气流(所谓扰动指瞬间有一上升气流,过后即消失)导致迎角增加 $\Delta\alpha$,引起附加升力 ΔL 。由于此 ΔL 作用于焦点而非作用于刚心上,故使该剖面瞬间引起了扭转变形,产生一个扭角 $\Delta\theta$ 。 ΔL 对刚心产生一个使扭转变形进一步增大的气动力矩 $M_a = \Delta L d_a$ 。结构因扭转而产生一个反抗扭矩的弹性恢复力矩 M_k ,将使附加扭转变形减小。若 $M_a < M_k$,则当扰动消失后,扭转变形减小。若 $M_a > M_k$,即使扰动消失,结构扭转变形也会由于附加升力 ΔL 与迎角交互增长,扭矩与扭角不断扩大(如图4-184所示)直至结构破坏为止。由于气动扭矩与飞行速度的二次方成正比,而弹性恢复力矩则与飞行速度无关,故有一个扭转发散临界速度。设计时要求翼面扭转发散临界速度大于飞行器最大可能飞行速度并有一定的安全裕度。

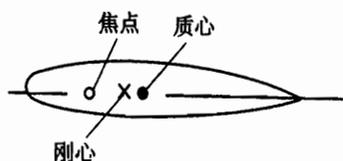


图 4-183 翼面三心位置图

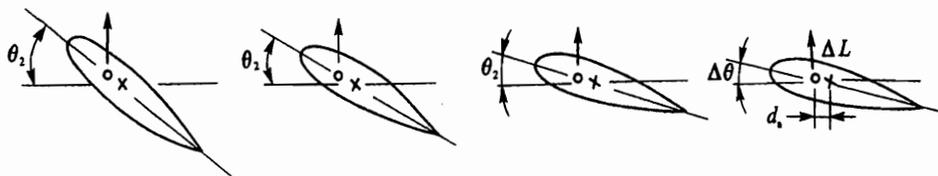


图 4-184 翼面扭转扩大示意图

超声速飞行一般不会出现扭转扩大,因为此时焦点已显著后移。

从图4-185可知,后掠翼对防止扭转扩大有利,前掠翼则相反。故后掠翼一般主要考虑防止副翼反效,而不需要考防止扭转扩大。亚声速大展弦比平直翼则两方面都需要考虑。亚声速前掠翼一般不需考虑副翼反效,而着重考虑防止扭转扩大。

防止扭转扩大的结构措施是使刚心前移(将主抗扭翼盒前移),或者提高翼面刚度。由于

弹性恢复力矩与翼面扭转刚度成正比,故提高翼面扭转刚度对防止扭转扩大是有好处的。对于平直翼,只需提高扭转刚度;对于前掠翼,则增加弯曲刚度对防止扭转扩大也有好处,因为此时翼面挠曲轴的弯曲变形将引起顺气流翼剖面有不利的附加扭角。

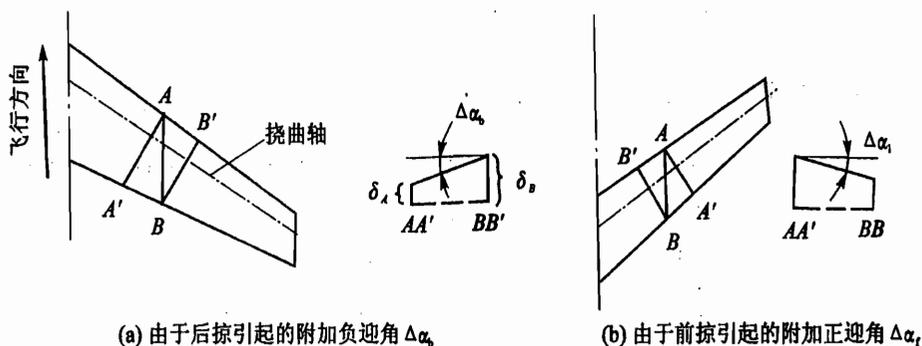


图 4-185 前、后掠翼,弯曲引起顺气流剖面向不同方面偏转

4.16.4 超声速飞行中的弯曲变形扩大

随着飞行速度的增加,作用在飞行器上的气动力迅速增加,为了减小阻力,往往采用相对厚度较小的对称翼型。对超声速飞行的小展弦比翼面来说,在气动载荷作用下,顺气流方向(弦向)翼剖面的翘曲,引起了弦向弯曲变形。这种变形往往引起前缘迎角进一步增大(如图 4-186 所示),从而导致气动力进一步增加。若翼面刚度不够,弹性恢复力不能平衡气动力时,这种弯曲变形将不断扩大,直至结构破坏。这就是超声速飞行时翼面的弯曲变形扩大现象。细长的导弹在超声速飞行时,如果刚度不足,也会发生弹体弯曲变形扩大,如图 4-187 所示。因此对超声速飞行器设计,除了考虑翼面弯曲变形扩大外,对细长体弹身(或机身)也要考虑气动弹性对强度设计的影响。

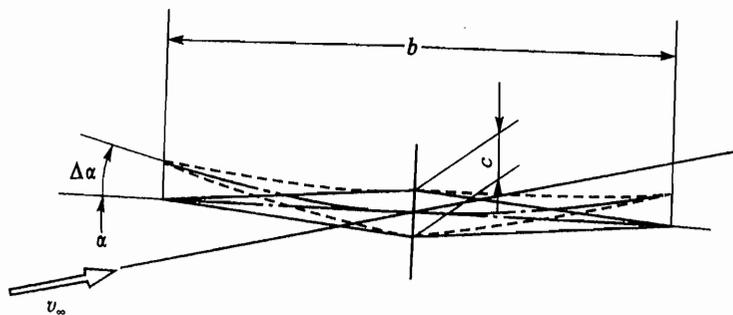


图 4-186 翼面弯曲变形扩大

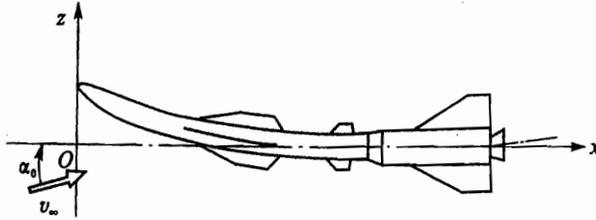


图 4-187 细长体弯曲变形扩大示意图

4.16.5 操纵面反效

翼面总体刚度不足,会使副翼、舵面等操纵面的操纵效率下降甚至反效。以副翼为例,当一侧副翼下偏 δ 角时,若翼面为绝对刚硬,则由于副翼下偏所影响的单位宽度翼段将增加升力 ΔL_a 。但实际上翼面仅有有限的刚度,翼面刚心又远在 ΔL_a 合力作用点之前,故由 ΔL_a 引起的力矩 $M_a = \Delta L_a d'_a$,将使该翼段产生前缘向下的扭转变形。这相当于减少翼段迎角,将使升力减少 ΔL_k 。如果翼面的扭转刚度不足,扭转变形到达一定的程度,以致 $\Delta L_k = \Delta L_a$,副翼操纵并完全失效。如果翼面的扭转刚度小到使 $\Delta L_k > \Delta L_a$,即操纵副翼下偏时,反而引起向下的负升力,副翼操纵产生反效(如图 4-188 所示)。对飞机来讲,副翼反效回使飞机违背驾驶员的意愿向相反的方向滚转。驾驶员由于得不到正常的操纵效果,便无法操纵飞机,甚至造成严重事故。

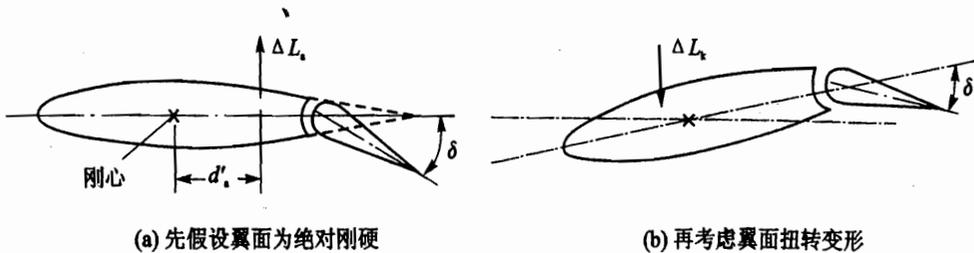


图 4-188 副翼反效示意图

由于可近似认为所需的操纵力不随飞行速度而变,而 ΔL_k 却大致与飞行速度的二次方成正比,因此有一副翼反效的临界飞行速度 v_R 。小于此速度飞行时, $\Delta L_k < \Delta L_a$,副翼操纵效率下降;等于此速度时, $\Delta L_k = \Delta L_a$,副翼操纵失效;大于此速度,副翼反效。设计时必须使 v_R 大于飞行器最大可能飞行速度并留有一定裕量,以保证在飞行包线范围内不出现副翼反效现象。

由此可知,为了防止操纵面反效,就要提高 v_R 。具体的结构措施是:对于平直翼,增大翼面扭转刚度;对于后掠翼,除了增大扭转刚度之外,还要保证一定的弯曲刚度,因为后掠翼弯曲变形也会引起顺流剖面迎角变化,操纵面向下偏转时,会使向下弯曲的翼面迎角增大。操纵面反效在大展弦比后掠翼上更严重,这是因为展弦比愈大,对刚度愈不利。但是仅仅为了防止操纵面反效而增大翼面弯扭刚度会导致翼面质量过分增大,因此许多大展弦比后掠翼将副翼分

成内外两段,高速飞行时使用位于翼面内侧结构刚度较大部位的内副翼(高速副翼)和扰流片,低速飞行和起飞着陆时用外副翼(低速副翼)。对于三角翼,由于根部弦长及剖面面积迅速增大,扭转刚度容易保证。但翼尖部分翼剖面尺寸特别小,故需特别注意翼尖部分的扭转刚度。因此三角翼在翼尖处都采取截头外形,即翼尖并非真正尖的,而是截去一块;副翼也不一直伸到翼尖,而是往内移一些。

4.16.6 颤振

颤振是一种振幅迅速增长的自激振动,在飞行器所有的振动中,它是最强烈最危险的一种振动,从开始发生到飞行器破坏只需几秒钟。除了飞机、导弹之外,航天飞机在进入大气层飞行时也存在颤振问题。颤振时激振力来源于结构变形或操纵面偏转所引起的气动力,所以激振力是飞行器自身产生的,不像强迫振动那样,激振力来源于外界周期性的作用力。颤振时除气动力和弹性力外,还伴随有惯性力;因而是气动力、弹性和惯性力三者相互作用的结果。当飞行速度 $v < v_{cr}$ (颤振临界速度) 时,振动受到阻尼; $v = v_{cr}$ 时,振动以等幅特征进行; $v > v_{cr}$ 时,大多数情况下,振动将发散,并导致结构快速出现损伤或破坏。由于颤振须考虑振动变形引起的加速度及结构相应的惯性力(作用在结构质心上),因此结构各剖面的质心位置在颤振中有很大的影响。

翼面的颤振有多种形态,例如弯扭颤振、弯曲-副翼颤振、扭转-副翼颤振、弯扭-副翼颤振等等。同副翼一样,舵面等也可发生颤振。下面以弯扭颤振和弯曲-副翼颤振两种基本颤振为例来分析颤振的物理本质、振动过程和防止措施。

1. 翼面弯扭颤振

翼面弯曲振动的同时伴随有扭转振动的颤振叫做弯扭颤振。翼面有一定程度的弹性,可视为一端固定的弹性悬臂梁。为分析简单起见,假定副翼刚固地连在翼面上,或者认为副翼有很好的质量平衡,振动时相对于翼面主体不发生偏转。

取一个典型翼剖面,剖面上的三个点通常这样排列:焦点(亚声速飞行时)最前,刚心则位于质心前不远处。通常焦点在弦长的 28% 处,刚心在弦长的 38%~40% 处,质心在弦长的 42%~45% 处。可用图 4-189 说明弯扭颤振的物理概念。

先看图 4-189(a),翼剖面没有受到扰动前的位置为 2(但剖面应没有扭转)。假设该剖面受到一扰动,使其位置从位 2 移至位 0。现分析此一扰动去掉后,翼剖面在弹性力、惯性力和气动力作用下的运动情况。当瞬间扰动一取消,由于翼面弯曲引起的弹性力将使该剖面向上运动。弹性力是始终向着原始平衡位置方向的;且偏离距离愈大,弹性力愈大。从位 0 到到 2,弹性力从最大到零,故向上加速度也由最大到零。在这一段运动中,由于加速度向上,故作用在质心上的惯性力 F_i 向下,因此相对于刚心产生了抬头力矩。此惯性力矩使剖面产生增加迎角的扭转变形,由于迎角增加引起附加气动力 ΔL ,此 ΔL 对刚心形成的气动力矩,使翼剖

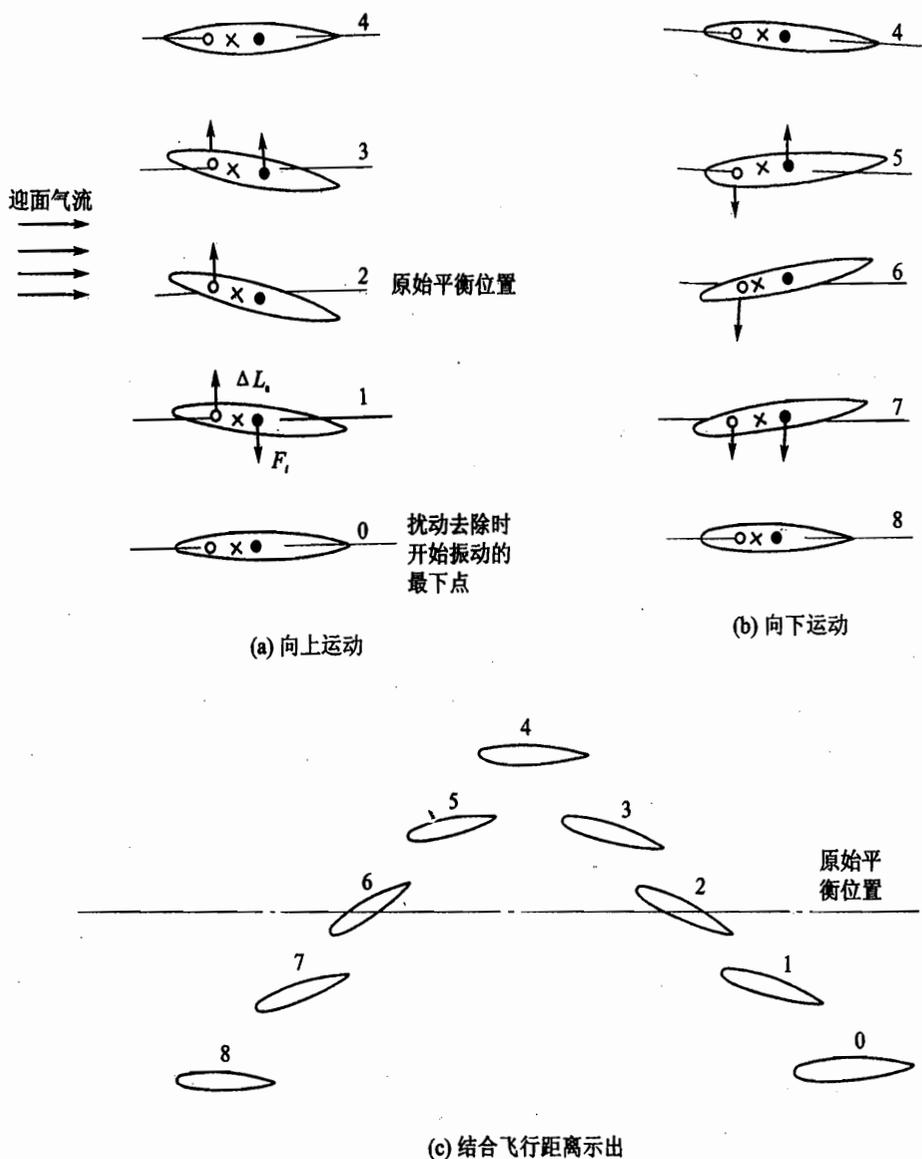


图 4-189 翼面弯扭颤振示意图

面进一步抬头。到位 2 时,由于不断加速的缘故,其向上速度达到最大。从位 2 再向上移动时,弹性力方向改为向下,加速度方向也向下,向上的速度逐渐减少;至位 4 时,向上速度为零。在从位 2 到 4 时,惯性力向上,惯性力矩使翼剖面低头,附加的向上气动力则逐渐减少;在位 4 时,翼剖面又无扭转变形,此时速度为零,但向下弹性力最大,向下运动状况如图 4-189(b)。

图 4-189(c)表示飞行时翼面的弯扭颤振形态。颤振的临界状态,即翼面的弯曲(或扭转)变形既不振动发散,也不振动衰减,而是保持为常振幅振动,此时飞行速度为颤振临界速度 v_{cr} 。阻尼力和阻尼力矩恒与运动方向相反,是阻抗振动的。由惯性力矩导致的扭转变形所引

起的附加气动力是激振力,它与速度的二次方成正比;而气动阻尼力一般与速度一次方成正比,故存在着颤振临界速度。

为了防止翼面(或全动尾翼)弯扭颤振,应使其颤振临界速度大于飞行器最大可能飞行速度,并有一定裕量。在结构上,提高颤振临界速度防止颤振的措施是合理配置载重和设备等,使剖面质心移近刚心以减小扭矩。最有效的办法是在翼尖前缘加配重,因该处振幅大,加速度大,惯性力大,前缘配重的质心在刚心之前,惯性力产生的扭角变化有利于抑制颤振。因为由扭角所引起的附加空气动力是减振力。另外就是加厚蒙皮和梁(或墙)腹板以提高抗扭刚度,减小扭角,要注意的是抗扭刚度与抗弯刚度必须有足够大的差别,亦即扭转自振频率和弯曲自振频率应有相当大的差别,以防激振力频率与翼面弯曲自振频率接近而引起共振。

采用提高结构刚度和增加配重的传统方法会增大飞行器质量,运用主动控制技术利用结构振动控制系统可以在不增加结构质量的条件下控制结构振动。系统由安装在翼面上特定部位的加速度计感受振动信号,经过处理,按一定规律驱动副翼,产生阻尼气动力来抑制振动。

2. 弯曲副翼颤振

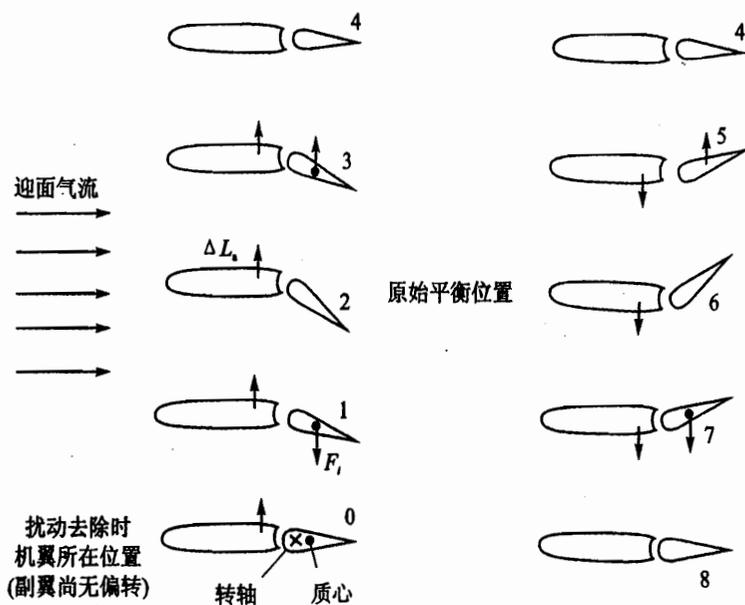
翼面弯曲振动的同时,因副翼反复偏转引起颤振,故叫做弯曲副翼颤振。分析时假设翼面扭转刚度极大,只能弯曲而不能扭转,并假定副翼可以随意偏转,而且只考虑副翼绕转轴偏转的自由度,而略去副翼本身的结构变形。图4-190(a)示出弯曲副翼颤振的临界状态。此时对副翼剖面来讲,涉及两个特征点的位置,一为副翼的转轴位置,一为副翼剖面的质心位置。一般情况下副翼结构的剖面质心位于转轴之后。当翼面弯曲振动时,副翼的质量惯性力 F 作用于副翼质心,方向与加速度相反,背离平衡位置,引起副翼偏转。飞行中因副翼偏转,引起附加气动力 ΔL 。当翼剖面向下时,副翼上偏, ΔL 向下;反之,当翼剖面向上时,副翼下偏, ΔL 向上。可见 ΔL 与翼面弯曲方向一致,故是激振力。图4-190(b)表示飞行时翼面的弯曲副翼颤振形态。

与翼面弯扭颤振相同,存在一个弯曲副翼颤振临界速度,当飞行速度超过该临界速度时,翼面立即发生弯曲副翼颤振而破坏。

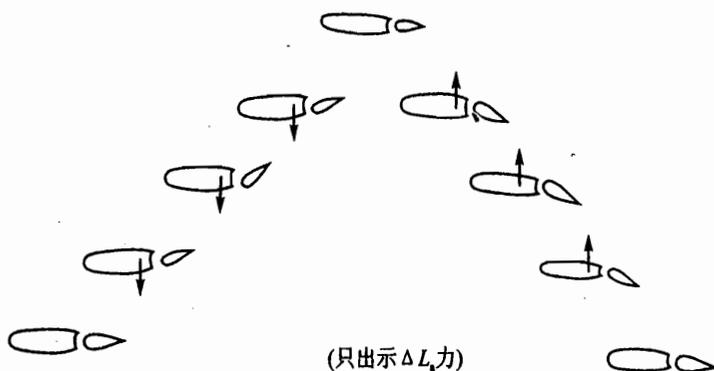
提高弯曲副翼颤振临界速度的措施有:副翼采用质量平衡法,即在前缘加配重,将其质心前移到转轴上(完全平衡)甚至转轴前(过度平衡);装设副翼振动阻尼器;增大操纵系统的刚性,减小操纵系统的间隙,防止副翼在惯性力作用下自有偏转引起颤振。

以上只讨论了两种两个自由度的颤振,这虽是简化的情况,但也确是翼面的主要情况。对于全动尾翼、安定面和舵面,还必须考虑机身(弹身)自由度在内;机身(弹身)有两个方向的弯曲变形及一个扭转变形的自由度。

必须指出,对颤振的控制随着自动控制技术的发展有了新的发展。20世纪70年代出现的一种新设计技术——随控布局技术,它充分发挥自动控制的作用和潜力,在设计之初的总体设计中,就按四个要素:空气动力、结构、推进系统、自动控制进行协调和综合设计。其中包括



(a) 上下偏离情况



(b) 结合飞行距离示出

图 4-190 副翼弯曲颤振示意图

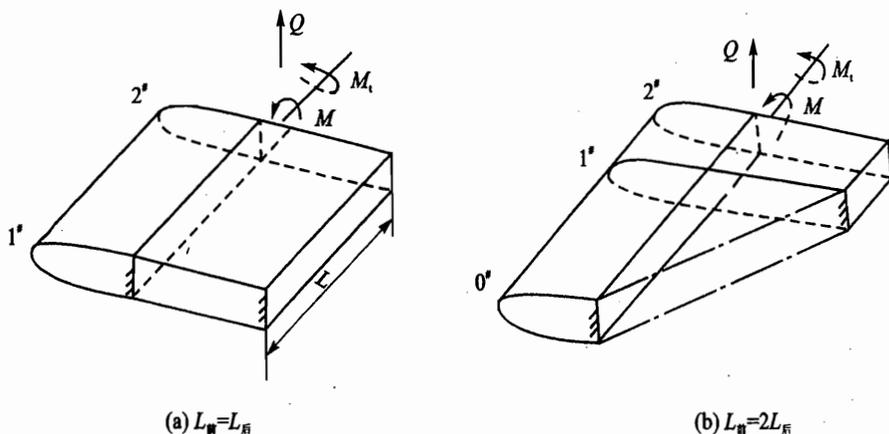
颤振的主动抑制,这也是随控布局飞机设计中难度最大的一个问题。所谓颤振主动抑制是指飞行器能主动地检测出颤振模态,然后通过自控系统使所检测到的颤振得到衰减和稳定。

习 题

- 4-1 翼面的功用是什么? 翼面结构设计要求有哪些?
- 4-2 作用在翼面上的载荷有哪几种? 翼面的剪力图、弯矩图、扭矩图大致如何分布?
- 4-3 说明翼面结构各受力构件的功用,做出这些构件截面的草图。它们在各种典型翼

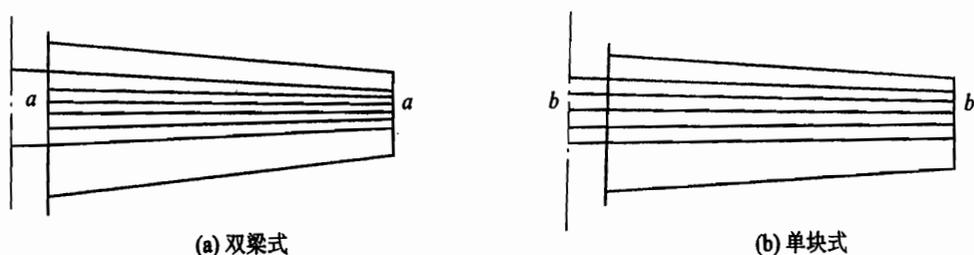
面受力形式中所承受的载荷有何不同?

- 4-4 翼面结构有哪几种典型的受力形式? 做出各种典型受力形式翼面结构的草图, 分析它们的优点和缺点?
- 4-5 什么是传力分析? 传力分析的基本方法是什么?
- 4-6 静不定结构的传力与哪些因素有关? 这些条件是如何影响传力的?
- 4-7 试进行单梁式翼面结构的传力分析。
- 4-8 说明单块式翼面在气动载荷作用下, 其普通肋的支反剪力与梁式翼面的不同之处及原因, 并画出它们的内力图。
- 4-9 多墙式翼面、夹层板结构翼面和夹层盒结构翼面总体力的传递有何差别?
- 4-10 题图 4-1 所示为一双梁翼盒, 外翼传到 2# 肋剖面处的总内力为剪力 $Q=100 \text{ kN}$ (作用在刚心上), 弯矩 $M=5\,000 \text{ kN}\cdot\text{m}$, 扭矩 $M_t=30 \text{ kN}\cdot\text{m}$ 。已知前、后梁的平均剖面抗弯刚度为 $EI_{\text{前}}=1\times 10^{10} \text{ kN}\cdot\text{mm}^2$, $EI_{\text{后}}=2\times 10^{10} \text{ kN}\cdot\text{mm}^2$; 前、后闭室平均剖面抗扭刚度为 $K_{\text{前}}=5\times 10^8 \text{ kN}\cdot\text{mm}^2$, $K_{\text{后}}=1\times 10^9 \text{ kN}\cdot\text{mm}^2$ 。
- (1) 当 $L_{\text{前}}=L_{\text{后}}=1\,500 \text{ mm}$ 时, Q, M, M_t 在 2# 肋剖面如何分配(如题图 4-1(a) 所示)?
- (2) 当 $L_{\text{前}}=3\,000 \text{ mm}$, $L_{\text{后}}=1\,500 \text{ mm}$ 时, Q, M, M_t 在此剖面又如何分配(如题图 4-1(b) 所示)? 计算扭矩分配时, 假设不考虑前、后闭室之间和 1# 肋对前闭室的影响。
- (3) 从上面计算中能得出什么结论?



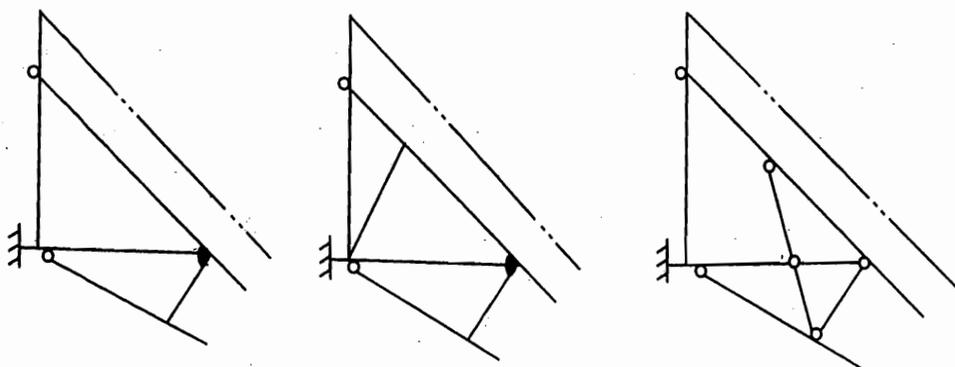
题图 4-1 双梁式翼盒

- 4-11 题图 4-2 所示两翼面, (a) 为双梁式, 且左右双梁贯通, 而长桁在机身侧边切断; (b) 为单块式, 左右受力翼盒连成一体。请画出两种情况下 a-a, b-b 段长桁的内力图, 并简要说明何以如此分布?



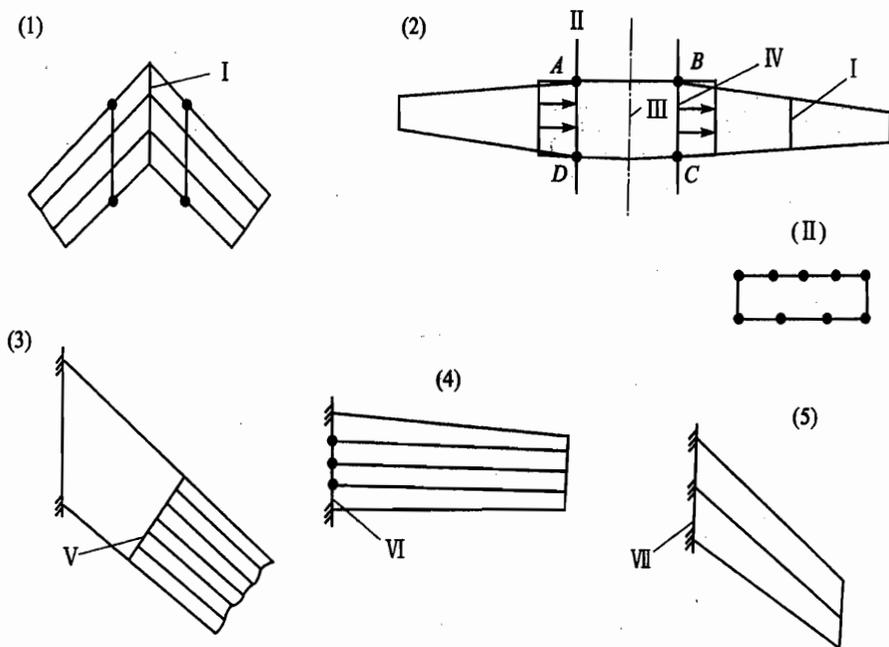
题图 4-2 双梁式和单块式翼面示意图

- 4-12 翼身对接形式有哪几种？各有何优缺点？
- 4-13 弹翼与弹身连接有哪几种典型接头？
- 4-14 双梁单块式翼面在受到对称和反对称弯矩、扭矩时，中央翼盒各元件受什么载荷？画出它们的力平衡图和内力图。
- 4-15 翼身连接对翼面根部结构的受力会带来哪些影响？
- 4-16 后掠翼的结构特点表现在哪些方面？
- 4-17 试比较双梁式、单块式和梁架式后掠翼的受力特点，说明根部三角区的受载情况有何异同？
- 4-18 题图 4-3 所示为三个根部梁架式后掠翼结构示意图，翼身连接接头的形式、位置均相同，但内部受力构件的布置不同，请对比分析这三个后掠翼根部接头上的载荷及内部各构件的受力情况是否相同？



题图 4-3 三个梁架式后掠翼示意图

- 4-19 采用变后掠翼可以改善哪些性能？由于什么原因得到改善？为了得到这些改善需付出什么代价？
- 4-20 三角翼结构有何特点？它常采用什么样的受力形式？它们的受力特点是什么？
- 4-21 请画出题图 4-4 所示各翼面结构中所指定肋的力平衡图和内力图。



题图 4-4 不同的翼面结构示意图

- (1) 长桁在机身对称面处对接的双梁单块式后掠翼, I 肋在传递弯矩 M 中的作用是什么? 画出力平衡图和内力图。
- (2) (a) 画出 II 肋在局部气动载荷下的力平衡图和内力图; (b) 画出中央翼在作用有反对称总体弯矩时, III 肋和 IV 肋的力平衡图和内力图。设左、右翼通过中央翼连成整体, 并在 A、B、C、D 四点与机身铰接, 接头在翼面前、后墙腹板上。
- (3) 翼面外段为双梁单块式结构, 内侧改为双梁式结构, 画出结构形式变换处的 V 肋在传递总体力 Q 、 M 、 M_t 时的力平衡图和内力图。
- (4) 多墙式翼面在根部用两个固接接头与机身相连, 请画出侧肋 VI 在传递剪力 Q 时的力平衡图和内力图。
- (5) 画出图示三梁式后掠翼侧肋 VII 在传递总体弯矩 M 时的力平衡图和内力图。

4-22 题图 4-5 所示为后掠翼梁架式根部结构, 试计算分析当前梁和后梁根部分别为铰接或固接时, 各梁的受力有何不同? 如果改变各梁刚度(I)的比值时, 又有何不同? 可得出什么结论?

已知: 在 BD 剖面处 $Q=208 \text{ kN}$, $M=387 \text{ kN} \cdot \text{m}$, $M_t=105 \text{ kN} \cdot \text{m}$ (相对于前缘的低头力矩) 或 $M_t=-105+208 \times 0.31=-40.5 \text{ kN} \cdot \text{m}$ (相对于前梁轴线)。

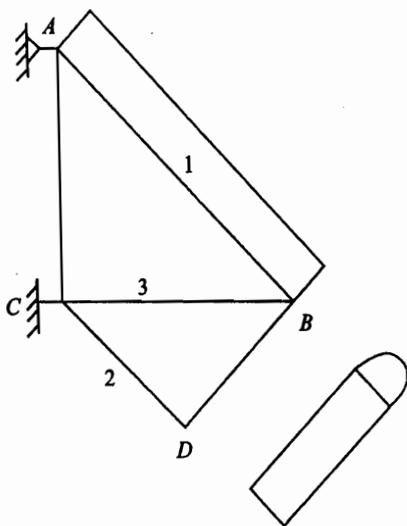
前梁: $l_1=3026 \text{ cm}$, $I_1=5862.9 \text{ cm}^4$

后梁: $l_2=1220 \text{ cm}$, $I_2=4908.4 \text{ cm}^4$

主梁: $l_3 = 1\ 804\ \text{cm}$, $I_3 = 7\ 799.4\ \text{cm}^4$

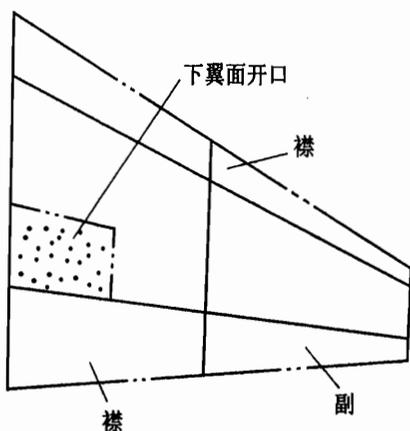
扭转刚度: $K_t = G \cdot J_p = 8.9 \times 10^6\ \text{kN} \cdot \text{cm}^2$

材料自选, 并设 D 点为铰接, B 点为固接。



题图 4-5 梁架式后掠翼结构布置

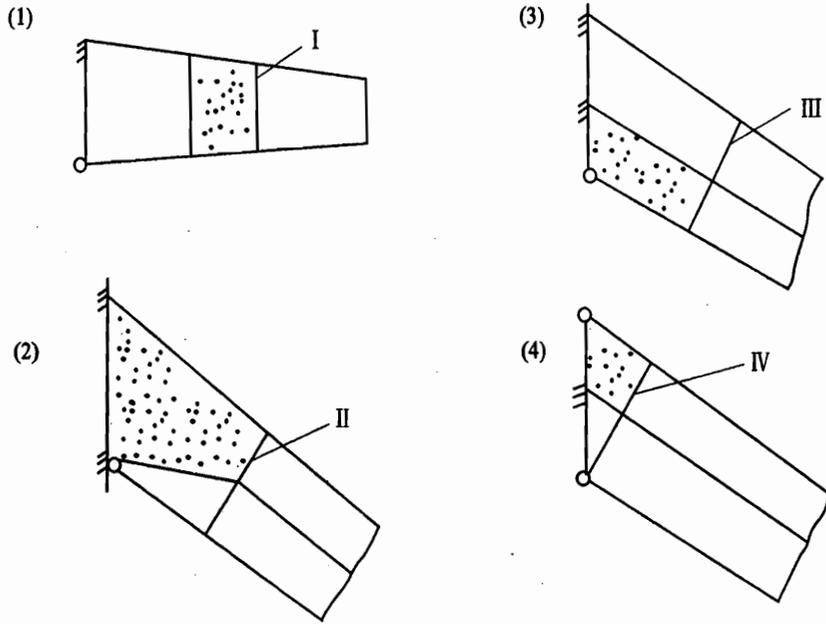
- 4-23 影响翼面结构形式选择的主要因素有哪些? 它们是如何影响的? 结合 1~2 个实例进行综合分析。
- 4-24 受力构件的布置应遵循哪些基本原则? 翼梁位置的确定主要从哪些方面考虑?
- 4-25 翼面一般在什么部位需要布置加强肋? 它们起什么作用? 请画出几种典型情况下加强肋的内力图, 以及合理的设计方案。
- 4-26 举 1~2 个翼面加强件综合利用的例子, 并分析由此得到的好处。
- 4-27 观察某翼面内部和机身或弹身内部布置情况, 分析该翼面受力构件布置与机身或弹身内部布置有何关系? 除内部布置因素外, 其他还可能考虑了哪些因素?
- 4-28 假设有一战斗机, 其机翼为梯形翼布局(如题图 4-6 所示), 其 $1/4$ 弦线后掠角 $\chi = 24^\circ$, 展弦比 $\lambda = 3.91$, 翼面相对厚度 $\bar{c} = 4.8\%$, 机翼面积 $S = 17.3\ \text{m}^2$ 。飞机总质量 $m = 7\ 141\ \text{kg}$, 使用过载 $n_y = 7.33$, 安全系数 $f = 1.5$ 。机翼内需留出部分空间作为收藏主起落架之用, 此处下表面需开口; 同时机翼结构又用作整体油箱。机翼有前、后缘襟翼。外侧有副翼, 其展长为外露部分机翼展长的一半, 弦长为 $0.25b$ 。此外, 外翼的半翼展处左右各有一副油箱挂架。试为其选择结构的受力形式, 做出结构布置图, 并简要阐明理由。
- 4-29 观察歼-7 机翼主起落架转轴支座附近的构造, 试分析为把该支座上受到的起落架转轴上的载荷 x, y, z 向力和由它们引起的力矩传到机翼根部的机翼-机身对



附图 4-6 某战斗机机翼平面图

接头处:

- (1) 必须在机翼上布置哪些加强构件?
 - (2) 在传力过程中,共有哪些构件将承载?请依次用分离体力平衡图表示这些构件的受力情况。
 - (3) 画出歼-7 机翼 6 号肋的力平衡图(参见图 4-95),并阐明该肋的设计方案。
- 4-30 翼梁的结构形式有哪些?初步设计时缘条面积及腹板厚度应如何确定?
 - 4-31 桁条设计时剖面面积及形状的要考虑哪些因素?
 - 4-32 整体壁板、夹层蒙皮与桁条-蒙皮组合壁板相比有哪些优缺点?
 - 4-33 观察多种翼面结构实物,分析当翼面上受有 x, y, z 方向的集中力或集中力矩时,集中力是如何扩散的?扩散到什么构件上?连接应如何设计较合理?
 - 4-34 口盖可分为哪几类?各有何特点?
 - 4-35 梁式和单块式翼面大开口区结构如何设计,做出草图,说明开口区如何传力?
 - 4-36 题图 4-7 所示各翼面结构蒙皮上均有开口,请画出所指定翼肋在传递总体内力时所受的载荷及它们的力平衡图和内力图
 - (1) 单梁单墙式翼面的 I 肋。
 - (2) 双梁单墙式后掠翼,后梁在 II 肋处有转折,请画出 II 肋的力平衡图和内力图。
 - (3) 双梁单墙式翼面中 III 肋在传扭时的力平衡图和内力图。
 - (4) 单梁双墙式翼面中 IV 肋在传扭时的力平衡图和内力图。
 - 4-37 说明尾翼的用途,说明尾翼上的载荷,解释尾翼受力情况。
 - 4-38 安定面一般采用什么结构形式?在操纵面悬挂接头固定处,安定面和操纵面的构造一般如何设计?为什么?
 - 4-39 操纵面气动补偿和气动平衡的目的是什么?
 - 4-40 说明超声速飞行器采用全动平尾的必要性。转轴式和定轴式全动平尾各有什么



附图 4-7 有开口的不同翼面结构示意图

优缺点？受力和设计上各有何特点？

- 4-41 翼面前、后缘一般布置哪些活动面？它们有何作用？自适应翼面有何优点？
- 4-42 折叠弹翼的主要优点是什么？展开力的能源有哪几种？对弹翼的折叠展开机构的基本要求是什么？
- 4-43 旋翼系统的组成及功用是什么？桨毂与桨叶有哪几种结构形式？
- 4-44 什么是气动加热现象？气动加热对结构设计有哪些影响？
- 4-45 试述飞船的热环境。
- 4-46 飞船的防热结构形式大致有哪几类？说明其机理和特点。
- 4-47 什么叫静、动气动弹性问题？
- 4-48 试述翼面扭转变形扩大的物理本质和防止措施。
- 4-49 试述操纵面效率降低与反效的物理本质和防止措施。
- 4-50 试述翼面弯扭颤振的机理和防止措施。
- 4-51 试述弯曲副翼颤振的机理和防止措施。

第5章 飞行器机体结构分析与设计

本章论述的飞行器机体结构包含飞机机身、航天飞行器的舱段和导弹(火箭)的弹(箭)身等结构。飞机机身、航天飞行器的舱段和弹(箭)身与飞行器翼面都是薄壁结构,其结构构成的基本原理完全一致,故本章在飞行器翼面结构分析的基础上,考虑到机体结构特点论述机体结构受力分析和设计。

飞机机身是指飞机结构中除各翼面结构之外的飞机结构部分;无人航天器结构主要指主承力结构;载人航天器结构一般由返回舱、轨道舱、服务舱、对接舱和应急逃生装置或特种功能舱段组成;航天飞机结构主要指航天飞机的轨道器和外挂贮箱;弹(箭)身又称弹(箭)体舱段,主要指导弹和火箭等的非贮箱段,主要包括有效载荷舱、仪器舱、发动机舱、箱间段和级间段等。

5.1 机体结构的功用、结构特点和设计要求

5.1.1 功用

机身(或航天飞机轨道器)和弹(箭)身是飞机(或航天飞机)和弹(箭)机体结构的重要组成部分。载人航天器可分为空间站和天地往返运输系统两大部分:空间站是建立在地球轨道上的载人空间基地;天地往返运输系统是往返于地球轨道与地面间的空间运输工具,目前可分为载人飞船和航天飞机(或完全可重复使用的空天飞机)。无人航天器主要指人造卫星和深空探测器。航天器各部分结构虽然有其特殊用途,但具有下列共同功用:

① 把翼面(机翼、尾翼、桨翼、尾桨、弹翼和舵面等)、发动机(或各种发动机舱段、运载火箭)、太阳能帆板(航天器)、大型天线和起落架等部件连接在一起,形成一个完整的飞行器,机体结构将承受所有载荷,形成一个平衡体。

② 安置空勤组人员(或航天员)和旅客(载人飞行器)、装载燃油(或推进剂)、武器、仪器设备和货物等。根据飞行器类型和用途不同,机身(或航天飞机轨道器)和弹(箭)身的内部装载和布置不同;航天器可根据不同用途设计成多舱段结构,各舱段应保证在发射、在轨道运行和再入大气层等工作环境下的环境保护。

5.1.2 结构特点

① 机身(或航天飞机轨道器)和弹(箭)身将与相应飞行器机体的其他部件连接在一起。如图 1-1 所示,机身将飞机的机翼、尾翼、起落架和发动机等部件连接在一起。图 1-11 所示

为有翼导弹各部件上的载荷通过与弹(箭)身的连接接头传到弹(箭)身上。图5-1为航天飞机轨道器的机身将各翼面、发动机和着陆装置等部件连接成一整体。机身(或航天飞机轨道器)和弹(箭)身是整架飞行器的受力基础。

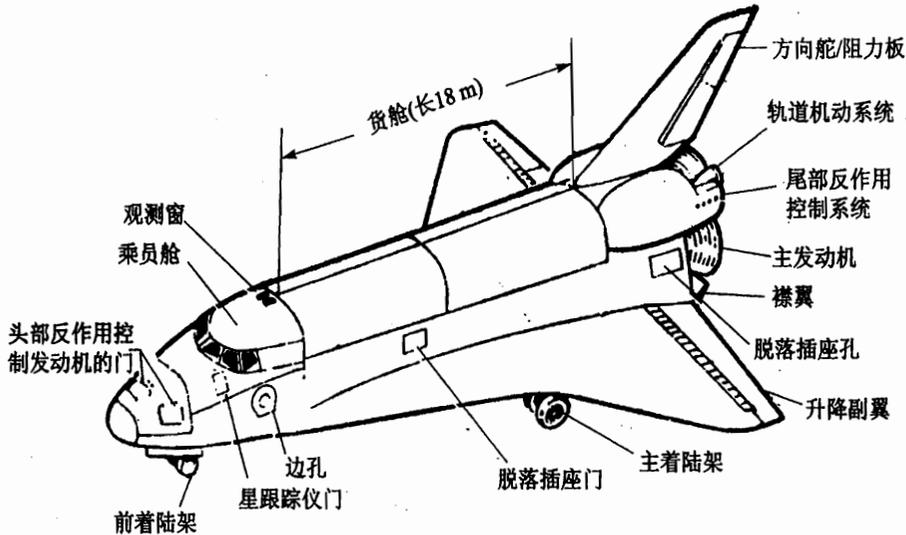


图5-1 航天飞机轨道器的外形和主要部件

② 机身(或航天飞机轨道器)、弹(箭)身和航天器的服务舱与返回舱等各舱段上面的外载荷主要是各部件传入的集中力,并且机体上大开口和舱门较多,由此机身(航天飞机轨道器)、弹(箭)身和航天器的服务舱与返回舱等结构必须布置适当构件来将集中力扩散,并以分布力形式传给其他元件。在大开口和舱门处需布置局部加强件以保证结构承力的完整性。

③ 航天器结构一般采用薄壁壳体的多舱段结构。分舱段布局可使每一舱段完成特定任务,根据此任务要求进行舱段结构布局 and 结构设计。当特定使命完成后,如果在继续飞行中成为多余的负担就可将它抛掉。例如,图1-5所示的“阿波罗”飞船在运载火箭二级成功点火后抛掉救生塔,以减少从月面起飞质量;升级完成月球探险后在月球轨道上抛掉;在再入轨道前分离服务舱,以减少再入质量。分舱段布局可简化结构设计、制造和试验。

④ 气密座舱是飞机和载人航天器的重要结构部件。座舱和舱段的壳体应保证乘员或航天员在高空或太空中生活条件,故在复杂环境下首先要满足气密性要求。由于各舱段之间需要连接,而在需要分离时能快速脱离;航天员在出入舱段时需打开或关闭舱门,故在这些苛刻的环境条件下要求对接结构和舱门连接及气密性等安全可靠。

⑤ 目前空间站采用多模块组合或一体化组合结构。如图1-8所示的“和平”号空间站由一个核心舱和五个有效载荷舱组成,各舱段进行积木式组合,每个舱段都有独立的电源及控制系统。当空间站组合后,这些系统可以起到冗余作用,增加空间站运行的可靠性。又如“国际空间站”(如图1-9)有一大型桁架式龙骨结构,在此框架上可安装试验舱、生活舱、太阳能帆

板、移动式机构臂搬运系统等。

5.1.3 设计要求

机体结构设计除满足飞行器结构设计一般要求外,根据各类机体结构特点,应侧重考虑下列各点:

① 机身(或航天飞机轨道器)、返回舱、服务舱和弹(箭)身等结构在设计时,使用要求占有重要地位,因此结构形式、承力结构布置以及舱门和大开口安排等往往由使用要求决定。同时应与各相连接部件受力构件相协调,并能承受各装载物的质量力,使机身(或航天飞机轨道器)和弹(箭)身结构合理而质量最轻。

② 机体结构应具有足够的强度和刚度,满足完整性要求下质量尽可能小。机身(航天飞机轨道器)和弹(箭)身的总体刚度会影响尾翼(或舵面)的效率和尾翼(或舵面)的振动或颤振特性。

③ 机身和弹(箭)身应有足够的开敞性以便于维修和检测。开敞性直接影响到结构的维修性和内部装载设备、发动机和武器等维修及检测。而维修性与安全可靠、飞行器利用率、经济成本等密切相关。当前飞行器内部装载设备很多,合理使用机体有效容积,满足各种装载要求。提高内部空间的布局密度,合理布置各舱段,使装载物紧密布置在质心附近,降低惯性矩改善飞行器机动性,并且减少质心变化范围,使飞行器具有更理想的操纵稳定性。这一要求对机体结构设计更为突出。

④ 对于飞机机身来说,应具有良好的气动外形。如采用翼身融合体的机身能明显成为产生升力(达40%)的升力机身。这样可减少升力面面积。而对于一般的机身或弹(箭)身应力求减小阻力。为此常采用细长的流线体,并且外形光滑,突出物尽量少等。

⑤ 气密舱设计首先要满足气密性要求。在高空和太空真空条件下内外压差大,飞行时要保证乘员具有必要的生活条件,并具备一定的舒适标准。对于载人飞行器来说,还应保证乘员能自由进出,在应急情况能迅速安全地离机,因此连接结构和气密舱门较多,进而要求:气密舱在满足气密性要求同时要保证连接机构的连接或释放,舱门打开和关闭的可靠性。这样对气密舱的设计要求更高。另外气密舱结构必须具有足够强度和刚度,不能因为结构变形而影响气密性,气密舱的泄漏率应满足设计要求。对于飞机(航天飞机轨道器)的驾驶舱应保证乘员有良好视野,特别是驾驶员应有良好视野。对所运输的货物应能自由装货、系留和卸货。

⑥ 结构的自然频率(基本频率)要大于规定值或某个频率范围之内。该频率应避免与运载火箭的频率耦合,造成系统因激振引起过大载荷,或对运载控制系统的干扰。

⑦ 结构应能承受空间轨道的真空、高低温、辐射条件或再入轨道的高温 and 高压条件,使结构能达到设计要求。

⑧ 为保证飞行器各部分之间或结构与设备之间不产生碰撞,要求结构在载荷和温度作用下变形(或动态包络空间)在规定范围内。

从以上各项要求可见,这些要求往往是相互矛盾的。因此,必须采用总体优化设计方法,

抓住主要矛盾,合理处理各项要求。

5.2 机体结构的载荷及其平衡

5.2.1 机体的主要外载荷

1. 各部件传入的集中载荷

与机体结构连接的各部件,如各个翼面、发动机、运载火箭、起落架(或各类发射装置)、贮箱或副油箱等传递给机体结构的力。各部件设计情况不同传入力的形式和大小均不同。一般按集中力形式传入。

2. 质量力

质量力是机体结构总载荷的重要组成部分之一。机体内部各装载和机体结构本身都产生质量力,尤其是各装载的质量力。沿机体轴线上各点的质量力的大小和方向与各点过载的大小和方向有关。各个装载物质量力 G_i ,对于每个 i 装载物来说, $G_i = m_i g n_i$,其中: m_i 为 i 装载物质量; g 为重力加速度;过载系数 $n_i = n_{y_0} \pm \frac{\epsilon_x x_i}{g}$,由式(3-8)得到。以图 5-3 飞机为例,机身结构质量的分布载荷 q_i 可近似用下式计算

$$q_i = \frac{m_j g n H_j}{S_{jc}} \quad (5-1)$$

式中, m_j ——机身的质量;

S_{jc} ——机身侧面投影面积;

H_j ——为机身高度;

n ——每种设计情况下质心处过载系数。

质量力一般以集中力或分布力形式作用于机身上。

航天器在飞行轨道的不同阶段,机体结构所受质量力不同;各个阶段与机体连接部件和过载系数不同使机体结构承受质量力不同。在起飞初期发射段,发动机推力使航天器得到沿飞行器纵轴的加速度,当燃料不断消耗,加速度不断增大,燃料耗尽时又突然减小,但对载人航天器一般不大于 6。在天空运行阶段为失重情况,但返回舱在再入过程中由于轨迹不同所引起过载不同,一般为 4~10。

3. 空气动力

气流在机身或弹(箭)身上基本为对称流线体(沿航向),对称面内空气动力相对质量力要

小得多,一般忽略不计。而当急转弯或侧滑等飞行时,在机身或弹(箭)身前段的总体载荷中,侧向载荷要考虑空气动力,后段的总体载荷中不考虑。机身和弹(箭)身头部或曲度较大部位,局部气动力较大,例如机身的座舱盖上方气动力可达到 $80\sim 100\text{ kN/m}^2$ (如图 5-2 所示),因此确定这些部位载荷应考虑气动力,但对总体载荷没有影响。如飞机采用翼身融合体机身,机身中段可能是中央翼,则可按机翼设计情况考虑气动载荷。

机身或弹(箭)身截面上的气动力实际上是可以自行平衡的(如图 5-2 所示),但是在蒙皮和口盖的固定以及口盖与骨架的连接强度应考虑气动载荷,例如,对于直径为 250 mm 的口盖,当气动载荷为 40 kN/m^2 时,口盖可能会产生破坏。

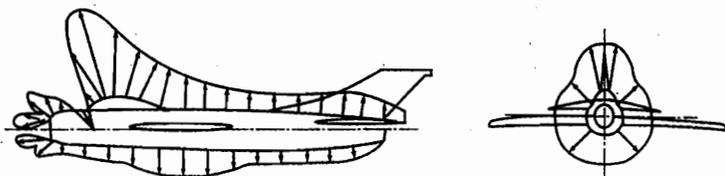


图 5-2 机身表面压力分布(对称情况)

航天飞行器在起飞阶段气动载荷不是主要的,可以不考虑,但返回舱在返回段飞行时应考虑气动载荷,考虑在最大和最小迎角下,在最大速压作用区内,返回舱大底迎风面和侧面的压力分布;同时还要考虑由于气动加热引起的温升和由于空气的脉动或气动噪声产生的振动载荷。

4. 增压载荷

增压载荷在飞行器的气密舱和贮箱部分均为自身平衡而不影响机体的总体载荷,而是增压舱段的重要设计情况。在飞行器使用过程中增压载荷的大小(或方向)是反复变化的,因此是一个重要的疲劳载荷。

5. 振动载荷

发动机工作或在大气层飞行时,有时产生强烈的随机振动。在发射时振动会引起发射偏斜;或产生气动颤振;因此需要调整机体结构固有频率,避免发生耦合振动。

6. 冲击载荷

对于载人航天器,返回舱着陆或着水冲击是很强烈的冲击,为保证航天员安全必须采取减速和缓冲措施。冲击载荷包括:在发射段、运行段和返回段,当助推器分离、运载火箭级间分离、舱段之间分离时火工装置爆炸;战斗机在发射导弹、机炮发射炮弹时,在短期内产生很大的过载加速度,冲击频率很高,这种冲击载荷对局部结构有影响;各级发动机点火和关机,太阳帆板或大型天线的释放也会产生冲击载荷;等等。

机体除在正常使用条件下受到上述冲击载荷外,在强度规范中规定应考虑相关的特殊情况,比如:机身应考虑飞机不放下起落架而在土路或水上强迫着陆的情况;载人航天器的逃逸救生段在逃逸时舱段分离和逃逸发动机推力将产生很大载荷;在发动机部位结构应承受热载荷。

以上各类载荷相对值取决于飞行器的用途和使用条件、各部件的几何形状和飞行情况(飞行状态)。进行机体结构强度计算时可按不同设计情况进行设计。例如,机身或弹(箭)身的最大弯曲载荷可能是飞行器在垂直面内作曲线机动飞行情况;而最严重的扭转载荷可能是翼面承受非对称载荷情况。

5.2.2 总体受力特点与载荷平衡

机体上的外载荷除轴向外力外,按其性质可分为对称载荷与不对称载荷。以图 5-3 的机身为例,图中 Oxy 与 Oxz 平面上作用有对称载荷和不对称载荷。其中 R_1 和 R_2 为机翼和机身固定接头处的支反力; R'_1 和 R'_2 为水平安定面和机身固定接头处的支反力; R''_1 和 R''_2 为垂直安定面固定接头处的支反力。 P_i 为机身内部装载物的质量力 $P_i = m_i g n_i$, i 为某 i 装载物, n_i 为 i 处过载系数, m_i 为 i 物的质量, g 为重力加速度; q_p 为机身各构件的质量分布载荷。

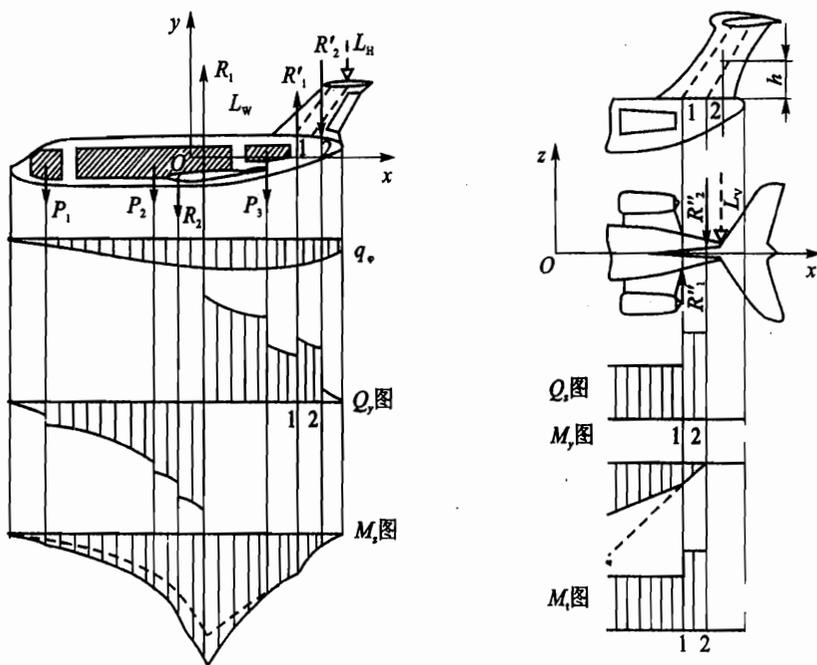


图 5-3 机身上外载荷和内力图

弹(箭)身上的横向外力与图 5-3 机身相似,主要是翼面支点传入支反力和沿弹(箭)身分布的集中质量力和分散质量力。但弹(箭)身承受轴向过载较大,故轴向受力状态是弹(箭)身的主要受力形式之一。下面分别对横向受载特点和轴向受力状态进行分析。

在横向载荷作用下,机身和弹(箭)身上全部载荷在机身与机翼或弹(箭)身与翼面对接处得到平衡。因此,机身或弹身总体受力形式,可以看作是支持在机(弹)身与翼面连接接头上的外伸梁。各种设计情况的外载荷,使机身或弹身上产生在垂直对称面和水平面内的剪力、弯矩和绕机身或弹身轴线的扭矩。图 5-3 表示某机身的剪力 Q_y 、 Q_z , 弯矩 M_x 、 M_y 和扭矩 M_t 图。由图 5-3 可以看机身上内力特点:

① 机翼和尾翼与机身固定接头处的支反力可能比机翼的升力 L_w 和尾翼升力 L_H 大。如后掠机翼 $R_1 > L_w$, T 形后掠尾翼 $R'_2 > L_H$, 这就要求加强机身结构,从而额外增加结构质量。

② 发动机布置在后机身会使弯矩 M_x 增大(图 5-3 中虚线表示发动机没有布置在后机身)。

③ 增加垂尾高度会使扭矩 M_t 增大。垂尾气动载荷 L_v 将引起机身在 Oxz 平面内剪力、弯矩和绕 x 轴扭矩。

④ 沿机身 x 轴向质量分布较分散时,在机身直径 d_ϕ 给定情况下的机身长细比 λ_ϕ ($\lambda_\phi = l_\phi/d_\phi$) 增大,即机身长度 l 加大时, M_x 增大。

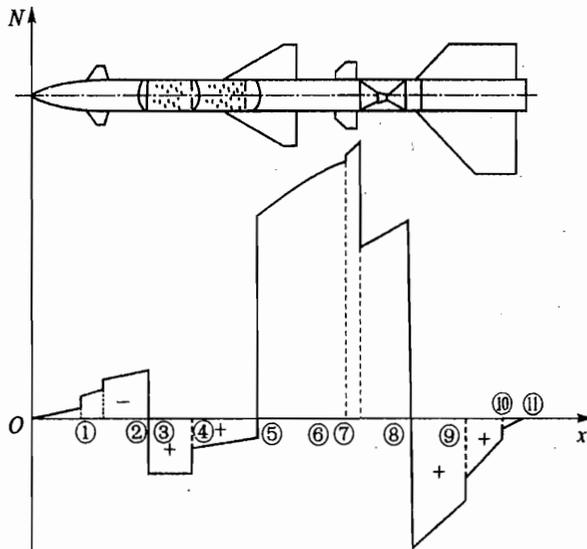


图 5-4 弹身轴向内力

航天飞行器和弹(或箭)的机体轴向载荷作用是主要设计情况,以图 5-4 所示弹身中轴向内力 N 为例。进行说明轴向力 N 是对应一级推力将脱落,二级推力开始点火,两级推力都存在时载荷情况。沿 x 轴轴向力的变化是由质量力、气动阻力和推力引起。剖面①的突变是由舱体的端框及其上面固定设备的质量所引起的。剖面②突变是由于前翼通过连接接头传给弹身的集中轴向力引起的。剖面③突变是由于前贮箱在增压压力作用下使贮箱受拉引起的。剖面④的突变是由于后贮箱的增压压力引起的。剖面⑤到剖面⑥之间的变化是由弹翼通过连接接头传给弹身的轴向力决定的。剖面⑦的突变是由二级推力引起的。剖面⑧的突变是由一级

推力引起的。在剖面⑧以后,弹身受拉。剖面⑨和剖面⑩是由稳定尾翼接头传给轴向力引起的。最后一个剖面⑪轴向力为零。

进行弹身的轴向力计算时,可将弹身支持在弹翼上,并将弹身分为若干段,弹身某剖面 j 上的轴向力 N_j 为

$$N_j = \sum_{i=1}^j [q_x \Delta x + n_x (q_i \Delta x + G_2) + X_2]$$

式中, q_x 和 q_i ——分别为为弹身在 Δx 段上分布阻力和分布重力的平均值;

G_2 和 X_2 ——分别为弹身上的集中重力和集中轴向力。

5.3 典型结构形式及传力分析

5.3.1 典型结构元件及其功用

一般机体结构由纵向元件(包括长桁、桁梁)和垂直于机体纵轴的横向元件(包括隔框)以及蒙皮组合而成。机体结构各元件的功用相应地与翼面结构中各元件的功用相同。

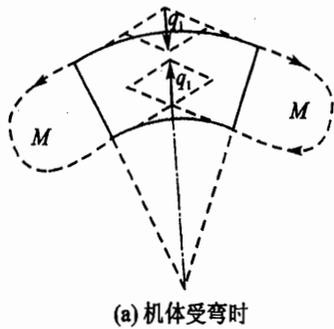
1. 长桁与桁梁

长桁与桁梁均为机体的纵向构件。在桁条式机体结构中,长桁与蒙皮组成加筋壁板,承受机体弯曲时产生的轴力以及轴向载荷引起的轴力。另外,长桁对蒙皮起支持作用,提高蒙皮受压、受剪时的失稳临界应力。首先,在桁梁式机体结构中,布置了横截面积较大的桁梁来承受机体弯曲时产生轴力以及轴向载荷引起的轴力。并且桁梁又可作为开口处加强件以承受集中载荷。其次,结构中长桁与翼面的长桁相似,长桁承受部分作用在蒙皮上的气动力并将其传给隔框。

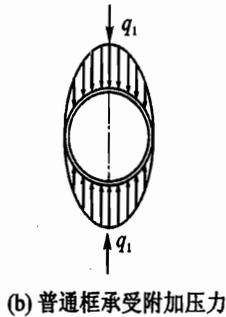
2. 隔框

框的功用与翼面中的肋相同。根据框的作用,可分为普通框和加强框。普通框用于维持机体的截面形状并固定蒙皮和桁条。主要承受蒙皮传入机体周边的空气动力和机体弯曲变形引起的分布压力 q_1 (如图 5-5 所示), q_1 是框平面内自身平衡载荷。当空气动力的作用在框上是非对称载荷时(如图 5-6 所示),为了平衡此载荷,蒙皮沿框周缘通过铆钉受剪提供支反剪流。框在自身平面内应有较高的刚度,借助于蒙皮能很好地承受自身平面内的横向弯曲。普通框的典型结构如图 5-7 所示。框截面有两个缘条和一个腹板,能保证框承受弯曲和剪切。

加强框主要功用是将装载的质量力和各部件传入的集中力加以扩散,然后以剪流形式传给蒙皮。



(a) 机体受弯时



(b) 普通框承受附加压力

图 5-5 普通框承受分布附加压力

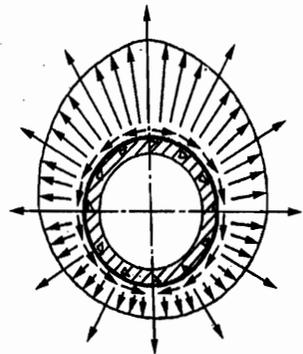


图 5-6 普通框承受非对称载荷情况

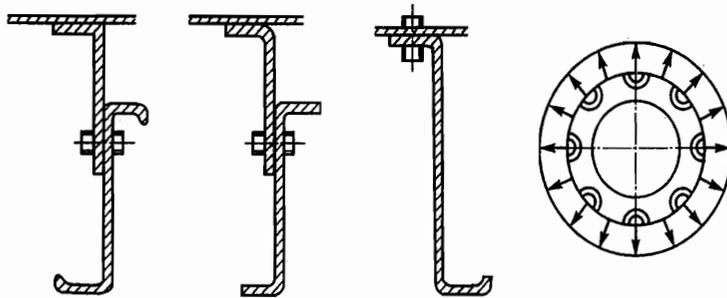


图 5-7 普通框的典型结构和框截面形状

3. 蒙皮

机体蒙皮的作用和翼面蒙皮相同,在总体受力中蒙皮承受垂直和水平面内的剪力以及扭矩。同时,蒙皮与长桁组成加筋板承受两个平面内弯矩引起的轴力和轴向载荷引起的轴力。从构造上的功用说,蒙皮构成机体的气动外形或航天器的舱段,并保持表面光滑。同时承受局部空气动力或气密载荷。

5.3.2 典型结构形式和结构布局设计

1. 典型结构受力形式

机体在 Oxy 和 Oxz 平面承受剪力 Q_y 、 Q_z 和弯矩 M_x ,以及沿机体轴线方向的轴力 N 和扭矩 M_t 。因内部需要装载货物、乘员和发动机等,故一般采用刚性薄壁空间或空间桁架结构。主要有以下几种典型结构形式:

(1) 桁架式结构

桁架式结构的机体是一个立体构架,如图 5-8 所示。构架由两个垂直的(侧面的)和两个

水平面的(上面和下面)桁架组成,中间有构架式框和斜撑杆。桁架的组成元件(杆)只承受拉力或压力,而蒙皮起维形作用,只承受局部气动载荷。桁架一般是静定结构。故桁架结构生存性差,空间利用困难。目前这种结构形式仅在小型或轻型飞机的机身、空间站或空间探测器(如图1-7所示)上采用;在弹(箭)体结构中用于两弹舱级间过渡段,它既能把一级的所有载荷传给另一级,又能在级间采用“热”分离时,使分离前上一级发动机启动和工作初期产生的高热气体能顺畅通过桁架结构的间隙排向弹体外。

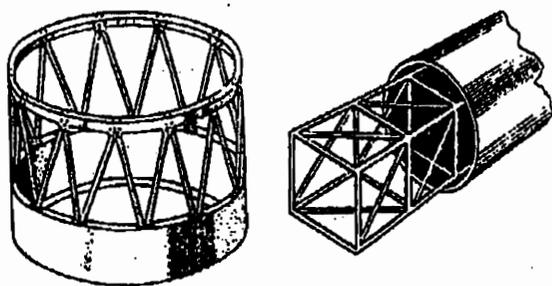
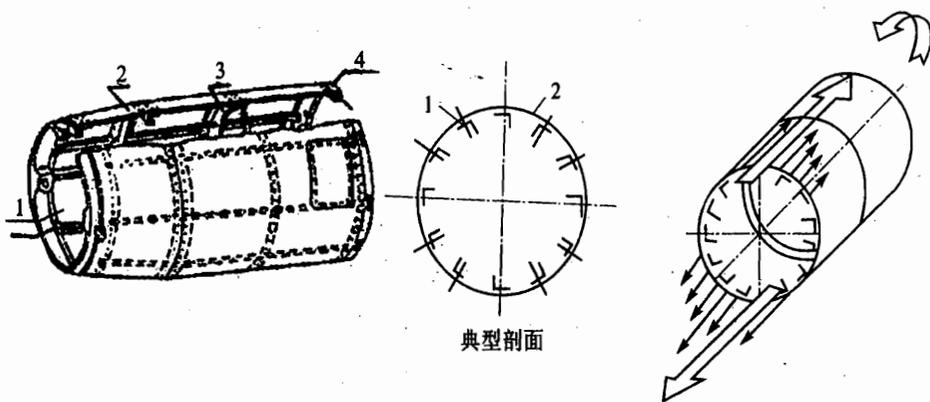


图 5-8 桁架式结构

(2) 桁条式结构(单块式结构)

桁条式结构特点是长桁较密和较强,蒙皮较厚。长桁与蒙皮组成壁板来承受弯曲引起的轴向力,剪力和扭矩引起剪流由蒙皮承受,如图5-9所示。结构的弯曲和扭转刚度大,故结构质量轻。但从其受力特点可以看出,蒙皮不宜大开口,否则开口处加强困难。



1—桁条; 2—蒙皮; 3—隔框; 4—接头

图 5-9 桁条式结构受力形式

桁条式结构在整体受力时如图5-10所示。当加强框上作用一集中载荷 P_y 时(如尾翼或发动机接头传入集中力)。蒙皮通过沿框缘的连接铆钉给框以支反剪流 q (如图5-10(a)所示)。 q 沿周缘按阶梯形分布(假设蒙皮只受剪力,蒙皮承受正应力的能力按减缩面积折算到桁条上),蒙皮的剪流 q 将由桁条提供轴向支反剪流平衡。蒙皮上的剪流 q 将引起桁条上拉、压轴力,如图5-10(b)所示。 P_y 在机体中传递时沿某一剖面上各长桁上的轴力分布如

图 5-10(c)所示。另外,桁条式结构中桁条剖面较弱,不宜传递较大的纵向集中力,适用于有均布轴压载荷作用且只有小舱口情况。主要可用于飞机的后机身、直升机的尾梁、“礼炮”号空间站和航天器的设备舱、弹体的箱间段等。

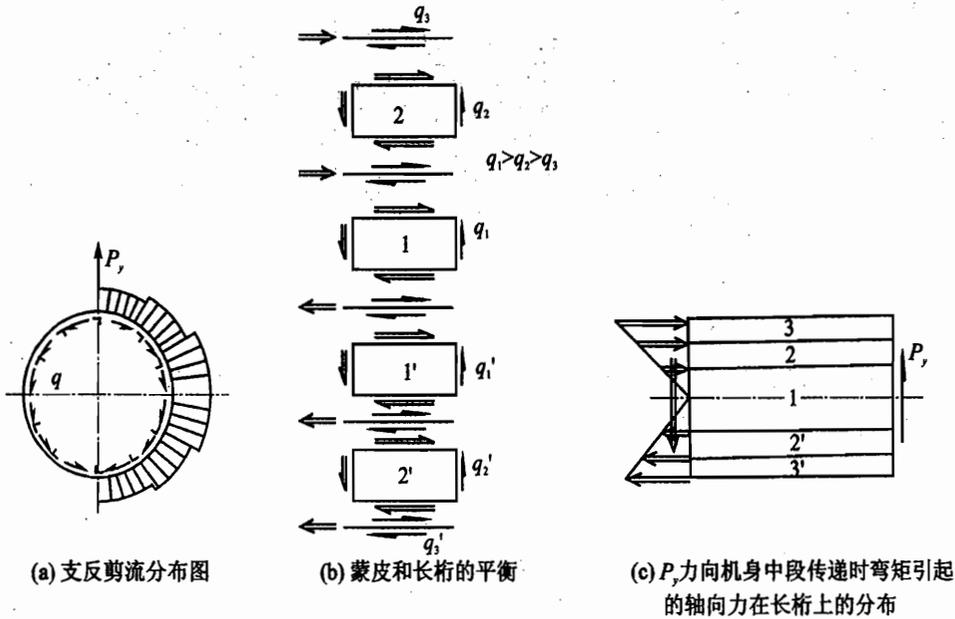


图 5-10 桁条式结构在框平面内受 P_y 力时的传力分析

(3) 桁梁式结构

该结构特点是结构纵向具有较强的桁梁(如图 5-11 所示),桁梁的截面很大但桁条很弱,甚至桁条可以不连续,蒙皮较薄。桁梁式结构一般安置四根纵梁,纵梁的布置除了应考虑最佳承受弯矩状态外,还应考虑大开口处结构加强和集中载荷传递。从结构总体受力分析看,弯曲引起的轴向力主要由桁梁承受,蒙皮和长桁只承受很小部分的轴力,剪力全部由蒙皮承受。蒙皮上剪流分布如图 5-12 所示。桁梁式结构中开口如布置在两桁梁之间,这样不会显著地降低机身的抗弯强度和刚度,开口处加强所引起的质量增加较小。主要可用于飞机的前机身、卫星的主承力结构(中心承力筒)等,桁梁式结构如图 5-11(b)所示。

(4) 梁式结构

此类结构由蒙皮、隔框和纵向大梁组成,如图 5-13 所示。载荷主要由大梁承受,蒙皮只承受剪力而不参加纵向承力。当梁式结构一端传入弯矩 M_x 和轴力 N 时,大梁将承受轴力,如图 5-14(a)所示。当框平面作用集中力 P_y 时,蒙皮以剪流形式与作用在框上的外力 P_y 平衡,蒙皮受剪来传递载荷 P_y ;集中力 P_y 引起弯矩由大梁承受,如图 5-14(b)所示。这类结构适用于当结构承受轴向集中载荷较大,并且需要大开口的情况。由于蒙皮不参加纵向承力而只承受剪力,材料利用率不高,故相对桁梁式结构而言,梁式结构较重。

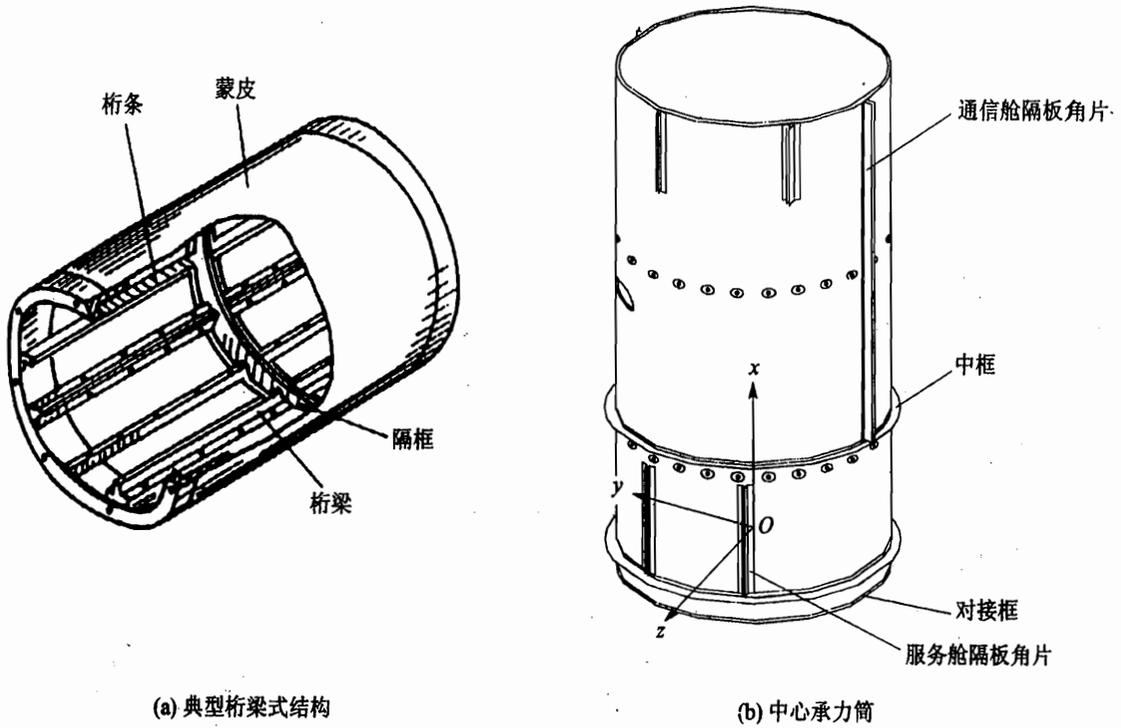


图 5-11 桁梁式结构

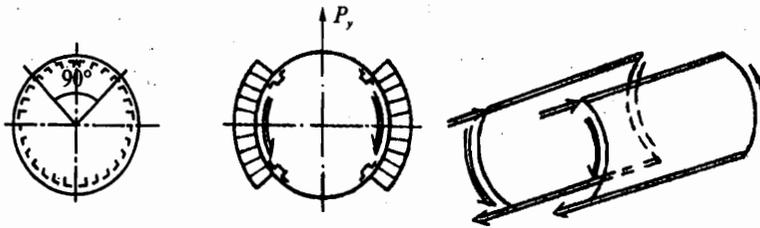
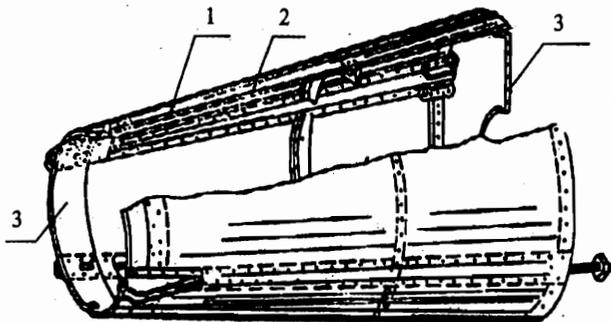


图 5-12 桁梁式结构受力形式



1—蒙皮;2—梁;3—隔框

图 5-13 梁式结构

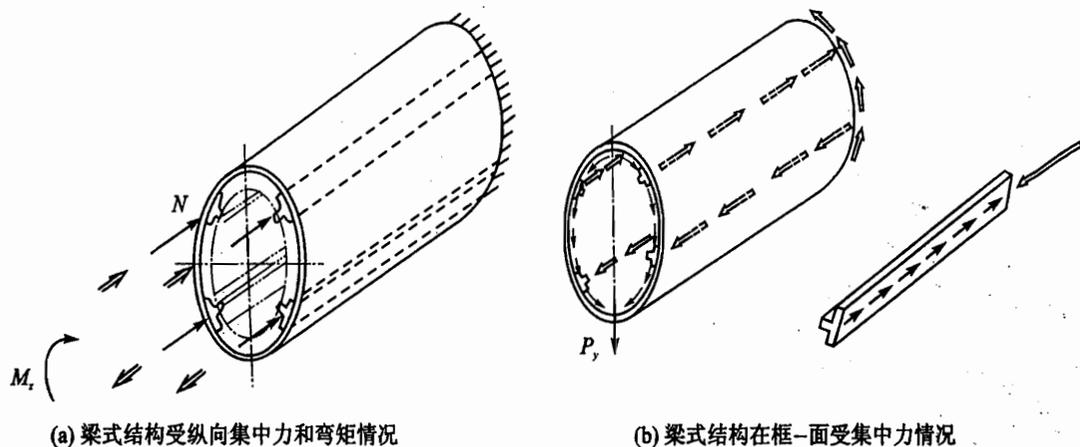
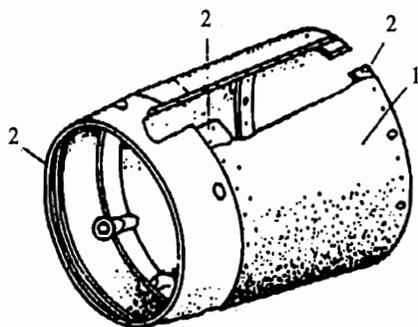


图 5-14 梁式结构受力形式

(5) 硬壳式结构

硬壳式结构是一个厚壁筒壳,由蒙皮和少数隔框组成(如图 5-15 所示),没有纵向构件,蒙皮很厚或采用夹层结构。由蒙皮承受结构总体弯曲、剪切、轴力和扭转载荷。在弯矩作用下蒙皮中的轴力如图 5-16(a)所示,蒙皮中产生拉伸或压缩正应力,但蒙皮利用率不高,离开剖面惯性轴较远处蒙皮承载较大,而在剖面惯性轴附近蒙皮中正应力很小。剪力和扭矩由蒙皮中剪流来平衡。当框平面作用如图 5-16(d)所示集中力 Q 时,蒙皮中产生支反剪流作用于框上与剪力平衡,蒙皮中剪流分布如图 5-16(c)所示。扭矩 M_t 的作用下,蒙皮中产生均布剪流 q ,而 $q=M_t/\Omega$,其中 Ω 为蒙皮所围面积的两倍。硬壳式结构由于蒙皮较厚,结构具有较大的抗扭刚度;但结构质量重,不易开口,目前飞机上较少采用,一般在弹体和航天器舱段结构中采用。



1—蒙皮;2—隔框

图 5-15 硬壳式结构

硬壳式结构形式又可分为下列几种:

1) 厚蒙皮式整体结构

结构由较厚蒙皮和隔框组成,没有纵向构件,如图 5-17 所示。隔框只起雏形和各舱段之间连接作用,由蒙皮承受全部载荷。当结构截面尺寸增大时,蒙皮的临界应力降低,要增加蒙皮厚度才能保证其承载能力。此类结构优点是结构简单,装配工作量少,气动外形好,容易保证舱段的密封,有效容积大。一般适用于直径较小的导弹弹体、小型航天器舱段或小型强击机防弹舱段。此类结构不宜开口,若必须开舱口时,均应采用受力式口盖,口盖需参加整体受力,因而造成结构质量增加。

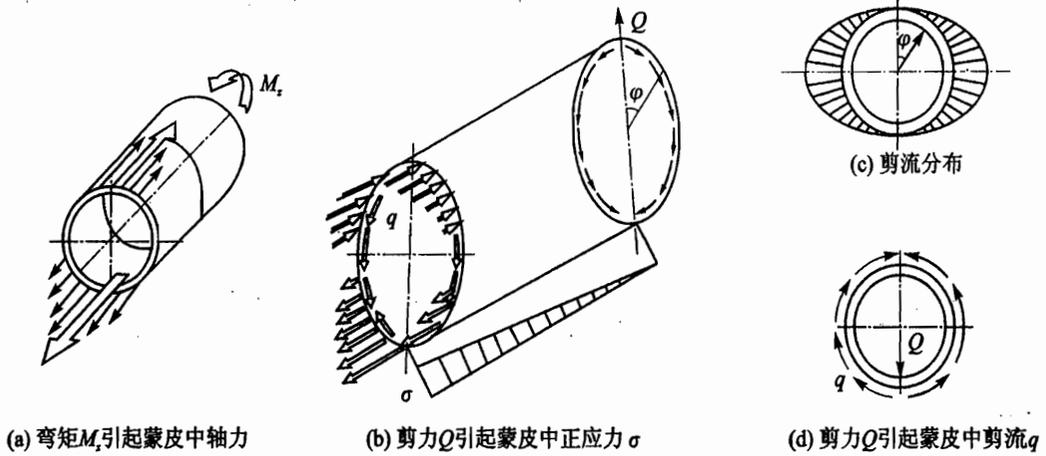


图 5-16 硬壳式结构受力形式

2) 加筋壳式结构

结构由带筋条的整体壁板和框组成(如图 5-18 所示),整体壁板可用锻造、铸造或化学腐蚀等方法制成,壁板内有纵向和横向筋条以提高壁板的临界应力,并且参加总体受力。在需要开口地方和受集中力附近可布置一些较强的纵、横向加筋条。弹体的贮箱、舱段连接处的前后短壳、航天飞机外挂贮箱和机身的进气道侧壁等常采用这类结构。

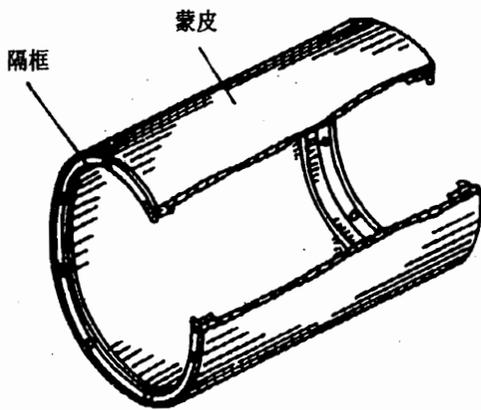
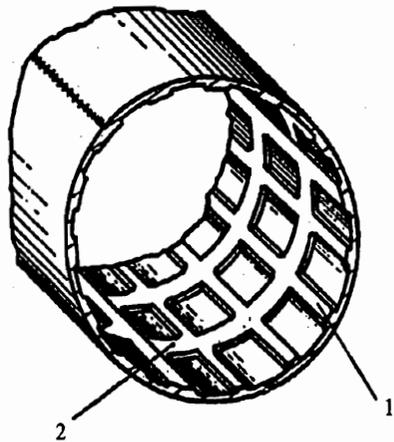


图 5-17 厚蒙皮式整体结构



1—纵向加强筋;2—横向加强筋

图 5-18 加筋壳式结构

3) 波纹板式结构

图 5-19 为波纹板式结构,外壳可以由一层波纹板与一层或两层光滑蒙皮构成,连接方式可以是焊接、胶接或热扩散成形。材料用铝合金、钛合金或不锈钢。这种结构最大特点是:当沿波纹截面垂直方向作用压缩载荷,或者垂直蒙皮有径向载荷时,其临界应力很高,临界应力

σ_{cr} 与材料的屈服应力 σ_s 的比值可达到0.7~0.8。对于主要承受轴向载荷的舱段、气密舱或进气道侧壁可采用此结构。

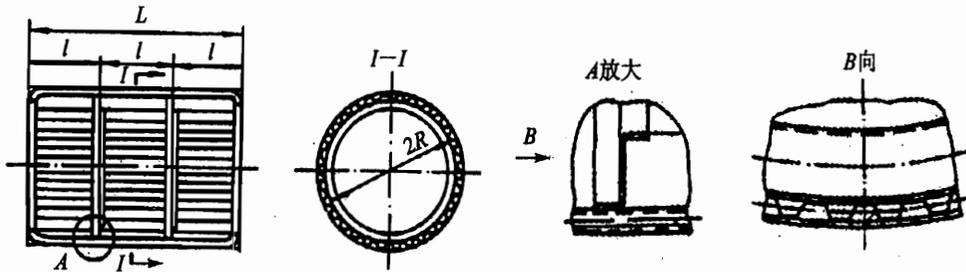


图 5-19 波纹板式结构

4) 蜂窝夹层结构(参见图 7-33)

此类结构一般为两层光滑蒙皮与中间一层蜂窝夹芯组成,材料可选用铝合金、钛合金或复合材料,根据结构承载需要和结构使用温度确定。此类结构刚度大、质量轻,但不宜开口,与其他元件连接复杂。一般用于不需大开口的大型结构。例如,“阿波罗”飞船的返回舱的外壳用不锈钢作面板(厚0.8~1.0 mm)中间填充钢制蜂窝夹层。

(6) 智能结构(smart structure or intelligent structure)

智能结构是分布着具有结构功能的作动器和传感器系统的有源结构的总成。它是在结构的传力路线中安装具有承载结构的功能作动器(actuator)、传感器(sensor)以及在系统上集成有控制逻辑、信号处理和功率放大等电子器件。作动器和传感器是结构的一部分,它们通常基于特殊功能材料的某种特性而制成。这种材料在外电场作用下会发生变形,反过来其变形也可产生电信号。利用材料的这种机电耦合特性,系统中的传感器能够检测结构的位移、速度和应变等,输出相应信号,通过适当的控制—反馈方法,经处理形成控制电压驱动作动器工作,使系统可以对内部或外部的激励下做出响应,自主且有力地改变结构的几何状态(位置和形状)和结构的固有性质(刚度和阻尼),以满足任务要求。

大型航天器结构,如可展开太阳帆板、空间反射器、精密天线及其支撑结构、柔性机械臂等,通常具有尺寸大、高柔性、低阻尼的特点。航天器在轨运行时,不可避免地会受到各种扰动,如姿态控制、轨道机动、停靠对接、遥控操纵、设备运转和人员走动等,这些扰动都会产生扰动力,引起结构振动甚至导致毁灭性的振动失控。常规结构在空间运行期间发生振动和变形时,结构本身不具备增加刚度和阻尼及调整形状的能力,尤其在空间无法预料的复杂环境中,难以得到及时调整或控制,以满足空间结构的工作要求。在此方面智能结构显示出了它的绝对优势。

2. 结构布局设计

机体的结构设计,尤其是结构布局,受机体功用、内部装载以及机体与其他部件的连接形

式等影响很大。因此结构布局必须从全局观点综合考虑。

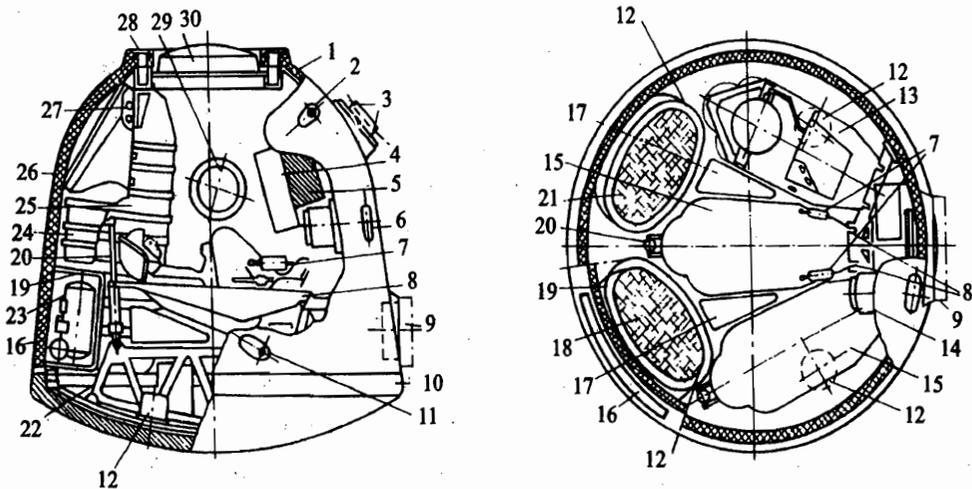
(1) 结构布局的影响因素

影响结构布局主要因素有以下几方面。

1) 机体的内部布置

飞机、导弹(火箭)和航天器等功用和任务确定以后,对机体的内部装载基本确定。机体的内部布置是指将驾驶员或航天员、各种有效载重、设备和燃油等装载物进行合理布置,使其符合使用维护和质心位置要求,并且充分利用结构内部空间,减小机体的尺寸。例如,驾驶员座舱均布置在机身前部的上方,以保证驾驶员有良好的视界。苏-27机头较长,为此将机头下倾 $7^{\circ}31'$ 以保证驾驶员视界要求。又如机身内储藏的燃油和炸弹,弹身内的贮箱均应尽可能置于质心附近,以免因燃油的消耗和炸弹的投放使质心变化超出规定范围。图1-1和图5-22为某军用飞机内部布置状况,图1-2为民用旅客机内部布置图。

以“联盟”号载人飞船为例(飞船布局如图1-5所示),图5-20为返回舱内布置。返回舱基本是铝合金结构,外面包以防火材料。底部防热罩是受气动加热最严重的部位,由石棉纤维织物增强的烧蚀复合材料构成,是可分离的。侧壁防热层是三层复合结构:最外层是氟塑料升华型烧蚀材料,第二层是玻璃钢型烧蚀材料,第三层是轻质粘胶纤维隔热层。



1—带有防热层的壳体;2—偏航控制发动机;3—俯仰控制发动机;4—操纵与信号装置;5—仪表板;6—定向观测镜的镜头;7—控制手柄;8—座椅活动铰链;9—分离密封板;10—可抛的底部防热罩;11—滚动控制发动机;12—软着陆固体发动机;13—带有气瓶和为航天服供气装置的框架;14—光学装置的座舱内的部分(光学装置在舱外的部分未画出);15—航天员的座椅;16—推进剂贮箱安装舱门;17—带有应急储备的食品、水和用品的集装箱;18—备份降落伞系统;19—安装贮箱的壁槽;20—座椅缓冲器;21—主降落伞系统;22—设备支架;23—推进剂箱(假定移位);24—备份降落伞系统伞舱(假定移位);25—主降落伞系统伞舱;26—降落伞舱盖(假定移位);27—降落伞连接绳固定组合件;28—底部隔框;29—舷窗;30—带有开槽天线的舱门

