

飞机结构与强度

Aircraft Structures and Strength

徐建新 卢翔 主编



中国民航出版社

飞机结构与强度

徐建新 卢 翔 主编

中国民航出版社

图书在版编目 (CIP) 数据

飞机结构与强度/徐建新, 卢翔主编. —北京:
中国民航出版社, 2014.2
ISBN 978-7-5128-0161-5

I. ①飞… II. ①徐… ②卢… III. ①飞机-结构力学-高等学校-教材②飞机-结构强度-高等学校-教材
IV. ①V21

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2014) 第 011184 号

飞机结构与强度

徐建新 卢翔 主编

责任编辑 马 瑞

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 北京乘风破浪文化传播有限公司

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 20.75

字 数 460 千字

印 数 2000 册

版 印 次 2014 年 8 月第 1 版 2014 年 8 月第 1 次印刷

书 号 ISBN 978-7-5128-0161-5

定 价 46.00 元

官方微博: <http://weio.com/phcaac>

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

E-mail: phcaac@sina.com

前 言

本书是为适应现代高等教育改革和卓越工程师培养的需要，为民航高等院校飞行器制造工程等专业编写的教材，也可供从事飞机结构强度和飞机结构维修工作的工程技术人员参考。

本书由飞机结构力学和飞机结构强度两部分组成。在飞机结构力学部分，主要从力学分析的角度介绍了能量原理的基本知识，飞机结构的组成规律，以及飞机结构计算模型在载荷作用下的应力、应变和稳定性介绍方法。在飞机结构强度部分，主要介绍了飞机在飞行中的外载荷，飞机机翼、机身等典型结构的组成、功能、承力特点和传力路线，并简要介绍了有限元的基本原理和在飞机结构分析中的应用。

本书力求基本概念和原理清晰透彻，公式推导详细，并有一定的例题和习题，帮助学生学习。

全书共分 11 章，第 5~7 章由徐建新编写，第 2~4 章由卢翔编写，第 8~10 章由于洪编写，第 1、11 章由李伟编写。全书由徐建新、卢翔担任主编。

承蒙南京航空航天大学魏志毅教授和中国民航大学卿光辉教授对本书初稿进行了审阅，并提出了许多宝贵意见。曹启武、张阿里布米、童帅等硕士研究生完成了部分文字录入和插图的绘制工作，在此一并表示衷心的感谢。

限于编者水平，书中缺点和错误在所难免，敬请读者批评指正。

编 者

2013 年 9 月

目 录

第 1 章 绪 论	1
1.1 飞机结构与强度的任务	1
1.2 飞机结构形式的发展	3
1.3 飞机结构力学的研究对象	7
1.4 飞机结构力学研究的基本原则和基本假设	16
小 结	17
第 2 章 能量原理基础	19
2.1 弹性力学问题及基本方程	19
2.2 功和能的概念	23
2.3 广义力和广义位移	30
2.4 虚功原理	33
2.5 余虚功原理	38
2.6 叠加原理和位移互等定理	45
小 结	48
习 题	50
第 3 章 结构组成分析	53
3.1 结构组成分析的任务	53
3.2 结构组成分析方法	55
3.3 桁架结构的组成	61
3.4 刚架结构的组成	64
3.5 薄壁结构的组成	66
小 结	75
习 题	77
第 4 章 静定结构内力与变形	80
4.1 静定结构的特性	80
4.2 静定杆系结构内力	81
4.3 静定薄壁结构内力	93

4.4	计算结构变形的意义	100
4.5	单位载荷法	101
	小 结	110
	习 题	112
第 5 章	静不定结构的内力和变形	117
5.1	静不定结构的特性	117
5.2	力法和正则方程	119
5.3	基本系统的选择及对称条件的利用	129
5.4	静不定结构变形计算	136
	小 结	138
	习 题	139
第 6 章	工程梁理论	141
6.1	工程梁理论基本假设	141
6.2	自由弯曲时正应力计算	142
6.3	自由弯曲时开剖面剪流计算	146
6.4	开剖面的弯心	152
6.5	自由弯曲时单闭室剖面剪应力计算	154
6.6	多闭室剖面剪流与弯心的近似计算	160
	小 结	163
	习 题	165
第 7 章	薄壁构件的稳定性	167
7.1	矩形平板的稳定性	167
7.2	受压薄壁杆件的稳定性	173
7.3	加筋板失稳后的受力分析	178
	小 结	187
	习 题	189
第 8 章	飞机的外载荷	190
8.1	作用在飞机上的外力	190
8.2	飞机的过载	194
8.3	飞机的飞行包线	201
8.4	飞机设计强度准则和强度规范	206
	小 结	211
	习 题	213

