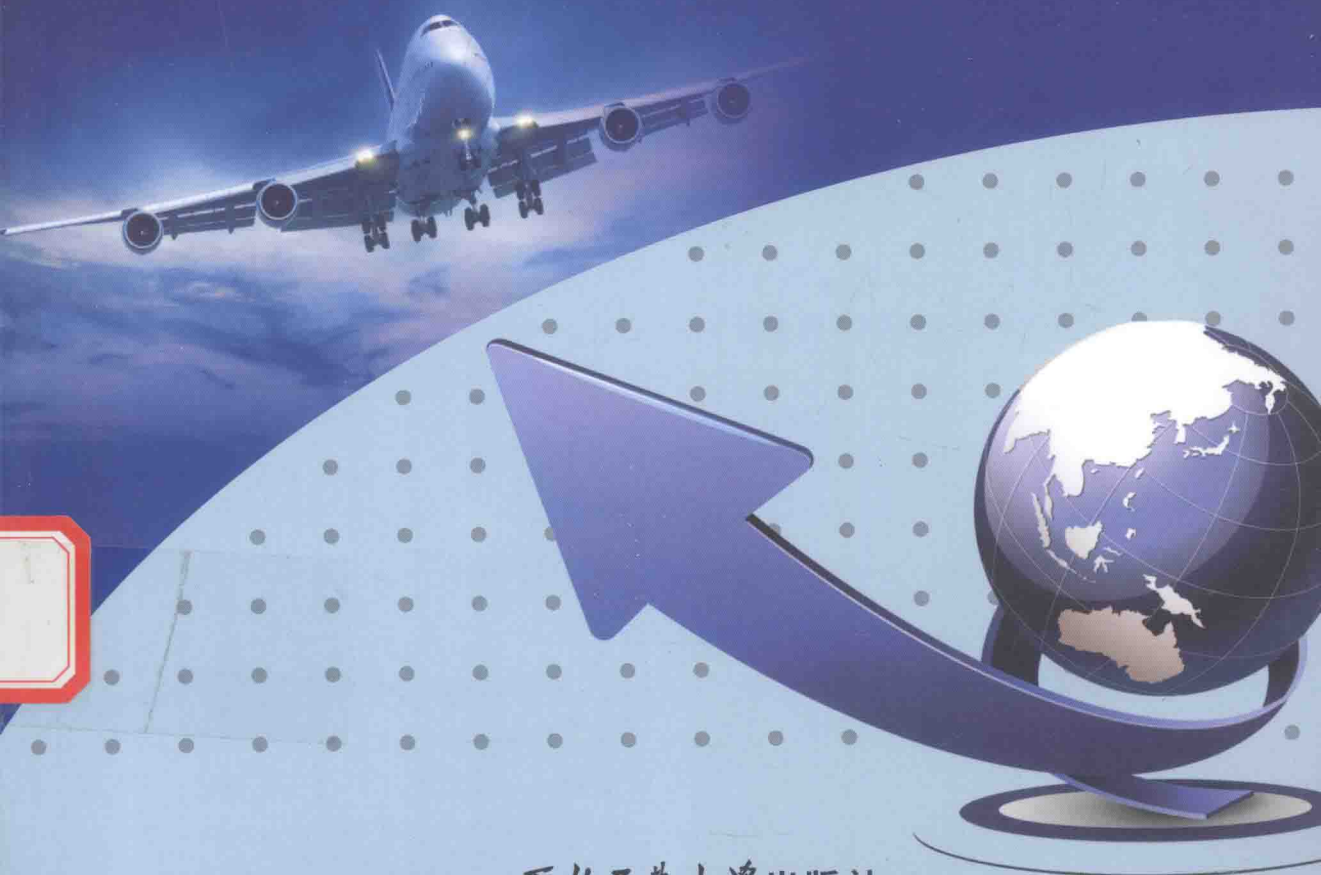




高等学校“十三五”规划教材

# 现代飞机结构与系统

龙江 刘峰 张中波 主编



西北工业大学出版社

XIANDAI FEIJI JIEGOU YU XITONG

# 现代飞机结构与系统

龙 江 刘 峰 张中波 主编

西北工业大学出版社

**【内容简介】** 本书共分 10 章,主要介绍现代飞机结构、液压系统、飞行操纵系统、起落架系统、气源系统、座舱环境控制系统、飞机燃油系统、防冰排雨系统、防火系统以及机舱设备/设施和水系统的基础知识。

本书可作为高等院校航空器维修工程专业方向的教材,也可为其他相关专业方向的学生和飞机地面维护人员提供参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

现代飞机结构与系统/龙江,刘峰,张中波主编. —西安:西北工业大学出版社,2016.8  
ISBN 978-7-5612-4980-2

I. ①现… II. ①龙… ②刘… ③张… III. ①飞机—结构—高等学校—教材②飞机系统—高等学校—教材 IV. ①V22

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 182461 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:www.nwpu.com

印 刷 者:兴平市博闻印务有限公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:31.125

字 数:764 千字

版 次:2016 年 8 月第 1 版 2016 年 8 月第 1 次印刷

定 价:66.00 元

# 前 言

根据民用航空器维修工程技术岗位的工作性质以及相关行业法规的要求,“现代飞机结构与系统”是民航机务工程类专业知识体系中的重要组成部分。本书以 B737 和 A320 等典型民航运输机为主,兼顾中小型通用飞机,介绍现代民航飞机的机体结构特点以及飞机液压系统、飞行操纵系统、起落架系统、气源系统、座舱环境控制系统、飞机燃油系统、防冰排雨系统、防火系统及机舱设备/设施和水系统的组成、功能及工作原理,介绍各系统的主要维护工作及常见故障的分析处理方法。

