

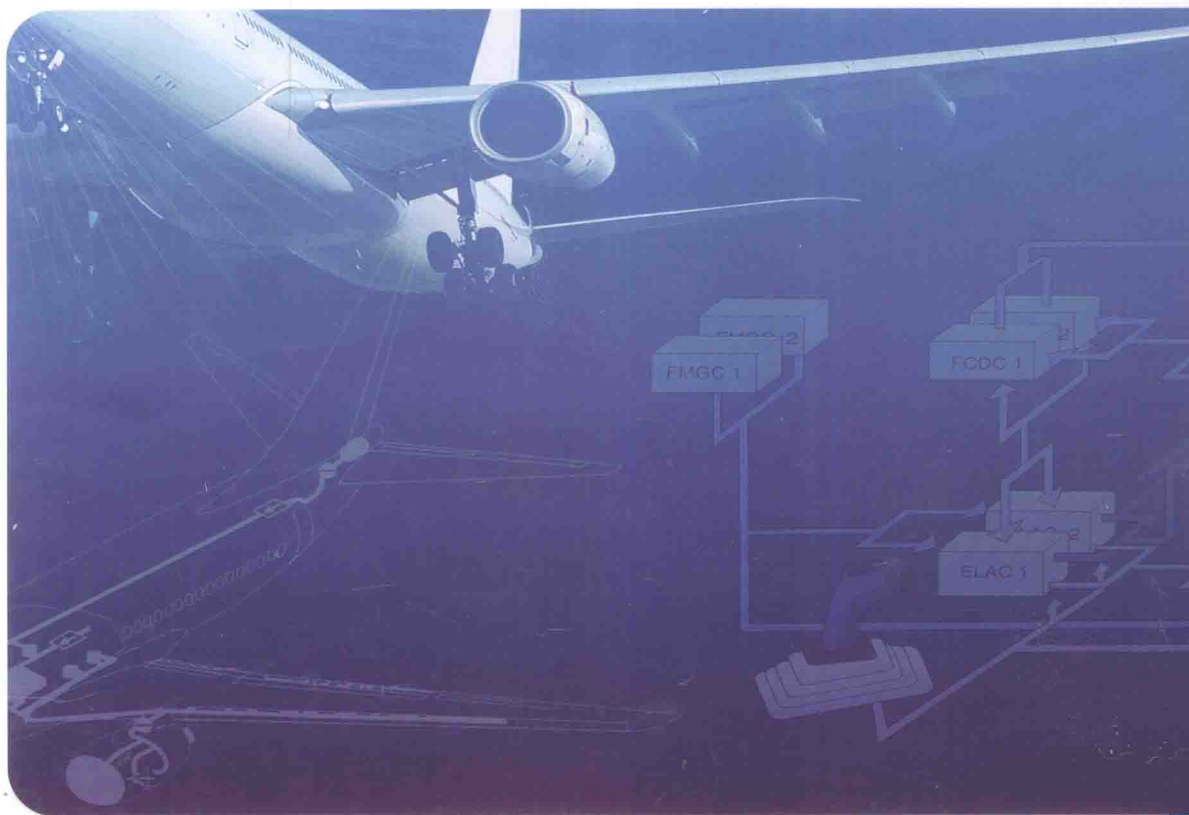


民用航空飞行技术专业核心教材

Airframe and Systems — Airplane

飞机机体与系统

庆 锋 王艳红 高 杨 主编



中国民航出版社

 民用航空飞行技术专业核心教材

飞机机体与系统

庆锋 王艳红 高杨 主编

中国民航出版社

图书在版编目 (CIP) 数据

飞机机体与系统/庆锋, 王艳红, 高杨主编. —北京: 中国民航出版社, 2016. 4
ISBN 978-7-5128-0317-6

I. ①飞… II. ①庆… ②王… ③高… III. ①民用飞机-飞机机体②民用飞机-系统结构 IV. ①V22

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2015) 第 290000 号

飞机机体与系统

庆锋 王艳红 高杨 主编

责任编辑 邢璐
内文制图 天津中天翔翼航空科技有限公司
出版 中国民航出版社 (010) 64279457
地址 北京市朝阳区光熙门北里甲 31 号楼 (100028)
排版 中国民航出版社录排室
印刷 北京金吉士印刷有限责任公司
发行 中国民航出版社 (010) 64297307 64290477
开本 787×1092 1/16
印张 18.5
字数 453 千字
版印次 2016 年 5 月第 1 版 2016 年 5 月第 1 次印刷

书号 ISBN 978-7-5128-0317-6

定价 55.00 元

官方微博: <http://weibo.com/phcaac>

淘宝网店: <https://shop106992650.taobao.com>

E-mail: phcaac@sina.com

民用航空飞行技术专业核心教材 编委会

主 任：董健康

副主任：杨 虎 于 剑 刘清贵

委 员：（按姓氏笔画排序）

冯兴杰 刘铁祥 孙瑞山 周卫东

高庆吉 韩 雁

序 言