图5-20 “联盟”号载人飞船返回舱的布局图

在座舱里安置了3张(或两张)座椅。实验证明当人承受“胸-背”方向过载时,过载方向与人背的夹角呈 78° 时其过载承受状态为最好。考虑到气动力合力作用的方向,座椅在座舱内的安装方位是椅背与返回舱纵轴呈 70° 夹角。座椅脚蹬下面用铰链固定,在头靠部位设置工作行程为250 mm的减震器。飞船着陆前,减震器升起,将座椅抬起到工作位置。着陆冲击时,座椅绕铰链摆动,从而达到缓冲的目的。座椅上的座靠垫是按照每个航天员具体的体形专门单个制作的。在主仪表板上方是一台电视摄像机(625线,25帧/秒),供地面工作人员观察航天员的情况。主仪表板的右下方有一个圆形舷窗,其上装有光学瞄准镜,供航天员手动控制飞船姿态。这个光学瞄准镜还可以用于交会对接。

座椅上安装了两个姿态控制手柄,用于航天员手动操纵姿态控制和平移运动。当飞船处在定向阶段或与另一个航天器交会对接时,姿态控制手柄可以提供 $0.5^\circ/\text{s}$ 和 $3^\circ/\text{s}$ 的转动速率。在对接机动时,平移控制手柄能够使飞船指令长对飞船的相对速度作精确的调整。

主仪表板的左边和右边是指令系统的控制板,用以启动或关闭各个系统和备份系统,以及显示医学监测数据。在飞船指令长那一边的指令系统控制板的下面,是调节航天服环境参数的设备,其功用在于出现座舱大气泄漏时,保护穿着航天服的航天员。

座舱的两边各有一个圆形舷窗。通过舷窗,航天员能够观察到协同飞行的航天器,并进行天体观察,用六分仪进行天文导航和定位。座舱后部和其余侧壁上,大部分是专用灯、扬声器和装在织物袋里挂在壁上的贮存物。无线电通信控制板安装在座舱的右侧。航天员可以在这里选择合适的频率与地面控制人员沟通联系。

在返回舱的外壁,布置了6台姿态控制发动机,用于飞船再入轨道过程保持返回舱的姿态和控制升力矢量的方向。发动机是以过氧化氢为推进剂的单组元发动机,其中4台(推力为73.5 N)用于俯仰和偏航姿态控制,2台(推力为147 N)用于滚动控制。30 kg的推进剂(过氧化氢)贮存在两个贮箱里,通过挤压方法输送到发动机。

返回舱和轨道舱构成“联盟”号飞船的居住舱。在返回舱下部连接服务舱,仪器设备舱是服务舱中不包含过渡段的部分,底部与运载火箭相连接;其前端与过渡段相连。仪器设备舱本身又分为前后两段:前段是密封舱,用于安装电子设备、各种控制系统、推进系统以及通信等大部分仪器设备;后段是非密封的,主要安装变轨发动机及贮箱等。仪器设备舱的布局如图5-21所示。

2) 机体结构布置应与翼面、起落装置和发动机等受力构件布置相协调

设计时应使全机的受力构件协调,传力路线最短。如图5-22所示的飞机机翼为梁式结构,在机身上对应每一个梁安排一加强框,使两个机翼梁传入的载荷在相应的加强框中平衡。

3) 使用维护和可靠性要求

为满足使用、维护和修理等方面的要求,机身和弹(箭)身上布置有很多开口。在机身上还有空勤人员和旅客的座舱口盖、舱门和应急舱口。如发动机安置在机身内则需要布置较大的检查口盖或装卸舱盖。机身和弹身上设备需布置内(或外)部检查口盖。如F-16战斗机

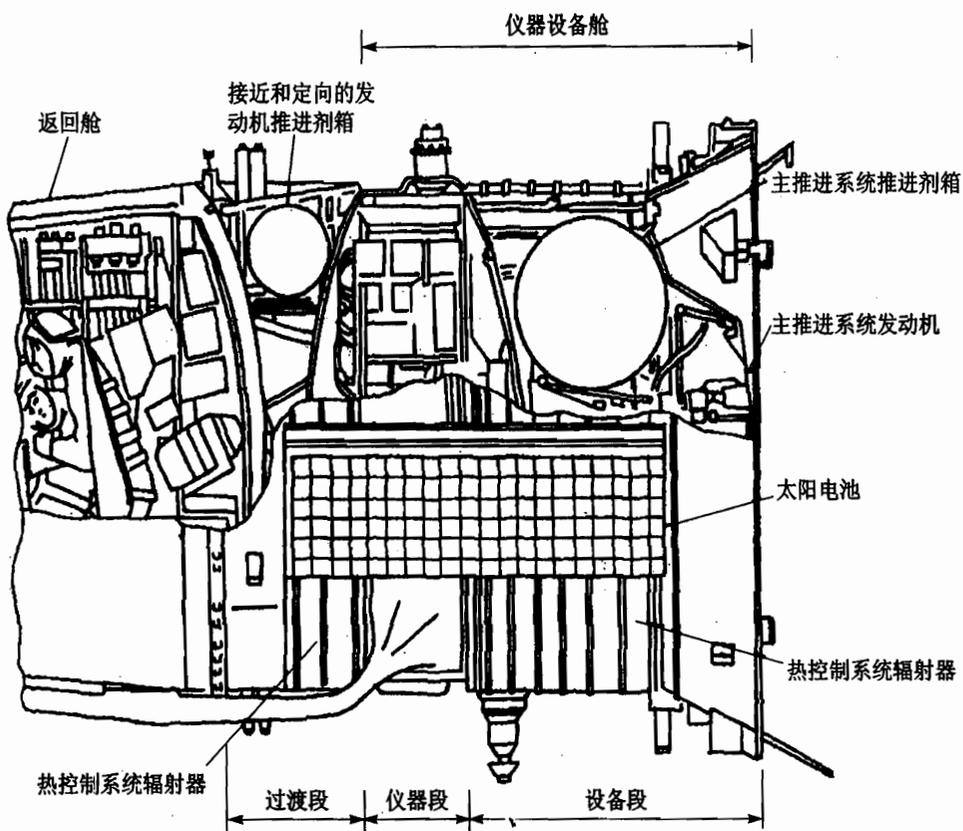


图 5-21 “联盟”号载人飞船仪器设备舱的内部布局

60%以上机体表面都为可打开的检查口盖或舱口。苏-27飞机上共有400多个口盖，快卸口盖率达80%。在载人航天器的气密舱中尽量少开舱口，只安排航天员进出的舱门和观察天体的舷窗。航天飞机的货舱为了在太空中装卸方便，将中段机身设计为U字形承载结构，整个中段机身均可打开(参见图5-34)。

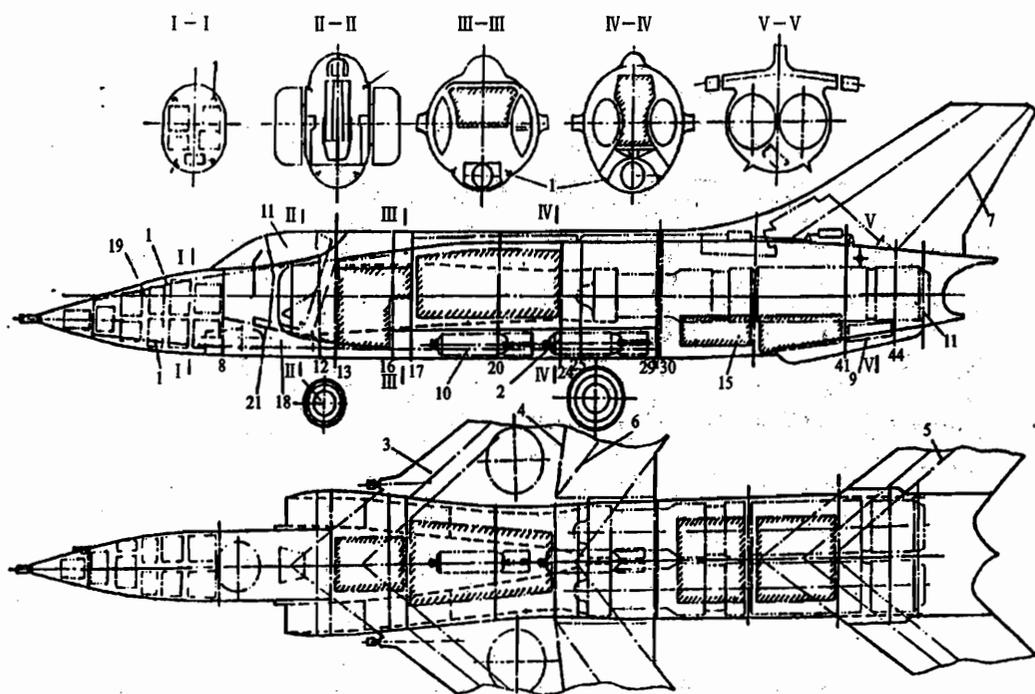
机体结构布局与结构形式有关，而结构形式选择时应考虑结构元件布局。因此，对于开口较多并需承受集中力的机身或弹身结构一般采用半硬壳式结构，即桁条式和桁梁式结构。对局部刚度要求较高，开口很少或无开口的机身、弹身、航天器的舱段采用硬壳式结构较多。下面讨论结构形式选定以后的结构布局。

(2) 结构布局设计

1) 纵向构件布置

纵向构件的布置与内部装载的安装位置，舱口位置和大小以及相邻部件传来的集中力大小和分布有关。纵向构件主要是桁梁和桁条。现分别作以介绍。

① 桁梁。桁梁是桁梁式结构的纵向主要受力构件。机体结构在两个平面(垂直和水平)内受弯，并且基本属于同一量级，因此桁梁一般对称布置在结构剖面的四个象限的中间(即

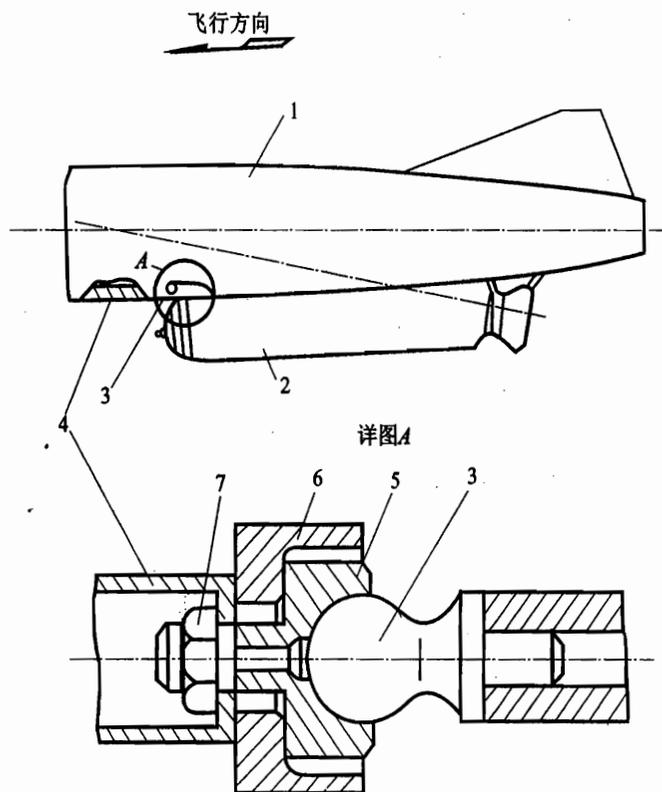


1—前机身桁梁;2—加强框(包括8,12,13,16,17,20,24,25,29,30,41,44号加强框);3—机翼前梁轴线;4—机翼主梁轴线;5—机翼后梁轴线;6—全动平尾转轴轴线;7—垂直尾翼后梁轴线;9—减速伞舱;10—炸弹舱;11—发动机;12—驾驶员座舱;15—油箱舱(前后共4个);18—前起落架舱;19—设备舱;21—座舱地板

图 5-22 某军用飞机的内部布置与受力构件布置图

士 45° 角附近,参见图5-12)。若结构有大开口或承受集中力,则桁梁位置必须与大开口和集中力位置以及大小相协调。例如图5-22为某军用飞机机身内部布置与主要受力构件布置图,其前机身布置有驾驶舱、设备舱、前起落架舱和机身油箱等,机身结构上、下均有大开口,因而采用桁梁式结构。桁梁安置在大开口处,作为上、下大开口的边框,同时桁梁位置又与进气道的内、外蒙皮交接线相协调,桁梁制成W形剖面,以使与机身和进气道的蒙皮连接,尽量发挥桁梁的作用。同时桁梁是前机身主要承弯构件,桁梁布置时应尽可能保持连续性和避免急剧转折,以使传力直接,否则将增加结构质量。又如图5-23所示的某海防导弹横向连有助推器,其轴向推力通过球形接头传给弹身,在弹身的相应部位布置一根纵梁承受和传递轴向推力。

② 桁条(长桁)。桁条是桁条式结构中承受和传递结构弯曲时所引起轴力的主要纵向元件。桁条与蒙皮组成承力壁板承受弯矩引起拉伸和压缩的轴力。当蒙皮承受剪力和扭矩时,桁条支持蒙皮以提高蒙皮的临界应力。长桁布置主要是根据蒙皮受压稳定性要求设计的。其原则是使用载荷作用下不屈曲,破坏载荷下结构不提前出现过屈曲破坏。一般情况下长桁沿结构周边基本为均匀对称分布,沿结构纵向尽量按等角辐射布置,这样长桁为单曲度、无扭曲,



1—弹身;2—助推器;3—球头;4—纵梁;5—巢座;6—支架;7—螺母

图 5-23 承受轴向集中力的纵梁

便于制造和装配。桁条间距一般取 100~200 mm 左右。例如,图 5-24 飞机的后机身只有少量的小型开口,故采用桁条式结构。

在桁梁和桁条式结构中如轴向集中载荷作用处无法安置桁梁或长桁时,可在集中力作用处安置局部加强桁条或薄壁短梁,将集中载荷或偏离结构外壳的集中力扩散到桁条或桁梁上(参见图 5-26)。

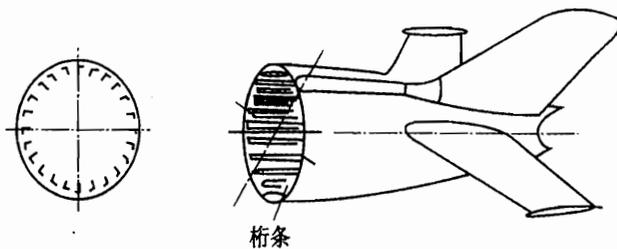
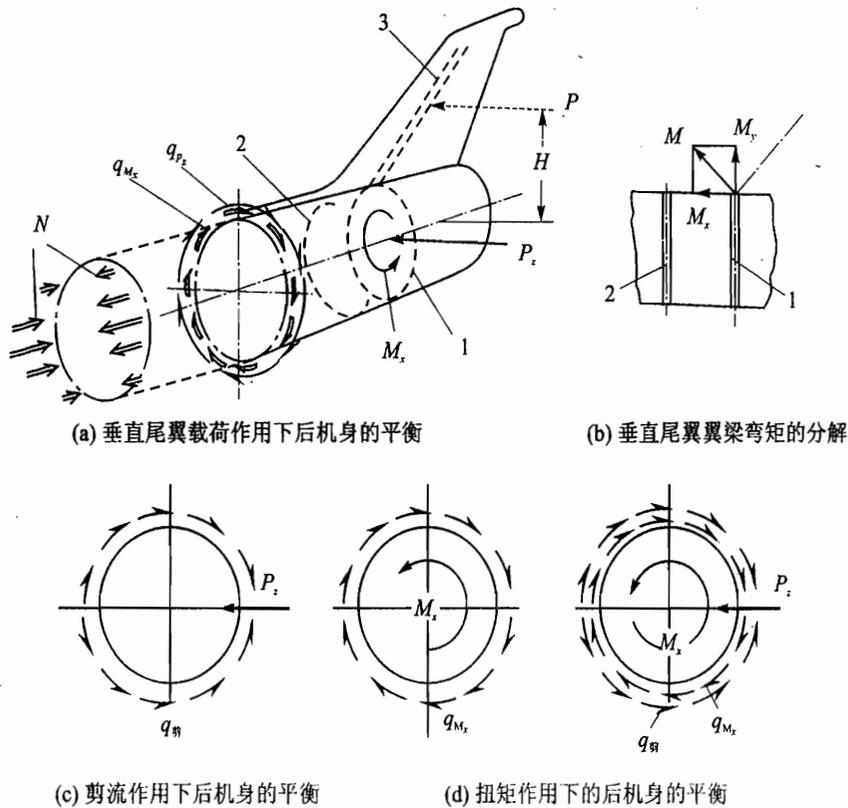


图 5-24 桁条式机身结构

2) 横向构件布置

纵向构件和蒙皮组成壳体承受机体结构的总载荷,而横向构件不参加总体受力,主要使机体的截面保持一定形状,并且作为蒙皮和桁条的横向支持件,用以提高蒙皮和桁条临界应力。横向构件一般分普通框和加强框两种。加强框除了与普通框一样起上述作用外,主要承受框平面中集中载荷,将集中载荷扩散以剪流形式传入壳体。因此,加强框一般布置在各种装载物

和各个部件接头传入框平面内的载荷作用处,以及大开口两端和舱段连接处。如图 5-22 某军用飞机机身内共安置 12 个加强框,其中 8、13、16 分别为驾驶员座舱、设备舱及油箱舱的端框;29 和 30 框为前、后机身对接框,29 框上又连接发动机的吊挂接头和推力接头,17 框和 24 框是机翼前梁和主梁对接框;41 框是全动平尾转轴连接框;44 框为垂直安定面连接框。又如 图 5-25(a)所示的垂直尾翼上的水平气动力 P 传到框上,形成一个水平剪力 P_x 和一个力矩 M ,水平剪力 P_x 由加强框传给机身蒙皮,蒙皮上剪流 $q_{剪}$ (如图 5-25(c)所示)。目前飞机的垂直尾翼一般均为后掠翼,垂直安定面大梁大多为后掠布置,而框只能承受框平面内 M 分量 M_x (如图 5-25(b)所示), M_x 由加强框传给蒙皮,蒙皮上产生剪流 q_{M_x} ,由图 5-25(d)可知 q_{M_x} 与 $q_{剪}$ 合成后,框上部剪流方向一致,框下部剪流方向相反,故上部蒙皮和加强框应做得较强。另一分量 M_y 可由布置在两个加强框之间的上水平加强板承受。水平加强板两侧各有一加强型材, M_y 由接头以一对 x 向力组成力偶矩传给加强型材,由其扩散成剪流 q ,然后由加强板上的一对 z 向力(如图 5-26 所示)传给前、后加强框 q_i 。水平加强板两根型材同时承受垂直尾翼上阻力。



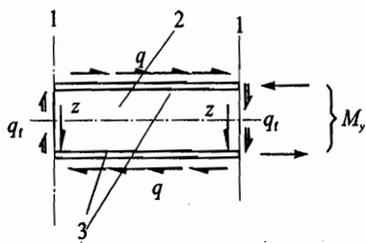
1、2—加强框;3—垂直尾翼翼梁;4—水平加强板

图 5-25 垂直尾翼载荷在机身上传力过程

普通框一般在加强框布置好以后再行布置。普通框间距一般为 300~400 mm, 机身和弹身直径较大时, 框的间距也较大。

3) 蒙皮

蒙皮是机体结构中的主要受力元件, 它承受并传递结构中剪力 Q_x 、 Q_y 和扭矩 M_x , 剪力和扭矩在蒙皮中以剪流形式传递。蒙皮与桁条一起组成壁板承受弯矩引起轴力, 对于硬壳式结构的厚蒙皮以板壳形式承受轴力, 气密舱段蒙皮还承受内、外压力差引起的周向和轴向正应力。蒙皮布置主要取决于载荷大小和制造及装配工艺。除了化学铣切变厚度蒙皮, 一般对每一块板材均是等厚的, 因此蒙皮厚度选择要考虑工艺要求。



1—加强框轴线; 2—机身蒙皮; 3—型材
图 5-26 水平加强板的作用原理

5.3.3 典型结构的传力分析

1. 飞机机身典型结构布局和受力分析

以图 5-27 所示苏-27 战斗机机身为例, 机身由前机身、机身中段(翼身融合体中央翼)和后机身三部分组成。

(1) 前机身

前机身由设备舱、驾驶舱和前起落架舱组成。机头锥为玻璃钢蜂窝夹层结构的雷达罩。前锥由两个接头铰接在 1 号框上部, 周边用 6 个快卸锁固定。前机身由铝合金半硬壳式结构, 由 17 个隔框, 两根上大梁、座舱口框、座舱地板、后舱垂直壁板和水平隔板、蒙皮、桁条组成。

横向构件中有 6 个加强框(1, 4, 9, 10, 11, 16)其余为普通框。1 号加强框为前机身与头锥对接框; 4 号加强框为前气密舱框; 9 号加强框为座舱和前起落架舱之间隔框; 10、11 加强框为前起落架舱侧壁加强框; 16 号加强框承受和传递前起落架传来载荷, 前起落架轴承座固定在 16 框下框板上, 16 框是由 B95пч 制成模锻件, 为前机身最强的加强框。

纵向构件为机身上部有两根上大梁, 大梁在 11 框处与座舱口框搭接, 在 18 框处与中央翼大梁对接, 大梁由 B95пчT2 型材制成。在机身下部 23 长桁为加强长桁, 9 框到 18 框的长桁由 B95пчT2 型材制成, 实际上起下大梁作用, 23 长桁又作前下设备舱和前起落架舱开口的侧边框。前机身蒙皮内侧均布置桁条, 桁条和蒙皮组成壁板和上大梁一起承受弯矩, 长桁同时增强蒙皮稳定性。在 12 框与 18 框之间有左、右垂直壁板, 壁板参加前机身整体承力, 是前机身的重要纵向构件之一。简化后前机身如图 5-28(a)所示, 前机身在 9 框以前结构上部开口, 在 9 框到 18 框之间下部开口, 故机身的剪力 Q_x 和扭矩 M_x 由前机身两侧壁以剪流形式传递, 扭矩 M_x 由两侧壁参差弯矩平衡, 参见图 5-28(b)。水平剪力 Q_y 由座舱地板和设备舱地板传递, 在前机身端部形成水平弯矩。 Q_x 剪力传递过程中产生偏心扭矩 M_x , 由两侧壁板参差弯矩平衡。

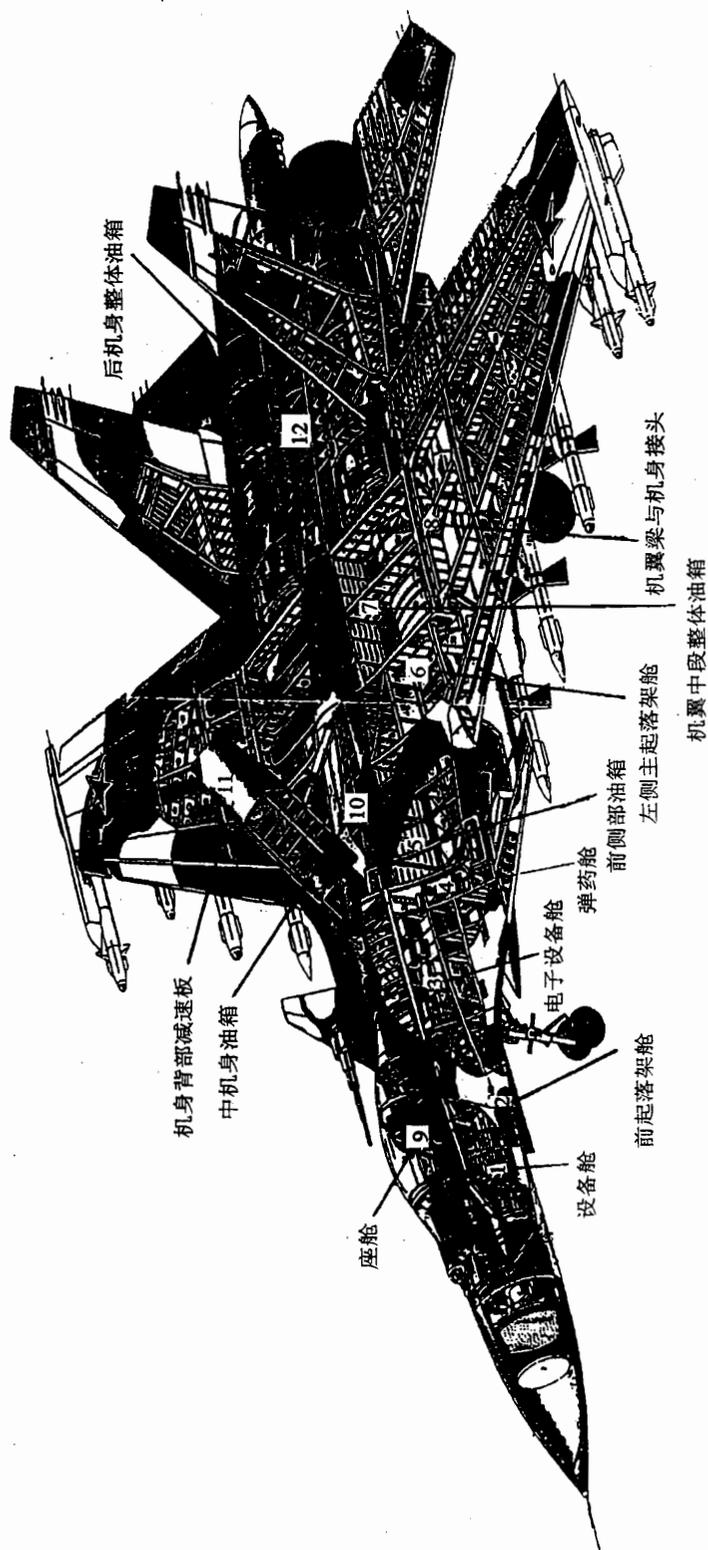
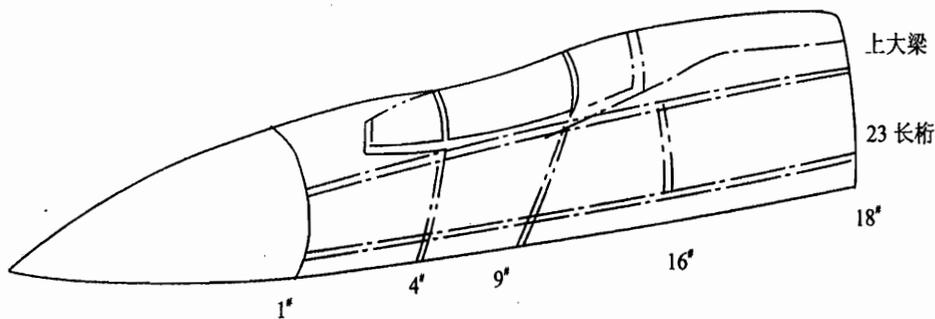
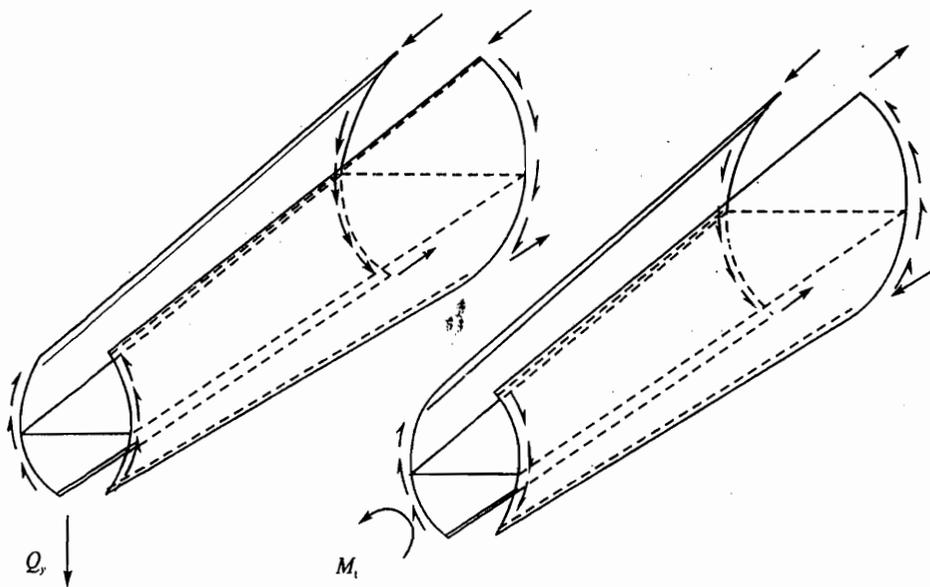


图 5-27 苏-27战斗机



(a) 简化的前机身



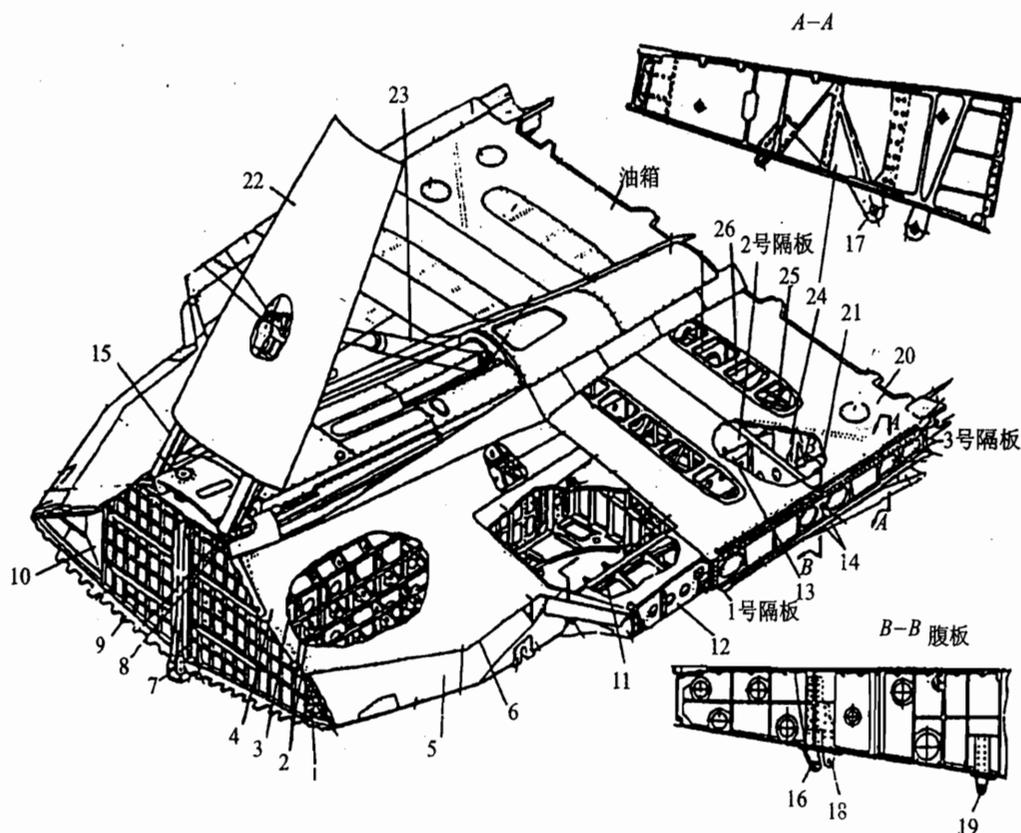
(b) 前机身受力示意图

图 5-28 前机身

(2) 机身中段

该机具有翼身融合的气动外形,机身中段从气动布局角度看,它应属于机翼的一部分,故称为中央翼;从结构功能角度看,则为机身中段。机身中段主要由1号和2号油箱、主起落架舱和设备附件舱组成。

机身中段构造现分成两部分介绍(如图5-29所示)。即1号油箱段和2号油箱段。1号油箱段,是从18框至1号隔板(相当后机身28框)之间。其纵向构件由中央大梁,上、下壁板和侧板组成。横向构件由18至27a共11个框组成。其中:18框为加强框,是前机身和机身中段对接框,在18框上部安装减速板支座,下部有前起落架收放作动筒支座和千斤顶支座;25框为整体加强框,25框与1号隔板间为主起落架舱开口段,25框与外翼前大梁连接,下部有



1—1号油箱的4号腹板;2—桁条;3—1号油箱的1号腹板;4—上壁板;5—中央翼前舱;6—1号油箱的3号腹板;7—前起落架收放支杆固定接头;8—阻力板固定接头;9—下壁板;10—18框侧壁板;11—机轮舱内7号肋;12—机轮舱内8号肋;13—2号油箱的6号肋;14—中翼与外翼固定销孔;15—阻力板大梁;16、17—主起落架梁固定接头;18、19—进气口固定接头;20—2号油箱上壁板;21、25、26—2号油箱7、5、4号翼肋;22—阻力板;23—作动筒;24—起落架梁

图 5-29 苏-27 战斗机的中段机身结构图

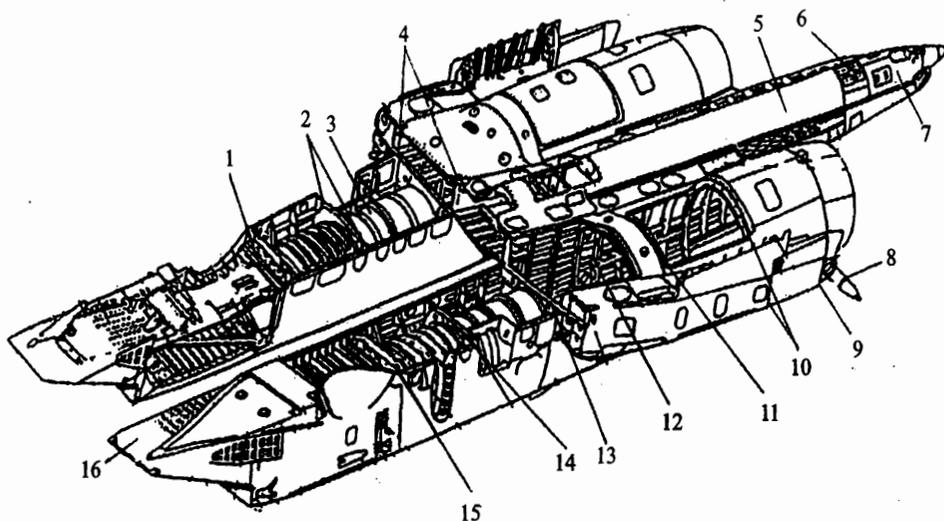
1号挂架前接头。其他9个框均为普通框。2号油箱段,是从1号隔板到3号隔板之间。其纵向构件为中央大梁、第1~8号肋和上、下壁板;横向构件由1号到3号隔板组成,3个隔板相应与外翼的3个纵墙对接。8号肋为中央翼与外翼对接翼肋,为B95П₁的模锻件。

机身中段为厚壁板框架式半硬壳式结构,大开口较少,机身的纵向弯矩由中央大梁和纵向构件与壁板组成机身盒段承受,剪力由纵向构件腹板和翼肋传递,扭矩由机身中段的封闭盒段承受。外翼传入弯矩、剪力和扭矩在中央翼平衡。

(3) 后机身

后机身由左、右舱和中间舱两大部分组成。中间舱从第34框开始到尾尖的阻力伞舱整流罩,左、右舱从第28框于发动机舱尾整流罩(如图5-30所示),从第28框到第34框左、右舱

在中央翼下方。左、右舱前部为进气道,后部为发动机舱。



1—28 框上固定中翼接头,2—31 框上固定中翼接头;3—进气道;4—上部大梁;5—尾部中舱;
6—设备舱;7—阻力伞舱;9—发动机固定接头;10—进气口前缘

图 5-30 苏-27 战斗机后机身结构

后机身横向构件共有 20 个框,其中第 28、31、34、38、42、45 为加强框。第 28 框为后机身端框,其上部有双耳接头与中央翼的 1 号隔板连接,将进气道和左、右舱悬挂在中央翼下。在框的下部安装挂弹架接头的固定座。进气口一端通过第 14 框接头固定在中央翼上,另一端固定在第 28 框上。

第 31 框的上部有两个双耳片接头将框和进气道固定在中央翼下部,在框的下部有安装挂弹架接头固定座。第 34 框为 AK4-1У 的整体模锻框,是后机身与中央翼对接框,框的下缘安置有千斤顶支点。

第 38、42、45 框是后机身的主要加强框,第 38、42 框均为 BT20 钛合金模锻件,用潜弧焊将左右舱的 6 个框段焊成一整体。在内外侧框段上与发动机推力梁对接,第 38 和 42 框的外侧分别有垂尾前、后梁的固定接头。第 42 框的中部有固定水平尾翼作动筒的双耳接头。第 45 框由上半框和下半框组成,下半框可拆卸,以便安装和拆卸发动机。上、下半框均由 BT20 钛合金模锻后焊接制成。在外侧框段上有固定水平尾翼半轴内侧轴肩。

后机身纵向构件主要由蒙皮、长桁、壁板、内外侧大梁、下大梁、发动机推力梁和尾梁组成。在第 34 框以前的左、右舱段主要有第 28 框至第 31 框之间的下部内、外大梁、第 31~34 框之间的下部内、外侧起落架锁安装梁、两侧蒙皮、下蒙皮和桁条组成开剖面结构。分别在第 28、31、34 框处固定在中央翼下部。

在第 34 框至第 38 框之间,左、右舱上部各有两根上大梁(内侧上大梁和外侧上大梁),在

第34框处与中央翼上壁板对接。在第38框至第42框之间布置上外侧大梁,在第42框处与尾梁连接。同时在此框段还布置发动机推力梁,内外侧推力梁从第38框发动机推力销接头向后延伸至第42框,在第42框处与尾梁连接,承受发动机和尾梁传入载荷,是此段最强的梁。

尾梁从第34框开始到第45框,由前、后两段组成,是后机身重要的纵向构件。第34框至第42框之间尾梁实际上是中央翼外形的延伸段,由上壁板、侧壁板,侧蒙皮、下蒙皮、上大梁、型材和隔板组成。第42~45框之间后段尾梁位于发动机舱外侧,由上、下壁板和侧梁组成,在第42框处侧梁与上外侧大梁连接,在第45框处侧梁固定水平尾翼半轴外侧轴肩。后段尾梁是后机身主要承力构件。

后机身的左、右舱段为桁梁式半硬壳结构,后机身的纵向弯矩和发动机推力引起的轴向力主要由上、下大梁,发动机推力梁,尾梁,以及蒙皮和桁条组成的壁板承受;剪力由左、右舱的内、外侧壁传递;扭矩由左、右舱及中间舱段的闭室承受。

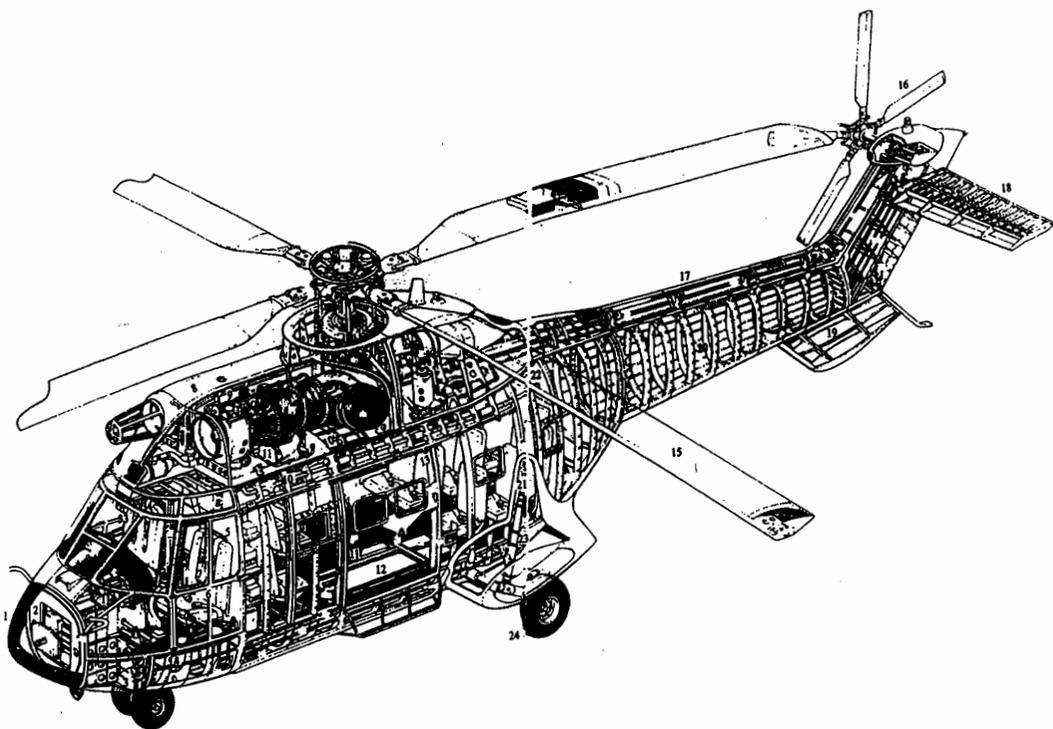
中间舱包括仪器舱、4号油箱舱、配电设备舱和减速伞舱。4号油箱为整体油箱结构,分前、后两段。中间舱由蒙皮、桁条和框组成桁条式结构。在开口处和减速伞接头处均有局部加强件,其总体受力状况与桁条式结构受力形式相同。

从苏-27战斗机的机身结构分析可知,机身在外载荷作用下其总内力可归纳为弯矩、剪力和扭矩,这三类内力在机身结构中传递和平衡。而机身结构主要由蒙皮、桁条、桁梁和隔框组成的空间薄壁结构式的壳体来承受内力。由于机身中安置各种装载物,与机身相连的各部件位置和受力形式不同,在机身承受集中力或大开口处需布置相应的纵向构件(如加强短梁)和加强框。并且需布置一定构件将集中载荷扩散成剪流传到蒙皮、长桁和隔框等组成的机身盒段结构上。因此实际结构的具体构造比“典型的受力形式”要复杂得多。同时,结构形式选择、结构布局 and 具体结构设计,不仅应从受力形式考虑,还应考虑结构疲劳和损伤容限以及可靠性,结构内部设备的使用维护性,结构的工艺性和维修性,结构质量以及经济性等要求。不论对原有结构的分析或新结构设计都应从总体布置、受力形式、使用、维护、材料和工艺等方面综合分析,使结构满足结构质量最轻的要求。

2. 直升机机身典型结构布局和受力分析

直升机的结构形式、各元件的功用和受力状态与飞机结构相类似,尤其是直升机机身结构基本上与飞机的机身结构相同。直升机机身一般可分为机头、中段机身和尾梁三部分。图5-31为AS332“超美洲豹”结构布置图。机头为雷达罩和设备舱;中段机身的上部安装发动机,减速器和旋翼;下部为油箱和前起落架舱;中间为驾驶舱和旅客舱。尾梁主要用于连接尾桨和尾翼。中机身由于使用维护要求结构开口较多,故采用梁式薄壁结构,中段机身的横向构件除普通框外安置9个加强框,即前气密舱加强框2、驾驶舱密封框5、安装发动机加强框11、安装减速器加强框13、机身和尾梁结合面加强框21、座舱后气密隔框22、主起落架安装加强框25以及座舱门两侧加强框。中机身上部由纵向构件、壁板和防火墙等组成密封座舱舱顶,可传递

纵向载荷,下部由蜂窝夹层地板、纵梁、桁条和蒙皮组成底部纵向薄壁结构。尾梁为典型的桁条式结构,承受尾梁和尾翼载荷。



1—雷达罩;2—前气密舱;3—前起落架支柱;4—前起落架舱;5—框 5;6—驾驶舱门;7—侧舱窗壁板;8—发动机罩壁板;9—发动机舱中央防火墙;10—座舱舱顶结构;11—加强框 11;12—油箱;13—框 13;14—蜂窝材料地板组;15—复合材料结构旋翼桨叶;16—复合材料结构尾桨桨叶;17—背部维形整形罩;18—固定式平尾;19—腹部垂尾结构;20—尾梁框架和桁条结构;21—框 21;22—框 22;23—减震器支柱;24—左主轮;25—框 25

图 5-31 AS332“超美洲豹”立体结构图

3. 航天飞机轨道器典型结构布局与受力分析

以美国航天飞机轨道器 101 号(“企业”号)为例,轨道器结构总图如图 5-32 所示,轨道器的机体可分为前段机身、中段机身和尾段机身三部分。

(1) 前段机身

轨道器的前段结构可以分为头锥和乘员舱两大部分。头锥部分是轨道器飞行方向的最前端,它的构形好坏直接影响着轨道器的飞行速度和气动加热。结构设计中既要选择适于飞行的气动外形,又要考虑先进的防热方案。

前段机身最核心的部分是紧接在头锥后面的乘员舱。它是用铝合金板和加强筋桁条构架焊接起来的密封舱室。其主要功用是为乘员提供舒适的工作和生活环境。

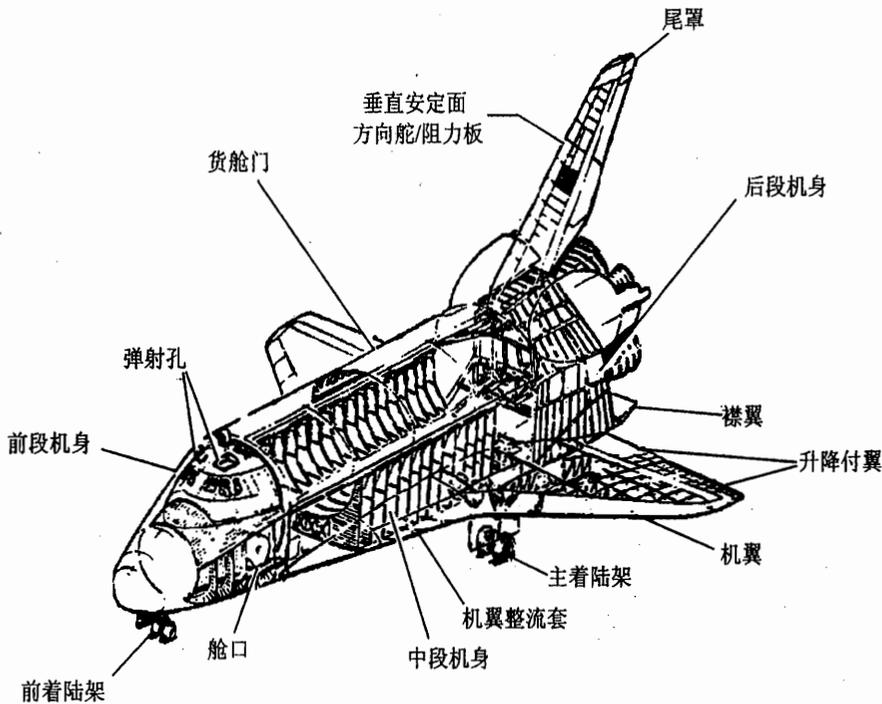
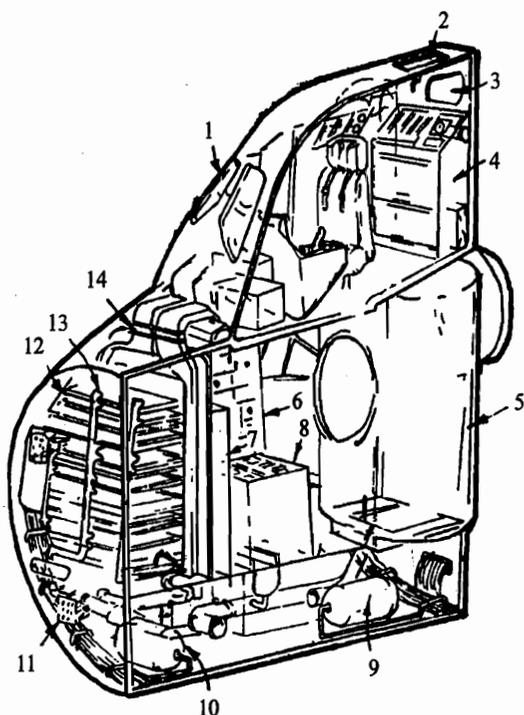


图 5-32 轨道器结构的总貌

整个乘员舱分为上、中、下三层。上层是航天员进行飞行操作控制,完成预定航天任务的工作场所,称为飞行室。飞行室内有四名乘员。上层的设备主要是飞行仪表、控制系统、辅助操作系统、轨道机动指令系统以及有效载荷操作系统等。为了可靠起见,所有的控制都是双重的。

乘员舱的中层是航天员用餐、休息和活动的地方,称为生活室。生活室内设有四张床铺,一个橱柜,一个废物处理间。可以折叠的桌椅、食物和其他日常生活用品。沿四周空间可以安装电子设备、电缆和乘员的附带物资。在应急情况下这部分空间还可以为额外的乘员提供休息的通铺。中层的最后面有一个隧道(或安置气闸舱)联通前段机身和货舱,通道直径为 1.06 m。航天员可以通过这个通道出入货舱。中层的左侧开有一个舱口,航天员可以通过这个舱口从发射台进入乘员舱。轨道器作轨道飞行时,这个舱口可以安装相机或其他观察设备。

乘员舱的下层安装环境控制系统和废物处理系统。乘员舱上一共有 11 个玻璃窗口,其中有 6 个前窗、2 个是顶窗、2 个是尾窗和 1 个舱口。乘员通过这些窗口可以自由的观察前后左右及顶上的情况,以帮助他们做出正确的判断。除两个尾窗以外,所有的窗口都是由三层玻璃组成的。最里层是密封玻璃,中间层是缓冲玻璃,外层是防热玻璃。两个尾窗在货舱门打开时才会暴露,因此没有外层防热玻璃。乘员舱内的设备布置情况如图 5-33 所示。为了绝热起见,乘员舱通过四个接触点支撑在前段机身上。前段机身除了为乘员舱提供结构支撑之外,本身结构内还要安装前着陆架等有关分系统。



1—主窗；2—观测窗；3—有效载荷操作控制孔；4—控制台；5—气闸舱；6—卧室；7—贮藏室；8—饭桌；9—废水箱；10—饮水箱；11—接线处；12—电子系统；13—电子冷却设备；14—环境控制管路

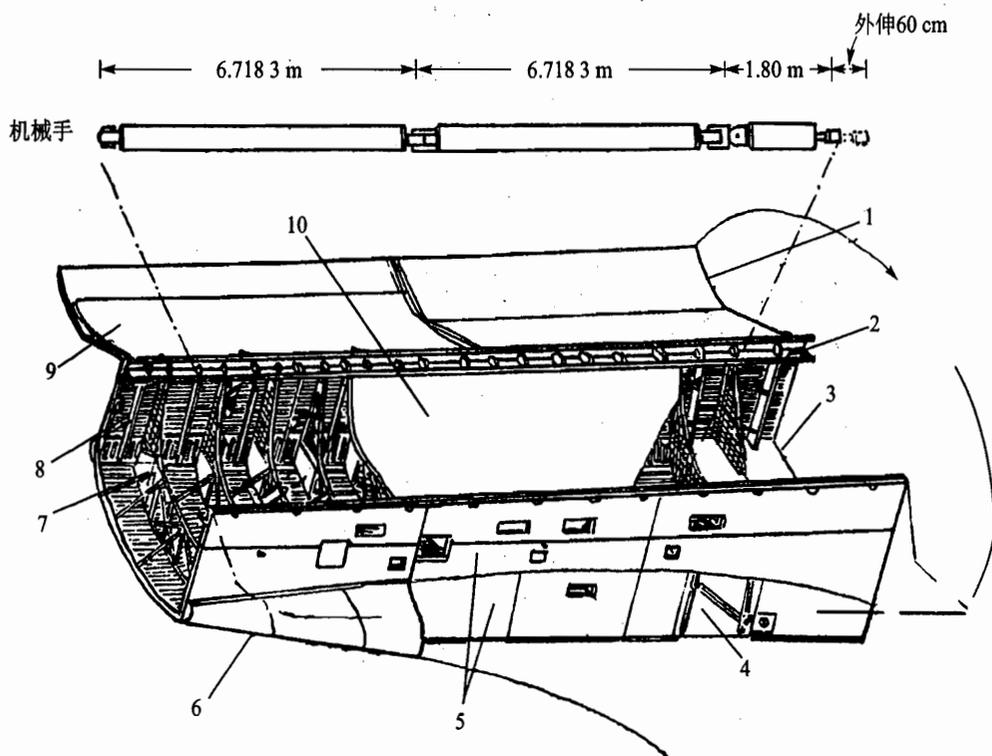
图 5-33 乘员舱布置情况示意图

(2) 中段机身

中段机身是一个 U 形承载结构,在全长方向布置两扇货舱门。中段机身主要是大型货舱(如图 5-34 所示)。货舱内可以装载各种用途的卫星、飞船、大型天文望远镜、天空实验设备以及各种空间探测器等。为了装载这些有效载荷并进行轨道作业,货舱内必须有有效载荷固定装置、环境保护装置、机械操作手、电子显示控制装置、数据处理设备和电源转换装置等。货舱本身是不密封的。乘员在密封的乘员舱内利用电视及机械手完成货舱内有效载荷的各种操作程序。用铰链将两扇货舱门与中段机身结构联接。每扇货舱门都分成四段,可以减少弯曲引起的变形。门的开和关由两台电机控制。在发射和返回进入大气层的阶段,货舱门可以为舱内有效载荷提供一定的保护。但是气动载荷及热变形可能会局部地改变货舱的形状,因此货舱内的支架结构与有效载荷之间要有 7.6 cm 的可活动空间。中段机身结构除作为货舱外,还将连接机翼和着陆架,在返回和着陆时承受机翼和着陆架传入载荷。

货舱内比较重要的设备是机械操作手。无论在轨布放还是回收有效载荷,具体操作都由操作手来完成。机械操作手分为三节:第一节的功用是联接操作手臂和中段机身,可以作上

下左右几个方向的动作;第二节的功用是把第一节与操作手最末的“手腕”联接起来,可以作前后、上下、左右三个方向的动作;第三节的末端还有一个伸缩段,以便掌握和操作各种工具。



1—货舱门;2—梁;3—末端;4—主着陆架支撑杆;5—整体加强的蒙皮;
6—整流套;7—主桁架;8—支架;9—辐射散热器;10—货舱

图 5-34 货舱和机械手

(3) 后段机身

后段机身的功用是用于连接垂直尾翼、主发动机、两个轨道机动发动机、舵机、两个反作用控制系统。后段机身内还有与外贮箱相联通的管道,以便把外贮箱内的推进剂输送到轨道器上的主发动机使用。后段机身的底部安装有气动襟翼。后段机身结构采用蒙皮和加筋的外壳,用铝蜂窝夹层的绝热层,推力室结构采用钛/硼环氧树脂。设计时既要考虑有足够的容积,又要考虑发动机推力的承受和传递方法。

轨道器机身将三角形后掠机翼、垂直尾翼、主发动机、外挂贮箱和着陆架等连接成一整体,承受和平衡各部件传入载荷。

4. 充气式航天器结构

充气式航天器就是以薄膜材料制成,在折叠包装之后发射至太空,能够在轨充气展开并刚化形成所设计的几何外形的空间结构。和传统的金属结构航天器相比,充气式航天器的优势是显

而易见的,它具有质量轻,包装体积小,结构简单,可靠性高,易于制造,成本低廉等等优点。

NASA 现在正在研制的一种全新概念的充气式太空舱(transhab)即是充气式航天器的一个实例。充气式太空舱的设想示意图如图 5-35 所示。研制充气式太空舱的最初目的是用作火星探测中的星际转移居住舱,后来在设计中增加了国际空间站的标准接口,可以与国际空间站对接,成为空间站的一个舱段。充气式太空舱是一个独特的刚柔混合结构,发射时进行包装,减小占用的体积,利用航天飞机进行发射,入轨后与空间站对接并充气展开,其柔性外壳展开之后能大大增加其可用空间,相比于传统的纯刚性太空舱有巨大的优势。充气式太空舱现在仍处在测试阶段,大量应用的新技术和新概念都大大增加了整个系统的复杂性,距实际应用还有一段距离。

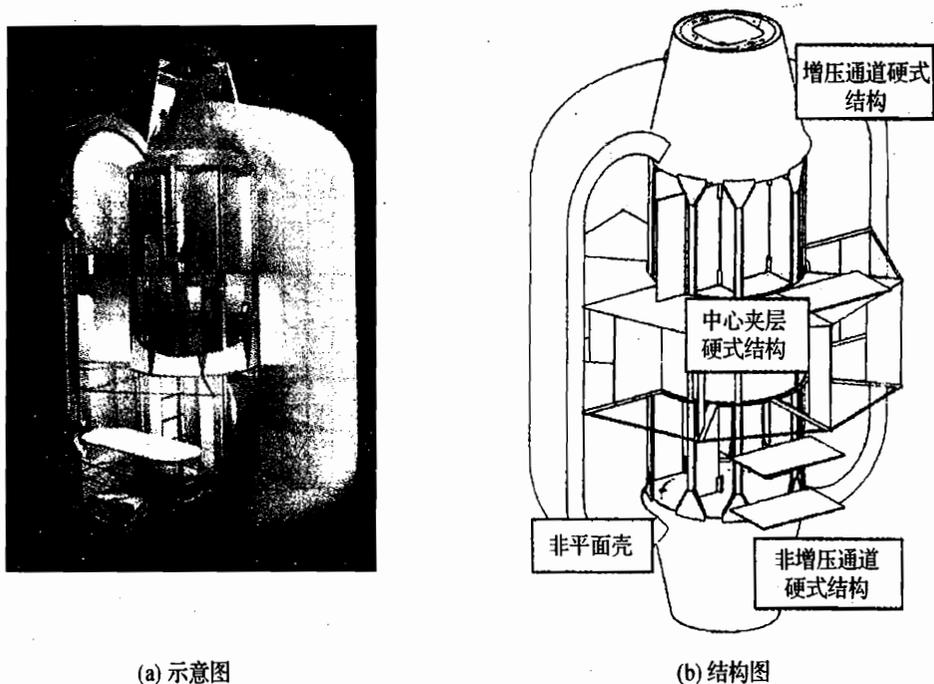


图 5-35 NASA 新概念充气式太空舱

5.4 加强框的受力分析和设计

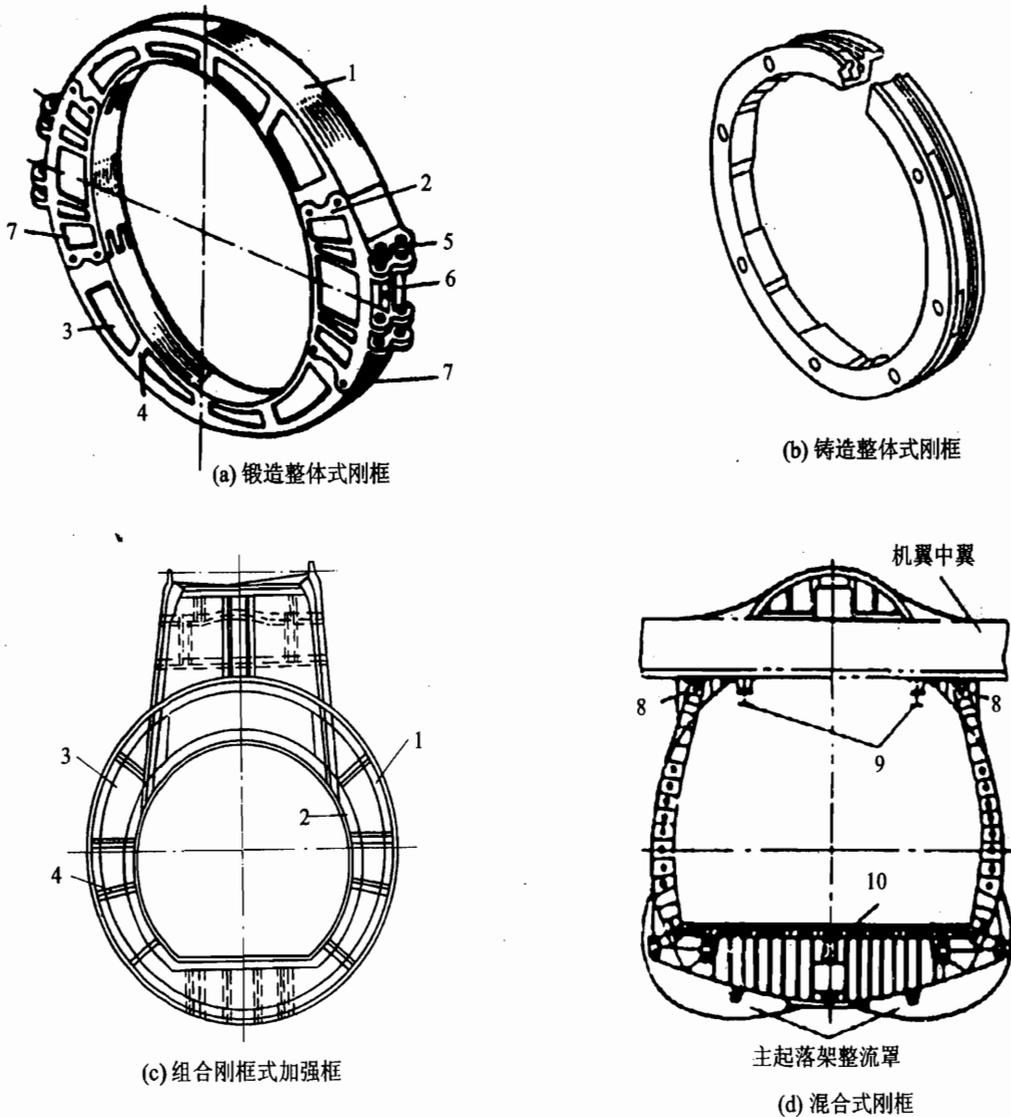
5.4.1 加强框的结构形式及其受力分析

加强框的作用是承受其框平面内的集中载荷,并以分布剪流形式传给机体的蒙皮,故加强框实质上是一个在集中力和分布剪流作用下平衡的平面结构。它的结构形式和参数与机体的外形、内部装载布置、结构受力形式、集中力大小和性质密切相关。加强框结构形式很多,按受

力形式,可分为下列三类。

1. 环形刚框式加强框

为了充分利用结构内部空间,隔框多数设计成环形框。环形刚框式加强框如图 5-36 所示。环形刚框加强框结构可分成整体式刚框、组合式刚框和混合刚框三种。整体式刚框是用整体锻造或铸造毛坯经机械加工而成,如图 5-36(a)、(b)所示,一般战斗机的机翼与机身连



1—外缘条;2—内缘条;3—腹板;4—支柱;5—耳片;6—螺栓;
7—接头;8—机翼固定接头;9—滑轨;10—货舱地板横梁

图 5-36 环形刚框式加强框

接加强框、弹身与翼面或弹身各舱段之间对接框常采用此种形式。组合式刚框由挤压型材弯制成刚框的缘条,与腹板、支柱铆接而成,一般用于与尾翼等连接的加强框,如图 5-36(c)所示。混合式刚框为前两种形式的组合,一般用于大型飞机结构的加强框,如图 5-36(d)所示。

环形刚框式加强框相当于一个封闭的环形曲梁,受载后框内有弯矩、剪力和轴力三种内力。刚框为静不定结构,其内力的大小和分布与刚框的截面刚度沿圆周分布有关。我们首先分析等剖面环形刚框在三种集中力作用下框内弯矩,如图 5-37 表示。图 5-37(a)为刚框承受集中弯矩 M_x 时框内弯矩 M 的分布图, $M = k_{MM} \cdot M_x$, $k_{MM \max} = 0.5$ 。当垂直于框缘外形线方向作用法向集中力 P ,如图 5-37(b)所示,或在集中力矩 M_x 作用处,框截面的弯矩 M 值最大。法向集中力 P 产生的框截面最大弯矩值约 $RP/4$,而切向集中力 T (如图 5-37(c)所示),产生的框截面最大弯矩值约为 $RT/16$,故法向集中力引起框截面弯矩值比切向集中力产生的弯矩要大,大约大 3 倍。因此,在加强框设计时,应尽可能使框上承受切向集中力。从图 5-37 可

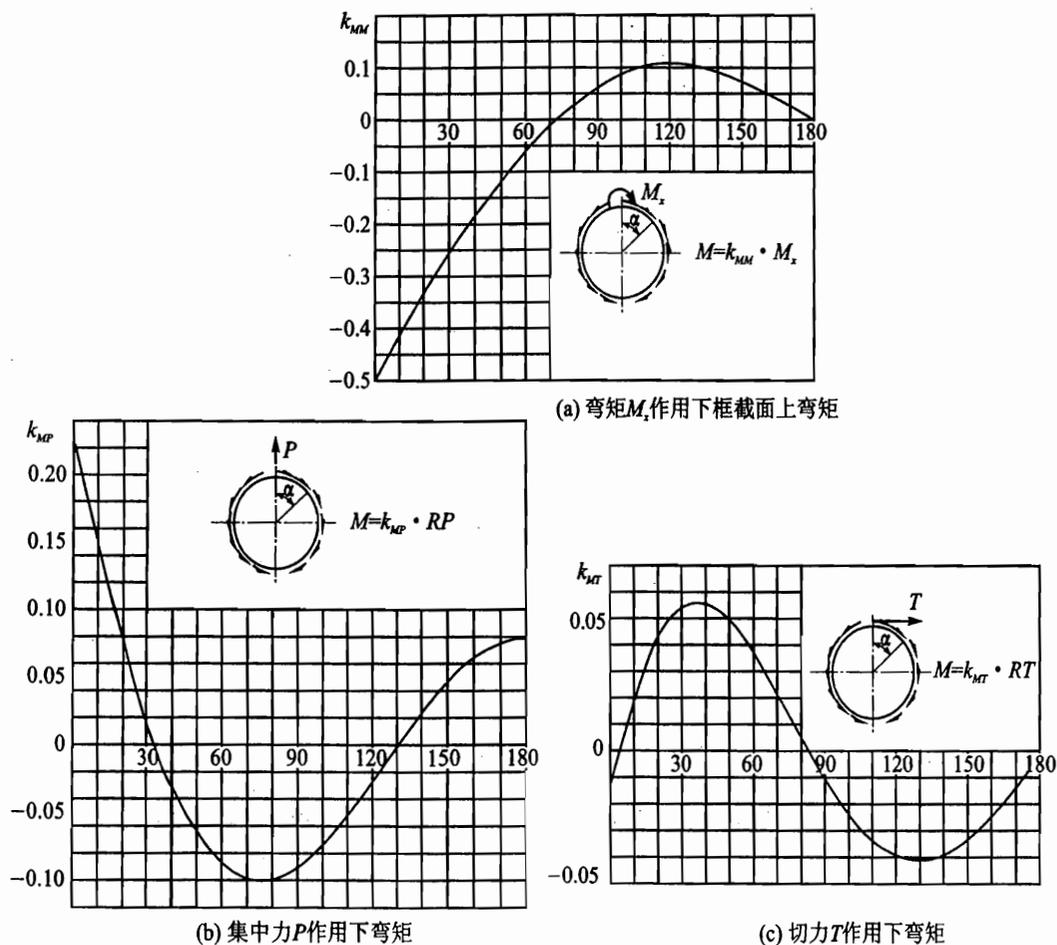
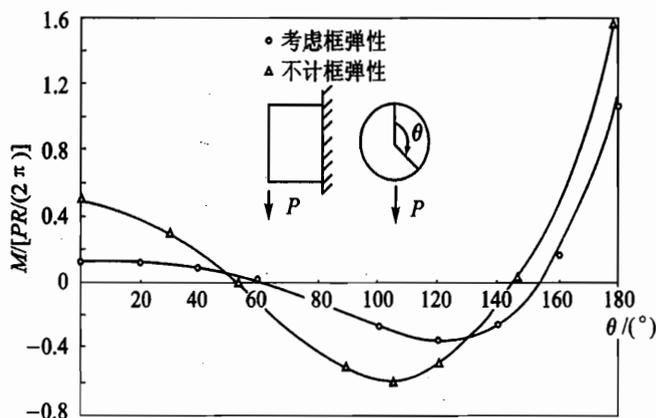


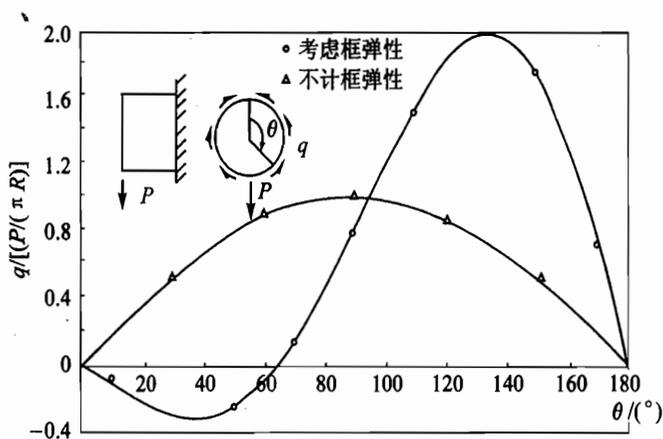
图 5-37 不同形式集中力作用下刚框截面的弯矩分布图(R 为刚框半径)

知,在加强框设计时,框截面中弯矩值对框的强度影响最大,而框截面内弯矩值沿框周向是变化的,假如由于工艺要求需要将框分段锻造时,其分段处应选在框截面内弯矩最小处。

图 5-37 框截面内弯矩曲线没考虑框的弹性影响,对非圆形或沿圆周抗弯刚度不相等刚框,弯矩分布将不同,但基本趋势不变。实际机身隔框均为弹性体,机身其他元件对框的支持也是弹性支持,因此,框中内力大小和分布均有改变,如图 5-38 所示。一般为框截面最大弯矩略有减小,集中力作用引起蒙皮支反剪流增大。



(a) 隔框弹性对框截面弯矩的影响



(b) 隔框弹性对隔框的支反剪流的影响

图 5-38 弹性对刚框式隔框的框截面弯矩及支反剪流的影响(R 为刚框半径)

2. 腹板式加强框

腹板式加强框由框缘条、腹板和支柱组成,一般分两种结构形式。

① 完整的腹板式加强框,如图 5-39 所示,一般用于座舱或油箱舱的端框,图 5-39(a)为

某轰炸机的前起落架支承加强框,同时为油箱端框,因此除了前起落架转轴部分无腹板之外全部有腹板。腹板上有Z形和L形支柱,在起落架转轴处有两根较强立柱。图5-39(b)为旅客机驾驶舱门的加强框,中间开有舱门,框上可固定设备。

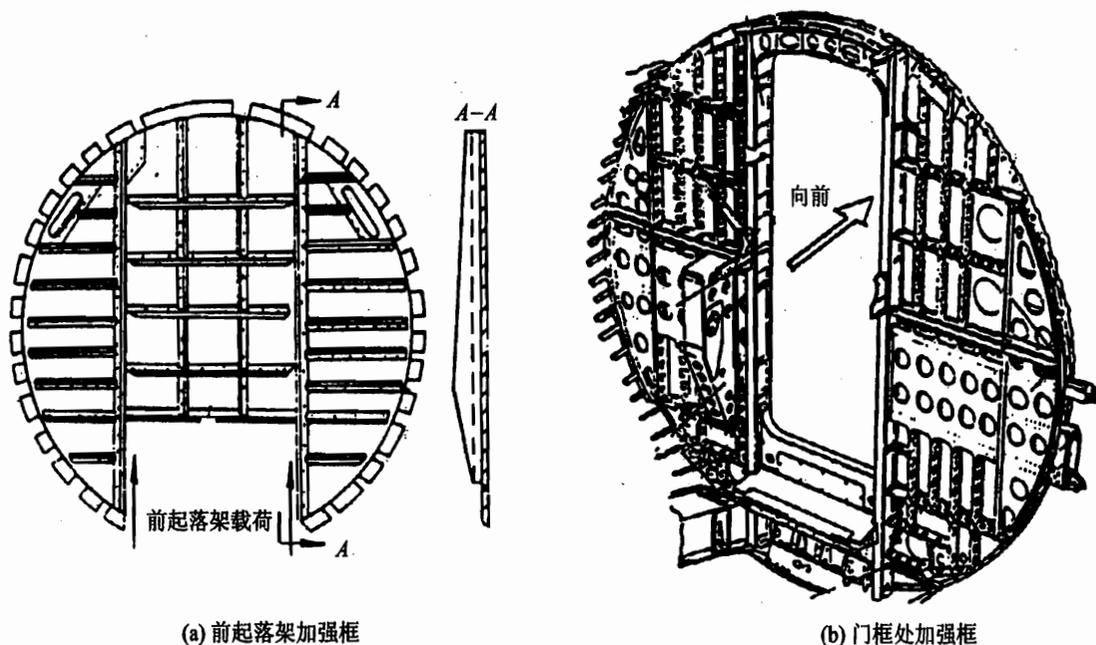


图 5-39 完整的腹板式加强框

② 混合型腹板式加强框,如图5-40所示,为刚框和腹板式加强框组合,即腹板只占机身截面的一部分,其他部分为刚框,此种结构与混合式刚框相似。该框主要承受框平面内集中力和垂直于框平面的分布压力(如增压座舱和增压油箱舱的端框)。腹板框实质上是一个平面板杆结构,其受力主要特点是通过腹板上的加强型材承受集中力并将其扩散到蒙皮上。型材将集中力扩散到蒙皮的过程中腹板受剪。当外载荷存在分布压力时,腹板将受拉或受弯。纵、横型材用来提高腹板稳定性。型材和框缘一般情况只受轴力,当框承受分布压力时,型材和框缘中还存在弯矩。但框缘中的应力相对刚框要小,因此框缘较弱。

下面以某机机翼和机身连接加强框(如图5-41所示)为例进行分析。该框的前面是软油箱,进气道通过隔框,所以除进气道部分都需有腹板,两个安置带接头的框缘接头,进气道上、下布置两根水平横梁,横梁与框缘接头均为很强的30CrMnSiA模锻件,并且与腹板等连接成一体。加强框主要承受机翼主梁传入的弯矩 M 及剪力 Q 。

在对称弯矩作用下,力矩 M 通过框缘接头以力 R_2 和 R_1 、 R_1 和 R_3 作用到两根水平横梁上, R_1 和 R_3 、 R_2 和 R_4 大小相等方向相反,因此水平横梁的力自身平衡(如图5-42所示),两进气道中间的中腹板与上、下腹板均不受力。

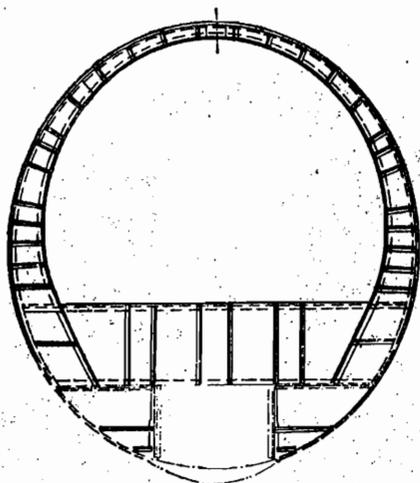
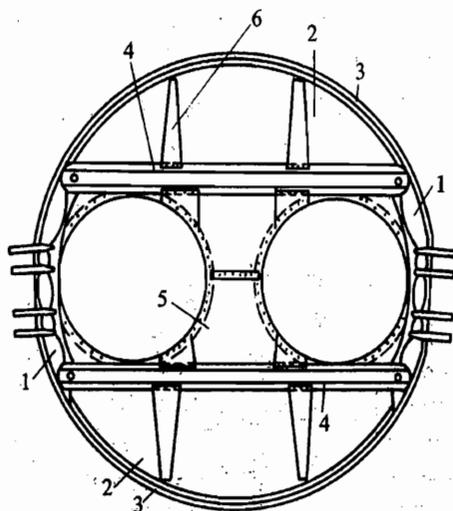


图 5-40 混合型腹板式加强框



1—缘条接头;2—上、下腹板;3—框外缘条;
4—横梁;5—中腹板;6—集中力扩散件

图 5-41 某机机翼机身连接加强框

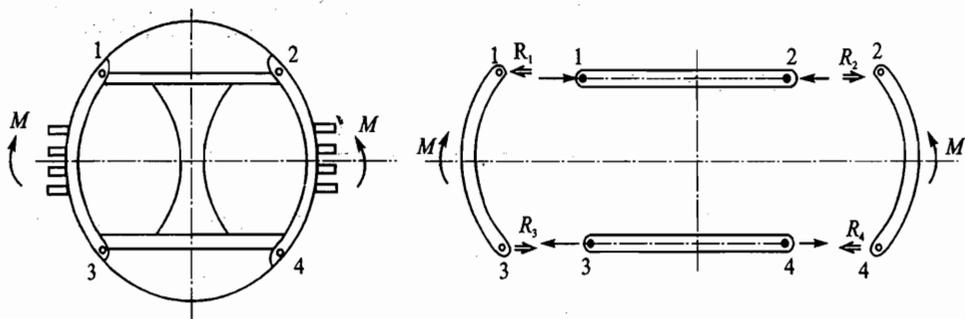


图 5-42 对称弯矩作用下腹板式加强框受力分析

在对称剪力 Q_y 作用下,腹板框将集中力 Q_y 按剪流形式 q_Q 传给机身蒙皮,蒙皮上 q_Q 沿框圆周分布根据机身结构形式确定。在剪力 Q_y 传递过程中框缘接头和水平横梁连接处产生节点力 R_{1y} 与 R_{2y} , R_{3y} 与 R_{4y} , 它们与机身上、下部分蒙皮剪流 q_Q 平衡,而水平节点力 R_{1x} 与 R_{2x} , R_{3x} 与 R_{4x} 大小相等方向相反,分别作用于上、下水平横梁上,并自身平衡,如图 5-43 所示,由于是对称剪力故中间腹板不受力。

当机翼两侧传入不对称力矩时,可将不对称力矩分解成一个对称力矩和一个不对称力矩,如图 5-44(a)所示。对称力矩与上面分析相同,下面仅分析一侧作用一个不对称力矩 M 时腹板框受力特点。加强框中总的内力为对称力矩 M_s 和一侧力矩 M 引起的内力之和。

由图 5-44(b)可知, M 由机身闭室一圈常剪流 q_M 平衡。在接头和上、下横梁的四个节点处产生节点力为

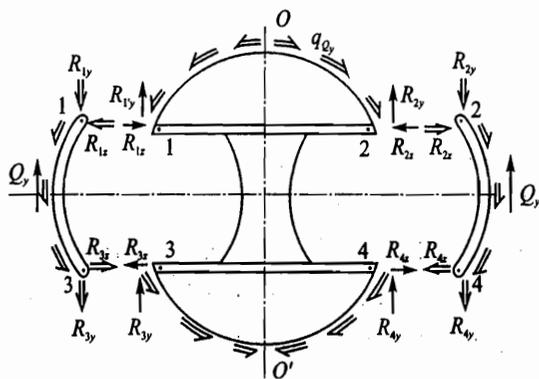


图 5-43 对称剪力作用下腹板式加强框受力分析

$$R_{1z} = R_{3z} = q_M \Omega_1 / h \quad (5-2)$$

$$R_{2z} = R_{4z} = (M - q_M \Omega_2) / h \quad (5-3)$$

式中, Ω_1 、 Ω_2 分别为图 5-44(b) 中左右阴影线面积的两倍。 $R_{2z} > R_{1z}$, 以及 R_{2y} 与 R_{1y} , R_{4y} 与 R_{3y} 形成力矩, 使上、下半腹框不平衡, 此时由中腹板提供剪流 q_{5-6} 和 q_{7-8} , 以及集中力 R_5 、 R_6 和 R_7 、 R_8 , 保持上、下半腹板框平衡。因此, 上、下腹板和中腹板的集中力作用处均安置加强型材料作为集中力的扩散件。

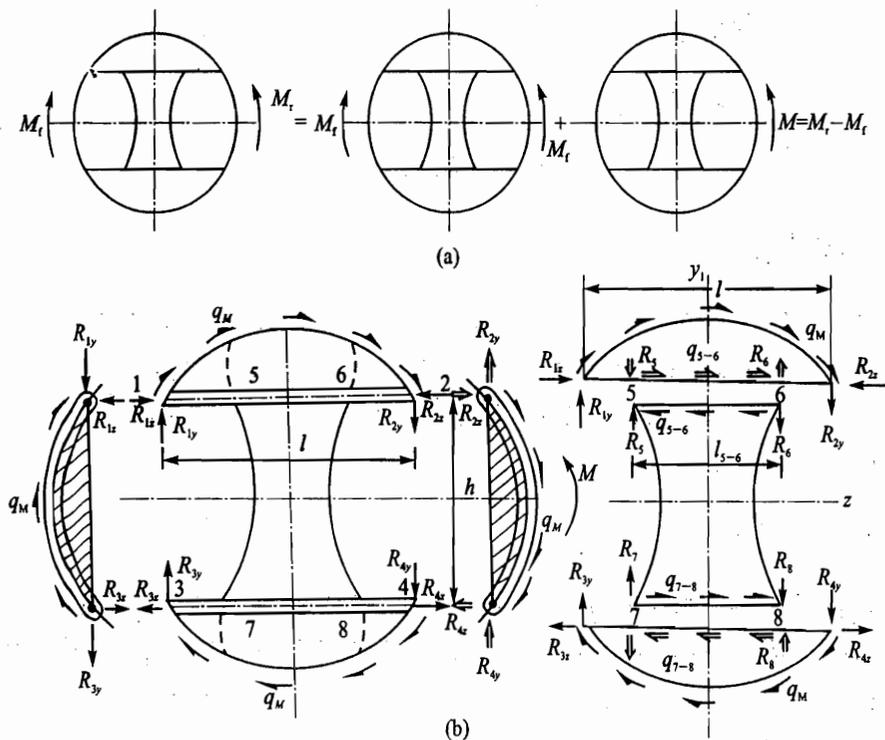


图 5-44 不对称力矩作用下腹板式加强框受力分析

3. 构架式加强框

外形要求较低的飞行器为了减少框缘上的载荷,有时采用构架式加强框,如图 5-45 所示。框的中间有三根支撑杆组成三角形受力框架。由图 5-45 可见,当框上作用集中力 P 时,蒙皮提供对称的支反剪流,使之与外载 P 平衡。从构架式框的受力分析可知,外载荷 P 作用在节点 A ,使两根斜杆受压将力传到两侧接头 B 和 C 。两侧蒙皮上支反剪流 q_P 与斜杆在 B 、 C 点的垂直分力平衡。而 B 、 C 接头处水平分力使横杆受拉,横杆对两侧接头提供水平支反力。由于三根杆的作用,使框缘剖面上的弯曲应力大为减小。

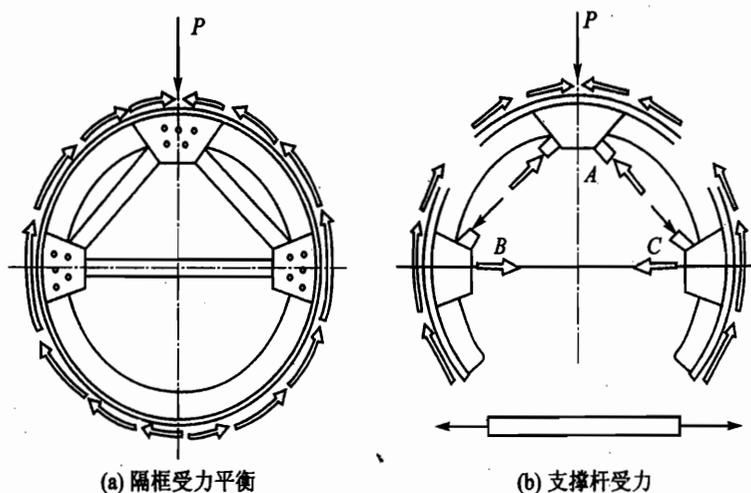


图 5-45 构架式加强框受力分析

5.4.2 加强框的设计

加强框的结构形式选择和设计与机体的外形、内部布置、作用于加强框的载荷大小和性质、有无大开口以及支持加强框的结构特点等因素密切相关。它们都会影响加强框的结构形式。因此,加强框的结构形式很多,设计的原始条件也不同,但设计原则是一样的。下面介绍加强框设计中几个问题。

1. 加强框结构形式选择

首先从结构布局确定加强框的位置和设计要求。如果加强框中间要安置进气道、发动机等其他装置,则必须按刚框式加强框设计,如果加强框为座舱和油箱等端框,则采用腹板式加强框或混合式加强框。因此,加强框的功用和载荷决定了框的结构形式。

刚框的构造形式主要依据刚框弯矩的分布和大小、刚框的截面高度和工艺制造能力确定。如框缘截面弯矩大,而刚框的截面高度受限制,一般采用整体式刚框;若框的截面高度大,能充

充分发挥框缘条的承载能力,则采用组合式结构;若受生产条件限制,不能制造大型锻造件,则可采用分段整体式刚框或混合式刚框。

表5-1比较了三种结构形式加强框的特点,加强框的结构形式选择除上述各因素外,结构制造工艺性、经济性和质量等方面也是重要因素。近年来,由于数控机加技术和数字化设计技术的发展,承受载荷较大的加强框常采用模锻机械加工件,这样可提高材料利用率,减少机加工作量,但模锻费用高,对于产量少或试造时,可采用预拉伸板作为毛坯,此时,机加工作量大,材料利用率低,只达到2%~3%。

表5-1 加强框结构形式特点

结构形式	机加工的环形刚框	钣金加工的腹板式框	构架式框
原材料	铝合金、钛合金或合金钢的模锻件或板材	铝合金板材和型材	铝合金板材和管材
制造工艺性	数控加工工作量大,装配工作量小,装配型架简单	零件加工工作量小,装配型架复杂,装配工作量大	零件加工及装配均简单
材料利用率	材料利用率低,模锻件只达到20%	材料利用率高	材料利用率高
强度和疲劳寿命	一般用于高强度加强框,连接接头少,疲劳寿命高	连接接头多,故疲劳寿命差,所能承受载荷较小	疲劳寿命低
质量	结构利用率高,故质量轻	零件重叠层次多,连接件多,结构效率低,故质量较高	维形件与受力件分开,故使质量增加

环形刚框式加强框最好采用整体模锻机加件,避免连接引起结构质量增加,“幻影”2000机翼与机身结合框为铝合金整体模锻件,如图5-46所示。如果受制造设备限制或采用不同材料等原因应考虑分段制造,F-15和F-16的机翼和机身结合框均为两种组合框,如图5-47所示。

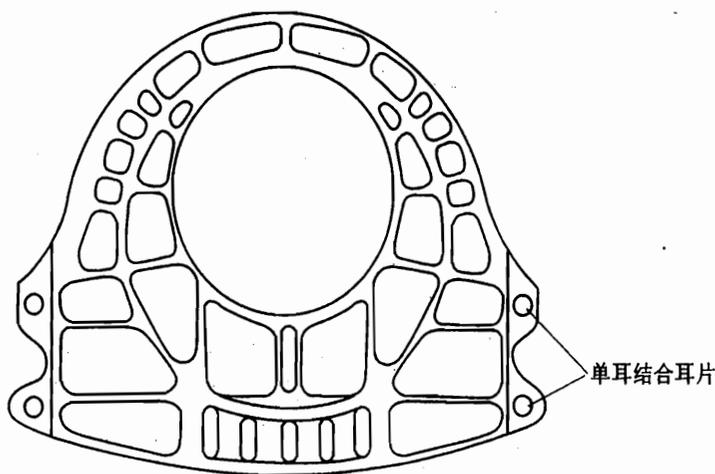


图5-46 “幻影”2000机翼与机身结合框

将环形刚框分段制造时,加工后需将两段再连接成一个整体。在连接处应将缘条和腹板均牢固连接形成固接接头。如图 5-48 所示为苏-27 尾翼和后机身连接钛合金加强框,图 5-48(a)为与垂尾连接的焊接整体式框,图 5-48(b)为与平尾连接的螺接式框。为了减少连接接头的质量,应将连接节点选在框缘弯矩最小处。图 5-49 为环形框在对称弯矩作用下框缘中弯矩 M 的分布。因此框的分段节点应取在 $M \approx 0$ 处。

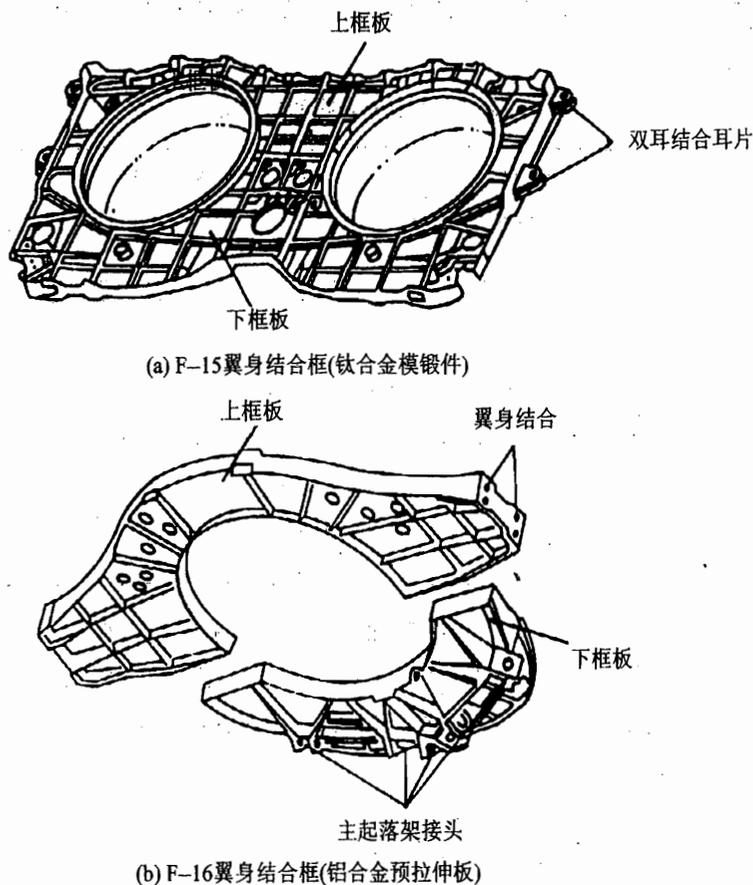


图 5-47 战斗机的机翼与机身结合框

2. 加强框的构造设计

环形刚框式加强框的弯矩和轴力由框缘承受,内、外框缘条以一对轴力形式承受,由此确定框缘形状和剖面面积,剪力由腹板承受,由它确定腹板厚度。为了提高框缘承载能力,在结构外形尺寸和内部安置允许情况下尽量提高框缘高度。由图 5-49 可知框缘内的弯矩沿框的周向是变化的,因此,在设计时可以沿框的周向改变框缘高度、缘条截面积和材料。例如,图 5-36(a)所示加强框,框缘高度和剖面尺寸沿圆周变化,框的上、下两段采用铝合金锻件,两侧弯矩较大处框段采用合金钢模锻件,使框的设计符合等强度设计规律,从而减轻结构

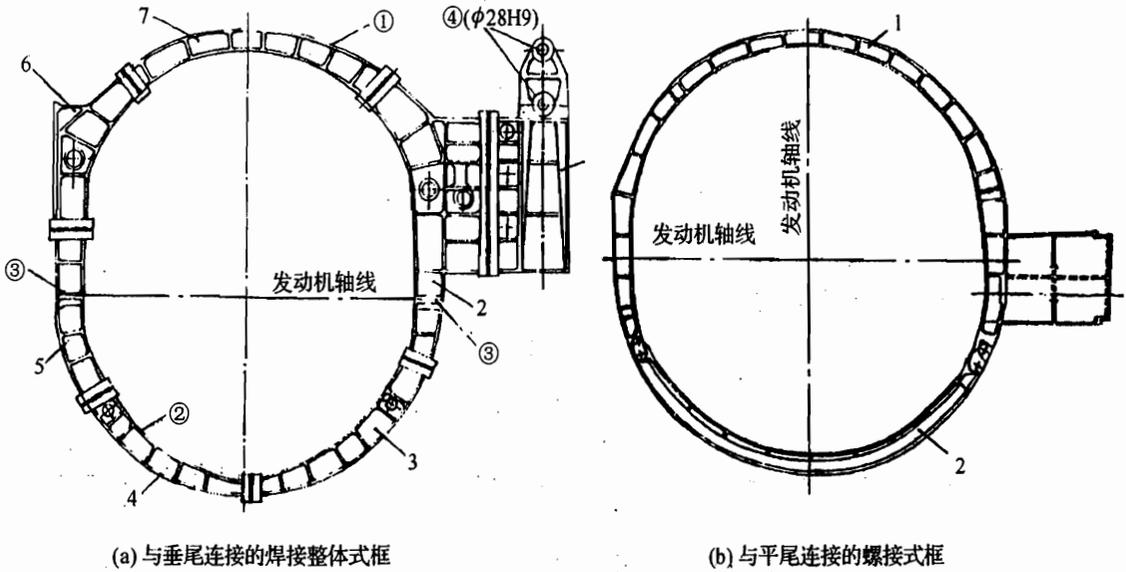


图 5-48 苏-27 尾翼和后机身连接钛合金加强框

质量。

当框平面内承受集中力时,在相应处必须安置加强筋或加强型材以便将集中力扩散成腹板上剪流,对于腹板式加强框,当腹板较薄时,在剪切内力作用下会受剪失稳。另一方面,刚框的曲率较大,框缘受正弯矩时(外缘条受拉、内缘条受压),内、外缘条对框腹板产生分布径向压力,如图 5-50 所示,此时,腹板单位周长上的压力和压应力分别为

