



北京市高等教育精品教材立项项目

邱志平 王晓军 编著

飞机结构强度分析和 设计基础

北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



北京市高等教育精品教材立项项目

飞机结构强度分析和 设计基础

邱志平 王晓军 编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书是关于飞机结构强度分析与设计的基础性和专门性的教材,全面系统地介绍飞机结构设计思想演变过程中飞机静强度设计、疲劳设计、损伤容限/耐久性设计和可靠性设计等的基本原理、基本方法以及在飞机设计中的一些实际应用,具有内容全面、理论性强以及与工程实际相结合的特点。

本书可作为高等院校本科生、研究生的教材,并对从事飞机结构和强度设计的技术人员具有重要的使用价值,也可作为飞机研究设计部门工程技术人员的培训教材。

图书在版编目(CIP)数据

飞机结构强度分析和设计基础 / 邱志平, 王晓军编
著. -- 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012. 1

ISBN 978-7-5124-0479-3

I. ①飞… II. ①邱… ②王… III. ①飞机—结构设计
②飞机—强度—计算 IV. ①V221②V215

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2011)第 113695 号

版权所有,侵权必究。

飞机结构强度分析和设计基础

邱志平 王晓军 编著

责任编辑 王 实

*

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(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱: bhpress@263.net 邮购电话:(010)82316936

北京市媛明印刷厂印装 各地书店经销

*

开本:787×960 1/16 印张:15.5 字数:347 千字

2012 年 1 月第 1 版 2012 年 1 月第 1 次印刷 印数:2 500 册

ISBN 978-7-5124-0479-3 定价:39.00 元

若本书有倒页、脱页、缺页等印装质量问题,请与本社发行部联系调换。联系电话:(010)82317024

前 言

本教材依托断裂力学基础、疲劳强度理论以及现有的损伤容限设计和耐久性设计的理论基础,在充分调研并了解相关教材的优势与不足的基础上,较系统地介绍了飞机疲劳、损伤容限/耐久性分析和设计的基本原理与基本方法,以及在飞机设计中的一些实际应用,具有内容全面、理论性强及与工程实际相结合的特点。

本书主要阐明飞机结构强度的分析和设计,全书共分9章。第1章叙述飞机设计的一般规律及其发展,重点介绍飞机结构综合设计技术及新的结构设计方法。第2章对飞机结构强度设计基础进行简明扼要的介绍,以便读者对飞机结构强度设计的内容有一个总体上的把握。第3章对飞机的载荷进行详细分析。第4~7章详细介绍飞机结构疲劳设计、损伤容限设计、耐久性设计以及可靠性设计。值得一提的是,作者近年来关于非概率可靠性的研究成果为飞机结构的可靠性设计提供了新的思路和方向,这部分内容在第7章中一并进行了介绍。鉴于复合材料作为优异的新型材料在航空、航天领域已具有相当重要的地位,而其材料性能的可设计性和各向异性使得复合材料的结构与金属的结构设计有很多不同,因此在第8章中作了较为充分的介绍。第9章对现代飞机结构先进设计技术的发展进行展望,其中包括飞机结构多目标综合优化设计及飞机隐身技术等一些结构设计中的热点和难点问题。

作者长期以来一直从事航空航天飞行器的结构分析设计研究和教学工作,积累了丰富的科研教学经验,鉴于目前国内缺乏能够全面系统地介绍飞机结构强度分析和设计的基础性和专业性教材,因而编写了这本书,希望本书对从事结构强度和设计的技术人员有重要的使用价值。本书可作为高等院校的本科生和研究生教材和教师参考书,同时也可以作为飞机研究设计部门的工程技术人员的培训教材。

在编写本书的过程中,博士研究生尼早、王军付出了辛勤的劳动,仔细录入、校审了初稿,作者在此表示衷心的感谢!并感谢本教材编写中所参考书目的作者,书中如有漏引之处,还请作者见谅!