随着我国国民经济的飞速发展，民用航空在社会主义现代化建设中发挥着越来越重要的作用。在 21 世纪的今天，随着中国民航现代化和国际化进程的加快，民用航空进入了大众化时代，国际航空运输市场竞争日趋激烈。作为民航事业发展核心的飞行技术人员，行业与社会对其质量要求也越来越高。民航飞行员必须具备良好的政治素质、严谨的工作作风和适应飞行工作所需要的强健的身心素质，熟练掌握满足航空器运行所必需的航空理论知识、飞行程序和安全飞行方法，获得现代民用航空器的飞行驾驶技能和机组资源管理能力，达到符合国际民航标准的英语语言能力水平。

在此背景下，中国民航大学组织多年从事飞行基础理论和飞行执照理论教学的资深教员，编写了面向民用航空院校飞行技术专业本科学生的飞行基础理论系列教材。该系列教材在充分吸取国内外飞行理论教学先进经验的基础上，按照飞行人员执照理论考试大纲和知识点的最新要求，内容涵盖 CCAR-91 部《一般运行和飞行规则》、CCAR-61 部《民用航空器驾驶员和地面教员合格审定规则》和 CCAR-121 部《大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则》等规章中对飞行人员的航空知识要求，结合飞行训练实践，注重基本概念和基础理论的阐述，强调理论联系实际，具有基本概念清楚、理论系统规范、内容通俗易懂的特点。该系列教材除作为飞行技术专业学生的专业理论教材外，也可作为广大飞行爱好者自学航空知识及飞行理论的专业参考书。

本系列教材由飞行基础理论系列教材编写组编写。在编写过程中，得到了中国民用航空局人教司、飞标司，民航辽宁监管局，中国国际航空公司，中国东方航空公司，厦门航空公司等多家单位的大力支持，在此深表谢意。

前 言

本教材是飞行基础理论系列教材之一，按照飞行技术专业的人才培养目标以及中国民用航空局对飞行人员的航空知识要求，参考了国内外同类院校相关课程的教学要求而编写。在编写中着重阐明基本概念和工作原理，突出在飞行中的实际使用，结合典型实例，应用威胁与差错管理原则进行分析，树立安全意识；语言以通俗、易懂为基本原则，内容力求反映当前国内外实际情况和先进水平。

本教材主要使读者了解飞机的基本结构和工作系统，以及现代航空技术在民用飞机系统中的应用；熟悉飞机的机体结构形式与使用安全要求；理解飞机各工作系统的功用、组成及工作原理；掌握现代民用飞机系统的控制与基本使用方法。本教材以国内外常用训练机型为例，包括 DA40D、DA42、Cessna172 和 Kingair C90GTi/GTx，同时涉及国内航空公司的主力机型空客 320 和波音 737。

