

高等学校规划教材·航空、航天与航海科学技术

PLANNING TEXTBOOKS FOR HIGHER EDUCATION



飞机装配工艺装备

康永刚 主编

西北工业大学出版社

高等学校规划教材·航空、航天与航海科学技术

FEIJI ZHUANGPEI GONGYI ZHUANGBEI

飞机装配工艺装备

主编 康永刚
编者 康永刚 王仲奇
姜珊 陈希多

西北工业大学出版社
西安

【内容简介】 本书内容丰富,是一本较为全面、系统地介绍飞机装配技术的教材,其主要内容包括飞机装配工艺基础知识,飞机装配工艺装备,公差建模、分析与综合,装配工装快速设计,常用工装结构,飞机装配数字化测量,飞机装配自动化设备和装配工装技术的发展等。本书将传统的飞机装配技术与先进飞机装配技术相结合,体现了内容的系统性和先进性。本书通过典型装配实例阐明飞机装配的基本原理和关键技术,通过阐述先进飞机装配技术的实践经验,以及对飞机装配科研成果的深入分析,帮助读者更好地理解和应用所学装配理论和飞机装配技术。

本书可作为航空航天院校飞机装配工艺装备课程的教材,也可作为飞机装配型架设计人员的参考资料,还可供从事飞机装配工艺工作的技术人员使用。

图书在版编目(CIP)数据

飞机装配工艺装备 / 康永刚主编. —西安:西北工业大学出版社,2018.12
高等学校规划教材. 航空、航天与航海科学技术
ISBN 978-7-5612-6351-8

I. ①飞… II. ①康… III. ①飞机—装配(机械)—工艺装备—高等学校—教材 IV. ①V262.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 276984 号

策划编辑:何格夫

责任编辑:王梦妮

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.nwpup.com

印刷者:陕西向阳印务有限公司

开本:787 mm×1 092 mm 1/16

印张:15

字数:382千字

版次:2018年12月第1版 2018年12月第1次印刷

定价:48.00元

前 言

本书从教学和飞机装配工程技术人员的需求出发,围绕飞机装配所涉及的装配过程和装配方法,详细阐述了飞机装配工艺,飞机装配协调系统设计方法,飞机装配型架设计与安装,飞机装配的连接技术及飞机数字化测量。本书将传统的飞机装配技术与现代先进飞机装配技术相结合,介绍了飞机数字化装配技术,将先进飞机装配技术的实践经验和科学实验与飞机装配理论相结合,同时还介绍了国内外在飞机装配领域的研究成果,使本书内容更加系统、完整。本书力图深入浅出,通过典型装配实例阐明飞机装配的基本原理和关键技术,以帮助读者更好地理解和应用所学装配理论和飞机装配技术。

第1章介绍飞机构造及结构特点、飞机装配工艺特点和要求、飞机装配单元的划分、装配基准、互换协调的方法与应用、装配准确度的保证方法等内容,让读者初步了解和认识飞机装配工艺的基本知识,并引出全书的重要对象——工艺装备。第2章从种类、结构、功用和设计原则的角度详细介绍装配工艺装备,阐述装配定位的方法,并叙述装配型架设计的一般问题。第3章介绍公差建模、分析与综合,给读者提供了保证装配准确度的方法。第4章介绍装配工装快速设计的种类。第5章介绍标准工艺装备、装配型架及其种类与发展和定位与夹紧机构。第6章介绍数字化设备及其在装配型架数字化安装中的应用。第7章介绍飞机装配技术、协调体系和装配自动化设备。第8章介绍飞机先进装配工装技术的发展。

本书由康永刚担任主编,负责全书的统稿,并编写第1、4、5、8章,王仲奇编写第2、3章,姜珊编写第6章,陈希多编写第7章。在编写过程中,参阅了相关飞机装配技术的书籍,收集了我国飞机制造技术多年积累起来的经验和科研技术成果,在此谨向所有提供资料的同行表示衷心的感谢。

限于知识和经验有限,书中难免有欠妥之处,恳请读者批评指正。

编者

2018年8月

目 录

第1章	飞机装配工艺基础	1
1.1	概述	1
1.2	飞机结构	4
1.3	飞机装配过程	11
1.4	装配准确度与工艺装备	24
	思考与讨论	29
第2章	飞机装配工艺装备	30
2.1	概述	30
2.2	装配定位	30
2.3	装配工艺装备的种类、构造和功用	36
2.4	装配工艺装备的设计原则	41
2.5	装配型架设计的一般问题	42
	思考与讨论	47
第3章	公差建模、分析与综合	48
3.1	与准确度有关的基本概念	48
3.2	公差建模	52
3.3	公差分析	56
3.4	公差综合	65
3.5	应用实例	78
	思考与讨论	84
第4章	装配工装快速设计	85
4.1	概述	85
4.2	快速设计的一般方法	86
4.3	基于模块化的工装设计	87
4.4	变量化快速设计	93
4.5	智能化的快速设计	98