在本书编写过程中,笔者依据民航机务工程类本、专科专业的培养目标以及“现代飞机结构与系统”课程教学大纲,参考中国民航规章《民用航空器维修基础培训大纲》和《民用航空器维修人员执照基础部分考试大纲》,结合航空器维修工程技术岗位工作的知识需要确定编写内容,同时强调内容编排的逻辑性,以方便读者理解。考虑到民航机务工程专业特点,本书注重知识应用性,尽量避免复杂的数学推导和理论分析,力求做到知识多而不繁、宽而不深。

本书可作为高等院校航空器维修工程专业方向的教材,为学生掌握现代飞机结构与机械系统专业知识,取得民用航空器维修基础执照,从事航空器维修等相关专业技术工作和科学研究提供重要的知识基础。本书也可为其他相关专业方向的学生和飞机地面维护人员提供参考。

本书共分 10 章。其中,第 1 章由刘峰编写,第 2 章由庞杰编写,第 3 章由周蜜编写,第 4 章 4.1~4.3,4.6~4.7 节由张中波编写,4.4~4.5 节由周斌编写,第 5 章、第 6 章 6.1~6.4 节由龙江编写,第 7,8 章由丰世林编写,第 9 章以及 6.5 节由孙鹏编写,第 10 章由秦文峰编写。全书由龙江、刘峰、张中波主编和统稿。

在本书编写过程中,参考了许多专家的著作,并得到中国民用航空飞行学院教务处、科研处、航空工程学院等部门的大力支持,飞行器制造工程教研室的全体教师对本书的编写也提出了宝贵意见,在此表示诚挚谢意。

由于水平有限,资料搜集不够全面,书中难免存在一些错误和不足之处,恳请各位专家、读者给予批评指正,以便再版时进行修改完善,在此深表感谢。

编 者

2016 年 3 月

# 目 录

<b>第 1 章 飞机结构</b> .....	1
1.1 概述 .....	1
1.2 飞机结构设计思想的演变 .....	3
1.3 飞机载荷 .....	7
1.4 飞机结构分析的基本概念.....	16
1.5 机翼结构.....	20
1.6 机身结构.....	67
1.7 尾翼结构.....	84
1.8 机体开口部位的构造和受力分析.....	87
1.9 定位编码系统和机体区域划分.....	89
思考题 .....	92
<b>第 2 章 液压系统</b> .....	94
2.1 概述.....	94
2.2 液压油.....	99
2.3 液压动力元件 .....	107
2.4 液压执行元件 .....	119
2.5 液压控制元件 .....	128
2.6 液压辅助元件 .....	144
2.7 飞机液压源系统 .....	157
思考题.....	163
<b>第 3 章 飞行操纵系统</b> .....	165
3.1 飞行操纵系统的组成 .....	165
3.2 操纵机构及操纵力 .....	166
3.3 主操纵系统的类型 .....	172
3.4 无助力机械式飞行主操纵系统 .....	173
3.5 液压助力机械式飞行主操纵系统 .....	190
3.6 辅助操纵系统 .....	203
3.7 飞行操纵警告系统 .....	217
3.8 电传操纵系统 .....	220

3.9 飞行操纵系统的维护 .....	230
思考题 .....	236
<b>第4章 起落架系统 .....</b>	<b>238</b>
4.1 概述 .....	238
4.2 起落架减震装置 .....	247
4.3 起落架收放系统 .....	256
4.4 起落架转弯系统 .....	268
4.5 起落架刹车系统 .....	284
4.6 起落架航线维护 .....	308
4.7 起落架定检修理 .....	315
思考题 .....	317
<b>第5章 气源系统 .....</b>	<b>319</b>
5.1 概述 .....	319
5.2 高压气源系统 .....	319
5.3 中压气源系统 .....	325
5.4 低压气源系统 .....	330
5.5 气源系统的维护 .....	331
思考题 .....	331
<b>第6章 座舱环境控制系统 .....</b>	<b>332</b>
6.1 概述 .....	332
6.2 座舱空调系统 .....	337
6.3 非气密座舱通风加温系统 .....	360
6.4 座舱增压控制系统 .....	363
6.5 氧气系统 .....	374
思考题 .....	384
<b>第7章 燃油系统 .....</b>	<b>386</b>
7.1 概述 .....	386
7.2 燃油系统部/附件 .....	388
7.3 加油/抽油系统 .....	399
7.4 供油系统 .....	404
7.5 应急放油 .....	409
7.6 燃油系统控制和指示 .....	412
7.7 燃油系统维护 .....	415

---

---

思考题	420
<b>第 8 章 防冰/除冰和排雨系统</b>	<b>422</b>
8.1 防冰/除冰概述	422
8.2 结冰探测系统	427
8.3 防冰/除冰方法	429
8.4 防冰/除冰系统	432
8.5 飞机的地面除冰/防冰	440
8.6 风挡排雨系统	444
思考题	448
<b>第 9 章 防火系统</b>	<b>449</b>
9.1 概述	449
9.2 火警探测系统	453
9.3 飞机灭火系统	458
9.4 灭火系统的维护	467
思考题	468
<b>第 10 章 机舱设备/设施和水系统</b>	<b>470</b>
10.1 机舱设备/设施	470
10.2 水系统	481
思考题	488
<b>参考文献</b>	<b>489</b>

