普通高等教育“十一五”国家级规划教材

飞机结构设计

王志瑾 姚卫星 编著

国防工业出版社
National Defense Industry Press

飞机结构设计

目　录

第1章　绪论 …… 1
1.1　飞机结构设计在飞机设计中的地位 …… 1
1.1.1　飞机的研制过程 …… 1
1.1.2　飞机结构设计的地位 …… 2
1.2　飞机结构设计的原始条件 …… 3
1.2.1　结构的形状协调 …… 3
1.2.2　结构的外载荷 …… 4
1.2.3　结构的使用条件 …… 4
1.2.4　结构的生产条件 …… 4
1.3　飞机结构设计的基本要求及其分析 …… 5
1.3.1　飞机结构设计的基本要求 …… 5
1.3.2　对基本要求的分析 …… 6
1.4　飞机结构设计思想 …… 7
1.4.1　飞机结构设计思想的演变 …… 7
1.4.2　飞机结构设计的现代理论与先进技术 …… 9
1.5　飞机结构设计的内容与方法 …… 9
1.5.1　飞机结构设计的基本内容 …… 10
1.5.2　飞机结构设计的方法 …… 10
第2章　飞机的外载荷 …… 12
2.1　飞机结构上的主要载荷 …… 12
2.1.1　过载的概念 …… 13
2.1.2　过载与加速度的关系 …… 14
2.2　不同飞行状态下的过载 …… 14
2.2.1　水平面内的匀速直线飞行 …… 14
2.2.2　垂直平面内的曲线飞行 …… 15
2.2.3　水平面内的曲线飞行(正常布局) …… 15
2.2.4　最大过载 n_{ymax} …… 15
2.2.5　局部过载 …… 17
2.2.6　突风过载 …… 18
2.2.7　着陆过载 …… 19
2.3　其他载荷情况 …… 19
2.3.1　热载荷 …… 19

2.3.2 噪声(声振)载荷 …… 20
2.3.3 瞬时响应载荷 …… 20
2.3.4 特殊情况的载荷 …… 20
2.4 疲劳载荷 …… 21
2.5 飞机设计规范简介 …… 22
第3章 飞机结构分析与设计基础 …… 26
3.1 基本元构件的承力特性 …… 26
3.1.1 基本元构件及其受力特性 …… 26
3.1.2 基本元构件传力的充分条件 I——边界条件 …… 29
3.1.3 基本元构件传力的充分条件 II——力的作用点 …… 30
3.2 结构传力分析的基本方法 …… 31
3.2.1 传力分析的目的 …… 31
3.2.2 对实际结构进行传力分析的基本方法 …… 32
3.2.3 结构的传力特性 …… 32
3.2.4 结构传力的合理性 …… 35
3.3 飞机结构材料 …… 35
3.4 结构设计的基本理论 …… 38
3.4.1 结构材料选取的基本方法 …… 38
3.4.2 结构型式选择的基本参数和理论 …… 39
3.4.3 结构元件强度与刚度的设计要点 …… 45
第4章 机翼尾翼的结构分析 …… 47
4.1 机翼的功用、设计要求和受载 …… 47
4.1.1 机翼的功用和设计要求 …… 47
4.1.2 机翼的受载 …… 48
4.2 典型受力型式机翼的气动载荷传力分析 …… 51
4.2.1 蒙皮的初始受力 …… 51
4.2.2 桁条将载荷传到翼肋上 …… 51
4.2.3 翼肋将载荷传到蒙皮和翼梁腹板上 …… 53
4.2.4 翼梁的受力 …… 54
4.2.5 蒙皮的总体受载 …… 55
4.3 机翼主要受力构件的用途和结构型式 …… 56
4.3.1 蒙皮 …… 56
4.3.2 桁条 …… 56
4.3.3 翼梁 …… 57
4.3.4 纵墙 …… 57
4.3.5 翼肋 …… 58
4.4 直机翼的结构受力型式及其分析 …… 61
4.4.1 梁式机翼(单梁、双梁和多梁机翼) …… 62
4.4.2 单块式机翼 …… 64

4.4.3 多腹板式机翼 …… 66
4.5 机翼的对接原则 …… 67
4.5.1 梁式机翼与机身的对接 …… 67
4.5.2 整体式机翼与中央翼的对接 …… 69
4.5.3 对接方式对机翼受载的影响 …… 70
4.6 机翼开口处的结构型式 …… 70
4.7 后掠机翼的传力分析 …… 71
4.7.1 后掠机翼的结构受力型式和根部受载特点 …… 71
4.7.2 纵向受力构件轴线转折的后掠机翼 …… 73
4.7.3 带内撑梁的后掠翼 …… 78
4.8 前掠翼 …… 80
4.9 旋转翼 …… 81
4.9.1 可变后掠角机翼 …… 82
4.9.2 可变安装角的机翼 …… 84
4.9.3 折叠机翼 …… 85
4.10 三角翼的传力分析 …… 86
4.10.1 带平行翼梁的多梁三角翼 …… 87
4.10.2 带辅助翼梁的单梁三角翼 …… 88
4.10.3 等百分比布置的多梁式三角翼 …… 89
4.10.4 带辅助翼梁的单块式三角翼 …… 89
4.10.5 带内撑梁的梁式三角翼 …… 89
4.11 机翼上的增升装置 …… 90
4.11.1 增升装置的功用 …… 90
4.11.2 对机翼增升装置的要求 …… 91
4.11.3 机翼增升装置的种类 …… 91
4.11.4 减速板和扰流板 …… 95
4.11.5 机翼前缘的增升装置 …… 97
4.12 副翼 …… 98
4.12.1 副翼的用途 …… 98
4.12.2 副翼的结构 …… 99
4.12.3 副翼的受载 …… 100
4.12.4 气动补偿 …… 100
4.12.5 调整片 …… 101
4.13 尾翼 …… 102
4.13.1 尾翼的用途和对尾翼的设计要求 …… 102
4.13.2 尾翼上的载荷和尾翼的承力结构 …… 104
4.13.3 水平尾翼的结构 …… 104
4.13.4 垂直尾翼的结构 …… 107
4.13.5 全动水平尾翼 …… 110

第5章 机翼、尾翼的结构设计 …… 113
5.1 机翼结构设计的原始依据 …… 113
5.1.1 机翼结构设计的任务与内容 …… 113
5.1.2 结构设计的原始依据 …… 113
5.1.3 机翼结构设计准则 …… 115
5.2 机翼受力型式的选择 …… 115
5.2.1 各种受力型式的特点 …… 115
5.2.2 相对载荷 $\bar{M}$ 和有效高度比 $\bar{H}_{\text{eff}}$ …… 116
5.2.3 选择受力型式的注意事项 …… 118
5.3 机翼主要受力构件的布置 …… 119
5.3.1 主要受力构件布置的准则 …… 119
5.3.2 受力构件布置的基本原则 …… 120
5.3.3 机翼受力构件布置的例子 …… 121
5.4 机翼结构元件设计 …… 126
5.4.1 长桁设计 …… 127
5.4.2 梁的设计 …… 130
5.4.3 机翼蒙皮与壁板的设计 …… 132
5.4.4 翼肋设计 …… 135
5.5 集中力扩散件的设计 …… 135
5.6 机翼整体油箱的设计 …… 138
5.6.1 对整体油箱结构的设计要求 …… 138
5.6.2 整体油箱的构造型式 …… 139
5.6.3 整体油箱结构设计要点 …… 139
5.6.4 整体油箱的密封 …… 139
5.7 飞机尾翼和操纵面结构设计 …… 141
5.7.1 尾翼安定面 …… 142
5.7.2 操纵面 …… 142
5.7.3 全动平尾的设计特点 …… 146
第6章 机身结构分析 …… 149
6.1 机身的功用、对机身的要求和机身的外形参数 …… 149
6.1.1 机身的功用 …… 149
6.1.2 对机身结构的基本要求 …… 150
6.1.3 机身的外形和参数 …… 150
6.2 机身上的载荷及其平衡 …… 152
6.2.1 机身上的主要载荷 …… 152
6.2.2 机身的内力图 …… 153
6.3 机身结构的受力型式及其受载情况 …… 153
6.3.1 构架式机身 …… 154
6.3.2 薄壁梁式机身 …… 155

6.4 机身基本承力构件的用途和构造型式 …… 158
6.4.1 机身蒙皮 …… 158
6.4.2 桁条和桁梁 …… 159
6.4.3 机身的框 …… 159
6.4.4 机身上骨架元件与蒙皮的连接 …… 161
6.4.5 机身上的工艺分离面和使用分离面 …… 162
6.5 其他部件与机身的连接 …… 163
6.5.1 机身与机翼的连接 …… 163
6.5.2 尾翼与机身的连接 …… 165
6.5.3 起落架与机身的连接 …… 165
6.6 机身开口处的结构型式 …… 165
6.7 机身舱段主要结构的受力分析 …… 167
6.7.1 气密舱 …… 167
6.7.2 舱盖结构 …… 170
6.8 地板结构 …… 171
第7章 机身结构设计 …… 173
7.1 机身结构型式的选择 …… 173
7.1.1 机身的内部布置 …… 173
7.1.2 机身结构型式的选择 …… 173
7.2 机身主要受力构件布置 …… 174
7.3 加强框的设计 …… 177
7.3.1 刚框式加强框 …… 178
7.3.2 腹板式加强框 …… 181
7.4 开口区结构设计 …… 184
7.4.1 开口的种类 …… 184
7.4.2 小开口区结构补强设计 …… 185
7.4.3 中开口区结构补强设计 …… 186
7.4.4 大开口区结构补强设计 …… 188
第8章 起落架 …… 191
8.1 起落架的功用和对起落架的主要要求 …… 191
8.1.1 起落架的功用 …… 191
8.1.2 对起落架的要求 …… 191
8.2 起落架的配置型式 …… 192
8.2.1 后三点式起落架 …… 193
8.2.2 前三点式起落架 …… 194
8.2.3 自行车式起落架 …… 195
8.2.4 多支点式起落架 …… 196
8.3 起落架的外载荷及其受载下的工作情况 …… 196
8.4 起落架的结构型式及其受力分析 …… 198

8.4.1 按起落架的受载方式分类 …… 198
8.4.2 按减震缓冲器的位置和作用在其上的载荷分类 …… 202
8.4.3 按机轮的安装方式分类 …… 205
8.5 机轮 …… 208
8.5.1 轮胎 …… 208
8.5.2 轮毂 …… 209
8.5.3 刹车装置 …… 209
8.5.4 自动防抱死系统 …… 213
8.6 起落架的减震缓冲装置 …… 214
8.6.1 起落架减震缓冲装置的用途 …… 214
8.6.2 对减震缓冲器的要求 …… 215
8.6.3 单腔油－气式减震缓冲器 …… 216
8.6.4 双腔油－气式减震缓冲器 …… 219
8.6.5 油液式减震缓冲器 …… 220
8.7 前起落架的结构特点 …… 222
8.7.1 前轮的稳定距 …… 223
8.7.2 前轮的摆振和减摆 …… 223
8.7.3 前起落架机轮转弯机构 …… 224
8.7.4 减摆器 …… 225
8.7.5 前轮的中立机构 …… 225
8.8 起落架收放运动方式 …… 227
8.8.1 主起落架的收放方式 …… 227
8.8.2 前、后起落架的收放方式 …… 228
第9章 飞机的气动弹性 …… 229
9.1 结构刚度和气动弹性概念 …… 229
9.2 静气动弹性现象 …… 230
9.2.1 变形对气动载荷分布的影响 …… 230
9.2.2 发散 …… 231
9.2.3 操纵机构的反效 …… 233
9.3 动气动弹性现象 …… 234
9.3.1 机翼的弯－扭颤振 …… 234
9.3.2 机翼弯曲－副翼偏转颤振 …… 236
9.3.3 尾翼的颤振 …… 237
参考文献 …… 240

第1章 绪 论

所谓“设计”是“技术文件”的拟定，是一种创造性的工作。技术文件包括图纸、设计报告、计算报告、试验报告、说明书等。

飞机是一种复杂的机器。飞机结构设计是将飞机机体构思变成产品实体的技术文件的拟定。完美的结构设计离不开科学性和创造性。结构设计的基本理论与方法是其科学性的体现，没有这些基本理论与方法的指导，现代结构设计无法进行。与分析计算不同，结构设计从其设计方案、结构布局到细节设计均不存在“惟一正确”的答案，体现着设计工作者的创造性劳动。结构设计过程是一个不断追求完美的过程，结构设计理论与方法的发展也随着结构设计的实践在不断发展。

1.1 飞机结构设计在飞机设计中的地位

飞机按其功用可分为军用和民用两大类。军用飞机的功用主要是完成规定的空战任务、空对地战斗任务、军事运输任务、电子对抗任务等。民用飞机的功用主要是空运旅客或货物，也可用于护林、农业生产、医疗救护、空中勘测和体育运动等。

为了完成各种不同的任务，对飞机就有不同的技术要求。对于军用飞机，这些要求称为战术技术要求；对于民用飞机，这些要求称为使用技术要求。这些技术要求，通常用下述一些技术指标表示：飞机的最大速度、升限、航程或作战半径、着陆距离和起飞距离、载重、机动性指标(如加速性能、最小盘旋半径、爬升性能等)和使用寿命等。还有一些技术要求则属于不能用数据定量地表示的，如是否能全天候飞行、对机场的要求、对飞机使用维修的要求等。飞机设计的任务就是创造性地进行能够满足这些技术要求的飞机的技术文件的拟订。

1.1.1 飞机的研制过程

设计一种新型的飞机，从设计方案的提出到投入使用，需要经历很长的时间，是一项很复杂的系统工程。简单地可以将飞机的研制过程分成下述4个阶段。

一、拟订技术要求

飞机的技术要求通常确定了飞机的主要性能指标、主要使用条件、机载设备等。飞机技术要求可以由飞机设计单位或飞机订货单位拟订，但是由于飞机的技术要求是一组系统的且相互制约的技术指标，所以新飞机的技术要求通常由订货单位和飞机设计单位协商后共同拟订。设计单位必须保证新飞机能达到这些技术要求，订货单位则根据这些要求来验收新飞机。因此，飞机的技术要求是飞机设计的基本依据。

二、飞机设计过程

飞机设计单位根据已经拟订好的飞机技术要求，进行飞机的总体设计，即把飞机的主

要参数、基本外形与部位安排确定下来。此时必须通过仔细地分析、计算和试验，以保证所确定的总体设计能满足飞机的技术要求。在飞机总体设计阶段以后进行的是结构设计阶段。结构设计阶段需绘制完成飞机结构的所有图纸，并使所设计的结构能满足总体设计的要求，当然也应与飞机的技术要求相协调。

三、飞机制造过程

飞机制造工厂根据飞机设计单位提供的全套图纸与技术资料进行制造。飞机工厂在制造出整架飞机的结构以后，还应把飞机所需的的设备、系统都完整地装好。飞机工厂制造出的飞机应能保证满足设计图纸和技术资料规定的要求。这样，由飞机工厂首批试制出来的新飞机即可投入试飞和全机强度试验。

设计与制造是密切相关的。设计人员应了解工厂的生产条件、新工艺和新材料的发展情况，以设计出性能好而又结合工厂生产条件的飞机结构。工厂的技术人员应关心飞机性能的提高，与设计人员协作，制定出良好的工艺方案，以使设计人员设计出的结构能较好地投入生产。

四、飞机的试飞、定型过程

一种新飞机试制出来以后，是不能也不应马上投入使用的。尽管已做了大量的分析、计算、试验等研究工作，但还不能确定这种飞机能否真正投入使用，还必须通过试飞来检验飞机能否确保安全，性能是否满足技术要求。若在试飞过程中发现有缺点或问题，则必须进一步更改设计或改进制造方法。当把试飞中出现的问题都排除完毕，则可把此时的设计图纸与制造方法确定下来，只有通过飞机的试飞过程把一种新飞机初步定型后，方可由飞机制造工厂进行小批量生产。

1.1.2 飞机结构设计的地位

广义地讲，在整个飞机的研制过程中都涉及到飞机设计，因为飞机技术要求的拟订、飞机的制造、飞机的试飞和定型都离不开飞机设计人员的参与，飞机的研制过程也是一个产品不断完善的过程。狭义地讲，飞机设计通常是指飞机制造所需的技术文件拟定阶段，它一般可分为总体设计和结构设计两大阶段。总体设计主要包括概念设计和初步设计，结构设计主要是详细设计，参与初步设计，并涉及到原型机试制、试飞、生产工艺准备等（图 1-1）。

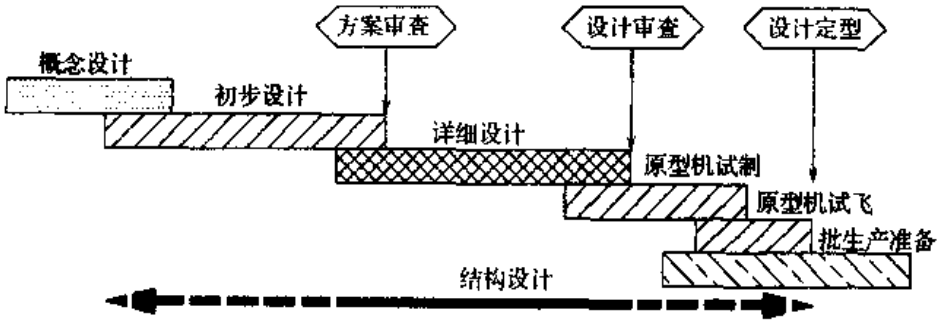


图 1-1 飞机设计的一般过程

一、飞机总体设计

(1) 确定战术技术要求或使用技术要求。这些要求可由使用单位提出，或使用单位

提出初步意见，再由使用单位与设计单位双方协商确定。对于民用飞机，则经常由设计单位根据发展需要提出。

(2) 确定全机主要参数。即全机总重 G，发动机推力 P 和翼载 G/S（S 为机翼面积）。通常这个阶段还初步确定了机翼的平面形状。

(3) 进一步确定尾翼、机身的初步形状和尺寸，并进行性能估算以校核是否满足原来提出的性能技术指标；若不满足，则反复进行调整。

(4) 在上述基础上，画出飞机的三面图（草图）。

(5) 进行全机的初步部位安排。把全机的内部布置与主要受力构件做初步安排与协调，画出飞机的部位安排图。给出飞机各部件的重量控制指标。

二、飞机结构设计

(1) 飞机部件的结构打样设计（或称为结构的初步设计）。

(2) 飞机零构件设计。

(3) 完成部件的结构图纸。

在新飞机的研制过程中，需配合设计做很多试验，如风洞试验、全机强度试验等。

在新飞机的研制过程中，往往还要进行相当数量的科研课题的研究，例如飞机的选型问题、主要结构的抗疲劳设计或损伤容限设计等问题。

研制新飞机还与飞机的使用密切相关。在设计过程中既要利用已有的使用经验，又要在本飞机的使用过程中不断改进这种新飞机的设计。

1.2 飞机结构设计的原始条件

飞机结构设计的原始条件是指在进行结构设计之前结构设计人员应该知道的外部已知条件，或称之为约束条件，它们通常包括结构的形状协调、外载荷、受力特性、使用条件与生产条件。

1.2.1 结构的形状协调

飞机结构必须处理好与理论外形、内部装置和结构零构件之间连接关系这三方面的协调。理论外形要求必须满足，内部装置、零构件之间的协调应尽量满足。

准确的理论外形是实现飞机气动性能的保证，飞机外形影响飞机的气动性能。不同的部件对于外形准确度的要求是不同的，一般地对于机翼外形的准确度要求较高，而对于机身相对低一些。结构在外载作用下产生变形，在结构变形的状态下，外形的准确度必须要满足设计要求。

飞机有很多内部装置，飞机还要装载，所以飞机结构设计要与内部装置相协调。结构设计要尽量满足内部装置对于空间的要求，例如机身加强框的高度要满足发动机对于空间的要求。在考虑内部空间要求的协调时应注意两点：一是通常内部装载与结构间应保持一定的间隙；二是根据具体条件设计出的结构不一定占据整个最大可能空间。

飞机的零构件相互连接起来才组成飞机机体的整体，结构设计人员应在结构设计时明确本零件或构件与其他构件在连接位置和尺寸上的协调关系，设计人员之间要把形状协调好。

1.2.2 结构的外载荷

结构所受到的外载荷的大小和特性是结构布局与结构元件(零件与构件称为元件)尺寸设计的基本依据,强度、刚度和疲劳寿命是对飞机结构的基本要求。

飞机结构所受到的外载荷按照飞机强度规范的要求,通过风洞试验和分析计算给出,飞机结构各零部件的载荷主要由分析得到,飞机结构的载荷特性主要取决于飞机的使用情况、结构设计准则和强度要求。

在结构设计时必须明确所设计结构的受力特性,即需要明确结构所受到的外载是静载还是动载,是否需要考虑寿命要求、刚度要求、破损安全要求和损伤容限要求,是否考虑气动弹性问题、热应力和热刚度等问题。

1.2.3 结构的使用条件

飞机结构的使用条件分下述几个方面。

一、环境条件

环境条件是指飞机在飞行或停机时的气象条件或周围介质条件。气象条件是指温度和湿度变化范围,是否需要考虑在夜间飞行或恶劣气象条件下飞行等。飞机若能在恶劣气候条件下飞行,则称为全天候飞机。周围介质条件是指是否需要考虑海水腐蚀、湿度条件等。

二、起飞着陆场所条件

飞机可以分为只在地面机场起飞着陆的陆上飞机和在水上起飞着陆的水上飞机两大类。机场又可分为水泥跑道、土跑道,水泥跑道又可分为一级跑道和二级跑道;土跑道则是在普通土地上加压压实,然后再简单地整修一下,土跑道有时又称为野外机场。

不同机种的飞机、同一机种内性能不同的飞机,其使用条件也不相同。如:前线歼击机要求在前线机场上使用,因此跑道条件较差,且要求能在土跑道上起飞着陆;拦击歼击机的任务是拦击敌方飞机以保护本国的重要城市或设施,因此其机场条件较好。机场条件的好坏与飞机结构受地面振动载荷、撞击载荷的大小与次数有关。

舰载飞机要在航空母舰的甲板上起落,为了缩短起飞和着陆的滑跑距离,一般要安装起飞助推器和着陆增阻装置,因此飞机结构上要受到一些额外的载荷。

三、维修条件

飞机结构在使用时的维修条件,包括维修周期与次数、维修能力、维修速度要求等。

歼击机在使用时,希望能很快地进入临战状态,因此要求维修速度很快,这就要求结构有很好的开敞性以便于进行维修。歼击机通常要求能全天候飞行。

旅客机的机场条件一般很好,机场的维修能力也较强。中型、大型旅客机一般都要求能进行全天候飞行。

军用运输机的机场条件较差。要求飞机结构能便于在野外机场维修。

对于水上飞机,需特别注意结构的防海水和盐雾腐蚀问题。

1.2.4 结构的生产条件

结构的生产条件主要指结构的产量和工厂的加工能力。

飞机结构的产量与所选取的结构工艺方案有很大关系，而结构的工艺方案又与结构的设计方案有关，因此结构的设计方案直接影响结构的产量。产量可大致分为大量生产、成批生产和有限件生产3种。当只生产几件零构件时，一般不宜采用模锻件和精密铸造件，而采用机械加工、钣金加焊、铆接等加工方法。当大量生产时，就可以考虑采用模锻、精密铸造等适合于大量生产的工艺方案。

加工能力是指飞机制造工厂所具有的设备，工艺员和工人的技术水平与加工经验，以及有可能采用的新工艺。飞机结构的设计人员应对生产厂的情况很熟悉，这样才能设计出具有良好工艺性的结构。

1.3 飞机结构设计的基本要求及其分析

1.3.1 飞机结构设计的基本要求

在飞机结构设计时，设计人员应使所设计的结构，满足技术要求中规定的对结构的一些基本要求。这些基本要求可概括为：气动要求、重量要求、使用维护要求和工艺要求。在结构设计中，如何全面考虑这些要求设计出理想的结构，是结构设计人员的基本功。

一、气动要求

当结构与气动外形有关时，结构设计应使结构构造的外形能满足规定的外形准确度要求和表面质量要求。这些要求主要与气动阻力和升力特性有关。为了保证飞机在气动上具有原定的良好稳定性与操纵性，机翼、尾翼与机身不容许有过大的变形。

二、重量要求

结构设计应保证结构在承受各种规定的载荷状态下具有足够的强度，不产生不能容许的残余变形，具有足够的刚度与采取其他措施以避免出现不能容许的气动弹性问题与振动问题，具有足够的寿命等。在保证上述条件得到满足的同时，应使结构的重量尽可能轻。

这一条要求可以概括为强度(刚度)－重量要求，也可简称为最小重量要求，或简称为重量要求。

三、使用维护要求

为了确保飞机的各个部分(包括装在飞机内的电子设备、燃油系统等各个重要设备和系统以及主要结构)能经常安全可靠地工作，需要在规定的周期，检查各个指定的地方，如发现损伤，则需要进行修理或更换。

对于军用飞机，则更需要缩短维护及修理工作的时间，以保证飞机及时地处于临战状态。

为了保证维护、检修工作的高质量、高速度进行，在结构上需要布置合理的分离面与各种开口。

四、工艺要求

要求飞机结构的工艺性要好，即加工快、成本低等。这些需结合产品的产量、机种、需要迫切性与加工条件等综合考虑。

1.3.2 对基本要求的分析

上述4个基本要求之间是互相联系、互相制约的，有些还是相互矛盾的。当然在处理得好时，在某些情况下也会相互促进。因此需要分析这些要求之间的相互关系，分清主次，综合考虑。

(1) 气动要求是一种"前提性"要求。即设计出的结构必须满足气动要求，并在满足气动条件的前提下，要求结构重量尽量轻、使用方便、工艺性良好等。但对于结构设计人员来讲，在此方面需要考虑的工作量并不多，在考虑结构方案时照顾到这一点，使其能够满足要求即可，不是设计人员的主要精力所在。

例如，在机翼与尾翼的前缘，一般不布置桁条而只布置翼肋，这是因为前缘形状对气动阻力和升力的影响较大。加上桁条后，前缘在受到气动力作用发生变形后截面的形状特性较差(图1-2)。

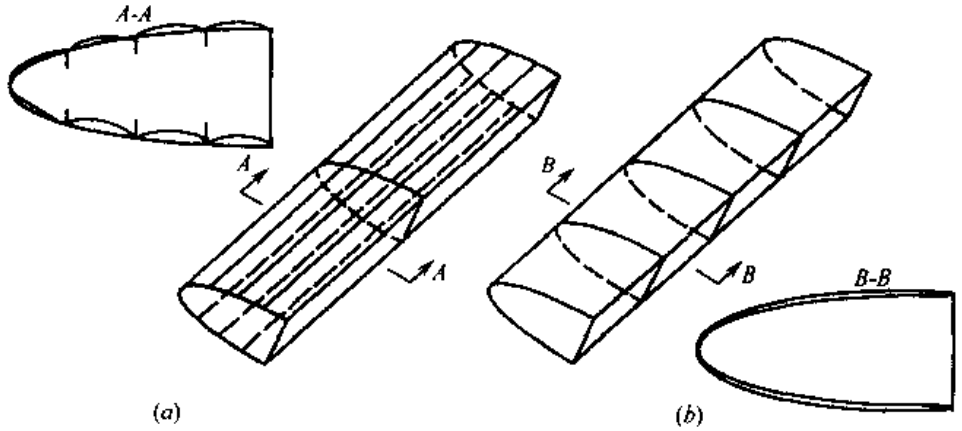


图1-2 翼面前缘变形

(2) 使用要求也是一种前提性要求。即根据飞机的机种、使用特点规定了使用、维护要求。因此，要求结构有与之相应的"开敞性"，即在结构上必须有相应的设计分离面和开口，以保证维护人员有接近内部的装载或内部结构的通道，并使相应结构的拆装迅速可靠。

由于这些分离面和开口存在，结构重量要有所增加。对于结构设计人员来讲，在结构设计时需要综合考虑分离面和开口的位置、大小和形状。

(3) 工艺要求是一种"条件性和发展性"要求。"条件性"是说结构的工艺性好坏要结合飞机生产的条件，如产品数量、产品工期、加工条件等；"发展性"是针对产品数量和加工条件。某些加工工艺适合小批量生产，某些加工工艺适合大批量生产，某些加工工艺在设计时还不具备，但在生产时可实现。因此对于结构设计人员来说，在工艺性方面要求设计人员熟悉本产品的加工条件和了解加工工艺的发展趋势就可以了，要做的具体工作不多。

当然，需要强调指出，虽然考虑气动要求、使用要求和工艺要求在整个结构设计中过程所占的时间不多，但它们还是很重要的，必须认真对待，而且应该在开始考虑方案时就加以重视，把它们处理好。

一个优秀的设计员应在设计初期就综合考虑各方面的要求，并予以解决。设计人员应尽量发挥这些要求的相互协调一面，而减少它们相互矛盾的一面；应尽量了解工厂的生

产条件，经常与工艺人员协商，特别要注意在设计方案确定前，就应该先征求工艺人员的意见。设计人员与工艺人员的紧密配合，相互协作，相互促进，是设计人员必须具备的基本素质之一。

(4) 重量要求是飞机结构设计的主要要求。例如，对于一架现代喷气式旅客机，使用寿命一般为 20 年，飞行小时可达 60000h。一架总重 100t 的飞机其结构重量约为 30t，若结构设计人员使其重量减轻 100kg(只减轻了总结构重量的 0.33%)，则能多载一名乘客或 100kg 货物。飞机速度设为 900km/h，吨·千米收入设为 0.5 元，则能多收益

$$0.5 \times 900 \times 60000 \times 0.1 = 270(\text{万元})$$

故减轻 0.33%结构重量即能增加收入 270 万元。由此可见，随着飞机寿命的增加，减轻结构重量的经济利益越来越大。

至于军用飞机，由于重量与起飞着陆性能有很大关系，与航程及爬升率等机动性指标关系也较大，故减轻重量也是军用飞机结构设计的主要要求。

1.4 飞机结构设计思想

1.4.1 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，它来源于飞机的使用实践，同时受当时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可大致分为下述 5 个阶段。