由于作者水平所限,书中一定存在某些不妥和需要修改之处,敬请读者批评指正。

作 者

2011年9月

目 录

第 1 章 绪 论	1
1.1 现代飞机的分类和对不同类型飞机的要求	1
1.2 飞机结构设计过程简介	2
1.3 飞机结构设计方法概述	2
1.4 现代飞机结构的综合设计思想	5
习 题.....	8
第 2 章 飞机结构强度设计基础	9
2.1 静强度设计	9
2.2 气动弹性设计.....	10
2.3 疲劳安全寿命设计.....	15
2.4 安全寿命/破损-安全设计.....	17
2.5 经济寿命/损伤容限设计	19
2.5.1 损伤容限设计方法.....	19
2.5.2 耐久性设计方法.....	20
2.6 可靠性设计.....	25
习 题	26
第 3 章 飞机的载荷	27
3.1 作用在飞机结构上的主要外力.....	27
3.2 典型飞行情况和过载系数.....	28
3.2.1 水平等速直线飞行情况.....	29
3.2.2 垂直平面内机动飞行情况.....	29
3.2.3 水平平面内机动飞行情况.....	31
3.2.4 大气紊流中的飞行载荷.....	31
3.3 飞行包线和相应参数的确定.....	35
3.3.1 飞机外载的主要相关参数.....	35
3.3.2 对称机动飞行包线.....	39
3.3.3 突风过载飞行包线.....	41
3.4 设计载荷与安全系数.....	42
习 题	44

第 4 章 飞机结构疲劳设计	45
4.1 疲劳设计概念	45
4.1.1 断裂机理	45
4.1.2 材料疲劳性能曲线	46
4.1.3 疲劳特性图	48
4.1.4 影响疲劳强度的因素及相应改进措施	50
4.2 疲劳设计	61
4.2.1 疲劳设计准则	61
4.2.2 疲劳设计原理	62
4.2.3 疲劳寿命估算方法	62
习 题	72
第 5 章 损伤容限设计方法	75
5.1 损伤容限设计思想	75
5.1.1 基本概念	75
5.1.2 与安全寿命设计方法的区别	76
5.1.3 与断裂力学的关系	77
5.2 飞机损伤容限设计的内容和方法	78
5.2.1 损伤容限设计要点	78
5.2.2 损伤容限设计步骤	80
5.2.3 损伤容限设计内容	81
5.3 结构剩余强度分析	84
习 题	87
第 6 章 耐久性设计方法	88
6.1 耐久性设计概述	88
6.2 概率断裂力学方法	91
6.2.1 概率断裂力学方法的基本思想和基本假设	91
6.2.2 概率断裂力学的一般步骤	92
6.2.3 原始疲劳质量模型(IFQ)	92
6.2.4 通用 EIFS 分布	94
6.2.5 使用期裂纹扩展控制曲线(SCGMC)	98
6.2.6 裂纹超越数	100
6.2.7 损伤度评估与经济寿命预测	101

6.3	确定性裂纹增长方法(DCGA)	104
6.4	改进的疲劳分析方法	105
6.4.1	改进的局部应变法	106
6.4.2	细节疲劳额定强度(DFR)法	110
6.4.3	裂纹萌生方法	124
	习 题	127
第 7 章	飞机结构可靠性设计	130
7.1	结构概率可靠性设计基本概念	130
7.1.1	安全余量方程	130
7.1.2	应力-强度干涉模型	132
7.1.3	可靠性指标 β	132
7.1.4	可靠度与安全系数	133
7.2	结构概率可靠性分析方法概述	133
7.2.1	结构构件的概率可靠性分析方法	133
7.2.2	结构系统的概率可靠性分析方法	136
7.3	结构可靠性设计概述	147
7.4	结构非概率可靠性分析方法概述	149
7.4.1	结构构件的非概率可靠性分析方法	149
7.4.2	结构系统的非概率可靠性分析方法	158
7.5	机翼颤振非概率可靠性分析	161
7.5.1	机翼颤振临界风速的区间有限元分析	162
7.5.2	机翼颤振的区间可靠性分析	168
	习 题	170
第 8 章	飞机复合材料结构设计	171
8.1	先进复合材料的开发与结构应用	171
8.1.1	先进复合材料的开发	171
8.1.2	复合材料结构的应用	172
8.2	复合材料性能、制造工艺及结构设计特点	173
8.2.1	复合材料的构成	173
8.2.2	复合材料性能特点	173
8.2.3	复合材料结构制造工艺特点	175
8.2.4	复合材料结构设计特点	175
8.2.5	复合材料结构形式	176