# 第1章 飞机结构

## 1.1 概 述

固定翼飞机是一种应用最广泛的航空器,机体由机身、机翼、安定面、飞行操纵面和起落架五个主要部件组成,民用飞机与军用飞机的结构外形有很大的不同,如图 1-1 所示。民用运输机机身的主要作用是装载乘客、货物,安装系统设备,同时连接其他各个大部件。传统构型的机翼为飞机提供了几乎全部升力,机翼主翼盒作为整体油箱使用,油箱在飞行中可以对机翼进行卸载。安定面能够保持飞机的俯仰和偏航稳定性,与飞行操纵面一起为飞机提供操纵力矩,改变飞机姿态。起落架能够为飞机地面滑行提供良好的机动性,起飞时与方向舵协同保持飞机对准跑道中线。着陆时起落架的油液式或油气式减震器可以降低跑道对飞机的冲击力,同时与地面扰流板一起工作,防止飞机反跳,帮助飞机平稳着陆。现代民用运输机通常采用涡扇或涡桨发动机作为动力装置,飞机结构必须能够使飞机在高亚音速状态长航时飞行时保持足够的安全性和可靠性。

直升机的机体由机身、旋翼及其相关的桨毂和控制机构、减速器、尾桨(某些单旋翼直升机才有)和起落架等组成,如图 1-2 所示。直升机的突出特点是可以做低空(离地面数米)、低速和机头方向不变的机动飞行,特别是可在小面积场地垂直起降。旋翼一般由涡轮轴发动机或活塞式发动机通过由传动轴及减速器等组成的机械传动系统来驱动。通过倾斜器控制桨盘向前、后、左、右四个方向倾斜,可以实现直升机的前进、后退和向左、向右飞行。尾桨的主要作用是平衡机体的扭矩,保持或改变航向。

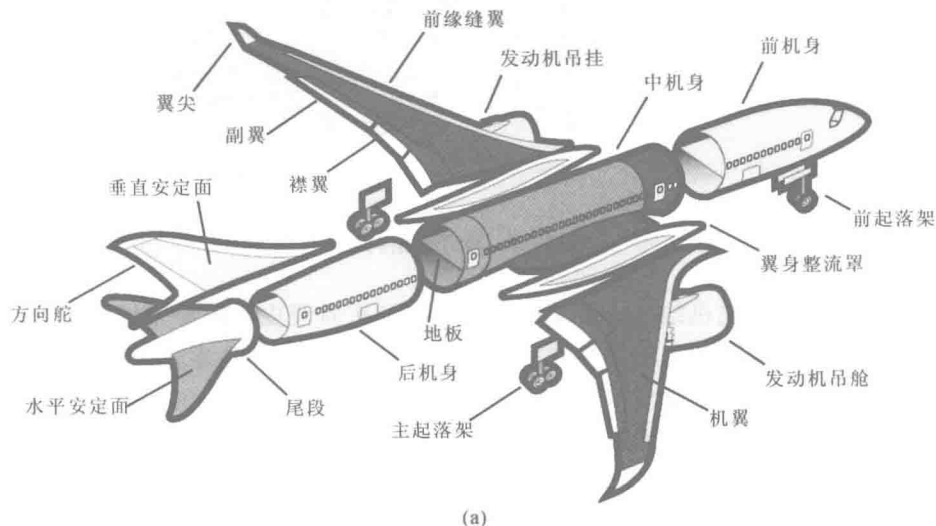
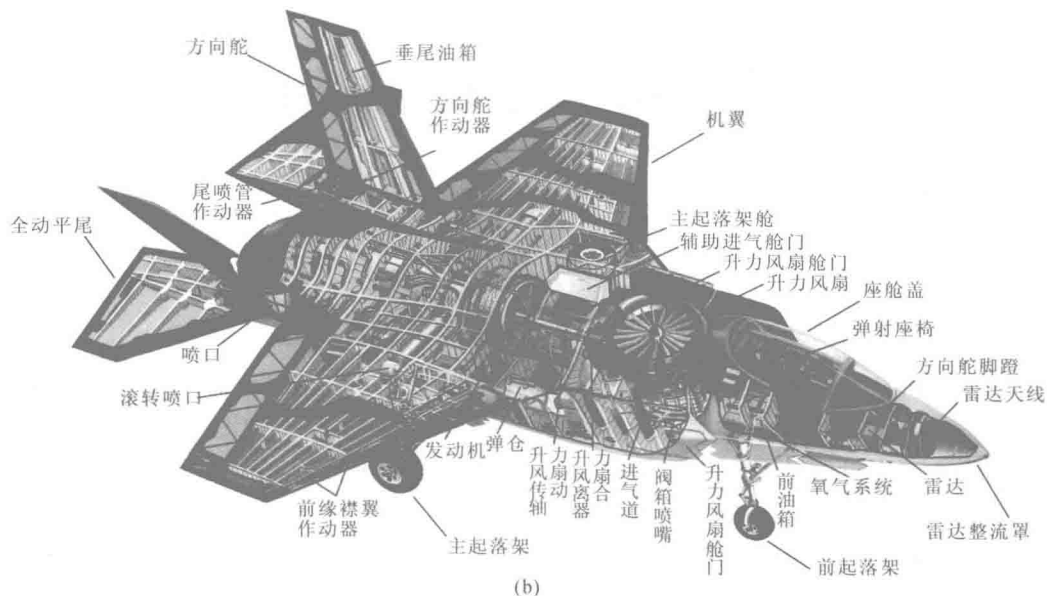