一、静强度设计

从开始至今，飞机结构设计一直按照静强度设计。飞机结构设计采用设计载荷法，设计载荷为使用载荷乘以安全系数。静强度设计准则为结构的强度 P_u 大于此结构所受的载荷时，结构安全，反之此结构失效。此准则的表达式为

$$P_u \geqslant P_d \tag{1-1}$$

式中 P_d——结构的设计载荷，有

$$P_d = fP_e$$

式中 P_e——结构的使用载荷；

f——安全系数。

对于飞机结构各部件、零件，其安全系数可能是不同的。

二、静强度和刚度设计

随着飞机飞行速度和战术技术性能要求的提高，飞机机翼采用薄翼型和后掠翼，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，而且还应有足够的刚度，不仅要避免结构处于共振点附近，而且要保证结构不出现过大的变形而影响飞机的性能。结构刚度设计准则为

$$\delta \leqslant [\delta] \tag{1-2}$$

式中 δ——结构在设计载荷下的变形量；

$[\delta]$——结构容许的变形量。

对于气动弹性问题提出的刚度要求，其表达式为

$$fV_{max} \leqslant V_{cr} \tag{1-3}$$

式中 V_{max}——飞机的最大飞行速度；

V_{cr}——飞机结构的临界颤振速度；

f——安全系数。

三、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疲劳破坏而造成的灾难性事故，尤其是 1945 年英国的“彗星号”客机连续两次坠入大海引人注目。事后的大量分析和研究表明，只按静强度和刚度设计并不能保障飞机结构的安全。由于飞机设计寿命的增加、高强度材料的使用、结构强度分析水平的提高，使得疲劳问题日益突出，为此提出了安全寿命设计的思想。其设计准则为

$$N_e \leqslant N_S = N_{ex}/n_f \tag{1-4}$$

式中 N_e——飞机的实际使用寿命；

N_S——飞机结构的安全寿命；

N_{ex}——结构的疲劳试验寿命；

n_f——疲劳分散系数，一般取 4。

四、静强度、刚度和损伤容限与经济寿命设计

在 20 世纪 60 年代末和 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的飞机出现了某些疲劳断裂事故，如表 1-1 所列。

表 1-1 典型的飞机结构疲劳断裂事故

年	机型	疲劳破坏情况	试验寿命/h	使用破坏寿命/h
1969	F-111	机翼枢轴接头板断裂	>40000	约 100
1970	F-5A	机翼中部切面断裂	约 16000	约 1000
1972	KC-135	机翼蒙皮壁板断裂	—	—
1973	F-4	机翼机身连接接头下耳片断裂	>11800	1200

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期内的安全，因为这一准则没有考虑到结构在使用之前实际上已经存在的缺陷。这些缺陷是在材料本身、生产制造、运输和装配过程中不可避免地存在或产生的，尽管这些缺陷十分微小，但大大降低了高强度或超高强度合金的断裂韧性。在重复载荷作用下，这些缺陷不断扩展，直至失稳扩展而造成结构断裂。因此美国空军于 1971 年的军用规范中提出了安全寿命/破损安全的结构设计思想作为过渡性措施，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最大允许的初始缺陷，对于可检查结构给出检查周期。

将可检查结构设计成破损安全结构，其设计准则为

$$\begin{aligned} \eta_{fa} &\geqslant \eta_c = \eta_d/f \\ N_{ex.fa}/4 &\geqslant H \end{aligned} \tag{1-5}$$

式中 η_{fa}——含损伤结构的剩余强度系数；

η_e——使用剩余强度系数；

η_d——设计剩余强度系数；

f——强度安全系数；

$N_{ex,fa}$——疲劳试验寿命；

H——检查周期。

将不可检查结构设计成缓慢裂纹扩展结构，其设计准则为

$$N_{a_0 \to a_{cr}} \geqslant N_e = N_{ex}/n \tag{1-6}$$

式中 $N_{a_0 \to a_{cr}}$——裂纹从 a_0 扩展到 a_{cr} 时的疲劳寿命，其中 a_0 为初始裂纹长度，a_{cr} 为临界裂纹长度；

N_{ex}——疲劳损伤容限试验寿命；

n——损伤容限疲劳分散系数，一般取 2。

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。

五、可靠性设计

结构可靠性设计思想将各种设计变量看作随机变量，将各种设计准则转换为随机设计准则，目前这一准则尚处于研究阶段。其设计准则为

$$R_S \geqslant R_S^* \tag{1-7}$$

式中 R_S——结构系统的可靠度；

R_S^*——结构系统的可靠性指标。

1.4.2 飞机结构设计的现代理论与先进技术

飞机结构设计思想的演变和飞机结构设计理论与技术的发展密切相关。飞机结构的现代设计理论包括结构优化设计、结构抗疲劳设计、结构防断裂设计和结构可靠性设计，先进设计技术主要包括计算机结构辅助分析(CAE)和计算机辅助设计(CAD)。由于这方面的内容十分丰富，各专题都有其相应的课程，因此本书不作介绍。

1.5 飞机结构设计的内容与方法

“结构”是一个常用的术语，飞机设计中“结构”一词的含义为，由若干个零件相互连接的结合体，它能承受指定的外载，并满足规定的强度、刚度、寿命等要求。本文所指的结构是受力结构，它不包括用以维持外形或仅供装饰用的元件，例如旅客机客舱内的装饰板。

一架飞机的整个结构，通常包括机翼、尾翼、机身、发动机短舱、起落架、操纵系统和其他系统的受力结构等。

像机身这样一个大结构被称为部件结构。机身又可沿纵向分成几个大段，这样的一大段结构常称为组件结构。组件结构还可以分为小组件、构件等结构。零件为不需装配的基本单位，构件由很少几个零件装配而成，零件与构件(零构件)常称为元件。

“结构设计”是指根据结构设计的原始条件，结合结构设计的基本要求，提出合理的设计方案以及进行具体细节考虑，绘制出结构图纸，在需要时还需写出相应的技术文件，以

使生产单位能根据这些图纸和技术文件进行生产。

结构设计的图纸分为打样图、协调图、零件图、装配图等。

结构打样图也就是部件或组件的结构设计草图。部件打样图需把部件的结构方案、协调关系与装配关系确定下来。在结构打样阶段，常常还需画一些协调图以明确重要部件、复杂部件的协调关系。结构打样图与协调图是不与生产单位见面的，它是设计员在进一步具体设计时所需要的中间过程图纸。

零件图应表示出生产该零件所需的一切依据。装配图应示出零件间(或构件间、组件间、部件间)的装配关系。当然，在需要时还可辅助以技术文件。零件图与装配图是生产图纸，供生产单位生产使用。

1.5.1 飞机结构设计的基本内容

飞机结构设计主要指机体结构设计。机体结构通常包括机翼结构、尾翼结构、机身结构、发动机舱结构与起落架结构。

通常，先经过部件的结构打样设计(画出部件打样图)，再经过组件的打样设计(画出组件打样图)，零构件设计(画出零件图纸)，组件结构设计(画出组件装配图)，部件结构设计(画出部件装配图)。

现以部件结构打样设计为例，给出设计过程中的各个典型阶段：

(1) 了解结构的使用条件，生产条件和协调关系；

(2) 通过计算或试验(或计算加试验)确定外载，确定安全系数；

(3) 选定结构设计方案；

(4) 初步确定结构的内部协调与装配关系；

(5) 做一定的细节考虑，为组件打样做好准备；

(6) 进行粗略的估算、或结合经验、或参考原准机、或者结合起来初步确定部件结构的一些基本尺寸；

(7) 画出打样图；

(8) 对基本尺寸进行强度校核，若强度不够，则修改尺寸后再校核，再修改图纸。

1.5.2 飞机结构设计的方法

飞机结构设计方法的发展与科学技术的进展同步，是采用最先进设计技术的先行。飞机结构设计方法可大致分为：定性设计、定量设计和智能设计。

一、定性设计

在20世纪50年代以前，飞机结构设计与其他民用结构设计一样，也是处于定性设计阶段。即结构设计人员，根据所设计对象的具体要求、条件，结合已有经验与设计原理、知识进行定性分析，选出合理的设计方案；再根据已有的经验与设计原理、知识进行粗略估算所选择主要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、想进一步改进设计以减轻结构重量(突出重量要求是飞机结构设计与其他民用结构设计的不同处)，则进行改进设计，即设计员通过定性分析与粗略估算修改主要尺寸，然后再进行强度校核。定性设计的基本特点是，结构方案在定性选择后是不再修改的；元件主要截面尺寸是根据粗略估算确定的。结构强度的粗略估

算方法主要是基于工程梁理论，元件的估算方法主要是基于材料力学。采用这一方法设计的结构，其优劣主要取决于设计者的经验。

二、定量设计

随着飞机飞行速度的提高，三角机翼、小展弦比机翼日益得到广泛应用。随着飞机总重的增加，机身隔框尺寸随之增大，因此就必须考虑其弹性变形对内力计算的影响。由于机翼、机身外形出现了上述变化，故长期用于计算大展弦比直机翼与小尺寸机身的工程梁理论，就不能再应用于上述外形的结构了，这就使得通过估算确定截面尺寸出现了困难。

20世纪60年代以后，由于计算机的出现和结构有限元素法的发展，使飞机结构设计从定性设计发展到定量设计。

用有限元素法可以进行任意复杂形状与边界的结构应力分析，但其计算工作量很大。有了计算机，就能高效地进行计算，使这种方法有了实际计算的可能。定量设计的基本特点是，结构方案的选取基本上是定性的，但可借助于精确的定量分析评价和选取最佳方案，结构元件的尺寸是根据精确计算确定的。

三、智能设计

由于飞机结构是一个高度静不定系统，系统中各元件的内力与元件的刚度有关，因此仅采用有限元做应力和位移的分析，不能确定结构的元件尺寸而使结构获得最优解。所谓的智能设计是采用CAE和CAD技术进行结构设计。CAE主要包括结构有限元分析、结构优化设计、结构疲劳寿命分析、结构损伤容限分析、结构可靠性分析等，CAD主要进行结构的几何和运动设计。结构智能设计的最初级阶段是对于结构方案通过有限元分析和结构优化设计自动给出元件的几何尺寸，结构智能设计的最高级阶段是对给定的设计条件和设计要求，自动给出结构的方案与尺寸，给出结构的二维图纸和三维图纸，并完成加工所需的数模文件。目前结构智能设计尚处于初级阶段，最高级的智能设计还需要相当长的时间才能实现。

结构设计的内容十分广泛，它包含了很多新技术和新方法，因此不可能在本书中全面阐述。本书主要阐明飞机结构设计的基本理论与方法，主要包括以下内容：

(1) 结构的传力分析，这是结构方案分析和设计的基础；

(2) 结构定性设计方法，主要讨论结构方案的合理性与优劣的评价原则与方法；

(3) 部件与组件的结构设计，也包括一些重要的构件设计；

(4) 飞机结构典型元件的定量设计方法；

(5) 飞机结构设计的一些重要原理、理论与准则。

第 2 章　飞机的外载荷

飞机在使用过程中，各零部件上作用有各种各样的载荷，一些零部件在飞行中所受到的载荷是最危险的，而另一些零部件则是在起飞和着陆时最危险。飞机各零部件在外载荷作用下的受载情况在很大程度上取决于这些部件的构造，这些将在以后各章分别介绍。在这一章中主要确定飞机的外载荷。

2.1　飞机结构上的主要载荷

作用在飞机上的外载荷可按照不同的方法进行分类。按载荷的作用特性可分为静载荷(不随时间变化)和动载荷(快速变化)；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。

最常用的是按照载荷的作用性质将作用在飞机上的载荷分为两类：与飞机或飞机的一部分质量相关的质量载荷和与质量无关的表面载荷。

质量力包括重力 mg、与法向加速度 a_n 和切向加速度 a_τ 有关的惯性力 ma_n 和 ma_τ。质量力与质量成正比，它分布在结构的整个体积中。

表面力有空气动力 X、Y、Z，发动机推力 P，地面支反力 P_k，飞机各部分之间的相互作用力 R_f。

图 2-1 上给出了在速度坐标系 XYZ 下的这些力，图中轴 $OY \perp V$，而 $OX /\!/ V$，V 为飞机的速度向量。

将表面力的合力用 R_f 表示，而质量力的合力用 R_m 表示，由于考虑了作用在飞机上

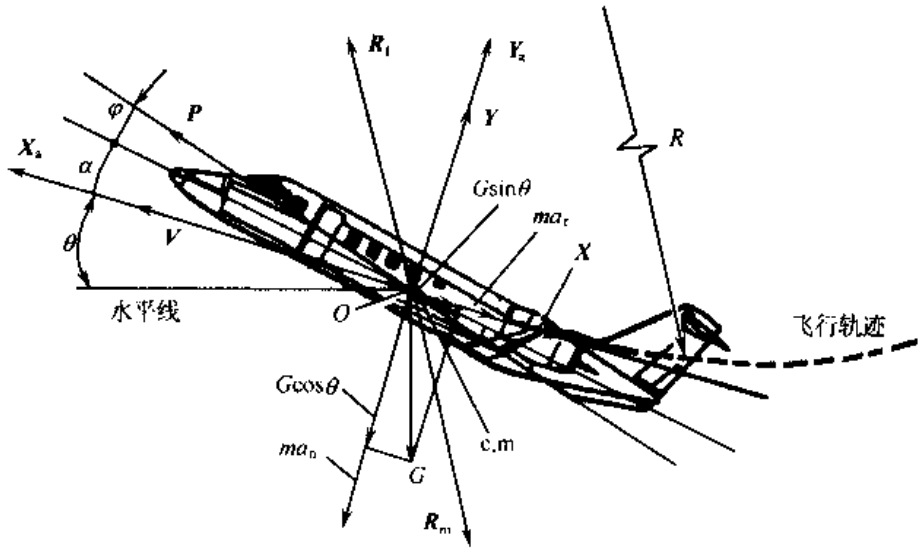


图 2-1　垂直平面内作曲线飞行时作用在飞机上的载荷

的所有力，包括惯性力，根据达朗伯原理，在这些力的作用下，飞机应处于平衡状态，并且表面力的合力应等于质量力的合力，即

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}} = -\boldsymbol{R}_{\mathrm{m}} \tag{2-1}$$

对于飞机的任一部件 i 有

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}i} = -\boldsymbol{R}_{\mathrm{m}i}$$

2.1.1 过载的概念

在讨论作用在飞机及其部件上的载荷大小时，通常用一个无量纲值——过载或过载系数 $\boldsymbol{n}$ 来表示。飞机的过载系数 $\boldsymbol{n}$ 定义为作用在飞机上的表面力的合力 $\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}}$ 与飞机的重力 G 之比，即

$$\boldsymbol{n} = \frac{\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}}}{G} \tag{2-2}$$

在飞行中

$$\boldsymbol{n} = (\boldsymbol{R}_a + \boldsymbol{P})/G$$

在着陆(起飞)时

$$\boldsymbol{n} = (\boldsymbol{R}_a + \boldsymbol{P} + \boldsymbol{P}_{\mathrm{k}})/G$$

式中 $\boldsymbol{R}_a$——空气动力 $\boldsymbol{X}$、$\boldsymbol{Y}$、$\boldsymbol{Z}$ 的合力。

过载系数 $\boldsymbol{n}$ 是向量，并且在一般情况下同速度坐标轴方向不一致。因此，通常采用过载系数在这些坐标轴上的投影——n_x，n_y，n_z，式中

$$n_x = \frac{R_{x\mathrm{f}}}{G};\ n_y = \frac{R_{y\mathrm{f}}}{G};\ n_z = \frac{R_{z\mathrm{f}}}{G}$$

$$|\boldsymbol{n}| = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2} \tag{2-3}$$

它们被分别称为纵向、法向和侧向过载。$R_{x\mathrm{f}}$、$R_{y\mathrm{f}}$、$R_{z\mathrm{f}}$ 是 $\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}}$ 在 OX、OY、OZ 上的投影，$\boldsymbol{n}$ 为飞机质心的总过载系数。飞机在垂直面内运动时，可以由运动方程确定其过载，在速度坐标系下有

$$\begin{aligned} P\cos(\alpha+\varphi) - X &= G\sin\theta + ma_\tau; \qquad a_\tau = \mathrm{d}V/\mathrm{d}t \\ Y + P\sin(\alpha+\varphi) &= G\cos\theta + ma_n; \qquad a_n = V^2/R \end{aligned} \tag{2-4}$$

式中 R——飞机运动轨迹的曲率半径。

将式(2-4)中的两边各除以 G，得

$$\begin{aligned} n_x &= \frac{P\cos(\alpha+\varphi) - X}{G} = \sin\theta + \frac{1}{g}\cdot\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} \\ n_y &= \frac{Y + P\sin(\alpha+\varphi)}{G} = \cos\theta + \frac{1}{g}\cdot\frac{V^2}{R} \end{aligned} \tag{2-5}$$

式中 g——重力加速度。

当 α 和 φ 很小时，过载沿各轴的分量可以表示为

$$n_y = \frac{Y}{G};\ n_x = \frac{P - X}{G};\ n_z = \frac{Z}{G} \tag{2-6}$$

如果已知作用在飞机上的力，或者已知飞机的运动参数 V、R 和 θ，就可以利用式

(2-5)和式(2-6)求出过载系数 n_x、n_y 和 n_z 的值。过载 n_x 决定了沿轨迹方向的加速度 a_τ，它不会超过飞机的推重比 P/G，因为 $n_x=[(P-X)/G]<(P/G)$(现代机动飞机的最大值 P/G 为 1.2~1.4)。过载 n_x 也可能是负的，比如当使用反推力和放出减速板时。过载 n_y 决定了飞机的机动性，即在 XOY 平面内做曲线运动的法向加速度 $a_n=V^2/R$(下面所述的 XOY 平面也是同样的)。一般来说，飞机在使用过程中的 n_y 比 n_x 大一个数量级。过载 n_z 决定了飞机在 YOZ 平面内飞机运动轨迹改变时的加速度，当 $Z=0$ 时，n_z 等于零，而在侧滑时，$n_z>0$。

在大多数情况下，航空结构的强度和刚度是由升力值 $Y=n_yG$ 的大小来决定的，或者说，在一定的 G 值时，是由 3 个过载系数中的最大分量 n_y 决定的。因此，经常说的过载系数，是指过载 n_y，这时，就省去了下标 y。

2.1.2 过载与加速度的关系

将式(2-2)中的分子和分母除以飞机的质量 m 就得到

$$n=\frac{R_f/m}{G/m}=\frac{a}{g}$$

由此，过载可以按表面力的合力所产生的加速度与重力加速度之比来确定。

从式(2-5)可以得到过载分量 n_x、n_y 与切向和法向加速度的关系为

$$\begin{cases} n_x=\sin\theta+\dfrac{a_\tau}{g};a_\tau=g(n_x-\sin\theta) \\ n_y=\cos\theta+\dfrac{a_n}{g};a_n=g(n_y-\cos\theta) \end{cases} \tag{2-7}$$

2.2 不同飞行状态下的过载

2.2.1 水平面内的匀速直线飞行

图 2-2 表示在平飞状态下作用在飞机上的外载荷，由匀速、水平、直线飞行的条件，有：$P=X$，$Y=G$，$Z=0$。于是，由式(2-6)得

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

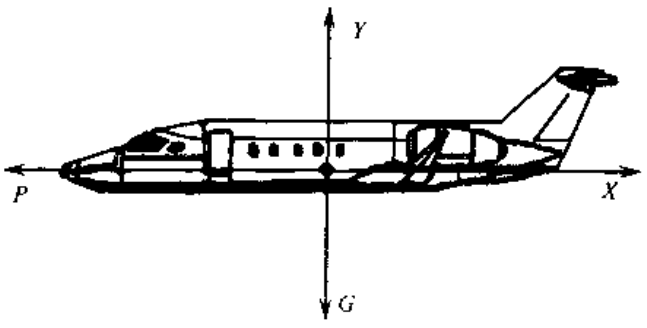


图 2-2 匀速水平飞行

2.2.2 垂直平面内的曲线飞行

在图 2-1 上表示了当飞机在垂直平面内作曲线飞行时作用在飞机上的力。由式(2-4)可得

$$\begin{cases} n_x = \sin\theta + \dfrac{1}{g}\dfrac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} \\ n_y = \cos\theta + \dfrac{1}{g}\dfrac{V^2}{R} \end{cases} \tag{2-8}$$

显然,在 $\theta = 0$ 时,即轨迹的最下点处得到对应于该 V 和 R 的最大过载值

$$n_y = 1 + \frac{1}{g}\frac{V^2}{R} = n_{y\max}$$

2.2.3 水平面内的曲线飞行(正常布局)

由于飞机倾斜,升力 Y 的水平分量为 $Y\sin\gamma$,它使飞机运动轨迹发生改变(图 2-3)。在无侧滑($Z=0$)、无升降($H=\text{const}$),并以恒定速度($P=X$)正常盘旋时,过载 n_z 和 n_x 等于 0。由条件 $Y\cos\gamma = G$ 和 $n_y = Y/G$ 就可得

$$n_y = 1/\cos\gamma \tag{2-9}$$

式中 γ——盘旋角。

盘旋时的向心力 mV^2/R_{cir} 等于升力分量 $Y\sin\gamma$,其中 R_{cir} 为盘旋半径。用 $\cos\gamma$ 和过载 n_y 来表示 $\sin\gamma$,可得到

$$R_{cir} = \frac{V^2}{g\sqrt{n_y^2 - 1}} \tag{2-10}$$

显然,盘旋时的过载值 n_y 越大,在 $V=\text{const}$ 时的盘旋半径 R_{cir} 就越小,并且转弯角速度值 $\omega = V/R_{cir}$ 就越大。也就是说,飞机的机动性能就越好。然而,随着 n_y 的增大,飞机的质量也随之增加。

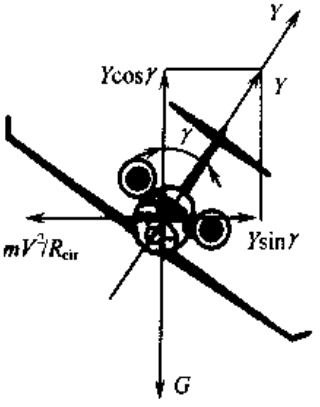


图 2.3 水平盘旋

2.2.4 最大过载 $n_{y\max}$

理论上讲,Y 轴方向上的最大过载值 $n_{y\max}$ 由 $Y_{\max}$ 确定,即

$$\begin{aligned} n_{y\max} &= \frac{Y_{\max}}{G} \\ &= c_{y\max}\frac{\rho V_{\max}^2}{2}\cdot\frac{1}{G/S} \\ &= c_{y\max}\frac{\rho_H a^2 M_{\max}^2}{2}\cdot\frac{1}{p} \\ &= f\left(c_{y\max}, H, M_{\max}, \frac{1}{p}\right) \end{aligned} \tag{2-11}$$

式中 $p = G/S$ ——翼载荷；

c_{ymax}——最大升力系数；

ρ_H ——在高度 H 处的空气密度；

a ——当地声速；

M_{max} ——最大飞行马赫数，$M_{max} = V_{max}/a$。

从式(2－11)可以看出，随着 H 及 p 的减小和 V_{max}的增加，n_{ymax}将增加。在 p = 3000Pa，$c_{ymax} = 1$，和 $M = 1$ 时，过载值能达到 25。但实际上这样的过载值是达不到的，因为 c_{ymax}不是突然达到的，而是随着在飞行速度降低的过渡时间内发生的。显然，飞机过渡到 c_{ymax}越快，可能达到的过载值就越大。所以，对于机动飞机，应当降低纵向稳定性和惯性(质量相对于 Z 轴的分量)，提高升降舵、全动平尾的效率(增加它们的面积、偏转角度和偏转速度)。

最大过载值还受飞行员的身体条件所限制。人承受过载的能力取决于过载的大小和方向、持续的时间、作用的频率、人体器官的状态等。图 2－4 表示了人能承受的过载与时

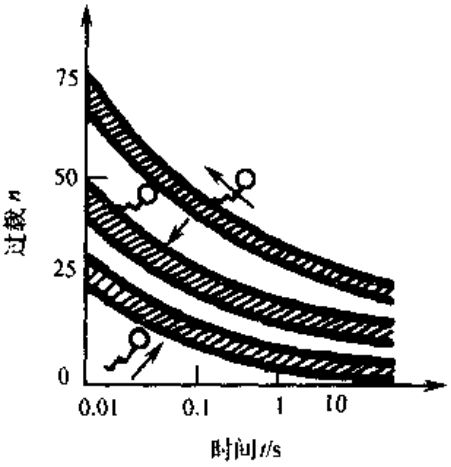


图 2－4 飞行员承受过载的能力与过载方向和时间的关系

间的关系。改变飞行员在飞机座舱内的姿态，或采用抗荷服(图 2－5)，可以提高飞行员承受过载的能力。飞行员能承受的最大过载是在背—胸方向上。因此，为了以有效的姿态来承受过载，已设计出了沿垂直方向倾斜 30°的飞行员座椅(图 2－6)。

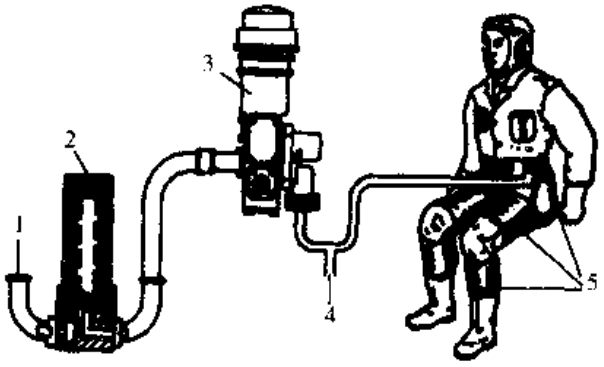


图 2－5 抗过载服系统

1—发动机引来的压缩空气；2—气滤；3—调压器；4—通信号灯；5—胶囊。

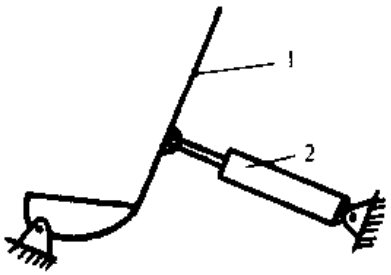


图 2-6 高过载座舱内的座椅

1—可倾斜座椅；2—后撑弹簧筒。

2.2.5 局部过载

如果飞机相对于质心以角速度 ω_z 和角加速度 ε_z 转动(图 2-7)，则飞机上各点的线加速度不同，因而过载也将不同。在距飞机质心 x 处，过载值等于质心的过载 n_{x0} 和 n_{y0}

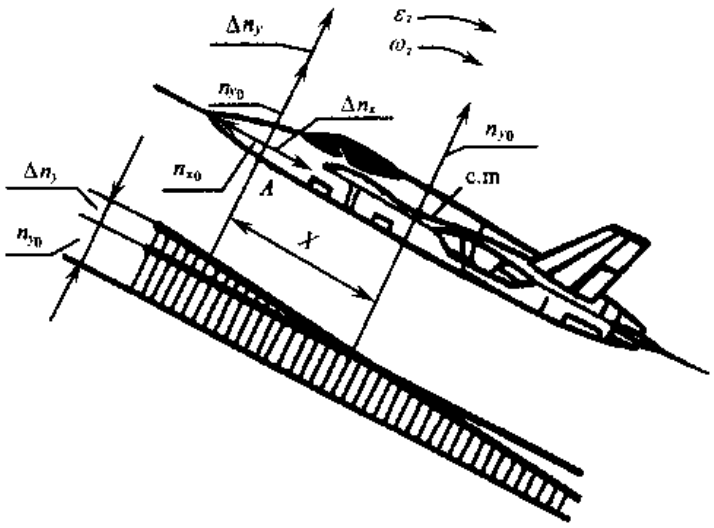


图 2-7 非质心处零部件的过载

加上由相对于质心运动的加速度 Δa_y 和 Δa_x 而产生的附加过载 Δn_y 和 Δn_x，即

$$\Delta n_x = \pm \Delta a_x / g$$

$$\Delta n_y = \pm \Delta a_y / g$$

$$\Delta a_x = V_\tau^2 / x = \omega_z^2 x$$

$$\Delta a_y = \varepsilon_z x$$

如果 Δn_y 和 Δn_x 的指向与 n_{x0} 和 n_{y0} 一致，则符号为“正”；如果相反，则符号为“负”。这样，与质心相距 x 处的过载计算式为

$$\begin{aligned} n_y &= n_{y0} \pm \frac{\varepsilon_z x}{g} \\ n_x &= n_{x0} \pm \frac{\omega_z^2 x}{g} \end{aligned} \tag{2-12}$$

2.2.6 突风过载

上面所讲的过载，是飞机在平稳的大气中飞行产生的。然而，大气本身的情况是变化的，如气流的水平或垂直运动——突风，可使飞机上出现很大的过载。突风的速度 U 能达到 15m/s ~ 20m/s(在雷雨中可达 50m/s)。突风可以是一般突风或某一频率的循环突风。在遇到突风时，飞机会颠簸，此时飞机承受很大的过载，称它为突风过载。从强度观点看，突风是很危险的，飞机可能急速地上升或下掉高度。