8.2.6	铺层设计和组件化整体化设计概念	177
8.2.7	复合材料结构设计的特殊考虑	178
8.3	复合材料结构设计	181
8.3.1	复合材料结构设计概述	181
8.3.2	设计选材与设计许用值确定	185
8.3.3	层合板与层合件设计	188
8.4	复合材料结构的耐久性/损伤容限设计	195
8.4.1	复合材料结构损伤、断裂和疲劳的特点	196
8.4.2	复合材料结构耐久性/损伤容限设计要求	198
8.4.3	复合材料结构耐久性/损伤容限设计方法概述	201
8.4.4	复合材料结构耐久性/损伤容限的设计选材和材料设计	203
8.4.5	提高复合材料结构耐久性/损伤容限的特殊设计技术	204
	习 题	205
第 9 章	飞机结构的先进设计技术	206
9.1	飞机结构的多目标综合优化设计	206
9.1.1	单一目标函数的结构优化设计方法	207
9.1.2	多目标综合结构优化设计	211
9.2	飞行器的隐身技术	216
9.2.1	隐身技术概念	216
9.2.2	雷达隐身技术	217
9.2.3	红外隐身技术	222
9.2.4	飞行器的外形/气动/隐身一体化设计技术	224
9.2.5	等离子隐身技术	225
9.3	计算机辅助飞机设计	226
9.3.1	CAD 技术概述	226
9.3.2	CAD 系统的构成	229
9.3.3	计算机辅助飞机设计与制造系统	233
9.4	智能结构材料的发展	235
9.4.1	智能材料与结构的研究内容	236
9.4.2	智能材料与结构的研究现状	236
9.4.3	智能材料与结构的发展趋势	237
	习 题	238
	参考文献	239

第 1 章 绪 论

所谓飞机的结构强度,是指结构在预定工作寿命期限内承受使用载荷而不失效的能力。对于现役飞机,其强度是在设计、制造过程中所赋予的出厂时自身所固有的属性,在规定的载荷作用下,一般来说是安全的。但是,随着使用环境的变化、加载时间的推移、载荷类型的改变及使用维护人员的更替等,结构的强度也会不断发生变化。为使结构在预定工作寿命期限内不失效,以保证作战、训练飞行安全可靠,研究结构的强度问题十分重要^[1]。

1.1 现代飞机的分类和对不同类型飞机的要求

飞机按其功用可分为军用飞机和民用飞机两大类。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、电子干扰以及军事运输、空降等任务。民用飞机是指非军事用途的飞机,包括商业用的旅客机、货机等运输机,它们已成为一种快速、方便、舒适、安全的交通运输工具,还有一些通用航空中使用的飞机,如用于农业作业、护林造林、救灾、医疗救护、空中勘测和体育运动等。