思考与讨论·····	118
第5章 常用工装结构 ·····	119
5.1 标准工艺装备·····	119
5.2 装配型架·····	126
5.3 定位与夹紧机构·····	136
思考与讨论·····	146
第6章 飞机装配数字化测量 ·····	148
6.1 飞机装配过程中的测量类型与特点·····	148
6.2 数字化测量技术与系统在飞机装配中的应用·····	152
6.3 测量系统建立及环境控制·····	173
6.4 飞机装配型架的安装·····	178
思考与讨论·····	185
第7章 飞机装配自动化设备 ·····	186
7.1 概述·····	186
7.2 自动制孔系统·····	187
7.3 自动钻铆系统·····	192
7.4 数字化移动操作平台·····	197
7.5 飞机整机与大部段数字化移动设备·····	200
思考与讨论·····	204
第8章 装配工装技术发展 ·····	205
8.1 柔性装配工装·····	205
8.2 智能装配单元·····	223
8.3 飞机脉动装配生产线·····	227
8.4 智能生产线·····	230
思考与讨论·····	233
参考文献 ·····	234

第 1 章 飞机装配工艺基础

1.1 概 述

飞机制造(aircraft manufacturing)是按设计要求制造飞机的过程。飞机制造要经过工艺准备、工艺装备制造、毛坯制备、零件加工、装配安装、检测和试验诸过程。工艺准备工作包括制造中的协调方法和协调路线的确定、工艺装备的设计等。飞机机体的主要材料是铝合金、钛合金、镁合金等,多以板材、型材和管材的形式由冶金工厂提供。飞机上还有大量锻件和铸件,如机身加强框、机翼翼梁和加强肋,它们多由高强度的铝合金和合金钢锻造毛坯制成,这些大型锻件要在 300~700 MPa 的巨型水压机上锻压成型。零件加工主要有钣金零件成形、机械加工和非金属材料加工。金属零件在加工中和加工后一般还要进行热处理和表面处理。飞机的装配是按构造特点分段进行的。首先将零件在夹具(型架)中装配成翼梁、框、肋和壁板等构件,再将构件组合成部段件(如机翼中段、前缘,机身前段、中段和尾段等),最后完成一架飞机的对接。装配中各部件外形靠型架保证,对接好的全机各部件相对位置,特别是影响飞机气动特性的参数(如机翼安装角、后掠角、上反角等)和飞机的对称性,要通过水平测量来检测。总装工作还包括发动机、起落架的安装调整,各系统电缆、导管的敷设,天线和附件的安装,各系统的功能试验等。总装完成后,飞机即可转入场外工作,进行地面试车和试飞。通过试飞调整,当飞机各项技术性指标达到设计要求时即可交付使用。

飞机制造中装配和安装工作量占直接制造(即不包括生产准备、工艺装备制造)工作量的 50%~70%。这首先是因为飞机结构复杂,零件和连接件的数量大。例如,一架大型飞机有大约 10 万个零件,200 多万个铆钉和螺栓连接件。其次是因为装配和安装工作的机械化和自动化程度比较低,手工劳动量占很大比例,劳动生产率低。再次是因为飞机的装配和安装不仅劳动量大,而且质量要求高、技术难度大。因此,提高飞机装配和安装的技术水平,在飞机制造中具有重要意义。

1.1.1 飞机结构的基本特点

1. 尽可能小的结构质量满足强度和刚度的要求

飞机的结构强度、刚度始终受到质量的限制,飞机结构的质量是一个突出被考虑的问题。因此,飞机选用的材料大部分是高强度轻合金的薄壁钣金件。由这样的结构材料制作的零部件刚度小、变形大,增加了装配工艺的复杂性。

2. 外形复杂(有单、双曲率,变曲率),部件尺寸大而刚度小

有的飞机机翼长达几十米,本身又是薄壁结构,易变形,刚度小,因此飞机结构的精确度不易保证。

3. 零件数量多,协调关系复杂,装配以铆接为主

飞机零件的数量和品种多,一架飞机有成千上万个零件。铆接是目前飞机生产中应用最广泛的连接方法,尽管其他连接方法,如胶结、电焊、融焊等有了相当大的发展,但由于铆接具有工艺方法比较简单、连接强度比较稳定可靠、能适应比较复杂的结构、操作简便、质量便于检查、故障易于排除等优点,到现在还没有一种连接方法能完全取代它。

1.1.2 飞机装配的工艺特点

1. 飞机装配劳动量大,机械化程度不高

我国航空企业结合型号需求,开展了壁板自动钻铆、大部分柔性对接等关键技术及装备研究和应用,在数字化装配技术方面开展了有益的尝试和试验。但是,对先进装配技术的研究还没有系统化,未形成飞机数字化装配模式和体系。目前,飞机装配仍沿用根据实物样件以模拟量形式传递零部件的形状和尺寸,以及采用大量复杂刚性型架进行定位和夹紧的传统手工装配方法,装配精度、质量稳定性、装配效率等很难满足要求,国际适航认证获批艰难。因此,飞机装配技术已成为制约我国飞机制造技术能力的瓶颈,发展飞机数字化装配技术迫在眉睫。