图 1-1

(a) 民用运输机结构





续图 1-1  
(b) 战斗机结构

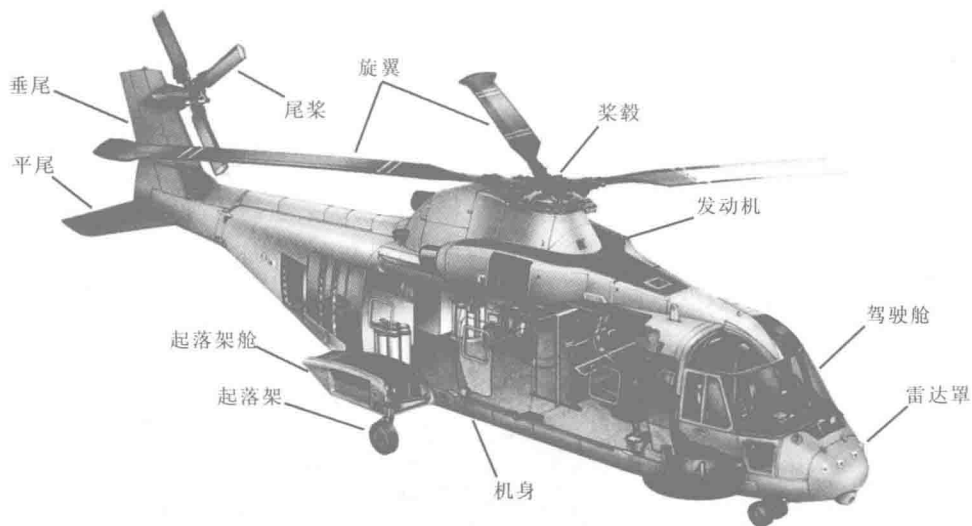


图 1-2 直升机结构

航空技术发展初期,飞机结构主要采用木质骨架和布质蒙皮。随着飞机飞行速度、高度、机动性、有效载荷的提高和各基础学科的发展,现代飞机的机体部件逐渐采用了铝合金、钛合金、镁铝合金、碳纤维/玻璃纤维增强树脂等更先进的材料。复合材料在飞机结构中的应用大大提高了结构的承载效率,有效地降低了飞机的结构质量。飞机的零件、构件通过铆接、螺接、焊接或胶接等连接形式组合起来形成飞机的机翼、机身、尾段等大部件。飞机各构件用来承受和传递飞机在地面或不同飞行状态的载荷。某些单个构件可承受组合应力。

对机体的某些结构,强度是主要的要求,比如机翼大梁、机身龙骨梁等;而另一些结构,则刚度、稳定性或气动弹性问题可能是主要要求,如机翼外段翼盒。飞机上用于包裹设备或不规则结构用于形成机身流线外形的整流罩一般只承受飞机飞行过程中的局部空气动力,而不作为主要结构受力件。

## 1.2 飞机结构设计思想的演变

飞机结构设计思想是保证飞机结构安全的指导思想,它来源于自然科学相关理论和飞机的使用实践,同时也会受到所处时代的科技水平和生产力水平的制约。飞机结构设计思想的演变过程一般可以分为以下五个阶段。

### 1.2.1 静强度设计

从飞机设计之初至今,飞机结构设计都应满足最基本的静强度要求。20世纪30年代之前,飞机结构设计则只需满足静强度要求,即结构的强度  $P_u$  应大于飞机的设计载荷  $P_d$ ,设计载荷则等于飞机的实际使用载荷  $P_e$ 。乘以一个大于1的安全系数  $f$ 。此设计准则的表达式为

$$P_u \geq P_d, \quad P_d = f P_e.$$

对于传统的金属结构,安全系数一般取1.5;对于先进复合材料结构,安全系数需要在1.5的基础上再乘以1.3,由此来覆盖复合材料在材料制备、结构制造中的分散性。应注意的是,飞机结构的不同零件、构件和部件,其安全系数的值可能是不同的。

### 1.2.2 静强度和刚度设计

随着飞机飞行速度和技术性能要求的提高,飞机机翼开始采用薄翼型和后掠构型,结构刚度相对有所降低,使气动弹性问题日益突出。飞机飞行过程中出现的副翼反效和机翼颤振等问题使飞机设计师们意识到飞机结构不仅要有足够的强度,还应该具有足够的刚度,也就是说结构不仅不能破坏,而且也不能发生超过限制的弹性变形。同时还要避免结构固有频率接近激励载荷频率,防止出现振动发散。结构刚度设计准则表达式为

$$\delta \leq [\delta]$$

式中, $\delta$ 为结构在设计载荷下的变形量; $[\delta]$ 为允许的结构变形量。针对气动弹性问题提出的刚度要求表达式为

$$f v_{\max} \leq v_{cr}$$

式中, $v_{\max}$ 为飞机的最大飞行速度; $v_{cr}$ 为飞机结构的颤振临界速度; $f$ 为安全系数。采用静强度刚度设计准则的典型飞机有美国野马(MUSTANG)战斗机、C47运输机和英国的彗星(COMET)喷气式客机(见图1-3)等。