为了完成各种任务,对不同的飞机有不同的技术要求。对于军用飞机称为战术技术要求;对于民用飞机则称为使用技术要求。它除了飞机最大速度、升限、航程、起飞着陆滑跑距离、载重量、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、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 2 倍多,即 $Ma > 2$; 飞行升限在 20 000 m 以上。苏-30MK 和阵风式战斗机均为第三代(也有称之为三代半的)高机动性超声速战斗机。苏-30MK 设计中采用翼-身融合技术,其 Ma_{max} 为 2.49,升限为 18.5 km,转场航程可到 3 700 km;且机动性能很好,使用载荷系数(也称使用过载系数)可高达 9g,能完成著名的“眼镜蛇”机动,是其他飞机不易做到的。随着航空电子技术的迅猛发展,未来的战场环境变得更加恶劣而复杂,各种新型雷达、先进探测器以及精确制导武器的问世,对军用飞机构成了极其严重的威胁。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。而目前正在发展中的第四代战斗机(俄罗斯称之为第五代战斗机)更着重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、近距离起落和良好的维修性等性能。目前,随着空战武器和一体化防空系统的飞速发展,靠有人驾驶飞机进行空中格斗或对地(舰)轰炸,其攻击时的风险更大,战争损耗与代价更高,为此世界主要军事强国已经使用无人机进行大量空中侦察,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量越来越大,

有的航程可达 10 000 km 以上,军用运输机如 C—5A 载重量将近 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 载重量则高达 225 t。大型旅客机可运载 500 名乘客;且有的旅客机 Ma 数可达 2 以上(如“协和”号)。目前,有些国家还在研制可载客 600~800 名的超大型旅客机。

1.2 飞机结构设计过程简介

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。飞机结构设计过程大致有以下典型阶段:

① 了解结构的使用条件、生产条件,以及总体设计已基本确定的结构外形尺寸、主要部件初步确定的结构型式和各种协调关系。

② 通过计算和试验,确定外载荷的大小、分布和性质。

③ 进行部件的打样设计。确定结构布局的可能方案(包括结构型式和受力构件布置)并进行比较,选定后初步确定内部协调与装配关系。

④ 进行初步估算或结合经验,或参考原准机,或根据以上的综合,初步定出各结构的基本尺寸;然后进行结构优化设计和结构方案的进一步比较;最后确定结构的基本尺寸。

⑤ 画出结构详细打样图,并进行细节设计。

⑥ 对结构进行强度计算,对关键件进行初步的疲劳、耐久性和损伤容限分析。在计算分析过程中,若有必要须进行有关的设计研制试验。若分析结果不能满足设计要求,则须修改设计。

⑦ 进行零构件的详细设计,绘制全套生产图纸和编制相应的技术文件。

⑧ 根据设计开始所选定的结构设计准则,进行全机疲劳寿命和损伤容限分析,或者进行损伤容限和耐久性分析,并确定全机的经济寿命;进行可靠性分析,给出结构使用寿命和检查周期。

⑨ 根据全机静力、疲劳(或耐久性)和损伤容限试验及试制、试飞中发现的问题对设计作必要的修改。

1.3 飞机结构设计方法概述

飞机结构设计一般根据所设计对象的具体要求和条件来进行。根据经验或参考原准机,结合设计原理、知识进行定性分析,选出结构方案;然后进行初步的设计计算(初定量计算),以确定结构主要元件的截面尺寸(对杆元即为杆的横截面尺寸,对板元即为板的厚度);最后进行强度、刚度校核,以验算截面尺寸能否保证安全。如果满足强度要求,即认为设计完毕;当强度不够,或设计人员认为剩余强度太大时则修改设计,再估算、修改主要截面尺寸,然后再进行强度校核,一般可能重复 1~2 次。计算分析均以工程梁理论为基础,并对结构中受力特性不符合工程梁基本假设的结构进行修正计算。这种计算分析方法对于大展弦比直机翼与小尺寸机

身等尚有一定的精确度,与试验结果基本符合。但由于当时计算方法和计算工具的限制,计算中作了许多简化处理,总的来说计算结果的精度不高。需要说明的是,现代飞机广义的结构强度不仅仅指强度,还包括了刚度和稳定性。而目前的设计分析中对飞机结构完整性的评定则包含了更多的内容。