2. 飞机装配涉及连接技术面较广,装配的准确度直接影响飞机的外形

飞机上的连接形式大量采用铆接和螺纹连接技术,另外还采用焊接、胶结等。这些连接技术的一个共同特点是变形较大,而飞机的最后形状和尺寸又是由装配过程来确定的,因此装配的准确度直接影响到飞机外形。

3. 飞机装配使用大量复杂的工装夹具

飞机外形复杂,部件尺寸大而刚度小,因此,飞机装配须使用大量工装、夹具固定零件位置,加强装配件的刚度,控制和约束装配件的变形,以保证装配的准确度要求。

4. 保证部件装配互换、协调的方法和过程比较复杂

飞机装配不仅需要高精度配合面和准确的配合尺寸,而且还需要有一套区别于一般机械制造并能保证自身互换、协调的设备和工艺路线。例如,为了保证产品与产品、产品与工装、工装与工装之间的协调,需要绘制模线,制造样板,采用型架装配机、标准样机、标准量规等专用设备和标准工艺装备。

1.1.3 飞机装配工作的要求

飞机由许多零件、组件、部件所组成。在飞机装配工作中,它们都必须满足下述要求。

1. 保证结合面的强度

保证每一结合面的强度是保证飞机装配质量的首要要求。无论用何种连接方法,稍不慎重而造成的缺陷(如铆钉未填满钉孔、焊缝未焊透、螺母未锁紧等),都可能使结合面开裂而引起严重事故。飞机上承受大载荷的结合面(如机翼与机身的连接),以及承受载荷不大的结合面(如起落架舱板蒙皮与骨架的铆接结合面),并没有重要与不重要之分。因此飞机设计的安全因数很小,任何细小的裂损都可能由局部影响全机。

2. 保证飞机气动外形的准确

这个要求有两方面的含义:一是外形曲线尺寸准确,例如机翼每一剖面的翼型曲线、上反角或下反角、后掠角或前掠角的数值,这些数值在装配时必须得到保证,这样才能使飞机得到预定的性能,不然就会减少升力、增加阻力,不利于稳定性和操纵性;二是外表面的光滑度,特别是机翼、尾翼前缘蒙皮的光滑度的保证,这对减少阻力、提高飞机速度具有重大意义。

3. 保证各机构动作准确、协调

飞机的所有操纵系统、动力装置等要求操作灵敏、准确,工作时不发生故障。这对歼击机来说,尤为重要。一场激烈的空战,往往不过几分钟或数十秒钟,驾驶员要在这短暂时间内完成各种复杂的工作,操纵机构如有瞬时的迟缓或故障,就会丧失空战中的优势。

4. 缩短装配周期

装配一架飞机所需要的时间称为装配周期。缩短装配周期就相应地提高了产量,也就意味着劳动生产率的提高。

5. 降低成本

飞机装配需要大量的劳动力,需要许多好的材料。劳动力的减少、材料的节约、废品率的降低,都能提高生产率,降低成本。

以上这些要求,有的是互相关联的,有的是互相矛盾的,这就需要寻求先进的工艺方法和先进的组织形式,最大限度地满足这些要求。

1.1.4 飞机构造和飞机装配工艺的发展趋势

1. 飞机构造的发展趋势

随着现代飞机为满足隐身、超声速巡航、超常规机动、高信息感知能力、长寿命、结构轻量化等方面的性能要求,大量地采用新技术、新结构、新材料,其结构件呈现出以下的发展趋势。

(1)结构大型化,整体化。相对于以往的小型结构件焊接、组装模式,采用大型整体结构件可大量减少结构件零件数量和装配连接工序,并有效减轻飞机整机质量,提高零件强度和可靠性,使飞机的制造质量显著提高,如F-22战斗机机身整体框架毛坯尺寸达到4 000 mm×2 000 mm。

(2)结构复杂化。飞机整体结构日趋复杂,其外形多数与飞机的气动外形相关,周边轮廓与其他零件还有复杂的装配协调关系。同时,薄壁加筋结构使得结构件刚性弱,筋顶结构复杂,壁厚最薄部位不足1 mm。

(3)材料多元化。随着新一代战机性能的逐步提高,新型高性能材料不断引入,高强度难加工材料和低密度轻质材料成为航空结构件的两大类主要材料,结构材料逐渐由以铝合金为主转变为铝合金、钛合金、复合材料并重的局面。

(4)制造精确化。精确制造对结构件形位、尺寸公差都提出了更高的要求,以满足精确装配的需求。例如,腹板最高精度达到 ± 0.1 mm,比前一代飞机提高1倍以上。

2. 飞机装配工艺的发展趋势

为了提高生产效率和装配质量,降低制造成本,缩短制造周期,飞机结构装配技术正朝着自动化、柔性化方向发展。通过对飞机产品三维数字化定义以及设计、制造等数字化技术的应用,推动了飞机结构装配向数字化装配方向发展。在大型构件装配中采用数字化装配技术,可简化型架,减少包括型架在内的装配工装的使用,实现自动化柔性装配,从而提高生产效率和装配质量,降低制造成本,缩短制造周期。