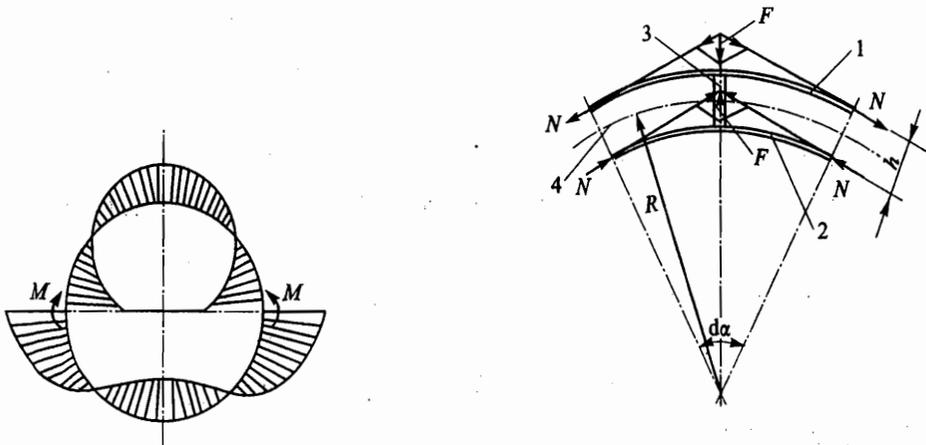


图 5-49 圆形刚框在对称弯矩作用下弯矩分布图

1—外缘条;2—内缘条;3—支柱;4—腹板
图 5-50 刚框式隔框弯曲变形引起的径向压力和支柱的作用

$$p = \frac{Nd\alpha}{Rd\alpha} = \frac{M}{hR} \quad (5-4)$$

$$\sigma = \frac{p}{t} = \frac{M}{hRt} \quad (5-5)$$

式中, R ——框缘截面中心线处曲率半径;

h ——框缘截面高度;

t ——框缘腹板厚度;

M ——计算部位框缘截面弯矩。

假设框缘处两支柱间距离为 S , 则支柱上总压力 F 为

$$F = pS = \frac{MS}{hR} \quad (5-6)$$

为了提高框腹板受剪和受压的失稳临界应力, 在框腹板上设置一些支柱, 如图 5-36 所示。

刚框框缘处弯矩是刚框设计的主要因素, 为提高刚框的疲劳寿命应尽量避免在框缘受拉处存在应力集中(如尖角或开小孔)和制造引起残余拉应力。当纵向构件与加强框交错时, 一般将纵向构件(长桁)断开然后用角片将两纵向构件连接。

3. 加强框设计实例

(1) 典型的翼身结合框的设计方法

1) 外载荷计算

机翼传给机身载荷主要有剪力(即机翼的升力)扭矩和弯矩(升力引起机翼根部弯矩), 剪力通过接头传给加强框后由机身蒙皮提供支反剪流平衡, 而弯矩在机身内平衡可分为两种, 一种是左右机翼弯矩传给加强框在框上平衡(如 F-15 和 F-16 等), 另一种是通过中央翼在中央翼大梁上平衡(如苏-27 等)。

作用在加强框上的主要翼载有 A 、 A' 、 B 、 L_A 等载荷情况, 在设计计算时可取 A' 情况。

当机翼与机身结合有几个加强框时, 在加强框设计前应进行各框的载荷分配。载荷分配取决于各框的刚度比——框弹比。所谓框弹比是指在各框的翼身结合交点上加一单位载荷时, 各框在结合交点处所产生变形量之比。但是在确定各框载荷和框的剖面之前又不可能计算各框的刚度。加强框上载荷主要是机翼的弯矩(机翼弯矩引起框的内力约占总内力的 97%)。加强框能够承受弯矩的能力取决于框缘的高度, 因此可以根据各框的框缘断面结构高度进行估算, 这种近似估算方法对设计计算是合理的。

2) 加强框结构方案确定

根据机身的结构布局确定加强框位置、相对各部件的几何尺寸和外形尺寸后, 由全机结构布局和传力路线, 框上承受的外载荷大小和性质, 确定加强框的结构形式。

3) 加强框的构造设计和强度分析

对已确定的结构形式,根据外载荷进行内力分析,而以内力分布来确定结构中各元件的初步位置和剖面尺寸,根据框的初步结构尺寸进行有限元分析,得到应力分布后验算结构的剩余强度,对结构元件布置和剖面尺寸进行修正,也可采用优化设计方法取得最佳剖面尺寸。

采用有限元分析方法时数据准备工作量大,因此在初步设计阶段可将元素网格划分少许粗些,也可以采用工程计算方法如力法,在初步结构尺寸确定以后,可用有限元法进行强度校核。

(2) 弹身与弹翼连接的加强框设计

图 5-51 为弹身结构与四个弹翼连接的加强框,四个弹翼对称均匀布置在框上,加强框承受弹翼传来的弯矩 M 和剪力 Q ,在弹身蒙皮支持下处于平衡状态。在设计时可假设加强框为圆形刚框,框内载荷可分解成四种典型受力状态(即两组剪力,两组弯矩),分别求出四种典型状态框的内力,再将它们叠加,即得到框的内力。对于加强框,一般说弯矩是主要内力,当框的剖面尺寸能满足弯曲应力的强度条件时,往往剪切强度自然得到满足。

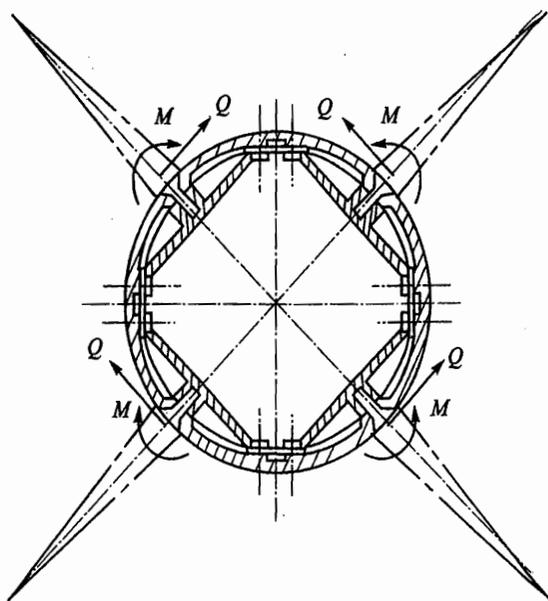


图 5-51 弹身和弹翼连接加强框

5.5 开口区结构受力分析和设计

由于使用维护的要求,机体结构必须设置各种开口,如座舱舱门(或军用机驾驶舱舱盖、航天员出入窗门)、起落架舱门、油箱舱门、炸弹舱舱门、旅客舱门、应急舱门、货舱门、发动机检查舱门以及各种设备检查口盖等,图 5-52 为某旅客机上各种舱门布置。即使在导弹和火箭上也有各种检查口盖,例如萨姆-2 导弹就有 19 个大小舱口。在航天器的气密舱中也有特需舱盖,例如“联盟”号返回舱上有两个供航天员出入窗门、四个观察用舷窗和一个降落伞舱盖,航天飞机轨道器的前机身中有 11 个舱口、中机身上开有全长度舱盖。机体开口后破坏了原受力结构的完整性、连续性(对气密舱则存在密封问题)。必须对结构进行补强,以弥补由于开口对结构引起的削弱,从而使结构质量增加,对于纵向和横向构件断开较多的大开口,结构质量会增加开口区质量的两倍之多。因此,开口的布置首先满足使用维护和飞行器布局要求外,从机体结构设计出发,则希望开口位置尽量处于结构受力较小,外形比较平直的部位,并尽量使受

拉构件切断较少,开口形状以圆形较好,如非圆形则转角处必须采用圆角。为保持结构外形流线,在开口处必须有口盖或舱门。

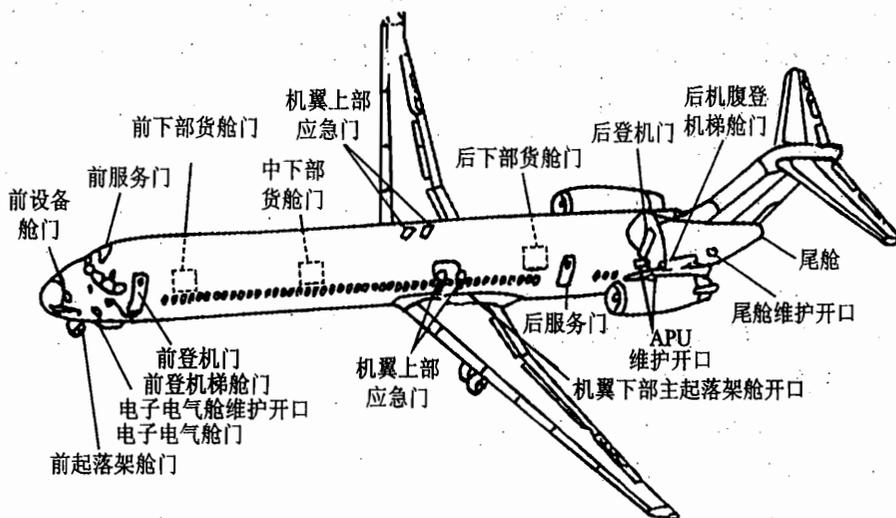


图 5-52 旅客机机身各种舱门的布局

5.5.1 开口和口盖的分类

通常按开口尺寸的大小分大开口、中开口和小开口,开口尺寸指开口某边尺寸与开口所在处机体的基准尺寸相比而言。开口尺寸大小主要影响结构受力连续性和连续程度。例如,萨姆-2 导弹的仪器舱舱口尺寸为 $914\text{ mm} \times 173^\circ$,则周围一半的弹体均为开口,即 50% 纵向元件被切断。因此,在开口处构造上应采取措施,以补偿开口所引起的削弱。

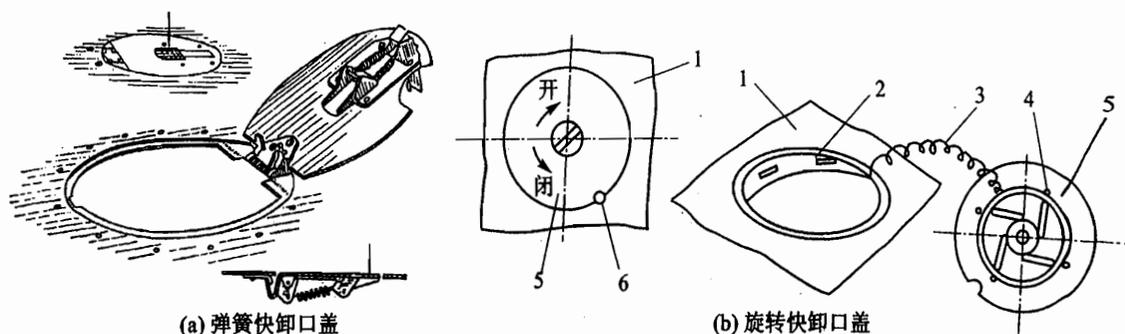
在与飞行器的外形以及密封舱段有关的结构上开口,为了提供整体外形和舱段的密封,在开口处必须有口盖或舱门。口盖可分为下列几类。

1. 按使用特性分类

口盖按使用特性可分为两类,即快卸口盖与一般口盖。快卸口盖通常只需要简单地按一下或旋转一下,即能使整个口盖打开或关上(如图 5-53 所示),因此使用维护方便。一般用于尺寸较小(小于 120 mm)和经常检查的口盖。一般口盖与基体结构的连接点较多,连接处需加强,如图 5-54 所示。

2. 按受力特性分类

口盖受力特性与开口周围的加强以及开口处附近原来的基体结构的受力特性有关。口盖按受力特性可分为不受力口盖和受力口盖两类。



1—舱体;2—口框;3—钢索;4—杆子;5—口盖;6—定位铆钉

图 5-53 快卸口盖

不受力口盖不参与结构整体受力而只受口盖上的局部气动载荷,并把此载荷传给基体结构。快卸口盖都为不受力口盖。不受力口盖若布置于不受力基体结构上时,开口附近不需要加强;若布置于受力基体结构上,开口附近需适当加强,以传递剪流或轴向力,保持结构传力系统完整性。不受力口盖一般均为小口盖,对在体结构破坏较小,故基体补强较简单,对结构质量增加较少。

受力口盖能传递原开口处所需传递的剪流或轴力,或者剪流和轴力。故受力口盖又分受剪口盖和受轴向力口盖,部分受力口盖和受力式口盖。口盖受力情况决定于开口处原基体受力形式、口盖结构形式和口盖与结构的连接。图 5-54 为两种受力口盖形式。口盖本身可以承受剪流或轴力,但受力口盖与基体连接处应保证传递剪流或轴力,图 5-55 表示

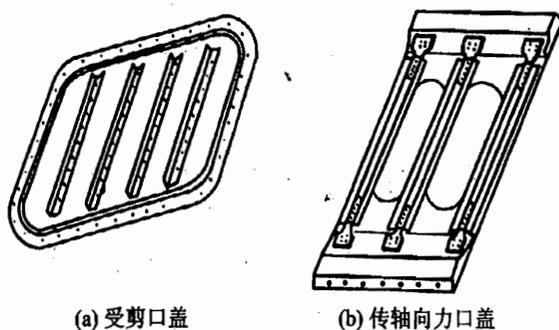
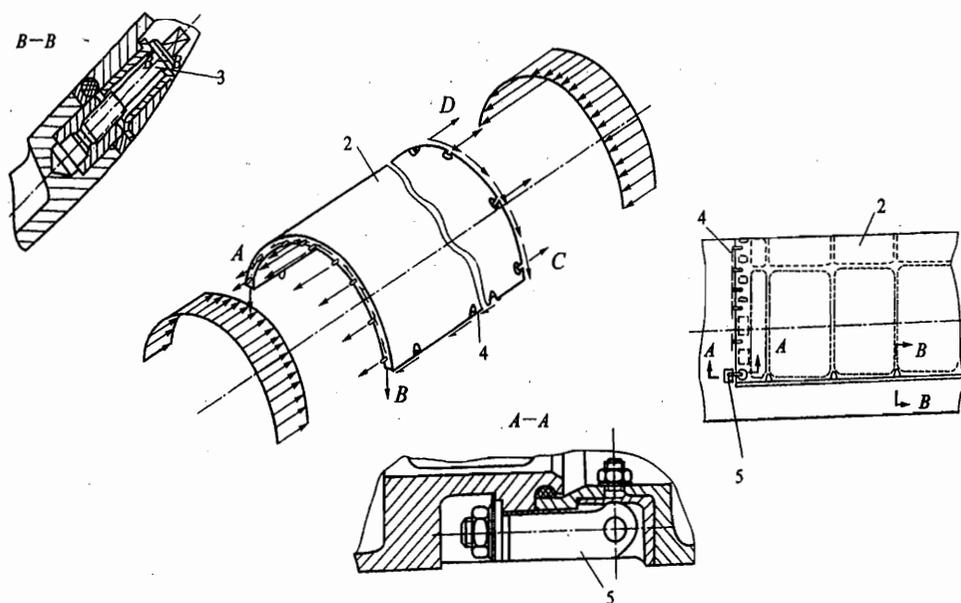


图 5-54 一般受力口盖

表示受力式口盖与基体结构连接形式,口盖上有纵、横向加强筋保证了口盖本身的强度和刚度。口盖和基体结构通过口盖周缘的连接螺栓与销钉来连接,口盖两端(如图 5-55 中 A-B 和 C-D 端所示)的连接接头承受弯矩、轴向力、剪力和扭矩引起的正应力和剪应力;口盖两侧(即 A-D 与 B-C 边)靠锥形销钉承受剪力和扭矩在该处引起的剪流。

当口盖与基体结构之间螺栓连接不能保持均匀的张紧度时,纵向元件不能全部参加受力。因此,对口盖和连接件的加工制造与装配上要求较高。由于这个原因,常将口盖设计成只参加受剪而不参加承受轴向力的口盖,即部分受力式口盖。即使完全受力式口盖,理论上可以认为口盖能够参加基体结构受力,但实际上由于工艺制造等原因,口盖不可能达到理想的受力状



1—舱体;2—口盖;3—螺栓;4—锥形销;5—折返螺栓

图 5-55 受力式口盖

态,因此口框的边缘应给以加强,一般将开口边缘的纵向元件加强并加长,加强件长度应大于开口的纵向边长度。

5.5.2 开口区受力和结构设计

开口区受力特性与开口处的基体结构受力特性以及开口区加强形式有关。基体结构受力情况可分为三种。开口处的基体结构不参与整体受力(如机体头部蒙皮只承受局部气动载荷),则称为不受力基体结构;若基体结构只承受剪流而不承受轴向力(如图 5-14 所示的梁式结构,或者图 5-11 梁较强的桁梁式结构),蒙皮和长桁组成壁板可以承受部分正应力,但蒙皮主要承受剪流,此类结构称为受剪基体结构;若基体结构参与整体受力,承受剪流和轴向力,则称为受轴向力基体结构。

1. 中、小开口区的补强设计

在受力基体结构中的小开口一般只破坏基体结构的受剪蒙皮,为传递开口处蒙皮的剪流,需在蒙皮内表面沿开口周缘镶上一个口框,如图 5-56 所示,通常用法兰盘式加强环。设计时应尽可能利用孔附近基体结构的框和桁条等元件,如图 5-56(d)的法兰盘与四周型材共同形成一刚框,可承受开口处局部弯矩,在四个角上安置斜筋承受弯矩引起的轴向力。

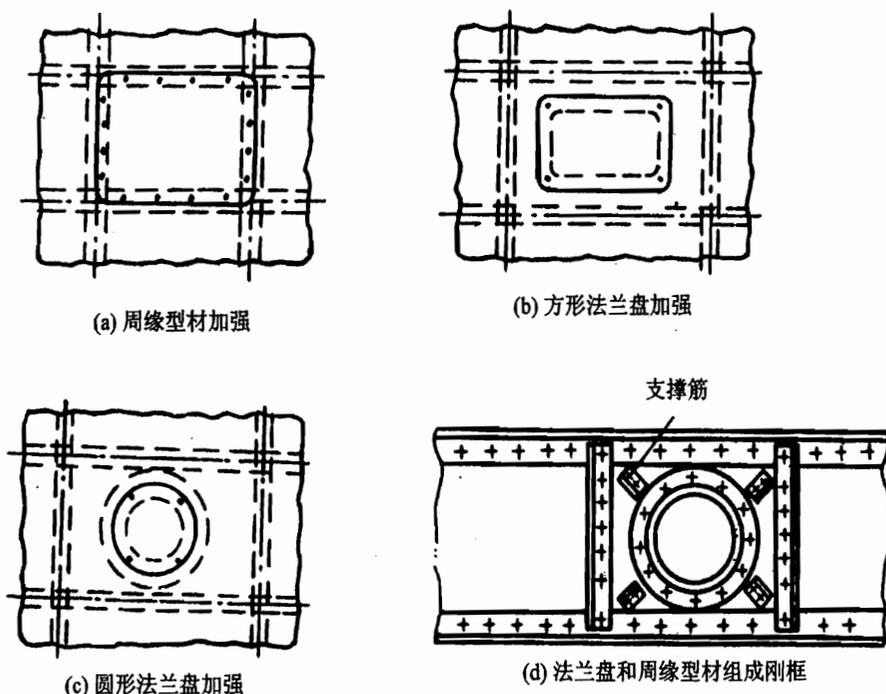


图 5-56 小开口处口框的构造

中开口一般不仅切断受剪蒙皮, 往往还切断受正应力的构件(长桁)。一般采用下述三种加强形式。

(1) 刚框式口框

口框式加强是指绕开口周围布置一圈截面具有抗弯能力的加强结构——类似刚框, 故称刚框式口框。对于受轴向力基体结构, 将口框取出后, 在口框周围将承受剪流和轴力, 口框外的基体结构受力与未开口前相同, 口框本身受有自身平衡的外力系。对于受剪基体结构则口框只承受剪流, 图 5-57 为口框传递剪流时内力图。在口框中存在弯矩 M 、剪力 Q 和轴力 N 。将口框沿对称面切开(如图 5-57(b)所示)口框上剪力 Q 由平衡得

$$Q = \frac{1}{2} q_0 h \quad (5-10)$$

式中, q_0 ——作用于口框上剪流, 即被切掉处结构的剪流。

由图 5-57(d)可知口框中最大弯矩 M_1 为

$$M_1 = \frac{1}{4} q_0 b h \quad (5-11)$$

也可将口框在四个角处切开分成四段, 分别画出各段的平衡图(如图 5-57(c)所示), 由图中得轴力 N 为

$$N = \frac{1}{2} q_0 h \quad (5-12)$$

弯矩 M_1 和剪力 Q 与式(5-11)和式(5-10)相同。

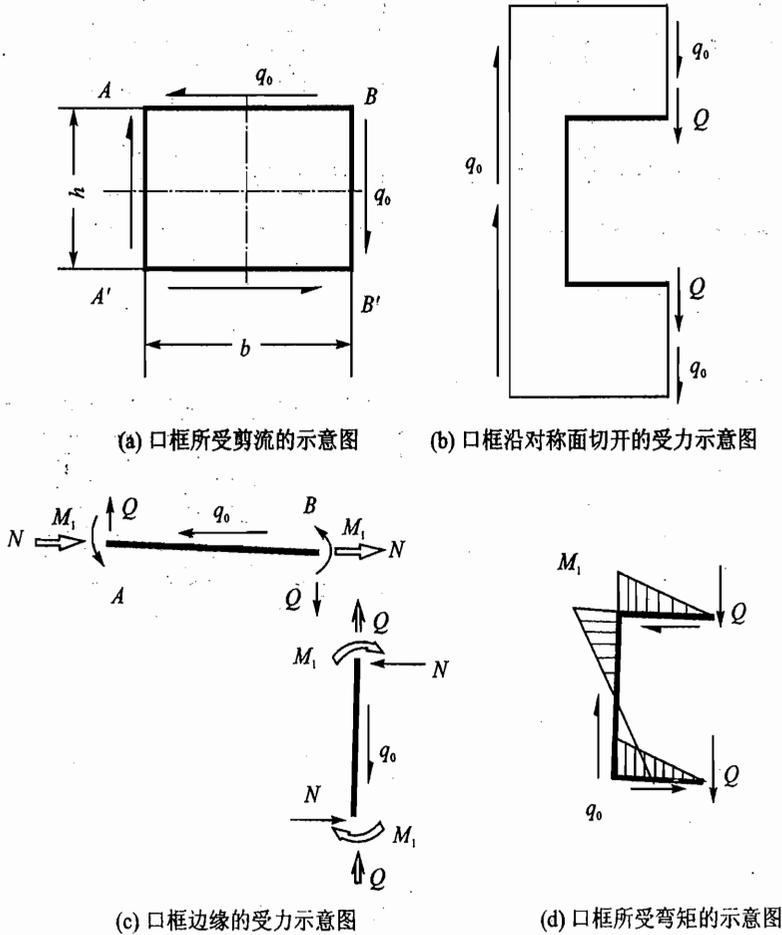


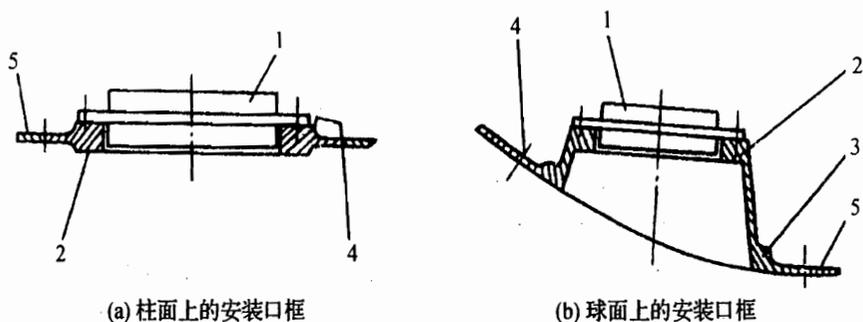
图 5-57 刚框式口框传力示意图

当开口较大并将纵向构件切断时,纵向构件轴力将加在口框上,此时按刚框上作用集中力求出弯矩、轴力和剪流,与上述计算的内力叠加得到口框中总的内力。集中力引起口框中弯矩较大,采用刚框式口框加强方案将使结构质量增加较多,故对于更大开口一般不采用此种形式。

图 5-58 为航天器轨道器上舷窗安装口框,在返回舱的密封舱壁上局部增加厚度或在返回舱底框板上局部增厚,作为安装舷窗的口框。

(2) 围框式加强形式

围框式加强形式是在开口区采用井字形加强件与周边一圈原结构的纵向桁条、隔框和蒙皮等组成。围框式加强形式类似于将口框的梁式截面改成由内、外侧两根受轴力杆和中间蒙皮组成的薄壁梁式受力截面,如图 5-59 所示,由于围框的截面高度比口框的框截面大,故在受同样的弯矩时,围框中加强件的应力比口框的小,因此这种开口补强形式在结构质量上较围框式有利。



1—舷窗; 2—舷窗口框; 3—壳体安装框; 4—焊缝; 5—壳体

图 5-58 舷窗安装口框

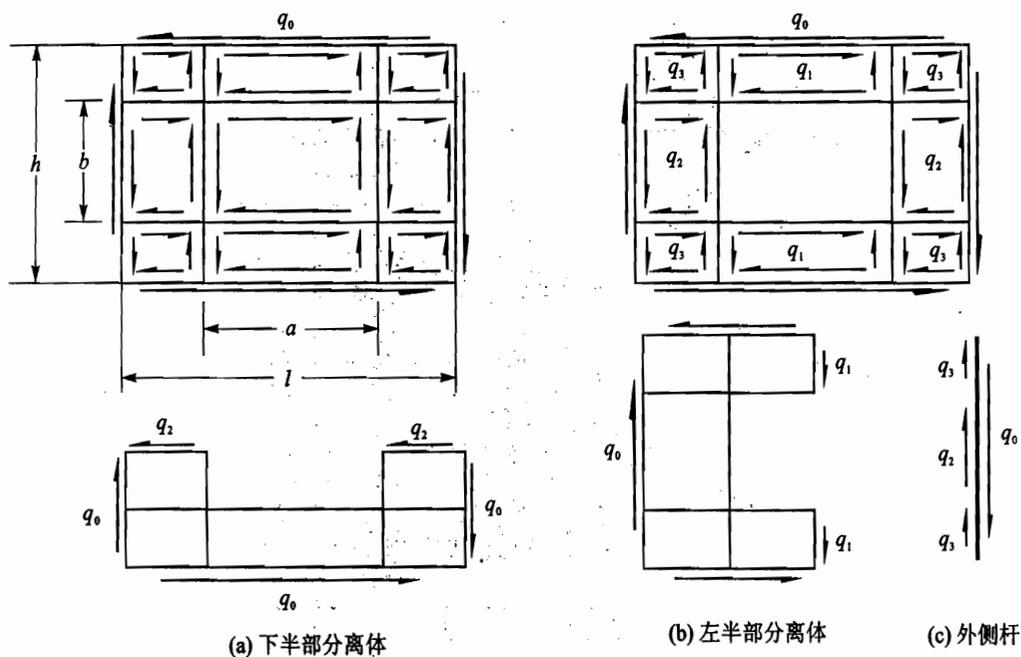


图 5-59 围框式加强处受力分析

图 5-59 表示板杆补强的围框式结构传力特性, 假设围框周边杆的外侧仍近似作用有类似于没有开口时的原剪流 q_0 , 开口和加强件是对称布置, 现取一半结构为分离体, 如图 5-59 (a) 所示, 平衡得

$$q_2 = \frac{q_0 l}{l - a}$$

同理, 沿机体横截面取另一半结构为分离体, 如图 5-59 (b) 所示, 平衡得

$$q_1 = \frac{q_0 h}{h - b}$$

取外侧杆,如图 5-59(c)所示,平衡得

$$q_2 b + q_3 (h - b) = q_0 h$$

$$q_3 = \frac{q_0 h - q_2 b}{h - b} = q_0 \frac{(l - a)h - bl}{(h - b)(l - a)}$$

求出 q_1 、 q_2 、 q_3 后,即可画出全部加强杆的轴力图。开口尺寸和围框尺寸不同,剪流分布不同。杆中轴力增加,纵向杆需加强。开口两侧蒙皮受到较大剪流,蒙皮厚度需增加。图 5-60 为机身开口周围的结构布局,由机身本身桁条、隔框和井字形加强件组成,从损伤容限设计考虑在四个角上设置加强搭接带。L-1011 飞机的垂直滑动开启式门采用此种形式(如图 5-61 所示),在舱门的上、下有上主槛梁和下主槛梁,舱门两侧有边缘框架,被切断的纵向桁条均用加强筋连接。

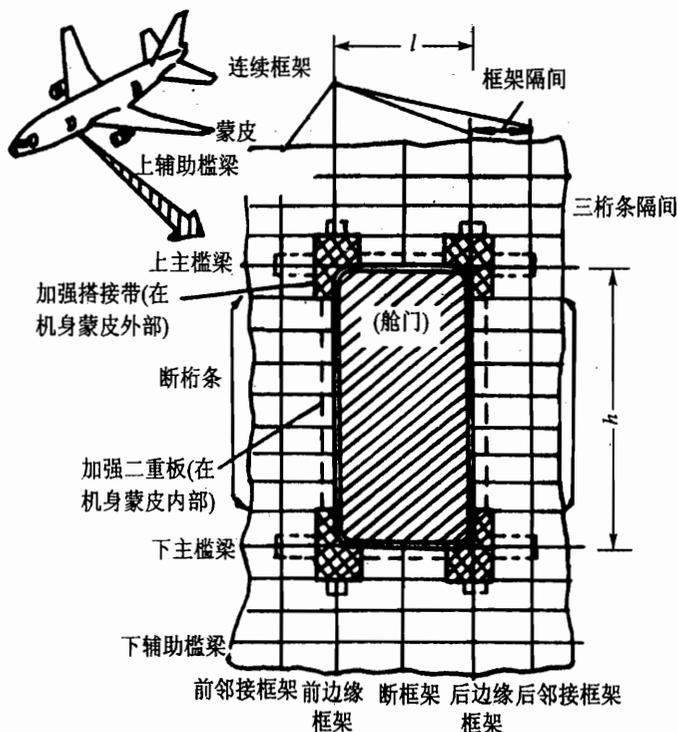


图 5-60 机身舱门开口周围的结构布局

(3) 加强垫板式补强装置

在开口周围布置一加强垫板(如图 5-62 所示),将切断的桁条和隔框与垫板连接共同形成的围框。开口两侧布置加强型材,通过蒙皮和垫板剪切,把切断桁条上的轴力集中到开口两侧的加强型材上去,加强型材必须伸长一个框距,逐渐“参与受力”,这样将轴力传递到开口区之外的参与段内。两端隔框需局部加强,使加强型材、加强隔框和加强垫板构成一围框承受剪力和轴力。加强垫板往往采用厚板经化学铣切的方法制成。某战斗机减速伞舱开口区采用此

种形式。

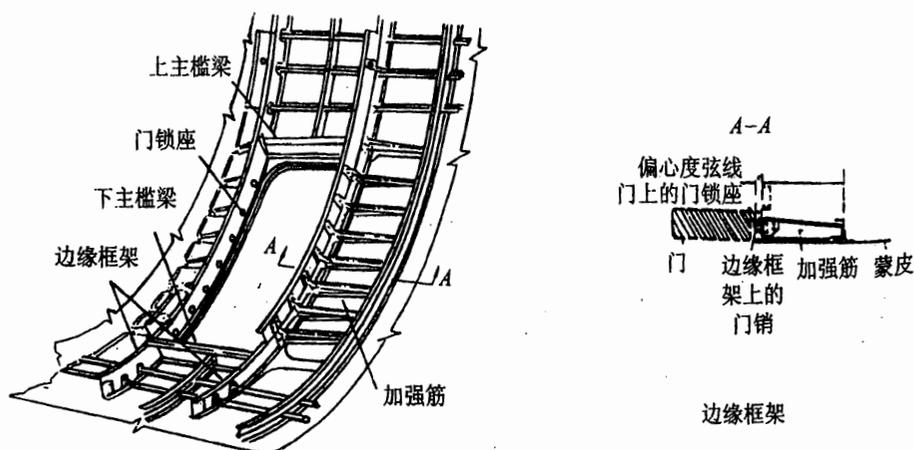


图 5-61 L-1011 飞机的垂直滑动开启式门的开口补强结构

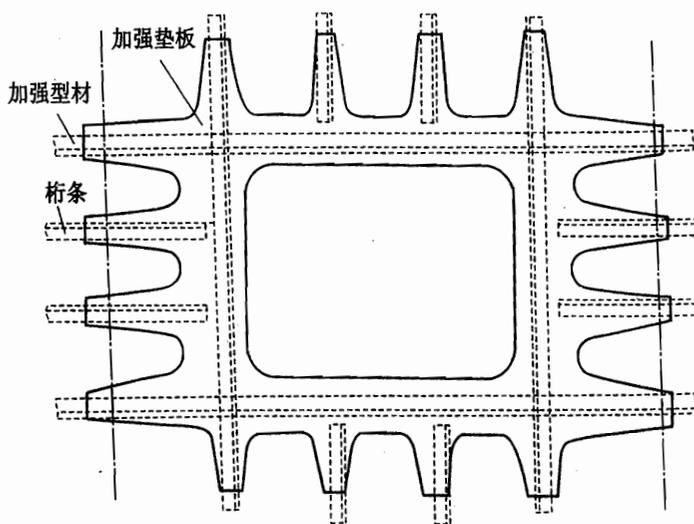
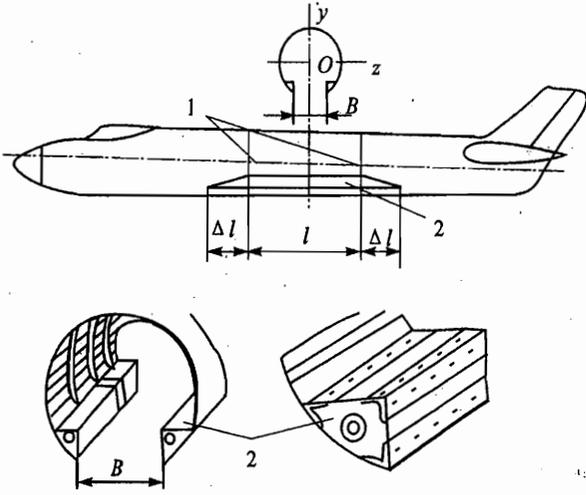


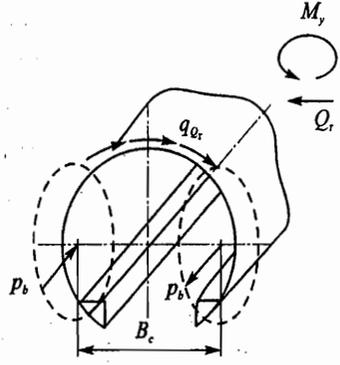
图 5-62 机身开口处加强垫板

2. 大开口区的补强设计

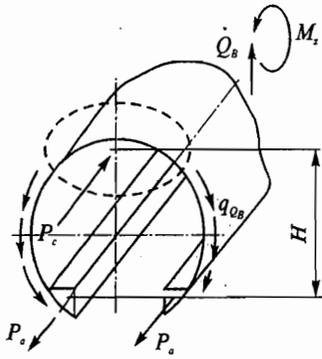
机体结构上有时需要布置一些大开口,如轰炸机的炸弹舱门。战斗机的设备舱的座舱、导弹的设备仪器舱和航天飞机货舱(中段机身)等。这类开口长度和宽度都较大。对于这类大开口一般采取在开口两端设置加强框,开口两侧安置桁梁或加强桁条的加强形式。图 5-63 表示某轰炸机机身炸弹舱开口区加强方案,开口两端有腹板式加强框,开口两侧安置封闭剖面式薄壁梁的桁梁(如图 5-63(a)所示),采用小闭室剖面薄壁梁可增加机身整体刚度和梁的局部



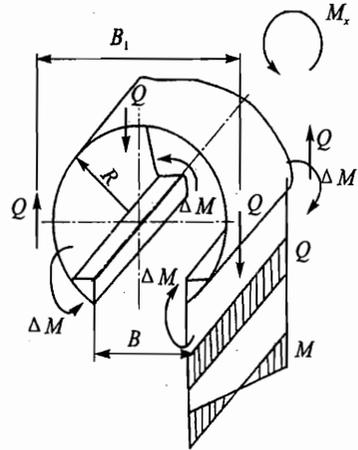
(a) 机身下大开口处纵向加强件



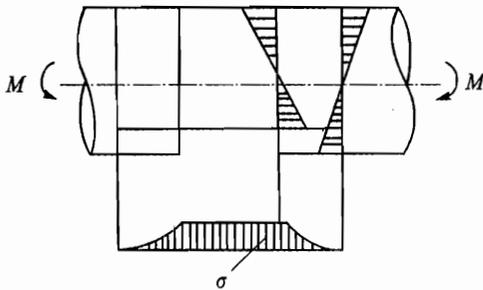
(b) 承受剪力 Q 和弯矩 M



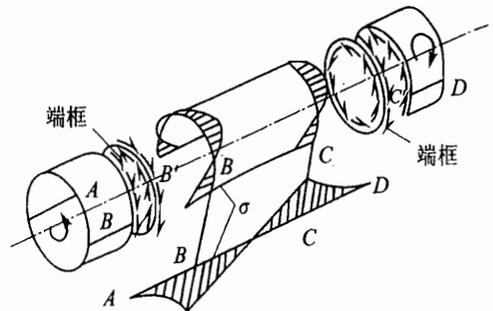
(c) 承受剪力 Q_s 和扭矩 M_x



(d) M_x 作用下受力图



(e) M 作用下受力图



(f) 开口处参与段受力图

图 5-63 机身大开口区结构受力分析

刚度。开口处的轴向力主要由桁梁来传递,被切断的桁条上轴力通过蒙皮受剪逐步传到桁梁上,桁条必须有一定参与段 Δl ,因此加强桁梁的长度应超出开口端一直延伸到参与段内。

在一般情况下,由后机身向开口部位传递载荷为:垂直剪力 Q_B 、水平剪力 Q_r 、垂直弯矩 M_z 、水平弯矩 M_y 和扭矩 M_x 。首先分析剪力传递,剪力 Q_B 由两侧蒙皮的剪流 $q_{Q_B} = Q_B / (2H)$ 平衡,如图 5-63(c) 所示;剪力 Q_r 由上半圆的剪流 $q_{Q_r} = Q_r / B_c$ 平衡,如图 5-63(b) 所示,为了在切口边界将剪力 $Q_r / 2$ 从下半圆移到上半圆,就需要两端加强框是能传递剪力的腹板框。由图 5-63(b) 和 (c) 可知,弯矩在开口段也相应得到平衡,弯矩 M_z 由上半圆壁上正应力(合力 P_c)与加强桁梁上轴力 P_a 形成力矩 $M_z = P_c H = 2P_a H$ 平衡。弯矩 M_y 由力臂力 B_c 的力偶 $M_y = P_a B_c$ 平衡。开剖面段承受弯矩时开口两侧加强桁梁是逐渐参与受力的,因此需延长到参与段,如图 5-63(e) 所示,弯矩作用下,加强桁梁受压,这就要求增加加强桁梁的横截面积,保证受压时桁梁的稳定性,采用闭合的横截面形状,而且横向尺寸加大,以提高桁梁的刚度。

扭矩 M_x 由开口段以参差弯曲的形式来承受,扭矩作用加强框上,如图 5-63(d) 所示。加强框以臂长 B_1 的力偶 $B_1 Q = M_x$ 传至开口段两侧壁,两侧壁受剪力 Q 和弯矩,侧壁上剪流 $q_Q = Q / H$,最大弯矩 $M = Ql / 2$,其中 l 为开口段长度, H 为开剖面承弯时当量高度, B_1 可近似取 $B_1 = 2R$, R 为机身半径,实质上 B_1 为两侧壁板剪流合力作用点之间距离,即两侧壁弯心之间距离。在两侧加强桁梁上将受到附加弯矩 M 引起的正应力 $\sigma = M / (Hf)$,其中 f 为加强桁梁的剖面面积。两端参与段长度 $\Delta l = B$,一般两端纵向元件延长一开口段宽度则可将附加弯矩降到零,则如图 5-63(f) 中所示, \overline{AB} 、 \overline{CD} 段长度为 B 。

5.6 机体的连接和分离机构设计

机体结构把翼面、起落装置、太阳能帆板、大型天线和发动机等连成一整体。这些连接设计,尤其是翼面和机体的连接,各舱段之间连接是结构设计中重要环节之一。连接设计内容较多,包括接头位置布置、连接接头构造形式、结构强度和刚度分析、接头工艺及加工要求等。连接与分离机构设计与机体结构形式、被连接部件结构有关。机体与翼面的连接已在上章进行了介绍,本节主要介绍其他连接的要求、结构形式、受力分析以及分离机构设计。

5.6.1 起落架与机体连接

一般情况下,飞机(或航天飞机轨道器)的前起落架均固定在机体的前机身前起落架舱内。图 5-64(a) 为某旅客机前起落架在机身上固定形式。对于大多数战斗机等小型飞机主起落架都固定机翼翼梁上,但对于一些大型运输机来说,由于装卸货物的需要而必须降低主起落架的高度,因而将主起落架固定在机身,如图 5-64(b) 所示。主起架缓冲支柱直接与机身加强框侧部上的接头相连。其他主要受力构件与机身框或梁相连,传力路线短、受力直接,结构质量轻。

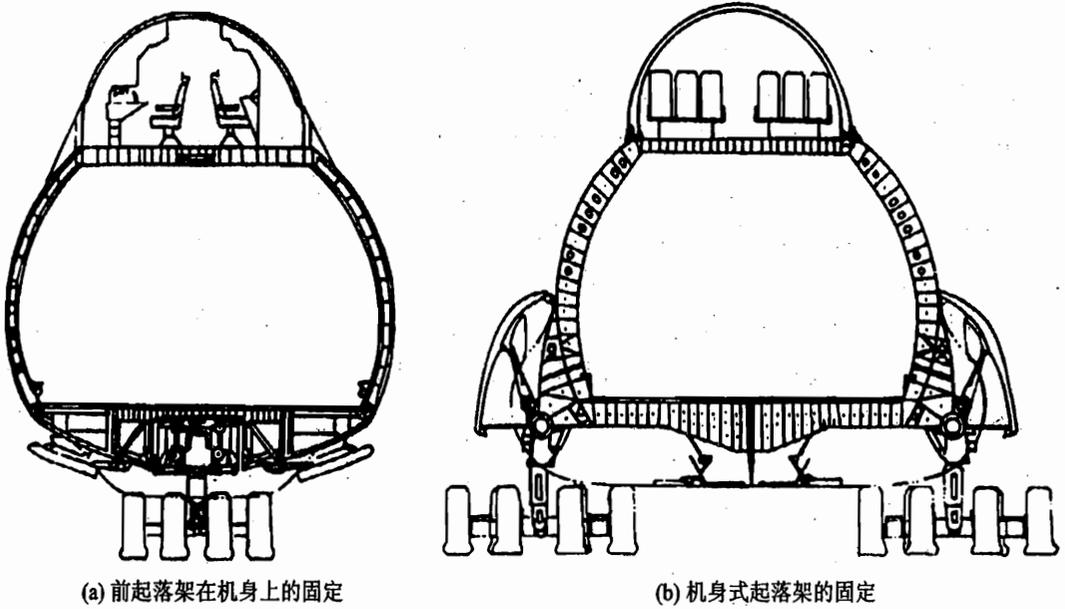


图 5-64 起落架在机身上的固定

图 5-65 表示某民机前起落架与机身固定,两个纵向梁 1 的两端与两个加强框连接,上面与水平加强板 2 连接,从而组成前起落架舱。纵向梁 1 由上、下缘条 3、腹板 4、垂直支柱 9 和

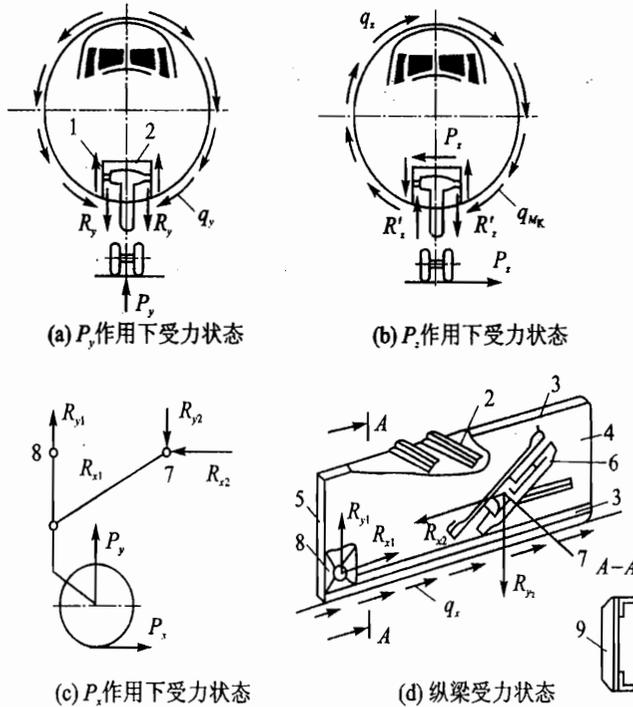


图 5-65 前起落架固定接头结构方案及其受力分析

5、以及斜支柱 6 组成,起落架支柱固定接头 8 和斜撑杆固定接头 7 安装在纵梁上,起落架 x 、 y 方向载荷,如图 5-65 所示,由固定接头传给纵梁,然后 P_y 载荷通过加强框传给机身蒙皮,蒙皮上产生剪流 q_y ,如图 5-65(a)所示, P_x 载荷由纵梁直接传给机身蒙皮,蒙皮上产生剪流 q_x 。起落架上的侧向力 P_z 传递如图 5-65(b)所示,侧向力 P_z 由水平加强板 2 承受,侧向力 P_z 引起力矩由纵梁上接头支反力矩 $R'_z d$ (d 为两纵梁间距)平衡,然后由加强框传给蒙皮,蒙皮上剪流 q_{M_k} ,水平加强板上侧力 P_z 由加强框传给机身蒙皮 q_x 。最后起落架上载荷与在机身蒙皮和纵向加强件上剪力和轴力达到平衡。

图 5-66 表示某种歼击机前起落架与机身连接受力分析。由于前机身上部有设备舱和驾

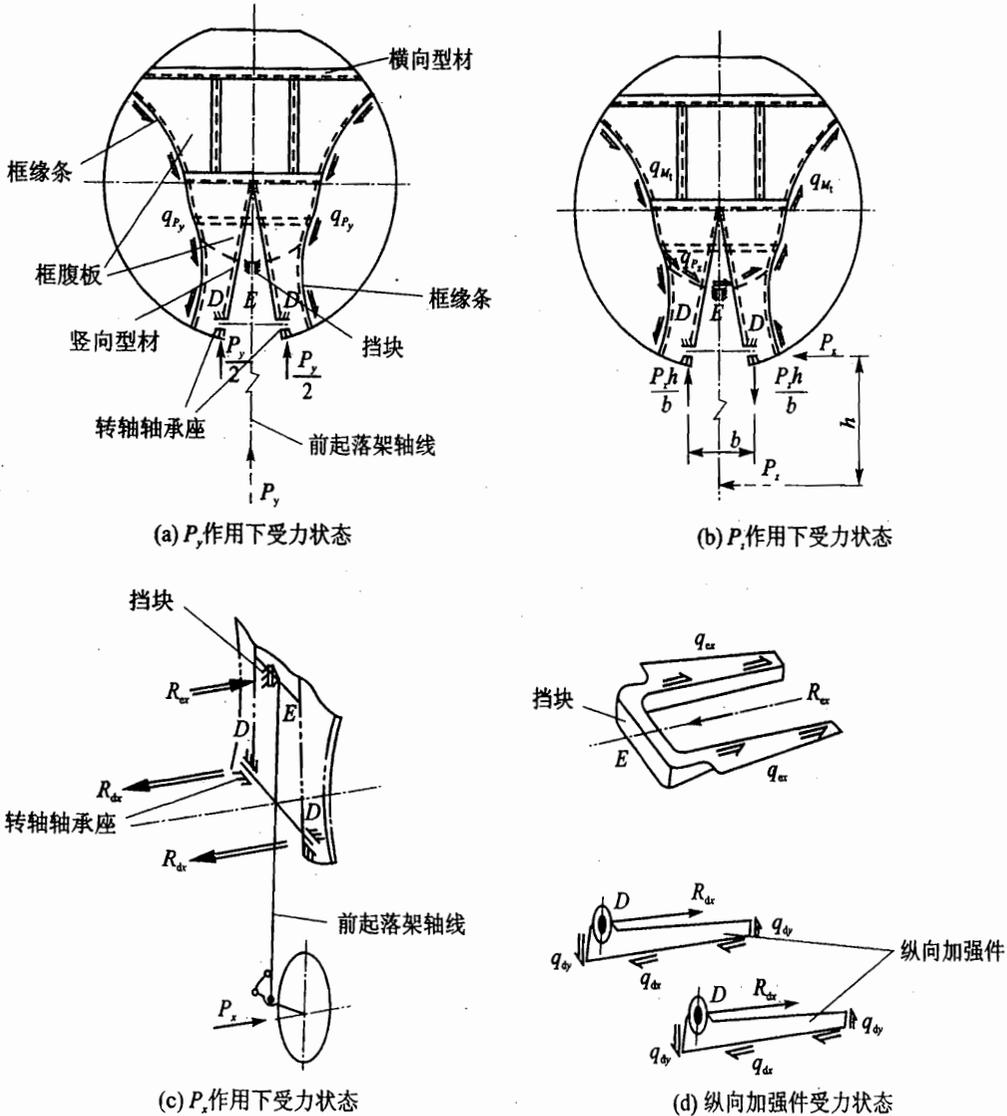


图 5-66 某战斗机前起落架固定接头处载荷和平衡

驶舱开口,下部为前起落舱开口,前后加强框只与进气道侧壁和座舱地板相连,与机身蒙皮不连。座舱与前起落架舱之间有加强地板,四根桁梁沿进气道内、外蒙皮的四根交线处布置,这样形成较强的H形承力结构(如图5-66所示)。

起落架转轴固定在加强框支座D轴承座上,当起落架上载荷 P_y 作用下,如图5-66(a)所示,轴承座上产生支反力 $P_y/2$ 并与进气道内蒙皮对框支反剪流 q_{P_y} 平衡。起落架上作用 P_z 时,起落架挡块E将载荷传给座舱地板并与支反剪流 q_{P_z} 平衡。 P_z 传递过程中产生力矩则由接头D处支反力偶 $P_z h$ (接头支的力 $P_z h/b$)平衡。D接头将载荷传给加强框,由内蒙皮剪流 q_{M_z} 平衡,如图5-66(b)所示。起落架上载荷 P_z 由挡块E和接头D组成力和力偶平衡,如图5-66(c)所示。支反力 R_x 和 R_z 传给纵向加强件,如图5-66(d)所示,然后传给机身纵向构件。

图5-67表示起落架 P_y 和 P_z 载荷在H形承力构件上传递。图5-67(a)表示 P_y 载荷传递,H形构件按梁形式传递 P_y ,内蒙皮中传递剪流 q_{P_y} ,桁梁中存在轴力 N_{P_y} 。图5-67(b)表示 P_z 载荷传递, P_z 由地板传递,在端部桁梁上引起轴力 N_{P_z} 。H形承力构件以参差弯曲形式承受 P_z 引起扭矩 $P_z h$,在端部产生剪力 q_{M_z} 和轴力 N_{M_z} 。从以上分析可以看出,前起落架上 P_x 、 P_y 、 P_z 通过加强框以剪流的形式作用到与加强框相连的H形开剖面薄壁结构上,而这个开剖面薄壁结构与中段机身相连,于是将开剖面薄壁结构上载荷传到中机身。

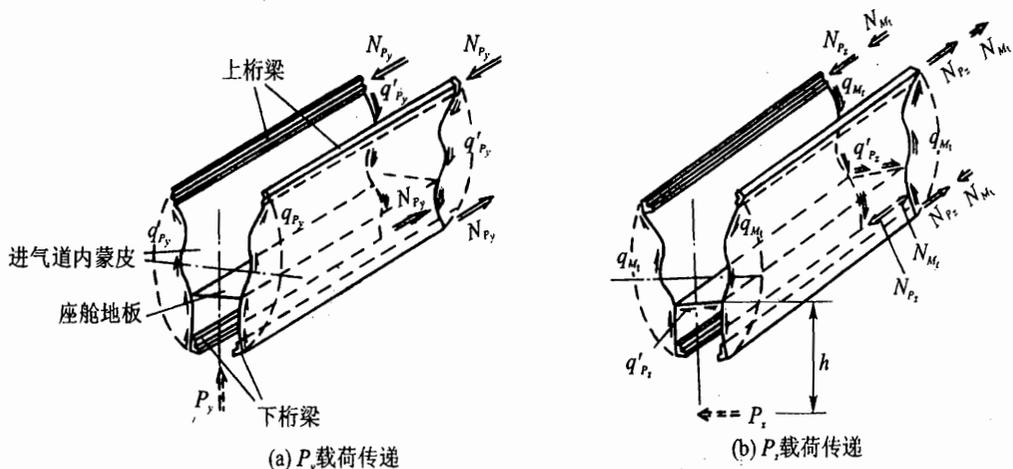


图5-67 H形薄壁结构传力分析

5.6.2 发动机在机体上的安装

1. 发动机固定接头上的载荷

作用到发动机固定接头上的载荷与发动机型号、发动机在飞行器上放置位置、飞行器的机动特性等有关,可归纳为以下几类:

① 推力 F : 由发动机型号决定。

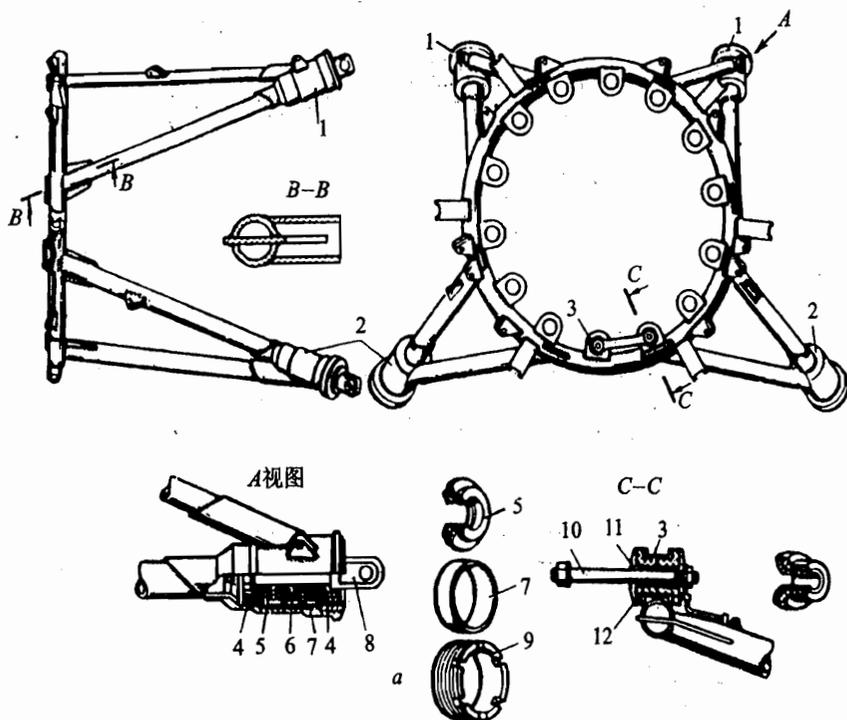
② 质量力: 包括发动机的质量、惯性和飞行器机动时产生的陀螺力矩, 陀螺力矩取决于发动机型号、数量、固定接头的位置和间距。

③ 反向扭矩: 由活塞式发动机或涡轮螺旋桨发动机产生的反向扭矩。

④ 气动载荷: 发动机短舱上气动载荷或飞行器侧滑时产生的侧向力, 或者是粗暴着陆产生发动机短舱上侧向力。

2. 活塞式发动机在飞机上固定

活塞式发动机一般采用发动机架来实现固定, 发动机架固定在机身加强框或机翼加强肋和翼梁对接处。图 5-68 表示空气冷却活塞式发动机架结构, 发动机架与机体固定接头带有橡胶减震器。



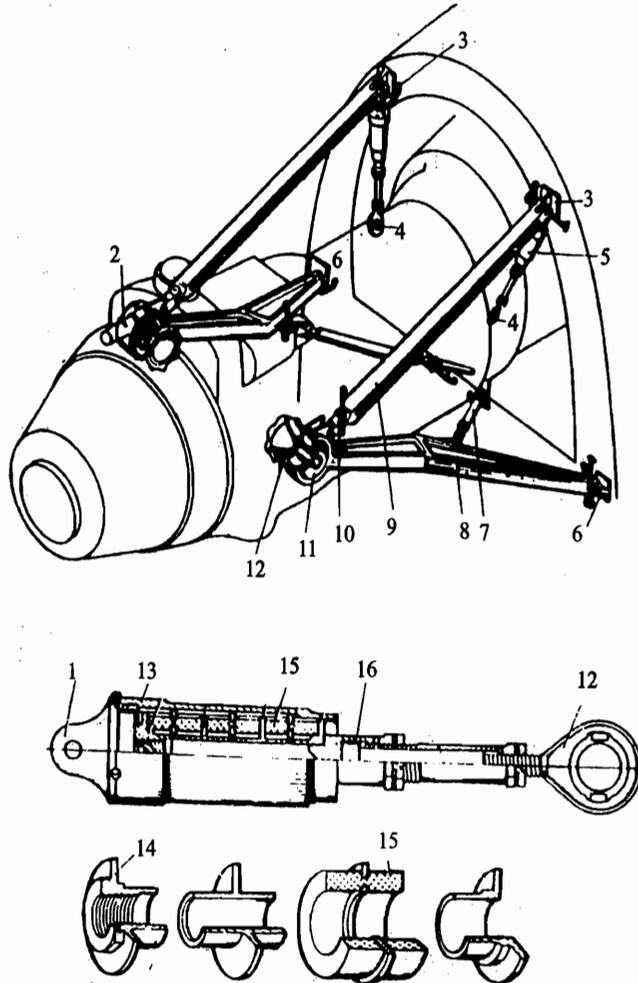
1, 2—带减震器的上、下固定接头; 3—套; 4—支持碗; 5—橡胶垫片; 6, 7, 11—衬套;
8—叉形螺栓; 9—紧固螺栓; 10—发动机固定螺栓; 12—橡胶衬套

图 5-68 活塞式发动机固定结构

3. 涡轮螺旋桨发动机的固定

图 5-69 表示伊尔-18 飞机的涡轮螺旋桨发动机在短舱中固定结构, 发动机通过立体桁

架固定在短舱上,主轴颈与发动机压气机匣连接,后轴颈与支撑缓冲器连接。在接头处均装有橡胶减震器,以减少发动机加到固定接头上的振动载荷,降低结构中的疲劳应力,并可提高机组成员和乘客的舒适度。



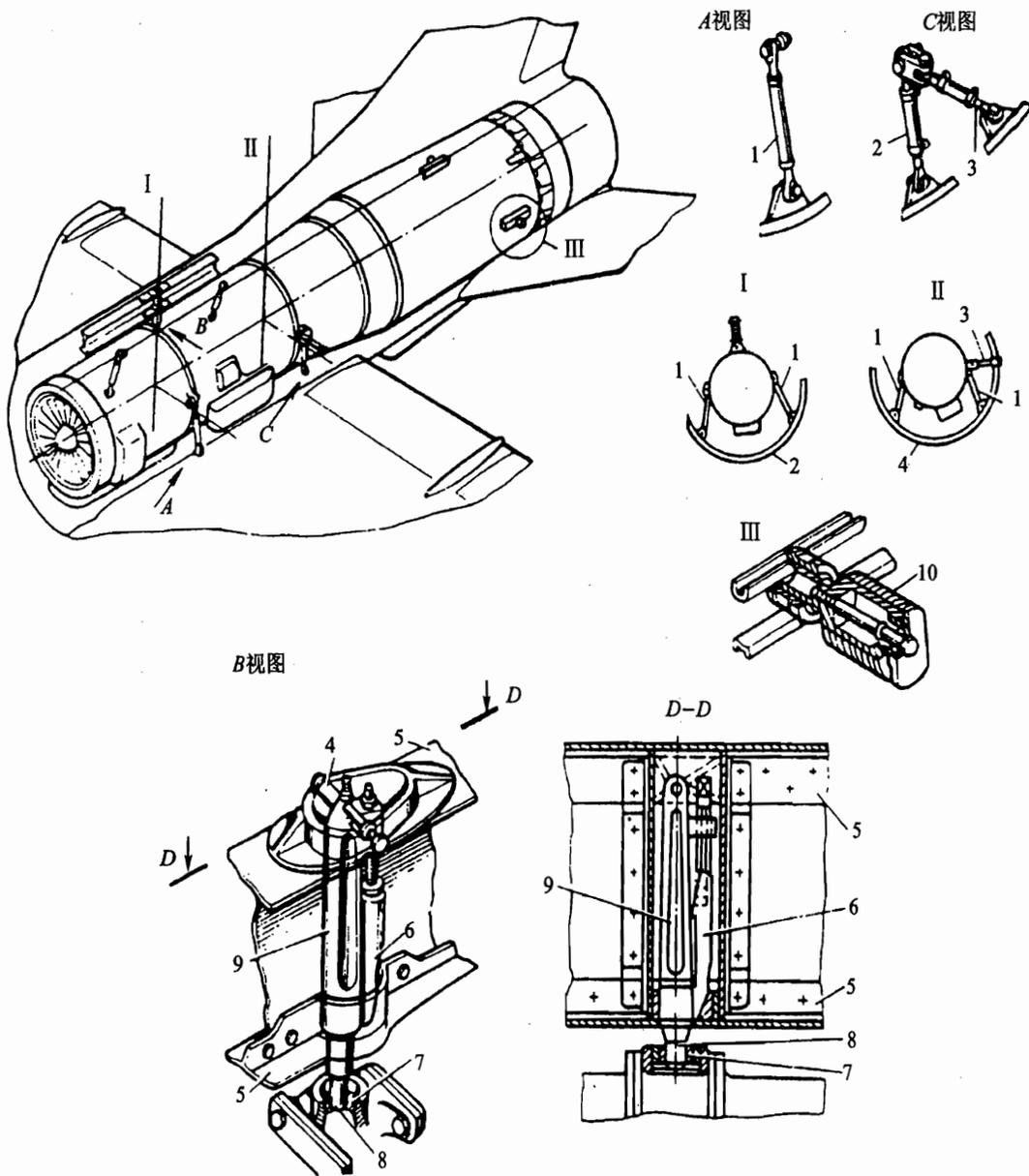
1—耳片;2—前轴颈;3—对接接头;4—右轴颈;5—后撑杆;6—接头;7—内撑杆;8—梁;9—上撑杆;
10—撑杆的固定接头;11—前缓冲器;12—固定耳;13—壳体;14—螺母;15—缓冲盘;16—缓冲器杆

图 5-69 涡轮螺旋桨发动机固定接头

4. 涡轮喷气发动机在机身内的固定

发动机在机身中固定的特点是采用机身中的加强框和纵梁直接固定发动机主悬挂接头的支架,如图 5-70 所示。在 I、II 剖面上发动机主固定接头与加强框之间用杆件固定,上接头与机身纵梁连接传递推力,并与杆件 3 一起承受侧力。上接头与发动机连接处有球形接头,在

热膨胀或水平测量发动机时可使发动机在垂直方向上自由位移和相对球形表面转动。在发动机尾部两侧安装滑轨，机身上滑轮在滑轨上可移动，当尾喷管受热时可以在横向和纵向自由移动。



1, 3—固定拉杆; 2, 4—加强隔框; 5—机身纵梁; 6—钢楔; 7—球形接头;

8—环行件; 9—冲压销钉; 10—发动机后接头

图 5-70 涡轮喷气发动机在机身内的固定

5. 火箭发动机固定

图 5-71 为某地一空导弹助推器与连接舱的连接简图。为了使连接舱承受和扩散助推器的推力,舱上布置了一个加强框和四根变剖面梁。因舱体有锥度,梁的轴线与集中力 R 的轴线不重合,集中力 R 可分解为垂直于舱体轴线的分量 R_2 和沿梁轴线方向的分量 R_1 。横向集中力 R_2 由加强框承受并扩散,框腹板能够提高框平面内的刚度;纵向集中力 R_1 由变剖面梁来承受和扩散,由蒙皮上剪流来平衡。

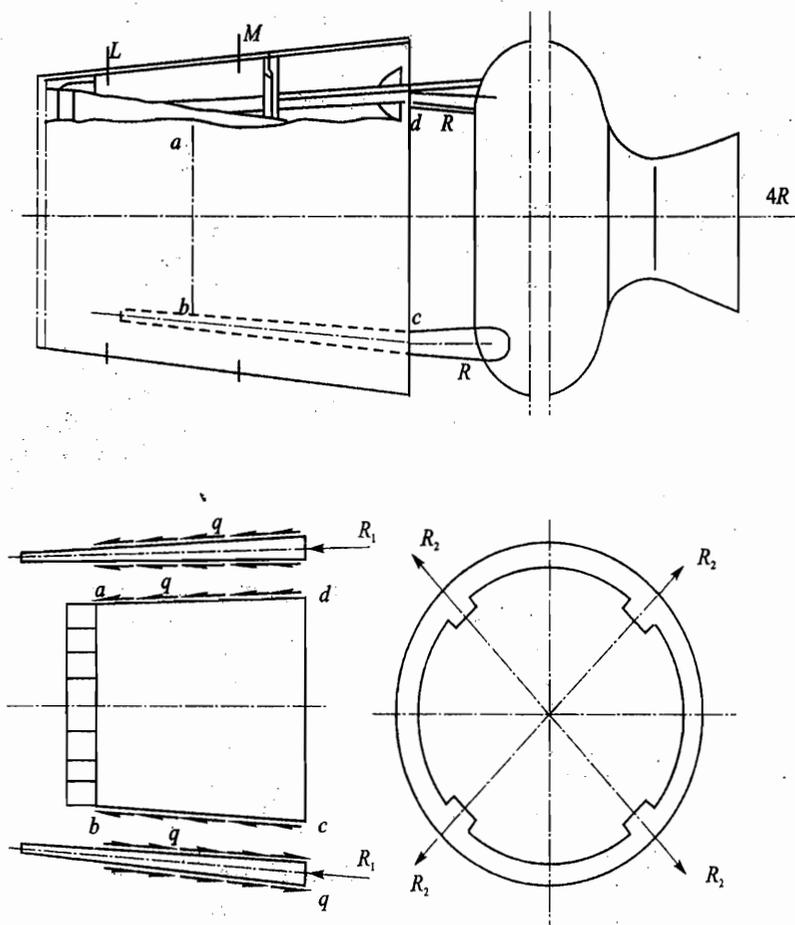


图 5-71 助推器和连接舱的连接简图

5.6.3 机体设计分离面的对接和分离机构设计

1. 机身设计分离面的对接结构

一般机身为了减轻结构质量不设置设计分离面,而某些飞机在机身中安装发动机,为了使

用维护方便,则在机身上设置可拆卸的设计分离面把机身分成前后两段,将后机身拆卸后拉开,便可对发动机及其附件进行检查和维修。设计分离面要求装卸方便、工作可靠、前后机身轴线对准、保证足够的连接强度和刚度。图 5-72 表示某军用飞机前、后机身对接接头。

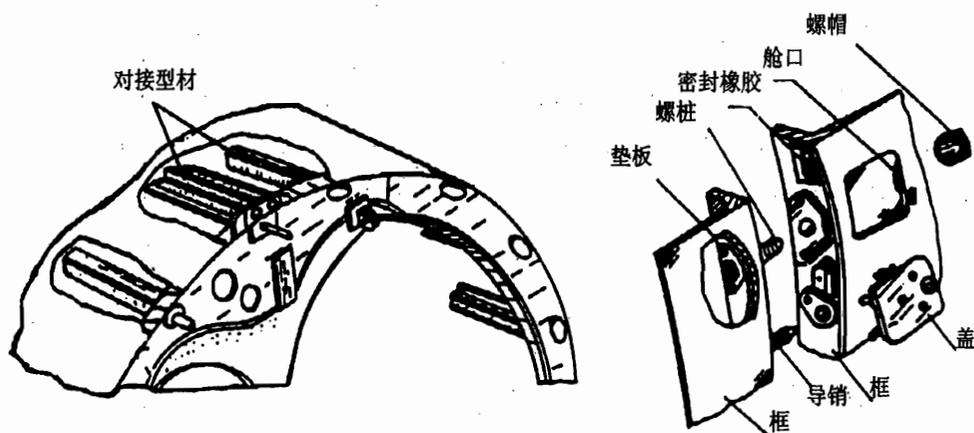


图 5-72 前、后机身对接接头

沿对接框四周均匀布置一定数量的对接螺栓,对接螺栓固定在前机身加强框上,并与前面的对接桁条连接,如图 5-72 所示,后机身在螺栓附近蒙皮上开有小口盖,可装卸螺帽,为了前、后机身对接方便,在前机身上装有导销。当后机身的剪流传到分离面的加强框时,靠框缘和螺栓挤压,将剪流传到前机身加强框。后机身一般为桁条式机身,桁条和蒙皮中正应力,通过参与段中蒙皮剪切将正应力集中到与对接螺栓直接连接的长桁上(如图 5-73 所示),然后通过螺栓传到前机身。在前机身再将载荷分散到桁条和蒙皮上。正应力的传递是一个力的分散到集中再分散过程,是一个参与问题。图 5-73 中阴影区为不受正应力的参与段。因此,分离面除对接框需加强外,蒙皮和桁条均需加强。

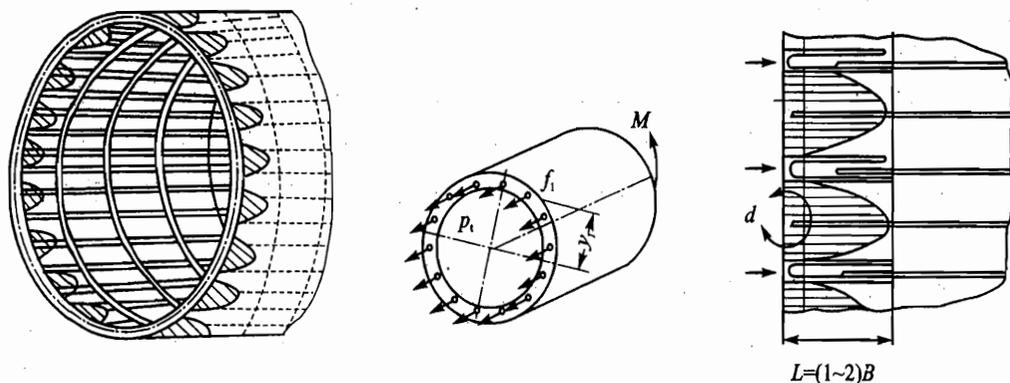


图 5-73 机身设计分离面处正应力的传递

2. 弹(箭)体的对接形式

弹身或箭身的各舱段之间一般采用可拆卸连接,其常用连接形式如下所述。

(1) 套接

两相邻连接加强框分别加工成圆柱的内、外表面,利用它们的配合而进行连接,然后周向用螺钉固定,螺钉有径向单排螺钉连接和游动锥形螺母连接,如图 5-74 所示。采用游动锥形螺母连接形式,当拧紧螺钉时锥形销向上移动,一直拧到锥形销与本体的锥面贴合紧密为止,利用锥面可消除径向连接螺钉与孔之间的间隙,连接牢固可靠,但构造复杂,质量增加。

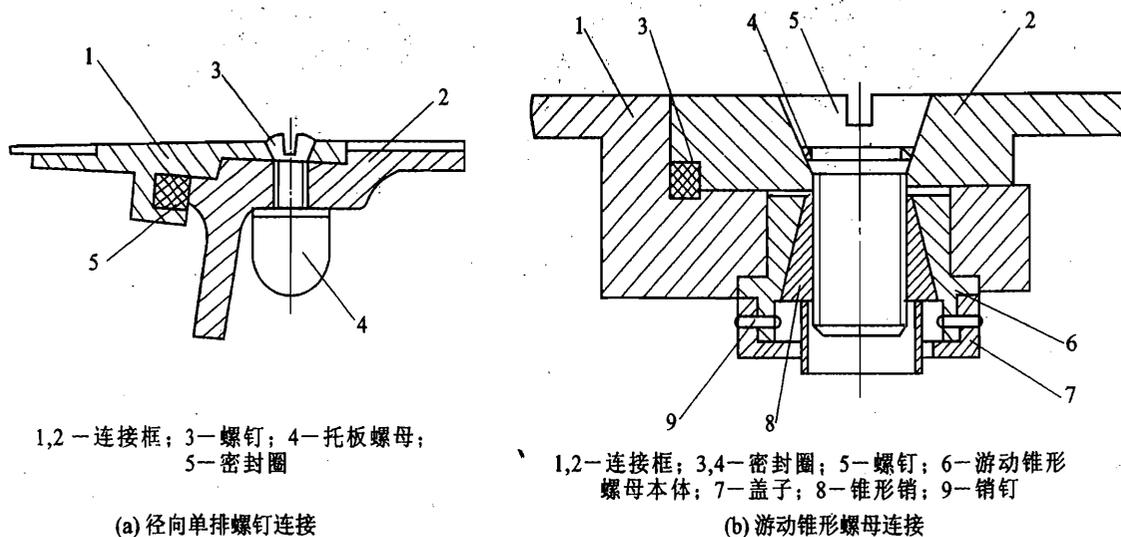


图 5-74 套接连形式

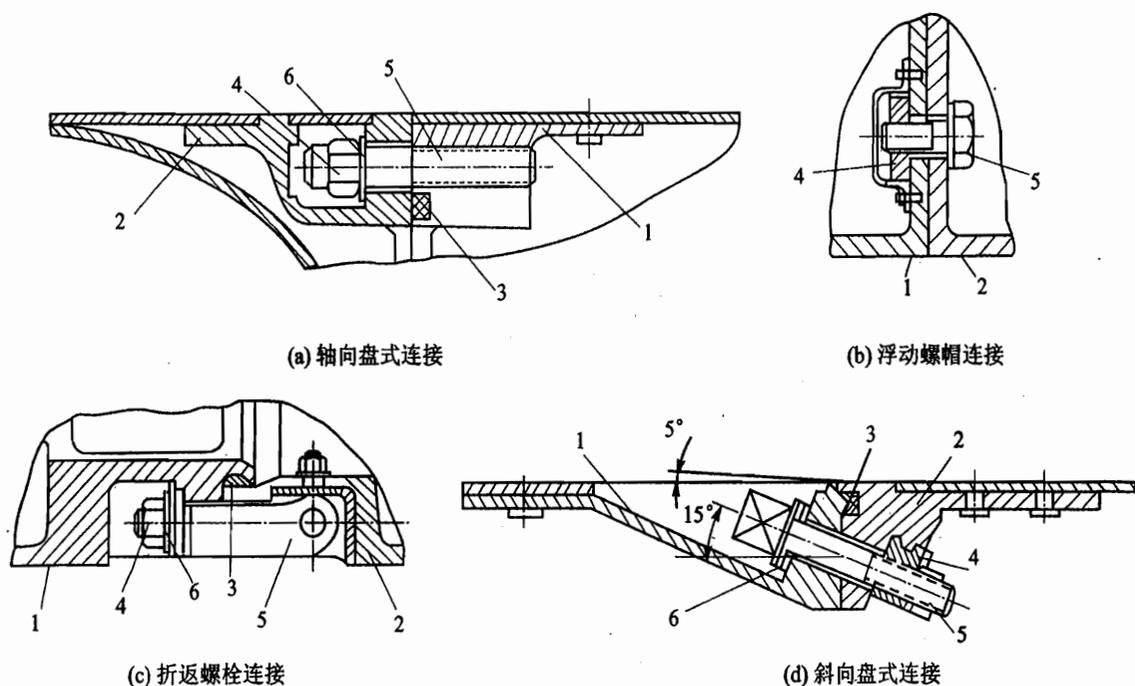
采用套接连接,框的构造简单,对框的强度削弱少,结构质量轻。但当弹身的直径较大,框的刚度较差时,套接框的配合精度不易保证,并且径向螺钉多,卸拆费时。

(2) 盘式连接

盘式连接形式是通过两个舱段连接框的端面对接,用沿圆周分布的和弹身轴线平行或不平行的螺栓固定。扭矩由螺栓剪切传递,弯矩和轴向力由螺栓受拉或框端面受压来传递。螺栓连接形式有轴向盘式连接、折返螺栓连接和斜向盘式连接。螺钉连接后锁紧装置不同,可采用弹簧垫片和移动锁紧螺母等,如图 5-75 所示。

(3) 螺纹连接(如图 5-76 所示)

两个舱段连接处分别加工出内、外螺纹,直接用螺纹连接,用螺钉 3 固定。由于螺纹连接不可避免地有间隙,因此,在螺纹段前加工一段光滑配合段 a ,用来控制错移偏差;在外筒端面 b 与 2 筒配合用来限制弯折偏差。 a 、 b 面有时也可用一锥面 c 来代替。定位面要求与舱段表面一次加工出来。采用锁紧螺母保证连接不超过允许的扭转偏差。螺纹连接构造简单,装拆



1,2—连接框;3—密封圈;4—螺母;5—螺栓;6—弹簧垫片

图 5-75 舱段间盘式连接

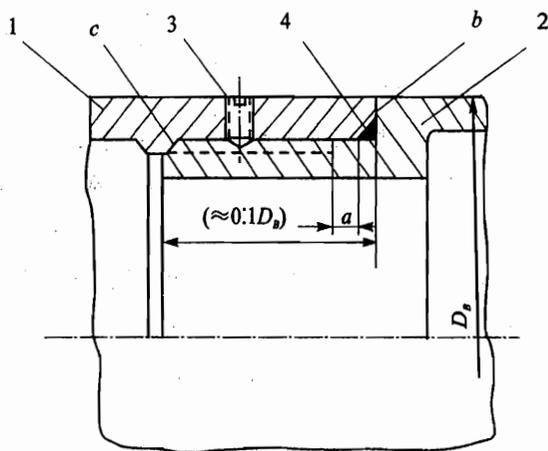
方便,承力较大且均匀,适用于相对位置要求不严的小型弹体。

(4) 卡块式连接(如图 5-77 所示)

1) 外卡块式连接(如图 5-77(a) 所示)

两舱段外表面配合处加工成斜面,舱段对接时将两个半圆形卡块装在舱段上,用绑带和双头左右螺纹的螺栓把它们连接成一个整环,拧紧螺栓使外卡块的斜面与舱段斜面紧密贴合,从而将两舱段连接起来。两舱段的对合面上安装两个定位销,用以传递扭矩和保证连接偏差不得超过允许值。

2) 内卡块式连接(如图 5-77(b) 所示)



1,2—舱段;3—紧固螺纹;4—密封圈;5—锁紧螺母

图 5-76 螺纹连接

四个卡块分别用径向螺钉预先连接在舱段上,对接时,拧紧径向螺钉,卡块将沿螺钉轴向移动,直至卡块通过斜面将两舱段压紧为止。卡块起到径向和轴向连接作用,当松开螺钉时,

弹簧片将卡块弹回原处,两舱段分开。在拧紧时弹簧片起锁紧作用。

卡块式连接优点是装卸迅速,常用于战斗部连接,但配合面较多,加工精度要求高,适用于中、小弹的舱段连接。

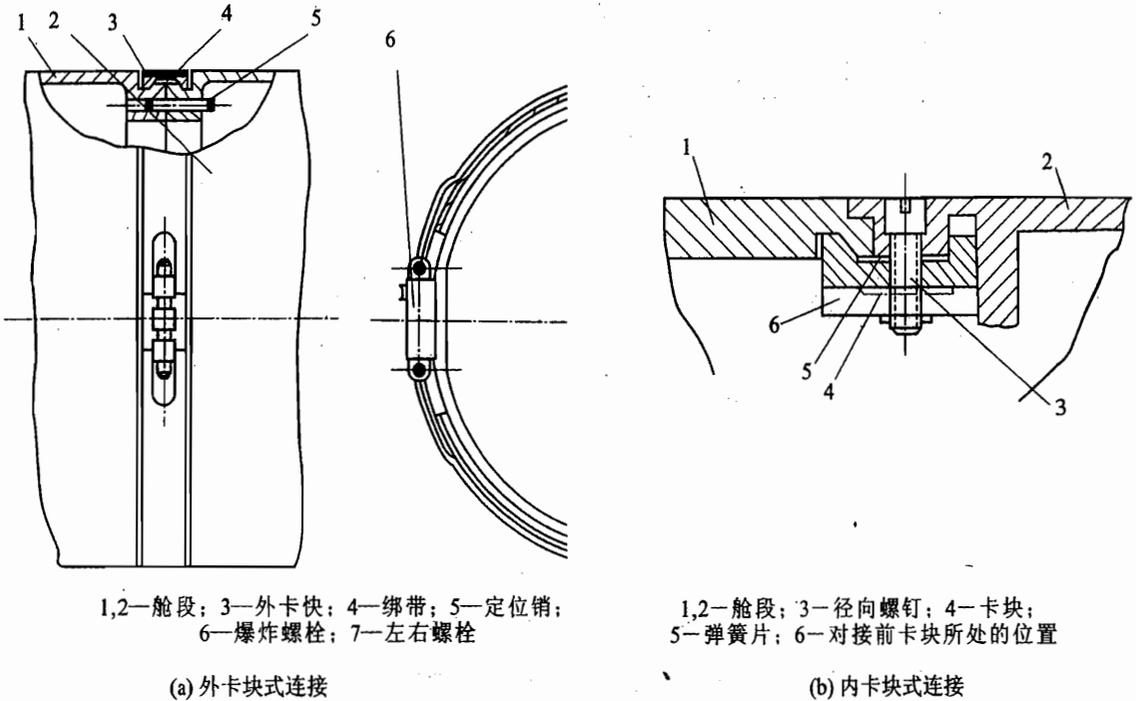
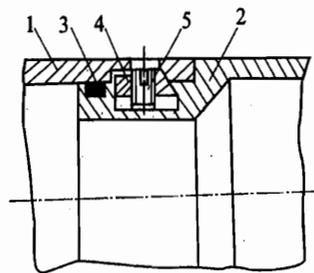


图 5-77 卡块连接

(5) 弹簧卡圈式连接

两舱段对接时,先将带斜面弹簧卡圈放入舱段 2 的环槽内,如图 5-78 所示,然后收缩弹簧卡圈减小其直径,直到可以装上舱段 1,再拧上若干卡动螺钉,使弹簧卡圈张开,直到卡圈上斜面与舱段 1 上的相应斜面紧密结合,并使两舱段顶住为止,此时两舱段就连接在一起。这种连接形式简便,适用于小弹径的舱体连接。



1,2—舱段; 3—密封圈; 4—弹簧卡圈; 5—螺钉

图 5-78 弹簧卡圈式连接

(6) 花键槽式连接(如图 5-79 所示)

两相邻舱段在对接框的内外表面分别加工出沿周向均匀分布的 4 组成 6 组环形键和键槽。对接时,利用舱段连接框上的环形键、槽的缺口插入,对接后再拧 45°或 30°,使键、槽啮合,每组用一个径向螺钉固定起环向定位作用。选用几级键槽,主要根据接头处承载大小。这种连接形式的主要优点是承力面大,装卸迅速,结构质

量轻。但键槽加工精度要求高,制造困难。此种连接方式适用于中、小弹径舱段的连接。

3. 航天器各舱段间连接和分离

为了全面地执行航天器的飞行任务,航天器各舱段必须连接成一个整体。同时,整个航天器又要与运载火箭相连接。但是,在飞行过程中,根据任务的要求又必须逐步地对那些不再需要的舱段进行分离,让剩下的舱段去实现最终的目的。对于一次成功的飞行任务,分离必须准确地发生在飞行中预定的时间,应对继续执行飞行任务的舱段的姿态干扰最小,并且分离的舱段之间不能接触,同时在结构中不引起有害的冲击载荷与破坏性的碎片。

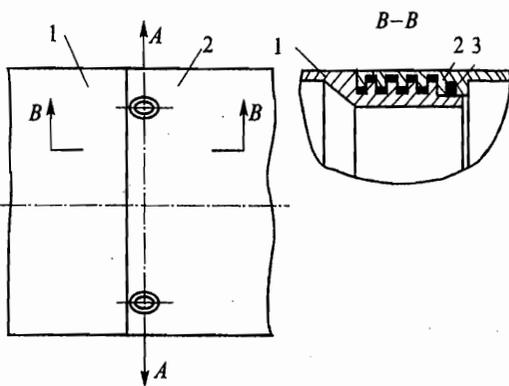
各舱段间由火工品及其相连接机构连接。在飞行过程中,根据预定的飞行程序分别启动火工进行舱段之间的分离,且必须满足上述分离要求。

分离系统连接解锁装置大致可以分成三大部分:引爆装置、燃气发生装置和动作执行装置。当接收到控制系统的解锁指令后,引爆装置发火,点燃燃气发生器中的主装药,产生高压燃气,推动动作执行机构做功,从而完成解锁功能。具体尺寸、装药量以及输出能量随着连接力和载荷的不同而有所不同。引爆装置提供整套装置的初始爆炸能量,它的性能和可靠性直接关系到动作执行机构能否可靠准确地工作,因此对它的可靠性有很高的要求。动作执行机构(即火工装置)最终的功能动作如解锁、分离和弹抛均依靠执行机构去实现。

航天器舱段壳体结构连接,一般采用在壳体的端面设一端框,端框的作用是用来实现舱段之间或航天器之间的连接,在端框上安装连接和分离装置。在确定端框截面形状和尺寸时,除考虑上述要求外,需考虑加工、运输、连接和分离等情况下的载荷条件,必须有足够精度、强度和刚度,其结构均比较复杂,如图5-80所示。

这里以“联盟”号飞船连接返回舱与仪器设备舱的火工锁为例(如图5-81所示),简单地介绍执行机构的作用。这个锁有两个作用:一是用于舱段连接,它的承载能力为80~100 kN;二是解锁,因为采用了冗余设计,两个爆炸螺栓中,只要有一个炸开,就可以实现解锁。它的特点是可靠性高,如果爆炸螺栓的可靠性为0.99,那么锁的可靠性将是0.9999。它的缺点是对加工精度要求高,装配要求严,装配时需要注意两爆炸螺栓受力相等。在舱段连接时必须严格控制安装力矩,使每个锁的承力拉杆所受的预紧力相同。

又如“双子星座”飞船的交会回收舱与再入控制舱的连接与分离。连接断面结构如图5-82所示。它由24个有内孔削弱螺栓相连接。



1,2—连接框;3—密封圈;4—螺钉

图5-79 花键槽式连接

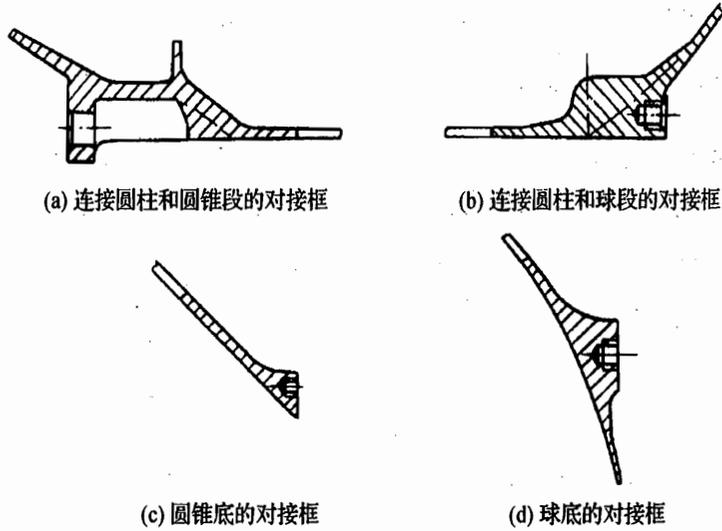


图 5-80 几种典型端框的截面形状

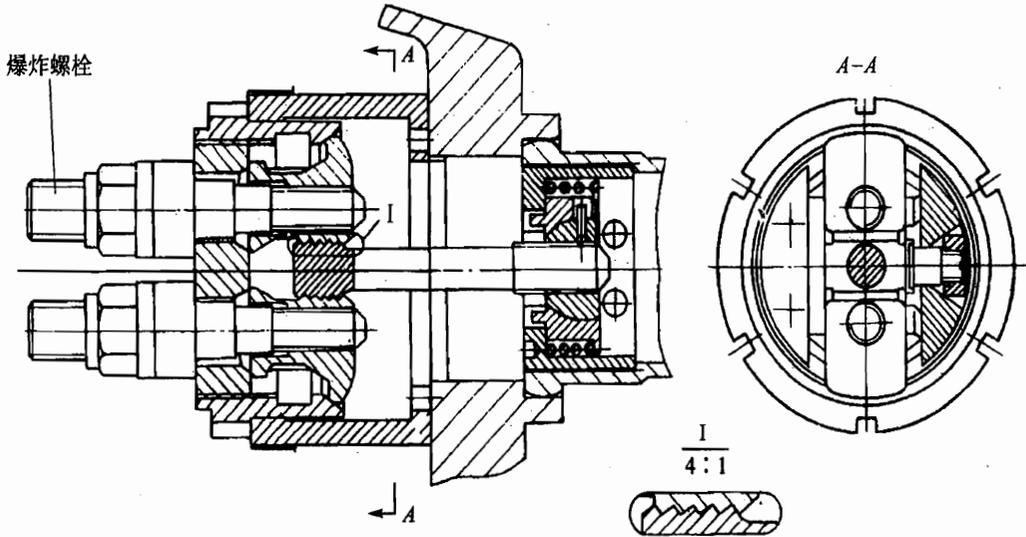


图 5-81 “联盟”号飞船连接返回舱与仪器设备舱的火工锁

分离是采用一个温和炸药索(MDF)框来实现。在这框内有二条平行槽,槽中装有包在铅套中的炸药(黑索金炸药)。另外,沿圆周上约成 180° 处装有二个雷管套,上面装有雷管及助推器,当雷管接受到电信号后,将冲击波通过助推器传到温和炸药索上,由于温和炸药索的起爆,使螺栓切断而完成分离。

又如“阿波罗”飞船的指挥舱和服务舱的连接与分离。结构的连接部分有3个机械拉杆和1束约1300根导线的电缆以及9个液体管路。其中一个机械拉杆连接情况如图5-83所示。三个相同的拉杆切断器将结构分离,电路中断装置将电路中断,而电缆则由电缆切断器切断。

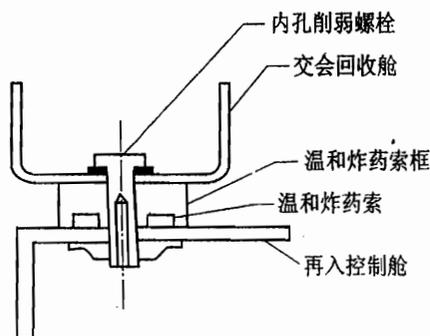


图 5-32 “双子座”号飞船的交会回收舱和再入控制舱连接和分离方式

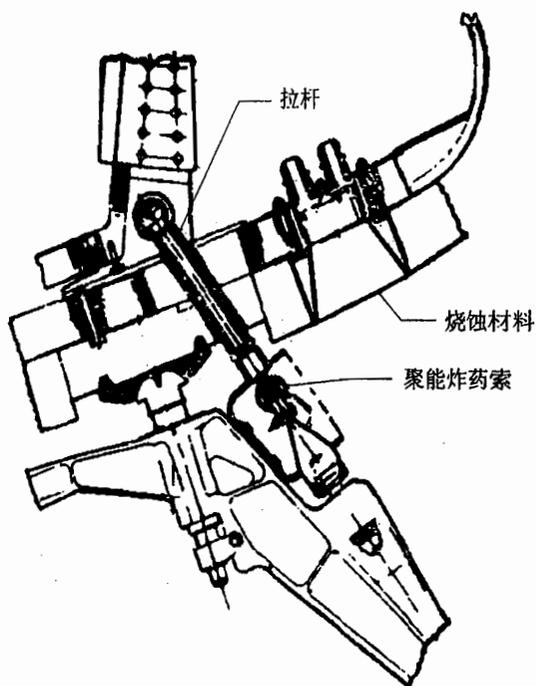


图 5-33 “阿波罗”号飞船的指挥舱和服务舱连接

三个拉杆的每一个都由重复的高能炸药爆炸索来切断。每个切断器有一个药柱，装在支架内，支架使药柱对着拉杆的颈状部分。采用带两个雷管的一对切断器来保证重复性，每个雷管都能起动拉杆上的一对切断器。

两个舱段连接时，可能产生以下三种偏差。① 扭转偏差，指相邻舱段剖面基准线的相对扭角 $\Delta\psi$ ，造成扭转偏差原因有：加工制造误差，如连接螺栓孔位置相对基准线误差 $\pm\Delta\psi_1$ ，对接后就形成舱段间的扭转偏差；或测量误差引起扭转偏差，测量点误差反映了装配夹具误差。② 弯折偏差，即两个舱段的轴线投影到某一平面上，交角 $\Delta\varphi$ 称为两舱段在该平面的弯折偏差。对于靠端面对合的舱段，当舱段端面和它的基准轴线不垂直，由此而造成弯折偏差。若舱段间采用套接连接时，那么螺钉孔和螺钉之间的间隙也会造成弯折偏差。③ 错移偏差，即相邻舱段的轴线在对合面上的错位移量，这是由于相邻舱段对合面对合时同心度误差引起的。

连接偏差将影响飞行器的性能：由于偏离将引起气动力矩和推力偏心，使飞行器受到一个附加力矩而产生飞行轨迹改变，必须操纵舵面来保持飞行轨迹。从而会影响使用过载或瞄准精度。

4. 航天器交会对接

航天器交会对接使命包括交会、联接(对接或停靠)、联合飞行、分离及分离后的轨道转移

等一系列任务。两个航天器的联接包括接触、捕获、结构联接、打开舱门、形成自由通道和设备连通等一系列过程。因此,其主要任务为实现联接接口的对准与接触,衰减相对运动,完成捕获;进行刚性联接,形成转移通道;对载人航天器则需气密和增压,提供联合飞行各种条件;联合飞行结束后的解锁、脱开与分离。

交会对接装置中主要是对接机构,对接机构由减震系统、捕获装置和结构联接装置(含对接框、结构锁与密封件等)组成。减震系统主要由弹簧阻尼器组成。对接机构分中心对接机构和周边对接机构。中心对接机构有中心对接系统捕获锁,如图5-84所示。而周边对接系统捕获锁有主动捕获锁、被动捕获锁和磁捕获锁。图5-85所示为“阿波罗”号杆锥对接系统,用于登月和“天空实验室”工程中,主动部分安装在指令舱通向登月舱的乘员转移通道内;被动部分(接收锥)安装在登月舱的乘员转移通道内。