第 9 章 机翼结构受力分析	214
9.1 机翼的功用和组成	214
9.2 机翼的外载荷和力图	217
9.3 机翼结构的传力分析	222
9.4 尾翼的外载荷与受力分析	238
小 结	241
习 题	242
第 10 章 机身结构的受力分析	243
10.1 机身的功用和组成	243
10.2 机身的外载荷和力图	244
10.3 机身结构的传力分析	247
10.4 机身结构横截面的应力分析	248
10.5 机身隔框的受力分析	251
10.6 机体开口部位受力分析	258
小 结	267
习 题	269
第 11 章 有限元素法	270
11.1 有限元素法概述	270
11.2 杆系结构有限元素法	275
11.3 有限元方法的一般步骤	287
11.4 飞机结构有限元分析	312
小 结	320
参考文献	322

第1章 绪论

1.1 飞机结构与强度的任务

“飞机结构与强度”课程包括飞机结构力学和飞机结构强度两部分的内容。

1.1.1 飞机结构力学

“结构”是指“能承受和传递载荷的系统”——即“受力结构”，通常可由几个到几千个零件结合在一起构成，相互之间没有相互运动，同时能承受指定的外载，满足一定的强度、刚度、寿命、可靠性等要求。飞机结构是将飞机构造中与受力无关或关系不大的构件去掉后，由主要受力构件组成的受力系统。只用以维持飞机外形或仅供装饰用的元件不包括在结构内。比如低速飞机上的机翼蒙布，只受少量局部气动力而不参与机翼的整体受力，故不作为结构元件；旅客舱内的装饰板、飞机表面上（如机翼根部）的整流包皮等也不作为结构元件。

在使用中承受各种载荷的工程结构要满足使用要求，必须能承受和传递载荷，在可能承受的最大载荷作用下不破坏，不产生过大变形，不失去稳定性。也就是说它应具有合理的结构组成，足够的强度、刚度和稳定性。结构力学就是研究工程结构的组成规律，及其强度、刚度和稳定性计算原理和计算方法的一门科学。在近代的工程技术领域内，这门科学得到广泛的应用。飞机结构力学则是关于飞机受力结构的结构力学。

在理论力学和材料力学等课程的基础上，飞机结构力学研究飞机受力结构的组成规律及其在载荷作用下所表现的力学性能——强度、刚度和稳定性。飞机结构力学的学习又为飞机结构受力分析、飞机强度计算等提供必要的基础理论知识。

主要包括以下五个方面：

（1）能量原理基础——从材料力学基本理论出发，叙述能量原理的普遍性，并通过一些实例阐明这些原理的应用。

（2）结构组成分析——研究结构组成分析方法及不同类型结构在载荷作用下所表现的力学特性。

（3）结构强度性能——研究在载荷作用下，结构内力的计算方法。

（4）结构刚度性能——研究在载荷作用下，结构变形的计算方法。

(5) 结构的稳定性——研究飞机结构中几种典型受力元件临界应力计算方法, 和某些部件失稳破坏载荷的计算方法。

由于飞机特殊的使用条件, 使飞机结构力学有着不同于一般结构力学的两个显著特点: 第一个是对飞机结构的力学性能要求, 与对飞机结构重量要求这一对主要矛盾促进了飞机结构形式及力学性能分析计算方法的不断改进和完善。飞机是通过在空中飞行来完成任务的。飞行的安全可靠, 要求飞机必须有足够的强度、刚度和稳定性, 但这并不意味着能够过分地加强飞机结构承力构件, 而是要求使用有足够强度、刚度和稳定性而重量又尽量轻的承力构件在限定空间内构成一个受力结构。为此目的, 飞机结构力学所采用的计算原理和计算方法应该是有效的、先进的。