水平突风的速度与飞行速度 V 相比是很小的，因而引起的水平方向过载 n_x 也很小。而垂直突风 U 比较危险，因为它使飞机的攻角发生变化(图 2-8)。

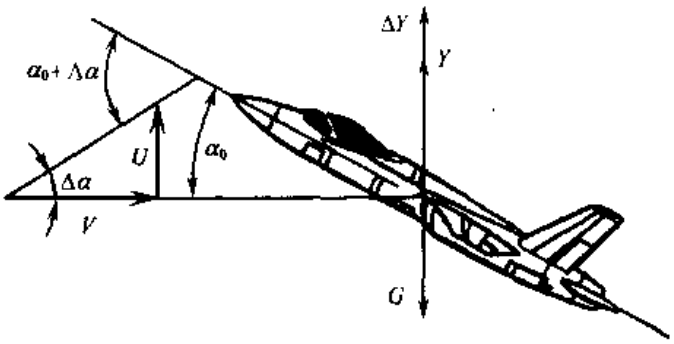


图 2-8 垂直突风速度为 u 时飞机飞行攻角的改变

无突风作用时

$$Y = c_y^{\alpha}\alpha_0 \frac{\rho V^2}{2} S = G$$

有突风作用时

$$Y = c_y^{\alpha}(\alpha_0 + \Delta\alpha) \frac{\rho V^2}{2} S \neq G$$

式中 $\Delta\alpha \approx U/V$——由垂直突风而引起的攻角增量。

从而得到突风作用后的过载为

$$n_{yg} = 1 \pm \frac{c_n^{\alpha}\rho UV}{2G/S}$$

实际上，突风的作用对飞机的影响不是突然发生的(迎角和升力不会突变)，实际的突风过载要计及一个垂直突风减缓系数 K，$K<1$，最后得

$$n_{yg} = 1 \pm \frac{c_n^{\alpha}\rho UV}{2G/S}K \tag{2-13}$$

从式(2-13)可以看出，$n_{yg} = f(c_y^{\alpha}, H, V, U, p)$，此处 c_y^{α} 和 p 取决于机翼的几何参数，而 c_y^{α} 还与飞行速度有关。垂直突风速度 U 在 $H \leqslant 10$km 时不大于 20m/s。突风会引起机翼随时间而变化的变形、加速度和惯性力等。在弹性力和惯性力的相互作用下，机翼还会出现振动。而当外载荷的频率与结构固有频率接近或重合时，在飞机上引起周期性的载荷，有可能会发生共振。

2.2.7 着陆过载

如图 2-9 所示，飞机着陆时，由于飞机的垂直下降速度在较短的时间内降为零，出现了很大的减速度，并与地面撞击，产生着陆过载。

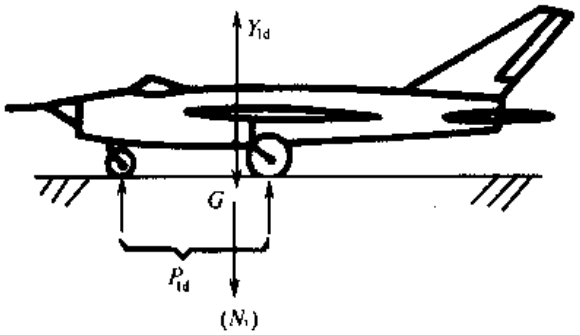


图 2-9 飞机着陆时的过载

着陆过载定义为起落架的实际着陆载荷 P_{ld} 与飞机停放地面时起落架所受的停机载荷 P_{st} 之比，即

$$n_y = \frac{P_{ld}}{P_{st}} = \frac{G + N_y - Y_{ld}}{G} \tag{2-14}$$

式中 N_y ——着陆时飞机的 Y 向惯性力；

Y_{ld} ——着陆时飞机上的升力。

一般情况下，起落架着陆时的最大过载 n_y 可达 3～4。飞机在地面的运动情况是多种多样的，因而，不但有 n_y，也会出现 n_x（如前方撞击、刹车）以及 n_z（如侧滑着陆等）。

2.3 其他载荷情况

飞机在执行飞行任务过程中还会受到各种各样的其他载荷，均须在设计中予以考虑。

2.3.1 热载荷

飞机结构在飞行中会受到热载荷作用。飞机结构的加热源主要有：动力装置；气动加热；太阳的直接辐射和反射辐射。

飞机以超声速飞行时，靠近流线体表面的气流由于摩擦和压缩被阻滞，特别是附面层区域受到强烈的阻滞，热流从此处通过对流方式进入结构，使结构加热，在绝热过程中，驻点温度可以作为靠近蒙皮处的温度值

$$T_{sk} = T_H(1 + 0.18M^2)$$

式中 T_H ——在高度 H 上的大气绝对温度(K)；

M ——飞机的飞行马赫数。

由于加热，飞机构件上的温度分布不均匀(机翼前缘加热较为严重，这是由于机翼前缘气流阻滞，并且其薄壁散热性较差，在蒙皮有支持的地方，支持构件会散热)。这会引起出现温度应力，并可能导致构件失稳，在频繁出现时还会产生疲劳破坏。另外，在加热时，

材料本身的物理化学性能会变坏。

2.3.2 噪声(声振)载荷

噪声主要有动力装置(包括螺旋桨、转子、涡轮风扇、压气机、喷气等)所产生的噪声，空气动力(包括附面层压力波动，尾流、激波振荡)噪声，以及机炮、火箭、导弹发射时所产生的噪声等。这种载荷产生声压，并导致声疲劳。因而，必须进行声压场测量(图2－10)，预测声载荷的大小、分布、声载作用的时间等，进行疲劳分析、设计及声载试验，以保证结构在使用寿命期内不会由于声载荷而导致破坏。

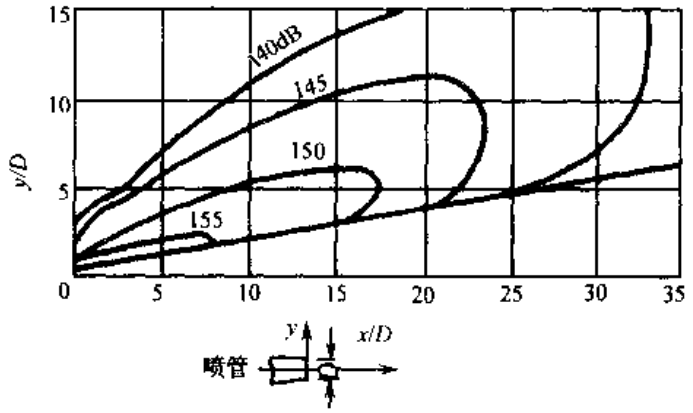


图 2－10 某发动机喷口附近的声压情况

2.3.3 瞬时响应载荷

如核武器爆炸、空中机轮制动、起飞助推、外挂物的投放、弹射等对飞机结构作用的载荷。

2.3.4 特殊情况的载荷

一、非正常状态的载荷

非正常状态的载荷主要有：多发动机飞机上的一个或几个发动机停车、尾旋、单轮着陆、打地转、机头碰地、飞机翻倒以及因故障强迫着陆等情况的载荷。一般要求遇到这些情况时，在空中应能维持继续飞行，便于改正或安全返回。在地面应尽量减少对人员的伤害，尽量减少对飞机出口通道的阻塞。因而对人员的座椅和通道口附近的一些结构的设计过载值应适当增大(一般要比全机的最大设计过载值大好几倍)，以确保安全。

二、鸟撞载荷

飞鸟撞击飞机，由于相对速度大，鸟又有一定的质量，因而会把结构撞坏，飞鸟还可能经进气道掩入发动机内，这些情况均会造成严重危害，并可能伤及人员，导致严重事故，必须予以考虑。

三、冰雹载荷

飞机在高空冷空气中飞行时，机体的一些部位(如机翼、尾翼的前缘、风挡玻璃等处)会出现结冰现象。它破坏了气动外形，增加了阻力，影响了性能。因此，在结冰处应采取防冰(如加热)、破冰(如安装可胀缩的橡皮囊)措施。还要考虑到可能下冰雹，它可分布在

十几千米的范围内，冰雹最大直径可达 10cm 左右。设计要求冰雹不得严重损伤飞机，以免发生危险，发动机不能因此破坏而出现危险和大的性能损失，另外还要考虑冰雹的密度、撞击速度和 1 块冰雹的多次撞击的影响等。

2.4 疲劳载荷

众所周知，飞机结构在服役中受到的载荷通常是不规则的。飞机结构的疲劳载荷谱大多是通过分析或实测获得的，图 2-11 为飞机一次飞行所受到的载荷—时间历程示意图。

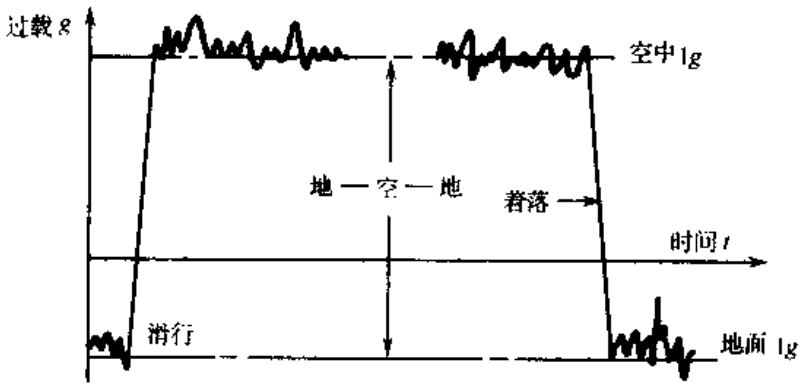


图 2-11 一次飞行所受到的载荷—时间历程示意图

飞机结构的疲劳载荷主要由突风重复载荷、机动重复载荷、着落撞击重复载荷、地面滑行重复载荷、地—空—地循环载荷等组成。不同种类的飞机的疲劳载荷的组成有很大的不同，一般战斗机类飞机的疲劳载荷以机动重复载荷为主，运输机类飞机的疲劳载荷以地—空—地循环载荷和突风重复载荷为主。

对实测获得的载荷——时间历程可采用多种方法（如计数法、谱分析法等）处理成用于结构疲劳寿命分析或试验的载荷谱。载荷谱有 3 种类型，即常幅谱、块谱和随机谱。

常幅谱如图 2-12 所示，载荷谱的最大值 S_{max} 和最小值 S_{min} 不随时间而变。常幅谱常用于材料疲劳性能试验，也用于疲劳分析方法的研究，有时还用于比较两个结构的疲劳性能的优劣。

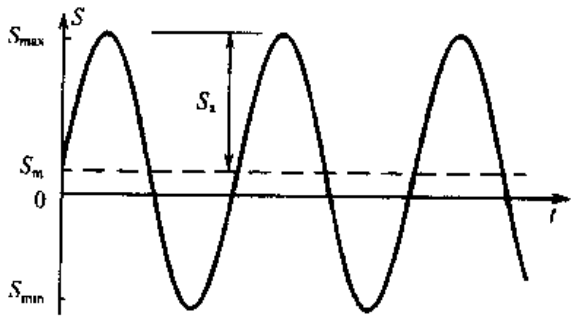


图 2-12 常幅载荷谱

描述一个常幅疲劳载荷谱需要两个参数，设最大应力为 S_{max} 和最小应力为 S_{min}。定义应力幅值 S_a、平均应力 S_m、应力比 R 为

$$\begin{cases} S_a = \dfrac{S_{max} - S_{min}}{2} \\ S_m = \dfrac{S_{max} + S_{min}}{2} \\ R = \dfrac{S_{min}}{S_{max}} \end{cases} \tag{2-15}$$

若应力比 $R=-1$，则称之为对称循环疲劳载荷；若 $R=0$，则称之为脉动循环疲劳载荷。5 个参数中只要知道其中任意两个，就可求出其他 3 个参数。

块谱也称程序块谱，如图 2-13 所示。试验结果表明，当整个寿命期内块谱的块数较少时，如只有几块，那么块的不同编排对疲劳寿命有较大的影响；而当块数较多时，则不管块谱如何编排，疲劳寿命基本相同。通常，程序块谱采用低—高—低的方式编排，可按任务剖面编排。

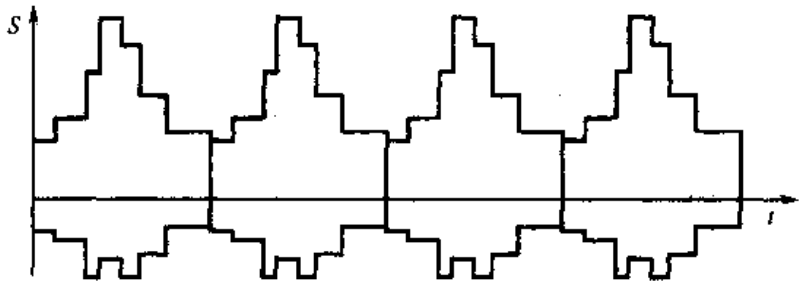


图 2-13　程序块谱

通常块谱是以表格的形式给出的，如表 2-1 为某飞机结构细节 100 飞行小时所受到的某任务剖面的载荷谱。表中的频率可能为小数，这一载荷谱可以直接用于疲劳寿命的分析计算；在用于试验时，小数向后累积，当累积频率 $\geqslant 1$ 时，在所对应的块中加一次循环。

表 2-1　某飞机结构细节 100 飞行小时某任务剖面的飞行载荷谱

级数	1	2	3	4	5	6	7	8	9
S_{max}/MPa	76.5	74.0	80.5	109.0	104.0	148.4	127.5	117.0	80.0
S_{min}/MPa	20.0	10.5	0.0	20.0	0.0	20.0	30.0	0.0	9.5
频率 f	520.6	106.0	19.0	3.5	11.0	0.1	0.8	1.6	8.0

随机谱是将实测和分析得到的载荷按结构服役过程中的受载特点进行随机编排，飞机结构受到的随机载荷谱通常按照飞—续—飞编排。

2.5　飞机设计规范简介

保证飞行安全最主要的条件之一就是飞行器要有足够的强度和刚度，它们都在“强度规范”和其他规范性文件中有所规定，这就统一了确定飞机及其各组成部分、部件上外载荷的方法。为了全面、系统和准确地考虑飞机设计中的各种复杂情况，一般由专门的研究

机构组织研究，根据飞机设计、制造和使用方面的经验以及为设计改进而进行的理论和试验方面的研究结果，制定出飞机的设计规范（如强度、刚度、适航性规范等），作为飞机设计的指导性依据。

强度规范规定了飞机总的强度水平（标准），各主要部件、构件上的外载荷以及对它们进行强度试验时的加载条件。它的具体内容有：

（1）对各种不同类型的飞机，在预先给定的飞行、起飞、着陆状态下，为了保证把飞机破坏的可能性降到最低程度，强度规范通常给出了飞机的极限使用载荷 $n_{e\max}$、$n_{e\min}$、$q_{\max}$ 和 $q_{\max\max}$；

（2）规定了飞机主要部件的最大使用载荷；

（3）规定了安全系数 f，它是飞机全机、主要部件及构件上设计载荷 P_d 与使用载荷 P_e 之比。

随着 $n_{e\max}$ 和 f 值的提高，飞机结构的重量会增加，但可以提高飞机的机动性能，并降低飞行中结构破坏的可能性。

各类飞机的最大、最小使用过载系数是根据飞机的战术技术要求决定的。我国军用飞机强度规范按飞机的用途将飞机分为：歼击机（J）、强击机（Q）、歼击教练机（JJ）、多用途飞机（DY）、观察机（G）、教练机（JL）、轻型轰炸机（$H_{\text{Ⅰ}}$）、重型轰炸机（$H_{\text{Ⅱ}}$）、轻型运输机（$Y_{\text{Ⅰ}}$）、重型运输机（$Y_{\text{Ⅱ}}$）。目前，我国战斗机的最大设计过载值为 7.0～9.0，轰炸机的最大设计过载值为 2.5～4.0，运输机的最大设计过载值为 2.5～3.0。

速压 $q_{\max}$ 和 $q_{\max\max}$ 决定飞机某些部（构）件上的载荷：机翼、尾翼、整流罩、发动机进气道、口盖、操纵面、刹车板等，并用相应的载荷来进行强度计算。

对于每一种飞机，决定过载系数 $n_{e\max}$ 的是质量 m、$q_{\max}$ 等原始参数。知道了 $n_{e\max}$，就可以确定最大升力值 $Y_{e\max}=n_{e\max}G$，但这对于强度计算还远远不够。为了使结构在使用过程中不产生影响结构正常工作的残余变形，结构是用设计载荷计算的，它比使用载荷大 f 倍，一般情况下，$f=1.5\sim2.0$（上限值是对特别重要的结构件或长时间重复受载的情况）。当需要提高安全性和刚度，或为保证质量以及有磨损或有其他原因时，安全系数可适当增加。安全系数的取值大小实际上是考虑了 $n_{e\max}$ 和材料强度特性的不确定性。

$$f=\frac{P_d}{P_e}=\frac{n_d}{n_e}$$

式中 P_d ——设计载荷；

n_d ——设计过载；

P_e ——使用载荷；

n_e ——使用过载。

飞机强度计算的重要特点之一就是用破坏载荷作为强度准则。另外，飞机在使用过程中，它的各部分上还作用有大小和形式变化的重复载荷，结构在重复载荷作用下的强度决定了结构不发生破坏的工作时间，即疲劳寿命。因此，强度计算的另一个特征就是还要保证结构的疲劳寿命（在破坏之前能飞行多少时间或起落次数）。

为了进行飞机强度计算，除了要知道载荷的大小，还要知道在各种飞行状态和着陆状态时作用在各零部件上载荷的分布情况。为此，强度规范中给出了对应于不同飞行状态的设计情况，用飞行包线表示（图 2－14）。在这些设计情况下，飞机的主要部件和构件上

的受载情况是最严重的。作为一个例子，在图 2－15 中给出了飞机在设计情况 A、A'、B、C 时机翼上气动载荷的弦向分布图。而图 2－16 为对应于设计情况 A、A'、B、C、D、D' 的飞行状态。从载荷分布图上可以看出，情况 A' 相对于情况 A 时，因为压力中心要后一些，所以机翼上的扭矩要大，而在情况 B(偏转副翼)时压力中心更靠后，机翼的扭矩更大。情况 A 对应于拉起、改出下滑、水平飞行时有垂直气流作用的飞行状态；情况 A' 对应于改出俯冲；情况 B 对应于偏转副翼小攻角飞行；情况 C 为带偏转副翼的俯冲，在图 2－15 上可以看到，在这种情况下，扭矩最大。情况 D、D' 对应于飞机进入俯冲和以负攻角的飞行，$n = n_{min}$。

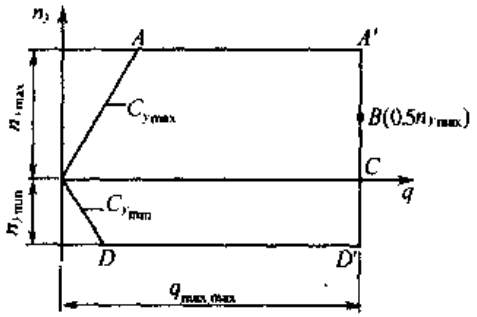


图 2－14　对称机动飞行包线

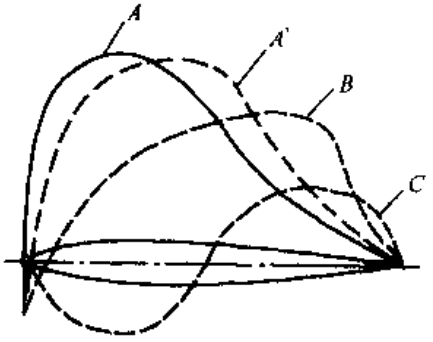


图 2－15　各种受载情况下气动载荷的弦向分布

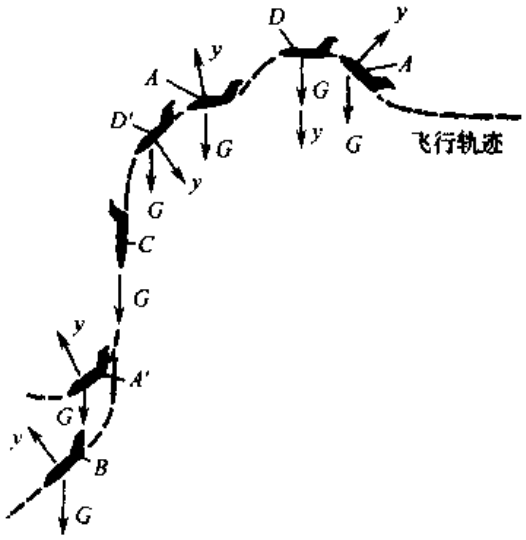


图 2－16　机翼的设计情况及其可能对应的飞行轨迹

刚度规范规定了飞机部件允许的变形，包括弯曲变形、扭转变形等，还有气动弹性的临界速度。

飞机试验规范规定，结构强度要靠一系列的静力、动力学和试飞试验来检验。

静强度试验的目的是鉴定飞机结构的静强度，并为验证强度和刚度的计算方法以及结构的合理性提供必要的数据和资料。具体试验内容如下所述。

使用载荷试验是为了检验试件承受使用载荷的能力，在各级试验载荷下同时进行应变、位移的测量和变形观察。对于规定的受载情况在达到使用载荷时，检查操纵系统的灵活性。卸载后检查结构残余变形情况。试验判据是在加载到使用载荷时，试验件的最大

变形不得影响规定的飞机气动特性和操纵系统产生卡滞现象。载荷卸到初始值 1min 后结构不得出现有害残余变形。

设计载荷试验是为了检验试件承受设计载荷的能力，当试验加载到超过使用载荷后，可以有选择地进行应变和位移的测量。试验判据是试验件应能承受设计载荷而不发生总体破坏。

破坏试验是为了了解所研制飞机的实际承载能力，为以后改型和超载使用提供依据，对主要部件，可以选一个最危险情况做破坏试验。

动力试验是为了检验飞机在动载荷(起落架落震试验、确定自振频率等)下的结构强度。

飞行试验是为了确定飞机在飞行中的综合飞行性能，是否出现共振现象等。

第 3 章　飞机结构分析与设计基础

3.1　基本元构件的承力特性

尽管一架飞机的机体是由成千上万个零件组成，其构造相当复杂，但仍然可以将其分解成一些最基本的元构件。

3.1.1　基本元构件及其受力特性

飞机上各种元构件大致可以分为紧固件、受力元件和受力构件。

一、紧固件

常用的紧固件有铆钉、螺栓和螺钉。

(1) 铆钉。通常把铆钉设计成传剪的受力状态，或者是以受剪为主，如图 3－1(a)所示。如飞机表面蒙皮与桁条、翼肋和框的连接铆钉，在传递局部气动力时，铆钉处于受拉状态；在参加机翼总体传力时，铆钉受剪。

(2) 螺栓。螺栓既可受剪也能受拉，视具体情况而定。一般结构中多使它处于受剪状态，如强－5 机身与机翼的对接螺栓，如图 3－1(b)所示。也有拉剪均受力的，如前后机身对接螺栓。

(3) 螺钉主要用于压紧被连接的零构件，螺钉本身主要处于受拉状态。常用于非受力小口盖和仪表底盘的固定，如图 3－1(c)所示。

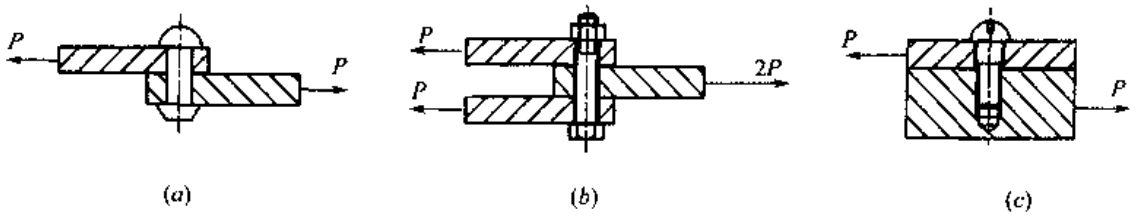


图 3－1　紧固件

(a) 铆连接接；(b) 螺栓连接；(c) 螺钉连接。

二、受力元件

(1) 杆。杆只能承受(或传递)沿杆轴向的分散力或集中力，机翼的长桁、翼梁缘条就属此类元件。因为杆的抗弯能力很小，故认为它不能承受弯矩，或只能承受很小的弯矩(如长桁上局部气动载荷引起的弯矩)。

(2) 薄板。一块薄平板适合承受在板平面内的分布载荷，包括剪流和拉伸应力(图 3－2(a)和图 3－2(b))。在薄板受压，特别是受剪时，必须要考虑稳定性问题。一般来说，当薄板没有加强件加强时，承压的能力比承拉的能力小得多，粗略分析时常将此略去。同时要注意薄板不宜受集中力。由于板的厚度较薄，容易撕裂，所以要传递板平面内的集

中力就必须附加一构件(图 3-2(c)),该构件将集中力扩散成分布剪流,否则板不能直接承受此集中力。机翼中的墙、翼梁和翼肋的腹板常简化成薄板。

厚板能直接承受集中力。

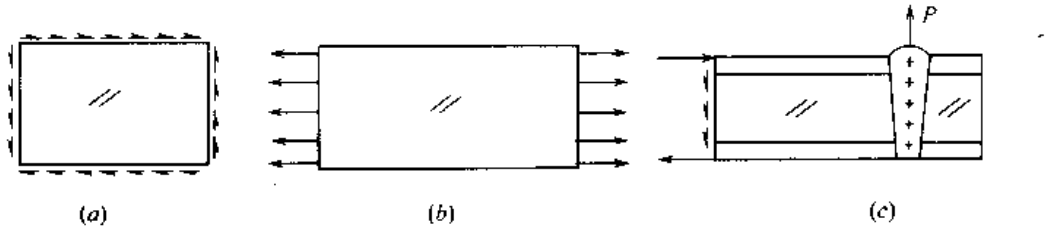


图 3-2 薄板的受载情况

(a) 薄板受剪;(b) 薄板受拉;(c) 薄板受集中力。

三、受力构件

(1) 平面板杆结构。它由位于同一平面内的板和杆组成,适合受作用在该平面内的载荷。因杆宜于受轴向力,因此可沿杆轴线方向施加集中力。在两根不同方向的杆的交点处可施加该平面内任意方向上的集中力,此交点被称为节点。

当薄板与杆组成构件时,板、杆之间只能相互传递剪流(图 3-3)。当板为三角形时,根据板的平衡可知,此时对任一顶点的力矩不能平衡,所以三角形薄板将不能受纯剪,这类三角形板杆结构中的板不受载(图 3-4)。

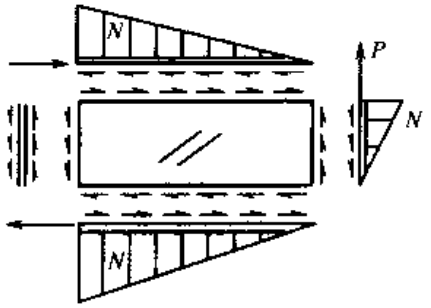


图 3-3 板、杆间只传递剪流

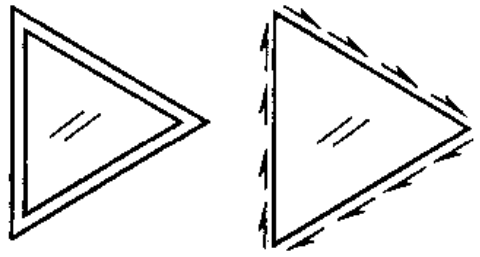


图 3-4 三角形板薄板不受载

厚板是可以承受正应力的。此时,虽然板能直接受拉,但并不把此力以横向载荷形式传给杆(图 3-5)。为了计算方便,往往把板的抗拉能力折算到杆上去,结构仍然简化成受剪板和受轴力杆。

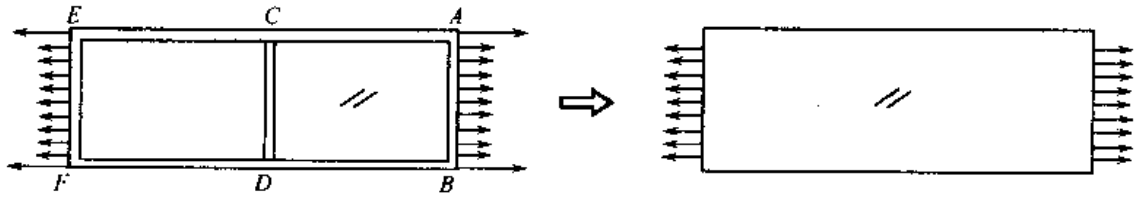


图 3-5 AB、CD、EF 杆不受板内的法向载荷

(2) 平面梁。平面梁可以是薄壁结构组合梁,也可以是整体梁,它适合于承受梁平面内的载荷。图 3-6(a)为由腹板和上、下缘条组成的薄壁翼梁。在传力分析中可近似认

为腹板只受分布剪流形式的剪力。而缘条作为杆元，受轴向力，上、下两缘条分别受拉和受压，即可承受梁平面内的弯矩。平面框也是平面梁的一种(图 3－6(*b*))。

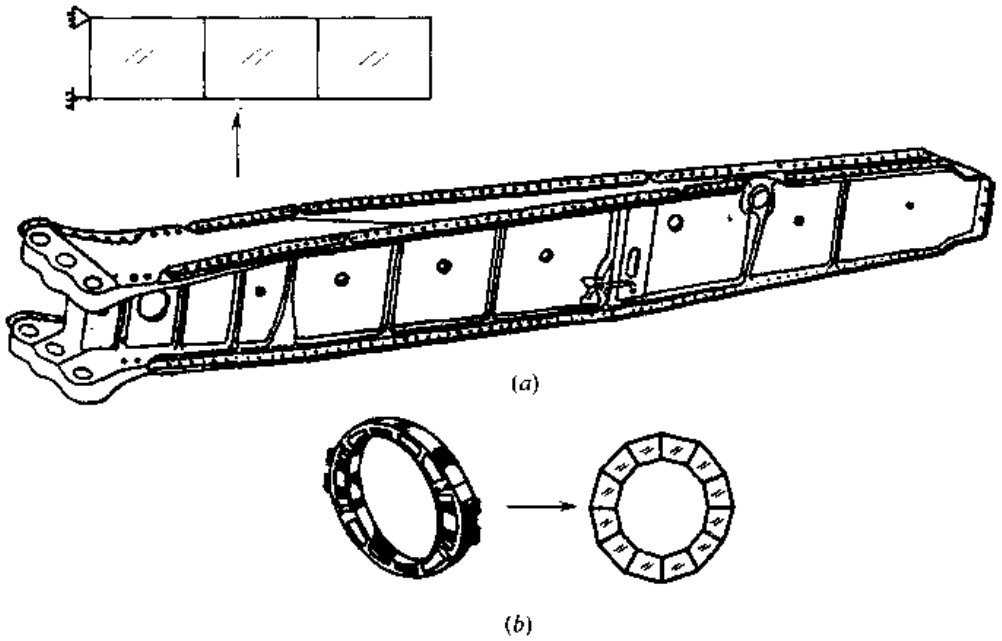


图 3－6　平面梁

(*a*) 整体翼梁；(*b*) 框。

(3) 空间薄壁结构与厚壁筒。厚壁筒与空间薄壁结构(如带腹板的周缘封闭的薄壁梁、盒式结构等)经过合理的安排，可承受空间任意方向的力(图 3－7)。

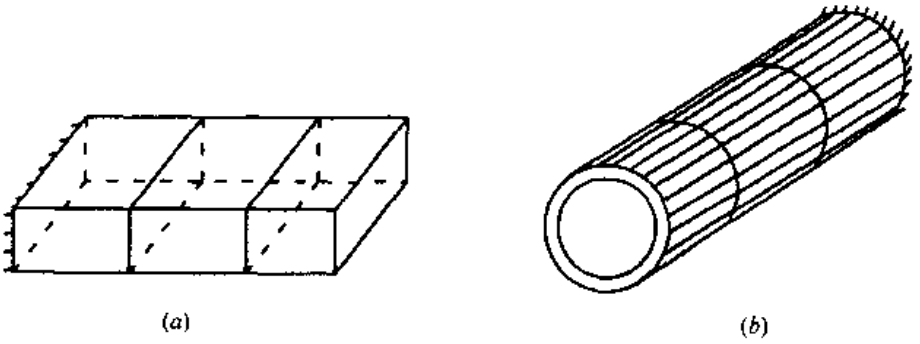


图 3－7　空间薄壁结构和厚壁筒

(*a*) 空间盒式结构；(*b*) 周缘封闭的薄壁梁。

需注意的是，上述各构件的受力特性都是相对于结构所能够受力的大小和变形要求而言的。即在通常所需大小载荷的作用下，构件不发生破坏或构件的变形不超过允许值时就认为它能传递此力，反之就认为不能传递。