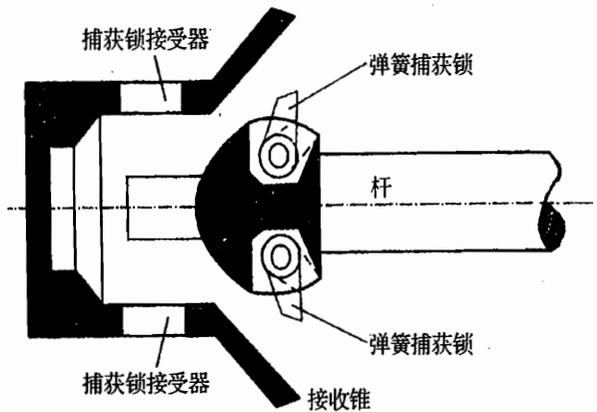


图5-84 中心对接系统捕获锁

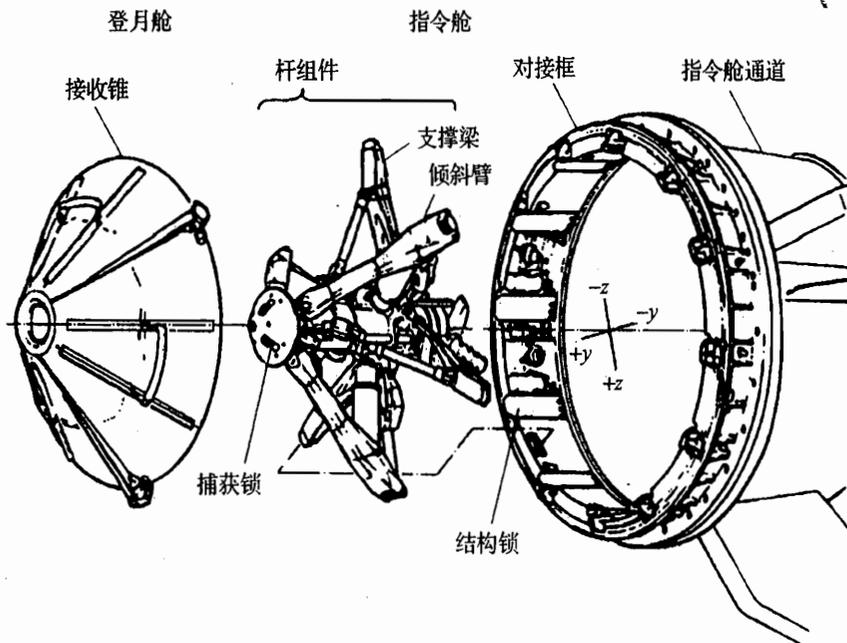
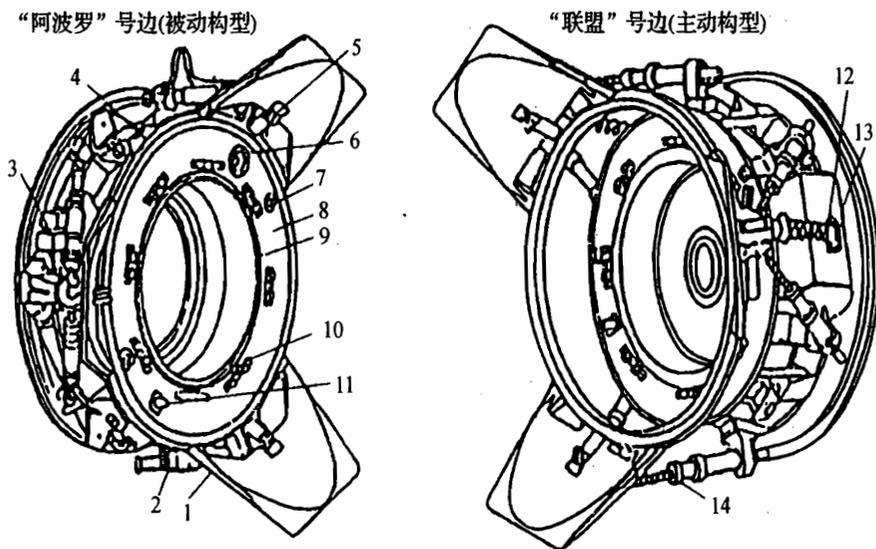


图5-85 “阿波罗”号杆锥对接系统

收锥面对准。一旦进入捕获套,杆头的弹簧捕获锁就和捕获套入口内的突缘(捕获锁接受器)联接上(如图5-84所示)3根倾斜臂实现杆缩回时对准,并且组成锥形与杆底部支撑梁联接。用12个单钩型结构锁与对接框法盘联接。图5-86为“阿波罗”-“联盟”号飞船对接系统。系统的主要部分是带导向瓣的接触环。导向瓣安装在接触环外部,接触环安装在3对提供6自由度运动的螺杆上,螺杆与阻尼器和传动系统联接。接触环和对接框之间有6个阻尼器。每个导向瓣上有一个弹簧捕获锁。当接触时,主动接触环(阻尼器伸出)被推向被动接触环(阻尼器缩进)并为之对准,捕获锁和对应的捕获锁接受器联上。成功捕获后,接触环在电机驱动作用下缩进。结构联接采用框上的8个双钩型结构锁(如图5-87所示)。



1—带导向瓣的接触环;2—液压撞击减震器;3—对接机构传动(缩进);4—捕获锁接受器;5—捕获锁;
6—校准导向槽;7—推杆(用于分离);8—对接框;9—密封圈;10—结构锁(双钩型);11—校准导向锁;
12—柔性缆;13—带对接机构传动的差速装置;14—带滚珠螺杆转换器的螺杆

图5-86 “阿波罗”号-“联盟”号飞船对接系统

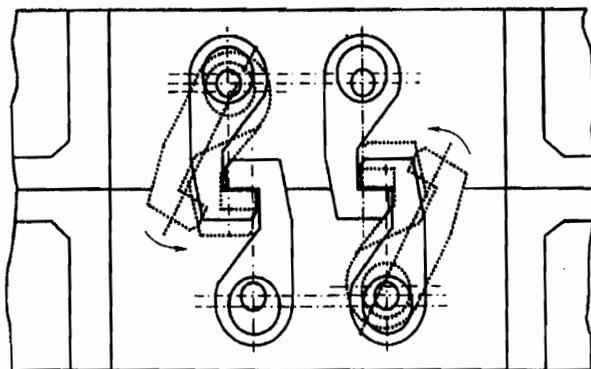


图5-87 双钩型结构锁

5.7 气密舱和密封结构设计

现代飞机一般装有涡轮喷气、涡轮风扇或涡轮螺旋桨发动机,此类飞机只有在高空飞行才能获得最好的技术性能和经济性。但大气压力和温度随着高度的增大而下降,为了机上人员能在高空中正常工作,在高空飞行的飞机机身上均有增压座舱。载人航天器应确保航天员在整个飞行过程中,尤其在太空中安全的生活和工作,在航天器中载人员的舱段必须提供人生存的基本环境,因此在载人航空器中也有气密舱段。

气密舱是飞行器不可缺少的重要结构部件,气密舱结构必须具有密封性。结构密封性是指结构阻止气体介质穿过它的能力。完全的密封是不可能的,因为没有完全密封的材料和结构形式,密封性能通常用泄漏率表示。即在使用过程中,用在单位时间内舱内气体向舱外泄漏量来评定。泄漏量的单位为 $\text{Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$,它的物理意义是:若一个 1 m^3 容积内的气体,经过 1 s 的泄漏后,容积内的气体压力下降了 1 Pa ,则泄漏量为 $1 \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。另外,泄漏量还可以用另外一种表示方法,即升·毫米汞柱/秒。通常可以认为泄漏过程是具有恒定速度的稳定过程。有许多因素影响座舱结构的密封性,例如,蒙皮结构或座舱壁使用的材料的类型和厚度、连接形式等。

飞行器运行的环境比较苛刻和复杂,航天飞行器在太空轨道飞行时,外界为高真空状态;最低温度(背太阳时)可达 $-120 \text{ }^\circ\text{C}$,甚至更低,最高温度约(太阳热) $94 \text{ }^\circ\text{C}$ 左右,并且处于高低温交替状态;太空强辐射、辐照、微重力环境等。当返回舱或航天飞机轨道舱在再入轨道运行时,将受到高温和高压作用,座舱外蒙皮上温度可达到 $1000 \text{ }^\circ\text{C}$ 以上。航天器在发射环境时,短时间可达 $300 \text{ }^\circ\text{C}$ 左右。高空高速飞机在高空低温、低压下飞行,外界最低温度达 $-50 \text{ }^\circ\text{C}$ 左右,在高空时内外压差达 $6 \times 10^4 \text{ Pa}$,而航天飞行器气密舱的内外压差为 101.3 kPa (1 大气压力)。结构处于高低压交替载荷作用下。因此,气密舱将在苛刻而又复杂环境下要保证气密性。

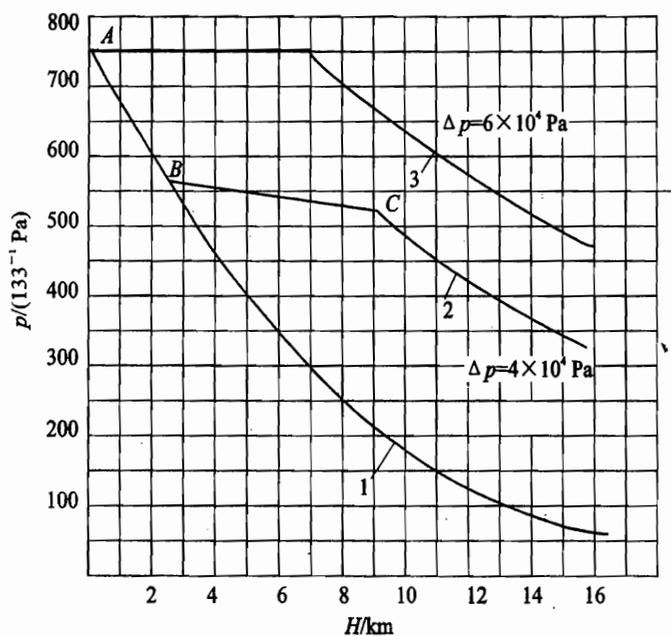
5.7.1 气密舱设计

1. 气密舱载荷

(1) 飞机气密座舱的增压载荷

大气压力随高度的增大而下降,如图 5-88 中曲线 1。当飞行高度超过 2500 m 时,将使人员无法正常工作。目前,广泛采用座舱增压和加温的办法来解决。增压座舱是将机身的一部分做成密封结构,从涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机的压气机中引出压缩空气,经压力、温度自动调节装置(控制座舱压力和温度和湿度)进入座舱,保证座舱内压力按预定的规律变化。图 5-88 中曲线 2、3 表示两架飞机座舱内压力的变化规律。以曲线 2 为例,当高度小于

2 000~3 000 m 时(AB 段),座舱内压力与外界大气压力相同,高度增加到 BC 段,座舱内的压力基本上不随高度增大而减小,此时座舱内压力大于外界空气压力,并且随高度增加舱内与外界压力差增加、内外压力差太大会使机身结构质量增加。故 C 点之后,座舱内压力随高度而下降,但保持座舱内和外界压力之差不变,即 Δp 在 $(4\sim 6)\times 10^4$ Pa 范围内。这种座舱内的压力与周围空气压力之差,称为增压载荷。增压座舱结构设计时还需考虑外界压力大于内部压力的情况,这种情况可能发生在飞行高度急剧下降而压力调节装置滞后的时候,这时外界的空气来不及从压力调节装置流向座舱内,导致座舱内压力小于外界压力,这种内外压力差称为负压力差,正常情况下的内外压力差称为正压力差。曲线 3 表示高度在 7 000 m 以下座舱内压力保持不变。当高度超过 7 000 m 以后,保持内外压力差 $\Delta p=0.6\times 10^4$ Pa。由于增压载荷是重复性载荷,增压座舱还应考虑疲劳强度和疲劳寿命设计。



1—无增压时的压力;2—增压内外压差为 $\Delta p=4\times 10^4$ Pa;
3—增压内外压差为

图 5-88 增压座舱压力调节曲线

(2) 载人航天器气密舱载荷

为保证航天员在太空中正常生活和工作,根据航天器设计要求和航天器在太空停留时间,一般气密舱内压力有三类:① 舱内大气成分和压力维持与海平面相同的大气成分和压力(大气成分为氧气 21%、氮气 79%,压力为 101.3 kPa)。如“联盟”号飞船的返回舱,航天飞机气密舱和“神舟”号飞船的返回舱。② 舱内为 1/2 个大气压(50.7 kPa),大气成分为氧气 42%、氮气为 58%。③ 舱内为 1/3 个大气压(34.3 kPa),大气成分为纯氧,例如“阿波罗”号飞船。但

采用纯氧容易引起火灾。

2. 气密舱设计要求

气密舱结构设计除了满足飞行器结构设计一般要求,尤其是机体结构设计要求之外,根据气密舱结构特点,应侧重考虑下列各点,由于各个飞行器气密舱功用和要求不同,对结构设计要求会有所差别。

① 结构在保证使用要求条件下具有足够的强度和刚度,保证在使用过程中不会因变形而影响气密性。

② 飞行器在最苛刻和复杂的环境条件下运行时,气密舱应能经受住高低温交变状态和高低压疲劳载荷作用,气密结构仍能保证气密舱的气密性。

③ 气密舱设计应满足所规定的密封性要求。例如俄罗斯的航天工业部门,制定了对载人航天器密封性要求的标准,标准中对于部件、组件、舱段和系统的泄漏率规定了一个范围,即 $(1 \times 10^{-3} \sim 1 \times 10^{-9}) \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 具体数值根据密封部位的使用周期和复杂程度确定。例如:

- 对现代空间站生活舱的壳体,泄漏率不大于 $5.2 \times 10^{-4} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。
- 对热控系统,泄漏率的范围为 $1.33 \times 10^{-8} \sim 6.65 \times 10^{-6} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。
- 生命保障系统,泄漏率的范围为 $1.33 \times 10^{-7} \sim 4 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。
- 安装在舱壁的设备,泄漏率的范围为 $1.33 \times 10^{-9} \sim 1.33 \times 10^{-7} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。
- 对于舱门的密封,允许泄漏率为 $5 \times 10^{-7} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。
- 对于舷窗和舱段带有密封装置的对接处,允许漏率值为 $1 \times 10^{-7} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。

④ 在应急情况下,驾驶员能快速将座舱盖打开(或抛掉),航天器的气密舱能在 0.25 s 内将舱门打开。

⑤ 结构除满足强度和刚度要求外,应满足温度交变和压力交变的疲劳寿命要求。如航天器气密舱应能反复使用次数为50次以上(或由各航天器总体设计规定);战斗机座舱和民用飞机座舱(客舱)均与飞机同寿命。

⑥ 气密舱结构应满足高、低温环境条件下室内保持正常的生活和工作温度,即结构具有良好的耐热和隔热性能。

⑦ 满足使用和维护要求。例如座舱应保证驾驶员有良好视野,航天员能通过舷窗观察舱外,室内照明设计应满足在不同的飞行阶段、不同环境变化时航天员(飞行员)均能适应和观察舱内外的景象和仪表设备,并进行飞行控制。

3. 结构设计特点

(1) 结构受力特点

气密舱除参加总体受力外主要承受内外压力差,类似一个受内压的密封容器,虽然其压力是自身平衡的,但增压座舱的蒙皮和端框上作用有压力。增压舱最有利的形状为球形或两端

为半球形端框的圆筒形。但实际上由于机体的外形和内部布置的限制不可能完全做到这一点,因此,可根据不同飞行器的气密舱而有所不同。

1) 旅客机增压舱

旅客机增压舱一般为圆筒形或接近圆筒形。其后端为球面形腹板框,前端则因内部布置设备等常采用平面框(参见图 5-39)。下面以圆形截面和球形端框的增压舱为例进行讨论。

图 5-89 表示气密舱内力压差 Δp 作用下,机身蒙皮受双向张应力,按受压圆筒受力分析可知蒙皮的周向张应力 σ_r 和轴向张应力 σ_x 为

$$\sigma_r = \Delta p \cdot \frac{R}{t} \quad (5-11)$$

$$\sigma_x = \Delta p \cdot \frac{R}{2t} \quad (5-12)$$

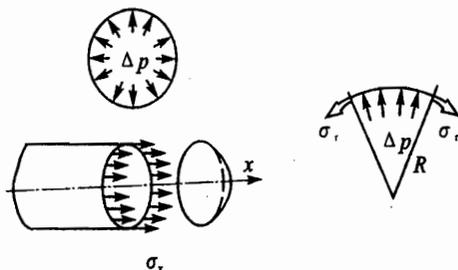


图 5-89 民机客舱构件承受的舱内压力负载图

式中, R ——机身半径;

t ——蒙皮厚度。

由式(5-11)和式(5-12)可知,机身蒙皮周向应力是蒙皮轴向应力的两倍。由此可见当增压舱上产生沿 x 向裂纹比周向裂纹更危险。

轴向应力 σ_x 在球面与圆筒交界处是连续的,则球框内张力均为

$$\sigma_\theta = \Delta p \cdot \frac{R}{2t} \quad (5-13)$$

圆筒的径向应力 σ_r 比球框的 σ_θ 大一倍,在交界处变形协调将产生局部弯曲。因此在交界处一般需局部加强(如图 5-90 所示)。

从受力特性分析,球面框最好设计成半球形。但半球形框使机身容积利用率低,球形框的前、后都很难安放有效载重,工艺制作困难。故实际飞机上常采用球面的一部分,如图 5-91 所示,当 $R_s > R$, $\alpha = 60^\circ$ 时比较经济。球面框单位宽度上拉力 F 在机身轴线上分量 F_x 传给机身蒙皮,径向分量 F_r 作用在环行框架上,环行框架相当于一个受到自身平衡的均布径向压力的圆环,在球面

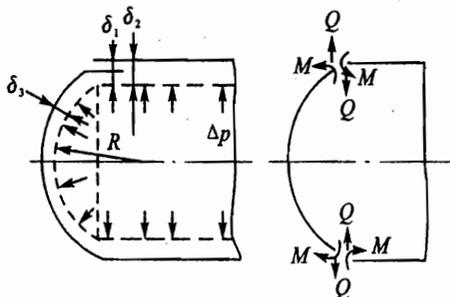


图 5-90 框与外筒交界处的内力图

框和机身结构交界处两者变形不同将产生剪力 Q 和弯矩 M (如图 5-90 所示),如两者刚度协调得好,使两者变形相差较少,则附加载荷 Q 、 M 较小。因此,在交界处一般均设置加强框或加强框缘。球形框与机身之间的连接要有相应的强度。

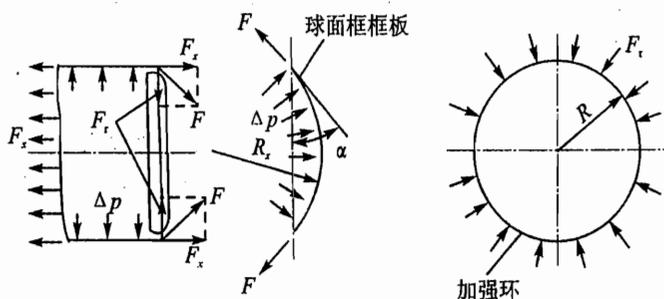
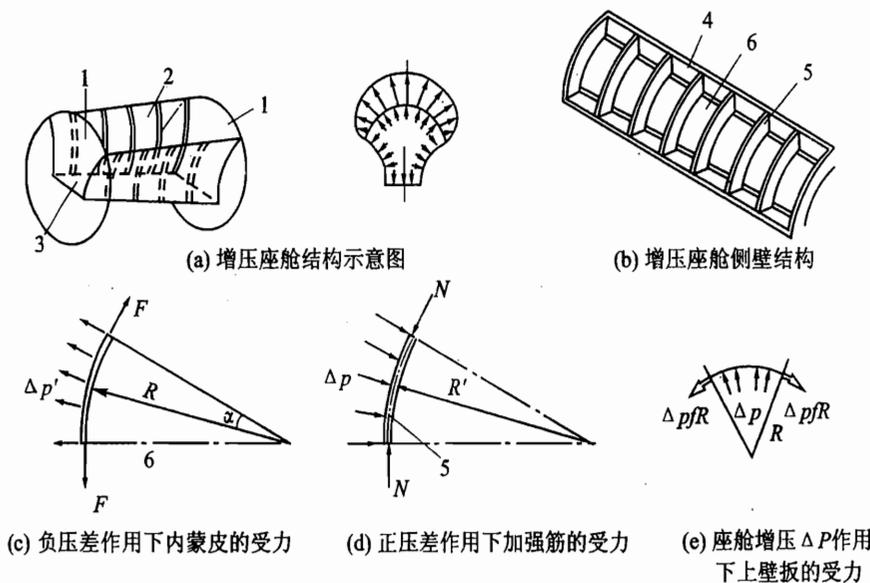


图 5-91 球面框与机身结构之间的传力

2) 战斗机驾驶员座舱

战斗机驾驶员座舱一般空间较小,形状比较复杂,尤其头部进气的座舱形状更为复杂(如图 5-92 所示)。其侧壁受到座舱自里向外的正压差(如图 5-92(d)所示),也受到进气道空气压力即进气道内压力大于外界气压的负压差(如图 5-92(c)所示)。



1—平面壁板框;2—侧壁;3—座舱地板;4—桁架;5—加强筋;6—内蒙皮

图 5-92 机头进气式歼击机驾驶员座舱与侧壁的压力

当增压舱压差为 Δp 时,侧壁板在正压差 Δp 作用下受压,单位长度上压力 N 为

$$N = \Delta p R'$$

当侧壁受到进气道的负压差 $\Delta p'$ 时,侧壁受拉,单位宽度上蒙皮拉力 F 为

$$F = \Delta p' R$$

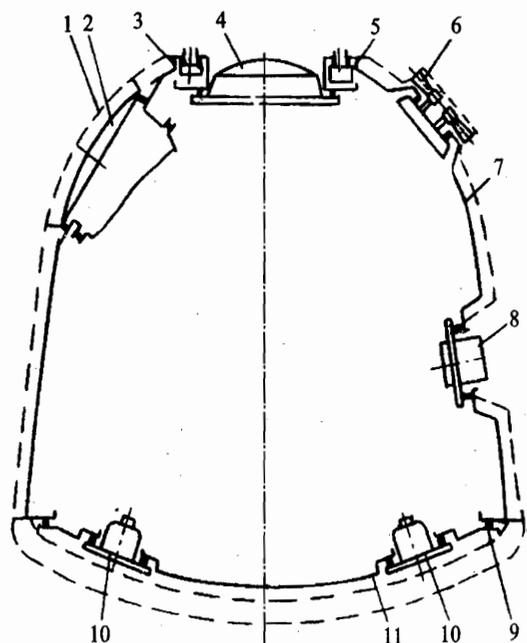
座舱增压 Δp 作用下,上壁板受拉,单位宽度上拉力 F 为

$$F = \Delta p R$$

若考虑安全系数 f , 则拉力 $F = \Delta p \cdot f \cdot R$ 。气密座舱的上壁板和侧壁均由加筋条和蒙皮组成, 如图 5-92(b) 所示。侧壁外有进气道时则侧壁往往采用夹层结构。上壁板与侧壁; 侧壁与地板之间安排上、下加强桁条以承受上壁和侧壁传入的拉力或压力。上、下加强桁条往往又是前机身的主要纵向元件(桁梁), 桁梁两端固定在前、后机身上, 当增压载荷作用时相当于受分布载荷的双支点梁。

3) 航天器返回舱

航天器返回舱的外形主要由再入大气层的返回舱运动状态决定。返回舱的外形设计要满足稳定性、操纵性、配平升阻比、最大过载、最大热流、最大总加热量、机动能力、着陆精度和容积系数等要求。满足上述要求情况下, 有利于承受内压的外形(球形)结构质量最轻。但球形最大过载达 8~10, 无机动能力, 着陆精度低(百千米级)。综合上述要求采用球冠倒锥(如图 5-93 所示)外形较合适。返回舱一端为球形, 另一端为部分球形, 承受内压时受力形式与旅客机气密舱相似, 而最大过载为 3~4, 着陆精度为数十千米级, “联盟”号飞船和“阿波罗”飞船等返回舱均采用此方案。



1—防热层外轮廓; 2—伞舱盖; 3—系统电气和液压接头; 4—舱门;
5—压力平衡阀控制系统; 6—发动机喷气推力组件; 7—返回舱承力内壳; 8—观察窗口; 9—返回舱壳体与大舱底的密封圈; 10—着陆缓冲发动机; 11—返回舱结构大舱底内壳

图 5-93 “联盟”号飞船返回舱和基本元件

(2) 气密舱结构特点

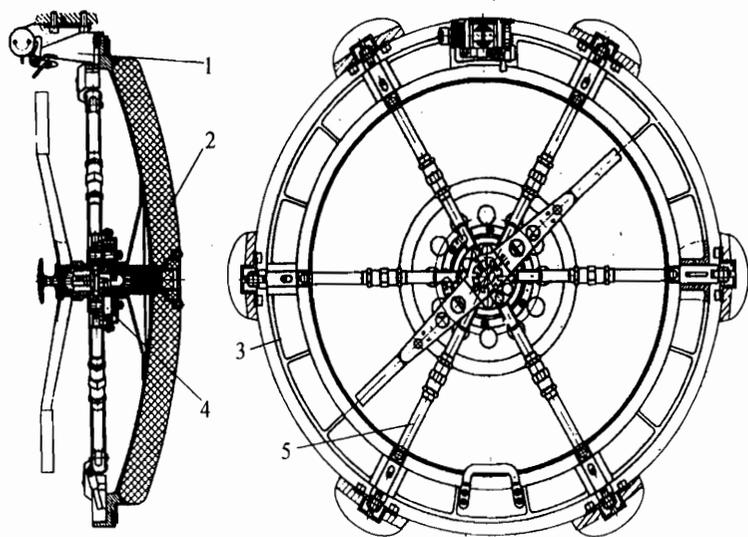
气密舱结构一般均为机体结构的一部分,此部分结构应设计成具有气密性,在航天器中一般采用分段设计方案,如返回舱、服务舱和气闸舱等均为单独舱段。本节主要介绍一些特殊结构:

1) 航天器气密舱结构

图 5-93 表示“联盟”号飞船返回舱结构。返回舱壳体基本是铝合金结构,外面包以防热材料。底部防热罩是受气动加热最严重的部位,由石棉纤维织物增强的烧蚀复合材料构成,是可分离的。侧壁防热层是三层复合结构:第一层(最外层)是氟塑料升华型烧蚀材料,第二层是玻璃钢型烧蚀材料,第三层是轻质粘胶纤维隔热层。

壳体一般采用轧制、锻造、冲压形式成形,各零件之间采用焊接,焊缝必须进行严格检查,不允许存在未焊透、气孔、裂纹等缺陷。为了改善焊接处的密封性能,有时还采用表面密封方法,即采用密封胶,常用胶有厌氧胶和硅橡胶。壳体结构同时是承力结构,因此,要求在复杂环境下仍能保持气密性。

为便于航天员出入气密舱,在气密舱上均开有舱口。图 5-94 所示为“联盟”号飞船返回舱舱门,门上装有开关力放大机构和加力与调整杆,转动门的把手,通过开关力放大机构将力传到加力杆 5 上,推动滚轮沿斜面移动压紧门框 3 和框上的密封圈,实现门的压紧和密封。“水星”号飞船上应急舱口和出入舱口是分开的。圆形应急舱口是用双道硅橡胶 O 形环和一个斜楔作用的卡环配合一起来密封的。矩形出入舱口是由螺栓预紧压缩双道硅橡胶 O 形环来密封的。



1—铰链;2—防热层;3—门框;4—开关力放大机构;5—加力与调整杆

图 5-94 “联盟”号飞船返回舱舱门

“双子座”号飞船上出入舱口和应急舱口合一。因此,舱口密封较为复杂。正常飞行时,要求密封可靠;应急时,要求在 0.25 s 内打开舱门。为了保证舱门与舱门框之间的密封,在门框周边开有密封槽,密封槽宽约 19.05 mm,深约 1.7 mm。槽内充以硅橡胶密封件,在舱门周边上开有与槽相配合的舌形凸边。关门时,挤压密封件而达到密封目的。其典型的舱口密封结构,如图 5-95 所示。密封的压紧力由锁来实现的。沿舱门三边(除铰链线边外)共有 12 个铝制门锁及钛制剪切销。

关门后,剪切销插入门框的相应孔中,门锁利用操纵机构压紧在门框边上。这样,门锁起到了密封作用,同时,门锁及剪切销又承受了舱门所受到的空气压力载荷,并把它传到门框上去。此外,沿舱门铰链处藏有一个门帘,当水着陆打开舱门时,门帘可以防止水进入舱内。

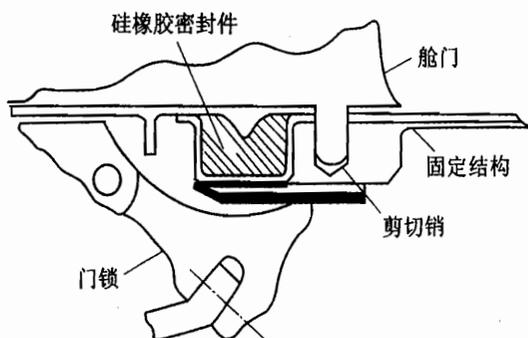


图 5-95 典型的舱口密封结构

“阿波罗”号飞船座舱舱口压力密封横断面与“双子座”的形式相同,门锁相似但尺寸放大了。将苏联与美国飞船

座舱的舱口设计相比较,从密封角度来分析:苏联采用平面密封结构,且陷得较深,密封部位温度、辐射等条件较好,对密封较为有利;美国飞船座舱的舱口密封,均采用曲面密封,有利于利用有效空间,但对密封材料要求较为苛刻,密封耦合面的配合较为复杂。

航天飞机轨道器或空间站气密舱中的航天员有时需要反复进出气密舱,为了便于航天员出入气密舱,经常在轨道器、返回舱内或适当位置安置气闸舱,如图 5-96 所示。气闸舱实际为航天员进出太空提供必经的过渡通道,即用于气密舱与真空空间之间的隔离段。其主要作用包括:① 航天员出舱活动时,能保证气密舱处于正常压力,不至于整舱泄压(如天空实验室有 361 m³,国际空间站为 908 m³),减少气体的流失量;② 在航天员出舱前对大气压力进行调节,并吸氧排氮,预防减压病;③ 对气闸舱进行泄压复压;④ 简化出舱活动系统,提高出舱的安全性。气闸舱设有两个舱门,与气密舱连接的叫内舱门,通向太空的叫外舱门。内外舱门要保证气密性和易操作性,舱门两边均能锁上和打开,当气闸舱的内部压力低于外部压力时,舱门不能被压力自动打开。舱门应开向受高压负荷那边,利用压力作用使密封性高。图 5-96 所示为航天飞机轨道器前机身中的气闸舱。气闸舱实际上是一个小气密舱,但使用寿命要求比返回舱高(2000 次以上)。

2) 舱门结构

航天器气密舱的舱门在上节已作简要介绍,本节主要介绍飞机气密舱的舱门结构。旅客机增压舱段的舱门一般设计成介于“受力口盖”和“非受力口盖”之间的形式。为了便于舱门能迅速打开,舱门只承受增压载荷引起的周向拉应力,舱门通过支臂和销钉等与机身连接,对内

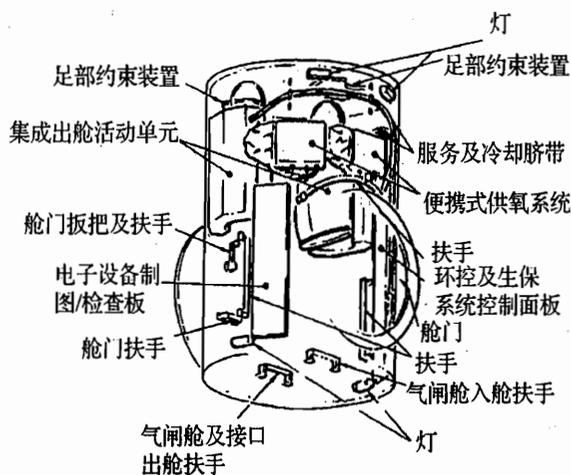


图 5-96 航天器上气闸舱

侧打开舱门需将舱门装在滑轨上沿一侧移动,如图 5-97 所示。机身上其他载荷由门框周围的加强件承受,以保证舱门便于打开。对于应急舱门需在机身两侧布置,并且在机身内、外均可打开。舱门边缘均用橡胶压条或密封胶密封。

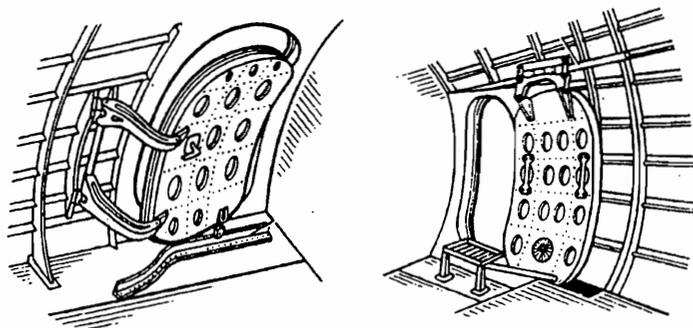
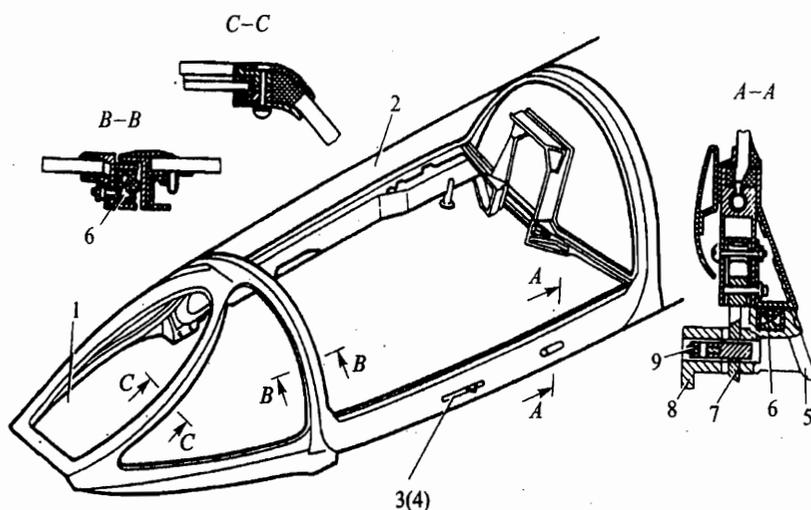


图 5-97 机身内侧打开的舱门结构

图 5-98 为战斗机增压舱的座舱盖,为了减少阻力将外形设计成水滴形。座舱盖采用刚度较高的金属骨架,上面安装有有机玻璃或硅酸盐玻璃,前面风档为较厚的防弹玻璃,以保护驾驶员不受子弹和玻璃碎片所伤害。玻璃和骨架之间垫有橡胶垫、胶带和密封胶以保证座舱气密性和防止座舱盖变形时玻璃出现裂纹。座舱盖除了承受增压 Δp 之外,气流流经座舱盖将产生很大的吸力,挡风玻璃还应能承受低空飞禽的冲击载荷。为此对座舱盖与机身结构的连接提出更高的要求。

3) 窗户(舷窗)结构

图 5-99 表示一般窗户结构,窗口边缘均用橡胶压条或密封胶密封。窗户一般不受力,采用双层玻璃,中间夹空气,保证视界和进入光线,以及起密封和隔音作用。窗户的玻璃均从座



1—风挡;2—骨架;3、4—内外手柄;5—加强板;6—密封软管;7—环;8—锁;9—销子

图 5-98 战斗机座舱盖结构

舱里面安装,在座舱压力作用下如同堵盖一样,密封性好,外层玻璃比较厚,为防止玻璃窗在座舱内受到意外损坏,也可以装上第三层玻璃。

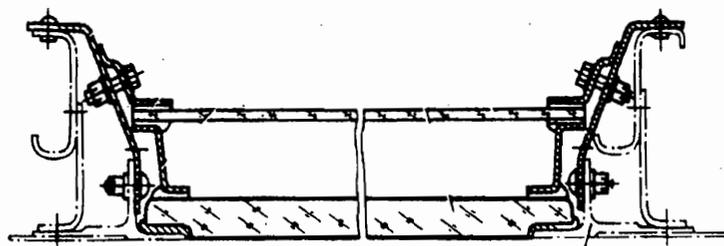


图 5-99 窗户结构

航天器气密舱的舷窗设计要求更高,该窗在空间联合环境下,要求具有高度的光学性能及良好的密封性能。图 5-100 是“双子座”号飞船舷窗的剖面图。窗口平面向航天员倾斜的 35° ,面积约 458 cm^2 。舷窗是由三层玻璃组成。其外层玻璃是防热层不要求密封。因此采用硅酸铝纤维质的垫片夹在玻璃两侧;端头用 304 不锈钢管做成 O 形环,以单独的框架松动地装在飞船外蒙皮上。

中层和内层玻璃均要求密封,以保证座舱的密封性;采用双层密封形式,是为了安全可靠的目的。这两层玻璃之间充以约 0.1 MPa 压力的干燥氩气。为了保证中层及内层的密封,玻璃两侧均有约 1.2 mm 厚的硅橡胶 S-2097u(道柯宁公司)做成的垫片,在端头用硅橡胶的 O 形环,既起密封作用又能防震保护玻璃。中、内层的窗框,与二层间的钛垫板。用 35 个螺钉装成一体,螺钉受到约 $4 \text{ N} \cdot \text{M}$ 的扭矩,以产生密封垫片必要的夹紧力。整个窗框均螺接到舱门

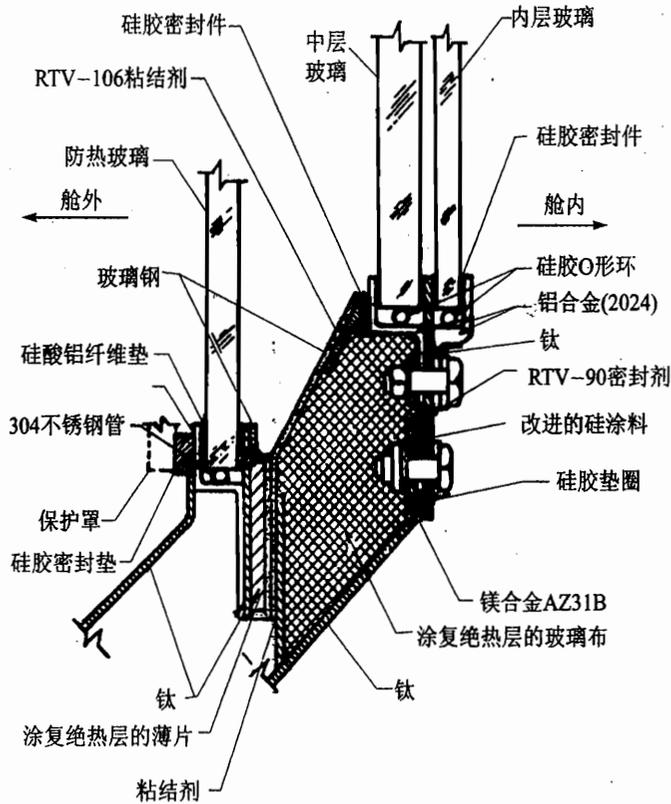


图 5-100 “双子座”号飞船左舷窗组合件剖面图

不受压的外侧加强筋上。

“阿波罗”号飞船舷窗组合件如图 5-101 所示。飞船舷窗热防护玻璃和中层玻璃间的空气由开口漏出,飞行时此处压力为 10^{-2} Pa。在中层和内层之间充入压力约为 0.05 MPa 的干燥氮气。热防护玻璃所用垫片是一个玻璃增强的硅橡胶热压模制件,其中心层填充硅纤维绝热材料。其接头处用 RTV-560 粘结。两块密封的压力玻璃窗组合件如图 5-102 所示。玻璃采用室温固化硅橡胶 RTV-560 密封剂的灌注式密封结构。并用 RTV-560 做热压模制的封头。

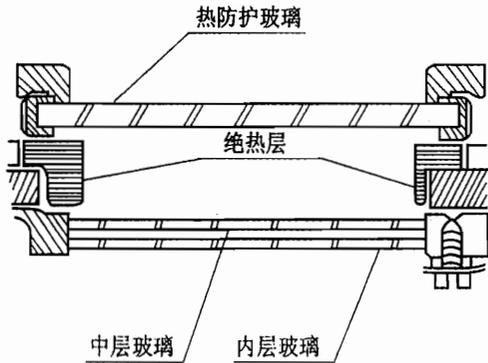


图 5-101 “阿波罗”号飞船舷窗组合件剖面图

对比“双子座”号及“阿波罗”号飞船舷窗的两种密封结构,明显地展示了“阿波罗”号飞船舷窗密封结构的优越性:

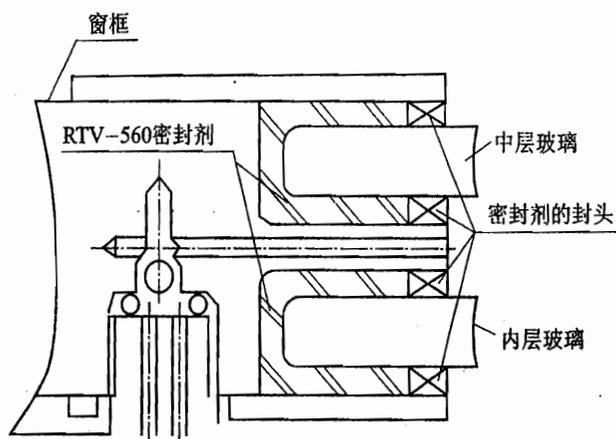


图 5-102 “阿波罗”号飞船舷窗玻璃密封组合件示意图

① 耐热玻璃的垫片采用耐高温弹性体烧蚀吸热的方案。允许经受气动加热的温度比 304 不锈钢要高得多；而且防震吸震作用较 304 不锈钢还好。

② 玻璃密封用室温固化硅橡胶灌注密封办法，工艺简单，密封可靠。

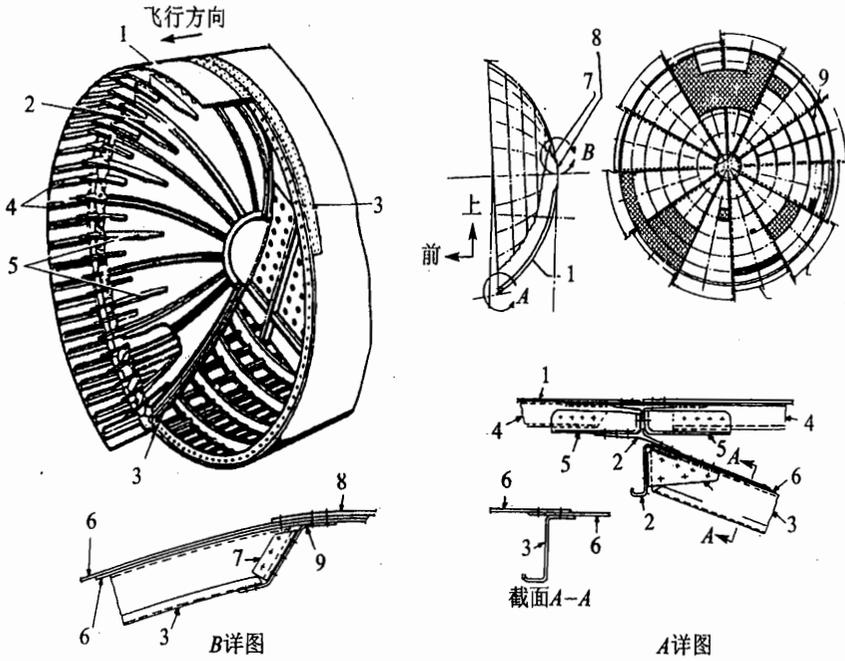
③ 灌注式密封要求压缩应力小且压缩应力均匀，所以窗玻璃受力小，变形小，对其光学性能影响也就小。

(3) 端框结构

气密舱一般为机体结构的一部分，在气密舱的两端安置端框使气密舱与非增压舱隔开。从气密舱受力分析得到球面形端框受力最好。图 5-103 为 L-1011 旅客机客舱后端框，隔框是半硬壳式结构。壳体由 12 片拉伸成三角形并且边缘胶接在一起的曲面铝板组成，在搭接处铆接 12 根加强型材。壳体的端盖把三角形铝板和桁条连接在机身隔框的突缘上，壳体的顶端安置顶环并将桁条和壳体连接在一起，顶环上用顶盖密封。圆拱形端盖与机身连接分两部分，桁条之间用抗拉接头连接，蒙皮之间采取加强垫板的平连接形式。

球面框的空间利用率低，并且球面框不宜承受 Oyz 平面内的集中力，如垂直尾翼传入载荷， Oyz 平面内载荷会引起球面框曲板弯曲，而采用平面框承受 Oyz 面内载荷较合理。从综合受力考虑也可在球面框上布置局部平面框来承受 Oyz 面内的集中力，如图 5-104 所示 A-320 旅客机后压力框为球面框，其上有局部平面框与垂直尾翼接头连接。

机体的横截面形状不同，增压载荷对机体结构作用不同，如图 5-105 所示。对于圆形截面机体，增压载荷使蒙皮受到环向拉力，环向拉力使蒙皮产生如图 5-105(a) 所示的变形。当机体截面为椭圆截面时，环向拉力使机体截面趋向圆形(如图 5-105(b) 所示)，而隔框将限制其变形，在隔框内将产生弯曲内力。如机体截面由两个圆弧段组成时，上下蒙皮内的环向拉力在外形转折处会产生水平方向力 F_n ， F_n 通过水平纵梁传给隔框腹板，然后传到地板横梁上，左右力 F_n 在横梁上相互平衡。



- 1—蒙皮;2—框;3—加强板;4—桁条;5—拉伸接头;6—三角形板;
7—角撑;8—盖板;9—破损安全带;10—角盒

图 5-103 L-1011 飞机球面框构造

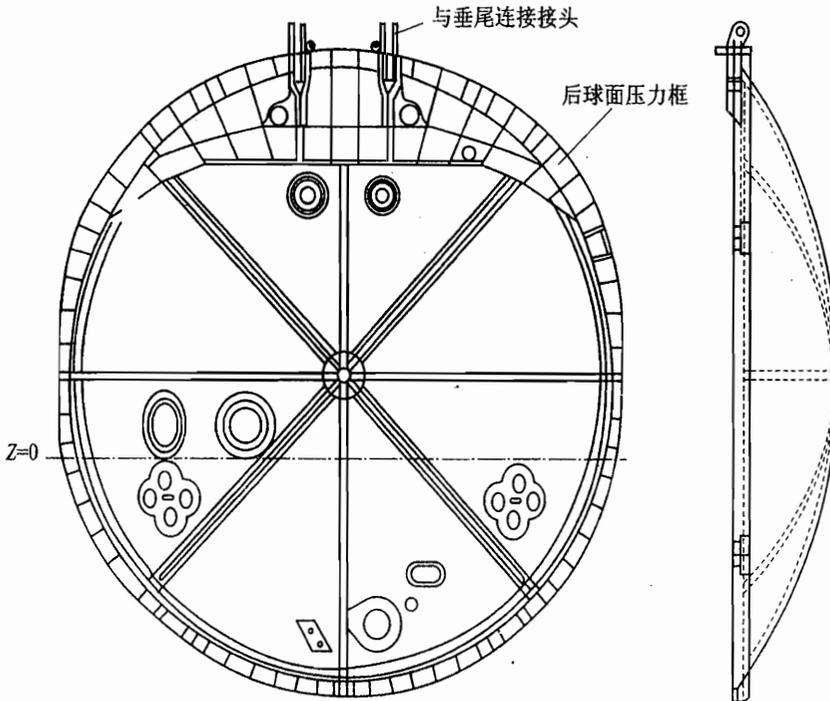


图 5-104 A-320 机身后压力框与垂直尾翼连接

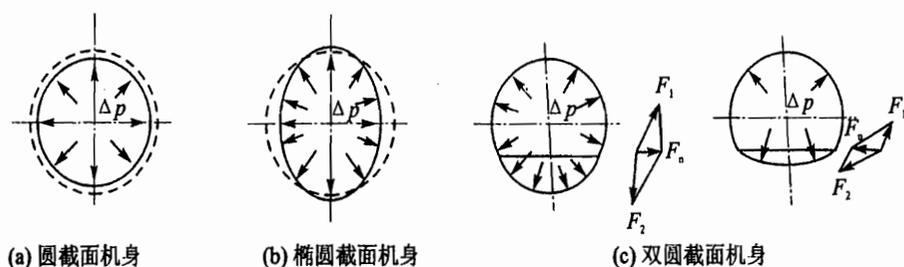


图 5-105 在增压载荷作用下,机身截面形状与结构内力的关系

(4) 密封结构设计

各类飞行器的气密舱对密封结构要求不同,航天器气密舱结构的密封要求更高,本节以航天器气密舱密封结构为主进行介绍。

1) 密封材料

航天技术的不断发展,对密封材料的要求也愈来愈苛刻,材料需具有耐较长时间的高低温交变、耐高真空、耐臭氧、耐辐照、无污染和无毒气等综合性能

作为飞船座舱主要密封材料的硅橡胶,具有很宽的使用温度范围(极限使用温度,即 $-120\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 350\text{ }^{\circ}\text{C}$),优良的耐臭氧能力和一定的耐辐照性能。密封材料硅橡胶随同飞船要经受发射环境、空间环境和再入环境的考验。其中以空间环境对硅橡胶的影响最大。

① 温度的影响

高温:在轨道上运行,由于太阳热造成的最高温度约 $94\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,对硅橡胶不会产生多少影响,但是发射阶段(短时 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右)和再入环境(座舱蒙皮温度高达 $1\ 000\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上)的短时气动加热的高温影响。在高温下硅橡胶的热失重和表面脆化,是造成密封件泄漏速率增加甚至丧失密封性能的原因之一。

低温:飞船座舱表面在空间的最低温度(背太阳时)可达 $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$,甚至更低。硅橡胶在低温将出现收缩,特别是 $-60\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 间收缩率明显增大,这对低温密封结构设计来说,必须给予充分注意。虽然目前硅橡胶耐低温极限使用温度可达 $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$,但如果密封结构设计不合理,压缩量选择不当,就有可能出现由于硅橡胶的突然收缩降低了密封应力现象,在 $-60\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,密封表面压缩应力低于临界密封应力,以致密封件表面从耦合面脱离而造成低温泄漏。

② 高真空的影响

飞船在近地轨道运行时,处于高真空环境。通常在真空中的硅橡胶,大多数挥发性组分如软化剂的挥发,引起机械性能的变化,使硅橡胶的逐渐硬化、变脆和龟裂。

硅橡胶在空间联合环境的综合效应作用下,透气性增加,泄漏速率提高。更严重的是,由于硅橡胶在热真空条件下,挥发出可凝集于光学表面和电路接点上的沉积物,称为挥发性可凝集材料,它能明显改变光学特性和导致电路失灵等严重后果。“双子座”号飞船座舱左边舷

窗曾经受到过污染,经红外光谱分析证实,污染物是甲基硅化合物。由于舷窗外表面的污染,导致光学性能下降。

此外,粒子贯穿辐射对硅橡胶也产生一定的影响。

由于航天技术的发展,对硅橡胶也提出了更高的要求。除了研制耐高温耐辐射场合用的硅橡胶,做高温涂层等外,还发展了用作高温密封用的硅硼橡胶。为了满足航天光学系统方面的要求,需要发展一种“清洁”硅簇,解决硅橡胶在高真空下的挥发污染问题。由于污染的原因,从“阿波罗”16号以后,低挥发量的硅橡胶 RTV-566 和 93-500 分别代替了 RTV-560 和 92-018。

2) 可拆卸密封结构

在载人航天器中,许多密封处采用可拆卸密封连接,这种密封可以是端面密封,也可以是径向密封,因此密封圈可以是轴向受压,也可以径向受压。它使用的密封材料主要是密封胶,有时也使用其他一些密封材料,如氟塑料、金属和某些适用于特殊环境(如高低温、化学腐蚀等环境)的材料。对于使用带有弹性密封圈的密封结构,需要在安装法兰或管接头处加工一个安装密封圈的沟槽。密封圈的截面形状和沟槽的形状可以不同,最简单的形状是圆环形或矩形截面,在两个对接法兰中,其中一个可以做成台阶形、圆形或矩形截面。密封圈的弹性变形力图使自己恢复初始状态,所以在连接处保持压力不变,当垫圈的高度 h 或者它的截面宽度被压缩到 30%~40% 时,就会在密封表面产生足够的密封性,根据这个条件,在设计密封截面时,可以按下面公式计算尺寸

$$\epsilon = \frac{h - h_1}{h} \times 100\%$$

或者对于圆截面

$$\epsilon = \frac{d - h_1}{d} \times 100\%$$

式中, ϵ ——密封圈的相对压缩比;

h, d ——自由密封圈的尺寸, h 为矩形截面垫圈的高度, d 为圆形截面垫圈的直径;

h_1 ——密封圈安装后的尺寸。

几种典型的密封形式如图 5-106 所示。

在装配的状态下,我们认为密封材料在发生变形时,其截面积保持不变。设计时根据这一条件来确定密封槽的总面积。也就是说,密封槽截面的总面积应当大于密封圈界面的总面积,必须考虑制造公差和密封圈材料的实际变形特性,特别是在内部拐角处的变形,法兰连接通常是拉紧到壳体或接头零件接触为止。可拆卸密封处用螺栓连接,合理地布置和确定连接螺栓、数量、性能和拧紧力矩,以保证连接可靠。连接法兰的截面尺寸按以下原则设计,即在内外压差升高 0.1 MPa 时,密封面间隙增大量在 0.1~0.2 mm 的范围内。

密封垫圈的材料根据使用的温度条件、材料的气体挥发特性和需要的变形力等确定。必

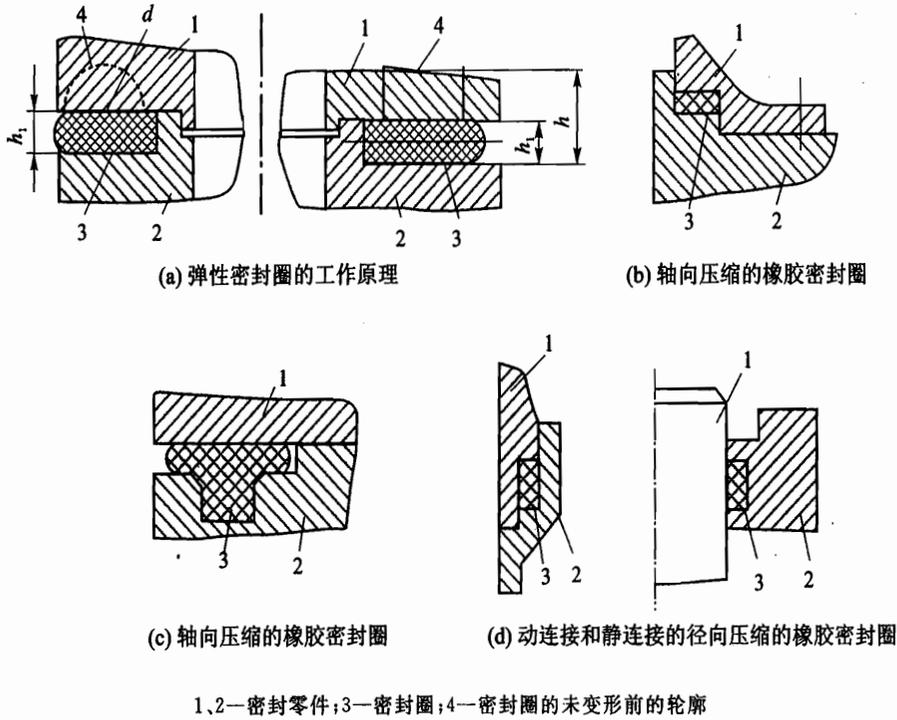


图 5-106 使用弹性密封圈的典型结构

要时,可使用金属密封垫圈,如图 5-107 所示,一般使用的是紫铜和软铝等塑性较好的金属材料制造的密封圈,这种密封圈不易产生气体挥发物,它的气体挥发物比最好的真空橡胶小上千倍。

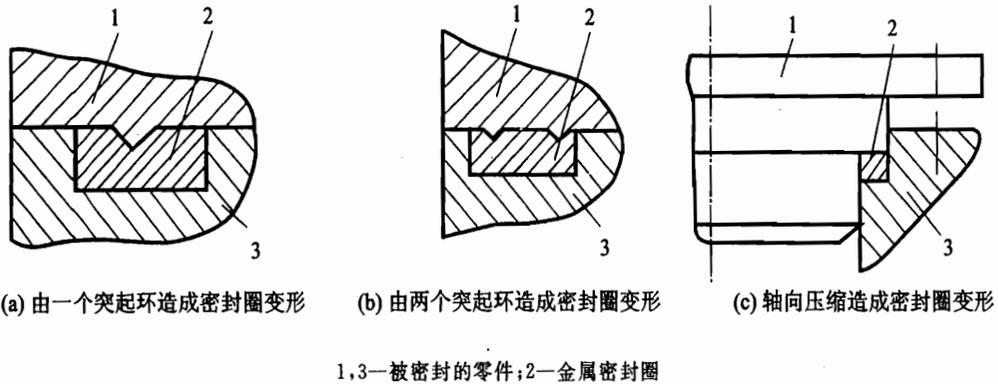


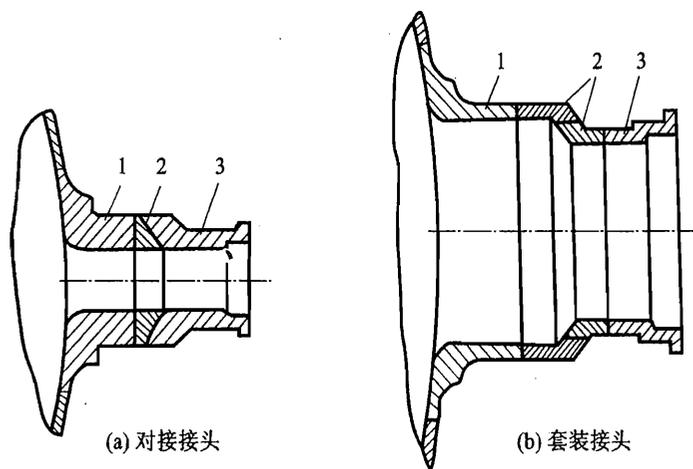
图 5-107 金属密封垫圈

3) 壳体密封

飞行器气密舱段的主要部分是壳体,而壳体又是由许多彼此相连的构件和与它们相连接的零部件(承力组件、法兰管和接头等)所组成,舱段壳体是主要承力构件。在使用过程中,在振动、冲击和内压载荷作用及温度变化而引起变形情况下,结构必须保证密封可靠。

壳体结构材料选择时,必须考虑结构的密封性,强度、刚度和工艺要求。一般采用金属材料或复合材料。如采用金属材料则以轧制、锻造、冲压形式成形的半成品来制造密封壳体零件,为了预先发现用于制造密封壳体的材料和半成品的各种缺陷,通常采用超声波或 X 光等方法检查材料的内部组织,保证零件质量。密封壳体零部件之间的连接通常用焊接或气密铆接(在零件之间加密封橡胶垫片)的方法来实现,为了保证焊接处的质量稳定,必须对焊接件进行热处理,并进行必要的检查,如用 X 光检查其内部的组织结构。

为了改善焊接处的密封性能,有时还采用表面密封的方法,即使用密封胶或者密封胶与密封膜配合起来覆盖在密封处,最常用的是厌氧胶和硅橡胶,这种胶液平常呈液体状态,粘度很小,因而可以渗透到材料焊接处的气孔和疏松组织中去,并且很快固化,形成可靠的密封。密封壳体与管路接头处常采用双金属过渡接头(如图 5-108 所示),接头是由不同的金属材料制成的,如铝-钛、铝-钢或其他材料,这样,可以实现壳体与由各种不同材料连接,也可以使用各种现代焊接方法,如摩擦焊、压力焊、扩散焊等。



1、3—被密封的零件;2—金属密封圈

图 5-108 密封壳体与管路接头处常采用双金属过渡接头

座舱结构缝的密封有时采用室温固化硅橡胶密封剂和嵌条密封。由于硅橡胶透气性好,气体泄漏速率高,因此,对于执行长期飞行任务的飞船结构的接缝,必须在嵌条密封上,再刷上一层紧固腻子,趁涂刷腻子和嵌条腻子都还是湿润状态的时候,在其表面贴上薄薄一层聚酯莎纶或者特拉(Tedlar),待密封腻子干了以后,再在上面涂覆一层保护腻子,保护薄膜粘紧。此薄膜用以防止气体泄漏。这类密封剂一般采用硅酮因子。它具有很高的耐氧和氮气的能力。

座舱其他部位的密封可采用的全部是静力密封结构,主要是 RTV 硅橡胶密封材料,或者是在两个接合面之间填以硅橡胶 O 形环。螺栓处均采用垫圈式密封垫,而有些螺栓内面增加一层 RTV 硅橡胶密封材料的密封层,如图 5-109 所示。

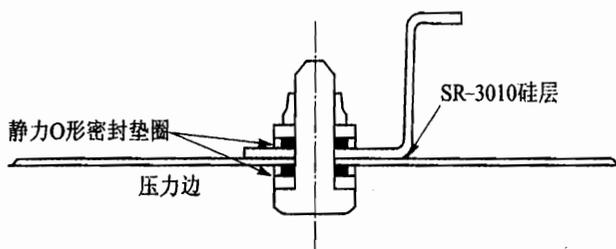


图 5-109 螺栓密封结构

5.7.2 整体油箱(贮箱)

整体油箱或推进剂贮箱均设计成飞行器机体结构的一部分。目前各种飞机的机翼油箱几乎全部都是整体油箱,如波音系列旅客机、歼-8和F-16等战斗机均采用机翼整体油箱。愈来愈多的飞机已采用机身整体油箱,如米格-23和B-70的机身整体油箱。采用液体推进器的导弹、运载火箭必须有推进剂贮箱用来盛装推进剂。贮箱是液体火箭或导弹的主要部件之一,往往设计成导弹或火箭的一个舱段,或者为单独外挂贮箱(如图5-121所示的航天飞机外挂贮箱)。

1. 设计要求

整体油箱和推进剂贮箱均为机体结构的一部分,除了满足机体结构设计一般要求之外,应考虑下列特殊要求。

① 强度和刚度要求。整体油箱(贮箱)结构是机体结构的一部分,有时是机体的主要承力结构。因此除参加机体的总体受力外,还应承受油液(推进剂)的惯性载荷、增压压力引起的局部载荷以及液体振动载荷。油箱(贮箱)的刚度直接影响密封性和安全可靠。因此,整体油箱(贮箱)最好采用刚度较大的结构形式,例如F-22飞机采用全复合材料蜂窝夹层结构机翼油箱。

② 密封性要求。整体油箱(贮箱)必须保证在飞行器使用期内安全可靠,密封性好,在飞行器使用载荷和环境条件下油箱(贮箱)不能漏油(或漏气)。油箱(贮箱)的边界结构受力复杂,变形较大,而且直接与外部相通,所以一般采用混合密封方式。在结构设计时应控制结构变形量,特别在高空低温环境下,密封胶的弹性降低,因而结构接缝的剪切变形和分离变形都必须严格控制。

整体油箱(贮箱)的密封性应放在首位,因此,从油箱(贮箱)结构形式的选择、构件布置以及各构件的连接形式均应考虑密封问题。

③ 应具有防晃、防旋、对增压气流消能、蓄留或排出推进剂的能力(含机动飞行、低重力场和零重力场时)。

④ 对低温贮箱(油箱),应有可靠的绝热系统,使推进剂处于额定的工作温度,以维持发动

机的性能稳定,同时对推进剂温度的控制,可以使推进剂的蒸汽压力不至于因温度上升而增高。

⑤ 油箱的位置应尽可能靠近飞机质心,以减少飞行过程中由于燃油消耗引起飞机质心的变化。贮箱一般相对航天器纵轴对称布置。

⑥ 维修性要求。在使用过程中由于载荷和湿/热环境作用会使密封剂老化、脱粘和产生裂纹,燃料的腐蚀及意外损伤等可能导致密封失效。为了跟踪油箱(贮箱)的渗透情况,整体油箱(贮箱)的外部所有连接缝都应通过口盖和舱门进行检查。对需要维修的部位应具有良好的通路,即可达性好。使用过程中必须定期检查和清洗。

2. 整体油箱结构设计特点

① 整体油箱结构是机体结构的一部分,其主要受力构件受载和变形较大,因此尽量使整体油箱在主装配前成为完整的密封结构,综合利用加强件而不增加油箱隔板。

② 在油压作用下,油箱壁板要发生翘曲变形,当壁板与骨架连接部位的分离间隙超过 0.25 mm 时就可能将缝外密封胶拉断。图 5-110 表示变形间隙对缝外密封的影响。蒙皮连接缝的分离间隙与蒙皮连接部位厚度、燃油压力、紧固件边距和肋距(或框距)等因素有关。

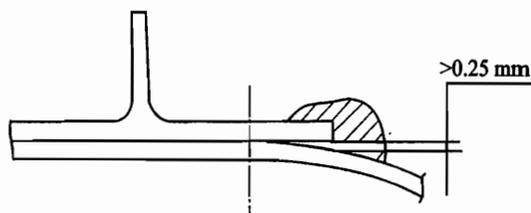


图 5-110 密封缝的变形限制

在设计时应根据实际条件合理选择紧固件边距,使分离间隙小于 0.25 mm。

③ 采用刚性较好的结构,机体的骨架作为整体油箱骨架时最好将其设计成整体结构,使油箱的刚度大,易于密封。

④ 整体油箱连接设计。壁板连接部位的厚度除满足变形要求之外还必须满足强度要求。蒙皮厚度应考虑紧固孔和密封槽对强度的削弱。壁板连接的紧固件的间距、边距的确定应考虑强度和密封要求,边距太大会使分离缝隙大于 0.25 mm,边距太小则强度不够,故螺栓直径、边距和间距应合理配合。油箱表面应尽量减少连接缝的长度和结合孔的数目。例如,油箱壁板采用整体加筋板,“幻影”Ⅲ整体油箱采用少筋、无长桁、多腹板的结构形式。

⑤ 机翼整体油箱设计时要考虑油的流动路线,能确保各肋板和墙间的油能流动。保证油泵能快速全部抽出油箱中的油(使余油量尽量少)。

3. 整体油箱的密封形式

整体油箱的密封系统设计极其重要,直接关系到油箱的使用、维护和安全可靠性。密封形式和方法,密封材料等和整体油箱的结构部位和结构形式有关,其基本密封形式可分为缝内密封和缝外密封。

(1) 缝内密封

在构件的贴合面间用密封材料填满所有的缝隙,达到密封。此类密封均在装配过程中进行,由于密封的要求使装配过程复杂化。并且密封一旦失效即不能修复。但此类密封质量较轻,密封性好。缝内密封主要形式有以下几种。

① 密封胶密封:在结构贴合面之间和缝内用密封胶密封。应用较普遍,密封效果好。

② 胶膜密封:在结构贴合面上敷设粘性胶膜,硫化后形成弹性橡胶膜。此种形式优点是装配施工条件好,铆接质量易保证。

③ 沟槽密封:此种形式常用在油箱的边界密封。相结合的一侧开有沟槽,例如,沟槽在紧固件一侧,可在紧固件之间或沿紧固件排沟槽,沟槽应相互连通并成封闭圈。根据密封材料可分为橡胶绳密封、注射密封胶和不硫化腻子密封。

(2) 缝外密封

在油箱内,沿零件贴合面的边缘、紧固件的四周以及结构间隙和孔等按一定尺寸覆盖密封,使结构密封。缝外密封是在油箱装配后进行。要求油箱内部可达性好。缝外密封对结构贴合面的分离变形很敏感,对材料的延伸率和强度方面有一定的要求,并且密封胶要有一定的堆砌性。根据结构部位形式不同有如图 5-111 所示的几种形式。

对于可拆卸部位一般采用螺钉连接,螺钉处密封可采用密封垫圈和密封螺帽,在螺母连接处带有 O 形胶圈(如图 5-112 所示)。

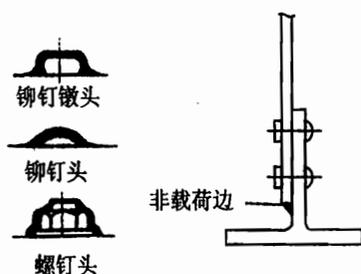


图 5-111 缝外密封形式

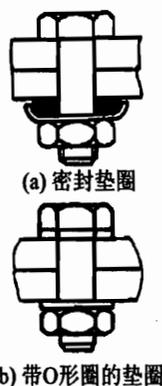


图 5-112 螺纹紧固件密封

整体油箱上不可避免地有装配和检修口,因此,口盖的设置和密封不可缺少。但结构开口将削弱总体受力并增加渗漏几率,故应尽量少开口,开小口。正常口盖一般位于结构外侧,便于装卸,但在油压作用下不利于密封。一般油箱口盖采用反装式。图 5-113(a)所示口盖形式装卸不方便,但口盖在油压作用下有利于密封。对于不参加总体受力的小口盖可采用图 5-113(b)所示结构,口盖借助夹持圈将其夹在口框上,故紧固件不进入油箱,不需要密封。口盖上开有沟槽,采用预制的橡胶型材、胶绳或就地硫化密封型材等密封材料。

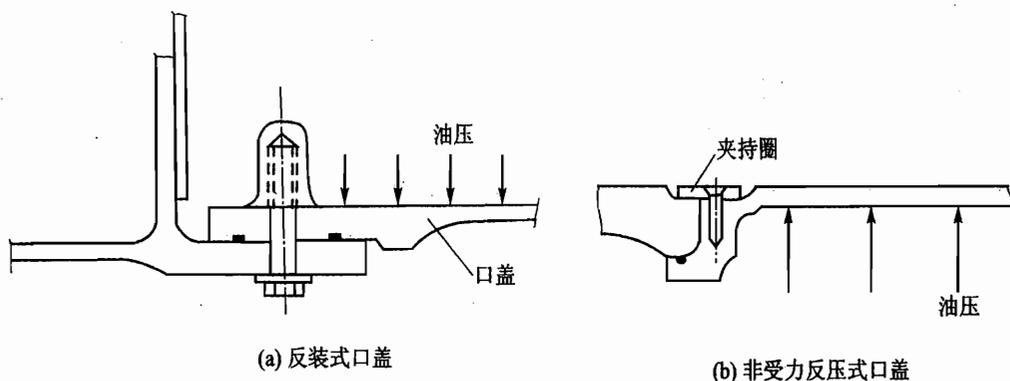


图 5-113 油箱口盖形式

4. 贮箱结构设计特点

① 贮箱在飞行器总体设计时应确定贮箱是否参加总体受力,如图 5-114 所示贮箱 3 悬挂在外壳框架上,它只承受内压,贮箱与外壳之间有绝热材料。非受力式贮箱的优点是:对低温推进剂隔热方便;贮箱本身不参加总体受力,结构简单。缺点是贮箱舱段结构复杂,质量大,空间利用低。

图 5-114 中贮箱 1 为受力式贮箱它的特点是贮箱除充当燃料容器外,贮箱壁还参加总体受力。贮箱壳体本身构成火箭或导弹外形的一部分。火箭或导弹在飞行过程中,贮箱承受发动机推力、空气动力、质量力及箱内增压压力。由于箱内增压造成的箱壁拉应力可以抵消轴向压力的作用,所以箱壁可以做得相对较薄,结构材料利用率高;弹体空间也可以得到充分利用;结构质量显著减轻,故得到普遍应用。为防止飞行过程中的气动加热影响及低沸点推进剂蒸发,在箱壁上涂敷绝热涂料作为隔热措施。

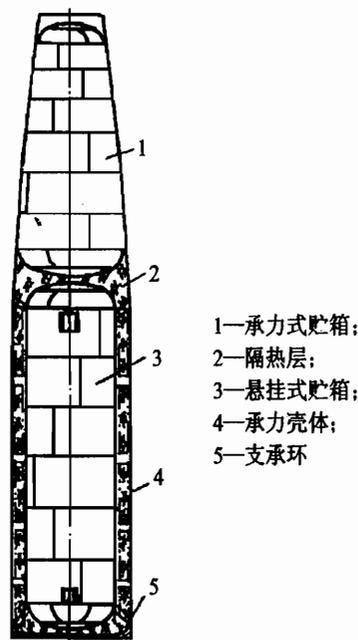


图 5-114 贮箱受力形式

② 贮箱的结构形式,如图 5-115 所示。四底式贮箱对任何推进剂组元都适用,易于实现箱底隔热,安全可靠性好,但空间利用率低,增加火箭长度。共底式贮箱的优缺点与四底式相反。要求公共底面不允许渗漏。为提高安全可靠,采用双层底式,但制造较复杂,同轴式的优缺点与共底式相同,但安装管路方便。

③ 贮箱的增压方式有直接增压和间接增压。直接增压方式为贮箱内推进剂与增压气体

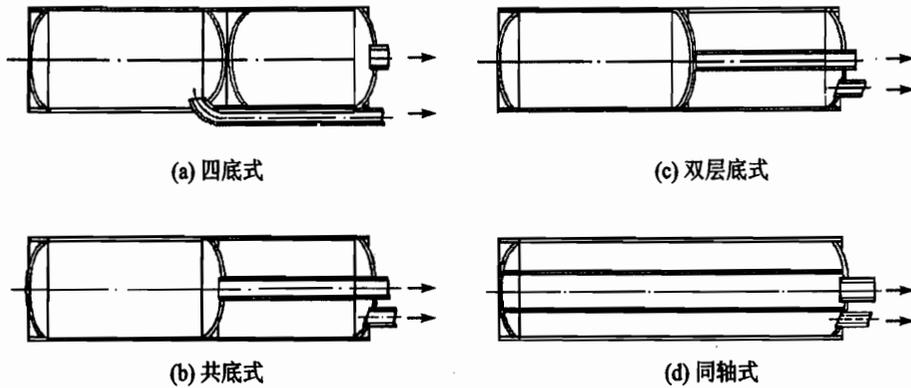


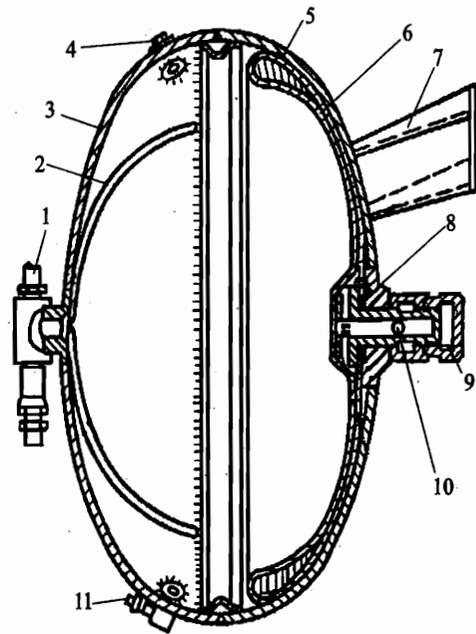
图 5-115 贮箱的结构布局

直接接触。增压气体与推进剂直接接触容易在推进剂中产生气泡；低压式贮箱在导弹作机动飞行时由于推进剂的晃动会造成不能正常供应推进剂的问题。为解决此问题，常采用过载小箱与引射器组合装置或旋转取液式装置等。间接增压式为贮箱内燃料与增压气体隔离，气体对燃料间接进行增压。这种方式可避免燃料中夹杂气泡，能提高输送燃料的可靠性。一般可采用弹性袋式供液装置和活塞式供液装置，弹性袋式供液装置，如图 5-116 所示，弹性袋将贮箱内的燃料与气体隔开。输送燃料时，将具有一定压力的气体通过进气口充入弹性袋，由弹性袋将燃料挤出液管。

可移动活塞式供液装置如图 5-117 所示，增压气体推动活塞，使燃料从贮箱内被挤出。在这种装置中，要求移动活塞与固定部分(贮箱壁和导管)之间有可靠的密封措施，贮箱内径尺寸精度和表面光洁度要求较高。

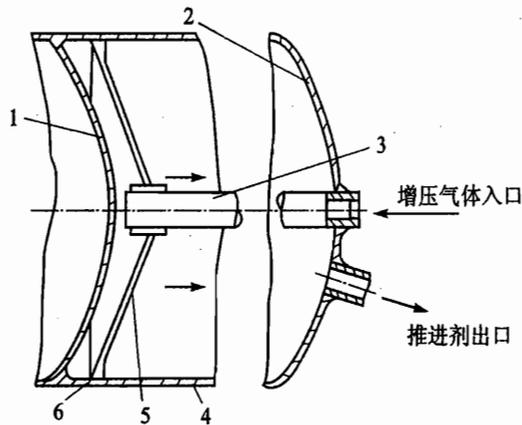
4. 贮箱结构形式

贮箱主要由筒段、前后底、前后短壳和附件组成。



1—加液管；2—梗；3—后箱底；4—工艺泻液口；
5—前箱底；6—弹性袋；7—支撑；8—进气口；
9—螺盘；10—通气嘴；11—接管座

图 5-116 弹性袋式供液装置



1—公用隔板;2—贮箱端头;3—同心中心柱;4—圆筒形贮箱;

图 5-117 可移动活塞式供液装置

(1) 贮箱筒段

受力式贮箱筒段的外形一般为圆筒形或圆筒形与截锥段组合。其筒壁构造形式有以下三种。

1) 光滑筒式结构

光滑贮箱适用于高强度材料制成的、在使用中所承受轴力很小、承受内压力大的情况,如美国的“宇宙神”号导弹的贮箱。如果贮箱不增压或内压力很小,此时圆筒主要轴向受压,而环向内力是很小的。因此,贮箱可能出现失稳现象。为了提高其失稳的临界力及增加横向刚度,在筒段壁板的内壁常点焊若干个隔框。隔框还具有防止液面晃动的作用。

2) 网格式结构

随着导弹射程增加,推进剂贮箱的轴向力和内压力都增大,特别是轴向力增加很多,在使用时可能导致筒壳产生失稳破坏。采用高弹性模量的材料、增加蒙皮厚度及增大贮箱的内压等措施将受到一定的限制。为了增加贮箱筒壳抗轴压能力,可在曲板上加筋或采用网格式结构,如图 5-118 所示。网格式结构的圆筒贮箱适用于增压压力较小的大直径火箭。“雷神”号及“火星”号导弹贮箱均用此类结构形式。

3) 带纵向加筋条式整体壁板结构

由带有加筋条的整体壁板轧制而成。贮箱筒段由大块整体壁板经弯曲后焊接做成,如图 5-119 所示。

(2) 贮箱底

箱底的结构形式一般有两种:整体式和组合式(拼焊式),如图 5-120 所示。整体式的优点是结构可靠,生产方便,外形准确,对于直径较小的导弹贮箱箱底均采用整体结构;随着导弹直径的加大,由于板材规格的限制,大型导弹贮箱箱底均采用拼焊结构。组合底一般由 6~8 块瓜瓣拼焊成。为了使焊缝离开高应力区(底的顶点),顶部增加了一块厚度较大的圆盘。由

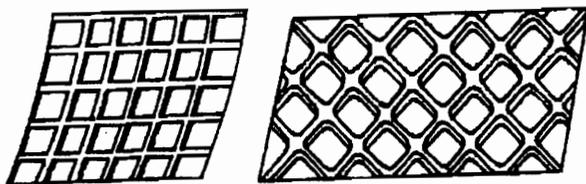


图 5-118 网格形壁板图

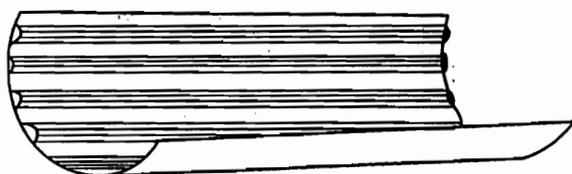


图 5-119 带筋条的壁板

于焊缝的强度比基本金属低,一般采用加强焊缝的方法来提高焊缝的强度。

(3) 贮箱的短壳(箱裙)

贮箱的前、后短壳是用来连接相邻舱段。短壳承受轴压、弯矩和剪力。为了不使它在受压状态下失稳破坏,可以尽量减小短壳的长度或加厚蒙皮,或布置纵向加筋元件等办法来提高短壳的失稳临界应力。短壳的蒙皮厚度可按短筒壳失稳条件确定。

短壳的结构根据其其与贮箱体及相邻舱段的结构连接状况而定,其纵向加筋元件可以是不同剖面的桁条或化铣直肋结构;加筋元件可以布置在蒙皮里面或外面。

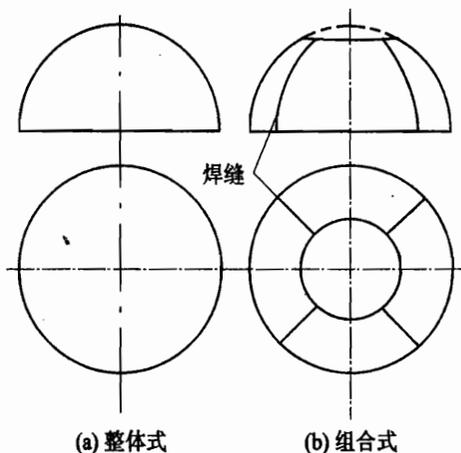


图 5-120 箱底的结构形式

5. 外挂贮箱(如图 5-121 所示)

航天飞机的外挂贮箱是一个庞大的尖头圆柱体。它的主要功用就是为轨道器三台主发动机贮存和输送大量的推进剂液氢和液氧,可装载 70 多万千克的推进剂。另外,外贮箱结构本体还有支撑轨道器和固体火箭助推器的作用。外贮箱是整个航天飞机系统中唯一单次使用不作回收的大部件。因此要求外贮箱本体结构尽量简单轻巧便宜,但有足够强度和刚度。外贮箱的两个箱体由箱间段分开。箱间段上装有两个固体火箭助推器的前端联接点(紧固装置)和一个轨道器的前段支撑点。箱间段的内部是一些液体输送管道和电缆管道。

垂直竖在发射台上时,位于上面的一个贮箱就是密封的液氧箱。液氧箱是一个尖顶形的

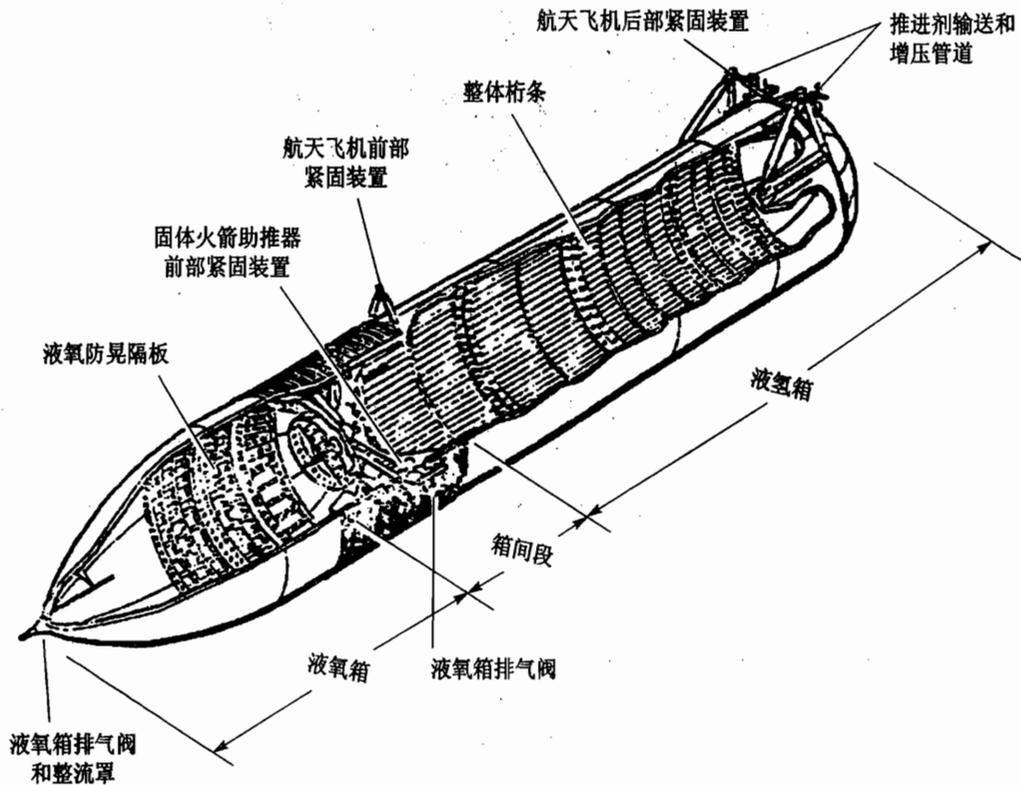


图 5-121 航天飞机的外挂贮箱

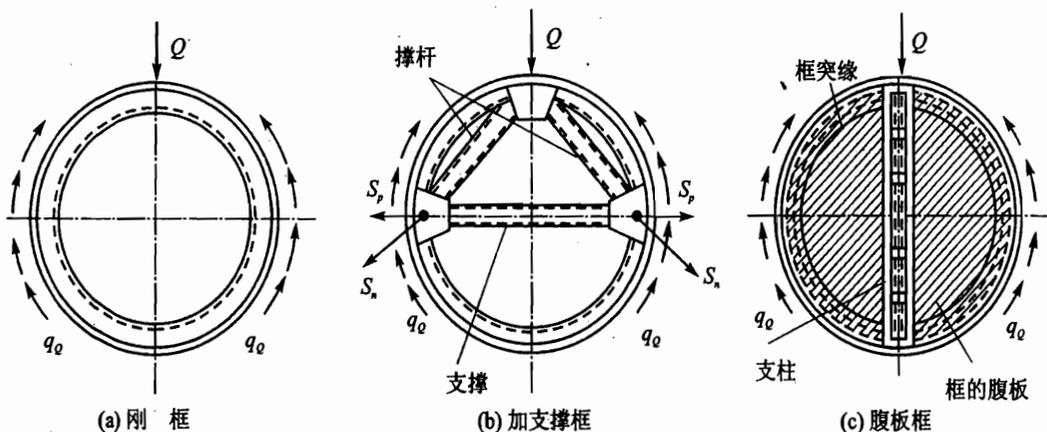
硬壳式结构。最下端有一个伸入外贮箱箱间段的椭圆形尾隔舱。为了阻尼液体的不规则运动、减少由内部推进剂引起的额外载荷，尾隔舱内装有防旋板抑制液氧旋转，箱壁上还装有 9 块刚性挡晃板防止液氧晃动。外贮箱下面一部分是液氢箱，比上面的液氧箱要大得多。外贮箱上还有一些管道、阀门、支撑结构和电子系统等。

外挂贮箱用铝合金制造。由于液氢和液氧的温度极低，为保证外贮箱主结构及分系统部件在指定的温度范围内，并防止液氢液氧的上部空气液化，避免贮箱外表面积冰等，现采用新型的热沉方法，使液氢箱壁上始终保持有一层运动着的液雾。这层液雾起到了绝热作用，使贮箱壁始终有一层干的边界。推进剂灌注以后，这层边界大约能维持一个小时。为了使液氧箱绝热，在整个箱体的外表面上包了一层烧蚀软木。液氢箱的底部也有一层很厚的软木材料。这样可以大大减少主发动机及固体火箭助推器工作时传来的热量。

外贮箱的顶部使用了聚氨酯复合材料。这种材料既可以作为绝热材料防止液氧箱在发射台上产生大冰块，又可以作为高速上升过程中的烧蚀隔热材料。在外贮箱设计中还应考虑气动压力、气动热以及内部推进剂综合作用下的结构载荷问题，以及大直径箱体的加工、成形和总装问题等。

习 题

- 5-1 以图 1-1 所示的飞机和图 1-13 所示的导弹为例,叙述机身和弹身的用途、结构设计特点和要求。
- 5-2 机身和弹身上有哪些外载荷?试比较机身和弹身的外载荷相似处及其差异,这些外载荷在机身或弹身中引起哪种形式的内力。
- 5-3 试画出图 5-27 所示的苏-27 战斗机机身的内力图。
- 5-4 机体有哪些结构形式?各种结构形式均有哪些特点?确定结构形式的主要因素是什么?
- 5-5 试比较图 5-22 中某强击机和图 5-27 中苏-27 的结构布局,分析其优缺点?
- 5-6 试分析图 5-31 中 AS332“超美洲豹”的结构形式、受力特点以及优缺点。
- 5-7 试分析“阵风”A 战斗机和 B-2 飞机机身结构布局。重点分析由于飞机形式、气动外形、机翼结构形式、结构材料等不同引起机身结构布局和结构形式差别。
- 5-8 试比较题图 5-1 所示三种形式加强框,框直径为 800 mm,框上受集中载荷 $Q=850\text{ N}$,框的材料均为 LY-12,淬火后材料破坏应力为 411 MPa,试确定一种质量最轻的结构形式。



题图 5-1 三种形式加强框

- 5-9 题图 5-1(a)所示整体式环形加强框,在对称弯矩 $M=S \cdot h$ 和对称剪力 Q 作用下,设计计算时可选择两种计算模型,一种为题图 5-1(a)所示,假设框的上、下两顶点为铰接;另一种假设为圆形刚框,可查设计手册得到框中内力分布,框的半径为 R ,试比较两种计算模型的差别。
- 5-10 试计算连接三个尾翼的加强框,外载荷作用形式、框的剖面尺寸如题图 5-2 所示,框的剖面为 Z 形,由厚 1.8 mm 的板材弯制而成,考虑与框铆接的蒙皮作用,

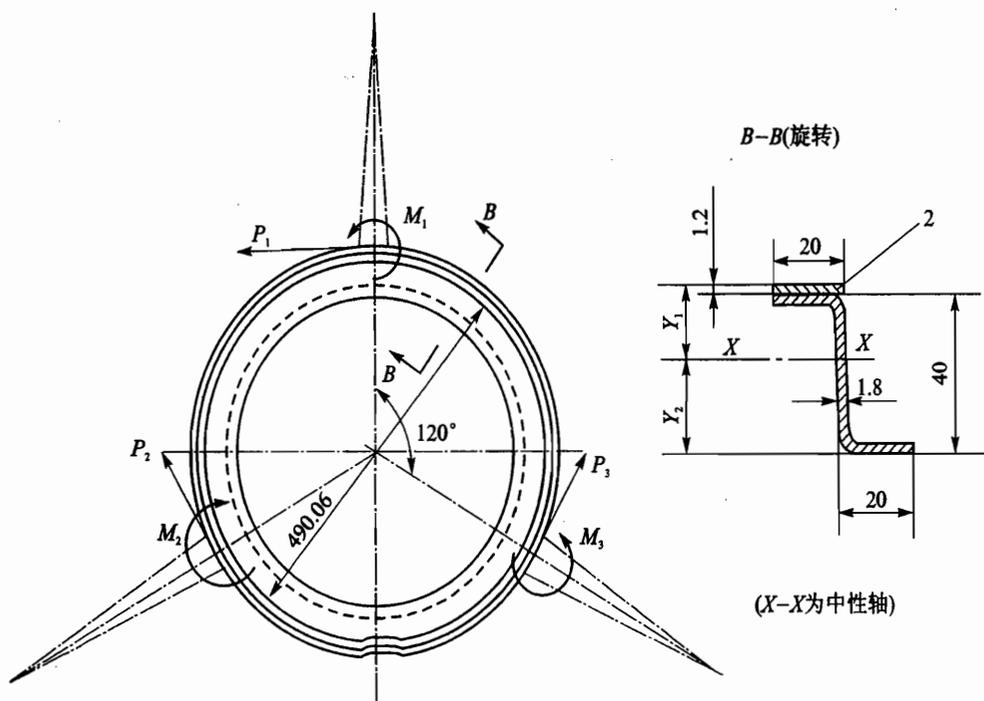
取有效宽度为 20 mm,蒙皮厚度为 2 mm。框与蒙皮材料均为 LY-12,经淬火后材料极限强度 $\sigma_b=411.8$ MPa。外载荷数据为

$$P_1=2804.7 \text{ N}, \quad M_1=714.9 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$P_2=4305.1 \text{ N}, \quad M_2=1096.4 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$P_3=1213.1 \text{ N}, \quad M_3=308.9 \text{ N} \cdot \text{m}$$

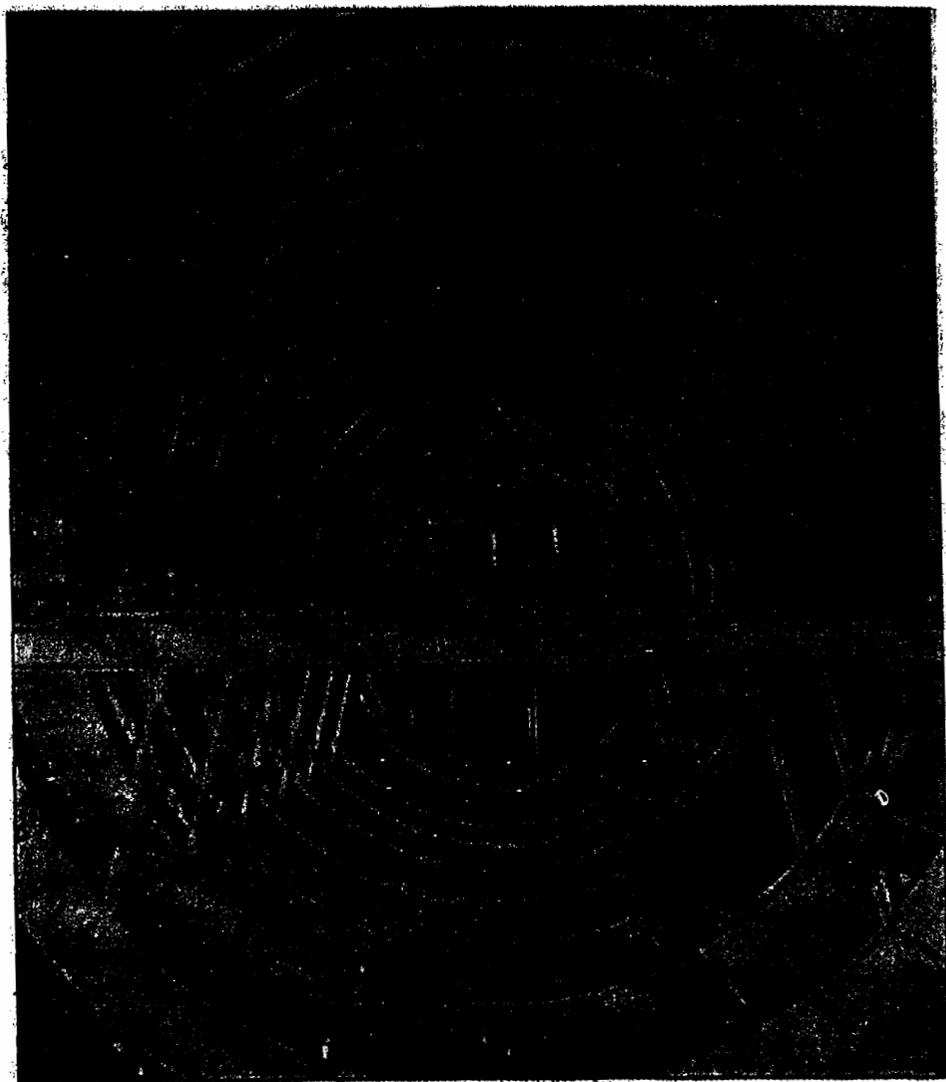
- ① 画出加强框的计算简图;
- ② 列表计算框的内力,选择危险剖面;
- ③ 验算加强框的强度。



1—隔框;2—蒙皮有效宽度

题图 5-2 连接尾翼的加强框

- 5-11 弹体舱段之间有哪些连接形式?各有什么特点?如何选择舱段之间连接形式?
- 5-12 弹体舱段连接偏差有哪几种,产生偏差的原因是什么?连接偏差对导弹性能有何影响?连接偏差与连接形式有什么关系?如何减少连接偏差?
- 5-13 试比较歼-6、歼-8、苏-27、“阵风”战斗机和 F-16 等机翼和机身连接形式。
- 5-14 试比较轰-5、轰-6、麦道-82、波音-747 飞机机翼与机身连接形式。
- 5-15 题图 5-3 所示为某旅客机机身结构布置,请分析该结构属于哪种类型结构,并分析图中窗口和行李舱开口属于哪种开口加强形式。
- 5-16 简述应用于国外飞船座舱的一些典型密封结构。



题图 5-3 某旅客机身结构布置

- 5-17 简述载人飞船的连接、解锁与分离装置的设计。
- 5-18 分别简述单模块空间站、多模块组合空间站、一体化综合轨道基地的构造特征。
- 5-19 简述航天飞机各组成部分的构造。
- 5-20 简述航天飞机各组成部分的连接与分离。
- 5-21 飞机座舱上载荷如何确定？飞船返回舱上载荷如何确定？
- 5-22 飞机座舱和飞船座舱结构上有何特点和差别？
- 5-23 战斗机座舱设计有何特点？
- 5-24 整体油箱设计应考虑那些因素？

- 5-25 整体油箱结构与贮箱结构有何差别?
- 5-26 试叙述飞机整体油箱密封形式和特点,贮箱密封形式和特点。
- 5-27 液体导弹的推进剂贮箱结构上有何特点?
- 5-28 何为受力式贮箱和非受力式贮箱?
- 5-29 叙述各种形式贮箱底的优缺点。
- 5-30 液体导弹的贮箱中为什么要有防晃、防旋装置?