另一个显著的特点, 是在飞机结构中大量采用了薄壁结构。譬如飞机大部件机翼、机身、尾翼等都属于薄壁结构。薄壁结构不仅易形成较复杂的气动外形, 而且它把结构件的材料都分布在部件的外轮廓线上, 在中间形成较大空间用来装载。更重要的是能充分发挥结构材料的承载能力, 在达到同样强度、刚度和稳定性条件下, 结构重量最轻。正因为飞机结构中大量采用薄壁结构, 所以薄壁结构的组成分析、内力变形计算及稳定性计算是飞机结构力学的重要内容之一。

数值分析方法的广泛应用和计算机技术的飞速发展, 能够在结构受力和内力变形计算中广泛采用矩阵法和有限单元法, 使飞机结构力学的研究内容和研究方法更加丰富, 计算精度不断提高。一些大型的较复杂结构在复杂外载荷作用下的内力及变形计算都可以利用计算机工具逐步得到解决。然而, 计算机解法所使用的基本方程都是从基本理论推导出来的, 只有加强对基本概念和基本理论的学习, 才能正确有效地利用这一先进的计算工具为飞机结构受力和计算服务。同时, 在学习飞机结构力学时, 还应进行大量的手算练习。不经过大量手算练习而深入理解和掌握基本概念是不可能的。

1.1.2 飞机结构强度

在全面掌握飞机结构力学基本概念和基本理论的基础上, 飞机结构强度通过飞机结构在使用中承受的载荷、载荷传递路线及飞机结构在载荷作用下的强度、刚度、稳定性等力学性能的系统学习, 研究飞机结构强度计算的基本概念、飞机结构的传力分析、飞机结构在载荷作用下内力计算的基本原理和基本方法。

主要包括三大部分:

(1) 飞机的外载荷;

(2) 飞机主要部件的受力和静强度分析;

(3) 有限单元法在飞机结构分析中的应用。对飞机各部件进行受力和静强度分析时, 其部件的内力由使用过程中飞机所承受的外载荷来确定。因此, 第一部分是进行第二部分工作的重要基础和依据。在研究飞机外载荷时, 通常将飞机看成一空间刚体, 由其运动特性, 找出作用在飞机上的外载荷之间的关系, 从而得出飞机的外载荷。因此, 在飞机的外载荷分析中更多地用到理论力学的基础知识, 而在研究飞机上的气动载荷时,

则要用到空气动力学的知识。

在掌握飞机结构所承受的各种外载荷类型和特点基础上,利用材料力学和飞机结构力学等知识,对飞机的实际部件如机翼、尾翼、机身等进行受力、传力分析和静强度工程计算。因此,第二部分是前面所学的知识用于分析计算飞机实际结构件的强度问题。

有限单元法是现代飞机结构设计及其强度校核的重要分析工具。在系统掌握飞机结构与强度基本理论的基础上,第三部分简要介绍有限单元法的基本原理和分析步骤,并通过典型飞机结构实例,讲述有限单元法在飞机结构分析中的应用过程。

飞机结构设计的基本要求,就是要保证飞机在使用过程中,在一切可能受到的外载荷作用下,具有足够的强度、刚度和稳定性,具有一定的疲劳安全寿命(无裂纹寿命)和破损安全寿命(裂纹扩展寿命),并力求重量最轻。对于一架新出厂的飞机,其结构所具有的强度、刚度和抗失稳能力就标志着这架飞机使用性能的好坏和结构承载能力的大小。为了确保在长期使用过程中,飞机的性能不恶化,承载能力不降低,必须要对飞机结构进行正确地检查和维护修理。飞机结构与强度这门课程就是从事飞机结构设计、强度计算和维护修理工作的技术人员必修的专业课。

对飞机结构进行维护修理的技术人员只有掌握了这门课程,了解飞机结构在使用过程中所承受的载荷、载荷传递路线,以及在载荷传递过程中主要承力构件产生的应力和变形,才能正确地、熟练地掌握飞机结构维护修理的工艺规程,及时发现问题,并能正确处理问题,确保飞机结构安全可靠的飞行。

1.2 飞机结构形式的发展

飞机结构是体现飞机总体布局、气动外形的技术载体,是飞机各系统实现预定功能的物理平台,是制约飞机使用可靠性、成本和寿命的主要因素。因此,在飞机设计发展历程中,结构形式的演变一直占有十分重要的地位。