图 3－8 上为两端铰支的高强铝合金圆杆 AB。已知杆的横剖面面积 $F=40\text{mm}^2$，长度 $l=80\text{mm}$，拉力 $P=16000\text{N}$，材料的弹性模量 $E=72000\text{MPa}$，破坏强度 $\sigma_b=420\text{MPa}$。在 P 力作用下，可求得 $\sigma=P/F=400\text{MPa}$，$\sigma<\sigma_b$，强度足够。若在杆中点 C 处单独作用一横向集中力 Q，并取 $\sigma_{max}=\sigma_b$，则可求出此杆所能承受的最大横向力仅为 750N。

由此可见，当圆杆受横向力 Q 时，由于这种载荷不符合杆的受力特性，故承受这种载

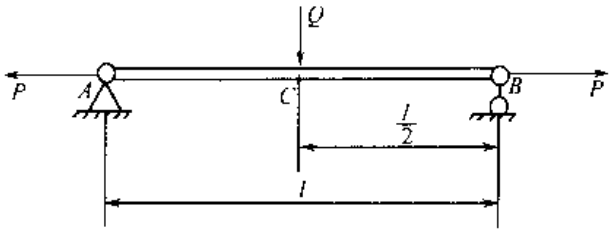


图 3-8　双支点圆杆的受载

荷的能力很差(本例中 $Q=4.7\%P$)。若给杆施加此种形式的载荷,必然要付出较多的重量代价,这显然不符合最小重量要求。因此,认为它只能承受轴向力,而忽略其承弯的能力,故做杆元处理。但这不是绝对的,当 Q 很小,以致由 Q 引起的 $\sigma_{max}\leqslant\sigma_b$,那么它也能承受由力 Q 引起的弯矩。

了解了各种元件的受力特性后,在结构设计时就应尽量使构件按各自的受力特性来受载,"扬其所长,避其所短",才能充分发挥材料的潜力,使结构设计得更合理、结构重量更轻。而在传力分析时,就可按各自的传力特性合理简化各构件、元件(如对梁的缘条可简化为杆元处理,忽略其承弯能力),这样既可使分析工作大大简化,又不致引起太大的误差。

3.1.2　基本元构件传力的充分条件 I——边界条件

上面介绍了基本元构件的受力特性,它仅仅是能传力的必要条件,还不是充分条件。

一、杆元件的传力条件

杆元传力的充分条件是杆端头或者杆边有支持。如图 3-9(a)上的杆元不能传力。图 3-9(b)、图 3-9(c)、图 3-9(d)的杆元能传力。

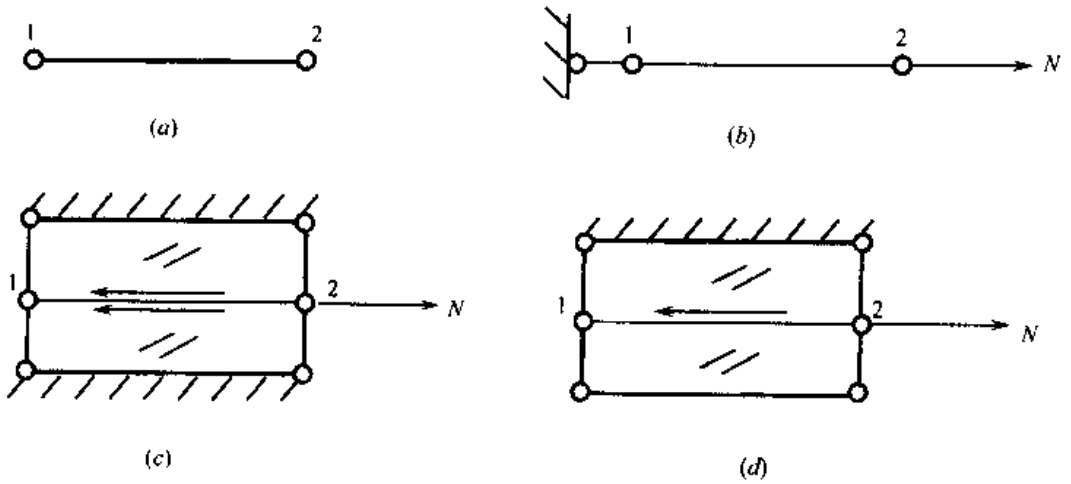


图 3-9　杆元的传力条件

二、板元的传力条件

板元要能传递剪力,必须四边支持。图 3-10(a)、图 3-10(b)、图 3-10(c)上的板不能传力。只有图 3-10(d)上的板才能传递这个剪流。

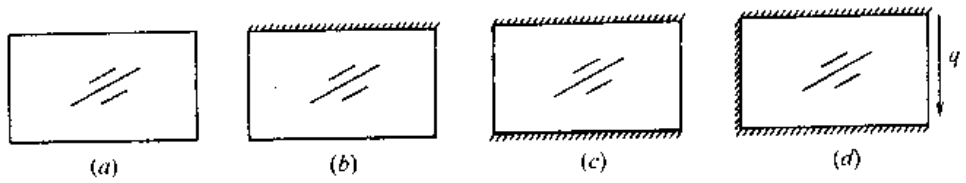


图 3-10　板元的传力条件

三、平面薄壁梁的传力条件

平面薄壁梁传力的边界条件是至少应有不在一条直线上的 3 个约束，而且 3 个约束（点）的相互位置要合理，如图 3-11 所示。

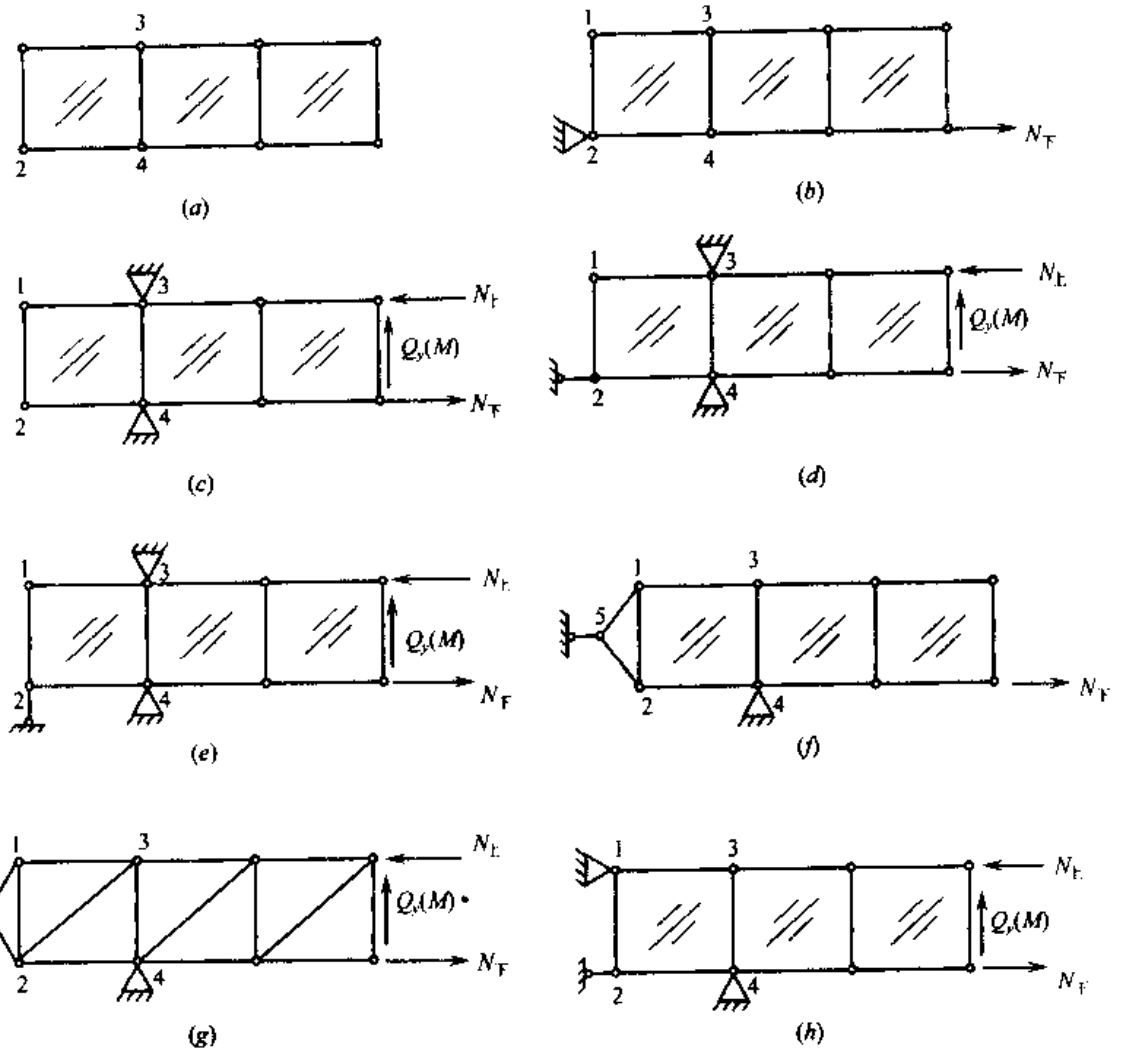


图 3-11　薄壁梁的传力条件

3.1.3　基本元构件传力的充分条件 II——力的作用点

要使元构件能传递载荷，还要满足一个条件——力的作用位置应该是传力元构件能接受的地方。

对于构架，力必须作用在节点上，否则，此力不能被承受和传递。如图 3-12 所示，力 P_1 加在节点上，是可以承受并传走的。力 P_2 加在杆的中间位置且垂直于杆轴线，不符合

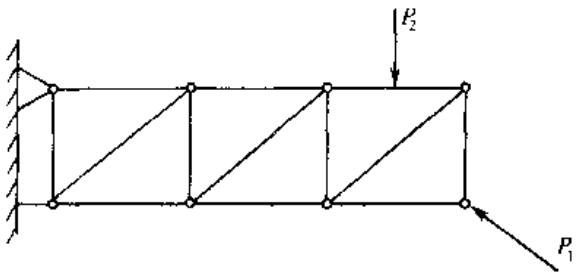


图 3-12　桁架结构中力的作用点

杆的承力特性，通常不允许有这种力的作用。

对于板元，只能承受分布的剪流和正应力。如图 3-13 所示，剪流 q 和正应力 σ，能由板元边上承受并传走，而集中力 P，板边不能承受，也就传不走。

综上所述，决定一个构件的传力能力时，根据力的性质，从元构件的受力特性、支持条件和力的作用点来分析。只有满足这 3 个条件时，元构件才能传力，只要有一个条件不满足，便不能实现传力。

这里还要说明一个问题，就是前面讲到杆元不能承受垂直杆轴线的垂直力，以及板元不能承受垂直板平面的力等，都是相对概念，不能绝对化。如由桁条（杆元）、肋缘条（杆元）和蒙皮组成的翼面受到局部垂直气动载荷时，是能传递这部分力的，因为局部气动载荷较小，引起的变形不超过允许值，并且不影响主要受力情况。

总之，布置结构时，应尽量使元构件处于最有利的受力条件，从而发挥各自的特长，减轻结构重量，提高飞机的性能。

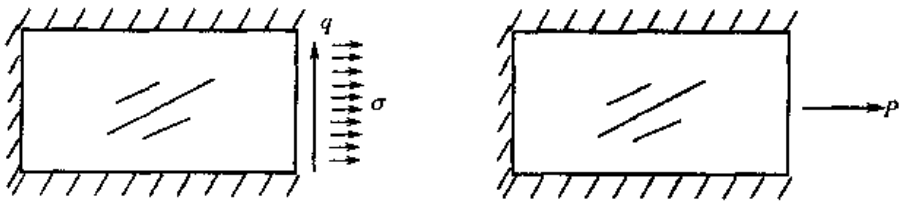


图 3-13　板元的加载

3.2　结构传力分析的基本方法

3.2.1　传力分析的目的

“传力分析”的一般含义如下：当支承在某基础上的一个结构受有某种外载荷，分析这些外载荷如何通过结构的各个元件逐步向支承它的基础传递，此过程称为结构的传力分析。

为什么要进行传力分析呢？我们知道，结构在所有载荷作用下必须是平衡的。如机翼上作用有分布的气动载荷和各接头传来的集中载荷，这些载荷是通过机翼各受力构件之间的相互传递达到平衡的。由此可见，飞机结构的绝大部分元件都是为了合理地传递载荷而布置的。因此为了设计出符合最小重量等要求的满意结构，首先必须弄清楚各种结构中载荷的传递规律。然而，力在结构中的传递并不是一个简单的问题，要进行多次转

化。在传力中各元件的作用是极其复杂的。由于传力过程的重要性和复杂性，我们有必要对它进行仔细的研究。

3.2.2 对实际结构进行传力分析的基本方法

实际的飞机结构一般都是高度静不定的复杂结构。从受力的角度看，结构中有主要部分（如主要受力翼盒）和主要元构件（如翼梁、翼肋、长桁、蒙皮、接头等），以及次要部分（如机翼后缘）和次要元件（如连接角片、垫片等）。在传力分析中，着重研究参与总体传力的主要部分和主要元构件的传力情况。

对实际结构进行传力分析的基本方法如下所述。

（1）对实际结构进行合理简化，略去次要元件和次要部分。例如可略去机翼的前缘和后缘，只考虑翼梁或墙之间的翼盒段的受力情况。通常把结构简化为静定的或只有一次、二次超静定的结构。由此可见，传力分析不可能给出精确的量的概念，而只是通过定性的或粗定量的分析来研究结构的传力特性，进而研究结构的受力型式和主要受力构件的布置等问题。

（2）对简化了的具体结构和各元件之间的连接关系进行仔细分析，把实际的连接形式合理地简化成铰支、固支等集中连接或分散连接等典型形式，以便对其传力能力进行分析。

上述简化在定性分析时一般应以偏安全为宜。

（3）依次选取结构的各个部分为分离体。然后根据与该分离体相连的其他元件的受力特性和相互间的连接情况，由静力平衡条件求出作用在此分离体上的外载（作用力）和支反力，这样就能很好地了解力在结构中的传递情况。

3.2.3 结构的传力特性

一般的结构，按传力特性可分两大类：静定结构和超静定结构。

一、静定结构的传力特性

静定结构中力的分配是确定的，只与结构的几何尺寸和力的作用位置有关，与元件本身的刚度（几何剖面大小、物理性能）无关。

如图 3－14 上所示的桁架结构，作用力 P 在两杆中的大小分配始终是一定的，不因改变杆的面积或材料而变化。

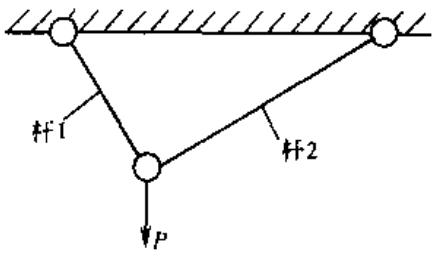


图 3－14　静定结构中的载荷分配

二、超静定支持条件对传力的影响

规律 1　其他条件相同时，力向限制变形多（支持刚度大）的支点传得多。

如图 3－15(*a*)所示的梁 *AB*，一端固支，一端铰支，中间作用一力 *P*，梁的弯曲刚度 *EJ* 等于常数。解一度静不定问题得

$$R_A = \frac{11}{16}P = 0.69P$$

$$R_B = \frac{5}{16}P = 0.31P$$

由此可见，向固支端传递的力较多。

规律 2 力的传递与支持点的刚度有关，向刚度大的支持点传递得多。

将上例 *B* 点垂直方向的约束改为一个弹簧，弹簧系数 $C>0$，其他条件不变，如图 3－15(*b*)所示。解超静定问题得

$$R_B = \frac{5P}{16\left(1+\frac{3EJ}{L^3}C\right)} < \frac{5}{16}P$$

再看图 3－15(*c*)所示的等剖面梁，两端固支在不同支持刚度的 *A*、*B* 点上。设 *P* 力引起 *A*、*B* 两点的支反力为 R_A、R_B、M_A、M_B。

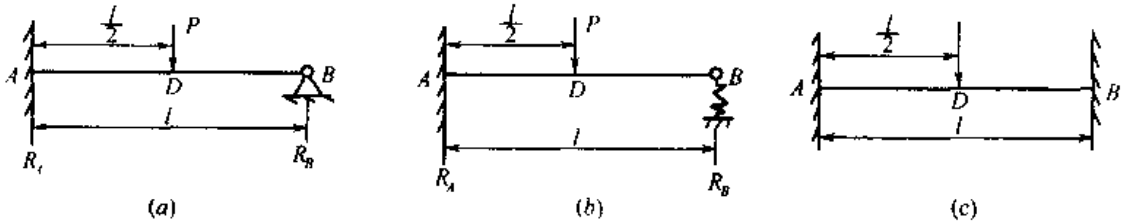


图 3－15 超静定结构中支持刚度对传力的影响

当 *A*、*B* 两点支持刚度一样时，$R_A = R_B$；$M_A = M_B$。当 *A* 点刚度比 *B* 点刚度大时，向 *A* 边传递的力较多。

由此可见，超静定结构的刚度应包括元件本身的刚度和支持刚度。

三、静不定结构中力的刚度分配法

静定结构中，力在各元件中的分配是确定的。它们只与各元件(或支座)的几何尺寸及作用力的相对几何位置有关，根据静力平衡方程即可确定各元件所受的力。而静不定结构，除了静力平衡方程外，还必须同时根据变形协调条件才能求出各元件所受的力，即力的分配还与各元件本身的刚度和支持刚度有关。在一定条件下(如机翼变形应符合平剖面假设)，结构中各个元件可直接按照其本身刚度的大小比例来分配它们共同承担的载荷，这种正比关系被称之为"刚度分配法"。在定性分析中，往往应用刚度分配法来研究力在静不定结构中的传递规律。

这里所说的刚度是指元件(构件)的结构刚度，它是指元件在载荷作用下抵抗变形的能力，即元件产生单位变形所需的外载荷值。一个结构(元件)有各种变形，如伸长、转角或扭角等，相对应的刚度就是拉伸刚度、弯曲刚度和扭转刚度。

用刚度分配法分配载荷的具体方法如下所述。

在图 3－16(*a*)中，两杆并排在一起受拉，假定两杆受拉后的拉伸变形量相同，即 $\Delta l_1 = \Delta l_2$，可得到

$$\frac{P_1 l_1}{E_1 F_1} = \frac{P_2 l_2}{E_2 F_2} \tag{3-1}$$

根据定义，杆的拉伸刚度 $K = \frac{EF}{l}$，则式(3-1)可改为

$$\frac{P_1}{K_1} = \frac{P_2}{K_2} \tag{3-2}$$

所以

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{K_1}{K_2} \tag{3-3}$$

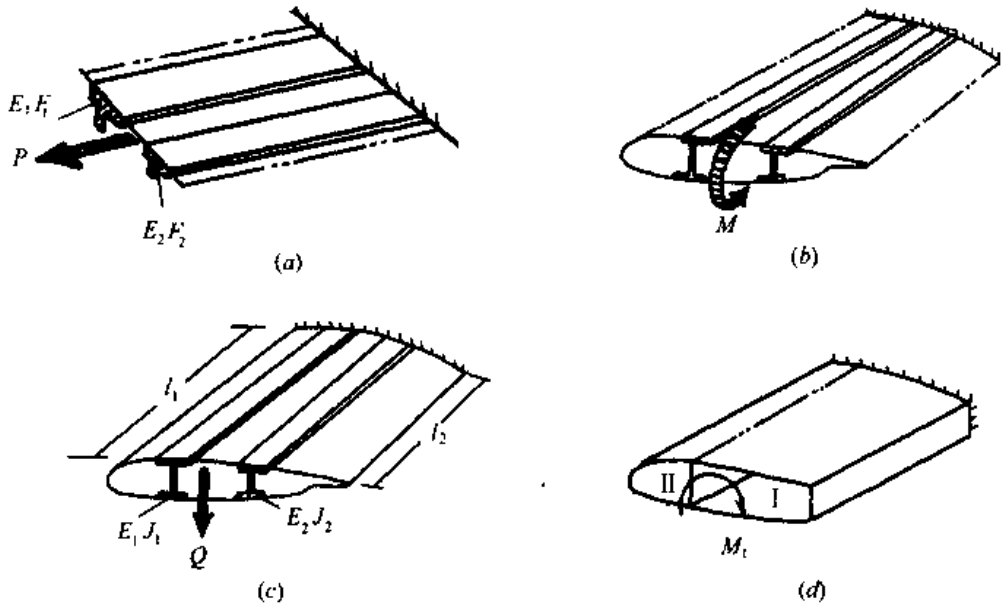


图 3-16　静不定结构中力按刚度分配

式(3-3)意味着两杆分担的拉力可直接按其刚度比分配。与此类似，根据机翼的构造情况，对于中等以上展弦比的机翼，除机翼根部、开口区以及集中力作用处等局部区域外，一般可以认为平剖面假设基本成立。因此，当机翼中有几根梁同时受广义力 P 作用时(图 3-16)，各梁剖面的广义位移一致，则在各种形式载荷作用下，静不定结构中各元件分担的载荷均可按下式计算，即

$$P_i = \left(\frac{K_i}{\sum K_i}\right) P \tag{3-4}$$

式中　K——与广义力 P 相对应的刚度。

K 值计算方法为：

对图 3-16(b)情况，广义力为弯矩 M，广义位移为转角 θ，则刚度为

$$K = \frac{EJ}{l} \tag{3-5}$$

对图 3-16(c)情况，广义力为剪力 Q，广义位移为挠度 δ，则刚度为

$$K = \frac{3EJ}{l^3} \tag{3-6}$$

对图 3-16(d)情况，广义力为扭矩 M_t，广义位移为扭转角 ϕ，则刚度为

$$K = \frac{GJ_t}{l} \tag{3-7}$$

式中 J——剖面惯性矩；

J_t——剖面扭转系数。

前面我们已经提到，对静不定结构，并不能在任何情况下都能用刚度分配法得到比较精确的结果，恰恰相反，它是有条件限制的。

3.2.4 结构传力的合理性

评价结构传力的合理性有 3 条标准：

(1) 结构传力路线短；

(2) 结构材料利用率高；

(3) 结构元件综合利用性好。

以上 3 条标准往往是互相影响的，应该综合考虑。

3.3 飞机结构材料

现代航空结构中最广泛采用的结构材料是铝合金、镁合金、钛合金、高强度合金钢、不锈钢、复合材料等。

在选择结构材料时要考虑一系列的因素：材料成本、加工方法、均质性、机械性能在使用温度范围内的稳定性、耐久性等。但是，最基本的是在满足强度和刚度条件下结构重量最轻。

比强度 σ_b/ρ 就是比较各种材料的强度－重量特性的判据。

不同变形情况下比强度的表达式是不一样的。拉伸破坏时为 σ_b/ρ，受压总体失稳破坏时为 E/ρ，受剪破坏时为 τ_b/ρ，受剪总体失稳破坏时为 $\sqrt[3]{E}/\rho$，在弯曲和扭转时分别为 $\sigma_b^{\frac{2}{3}}/\rho$ 和 $\tau_b^{\frac{2}{3}}/\rho$，在重复受载发生疲劳破坏时为 σ_e/ρ，其中 σ_e 为材料的疲劳极限。比强度越大，零构件的重量就越小。

评判材料重量－刚度特性的判据是比刚度，即材料的弹性模量与密度之比 E/ρ。

表 3-1 中给出了常用航空金属结构材料的基本力学特性。

表 3-1 航空金属结构材料的特性比较

材 料	$\rho/(kg/m^3)$	σ_b/MPa	E/GPa	$\frac{\sigma_b}{\rho}\times10^{-3}/(m/s)^2$	$\frac{E}{\rho}\times10^{-6}/(m/s)^2$
铝合金					
变形铝合金	2700	400～550	72	148～204	26.5
铸造铝合金	2700	200～500	72	74～185	26.5

（续）

材　料	$\rho/(kg/m^3)$	σ_b/MPa	E/GPa	$\frac{\sigma_b}{\rho}\times10^{-3}/(m/s)^2$	$\frac{E}{\rho}\times10^{-6}/(m/s)^2$
镁合金					
变形镁合金	1800	200～340	45	110～187	25
铸造镁合金	1800	200～270	45	110～150	25
钛合金					
变形钛合金	4500	500～1300	120	110～290	26.8
铸造钛合金	4500	630～860	120	140～190	26.8
钢					
碳素钢	7800	420～650	210	54～83	27
合金钢	7800	800～1600	210	54～206	27
高强度钢	7800	1600～2400	210	206～306	27

在选择材料时，必须要考虑结构工作的温度条件。随着温度的升高，材料的比强度和比刚度会下降。图 3－17 是 5 种航空材料的比强度随温度的变化关系。

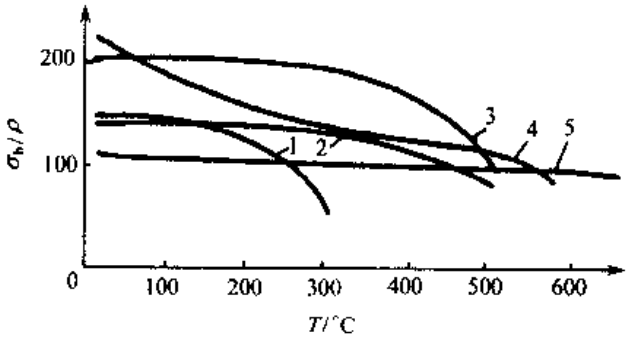


图 3－17　5 种材料的比强度随温度的变化关系

1—LY12；2—30CrMnSiA；3—30CrMnSiNi2A；

4—TC4；5—1Cr18Ni9Ti。

在低于 200℃时，常用的结构材料是高强度铝合金，它们可用来制造蒙皮、大梁、桁条、翼肋、隔框以及各种支臂、轮毂等，操纵系统中的很多零件是镁合金的。受力较大的起落架、接头、大梁根部缘条等零件由高强度的合金钢制造。虽然钛合金的比强度较高，但由于它的成本相对高些，不适合用在这个温度范围之内。

当温度在 200℃～500℃范围内时，最好的结构材料是钛合金，而当温度达到 700℃时，则采用耐高温钢。

采用复合材料可以显著地减轻结构重量。碳纤维、芳纶纤维（kevlar）、玻璃纤维、硼纤维以及其他与基体混合的复合材料目前已被广泛采用，而基体有树脂、铝、镁、钛或它们的合金。

以人造树脂为基体的复合材料叫聚合物基复合材料，在飞机结构中采用的这类材料有碳/环氧、玻璃/环氧、硼/环氧、芳纶/环氧，这些材料的基本力学特性列在表 3－2 中。

玻璃纤维复合材料适合制造工作温度在 100℃～150℃范围内的受拉结构件，如桁条、翼肋、调整片、补偿片、较小尺寸的副翼和舵面的蒙皮。

碳/环氧复合材料的弹性模量较高，约是铝合金的2倍，如表3-2所列。可以用它制造蒙皮、壁板以及飞机结构中的主要骨架元件。在200℃以下温度范围内，这种结构非常可靠。有些碳/环氧复合材料甚至在300℃时还具有较高的强度。

表3-2 几种典型复合材料的基本力学性能

材 料	$\rho/(kg/m^3)$	σ_b/MPa	E/GPa	$\frac{\sigma_b}{\rho}\times10^{-3}/(m/s)^2$	$\frac{E}{\rho}\times10^{-6}/(m/s)^2$
玻璃/环氧	1850～2120	1200～1700	45～70	755～800	28～35
碳/环氧	1280～1500	1000～1200	160～180	780～800	107～123
硼/环氧	2000	1400～1800	200～270	700～900	100～135