第 6 章 飞行器起落装置设计

起落架装置是飞行器重要的具有承力兼操纵特性的部件,在飞行器安全起降过程中担负着极其重要的使命。起落装置有固定式和可收放式两类,通常低速飞行器采用固定式起落装置,中、高速飞行器则采用可收放式起落装置。根据使用要求的不同,飞行器有在陆地上起飞降落的,有在水上起飞降落的,还有在航空母舰上起飞降落的。当飞行器在陆地上起飞降落时,通常使用带机轮的起落装置。如果要求飞行器在雪地上使用时通常采用滑橇式起落装置,水上飞行器通常有船身式或浮筒式两种。舰载飞行器起飞时通常采用弹射装置,降落时一般需使用拦阻网或拦阻索等拦阻装置。有些无人驾驶飞机由滑轨弹射或载机悬挂带飞实现起飞,降落时采用降落伞减速着陆或采用拦阻网回收。航天飞机和其他航天器通常采用垂直发射,也可采用水平起飞方式;其回收方式可采用水平滑翔着陆或采用降落伞及其他辅助方式实现软着陆。与航空器和航天器不同,导弹和火箭一般采用滑轨弹射发射,没有起降装置。

本章主要以飞机起落架(即飞机起落装置)为例介绍起落装置的设计要求、载荷、结构形式及减震系统的工作原理及其设计方法等方面的内容。

6.1 飞机起落架的布置形式及设计要求

6.1.1 起落架的功用和组成

起落架是飞机起飞、着陆、滑跑、地面移动和停放所必需的支持系统,是飞机的主要部件之一,其性能的优劣直接关系到飞机的使用与安全。通常起落架的质量约占飞机正常起飞总重的 4%~6%,占飞机结构质量的 10%~15%。

现代飞机的起落架是飞机结构的一部分,是一个包含了众多机构和系统的复杂综合装置。图 6-1 所示的是某旅客机的前起落架结构,它包括减震系统、承力支柱、撑杆、机轮、刹车装置、防滑控制系统、收放机构、电气系统、液压系统、收放运动锁定及位置指示装置、操纵转弯机构、起落架舱门及其收放机构等组成。

6.1.2 起落架的布置形式

合适的起落架布置形式不仅能保证飞机在地面上运行时必需的操纵性和稳定性,而且也决定了起落架的受载、质量特性以及起落架与机身连接结构的质量特性。

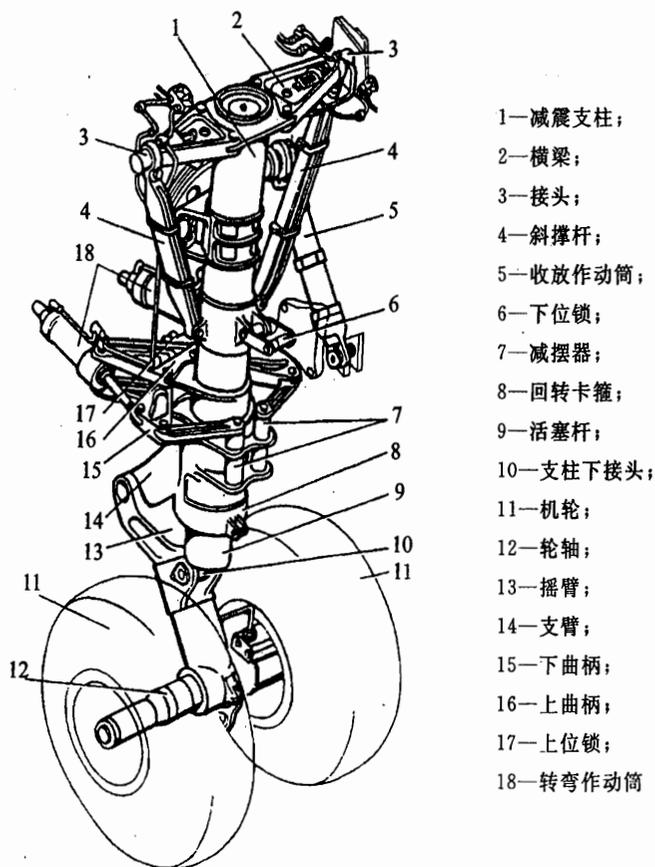


图 6-1 某旅客机前起落架结构图

飞机起落架有多种布局方案,它们可以归结为下列几种形式:后三点式、前三点式、自行车式和多支点式。

20 世纪 40 年代以前广泛采用后三点式起落架,这种形式当前只在体育运动飞机和农用飞机中采用。现代飞机广泛采用的是前三点式起落架,它具有着陆滑跑距离短、滑跑稳定和驾驶员操纵视野好等优点。自行车式(翼面下带辅助轮的双支点式)起落架使用得不多,它主要在垂直起降的单发动机飞机和机身装载舱有大开口的飞机上使用。随着飞机质量和飞行速度的不断提高,为进一步分散接地载荷和提高飞机的漂浮性,现代大型的运输机和旅客机广泛采用多支点式起落架。

1. 后三点式

图 6-2 所示是后三点式起落架的布置,即将两个主轮(主起落架)布置在飞机的质心之前并靠近质心,尾轮(尾支撑)远离质心布置在飞机的尾部。在停机状态时,飞机 90% 的质量落在主起落架上,其余的 10% 由尾支撑来分担。

后三点式起落架安装处的空间容易保证,尾支撑受载小,可以设计得既短又小,且轻便,易收放。由于迎角大,便于在简易机场起降,目前多用于农业飞机。但后三点起落架有以下无法克服的缺点:

① 地面滑跑时方向稳定性差,当机身方向偏离运动方向时,两个主轮上摩擦力的合力对质心的力矩使这种偏向增大。通常滑跑时把尾轮转向锁定来增加稳定性。

② 后三点起落架对于驾驶员控制飞机着陆速度要求较高,着陆速度过大,主轮接地的冲击力使飞机抬头迎角增加,会引起飞机升力增大而重新离地的“跳跃”现象,甚至会跳起后失速,发生事故。

③ 由于质心距前轮较近,防倒立角小,强力刹车会引起飞机“翻倒”,因此着陆滑跑距离相对较长。由于机身轴线上仰,起飞滑跑阻力大,加速慢,滑跑距离也较长,着陆时前视视界差也增加了着陆难度。

2. 前三点式

前三点式起落架的两个主轮布置在飞机质心稍后处,前轮布置在飞机头部的下方,如图6-3所示。

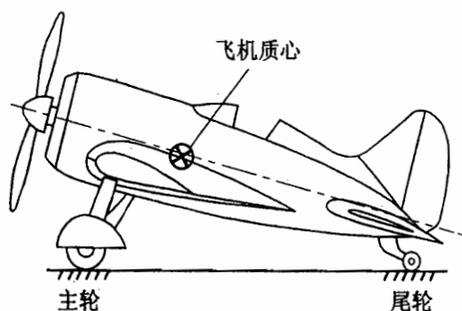


图6-2 后三点式起落架

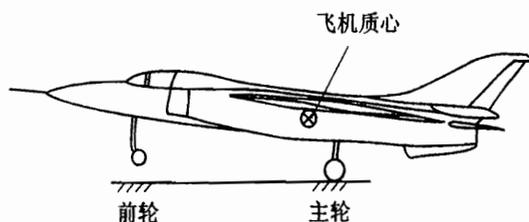


图6-3 前三点式起落架

前三点式起落架具有滑跑方向稳定性。当机身轴线偏离滑跑方向时,主轮摩擦力的合力将产生恢复力矩,使飞机回到原来的运动方向。由于前起落架远离质心,着陆时可以大力刹车而不致引起飞机“翻倒”,从而大大缩短着陆滑跑距离。当飞机以较大速度小迎角着陆时,主轮着陆撞击力对飞机质心产生低头力矩,减小迎角,使飞机继续沿地面滑行而不致产生“跳跃”现象,因此着陆操纵比较容易。由于飞机轴线接近水平,因此起飞滑跑阻力小,加速快,起飞距离短,而且驾驶员前视界好,乘坐舒适。同时,喷气发动机的喷流对跑道影响也较小。

前三点式起落架也有一些缺点,如前起落架较长,受力大,在高速滑跑会出现摆振现象。另外,虽然没有倒立的危险,但高速转弯时如果主轮距不够大则可能出现侧翻。飞机的侧翻角与主轮距、前主轮距以及与质心的高度有关,如图6-4所示。

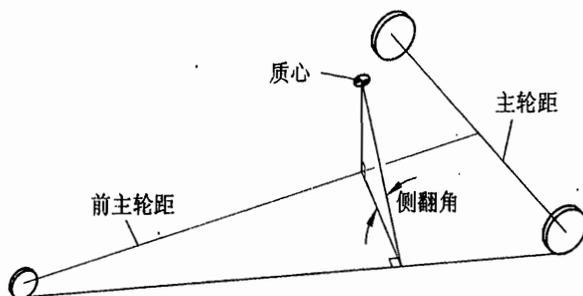


图 6-4 飞机的侧翻角

3. 自行车式

某些类型的飞机,如垂直起降飞机由于采用上单翼,机身两侧有发动机喷口而无法像前三点起落架那样布置主起落架。再如上单翼轰炸机,因其机身下方质心前后开有大的炸弹舱舱门,所以不能将主起落架布置在质心后接近质心的地方,为此将两个主起落架布置在机身轴线下离质心较远的地方,前后各一个,因为这种起落架布置样式像自行车而称为自行车式起落架。为了防止飞机在滑行和停放时倾斜,自行车式起落架通常在翼尖处各安装一个辅助轮,如图 6-5 所示。

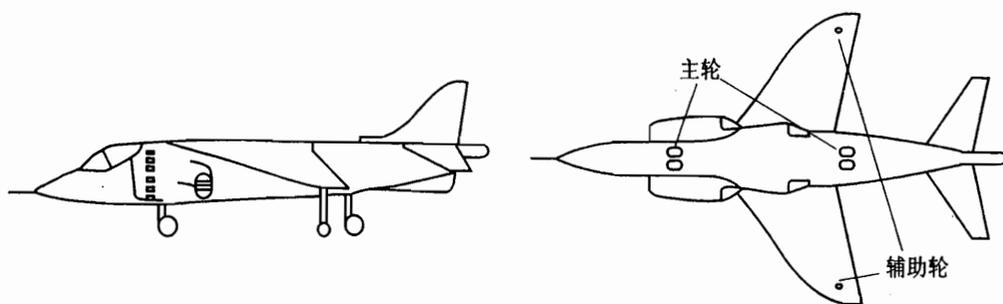


图 6-5 自行车式起落架

自行车式起落架的性能类似于前三点式,但由于质心距前轮的相对距离较小,前轮载荷较大,起飞抬头离地困难(垂直起落飞机除外),有时需要配有伸长前起落架支柱或缩短后起落架支柱的装置,帮助飞机增加迎角,以改善起飞性能。由于无法利用左右机轮刹车来转弯,所以前起落架装有转弯操纵机构,这增加了前起落架的复杂性。刹车时前轮刹车力对质心会形成不稳定力矩,因此前轮刹车力一般限制在后轮刹车力的 70% 左右,这样降低了整个飞机的刹车效率,延长了着陆滑跑距离。由于翼尖的翼型较薄,使辅助机轮收起时可能突出机翼表面,增大了飞机的飞行阻力。总的来说,自行车式起落架构造复杂,质量大,是不得已而采用的一种形式。

4. 多支点式

现代重型飞机质量较大,多数采用多支点起落架,以减小对跑道的压力和分散过大的结构集中载荷,如图6-6所示。多支点式起落架通常在质心后面附近布置四个,甚至更多支柱,同时每个支柱上采用小车式轮架,安装4~8个机轮,以分散接地载荷,减小每个支柱的受力。从性能上看,多点式起落架与前三点式相近。采用多支点式可以使局部载荷减小,有利于受力结构布置;还能够减小机轮体积,从而减小起落架的收放空间。

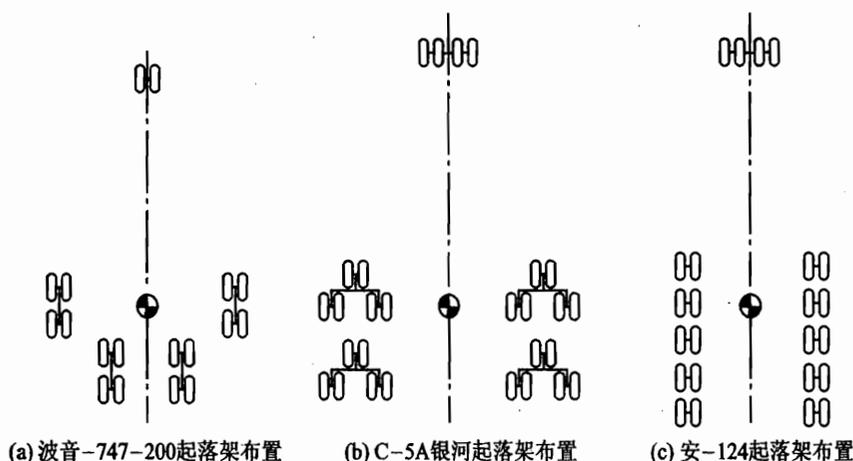


图6-6 多支点式起落架

美国空军和海军还将起落架的布置形式与机轮数综合对起落架进行分类。以S表示单轮,T表示双轮,TT表示双轮串列,ST表示单双轮串列等。例如,T-50表示质量为50 000 lb(≈ 22.7 t)的双轮起落架;TT-100则表示质量为100 000 lb(≈ 45.4 t)的双轮串列式起落架。

6.1.3 起落架的设计要求

起落架作为飞机机体的一部分,首先应该满足飞机结构设计的一般要求,即在保证起落架结构的强度、刚度和一定寿命的前提下质量最轻;使用维护方便,易于检查、修理和更换;以及空气动力、工艺性和经济性等要求。由于起落架处于复杂的疲劳载荷作用下,因此,就其设计准则而言与飞机的其他结构有所不同,目前一般按安全寿命(即疲劳寿命)原理设计,而不按损伤容限原理设计。其主要原因是起落架构件因载荷大而多采用高强或超高强材料,其临界裂纹长度小,裂纹从可检出到断裂之间的扩展寿命短,而且在有些部位裂纹的检查还比较困难。在过去,起落架寿命一般比飞机机体结构的寿命短很多,因此需定期更换。但现在国外都要求并已实现了起落架与机体结构同寿,国内也已基本达到这一要求。除了这些一般要求之外,起落架还应满足以下各项与其自身功能相关的要求。

(1) 地面运动要求

起落架应保证飞机在地面运动时有良好的稳定性、可操纵性和适应性。稳定性是指飞机高速滑跑时不易偏向、滚翻、侧翻或“在地面打转”，不产生不稳定的前轮摆振；可操纵性是指飞机在地面滑行转弯灵活，转弯半径要小；适应性是指在不同质量的跑道上，或侧风等情况下着陆时，飞机仍有良好的稳定性和操纵性。可以通过对起落架参数、布局、减震和刹车系统性能的选择，来满足飞机地面运动的要求。

(2) 减震要求

起落架应能很好地吸收飞机着陆时的垂直与水平动能和正常的撞击载荷，以减小着陆及高速滑跑时所产生的撞击过载，并且能够很快耗散撞击动能，使飞机在撞击后的跳跃很快衰减，趋于平稳，起到减震作用。这样既减小了撞击对飞机机体的作用载荷，又提高了乘员的舒适感。

(3) 机轮与刹车要求

为了满足起落架在地面上的运动要求，需要用机轮作为支撑和滚动部件。机轮要满足各种使用和运动状态，需要考虑地面摩擦系数和对地面压力的影响。摩擦系数的值在很宽的范围内变化，例如，机轮沿水泥跑道运动时摩擦系数在 0.05~0.1 之间，而在机轮刹车时可达 0.8，当地面较为柔软时摩擦系数会更大。不同的跑道对机轮的软硬要求也不相同：较宽的机轮与地面接触面较大，局部压强小，相对较软，摩擦阻力较大，适合于质量较大、速度较低的飞机；较窄的机轮适合于轻型和高速飞机。某些飞机为了适应起降地点不同的跑道条件，还在机轮上装有充气放气装置，以调节着陆时轮胎的压力。

起落架应有良好的刹车性能，以减小着陆滑跑距离，缩短所需跑道的长度。同时应有足够的刹车力保证飞机在起飞滑跑前加大推力时能刹住飞机。刹车装置必须有效可靠，最大允许刹车力与跑道表面粗糙度有关，两者应相匹配。

(4) 漂浮性要求

起落架应具有良好的漂浮性。轮胎的充气压力和起落架的构型应当与预定使用跑道的承载能力相适应，保证飞机在预定的跑道上顺利起降。

随着飞机质量的不断增加，道面压力和机场承载也逐渐加大。飞机质量的增加必然引起单轮载荷和轮胎压力的相应增加，而轮胎载荷和轮胎压力又是影响道面压力的两个主要因素。道面压力应与预定的跑道相适应，其值直接影响起落架滑跑阻力、压痕深度及转弯性能等。随着飞机质量的增加，起落架设计应适当增加机轮数量来保证道面应力在允许的范围內。

(5) 收放要求

起落架与飞机机体结构的连接应合理可靠，又便于在飞行时能紧凑地收入机体内，以减小飞行阻力，提高飞机的飞行性能。因而起落架应有较小的体积和可靠的收放机构、联锁机构、定向机构、信号指示装置和前轮纠偏机构。起落架的收放时间应尽可能短（一般小型飞机不超

过 10~12 s,大型飞机不超过 15~20 s)。

起落架作为着陆承力部件,在放下位置时要满足受力要求,在收起过程中要满足运动要求,因此对收放机构的基本要求如下:

① 起落架在放下状态时,应有可靠的锁定装置,保证受力的几何不变性。

② 起落架在收起状态时,也应有可靠的锁定装置,保证不会因飞行过载或自身质量而自行放下。

③ 收放机构应使起落架的收放空间尽可能的小。

④ 在收放过程中,收放机构受力要均匀,避免增加作动筒载荷和增加结构质量。

起落架的收放机构设计非常复杂,它要考虑飞机的布局、起落架本身的结构、起落架和机体结构的承力构件的布置、收放空间的大小和形状以及起落架的收放对飞机质心的影响等诸多因素。同时还要考虑收放过程中质量、过载和空气动力对收放机构及其动力系统的影响。

起落架收起后在收上位置应有上位锁,以确保起落架不会因自重或过载而自行放下;起落架在放下位置时,应该是一个受力结构,不能因着陆冲击而使起落架收回。因此,在收放机构中包含有下位锁。放下起落架时必须用开锁作动筒打开锁键,或在应急状态用手动打开锁键。

(6) 防护要求

起落架常常在某些特定温度、湿度、振动、尘土和盐雾等环境中使用,设计时要注意密封,以防止污物进入减震器或轮轴的内腔,还应合理布置起落架的附件,避免轮胎抛起的外物损坏外露的机构、电缆和液压导管等,以保护起落架舱的安全。

可见,起落架设计除了起落架本身的结构设计外,还包括了飞机结构、机构和多种系统的设计,同时应该对制造技术、动态测试技术、信息化处理技术、材料品种与特性(起落架涉及的材料非常广泛,包括:气体、液体和固体,金属、非金属和复合材料,高强度合金钢和弹性元件等)以及机场跑道的设计等有较深入的掌握和了解,因此与飞机其他部件设计相比,起落架的设计涉及更多的工程专业,是一门跨学科的综合技术。还须注意到,起落架的设计要求、设计技术和材料均在发展变化之中,起落架的设计将变得日益复杂,但同时也促进了与起落架有关的科学技术的迅速发展。

起落架设计绝不只是结构设计问题,而是一个包含了结构、机构和系统的复杂综合系统的设计,因此,只有按系统工程进行综合设计,各种要求才能得以协调与平衡。为了说明起落架设计的复杂性,下面简要介绍 C-5A“银河”飞机起落架,看其如何协调各种设计要求。

C-5A“银河”式飞机是美国空军和洛克希德公司联合研制的巨型远程军用运输机,其最大起飞质量达 330 t。洛克希德公司宣称,曾研究过 700 种不同的设计方案,并对 2 600 种不同的着陆载荷情况进行分析,从中确定出最佳设计方案,使它具有最高的地面承压能力、最轻的结构质量,从而使飞机能在土质跑道或简易机场上起降,达到军事部署的最大适用性。C-5A

飞机装有一个前起落架和四个主起落架,总共28个机轮。前起落架有4个机轮并列;每个主起落架各有6个机轮,分成3对装在小车式轮架上,排列成三角形,顶点指向前方,如图6-7所示。这种布置能减少机轮的压力,同时尽可能避免轮胎重履前辙,从而增大飞机的漂浮性。它有一个轮胎空中放气系统,可使轮胎压力在着陆前达到预定值,以便在纯土质地面上着陆时将漂浮性增至最大。滑行时因轮子太多不易转弯,所以后面两个主起落架能够自动旋转,防止轮胎与地面摩擦,并使飞机能在45.7 m宽的跑道上作 180° 转弯。当进行侧风着陆时,所有的小车式轮架都能向两边旋转最大可达 20° 的角度。为了便于货物装卸,可调节起落架减震支柱内的液压实现“下蹲”,使货舱的地板下降至离地面约1.8 m的高度。前起落架下蹲,可使地板向上倾斜 1.5° 或向下倾斜 0.9° 。起落架收起时,小车式轮架绕支柱的中心线旋转 90° ,同时支柱向内向上收起;前起落架可向后和向上收起。

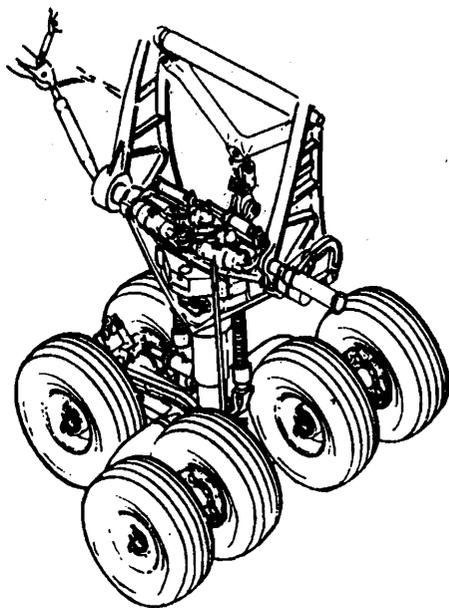


图 6-7 C-5A 飞机的起落架

6.2 飞机起落架的外载荷

起落架所承受的载荷主要是地面的反作用力,这些反作用力发生在飞机起飞、着陆、滑行和地面停放等过程中,它们在各种强度规范和设计手册中都有详细的规定。

6.2.1 着陆过载

飞机着陆时,由于垂直速度分量在很短时间内变为零,出现很大的减速度,因此在飞机的质心处会产生很大的惯性力 $n_y G$,如图6-8所示。此时飞机上的升力为 L ,那么起落架所受的地面反力,即着陆载荷 $P = P_n + p_m = n_y G - L$ 。飞机停放地面时起落架所受的地面反作用力称为停机载荷,其大小等于飞机的停机重力。起落架所受的着陆载荷与停机载荷之比称为着陆过载。现代飞机着陆时的最大使用过载可达3~5。起落架及其连接部分结构的载荷是用着陆过载来确定的。

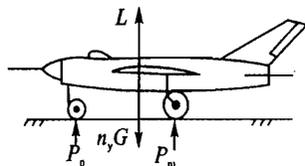


图 6-8 飞机着陆时的载荷

6.2.2 着陆时减震系统吸收的功量

飞机强度规范中规定,起落架减震系统在着陆时轮胎和减震器应当吸收的动能为

$$A = \frac{1}{2}mv_y^2 \quad (6-1)$$

式中, m ——着陆时飞机的质量(kg);

v_y ——规范中规定的机轮垂直接地速度(m/s)。

6.2.3 起落架的外载荷

各类强度规范和设计手册中对起落架的载荷有具体的规定,大致有以下几种载荷情况。

1. 着陆撞击载荷

飞机降落时可能是三点着陆、两点着陆,甚至是一点侧滑着陆,如图6-9所示。这样,着陆时起落架会受到不同的撞击载荷,有垂直撞击载荷、前方撞击载荷、侧向撞击载荷以及与旋转有关的惯性力矩等。战斗机垂直方向的过载系数为3~5,小型多用途飞机为2~3,运输机为0.7~1.5;在不光滑的跑道上粗暴着陆时,水平方向的过载系数约为1~2;带侧滑接地或在地面急转弯时,侧向过载系数为0.3~1.0。

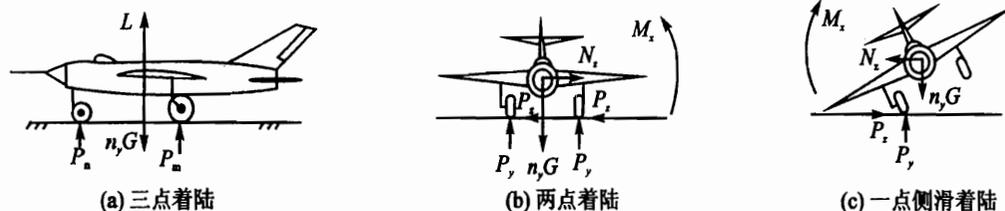


图6-9 着陆撞击情况

2. 滑跑冲击载荷

飞机在起飞和着陆滑跑过程中,由于跑道地面不平或地面上有杂物,起落架将受到反复作用的冲击载荷,如图6-10所示。另外,在着陆滑跑中还会有由于未被减震装置消散掉的着陆能量所引起的振动(逐渐衰减)载荷。这类载荷比着陆撞击载荷小,但其反复作用的次数多。

3. 刹车载荷

为了缩短着陆滑跑距离,在滑跑过程中需要刹车。这时会引起轮胎与地面间的摩擦阻力 P_f ,其方向与飞机的运动方向相反。此外,由于刹车力矩的存在,会引起起落架垂直方向载荷的变化,如图 6-11 所示。

4. 地面静态载荷

地面静态载荷包括静态操纵载荷和地面停放载荷。飞机在地面进行移动、定位时,通常用牵引架对起落架进行各方向的推、拉、扭、摆等操作,造成较大的侧向载荷和扭转力矩,如图 6-12 所示。如果操作不谨慎或比较粗暴,会对起落架造成较大损伤。飞机在地面停放并固定时,可能会受到来自各方向的大风引起的系留载荷。

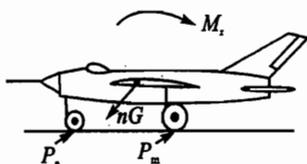


图 6-10 滑跑冲击载荷情况

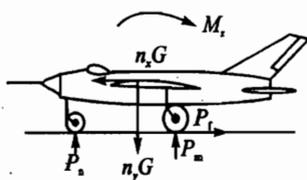


图 6-11 刹车载荷情况

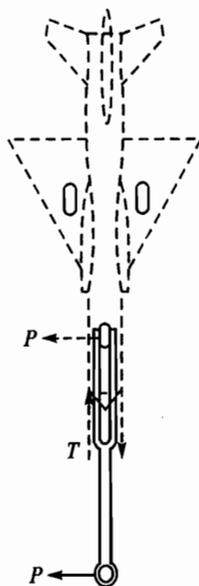


图 6-12 静态操纵载荷情况

除此之外,起落架还受有其他一些载荷,如收放过程中收放机构传来的载荷,多轮起落架各轮受载不均引起的偏心载荷等。起落架的载荷多种多样,而且大都是动载荷。在这些载荷作用过程中,伴随有减震器的伸缩、机轮的旋转和刹车等现象和操作,起落架可能会出现各种振动,加之多次重复承受起落以及地面操纵等的载荷过程(现代运输机一般要求完成 60 000~70 000 个起落),因此在设计时对起落架疲劳损伤与破坏应作为重点加以考虑。表 6-1 给出了某歼击机前起落架的疲劳载荷谱,以供参考。

表 6-1 某歼击机前起落架的载荷谱

计算情况	载荷/N			次数(每 1 000 次起落)	谱形	减震器压缩量	载荷作用情况
	P_x	P_y	P_z				
对称着陆撞击	$\pm 1\ 600$	2 000	0	180		规定为减震器总压缩量的 30%	
	$\pm 3\ 190$	3 990	0	290			
	$\pm 4\ 790$	5 990	0	260			
	$\pm 6\ 380$	7 980	0	155			
	$\pm 7\ 980$	9 980	0	78			
	$\pm 9\ 580$	11 980	0	26			
	$\pm 11\ 180$	13 970	0	8			
	$\pm 12\ 780$	15 970	0	1.5			
	$\pm 14\ 370$	17 960	0	1.0			
	$\pm 15\ 970$	19 960	0	0.5			
滑跑冲击	0	9 380 10 360	0	300 000		规定为停机压缩量	
	0	8 390 11 350	0	165 000			
	0	7 400 12 340	0	27 000			
	0	6 420 13 320	0	2 000			
	0	5 430 14 310	0	90			
	0	4 440 15 300	0	4			
	0	3 450 16 290	0	0.15			
	0	2 470 17 2700	0	0.05			
最大刹车	5 070	9 870	0	3 000		规定为停机压缩量	
		16 910					
中等刹车	2 540	9 870	0	5 000		规定为停机压缩量	
		13 380					

续表 6-1

计算情况	载荷/N			次数(每1 000次起落)	谱形	减震器压缩量	载荷作用情况
	P_x	P_y	P_z				
转弯静态操纵	0	9 870	$\pm 3 950$	7 000		规定为停机压缩量	
单刹、偏摆	0	9 870 10 140	$\pm 4 490$	1 000		规定为停机压缩量	

6.3 飞机起落架的结构形式和受力分析

根据承受和传递载荷的方式,即结构受力形式,可将起落架分为桁架式、梁架式和桁架与梁的混合式三种形式。

6.3.1 桁架式起落架

如图 6-13 所示,桁架式起落架由空间杆系组成的桁架结构和机轮组成。图 6-13(a)所示的是角锥形桁架式起落架,这种起落架的杆子构成角锥形,固定在翼面和机身上。图 6-13(b)是另一种结构方案,该起落架的轮轴、两个减震器和两根斜撑杆形成平面桁架,再通过两根后斜撑杆固定住,连接到飞机机体结构上。在任何形式的载荷作用下,桁架中的杆只受拉伸或压缩载荷,所以这种形式的起落架结构质量最轻。但这种起落架在飞行中不能收藏,限制了它的使用,通常只用在速度不大的轻型飞机或直升机上。

6.3.2 梁式起落架

梁式和混合式起落架通常由受力支柱、减震器(当减震器与支柱合成一体时则称为减震支柱)、扭力臂、支撑杆系、机轮和刹车系统等组成。梁式起落架中的主要承力构件是梁,即起落架的支柱或减震支柱。在载荷作用下支柱切面内会产生轴向力、剪力和弯矩。根据支柱梁的支持形式不同,这种结构形式又可分为简单支柱式、撑杆支柱式、摇臂式和外伸式等多种形式。

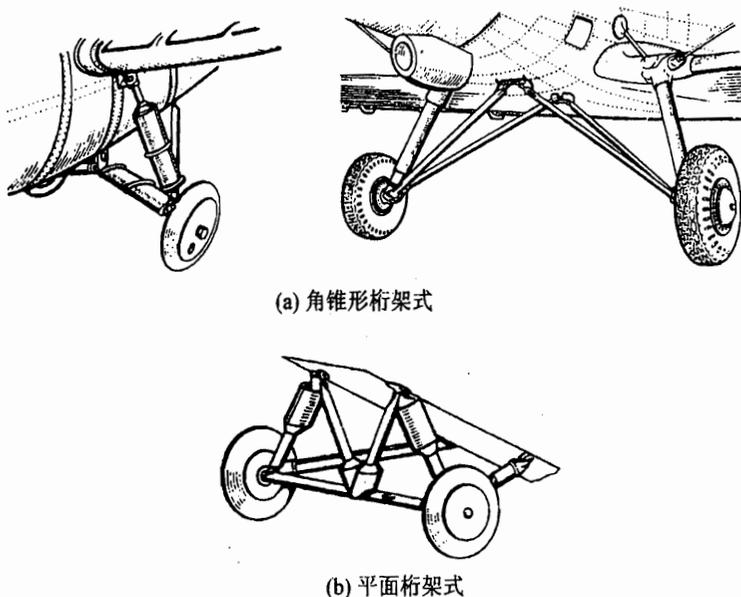


图 6-13 桁架式起落架

1. 简单支柱式

简单支柱式起落架的主要构件为减震支柱,而且支柱可以简化成悬臂梁。支柱与机体结构的连接形式有两种:一种是支柱上端与飞机机体结构(翼面或机身)刚性连接,在其下端固定机轮。起落架没有斜撑杆,结构和布局比较简单,但是支柱不可收放。因为作用在支柱上的弯矩与其高度成正比,所以当起落架高度增加时,会导致起落架本身质量的增加及其连接结构质量的增加。因此这种形式的起落架采用得非常少。

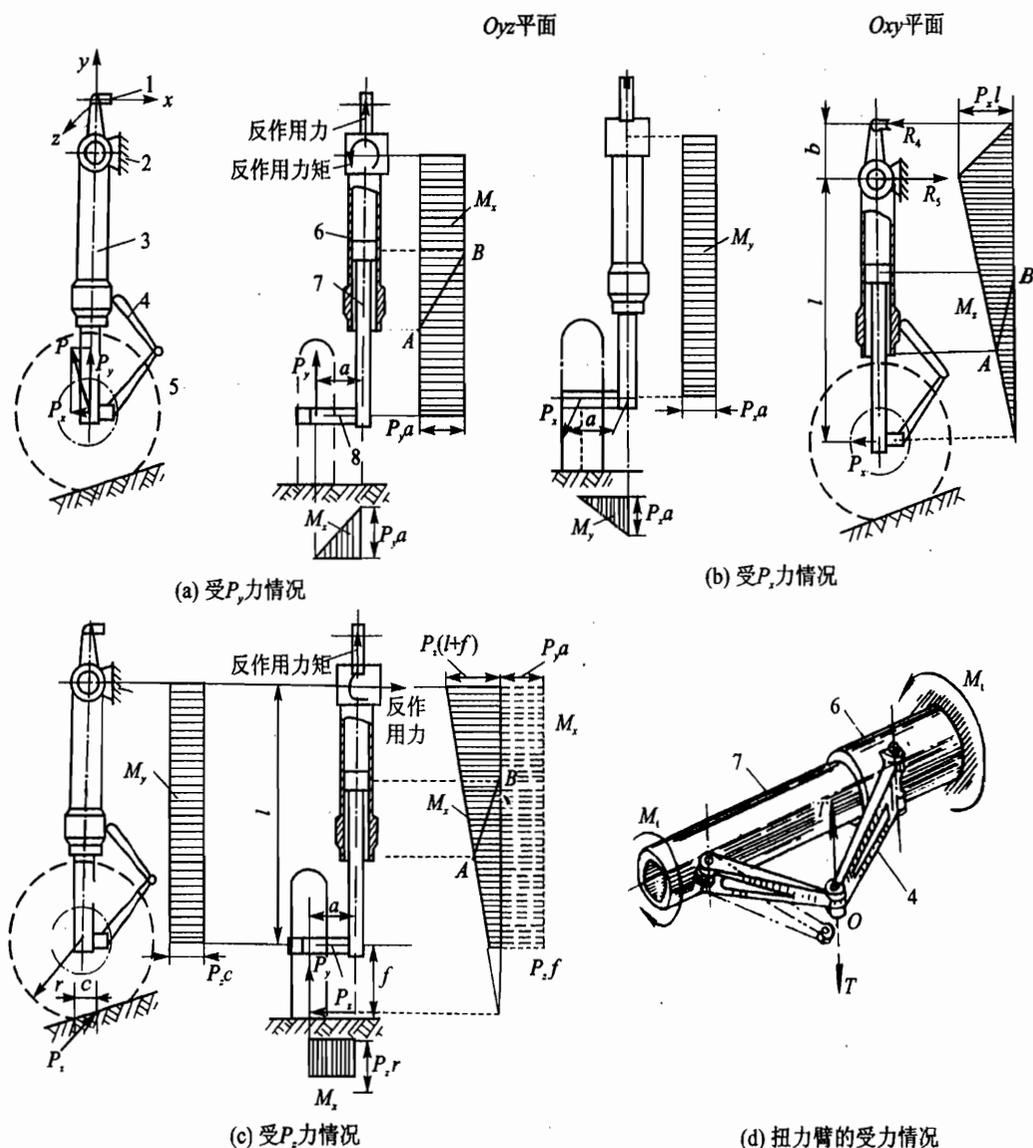
另外一种是在支柱上端收放转轴附近装有第二个支点,下端装有机轮,这种起落架可以近似认为是上端固定的外伸悬臂梁,如图 6-14 所示。这种结构形式的特点为:

① 结构简单紧凑,传力直接,圆筒形支柱具有较好的抗压、弯、扭的综合性能,因而质量较轻,容易收藏。

② 可以用不同的轮轴、轮叉形式来调整机轮接地点与机体连接点之间的相互位置和整个起落架的高度。如图 6-15 所示,在安装机轮时可借助轮叉构件,使整个起落架增高。它适用于上单翼飞机,但轮叉像曲梁一样受有复合应力,结构复杂。若采用半轴式,则起落架高度可以降低,适用于中、下单翼飞机,但起落架支柱又将受到偏心载荷。

③ 由于悬臂式受力,因而支柱根部弯矩较大,如图 6-14 所示。

④ 机轮通过轮轴与减震器支柱直接连接,减震器不能很好地吸收前方来的撞击。如将支柱向前倾斜一个角度,如图 6-14(c)所示,减震器可吸收前方来的撞击能量,但这会使支柱在受垂直撞击时受到附加的弯矩。



1—收放作动支点;2—转轴;3—减震支柱;4—扭力臂;5—机轮;6—外筒;7—活塞内筒;8—轮轴

图 6-14 简单支柱式起落架

⑤ 减震支柱本身是一个承受弯矩构件,因此密封性较差,减震器内灌充的气体压力受到限制,使减震器行程增大,整个支柱较长,质量增加,并且在伸缩过程中容易出现卡滞。

⑥ 由于减震支柱的活动内杆与外筒(它直接与机体连接)之间不能直接传递扭矩,因此内杆与外筒之间必须用扭力臂连接。扭力臂以弯矩的方式来传递扭矩,如图 6-16 所示。

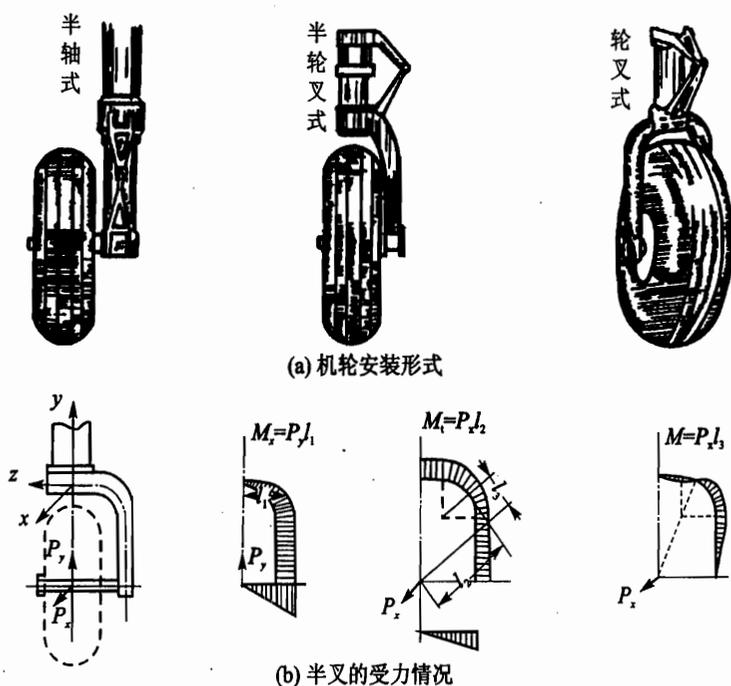


图 6-15 机轮的安装

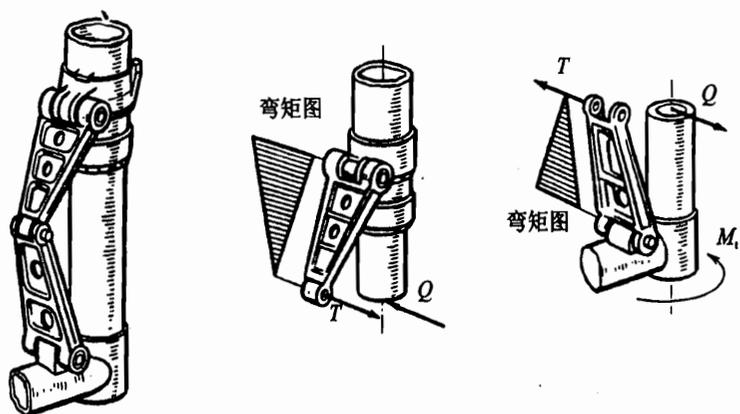


图 6-16 扭力臂的受力情况

2. 撑杆支柱式

在收放转轴以下较远处,支柱还有一个支持,这个支持或是下位锁的限动器,或是收放平面内的斜撑杆,如图 6-17 所示。这种形式的减震支柱是双支点梁,因此其根部的弯矩大大减少。撑杆只承受拉压载荷 P_s ,通常还兼作收放折叠连杆,使起落架的结构简化。

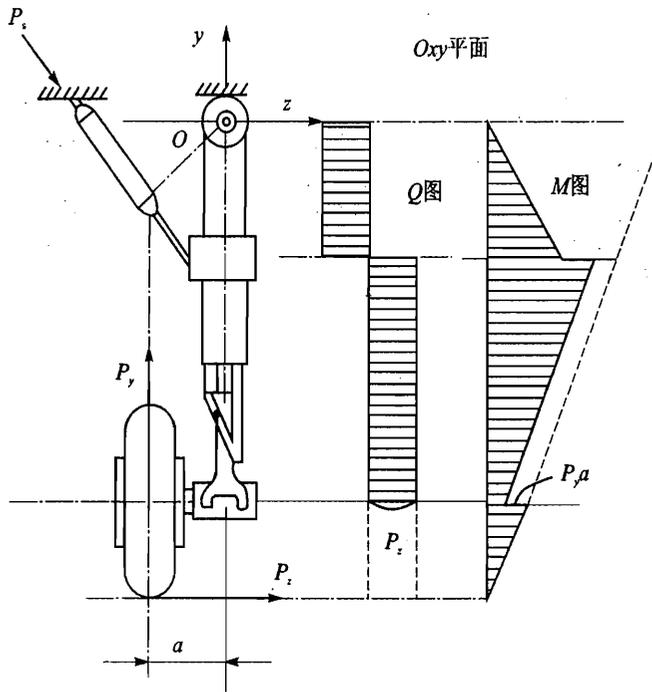


图 6-17 撑杆支柱式的构造及受力

3. 摇臂式

摇臂式起落架的特点主要是在支柱下端装有一个摇臂,如图 6-18 所示,摇臂一端与支柱和减震器相连,另一端与机轮相连。摇臂改善了起落架的受力状态和承受迎面撞击的性能,提高了其在不同跑道上的适应性,降低了起落架的高度。减震器可以设计成只承受轴向力,而不受弯矩,因而密封工作条件较好,充气压力较高,减震器的长度可大大缩短,减轻了减震器的质量。与支柱式起落架相比,该起落架减震效果好,高度小。但是,由于它的连接关系较多,构造和工艺比较复杂,质量也大。而且机轮离支柱轴线较远,附加弯矩较大,起落架前后尺寸较大,收藏空间大。

为了减小附加弯矩,提高结构利用率,将减震器放入支柱中,摇臂转轴点移到支柱外,成为半摇臂式起落架,如图 6-19 所示。半摇臂式起落架由于减震器轴线不动,而摇臂要转动,使减震器仍然受到一些横向力,对高压密封不利。这种形式通常用于起落架高度较小、着陆速度较大或使用跑道较差的飞机上,尤其是载荷和压缩行程都较小的前起落架上。

4. 外伸式

外伸式起落架一般安装在机身上,为了增加轮距,将起落架向外伸出,收起时则收藏于机身内。这种起落架由受力很大的斜撑杆式的外伸支柱、减震器和收放机构等组成,如图 6-20

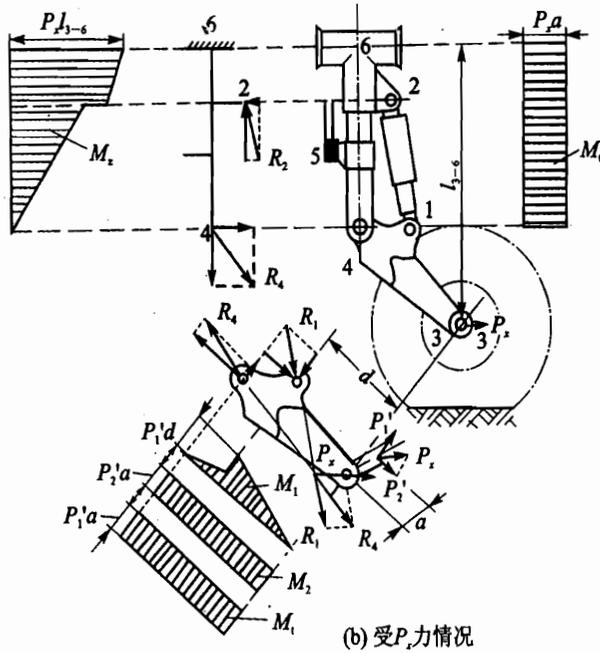
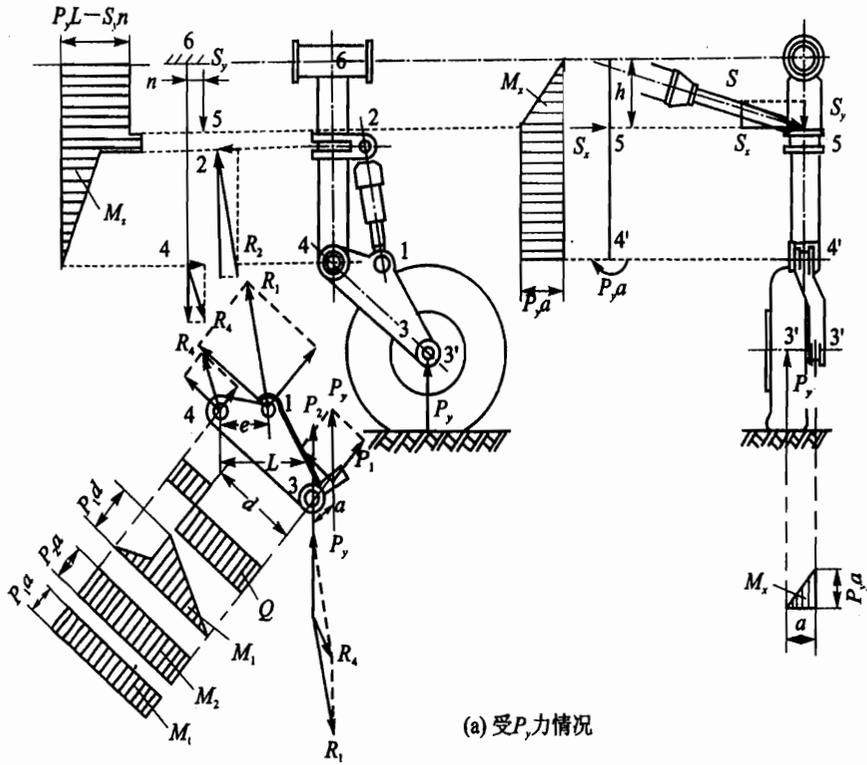


图 6-18 摇臂式起落架

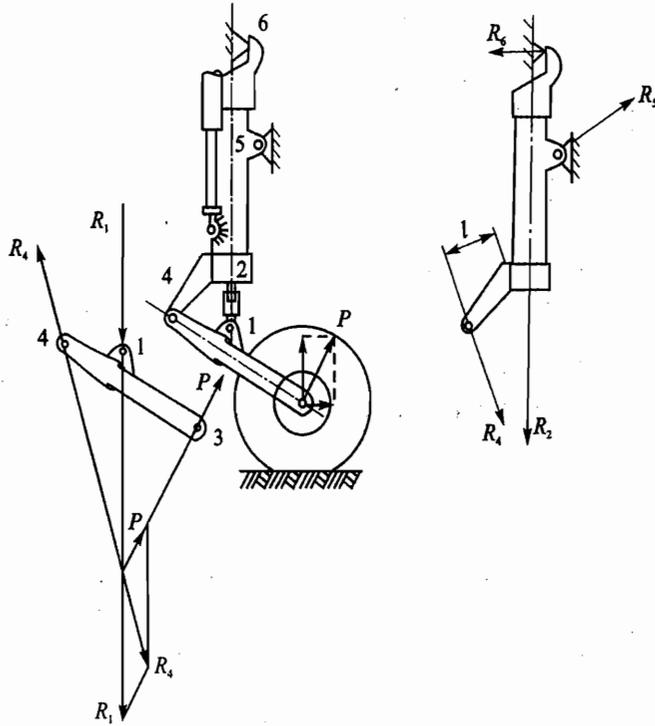
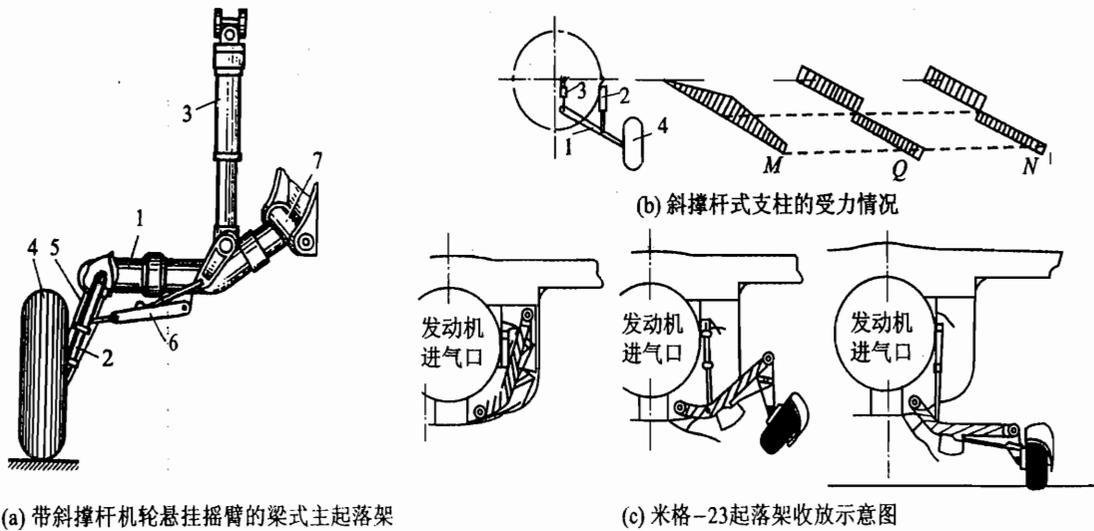


图 6-19 半摇臂式起落架



(a) 带斜撑杆机轮悬挂摇臂的梁式主起落架

(c) 米格-23起落架收放示意图

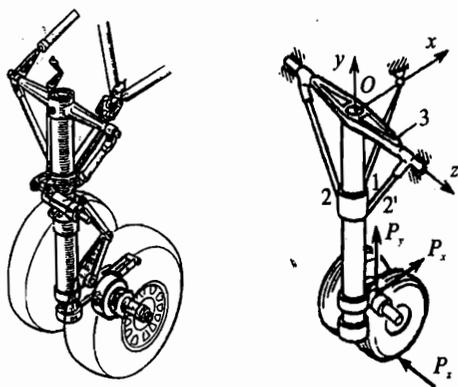
1—斜撑杆式支柱; 2—减震器; 3—收放作动筒; 4—机轮; 5—垂直支柱; 6—折叠连杆; 7—转轴

图 6-20 外伸式起落架

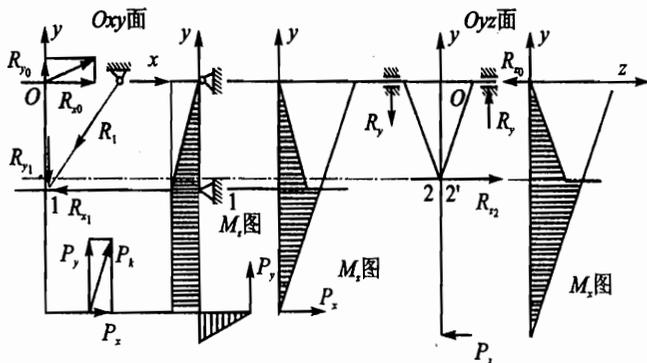
所示。由于斜撑杆式的支柱受有很大弯矩,收放机构比较复杂,因此支柱和收放机构质量大。当减震器压缩时,机轮除上下移动外,还有水平方向的移动,造成轮胎侧向磨损较大。这种形式多用于具有中、上单翼的小型歼击机或歼击轰炸机上。

6.3.3 混合式起落架

如图 6-21(a)所示,混合式起落架由支柱和多根斜撑杆等构件组成,撑杆铰接在机体结构上,是桁架式和梁式的混合结构。支柱承受剪切、压缩、弯矩和扭矩等多种形式的载荷,撑杆只承受轴向载荷,这样作用在支柱上的弯矩大大降低,如图 6-21(b)所示。图 6-21 所示的结构中,在 Oyz 平面内的两根撑杆两端固定在支柱和横梁上,既能承受轴向力,也能承受弯矩,因而大大提高了支柱的刚度,从而可以避免摆振现象的发生。这种起落架在现代飞机上也得到广泛采用,这是由于在外形尺寸比梁式起落架大不太多的情况下,其质量相对较小的缘故。



(a) 混合式起落架的结构图



(b) 混合式起落架的受力情况

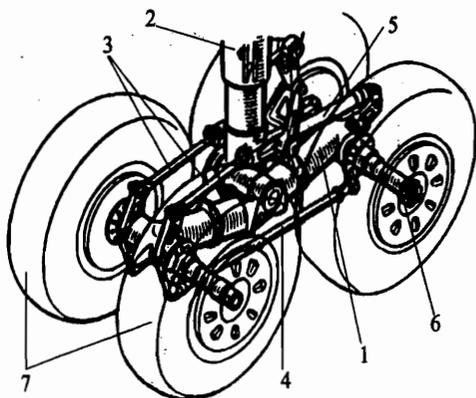
1, 2, 2'—斜撑杆; 3—横梁

图 6-21 混合式起落架

6.3.4 多轮小车式起落架

多轮式起落架一般用在质量大的飞机上。采用多个尺寸小的机轮取代单个大机轮能够提高飞机的漂浮性,减小起落架的收藏空间,并且在一个轮胎损坏的情况下保证飞机的安全性,在某种程度上也提高了刹车效能。就整个结构而言,多轮式起落架有撑杆支柱式,也有摇臂支柱式。多轮式起落架有多种形式(参见图 6-6)。下面着重介绍现代重型飞机上最常采用的多轮小车式起落架。

图 6-22 所示的是多轮小车式起落架,即在支柱下面的车轮架上前后左右装有 4 个或 6 个机轮。车架与支柱之间的连接有两种形式:一种为固接,如图 6-23(a)所示,当起落架在跑道上遇到不平的凸起时,前面机轮受撞击会使整个起落架抬起,前面机轮受载增加,而后面机轮可能不受力。这时支柱上会有附加的弯矩。另一种为车架与支柱铰接,如图 6-23(b)所示。这种铰接形式的车架在着陆时,刹车引起的地面摩擦力矩将使车架绕铰接接头逆时针旋转,使后轮组卸载、前轮组加载。为解决这一问题需加装“刹车平衡机构”来传递这一平衡载荷,如图 6-24 所示。



1-车架;2-减震支柱;3,4-拉杆;5-阻尼器;6-轮架;7-机轮组

图 6-22 小车式起落架

这一问题需加装“刹车平衡机构”来传递这一平衡载荷,如图 6-24 所示。

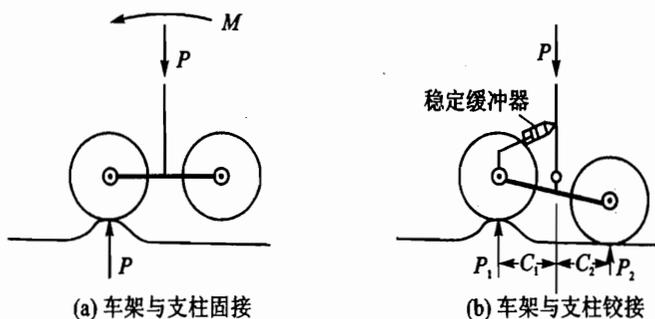


图 6-23 通过不平面面时各轮组受力的情况

刹车平衡机构由平行于轮架 2-3 的拉杆 4-5(它与前、后轮组的刹车盘连接)、摇臂 4-6、受拉杆 6-8(它与支柱及前轮刹车盘相连)等组成。减震支柱下铰接点 1 与前轮轴 2 的连线与 6-8 杆的轴线交点应刚好落在地面上。刹车盘与轮轴通过花键刚性连接,轮轴穿过轮架接头(图 6-24 上的 2、3 点),相互间铰接。当刹车时,地面刹车摩擦力 $4T$ (每个机轮在地面上形

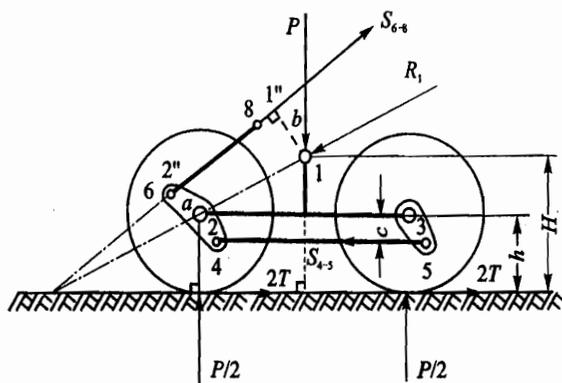


图 6-24 刹车平衡机构工作原理

成的摩擦力为 T), 相对于支柱铰接点 1 所形成的力矩, 应与拉杆 6-8 上所形成的张力相平衡。对铰接点 1 取矩有

$$S_{6-8}b = 4TH \quad (6-2)$$

相对于转轴 2 点取矩有

$$S_{6-8}a = 4Th \quad (6-3)$$

由式(6-2)与式(6-3)得

$$\frac{b}{a} = \frac{H}{h} \quad (6-4)$$

式中, S_{6-8} ——杆 6-8 的内力;

T ——每个机轮上的地面摩擦力。

如果刹车平衡机构满足上述几何关系, 那么刹车时车驾就不旋转, 轮载均匀分配。不刹车时, 杆 4-5 无内力作用, 它与车架及前、后摇臂组成四连杆机构, 不妨碍车架转动。

6.4 飞机前起落架构造

6.4.1 稳定距

前三点式起落架的飞机在地面运动时要求灵活稳定, 当飞机受到侧向力而使机头偏向时, 前轮应能自动转回原运动方向, 以实现滑跑方向稳定性。地面滑行刹车转弯时, 也需要前轮能自由转向。实现这一功能是通过前轮接地点与前起落架支柱转轴有一偏距来实现的, 如图 6-25 所示, 这个偏距称为稳定距。增大稳定距可防止摆振, 但对于高速飞机会产生抖振; 同时, 稳定距的增加增大了附加弯矩, 加大了转弯操纵力。低速飞机稳定距一般为 20%~40% 的前轮直径, 而对于高速飞机稳定距一般取 15%~30% 的前轮直径较为合适。

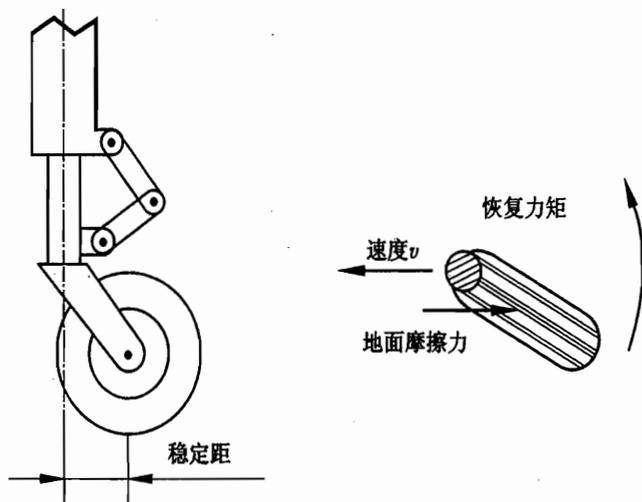


图 6-25 前轮稳定距

6.4.2 摆振

由于前轮可以自由回转,当飞机滑跑速度超过某一临界速度时会出现前轮左右剧烈偏摆的自激振荡——摆振。摆振会引起轮胎撕裂,支柱折断,酿成严重事故。

引起摆振的内在原因除前轮可以回转外,还有支柱以及机身前段的各种变形,如图 6-26(a)所示,及机轮受侧向力时产生的轮胎变形,如图 6-26(b)所示。当前轮受到某种扰动而偏转一个角度后,机轮就离开滑行方向产生侧向偏转,支柱变形,轮轴随之倾斜。支柱的弹性恢复力使机轮逐渐转向原来的运动方向,同时机轮向反方向偏转。此后机轮的运动路线是一条 S 形的轨迹,形成周期性的摆振,如图 6-26(c)所示。当滑行速度超过临界值,激振力大于阻尼力时,震荡发散,最终造成结构破坏。提高轮胎刚度和增大稳定距,可以提高摆振临界速度。但过大的稳定距会造成支柱附加弯矩加大,转弯操纵力困难。而机轮刚度受轮胎材料的限制和减震的要求不可能过大,因此现代高速飞机上一般都装有减摆器。

6.4.3 减摆器

减摆器是为了防止前轮摆振而设置的阻尼机构,它并不限制前轮的转动,只是减小摆动速度,吸收摆动产生的冲击能量,阻止摆振的出现。

常见的减摆器有活塞式和旋板式两种形式。它们的工作原理都是利用油液高速流过小孔产生阻尼,把摆振能量转变成热能耗散掉来防止摆振。

活塞式减摆器由油缸和活塞组成,活塞的两侧充满油液,将前起落架的转动经传动机构传至拨叉,拨叉推动活塞移动,活塞在油缸内移动迫使油液经过活塞上的小孔高速流动产生摩擦,把摆振能量变为热能耗散掉,如图 6-27(a)所示。

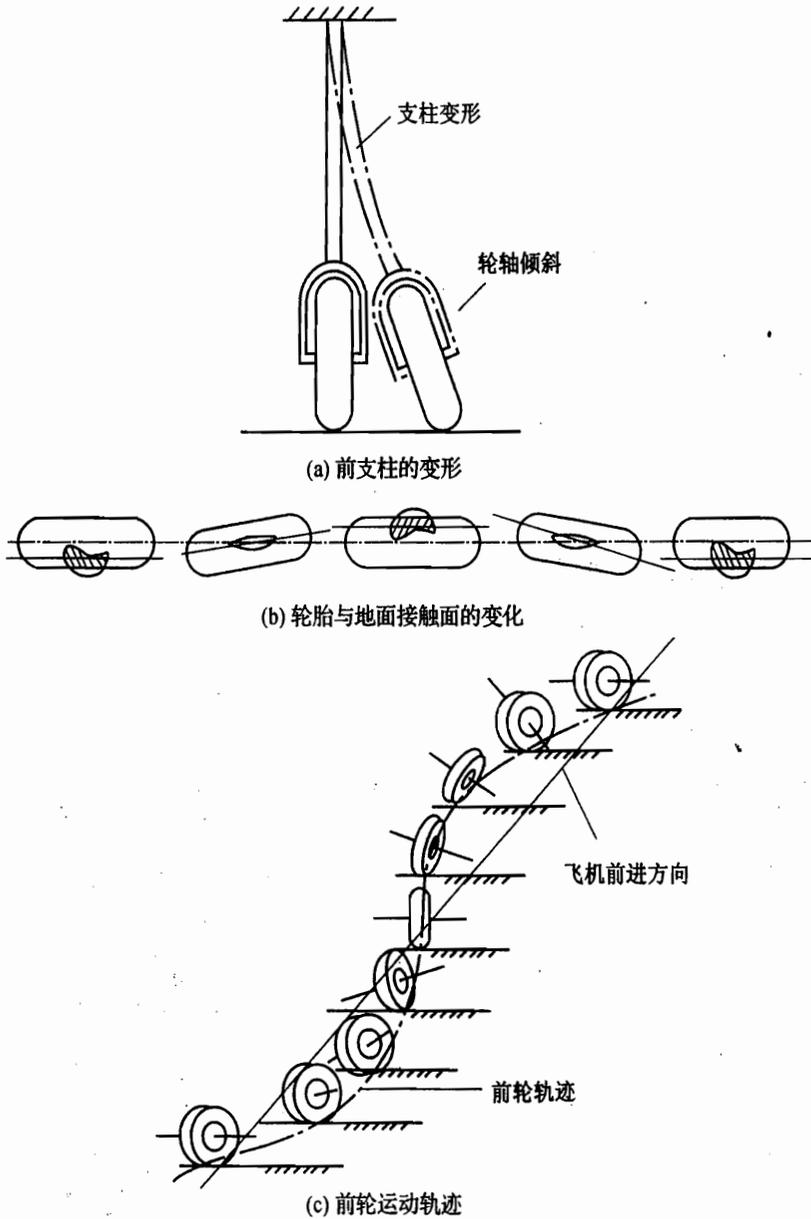


图 6-26 前支柱和轮胎变形及前轮运动轨迹

旋板式减摆器中包括两组旋板和固定板,把油室分成四部分。前起落架的转动经传动机构转变为旋板的转动,油室间油液通过旋板上的小孔来回摩擦耗散摆振能量,如图 6-27(b)所示。

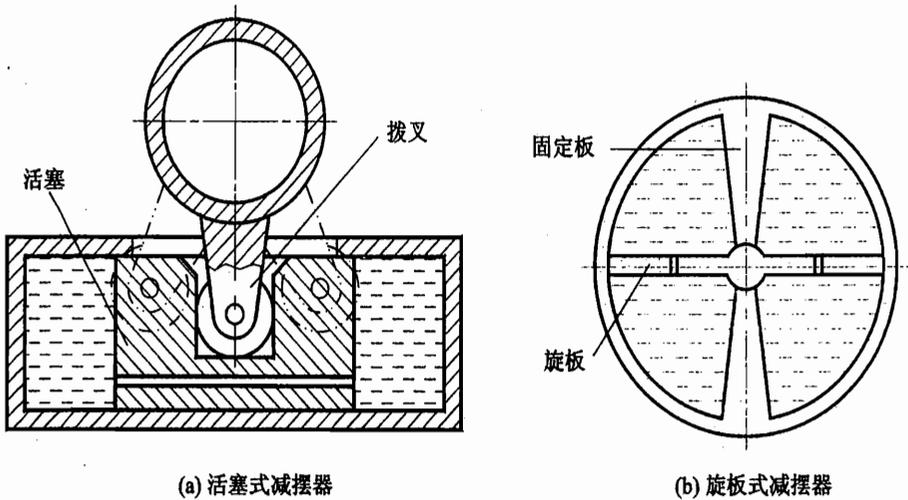


图 6-27 减摆器

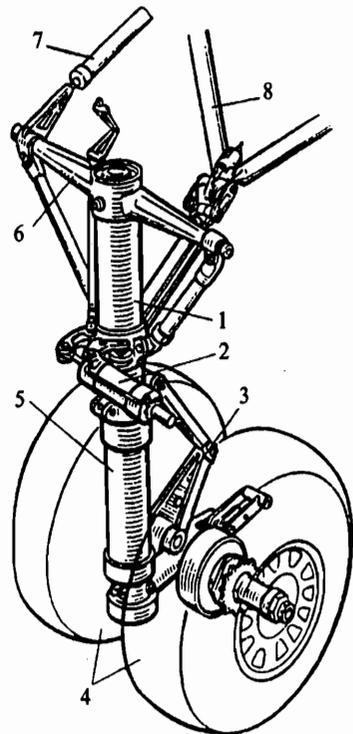
6.4.4 转向机构和纠偏机构

采用双轮的前起落架相对转弯力矩较大,前轮需要进行转弯操纵,质量较大的飞机上为了提高在地面转弯的灵活性也要进行转弯操纵。自行车式起落架由于不能采用左右主轮分别刹车来进行转弯,因此必须采用转弯操纵。有些飞机将转弯操纵机构与减摆器结合起来,使减摆器既能减摆又能进行转弯操纵,如图 6-28 所示。

由于前轮可以自由转向,当飞机离地后,为减小收藏空间,前起落架上必须装有纠偏机构,以保证起落架在收起时机轮自动回到中立位置。在地面运动时纠偏机构又不能妨碍机轮的自由回转。常用的纠偏机构有外纠偏和内纠偏两种形式,如图 6-29 所示。

外纠偏机构是在机身上装有可随前起落架一起收放的楔形锥杆 1,起落架旋转臂上连接有导向槽 2,当起落架收起时楔形锥杆逐渐插入导向槽,把轮叉和机轮固定在中立位置,如图 6-29(a) 所示。

内纠偏机构是在减震器活塞杆上固定有锥形



1—减震支柱外筒; 2—减摆器; 3—扭力臂
4—机轮; 5—减震支柱内筒; 6—横梁;
7—转弯操纵作动筒; 8—撑杆

图 6-28 转弯操纵机构

轴套1,减震器外筒内壁固定另一个锥形轴套2。当起落架离地后,减震器内部压力使活塞杆伸出,轴套1插入轴套2中,使机轮处于中立位置。在地面运动时,减震器受到压缩,活塞向上移动,轴套1脱离轴套2并保持一定距离,不会影响机轮的转向。这种装置能保证在前起落架着陆瞬间机轮处于中立位置,如图6-29(b)所示。

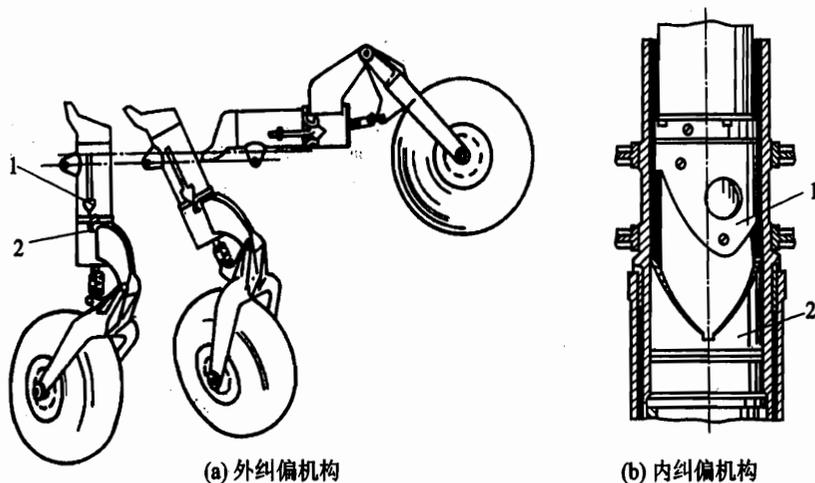


图6-29 纠偏机构

6.5 飞机起落架缓冲装置

飞机在着陆时,地面要对飞机产生很大的冲击力。飞机在起飞和着陆滑跑的过程中,也会由于地面的不平而与地面发生碰撞进而使飞机颠簸振动,这对飞机的结构和飞行安全都非常不利。为了减小地面对飞机的冲击力,抑制飞机在滑跑过程中的颠簸跳动,飞机上常采用缓冲装置来减小冲击和振动载荷,并吸收飞机着陆和滑跑时的撞击能量。

飞机起落架的缓冲装置由减震器和轮胎组成,除个别超轻型飞机没有减震器外,减震器已成为所有起落架所必备的构件。某些起落架可能没有机轮或其他部件,但都具备减震器。减震器的主要作用是在飞机着陆撞击地面时吸收冲击能量,使传到机体结构上的冲击载荷不超过允许值。在吸能过程中,减震器通过来回振荡,把吸收的能量变成热能耗散掉。

6.5.1 起落架减震器的要求

减震器除了满足飞机结构设计的一般要求外,还应满足以下功能要求:

① 在压缩行程(正行程)中,减震装置所承受的载荷,应随压缩量的增大而增大。否则,如果在压缩量较小的情况下减震器就承受较大的力,那么,减震装置在吸收较小的撞击能量时也会受到较大载荷的作用,飞机在地面滑行的过程中,就会受到较大的连续冲击,这样会大大降

低飞机的疲劳寿命。减震装置在达到最大压缩量时,应完全吸收规定的最大能量,否则会对飞机产生刚性冲击,使飞机的各部分受力增大。

② 减震装置在吸能的过程中,应尽量产生较大的变形来吸收撞击能量,以减小机体所受到的撞击力;同时,减震装置应有较好的热耗作用,尽快地消散能量,使机体受到碰撞后的颠簸跳动迅速停止,使飞机尽快平稳下来。

③ 在伸展行程(反行程)中减震器应能把吸收的能量大部分转化为热能耗散掉,而不应出现伸展过快的回跳现象。

④ 减震装置要有连续接受撞击的能力。减震器在吸收一次撞击后,应马上恢复到原来的状态,以便接受下一次撞击。因此,它完成一次压缩或伸张的时间不能太长,一般不能超过 0.8 s。

6.5.2 减震器的类型

飞机减震器一般有两种类型。第一类是固体减震器,如橡胶减震器、弹簧减震器和摩擦块减震器等。第二类是气体、液体或气液混合减震器。图 6-30 给出了不同类型的减震器的效率比较。从图中可以看出,固体减震器的效率较低,并且能量耗散能力较小。但由于构造简单、工作可靠、维护要求低、价格便宜等优点,在一些低速、轻小型飞机的不可收放起落架上仍有使用。油气式减震器因其效率较高,因此在高速、大中型飞机上广泛采用。

全油液式减震器结构紧凑,尺寸小,效率可高达 75%~90%。但因其压力过大、密封困难、温度变化对减震器性能影响较大,限制了它的使用,目前只在少数飞机上应用。

下面按减震器的发展过程对几种典型的减震器的特点加以简单介绍。

1. 弹簧式减震器

图 6-31 是一种弹簧式减震器,它利用弹簧的弹性变形吸收能量。弹簧本身的热耗作用很小,为了增大摩擦力,在减震器内筒上加装了摩擦垫圈,以增大热耗作用。

2. 橡皮减震器

图 6-32 是一种典型的橡皮减震器,它利用橡皮的弹性变形吸收撞击能量,并利用橡皮伸缩过程中的分子摩擦消耗能量。但这种摩擦的热耗作用也较小,因此,飞机会产生较强的颠簸跳动。

弹簧式减震器和橡皮减震器结构简单,维护方便,但热耗作用都较小,因此,只用于一些对

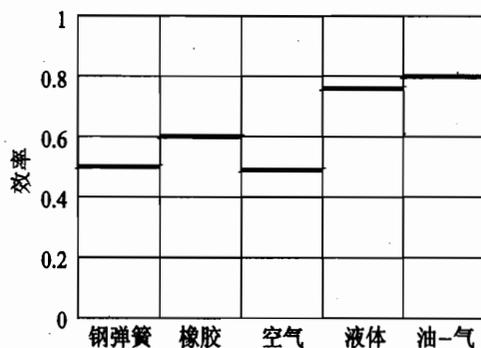


图 6-30 减震器效率

减震性能要求不高的飞机上。

3. 油液弹簧式减震器

图 6-33 为一油液弹簧式减震器,在起落架压缩和伸展的过程中,油液被迫高速流过小孔产生剧烈摩擦,因此其热耗作用较好。在压缩过程中,弹簧通过变形吸收能量,并在伸展过程中将积蓄的能量释放出来。这种减震器目前还用在飞机尾部的保护座上。

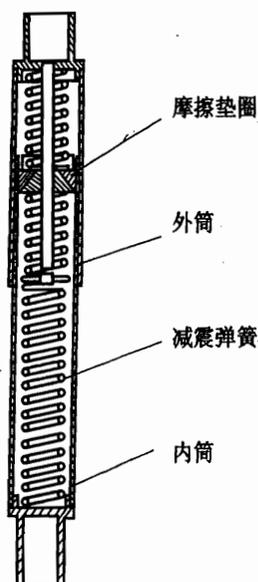


图 6-31 弹簧减震器

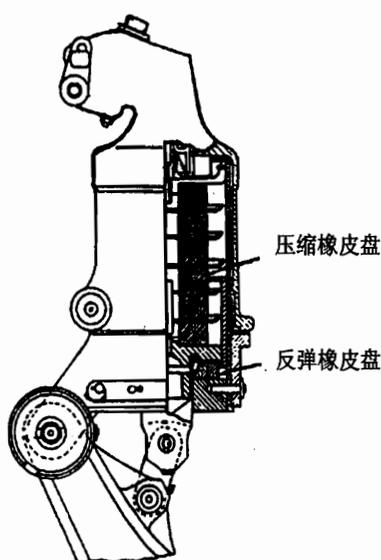


图 6-32 橡皮减震器

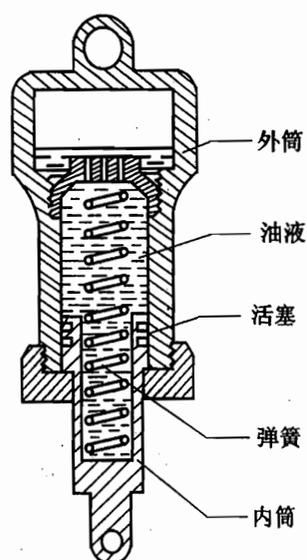


图 6-33 油液弹簧式减震器

4. 油气式减震器

随着飞机质量的增大和飞机速度的提高,飞机的着陆冲击能量也越来越大,对减震器的要求也越来越高。以上各类减震器已满足不了飞机的需要,因此出现了质量较轻且体积较小,而吸能效率较高的油气式减震器。

图 6-34 为油气式减震器,其主要特点是利用气体的压缩变形来吸收能量,并利用液体高速流过小孔时的摩擦来消耗能量。油气式减震器在工作过程中,气体压力和液体压力都较高,可达几百个大气压,因此对密封的要求比较高。由于油气式减震器的减震性能较好,到目前为止,它仍然是现代飞机上应用最广的减震器形式。

5. 全油液式减震器

由于油气式减震器气腔容积大、减震行程长,因而总的体积也较大。而气体主要起到一个由压缩而引起缓冲减震作用。因此,如果液体也能起到缓冲减震作用的话,即可省去气腔所占

的空间,这将大大缩小减震器的体积,减小减震器的质量,这种减震器由于腔体内全部填充的油液,因此称为全油液式减震器。

图 6-35 为全油液式减震器,它主要是利用液体在高压作用下产生压缩变形来吸收能量,利用液体高速流过小孔时的摩擦来消耗能量。这种减震器液体的工作压力高达几千个大气压(常达 3 500 个大气压以上,即 $3.5 \times 10^8 \text{ Pa}$),因此,密封非常关键。由于全油液式减震器体积较小,因此对一些军用飞机和高速重型飞机起落架的收藏较为有利。

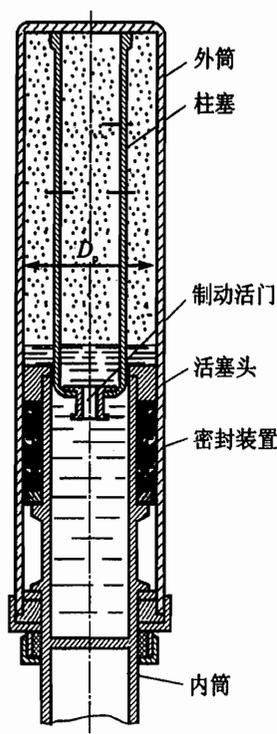


图 6-34 油气式减震器

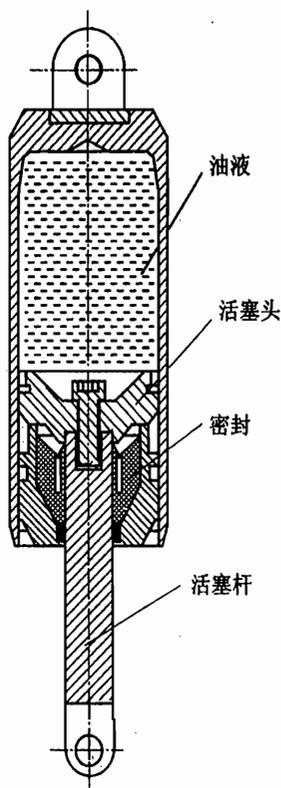


图 6-35 全油液式减震器

6.5.3 油气式减震器的构造和工作原理

油气式减震器的工作原理可以用图 6-34 的构造来说明。这种减震器由外筒(上接飞机)、活塞杆(下接机轮)、反向活门和密封装置等组成,内充空气(或氮气)及油液。当飞机着陆接地后,撞击载荷压缩减震器,活塞杆向上运动,使气体的体积缩小,气压随之增大,并吸收撞击动能;与此同时,活塞杆迫使下室油液冲开活门,如图 6-36(a)所示,由活门座上的小孔流到上腔,油与小孔发生强烈摩擦,使部分撞击能量转变为热能消散掉。当活塞杆上升到一定位

置时,飞机便停止下沉,接着压缩气体开始膨胀,并将飞机顶起。活塞下行,上室油液迫使反行程的制动活门关闭,如图 6-36(b)所示,油液以更高的速度经过活门上更小的孔流向下腔,这样可以消散掉更多的能量。如此一正一反两个行程,完成了一个工作循环。这样经过若干个循环后,就可将全部撞击动能转化为热能而消散掉,使飞机平稳下来。

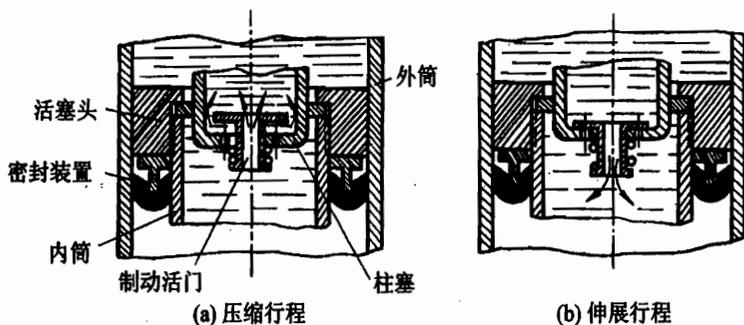


图 6-36 油气式减震器正反行程制动活门

图 6-36 所示是油气式减震器的典型构造之一。这种减震器的构造简单紧凑,其密封装置固定在内筒,活塞的有效面积较大,行程较短,尺寸也较小,但减震特性较硬,通常多用在摇臂式起落架上。

图 6-37 为另一种典型的油气式减震器的构造形式。其构造特点是密封装置固定在外筒

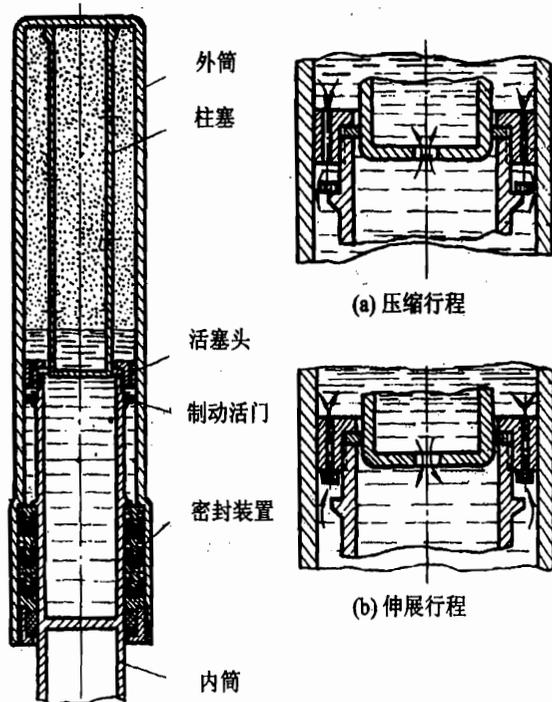


图 6-37 油气式减震器另一构造形式

的下端,而制动活门则装在活塞内筒上。压缩时油面上升,同时向内、外筒间的油室反流,如图6-37(a)所示,冲开制动活门,使油液通过流油孔而消散能量。伸展时内、外筒间的油液被挤压而向上流动,如图6-37(b)所示,冲压制动活门盖住原来的流油孔,此时,油液只能从制动活门盖环上的小孔回流。这种形式,由于流油孔环布于活塞头上,油孔较多,遮盖后可大大提高制动效果,因此伸展行程消散能量的调节能力较大。又由于活塞的有效面积是内筒外径所决定的面积,因而较小。减震过程中气体体积的变化缓和,减震特性柔软,但在吸收同样撞击能时行程较大,故尺寸也较大。它通常与支柱式起落架配合使用。

6.5.4 油气式减震器的工作特性

油气式减震器的工作特性,是指减震器在工作过程中的载荷变化情况和吸能、耗能情况。油气式减震器载荷的大小,由气体作用力、油液作用力和密封装置等的机械摩擦力所决定;而吸能和耗能的多少,也是由气体、油液和机械摩擦所吸收和消耗的能量来决定。下面分别研究气体、油液和摩擦力对减震器工作特性的影响。

1. 气体的工作特性

气体的作用力是气体压力与活塞有效面积的乘积。在减震器压缩过程中,活塞的有效面积不变,而气体的压力是随着压缩量的变化而变化的,因此,气体的作用力也是随着压缩量的变化而变化的。当气体受到压缩时,气体把起落架压缩的机械能转换为气体的压力能储存起来。

根据流体力学的知识,可得

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{V_0}{V}\right)^n \quad (6-5)$$

$$P_s = pF \quad (6-6)$$

式中, p_0 、 V_0 ——气体的初始压力和初始体积;

p 、 V ——任意压缩位置的气体压力和体积;

F 、 P_s ——活塞承受气压的有效面积和活塞杆上的力;

n ——气体的多变指数,它随气体在压缩过程中的热交换情况而定,等温过程时为1,绝热过程时为1.4。一般情况下,油气式减震器都有一定程度的热交换,其值通常为1.2。

由式(6-5)和式(6-6)可得出活塞杆上的作用力为

$$P_s = p_0 F \left(\frac{V_0}{V}\right)^n \quad (6-7)$$

因此,减震器内气体所吸收的功量为

$$A_s = \int_0^S P_s dS = \int_0^S pF dS \quad (6-8)$$

式中, S ——活塞的压缩行程。

因为

$$FdS = -dV$$

$$\frac{dV}{V_0} = -\frac{1}{n} \cdot \frac{p_0^{1/n}}{p^{(1/n)+1}} dp$$

所以
$$A_s = -\int_0^S p dV = \frac{p_0 V_0}{n-1} \left[\left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right] \quad (6-9)$$

将气体压力随行程的变化画成曲线, 则曲线下面所包含的面积就是气体所做的功, 即气体吸收的功量为 $P_s \sim S$ 图曲线下所包含的面积, 因此, $P_s \sim S$ 图也叫做功量图。

由图 6-38 可见, 当气体吸收的功量 A_s 一定时, 若 p_0 不变, 则 V_0 越大, P_s 越小, S 越大, 减震器越软, 如图 6-38(a) 所示; 若 V_0 不变, 则 p_0 越小, P_s 越大, S 越大, 减震器也越软, 如图 6-38(b) 所示。因此可以通过调节 p_0 或 V_0 来调节减震器的行程和软硬程度。

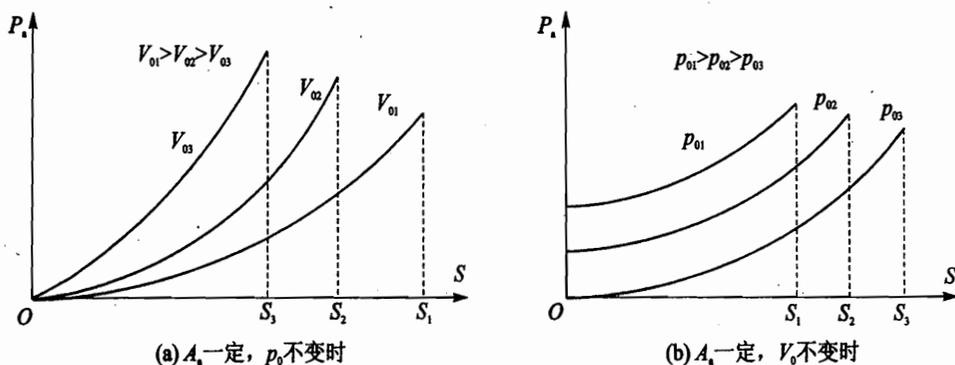


图 6-38 气体参数对其功量图的影响

从图 6-38 还可以看出, 气体的功量图中间不够丰满, 因此吸能效率较低, 且气体只能吸收能量, 不能消散能量。当气体压力达到一定值时, 吸收的能量还会释放出来, 从而使飞机产生来回的振荡。这对人员、装载和设备等都很不利。因此需加入油液和限流孔装置来达到增加阻尼和耗散能量的目的。

2. 油液的工作特性

减震器在压缩和伸展过程中, 油液要产生一个阻止减震器压缩和伸展的作用力 P_1 , 这个力也是随压缩量的变化而变化的。

根据流体力学的知识可知

$$Fv_p = \mu f v_1$$

$$p_1 = \frac{1}{2} \cdot \rho v_1^2$$

故油液流过阻尼孔时产生的阻尼力 P_1 为

$$P_1 = p_1 F = \frac{1}{2} \cdot \frac{\rho F^3}{\mu^2 f^2} v_p^2 \quad (6-10)$$

式中, v_p ——活塞的运动速度;

v_1 ——油液流经阻尼孔的速度;

ρ ——油液的密度;

f ——阻尼孔面积;