1.2 飞机结构

如图 1-2-1 所示,飞机的机体通常由机身、机翼、尾翼等组成。机翼上装有副翼和襟翼,尾翼分为垂翼和平翼。它们都通过铆接、螺接、焊接等等的方式连接在机身上,各个部件被设计组成合理的结构形式,用以承受和传递机体上的各种载荷。各个部件和机体之间的连接方式各不相同,这主要是由他们所在部位的气动特点和配置形式决定的。

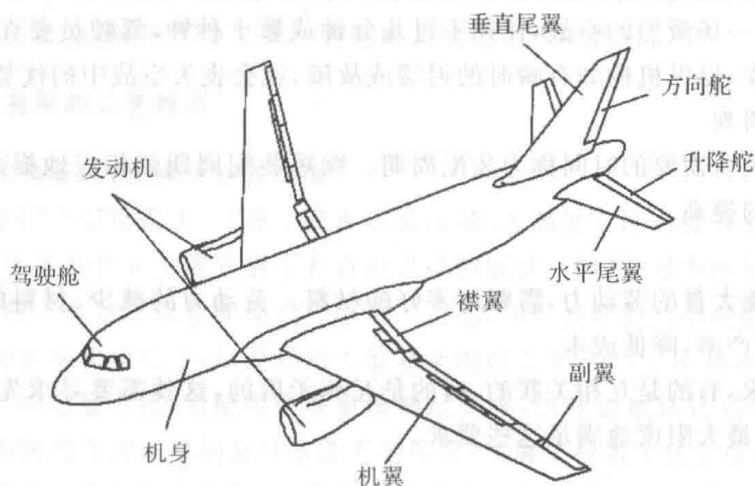


图 1-2-1 飞机各组成部件

1.2.1 机身

以波音 787 中机身部件为例,中段机身(见图 1-2-2(b))是大型飞机的重要部件之一,其前连机头(见图 1-2-2(a)),后接尾段(见图 1-2-2(c)),上接机翼,下连主起落架,是大型飞机结构承前启后的关键部件,是飞机部件对接的基准,是大型飞机的主要承力部件和气密舱段,其特点是装配单元外形尺寸大(约 $15\,000\text{ mm} \times \phi 5\,400\text{ mm}$)、协调关系复杂、装配准确度要求高,机身外形公差 $\pm 1.0\text{ mm}$,长桁轴线、框轴线位置公差 $\pm 1.0\text{ mm}$,其装配精度直接影响机身各段对接以及机翼机身对接质量。

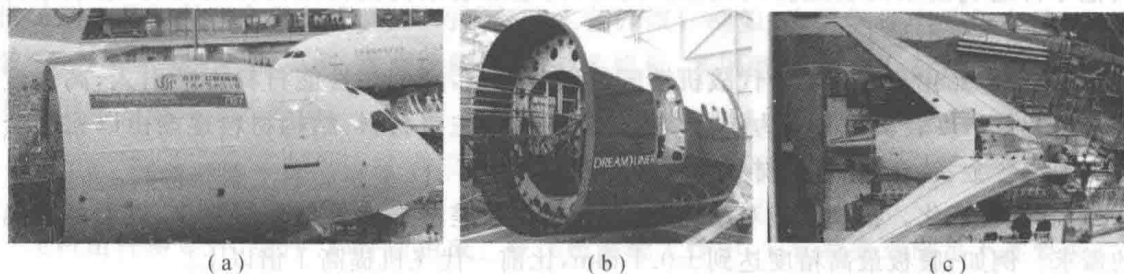


图 1-2-2 波音 787 机身

(a)前段机身;(b)中段机身;(c)尾段机身

1. 机身结构

机身通常由大梁、隔框、长桁、蒙皮等构件构成。大梁、长桁安装在隔框上,蒙皮安装在隔框、大梁、长桁上。它们组成一个整体结构,用来承受全机外部载荷所引起的切变力、弯矩、扭矩,形成和保持必需的机身外形。

(1)大梁。大梁构造比较简单,通常就是一根用铝合金或高强度合金钢轧制而成的型材。从受力特点来说,机身的大梁相当于机翼大梁的缘条,它是承受弯矩所引起的轴向力的主要构件。

(2)隔框。从受力的观点来看,隔框分为普通隔框和加强隔框两种。普通隔框的作用是保持飞机外形,支持蒙皮,提高蒙皮的稳定性,以利于承受局部空气动力载荷,它所承受的载荷不大,一般采用板材分段弯制而成,其外缘形状与机身截面相似,内缘往往与机身内部布置相协调,由此,内、外缘之间的距离是变化的。为了保证隔框的强度,内、外缘隔框都有翻边。另外,为了减轻质量,框的腹板上都有许多开孔。由于普通框的整体刚性较差,装配时通常将普通框的一部分与桁条和蒙皮先组成壁板,然后在部件装配和总装配时形成整体的隔框。加强隔框除了具有普通隔框保持气动外形的作用外,主要功用是将装载的质量和其他部件(机翼、尾翼等)上的载荷,经连接接头传递到机身结构上,将集中力加以分散,然后以剪流的形式传给机身蒙皮,所以它是一个在集中力和分布剪流作用下平衡的平面结构。加强框的结构形式与机身外形、内部装载布置、集中力大小、性质以及支持它的机身结构的特点密切相关。