在聚合物基复合材料中，硼/环氧复合材料的强度和刚度是最高的，其弹性模量大约是铝合金的3.0～3.5倍。另外，它还具有很高的动态、静态耐久性，蠕变量和沿纤维方向的变形量小，导热和导电性能好。同碳/环氧相比，它的受压强度高2.0～2.5倍。硼/环氧复合材料可以用于制造蒙皮壁板及主要受力构件，还可用于加强梁、加强肋、壁板等金属受力构件。硼/环氧复合材料能在200℃～300℃温度范围内保持较高的力学性能。

碳、硼/环氧复合材料的缺点是韧性差，剪切强度低。

用碳、硼纤维增强的金属基复合材料，其力学性能也比较好，如铝基硼纤维增强复合材料，密度 $\rho=2600kg/m^3\sim2700kg/m^3$，拉伸强度 $\sigma_b=1100MPa\sim1200MPa$，弹性模量 $E=220GPa\sim240GPa$，比强度 $\sigma_b/\rho=410\sim450$，是铝合金的2倍多。在高达450℃的温度范围还能保持其力学性能。除此之外，金属基体的承剪能力比聚合物基体要好。

由于复合材料较高的刚度，将其用在飞机翼面的承载结构上时，可减轻40%的重量，这有助于改善飞机的颤振特性。

硼纤维增强复合材料由于其价格昂贵，其使用范围受到了限制。

在选择结构材料时还应该考虑到在重复载荷作用下材料强度的变化。

所有材料的强度在重复载荷作用下会急剧下降，但各种材料强度的下降程度是不一样的(图3-18)。载荷重复的次数越多，应力越集中，强度下降的程度就越大。

载荷的重复特性和载荷的大小与飞机的功用、飞行特性和使用条件有关。结构在重复载荷作用下的强度叫疲劳强度。

材料的疲劳破坏是周期性载荷作用的结果。

随着巡航、起飞、着陆速度的提高，在飞行、起降和滑行过程中作用在飞机结构上的动载荷增加。飞行高度的提高引起密封舱内压的增加，这也会引起飞机上的周期载荷。对于高速喷气发动机飞机，还必须考虑声疲劳，而对超声速飞机，由于气动加热，还要考虑与温度应力相关的疲劳，以及热疲劳。

预防疲劳破坏是航空界的主要问题之一。提高结构疲劳强度的措施很多，最有效的抗疲劳设计措施是控制结构的应力、合理选择结构材料、强化细节设计、适当采用抗疲劳工艺等。最广泛采用的提高疲劳强度的工艺是表面喷丸强化。

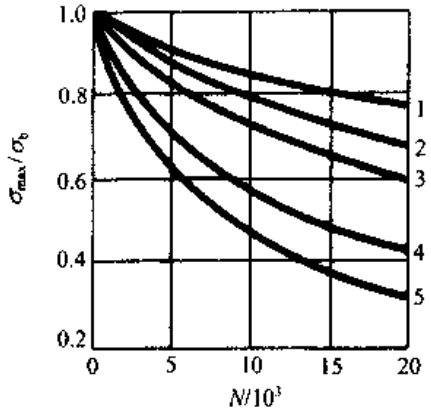


图 3－18　材料的破坏应力与载荷重复作用次数的关系

1—LY12；2—30CrMnSiA，σ_b = 1200MPa；

3—LC4；4—30CrMnSi2A，σ_b = 1800MPa；

5—30CrMnSi2A，σ_b = 1800MPa，有应力集中。

近几年，随着大功率的涡喷发动机的出现，高强度的噪声成了飞机上一些零构件破坏的原因。噪声的程度随飞行速度的提高而增加。声疲劳问题的研究对位于喷气发动机尾喷管附近的结构元件和壁板尤其重要。蜂窝夹层壁板蒙皮的声强度比当量的单层蒙皮要高。

在工作中承受周期性加热和冷却的零件会由于温度疲劳而发生破坏。影响温度疲劳的主要方式是腐蚀、应力集中和在温度交变时材料内部结构的改变。发动机和飞机的一些零件会由于热疲劳而发生破坏，在零件上加上热防护涂层可以有效地提高零件的热稳定性。

3.4　结构设计的基本理论

飞机结构设计的理论内容十分广泛，涉及到结构优化设计、结构抗疲劳设计、结构可靠性设计、结构防断裂设计、CAD 技术等内容，本教材不可能详细介绍这些内容，而只对与结构初始设计相关的基本内容做一介绍。这些内容主要给结构设计初学者，就静载作用下强度和刚度问题，如何进行结构的初始设计（或者叫概念设计）提供一些原则性指导。

3.4.1　结构材料选取的基本方法

材料有很多属性，与结构设计直接相关的属性主要有：(1) 强度属性：强度极限 σ_b，弹性极限 $\sigma_{0.2}$，疲劳强度 σ_{-1}，断裂韧性 K_{IC}，疲劳裂纹扩展门槛值 ΔK_{th}，等等；(2) 变形属性：拉伸弹性模量 E 和剪切弹性模量 G；(3) 质量属性：材料密度 ρ。此外，材料还有经济属性、加工属性等。在结构设计中，如何综合考虑这些属性来选择材料，是结构设计人员的任务之一。

静强度设计问题一般以比强度作为参数来选择材料，由于不同受载和变形情况下材料的比强度不同，可以用如图 3－19 所示的材料强度－重量特性图进行选材。对于刚度

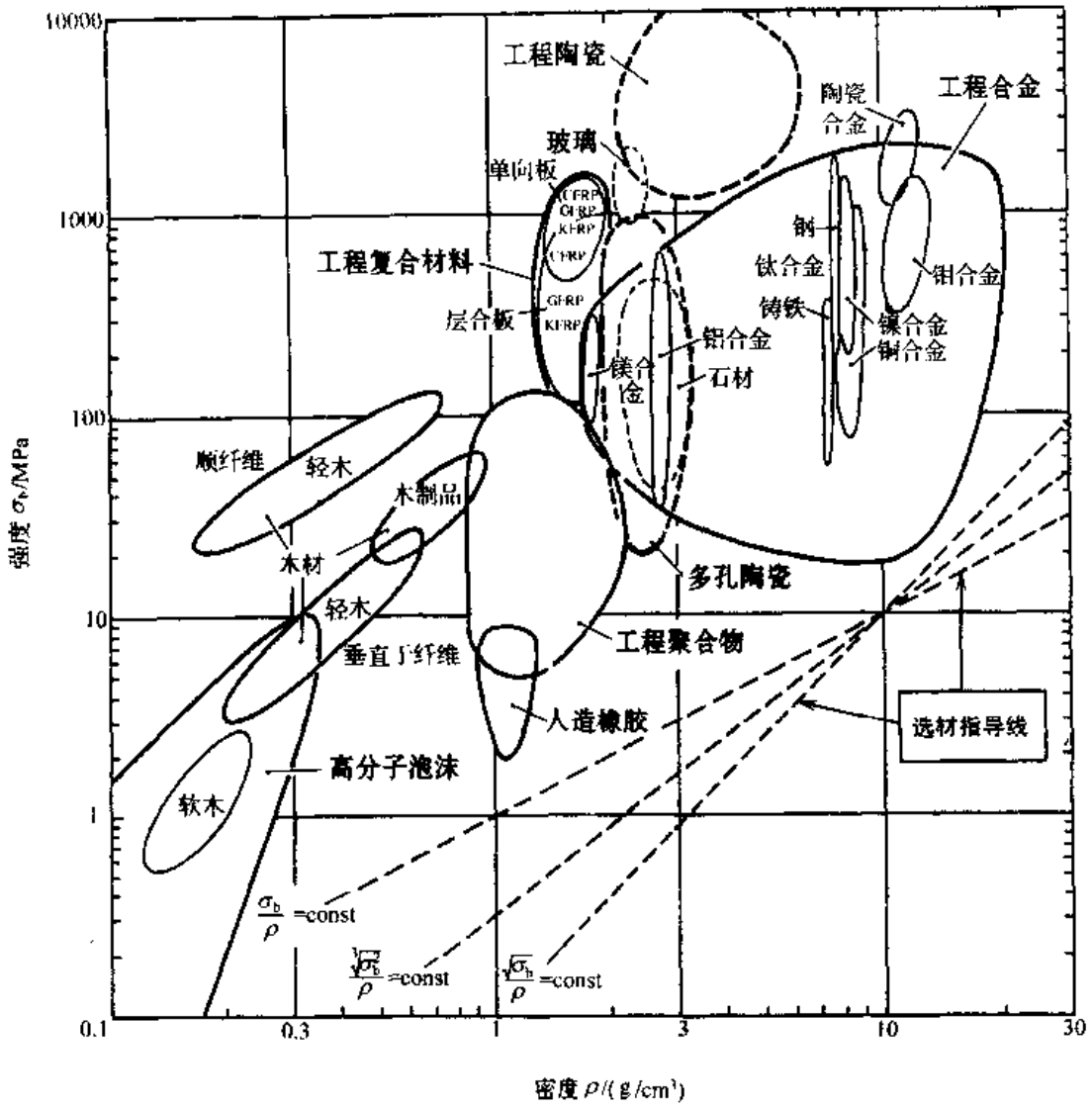


图 3－19　材料的强度－重量特性图

问题(包括稳定性问题),可采用图 3－20 进行选材,对于疲劳断裂等问题也可采用类似的方法选材。

3.4.2　结构型式选择的基本参数和理论

结构型式决定了结构中载荷的传递方式。从结构元件截面积的分布看,结构型式大体可分为集中面积、分散面积和集中分散面积型式,其平面结构的典型代表是梁、桁架和板杆结构。结构型式的选择取决于作用在结构上的载荷和结构的几何尺寸,同时也与结构的材料特性有关。

从结构内力的分配看,结构型式可分为静定结构和静不定结构,静定结构的内力只与结构元件的几何位置有关,而静不定结构的内力分配不仅与元件的几何位置有关,还与元件的刚度有关。

在结构设计中选用何种结构型式是结构设计的关键问题之一,目前这一问题还没有完美地解决。下面介绍与此相关的 2 个参数和 3 个定理。

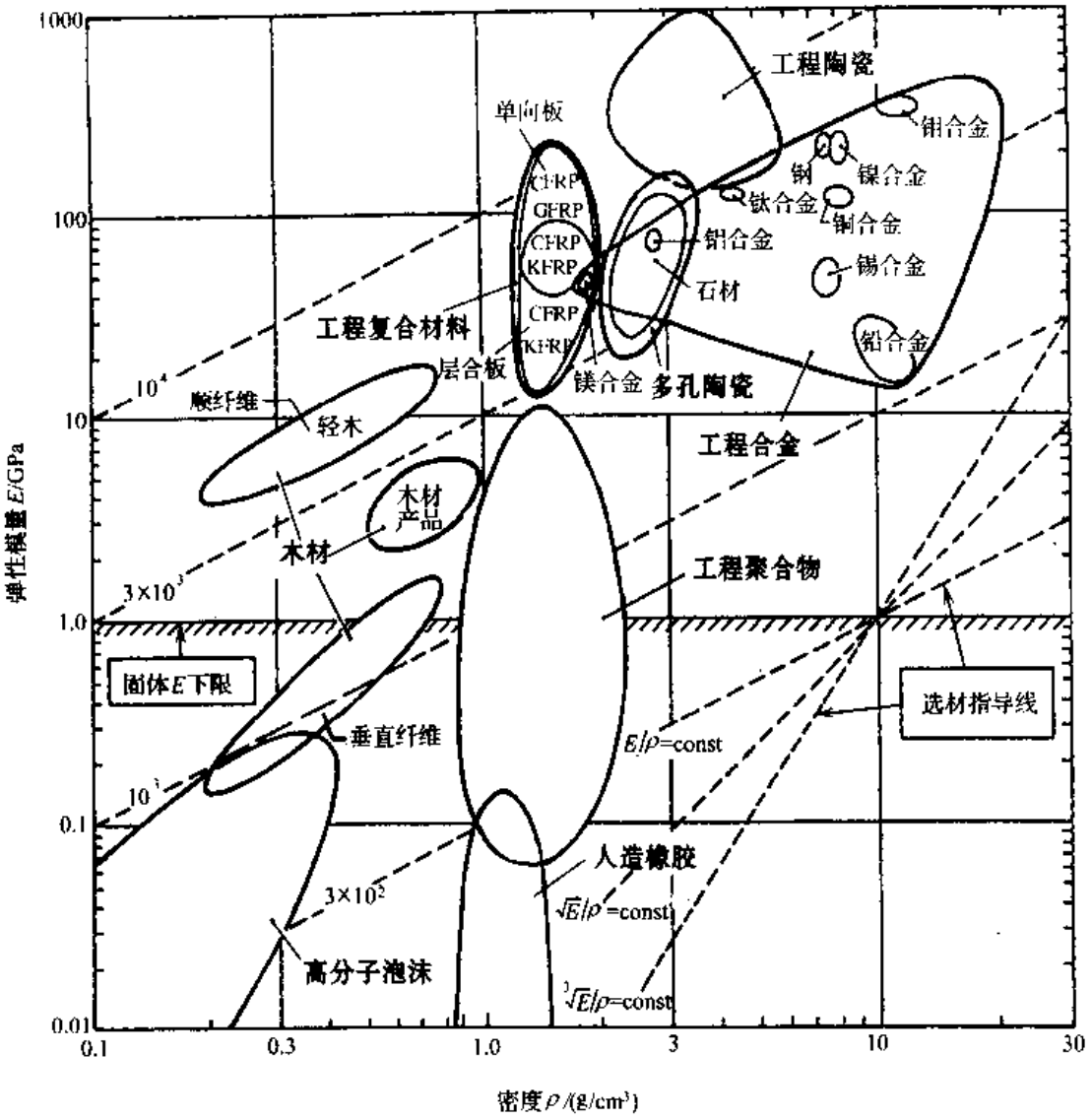


图 3 - 20　材料的刚度 - 重量特性图

一、相对载荷和有效高度

设有一个悬臂梁,受到一个载荷 P 的作用(图 3 - 21(a)),载荷 P 在梁中产生正应力和剪应力,其受力分析可等效为板杆结构(图 3 - 21(b))。定义相对载荷 $\bar{M}$ 为

$$\bar{M} = \frac{M}{H_{\text{eff}}} \tag{3-8}$$

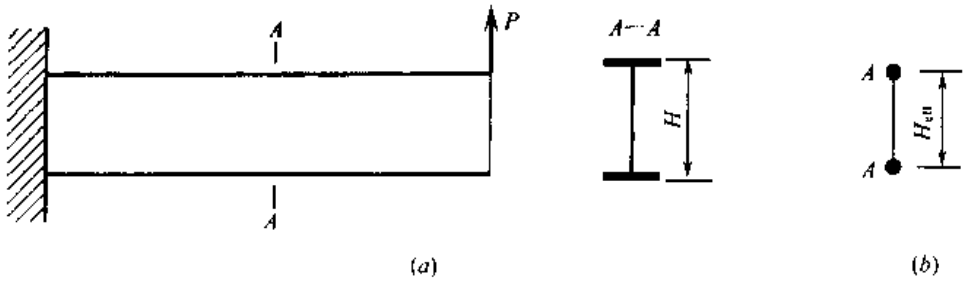


图 3 - 21　相对载荷的定义

相对载荷 $\bar{M}$ 实际上表征了梁中正应力的大小，因为正应力 $\sigma = M/A$。因此相对载荷越大，结构的受载越严重。定义相对有效高度 $\bar{H}_{\text{eff}}$ 为有效高度 H_{eff} 与最大高度 H 的比值，即

$$\bar{H}_{\text{eff}} = \frac{H_{\text{eff}}}{H} \tag{3-9}$$

相对有效高度表征结构材料的利用率，$\bar{H}_{\text{eff}}$ 越接近于 1，材料的利用率就越高。

结构型式的选择很大程度上取决于相对载荷 $\bar{M}$ 和有效高度 H_{eff}。一般情况下，相对载荷 $\bar{M}$ 越大，有效高度 H_{eff} 就越小。结构受载严重时，一般采用梁式结构型式比较合适；结构受载很轻时，一般采用桁架式结构比较适宜。因此，定性分析时，可以按照参数相对载荷 $\bar{M}$ 和有效高度 H_{eff} 初步选择结构型式，如表 3-3 所列。

表 3-3 结构型式选择

相对载荷 $\bar{M}$	有效高度 H_{eff}	结构型式
大	小	梁
大	大	板杆
小	大	桁架

“大”和“小”是相对的，结构型式的选择还与很多因素有关，如结构内部的布置、部件之间的协调、材料的性能等。

二、静定和静不定结构重量特性三定理

冯元生教授提出了结构重量特性三定理，这 3 个定理可以帮助进行结构布局的设计。

定理 1 静定结构在只有强度约束时，满应力解为最轻解。

定理 2 一个静不定结构，在受到一组外载荷作用且只有强度约束（或位移约束）时，必定可以在此静不定结构中找到一个最合适的静定子结构为结构的最轻解（不考虑最小尺寸约束）。在罕见的情况下，也可能存在静不定子结构，它与静定子结构同为最轻解。

定理 3 一个静不定结构在一组以上外载荷非同时作用，且在强度（或位移）约束时，一般情况下最轻解为静不定结构；在一组外载荷作用，且在强度和位移约束同时存在时，一般情况下最轻解也为静不定结构。

三、结构布局设计的细分析、粗定理方法

结构型式和布局设计目前尚不能像结构元件设计那样进行定量设计，在很大程度上取决于设计者的分析和综合能力。结构布局设计的细分析粗定量方法是进行结构布局的一种有效方法。在介绍细分析粗定量方法之前，先回顾一下已学过的定性设计理论：(1) 结构设计一准则；(2) 结构型式选择二参数；(3) 结构重量特性三定理；(4) 结构材料选用二参数（比强度和比刚度）；(5) 结构内力分配二要点。

细分析粗定量方法是指运用已有的结论、原则、定理、经验等知识对设计对象做细致

全面的分析，对每一种设计方案的性能指标进行粗略的定量估算，然后确定一、二个设计方案做精细分析。下面列举两个例子说明细分析粗定量方法。

例 3.1 Michell 桁架

设计问题 设计一个结构使载荷 P 传到两个活动支座上(图 3－22)。已知 $P=1, L=2, \theta=30°$，材料密度 $\rho=1$，许用应力 $[\sigma]=1$。

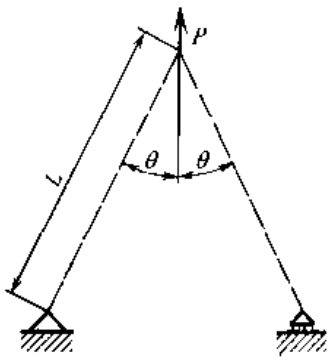


图 3－22 Michell 桁架

结构型式 至少有 3 种结构型式可以选用：桁架结构、厚板结构和框架结构(图 3－23)。

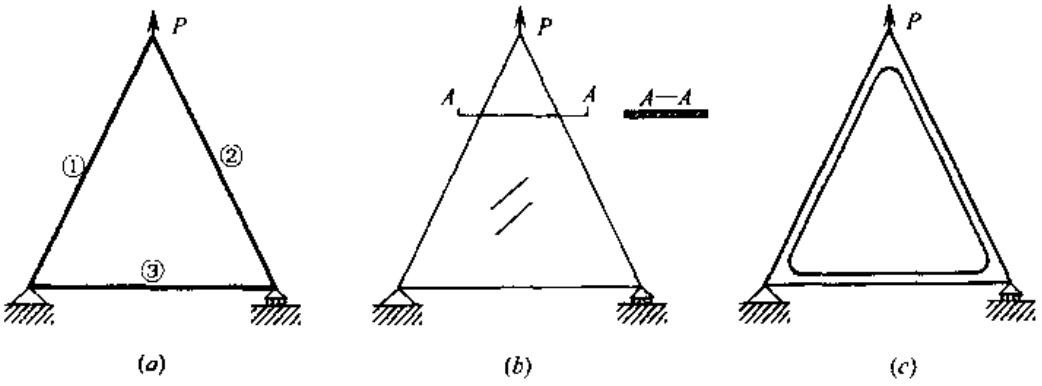


图 3－23 结构型式

(a) 桁架结构；(b) 厚板结构；(c) 框架结构。

细分析粗定量 细分析这 3 种结构型式的特点。

桁架结构：杆①和杆②传力直接，受力符合元件的特性，但杆③的受力方向与外载的方向垂直，与“结构传力路线越短越好”的准则不符。

厚板结构：传力不太直接，存在参与区。

框架结构：是一个静不定结构，存在局部弯矩，与结构重量特性定理 2 不符。

由此分析可以看到，3 种型式相比之下，桁架结构较合适。因为只有强度约束，最轻结构应该是静定结构。仔细分析一下，此桁架结构还可以设计成如图 3－24 的布局。

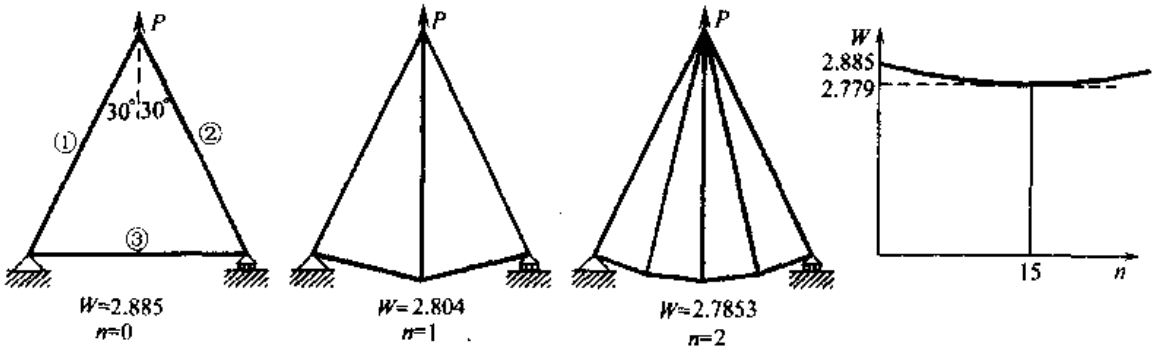


图 3－24 Michell 桁架结构布局

在细分析的基础上，进行初步的定量分析，可以看到在 $n=0$ 时，最小重量为 2.885；$n=1$ 时，最小重量为 2.804；$n=2$ 时，最小重量为 2.7853；随着 n 的增加，最小重量不断下

降，在 $n=15$ 时达到极限值，其最小重量为 2.779。实际上 $n=2$ 的最小重量和 $n=15$ 的最小重量差别已经很小。如果考虑工艺性和连接重量，那么 $n=1$ 或 $n=2$ 应该是 Michell 桁架的最佳结构布局。

作为一名结构设计人员应该很容易看到，实际结构中不会设计成活动支座，应该设计成固定支座（图 3-25），那么其结构最小重量为 2.309。

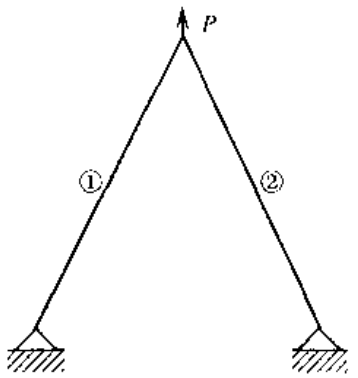


图 3-25　固定支座 Michell 桁架

例 3.2　悬臂梁

设计问题　设计一个悬臂梁结构（图 3-26），将载荷 P 传到基础上。已知 $P=1$，且可以在垂直方向移动，材料密度 $\rho=1$，许用应力 $[\sigma]=1$。

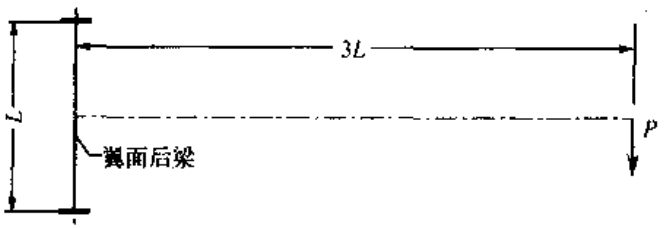


图 3-26　悬臂梁

结构型式　可能的结构型式有变剖面梁、桁架结构、板杆结构、混合结构等（图 3-27）。

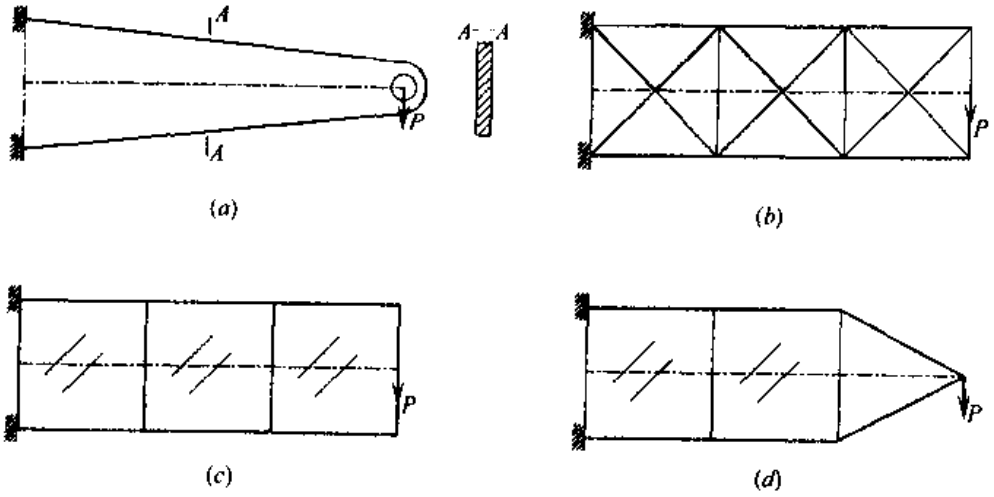
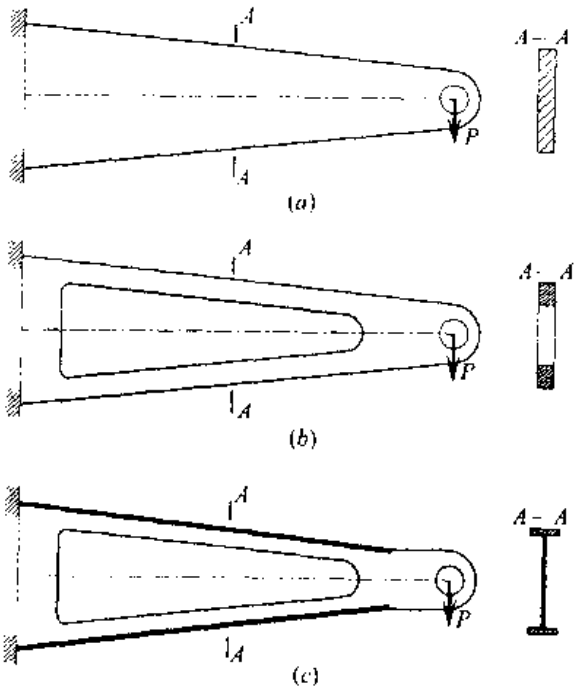


图 3-27　悬臂梁可能的结构型式

细分析粗定量　按照参数相对载荷 $\bar{M}$ 和有效高度 H_{eff} 初步决定结构的型式。如果相对载荷 $\bar{M}$ 较小，有效高度 H_{eff} 较大则选用桁架结构；如果相对载荷 $\bar{M}$ 较大，有效高度 H_{eff} 较小则选用梁式结构。

如果选用梁式结构，可以按照相关的结构设计准则、原则和理论进行设计（图3-28），也可以采用形状优化设计方法进行定量设计。



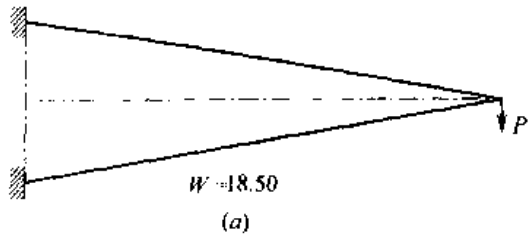
载荷 P 产生的弯矩由梁的上下边处的材料传递，P 产生的剪流由梁腹板传递。此布局型式悬臂梁的材料利用率不高，因为悬臂梁中间部位的材料没有充分利用。

将材料利用率很低的中间部分去掉，并使各剖面传剪力的截面积基本相等。

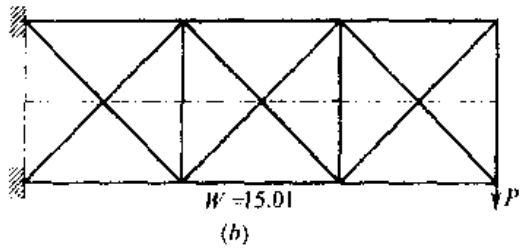
传递弯矩的面积集中于最大高度处，提高材料的利用率。

图 3－28　梁式悬臂梁

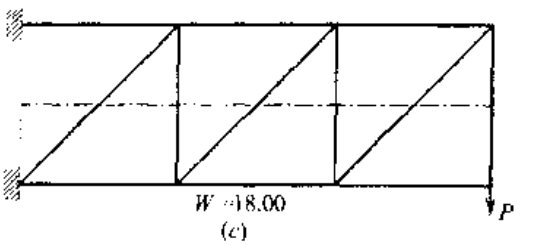
如果选用桁架结构，首先按照传力分析的原理，分析载荷传递的路径，对可能的桁架结构布局做粗略的定量计算，最后确定结构的布局(图 3－29)。从图 3－29 可以看到，结构布局的设计需要创造性思维，目前还没有形成通用的定量设计理论。从工程实用性角度看，此设计问题的答案是 10 杆静定结构或 12 杆静不定结构。



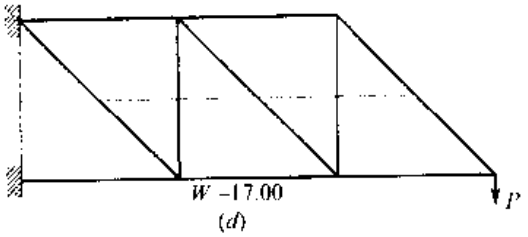
两杆布局十分简单，但是由于载荷 P 的作用方向和杆的轴线方向角度较大，传力并不有利。还存在压杆稳定性问题，这一布局型式不可取。但是当悬臂梁的跨度与高度相当时，这种型式就可取了。