在动力飞机的萌芽和早期发展阶段,空气动力学理论只能对飞机的设计工作提供初步的参考。飞机设计者主要凭经验进行探索,力图通过改善机翼布局与翼型增加飞机的升力、降低阻力并改善飞机的操控性能。但当时的发动机只能为轻质但脆弱的竹木结构提供有限的动力;由于重量和价格原因,强度和刚度较高的金属材料只能用在极少数关键的承力部位,无法得到大量使用。用于保持机身和机翼气动外形的蒙皮则采用麻布或帆布材料,他们可以传递气动压力,承受扭转剪应力,但无法承受弯曲应力。在这样的背景下,虽然人们尝试了从单翼到多翼的各种机翼结构形式,但最终却是莱特兄弟的双翼飞机“飞行者一号”(如图1.2.1所示)成功地用重于空气的飞行器实现了第一次可控的载人有动力飞行。这是因为在当时的技术条件下,木材较低的强度和刚度限制了机翼的翼展长度,而不高的飞行速度和简单的翼型又使单翼飞机很难获得足够的升力。和单翼布局相比较,相同翼展的多翼布局却可产生更大的升力,而且各层机翼之间安装的支撑杆和拉索将各个翼面连接在一起,大大增加了机翼结构的整体刚度。在各种多翼布

局中，双翼布局是一种最简单的形式。

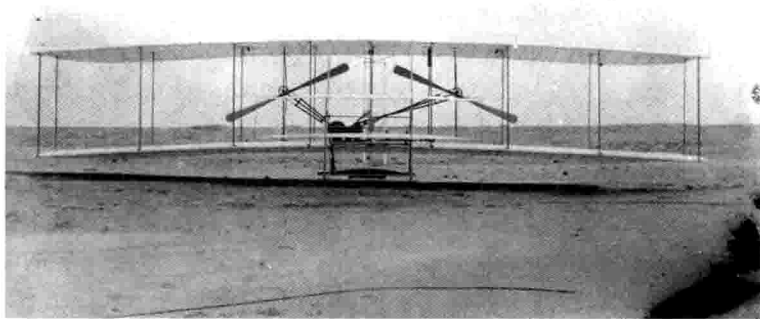


图1.2.1 莱特兄弟的双翼飞机“飞行者一号”

为安全起见，直至 20 世纪 30 年代中期，人们都偏向于使用双翼飞机，甚至多翼飞机，只不过机翼间的复杂支撑结构逐渐被相对简单的支柱所代替。但是随着战争和商业需求的不断增长，迫切要求全面提高飞机的性能。这种需求大大推动了空气动力学、航空发动机技术以及飞机材料和结构技术的发展。此时低速空气动力学在理论和试验技术上都有了长足的进步。工程师们陆续建造了各类风洞以测量模型飞机在各种来流下所受的气动载荷。这些成就使人们逐步加深了对各种形式飞机的升力和阻力特性的认识，并开始用于指导飞机的设计工作。例如通过对各种翼型进行系统、深入的研究后发明了缝翼和襟翼等增升装置，认识到流线型机身对减小阻力的作用。与此同时，航空燃料、发动机结构、材料和冷却方式都有了很大的改进，涡轮增压技术和变矩螺旋桨技术也逐渐成熟，这些都使活塞式发动机的性能得到了突飞猛进的提高。空气动力学和发动机技术的进步促进了飞机的速度、载重、航程和机动性等性能的发展。这时就要求飞机做成流线型并具有光滑外表以减少气动阻力。因此要求座舱是全封闭的，发动机放在整流罩里，起落架可以藏在机身和机翼里，淘汰双翼布局而代之以很薄的单翼结构。相应地要求飞机结构要能承受更大的载荷，机翼要有足够的刚度以避免颤振问题等等。这些结构的变化需要得到相应材料的支持。

虽然金属材料笨重、不易加工且价格高昂，但是人们仍然希望利用其高强度和高刚度的特点来制造飞机。一些飞机开始使用金属作为内部的骨架，但仍用木板或布质蒙皮，例如“一战”中著名的福克三翼机（如图 1.2.2 所示）。还有一些航空先驱开始大胆地尝试制造全金属的飞机。1912 年德国的瑞斯纳和容克斯用钢桁架做机身，波纹钢板做机翼，试飞成功了世界上第一架全金属实验飞机（如图 1.2.3 所示）。1915 年容克斯造出了世界上第一架全金属单翼机（如图 1.2.4 所示）。该飞机创造性地采用了厚翼型和悬臂梁式结构，因此不需要外部张线就能满足刚度要求。另外，其光滑的薄锡板蒙皮大大减少了飞行的阻力，从而创造了当时的飞行速度记录。1919 年，容克斯用杜拉铝（Duralumin）制造机身和机翼框架，并在外面覆盖波纹铝板作为蒙皮，成功制造出了世界上第一架全