(3)长桁。长桁一般由硬铝压制型材制成,其主要作用是支持蒙皮,防止蒙皮因受局部空气动力而产生变形过大;把蒙皮传来的气动力传给翼肋;同蒙皮一起承受由弯矩而产生的拉力、压力。

(4)蒙皮。蒙皮一般为硬铝制成,完整的蒙皮除了要承受切变力的扭矩作用外,还要承受弯矩引起的轴向力。

2. 机身结构形式

机身的结构形式是随着飞行速度的提高而不断改变的。早期的低速飞机普遍采用构架式机身,现代的飞机则广泛采用了薄壳式机身。

构架式机身一般都采用布质蒙皮,这种蒙皮不能受力。为了使机身结构的刚度能满足飞机飞行速度日益增大的要求,需要使蒙皮参与整个机身结构的受力。因此,目前的机身结构,广泛采用了金属蒙皮,并且将蒙皮与隔框、大梁、长桁铆接在一起,成为一个受力整体,通常称为薄壳式机身。

根据蒙皮参与承受弯矩的程度不同,薄壳式机身又分为桁梁式、长桁式(统称半硬壳式)、蒙皮式(又称硬壳式)和复合式4种。

(1)桁梁式机身。桁梁式机身由几根较强的大梁、较弱的长桁、较薄的蒙皮和隔框组成。机身受力弯曲时,弯矩所引起的轴向力主要是由大梁承受。蒙皮和长桁所组成的壁板,截面的面积较小,受压稳定性较差,只能承受一小部分弯矩所引起的轴向力。

桁梁式机身中,大梁与隔框、蒙皮用铆钉牢固地连接成一体;长桁通常都穿过隔框周缘弯边上的缺口,只与蒙皮铆接。有些飞机在承受弯矩不大的机身部分,长桁在隔框处还可以是断开的。这种长桁在机身上只起支持蒙皮的作用,不参与承受弯矩所引起的轴向力。桁梁式机身由于采用了较强的大梁,因而可以开大的舱口。

(2)长桁式机身。长桁式机身没有大梁,只有长桁、隔框和蒙皮。这种机身的长桁和蒙皮较强,受压稳定性较好,弯矩所引起的轴向力全部由长桁和蒙皮承受。由于蒙皮加厚,改善了飞机的空气动力性能,增大了机身结构的抗扭刚度,所以与桁梁式机身相比,它更适合高速飞机。此外,长桁式机身的蒙皮和长桁,在结构受力中能够得到充分利用,而且这种结构的生存力也较强。但是,这种机身由于没有强有力的大梁,不宜开大的舱口。如果要开口,就必须在开口部位用专门构件加强。

长桁式机身各部件受力比较均匀,传递载荷时必须采取分散传递的方法,因而机身各段之间都用很多接头来连接。

(3)蒙皮式机身。蒙皮式机身既没有大梁也没有长桁,它只有蒙皮和隔框。这种机身的蒙皮很厚,稳定性很好,不仅能承受切变力和扭矩,而且能承受由弯矩引起的全部轴向力。蒙皮式机身能很好地保持机身外形,并且有很大的抗扭刚度,但这种优势没有得到充分的发挥。相反,机身的结构质量却比承受同样弯矩的长桁式机身大得多,而且它更不能开大的舱口。因此目前完全采用蒙皮式机身的飞机很少。

(4)复合式机身。比较三种薄壳式机身,长桁式机身在不开口的情况下,对于解决强度、刚度大和结构质量小之间的矛盾最为有利。但对有些飞机来说,由于机身前段需要很大的舱口,如果采用长桁式结构,则在开口部位必须安装许多加强构件,那样反而会增加结构质量。因此有些飞机仅在机身后段采用长桁式结构,而前段则采用桁梁式结构。这种结构形式的机身称为复合薄壳式机身,简称复合式机身。

1.2.2 机翼

飞机机翼和机翼上的活动翼面如 1-2-3 所示。



图 1-2-3 飞机机翼和机翼上的活动翼面

机翼通常是由翼梁、翼肋、长桁条、蒙皮等构件组成。翼肋安装在翼梁腹板上,长桁条安装在翼肋上,蒙皮安装在翼梁缘条、翼肋周缘、长桁条上。它们组成一个整体结构,来承受机翼外部载荷所引起的切变力、弯矩、扭矩,形成和保持所必需的机翼外形。机翼结构如图 1-2-4 所示。