这是一个 15 杆静不定结构，经过尺寸优化后重量较轻。但是按照结构重量特性定理 2，这一布局肯定不是最轻解。

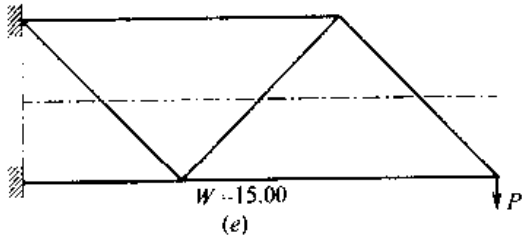


从 15 杆静不定结构布局中取出一个 12 杆静定结构，由于这一布局中的元件并不在最短的传力路线上，所以结构重量较大。



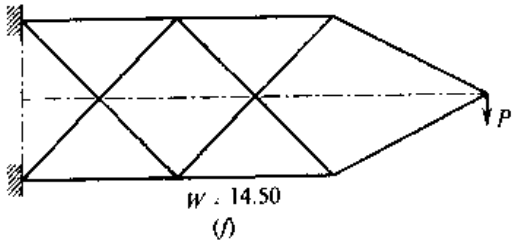
(d)

去掉某些远离载荷传递路线上的元件，得到 10 杆静定结构，结构重量有所下降。



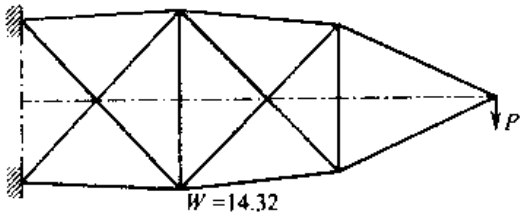
(e)

按照最短传力路线在 15 杆静不定结构中找出一个 8 杆静定结构，其结构重量比静不定结构略轻。



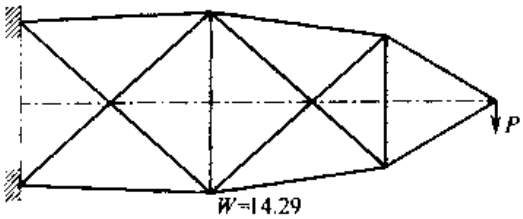
(f)

考虑结构的对称性，从 15 杆静不定结构中演化出此 10 杆静定结构。



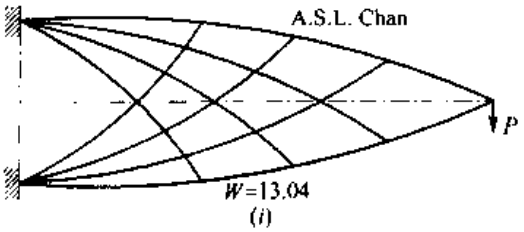
(g)

考虑结构的对称性，从 15 杆静不定结构中演化出此 12 杆静不定结构。优化此结构的纵向节点坐标值，得到此结构。



(h)

同时优化此结构的纵向节点坐标值和横向节点坐标值，得到此结构。



(i)

通过拓扑优化获得的最佳结构布局。

图 3－29　桁架式悬臂梁

3.4.3　结构元件强度与刚度的设计要点

一、强度设计

飞机结构元件的强度设计是指在设计载荷作用下，结构元件中的应力 σ 小于元件材

料的破坏强度σ_b，即

$$\sigma \leqslant \sigma_b \tag{3-10}$$

因此结构元件的强度设计过程是：

(1) 获取结构元件上的设计载荷，这一载荷可能由飞机结构总体有限元分析给出；

(2) 设计结构元件的截面形式；

(3) 计算元件在设计载荷作用下的应力；

(4) 查取材料的破坏强度，按照式(3-10)确定元件的截面尺寸。

二、刚度设计

飞机结构元件的刚度设计是指在设计载荷作用下，结构元件的变形δ小于元件允许变形$[\delta]$，即

$$\delta \leqslant [\delta] \tag{3-11}$$

结构元件的允许变形$[\delta]$是按照设计要求、有关设计规范、经验等确定的。结构元件的变形δ可以采用材料力学、结构力学或有限元分析获得。

第 4 章　机翼尾翼的结构分析

4.1　机翼的功用、设计要求和受载

4.1.1　机翼的功用和设计要求

一、机翼的用途

机翼是飞机的升力面，用来产生气动升力，保证飞机在战术技术要求所规定的所有飞行状态下的飞行性能和机动性能。机翼还提供飞机的横向稳定性和操纵性，并用于安装起落架、发动机、储放燃油、武器等。机翼结构是由骨架和蒙皮组成的薄壁加筋壳体(图 4－1)，其骨架由翼梁、纵墙、桁条和翼肋等构件组成。机翼上的增升装置(前缘缝翼和襟翼)用于改善飞机的起降性能，副翼和扰流片用于飞机的横向操纵，挂架用来固定发动机。

机翼的结构重量占全机结构重量的 30% ~ 50%，占全机重量的 8% ~ 15%。它产生的阻力是全机阻力的 30% ~ 50%。

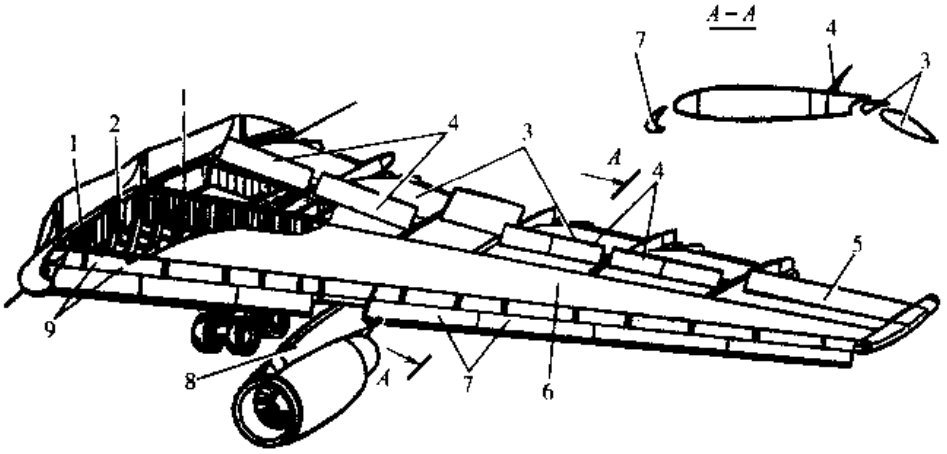


图 4－1　现代旅客机的机翼

1—翼梁；2—桁条；3—襟翼；4—扰流片；5—副翼；6—蒙皮；7—前缘缝翼；8—挂架。

二、对机翼的要求

机翼除了应满足对整个飞机的总体要求以外，还应满足以下要求：保证一定的升阻比 $K = c_y / c_x$；机翼增升装置产生的升力系数增量 $\Delta c_{y\max}$ 值要尽可能地大；从亚声速飞行转到超声速飞行时飞机的稳定性、操纵性和气动性能的变化要尽可能地小，热量要尽可能少地传入结构(见 2.3.1 节)，放置各种装载物的容积要尽量大。

无论是对飞机的总体要求，还是只对机翼的专门要求，这些要求往往是相互矛盾的。任何一个机翼方案都是一个折中方案，它应最全面地综合了飞机的用途和战术技术要求。

4.1.2 机翼的受载

一、作用在机翼上的外载荷

当飞机在飞行状态时，作用在机翼上的力有：(1) 以吸力和压力形式直接作用在蒙皮上的分布气动力；(2) 分布在机翼整个体积上的机翼结构的质量力和装载物的质量力；(3) 其他部件的集中质量力和支反力。机翼在这些力的作用下处于平衡状态。

确定机翼的外载荷就是对"强度规范"规定的每一设计情况求出载荷的大小、方向和沿翼弦和翼展方向的分布规律(见 2.5 节)。

设单位长度翼展上的设计气动载荷为 q_b，可以用 $q_y/\cos\beta$ 表示(图 4-2)，其中 $\beta \approx \operatorname{arctg} c_x^a/c_y^a$，而 c_x^a 和 c_y^a 按相对应的设计受载情况下的攻角在机翼极曲线上选取。对于工程计算，β 角很小，可以取 $\cos\beta = 1$。一般假设飞机的全部升力由机翼产生，于是有

$$q_b l = n_d G K_s \tag{4-1}$$

式中 q_b——单位翼展上的气动载荷；

n_d——设计过载系数；

l——机翼翼展；

K_s——气动力沿机翼展向的分布不均匀系数(图 4-3)。

在近似计算中假定气动力分布沿机翼翼展不变，由式(4-1)得

$$q_b = \frac{n_d G}{S} b \tag{4-2}$$

式中 S——机翼面积；

b——平均气动弦长。

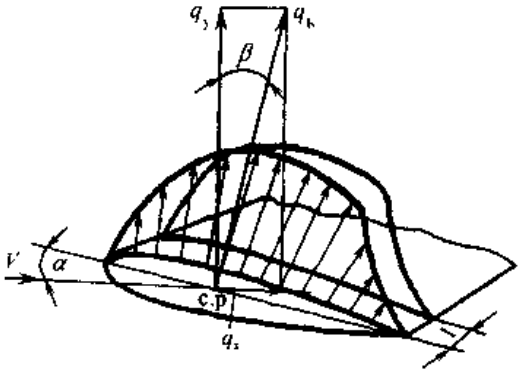


图 4-2 气动力沿机翼弦向的分布

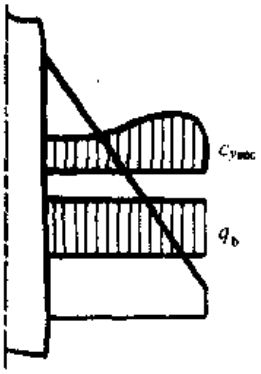


图 4-3 三角机翼上的气动力分布

对于一些亚声速飞行设计情况，气动载荷沿机翼弦向的分布如图 4-2 所示。在副翼不偏转时的超声速飞行时可以认为载荷沿翼弦为均匀分布。

对于三角形机翼，当 $M < 1$ 时，当 $c_{y\,sec} b = c_{yw} b_{av}$ 时，系数 K_s 等于 1(图 4-3)，由式(4-1)可得

$$q_b = nG/l = \text{常数} \tag{4-3}$$

当 $M > 1$ 时

$$q_b \approx (nG/S) b \tag{4-4}$$

机翼剖面上气动载荷的合力作用点叫压力中心，它在翼弦上的位置 x_p 的计算式为

$$\frac{x_p}{b} = -\left(\frac{\partial m_z}{\partial c_y} + \frac{m_{z0}}{c_y}\right)_{sec} \tag{4-5}$$

式中 m_{z0}——零升力矩系数。

对于对称翼型，$m_{z0}=0$，并且机翼的压力中心与焦点重合，即 $x_p = x_F$。焦点位置可以近似地根据图 4-4 的曲线图确定。

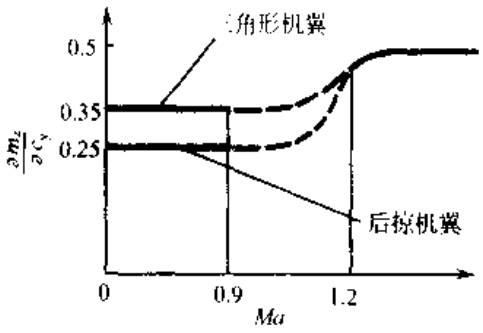


图 4-4 机翼焦点位置与飞行 *Ma* 数的变化关系

机翼结构的质量力为空气动力的 8% ~ 15%，它们按与空气动力同样的规律分配，即

$$q_w = \frac{n_d G_w}{S} b \tag{4-6}$$

质量力 q_w 的作用点 x_m 就是剖面的质心，一般位于距前缘 40% ~ 50% 的弦长处。

机翼上分布的气动载荷和质量载荷可以用一个当量载荷代替，即

$$q = q_b - q_w = q_b(1 - \bar{m}_w)$$

其中，$\bar{m}_w = q_w/q_b$，其作用点距前缘的距离为

$$x_{eqi} = (q_b x_p - q_w x_m)/q \tag{4-7}$$

安装在机翼内或悬挂在机翼上的各部件和装载物的质量力 $p_p = nG_p$，其中 G_p 为部件或装载物的重量。这些力作用在部件或装载物的质心上，通过与机翼的连接点传递到机翼上去。

二、机翼在外载荷作用下的受载情况

为简单起见，用沿翼展的分布载荷 q 来表示作用在翼面上的力，如图 4-5 所示。图

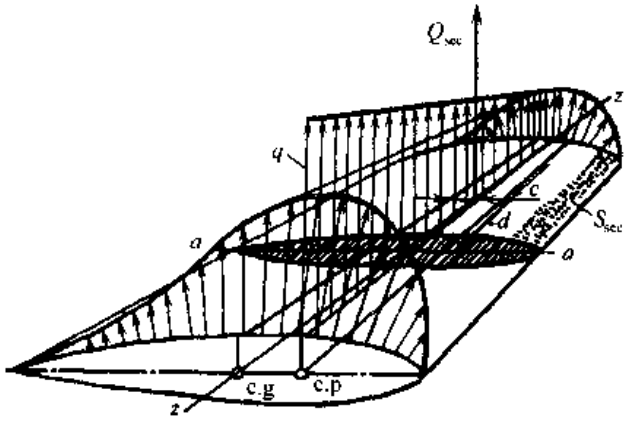


图 4-5 气动载荷沿翼展和翼弦方向的分布

4-5中，c.g为剖面刚性，c.p为压心。

假想地从翼面上截取出一部分 S_{sec}；它上面的合力为 Q_{sec}，Q_{sec}既不通过 a-a 轴，也不通过 z-z 轴。由于 Q_{sec}的作用，在 a-a 切面上产生了限制位移的内力——剪力 Q 和弯矩 M，而相对于 z-z 轴，产生了扭矩 M_t。

剪力 Q 使翼梁腹板或墙腹板受剪。在弯矩 M 作用下机翼承受弯曲变形(图 4-6)，而翼梁缘条和机翼壁板承受拉伸和压缩。

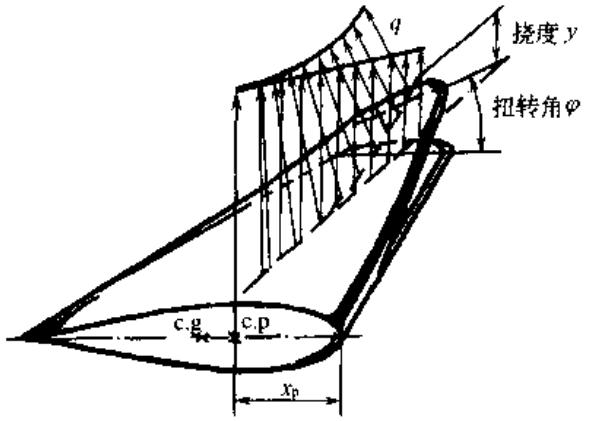


图 4-6 机翼在气动载荷作用下的变形

在扭矩 M_t 的作用下机翼承受总体扭转变形(图 4-6)，而蒙皮和翼梁腹板形成的闭室受剪。

机翼上的分布载荷 q 实际上作用在与气动升力 Y 成 β 角的方向上($Y \perp V$)，因此，与 q 同方向的剪力 Q 和弯矩向量 M($M \perp Q$)将具有垂直方向的分量(Q_v 和 M_v)和水平方向的分量(Q_h 和 M_h)。但是，因为 β 角很小，而惯性矩 J_y 比 J_x 大得多，由 Q_h 和 M_h 引起的机翼结构件中的应力可以忽略不计，因此，认为机翼剖面上只有 3 个力：$Q_v \approx Q$，$M_v \approx M$ 和 M_t。

为计算机翼的强度，必须知道各个剖面上的剪力 Q、弯矩 M 和扭矩 M_t 的大小，即必须要有它们的内力图。在绘制内力图时把机翼作为受分布的空气动力载荷 q_b、质量载荷 q_w 和集中力 P_p 的双支点外伸梁(支点在机身上)。这些力由机身的反力 R 来平衡(图 4-7)。Q 图和 M 图根据分布载荷 q_b 和 q_w 的差值绘制。近似地有

$$q = q_b - q_w = \frac{G - G_w}{S} nb = \frac{nG}{S}(1 - \bar{m}_w) b \tag{4-8}$$

由分布载荷产生的剪力 Q 和弯矩 M 为

$$Q \approx \int_{l/2}^{z} q\mathrm{d}z + \sum P_p \tag{4-9}$$

$$M = \int_{l/2}^{z} Q\mathrm{d}z \tag{4-10}$$

后掠机翼内力图的求法与平直机翼相同，但要先把它顺着中线转直，然后对转直的机翼沿真实长度做内力图。

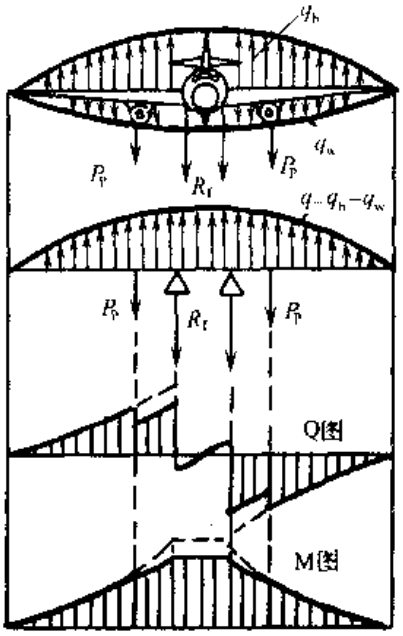


图 4-7　机翼的 Q 图和 M 图

4.2　典型受力型式机翼的气动载荷传力分析

确定了机翼上的载荷以后，我们来分析这些载荷的传递顺序和机翼各构件的受力情况，弄清楚载荷是如何传递到其固定接头上的，这有助于更好地理解机翼上每一构件的用途。

4.2.1　蒙皮的初始受力

蒙皮支持在桁条和翼肋上，以压力和吸力形式直接承受气动载荷(图 4-8(a))。此时，蒙皮受拉伸(图 4-8(b))(如果是厚蒙皮，它也受横向弯曲)。这种载荷以横向分布力的形式通过铆钉受拉传递到桁条和翼肋上。

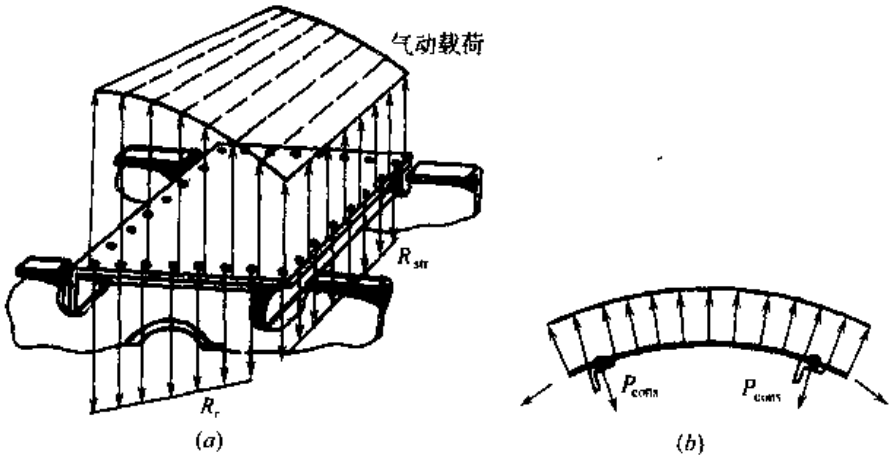


图 4-8　蒙皮将初始气动载荷传到翼肋和桁条上

4.2.2　桁条将载荷传到翼肋上

桁条是支持在翼肋上的多支点梁(图 4-9)，承受来自蒙皮的分布载荷，并以较小的

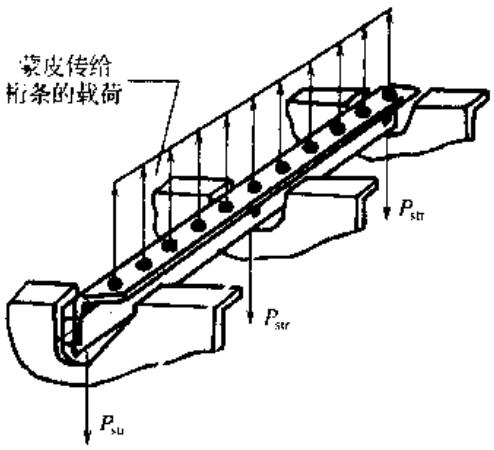


图 4-9　桁条将载荷传递到翼肋上

集中力 P_{str}将它传递到翼肋上。

图 4-10 所示为蒙皮(壁板)、桁条和翼肋之间的各种连接方式以及载荷从桁条传到翼肋的方式。此处应注意到，当桁条和翼肋直接连接到蒙皮(壁板)上时，小部分载荷通过

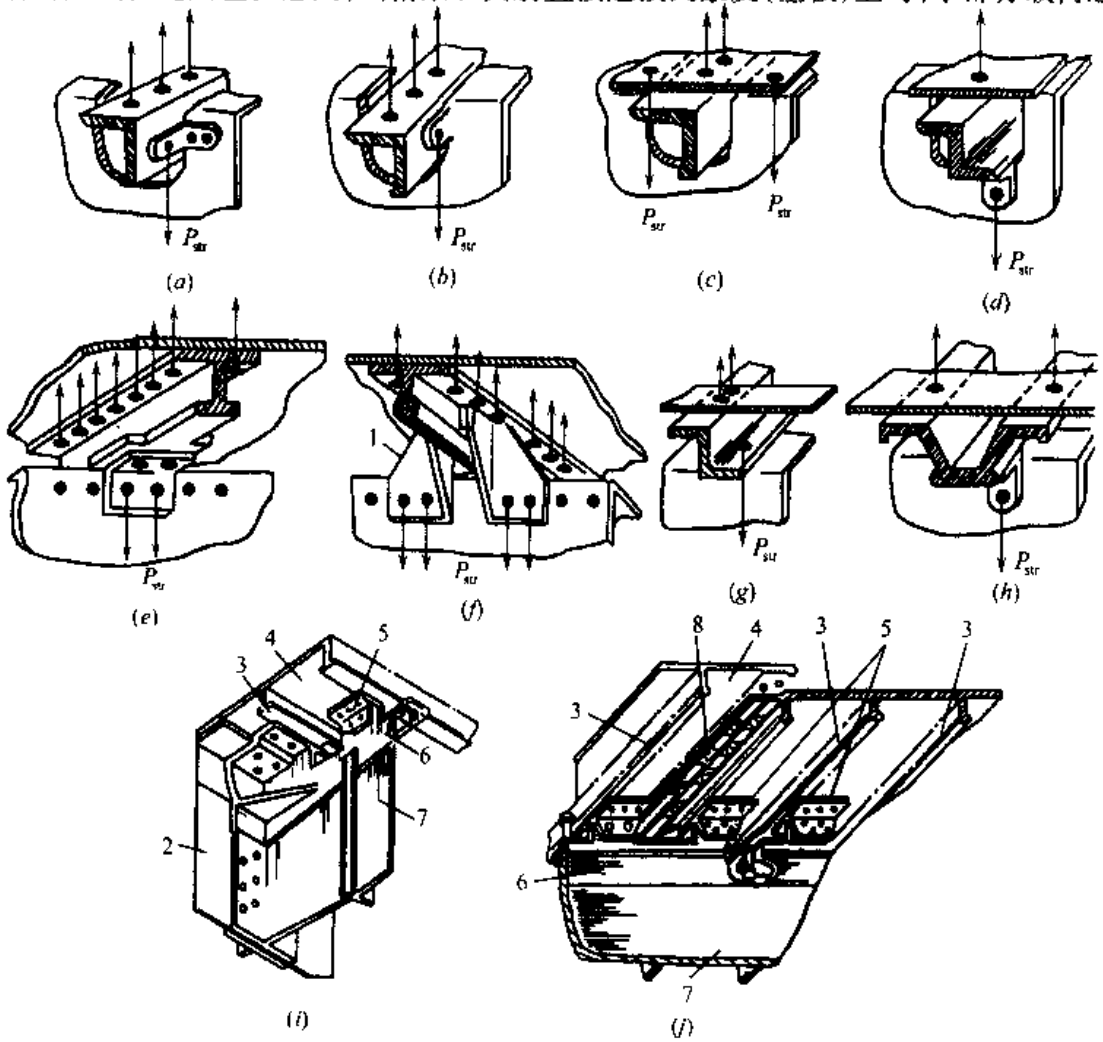


图 4-10　蒙皮、翼肋和桁条之间的互相连接型式

1—补偿片；2—梁；3—壁板筋条；4—整体壁板；5—角撑；6—翼肋缘条；7—翼肋腹板；8—对接接头。

角材上一个单独铆钉从桁条传递到翼肋上，大部分载荷通过铆钉排传递。

4.2.3 翼肋将载荷传到蒙皮和翼梁腹板上

第 i 根翼肋承受从蒙皮传来的 q_{ri} 和从桁条传来的 P_{str}（图 4－11），这些载荷的合力 ΔQ_i 按翼梁抗弯刚度 EJ 的大小分配到翼梁腹板上，而载荷 ΔQ_i 相对于剖面刚心形成的力矩 $\Delta Q_i \cdot c$ 由剖面闭室承受；它们分别通过翼肋与腹板、翼肋与蒙皮的连接处以分布力的形式传递。此时连接翼肋与翼梁腹板、翼肋与蒙皮的铆钉处于剪切状态。

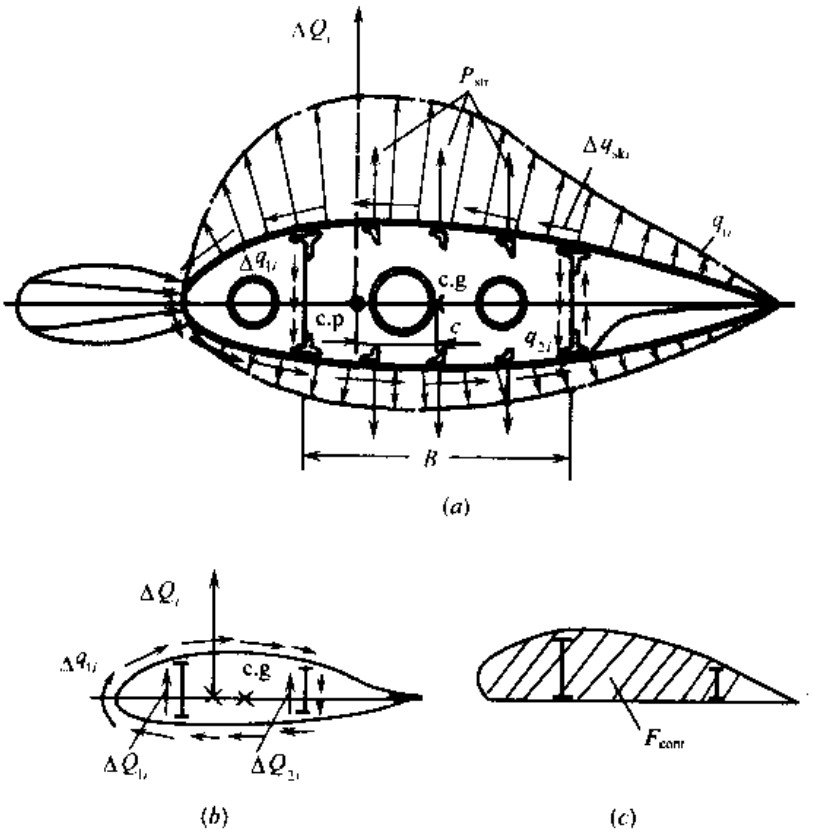


图 4－11 翼肋承受由蒙皮和桁条传来的载荷
并将此载荷分配到翼梁腹板和蒙皮上

翼肋的腹板通过铆接（焊接、胶接）与翼梁腹板连接，翼肋缘条与其周缘的蒙皮连接。这些连接点限制翼肋在外载荷作用下向上移动和相对于刚心转动。翼肋腹板此时承受剪切，而缘条受拉伸和压缩。

第 i 个翼肋上的载荷 ΔQ_i 以分布力 Δq_{ti} 和 ΔQ_{ji} 的形式传递到其支点上。Δq_{ti} 为从第 i 个翼肋传递到蒙皮上的载荷，即

$$\Delta q_{ti} = \frac{\Delta M_{ti}}{2F_{conti}} = \frac{\Delta Q_i c_i}{2F_{conti}} \tag{4-11}$$

ΔQ_{ji} 为从第 i 个翼肋传到第 j 个翼梁腹板上的载荷（图 4－11(b) 上力 ΔQ_{1i} 和 ΔQ_{2i}）；F_{cont} 为蒙皮和后梁（或后墙）腹板形成的闭室面积（图 4－11(c)）；c_i 为第 i 个剖面上刚心和压心之间的距离。

机翼在剪力 Q 的作用下发生弯曲。此时如果剖面相对于刚性轴不转动，则两个翼梁

的挠度是相同的，因此，它们承受的载荷与其抗弯刚度成比例，即

$$\frac{\Delta Q_{1i}}{\Delta Q_{2i}} = \frac{(EJ)_1}{(EJ)_2} \tag{4-12a}$$

$$\Delta Q_i = \Delta Q_{1i} + \Delta Q_{2i} \tag{4-12b}$$

$$\Delta Q_{1i} = \Delta Q_i \frac{(EJ)_1}{(EJ)_1 + (EJ)_2} \tag{4-12c}$$

刚心相对于前梁腹板的位置 x_g 可以按以下公式求出，即

$$x_g = B \frac{(EJ)_2}{(EJ)_1 + (EJ)_2} \tag{4-13}$$

式中 B——两翼梁之间的距离。

已知刚心的位置，就可以求出该剖面上的扭矩 ΔM_t，即

$$\Delta M_{ti} = \Delta Q_i(x_p - x_g) = \Delta Q_i c \tag{4-14}$$

翼梁对第 i 个翼肋的反作用剪流为 $\Delta q_{ji} = -\Delta Q_{ji}/H_{ji}$，蒙皮对第 i 个翼肋的反作用力为剪流 $\Delta q_{ski} = -\Delta q_{ti}$。显然，对翼肋的所有支反力都是分布的，并且是以翼肋与蒙皮、翼肋与翼梁腹板连接铆钉上的剪流形式体现的(图 4-11(b))。正是由于这些构件相互之间有载荷的传递，它们之间应相互连接起来。