金属客机（如图 1.2.5 所示）。



图1.2.2 福克三翼机



图1.2.3 第一架全金属实验飞机



图1.2.4 世界上第一架全金属单翼机



图1.2.5 容克斯第一架全金属客机

容克斯设计的厚翼型悬臂梁式单翼是结构上一个比较显著的进步，该机翼由内部支撑结构代替了双翼的外部支撑结构（如图 1.2.5 所示），在保证强度和刚度的同时大大减小了机翼的飞行阻力。为了减轻飞机的重量，增加飞机的运输能力，人们开展了航空轻结构的研究，其中一个最重要的思想是让蒙皮也参与结构受力，由此产生了硬壳式结构、半硬壳式结构（如图 1.2.6 和图 1.2.7 所示）。1912 年法国人贝什罗（L.Bechereau）设计的德佩迪桑（Deperdussin）单翼机最早采用了硬壳式机身结构（如图 1.2.8 所示）。它是由三层 1.5mm 厚的郁金香木板交错地黏在一个模子上而得到的。硬壳式结构的蒙皮承受所有的应力，为了不使蒙皮失稳可增加蒙皮厚度或者加入环向的加强框。这种整体式的壳体结构使得飞机既轻又坚固，而且还可以增加飞机的内部空间，但是其制造难度较大。为便于制造，可采用半硬壳式结构。这种结构最初是由德国的罗尔巴赫（A.Rohrbach）于 1924 年提出的。当时容克斯设计的全铝飞机为保证蒙皮刚度而采用了波纹蒙皮，这种蒙皮会产生很大阻力，而且也不能承受较大的弯曲应力。罗尔巴赫提出在隔框和桁条组成的框架结构上蒙上一层光滑的薄铝蒙皮以形成一种整体式结构（如图 1.2.9 所示）。这种结构中桁条与蒙皮共同承受拉压和弯曲应力，同时蒙皮还要承受扭转剪应力。由于该结构中蒙皮和框架共同承受各种应力作用，于是被称作应力蒙皮。1926 年罗尔巴赫在美国进行关于应力蒙皮的演讲，将此技术带到了美国。1927 年洛克希德（Lockheed）公司的设计师诺斯罗普（J.Northrop）设计出美国首架半硬壳式结构的飞机“织女星”（如图 1.2.10 所示），并刷新了一系列速度、高度和航程记录，取得了巨大的成功。在第二次世界大战期间，道格拉斯（Douglas）公司制造的 DC3 运输机（如图 1.2.11 所示）使用了应力蒙皮技术，几乎奠定了现代旅客机的基本结构形式。

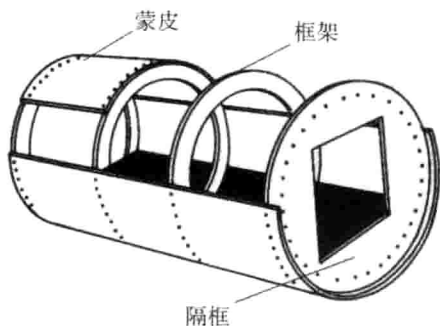


图1.2.6 硬壳式机身结构

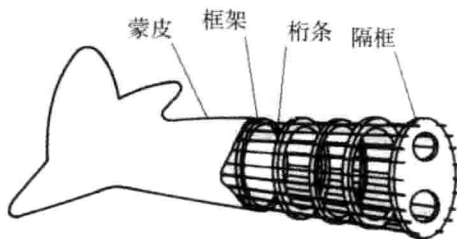


图1.2.7 半硬壳式机身结构



图1.2.8 第一架硬壳式单翼机德佩迪桑

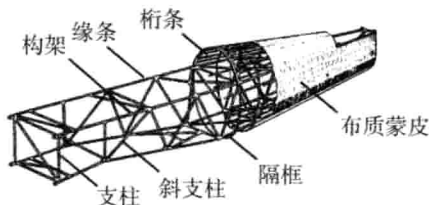


图1.2.9 整体式结构



图1.2.10 首架半硬壳式结构飞机“织女星”