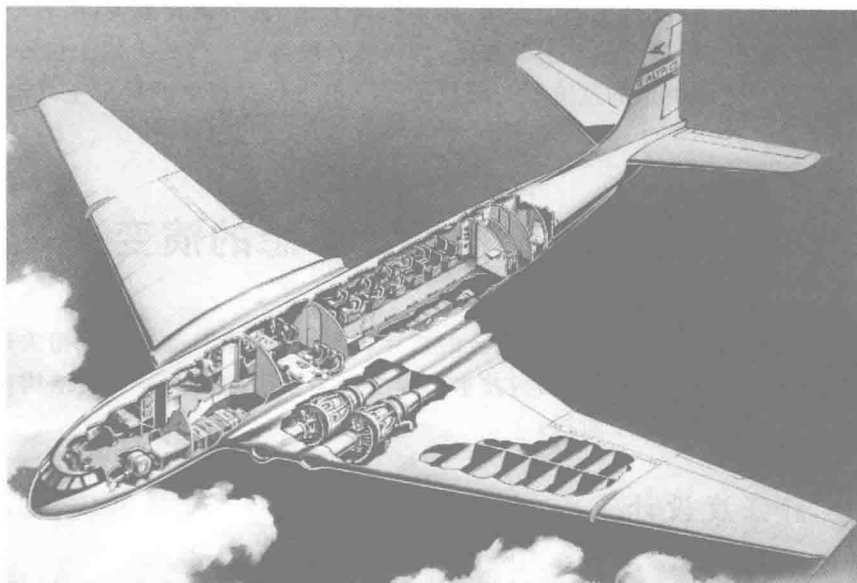


图 1-3 彗星客机

### 1.2.3 静强度、刚度和安全寿命设计

在第二次世界大战后的十多年中,世界各国的军用和民用飞机相继出现了因结构疲劳破坏造成的灾难性事故。1953—1954 年期间,“彗星”1 型客机接连发生了 3 次坠毁事故,导致彗星客机停飞。后来调查研究表明,由于对增压座舱的结构设计经验不足,长时间飞行以及频繁起降使机体反复承受增压和减压载荷。这种变化的载荷引发金属结构疲劳是“彗星”1 型客机解体坠毁事故的原因。这是民航历史上首次发生因金属结构疲劳导致的空难事件。彗星客机共有 13 架发生事故而损坏,其中大多数是因金属结构疲劳以及设计方面缺陷造成的。显然,仅考虑飞机结构的静强度和刚度无法保证飞机的安全。

随着飞机飞行速度和高度的增加、高强度和超高强度金属材料的使用,结构疲劳问题日益突出。为防止飞机结构疲劳引起灾难性事故,采用疲劳统计学的高可靠度、大分散系数限制飞机使用寿命,控制危及飞行安全的损伤发生,形成了安全寿命设计思想,其设计准则表达式为

$$N_e \leq N_s = N_{ex} / n_f$$

式中,  $N_e$  为飞机实际使用寿命;  $N_s$  为飞机结构的安全寿命;  $N_{ex}$  为结构的疲劳试验寿命;  $n_f$  为疲劳分散系数,一般取 4~6。安全寿命设计思想基本的思路是,用结构疲劳试验寿命除以安全系数后作为结构的安全寿命,实际使用寿命小于安全寿命,本质上是通过提高疲劳寿命裕度来保证结构的安全的。

波音 707(B707) 客机是这个时期的典型飞机,该机是美国波音公司研制的四发远程喷气运输机。原型机于 1954 年 7 月 15 日首飞,最初的型号是为美国空军研制的 KC-135 空中加油机。经美国空军同意,波音公司于 1957 年在 KC-135 基础上研制成功 B707 民用客机,1958 年交付使用。我国曾购买 10 架 B707 客机用于民航运输。该机的结构形式如图 1-4 所示。

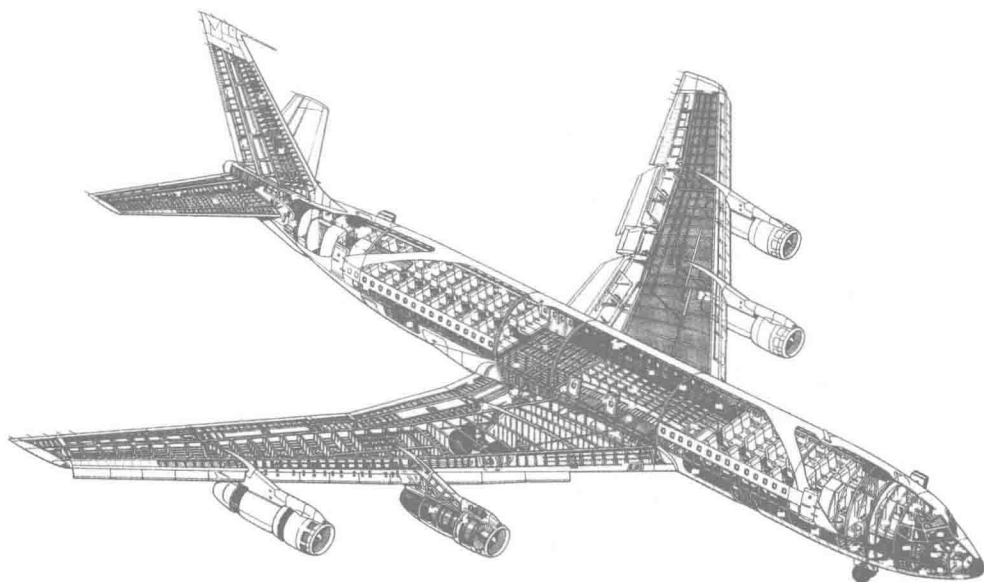


图 1-4 B707 客机

#### 1.2.4 静强度、刚度和损伤容限与经济寿命设计

随着航空事业的长足发展,特别是飞机的广泛使用,安全寿命已无法满足用户对飞机长寿命、高可靠性和低维修成本的使用要求。在 20 世纪 60 年代末到 70 年代初的几年中,按照疲劳安全寿命设计的多种美国空军飞机出现了意外的断裂事故,见表 1-1。

表 1-1 典型的飞机结构疲劳断裂事故

年 份	机 型	疲劳破坏情况	试验寿命 /h	实际破坏寿命 /h
1969	F-111	机翼枢轴接头板断裂	> 40 000	约 100
1970	F-5A	机翼中部切面断裂	约 16 000	约 1 000
1972	KC-135	机翼蒙皮壁板断裂	—	—
1973	F-4	机翼机身接头下耳片断裂	> 11 800	1 200

事实表明,按照安全寿命设计准则设计的飞机结构并不能保证其在安全寿命周期内安全运行。主要原因是这一准则没有考虑结构在使用之前实际上就已经存在初始缺陷。这些缺陷是在材料冶炼、生产制造、运输和装配过程中不可避免地存在或产生的,比如冶炼过程中的气泡在材料冷却固化后成为孔洞,加工过程中留在工件表面的刀痕,运输装配中意外的低能量碰撞等。尽管这些缺陷十分微小,但大大降低了高强度和超高强度合金的断裂韧性。在疲劳载荷作用下,这些缺陷不断扩展,直至最终发生不可控快速扩展,从而造成构件断裂。为了解决这个问题,美国空军于 1971 年在军用规范中提出了安全寿命 / 破损安全结构设计思想作为过渡措施,并于 1975 年颁布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。