μ ——流量系数, $\mu=0.6\sim 0.7$, 其值与阻尼孔的形状、长度和油液粘性有关, 一般由实验获得。

图 6-39 为加入油液以后, 油气式减震器工作过程中, 气体和油液共同对减震器的作用力 $P_{油气}$ 随行程 S 变化的功量图。

在压缩过程中, 由于气体和液体的作用力都是反抗压缩的, 因此, $P_{油气}$ 是气体作用力和液体作用力之和, 即图 6-39 中的曲线 adb (图中 acb 为气体作用力随行程变化曲线); 在伸展过程中, 气体作用力是推动减震器伸张的, 而液体作用力是阻止减震器伸张的, 因此, $P_{油气}$ 是气体作用力和液体作用力之差, 即图中的曲线 bea 。曲线 adb 和 acb 之间力的差值, 就是压缩过程中油液的作用力;

曲线 bea 和 bca 之间力的差值, 就是伸展过程中油液的作用力。

减震器在压缩过程中, 气体和油液共同吸收的能量可用面积 $oadbfo$ 表示, 其中曲线 $adb-ca$ 所包含的面积为油液所消耗的能量。在伸展过程中, 气体放出的能量可用面积 $oacbfo$ 表示, 其中曲线 $acbea$ 所包含的面积为油液所消耗的能量, 而面积 $oaebf$ 为飞机获得的势能。因此, 减震器在一个工作循环中 (即减震器的一个压缩和一个伸展行程), 油液所消耗的能量, 即为曲线 $adbea$ 所包含的面积。

如果减震器在伸展行程结束时, 其压缩量小于停机时的压缩量, 减震器中的气体会因压强太小而支持不住飞机而受到第二次压缩。由于在每次压缩和伸展行程中都会消耗一定的能量, 减震器的压缩量和伸展量一次比一次小, 且气体吸收和放出的能量也一次比一次少, 直到减震器最后稳定在停机压缩量的位置。图 6-40 为减震器在整个减震过程中气体和液体的作用力随行程变化的曲线和功量图。

3. 摩擦力的工作特性

在减震器的压缩和伸展过程中, 密封装置与活塞杆之间、承弯减震器活塞杆上下支点处都会产生摩擦力。在压缩过程中, 摩擦力是反抗压缩的, 而在伸展过程中, 摩擦力是阻碍伸展的,

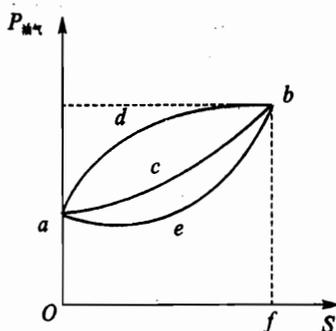


图 6-39 油气共同作用的特性曲线

因此,减震器在一个工作循环所消耗的能量应为曲线 $iahjbki$ 所包含的面积,其中曲线 $ahjbda$ 和 $aebkia$ 所包含的面积分别为压缩和伸展行程因摩擦而消耗的能量,如图 6-41 所示。

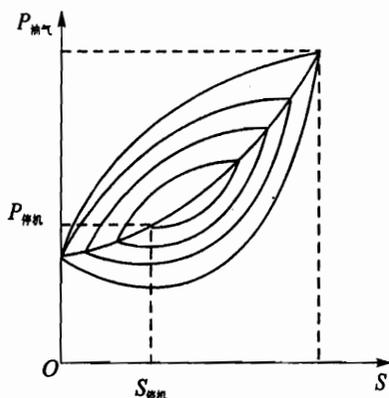


图 6-40 减震器减震过程工作特性

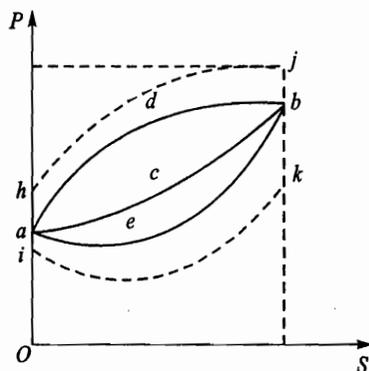


图 6-41 考虑摩擦后减震器工作特性

对于设计较好的减震器,密封装置在活塞杆上所产生的摩擦力一般约占减震器总载荷的 5%~8%;而对于承受弯矩的减震器,在活塞杆上下支点处产生的摩擦力约占减震器总载荷的 5%~10%,其值要比不受弯矩的减震器要大,其密封装置的磨损也不均匀,密封性能较差。为了减小受弯减震器支点处的摩擦力,在设计减震器时,活塞杆上下支点的距离一般较大。

6.5.5 减震器的特性系数和性能调节装置

减震器工作性能的好坏,主要表现在其吸收和消耗能量能力的大小,及其在吸能过程中减震器所受载荷的大小两个方面。而这些性能可以通过减震器的特性系数和减震器的性能调节装置加以改善。

1. 减震器的特性系数

减震器的特性系数包括预压系数、效率系数和热耗系数。

(1) 预压系数 n_0

预压系数是当减震器完全伸张时,开始压缩减震器所需要的力 $P_{\text{开始}}$ 和减震器停机载荷 $P_{\text{停机}}$ 的比值,即

$$n_0 = \frac{P_{\text{开始}}}{P_{\text{停机}}} = \frac{p_0 F + P_{\text{摩擦}}}{P_{\text{停机}}} \quad (6-11)$$

减震器的停机载荷一定时,预压系数越大,则气体的初始作用力也越大,压缩也就越困难,减震器就越硬。因此,预压系数的大小,表示减震器的软硬程度。在减震器产生同样的压缩量时,预压系数越大,气体产生的初始作用力也就越大,气体吸收的能量就越多,但此时减震器所受到的载荷也就越大,因此,预压系数不能取得太大。

飞机的预压系数一般都小于1,其值通常为0.5~1。因为当预压系数大于或等于1时,飞机着陆时,当飞机质心到达停机高度时,减震器已伸到头,飞机继续向上运动时就可能使机轮离地,这对飞机的着陆安全是不利的。如果预压系数比1大得多,由于减震器过分刚硬,还可能在地面滑行时起不到减震作用。如果预压系数小于1,当飞机质心到达停机高度时,减震器还能伸张,因此,较好地避免了飞机接地后重新跳离地面的可能性。

预压系数是根据飞机的不同情况确定的。对于起飞质量和着陆质量相差很大的重型飞机,预压系数取得较小;小型飞机和歼击机的起飞质量和着陆质量相差不大,预压系数一般接近于1。

(2) 效率系数 η

效率系数表示减震器在规定的最大压缩量 $S_{\text{最大}}$ 和最大载荷 $P_{\text{最大}}$ 的条件下,吸收撞击能量的能力,如图6-42所示。

效率系数可用下式表示:

$$\eta = \frac{W_{\text{最大}}}{P_{\text{最大}} S_{\text{最大}}} \quad (6-12)$$

式中,减震器吸收的最大能量 $W_{\text{最大}}$ 可以用面积 $Ohjfo$ 表示,而 $P_{\text{最大}} S_{\text{最大}}$ 可以用面积 $OgjfO$ 表示。一般来说,油气式减震器的效率系数约为0.8~0.85。

在同样最大压缩量和最大载荷的条件下,效率系数高的减震器吸收的能量较大,但它在压缩量较小时载荷也较大。不同飞机对减震器的要求不同,对减震器柔软一些的飞机,效率系数要低一些;对于尺寸较小而吸收能量较大的减震器来说,效率系数就应该高一些。

(3) 热耗系数 χ

热耗系数是减震器在一次压缩和伸展过程中,油液和密封装置等摩擦消耗的能量与减震器吸收的全部能量的比值,即

$$\chi = \frac{W_{\text{油液}} + W_{\text{摩擦}}}{W_{\text{全部}}} \quad (6-13)$$

热耗系数越大,则减震器的热耗作用也越大,飞机与地面碰撞时的颠簸跳动就越小,因此减震器的热耗系数应该大一些。但热耗系数太大,就需要在减震器压缩和伸展过程中油液作用力和摩擦力大一些,这样减震器的压缩和伸展速度就会变慢,循环周期就会变长,因此减震器接受下一次撞击的能力就会变差,所以热耗系数也不能太大。一般减震器的热耗系数约为0.65~0.8。

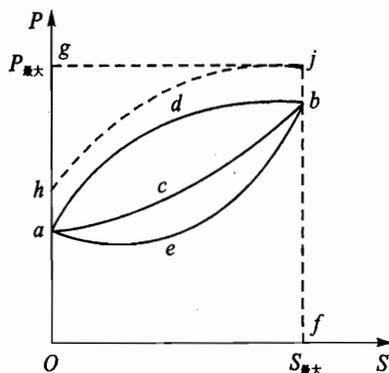


图6-42 减震器的效率系数

2. 减震器的性能调节装置

要改善减震器的性能,除了合理选择以上参数外,改变阻尼孔(限流孔)面积也是主要的措施之一。

飞机在刚开始着陆时撞击猛烈,减震器的压缩速度增加得很快,如果此时阻尼孔的面积较小,油液的作用力就会突然增大,减震器所受的载荷也会突然增大,功量曲线猛增,形成了很大的过载,从而出现一个载荷高峰,减震器所受的载荷可能超过规定的最大值。紧接着由于撞击能量被大量吸收,活塞运动遇到很大阻力,减震器压缩速度迅速减小,减震器所受的力也随之降下来。随后活塞运动的阻力又有所减小,在剩余能量的推动下,活塞运动速度又逐渐增大,减震器所受的力也逐渐大了起来,直到达到行程终点,如图 6-43 所示。这样,就形成了减震器在压缩过程中载荷不均,未到最大行程就出现了最大过载的现象,使减震器的功量图不够丰满,影响了减震器的效率。

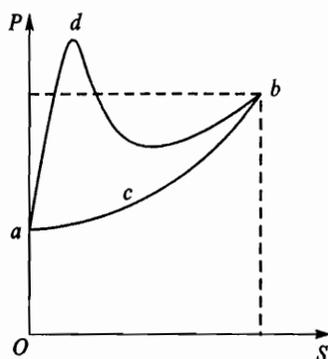


图 6-43 减震器载荷不均现象

另外,当飞机以较大的速度在地面滑跑时,如果遇到道面上的凸起,当油孔面积较小时,由于飞机来不及向上运动,减震器的压缩速度很大,同样也会出现载荷高峰。如果油孔面积较大,虽然能避免峰值载荷,但由于油液的作用力较小,减震器的热耗系数会大大降低。因此,为了取得较好的减震效果,目前大多数减震器,油孔的面积在工作过程中是可以改变的。

(1) 变油孔装置

最常用的变油孔装置就是在活塞上加装一个变截面的油针,如图 6-44 所示。油针的面积下大上小,在减震器压缩过程中,油针逐渐穿进限流孔,使限流孔的实际面积最初较大,后来逐渐变小。这样,在压缩的初始阶段,油液流过阻尼孔时基本没有流动阻力,而只有气体做功,这段行程称为自由行程。随着压缩量的增大,阻尼孔面积逐渐减小,液体的流动阻力也就会平稳地增大。这种减震器不仅能消除峰值载荷,取得较大的热耗系数,还能减小飞机在滑跑过程中所受到的载荷,因此,被现代减震

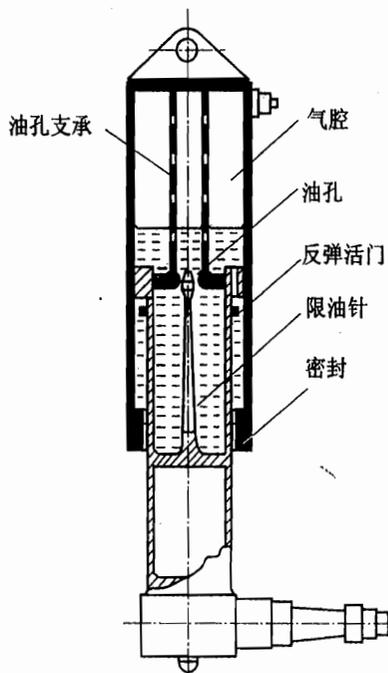


图 6-44 变油孔装置

器广泛采用。

(2) 单向节流活门

为了增大伸展行程的热耗系数,减小飞机的回弹,通常在减震器中安装一个单向节流活门(或反行程制动活门),使其在伸展行程中堵住一部分油孔,增大在伸展行程中油液的作用力,减小减震器的伸展速度,如图 6-45 所示。

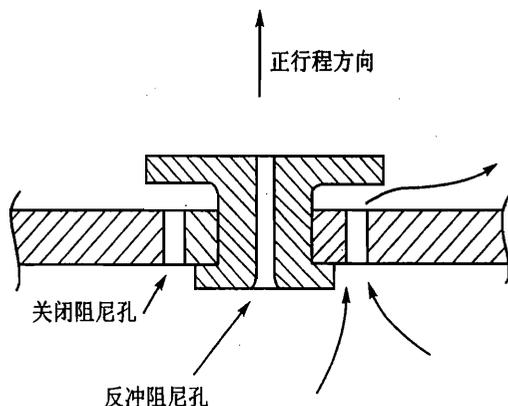


图 6-45 单向制动活门

6.5.6 全油液式减震器的构造和工作原理

全油液式减震器由外筒、活塞、活塞杆和密封装置等组成,图 6-46 所示为一种带有定压活门的全油液式减震器。减震器内腔充满液体,并被活塞隔成上下两室,活塞上有阻尼孔使上下两腔室相通。

飞机着陆后,减震器受到压缩,这时,减震器上腔液体经过阻尼孔流入下腔,但随着活塞杆的插入,减震器内装液体的总容积变小了,使液体受到压缩,压力升高。由于活塞上下受到液体压力作用的面积不相等,上面面积大,下面面积小,因此,液体对活塞产生了一个向下的作用力,此作用力称为液体弹性力。当液体高速流过小孔时由于剧烈摩擦,也会产生一个阻止活塞运动的阻尼力。在液体弹性力、阻尼力和密封装置等的摩擦力的作用下,飞机的下沉速度逐渐减小。在整个压缩过程中,撞击动能一部分转变成液体的压力能,另一部分通过液体高速流过阻尼孔和密封装置摩擦产生的热能消散掉。

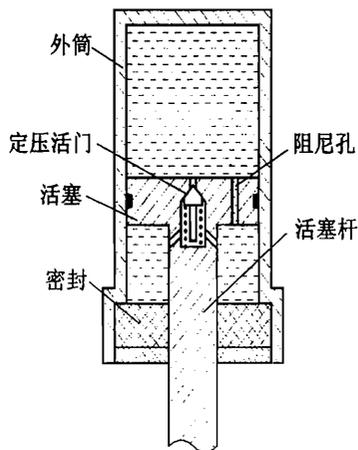


图 6-46 带有定压活门的全油液式减震器

当飞机停止下沉时,液体弹性力已大大超过作用在减震器上的停机载荷,因此,减震器开始伸展。在这个过程中,液体释放出的压力能,一部分变为飞机的位能,另一部分变为阻尼孔和密封装置摩擦所产生的热能消散掉。由于减震器在压缩和伸展过程中都消耗了很多的能量,因此,经过若干次循环后,飞机就能平稳下来。

结构中定压活门的作用是当压力达到某一定值时,定压活门被冲开,流油孔面积增大,减小了流油阻力,从而使过载减小,改善了起落架的受力状态。另外,采用一些压缩性较大的液体,也可以避免减震器工作时引起较大的过载。

6.5.7 双气室油气减震器

图6-47所示是一种适用于在地面起伏较大的跑道上滑行的双气室减震器。这类减震器有两个独立的气室。主气室与一般油气减震器的相同,副气室内填充压力超过起落架所承受的最大静载荷。当载荷使主气室的压力超过副气室的压力时将开始压缩副气室,此时相当于增加了气室的体积,使压缩曲线更加平缓,即减震器较软。从功量曲线图可以看出,双气室减震器比具有相同行程和初始压力的单气室减震器能吸收更多的能量。

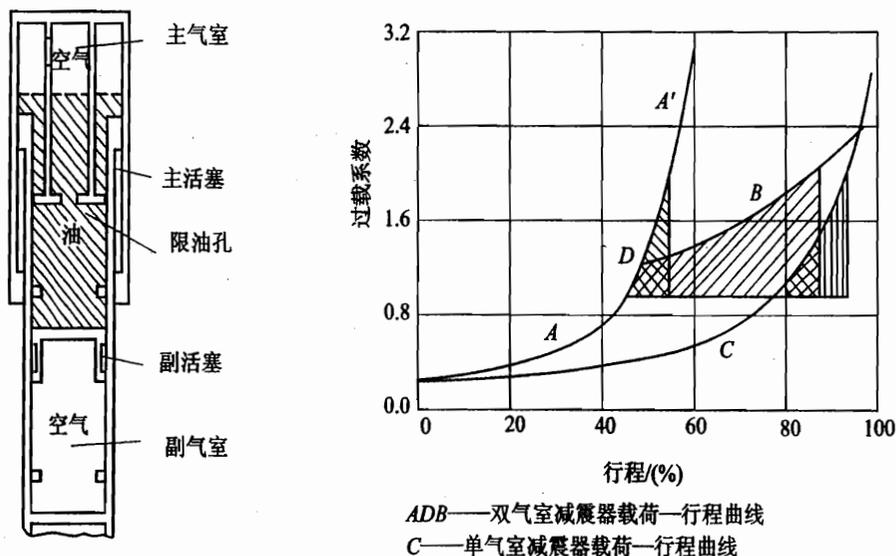


图6-47 双气室减震器构造及工作特性

6.5.8 主动控制起落架

目前,飞机上应用较多的是传统的被动式起落架。被动式起落架的缓冲系统一般由弹性元件(主要是气体)和阻尼元件(主要是液体)组成,各元件在工作时不消耗动力,且在飞机滑行过程中不能进行调节。由于这种起落架设计的主要依据是满足吸收着陆冲击能量的要求,所以就存在这样一个问题,即由于来自着陆冲击和跑道不平度的振动差异,着陆冲击能量要比滑

跑振动能量大得多,因此,按着陆冲击设计的阻尼孔,对于有效地吸收滑跑振动能量就会显得“太硬”,系统不能很好地隔离来自地面的振动;但如果按地面滑行设计减震器的阻尼孔,则着陆冲击时又会显得“太软”。因此,在冲击和滑跑这两个不同阶段的矛盾就显得非常突出,按被动式设计的起落架很难得到良好的滑行性能。

随着飞机飞行速度和飞机质量的不断提高,飞机的着陆撞击能量也越来越大。尤其是对于超声速巡航飞机,一般采用细长机身和薄机翼结构,柔性大,着陆和滑跑时会产生更大的动载荷及振动。由着陆冲击和跑道不平度引起的振动载荷,会造成飞机机体疲劳损伤,使飞机结构的使用寿命大大下降。为了解决以上矛盾,近年来提出了根据减震需要随时改变其阻尼特性的方法,即主动控制方法。

主动控制系统采用有源或无源的可控元件组成一个闭环控制系统,它可以根据飞机的运动状态和当前激励的大小主动做出反应,然后根据输出参数的信息反馈,不断调整系统的刚度和阻尼,从而抑制飞机的振动,使起落架系统始终处于最佳的运动状态。与传统的被动式起落架相比,主动控制起落架的最大优点是具有高度的自适应性,缓冲系统的参数在飞机滑行过程中不断进行调整,以获得最好的滑行性能。

主动控制系统通常可分为有源主动控制系统和无源主动控制系统两大类。

有源主动控制系统又称全主动控制系统,通常包括能产生力或力矩的作动器(如油缸、汽缸和伺服电机等)、测量元件(如加速度计、位移和力的传感器等)、反馈控制器和一个为缓冲系统提供连续能量供应的动力源。其工作原理是通过传感器测出飞机滑行时的振动状态,并将测量结果送入计算机,经数据处理后,由计算机发出指令,控制执行机构的输出,从而改变飞机的运动状态,达到减振和隔振的目的,其结构原理如图6-48所示。

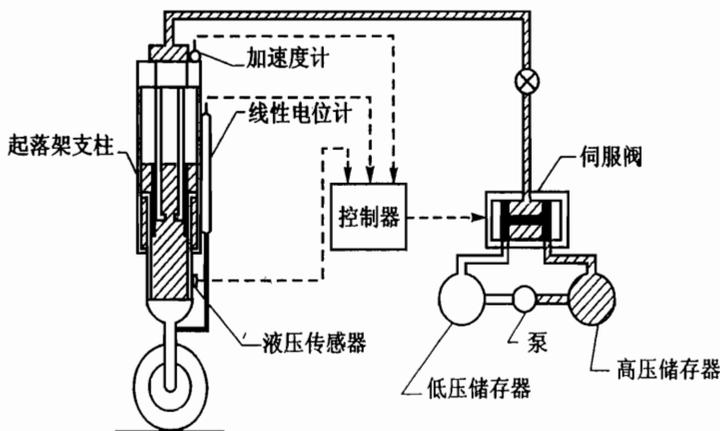


图 6-48 全主动控制起落架结构原理

全主动控制起落架具有如下特点:

① 全主动控制系统可以持续供给和调节能量,因而在控制中产生的力不必依赖减震器中能量的储存。

- ② 全主动控制系统可以通过改变上下腔的液体压力,得到所需要的阻尼力。
- ③ 在着陆过程中,起落架传给机体结构的载荷可大大减小,冲击载荷峰值明显降低。
- ④ 在滑跑过程中,可使由地面冲击引起的振动载荷始终保持在飞机静态载荷的一定范围之内,提高了乘坐质量,减小了疲劳载荷。

全主动控制起落架可使系统有更好的瞬态响应,更出色的控制与稳定性。它对任何形式的外部激励都能做出快速反应,并能根据外部激励的变化而使缓冲系统变“硬”或变“软”,使其既能对飞机起伏的不规则变化显得柔软,又能对飞机的运动控制变得刚硬。由于需要特殊的外部供能单元,全主动控制系统有它固有的缺点,如它的结构复杂、安装和维修费用较高,以及带来的耐久性和可靠性下降等问题。

无源主动控制系统又称半主动控制系统,它由无源但可控的阻尼和弹性元件组成,其结构原理如图 6-49 所示。半主动控制起落架与被动起落架相比相当于增加了一个连续的变油孔,它可根据需要随时改变油孔面积,因此其作用要优于被动起落架的变油孔设计。

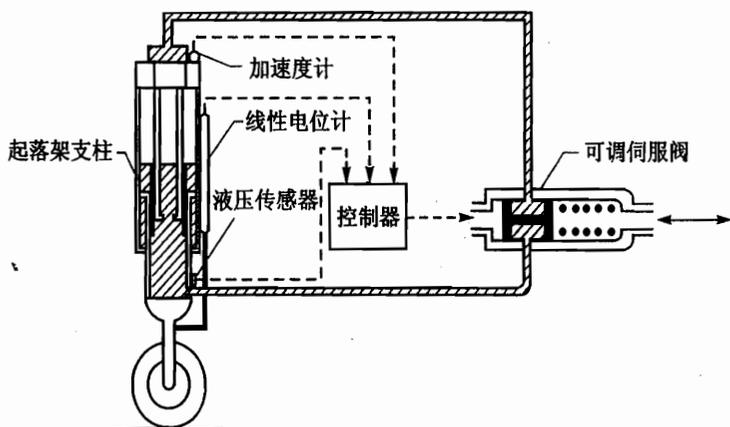


图 6-49 半主动控制起落架系统

半主动控制起落架具有如下特点:

- ① 具有类似于被动起落架的结构和原理,却有接近于全主动控制起落架的性能。
- ② 结构简单,操纵方便,实用性强。

半主动控制起落架与全主动控制起落架相比,其最大的优点是工作时几乎不消耗动力、结构简单、经济可靠,因此半主动控制起落架越来越受到人们的重视。

无论是全主动控制还是半主动控制,由于系统的弹性元件(主要是指空气弹簧)既要吸收撞击能量,又要承受机体载荷,因此,调节系统刚度要比调节系统阻尼困难得多。就目前而言,大多数主动控制系统仍是以改变系统阻尼为主,图 6-48 和 6-49 即为这种调节方式。

图 6-50 为一个可连续调节系统刚度和阻尼的起落架减振系统示意图。系统由减震器缸体、蓄能器、换向阀和液压伺服阀等元件组成,其中减震器缸体分成两部分,分别用于刚度和阻尼的调节。系统的刚度通过控制换向阀的输入信号脉宽来调节,阻尼则由伺服阀来控制。当

换向阀受脉冲信号交替作用时,便可得到不同的刚度值,连续改变控制信号的脉宽,就可以连续地调节系统的等效刚度。系统的阻尼调节,可以通过改变伺服阀的开度很容易实现。

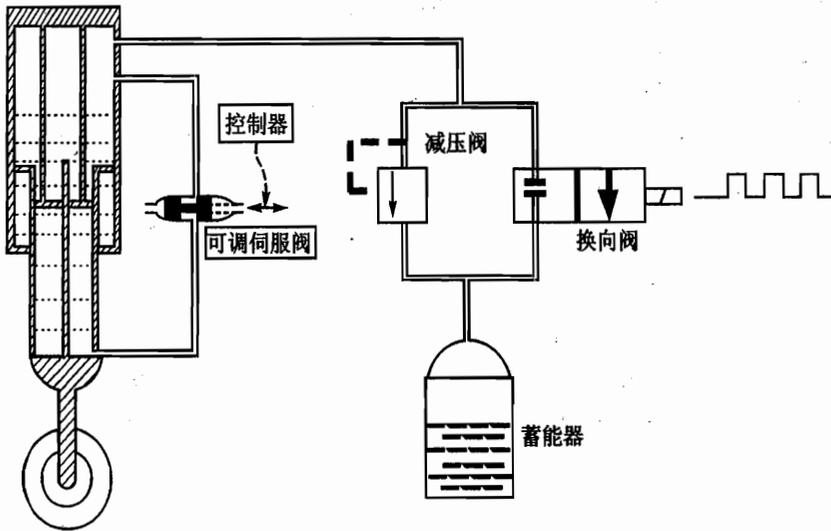


图 6-50 可连续调节系统刚度和阻尼的起落架系统

由于这种结构既要控制阻尼,又要附加一套刚度调节系统,因此,结构比较复杂。

主动控制起落架可以大大减小起落架的着陆载荷,改善飞机的滑行性能,因此,有很好的发展前途。

6.6 航天器起落装置

6.6.1 航天飞机起落装置

1. 航天飞机起落方式

航天飞机的起飞大致可分为垂直起飞、水平起飞单级入轨和两级入轨 3 类,其起落方式可分为垂直起飞水平降落和水平起飞水平降落两种。水平起飞水平降落按单级入轨和两级入轨的不同,又可分为起飞车起飞/起落架着陆、载机起落架起飞/轨道器起落架着陆两种。

(1) 垂直起飞水平着陆的航天飞机

美国“挑战者”号航天飞机属于垂直起飞水平着陆的飞机。发射时,航天飞机利用火箭推力克服重力产生上升速度。在完成起飞任务后,助推火箭与轨道器分离,并用降落伞回收。外挂贮箱在燃料耗尽后与轨道器分离,不可回收。轨道器回收时,以一定的再入角再入大气层,当无动力下滑高度到 520 m 时,利用两块可折叠方向舵张开使飞机减速。当高度达到 90 m

时,放下起落架,速度达到 334 km/h 时,轨道器即可安全着陆。

(2) 单级入轨水平起落航天飞机

美国 B-HTO 航天飞机是利用地面起飞车加速器,在跑道上滑行起飞的航天飞机。加速器上有两台燃料为 RF-1 和液氢的 F-1 火箭发动机,当速度达到 183 m/s 后,机车分离,飞机继续爬升,起飞车则利用金属锥袋伞、织物主伞以及车上阻力板和橇板刹车装置减速制动。最后用跑道终端的拦阻绳一网系统使起飞车停止滑行。其回收则用航天飞机的起落架装置完成着陆。

(3) 两级入轨水平起落航天飞机

美国 B-2HTO 为两级入轨的水平起落方案,其轨道器由载机或助推系统携带。起飞时,两台涡轮动力助推系统背驮轨道器,用起落架在地面滑跑。当达到起飞速度时离地升空,高度及飞行马赫数分别达到 17 km 和 3.5 时,助推系统与轨道器分离,轨道器加速入轨。其轨道器与助推系统着陆都采用起落架滑翔着陆方式。

2. 航天飞机水平起飞装置

水平起飞单级或两级入轨的航天飞机,起飞与着陆质量比均大于 5~10。据估算,采用起飞车(或称地面加速器)可减少的着陆装置质量为飞机质量的 4%;减少的燃料和其他结构质量为飞机质量的 5%;整体减少的质量为飞机总重的 15.2%。起飞车不仅可减少飞机质量,而且可减少飞机结构的起飞过载。

航天飞机起飞车设计要求如下:

① 一般飞机起落架需要按最大起飞质量设计,而起飞车虽按最大起飞质量设计,但不承受着陆冲击载荷,仅承受滑行加速过载和颠簸载荷。飞机起飞后因起飞车留在地面,因此,可大大减轻轨道器质量和结构负担。

② 起飞车为了在有限滑跑距离达到安全起飞速度,可采用助推器加速。滑行时要求阻力小,航天飞机应水平架于车上。当滑行达到起飞速度时,为产生足够升力,要求起飞车能自动调整飞机姿态以建立 $12^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 迎角。

③ 车上必须设计安装一套航向纠偏控制系统,确保偏航精度,使其不超过规定范围。起飞车滑行偏差应不超过滑行距离的 0.5%~1%。

④ 车上应有释放或闭锁装置和减速系统,前者确保机车分离,后者以机轮刹车、减速伞和阻力板减速。

3. 航天飞机水平着陆装置

航天飞机着陆装置的设计要求与常规飞机相比,在主轮着陆状态、偏航着陆、滑行及牵引方面有所不同,而其他要求基本相同,其指标对比如表 6-2 所列。

着陆装置限制载荷取决于各种着陆载荷条件,而前、主起落架受载情况亦大不相同。主起

落架以两点水平着陆时起转、回弹、地面转弯及滑行颠簸载荷较大,而其中又以地面转弯和滑行颠簸载荷最为严重。前起落架则以冲击俯仰、起转、回弹和刹车滚动载荷较大,而其中又以刹车滚动最为严重。

表 6-2 航天飞机着陆装置的设计要求与常规飞机比较

飞机类型 设计要求		FAR25	波音-737/波音-747	航天飞机
垂直下沉速度		3.05 m/s	3.05 m/s	3.05 m/s
着陆 状态	起转	0.8×最大垂直力	0.7×最大垂直力	0.7×最大行程 20%的回弹力
	三点水平	下沉载荷	下沉载荷+机头俯仰载荷	下沉载荷+机头俯仰载荷
	偏航着陆	0.8×下沉载荷(内侧) 0.6×下沉载荷(外侧)	0.8×下沉载荷(内侧) 0.6×下沉载荷(外侧)	0.8×下沉载荷(内侧) 0.6×下沉载荷(外侧) 限制下沉速度为 0.5×3.05 m/s
滑行	刹车	1.2×刹车滚动载荷 (着陆设计质量)	限制刹车力矩(防滑)	限制刹车力矩
	转弯	侧向力为 0.5×最大设计质量, 但不超过引起飞机滚翻的值	侧向力为 0.5×最大设计质量, 但不超过引起飞机滚翻的值	侧向力为 0.5×最大设计质量, 但不超过引起飞机滚翻的值
牵引		0.15×滑行质量	0.15×滑行质量	0.15×牵引质量
载荷分配		各种轮胎组合	各种轮胎组合	各种轮胎组合

航天飞机着陆装置设计时应注意以下问题:

① 垂直起飞航天飞机着陆装置的设计载荷是以最大着陆质量为依据,而不是按起飞质量计算。如美国“挑战者”号航天飞机采用前三点双轮组合式着陆装置,其设计载荷是按着陆质量 96 t 计算,其轨道器着陆质量仅为起飞质量的 3.3%,而着陆装置设计质量仅为着陆质量的 3.5%,显然对整个航天飞机而言着陆装置质量大大降低,着陆装置设计载荷除与最大着陆质量有关外,还与下沉速度及着陆过载大小有关。

② 在飞行中,着陆装置不考虑收放。着陆时,除液压开锁外,着陆装置靠质量力及气动力放下。故着陆装置结构设计必须保证其放下方向和气动方向一致。发射前应向前转动收入机翼和机身轮舱内,这样可使收放系统的设计得到简化。

③ 着陆装置设计除考虑强度及可靠性外,还必须使质量最轻,因此结构材料必须采用高强度钢。

④ 航天飞机着陆装置的使用没有常规飞机频繁,故寿命要求较短。如 B-HTO 除轮胎和刹车着陆寿命为 10 次外,起落架寿命约为 500 个起落。

6.6.2 航天器软着陆装置

在进行月球或其他星球着陆探测时,必须考虑着陆装置的软着陆。目前,软着陆缓冲装置有以下几种:缓冲火箭、缓冲气囊和软着陆机构等。一般来说,任何一种重要的航天器的安全着陆和无损回收都是综合运用多种缓冲技术来实现的。

着陆缓冲装置一般首先通过反推火箭或降落伞实现减速,使降落速度降到每秒几米至十几米的范围内,而后再通过着陆缓冲系统缓冲着陆瞬时的冲击,在着陆缓冲系统与星球表面的冲击过程中,把这些剩余的能量吸收掉,以保证着陆器的安全着陆。

目前,常用的着陆缓冲系统有缓冲气囊系统和软着陆机构系统两种形式。图6-51所示为缓冲气囊系统,它利用充气气囊缓冲着陆时的冲击载荷。缓冲气囊的优点是对着陆初始条件要求不严,缓冲的速度范围较大,适用于着陆质量和体积都较小,且不再返回的探测器的软着陆。美国的“机遇”号和“勇气”号火星探测器都采用了缓冲气囊系统来实现软着陆。

软着陆机构系统,一般由3~4条着陆腿组成,通过着陆腿上的缓冲器缓冲着陆时的冲击。软着陆机构系统具有着陆姿态易于控制,且通过缓冲器的设计可以避免着陆过程的反弹等优点。另外,通过着陆腿支撑,可以构成一个平台,所以,它还特别适合着陆探测完成后,需要挟带样品或人员再次返回地球的探测任务。美国的“阿波罗”号载人登月舱就采用了软着陆机构系统,如图6-52所示。“阿波罗”号载人登月舱包括上升级和下降级。上升级位于下降级的上部,实现探测任务完成后宇航员及收集到的月球样品的返回。下降级由正八棱柱状的框架结构组成,着陆装置由4个带有圆形着陆脚的可折叠主着陆腿支撑,其一端与伸出棱柱面的4

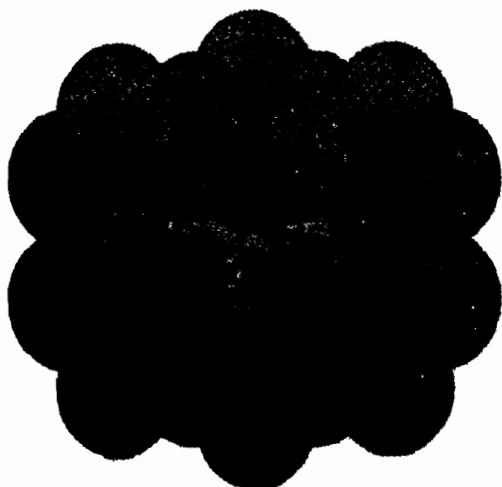


图 6-51 缓冲气囊着陆装置



图 6-52 “阿波罗”号载人登月舱软着陆装置

个桁架连接,另一端与可折叠的辅助支撑臂连接。每个着陆腿和辅助支撑腿均由铝结构组成,接头部分采用钛合金加强,它们一起用于缓冲和吸收冲击能量。主着陆腿和辅助支撑腿均采用多级铝蜂窝结构用于吸收冲击能量。

根据软着陆机构缓冲方法的不同,可以分为液压阻尼法和金属变形法两大类。

液压阻尼法是利用液体体积不可压缩的原理实现缓冲的,其缓冲过程与一般航空器的缓冲过程类似。由于液体的密度、压力和粘性系数等参数与温度密切相关,所以要获得稳定的缓冲性能,就必须设法减小温度对这些参数的影响。另外,还要解决高真空以及大温变环境下的密封问题。

金属变形法包括塌陷变形、金属切削和金属塑性变形等方法。其中由于铝蜂窝结构压缩变形具有较高的吸能效率和较宽的温度适应范围,在着陆吸能装置中得到了广泛的应用。铝蜂窝材料的缓冲行程可以达到初始高度的80%,且具有非常小的密度,它的缓冲能力与铝箔的材料、铝箔的厚度、芯格的尺寸有关,这些参数受环境温度的影响较小,因此缓冲力稳定,非常适合软着陆机构的着陆缓冲。值得注意的是,当铝蜂窝材料的直径较小时,即铝蜂窝材料的芯格数量较少时,会出现铝蜂窝不规则变形问题,由此导致缓冲力出现较大波动。所以,当着陆腿直径较小时不宜采用金属变形法。

近些年来出现了很多高性能的新型缓冲材料,如薄壁复合材料、薄壁金属材料、泡沫材料和金属橡胶等,都有可能成为缓冲装置的高效吸能材料。

软着陆机构系统的主要功能可以归纳为以下几点:

① 有效缓冲着陆瞬时的冲击载荷。着陆器着陆前一般具有上万焦耳甚至数万焦耳的能量,这些能量须在软着陆机构与星球表面撞击的瞬间吸收掉,使着陆器受到的冲击载荷迅速衰减,保证着陆器上受到的最大冲击载荷在要求的范围内。

② 保证着陆器着陆过程中的稳定性。着陆器着陆前一般除了竖直向下的速度外,还有水平速度,同时,着陆点的局部地形地貌也未尽知,这就要求软着陆机构在上述非结构化环境下,仍然能够保证着陆过程的稳定性,保证着陆器着陆后的姿态要求。

③ 能够收拢、压紧以及展开、锁定。为了保证着陆器的稳定性,要求着陆器有较大的支撑面积。但是由于运载的限制,着陆腿在软着陆前要能够收拢并压紧,飞行到一定轨道后,压紧装置解锁,在展开驱动装置的作用下着陆腿展开并锁定。图6-53为“阿波罗”号载人登月舱软着陆装置的收拢状态。



图6-53 “阿波罗”号载人登月舱着陆装置的收拢状态

④ 支撑功能。着陆后着陆腿要能够为着陆器提供长期有效的支撑,以满足着陆器上的有效载荷可靠工作的需要。另外,对于着陆探测任务完成后还要返回的探测器,着陆腿还要作为返回时的反射架。

总之,在设计软着陆装置时,需要综合考虑着陆装置的着陆质量、总体构型、着陆点的地形、地貌以及需满足的着陆要求等,在综合评价上述因素的基础上设计合理缓冲装置。

习 题

- 6-1 飞机前三点式起落架为什么能以高于着陆速度小迎角着陆?
- 6-2 影响前轮摆振的因素有哪些? 阻止摆振的方法是什么?
- 6-3 油气式减震器的工作原理是什么?
- 6-4 常用的变油孔装置有哪些? 它们是如何工作的?
- 6-5 双气室油气减震器的优点有哪些?
- 6-6 分析比较支柱式和摇臂式起落架的受力特点,并画出主要受力元件的弯矩图。
- 6-7 航天器软着陆机构的缓冲方法有哪些?

第7章 复合材料结构设计

先进复合材料的应用,对飞行器结构轻质化、整体化和高性能化起着至关重要的作用。先进复合材料结构的优点使高性能战斗机的隐身、超声速巡航、过失速飞行控制,以及气动弹性与强度优化组合的前掠翼飞机等得以实现;能够改善舰载攻击战斗机的耐腐蚀性和轻量化;使直升机结构质量减轻、寿命延长,并且具有隐身的功能。复合材料技术现已成为影响飞行器(特别是战斗机、直升机和导弹)发展的关键技术之一。

复合材料由两种或两种以上不同性质的材料组成,主要组分是增强体材料与基体材料。复合材料不仅保持了增强体、基体两大组分材料本身原有的特点,而且通过各组分材料间的相互补充和彼此关联等复合效应,可以获得各组分材料所不具备的新的优异性能。复合材料是各向异性材料,其结构性能是可以设计的。复合材料结构设计是充分利用复合材料性能的方向性、结构性能的可设计性和大型构件整体成形的良好工艺性以及具有隐身功能等优点,实现结构效率、性能、功能和成本的综合优化。

复合材料的种类很多,按基体材料的不同可分为树脂基、金属基和陶瓷基三类复合材料;按增强体的形态不同可分为连续纤维增强复合材料、纤维织物增强复合材料、片状材料增强复合材料、短纤维或晶须增强复合材料以及颗粒增强复合材料。本章主要介绍目前飞行器上普遍使用的连续纤维和纤维织物增强树脂基复合材料结构有关的设计问题。

7.1 复合材料性能特点及其在飞行器结构上的应用

7.1.1 层合板的表示方法与材料工程常数

层合板是由两层或两层以上的单向铺层或多向铺层叠合压制而成的复合材料板。单层(又叫铺层)是层合板的基本结构单元,其厚度通常很薄,约为 $0.1\sim 0.3\text{ mm}$ 。铺层中增强纤维的方向或织物经向纤维的方向为铺层的纵向或1向,垂直纤维的方向或织物纬向纤维的方向为铺层的横向或2向,它们均是铺层的材料主方向。1-2坐标系为材料主坐标系,或称正轴坐标系,如图7-1(a)所示。

铺层是有方向的。铺层的方向又叫铺向角或铺层角,用铺层的纵向与层合板参考坐标系 x 轴之间的夹角 θ 表示,由 x 轴到铺层纵向逆时针旋转为正。 $x-y$ 坐标系为单层偏轴坐标系,如图7-1(b)所示。单层的正轴应力与偏轴应力如图7-1所示。

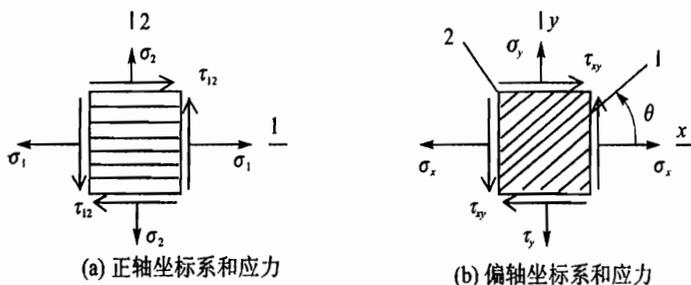


图 7-1 铺层材料正轴与偏轴坐标系和应力

1. 层合板的表示方法

为了分析各种层合板的力学性能以及满足设计、制造的需要,应给出层合板中各单层方向和顺序的表示方法,即层合板的标记法。如图 7-2 所示的层合板可以表示为 $[45/0_2/-45/90]_s$ 。这个标记表示该层合板由 10 层材料相同的单向铺层构成,从层合板的底面开始,按照由下向上的顺序,各单层的方向依次为 $45^\circ, 0^\circ, 0^\circ, -45^\circ, \dots$ 。其中 0_2 是一个具有两个连续 0° 单层的铺层组;方括号外的下标 s 表示该层合板关于中面是对称的。各种层合板的表示方法如表 7-1 所列。



图 7-2 层合板的铺设顺序

表 7-1 层合板的表示法

层合板类型	图示	表示法	说明	
一般层合板		$[45/90/-45/0]$	铺层方向用铺向角表示,按由下向上的顺序写出,铺向角间用“/”分开,全部铺层用“[]”括上	
对称层合板	偶数层		$[0/90]_s$	只写出对称中面以下的一半铺层,右括号外加写下标“s”,表示对称
	奇数层		$[45/0/\overline{90}]_s$	在对称中面的铺层上方加顶标“—”表示

续表 7-1

层合板类型	图 示	表示法	说 明					
具有连续重复铺层的层合板	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td>0</td></tr> <tr><td>0</td></tr> <tr><td>45</td></tr> </table>	0	0	45	$[45/0_2]$	连续重复铺层的层数用下标数字示出		
0								
0								
45								
具有连续正负铺层的层合板	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td>-45</td></tr> <tr><td>45</td></tr> <tr><td>90</td></tr> <tr><td>0</td></tr> </table>	-45	45	90	0	$[0/90/\pm 45]$	连续正负铺层用“±”或“干”表示,上面的符号表示前一个铺层,下面的符号表示后一个铺层	
-45								
45								
90								
0								
由多个子层合板构成的层合板	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td>-45</td></tr> <tr><td>45</td></tr> <tr><td>-45</td></tr> <tr><td>45</td></tr> </table>	-45	45	-45	45	$[45/-45]_2$ 或 $[\pm 45]_2$	在层合板内一个多次重复的多向铺层组合叫子层合板。子层合板的重复数用下标数字示出	
-45								
45								
-45								
45								
织物铺层层合板	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td>0,90</td></tr> <tr><td>±45</td></tr> </table>	0,90	±45	$[(\pm 45)/(0, 90)]$	织物用圆括号“()”以及经纬纤维方向表示,经向纤维在前,纬向纤维在后			
0,90								
±45								
混杂纤维层合板	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td>0G</td></tr> <tr><td>45K</td></tr> <tr><td>90C</td></tr> </table>	0G	45K	90C	$[90_C/45_K/0_G]$	纤维的种类用英文字母下标示出:C表示碳纤维,K表示芳纶纤维,G表示玻璃纤维,B表示硼纤维		
0G								
45K								
90C								
夹层板	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td>45</td></tr> <tr><td>0</td></tr> <tr><td>C_s</td></tr> <tr><td>0</td></tr> <tr><td>45</td></tr> </table>	45	0	C _s	0	45	$[45/0/C_s]_s$	面板铺层的表示同前。C代表夹芯,其下标数字表示夹芯厚度,单位为 mm
45								
0								
C _s								
0								
45								

按照各单层相对于中面的排列位置情况,层合板可分为对称层合板、反对称层合板、一般层合板和夹层板等几种类型。

层合板内中面两侧对应位置的两个单层的材料相同、厚度和铺向角相等的层合板,称为对称层合板,如 $[0/45_2/0]$ 或 $[0/45]_s$ 。铺层的材料与厚度相同,铺向角为 $+\theta$ 和 $-\theta$ 的铺层数相等的层合板为均衡层合板,如 $[30_3/-30_3]$, $[45_2/0/90/-45_2]$ 。既均衡又对称的层合板称为均衡对称层合板。在结构中,均衡对称层合板是最常用的层合板。

层合板内中面两侧对应位置的两个单层的材料和厚度相同但铺层方向相反的层合板,称为反对称层合板,如 $[0/45/-45/0]$ 。对称层合板和反对称层合板以外的层合板通称为一般层合板。一般层合板还包括由不同层板组成的组合式层合板,或由不同铺层材料组成的混杂层合板。夹层板简称夹层板,是由两个厚度较薄的面板和中间一层厚而密度低的芯子所组成的层合结构。这种结构具有较高的抗弯刚度和受压稳定性,其面板材料的强度能够得到充分利用。

2. 材料工程常数

单层的力学性能是复合材料的基本力学性能,即材料工程常数。单层很薄,因此在复合材料分析与设计中通常将单层假设为平面应力状态,即只考虑单层的面内力学性能。单层材料在其主轴坐标系下通常呈正交各向异性特性,在其主方向(正轴向)上某一点处的正应变 ϵ_1 、 ϵ_2 只与该点处的正应力 σ_1 、 σ_2 有关,而与剪应力 τ_{12} 无关;同时,该点处剪应变 γ_{12} 只与剪应力 τ_{12} 有关,而与正应力无关。

单层材料的工程常数共有9个:纵向弹性模量 E_1 、横向弹性模量 E_2 、主泊松比 ν_{12} 、纵横剪切弹性模量 G_{12} ,共4个弹性常数;纵向拉伸和压缩强度 X_t 、 X_c ,横向拉伸和压缩强度 Y_t 、 Y_c ,纵横剪切强度 S ,共5个强度参数。这9个工程常数由单层板的单轴试验确定。常用材料的工程常数可以通过查阅《复合材料结构设计手册》获得。

7.1.2 层合板的性能剪裁与强度估算

在工程中,层合板的厚度一般小于板的其他尺寸,因此在复合材料力学经典理论中也将它按平面应力状态进行分析,即认为 $\sigma_z = \tau_{yz} = \tau_{zx} = 0$,只考虑 σ_x 、 σ_y 、 τ_{xy} 等面内应力分量。层合板内各应力分量正向如图7-3所示。在下面对层合板的分析中,材料满足线弹性和小变形的假设。

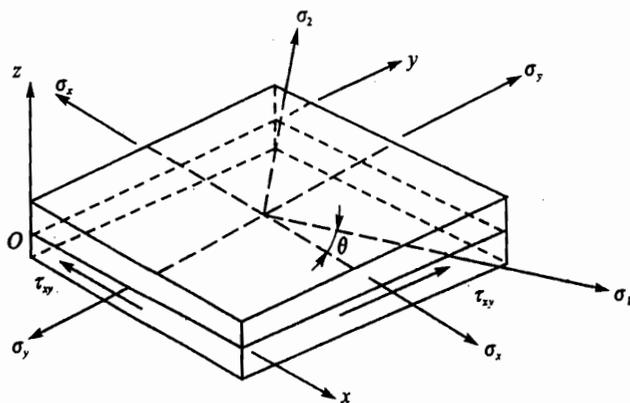


图 7-3 层合板的坐标和应力分量正向

1. 单层板的刚度

当参考坐标系 $Oxyz$ 与单向层合板的材料主坐标系一致时,由弹性力学可得单层板的正轴刚度矩阵和柔度矩阵为

$$Q = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad S = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \quad (7-1)$$

Q_{ij} 和 S_{ij} ($i, j=1, 2, 6$) 分别为正轴状态下的平面应力刚度分量和柔度分量, 其中 $Q_{12} = Q_{21}$, $S_{12} = S_{21}$ 。 Q_{ij} 和 S_{ij} 以及材料工程弹性常数 E_1 、 E_2 、 ν_{12} 、 G_{12} 都能用来表征单向层合板的正轴刚度, 其中仅有 4 个独立参数。刚度或柔度分量与工程弹性常数的关系为

$$\left. \begin{aligned} E_1 &= Q_{11}/m = 1/S_{11} \\ E_2 &= Q_{22}/m = 1/S_{22} \\ \nu_{12} &= Q_{21}/Q_{22} = -S_{21}/S_{11} \\ \nu_{21} &= Q_{12}/Q_{11} = -S_{12}/S_{22} \\ G_{12} &= Q_{66} = 1/S_{66} \\ m &= (1 - \nu_{12}\nu_{21})^{-1} \end{aligned} \right\} \quad (7-2)$$

当单层处于偏轴状态时, 铺层呈现出各向异性, 此时偏轴刚度和柔度矩阵分别为

$$[\bar{Q}] = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{61} & \bar{Q}_{62} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \quad [\bar{S}] = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{21} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{61} & \bar{S}_{62} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \quad (7-3)$$

$[\bar{Q}]$ 和 $[\bar{S}]$ 为对称矩阵。偏轴刚度分量与正轴刚度分量关系用铺向角 θ 的三角函数表示为

$$\left. \begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4 \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}m^4 \\ \bar{Q}_{12} &= Q_{12}(m^4 + n^4) + (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 \\ \bar{Q}_{66} &= Q_{66}(m^4 + n^4) + (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})m^2n^2 \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})m^3n + (-Q_{22} + Q_{12} + 2Q_{66})mn^3 \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})mn^3 + (-Q_{22} + Q_{12} + 2Q_{66})m^3n \end{aligned} \right\} \quad (7-4)$$

式中, $m = \cos \theta$, $n = \sin \theta$ 。同样也有用铺向角 θ 的三角函数表示的偏轴柔度分量与正轴柔度分量的关系式。

偏轴刚度或柔度分量表征了单层的偏轴刚度。从式(7-4)可以看出, 单层的偏轴刚度分量 \bar{Q}_{ij} 为铺向角 θ 的函数, 并且通过正轴刚度分量 Q_{ij} 同时也是工程弹性常数的函数, 因此 θ 、 E_1 、 E_2 、 ν_{12} 、 G_{12} 同为单层偏轴刚度的设计变量。一旦材料选定, 则只有 θ 一个设计变量。在偏轴情况下, 即 $\theta \neq 0^\circ$ 或 90° 时, 耦合分量 \bar{Q}_{16} 、 \bar{Q}_{26} 不为零, 铺层存在拉-剪或压-剪耦合效应。因此, 可以通过选材以及改变铺层的方向, 对单层板进行刚度设计。

2. 层合板的刚度特性剪裁原理

经典层合板理论是层合板刚度特性分析的基础。经典层合板理论假设板的各铺层粘结牢

固紧密,层间不产生滑移;层合板是薄板,忽略 σ_z 的作用;层合板弯曲挠度小,变形符合直法线假设。

层合板的内力有面内力 N 和力矩 M ,层合板的正向内力和铺层的标记如图 7-4 所示。根据经典层合板理论,复合材料层合板的本构方程为

$$\begin{pmatrix} N \\ M \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A & B \\ B & D \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon^0 \\ k \end{pmatrix} \quad (7-5)$$

式中, ϵ^0 和 k 是层合板的中面应变和中面曲率(含扭率),层合板中任意一点的应变可用中面应变 ϵ^0 和中面曲率 k 来表达,即

$$\epsilon = \epsilon^0 + zk \quad (7-6)$$

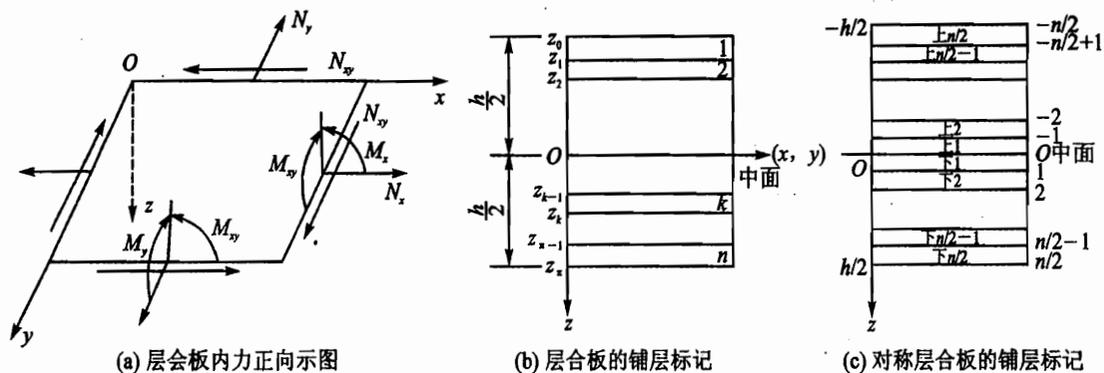


图 7-4 层合板的内力及几何标记

A——面内刚度矩阵:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \quad (7-7)$$

B——耦合刚度矩阵:

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (7-8)$$

D——弯曲刚度矩阵:

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (7-9)$$

由式(7-5)可以得到相应的柔度矩阵,进一步可以求得层合板的工程弹性常数。对于一般的层合板,有 36 个刚度系数和柔度系数,但是工程弹性常数只有 18 个。

由式(7-7)~式(7-9)可知,层合板的刚度与各铺层材料性能、铺设方向、铺层百分比以及铺层顺序等参数有关,通过改变这些参数可以获得所需的层合板刚度和强度性能,这就是所谓的剪裁设计。式(7-5)中 **B** 矩阵的存在使层合板出现了耦合现象,这正是飞行器翼面气动弹性剪裁设计的基础。层合板刚度设计一般从 **A** 矩阵开始,通过选材和调整铺层参数得到

B 和 D 矩阵系数。

下面给出一些典型层合板的刚度特性,供设计参考。

① 对称层合板: $B_{ij}=0$, 即没有拉-弯、拉-扭、剪-弯、剪-扭等耦合效应,但一般情况下层合板仍有面内拉剪耦合($A_{16} \neq 0, A_{26} \neq 0$)和面外弯扭耦合($D_{16} \neq 0, D_{26} \neq 0$)。

② 对称正交层合板,即只有 0° 和 90° 两种铺层构成的对称层合板:除 $B_{ij}=0$ 之外, $A_{16} = A_{26} = 0, D_{16} = D_{26} = 0$ 。

③ 均衡对称斜交层合板,即只含有 $+\theta$ 角和 $-\theta$ 角铺层的双向对称层合板: $B_{ij}=0, A_{16} = A_{26} = 0$ 。当铺层总数较大时, D_{16} 和 D_{26} 可以减少到可忽略的程度。

④ 准各向同性板,即面内各方向的弹性常数相同的对称层合板: $B_{ij}=0, A_{16} = A_{26} = 0$, 且面内各方向的刚度一样,即 $A_{11} = A_{22}, A_{66} = (A_{11} - A_{12})/2$ 。

⑤ $\pi/4$ 层合板,即具有四个铺层方向,它们彼此相差 45° (或 $\pi/4$), 且各铺层组可具有任意厚度的对称层合板: $B_{ij}=0, A_{16} = A_{26}$ 。

⑥ 反对称层合板: $A_{16} = A_{26} = 0, B_{11} = B_{22} = B_{12} = B_{66} = 0, D_{16} = D_{26} = 0$ 。

⑦ 一般层合板:层合板的拉、剪、弯、扭之间都存在耦合效应。

一般情况下,工程中通常使用均衡对称层合板。少数情况下,为了得到某种特殊的刚度特性,如要求结构具有某种特定的耦合效应,就可能将层合板设计成各向异性。如美国的 X-29A 试验机的前掠翼蒙皮就是如此。

3. 单层板的强度

单层板的基本强度,即铺层材料的强度参数,是单层板在面内正轴向上的单轴正应力或纯剪切应力作用下的极限应力。单层板在复杂应力作用下的失效准则有最大应力准则、最大应变准则、蔡-希尔准则、诺里斯准则、霍夫曼准则和蔡-吴准则等多种判据,其中蔡-吴准则在工程中应用最广。其他准则读者可参考《复合材料力学》的强度理论部分,蔡-吴准则的表达式为

$$F_{11}\sigma_1^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 = 1 \quad (7-10)$$

式中,

$$F_{11} = \frac{1}{X_t X_c}$$

$$F_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c}, \quad F_{66} = \frac{1}{S^2}, \quad F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}, \quad F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c},$$

$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{F_{11} F_{22}} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{X_t X_c Y_t Y_c}}$$

强度准则给出的是材料在工作应力下失效与否的判据,但不能定量地说明不失效时的安全裕度,为此引入强度比 R 。

强度比 R 的定义为,单层在工作应力作用下,极限应力的某一分量 $\sigma_{i(a)}$ 与其对应工作应力

分量 σ_i 之比,即

$$R = \frac{\sigma_{i(a)}}{\sigma_i} \quad (7-11)$$

强度比 R 的表达式隐含了材料直至破坏是线弹性的假设。其中“对应”包含了 σ_i ($i=1, 2, 6$) 按比例加载的假设。

R 是安全裕度的一种量度。 $R=1$ 时, $\sigma_i = \sigma_{i(a)}$, 铺层发生破坏; $R>1$ 时, $\sigma_i < \sigma_{i(a)}$, 说明工作应力达到失效时尚可增加的应力倍数为 $R-1$ 。若 $R=2$, 则增加 1 倍载荷时铺层才发生破坏。 R 不能小于 1, 小于 1 没有实际意义。

通过调整铺层的材料和方向, 能够改变单层偏轴刚度分量的大小, 进而改变铺层内各点的应力状态, 影响铺层的承载能力。因此, 改变铺层材料及其方向, 能够对单层的强度进行设计。

4. 层合板的强度估算

层合板的破坏是一个逐层失效到总体破坏的过程, 其强度指标一般有两个, 即最上一层失效强度和极限强度。

确定层合板最上一层失效必须首先作单层应力分析, 然后计算各单层的强度比, 强度比最小的铺层最先失效, 此时对应的层合板正则化内力即为层合板最上一层失效强度。当外加载荷继续增大时, 各单层应力要重新分配, 整个层合板还能继续承受载荷; 如此循环, 直至全部单层失效。导致层合板所有单层全部失效时的层合板正则化内力称为层合板的极限强度。一般以极限强度除以安全系数作为设计的许用正则化内力。对于重要的结构件必须进行必要的强度验证试验。层合板极限强度估算的过程如图 7-5 所示。

层合板极限强度的确定是一个逐步迭代计算的过程, 因此, 采用强度指标对复合材料层合结构进行设计实际上是比较麻烦的。

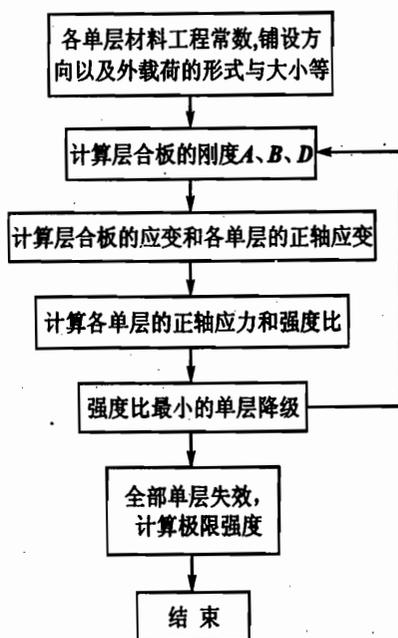


图 7-5 层合板极限强度估算流程图

7.1.3 复合材料湿热环境性能

复合材料的使用温度通常低于固化温度, 且树脂基体易于吸湿, 这种温度变化与材料水分含量的变化都将引起单向层合板的湿热变形。一般热固化后的复合材料在室温时会产生收缩, 而吸湿又会使其膨胀。由于纤维与基体湿热变形的大小不同, 单向板的湿热变形在纵向和

横向相差比较大,因而铺层湿热性能也表现出各向异性。多向层合板在湿热环境条件下,各铺层会产生不一致的湿热变形,而各铺层粘合在一起阻止了彼此的自由变形,因此,湿热环境不仅会引起多向层合板的变形,还会导致各铺层出现残余应力和残余应变,进而影响到层合板的强度。湿热环境会使树脂基体的性能发生变化,影响复合材料的力学性能,使复合材料表现出物理非线性。吸湿量约为结构质量1%时即稳定下来,达到饱和吸湿状态。

复合材料湿热性能的降低以树脂基体控制的压缩性能和剪切性能最明显。目前,在湿热环境条件下层合板的压缩强度已成为筛选树脂基体的重要指标之一。

复合材料结构必须考虑湿热环境的影响。湿热环境的影响主要表现在两个方面,即在最严酷的湿热环境条件下引起的力学性能降低以及长期的湿热老化环境对力学性能(包括寿命)的影响。应通过分析和试验来验证复合材料结构在设计使用寿命期内,在遇到可能的温度、湿度和载荷环境的单独或综合作用下,仍具有足够的结构完整性。对特殊部位,还应验证局部环境与总体环境的综合影响。验证试验的环境条件应接近于飞行器复合材料结构的实际环境情况。

7.1.4 复合材料耐久性/损伤容限特点

耐久性/损伤容限是飞行器结构完整性的重要组成部分。由于材料特性和破坏机理的不同,复合材料结构的耐久性/损伤容限要求与金属结构的不完全一致,某些方面有其特殊性,在设计和分析方法上也有很大的差异。

1. 复合材料的缺陷与损伤

复合材料的缺陷与损伤,包括制造缺陷、使用损伤和环境损伤三大类。制造缺陷分为产品生产缺陷和机械加工缺陷两类,其典型的缺陷有孔隙、富胶、贫胶、夹杂、纤维取向和铺层顺序不正确、划伤、开孔以及过紧连接等。典型的使用损伤有划伤、擦伤、边缘损伤以及冲击损伤等。典型的环境损伤有雷电冲击引起的表面烧蚀和分层、湿热引起的分层和脱胶、夹层结构水分浸入引起的分层等。

损伤容限研究的是含缺陷的结构在规定的使用期限内应有足够的剩余强度。这里的缺陷是指复合材料结构的制造缺陷和使用损伤,其中最主要的损伤形式有开孔损伤、冲击损伤和层间分层损伤三种,它们是复合材料结构损伤容限设计研究的主要对象。因为这三种损伤形式对复合材料结构的承载能力影响最严重,是确定复合材料设计许用应变的主要损伤形式。冲击损伤可以覆盖其他两种损伤形式。高能量冲击,如鸟撞和子弹射击,可以对层合板造成穿孔损伤以及孔边缘附近的局部分层;中等能量冲击主要引起层合板局部脱粘、分层和纤维断裂损伤,不会将层合板穿透;低能量冲击一般不使层合板冲击表面产生目视可见损伤,但结构内部会形成局部脱粘、锥形分层损伤区,从而降低板的压缩强度,如图7-6所示。低能量冲击损伤是结构实际使用中经常遇到的主要损伤形式,冲击源主要有飞行器在生产或使用过程中工具

掉落、设备碰撞等。高能量和中等能量的冲击会造成结构表面损伤,相对容易检查出来,进行及时修理;低能量冲击对层合板的损伤无明显的表面损伤特征,对结构承载(特别是承压)能力形成潜在的威胁,因此,在损伤容限设计中应受到特别关注。

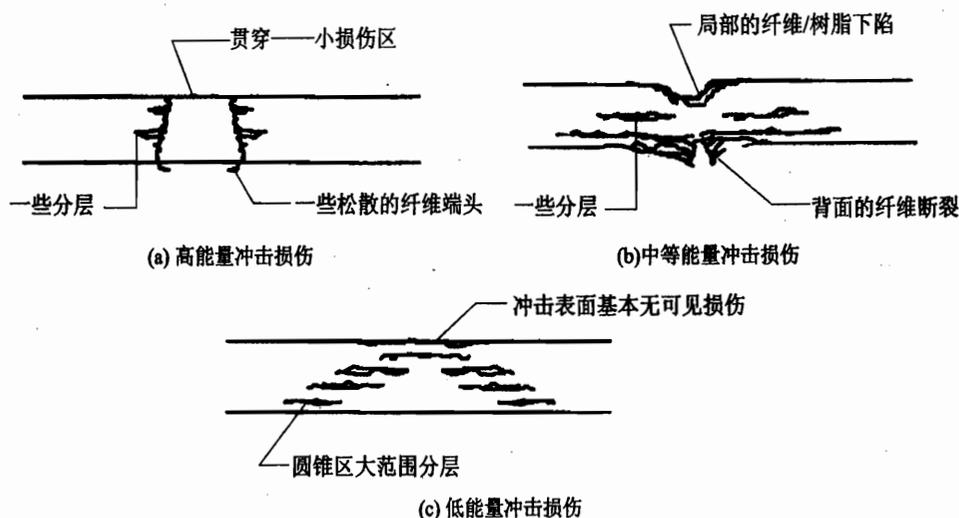


图 7-6 不同能量水平下的冲击损伤形式

2. 复合材料耐久性/损伤容限特点

很多金属都有屈服阶段,而复合材料往往直至破坏其应力-应变曲线仍呈线性,所以复合材料的静强度缺口敏感性远高于金属。但复合材料的疲劳缺口敏感性远低于金属,其疲劳缺口系数(一定循环次数下,无缺口试件疲劳强度与含缺口疲劳强度之比)远小于静应力集中系数,并且在中长寿命情况下接近于 1。

金属对疲劳一般比较敏感,特别是含缺口结构受拉-拉疲劳时,其疲劳强度会急剧下降,但复合材料一般都具有优良的疲劳性能。在拉-拉疲劳下,复合材料结构能在最大应力为 80% 极限拉伸强度的载荷下经受 10^6 次循环。在拉-压或压-压疲劳下,疲劳强度略低一些,但 10^6 次对应的疲劳强度一般约为相应静强度的 50%。特别是压-压疲劳下,含冲击损伤试样的疲劳强度一般不低于相应静强度的 60%。另外,含冲击损伤和分层的复合材料结构在疲劳载荷下,损伤一般不易发生扩展;即使出现扩展,也往往是在寿命后期,并且很难确定其扩展规律。对复合材料结构有时需要考虑由疲劳载荷引起的刚度变化,如承受高周疲劳的直升机旋转部件;而对金属结构一般不用考虑。

复合材料静强度和疲劳强度的分散性均高于金属,疲劳强度尤为突出,因此在进行疲劳验证时,对复合材料结构除寿命分散系数外,有时还同时考虑载荷放大系数。此外复合材料的性能一般均应考虑湿热环境的影响。

3. 复合材料耐久性/损伤容限设计的一般原则

复合材料飞行器结构的耐久性/损伤容限设计和评定主要通过结构选材、限制设计许用值、改善结构细节、工艺筛选、质量保证以及采用“积木式”研制与验证试验等措施来实现。在设计时首先应当确定飞行器关键结构部位和结构元件,以及这些部位和元件可能出现的缺陷/损伤类型、位置及其相对严重性;并确定初始可检缺陷/损伤的尺寸;然后应用损伤容限分析方法确定剩余强度评定时的损伤范围,用耐久性分析方法评定主要结构件对疲劳载荷的敏感性,表征缺陷/损伤的疲劳扩展特性;最后验证剩余强度,确定检查间隔,并考虑可能出现多处损伤时的损伤容限特性以及温度、湿度和其他环境的影响,评定飞机结构受到意外目视易检损伤时的损伤容限特性。

按耐久性/损伤容限设计复合材料结构时,除须综合考虑多方面性能、合理选材外,还应遵循合理控制设计应变/应力水平、选择合适的结构形式和铺层、注意细节设计、可修理性和可更换性、可检查性等原则。

在进行复合材料结构设计时,应根据构件所载荷的性质和大小,综合考虑强度、刚度、耐久性和损伤容限的要求,确定合理的应变水平和质量指标,这是复合材料结构耐久性和损伤容限设计的关键。对于易于受到外来物冲击的翼面结构,除薄蒙皮结构外,只要按损伤容限要求来选取设计应变水平,一般均能够满足结构完整性要求。在考虑构件使用部位、载荷类型、连接要求、工作环境和加工能力等多种因素的同时,还应考虑选择能提高复合材料结构损伤容限特性的合理结构形式和铺层。

与金属结构一样,细节设计会直接影响到结构的耐久性和损伤容限特性。复合材料结构在细节上有许多自己的特点,应予以精心设计。特别应该注意到复合材料层合结构层间性能比较低,在细节设计时应尽量避免使其受到面外载荷,否则,必须采取适当的措施,以降低层间应力或提高层间强度。

复合材料呈脆性、易分层,抗冲击性能差,设计时要考虑到结构受损时能方便地进行修理和更换。对易于受到工具冲击的口盖,建议尽可能采用便于在外场修理的热塑性复合材料。对于重要的接头、应力集中部位及其他关键结构部位,要考虑能方便地进行定期检查和日常维护。

7.1.5 复合材料在飞行器结构上的应用

1. 复合材料在航空飞行器上的应用

复合材料在飞机结构中的应用大致可以分为三个阶段:第一阶段是应用于受载不大的简单零部件,如各类口盖、舵面、整流罩、雷达罩、阻力板和起落架舱门等,据统计可减重20%左右;第二阶段是应用于承力大的部件,如安定面、全动平尾、前机身段和机翼等,据估计可减重

25%~30%;第三阶段是应用于复杂受力部位,如中机身段和中央翼盒等,据估计可减重30%。

在欧美,20世纪60年代开始复合材料的发展阶段;70年代初期进入应用阶段;80年代以后服役的战斗机,其机翼和尾翼等部件基本上都采用了先进复合材料,用量已达到机体结构质量的20%~40%(如图7-7所示)。美国于20世纪80年代研制的隐身飞机B-2(如图7-8所示)机翼结构复合材料的用量已达到60%以上,并采用了多棱截面碳纤维和三向编织结构等新技术。充分体现复合材料结构气动弹性剪裁特性的前掠翼技术验证机,如美国的X-29(1984年12月14日首飞)和俄罗斯C-37“金雕”(1997年9月25日首飞),更是复合材料用于飞机结构后创造的奇迹。表7-2给出了各个时期欧美战斗机结构用复合材料质量百分比和复合材料的应用部位。在民机方面,波音-787复合材料的用量达到了50%,A-380的复合材料用量占到机体结构质量的25%,A-350XWB则达到了52%。

表7-2 国外复合材料在军机上的应用情况

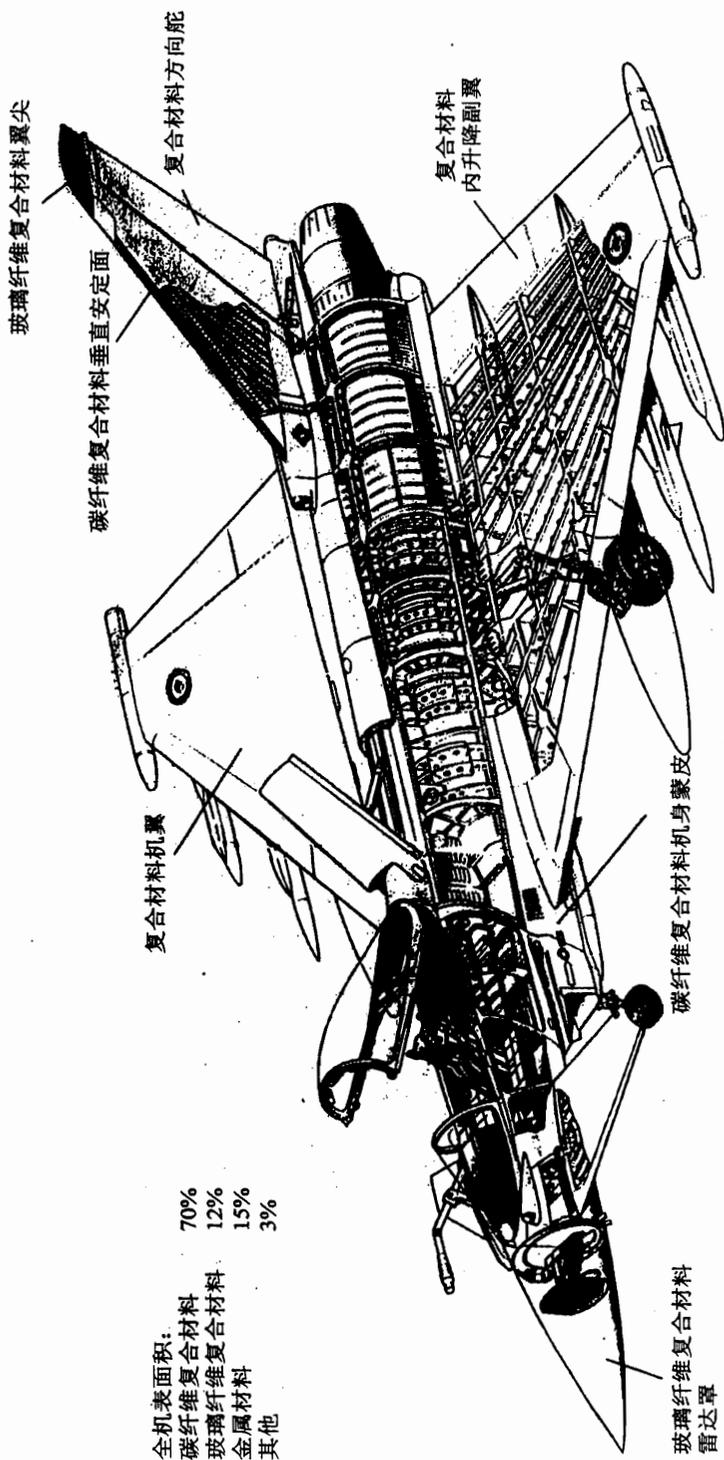
国别	机种	复合材料的用量/(%)	首飞时间	复合材料体系	应用情况
美国	F-14	1	1969	硼/环氧树脂	水平安定面
	F-15	1.2	1972	硼/环氧树脂	水平安定面、垂直安定面和方向舵
	F-16	3.4	1976	碳/环氧树脂 (AS4/3502)	进气道斜板、垂尾和平尾 机翼蒙皮(碳/双马来酰亚胺)
	F/A-18A	12.1	1978	碳/环氧树脂	除前机身外,包括机翼在内的所有蒙皮结构。前机身边条、翼根延伸段等
	AV-8B	26.3	1982	碳/环氧树脂	机翼蒙皮和次结构骨架,其机翼70%质量为复合材料结构,比金属结构减轻20%以上。机翼梁和肋为工形剖面,腹板为正弦波纹板
	A-6	12		碳/环氧树脂	机翼蒙皮
	B-2	37	1989	碳/环氧树脂	机翼和中段机身等
	X-31A	17	1990	碳/增韧环氧 (IM6/6376)	机翼和机身蒙皮
	YF-22	23	1991	碳/增韧双马 (IM7/5250-2)	机翼、中段机身隔框和蒙皮以及尾翼
	F-22	24	1996	碳/增韧双马 (IM6/5250-4)	机翼、中段机身隔框和蒙皮、尾翼以及前机身
	F-35	35~40	2006	碳纤维复合材料	机翼和机身蒙皮等

续表 7-2

国别	机种	复合材料用量/(%)	首飞时间	复合材料体系	应用情况
俄罗斯	MiG-29	7	1977		
	S-37	21	1997		前掠机翼等
	雅克-141	24			机翼、尾翼和部分机身
	MiG-1.42	16	1994		
	MiG-1.44	30	2000		
法国	Rafale	24	1991	碳/增韧双马 (IM6/5245C)	机翼、垂尾、鸭翼、副翼和前机身蒙皮
	“幻影”4000				整体油箱翼盒、尾翼等
	ASX10			碳/环氧树脂	机翼(壁板尺寸 6.34 m×1.5 m)、机身和垂尾
瑞典	JAS-39	30	1988	碳/环氧树脂 (AS4/8552)	机翼、机身、鸭翼、垂尾和进气道
德、英、西、意	EF-2000	30	1994	碳/增韧双马 (T800/5245)	机翼、前机身、中机身和尾翼蒙皮
日本	FS-X	~18			整体机翼、垂尾和平尾等
英国	美洲豹虎			碳/环氧树脂	机翼和方向舵

中型和重型武装直升机复合材料用量占机体结构质量的 30%~50%，军/民用运输类直升机复合材料用量则高达 70%~80%。例如美国的武装直升机 RAH-66 复合材料用量达结构质量的 50% 以上，倾旋翼飞机 V-22“鱼鹰”几乎是一个全复合材料飞机。

我国从 20 世纪 60 年代末开始复合材料及其在飞机结构上的应用研究，70 年代中期研制成功了第一个复合材料飞机结构件——某歼击机进气道壁板。80 年代中期带有复合材料垂尾的战斗机首飞上天；进入 90 年代带有复合材料前机身的战斗机和带有整体油箱的歼击机复合材料机翼研制成功，这标志着复合材料在我国飞机结构中的应用上了一个新的台阶。目前，几乎所有的在研飞机均不同程度地带有复合材料部件。2000 年 Y-7 复合材料垂尾通过了适航审定，这标志着复合材料在民用飞机上的应用也取得了可喜的成果。与此同时，直升机复合材料的应用已由仿制阶段迈入了自行设计阶段。碳纤维/聚酰亚胺外涵道机匣的研制成功则标志着复合材料在发动机非高温部件上也开始得到了应用。



全机表面积：
 碳纤维复合材料 70%
 玻璃纤维复合材料 12%
 金属材料 15%
 其他 3%

图 7-7 EF2000 复合材料结构示意图

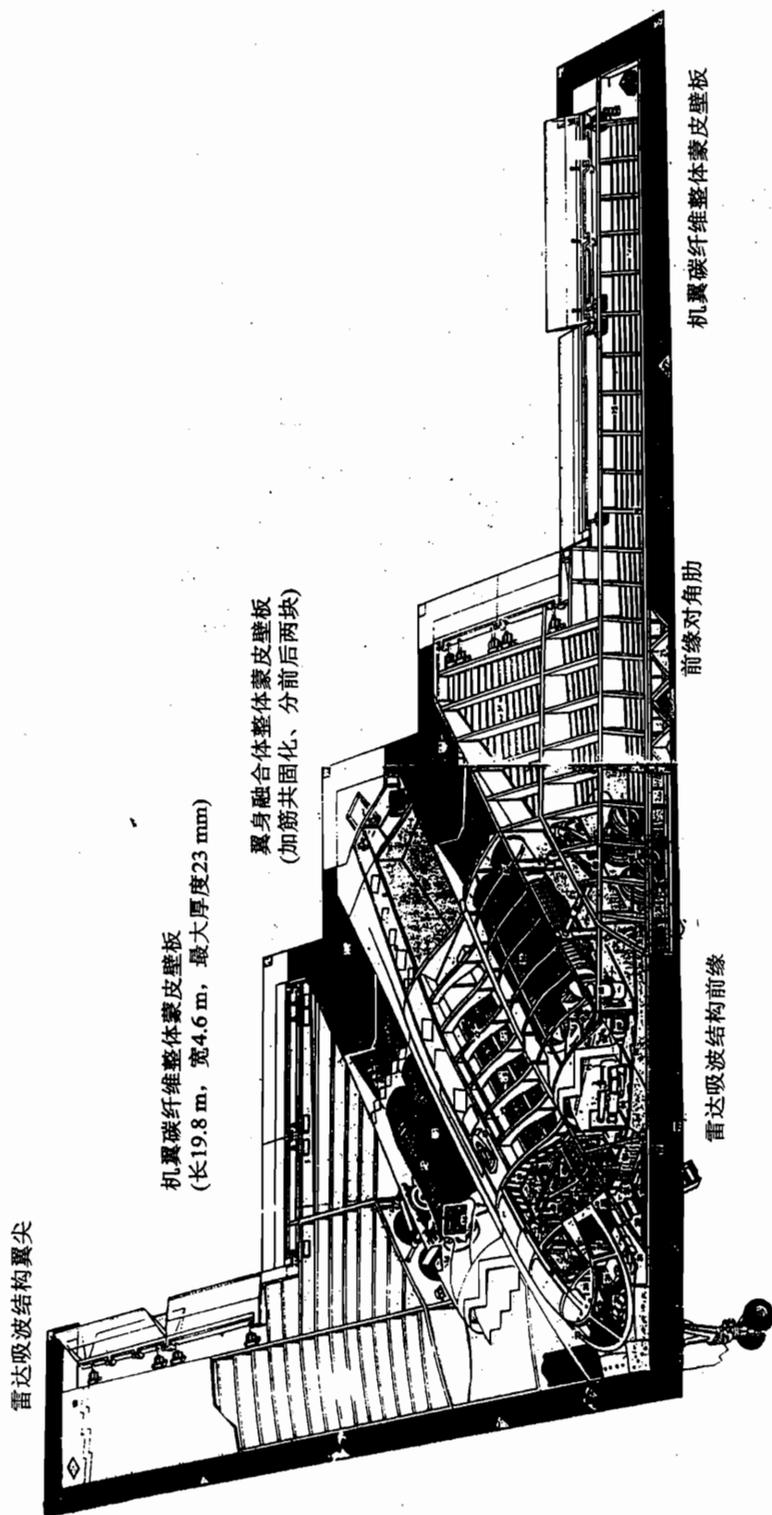


图 7-8 B-2轰炸机复合材料结构示意图

2. 复合材料在航天飞行器上的应用

复合材料首先在战略导弹弹头上应用,继之在固体火箭发动机、火箭壳体和卫星上使用。美国的MX和“侏儒”导弹采用较多的复合材料,M21弹头全部采用碳纤维/树脂基复合材料。美国“北极星”导弹发动机壳体采用高强度玻璃纤维缠绕的壳体比钢壳体减轻60%以上,发动机质量比由0.86提高到0.91,导弹射程大幅度提高,成本降低66%。后来,由于玻璃纤维强度与模量低,致使壳体刚度不够,变形大,而改用Kevlar纤维。美国“三叉戟”I导弹和MX三级发动机等均采用Kevlar 49纤维。目前,各国的固体发动机均倾向采用Kevlar纤维。火箭壳体、卫星天线都采用碳/环氧复合材料。碳/环氧复合材料使用范围很广。基体环氧树脂性能改进的研究成果很多,因此,碳/环氧复合材料有着广泛的用途。

我国航天工业先进复合材料结构研究始于20世纪70年代,从80年代以来逐步将先进复合材料结构应用技术引入重点发展领域。近10多年来,先进复合材料结构技术在我国大型运载火箭、地-地导弹的上面级主承力结构、固体火箭发动机壳体和燃烧室喷管结构、各类卫星结构、地面专用特殊结构等方面,都获得广泛有效的应用,并取得了丰硕成果。

近年来航天飞行器结构中使用的复合材料大多是碳纤维/树脂基复合材料。铝基复合材料的研制正在迅速发展,不久的将来,铝基复合材料可能会得到较广的应用。

值得一提的是,随着微电子技术的迅速发展,计算机技术的提高和复合材料技术的进步,一种集隐身、自适应、自我诊断、自我修复等功能以及承受和传递载荷为一体的所谓智能复合材料正在兴起。可以预计,复合材料结构将会得到更多更广的应用。

7.2 复合材料结构制造技术

7.2.1 复合材料结构制造工艺特点

金属材料零构件通常采用机械加工、压延、锻、铸和焊接等工艺方法制造,零构件经装配或连接成为结构,材料生产与零构件的制造一般是彼此独立的两个阶段,结构的成形是经过对材料再加工来实现。复合材料零构件的制造与传统金属件的制造完全不同。纤维增强树脂基复合材料构件的制造是材料形成与构件成形同时完成。在复合材料构件制造工艺过程中,伴随着树脂基体和树脂与纤维之间界面发生的物理及化学变化,树脂将纤维牢牢粘接在一起,同时形成复合材料以及所需的零构件。复合材料零构件制造工艺过程的实施,要求材料、设计和工艺三者间密切配合。由于这一特点,所以复合材料结构整体性好,可大幅度减少零部件和紧固件数量,从而缩短加工周期,降低成本,提高构件的可靠性。影响复合材料质量的因素较多,几乎每个工序环节都会影响最终产品的性能。已固化的热固性树脂基复合材料,一旦质量有问题,则几乎无法挽救,因此需要有完善的工艺质量控制体系,以确保高的成品率。

复合材料结构成形工艺最早是手工、单件生产,现已过渡到机械化、批量生产。20世纪80年代末至今,降低复合材料成本,提高其竞争力已成为复合材料技术发展的一个重要方向。RTM(Resin transfer mold)、RFI(Resin film infusion)和 Scrimp (Seeman's Composites resin infusion molding Process),随同低成本材料技术、低成本模具技术,构成了当今“可买得起”的先进复合材料技术的新格局,为先进复合材料的发展翻开了新的一页。

目前,复合材料成形工艺方法有十几种。随着复合材料工业的迅速发展,新的成形方法还在不断涌现。表7-3给出的是树脂基复合材料结构成形工艺方法及其分类。用不同的成形方法所获得的结构,在性能和结构效率上均有差异,通常具体结构都有其最佳的成形工艺方法,因此,在设计初始阶段,就应将成形工艺的选择作为设计的一部分加以考虑。成形方法的选择必须同时满足结构性能、可操作、产品质量和经济效益等基本要求。

表7-3 树脂基复合材料结构成形工艺及其分类

纤维预浸成形	纤维预浸渍(预浸料)	热压罐成形
		真空袋成形
		压力袋成形
		软模成形
		模压成形
	纤维在线浸渍	缠绕成形
		自动铺丝束带法
		电子束固化成形
		拉挤成形
	预成形件树脂转移成形	树脂面内流动注入预成形件
树脂厚度方向渗透预成形件		RFI
		SCRIMP

注: * RTM改进方法包括 VARTM、VIMP、TERTM、UVRTM、RARTM、CRTM、SRTM 和 CIRTM 等。

7.2.2 复合材料制造工艺方法

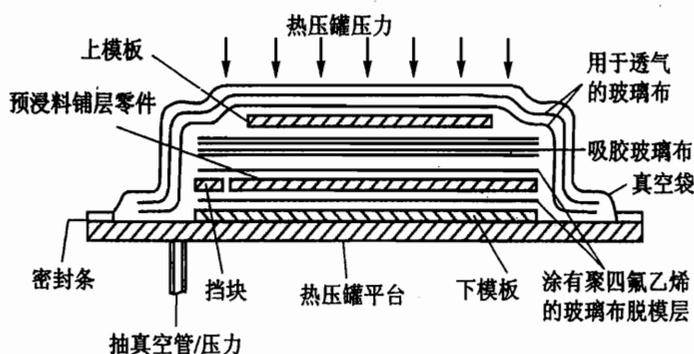
1. 复合材料成形工艺方法

复合材料结构成形工艺方法多种多样,各有所长,这里仅对几种常用的工艺方法进行简要介绍。

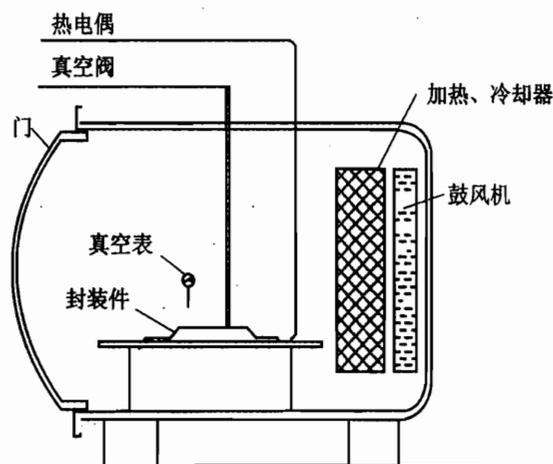
(1) 热压罐成形

预浸料热压罐成形法是目前广泛应用的先进复合材料结构成形工艺方法。其基本工艺过

程是,将预浸料(预先浸渍树脂的单层)按设计要求铺叠在模具上形成构件叠层毛坯,并与其他工艺辅料一起构成真空袋组合系统(如图7-9(a)所示),用热压罐内部均匀温度场和空气压力,对复合材料预浸料叠层毛坯施加温度与压力(如图7-9(b)所示)使其固化。热压罐方法成形的零构件具有均匀的树脂含量、致密的内部结构和良好的内部质量。当前要求高承载的绝大多数复合材料结构件大都采用热压罐成形。热压罐在使用时配套系统较多,投资较大。由于热压罐内部的温度和压力较均匀,模具相对比较简单,又适合于大面积复杂型面的蒙皮、壁板和壳体结构的制造,因此航空航天复合材料结构件大多仍采用此法。



(a) 真空袋组合系统



(b) 热压罐固化装置

图7-9 热压罐法成形工艺示意图

(2) 真空袋成形法

真空袋成形法的工作原理如图7-10所示。其主要设备是烘箱、成形模具以及真空系统。本法所需设备简单、投资较少、易于操作。由于真空压力最高只有0.1 MPa,故该法只适用于厚度为1.5 mm以下的复合材料板材,以及蜂窝夹层结构的成形。正在研究开发的低成本树脂基体材料,其主要特征是能在130℃~150℃下固化,特别是能在0.1 MPa,即真空压力下

固化。这种树脂材料无疑能大幅度降低制造成本。

(3) 软模成形法

软模成形是利用膨胀橡胶在一定温度下可控膨胀量所产生的压力对预浸料叠层毛坯加压固化的工艺方法,如图 7-11 所示是该法用于飞机活动翼面成形的示意图。这种方法的工艺过程与热压罐法相同,特别适用于复杂结构整体成形。其压力源既可采用实心可膨胀橡胶,也可采用充气橡胶囊。

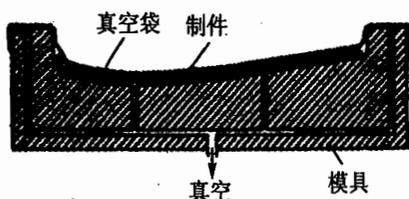


图 7-10 真空袋成形原理图

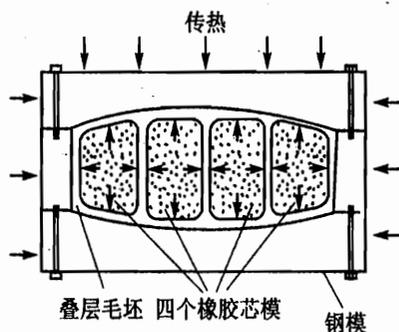


图 7-11 软模法翼面成形工艺示意图

(4) 缠绕法成形

纤维缠绕法如图 7-12 所示,其要点是连续纤维纱束浸渍树脂后,在张力控制下按预定路径精确地缠绕在转动的芯模上,按一定的规范固化,固化后脱模。纤维缠绕对筒形件,如飞机机身、火箭固体发动机壳体等,具有保持纤维连续性、发挥纤维整体性的优点。

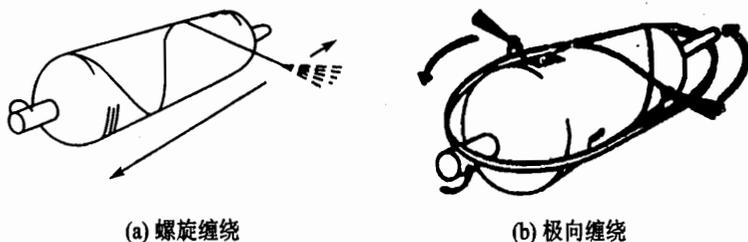


图 7-12 缠绕原理示意图

(5) 树脂转移模塑成形法(RTM)

这是一种可不采用预浸料,并在很大程度上不采用热压罐的成形方法。RTM 的成形工艺首先用编织、缝纫或胶粘等方法将增强纤维或织物按结构设计要求制成预成形件,将其置于四周严密封闭的模具中,而后注入树脂。树脂在模腔内流动并浸渍预成形件,随着树脂固化,制成复合材料结构。树脂的引入可以通过树脂注射法、树脂反应性注射法、弥撒树脂粉末法等方法实现。图 7-13 所示是树脂转移模塑成形工艺的示意图。

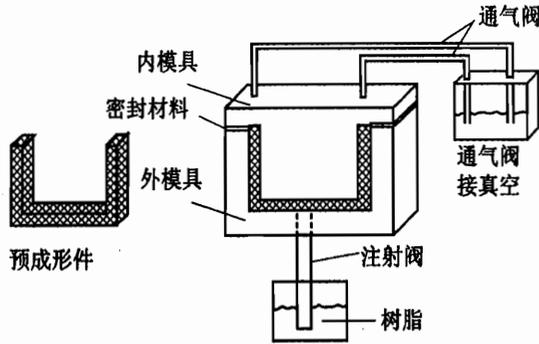


图 7-13 RTM 工艺示意图

(6) 树脂膜熔浸成形(RFI)工艺

RTM 成形要求树脂应有较低的粘度,而当今先进复合材料基体所用的树脂,如双马来酰亚胺和环氧树脂,虽已积累了大量数据与使用经验,但其多数品种的粘度相当高。为了能充分利用这些现有的优秀树脂,而开发了 RFI 成形工艺。RFI 成形工艺原理图如图 7-14 所示。稠状树脂或固态片状树脂被置于预成形件下面,受热后粘度迅速降低,在真空压力的作用下,树脂沿厚度方向由下向上浸渍预成形件,待完全充填后,升高温度使树脂固化。RFI 成形工艺方法被认为是目前行之有效的低成本、高质量的制造技术。