图1.2.11 道格拉斯公司制造的DC3

需要指出的是，现代飞机由于功能和维护的需要，机身上都有很多开孔区域。这些开孔改变了完整应力蒙皮的受力状态，造成了很大的应力集中，因此作用在机身上的大部分气动载荷主要由隔框和桁条承受。像这样的结构严格说来并不是真正的半硬壳式结构。

随着全金属飞机日益广泛的使用，人们也逐渐意识到金属结构虽然具有强度高、刚度大的优点，但也存在密度大、易疲劳断裂等一系列不利于提高飞机性能的弱点。于是人们开始寻找一些能代替金属材料的新材料。自 20 世纪 70 年代开始，先进复合材料开始在航空结构中得到应用。最开始应用在非承力构件，如机身口盖、舵面后缘等，到 20 世纪 80 年代开始在一些非主要部件上应用。如 1982 年率先在 A310-200 上采用碳纤维复合材料制造的扰流片、减速板、升降舵和方向舵。1987 年，空中客车公司还率先在 A320 飞机的部件水平位移和副翼上采用复合材料。稍后，空客将复合材料用于 A340 飞机的垂直尾翼和水平尾翼、方向舵、升降舵、副翼、襟翼扰流板、起落架舱门和整流罩等。时至今日，随着波音 787 和空客 380 飞机（如图 1.2.12 和图 1.2.13 所示）的成功研

制,复合材料已成为飞机结构最主要的材料。增大复合材料结构比例的趋势将继续下去。



图1.2.12 波音787客机中的复合材料部件

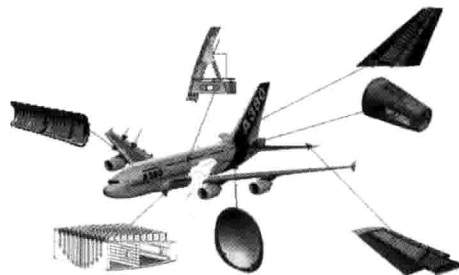


图1.2.13 空客380客机中的复合材料部件

1.3 飞机结构力学的研究对象

1.3.1 飞机结构

飞机结构并不是飞机结构力学的研究对象。因为作用在飞机结构上的载荷种类、受力构件的几何形状、受力分析及结构件之间的连接关系仍然十分复杂。如果将这些因素全部考虑进去,对结构进行分析和计算几乎是不可能的,从工程需要来看也无必要。为了得到适合于工程分析计算要求的研究对象,我们必须将与受力结构有关的因素加以分析,保留主要因素,略去次要因素,从而得出理想化的受力系统,这就是飞机结构力学的研究对象——飞机结构计算模型。

对于飞机结构进行简化,给出计算模型主要考虑以下几个方面:

1.外载荷简化

根据所研究部件的主要功用,找出对部件强度、刚度影响较大的载荷,忽略影响较小的载荷。

比如机翼作为机体的一个主要部件,它的功用是产生飞机飞行时的所需要的升力,因此气动升力是对机翼结构影响最大的载荷。在分析计算机翼受力时,必须考虑气动升力。而机身作为机体的一个主要部件,它的功用不是产生气动载荷,而是用来装载并将机体各大部件组装一起形成完整的机体。因此乘客、货物、设备的质量力及各部件传来的集中力则是对机身结构影响最大的载荷。在分析机身结构受力时,必须考虑,而气动载荷可以忽略。

另外,外载荷的作用形式也要简化。比如以分布形式作用在机翼表面上的气动升力,可以等效地简化为作用在各部件连接节点上的小集中载荷。

2.受力系统的简化

根据研究的实际结构组成及承受的主要载荷情况,可略去与受力关系不大的次要受

力构件，对于主受力构件，也只需考虑它的主要受力形式，忽略掉次要受力形式。

比如对于飞机结构中大量采用的薄壁结构，主要受力构件是钣金件和杆件。往往忽略钣金件承受正应力的能力，而只考虑它承受剪切的受力形式，得出受剪板式薄壁结构计算模型。

受力系统的简化还应包括受力系统几何形状的简化。比如机翼机身上的蒙皮都是带有一定曲度的薄板，在曲度不大情况下，可以用平板代替，如图 1.3.1 所示。又比如机身的环形隔框，是由外凸缘、内凸缘、腹板组成的环形梁。可以用所选定的计算节点之间连接直线形成的若干段直梁代替，如图 1.3.2 所示。选择适当数量的计算节点，就会使得计算误差在工程要求的范围之内。