4.2.4 翼梁的受力

由翼肋传递到翼梁腹板上的剪流，在翼梁腹板上产生沿翼梁长度的阶梯式累积剪力。图 4-12(a)为前梁(第 1 梁)腹板的受载情况，后梁(第 2 梁)也是类似的。

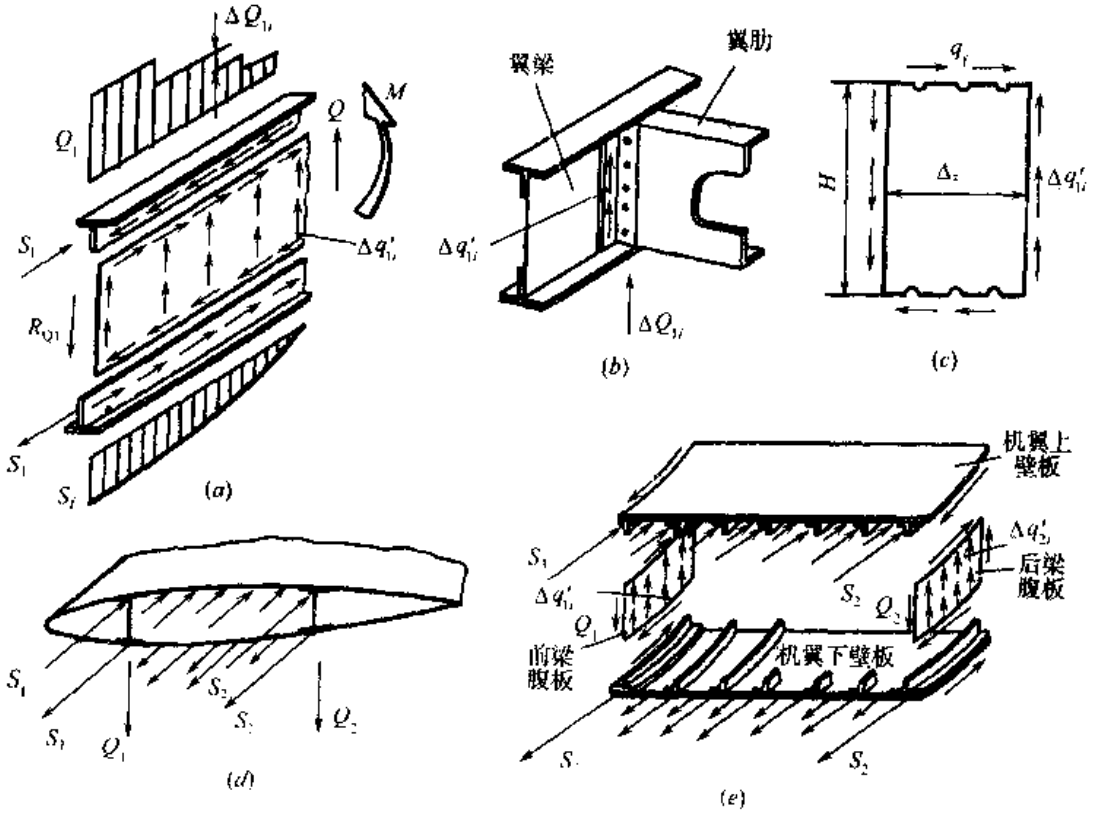


图 4-12 翼梁腹板和缘条(机翼壁板)受载图

梁腹板接受从翼肋传来的剪流 $\Delta q'_{1i} = -\Delta q_{1i} = \Delta Q_{1i}/H_{1i}$ 和 $\Delta q'_{2i} = -\Delta q_{2i} = \Delta Q_{2i}/H_{2i}$，该力与翼梁与机身隔框固定接头上的反力平衡。

图 4-12(a)~图 4-12(c)为腹板的受载和宽度为 Δz 的一个小单元翼梁腹板的受力平衡情况。沿这个单元的右边缘作用一个从翼梢到翼根方向累积的剪流 $\Delta q'_{1i}$，左边缘上将作用有同样的剪流 $\Delta q'_{1i}$(因为 Δz 值很小)，但方向相反。腹板单元在这两个剪流的作用下不能平衡，为了让其平衡，连接上下缘条的铆钉应向腹板提供剪流 q_f。

由腹板单元的平衡条件可知，$q_f = \Delta q_{1i}$，并且，在这些载荷作用下翼梁腹板受剪，翼梁缘条上的铆钉受水平方向的剪切。

通过连接缘条和腹板的铆钉，使缘条内产生轴向力流 S_f(图 4-12(a))，它沿机翼向根部累积，在翼根剖面处由前后梁固定接头的支反力 S_1 和 S_2 平衡(图 4-12(d)、图 4-12(e))。

由翼梁腹板传递到缘条上的剪流在向机翼根部累积的过程中也使壁板受到轴向载荷，壁板也以此形式承受弯矩。此时轴向载荷在纵向构件(翼梁缘条和壁板)之间按抗弯刚度分配(图 4-12(d)、图 4-12(e))。

4.2.5 蒙皮的总体受载

由翼肋传递到蒙皮闭室上的剪流形成沿翼梁阶梯式累积的扭矩，该扭矩由蒙皮和后墙形成的闭室承受。从第 i 个翼肋"流到"蒙皮上的闭环剪流简化为 $\Delta M_{ti} = \Delta q_{ti} 2F_{conti}$，它力图使该剖面相对刚心转动，因此这个载荷引起机翼的总体扭转变形。

扭矩从翼梢向翼根累积，在机翼根部剖面处的扭矩为 $M_{tr} = \sum \Delta M_{ti}$。这一扭矩在机翼根部剖面由接头支反力 $R_t = M_{tr}/B$ 来平衡(图 4-13)。

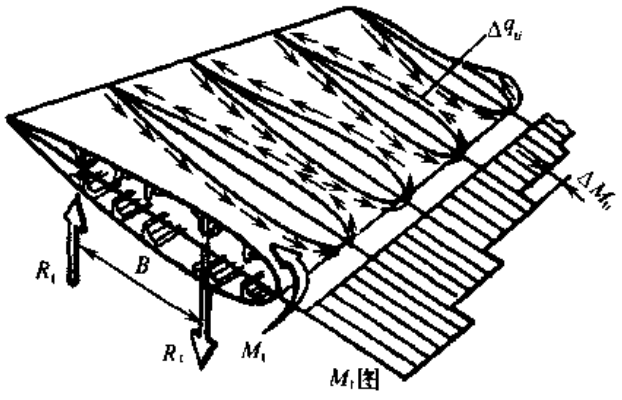


图 4-13 机翼受扭图

在 M_t 作用下，机翼蒙皮受剪。因而机翼扭转的总体变形是由机翼上蒙皮单元剪切变形的累积。

由于蒙皮是以剪切形式承受扭矩 M_t 的。为使扭矩能以闭环剪流 q_t 的形式沿蒙皮传递，必须满足以下条件。

(1) 蒙皮应是封闭的，周边不应有开口，切向应力沿闭室周边传递。如周边有开口，开口处应进行结构补偿(见 4.6 节)。

(2) 为将机翼根部剖面处的扭转力矩传递到机翼与机身连接接头上，蒙皮应支持在根部加强肋上，由该肋将 M_{tr} 转换为力偶 R_t。

(3) 在使用载荷作用下，蒙皮不应失稳(它取决于蒙皮厚度 δ_{sk} 和蒙皮的支持条件——翼肋和桁条的间距)。

(4) 蒙皮应有足够的厚度，以防止在飞行中由于机翼的扭转变形使迎角发生变化，并影响飞机的稳定性和操纵性。

4.3 机翼主要受力构件的用途和结构型式

4.3.1 蒙皮

蒙皮形成机翼表面，其功用为维持机翼外形，直接承受气动载荷并把它传递到机翼的纵向和横向受力构件上；在机翼扭转时蒙皮受剪；蒙皮还承受部分总体弯矩 M。

蒙皮的重量占机翼重量的 25% ~ 40%。

结构上最简单而又最广泛使用的是用硬铝合金板材制作的蒙皮，对于高超声速的飞机，可采用钢或钛合金板材。目前已开始采用碳纤维和硼纤维复合材料制作蒙皮，蒙皮的厚度 δ_{sk} 从不到 1mm 到十几毫米。蒙皮壁板上使用埋头铆钉连接、胶接、焊接或搭接(图 4 - 14)。从空气动力学观点来看，对接更好些，对接通常在骨架构件上进行。近年来，在蒙皮上也广泛采用层合板、蜂窝夹层板和整体壁板。

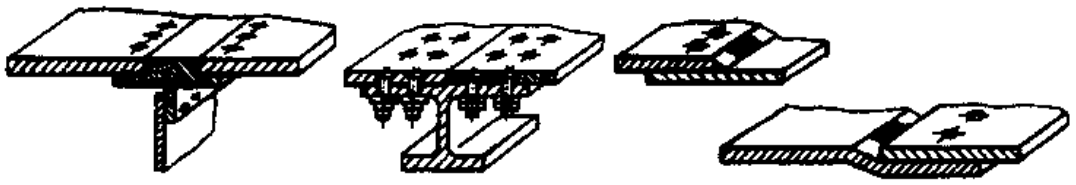


图 4 - 14 蒙皮的对接

4.3.2 桁条

桁条是蒙皮的纵向支持构件，它承受机翼上由弯矩引起的轴向力和局部空气动力引起的剪力。桁条的强度主要取决于机翼总体受弯时引起的桁条上的轴向力，轴向力的大小取决于机翼的结构受力型式、桁条横截面的形状和面积。桁条重量与机翼重量之比与结构受力型式有关，梁式机翼为 4% ~ 8%，而单块式机翼为 25% ~ 30%。

从剖面形状看，有开口型和闭口形剖面的桁条；按制造方法分，桁条分为板弯件(图 4 - 15(a))和挤压型材(图 4 - 15(b))。图 4 - 15(c)给出了保证机翼后缘刚度的尾缘桁条的剖面形状。这里所列出的型材不仅可以用于桁条，而且也可以用作翼肋(隔框)和翼梁的缘条以及加强支柱。

在受压情况下，桁条因失稳而破坏(腹板鼓起使局部失去稳定性，轴线弯曲造成桁条总体失去稳定性)。

为使机翼结构从翼梢到翼根为等强度，可以采用逐渐减小桁条的横截面积(或桁条数

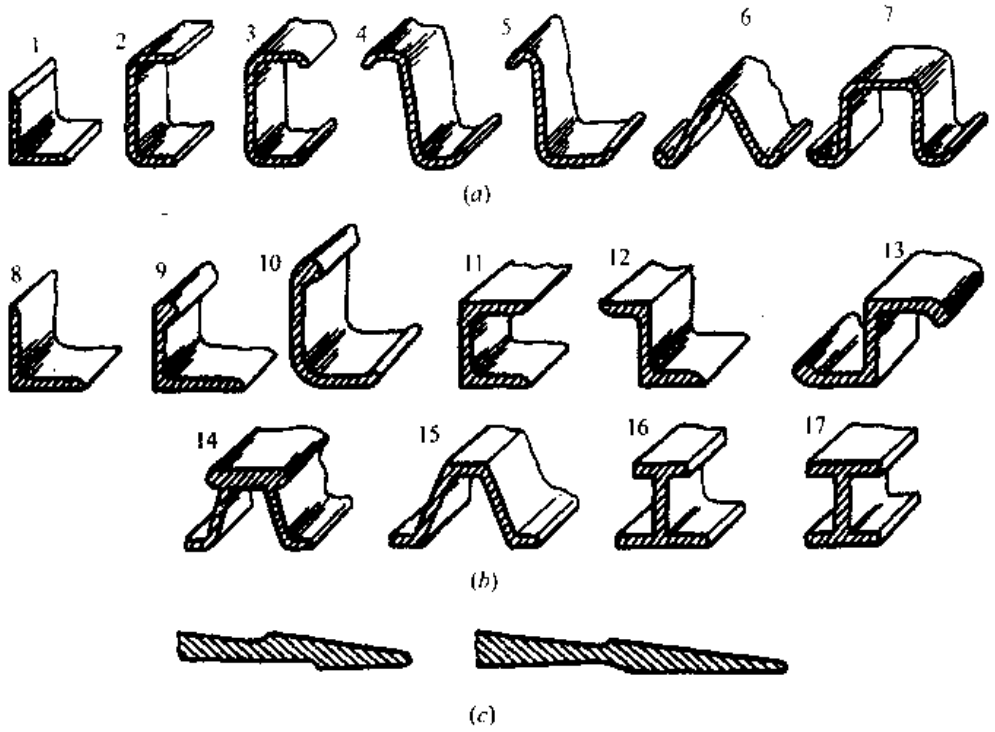


图 4－15　桁条型材的剖面形状

(a) 板弯型材；(b) 挤压型材；(c) 尾缘桁条。

目)，或变换桁条规格，或将桁条尖部铣切掉的办法来实现。

4.3.3　翼梁

翼梁由腹板和缘条组成(图 4－16)，它与机身固接。承受弯矩 M 时，缘条受拉伸或压缩；承受剪力 Q 时，腹板受剪。加强支柱是为了提高腹板的剪切稳定性；梁腹板和机翼蒙皮形成的闭室承受扭矩 M_t。当翼梁上下缘条(翼盒壁板)不平行并以角 γ 收敛时，横向力 Q 的一部分与轴向力 S 的垂直分量相平衡(图 4－16(d))。这时，在第 j 个翼梁腹板上的剪力 Q_j 将减小一个量值$(M_j/H_{bj})\cdot\gamma$。翼梁重量与机翼重量之比也取决于机翼的结构受力型式，单块式机翼为 7% ~ 11%，梁式机翼为 23% ~ 28%。根据腹板的结构型式，翼梁分为腹板式(图 4－16(a))和桁架式(图 4－16(c))。

4.3.4　纵墙

纵墙也是机翼的主要纵向受力构件，从构造上看，纵墙与翼梁相似，但纵墙的缘条较弱，并且它与机身是铰接连接。纵墙处于受扭的横切面中，承受 M_t 引起的剪切；腹板承受由翼肋传来的剪力并将其传递到固定接头上。纵墙还把机翼翼盒与前后增升装置分开。通常，纵墙腹板上没有减轻孔。为了提高失稳临界应力，腹板用型材支柱加强。腹板和缘条的横截面面积向翼梢方向逐渐减小。图 4－17 上给出了纵墙最常采用的结构型式和剖面形状。

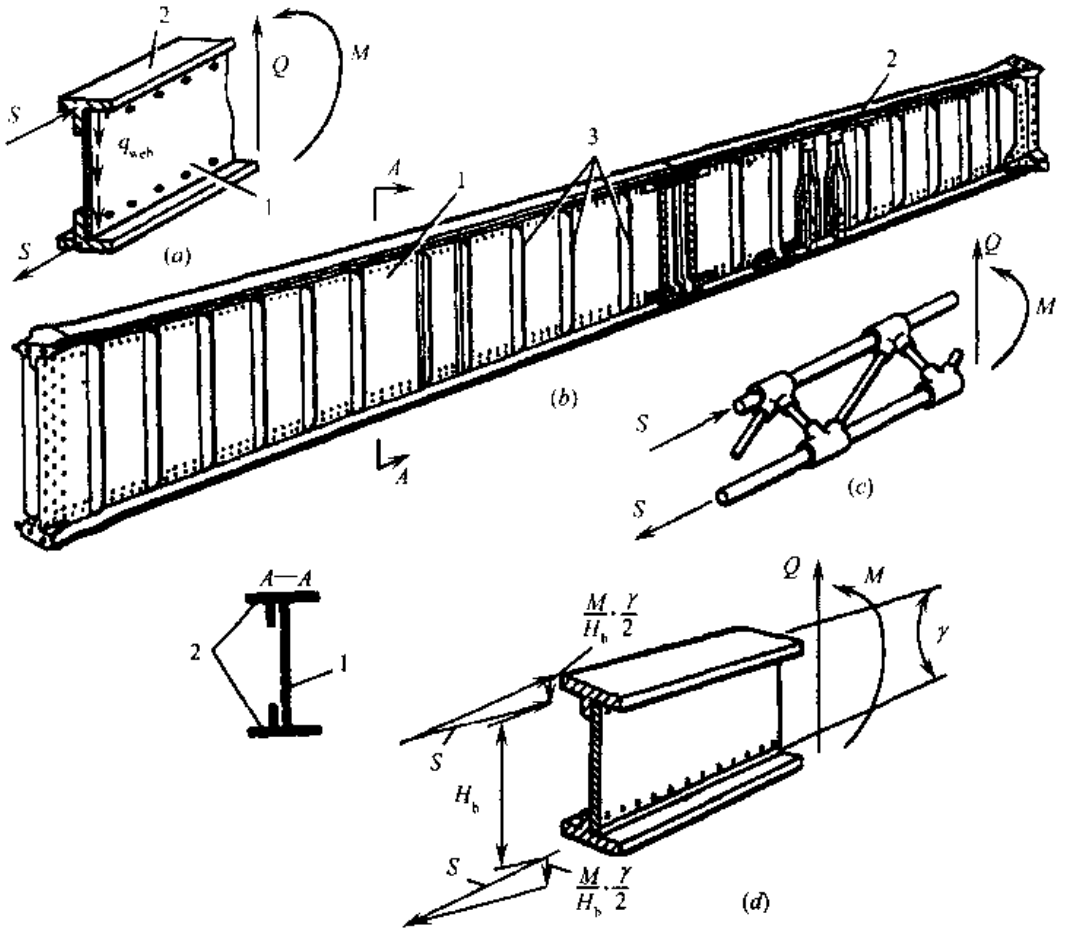


图 4－16　梁式和桁架式结构的翼梁。翼梁切面上剪力 Q 和弯矩 M 的平衡

1—腹板；2—缘条；3—支柱。

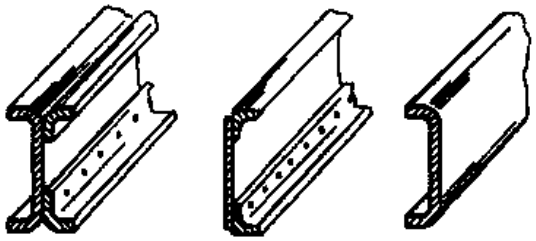


图 4－17　纵墙结构方案

4.3.5　翼肋

翼肋按其功用和构造型式可分为普通翼肋和加强翼肋。

一、普通翼肋

普通翼肋用于维持机翼剖面形状，并将初始气动载荷(从蒙皮和桁条)传到翼梁和蒙皮上。翼肋支持蒙皮和桁条，并提高它们的抗失稳能力，而翼肋又受翼梁和蒙皮的支持。在气动载荷作用下，蒙皮在自身平面内承受弯曲和剪切。从翼肋的受力特性上看，它也是梁，它的缘条和与缘条相连的蒙皮一起承受弯曲引起的轴向力，而腹板受剪切。腹板由板材冲压成形，而缘条可以是腹板的弯边。为了方便翼肋与蒙皮和桁条的连接，使翼肋制造

更为简单，经常采用铆接组合件翼肋。翼肋的各段（前后段和翼梁之间部分）通过大梁腹板和蒙皮互相对接起来，如图 4－18 所示。当翼肋沿弦平面分成上、下两部分时，每部分都有上、下缘条（图 4－19），以保证各自都能受弯。当翼肋高度较大时腹板用型材支柱加强，腹板上的圆形或椭圆形开孔周围的弯边可以提高腹板的剪切失稳临界应力。翼肋重量占机翼重量的 8% ～12%。

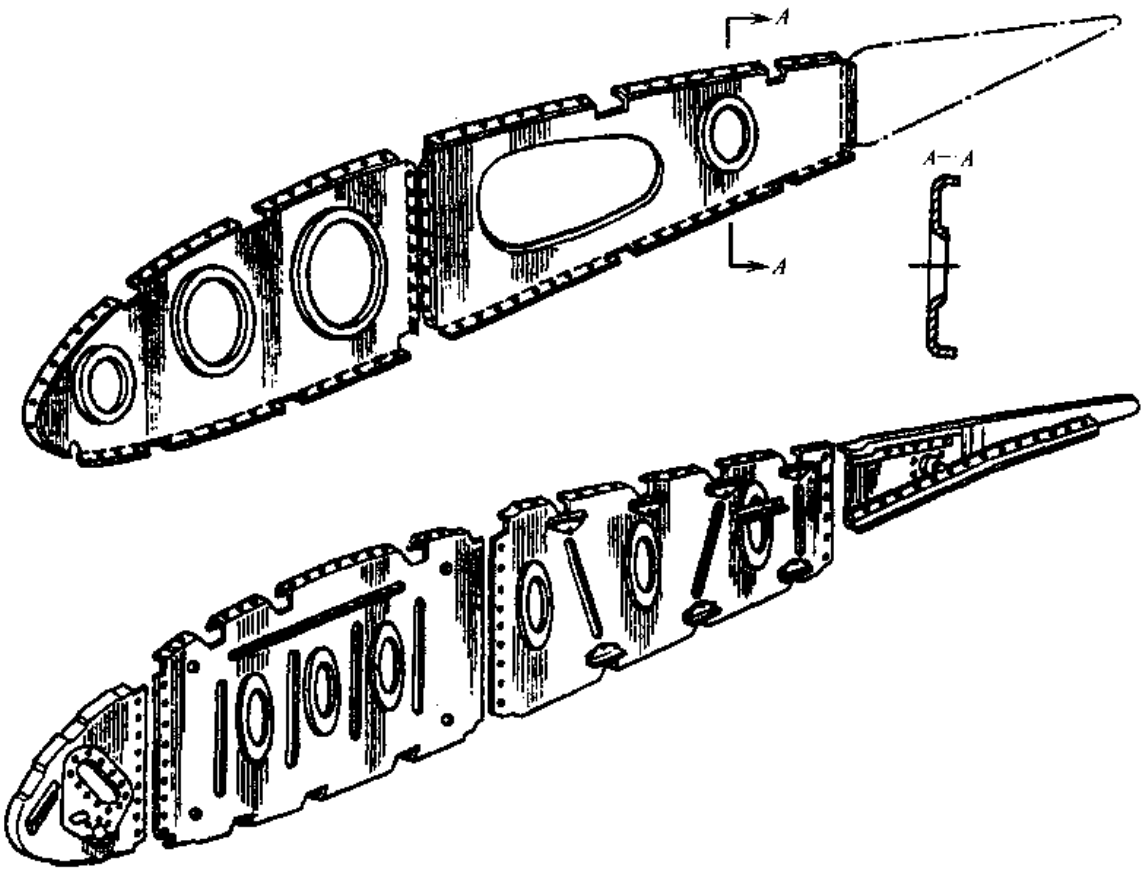


图 4－18　翼肋结构方案

翼肋与桁条和蒙皮（壁板）连接方式是多种多样的。在普通翼肋的腹板上开口（冲压腹板）以使桁条通过（图 4－10（a）～图 4－10（d）），或者整个翼肋低于桁条（图 4－10（e）～图 4－10（h））。通过角片、角撑、补偿片或直接通过蒙皮将它们相互连接起来。

翼肋腹板通过角材与翼梁腹板的连接如图 4－12（b）所示，翼肋的腹板和缘条与翼梁的腹板和缘条的连接如图 4－20 所示。

二、加强翼肋

加强翼肋用来承受与机翼相连的其他部件（起落架支柱、发动机、副翼及机翼上其他活动部分的悬挂接头）传来的集中力和力矩，并将它们传递到机翼的大梁和蒙皮上；用于在纵向构件轴线转折处重新分配壁板和腹板上的载荷；用于在机翼对接处和在大开口两侧将 M_t 转变为一对力偶。加强翼肋同时还起普通翼肋的作用。

加强翼肋的横剖面面积较大，缘条一般采用挤压型材，腹板上不开孔，并用角材支柱加强。加强翼肋缘条不切断，而桁条通过翼肋对接。加强肋可以是锻造的，也可以是桁架式组合结构。

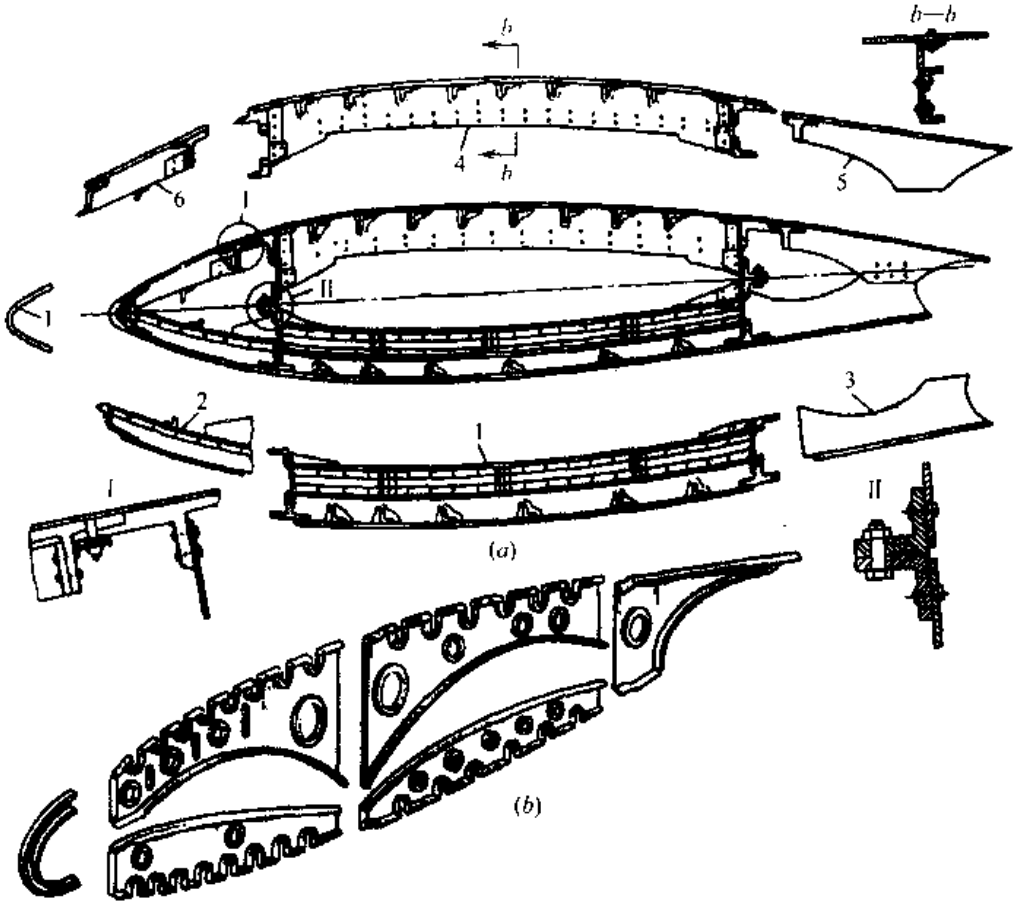


图 4－19　由上下两部分组成的翼肋结构

1—下中段；2—下前段；3—下后段；4—上中段；5—上后段；6—上前段；7—前缘段。

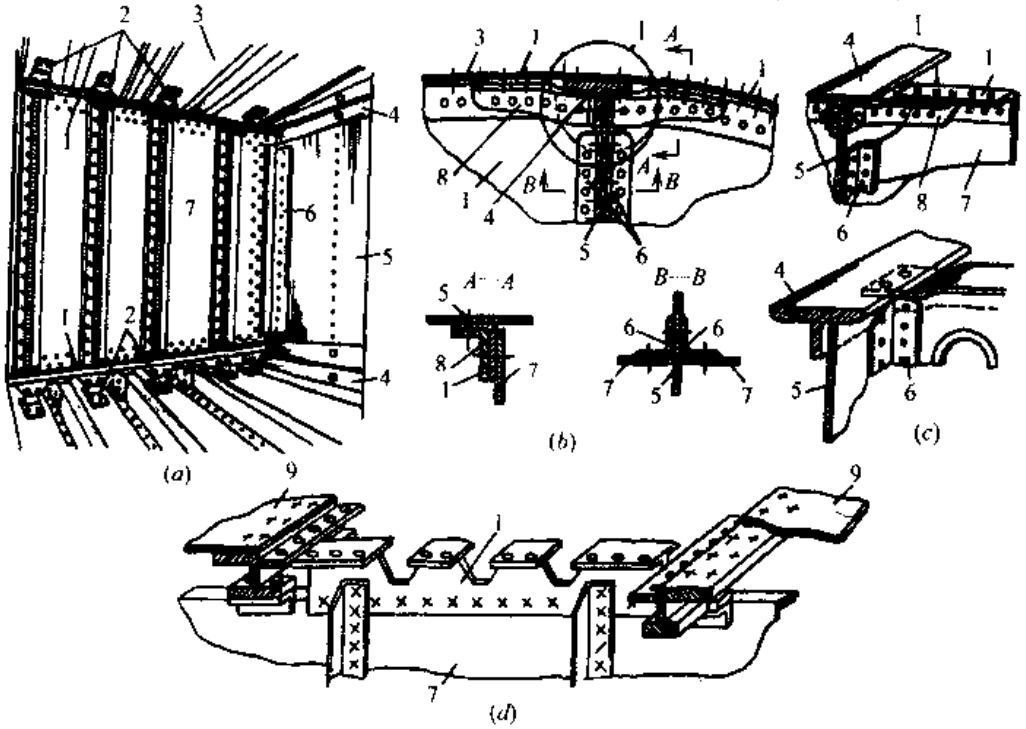


图 4－20　翼肋的缘条和腹板与翼梁的缘条和腹板及机翼的壁板对接结构方案

1　翼肋后段和翼梁中段的缘条；2—连接翼肋缘条和蒙皮的角撑；3—蒙皮；4—翼梁缘条；5—翼梁腹板；6—连接翼肋和翼梁腹板的角材；7—翼肋腹板；8—连接翼肋缘条与翼梁缘条的角板(接头)；9—壁板。