本书共分为十章，第 1 章主要介绍飞机结构的设计思想；第 2 章介绍飞机机体的基本组成和结构形式；第 3 章至第 9 章介绍飞机各主要系统的组成及工作原理，包括：飞机液压系统、起落架系统、飞行操纵系统、座舱环境控制系统、防冰排雨系统、飞机燃油系统和飞机防火系统；第 10 章介绍飞机应急和救生设备，包括应急出口、应急撤离滑梯、座椅安全带、急救包、救生筏、应急定位发射机和应急氧气设备等。

本教材由中国民航大学飞行技术专业教材编写组编写，其中第 1 章、第 2 章、第 4 章和第 5 章由中国民航大学庆锋老师负责编写，第 3 章、第 7 章、第 8 章和第 9 章由中国民航大学王艳红老师负责编写，第 6 章和第 10 章由厦门航空公司飞行教员高杨机长负责编写。在编写过程中，张宏伟副教授提出了许多宝贵的修改意见，并对全书进行了校审，在此表示衷心的感谢。

由于编者水平有限，书中难免存在错漏等不足之处，敬请广大读者给予批评指正。

编 者

2016 年 3 月

目 录

序言

前言

第 1 章 飞机结构概论	1
1.1 飞机结构设计思想	1
1.2 作用在飞机结构上的外载荷	6
1.3 飞机结构疲劳	11
1.4 飞机结构腐蚀	14
1.5 飞机维修方法	16
思考题	18
第 2 章 机体	19
2.1 飞机结构元件及连接技术	19
2.2 飞机材料	26
2.3 机翼、尾翼和操纵面的结构	30
2.4 机身结构	38
2.5 飞机的结构限重	46
思考题	48
第 3 章 飞机液压系统	49
3.1 液压传动原理及特点	50
3.2 液压传动系统的组成	52
3.3 飞机液压系统的工作与控制	70
3.4 飞机液压系统的发展趋势	79
思考题	82
第 4 章 起落架系统	83
4.1 起落架的形式和组成	83
4.2 前轮转弯系统	99
4.3 刹车系统	102

4.4 机轮和轮胎	109
思考题	117
第5章 飞行操纵系统	118
5.1 飞行操纵系统概述	118
5.2 主操纵系统	124
5.3 辅助操纵系统	139
5.4 飞行操纵警告系统	149
5.5 电传操纵系统	150
思考题	154
第6章 飞机座舱环境控制系统	155
6.1 座舱环境控制系统概述	155
6.2 气源系统	160
6.3 座舱空气调节系统	170
6.4 座舱增压控制系统	188
思考题	200
第7章 飞机防冰排雨系统	201
7.1 飞机积冰的形成及种类	201
7.2 飞机积冰对飞行性能的影响	203
7.3 飞机防冰、除冰的方法	205
7.4 飞机防冰系统	208
7.5 飞机地面除冰	216
7.6 风挡排雨系统	218
思考题	221
第8章 飞机燃油系统	222
8.1 航空燃油	222
8.2 燃油系统的基本组成	226
8.3 供油系统	241
8.4 加油/抽油系统	249
8.5 应急放油系统	253
思考题	255
第9章 飞机防火系统	256
9.1 火的种类及其灭火剂	256

9.2	飞机防火系统的基本组成	258
9.3	火警探测系统	260
9.4	烟雾探测系统	265
9.5	飞机防火系统实例	268
9.6	飞机灭火系统	271
	思考题	274
第 10 章	应急和救生设备	275
10.1	应急出口	275
10.2	应急滑梯	276
10.3	座椅安全带	277
10.4	应急定位发射机	277
10.5	飞机氧气系统	278
10.6	其他救生设备	283
	思考题	283
	参考文献	284

第1章 飞机结构概论

【学习目标】

- 飞机结构设计思想的含义；
- 飞机结构疲劳、腐蚀对机体结构的影响；
- 飞机飞行中所受载荷及变化的分析；
- 机体安全使用应注意的事项；
- 飞机维修方法的分类。