随着科学技术的发展,飞机结构设计方法也在不断进步。20世纪60年代以后,由于电子计算机的出现,极大地提高了计算能力,成功地发展了适用于复杂结构的应力分析有限元法和结构优化设计方法,使飞机结构设计从定性和初定量设计向比较精确的定量设计和优化设计跨出了一大步,并且出现了结构设计 with 总体、气动、工艺等设计紧密配合、互相协调的计算机辅助一体化设计方法。

1. 结构有限元分析

结构设计中的应力和变形分析十分重要,它是分析和评估结构的承载能力、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。特别是对按疲劳和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,出现了适用于飞机复杂结构的有限元分析方法和结构优化设计方法,使飞机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。

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。然后求得位移、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。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:

- ① 抓住结构的力学特征给以模型化,选取合适的单元;
- ② 载荷模拟;
- ③ 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进行仔细分析;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。解题的典型步骤大致如下:

- ① 将结构划分为单元;
- ② 单元分析,建立单元的刚度矩阵(如板元、杆元的刚度矩阵);
- ③ 结构整体分析,形成整个结构的总刚度矩阵;
- ④ 数值求解。

最后,根据边界条件解出各节点位移,并利用单元分析得到它们的关系,即可求出各单元内的应力和应变。

利用有限元法可以对飞机结构进行整体解(例如取整个机翼或机翼-机身组合)。一般可把全机分成几个子结构,每个子结构又可离散为若干个单元。单元的类型应符合结构的受力特点,如把机翼、机身的蒙皮以及梁、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,网格要相应稀疏一些。用有限元法进行应力分析是在已有各构件尺寸条件下进行的,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进行局部更改时,只要更改相应子结构的原始数据,即可进行全机应力再分析。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;另一套则用于详细设计,离散化模型用细网格,所用的杆元、板元须根据实际情况,可采用考虑弯曲影响的较为精确的模型。

2. 结构优化设计方法

飞机结构设计最主要的要求是所设计的结构在规定的载荷作用下,既能满足结构完整性要求,并有足够的可靠性和寿命,又要具有尽可能小的结构质量或低的成本,但这两方面的要求通常是矛盾的。有限元法虽然大大提高了应力、应变分析的精度,但面对得到的大量计算结果,在需要对结构参数进行调整、修改时,往往由设计人员凭直观进行判断和调整,人为因素很大,且与设计人员本人的设计经验和设计水平关系也很大,很难取得满意的结果,而且由于设计过程周期长,效率低,要得到一个真正的优化方案几乎是不可能的,而结构优化设计方法可在一定程度上解决这个问题。结构优化设计方法通常从任意一组设计变量的初始值开始,按一定的规律,逐步趋向优化。为此,将要调整确定的结构参数,如杆元截面积、板的厚度等尺寸,作为设计变量;将结构在外力作用下必须满足的一系列条件,如变形协调方程以及对强度、刚度、寿命的限制,作为约束条件;将反映结构最重要性能的指标,如质量最小或成本最低,作为目标函数。

要解这样的优化问题主要有两大类方法:数学规划法和优化准则法。这两种方法一般只能找到局部最优解,而不一定是真正的全局最优方案。若从几个不同的初始设计值出发,得到的优化结果相同,那么它可能是“全局”最优解。另外,从目前看,上述优化方法应用于确定构件的截面尺寸等比较成熟,但对于布局方案优化尚不很成熟。

现在正在发展的优化方法还有遗传算法和神经网络法。从理论上讲,遗传算法依概率收敛于全局最优解。神经网络法可考虑多种类型的设计变量,通过网络自身的学习,得到给定设计条件下的优化设计方案。这两种方法很适合于结构布局优化问题,有广阔的应用前景,但目前飞机结构设计中的应用尚不够成熟,有待进一步发展研究。其他还有多目标优化设计、结构模糊优化设计、基于可靠性的结构优化设计等均在不断发展之中。