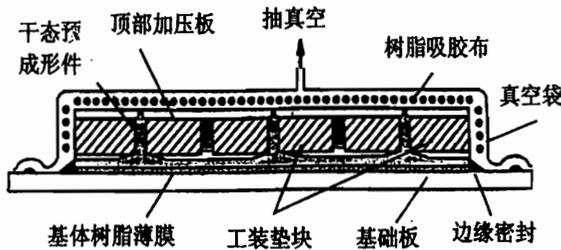


图 7-14 RFI 工艺示意图

2. 复合材料结构件的机械加工

成形脱模的复合材料结构件,因为工艺与装配的原因需要在零件上开口或进行边缘切割与修磨,因此对其进行切割加工是不可避免的。成形后的复合材料结构切割加工时,所有的切割边缘都应完整光滑,以避免边缘分层而引发结构提前破坏。切割应顺零件表面纤维取向推进,切割速度应均匀,保持刀具平衡,不允许在零件上停留和空转。为防止总体变形,必要时应将零件固定在型架上进行切割。切割与修磨过程中,应及时清除切屑粉尘,以防止零件划伤,降低污染,所有切割、修磨暴露的表面都必须用相应树脂或漆料、密封剂等封口。所用刀具锋利以减少起毛和防止分层,并应有足够的使用寿命。切割公差应符合图纸要求。复合材料构

件的切割加工有砂轮片切割、超声波切割、高压水切割和激光切割等方法,每种方法均有其优缺点,应根据设计要求、现有条件限制和成本要求,选择合适的加工方法。

迄今为止,复合材料结构自身连接,以及与其他结构相连时,机械连接依然占有重要地位。要实现机械连接,必先在构件上制孔。复合材料结构制孔涉及钻头的选择、制孔工艺条件、制孔精度和制孔的机械化自动化等技术关键。在钻头选择或设计中有两点必须注意,即采用钨一钴类硬质合金或镀金刚石钻头,并按复合材料特点进行钻头几何形状设计。由于复合材料层合结构的层间强度较低,钻孔时钻头的轴向力容易导致层间分层和出口处分层,为避免上述损伤,钻头进给速度和转速的控制非常重要。钻孔精度包括孔的尺寸超差和孔周起毛与划伤,对尺寸公差通常不允许接连三个以上相邻孔径超差,或100个孔中超差孔不允许超过5个。对于有精度要求的连接孔,如果结构开敞,应尽可能采用自动钻铆机制孔,这样可以提高精度与效率,也可根据简易贴合蒙皮的钻孔样板定位,采用精密自动进给钻制孔。钻孔完成时,钻头仍保持旋转并快速退出,以获得光洁无刀痕孔壁。自动化技术可使钻孔、铰孔、镗窝等工序一次完成,制孔精度达H8~H9级。

7.2.3 复合材料结构质量控制

1. 复合材料构件缺陷检测

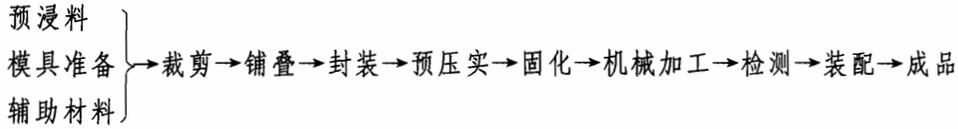
复合材料构件缺陷无损检测的方法有多种,表7-4给出了各种检测方法及其可检测的缺陷与损伤。应用最多的方法是X射线和超声C扫描技术,但是,复合材料缺陷或损伤的形式很复杂,单靠一两种检测技术实际上很难将全部缺陷检测出来,因此在工程实践中,通常采用两种或两种以上不同的检测方法对缺陷与损伤进行检测,以便互相补充和验证。

2. 复合材料结构制造质量控制

制造过程的质量控制可分为工序质量管理和成品质量管理,前者是保证复合材料结构制造质量的关键。

工序质量管理包括厂房等环境管理、人员及作业管理和成形过程管理等环节。复合材料厂房分一般工作场地和超净工作间,它们各有相应的环境指标要求。一般工作场地是辅助工序、固化和机械加工工序的实现的场所,超净工作间是预浸料制备、下料、铺层和胶接等操作场所。一般工作场地与超净工作间相通之处应有过渡间,整个生产过程在同一厂房内连续进行。人员素质、设备状态与管理水准是高质量生产的三要素。人员培训、技术档案、检测制度和工艺质量流程卡(工序质量控制)构成了质量科学管理方法的主要内容。

复合材料成形是质量控制过程中的重要环节,是确保制件质量满足设计要求达到规定目标的关键。成形工艺过程是由每道工序组成的,因此工序操作管理是成形工艺质量保证的基础。对于常规零件和构件其作业流程大致为



除了工序质量管理和成品质量管理外,采用先进的生产工艺,增加生产的自动化程度,是质量控制的又一项重要措施。例如,采用 RTM 成形工艺、电子束固化技术、自动下料技术、自动铺丝束带技术等。

表 7-4 各种检测方法可检的缺陷与损伤

检测方法		缺陷											
		目视检查法	敲击法	福克胶接测试仪	超声波检测仪	红外热成像检测	谐波涡流检测法	X射线检测	N射线检测	电子剪切散斑成像	核磁共振	湿气分析	微波检测
层合板	分层破坏	1	2	3	3	3			3	3			
	宏观裂纹	1	2		2			3	3	3			3
	微观裂纹	1							3				
	腐蚀												2
	树脂固化不完全		2	3	3							3	
	潮气吸入					3				3	3	3	
	气泡		2	3	3				2	3			
胶接	脱胶	1	2	3	3	3			3	3			
	侵蚀		2	2	2	3	2	3	3				
	裂纹	1	2	2	2		2	3	3	3			
蜂窝夹层	脱胶		2	3	3	3			2	3			
	蜂窝芯塌陷		2	2	2			3	3				3
	蜂窝芯破碎		2	3	3			3	3				3
	蜂窝芯腐蚀		2	2	2	3		3	3	3			3
	蜂窝芯进水					3		3	3		3	3	3

注:1—可检表面损伤;2—可能检测,但不可靠;3—检测结果可靠。

7.3 复合材料结构设计选材与设计许用值确定

7.3.1 复合材料结构设计选材原则

选材错误往往是导致复合材料结构质量不佳的重要原因。实际上选材不仅关系到结构的质量,还与结构的成形工艺、成本等密切相关。由此可见,正确选材非常重要。正确选材要考虑的因素很多,但一般须遵循以下基本原则。

1. 材料性能要求

飞行器不同结构部位的零部件使用环境不同,如载荷环境、湿热环境等。对湿热环境影响较显著的结构部位,除了满足结构使用要求的常规力学性能外,材料的耐环境性能可使结构在湿热环境条件下正常工作,并满足结构的寿命要求。对易受外来物冲击的结构部位,材料对外来物冲击,特别是低能量冲击要有较低的敏感性。

2. 工艺性要求

材料的成形工艺性较好,对固化温度、时间和压力等参数的容差要求较为宽松,可适用各种加压方法。机械加工性较好,易于进行切割、修磨和制孔,易于装配、维护和修理。材料可以多种形式供应,如单向带和织物预浸料,以适应不同结构的成形工艺性需求。

3. 成本要求

在满足结构对材料性能要求的前提下,材料价格低,货源稳定,质量可靠,供货及时。

4. 使用经验要求

对所选材料具有一定的设计分析与使用经验。尽可能选用已定型的、批量生产的、质量稳定的原材料。

5. 特殊要求

对有特殊要求的结构部件,还应满足如阻燃、燃烧毒性、透波性、吸波性和电磁性等要求。

7.3.2 原材料性能及其选择

这里所指的原材料主要是指增强材料和基体材料。原材料不同,复合材料的性能便不同,对结构成形工艺的要求也会不同。

1. 纤维性能及其选择

增强纤维是复合材料的承载主体,增强纤维品种及其体积含量一旦选定,由纤维控制的复合材料的力学性能就基本确定。已在飞行器结构中应用的增强纤维有碳纤维、芳纶(Kevlar 49)、玻璃纤维(S玻璃、E玻璃)和硼纤维等。其中,碳纤维由于性能好,纤维类型和规格多,成本适中,在飞行器结构中应用最广。芳纶性能虽然尚佳,但在湿热环境下性能明显下降,一般不用于飞行器主承力结构中,目前多与碳纤维一起混杂使用。玻璃纤维由于模量低,通常只用于整流罩、雷达罩和舱内装饰结构等一些次要结构中。硼纤维因其直径太粗且刚硬,成形和加工比较困难,且价格十分昂贵,故应用不多。不同增强纤维的性能比较如表7-5所列。

表7-5 不同类型增强纤维性能比较

纤维类型	直径 / μm	密度 / $(\text{g} \cdot \text{cm}^{-3})$	拉伸强度 /GPa	拉伸模量 /GPa	供应商
E玻璃	8~14	2.54	3.45	72.4	
S玻璃	8~14	2.49	4.58	86.2	
HP—聚乙烯	10~12	0.97	2.79	87.0	Dyneema
Kevlar 49	12	1.44	3.62	130	Du Pont
Kevlar 149	12	1.44	3.47	186.2	Du Pont
高强度碳纤维 T300	7.0	1.76	3.53	230	Torayco
中模量高强度碳纤维 T800H	5	1.81	5.49	294	Torayco
高模量碳纤维(HM400)	6.5	1.87	3.10	405	Courtaulds Grafil
超高模量碳纤维(GY80)	8.4	1.96	1.86	572	BASF
硼纤维	50~203	2.60	3.44	406.7	

飞行器结构广泛使用的增强纤维是高强度碳纤维,其主要品牌有 T300(日本 Torayco 公司)、AS4(美国 Hercules 公司)、HTA(日本 Besficht 公司)等。这类碳纤维生产批量大、性能稳定、有丰富的使用经验和完整的工程数据,价格也相对便宜。T300 和 AS4 两者性能相当,但 AS4 纤维抗氧化性能略好一些,并且有上浆和不上浆两种纤维,适合与各类基体匹配;国产的 CCF300 碳纤维与它们的性能相当。目前,以 T800H、IM6 和 IM7 等为代表的中等模量高强度纤维正逐步得到航空工业界的认可,并用于 V-22、F/A-18、F-22 和波音-777 等多种型号的飞机结构。T800S/3900 是 T800H/3900-2 的改型,广泛用于波音-787 的机翼及机身主承力结构;T700S 以织物预浸料形式用于波音-787 的次承力结构。

飞行器结构用增强材料的基本形式有单向带、无纬布、编织布和针织布。单向带是增强材料的最基本形式,用于制备单向带预浸料。无纬布是在单向带的纬向编织了少量的纬线,如

图 7-15 所示。这些纬线可以是其他材料丝束,如 Kevlar 或玻璃纤维。无纬布较单向带在铺覆性方面有所改善。编织布由经向纤维和纬向纤维编织而成,分为平纹布(如图 7-16 所示)和缎纹布(如图 7-17 所示)。平纹布布形稳定,不易弯折。缎纹布按不同织法,有 4 综缎、5 综缎、8 综缎和 12 综缎等,它们各有特点。如 8 综缎编织布体现了单向带的特点,整体性好,容易贴敷成复杂形状的零件。针织布中,增强纤维本身不进行编织,仅用非增强纤维(机线)将增强纤维编织在一起形成织物,如图 7-18 所示。由于增强纤维仍然保持平直,因此其传递载荷效率高。

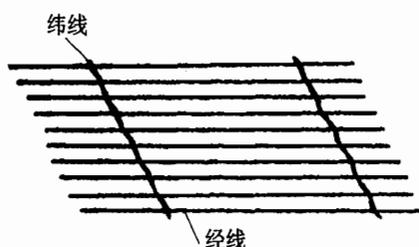


图 7-15 无纬布

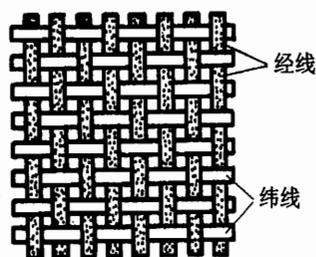


图 7-16 平纹编织布

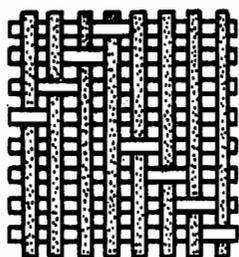


图 7-17 缎纹编织布

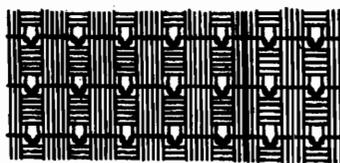


图 7-18 机织布

选择纤维时,首先要确定纤维的类型,其次要确定纤维的品种规格。选择纤维类型时,应按比强度、比刚度、延伸率、热稳定性、性能价格比等指标,结合结构的使用要求综合考虑。

2. 树脂性能及其选择

树脂基体是复合材料的另一组分材料,它对纤维起着支撑、保护并传递载荷的作用。基体性能对复合材料的横向力学性能、压缩和剪切性能、耐老化性能、耐湿热性能、介电性能、阻燃性能和耐腐蚀性能等有决定性的影响。韧性树脂基体可以提高复合材料的抗损伤能力和疲劳寿命,同时能吸收能量。复合材料成形工艺性能,如流变性能、粘性和铺覆性、凝胶时间、预浸料贮存稳定性、成形温度、压力和时间等由树脂基体直接控制。按固化特性分类,树脂可分为热固性树脂和热塑性树脂。前者包括环氧树脂、氰酸酯树脂、双马来酰亚胺树脂和聚酰亚胺树脂;后者包括聚醚醚酮(PEEK)、聚醚酮(PEK)、聚醚砜(PES)、聚醚酰亚胺(PEI)和聚苯硫醚

(PPS)等树脂。常用树脂基体的性能比较如表7-6所列。

表7-6 常用树脂基体性能比较

性能	树脂类型				
	环氧树脂	酚醛	双马	聚酰亚胺	高性能热塑性树脂
工艺性能	优	良	良	差	良
力学性能	优	中	优	良	优
耐热性/℃	130 以下	177 以下	230 以下	288 以上	120 以上
韧性	良	差	良	差	优
尺寸稳定性	优	优	优	优	优
成本	低	低	中	高	高

环氧树脂材料品种多,与各种纤维匹配性好,固化方便,收缩率低,不同的固化剂和促进剂可获得从室温到 180 ℃ 的固化温度范围。环氧树脂工艺性优良,铺覆性好,树脂粘度适中,流动性好,加压带宽,适合大构件整体共固化成形。该树脂耐湿热性能好,韧性优良,价格便宜。环氧树脂最早用于飞机结构,后来在导弹和火箭等航天结构中也得到了广泛应用。良好的韧性与成形工艺性,使它在先进复合材料树脂基体中占有重要地位。

双马来酰亚胺树脂(简称 BMI 或双马),具有耐高温、耐辐射、耐湿热、吸湿率低、热膨胀系数小、抗冲击损伤能力强等优点。在 130 ℃~230 ℃ 湿热环境条件下具有较高的强度、刚度保持率。优越的工艺性能,适用于大型构件与复杂型面构件的制造。与环氧树脂相比,BMI 树脂主要表现为湿热性能优越,使用温度高等优点;不足之处是工艺性不如环氧树脂好,固化及后固化温度高。改性 BMI 树脂是尽可能保持 BMI 树脂耐热性,在不增加成本的前提下,改进其韧性与工艺性。目前,BMI 树脂基复合材料在航空航天领域已得到广泛应用。

聚酰亚胺树脂是目前高性能树脂基复合材料中耐热性能最高的树脂基体之一,其复合材料的使用温度可达到 316 ℃,已开始 在航天航空领域的耐高温部位得到推广应用。

与热固性树脂相比,热塑性树脂具有施工快、周期短、可重复使用、贮存期长、容易修理、力学性能优良、韧性好、抗冲击和耐湿热等优点。可是由于原材料成本高、预浸料粘性与铺覆性差,成形温度高达 350 ℃~450 ℃,生产经验不足等原因,目前在飞行器结构中应用有限。

树脂的选择应满足结构的使用温度范围和基体力学性能要求,树脂的吸湿、耐环境、阻燃性等物理、化学性能符合结构的使用要求。所选树脂还应满足工艺性能良好,毒性低,价格合理等原则。

7.3.3 飞行器复合材料结构设计选材分析

F-22 先进战术战斗机于 1990 年 12 月首飞,是 21 世纪初美国空中优势战斗机的主力之

一。对 F-22 进行复合材料选材分析,一方面可以说明复合材料在第四代战斗机上的重要地位及应用的部位,另一方面可以给出复合材料选材原则的应用实例。

在过失速条件下仍有可控机动飞行的能力要求 F-22 采用最佳气动控制舵面,以及推力矢量喷管新技术,从而使飞机增重 10% 左右,甚至更多。解决增重问题的有效技术方案之一是采用比传统材料轻的高强复合材料。

复合材料占 F-22 结构质量的 24% (如表 7-2 所列),传统的金属材料(铝合金、钛合金和钢)占结构质量的 50%~60% 左右,仍是主要用材。开始预计树脂基复合材料的用量为结构质量的 40% 左右,后来降至 24%~26%。复合材料用量变化的主要原因之一是,机翼上的三根翼梁原打算用复合材料制造,但打靶试验结果表明,复合材料梁抗 30 mm 口径机炮的弹伤能力差,生存力不能满足要求,故而改成钛合金梁,形成钛合金主翼梁及复合材料中间梁的混合式结构形式。F-22 上复合材料的应用比以前的其他任何飞机都要先进,复合材料不仅用于蒙皮,而且用作翼梁及平尾水平枢轴。

F-22 的超声速巡航飞行要求导致飞机持续高温。设计初期,空军预计驻点温度为 204 °C~232 °C。但后来降至 146 °C,因此碳/BMI 复合材料成为被选材料。F-22 上复合材料构件分布如图 7-19 所示。因为改性双马树脂的工作温度为 149 °C~177 °C (环氧为 118 °C),韧性较高,加工性好,而且像 IM7/5250-4 等一批高性能双马来酰亚胺热固性复合材料已商品化,故翼肋、梁、尾翼安定面以及几乎全部蒙皮均选用双马树脂复合材料制造。

温度较低的进气道壁板蒙皮采用了碳/增韧环氧 IM7/977-3 复合材料等。热塑性复合材料在数据积累和使用经验上远不如热固性复合材料,故其用量不多,仅用于舱门和口盖等易碰撞,要求方便修理的构件,用量占结构质量 1% 左右。碳纤维增强聚醚酮热塑性复合材料的应用也是一个尝试。因为空心 S-2 玻璃纤维复合材料抗弹击能力强,防火性能和耐环境性能好,而且质量比普通玻璃纤维轻 15%~20%,因此被选为油箱结构材料。

由于隐身要求,还选用了吸波材料。在成本方面,预计复合材料技术的发展有降低成本的潜力。

7.3.4 设计许用值的确定

许用值主要用于表征材料性能,是结构设计的依据。因为许用值是由大量的试验数据经统计分析确定,耗资多,周期长,因此备受关注。

金属材料结构设计时,以屈服极限或条件屈服极限作为破坏准则,建立设计许用值。然而,复合材料的力学特性和破坏机理与金属材料完全不同,其设计许用值的确定必须采用与金属材料不同的原则和方法。

1. 设计许用值的定义与确定原则

许用值是材料性能许用值的简称,其定义为在一定的载荷与环境条件下,由试样、元件或

部件结构材料质量百分数 单位:%

部件	复合材料	铝合金	钛合金
机翼	32	23	42
前机身	50	50	
中机身	23.3	35	35

注: 复合材料为尾翼主要材料, 但数据暂缺。

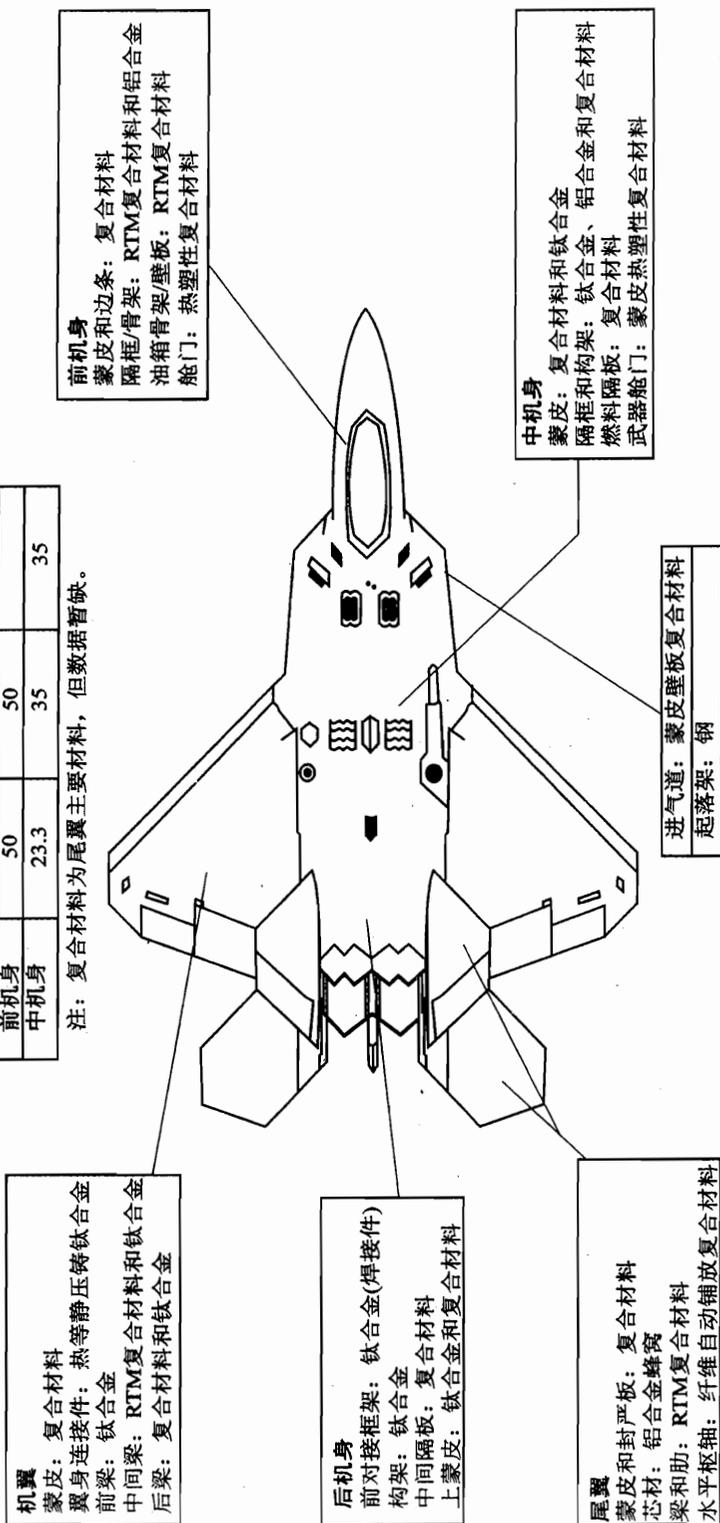


图 7-19 F-22 复合材料构件分布图

细节件等试验数据,经统计分析后确定,并具有一定置信度和可靠度的性能表征值。复合材料的许用值建立在层合板这种具有结构特性的“材料”上,主要描述或表征复合材料层合板的性能。设计许用值是结构设计许用值的简称,其定义是为保证整个结构的完整性具有高置信度,在许用值的基础上,由设计主管部门规定的设计(或使用)载荷下的限制值。设计许用值与结构本身有直接关系,是结构设计思想、设计要求的具体体现,以及设计人员设计经验与教训的结晶。

设计许用值和许用值有着密切的关系。由于设计许用值要保证结构满足完整性大纲的要求,新材料、新工艺和新设计方法等的引入,都会对结构完整性提出新的要求,从而对许用值的测试提出新的内容。同时,只有当具有足够的许用值数据时,设计师才有可能在此基础上确定设计许用值。飞行器结构的设计在不断发展,设计许用值的确定原则也在不断发展。

应根据结构使用中可能出现的损伤形式、受载方式和环境条件,分析其可能出现的失效模式。针对这些失效模式,分别采用足够数量的试样或元件(细节件)进行试验,在对试验数据进行统计处理的基础上,给出针对某一具体失效模式的材料或具有结构特性的“材料”许用值。设计部门应根据所设计具体结构的完整性要求(通常包括静强度、刚度、耐久性和损伤容限等),在已有的“材料”许用值及设计和使用经验的基础上,规定设计许用值,以保证按设计许用值设计的结构能满足这些要求。

复合材料结构的设计许用值与金属结构不同。金属材料设计许用值以应力表示,称为许用应力,是在各种工作条件下,为保证构件正常使用允许的最大应力。复合材料结构的设计许用值多采用应变值。这是因为金属材料是各向同性材料,而且在屈服应力以下应力与应变基本呈线性关系,许用应力和许用应变是一致的。而纤维增强复合材料单层力学性能是各向异性的,纵向强度与模量比横向的高出近两个数量级,可两个方向的破坏应变相差却较小;再则,层合板应变沿厚度方向分布是线性的,应力分布却不规则。厚度相同,铺层方向不同的层合板破坏应力可以相差很大,而破坏应变相差并不大,因此,复合材料结构的设计许用值选择应变,称设计许用应变。

确定设计许用值的一般原则为:

① 结构的拉伸设计许用值主要取决于含孔试件的许用值,结构的压缩设计许用值主要取决于含冲击损伤试件的许用值。

② 薄蒙皮或薄面板蜂窝夹层结构设计许用值的确定,还需根据设计要求考虑屈曲的影响。如果其设计许用值主要取决于屈曲影响时,还需增加考虑冲击损伤影响的附加系数(小于1,如0.8)。

确定设计许用值的基础是许用值,而许用值的确定除了材料性能试验外还需要结构元件,甚至典型结构件试验。对于复合材料,由于它们的可设计性,即使是简单的光滑层合板试件,因为涉及到铺层的方向和顺序,也很难把它明确地归为“材料”性能试件,因此,在确定复合材料结构设计许用值时,往往必须知道其铺层参数。在飞行器结构的初步设计阶段,结构参数是

设计人员所要确定的变量,因此该阶段用的设计许用值只能根据典型的结构参数给出。这一设计许用值可用于结构的初步设计,确定结构形式、几何尺寸和具体铺层方式等结构参数。由于实际选择的结构形式、几何尺寸及铺层方式可能与前面所用的典型结构参数不同,因此在详细设计阶段,需要对结构的关键部位和与典型结构参数差别较大的部位重新确定设计许用值,并通过典型结构件和组合件的试验来验证。

复合材料力学性能的数值基准可分为 A 基准、B 基准和典型值三种。A 基准值是力学性能的一个限定值,在 95% 的置信度下,母体中至少有 99% 的性能数值等于或大于该数值。B 基准值也是力学性能的一个限定值,在 95% 的置信度下,母体中至少有 90% 的性能数值等于或大于该数值。典型值为从至少 5 个试样做出的有效试验结果中得出的算术平均值。

采用何种基准应根据具体工程项目的结构设计准则而定。复合材料结构的强度一般采用 B 基准值,而弹性常数均采用典型值。

表 7-7 给出了国内外现有部分飞机结构部件的设计许用值,以供参考。由于军机寿命为 3 000~5 000 h,民机为 30 000~50 000 h,两者寿命差别很大,因此,许用应变取值不相同。导弹和火箭通常是一次性使用的结构,不存在疲劳问题,所以它们的设计许用值通常比较飞机结构的设计许用值要高。

表 7-7 现有部分复合材料结构部件所用的设计许用应变值

公 司	部件名称	材料体系	拉伸设计许用值($\mu\epsilon$)		压缩设计许用值($\mu\epsilon$)	
			单向带	织 物	单向带	织 物
洛克希德	L-1011 垂直安定面	T300/5208	4 500	3 900	4 000	4 000
波 音	波音-727 水平安定面	T300/5208			4 000	
波 音	B-1 水平安定面	AS/3501			3 600	
麦克唐纳	F/A-18A/B 机翼	AS4/3501-4	4 000		4 000	
麦克唐纳	AV-8B 机翼		4 000		4 000	
BAe	安定面	XAS/914C	4 500	3 530	3 900	2 830
MBB	A-310 垂直安定面	T300/913C	2 800		2 800	
MBB	A-320 垂直安定面	T300/913C	3 200		3 200	
DA	TORNADO 主起舱门	T800/5245	5 500		4 200	
中 国	某歼击机机翼	HT3/QY8911 HT3/5405	5 300		4 000	
中 国	某歼击机鸭翼、垂直安定面	HT3/QY8911	5 300		4 000	
中 国	Y-7 垂直安定面	T300/913C	3 200		3 200	

2. 提高设计许用值的途径

如表 7-7 所列,目前所使用的复合材料设计许用值均比较低,压缩设计许用值更低。为了充分利用复合材料高比强度和比刚度的优点,进一步减轻结构质量,扩大复合材料在飞行器主承力结构中的应用,应该进一步提高其设计许用值。提高设计许用值无非从三方面入手:

- ① 提高复合材料体系的损伤容限性能。
- ② 通过设计措施提高结构的损伤容限,如软化带、硬化带、软蒙皮以及缝编技术等。
- ③ 提高设计水平,修改损伤容限要求。

目前采用的损伤容限要求,特别是对初始缺陷尺寸的规定是比较严格的,如果能通过对设计技术、制造工艺和使用环境的深入研究,或采取有效的保障措施,降低这一规定,就可能大大提高设计许用值。

7.4 复合材料飞行器结构典型形式

作为一种新的结构材料,复合材料在飞行器结构上的应用至今不过四十多年的历史,材料性能研究和使用经验积累均不足,而且材料本身及其制造工艺方法仍处在不断发展的阶段。所以,飞行器结构采用的复合材料结构形式是与当时的材料、设计、制造、检验和维护等各方面的技术水平密切相关的,是它们的综合体现。下面仅就目前情况下复合材料飞行器结构的典型形式进行简要介绍。

7.4.1 复合材料翼盒类结构的结构形式

翼盒类结构是复合材料在飞行器上应用最多的一类结构,包括尾翼、机翼、弹翼以及襟翼和舵面等各类活动翼面。根据复合材料的性能和制造工艺特点,复合材料翼盒结构形式大多与金属结构中的单块式和多腹板式相似。

1. 单块式结构

该结构形式是由蒙皮、筋条、肋和梁共同构成的受力盒形件。一般蒙皮较薄,筋条(长桁)较强,多肋,在飞机尾翼的安定面中双梁居多。其中蒙皮主要受面内载荷,铺层情况由面内载荷决定,一般采用 $\pi/4$ 层合板。弯矩引起的轴向载荷由筋条、梁缘条和蒙皮组成的壁板承受,因此筋条与缘条以 0° 铺层为主。梁腹板可由所受剪力确定 $\pm 45^\circ$ 铺层数,再根据泊松比或屈曲等其他要求确定 90° 、 0° 铺层数。各元件之间有用二次胶接、二次固化或机械连接,也有采用共胶接和固化工艺将不同的元件直接做成整体结构。如图 7-20 所示的波音-737 水平安定面翼盒即采用机械连接装配。A-300 和 A-310 的垂尾壁板用的是共固化整体成形技术。

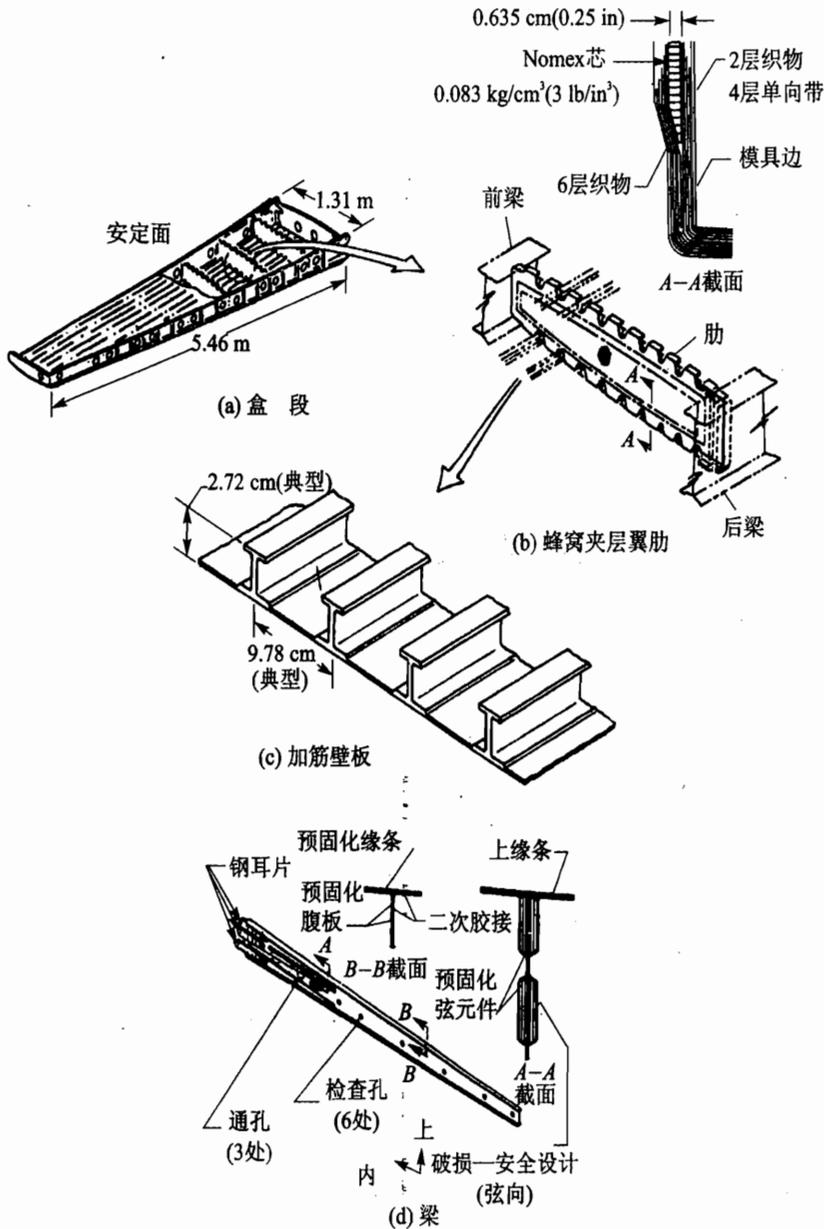


图 7-20 波音-737 复合材料水平安定面

2. 多墙(多梁)式结构

这类结构形式能提供较大的上、下蒙皮形心间距和较大的弯曲、扭转刚度,因而在高速战斗机的薄翼面结构中得到广泛应用。这种结构形式一般蒙皮较厚,有多个墙(或梁),如图 7-21 所示的欧洲 EAP 战斗机有 11 根复合材料 J 形梁和前、后两根铝合金梁。复合材料多

墙式结构的一个明显优点是,可将其设计成一侧蒙皮(通常为下蒙皮)与全高度复合材料梁(或墙)共固化成整体件(如图7-21所示),再把上蒙皮用高锁紧螺栓将它们装配在一起。AV-8B的机翼盒段采用了实心层合板蒙皮和由滚压成形的波纹形腹板与附加突缘组成的正弦波梁,并设计成左右一体的整体机翼结构,从而去除了受载很大的对接接头,如图7-22所示。

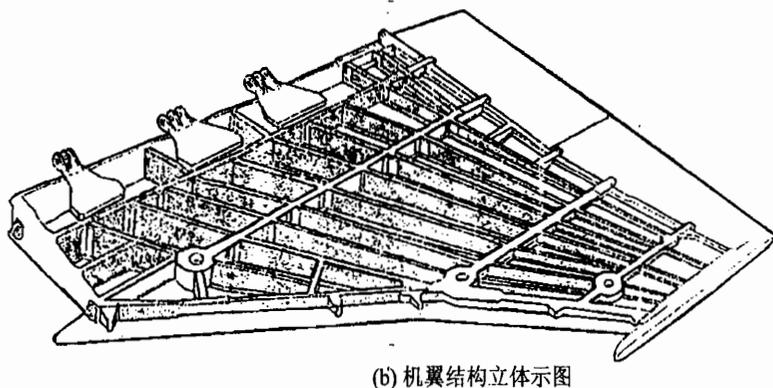
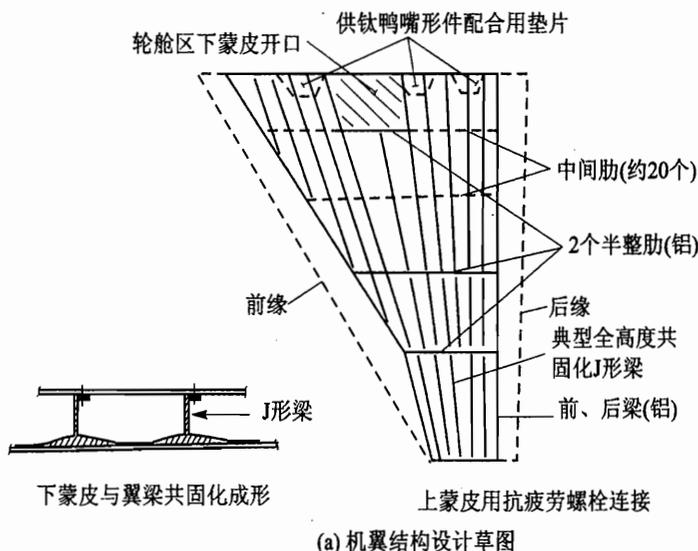


图7-21 EAP(EF-2000原型机)机翼结构图

对某些小型飞机的全复合材料机翼,在采用夹层蒙皮时可以采用只布置梁、肋的梁式结构,没有长桁或筋条。如图7-23所示的大展弦比远航程飞机“航行者”的复合材料机翼就是一个例子。

3. 全高度夹层结构

对于某些薄翼型或楔形结构,可以采用全高度复合材料夹层结构,这样能够大大减少层合板上的连接孔和紧固件数量。一些战斗机,如F-16的全动平尾采用了碳/环氧蒙皮,内部为

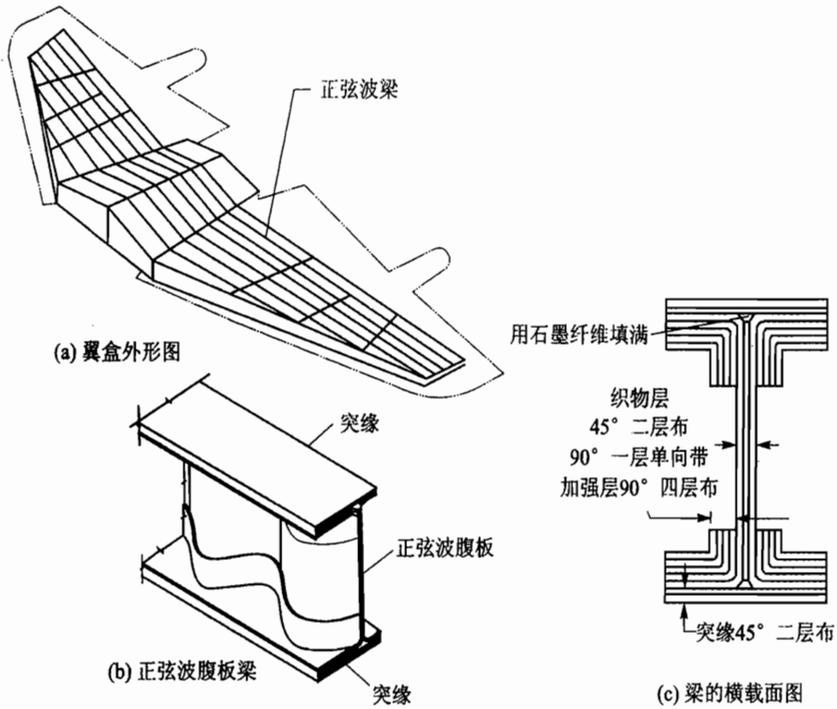


图 7-22 AV-8B 复合材料机翼

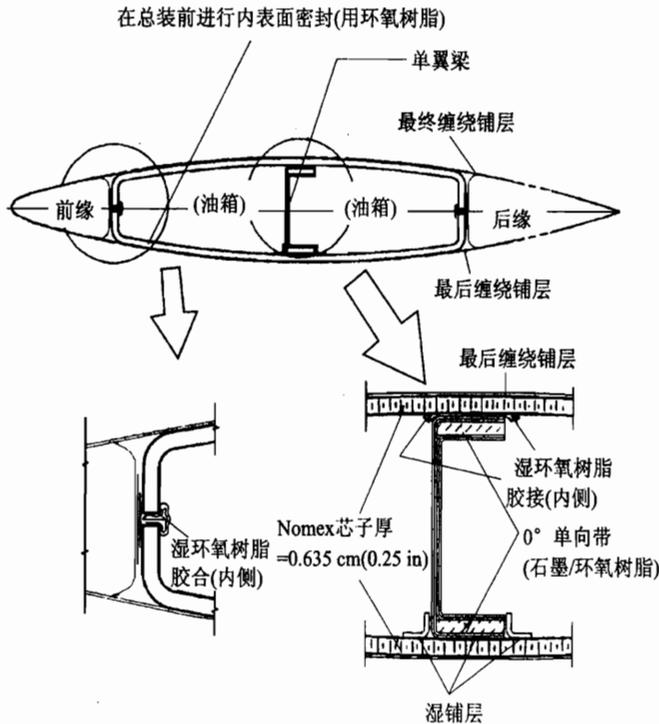


图 7-23 “航行者”复合材料机翼

波纹形构件,如图7-24(b)所示。特别对某些受载较小的结构件,如果采用轻质 Nomex 蜂窝夹芯,既能够保证结构具有很好的刚度特性,又可使结构具有更高的减重效益,如图7-24(a)所示。目前,巡航导弹的弹翼和尾翼通常都采用全高度泡沫夹层结构。

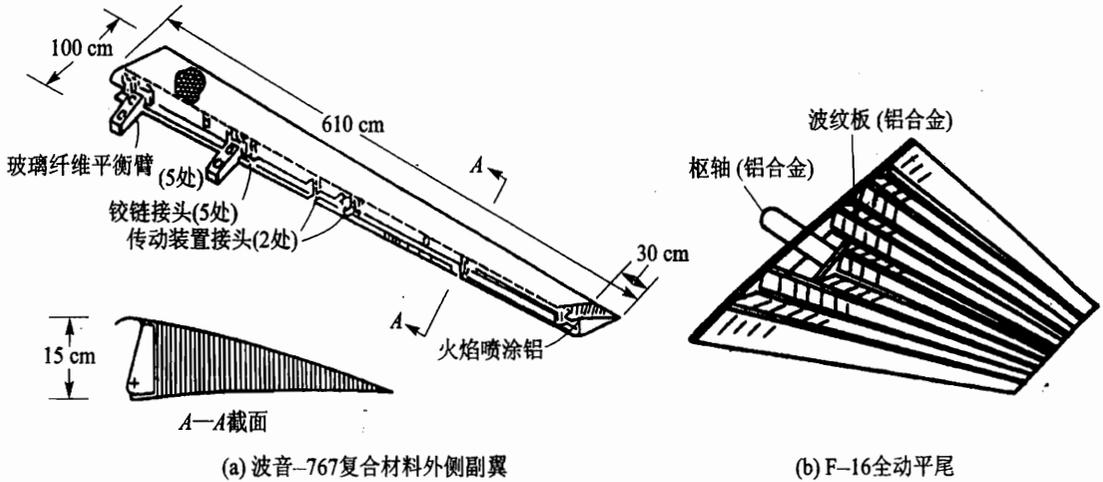


图7-24 全高度夹层结构

4. 硬壳式结构

飞航导弹弹翼的最大特点是结构高度比较小。由于结构高度小,无法布置翼梁,也没有明显的腹板和肋,只能布置加强筋,因此,弹翼普遍采用整体壁板硬壳式结构形式。结构高度小,蒙皮形成的抗弯刚度也就比较小,因此必须增加蒙皮的厚度。飞航导弹弹翼蒙皮相对厚度比飞机机翼蒙皮相对厚度大。这种结构形式有被全高度夹层结构取代的趋势。

在上述几种翼盒结构中,蒙皮、梁(或墙)、肋等复合材料结构元件可以用实心层合结构,也可采用各种夹层结构。其材料可用预浸料单向带,也可以用布,应视具体结构而定。

7.4.2 复合材料直升机旋翼桨叶的结构形式

复合材料旋翼桨叶的典型剖面构造形式,按大梁的构造划分主要有C形梁、D形梁和多管梁等形式;按剖面分隔或封闭区间划分则有单闭腔、双闭腔和多闭腔等形式。图7-25给出了几种常见桨叶的典型剖面构造形式。

C形梁桨叶结构简单,成形方便,制造质量易于保证,有利于桨叶的弦向质心布置,因而在早期的复合材料桨叶上得到大量应用。吨位较小,弦长较窄的旋翼桨叶,多采用这种结构形式,如BO-105、SA-360和SA-341以及大量的缩比风洞试验模型桨叶等。C形梁构造的最大缺点是,桨叶的抗扭刚度偏低。这一点D形梁和多管梁构造则明显改善。复合材料D形梁结构形式与金属桨叶十分相似,D形大梁的内腔也和金属桨叶大梁一样,多是空心形式。但

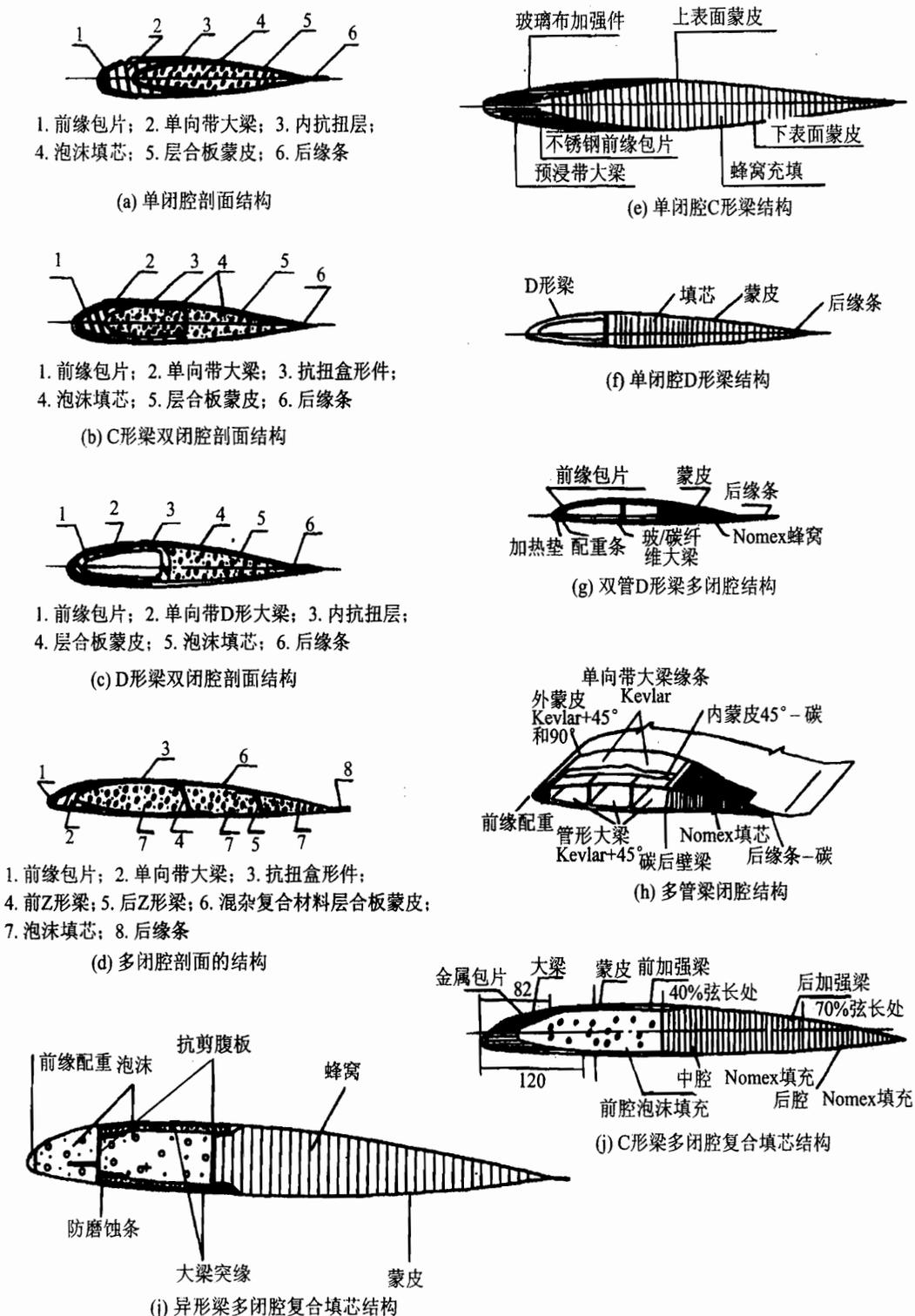


图 7-25 桨叶典型结构形式剖面示意图

是,其成形工艺比C形梁结构桨叶复杂。

多管梁多闭腔结构形式的桨叶,结构最复杂,多路传力,桨叶具有很好的破损安全特性,在被23 mm口径炮弹击中后,仍具有安全飞行和着陆所需要的强度,但是这种结构大大增加了制造工艺的难度与费用。美国的AH-64(“阿帕奇”)直升机旋翼桨叶用的就是这种结构形式。

C形大梁D形抗扭盒双闭腔或三闭腔形式的桨叶,综合了上述各种桨叶结构的优点,即采用C形梁工艺简便,采用D形抗扭盒能够提高桨叶的扭转刚度,两个以上闭腔的构造又有利于提高桨叶的损伤容限,闭腔后肋可起到裂纹阻止器的作用。这种桨叶多采用共固化模压成形,制造工艺难度较大,且闭腔之间梁的质量保证较为困难。

不论是采用何种构造形式,蒙皮一般都覆盖整个桨叶表面。桨叶后缘有后缘条。在桨叶的内腔,除了空心大梁这种情况之外,一般都采用硬质泡沫塑料或Nomex蜂窝填充。

7.4.3 复合材料机身的结构形式

复合材料机身的结构形式与金属结构类似,大多为半硬壳式结构,且大多采用共固化技术制成整体件。

前机身所承受的载荷较小,一般按刚度进行设计,结构不复杂,因此在进行AV-8B结构改型时,把前机身列为采用复合材料的首选结构部位,如图7-26所示。前机身的侧壁、驾驶舱地板、框板等都是由层合板与加强条共固化模压成形的整体件。由于采用了很多整体件,使原来金属结构的237个零件和6440个紧固件分别减少至88个和2450个,最后使结构质量减少了24.5%。我国在稍后的几年里,也完成了某改型机复合材料前机身的研制,采用了蜂窝夹层结构和共固化成形技术,减重效果高达31.5%。



图 7-26 AV-8B 前机身结构示意图

图7-27所示为EF2000中机身与机翼对接段的复合材料结构。上、下两块壁板均采用复合材料整体件,其材料为T800/5245碳/双马复合材料。上壁板由4根长桁和22个反J形

周向加强筋与蒙皮共固化而成。长桁(厚度在 5.57~9.5 mm 之间)是在蒙皮(厚度在 2.75~3.75 mm 之间)的铺层之间插入定向层制成的。为了承受高的集中载荷,提高生存力,机身内的加强框等仍采用铝合金。后机身没有采用复合材料结构,这是因为受发动机尾喷气流影响,后机身工作温度较高,树脂基复合材料的耐热性目前还难以满足要求。

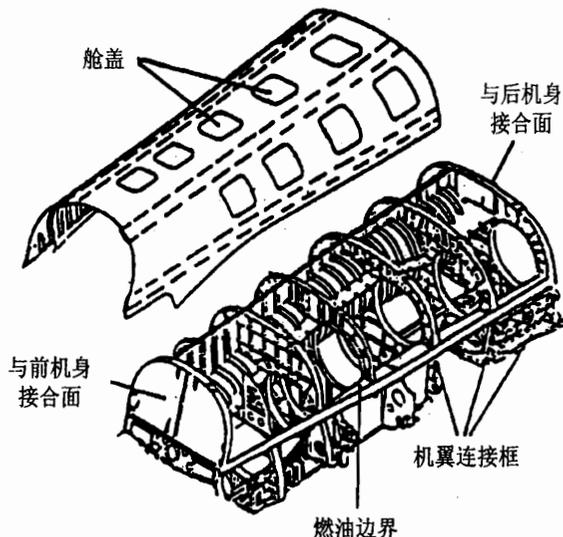


图 7-27 EF2000 中机身结构布置示意图

为了减轻飞机结构质量,降低成本,美国从 20 世纪 80 年代开始研究复合材料翼身融合体结构,并取得了可喜进展。我国也在积极开展这项研究。

复合材料机身在公务机、支线客机以及干线客机上已经得到了广泛使用。目前,欧洲先进材料规划中有一项先进主承力复合材料结构(APRICOS)计划,集中力量开发复合材料机身结构所需的技术,要求验证全寿命成本比传统的金属结构低 30%。它也是美国 NASA 在 1988—1997 年赞助进行的先进复合材料技术(ACT)计划的目标之一。

7.4.4 复合材料直升机机体结构形式

随着复合材料的发展与应用,直升机机体大量采用了复合材料结构。复合材料直升机机体结构有层合板结构、夹层板结构以及复合材料与金属的混合式结构等三种形式。

直升机飞行高度低,速度慢,载荷相对小,不存在气动热问题,这给直升机结构采用复合材料设计提供了得天独厚的条件。欧洲“虎”式、V-22、NH-90 和最先进的 RAH-66 等都是 20 世纪 90 年代初研制的旋翼飞行器,几乎都达到全复合材料机体结构的水平(如图 7-28 所示)。1994 年取得适航证的 MD-900 直升机,主结构的重要元件全用复合材料,在美国民用直升机上尚属首次。20 世纪 80 年代初,我国生产的 Z9 直升机,复合材料用量超过 50%(若把金属面板、Nomex 蜂窝夹层结构也算进去,则超过 80%)。复合材料在直升机主要部位的结构

使用情况如表 7-8 所列。

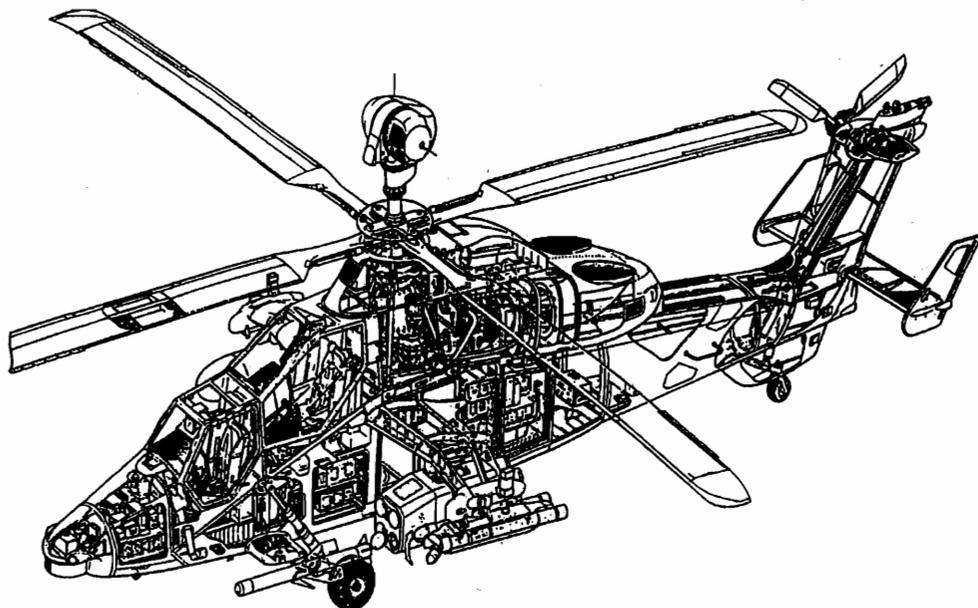


图 7-28 “虎”式武装直升机结构图

表 7-8 复合材料在直升机上的使用情况

机种	选用材料	所占百分比/(%)	机体主要部件应用情况
RAH-66	碳/环氧树脂	27.8	IM7/8552 碳/环氧树脂:是机体结构的主要材料,180 ℃ 固化,用于层压结构、夹层结构和承力结构件; K-49/SP381 芳纶/环氧树脂:120 ℃ 固化,用于整流罩; ASA/5250-4 碳/双马:180 ℃ 固化,用于齿轮机构和壳体等。 其具体应用部位选材: ● 主传力结构中央龙骨大梁盒形件用材为碳纤维层合板,碳纤维、Kevlar/碳纤维夹层板; ● 龙骨大梁、主承力框用碳纤维; ● 机体部分是碳纤维/环氧树脂层合板; ● 平尾、垂尾主要用 Kevlar 和碳纤维,大梁用碳纤维; ● 整流罩、舱门和次结构大部分用 Kevlar+蜂窝结构
	玻璃纤维	10.2	
	Kevlar	约 4.1	
	其他非金属材料	12.9	
	钢	17.3	
	铝合金	14.8	
	钛合金	10.4	发动机传动平台防火板用钛合金

续表 7-8

机种	选用材料	所占百分比/(%)	机体主要部件应用情况
“虎”式 (PAH-2)	碳/环氧树脂	24	<ul style="list-style-type: none"> ● 前机身:碳纤维; ● 地板下部耐坠结构:碳和 Kevlar 纤维; ● 中机身:碳纤维层合板和夹层板; ● 中机身尾段:面板为碳纤维夹层结构; ● 平尾和垂尾:碳和 Kevlar 纤维
	玻璃纤维/环氧树脂	42	
	Kevlar/环氧树脂	11	
	钛合金、铝合金	6	
	螺栓、接头件	6	发动机平台——钛合金板
MD-900	碳(T650-3K 及其平纹布)/环氧树脂	43	<ul style="list-style-type: none"> ● T650-3K/F584 用在主结构的重要部分; ● 尾梁:碳/环氧树脂 Nomex 蜂窝夹层结构; ● 平尾、侧垂尾:碳/环氧树脂制成; ● 机身:一般结构用碳/环氧树脂或有 Nomex 蜂窝的碳/环氧树脂夹层结构; ● 进气道罩子:玻璃/环氧树脂
	Kevlar-149 /环氧树脂		
	玻璃纤维(108、120、181)/环氧树脂		
Z9	碳布(平纹布 G814NT、单向布 G827、双向布 G803 或 G827PV、G803PV)	约 50	<ul style="list-style-type: none"> ● G827/914 或 G803/914 环氧树脂预浸料(国产化为 G827/5224), 180 °C 固化,用在承力件尾锥上; ● G827PV、G803PV/环氧树脂预浸料, 120 °C 固化,用于尾减速器支撑管; ● G827、G803/环氧树脂预浸料, 120 °C 固化,用在平尾、侧垂尾和垂尾次承力件上; ● 芳纶布/环氧树脂预浸料, 120 °C 固化,用在机身整流罩、主减罩、进气道、行李舱门、侧垂尾等结构处; ● 玻璃布/环氧树脂预浸料, 120 °C 固化,用在平尾、主减固定罩、发动机前活动罩和后整流罩等处; ● 高温区发动机罩用玻璃布 823/759/5231 为面板的 Nomex 蜂窝夹层结构
	芳纶布(796、914、980)		
	玻璃布(823、759、664 等)		

7.4.5 复合材料弹/箭身的结构形式

目前导弹和运载火箭壳体使用的复合材料结构形式主要有三种:蒙皮-桁条加筋壳、复合材料面板夹层壳以及复合材料格栅加筋壳。前两种已在工程实际中得到了使用,后一种尚在研制阶段。

蒙皮-桁条加筋壳中,蒙皮厚度应确保在使用载荷作用下不发生局部失稳;桁条的铺层,一般在外表面全包或半包 $\pm 45^\circ$ 铺层,在中间主要铺 0° 层,这样可大大提高其轴向刚度及强度。

桁条与对接框连接处,可采用两种连接方式。当桁条剖面不大,或者承载能力不大时,可采用桁条端面与对接框内表面直接接触的连接形式。当桁条剖面较大,或者承载能力较大时,可采用桁条端面处增加衬板,使衬板的外表面与框内表面相连。

复合材料面板夹层壳中,由于夹层壳常有开口,开口边缘必须补强。因夹层壳主要是稳定问题,因此补强的范围不宜过宽,补强的面积不宜过大。为了开口补强需要,面板的内、外表面使用碳布为好。用碳布可把开口边缘的加强铺层全部包覆在碳布内,使开口边缘不易分层,面板与蜂窝芯不易脱粘。对接框与夹层壳的连接中,根据受力大小,对接框分别采用 T 形及 L 形两种形式,前者用于受力小的结构,后者用于受力大的结构;其中又可分为对接框与夹层壳采用一排铆钉及两排铆钉的连接形式。当然,两排铆钉的连接用于受力更大的结构。

由于航天飞机以及空间飞行器在飞行过程中温度较高,目前,复合材料结构的应用还比较少。

7.5 复合材料结构设计

复合材料结构与金属结构设计一样,是一项综合各项设计要求和原始条件,选用不同材料,完成包括层合板铺层设计、结构元件设计、连接设计和细节设计等所有设计工作,以及相应技术文件的创造性活动。结构设计是一个利用现有的管理系统、分析技术与实践经验,通常经过多次修正、调整的反复过程。由于复合材料具有性能可剪裁设计的特点,使其结构的设计要求、设计方法和设计内容均与金属结构有所不同。

7.5.1 复合材料结构设计的一般要求与设计步骤

1. 复合材料结构设计的一般要求

复合材料飞行器结构的设计要求基本与金属结构的相同,即应满足保证飞行器安全可靠,以及飞行性能、使用、维修等各方面对结构性能的要求。在保证结构完整性前提下,还应对结构质量、成本、制造工艺、结构质量控制,以及使用、维修等各种因素进行综合分析。鉴于复合材料自身的特点,进行复合材料结构设计时,还应考虑以下几项要求。

① 复合材料结构一般采用许用应变设计。不论采用何种设计方法,都应注意复合材料在性能、失效模式、耐久性、制造工艺和质量控制等方面与金属材料有较大差异,都应保证结构在使用载荷下具有足够的强度和刚度,在设计载荷下安全裕度应大于等于零。

② 在确定复合材料结构设计许用值时,必须考虑环境对材料性能的影响。环境因素包括温度、湿度、紫外线辐射、冰雹和外物的冲击、雷电、风沙、腐蚀介质等,但是对于复合材料结构,最主要的环境因素是温度、湿度以及在生产使用中可能出现的不可见冲击损伤。

③ 复合材料结构的安全水平,不能低于同类金属结构。

④ 复合材料结构中,应特别注意防止与金属零件接触时的电偶腐蚀。

⑤ 由于复合材料的导电性能远不如金属材料高,对复合材料飞行器结构必须进行防雷击、防静电和电磁兼容设计与试验验证。飞行器的头部以及翼面结构的尖端和前缘等部位易受雷击,应进行防雷击设计与验证。对复合材料机翼整体油箱与电子设备舱必须进行防静电起火和防电磁屏蔽的防护设计和验证试验。

⑥ 应尽量将复合材料结构设计成整体件,并采用共固化、共胶接或二次固化、二次胶接技术,以利减重和提高产品质量,但应注意共固化引起的结构变形和胶接质量问题。

除了以上的一般要求外,复合材料飞行器结构设计在静强度设计、耐久性设计、损伤容限设计和结构工艺性等方面还有一些不同于金属结构的特殊要求,设计时均应考虑。

2. 复合材料结构设计步骤

综合设计思想在复合材料结构设计中表现得非常突出。一般情况下,金属结构设计是根据手册提供的性能数据,选择所需材料的牌号和规格,然后进行具体的结构设计。而复合材料结构设计选材时就必须同时考虑材料的机械性能、使用环境和工艺性(如树脂体系的固化温度、固化时间和工艺方法)等因素。因为复合材料是结构与材料设计同时进行,材料与结构同时成形,所以在设计时既要设计组成构件各部分的层合板参数,又要选择构件的结构形式和几何尺寸。在初步设计阶段还应对结构的维护性、可修理性和维修费用进行考虑与评估。

复合材料结构设计,首先应明确设计条件,之后进行设计选材和层合板设计,然后进行结构设计。在整个设计过程中,应视不同阶段进行相应试验,包括某些工艺试验。其中材料试样、元件(含细节件)、组合件和部件四个层次积木式方法的验证试验,在保证复合材料结构满足民用航空条例的适航性标准方面占有重要地位。

设计条件包括对结构的性能要求、载荷情况、环境条件和工艺条件等四个方面。载荷情况是指所设计结构承受的载荷性质,如静载荷或动载荷。动载荷分为冲击载荷和交变载荷。冲击是碰撞引起的载荷,它对复合材料极易造成损伤,尤其是低能量冲击造成的损伤不易觉察,潜在威胁大,因此对这类载荷作用部位的结构,设计时要特别注意。交变载荷作用下,结构应具有需要的疲劳强度或寿命。环境条件是指结构使用区域的大气、气象及其他物理、化学环境。工艺条件包括了预浸料制作或预制体(二维、三维编织或缝编预制体)制作、固化成形、机械加工和装配,以及修补等方面的设备和人员素质等。

设计选材和层合板设计包括组分材料的选用、铺层性能的确定以及层合板设计。结构设计则包含结构形式的确定、结构布局设计、结构元件设计、结构细节设计和连接设计等内容。这两项设计工作要进行应力、应变分析和失效判断,以确保结构满足规定的强度与刚度要求。最后还要进行损伤容限的评定,以保证结构满足完整性要求。

7.5.2 层合板设计

航空航天领域所应用的复合材料结构,一般分为两类,即层合结构和夹层结构。

层合板亦称层压板(laminate)、叠层板或实心层压板(solid laminate)、整体层压板(monolithic laminate)。层合板可制成多种结构形式,并可采用多种工艺方法成形,可设计性强,因此在航空航天飞行器结构中应用十分普遍。层合板是层合结构的基本元素。层合结构系指经过适当的制造工艺,如共固化、二次胶接和机械连接等,主要由层合板构成的具有独立功能的较大三维结构,如翼面结构的梁、肋、壁板、盒段,机身侧壁以及飞行器部件等。

层合板设计是复合材料结构设计中最关键的设计工作之一,也是复合材料结构设计特有的工作内容。层合板设计主要包括选取合适的铺层角,确定各定向铺层的百分比和铺层顺序三方面内容。

1. 层合板设计的一般原则

(1) 均衡对称铺设原则

除了特殊需要外,结构一般均设计成均衡对称层合板形式,以避免拉-剪、拉-弯耦合而引起固化后的翘曲变形。如果设计需要采用非对称或非均衡铺层,应考虑工艺变形限制,将非对称和非均衡铺层靠近中面,以减小层合板工艺变形。

(2) 铺层定向原则

在满足受力的情况下,铺层方向数应尽量少,以简化设计和制造工作量。一般多选择 0° 、 90° 和 $\pm 45^\circ$ 等4种铺层方向。如果需要设计成准各向同性层合板,可采用 $[0/45/90/-45]_n$ 或 $[60/0/-60]_n$ 层合板。对于采用缠绕成形工艺制造的结构,铺层角(缠绕角)不受上述 $\pi/4$ 角度的限制,但一般采用 $\pm\alpha$ 缠绕角。

(3) 铺层取向按承载选取原则

铺层的纤维方向应与内力的拉压方向一致,以最大限度利用纤维方向的高性能。具体而言,如果承受单轴向拉伸或压缩载荷,纤维铺设方向应与载荷方向一致;如果承受双轴向拉伸或压缩载荷,纤维方向按受载方向 0° 、 90° 正交铺设;如果承受剪切载荷,纤维方向按 $+45^\circ$ 、 -45° 成对铺设;如果承受拉伸(或压缩)和剪切复合载荷作用,则纤维方向应按 0° 、 90° 、 $+45^\circ$ 、 -45° 多向铺设。 90° 方向纤维用于改善横向强度,并调节层合板的泊松比。

(4) 铺设顺序原则

应使各定向单层尽量沿层合板厚度均匀分布,避免将同一铺层角的铺层集中放置。如果不得使用时,一般不超过4层,以减少两种定向层的层内开裂和边缘分层。如果层合板中含有 $\pm 45^\circ$ 层、 0° 层和 90° 层,应尽量在 $+45^\circ$ 层和 -45° 层之间用 0° 层或 90° 层隔开,在 0° 层和 90° 层之间用 $+45^\circ$ 层或 -45° 层隔开,并应避免将 90° 层成组铺放,以降低层间应力。对于暴露在外面的层合板,在表面铺设织物或 $\pm 45^\circ$ 层,将具有较好的使用维护性,也可以改善层合板的压缩

和抗冲击性能。另外,铺设顺序对层合板的稳定性影响很大,这一因素也应考虑。

(5) 铺层最小比例原则

为使复合材料的基体沿各个方向均不受载,对于由方向为 0° 、 90° 、 $\pm 45^\circ$ 铺层组成的层合板,其任一方向的最小铺层比例应 $\geq 6\%$ 。

(6) 冲击载荷区设计原则

对于承受集中力冲击部位的层合板,要进行局部加强。应有足够多的纤维铺设在层合板的冲击载荷方向,以承受局部冲击载荷。还要配置一定数量与载荷方向成 $\pm 45^\circ$ 的铺层,以便将集中载荷扩散。另外,还需采取局部增强措施,以确保足够的强度。对于使用中容易受到外来物冲击的结构,其表面几层纤维应均布于各个方向,相邻层的夹角尽可能小,以减少层间分层。对于仍不能满足抗冲击要求的部位,应局部采用混杂复合材料,如芳纶或玻璃纤维与碳纤维混杂。

(7) 连接区设计原则

应使与钉载方向成 $\pm 45^\circ$ 的铺层比例 $\geq 40\%$,与钉载方向一致的铺层比例 $> 25\%$,以保证连接区有足够的剪切强度和挤压强度,同时也有利于扩散载荷和减少孔边的应力集中。

(8) 变厚度设计原则

在结构变厚度区域,铺层数递增或递减应形成台阶逐渐变化,因为厚度的突变会引起应力集中。要求每个台阶宽度相近且 $\geq 2.5 \text{ mm}$,台阶高度不超过宽度的 $1/10$ 。然后在表面铺设连续覆盖层,以防止台阶处发生剥离破坏。

(9) 开口区铺层原则

在结构开口区应使相邻铺层的夹角 $\leq 60^\circ$,以减少层间应力。开口形状应尽可能采用圆孔,因为圆孔边应力集中较小。若必须采用矩形孔,则拐角处要采用半径较大的圆角。另外,在开口时,切断的纤维应尽可能少。

层合板单层的总层数及各定向单层比例的确定,即各定向单层层数的确定,通常是通过对层合板设计的要求综合考虑进行的。合理的设计应具有尽量少的总层数。下面将介绍几种常用的设计方法。

2. 层合板设计方法

层合板设计方法主要是指当层合板中的铺层角组合已大致选定后,如何确定各定向层的层数比和总层数的方法。根据设计要求的不同,层合板的设计可分为按刚度设计、按强度设计、按稳定性设计、按某些特殊要求(如零热膨胀系数和负泊松比等)设计,以及同时满足多项设计要求的多目标设计。

目前已有多种层合板设计方法,如等代设计法、准网络设计法、层合板排序设计法、毯式曲线设计法、解析法和优化设计法等,它们能满足不同设计要求的需要。可以相信,随着复合材料在飞行器结构上应用的不断扩大,层合板设计方法还会不断发展和完善。

(1) 等代设计法

等代设计法是工程复合材料中较常采用的一种设计方法。特别是对于原金属结构进行改进、改型,增加了减重和耐腐蚀等要求而改用复合材料的结构,可采用等代设计法。

所谓等代设计法,一般是指在载荷和使用环境基本不变的情况下,稍为考虑一些复合材料的特点,采用相同形状(或适当地改变形状和尺寸)的复合材料构件代替其他材料。

进行等代设计时,一般采用等刚度设计后,再作强度校核。在飞行器结构设计中,此方法一般在将复合材料构件装于老型号飞行器上试用时采用。最简单的办法就是采用准各向同性层合板代替原来的各向同性金属板。由于复合材料的比强度、比刚度很高,故仍能取得一定的减重效益,约为5%~10%。通常此法可用于受力小或形状复杂的非受力构件。受力大的构件一般不可行。

(2) 准网络设计法(也称应力比设计法)

设计时忽略基体的刚度和强度,只考虑纤维方向的承载能力,直接按主应力的大小和方向来确定铺层的方向、定向层比例和总的铺层数。该方法适用于面内变形层合板的设计。设计步骤为:

① 计算应力。首先按准各向同性层合板的刚度参数计算出层合板的应力 σ_x 、 σ_y 、 τ_{xy} ,得应力比为 $\sigma_x:\sigma_y:\tau_{xy}=1:a:b$ 。

② 确定定向层层数比。根据应力比确定各定向层比。将 σ_x 、 σ_y 、 τ_{xy} 分别对应于 0° 、 90° 、 $\pm 45^\circ$ 铺层,并使各对应方向的纤维量之比为 $1:a:2b$,这里 $2b$ 是因为 $\pm 45^\circ$ 为成对铺设。如果各单层的增强材料相同,则各定向铺层的层数比为: $n_0:n_{90}:n_{45}=1:a:2b$ 。

③ 重新计算应力。对以上确定的层合板重新进行应力分析,得到相应的层合板应力 σ'_x 、 σ'_y 、 τ'_{xy} ,对应的应力比为 $\sigma'_x:\sigma'_y:\tau'_{xy}=1:a':b'$ 。

④ 判别比值误差。比值误差为 $e_a=(a-a')/a$, $e_b=(b-b')/b$ 。如果 e_a 和 e_b 在允许范围内(一般航空结构取5%),则所得结果可用;否则,按新的应力比重新确定层数比,直到满足误差范围要求为止。

⑤ 确定各定向层层数。各定向层的总厚度分别为 h_0 、 h_{90} 、 h_{45} , $h_0:h_{90}:h_{45}=1:a:2b$,层合板的总厚度 $h=h_0+h_{90}+h_{45}$ 。由所受外载荷和层合板的设计许用值,可以求出 h ,进而求得 h_0 、 h_{90} 和 h_{45} 。除以单层厚度 t_0 ,即得各层的 n_0 、 n_{90} 和 n_{45} 值,对其取整便可得到设计用各定向层层数。

(3) 排序设计法

基于某一类(即选定某几种铺层角)或某几类层合板,选取不同的定向层比所排成的层合板系列,以表格形式列出各个层合板在各种载荷作用下的强度或刚度值,以及所需的铺层数,供层合板设计时选择。由于各向异性层合板的刚度和强度一般要优于用同种材料构成的准各向同性板,所以,刚度和强度值均可用与准各向同性层合板的相应比值给出,这样在设计选择时较为方便。层合板排序设计法需给出一系列层合板的计算数据,设计计算工作量大,一般需

用计算机来实施。

这种设计法按复杂应力状态求层合板的强度,因此比认为单轴强度可叠加成复杂应力状态下强度的假设先进。

(4) 毯式曲线设计法

毯式曲线是指复合材料层合板的工程弹性常数或强度,随层合板各定向层比例的变化所构成的列线,如图 7-29 所示。毯式曲线设计法是指,对于设计给定刚度或强度要求的层合板,利用毯式曲线确定其各定向层的比例和层数。这种方法经常用于复合材料结构的初步设计中。首先要根据经典层合板理论,计算出不同铺设情况层合板的工程弹性常数、强度或其他性能,并画出毯式曲线。然后依据设计要求和层合板设计的一般原则,选定合理的定向层比。利用已确定的铺层比,以及外载荷和设计许用值求得总的铺层数和各定向层层数。

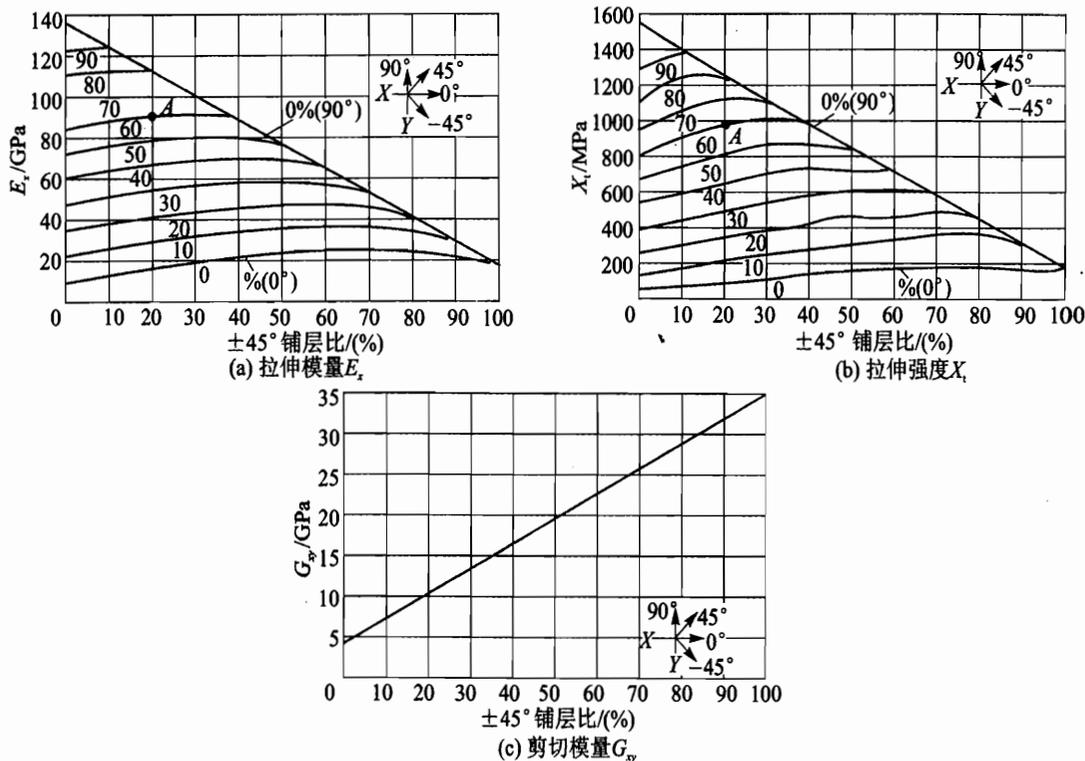


图 7-29 T300/QY8911 复合材料一般 $\pi/4$ 均衡层合板的毯式曲线

【例 7-1】 现需一 $\pi/4$ 层合板,其材料为 T300/QY8911,要求层合板的面内拉伸弹性模量 $E_x=90$ GPa。已知所选复合材料的毯式曲线如图 7-29 所示。根据 E_x 的大小,可在图 7-29(a)上找到点 A,其相应的铺层比例为:

$$0^\circ \text{层 } 60\%, \pm 45^\circ \text{层 } 20\%, \text{则 } 90^\circ \text{层为 } 1 - 60\% - 20\% = 20\%$$

一旦选定了铺层比例,就能用图 7-29(b)确定该层合板 0° 方向的拉伸强度。由图 7-29

(b)查得对应 A 点铺层比例层合板的 $X_t = 972 \text{ MPa}$ 。若该强度值不符合要求,则需重新选择铺层比例。

除了确定铺层比例、模量或拉伸强度外,也可用同样的方法确定层合板的剪切模量、压缩强度、泊松比和热膨胀系数等其他性能。

【例 7-2】 已知一壁板的拉伸刚度为 $EF = 13\,741.2 \times 10^4 \text{ N}$,壁板蒙皮的剪切刚度 $GF = 4\,860 \times 10^4 \text{ N}$ 。现利用 T300/QY8911 进行蒙皮层合板设计。T300/QY8911 单层厚度为 0.13 mm ,其毯式曲线如图 7-29 所示。

如图 7-30 所示,壁板由长桁和蒙皮组成,在 600 mm 的宽度内,有 4 根复合材料长桁。现将其划分为 4 个计算单元,则每个单元要求的拉伸刚度 $EF' = (1/4)EF = 3\,435.3 \times 10^4 \text{ N}$,剪切刚度 $GF' = (1/4)GF = 1\,215 \times 10^4 \text{ N}$ 。

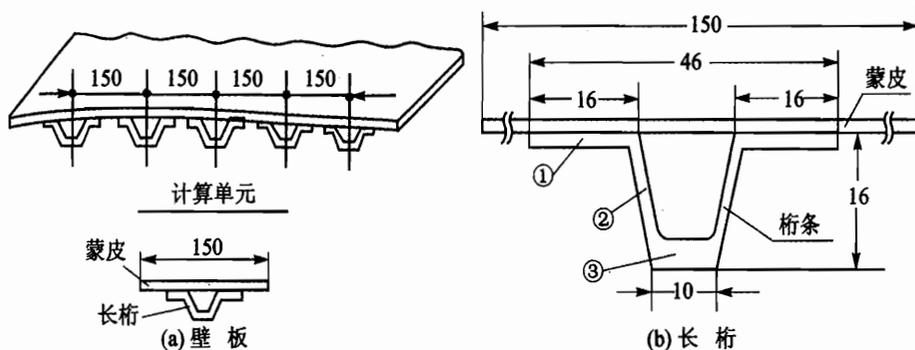


图 7-30 复合材料壁板结构图

为了减少设计变量,在初步设计时,通常先由经验确定一部分元件的参数。现选定长桁的铺层构成如表 7-9 所列。根据图 7-30(b)中长桁的尺寸和图 7-29 查得的 E 值,可算出每根长桁可提供的拉伸刚度 $EF_{\text{桁}} = 891.38 \times 10^4 \text{ N}$ (如表 7-10 所列)。长桁不提供剪切刚度。由此确定每个单元的蒙皮还须提供拉伸刚度 $EF_{\text{蒙}}' = 2\,543.92 \times 10^4 \text{ N}$,剪切刚度 $GF' = 1\,215 \times 10^4 \text{ N}$ 。

表 7-9 长桁铺层构成

层板序号	层数				t /mm	铺层比			E /GPa
	0°	±45°	90°	总数		0°	±45°	90°	
①	7	8	0	15	1.95	0.47	0.53	0	80.0
②	0	8	0	8	1.04	0	1	0	18
③	19	8	0	27	3.51	0.7	0.3	0	100.0

现在对蒙皮层合板进行设计。因蒙皮的剪切刚度较大,故层合板 $\pm 45^\circ$ 层的比例较高。

① 取蒙皮的 $n_{45} = 0.7, n_0 = 0.3$ 。由图 7-29 查得 $G = 26.0 \text{ GPa}, E_x = 52.0 \text{ GPa}$ 。

② 算出蒙皮面积 F' 和层数 n 。

$$F' = \frac{GF'}{G} = 1\,215/2.6 = 467.3 \text{ mm}^2$$

$$n = F/(150 \times 0.13) = 24$$

③ 计算蒙皮的拉伸刚度 EF'

$$EF' = 5.2 \times 10^4 \times 468.0 = 2\,430.0 \times 10^4 \text{ N}$$

④ 判断是否满足要求

$$\frac{EF'_{\text{设计}}}{EF'_{\text{要求}}} = 2\,430.0/2\,543.92 = 95.5\%$$

该方案满足要求。

表 7-10 长桁面积与刚度

层板序号	剖面面积 F/mm^2	E/GPa	$EF/(\times 10^4 \text{ N})$
①	$(16+16) \times 1.95=62.4$	80.0	499.2
②	$(11+11) \times 1.04=22.88$	18	41.18
③	$10 \times 3.51=35.1$	100.0	351.0
总计	120.38		891.38

⑤ 各定向铺层数的分配

$$0^\circ \text{ 层: } 24 \text{ 层} \times 0.3 = 7.2 \text{ 层, 取 8 层}$$

$$\pm 45^\circ \text{ 层: } 24 \text{ 层} \times 0.7 = 16.8 \text{ 层, 取 16 层}$$

总计为 24 层, 且 $\pm 45^\circ$ 层为 4 的倍数, 符合均衡对称层合板的要求。

⑥ 重新计算铺层比和面积

$$n_{45} = 16/24 = 0.67; n_0 = 8/24 = 0.33$$

$$F' = 150 \times 0.13 \times 24 = 468 \text{ mm}^2$$

由此得到最后的 $G=25.0 \text{ GPa}$, $E_x=57.0 \text{ GPa}$ 。 $EF'=2\,667.6 \times 10^4 \text{ N}$; $GF'=1\,170 \times 10^4 \text{ N}$ 。

⑦ 判断是否满足要求

$$\frac{EF'_{\text{设计}}}{EF'_{\text{要求}}} = \frac{2\,667.6}{2\,543.92} = 104.9\%$$

$$\frac{GF'_{\text{设计}}}{GF'_{\text{要求}}} = \frac{1\,170}{1\,215} = 96.3\%$$

两者分别相差 4.9% 和 4.7%, 满足要求。

最后设计所得的蒙皮层合板为 24 层, 铺层比为 $n_{45}=0.67, 16 \text{ 层}$; $n_0=0.33, 8 \text{ 层}$ 。

(5) 优化设计法

层合板的优化设计法是在满足某种或某些约束条件下, 使层合板某个或某些目标特性最

优化的设计方法。约束条件可以是强度、刚度或稳定性等,目标特性通常为结构质量最轻。目前已经提出了各种约束条件下层合板的优化设计方法,并且开发了相应的优化软件。下面以强度约束条件为例,说明层合板优化设计法的实施步骤。

这里所说的强度约束条件,是层合板在设计载荷作用下,按某种失效判据确定的层合板安全裕度为零。

① 层合板极限强度的估算。假设层合板在某一方向的极限强度可由各个定向单层(x 为 0° 层方向, y 为 90° 层方向, s 为 $\pm 45^\circ$ 层方向)在该方向的极限强度加权平均求得,即

$$\left. \begin{aligned} F_x &= \frac{1}{h}(F_{xx}h_x + F_{xy}h_y + F_{xs}h_s) = (a_{xx}L_x + a_{xy}L_y + a_{xs}L_s)X_t \\ F_y &= \frac{1}{h}(F_{yx}h_x + F_{yy}h_y + F_{ys}h_s) = (a_{yx}L_x + a_{yy}L_y + a_{ys}L_s)X_t \\ F_s &= \frac{1}{h}(F_{sx}h_x + F_{sy}h_y + F_{ss}h_s) = (a_{sx}L_x + a_{sy}L_y + a_{ss}L_s)X_t \end{aligned} \right\} \quad (7-12)$$

写成矩阵形式为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{xx} & a_{xy} & a_{xs} \\ a_{yx} & a_{yy} & a_{ys} \\ a_{sx} & a_{sy} & a_{ss} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_s \end{bmatrix} X_t = [a] \begin{bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_s \end{bmatrix} X_t \quad (7-13)$$

式中, F_x 、 F_y 、 F_s ——分别为层合板沿 x 、 y 方向的单轴极限强度和 xy 面内剪切极限强度;

F_{xx} 、 F_{xy} 、 F_{xs} ——分别为层合板中各定向单层沿 x 方向的单轴极限强度;

F_{yx} 、 F_{yy} 、 F_{ys} ——分别为层合板中各定向单层沿 y 方向的单轴极限强度;

F_{sx} 、 F_{sy} 、 F_{ss} ——分别为层合板中各定向单层沿 xy 面内的纯剪切极限强度;

h_x 、 h_y 、 h_s ——分别为层合板 0° 、 90° 、 $\pm 45^\circ$ 各定向单层的厚度;

h ——为层合板厚度;

L_x 、 L_y 、 L_s ——分别为层合板中 0° 、 90° 、 $\pm 45^\circ$ 各定向单层厚度与总厚度比值,即

$$L_i = h_i/h \quad (i = x, y, s);$$

X_t ——单层复合材料的纵向拉伸强度;

a_{ij} ——强度比参数, $a_{ij} = F_{ij}/X_t$ ($i, j = x, y, s$)。

② 建立目标函数。结构质量函数为

$$f(h_x, h_y, h_s) = (h_x + h_y + h_s)A\rho \quad (7-14)$$

式中, A ——层合板平面(xy 平面)面积;

ρ ——层合板材料密度。

强度约束条件用诺里斯判据表示为

$$\varphi(h_x, h_y, h_s) = \left(\frac{N_x}{D_x}\right)^2 + \left(\frac{N_y}{D_y}\right)^2 - \left(\frac{N_x N_y}{D_x D_y}\right) + \left(\frac{N_s}{D_s}\right)^2 - 1 = 0 \quad (7-15)$$

式中, N_x 、 N_y 、 N_s ——分别为层合板沿 x 方向、 y 方向、 xy 剪切平面内单位长度上的作用力;

D_x, D_y, D_s ——分别为层合板沿 x 方向、 y 方向、 xy 剪切平面内单位长度上的极限内力，并且有 $D_i = hF_i (i=x, y, s)$ 。

目标函数用拉格朗日乘子法表示为

$$W = f(h_x, h_y, h_s) + \lambda \varphi(h_x, h_y, h_s) = (h_x + h_y + h_s)A\rho + \lambda \left[\left(\frac{N_x}{D_x} \right)^2 + \left(\frac{N_y}{D_y} \right)^2 - \left(\frac{N_x N_y}{D_x D_y} \right) + \left(\frac{N_s}{D_s} \right)^2 - 1 \right] \quad (7-16)$$

式中， λ ——拉格朗日乘子。

③ 求条件极值。由式(7-16)分别对 h_x, h_y, h_s 及 λ 求偏导，使其均等于零。经整理得

$$\begin{pmatrix} h_x \\ h_y \\ h_s \end{pmatrix} = \frac{D_x}{X_1} \mathbf{a}^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ D_y/D_x \\ D_s/D_x \end{pmatrix} \quad (7-17)$$

式中， $D_x/D_y, D_x/D_s$ 是以下两方程的实根。

$$\left. \begin{aligned} (a_{xx} - a_{xy})N_x^2 + (a_{yx} - a_{xy})N_y^2 \left(\frac{D_x}{D_y} \right)^2 - \\ 0.5N_x N_y \left[(a_{xx} - a_{xy}) \left(\frac{D_x}{D_y} \right) + (a_{yx} - a_{xy}) N_y^2 \left(\frac{D_x}{D_y} \right)^2 \right] = 0 \\ (a_{xx} - a_{xs})N_x^2 + (a_{yx} - a_{ys})N_y^2 \left(\frac{D_x}{D_y} \right)^2 - \\ 0.5N_x N_y \left[(a_{xx} - a_{xs}) \left(\frac{D_x}{D_y} \right) + (a_{yx} - a_{ys}) \left(\frac{D_x}{D_y} \right)^2 \right] + (a_{xx} - a_{xs})N_s^2 \left(\frac{D_x}{D_s} \right)^3 = 0 \end{aligned} \right\} \quad (7-18)$$

根据所求得的 D_x/D_y 和 D_x/D_s 值，利用失效准则：

$$D_x^2 = N_x^2 + N_y^2 \left(\frac{D_x}{D_y} \right)^2 - N_x N_y \left(\frac{D_x}{D_y} \right) + N_s^2 \left(\frac{D_x}{D_s} \right)^2 \quad (7-19)$$

可得到 D_x 的两个解，其中一个为正，一个为负。 D_x 的有效值根据 N_x 的正负号来确定。有了 D_x/D_y 和 D_x/D_s ，便可由式(7-17)求得 h_x, h_y 和 h_s 。

④ 各定向单层层数的确定。由 h_x, h_y 和 h_s ，可得层合板的总层数 n 和各定向层的层数，即

$$n = \frac{h_x + h_y + h_s}{t_0} = \frac{h}{t_0}$$

$$n_x = h_x/t_0, \quad n_y = h_y/t_0, \quad n_s = n - n_x - n_y$$

式中， t_0 ——单层厚度。

由于 n, n_x, n_y 和 n_s 不一定为整数值，可取最邻近的整数作为可行方案，但应保持总层数不变。这样便有几种可行方案，需对每种方案按下式计算它们的安全裕度。

$$R = \frac{1}{\left(\frac{N_x}{D_x} \right)^2 + \left(\frac{N_y}{D_y} \right)^2 - \left(\frac{N_x N_y}{D_x D_y} \right) + \left(\frac{N_s}{D_s} \right)^2} - 1 \quad (7-20)$$

选择安全裕度最大的方案为可行方案。

(6) 气动弹性剪裁法

为了减少设计和工艺上的难度,前述几种设计方法,大都尽量采用均衡对称层合板,而且大多数还是采用 $\pi/4$ 层合板。这样很难实现层合板的气动弹性剪裁。气动弹性剪裁设计是利用复合材料层合板刚度的方向性及其各种耦合效应进行铺层设计,以获得预期的结构柔度特性,或产生某种希望的特定变形规律,来提高结构性能和静、动气动弹性特性,如提高机翼的颤振速度,防止前掠翼的扭转扩大,并提高其发散临界速度等。前掠翼验证机 X-29(如图 7-31 所示)和 C-37(如图 7-32 所示)是复合材料气动弹性剪裁优化设计应用的成功典范。由于气动弹性剪裁设计方法有可能获得很好的气动弹性特性和减重效益,因此,各复合材料研制技术较先进国家都在进行积极研究。