在飞行过程中，飞机结构要承受各种各样的载荷，为了使飞机能安全地完成飞行任务，在承受和传递载荷的过程中，飞机结构绝不能发生影响飞行性能、飞行安全的损坏和变形，所以，飞机结构必须具有足够的强度、刚度和稳定性，并且要满足疲劳性能的要求，这样飞机结构才能满足安全飞行要求。飞机结构抵抗破坏的能力称为结构强度；飞机结构抵抗变形的能力称为结构刚度。强度与刚度是飞机结构承受载荷能力的主要标志，超过结构承载能力则可能引发失效故障，严重时导致飞行事故的发生。

本章主要介绍飞机结构设计思想、飞机外载荷、飞机结构疲劳、飞机结构腐蚀和飞机维修方法等概念。

1.1 飞机结构设计思想

自从世界上出现飞机以来，飞机的结构形式虽然在不断改进，飞机类型不断增多，但到目前为止，除了极少数特殊形式的飞机之外，大多数飞机都是由以下五个主要部分组成，即机翼、机身、尾翼、起落装置和动力装置，如图1.1所示。



图 1.1 飞机的基本组成

飞机结构的设计分析技术来源于飞机的使用要求与实践, 经过长期的飞机设计分析实践, 人们创立和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, 其中包括静强度、稳定性设计要求, 气动弹性及刚性设计要求, 安全寿命设计方法以及损伤容限、耐久性设计方法等。

静强度、稳定性设计同属结构的静力学设计问题, 主要关心工程上结构元件材料本身的最大承载能力(或称抗力、强度)以及结构元件内力平衡形态发生变化时引起的结构承载能力下降, 即出现屈曲变形问题。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。本节将对飞机结构设计思想进行概述。

1.1.1 飞机结构设计思想的演变

对军用机而言, 飞机结构设计主要侧重于飞机的性能、生存力、生产成本和使用消耗等要求; 对民用机而言, 飞机结构设计更强调安全性和经济性。就其发展过程看, 飞机结构设计思想大致可划分为五个阶段。

1.1.1.1 静强度设计阶段

从 20 世纪前期起, 飞机结构都按静强度设计。设计中通常采用设计载荷法, 设计载荷为使用载荷乘以安全系数。静强度设计准则认为, 如果结构材料的极限载荷(或称极限承载能力)大于或等于结构的设计载荷, 那么结构就是安全的。

1.1.1.2 静强度和刚度设计阶段

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, 这使气动弹性问题变得突出起来。因此要求飞机结构不仅要有足够的静强度, 而且还应具有足够的刚度, 设计时应避免处于结构共振点附近, 也不能出现过大大结构变形以致影

响飞机的性能,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。设计准则为最大飞行速度小于或等于上述气动弹性设计速度。

1.1.1.3 强度、刚度、疲劳安全寿命设计阶段(安全寿命设计思想)

“二战”以后的十年中,世界各国的军用和民用飞机相继出现因疲劳破坏而造成的灾难性事故,尤以1945年英国“彗星”I号客机连续两次坠入大海引人注目。之后大量的分析和研究表明,仅按照静强度、刚度设计的飞机并不安全。

飞机使用寿命的提高以及高强度材料的应用(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,飞机设计在静强度、刚度基础上,又引入了抗疲劳的安全寿命设计思想。

所谓安全寿命(Safe Life)设计是要求飞机结构在规定的寿命期内不发生疲劳破坏。波音飞机公司对疲劳破坏是这样定义的:构件出现可检裂纹就看作是一种破坏。构件形成可检裂纹的这段时间就是构件的疲劳寿命。到了寿命的构件须进行修理或更换。采用安全寿命设计思想设计飞机结构件,应对其进行安全寿命估算和评定,以使得构件在使用期内,不可能出现由于使用中的重复载荷而引起的灾难性疲劳事故。