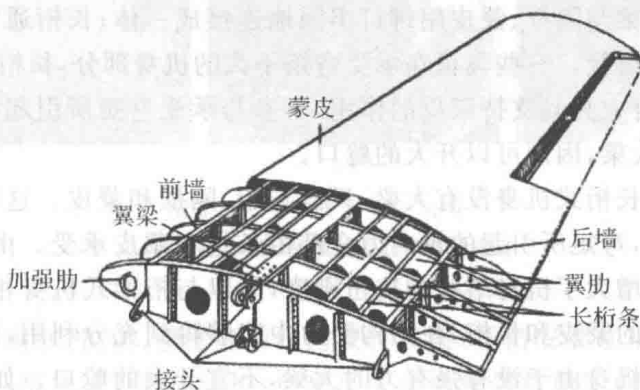


图 1-2-4 机翼的结构

1. 机翼结构

(1)翼梁。在机翼结构中,翼梁的主要功用是承受机翼的弯矩和切变力,其上下缘条承受弯矩所引起的轴向力,其腹板承受切变力。其主要形式有腹板式、整体式和桁架式三种。

腹板式翼梁通常是由缘条和腹板铆接而成的。横截面一般做成“工”字形,上、下两横截面称为“缘条”,垂直竖截面称为“腹板”。腹板式翼梁的优点是能够较好地利用机翼的结构高度来减轻质量(机翼越厚质量越轻),而且生存力较强,制造也方便。

整体式翼梁实际上是一种用高强度合金钢锻制而成的腹板式翼梁。它的优点是刚度较大,截面尺寸可以更好地符合强度要求。

桁架式翼梁由上、下缘条和许多直支柱、斜支柱连接而成。翼梁承受切变力时,缘条之间的支柱承受拉力或压力。缘条和支柱,有的采用硬铝或钢管制成,有的则用厚壁开口型材制成。

(2)翼肋。在机翼结构中,翼肋按其功用可分为普通翼肋和加强翼肋两种。普通翼肋的功用是构成并保持机翼的截面形状;把蒙皮和长桁条传给它的局部空气动力传给翼梁腹板;支持蒙皮、长桁和翼梁腹板,提高它们的稳定性。加强翼肋除具有上述功能外,还要承受和传递较大的集中载荷;在开口边缘处加强翼肋还要把扭矩集中起来传给翼梁。翼肋也有腹板式普通翼肋、腹板式加强翼肋和整体式翼肋三种形式。

(3)长桁条。在机翼结构中,长桁条的主要功用是支持蒙皮,防止它在承受局部空气动力时产生过大的局部变形,并与蒙皮一起把局部空气动力传给翼肋;提高蒙皮的抗切变和抗压稳定性,使它能更好地承受机翼的扭矩和弯矩;与蒙皮一起承受弯矩引起的轴向力。

(4)蒙皮。在机翼结构中,蒙皮的作用是承受局部空气动力学和形成机翼外形;金属蒙皮还要承受机翼的弯矩和扭矩。飞机的机翼广泛采用铆接的硬铝蒙皮,现在逐渐采用了整体蒙皮和夹芯蒙皮。

整体蒙皮是将长桁条、翼梁边缘条和蒙皮,通过模锻、挤压、精密制造、化学铣削或机械加工等方法做成一个整体,它不但能节省大量的铆接工作,而且还能按需要改变蒙皮的厚度。

夹芯蒙皮是用内外两层金属薄板,把夹芯放在中间胶结或焊接在一起形成一个整体。一般是用金属箔制成的蜂窝状格子,或者用金属波纹片,或者用泡沫塑料做夹芯。目前以蜂窝夹芯蒙皮(见图1-2-5)应用较广。

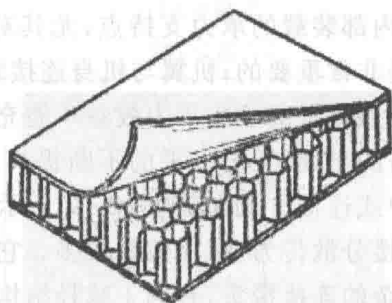


图1-2-5 蜂窝夹芯蒙皮

2. 整体壁板

飞机的壁板通常是用蒙皮和纵向、横向加强零件靠铆接、胶结、焊接、螺接等装配而成。这种装配式壁板的刚度、强度、密封性都较差。后来,为了减少结构质量,逐渐改用整体壁板(见图1-2-6)代替装配壁板,即壁板的蒙皮、加强凸台、下陷、筋条等架构要素之间没有任何机

械连接。

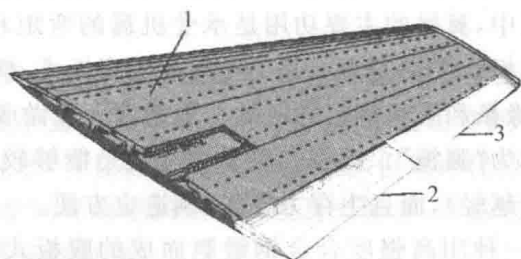


图 1-2-6 整体壁板机翼

1—整体壁板；2—襟翼；3—副翼

与传统的铆接式壁板相比，整体壁板结构件有以下优点：

(1)可减少结构质量。同一个部件，在保证同样刚度和强度的情况下，由于减少所含零件及紧固件的数量，整体壁板比铆接壁板结构质量少 15%~20%。

(2)可以提高整体油箱密封性。由于没有蒙皮与长桁条连接的钉孔(或螺栓孔)，大大减少油箱的渗漏概率，而且可以减少密封材料的用量，一般比铆接结构减少密封用胶量 80%。