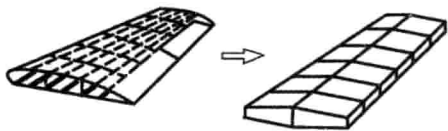


图1.3.1 蒙皮几何形状的简化

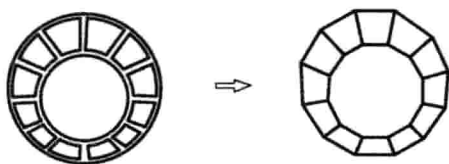


图1.3.2 隔框几何形状的简化

3. 连接关系的简化

组成飞机结构的各种受力构件通过铆接、螺接或焊接等形式组合在一起，形成一定的完整的飞机结构。这些连接件限制受力构件之间的相对刚体位移，在它们之间传递载荷，连接件若限制构件之间相对的线位移，它就在构件之间传递力；连接件若限制构件之间的相对的角位移，它就在构件之间传递力矩。实际飞机结构中，构件之间互相连接关系比较复杂，对构件之间相对位移的约束很难单一化。但我们可以根据连接件的限制相对位移能力大小，将连接关系简化为只限制构件之间线位移、传递力的光滑铰链连接（铰接），和既限制构件之间线位移、又限制构件之间的角位移、传递力和力矩的刚性连接（刚接）。

由实际飞机结构经过上述几方面的简化，即可得到飞机结构力学研究对象——飞机结构计算模型。

1.3.2 飞机结构计算模型

飞机结构计算模型分为杆系结构和薄壁结构。

1. 杆系结构

杆系结构的受力构件均为杆件。由于杆件形式、杆件之间连接形式及外载荷作用形式不同，则杆件主要受力形式也就不同。杆系结构又可分为桁架结构、刚架结构和混合杆系结构。

1) 桁架结构

图 1.3.3 中表示某型运输机发动机吊挂简图。防火墙 10 号框前面是由 8 根直杆组成的发动机架。其中有两个主要接头、两个辅助接头与发动机相连。而防火墙 10 号框后面，是由 8 根直杆组成的发动机受力构架。其中有 4 个固定接头分别安装在机翼前梁与 5 号、6 号加强肋上。

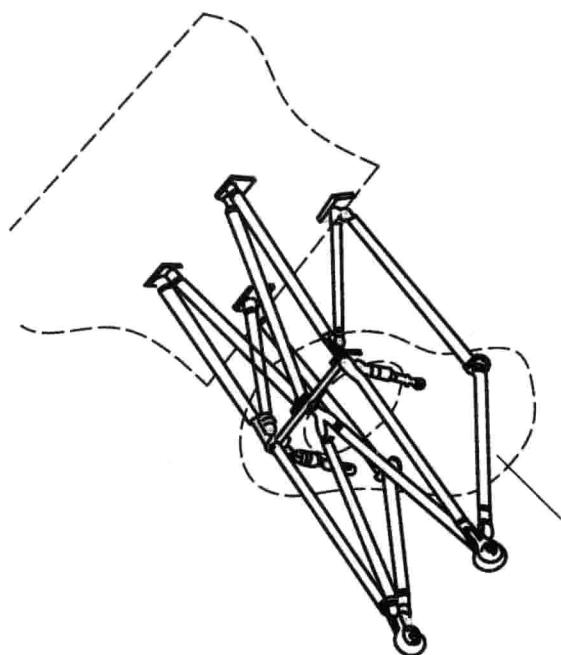


图1.3.3 发动机吊挂简图

发动机吊挂的作用将动力装置固定在机翼上，将动力装置的拉力、质量力和力矩传递到机翼受力构件上，并在机翼接头传来的支反力作用下得到平衡。上述这些载荷即是发动机吊挂承受的主要载荷。这些载荷都以集中载荷的形式作用在发动机与吊挂连接接头上（如图 1.3.4 $P_x P_y P_z$ ），和吊挂与机翼结构的连接接头上（如图 1.3.4 $R_x R_y R_z$ ）。