可检查结构设计成破损安全结构,其设计准则为

$$\begin{aligned}\eta_{ia} &\geq \eta_e = \eta_d / f \\ N_{ex,ia} / 4 &\geq H\end{aligned}$$

式中,  $\eta_{ia}$  为含损伤结构的剩余强度系数;  $\eta_e$  为使用剩余强度系数;  $\eta_d$  为设计剩余强度系数;  $f$  为强度安全系数;  $N_{ex,ia}$  为疲劳试验寿命;  $H$  为检查周期。

不可检查结构设计成缓慢裂纹扩展结构,其设计准则为

$$N_{a_0 \rightarrow a_{cr}} \geq N_e = N_{ex} / n$$

式中,  $N_{a_0 \rightarrow a_{cr}}$  为裂纹从  $a_0$  扩展到  $a_{cr}$  时的疲劳寿命,其中  $a_0$  是初始裂纹长度,  $a_{cr}$  为临界裂纹长度;  $N_{ex}$  为疲劳损伤容限试验寿命;  $n$  为损伤容限疲劳分散系数,一般取 2。

20 世纪 80 年代末,美国的飞机结构设计放弃了安全寿命设计思想而采用经济寿命设计思想。经济寿命与安全寿命相比,其最大的差别是靠损伤容限设计技术保障飞行安全,从而可以充分发挥机体结构的潜力,使飞机获得更长的使用寿命。即在损伤容限设计制定的飞机结构检查措施保障飞行安全的前提下,经济寿命允许结构在使用寿命期间产生损伤裂纹,但通过经济修理可以继续使用。当结构出现的损伤(疲劳、断裂、磨损和腐蚀等)影响飞机的使用功能和飞行安全,而修理又不经济(修理费用超过飞机本身的使用价值)时,则认为机体结构已达到了经济寿命。该经济寿命定义用来判断用户的具体飞机是否到达经济使用的退役寿命是明确的,但为获得用户满意的经济使用寿命,在飞机研制阶段就必须制定飞机结构耐久性 / 损伤容限设计和评定的具体要求,对经济寿命进行可靠性设计。

### 1.2.5 可靠性设计

人们对客观世界中物质的认识,总是逐渐由确定性的值向不确定性的分布过渡的。结构工程中对于不确定性的研究,也随着概率与数理统计、随机过程理论的日益完善,以及数学领域中新兴学科的发展而日益深入和广泛。

随着现代科学技术的不断发展,大型工程结构系统(如飞机结构系统)越来越庞大,越来越复杂,各种不确定性的表现也随之越来越突出。实际结构可靠性工程中经常广泛存在随机、模糊、未知然而有界等多种不确定性信息。可靠性问题的提出,就是源于这些不确定性的存在。随着人们对产品质量要求的日益提高,可靠性逐步成为科学和工程中一个非常重要的概念。

飞机结构在规定的条件下,规定的时间内,完成规定功能的能力称为飞机结构的可靠性。结构可靠性设计思想将各种设计变量看作随机变量,将设计准则转换为随机设计准则。衡量结构可靠性水平的标准包括结构在任意时刻的可靠度  $R(t)$ 、可靠寿命  $CR(t_r)$ 、失效率  $\lambda(t)$ 、有效寿命、平均寿命 MTTF(Mean Time To Fail)、平均无故障工作时间 MTBF(Mean Time Between Fail) 等。若单纯以可靠度作为设计准则,其表达式为

$$R_s \geq R_s^*$$

式中,  $R_s$  为结构系统的可靠度;  $R_s^*$  为结构系统的可靠度指标。

目前可靠性设计思想已经应用于 B787、A380、A350 等飞机和我国的民机结构设计中,进

一步提高了飞机结构的安全性。

## 1.3 飞机载荷

飞行中,作用于飞机上的载荷主要有飞机重力、升力、阻力和发动机推力(或拉力)。载荷的分类标准很多,按载荷的作用特性可分为静载荷和动载荷。按载荷的分布方式可分为集中载荷、线分布载荷、面分布载荷和体分布载荷。按载荷的性质则可将作用于飞机上的载荷分为两类:与飞机或机载设备的质量相关的质量载荷,即质量力(惯性力)和与质量无关的表面载荷。飞行状态改变或受到不稳定气流的影响时,飞机的升力会发生很大变化。飞机着陆接地时,飞机除了承受上述载荷外,还要承受地面撞击力。飞机承受的各种载荷中,以升力、座舱增压载荷、地面撞击力等对飞机结构的影响最大。

### 1.3.1 过载的概念

飞机在起飞、着陆和飞行等运行过程中,当姿态、速度、飞机构型发生变化或与地面发生冲击时,机体上所受载荷的变化比较大,为了分析飞机在某一工作状态下的姿态变化和受载情况,首先定义一个与机体固连在一起的正交参考坐标系,即如图1-5所示的机体坐标系。机体坐标系原点定义在飞机的重心上; $Ox$ 轴也称为纵轴,一般与飞机的机身轴线重合,从机尾向机头方向为正方向; $Oy$ 轴也被称为竖轴或立轴,与纵轴垂直并指向飞机水平投影面的正上方; $Oz$ 轴也被称为横轴,垂直于 $xOy$ 平面并指向飞机的右侧。飞机绕纵轴转动时为滚转机动,绕竖轴转动时为偏航机动,绕横轴转动时为俯仰机动。