(3)可以提高结构的疲劳寿命。由于紧固件用量少，净截面面积大于铆接壁板，从而提高结构的疲劳寿命，同时还可以承受较高的压缩屈服载荷。

(4)可以缩短装配周期。由于减少了零件和紧固件的数量，从而减少 67%左右的装配工作量，简化协调关系，缩短装配周期。

(5)可以提高飞机性能。由于没有机械连接，外形尺寸准确，从而使机身表面更光滑，减少了飞行阻力，提高了飞机性能。

3. 连接方式

机翼与机身的连接从传力形式分为两类：一类为集中传力，如单块式机翼、多腹板式机翼，具体有米格型飞机、RF-101、F-5、F-18 等机种；另一类为周边连接分散传力，如 F-86 飞机梁式机翼的翼身连接。

(1)集中传力。集中传力为交点连接方式，机翼与机身用几个交点连接起来，在现代飞机上用得比较广泛。其原因有以下几点：能传递较大的力和力矩；梁结构综合利用好，由于飞机性能逐步提高，翼型相对厚度逐步减少，翼-身连接接头与翼梁做成一体。这样梁既是机翼与机身连接构件，也是机翼外挂和内部装载的承力支持点，尤其对于梁式结构的机翼，对提高结构的刚度和降低结构设计重量是非常重要的；机翼与机身连接装配工时减少，为改善飞机的维护性提供有利条件。它的主要缺点是根部蒙皮承力效益不能充分发挥，其次机加工量大，材料浪费较多。由于大型自动化设备的出现，工艺水平的不断提高，以及它本身所具备的优点，在近代飞机上用得特别广泛。集中式连接方式如图 1-2-7 所示。

(2)周边连接。由于周边连接分散传力，螺栓数量较多。它的优点是能充分发挥机翼根部蒙皮承力效率，不需要特制的复杂的连接接头，有利于减轻结构设计质量。其主要缺点是增加翼-身连接装配工作量。同时对连接接头相互间协调带来困难，为此必须加大螺栓与孔配合公差，从而给传递剪力和疲劳强度均带来不利影响。其次，不能传递较大的集中力和力矩，难于达到结构综合利用的目的。因此，该种连接形式适用于薄翼型的不常拆卸的外翼与中翼的连接，或厚蒙皮多墙结构薄翼型的翼-身连接。由于它的缺点，在现代飞机上用得不多。

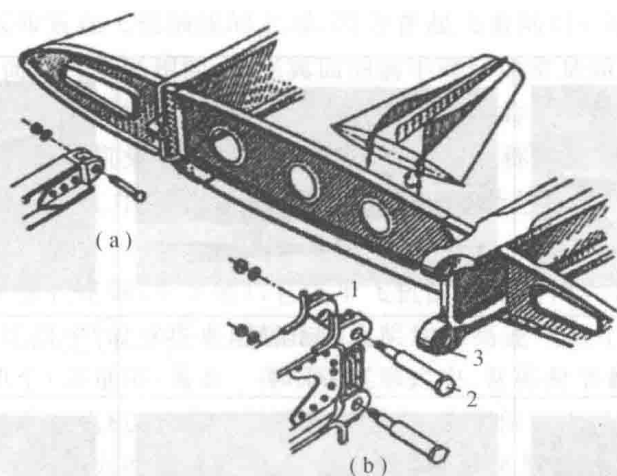


图 1-2-7 集中式连接方式
1—叉耳接口;2—销钉;3—叉耳

1.2.3 尾翼

尾翼是安装在飞机尾部的一种装置,可以增强飞机的稳定性。大多数尾翼包括水平尾翼和垂直尾翼,也有少数采用 V 形尾翼。尾翼可以用来控制飞机的俯仰、偏航和倾斜以改变其飞行姿态。尾翼是飞行控制系统的重要组成部分。

1. 尾翼配置形式

尾翼在飞机上的配置形式是多种多样的,见表 1-2-1。

表 1-2-1 尾翼在飞机上的配置形式

<p>(a) 普通式 例: 轰 5、轰 6、C919</p>	<p>(b) 分散式 例: 水轰 5</p>	<p>(c) 双撑尾式 例: P-38“闪电”战斗机</p>
<p>(d) 十字形 例: 歼 5</p>	<p>(e) T 形 例: ARJ21、伊尔-76</p>	<p>(f) V 形 例: 歼 20</p>

续表

(g) 全动平尾 例: 歼 7/8、歼轰 7、强 5	(h) 全动垂尾 例: 歼 20	(i) 双垂尾式 例: 苏-27、歼 20
(j) 无平尾式 例: 美 F7U“弯刀”舰载机	(k) 无尾式 例: B-2 式轰炸机	(l) 鸭式 例: 歼 10、歼 20