3. 计算机辅助设计

计算机辅助设计(CAD)是指利用计算机及其外围设备和图形输入、输出设备解决设计问题的一种先进方法。前面介绍的结构有限元分析、结构优化设计只是 CAD 的一个方面。随着计算机技术的快速发展,计算机在设计中的辅助作用已扩展到设计过程的各个专业、各个阶段中,例如飞机的总体设计、气动设计、结构设计和工艺设计等各个专业,以及综合、开发、分析优化设计、修改、评估和绘图等各个设计环节,并已将结构设计从 CAD 的大系统中割裂开来。

CAD 系统由完成设计功能的软/硬件组成。硬件包括计算机及其外围设备和图形输入、输出设备等。软件有各专业领域自行开发的应用软件,如总体设计、几何外形设计、气动分析、结构设计、结构分析、疲劳断裂计算和飞行控制等软件;通用支撑软件包括绘图、实体造型、运动机构造型、数据管理和技术文件生成等软件;系统软件用于计算机的管理、维护和控制等。因此,建立一个 CAD 系统也就建立了一种新的设计和生产管理体系。

1.4 现代飞机结构的综合设计思想

1. 飞机性能指标对结构提出的各项基本要求

飞机结构设计时,须使所设计的结构满足飞机性能指标对结构提出的各项基本要求。

(1) 空气动力要求和设计一体化的要求

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;不容许机翼、尾翼与机身结构有过大变形,以保证飞机具有良好的气动升力和阻力特性,以及具有良好的稳定性和操纵性。

(2) 结构完整性及最小质量要求

所谓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(或疲劳安全寿命)等飞机所要求的结构特性的总称。

(3) 使用维修要求

飞机的各部分(包括主要结构和装在飞机内的电子设备、燃油系统等各个重要设备、系统)须分别按规定的周期进行检查、维护和修理。

(4) 工艺要求

要求飞机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、机种、需要的迫切性与加工条件等综合考虑。

(5) 经济性要求

近年来提出了全寿命周期费用(LCC)概念。全寿命周期费用主要是指飞机的概念设计、方案论证、全面研制、生产、使用与保障五个阶段直到退役或报废期间所付出的一切费用之和。

2. 飞机结构设计思想的演变

(1) 静强度设计

早在 20 世纪 30 年代或更早时候起,在飞机设计中首先着眼于静强度,即在载荷计算和强

度计算中引入一个安全系数。这一方法一直沿用到现在。设计准则是：

$$P_{sj} = fP_{sy}$$

$$\sigma_{sj} = f\sigma_{sy} \leq [\sigma]$$

式中：安全系数 f 在强度规范中。飞机结构设计必须通过地面静强度进行验证。

(2) 气动弹性设计

大约自 1932 年开始，在英国空海军飞机设计要求《AP—970》中已有防颤振要求。在第一次世界大战期间出现过 FOKKER D VIII 飞机的机翼发散问题。此后，外加低空大速度和翼型变薄的要求，气动弹性问题凸显出来。此时，要求结构不但要有足够的强度，还要有足够的刚度，以确保设计颤振速度 V_{sj} 。设计准则是：

$$V_{sj} \geq V_{cr} = f_1 V_0$$

式中： f_1 为颤振安全系数； V_0 为颤振设计点的飞行速度。飞机设计必须通过模型风洞试验和飞行颤振试验进行验证。这一准则至今仍在沿用。自 1975 年起又开始引进颤振主动控制技术 (ACT)。