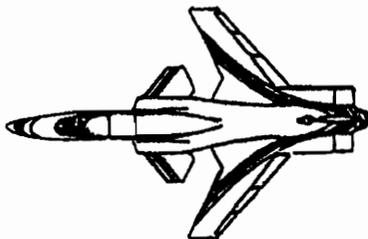


图 7-31 美国 X-29

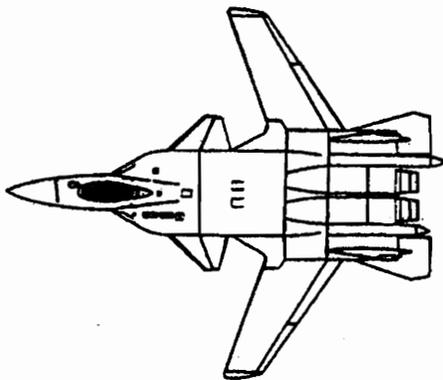


图 7-32 俄罗斯 C-37

(7) 综合优化设计

复合材料翼面结构在静力、振动、静气动弹性、位移、舵面效率、发散速度、颤振和尺寸限制等多种约束条件下的最小质量设计是一项综合优化设计技术。在满足许用应变、尺寸限制、均衡铺层、颤振速度等约束条件下,综合优化设计可获得最佳的铺层设计结果,最大应变小于许用应变;按许用应变设计的复合材料翼面蒙皮构件可满足耐久性/损伤容限要求;颤振速度提高,结构质量减轻。

7.5.3 夹层结构设计

夹层结构通常是由比较薄的面板与比较厚的芯子胶接而成。一般面板采用强度和刚度都比较高的材料,芯子采用密度比较小的材料,如蜂窝、泡沫和波纹板等(如图 7-33 所示)。夹层结构具有质量轻、弯曲刚度及强度大、抗失稳能力强、耐疲劳、吸声以及隔热等优点,因此在飞行器结构中得到了广泛应用。结构高度大的翼面蒙皮壁板(尤其是上翼面壁板)采用蜂窝夹层结构取代加筋板,能明显减轻质量;结构高度小的翼面(如操纵面),采用全高度夹层结构代

替梁肋式结构,能带来明显的减重效果。以复合材料层合板为面板的夹层结构,由于材料的相容性,目前普遍采用 Nomex 蜂窝夹芯。

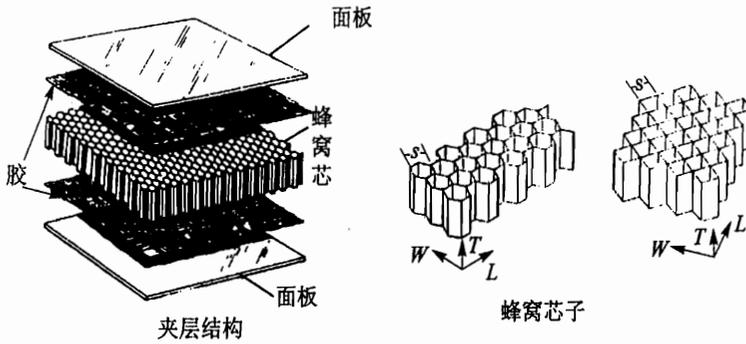


图 7-33 蜂窝夹层结构示意图

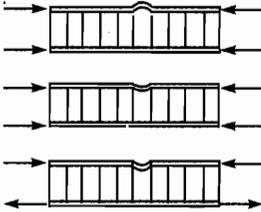
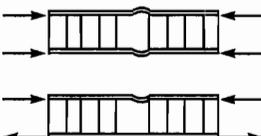
1. 夹层结构破坏形式

夹层结构各种破坏形式如表 7-11 所列。实际上,结构破坏时几种破坏形式可能同时发生。此外,夹层结构对低能量冲击和湿热环境敏感,且修补较困难。设计时,要对各种可能的破坏形式进行强度计算,还要进行防潮密封等设计。

表 7-11 夹层结构破坏形式

破坏模式	图示	破坏原因
横向剪切破坏		芯子剪切强度不够或整个夹层结构强度不够
芯子局部压塌		芯子压缩强度不够,或载荷作用面积太小
面板破坏		面板强度不够
总体失稳		夹层结构厚度或芯子剪切刚度不够

续表 7-11

破坏模式	图示	破坏原因
剪切皱折 总体失稳		有时由总体失稳引起, 芯子剪切模量低, 或夹层板厚度不够
面板起皱失稳		面板薄, 芯子压缩强度不够, 或原始不平度大。 当面板外鼓时, 可能板芯连接强度不够
面板格间失稳		面板太薄, 格子尺寸太大

2. 夹层结构设计准则

夹层结构设计, 必须使其在设计载荷作用下满足强度和刚度要求, 即

① 在设计载荷下, 面板的面内应力应小于材料强度, 或面板应变小于考虑损伤容限的许用应变。

对于复合材料面板: 设计载荷 = 使用载荷 $\times n \times f_m$ 。其中, n 是安全系数, f_m 是考虑附加湿热影响的载荷放大系数, $f_m = 1.06 \sim 1.15$ 。

② 芯子应有足够的厚度及刚度, 以保证在设计载荷下不发生夹层板总体失稳、剪切破坏以及过大的挠度。

③ 芯子应有足够的弹性模量, 夹层结构应有足够的厚度方向拉、压强度, 以保证在设计载荷下, 面板不发生皱屈。

④ 面板应足够厚, 蜂窝芯格尺寸应足够小, 以防止在设计载荷下发生格内面板失稳。

⑤ 尽量避免夹层结构承受垂直于板面的集中载荷, 以防止局部芯子压塌或面板拉脱。当集中载荷不可避免时, 应采取措施, 将载荷分散到其他承力构件上去, 而不传给芯子。

3. 夹层结构选材原则

面板材料的选择包括纤维和树脂两部分, 具体内容见 7.3 节。

芯子材料选择应遵循的原则有: 芯子材料密度低, 有足够的强度和刚度; 胶接性能好; 与面板的电性能相匹配, 避免电偶腐蚀; 工艺性能良好, 价格低。对于某些特殊构件, 要考虑芯子的电性能、导热性能、阻燃、防毒和防烟雾性能等。

蜂窝芯子有铝蜂窝、玻璃纤维蜂窝以及芳纶纸蜂窝(即 Nomex 蜂窝)。芯子形状有正六边形和长方形等,一般采用正六边形。Nomex 蜂窝是常用的非金属材料蜂窝,它的模量比同密度的铝蜂窝低很多,强度比铝蜂窝略低,但它有良好的韧性及抗损伤能力,特别是局部损伤后不易产生永久变形。

夹层结构中的胶粘剂分为板—芯胶、芯与骨架元件(如梁、肋)粘接胶,以及芯子与芯子拼接胶三类,其中板—芯胶最为重要。

面板与蜂窝芯子之间的胶粘剂与一般的板—板胶存在差异,有其自己特殊要求。选用板—芯胶时要注意,胶在固化过程中会产生挥发分,这些挥发分会导致内压,引起局部区域脱胶或产生气孔;挥发气体可能使芯子开裂或使芯格变形,挥发水分对芯子和胶本身能产生腐蚀或降低其性能,因此建议选用挥发分不大于 1/100 的胶粘剂。

大部分芯子不能承受过大的固化压力(如超过几个大气压),但为了增加胶接强度,仍要求一定的胶接压力(约二个大气压)。固化压力是胶接工艺的重要参数,选用胶时应充分注意,并进行一定的工艺试验。所选用胶粘剂,应使芯子与面板在贴合处形成胶瘤,即所谓“填角成形”的能力,以获得足够的胶接强度。

由于对芯子的加工较难控制外形容差,所选用胶应有良好的“间隙填充”性能而无需附加的强度补偿。胶粘剂本身强度都远大于芯子的强度,因此,对板—芯胶强度要求主要是它的韧性指标。胶接夹层结构的韧性是指在静或动载下,胶接面抵抗板芯剥离的能力。剥离强度直接反映了胶接面的韧性,是夹层结构设计中必须测量的一个参数。

为了获得良好的耐环境(湿热)以及抗老化的性能,板—芯胶一般采用胶膜形式。板—芯胶应与其他配套胶以及面板材料具有良好的相容性。

4. 夹层结构设计

一般来说,夹层结构设计的目的是增加刚度,得到光滑的气动外形,减少结构质量和成本,降低噪声,增大或减少某方向的热变换,在强烈的声振中能增加耐久性。下面给出一些具体的设计方法,以供参考。

不同的设计对成本的影响极大,如图 7-34 所示的端头闭合设计中,图 7-34(a)比图 7-34(b)要好,图 7-34(c)通过增加芯子密度代替梁肋,费用更低,因此,设计者应了解制造工艺,使设计的结构制造成本最低。

同一夹层结构可根据外载的情况,使用不同密度的芯子,用芯—芯胶将它们拼接。但是,当夹层结构几何尺寸较小,芯材拼接块数较多时,拼接胶的质量往往会抵消采用不同密度芯子所省下的质量,这时不宜采用这种设计方法。

夹层结构经常使用螺接或铆接传递高载,但机械连接会降低夹层结构的疲劳寿命,因此,设计时应尽量避免铆钉过多过密。铆接时尽量采用压铆,以减少对夹层结构的冲击。

为保证芯子平滑切割,避免使用“起伏”切割(也称“松弛切割”),应根据面板应力分布,利

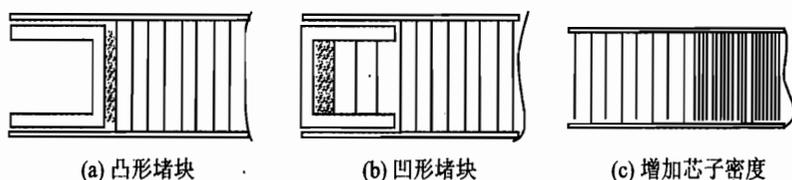


图 7-34 蜂窝夹层板端头闭合设计

用铺层丢层设计逐渐改变面板厚度。蜂窝芯子切割中的外形公差可用胶膜填补。当芯子切割形面误差较大时,可用预先固化的玻璃纤维垫板填补,如图 7-35 所示。

夹层结构胶接固化时,为增加胶接强度,要求施加一定的固化压力,压力达不到的地方,用膨胀发泡胶胶接。如图 7-36 所示,梁突缘内侧与蜂窝连接处用带状泡沫胶 J-118 胶接。胶带膨胀后的厚度为原来的 2.5 倍。

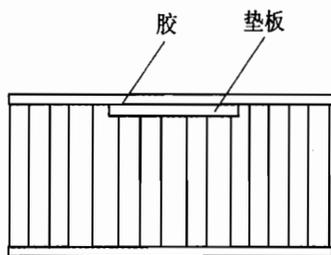


图 7-35 芯子切割凹陷填补

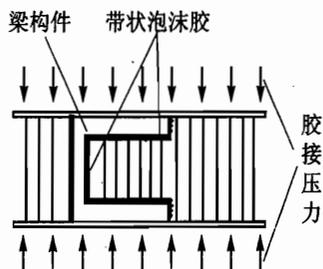


图 7-36 夹层结构固化压力要求

夹层结构的设计步骤与设计对象及使用的分析方法有关。目前,航空航天上常用全高度夹层结构,其形面及外形复杂,结构的支持条件也不规则。而有限元法具有数据反馈快、修改尺寸方便的优点,并已广泛应用于航空航天领域,因此,有限元素法已成为夹层结构设计分析的重要手段。

夹层结构设计的步骤如下所述。

① 根据外载大小,初步确定夹层结构形式与尺寸。对于全高度翼面夹层结构,外形已固定,可选择的仅有芯子密度及面板厚度。芯子密度可根据局部压力或吸力大小,按公式 $[\sigma_c]/\sigma_c=3$ 确定;面板应尽可能薄,并按层合板设计方法进行设计。对于长宽比大于 3 的夹层板,初步确定其结构尺寸时,可将其等效成单位宽度的梁进行设计计算,梁的长度与板的长度相等。

② 根据初定结构,用有限元法(或经验方法)确定内力及支反力。

③ 根据步骤②的分析结果,按强度准则修改芯子密度及面板厚度。

④ 根据修改后的结构尺寸,再进行有限元分析,并进行详细的强度校核,检查强度、刚度和稳定性是否满足要求。

重复步骤②~④,直至得到合适的设计结果。

7.5.4 结构件设计

1. 壁板设计

在传统的航空航天结构中,由金属蒙皮及纵横向加强件构成的壁板是最常见的结构件。随着高性能纤维与树脂等材料工业及制造技术的进步,复合材料已逐步进入航空航天领域,成为金属材料的替代品。与金属壁板相比,复合材料壁板有其独特的设计特点。复合材料壁板通常是层合结构,主要采用热压成形工艺制造,零件高度整体化。壁板固化成形后,制造工作基本完成,后续工作量较少。通过铺层剪裁设计,可实现壁板的强度、刚度、质量、性能及生产工艺的统一。

壁板的制造质量主要取决于成形过程的质量控制,制件成形后缺陷无法补救,因此,设计上应设法控制固化翘曲变形和制造质量。由于壁板大都是外部零件,大气环境和使用维护过程中的损伤,都会对复合材料产生不利影响,设计时必须考虑采取适当的措施,防止材料性能退化,并按损伤容限进行设计。面外载荷和结构偏心等会引起层合结构分层,使结构提前失效,设计时应尽量避免。在可能存在面外载荷和偏心的部位,应进行仔细的应力分析和试验验证。连接部位是层合结构容易破坏的部位,应仔细设计。

(1) 壁板结构形式的选择

复合材料壁板类型很多,按应用部件可分为翼面壁板、机(弹/箭)身壁板、舱门壁板等;按形状特征可分为单曲度壁板(如机翼、尾翼壁板)、双曲度壁板等;按结构形式可分为单向加筋板、格栅壁板和多腹板结构壁板等。

翼面壁板使用较多,主要是由于翼面结构应力应变水平高,容易发挥复合材料性能的优势,减重效果明显;翼面壁板外形简单,一般为单曲度,制造相对容易;其结构简洁,开口较少,须经常检查维护的部位不多,形成维护损伤的可能性也较少。而机身壁板的应力应变水平偏低,通常外形复杂,各种开口和内部装载较多,需要经常拆卸、检查的部位也多,因此利用复合材料的优势不是十分明显。

在翼面壁板中,多数为单向加筋板——只有纵向加筋条,如A-320襟翼壁板,波音-737平尾壁板(如图7-37所示)等。格栅壁板的纵、横向筋条与蒙皮一起,一次固化成形,结构整体性好,减少了零件数量和总装工作量,质量轻,壁板外表面光整,但制造起来相当复杂。A-320平尾和垂尾壁板就是格栅壁板,如图7-38所示。

与金属结构类似,对相对厚度比较小的翼面结构,采用多腹板式结构会有较高的结构效率。AV-8B复合材料机翼、平尾壁板(如图7-39所示),欧洲EAP验证机复合材料机翼(如图7-21所示),都采用这种形式。这种结构要求模具加工准确,制造难度大,只能用无损检测技术进行损伤评定,因此,选用这种结构形式必须要有稳定的制造工艺作保障。

选择壁板结构形式,应从设计、强度、结构质量、工艺、模具以及成本等因素综合评价,产品

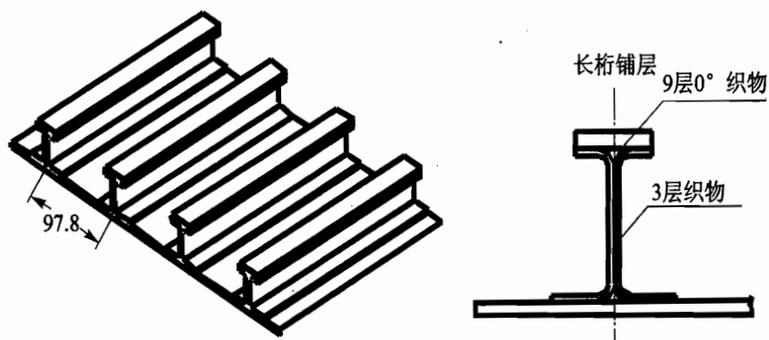


图 7-37 波音-737 平尾壁板

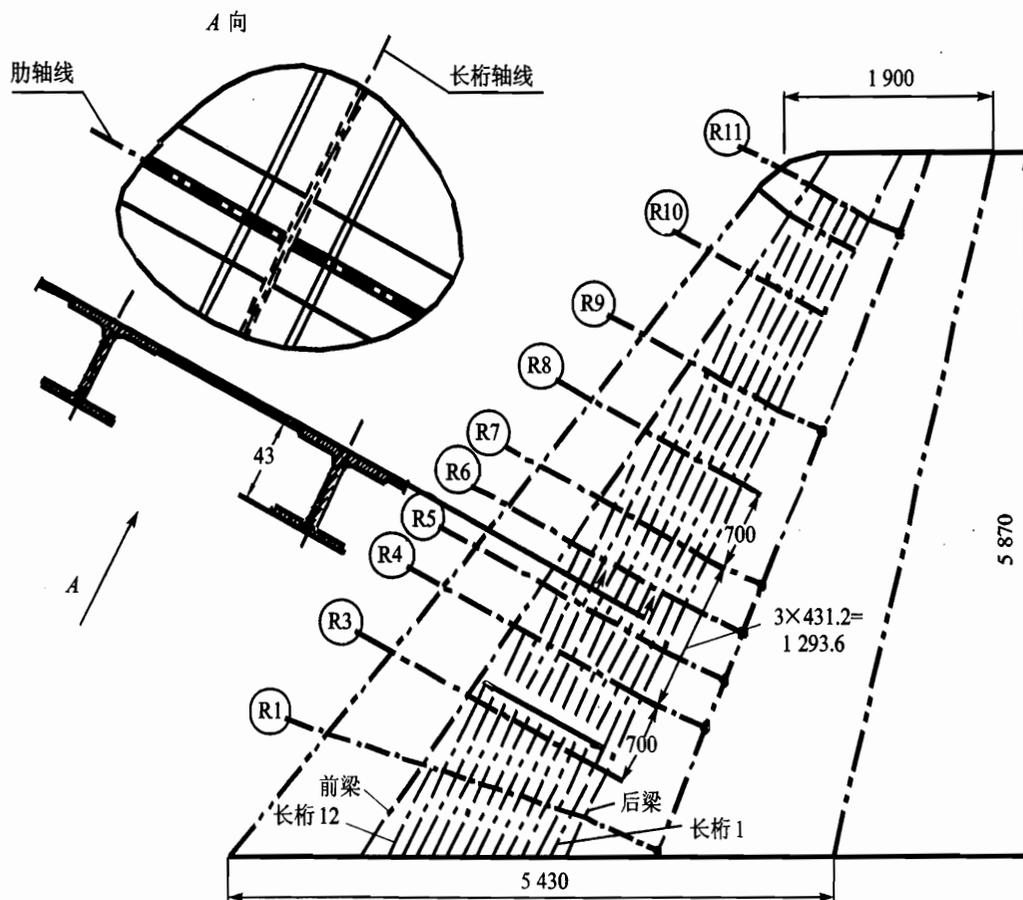


图 7-38 A-320 平尾和垂尾壁板



图 7-39 AV-8B 平尾壁板示图

的继承性、生产单位的条件和经验也是结构形式选择的重要依据。

(2) 加筋条截面形状

加筋条截面形状分为开剖面 L 形、T 形(含球头 T 形)、J 形、I 形和 π 形等,闭剖面帽形、泡形和 II 形等,如图 7-40 所示。闭剖面加强筋的扭转刚度和弯曲稳定性能优于开剖面筋条,但其工艺性却劣于后者。L 形(角形)加筋条易发生剥离,应谨慎使用。

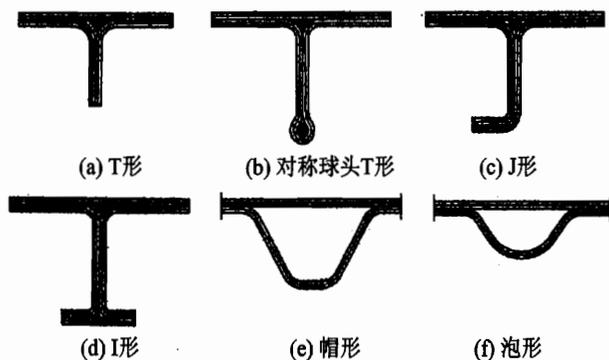


图 7-40 加筋条截面几何形状

(3) 壁板结构设计

壁板结构设计除应遵循结构设计的一般要求外,还须满足应变要求和稳定性要求,即在设计载荷下,结构的应变不得超过规定的设计许用值。虽然结构试验已证明,复合材料结构有后屈曲承载能力,但其对疲劳的影响尚不清楚,因此壁板的稳定性限制条件须谨慎使用。在结构设计中,应对不同类型飞机和不同部件,采用不同的屈曲要求,建议按下列层次选择不同的屈曲准则。

① 对于较厚的蒙皮(大于 3 mm),在设计载荷下不得屈曲。

② 对于铆接壁板结构中厚度板(厚度为 1~3 mm),在使用载荷下不得屈曲,在设计载荷下允许屈曲。

③ 对于较薄的板(小于 1 mm),可允许在使用载荷下进入屈曲。

根据层合板设计一般原则及蒙皮、加强件的受力特点,在初步设计阶段,按表 7-12 所列的统计范围确定壁板铺层形式。初步确定铺层比后,经应力分析,并考虑工艺因素后予以调整。

图 7-41 是 L-1011 复合材料垂尾壁板铺层设计的实例。蒙皮主要由 $\pm 45^\circ$ 层构成,根部 16 层,翼尖 10 层,中间部位 14 层,壁板周边 16~34 层,主要是为了提高连接强度。

表 7-12 壁板的铺层比例

元 件	铺层比例/(%)	
	$\pm 45^\circ$	$0^\circ/90^\circ$
基本蒙皮	70~100	0~30
加强蒙皮	40~70	30~60
长桁垂直缘板	50~100	0~50
长桁水平缘板	30~50	50~70

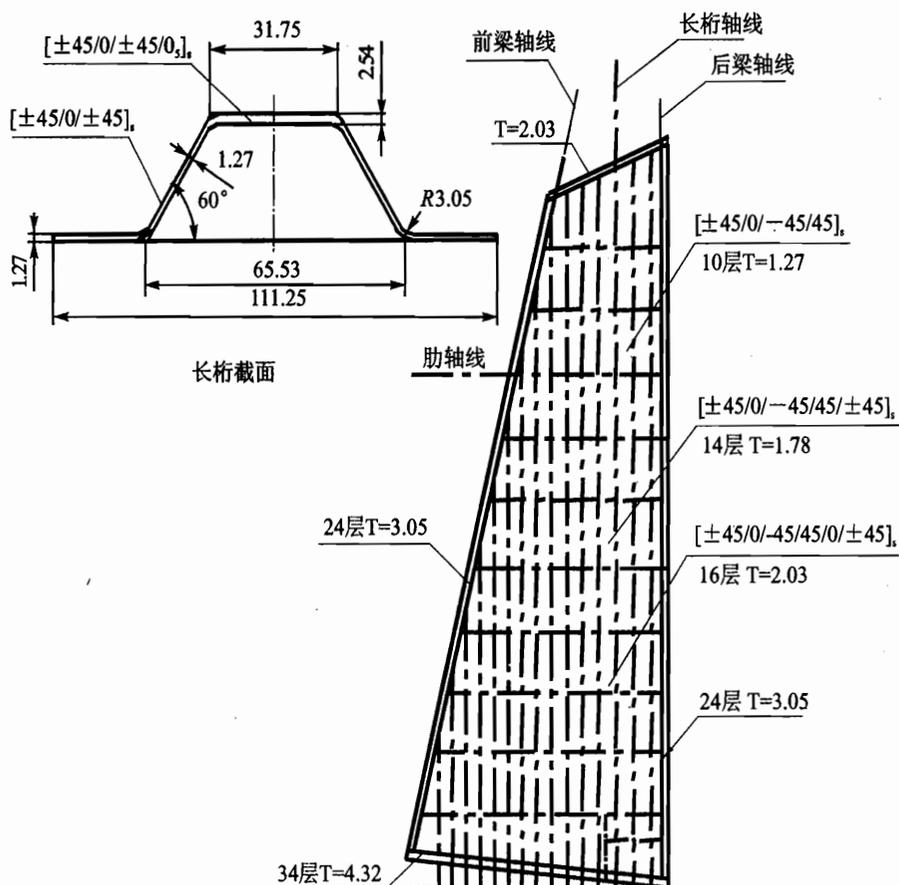


图 7-41 L-1011 复合材料垂尾蒙皮铺层

2. 层合梁设计

层合梁是复合材料结构中最常见的受力构件之一,例如翼面结构中的大梁和翼肋,机身结构中的纵梁和框等。它们通常由受剪腹板及受轴向拉、压的缘条构成,下面分别介绍这两部分

结构的设计。

(1) 缘条设计

梁缘条是主受力结构,它参与部件总体受力,因此,缘条剖面尺寸通常由结构的完整性要求确定,具体说来是由部件的刚度要求、梁与壁板的弯矩分配比例、应变水平、稳定性准则,以及与周边结构的连接条件等确定。在设计阶段,除了综合考虑上述诸因素外,通常还要结合材料与工艺等要求,经多次反复方能最后确定其尺寸与铺层形式。

复合材料层合梁分为两类,即组合梁和整体梁。组合梁的缘条与腹板是分开的两部分,通过装配成为一体。梁腹板是简单的平板结构,如图7-44所示。梁缘条为T形或L形截面,直接铺在壁板上,属于壁板的一部分,梁缘条设计融于壁板设计之中。由于梁缘条与壁板一起铺贴固化成形,使壁板表面光整,没有连接孔,减少了零件和紧固件数量,也减少了工装。此类缘条设计与壁板上加筋条设计极为相似。由于壁板设计主要考虑的是提高抗扭刚度, $\pm 45^\circ$ 铺层比例较大,而梁缘设计主要考虑的是提高抗弯刚度,故增加了许多 0° 层。Airbus系列飞机复合材料垂尾梁及A-320-100复合材料平尾梁都采用这类形式。

整体梁的缘条与腹板是一个整体结构。常见的截面形状有T形和C形。C形梁一般用于受载不大的构件,如翼肋。A-320-100方向舵梁、AV-8B水平尾翼梁(如图7-39所示)是C形梁。这种梁结构简单,成形方便,与壁板连接便利,其缘条可以看成是腹板的延伸和弯折。为传递轴力和连接的需要,缘条铺层中 0° 及 45° 比例应适当高些。T形梁缘条一般用于承受载荷较大的构件,如DC-10复合材料垂直大梁(如图7-42所示)、AV-8B机翼正弦波梁(如图7-43所示),其截面尺寸较大。与C形梁相比,其制造难度略大些。T形梁缘条的铺层一般可以分成两部分,一部分是由腹板铺层弯折而成,另一部分是沿缘条长度方向贴于弯折铺层外面,用以增加抗弯刚度及连接强度的铺层。

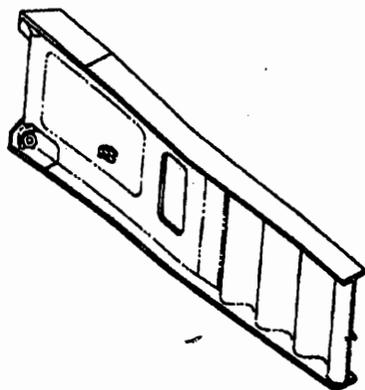


图7-42 DC-10复合材料垂尾大梁

常用的梁缘条与腹板的过渡有台阶式过渡和斜坡式过渡两种。台阶式过渡铺层设计简单,容易保证对称性,工艺方法灵活,共固化或二次胶接均很方便;斜坡式过渡中缘条增加的铺层需插在腹板铺层之间,腹板与缘条铺层均应对称铺贴。后一种形式保证了缘条过渡到腹板刚度不出现突变,但给制造带来了不便,腹板与缘条需共固化成形。

如上所述,梁缘条或与壁板复合在一起,或与腹板复合在一起,它们常常不是独立的零件,因此缘条设计往往与壁板或腹板设计同时进行。但不管是何种形式,梁缘条参与部件总体受力,传递轴向拉、压载荷的功能不变,在设计时,首先应按梁缘条所在零件的基本要求,然后综合考虑它们的附加要求,以及与其他零件的协调关系进行设计。

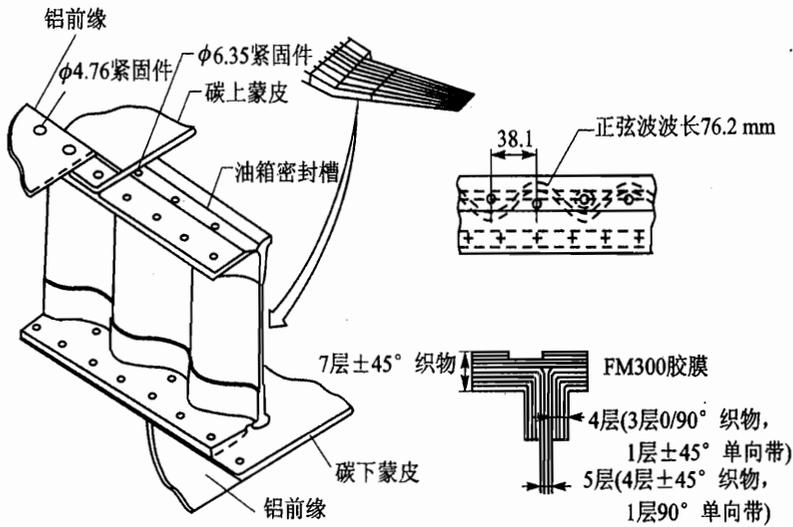


图 7-43 AV-8B 机翼正弦波腹板梁结构

(2) 腹板设计

腹板主要承受剪切载荷,结构一般比较简单。它们由承受剪力的薄板、支柱或筋条等加强件构成,有些腹板还有减重孔和加强梗,减重孔周边设置口框或翻边。按几何形状的不同,腹板可分为平腹板和波纹板腹板。

平腹板一般是由支柱等加强的平板类结构。由于其具有结构简单、制造方便、成本低、整体性好、与周边结构连接简便等优点,因此广泛用于飞行器结构中。A-310-300、A-320-100 和 L-1011 垂尾大梁,Y7 垂尾前、后梁(如图 7-44 所示),A-320-300 垂尾部分翼肋(如

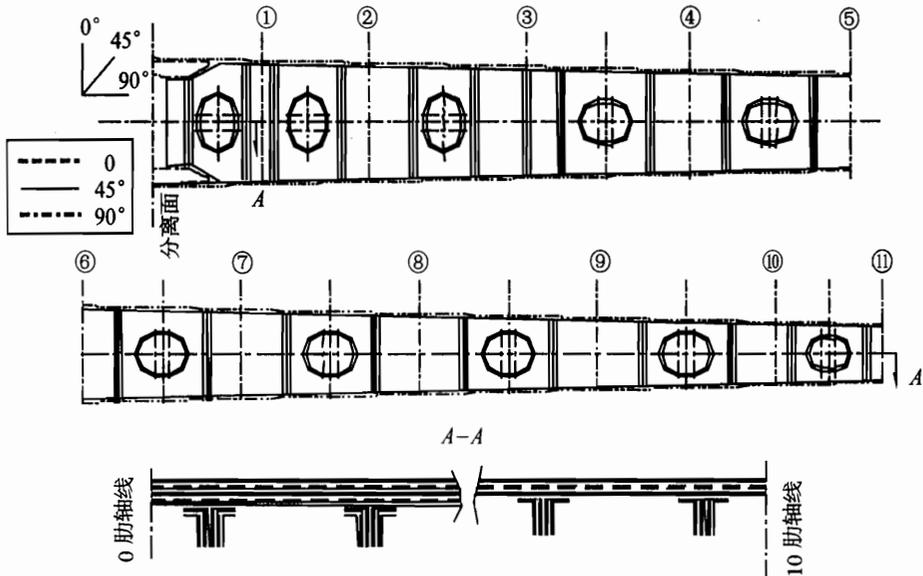


图 7-44 Y7 复合材料垂尾后梁腹板

图 7-45 所示)等用的都是平腹板。夹层结构腹板也属于平腹板。对于相度厚度较大的翼型或绝对高度大的翼面,采用夹层结构腹板,有利于提高腹板的稳定性,减轻结构质量。

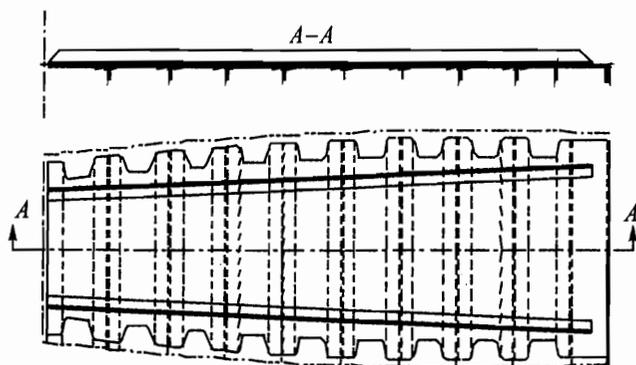


图 7-45 A-320-300 复合材料垂尾普通肋腹板

构架式腹板是平腹板的一个特例。如果翼面结构偏大,采用构架式结构则能有较高的结构效率。如 A-310-300 垂尾根部和 L-1011 垂尾根部采用了构架式翼肋腹板(如图 7-46 所示),翼尖部位仍保持实心层合板结构。构架式腹板在受力上与桁架相似,以杆子拉、压载荷传递腹板的剪力。为了增加杆的惯性矩,提高其受压稳定性,杆子的截面可做成帽形或十形。与实心层合板腹板相比,其突出优点是质量轻,开敞性好,便于

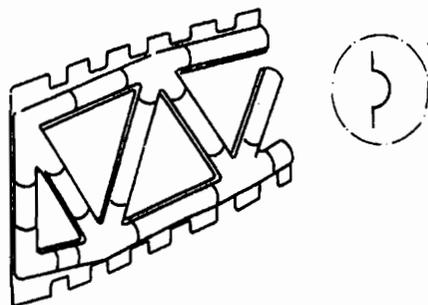


图 7-46 A-310-300 垂尾根部肋构架式腹板

施工和管线布置;其缺点是结构复杂,铺层设计较繁琐,工装与工艺都比较麻烦。

波纹板有质量轻、刚度大、稳定性好等优点,适合作为腹板结构,但是由于工艺困难,金属波纹板腹板没有得到广泛应用。复合材料波纹板腹板容易制造。在保持腹板厚度相同的情况下,波纹板腹板不仅能提高腹板的屈曲应力,而且取消了腹板上的支柱、角材等加强件,减少了零件数量和装配工作量(如图 7-43 所示),因此,对于复合材料这是一种非常有前景的结构形式。根据形状的不同,有矩形波纹板、半圆形波纹板、正弦波纹板和三角形波纹板,其中正弦波和三角形波纹板质量轻,但模具加工及零件铺贴成形难度大,所以,目前广泛采用的是半圆形及由它演化来的弓形波纹板。

腹板结构与壁板结构相似,除应遵循结构设计的一般要求外,还需满足应变要求和稳定性要求。其中应变要求是腹板在设计载荷下的剪应变应低于剪切许用应变,稳定性要求与壁板的相同。

腹板主要受剪切载荷,它的铺层主要由 $\pm 45^\circ$ 构成。考虑到工艺方便及成本因素,选择织物较为合适。在腹板的开口区域,局部用 0° 、 45° 织物以及单向带加强。如果腹板高度不大,也可采用全高度的 $0/90$ 织物铺层。支柱、角材、口框及构架式腹板的杆子,主要受轴向载荷,它们的 0° 层比例较高。

7.5.5 结构细节设计

与金属结构一样,细节设计能直接影响结构的耐久性和损伤容限,但复合材料结构有自己的特点。复合材料结构大都是层合结构,刚度突变、应力集中、传力不连续、偏心、连接区、有面外载荷或制造缺陷等容易引起分层损伤(如图7-47所示),以致降低结构的性能,因此细节设计非常重要。

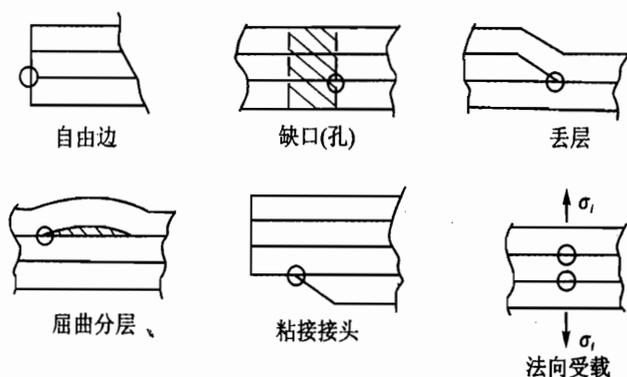


图 7-47 结构中容易出现分层损伤的部位

1. 边缘及连接区细节设计

在自由边或容易遭遇外物冲击的部位,由于存在较大的层间应力容易出现分层,为此应按本节中所给的各原则进行铺层设计。对于构件的自由边和孔边还可以采用包边的方法防止分层。在连接处可加垫圈,并给定拧紧力矩。三维编织和缝合(如图7-48所示)可增加构件厚度方向的强度以及层间韧性,对防止分层也非常有效。

在结构刚度变化较大的部位,如构件厚度变化或出现丢层,必须将铺层数按图7-49所示的要求递减或做成小台阶形,并在表面铺设一层连续铺层,以防止剥离。

桁条、支柱的端头和蜂窝夹层板的端头容易分层,应设计成斜削过渡(如图7-50所示),并尽可能设计得宽些,以免刚度变化太大导致胶接面上的层间应力过高。

在胶接区,如角形长桁与壁板胶接处,应按图7-51谨慎选用连接方式。构件转折处弯曲半径不能太小,以防止纤维架桥并减小应力集中。

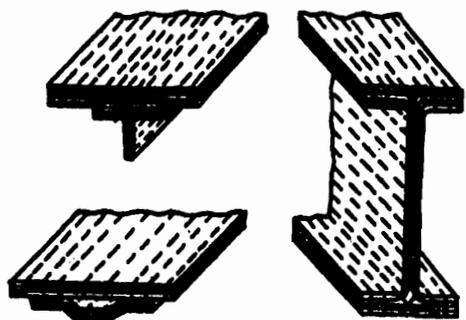


图 7-48 缝合结构示意图

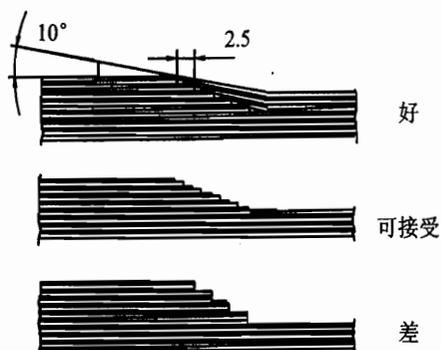


图 7-49 结构变厚度区设计

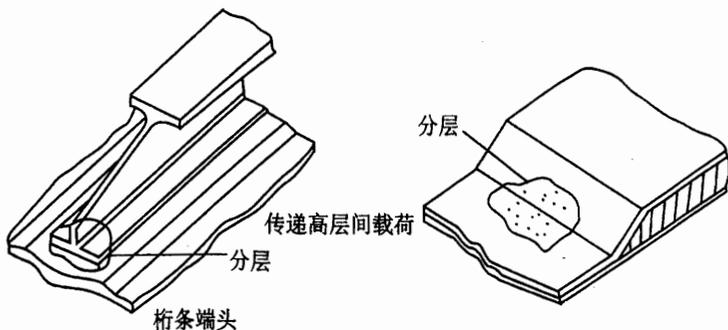


图 7-50 桁条和蜂窝板端头设计

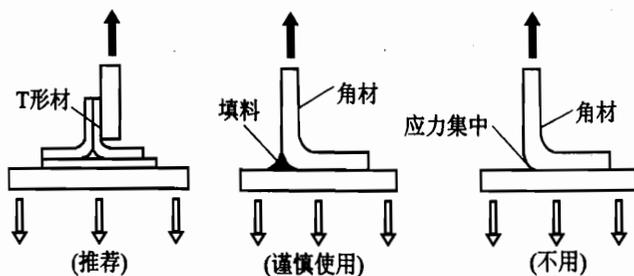


图 7-51 角形加强件与蒙皮胶接

2. 蜂窝夹层结构细节设计

蜂窝夹层结构设计要求芯子的外形面尽量避免太多下陷台阶。蜂窝夹层结构是相对封闭的结构，一旦水分进入芯格之间，很难将其排除或蒸发。它能造成胶退化及芯子腐蚀，因此，夹层结构必须注意防潮密封设计。处理好夹层结构边缘、接头及闭合细节设计是夹层结构高质量设计的关键，处理不慎便成为夹层结构的薄弱环节。图 7-52 给出了部分边缘闭合件的设计实例。

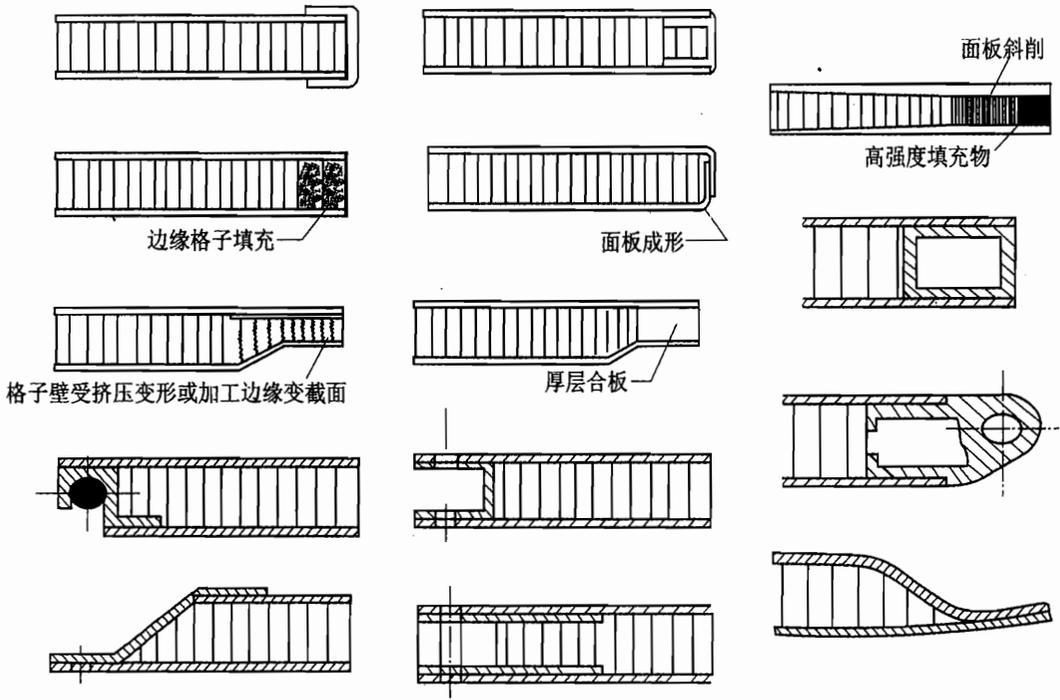


图 7-52 夹层结构边缘闭合件形式

3. 开口区细节设计

由于使用和维修的需要,在结构上开口通常是不可避免的。与金属结构相比,开口对复合材料结构会造成一些特殊的影响,在设计时必须加以考虑。

开口会切断某些纤维,影响纤维受载的连续性,因此应尽量开小口,开口的形状和位置应尽量少切断纤维(如图 7-53(b)所示),并采用应力集中系数小的形状(如图 7-53(c)所示)。

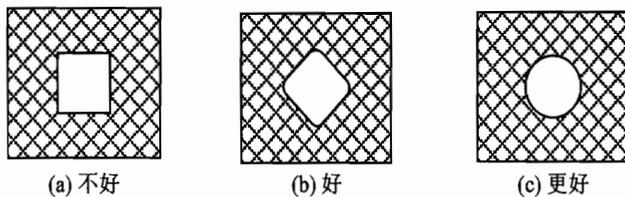


图 7-53 开口设计对比

含孔复合材料构件的应力集中系数与层合板的铺层形式有直接关系。例如碳/环氧 0° 层合板的应力集中系数约为 7,而 $\pm 45^\circ$ 层合板的应力集中系数却降至 2。因此,开口区采用较多的 $\pm 45^\circ$ 铺层一般比较有利。

构件受正应力时,因复合材料层合板的剪切强度低,其传递载荷的能力差,故开口附近的

参与区一般比金属大。复合材料从初始加载直至破坏无明显塑性阶段,在纤维断裂前应力一般不会重新分布,开口区的强度削弱比较严重,开口影响区也比金属结构的影响区大,因此,复合材料开口区的补强范围较金属结构的范围要大。

复合材料结构的开口边缘存在自由边效应,应采取包边或缝合等防分层措施。

4. 防雷击和防静电设计

雷电是飞行器,特别是飞机所遭遇到的最严重的电磁危害。对一架新设计的飞行器,可以通过以下步骤完成雷电防护设计。

首先确定雷击区域和雷电环境。确定雷击区有两种方法,第一种是通过比较新机与形状和它大体相同的飞机已有的雷击经验来确定;第二种是用飞机比例模型进行雷电模拟试验来确定,这种方法可靠准确,但费时费钱。在确定了雷击区域之后,判定每个雷击区总的雷电放电电流分量。这些分量是必须设法防护的。雷电防护程度取决于雷电环境和所运用的试验标准。

其次确定易受雷电损坏的部件,制定保护准则。确定可能易遭受雷电破坏的部件,根据对安全飞行的重要性、任务的可靠性或可维护性等因素,确定须保护的部件以及不须保护的部件。对须要保护的部件建立雷电防护判据。

进行雷电防护设计。复合材料结构雷电防护系统从原理上可分为两类,一类是提供雷电电流通道的导电防护系统,如各种导电层防护系统;另一类是使防护对象与雷电电流通道隔离的绝缘防护系统,如金属条防护系统和绝缘涂层防护系统。目前,最常用的是导电层防护系统和金属条防护系统。A-350XWB飞机复合材料机身采用的是金属框以及少数纵向金属元件构成的雷电防护系统,如图7-54所示。

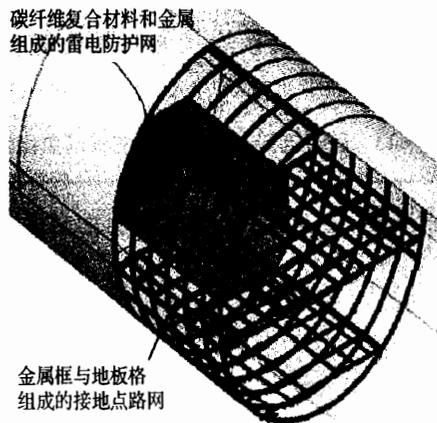


图7-54 A-350XWB飞机复合材料机身的雷电防护系统

最终根据有关标准的规定,试验验证防护的合理性与有效性。

复合材料导电性较低,对静电沉积敏感。复合材料结构飞行器静电防护与金属结构飞行器基本相同;所不同的是对介质复合材料(如芳纶或玻璃纤维复合材料)要求在其表面涂导电层,使其表面与其他金属表面保持大致相同的电位,为静电泄放提供通道。

静电防护方法中合理配置静电放电器是最常用的方法。如果静电放电器安装在复合材料结构表面上,则要在安装位置与最近的金属表面之间装上金属搭接条,并且要确保表面加工、表面处理与工作环境相容。一般情况下,复合材料结构雷电防护系统也起静电防护作用。只有在雷达罩外表面和复合材料结构整体油箱内表面等特殊部位,才单独使用静电涂层防护系统。

7.5.6 结构连接设计

连接设计和分析是结构设计的重要内容之一。复合材料结构连接部位的设计与强度分析具有与金属结构连接部位不完全相同的内容和特点,有些方面与金属材料结构有着本质的差别。影响复合材料结构连接强度的因素很多,连接问题比较复杂,目前要很好地分析其静强度和疲劳强度还比较困难,因此必须予以足够的重视。同时,这些特点也表明复合材料连接结构具有较强的可设计性。

复合材料连接主要分为胶接连接、机械连接和混合连接三种类型。其中机械连接主要包括螺栓连接和铆钉连接,混合连接是指胶铆或胶螺连接。胶接和机械连接是最常用的两种连接形式,混合连接采用较少。胶接连接是借助胶粘剂将零件连接成不可拆卸整体的连接方法,它适用于传递载荷较小的部位。机械连接是借助紧固件,把两个以上零件连接成一个整体的连接方法,它适用于传递载荷较大或可靠性要求高的部位。混合连接是同时利用胶接和机械连接的连接方法,目前只用在需要密封的部位,但随着胶接工艺及其质量检测技术的完善或成熟,混合连接应该得到更多的应用。胶接连接和机械连接的优缺点比较详如表7-13所列。

表7-13 胶接连接与机械连接的优缺点比较

连接方式	胶接连接	机械连接
优点	<ul style="list-style-type: none"> ① 无钻孔引起的应力集中,连接效率高,结构轻; ② 抗疲劳、密封、减振及绝缘性能好; ③ 有阻止裂纹扩展作用,破损安全性好; ④ 能获得光滑气动外形; ⑤ 不同材料连接无电偶腐蚀问题 	<ul style="list-style-type: none"> ① 便于进行检查质量,保证连接的可靠性; ② 在制造、更换和维修中可重复装配和拆卸; ③ 对零件连接表面的准备及处理要求不高; ④ 无胶接固化产生的残余应力; ⑤ 受环境影响较小

续表 7-13

连接方式	胶接连接	机械连接
缺点	<ul style="list-style-type: none"> ① 缺少可靠的无损检测方法,胶接质量控制比较困难; ② 胶接强度分散性大,剥离强度低,不能传递大载荷; ③ 胶接性能受湿、热、腐蚀介质等环境影响大,存在一定的老化问题; ④ 胶接表面在胶接前需作特殊的表面处理,工艺要求严格; ⑤ 被胶接件间配合公差要求严,需加温加压固化设备,修补较困难; ⑥ 胶接后不可拆卸 	<ul style="list-style-type: none"> ① 由于复合材料的脆性和层合板的各向异性,层合板制孔后导致孔边局部应力集中,降低了连接效率; ② 为了弥补基本层合板制孔后强度下降的影响,层合板可能需局部加厚,使结构质量增加; ③ 由于增加了制作的工作量,可能增加成本; ④ 制孔工艺要求较高,操作要慢速平稳,否则会造成孔边大面积分层; ⑤ 铝、钢紧固件与复合材料接触会产生电偶腐蚀,故需选用与碳复合材料电位差较小的材料制成的紧固件
说明	<ul style="list-style-type: none"> ① 碳纤维复合材料沿纤维方向的线膨胀系数很小,它与金属胶接时,由于热膨胀系数差别较大,在高温固化后会产生较大残余应力和残余变形。因此,胶接连接设计时应尽量避免与金属件胶接(尤其是铝合金),必要时可采用热膨胀系数小的钛合金零件; ② 碳纤维复合材料层间拉伸强度低,易在连接件端部层合板的层间产生剥离破坏,因此,对较厚胶接件,不宜采用简单的单搭接连接形式 	<ul style="list-style-type: none"> ① 连接板的剪切强度不随端距增大而成比例增加; ② 主承力连接区的关键部位一般均采用多排螺栓连接,不采用耳片或梳状形式的连接

1. 胶接连接设计

优秀的胶接连接设计应使其胶接强度不低于连接区外被胶接件本身的强度,否则,胶接连接将成为薄弱环节,会发生过早破坏。

胶接连接设计应充分发挥胶层承受剪切能力很强的优点,根据最大载荷的作用方向,使所设计的胶接连接以剪切的方式传递最大载荷,而其他方向载荷很小,尽量避免胶层受拉力和剥离力。还应特别注意被胶接件热膨胀系数要匹配。

从强度和成本观点考虑,胶接连接设计的基本原则是:

① 选择合理的连接形式。不同胶接接头形式的连接强度与被胶接件的厚度有较大的关系,如图 7-55 所示。接头形式的选择应使胶层在最大强度方向受剪力,尽可能避免胶层受到法向力,以防止发生剥离破坏。

② 尽可能减小应力集中。单搭接接头降低应力集中的措施如图 7-56(a)所示。单搭接接头在连接处布置横向构件可改善接头的受力状态,降低剥离应力(如图 7-56(b)所示)。

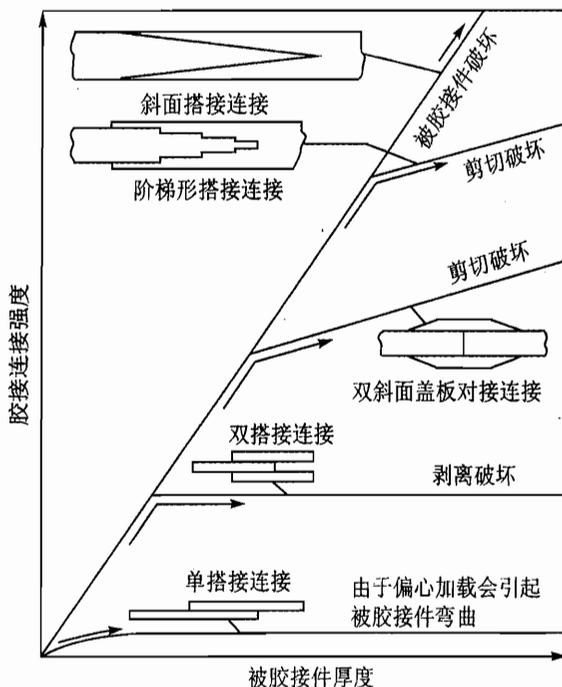


图 7-55 胶接件厚度对接头形式选择的影响

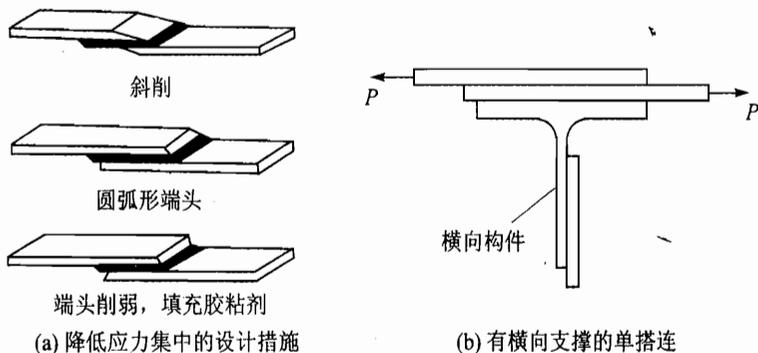


图 7-56 单搭接接头降低剥离应力的措施

③ 力求避免连接件端部层合板发生层间剥离破坏。胶接表面的纤维方向最好与载荷方向一致或成 45° ，不能与载荷方向垂直。两个相贴合的胶接件表面泊松比应尽量匹配。

④ 承受动载荷时，应选低模量韧性胶粘剂；在高温工作时，所选胶粘剂的热膨胀系数尽量与被胶接件相近。

⑤ 工艺尽可能简单，以降低制造成本。

这些原则总的目的是尽可能使胶接连接强度高于被胶接件强度或与之相近。为此，需从连接形式、几何参数选择等诸方面着手，来满足上述要求。

2. 机械连接设计

影响复合材料机械连接接头强度的因素远比金属的多,了解这些因素,并在设计中加以考虑是很重要的。这些因素可以归纳为五类:材料参数,如纤维的类型、取向及形式(单向带、编织布)、树脂类型、纤维体积含量及铺层顺序等;连接几何形状参数,包括连接形式(搭接或对接、单剪或双剪等)、几何尺寸(排距/孔径、列距/孔径、端距/孔径、边距/孔径、厚度/孔径等)、孔排列方式等;紧固件参数,如紧固件类型(螺栓或铆钉、突头或沉头等)、紧固件尺寸、垫圈尺寸、拧紧力矩及紧固件与孔的配合精度等;载荷因素,即载荷种类(静载荷、动载荷或疲劳载荷)、载荷方向及加载速率;环境因素,包括温度、湿度、介质环境等。

复合材料机械连接的破坏形式有单一型和组合型两类。单一型破坏形式有层合板的挤压破坏、拉伸破坏、剪切破坏、劈裂破坏、拉脱破坏,以及紧固件的弯曲失效、剪断和拉伸破坏等多种形式。某些单一型破坏形式及其预防措施如表7-14所列。组合型破坏为两种或两种以上单一型破坏形式同时发生的情况,例如拉伸—剪切(或劈裂)、挤压—拉伸、挤压—剪切和挤压—拉伸—剪切等,如图7-57所示。



图7-57 机械连接组合型破坏形式示意图

机械连接的破坏形式主要与连接结构几何参数和连接件铺层方式有关。劈裂和剪切破坏是两种低强度破坏形式,应防止发生。挤压破坏具有局部性,通常不会引起复合材料结构灾难性破坏,是设计预期的可能破坏形式。对于单排钉连接,从既要保证连接的安全性又要提高连接效率出发,应尽可能使机械连接设计产生与挤压破坏有关的破坏形式。多排钉连接一般为拉伸型破坏。

机械连接设计时,推荐使用高锁螺栓以及专门为复合材料设计的虎克铆钉、高锁环槽铆钉等紧固件,紧固件材料应使用钛合金或不锈钢,并采用涂密封胶的湿法装配,以防止电偶腐蚀。对结构整体油箱区的紧固件应采用密封措施,如涂密封胶或加塑料帽套等。接头形式与金属结构类似,双剪较单剪接头好,斜削和阶梯形接头可改善多钉连接时钉载分配的不均匀性。

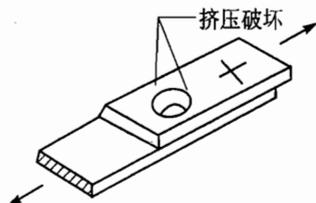
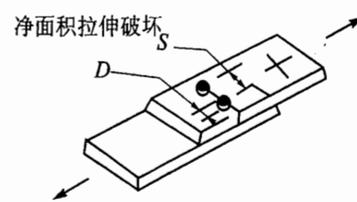
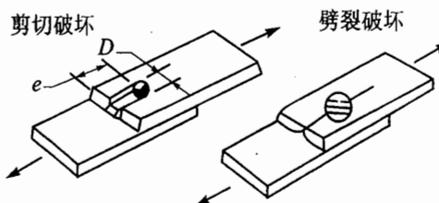
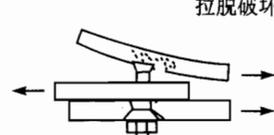
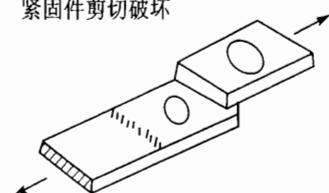
碳纤维复合材料呈脆性,多钉连接时,脆性使各钉孔的承载严重不均。加之孔引起的应力集中比金属结构严重。故如有可能,尽量采用不多于两排的多钉连接;为了减少开孔对纤维传力路线的破坏,两排孔应对齐排列,而不采用金属结构常用的交叉排列形式;并建议选用比铝结构更大的端距。构件铺层中 $\pm 45^\circ$ 层比例一般不少于40%, 0° 层不少于25%, 90° 比例为10%~25%,也可以在连接区采用碳纤维—玻璃纤维混杂构成刚度较小的软化带来改善连接

强度。

7.5.7 复合材料结构可修理性设计

复合材料飞行器结构在使用中容易造成损伤。损伤的原因是多方面的,而且很难避免,这就要求在设计时必须充分注意和考虑复合材料结构的可修复性,并提供优质高效低成本的修理方法。

表 7-14 机械连接典型破坏形式及其预防措施

破坏形式	预防措施
 <p>挤压破坏</p>	<ul style="list-style-type: none"> ① 连接设计以挤压强度为临界参数; ② 至少采用 40% 的 $\pm 45^\circ$ 铺层; ③ 在螺母下面加垫圈; ④ 如有可能,采用抗拉型突头紧固件
 <p>净面积拉伸破坏</p>	<ul style="list-style-type: none"> ① 采用比铝结构更大的紧固件间距: 铝结构的 S/D(间距/孔径) ≥ 4,碳纤维/环氧的 $S/D \geq 5$; ② 连接板加厚,以减少净截面上的应力
 <p>剪切破坏 劈裂破坏</p>	<ul style="list-style-type: none"> ① 采用比铝结构更大的端距: 铝结构的 e/D(端距/孔径) $\approx 1.7 \sim 2$,碳纤维/环氧的 $e/D \approx 3 \sim 4$; ② 至少采用 40% 的 $\pm 45^\circ$ 铺层; ③ 至少采用 10% 的 90° 铺层
 <p>拉脱破坏</p>	<ul style="list-style-type: none"> ① 沉头孔深度不应大于层合板厚度的 0.6 倍; ② 增加层合板厚度
 <p>紧固件剪切破坏</p>	<ul style="list-style-type: none"> ① 采用直径更大的紧固件; ② 采用高抗剪紧固件

1. 复合材料结构修理的特点和修理容限

对于所有复合材料结构,特别是易受损伤的部件,在设计中应考虑其可修理性以及修理方法的可行性、有效性和经济性。结构修理要求修理后的结构强度和刚度恢复应尽可能高,结构质量的增加尽可能小,同时还应恢复原结构的使用功能,保证结构光滑完整。

复合材料结构修理的特点:纤维是复合材料承载的主体,对于损伤切断的纤维,修理不是将其重新接上,而是通过外搭接补片贴补或补片楔形斜削对接挖补,来恢复纤维的连续承载能力。这是复合材料结构修理与金属结构修理的本质差别所在。复合材料结构可以用钛板、铝板、层合板、预浸料等补片修理,可用的修理材料较多。

复合材料结构设计中没有考虑修理的部位,决不可轻易维修。如果补片采用机械连接固定,必须在结构设计允许时方可采纳,因为复合材料对孔边应力集中敏感,损伤区周边制孔(一般为直径6 mm的孔)有时会引起结构承载能力下降或带来新的损伤。

补片固化、二次固化或胶接等工艺需要配套辅助材料和相关修理设备。修理所用树脂、预浸料等修补材料要求要有一定的贮运条件、使用期和贮存期。

修理容限是指结构修与不修、能修与不能修的界限。复合材料结构的允许损伤极限和损伤修理极限影响因素很多,不同的结构形式、材料体系和飞行器类型会有不同的规定。首先要根据缺陷和损伤的类型,检测出其范围和大小,比照制定出的生产和使用中允许的缺陷和损伤标准,确定修与不修的界限。其中的关键是缺陷和损伤许用标准的确定。通常,每种结构都有自身特有的损伤包容能力,这种能力由结构的设计许用应变控制。

复合材料结构的允许损伤极限与结构的设计应变水平密切相关。目前,按限制设计许用应变 $3\ 000\sim 4\ 000\ \mu\epsilon$ 设计的壁板类结构,一般允许损伤极限为损伤面积当量直径小于20 mm的各类损伤。又如F-18的修理指南规定压痕深度小于0.4 mm,分层区面积小于直径为13 mm圆的面积,蜂窝板开胶面积小于直径为19 mm圆的面积可不修理,照常使用。经验表明,F-18的修理规定偏保守,但是应该放宽到什么程度要通过试验来决定。

当缺陷和损伤的尺寸超过了一定量值,结构件修理难于达到修理标准要求,或在经济上成本过高,只能报废更换结构件,这时的损伤尺寸为修理极限。如波音飞机公司规定缺陷或损伤的范围大于结构件面积的15%时应予报废。F-18规定蜂窝结构分层面积大于50 mm直径圆面积,开胶大于75 mm直径圆面积;层合板分层大于75 mm直径圆面积时,结构不可修理,应予报废。

总之,结构的允许损伤极限与损伤修理极限要具体结构具体分析,针对性强,不可盲目照搬。

2. 考虑修理的复合材料结构设计原则

在设计中考虑修理的结构设计原则为:

应在结构设计阶段,根据结构的特点和强度、刚度要求,对结构修理进行区域划分。各区域有不同的允许损伤形式与程度、可修理的损伤及相应的修理方法以及不可修理的损伤形式与程度。

对于易损部件,设计时应留有修理通道和修理余量,以提供足够的检查空间和修理操作空间。易损部位复合材料结构的连接应尽可能采用螺接,而不采用胶接,当结构受到损伤时易于拆卸、修理或更换。组合结构件的修理一般比整体结构件的修理容易得多,因此,在满足结构设计原则的前提下,复合材料构件应尽可能采用组合结构形式。

使用预浸料修理时,尽可能选用与被修理结构相同的材料,如碳纤维复合材料修理碳纤维结构件。尽可能采用对称铺层。台阶式修理每阶不多于2层铺层,每个台阶长度最小为5 mm,一般取10 mm,表面至少要有一层 $\pm 45^\circ$ 铺层将所有台阶覆盖。

7.6 复合材料整体结构

7.6.1 复合材料整体结构的应用

复合材料整体结构设计的目标是力求充分利用复合材料本身的力学性能、加工特点以及不断发展的工艺方法,在满足结构完整性要求的前提下,减轻结构质量,降低制造成本。

纤维缠绕成形是一种先进的工艺方法,能充分发挥连续作业的特点,也可以充分利用纤维的承载能力。火箭壳体大都采用这种成形工艺,随着缠绕技术的不断发展,已逐步扩大到某些机体结构。已有用缠绕法制造飞机机身的例子,如全复合材料小型飞机“星舟”号(Starship)的原型机机身。有些直升机的旋翼结构也采用纤维缠绕成形工艺。

采用全高度夹层结构设计整体结构很多,如飞机的前翼面、副翼和各种操纵面、直升机旋翼桨叶以及导弹弹翼和尾翼等。在机翼前缘或后缘采用全高度蜂窝夹层结构可以减少零件及紧固件数量,亦可减轻结构质量,提高结构刚度。波音-767飞机的外侧副翼采用了全高度蜂窝夹层结构。

预制品/RTM(或RFI)工艺已被应用于制造飞机的机头雷达罩、后机身球面框、襟翼以及导弹弹翼等结构。最近美国研制的F-35垂尾也是用RTM工艺制造的结构,整个垂尾为单个零件,取消了1000多个紧固件,制造成本较少了60%。

自动化纤维铺层工艺能够提高结构的整体化程度。该制造工艺能够生产形状复杂、强度高、质量轻的复合材料整体件。洛克希德·马丁公司采用7坐标大型纤维铺放机等设备,生产了F-35的复合材料机翼上蒙皮、前机身和进气道整体结构件。F-35上的进气道通过法兰盘焊在机身上,没有一个紧固件。与其他战斗机的进气道相比,该进气道质量轻、性能高、隐身性好,而且生产时间节约50%,成本降低约40%。

翼身融合整体件研制与设计,可以充分利用复合材料的优点,改善结构的受力特性,显著减轻结构质量。

A-380 的复合材料用量为 25%,是第一架将复合材料用于中央翼盒的大型民用客机,如图 7-58 所示。该翼盒重 8.8 t,用复合材料 5.3 t,较其他材料减重 1.5 t。A-380 全复合材料平尾的面积相当于 A-310 的机翼,垂尾的面积则相当于 A-320 的机翼面积。此外,A-380 的机身壁板还大规模采用了 Glare 层合板,这种结构有利于机身承受内压以及向下弯曲所导致的拉伸应力,与传统金属结构相比减重 25%,同时由于与铝合金的加工、装配及维修方式类似,因此,无需对结构设计方案或生产维修方式做根本上的改动。

波音-787 飞机的主要结构都是由复合材料制成,包括机翼、整体机身、垂尾、平尾、地板梁、整流罩和舱门等,只有机翼前缘和发动机吊舱分别使用铝合金和钛合金。这是首架采用复合材料机翼和机身结构的大型客机。波音-787 机身采用了整体复合材料结构(如图 7-59 所示),这有利于降低舱内噪音,并使座舱设计压差大于现有客机,而且窗口面积比 A-330 和 A-340 大 78%,提高了乘坐舒适度。另外,由于抗疲劳和耐腐蚀性能的提高,波音公司计划安装空气加湿及净化系统,使座舱中的湿度高于现有客机,改善乘坐环境。

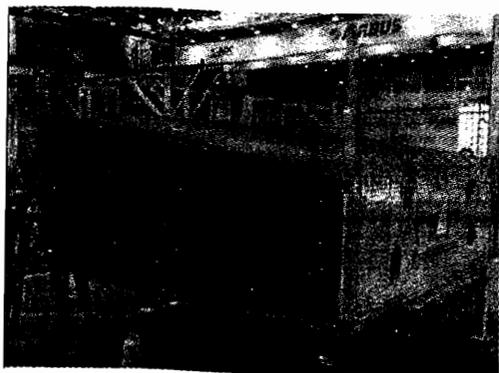


图 7-58 A-380 复合材料中央翼盒



图 7-59 波音-787 整体复合材料机身中段

A-350XWB 复合材料用量高达 52%。与波音-787 不同的是,A-350XWB 机身蒙皮壁板分成 4 块单独制造(如图 7-60 所示),而前者则采用整体复合材料蒙皮壁板结构(如图 7-59 所示)。波音-787 机身蒙皮壁板采用自动铺丝机制造,A-350XWB 机身蒙皮壁板采用的是高速铺带机制造。虽然 A-350XWB 机身蒙皮壁板整体性没有波音-787 的高,但其装配性和可修理性应该比后者好。可见,工艺条件不同、设计思想不同,整体结构的形式也将不同。

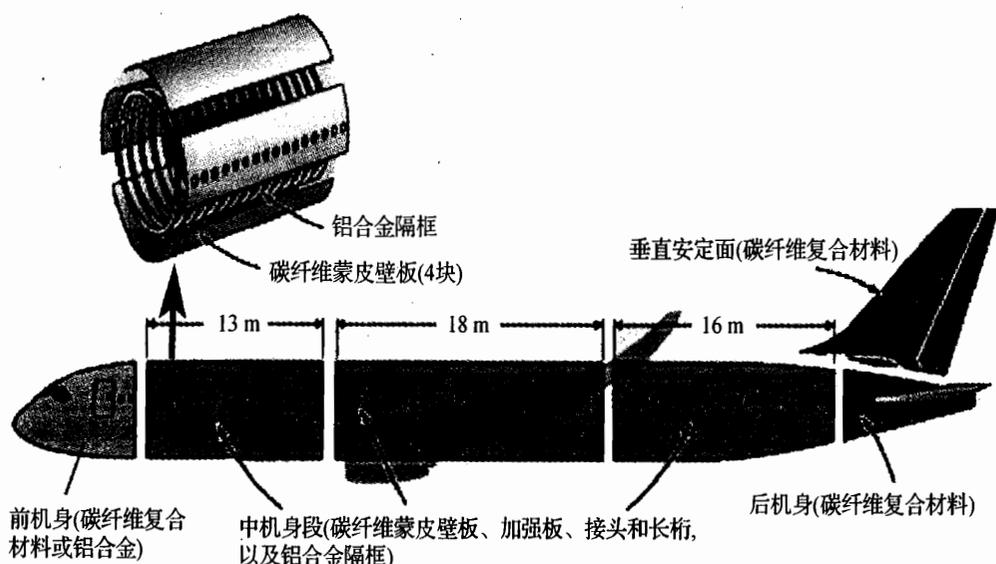


图 7-60 A-350XWB 机身复合材料结构布置

7.6.2 复合材料结构整体化的技术保障

1. 整体结构设计技术

复合材料整体结构设计不能只是简单取消一些连接紧固件,将原来采用的结构形式简单地拼接在一起,而应根据复合材料的传力特点、飞行器结构设计要求以及工艺技术基础,从结构布局到具体工作设计,创造性地设计新的整体结构形式,这是复合材料整体结构设计的关键所在。另外,还要开展整体结构静强度、疲劳、耐久性和损伤容限、可靠性和可检性等设计准则和设计方法的研究和试验验证,尤其是损伤容限和可检性设计应该是其中的重点和关键。

2. 整体结构可成形性分析

纤维预制体的渗透性、孔隙或干斑的形成、残余应力和固化变形是影响复合材料制件质量的几个主要因素。对于大型整体复合材料结构件来说,一方面,结构设计对固化变形的影响更加突出;另一方面,若制造不当将导致大件报废,大幅度增加制造成本。因此,在结构设计之初,采用工艺仿真对其进行可成形性分析是非常必要的。为了实现复合材料结构在 A-380 飞机上的大量应用,空客公司对大型复合材料结构件设计和制造技术可行性进行了详细评估。波音公司也开发了 DAMPS 和 VR 等设计制造一体化仿真软件进行复杂结构的可成形性分析。

3. 低成本复合材料技术

目前,限制复合材料广泛应用的症结还是成本高,其中尤其是工艺成本高,特别是手工铺层、装配成本高。解决途径之一是从手工劳动向自动化、电子化、柔性化工艺转变。如采用自动铺带机(ATL)、自动铺丝束机(AFP)和隔膜成形机等自动化铺层设备,以及自动化增强体编织机、自动化切割机、自动化钻孔机、紧固机和自动化检测机。自动化铺层技术是在已有缠绕和铺放技术上发展起来的,适用于机身等大型复杂曲面形状的制造,具有快速、准确、节省原材料等优点,从而提高生产效率,节约成本。

在固化方面,目前大部分复合材料结构,特别是主承力结构还是采用传统的热压罐固化工艺。该固化工艺初期投资大,要求高温高压,对于大型制件还受到成形模具大小的限制。预制品复合材料液体成形工艺(LCM)是先进树脂基复合材料低成本制造技术的一个重要方面,目前已获得相当成功的有 RTM 和 RFI 工艺,为制造整体结构的最先进技术之一。采用电子束固化可以显著降低大型复杂整体复合材料结构的固化成本。另外,电子束固化与纤维铺放技术相结合,能够成形大型整体部件,对构件的整体成形、共固化有着重要意义。

4. 整体结构损伤检测技术

复合材料损伤检测包括以下几个方面:生产过程中的缺陷检测、结构试验中的损伤检测、飞行过程和使用维护过程中的损伤检测。其中,无损检测是复合材料结构质量保证和制件验收的重要手段之一。大型整体复合材料结构可能拥有复杂的结构形状(如小角度拐角)和胶接连接结构等,这些地方的无损检测难度比较大,而且无损检测的时间一般比较长,因此需要发展适合于大型复杂制件的快速无损检测方法和设备。目前主要采用的是超声 C 扫描和超声 A 扫描无损检测方法,并且朝着自动化方向发展。

7.6.3 后机身球面框整体结构制造技术

民机后机身球面框属于双曲面结构,使用传统的复合材料对其进行整体结构与制造相当困难,因为传统铺层铺敷在球面模具上时,一定会出现很多皱褶,需要通过多次裁剪才能保证铺层的平整铺贴。此外,铺层纤维的方向在整个球面上是变化的,很难对其进行准确分析。为此,需要发展一些新的分析方法与工艺技术,才能制造出满足设计要求的球面框制件。下面对成功应用复合材料制造的 A-380 和波音-787 的整体后机身球面框的制造过程进行简要介绍。

1. A-380 球面框

A-380 椭球形后机身球面框的尺寸为 $6.2\text{ m} \times 5.5\text{ m} \times 1.6\text{ m}$,采用 RFI 成形工艺制造,其大致的工艺过程如图 7-61 所示。球面框的增强体采用日本 Toho Tenax 公司生产的 6K

和 12K 高拉伸模量碳纤维,基体选用 977-2 高粘度韧性环氧树脂,其上有 15 根径向加强筋,内充德国 Degussa 性能塑料公司的聚甲基丙烯酸酰胺 (PMI) 泡沫塑料,是迄今为止世界上最大的 RFI 成形整体制件。

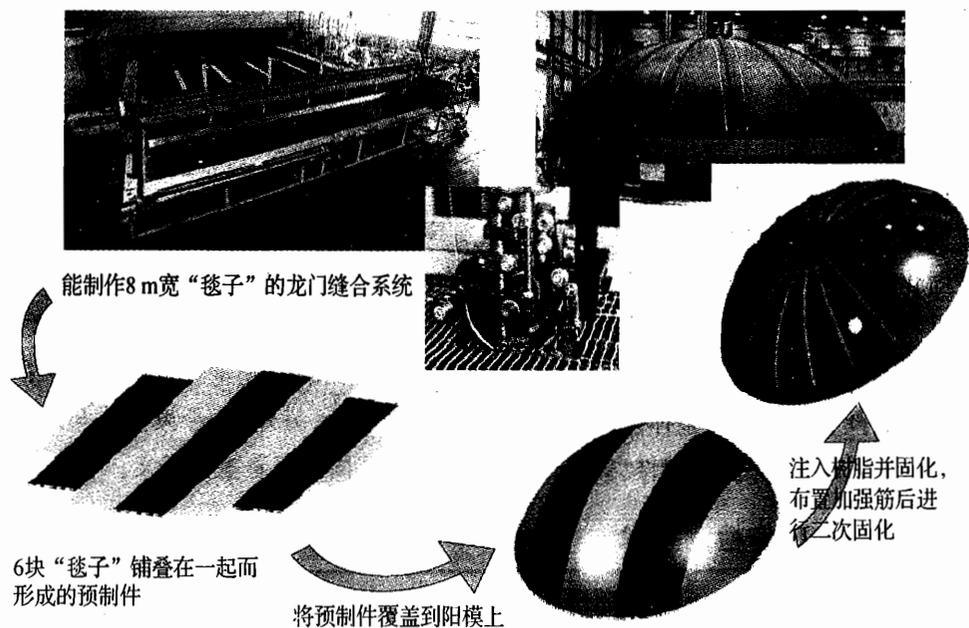


图 7-61 A-380 复合材料球面框的工艺流程

空客公司早在几年前就在 A-340 上使用碳纤维复合材料成功地制造出球面框,当时采用的是预浸料手工铺叠固化成形的办法。在此基础上,空客预计 A-380 如果使用复合材料球面框的话,比金属结构至少可以减重 40 kg。但是,空客公司希望以更低的成本来制造 A-380 的复合材料球面框,最终选定了 RFI 这种低成本工艺。RFI 工艺与手工铺叠工艺相比,成本降低了一半。

球面框的形状均匀,蒙皮较薄,这些特点非常适用于 RFI 工艺。只要将预制件置于固态树脂膜之上,在热压罐内加温加压之后,树脂就能浸入预制件,然后固化。A-380 采用了无皱褶的缝合正交铺层组作为后机身球面框的增强材料,因此能够比手铺这样一个大型构件节省大量的时间和成本。

球面框的增强体是无皱褶缝合 0/90 双向碳纤维材料,该材料由德国 SAERTEX 公司提供。这种缝合材料的幅宽为 1.27 m,由铺放在下面的 90°铺层和铺在其上面的 0°铺层组成。将 6 块这样的双向材料再缝合在一起,两块材料之间的搭接宽度为 25 mm,便得到了 7 m 宽 7.4 m 长的“毯子”。然后,将 6 块这样的“毯子”铺叠在一起,就构成了球面框预制件的增强体。

在预制件增强体覆盖到模具上去之前,先在模具(有脱模布)上铺设几层 HTA 977-2 碳

纤维/环氧预浸料“加强板”或预先制作好的单层增强体(由美国 Cytec 性能材料公司提供),该加强板用来加强球面框的边缘及其上面的 4 个开口。这些开口用于安装液压、电器和空气的管线。

然后将面密度为 $1\ 000\ \text{g}/\text{m}^2$ (幅宽 1 m) 的 CYCOM 977-2 的树脂膜(由美国 Cytec 公司提供)铺在模具和加强板上,再在上面覆盖上预制件增强体。在覆盖过程中需要用到激光定位系统。制件在热压罐中经过大约 6 h 后完成固化工艺。

球面框上还有 15 根沿径向的放射状加强筋,每根长 2.5 m 宽 80 mm 高 40 mm,在第一次固化之后,将它们粘贴到球面框上。加强筋使用的是 Cytec 公司的预浸料(与加强板的材料相同),其内部填充有聚甲基丙烯酸酯泡沫塑料(如图 7-62 所示)。该泡沫只是起临时模具的作用,它们是非结构件。由于其质量轻,对球面框的性能没有影响,所以固化后不将它们从筋条中取出来。



图 7-62 加强筋内的填充泡沫

第二次固化前,还在球面框的边缘一周铺上了两层(0,90)编织 E-玻璃/环氧树脂预浸料,用来防止碳纤维和铝合金结构之间发生电偶腐蚀。

球面框的质量要求很高,将整个工艺过程分为两次固化来完成,可以减少各种问题,降低工艺风险。当积累了大量生产经验之后,空客公司会将球面框的成形过程缩减为一次固化成形。

2. 波音-787 球面框

波音-787 机身球面框采用 VARTM 工艺制造。由于后机身球面框($4.3\ \text{m} \times 4.6\ \text{m}$)对机身的气密性与安全起着至关重要的作用,因此,波音公司过去都不敢采用复合材料结构,现在采用新的工艺和设备解决了这个问题。

使用 VARTM 工艺加工的球面框由德国的 EADS(欧洲宇航防务)集团 Augsburg 分部生产。先用碳纤维布缝合成预制件,然后 VARTM 技术注胶固化,如图 7-63 所示。现在 EADS 和 EDAS-CRC 公司合作开发了不需进热压罐的“真空辅助浸渍法”(VAP),对原来的 VARTM 又进行了改进。

RTM 技术中最难解决的问题之一是最终产品中可能会有残余物或气泡,VARTM 能够有效地解决这一问题。VARTM 是在注射树脂的同时,在排出口用真空泵抽真空。这样不仅增加了树脂的传递压力,排除了模具及树脂中的气泡和水分,更重要的是能够为树脂在模腔内的流动打开通路。VARTM 能显著地减少最终产品中夹杂物和气泡的含量,进而提高制件的力学性能。另外,无论增强材料是编织的还是非编织的,无论树脂类型及粘度如何,VARTM 都能大大改善模塑过程中纤维的浸润性。大量 VARTM 与 RTM 的比较试验结果表明:普通

RTM 技术中注入速度的增加将导致微孔含量的增加, VARTM 技术则没有这一弱点。

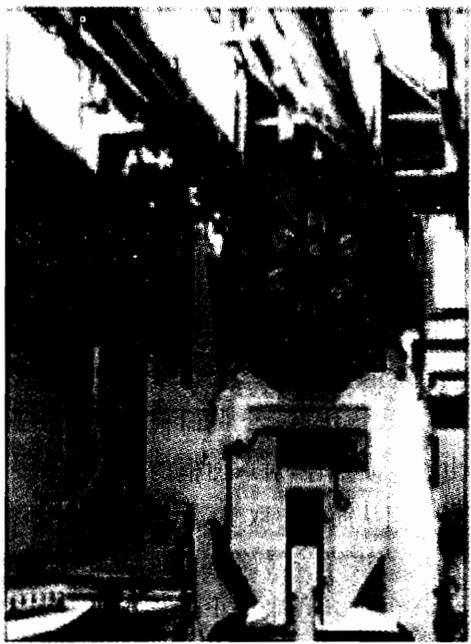
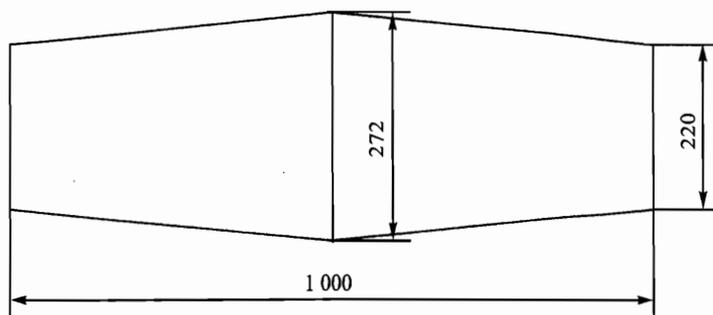


图 7-63 欧洲宇航防务集团(EADS)为波音-787 制造的后压力框

习 题

- 7-1 与金属材料相比,复合材料主要有哪些优点和缺点?
- 7-2 综述复合材料在飞机、直升机、导弹或火箭结构上的使用情况、发展趋势,以及现阶段在我国的使用情况。
- 7-3 试计算碳/环氧等厚度层合板 $[0/90]_s$ 在 N_x 作用下的极限强度。材料的力学性能为 $E_1=205.16\text{ GPa}$, $E_2=5.17\text{ GPa}$, $G_{12}=2.59\text{ GPa}$, $\nu_{12}=0.25$, $X_t=1\ 060.0\text{ MPa}$, $X_c=689.0\text{ MPa}$, $Y_t=42.0\text{ MPa}$, $Y_c=118.0\text{ MPa}$, $S=69.0\text{ MPa}$ 。
- 7-4 当层合板 $[45_2/-45_2]_{2S}$ 变成 $[45_2/-45_2/C_8]_S$,即中间8层改为蜂窝芯子时,除 D_{16}/A_{16} 、 D_{26}/A_{26} 外, D_{ij}/A_{ij} 变化了多少? 设铺层的厚度为1 mm。
- 7-5 试述飞行器结构复合材料选材原则,并阐述目前主要用树脂和纤维的特性。
- 7-6 在复合材料结构设计中,为什么采用许用应变作为设计准则? 试述目前复合材料设计许用应变的确定原则。
- 7-7 目前飞行器上的翼面(如机翼、弹翼、尾翼或其他操纵面)使用复合材料时,采用了哪些结构形式? 试分析它们的结构特点。
- 7-8 复合材料机翼结构设计的主要步骤是什么? 有什么特点?
- 7-9 复合材料整体油箱有什么特殊问题要注意解决? 如何解决?

- 7-10 复合材料结构开口与金属结构开口相比有何特点? 应采取哪些补强措施?
- 7-11 不同复合材料结构连接形式的特点是什么? 连接形式选用的原则是什么?
- 7-12 夹层结构通常会发生哪些破坏形式? 在夹层板设计时应满足哪些条件, 并注意哪些细节设计?
- 7-13 已知一 $\pi/4$ 层合板的外载荷为 $\sigma_x : \sigma_y : \tau_{xy} = 10 : 2 : 2$, 其总层数大致在 24~30 层之间。
- (1) 试用准网络设计法初步确定各定向铺层的层数比和层数, 并由图 7-29 确定其能承受的最大载荷;
 - (2) 请按照铺层设计原则对该层合板进行铺层顺序设计, 并简要说明理由。
- 7-14 某复合材料机翼采用 3 墙双闭室结构形式, 其结构示意图及尺寸如题图 7-1 所示, 使用温度最高为 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。假设机翼翼盒上下蒙皮壁板以及腹板均采用蜂窝夹层结构, 翼盒内为整体油箱, 试设计该机翼根部的上下蜂窝夹层壁板结构。已知设计载荷下, 机翼根部的弯矩为 $4.68 \times 10^5\text{ N}\cdot\text{m}$, 扭矩为 $2.28 \times 10^4\text{ N}\cdot\text{m}$, 油箱内压为 0.1 个大气压, 蒙皮壁板固化时的最大压力为 0.6 MPa。



题图 7-1 机翼结构示意图(单位:mm)

- 7-15 综述大型整体复合材料结构技术的发展现状, 并对我国这方面技术的发展提出建议。

参考文献

- 1 Житомирский Т И. Конструкция Самолёт-ов Москва Машиностроение, 1995.
- 2 酃正能,方卫国等. 飞机结构分析与设计. 北京:北京航空航天大学出版社, 1996.
- 3 Michael C Y. Niu 著. 实用飞机结构工程设计. 程小全译. 北京:航空工业出版社, 2008.
- 4 陶梅贞主编. 现代飞机结构综合设计. 西安:西北工业大学出版社, 2001.
- 5 《飞机设计手册》总编委会编. 飞机设计手册 第10册:结构设计. 北京:航空工业出版社, 2000.
- 6 陈集丰主编. 导弹、航天器结构分析与设计. 西安:西北工业大学出版社, 1995.
- 7 刘莉,喻秋利. 导弹结构分析与设计. 北京:北京理工大学出版社, 1999.
- 8 葛金玉等. 有翼导弹结构设计原理. 北京:国防工业出版社, 1986.
- 9 何庆芝主编. 航空航天概论. 北京:北京航空航天大学出版社, 1997.
- 10 顾诵芬主编. 飞机总体设计. 北京:北京航空航天大学出版社, 2001.
- 11 文裕武,温清澄,等. 现代直升机应用及发展. 北京:航空工业出版社, 2000.
- 12 张呈林,张晓谷. 直升机部件设计. 南京:南京航空航天大学, 1986.
- 13 普罗蒂 R. W. 著. 军用直升机设计技术. 北京:航空工业出版社, 1992.
- 14 陈建中主编. 直升机构造学. 北京:长城出版社, 1996.
- 15 王志谨,姚卫星. 飞机结构设计. 北京:国防工业出版社, 2007.
- 16 导弹与航天丛书. 总体设计. 北京:宇航出版社, 1987.
- 17 导弹与航天丛书. 流体动力. 弹道. 载荷. 环境. 北京:宇航出版社, 1987.
- 18 导弹与航天丛书. 结构设计. 北京:宇航出版社, 1987.
- 19 导弹与航天丛书. 导弹结构. 材料. 温度. 北京:宇航出版社, 1987.
- 20 (苏)米申 B. И. 著. 航天飞行器设计基础. 纪绍钧等译. 北京:航空工业出版社, 1989.
- 21 过崇伟,等. 航空航天技术概论. 北京:北京航空航天大学出版社, 1992.
- 22 褚桂柏,马世俊主编. 宇航技术概论. 北京:航空工业出版社, 2002.
- 23 褚桂柏主编. 空间飞行器设计. 北京:航空工业出版社, 1996.
- 24 赵梦熊. 载人飞船空气动力学. 北京:国防工业出版社, 2000.
- 25 李思强. 载人飞船工程学概论. 北京:科学出版社, 1985.
- 26 戚发轫主编. 载人航天器技术. 北京:国防工业出版社, 1999.
- 27 凌福根等. 航天飞机. 北京:国防工业出版社, 1979.
- 28 Leland F. Belew. SKYLAB, Our First Space Station. National Aeronautics and Space Administration, 1977.
- 29 (美)皮利 L. F. 著. 天空实验室. 王忠孝,罗春林译. 北京:科学出版社, 1982.

- 30 王希季,李大耀. 卫星设计学. 上海: 科学技术出版社, 1997.
- 31 钱骥主编. 空间技术基础. 北京: 科学出版社, 1986.
- 32 韩厚健. 深空探测. 广西: 广西教育出版社, 2001.
- 33 闵桂荣主编. 航空航天技术(航天卷). 山东: 山东教育出版社, 1998.
- 34 Nigel Macknight. Shuttle. Motorbooks International, 1985.
- 35 (美)维恩·李著. 从地球升起——宇宙飞行探秘. 黄燕译. 河南: 河南科学技术出版社, 2000.
- 36 朱仁璋著. 航天器交会对接技术. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- 37 (英)戴维 J. 谢勒著. 天空出舱. 金勇, 潘腾, 等译. 北京: 中国宇航出版社, 2007.
- 38 (苏)索洛多夫 A B. 宇航技术工程手册. 北京: 科学出版社, 1982.
- 39 唐荣锡. CAD/CAM 技术. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1994.
- 40 范玉清. 现代飞机制造技术. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.
- 41 王宗学主编. 飞行器控制系统概论. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- 42 杨华保主编. 飞机原理与构造. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.
- 43 金永德等. 导弹与航天技术概论. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2002.
- 44 BH 凯斯切里曼, A. B. 贵德洛夫著. 飞机操纵机构. 孙智邦, 张德权, 刘占信, 等译. 航空工业出版社, 1992.
- 45 徐鑫福主编. 飞机飞行操纵系统. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1989.
- 46 王新颖. 飞机起落架装置. 天津: 中国民用航空学院, 1995.
- 47 (苏)谢·米·叶格尔等著, 飞机设计. 杨景佐, 胡传泰, 等译. 北京: 航空工业出版社, 1986.
- 48 国防科学技术工业委员会. 军用飞机强度和刚度规范使用说明. 北京: 国防工业出版社, 1986.
- 49 中国航空研究院. 军用飞机疲劳、损伤容限、耐久性设计手册. 北京: 航空工业出版社, 1994.
- 50 诺曼·斯·柯里著. 飞机起落架设计原理和实践. 方宝瑞, 郑作棣, 等译. 北京: 航空工业出版社, 1990.
- 51 陶宝祺等. 智能复合结构. 北京: 国防工业出版社, 1997.
- 52 Michael C. Y. Niu. Composite Airframe Structures-Practical Design Information and Data. Hong Kong: CONMILIT PRESS LTD. 1992.
- 53 中华人民共和国航空工业标准. 军用飞机复合材料结构设计指南. HB/Z322—98.
- 54 中华人民共和国航空工业标准. 军用飞机复合材料强度验证要求. HB7491—97.
- 55 中国航空研究院编著. 复合材料结构设计手册. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- 56 杨乃宾, 张怡宁. 复合材料飞机结构设计. 北京: 航空工业出版社, 2002.

- 57 张骏华主编. 导弹和运载火箭复合材料结构设计指南. 北京: 宇航出版社, 1999.
- 58 王耀先. 复合材料结构设计. 北京: 化学工业出版社, 2001.
- 59 航空航天工业部科学技术研究院编. 复合材料设计手册. 北京: 航空工业出版社, 1999.
- 60 欧洲航天局编. 空间结构用复合材料设计手册. 航空航天部飞机强度研究所, 航空航天部第四研究院译, 1992.
- 61 沈真主编. 复合材料飞机结构耐久性/损伤容限设计指南. 北京: 航空工业出版社, 1995.
- 62 陈祥宝. 复合材料结构损伤修理. 北京: 化学工业出版社, 2001.
- 63 杜善义主编. 复合材料及其结构的力学、设计、应用和评价(第3册). 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2000.
- 64 程小全. 复合材料层合板与蜂窝夹芯板低速冲击后压缩性能研究. 北京航空航天大学博士学位论文, 1998.
- 65 酆正能编. 结构耐久性和损伤容限设计理论与方法. 北京: 北京航空航天大学印刷厂, 1998.
- 66 美国国家研究委员会著. 用于下一代民用运输机的新材料. 航空工业总公司航空材料研究院, 第六二三研究所, 第六零三研究所译, 1997.
- 67 美国国家研究委员会著. 90年代的材料科学与材料工程, 中国航空工业总公司北京航空材料研究所航空信息中心译. 北京: 航空工业出版社, 1992.
- 68 中国民用航空局. 中国民用航空条例, 第25部——运输类飞机适航标准, 1985.
- 69 杨国柱. 飞机起落架构造设计. 北京: 北京航空航天大学印刷厂, 1982.
- 70 罗格主编. 世界航天器与运载火箭集锦. 北京: 宇航出版社, 2000.