2. 尾翼的组成

不论是垂直尾翼还是水平尾翼,都是由安定面和舵面组成的。安定面主要起平衡作用,舵面主要起操纵作用(见图 1-2-8)。

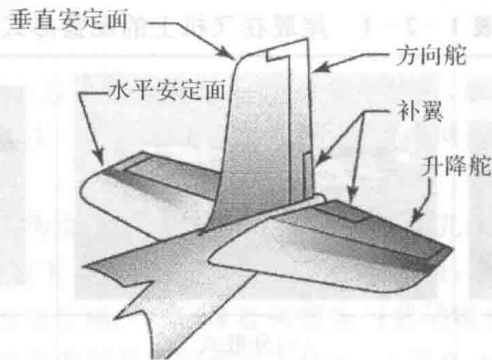


图 1-2-8 尾翼构造

(1) 水平尾翼。水平尾翼简称“平尾”,是飞机纵向平衡、稳定和操纵的翼面。平尾左右对称地布置在飞机尾部,基本为水平位置。翼面前半部分通常是固定的,称为水平安定面;后半部分铰接在安定面的后面,可操纵上下偏转,称为升降舵。升降舵的后缘还装有调整片。在大型飞机上,为了提高平尾的平衡能力,水平安定面在飞行中可以缓慢改变安装角,这样的平尾称为可调水平尾翼。

在飞行中,飞机升力的位置会随迎角和速度的变化而移动,飞机重心也因燃油消耗等原因而变动。这样,升力不可能在所有状态下都通过重心,因而存在一个不平衡力矩。在有平尾的飞机上,此力矩才由平尾负升力或正升力的力矩来平衡。由于平尾距重心较远,只要用很小的平尾升力就能使飞机保持力矩平衡。

(2) 垂直尾翼。垂直尾翼简称“垂尾”,起保持飞机的航向平衡、稳定和操纵作用,原理与平

尾相似。垂直尾翼仅仅布置在飞机轴线的上部,因为在起飞着陆时,飞机头部上仰,尾部离地很近,无法布置垂尾翼面。与平尾相同,垂尾翼面的前半部分通常是固定的,称垂直安定面;后半部分铰接在安定面后部,可操纵左右偏转,称方向舵。垂尾的作用是保持转弯在无侧滑状态下进行;在有侧风着陆时保持机头对准跑道;飞行中平衡不对称的偏航力矩(如多发动机组中有一台发动机停车造成的偏航力矩)。方向舵操纵系统中可装阻尼器,以防止飞机在高空高速飞行中出现的偏航摇摆现象。

多数飞机只有一个垂直尾翼(单垂尾),它位于飞机的对称面内。在一些多发动机的螺旋桨飞机上,为了提高垂尾效率,故意将垂尾放在螺旋桨后的高速气流中,为此将垂直尾翼分为两个(双垂尾)或两个以上(多垂尾)翼面。在双垂尾形式中,常将两个垂尾布置在平尾两端,以提高平尾的效率。在超声速飞机上,由于机身比较粗大,为了保证飞机在高空高速飞行时仍有足够的航向稳定性,需要有很大的垂尾面积。如果采用双垂尾形式,可以降低垂尾高度,减少垂尾在侧滑时产生的滚转力矩。同时也可提高大迎角时的航向稳定性。

1.3 飞机装配过程

1.3.1 装配单元划分与分离面

为了满足飞机的使用、维护及生产工艺上的要求,整架飞机的机体可分解成许多大小不同的装配单元。首先,飞机的机体可分解成若干部件,如某歼击机的部件包括前机身、后机身、机翼、襟翼、副翼、水平尾翼、垂直安定面、方向舵、前起落架和主起落架等。图1-3-1为某歼击机的部件分解图。

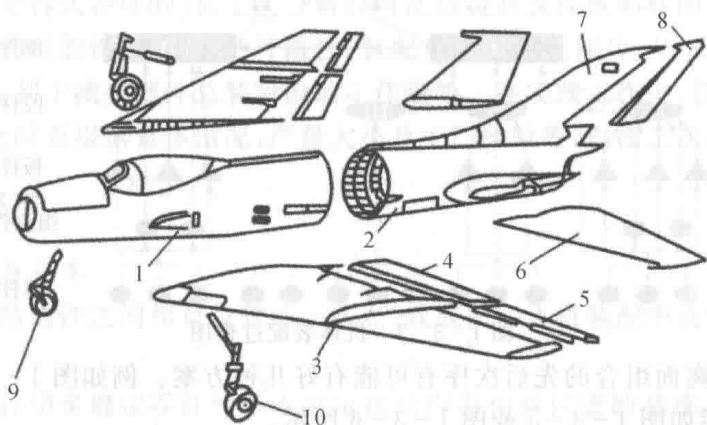


图1-3-1 飞机结构划分为部件

1—前机身;2—后机身;3—机翼;4—襟翼;5—副翼;6—水平尾翼;
7—垂直安定面;8—方向舵;9—前起落架;10—主起落架

飞机机体结构划分成许多装配单元后,两相邻装配单元间的结合面就形成了分离面。飞机机体结构的分离面,一般可分为以下两类。

(1)设计分离面。设计分离面是根据构造上和使用上的要求而确定的。如飞机的机翼,为便于运输和更换,需设计成独立的部件;如襟翼、副翼或舵面,需在机翼或安定面上做相对运动,也应把它们划分成为独立的部件;又如歼击机机身后部装有发动机,为便于维修、更换,就把机身分成前、后机身两个部件。设计分离面都采用可卸(如螺栓连接、铰链连接等)连接,而