(3) 疲劳安全寿命设计

在第二次世界大战以后的十年中，世界各国的军用机和民用机中出现了很多疲劳破坏事故。其中，以 1954 年英国彗星号飞机的灾难性事故为高峰。此后，飞机设计除静强度和气动弹性要求外，又特别强调了安全寿命。设计准则是：

$$N_{an} = N_{sy} = N_{sh-y}/N_f$$

式中：分散系数 N_f 一般取 4。设计按上式控制疲劳强度和寿命，结构通过全尺寸疲劳试验进行验证。这一准则，美国空军飞机沿用到 20 世纪 70 年代初期；英、法、西德、荷兰等国仍在不同程度地沿用着；我国现在仍基本采用。

从 20 世纪 50 年代起至今的 30 余年来，对飞机寿命的要求显著提高了。其中，战斗机由 1 500 h 提高到 5 000~8 000 h；运输机由 20 000 h 提高到 30 000~60 000 h。这样，保证飞机寿命期内的安全问题就更为重要了。

(4) 安全寿命/破损-安全设计

20 世纪 60 年代末的几年中，原按疲劳安全寿命设计的多种美国空军飞机出现了断裂事故，说明按安全寿命概念设计并不能确保飞机的安全。因此，美国空军对 1971 年的军用规范，在安全寿命概念的基础上，作为过渡性措施增加了损伤容限 (含破损-安全和安全裂纹扩展) 设计和试验的新要求。设计准则是：

安全寿命要求

$$N_{an} = N_{sy} = N_{sh-y}/N_f \quad (N_f = 4)$$

破损-安全结构 (主结构零件破坏后) 要求

$$\eta_{p-an} \geq \eta_{sy} = \eta_{sj}/f \quad (f = 1.5)$$

$$N_{sh-y}/4 \geq H$$

安全裂纹扩展结构要求

$$N_{a0-acr} \geq N_{sy}$$

结构通过全尺寸疲劳试验和损伤容限试验进行验证。这一准则,欧美民用机设计曾普遍采用。

(5) 经济寿命/损伤容限设计

为了进一步发展和完善安全寿命/破损-安全设计,美国空军于1975年颁发了第一部损伤容限设计规范。损伤容限设计思想承认,结构在未使用之前就存在一定程度的、未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤,通过损伤容限特性分析与试验,对于不可检查结构给出允许的最大初始缺陷,对于可检查结构给出检查周期。到20世纪80年代末,美国的飞机结构设计放弃了安全寿命的设计思想而采用经济寿命设计思想。

(6) 可靠性设计

可靠性设计对提高结构的可靠性与经济性具有方向性的意义。作为飞机结构的可靠性问题,从定义上讲可以理解为:“结构在规定的使用载荷/环境作用下及规定的时间内,为防止各种失效或有碍正常工作功能的损伤,应保持其必要的强度、刚度、抗疲劳断裂以及耐久性能力。”可靠度则应是这种能力的概率度量。进行结构体系的可靠性分析,首先要了解结构体系的自身特点以及失效破坏过程的特征,如:

① 工程结构体系多为高度静不定系统,静不定系统的承载能力与结构的破坏模式有关,而大型结构体系的破坏模式众多,要分析其可靠度必须枚举出所有的主要破坏模式;

② 尽管单个破坏模式相应的破坏概率比较容易求出,且各个破坏模式之间可视作串联关系,但各破坏模式是相关的,在计算结构体系可靠度 R 时必须考虑各破坏模式之间的相关性;

③ 组成结构体系的元件的材料通常是弹塑性的,这造成了在加载过程中结构体系内各元件之间内力分配再变化,因此在计算结构体系的强度可靠性时必须考虑弹塑性效应等。

大型复杂结构的可靠性分析主要包括下述三项内容:

① 枚举结构体系的主要失效模式;

② 列出各主要失效模式的安全余量方程,并计算其相应的失效概率;