应当指出,安全寿命设计是静强度和刚度设计基础上的一种补充和发展,它不能代替飞机结构静强度和刚度设计的要求。

1960年,破损安全(Fail Safe)设计这个概念被提出。破损安全是指一个构件破坏之后,它所承担的载荷可以由其他残存结构件继续承担,以防止飞机的破坏,或造成飞机刚度的降低过多而影响飞机的正常使用。也就是说,这种设计思想允许飞机结构有破损,但必须保证飞机的安全。从20世纪60年代初期到70年代初期,飞机结构设计采用破损安全与安全寿命相结合的设计思想,但是这种设计思想带有一定的局限性,远不足以解决安全和寿命问题。

1.1.1.4 强度、刚度、损伤容限和耐久性(经济寿命)设计阶段

从20世纪60年代末期起的几年当中,原按疲劳安全寿命设计的多种美国空军飞机(F-111、F-5A、F-4等)出现了某些断裂事故,表明按安全寿命设计并不能确保飞机的安全,因为它没有考虑到实际上结构在使用之前,由于材料、生产制造和装配过程中已存在不可避免的漏检的初始缺陷和损伤,这些缺陷、损伤于使用过程中在重复载荷作用下将不断扩展,直至扩展失控造成结构破坏和灾难性事故。例如1969年F-111战斗轰炸机在训练中出现机翼枢轴断裂事故,经分析确认是枢轴内部存在初始缺陷(材料原始缺陷),而在生产中未被发现。

随着断裂力学和其他学科的发展,出现了损伤容限和耐久性设计。1969年,美国空军规定开始对飞机结构采用损伤容限和耐久性设计。1978年,美国联邦航空局(FAA)规定在民用机上采用损伤容限和耐久性设计来代替原来的破损安全与安全寿命设计。

损伤容限(Damage Tolerant)设计思想的基本含义是:承认结构中存在一定程度的

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,对可检结构给出检修周期,对不可检结构给出最大允许初始损伤,以保证结构在给定的使用寿命期限内,不致由于未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤扩展而发生灾难性破坏事故。采用损伤容限设计的结构称为“损伤容限结构”。该结构的某一部分产生裂纹后,结构仍能在规定载荷下工作一定时间,在这段时间内裂纹不会扩展到临界裂纹尺寸,也就是说,结构满足规定的剩余强度要求,从而保证飞机结构的安全性和可靠性。B-1 轰炸机是美国第一种进行损伤容限设计的飞机。

随着航空事业的发展,对飞机结构设计也提出了更高要求,不但应满足强度、刚度、安全和可靠性要求,而且对维修经济性也提出了高要求。20 世纪 70 至 80 年代末,美国空军提出耐久性设计概念(也称为经济寿命设计概念)。耐久性(Durability)设计的含义是:在规定的时间内,飞机结构抗疲劳开裂、腐蚀、热退化、剥离、磨损和外来物损伤作用的能力。耐久性设计的基本要求是:飞机结构应具有大于一个设计使用寿命的经济寿命。所谓经济寿命是指结构出现大范围的裂纹,以至于要修理不经济、不修理又会影影响使用功能的使用时间。目前,飞机结构的长寿命和低维修费用,已成为飞机结构设计的重大目标,而这个目标正是通过飞机结构的耐久性设计实现的。耐久性设计是提高飞机结构耐久性和维修经济性的重要设计方法。它保证飞机结构具有最低的维修费用。

损伤容限设计与耐久性设计之间的联系与区别:首先应指出,在飞机结构设计中,总是在确保飞机结构静强度设计和刚度设计要求的同同时,还要使飞机结构满足抗疲劳设计要求,使它具有高寿命、高可靠性和低维修费用。损伤容限设计是保证飞机结构的安全性和可靠性,确定安全极限;耐久性设计是使飞机结构具有良好的维修经济性,确定飞机结构的经济极限,提供经济寿命。损伤容限设计与耐久性设计是互相联系和补充的,在目前的飞机结构设计中,通常是把二者结合起来,形成耐久性/损伤容限的设计思想。它的总体目标,一是提高飞机的安全可靠,二是提高飞机的经济寿命。这种设计思想是目前西方国家在飞机结构设计上的主要设计思想。