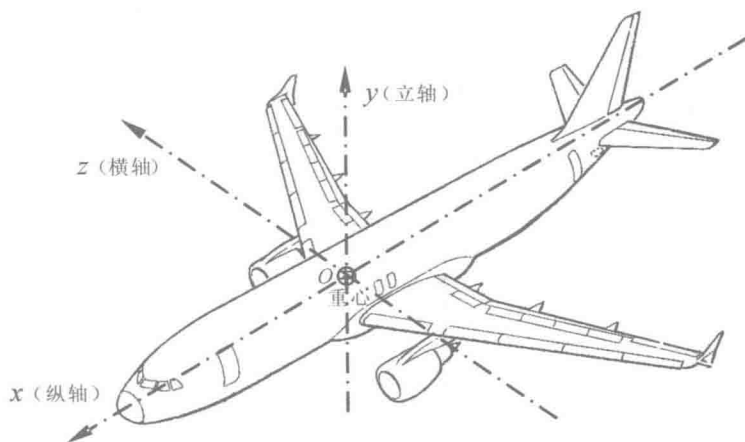


图 1-5 机体坐标系

在机体坐标系中,为了表示飞机受外载荷的严重程度,将过载(或称载荷系数)的概念定义为,作用于飞机某方向的除重力之外的其他外载荷与飞机重力的比值,一般称为该方向的飞机重心过载,也可简称为飞机过载,用 $n$ 表示。飞机在 $Oy$ 轴方向的过载,等于飞机升力( $Y$ )与飞机重力的比值,即

$$n_y = \frac{Y}{G}$$

飞机在  $x$  轴方向的过载等于发动机推力  $P$  与飞机阻力  $X$  之差与飞机重力的比值,即

$$n_x = \frac{P - X}{G}$$

飞机在  $z$  轴方向的过载等于飞机侧向力  $Z$  与飞机重力的比值,即

$$n_z = \frac{Z}{G}$$

飞机飞行时,  $Oy$  轴方向的过载  $n_y$  往往较大,它是飞机结构设计中的主要参数之一,飞机的结构强度主要取决于  $y$  方向的过载  $n_y$ 。而其他两个方向的过载 ( $n_x, n_z$ ) 较小,它们对飞机结构强度的影响也较小。在不同的飞行状态下,飞机重心过载的数值往往不一样。过载可能大于 1、小于 1、等于 1、等于零甚至是负值,这取决于曲线飞行时升力的大小和方向。飞机平飞时,升力等于飞机的重力,  $n_y$  等于 1;曲线飞行时,  $n_y$  常常不等于 1。驾驶员柔和推杆使飞机由平飞进入下滑的过程中,升力比飞机重力稍小一些,  $n_y$  就小于 1;当飞机平飞时遇到强大的垂直向下的突风或在垂直平面内作机动飞行时,驾驶员推杆过猛,升力就可能变成负值,  $n_y$  也就变为负值;当飞机以无升力迎角垂直俯冲时,载荷系数就等于零。

$n_y$  的正、负号与升力的正、负号一致,而升力的正、负号取决于升力与飞机  $y$  轴(立轴)的关系。如果升力的方向与  $y$  轴相同,则取正号;反之,则取负号。现代运输机结构设计时,谈到飞机过载时一般都默认是  $y$  方向过载,简称为过载,它是结构总体设计时的重要参数。民航运输机结构设计时过载一般取  $-1$  至  $+2.5$ ,这样既能保证结构的安全又能保证乘客的舒适性。

### 1.3.2 水平面内的匀速直线飞行

飞机在等速直线平飞时(见图 1-6),它所受的力有飞机重力  $G$ 、升力  $Y$ 、阻力  $X$  和发动机推力  $P$ 。为了简便起见,假定这 4 个力都通过飞机的重心,而且推力与阻力的方向相反,则作用在飞机上的力的平衡条件为,升力等于飞机的重力,推力等于飞机的阻力,即

$$Y = G$$

$$P = X$$

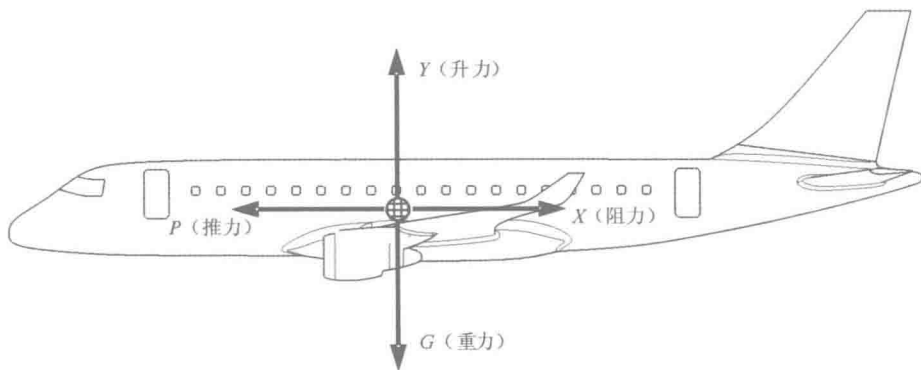


图 1-6 匀速水平直线飞行

飞机作平飞时若推力大于阻力,飞机就要加速;反之,则减速。由于在飞机加速或减速的同时,驾驶员减小或增大了飞机的迎角,使升力系数减小或增大,因而升力仍然与飞机重力相等。等速直线平飞中,飞机的升力虽然总是与飞机的重力相等,但是,飞行速度不同时,飞机上的气动载荷的分布状态(局部空气动力)是不相同的。飞机以小速度平飞时,迎角较大,机翼上表面受到吸力,下表面受到压力,这时的局部气动载荷并不大;而当飞机以大速度平飞时,迎角较小,对采用双凸翼型的机翼来说,除了前缘要受到很大压力外,上、下表面都要受到很大的吸力。翼型越接近对称形状,机翼上、下表面的局部气动载荷就越大。因此,如果机翼蒙皮刚度不足,在高速飞行时,就会被显著地吸起或压下,产生明显的鼓胀或下陷现象,影响飞机的空气动力性能。