发动机吊挂的主要受力构件是发动机架的 8 根直杆和发动机受力桁架的 8 根直杆。全部杆件都通过杆件端头的螺栓或周边焊接与其他杆件或接头相连。这些连接的抗弯能力比较弱，对杆件端头的角位移约束较弱，可简化为只限制线位移、传递力的光滑铰链连接。

通过以上简化我们得到了发动机吊挂的计算模型，如图 1.3.4 所示。这是一个由直杆构成的计算模型。每根杆都通过光滑铰链与其他构件相连。在图中每根杆都用其中心线表示，杆件相连的铰链用小圆圈表示，称为结构的节点。杆中心线通过小圆圈中心即铰心。载荷以集中力的形式作用在节点上。

这个计算模型就是空间桁架结构，从以上简化可以看出桁架结构的组成特点：

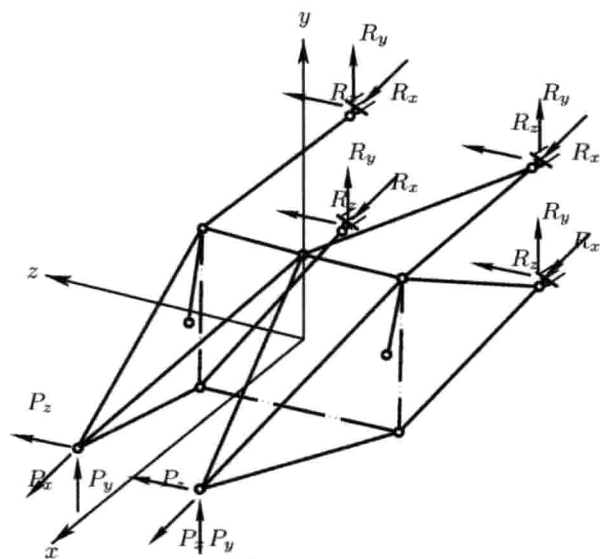


图1.3.4 发动机吊挂计算模型图

- (1) 结构是由两端通过光滑铰链相连的直杆件组成，这些直杆件称为双铰杆。
- (2) 各杆轴线均通过铰链中心——铰心。铰心称为桁架结构的节点。
- (3) 载荷以集中力的形式作用在节点上。

桁架结构的组成特点决定了在载荷作用下，桁架结构各杆件只承受拉压轴力作用。各杆件拉压轴力是通过杆件两端铰链传来的大小相等，方向相反的两个力造成的。所以桁架结构也称为二力杆，如图 1.3.5 所示。

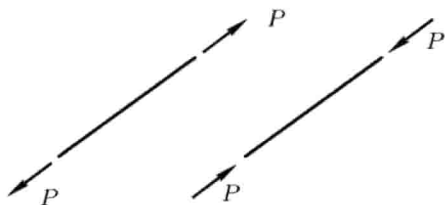


图1.3.5 二力杆受力图

桁架结构又分为所有节点在同一平面，只承受该平面内载荷的平面桁架结构和节点不在同一平面，可以承受空间载荷的空间桁架结构。

实际上，发动机吊挂各杆件的质量力是沿着杆轴线分布作用的，而且方向并非沿着杆轴线。因此杆件在质量力作用下，并不是只承受拉压的二力杆。但在杆件平直度符合生产制造要求的情况下，这种横向载荷质量力引起杆件的剪切弯曲与杆件承受的拉压相比影响很小。用作用在动力装置重心处的集中质量力代替杆件的分布质量力，并以等效集中力的形式作用在结构节点上，这样就只考虑了结构主要受力构件——杆件的受力形式。另外，杆件之间的连接也并非光滑铰链。若采用一个螺栓连接，不考虑螺栓与螺孔之间的摩擦力，对转动角位移的约束能力远小于对线位移的约束能力，就可以简化为光滑铰链。若采用周边焊接连接，虽然可以提高周边支反力，但与整个杆件的长度相比，杆直径很小，约束力矩也很小，对角位移约束能力也较弱，也可以简化为光滑铰链。最后，几根杆件相交一处时，各自交点的位置之间也有距离，所以在几何尺寸上也作了简