1.1.1.5 可靠性设计阶段

可靠性设计准则是把已有的、相似的产品工程经验总结起来,使其条理化、系统化、科学化,成为设计人员进行可靠性设计所应遵循的原则和应满足的要求。现代大型系统设计的基本要求是安全、可靠、经济 and 有效。对军用飞机来说,在保证安全飞行的条件下,更加强调飞机的效能(作战能力);对民用客机而言,在首先满足适航条例规定的安全性要求的前提下,对经济性更为重视。因此,在现代飞机的研制和设计过程中,将疲劳安全寿命设计、安全寿命/破损安全设计、经济寿命/损伤容限设计准则用可靠性理论和分析方法统一起来,即进行可靠性设计。应用可靠性理论进行飞机结构设计可提高飞机结构的安全可靠性和经济性。

为提高系统或设备的可靠性,常采用的方法之一是余度技术(Redundancy)。余度技术是系统或设备获得高可靠性、高安全性和高生存能力的设计方法之一。特别是当元

器件或零部件质量与可靠性水平比较低、采用一般设计已经无法满足设备的可靠性要求时,余度技术就具有重要的应用价值。飞机上的许多工作系统在设计时都采用余度技术,以提高系统的安全可靠性。以波音 737 为例,余度技术在设计上体现在:两套飞行管理计算机 (FMC),任意一台坏掉,还可以用另外一台控制飞机;导航系统有惯导、塔康、GPS,其中任意一个都可以保证飞机不会迷航;液压传动系统有两套,还有一套机械操纵系统做备份。为了保证飞行控制系统的安全可靠性,在现代飞行控制系统,特别是电传飞行控制系统中,飞行控制计算机均采用余度技术,一般为四余度或三余度容错飞行控制计算机。例如 A320 采用四余度电传操纵系统,可以达到很高的可靠性,达到并超过机械操纵系统的可靠性。

1.1.2 飞机结构失效与影响

飞机结构在外载荷作用下将产生变形,变形超过规定或失去承受外载荷的能力则称为失效。由于结构失效导致的飞行事故国内外已多次发生。结构失效的主要原因是,结构设计、制造中未被注意的隐患;使用条件改变导致的结构承载能力降低;不按规定使用或处置导致结构损伤破坏。从大量的飞机机体结构失效分析得出,运输机结构失效主要是由于机身、机翼和尾翼的疲劳破坏,曾导致多起空难和飞行事故。

对于飞机这样一个复杂的系统来说,在制造过程中应该考虑到什么原因可能引起错误,应采用什么样的防护措施,发生概率如何,通过什么样设计才能消除失效等等。这样的分析程序称为“失效模式和影响分析 (FMEA) 程序”,是一种系统可靠性分析技术。

FMEA 是对系统进行分析,以识别潜在失效模式、失效原因及其对系统性能影响的系统化程序,是一种识别各种潜在失效模式严重性并给出为降低风险所采取措施的方法。但在某些应用中,FMEA 包括对各种失效模式发生概率的估计。

FMECA (失效模式、影响及危害性分析) 是 FMEA 的扩展,其按失效模式严酷度大小排序,以区分采取对策的优先次序。这可通过危害性这一衡量标准来实现,危害性综合考虑了严酷度和发生频率。

严酷度是对失效模式影响产品使用的严重程度的评价。严酷度等级划分依赖于 FMEA 的应用情况,应综合考虑以下因素后得出:系统失效对产品使用者或环境所造成的影响;系统或过程的功能特性;客户提出的所有合同要求;政府或工业安全要求等。例如对飞机的 FMEA 严酷度水平可划分为轻微的、严重的和灾难性的三个等级。