根据过载的定义,飞机等速直线平飞时的过载为

$$n_x = \frac{P - X}{G} = 0, \quad n_y = \frac{Y}{G} = 1, \quad n_z = 0$$

### 1.3.3 垂直平面内的曲线飞行

飞机在垂直平面内作曲线飞行的受力情况如图 1-7 所示,作用于飞机的外力仍是飞机的重力、升力、阻力和发动机的推力,但这些外力是不平衡的。飞机在垂直平面内作曲线飞行时,升力可能大大超过飞机重力。飞机在曲线飞行中所受的载荷可能比平飞时大得多。

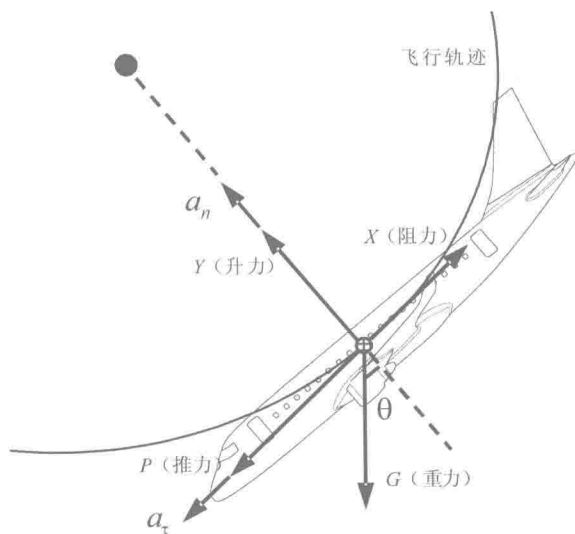


图 1-7 垂直平面内的曲线飞行

飞机飞行的动力学方程为

$$P + G \sin \theta - X = m a_t = m \frac{dv}{dt}$$

$$Y - G \cos \theta = m \frac{v^2}{r}$$

式中,  $a_t$  为飞机线加速度;  $v$  为飞机的线速度;  $r$  为曲线飞行的瞬时半径。根据过载的定义,飞机在垂直平面内作曲线飞行时的过载表达式为



$$n_x = \frac{P - X}{G} = \frac{1}{g} \frac{dv}{dt} - \sin\theta, \quad n_y = \frac{Y}{G} = \frac{v^2}{gr} + \cos\theta, \quad n_z = 0$$

由于飞机在飞行轨迹每一位置的  $\theta$  角不同, 飞行速度  $v$  和曲率半径  $r$  也可能不一样, 所以在垂直平面内作曲线飞行时, 飞机的升力和过载都是随时变化的, 这也是飞机载荷的复杂性所在。从上式中还可以发现, 当  $\theta=0$  时,  $n_y$  取得极值。其他参数不变的情况下, 飞行线速度越大, 瞬时转动半径越小, 则飞机过载越大。

### 1.3.4 水平面内的曲线飞行

飞机水平转弯或在空中作水平盘旋时, 具有一定的倾斜角(坡度)  $\beta$ , 如图 1-8 所示。这时升力的水平分量  $Y \sin\beta$  为飞机提供向心力, 使飞机作圆周运动; 升力的垂直分量  $Y \cos\beta$  与飞机重力  $G$  平衡, 保证飞机不掉高度。

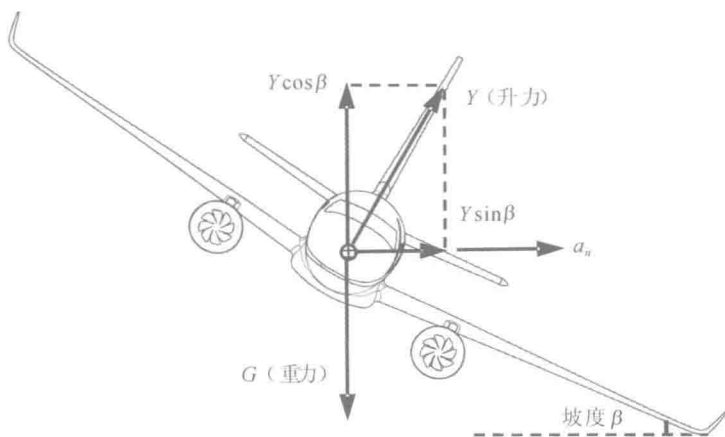


图 1-8 水平面内的曲线飞行

此时飞机的动力学方程为

$$Y \cos\beta = G, \quad Y \sin\beta = ma_n = m \frac{v^2}{R}$$

飞机的  $y$  向过载和盘旋半径分别为

$$n_y = \frac{1}{\cos\beta}, \quad R = v^2 / (g \sqrt{n_y^2 - 1})$$

从以上分析可见, 飞机水平转弯时,  $\cos\beta$  总是小于 1, 故升力总是大于飞机的重力; 倾斜角越大,  $\cos\beta$  越小, 因而升力越大。当飞机盘旋半径不变时, 速度  $v$  越大, 则飞机过载越大; 当线速度  $v$  不变时, 盘旋半径  $R$  越小, 则过载越大, 也就是说飞机的机动性越好。

### 1.3.5 飞机的局部过载

在研究飞机各部件的载荷时, 只知道飞机的总体过载(重心过载)是不够的, 还必须知道飞机上各部件的过载。部件过载是该部件在某一飞行状态中的质量力与其本身重力的比值。