③ 由各主要失效模式的失效概率,综合计算结构体系的失效概率和可靠度。

3. 飞机综合设计

分析飞机结构设计的各项要求,其中:气动要求和使用要求对结构设计而言通常是“前提性”要求,基本上必须予以满足;而工艺要求往往要结合产品的数量和工厂条件。就结构设计而言,一般讲质量要求是主要要求。因为结构质量密切关系到飞机的各项性能和经济性。由于现代飞机使用寿命长,若减轻质量用以增加有效载重,则增加的经济效益将十分可观。而战斗机则可用于增加油量或机载设备、武器等。因而减轻质量是结构设计的主要目标,往往以一个飞机结构质量占全机质量的比值来衡量飞机结构设计的先进性。这些要求之间是互相联系、互相制约的,在具体进行结构设计时有的还是互相矛盾的。

实践表明,要设计出各种高性能的飞机绝不是靠某几项单项技术突破就可以实现的,而必须是多项技术的综合效果,这种综合效果得到的总体综合性能超过了简单堆砌的局部性能之和,这正是系统工程和综合设计的意义和重要性所在。也只有以综合设计的思想和应用与之相适应的新研制模式——并行工程的方法进行结构设计,才能设计出满意的、先进的飞机结构。

习 题

1. 试述现代飞机结构综合设计思想的演变过程及其原因。
2. 飞机结构设计过程分为哪几个阶段? 各阶段的工作内容是什么?

第 2 章 飞机结构强度设计基础

飞机结构强度设计技术来源于飞机的使用要求与实践,通过不断的实践经验总结,对飞机设计技术提出更高、更新以及越来越趋于综合设计的技术要求,长寿命、高可靠性、低生产成本与良好的技战术性能、良好的经济性与维修性等技术要求,成为飞机结构强度设计过程中极其重要且又必须满足的技术指标。另一方面,长期的飞机设计实践,使人们总结出许多宝贵的设计理论与经验,并逐步形成了设计准则与规范,使得这一大规模的设计活动规范化、标准化。为了深入学习飞机结构强度的综合设计技术,本章概括介绍飞机结构设计中常用的设计规范方法及其原理,其中包括静强度、气动弹性、疲劳安全寿命、安全寿命/破损-安全设计、经济寿命/损伤容限设计及可靠性设计要求等^[2]。

2.1 静强度设计

静强度属于结构的静力学设计问题,即主要关心工程上结构元件材料本身的最大承载力(或称抗力、强度)。主要考虑结构元件上局部点的工作应力是否有大于其强度极限的危险,问题的分析相对简单。

静强度设计方法及准则是飞机结构设计中最基本的设计原则,也是最早发展成熟的设计规范之一。它是飞机结构设计活动中首先考虑的基本要求,即结构必须能够承受飞机使用过程中所遇到的各种载荷而不破坏,也不至于产生影响到飞机功能的永久变形。

对飞机结构的静强度问题,实际是指飞机结构在使用当中承受各种载荷工况下最大使用载荷的能力。不同的载荷工况将导致结构元件的受力状态不同,因此,必须全面考察飞机飞行中所遇到的各种载荷状态(工况),而同一载荷工况下,静强度仅考虑最大载荷值即可。通常,飞机结构静强度设计采用设计载荷法,即取安全系数乘以使用载荷即为设计载荷。一般安全系数取 1.5,有时视情况还需乘以附加安全系数。静强度设计准则为结构的极限载荷(或极限应力)大于或等于结构的设计载荷(或设计应力),其表达式为

$$P_{sj} = fP_{sy} \quad (2.1)$$

$$\sigma_{sj} = f\sigma_{sy} \leq [\sigma] \quad (2.2)$$

式中: P_{sj} 为设计载荷; P_{sy} 为使用载荷; f 为安全系数; σ_{sj} 为由 P_{sj} 引起的元件应力; σ_{sy} 为由 P_{sy} 引起的元件应力; $[\sigma]$ 为极限应力,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。

静强度设计工作步骤为:获取结构上作用的载荷数据;进行细致的结构内力分析计算;做出强度判断。作用于飞机结构上的载荷主要有气动力载荷、质量力以及连接节点上的集中力。