为了恰当地评价失效模式的影响或危害性,应当确定每种失效模式的发生频度或概率。为了确定失效模式的发生概率,除了失效率的公开信息,很重要的是要考虑到对发生概率起作用的每个元部件的工作剖面 (施加的环境应力、机械应力和/或电应力)。这是因为,在大多数的情况下,元部件的失效率和所考虑失效模式相应的失效率随着施加应力的增大按幂律关系或指数关系成比例增大。

FMEA 的应用效益主要体现在:通过发现早期的设计缺陷,节省设计更改成本 (通

过设计缺陷的早期认定,避免昂贵的设计更改);确定单独或联合失效对系统产生的影响,并明确对系统或操作产生较大影响的失效模式。当失效单独或同时发生时,识别那些会产生不期望或严重影响的失效,并确定可能预期或必要运行产生严重影响的失效模式;确定可靠性改进的设计需求;提供一个逻辑模型,以评估系统不正常运行条件发生的概率或比率,为危害性分析做准备等等。

1.2 作用在飞机结构上的外载荷

飞机外载荷是对飞机结构进行受力分析的重要依据,而对使用中飞机所承受的外载荷的种种限制,又表示了飞机结构具有一定的承载能力。

1.2.1 飞机外载荷及分类

飞机外载荷是指飞机在起飞、巡航、着陆及地面停放等过程中,作用在飞机上的外力,包括空气动力、重力惯性力以及飞机在着陆、地面滑行和停机时地面的反作用力。

(1) 飞机外载荷按其作用形式可分为:

①集中载荷:载荷集中作用在结构上的某一部位。比如,通过接头作用在机翼结构上的发动机载荷、起落架载荷等。

②分布载荷:载荷分布作用在结构的某一范围内。比如,作用在机体表面的气动载荷等。

(2) 飞机外载荷按其作用于构件的性质的不同可分为:

①静载荷:如果载荷是逐渐加到构件上去的,或者载荷加到构件上后,它的大小和方向不变或变化很小,此载荷叫静载荷。如停放时起落架所承受的载荷。

②动载荷:如果载荷是突然加到构件上去的,或者载荷加到构件上后,它的大小和方向有显著变化,这样的载荷叫动载荷。如飞机着陆时起落架所受到的地面撞击力;飞机着陆滑跑时因为跑道不平产生颠簸,结构承受地面的作用力都是动载荷。

1.2.2 变形、内力和应力

1.2.2.1 变形

构件在载荷作用下,其尺寸和形状都会有不同程度的改变,这种尺寸和形状的改变叫做变形。构件在载荷作用下所产生的变形,当载荷去掉后即能消失的变形叫弹性变形,不能消失的变形叫永久变形(或残余变形)。构件承受载荷的情况不同,所产生的变形形式也不一样,但其基本变形有5种:拉伸、压缩、剪切、扭转和弯曲。实际上,飞机结构受力时,各构件的变形往往比较复杂,常常是几种变形的组合,称为复合变形。

1.2.2.2 内力

当构件在载荷作用下发生变形时,材料分子之间的距离发生变化。这时分子之间会产生一种反抗变形、力图使分子间的距离恢复原状的力,这种力叫内力。内力与引起内力的外载荷大小相等、方向相反。对应变形的5种形式,内力的基本形式有拉力、压力、剪力、扭矩和弯矩。

1.2.2.3 应力

要判断构件受力的严重程度,仅知道内力的大小是不够的。在外载荷作用下,结构件截面单位面积上的内力叫做应力。如果内力是分布均匀的,则构件任意截面上的应力等于截面上的内力除以截面面积。

所有飞机都承受5种主要变形:

- (1) 拉伸变形;
- (2) 压缩变形;
- (3) 扭转变形;
- (4) 剪切变形;
- (5) 弯曲变形。

拉伸应力是抵抗试图拉断物体的应力。压缩应力是抵抗压力的应力。扭矩是产生扭转变形的应力。剪切应力是抵抗力图引起材料某一层与相邻一层产生相对错动之力的应力。弯曲应力是压缩应力和拉伸应力的组合。当杆件受到弯曲作用时,弯曲的内侧面缩短(压缩),而弯曲的外侧面拉长(拉伸),见图1.2。

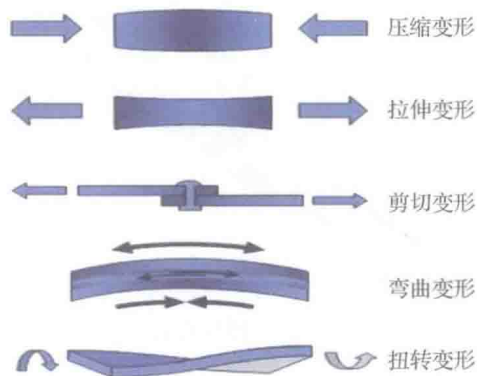


图 1.2 作用于飞机上的 5 种基本变形

1.2.3 强度、刚度和稳定性

构件在外力作用下,抵抗破坏(或断裂)的能力叫做构件的强度。构件的强度越大,表示它开始损坏时所受的载荷越大。

构件即使强度足够,但在载荷作用下还可能由于变形量过大而影响工作。因此,构件还应具有足够的抵抗变形的能力。构件在外力作用下抵抗变形的能力称为构件的刚度。构件的刚度越大,在一定的载荷作用下产生的变形越小。CCAR-25 部对飞机结构的刚度要求是:结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下,变形不得妨害安全运行。

构件在外力作用下保持其原有平衡形式的能力称为构件的稳定性。细长杆和薄壁结构受压后突然失去原有的平衡形式,此种现象叫做失去稳定性,简称失稳。飞机蒙皮在受压后会产生皱折的现象,就是由于蒙皮受压失稳造成的。

要保证构件正常工作，构件必须具有足够的强度、刚度和稳定性。

1.2.4 飞行中的外载荷

飞机的飞行载荷包括飞行中飞机所受升力、阻力、重力、拉（推）力和惯性力。此外，外界温度和飞行高度变化会导致机体承受额外的外载荷：温度降低会使材料变得易碎，温度升高则会使大多数材料易发生变形；当飞行高度增加，机体外部的大气压力降低，如果飞机是增压的，那么作用在蒙皮上的压差会产生周向和轴向载荷，如图 1.3 所示。增加飞行高度或座舱压力，都会使承压壳体的压差增加，因此会产生周向载荷和轴向载荷。



图 1.3 增压载荷

1. 升力

飞行中机翼产生的升力主要是靠上表面的吸力作用，使翼尖有向上扭转的趋势，因此机翼上表面受到吸力，下表面受到压力。

2. 阻力

由飞机部件产生的阻碍飞机向前运动的力，例如固定式起落架。阻力会使飞机部件产生向气流后方弯曲的趋势。

3. 重力

飞机本身的重量使飞机受到竖直向下的重力。当飞机匀速平直飞行时，重力方向的载荷为 $1g$ (9.81 m/s^2)，与停放在地面上的重力相等。然而，当飞机在空中转弯、俯冲、拉升或遇到阵风时，飞机承受的重力方向的载荷就会发生改变。大坡度转弯时，重力方向的载荷增大；遇向上的阵风时，重力方向的载荷减小。

4. 拉（推）力

飞机加速会使暴露在气流中的部件所产生的阻力增大，同时也使飞机的动量增大。

5. 惯性力

当飞机在空中转弯、拉升、俯冲或改出时，飞机结构和部件具有沿原方向继续运动的趋势。

在所有飞行载荷中，由于升力的大小随飞行姿态、空速、飞行高度和不稳定气流等因素而变化，对结构使用安全有很大影响，所以飞行载荷的研究重点是飞机升力及其变化。

飞机升力 Y 可由式 (1-1) 表示：