图 4-21 给出了在副翼悬挂接头的支反力 P_{ail} 的作用下加强肋的平衡和剪力、弯矩图。将 P_{ail} 移到该翼剖面刚心上，同时产生附加力矩 $M_t = P_{ail} \cdot a$。根据前后梁的抗弯刚度，可以求出支反力 Q_1、Q_2，扭矩引起的剪流为 $q_t = M_t/2BH$。

直机翼的根肋用来将机翼闭室剪流引起的扭矩 M_t 转换为其固定接头上的力偶(图 4-22)。

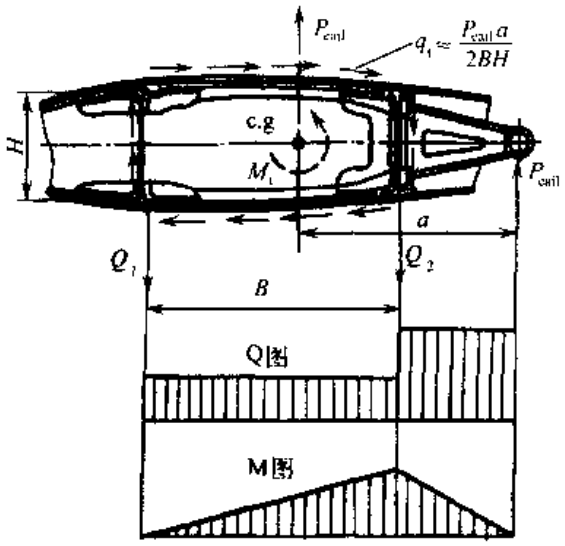


图 4-21 加强翼肋的结构受载和平衡

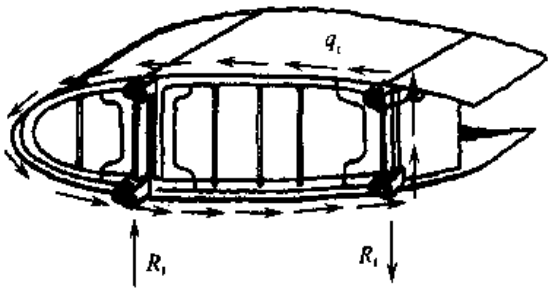


图 4-22 根肋的结构和受载

4.4 直机翼的结构受力型式及其分析

机翼上参与承受总体载荷(剪力、弯矩和扭矩)的所有构件的总和构成机翼的主要受力系统，其余构件只承受局部载荷并将它们传给承力系统，两部分构件一起组成完整的机翼受力系统。

机翼横剖面上的弯矩 M 是机翼上的主要载荷(用于承受弯矩 M 的结构重量约占机翼结构总重量的 50%)。根据蒙皮、桁条和翼梁缘条参与承受弯矩的能力，把机翼分为梁式和整体式机翼。

如果弯矩主要由翼梁缘条承受，这种机翼称为梁式机翼。梁式机翼中桁条较弱，蒙皮较薄。剪力 Q 由翼梁腹板承受，扭矩 M_t 由蒙皮和后梁(后墙)腹板形成的闭室承受。作用在外翼剖面上的剪力 Q 和扭矩 M_t 在机翼根部传给机身加强框。

如果弯矩主要由蒙皮或机翼壁板承受，这种机翼称为整体式机翼。这种机翼的蒙皮较厚、桁条较强，而梁(墙)相对较弱，这时各受力构件的临界失稳应力应大致相同。整体式机翼的壁板也常采用夹芯结构。整体式机翼一般有中央翼，以便传递和平衡外翼的载荷，也有采用围框式连接的整体式机翼。

整体式机翼又可细分为单块式机翼和多腹板式机翼。如果腹板较少，且腹板缘条承受弯矩的能力较弱，这样的整体式机翼称为单块式机翼。在单块式机翼中，可以用纵墙代替翼梁，它只承受剪力 Q；扭矩 M_t 由后墙和蒙皮形成的闭室来承受；剪力 Q 和扭矩 M_t 传给中央翼与机身加强框的连接接头；来自两侧外翼的弯矩 M 在中央翼上自身平衡。多腹

板式机翼有较多的纵向梁和墙，其缘条较强，弯矩由缘条和蒙皮共同承受。

4.4.1 梁式机翼(单梁、双梁和多梁机翼)

在布置梁式机翼中的梁时，要考虑尽量利用机翼翼剖面的结构高度，并能得到足够的机翼与机身的连接刚度；还要考虑在机翼上便于固定和布置起落架、燃油箱及其他装载物和机翼活动部分(副翼、襟翼、前缘缝翼和扰流片)。

一、单梁式机翼

在单梁式机翼中，翼梁通常位于翼剖面结构高度最大处，这有利于减轻机翼的结构重量。翼梁根部的固接接头很强，它将弯矩 M 和剪力 Q 传递到机身加强框的连接接头上。在单梁式机翼上还布置有一二个纵墙，以形成抗扭闭室。纵墙根部与机身加强隔铰接，扭矩 M_t 最终以剪力型式传递到该铰接接头上。悬挂襟副翼的支臂固定在加强翼肋上。在图 4-23 所示的具体结构中，主起落架支柱安装在翼梁和后墙之间。

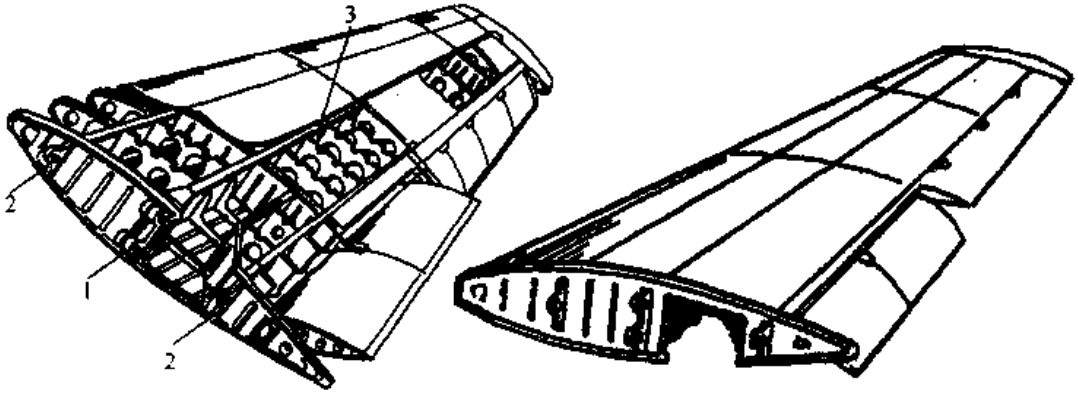


图 4-23 带前后墙的单梁式直机翼

1—固接接头；2—铰接接头；3—翼梁。

二、双梁式机翼

在双梁式机翼中(图 4-24)，前梁布置在 20%～30% 弦长处，后梁位于 60%～70% 弦长处。翼梁根部有固接接头。前梁的横截面面积、剖面高度和惯性矩比后梁大，因此它分

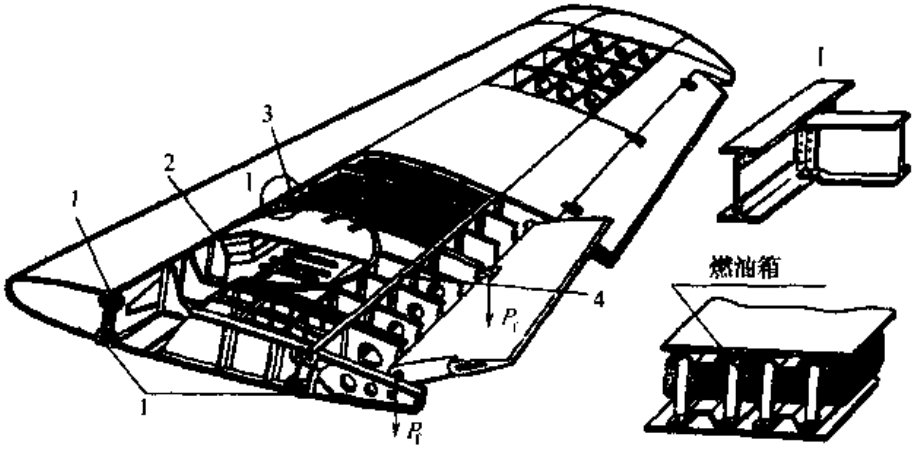


图 4-24 双梁式直机翼结构

1—固接接头；2—前梁；3—加强翼肋；4—后梁。

担大部分的剪力 Q 和弯矩 M，它的腹板厚度、缘条面积和固接接头的尺寸也比后梁大。图 4－24 给出的机翼结构方案中有主起落架支柱和机轮舱。起落架舱的开口破坏了抗扭闭室的完整性，因此在开口侧边布置了加强翼肋，使扭矩引起的闭室剪流 q_t 转变成一对力偶，使前后梁承受附加的弯曲和剪切载荷。在这个加强翼肋上还有襟翼悬挂接头，通过它将襟翼传来的集中力 P_f 传到翼肋上。这个加强翼肋一件两用，有利于减轻结构重量。副翼和襟翼的其他悬挂接头安装在另外的加强翼肋上。机翼内布置有燃油箱，在此部位采用围框式翼肋代替腹板式翼肋。该梁式机翼的蒙皮较薄，用较粗的桁条加强，这样做虽然不利于重量，但提高了蒙皮受压和受剪的失稳临界应力。

三、多梁（多墙）式机翼

在多梁（多墙）式机翼上，用于承受机翼弯矩引起的轴向力的结构重量约占机翼重量的 50%。为降低机翼结构重量，应尽量增加能承受弯矩 M 的受力构件数目，减少不参与受弯的构件（如翼肋）的数量。多梁（多墙）式机翼在一定程度上解决了这个问题。同时，这种结构型式提高了结构的抗扭刚度，可以防止发生气动弹性的危险，这对小展弦比的高速军用飞机特别重要。

图 4－25 给出了 3 种多梁式军用飞机的机翼结构。当蒙皮有足够的刚度时，可以不

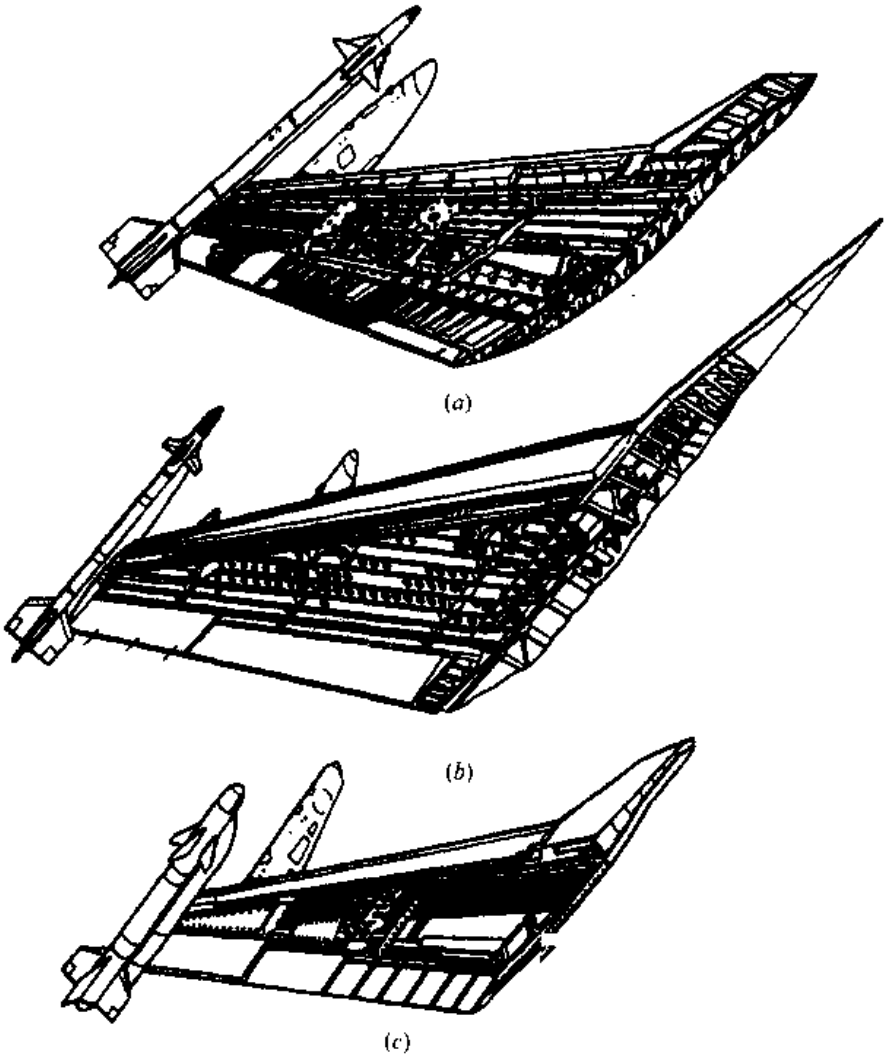


图 4－25　多梁式机翼结构

用普通肋，只在集中载荷作用的地方布置加强肋。如果减小蒙皮厚度，采用较密的翼梁或纵墙（或两者）来加强蒙皮，得到的机翼结构不仅刚度大，生存力强，而且重量也轻。翼梁通过固接接头将剪力 Q 和弯矩 M 传到机身加强框的接头上。

多梁式机翼（在小后掠角时）扭矩的传递可以近似地认为与双梁式机翼类似。M_t 在机翼根部接头处转化成力偶并通过它们传到机身加强框上。图 4－25 所示的机翼上有大后掠角边条，边条的作用是：(1) 当从亚声速飞行过渡到超声速飞行时，边条可以减小焦点向后的移动，从而提高飞机的静稳定性；(2) 通过精心设计边条的形状和尺寸（尺寸、角度 χ）来保证在大迎角下机翼上气流不分离，从而改善飞机的机动性能，提高大功角下飞机的飞行安全，减小机翼面积并使其结构重量降低 5% ～7%。装在翼尖上的导弹可以使机翼卸载并有助于减轻翼尖涡流的强度。

4.4.2 单块式机翼

一、单块式机翼结构实例

图 4－26 给出的单块式机翼结构由两个翼梁、普通翼肋和加强翼肋、蒙皮和桁条组成的壁板、机翼前后缘、整流翼尖等组成。机翼分为中央翼、中外翼和外翼段。

中央翼和中外翼上装有后退式双缝襟翼，而外翼上装副翼。中外翼与外翼采用围框式对接：分离面处的围框用于连接壁板，翼梁端部的支柱用于两段翼梁的连接。

翼梁和蒙皮壁板构成了机翼盒段。在中翼翼盒内布置有软油箱，其内表面有玻璃胶布保护层，形成油箱舱。

在中央翼上有中央翼与机身对接接头（每个翼梁上各铆接两个接头，用以同机身加强隔框对接）、加强翼肋上发动机固定接头和固定飞机主起落架支柱接头、对接型材。中央翼的翼梁是整体制造的，并由挤压型材支柱加强，中央翼梁与中外翼梁在型材支柱上对接，型材支柱固定在翼梁端部并与对接型材连接。翼肋通过挤压 T 形型材支柱与翼梁腹板连接。

中外翼盒段是密封油箱舱，它具有梁式机翼中的大梁。该翼盒与中央翼和外翼的翼梁通过加强支柱实现对接。通过机械加工方法使大梁缘条面积沿翼展向方向逐渐减小。机翼壁板采用硬铝板材，上面铆接 T 形桁条。为减轻重量，桁条截面积沿长度方向是变化的。在机翼前缘内沿翼展装有防冰的空气加温箱。外翼结构与中外翼相似。

机翼翼尖整流罩端部有一系列小孔，用以排出防冰系统的热空气。

二、单块式机翼传力分析

在单块式机翼中，气动载荷由蒙皮向长桁、翼肋向梁腹板的传递过程与梁式机翼基本相同。由于单块式机翼的长桁和蒙皮较强，承受轴向正应力的能力也较大，因此，当梁腹板受剪时引起的轴向剪流（它们将形成弯矩），一部分直接作用在梁缘条上，由缘条承受，而主要的部分将由长桁和蒙皮组成的壁板来承受，如图 4－27(a)所示。

在进行单块式机翼受力分析与力的传递时，一般都将蒙皮承受正应力的能力折算到桁条上，简化成只有长桁受正应力。梁腹板上的剪流除一部分作用在梁缘条上外，大部分通过蒙皮受剪传递到各长桁上，其传递过程如图 4－27(b)所示。梁腹板上的剪流传给梁缘条一部分后，剩余部分传给与缘条相连的蒙皮上，通过蒙皮受剪传到第 1 根相邻的长桁附近，小部分传给第 1 根长桁，大部分通过蒙皮受剪继续向第 2 根长桁附近传递，如此向

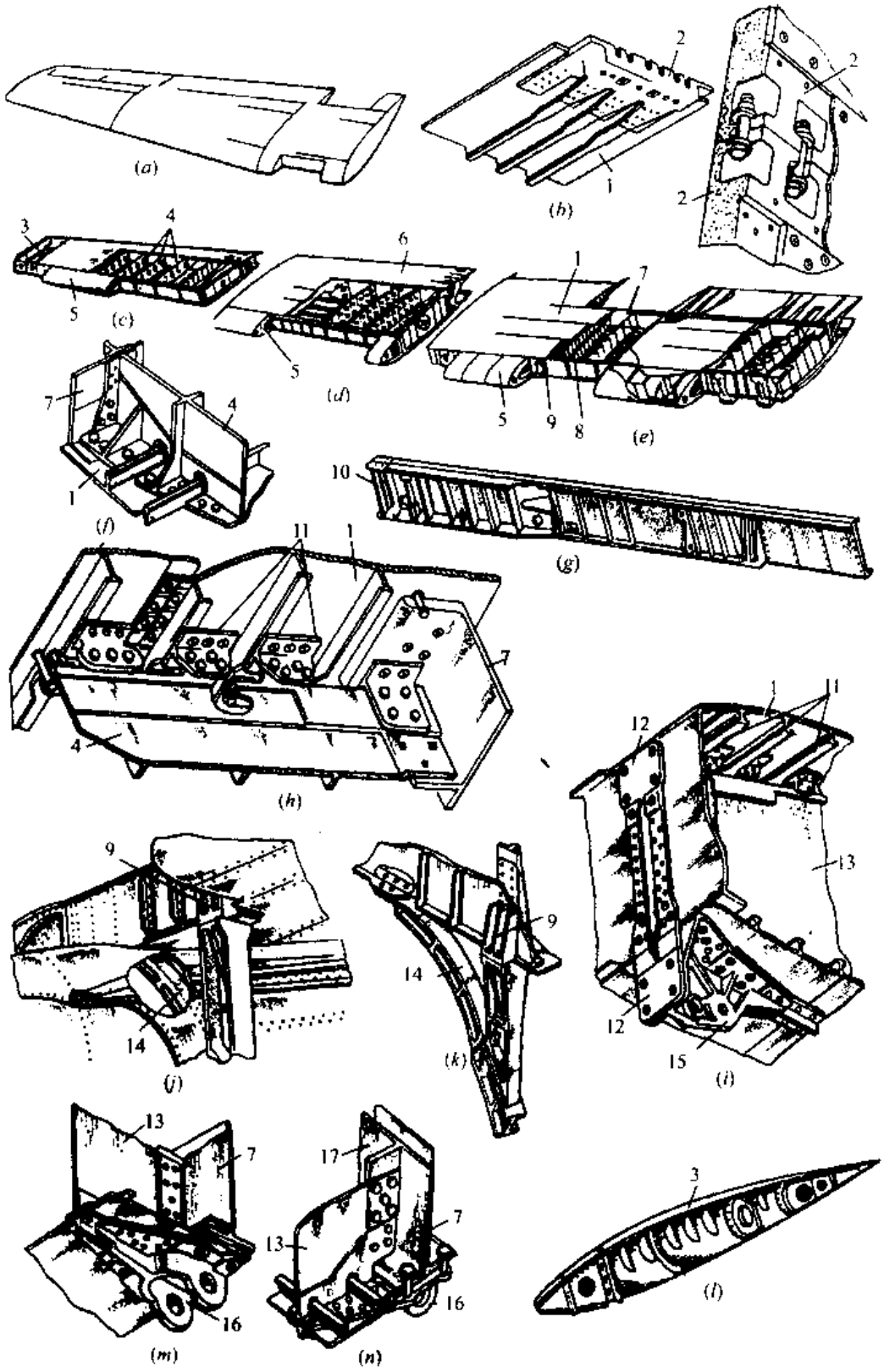


图 4－26　单块式机翼结构

（a）单块式机翼；（b）机翼壁板；（c）外翼；（d）中外翼；（e）中央翼；（f）蒙皮、梁、肋之间的连接；（g）梁；（h）中央翼结构；（i）加强肋；（j）、（k）中翼与机身的连接；（l）翼尖；（m）、（n）起落架的连接。1—中央翼壁板；2—对接型材；3—整流翼尖；4—普通肋；5—机翼前缘；6—机翼后缘；7,8—梁；9—接头；10—支柱；11—角撑；12—接头；13—加强肋；14—加强框；15，16—主起落架支柱接头；17—挤压 T 型材，

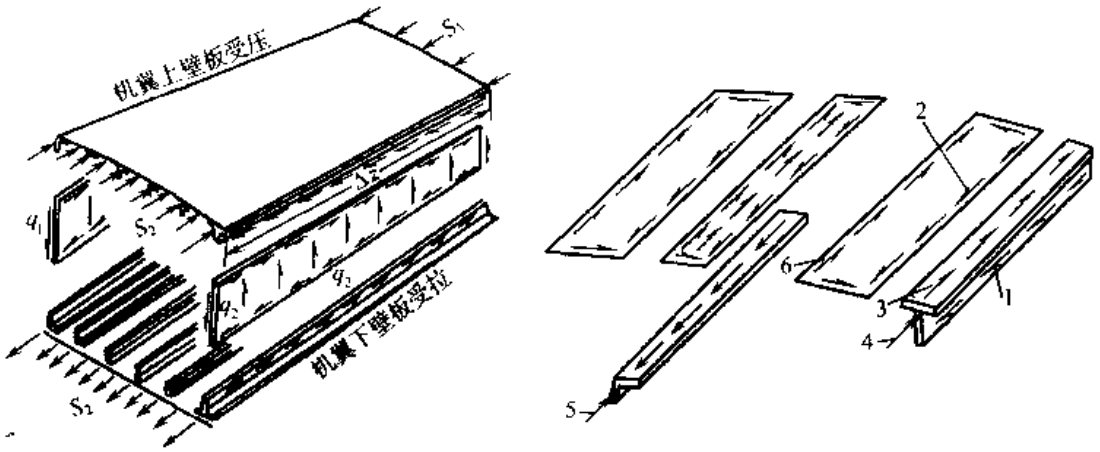


图 4-27　机翼壁板总体受弯和载荷在元件中的传递

1—梁腹板传给缘条的剪流；2—缘条传给蒙皮的剪流；3—蒙皮对梁缘条的支反力；4—梁缘条内的轴向力；5—长桁内的轴向力；6—蒙皮上的剪流。

后继续传递，使蒙皮中的剪流逐渐减少，直至轴向剪流全部传给梁缘条和长桁，缘条和长桁的轴向剪流由根部提供的支反力平衡。由于剪流是借助蒙皮传递的，因此蒙皮必将同时有附加剪流作用在翼肋上。又由于两根梁腹板在传递由翼肋来的剪流时，剪流方向通常是一致的，因此，在由梁缘条向中间蒙皮传递时，紧邻前后梁蒙皮内的剪流方向正好与之相反，蒙皮内的剪流愈往中间愈小，至中间某长桁处，正好两侧剪流全部由该长桁承担。梁缘条向蒙皮传递的剪流，其剪流在蒙皮内逐渐扩散，使长桁参与总体传递弯矩。

4.4.3　多腹板式机翼

多腹板式结构型式多用于高速飞机的小展弦比薄机翼上，在超声速飞机的薄型后掠翼上也经常用到。多腹板式机翼的蒙皮较厚，一般为变厚度蒙皮，翼肋较少，一般仅有根肋、尖肋和集中载荷作用部位的加强肋，如图 4-28 所示。

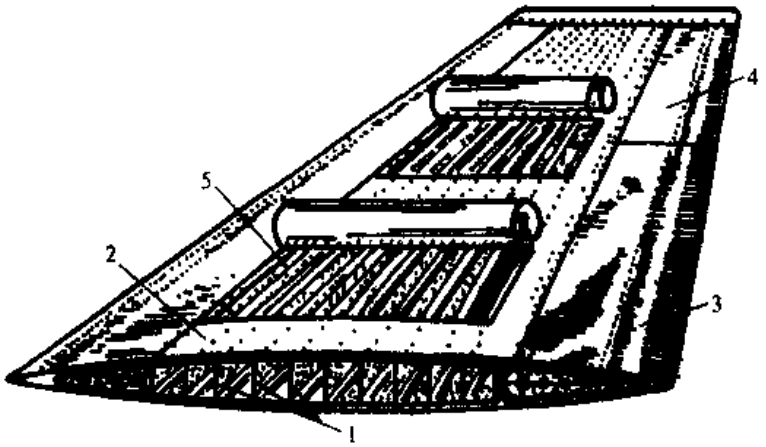


图 4-28　多腹板式机翼

1—腹板；2—蒙皮；3—襟翼；4—副翼；5—翼梁。

多腹板式机翼的传力特点是：气动载荷直接由蒙皮传给腹板，每块腹板都受到沿展向一长条蒙皮上的气动载荷作用，其宽度为左右相邻腹板半间距之和。腹板上下与厚蒙皮

连接，根部与侧边肋连接，所以，腹板受气动载荷后引起的轴向剪流全部传给蒙皮，使上、下蒙皮承受拉伸和压缩。每块腹板上的剪力 ΔQ_j 则传给根肋，然后由根肋通过机翼与机身对接接头传给机身框，如图 4－29 所示。

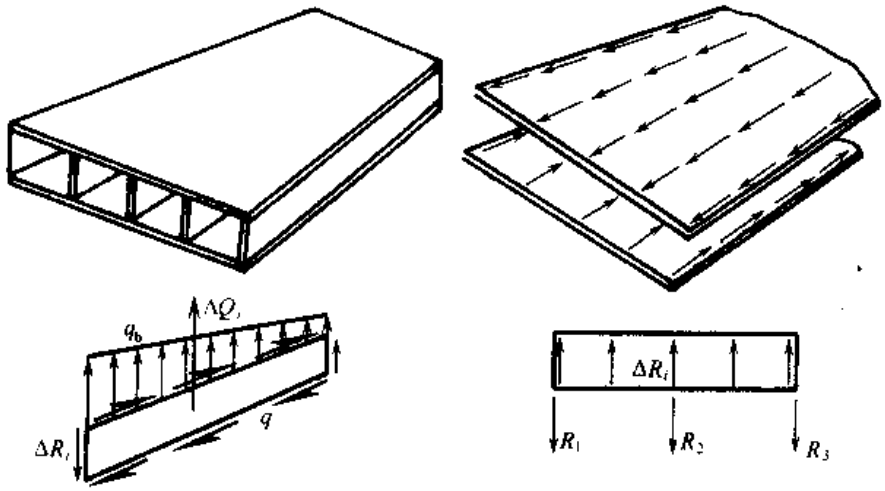


图 4－29　多腹板式机翼的受载

弯矩的传递有两种情况：如果机翼左右贯通，当载荷对称时，蒙皮上的轴力在中央翼的厚蒙皮上自身平衡。若机翼分成两半，或者左右机翼分别在机身侧边通过腹板接头和围框与机身对接；或者通过多腹板过渡到较少的梁与机身对接，则蒙皮在根部会出现参与区，参与区的长度约等于前、后腹板的间距。当由腹板和蒙皮组成的单元体结构刚度和支持刚度不同时，承载能力也不同，受载后的弯曲变形也不同，将使机翼发生翘曲变形，导致蒙皮受附加剪切。若蒙皮厚度不同，由于腹板所在位置不同，结构高度大且刚度较大的单元体的蒙皮会对相邻单元体的蒙皮提供轴向支反剪流，对某单元会出现附加的加载或卸载。

4.5　机翼的对接原则

通常，机翼沿展向都有分离面。机翼各段之间通过对接实现连接。机翼各部分之间、机翼同中央翼、机翼同机身的对接原则、对接接头的位置和数目取决于机翼的结构受力型式和机翼的尺寸。

对接接头主要有铰接（只传递力）、固接（传递力和力矩）和围框式接头（传递力和力矩）3 种型式。

4.5.1　梁式机翼与机身的对接

梁式机翼中，翼梁与机身框或翼梁与机身部分的梁段通过固接接头连接，如图 4－30 所示。从外翼传来的载荷有：弯矩 M 引起的轴力 S_j；剪力 Q 引起的力 Q_j 和扭矩 M_t 引起的剪流在根肋上转化成的力偶 R_t。为了将 S_j、Q_j 和 R_t 从外翼传到与机身的对接接头上，在翼梁缘条和腹板上通过螺栓或铆钉连接有叉耳或耳片。在图 4－30（c）给出的翼梁上，上缘条端头是叉耳，下缘条端头是耳片，轴力 S_j 既通过叉耳，又通过耳片传递，而剪力 Q

只通过下耳片传递。有时为了传递剪力 Q，在翼梁对接接头的上、下耳片之间布置一个轴线为水平方向的辅助耳片，这样，上、下耳片就不传递 Q，如图 4－30(e)所示。纵墙接头只能传递 Q_j 和 R_1，如图 4－30(f)所示。

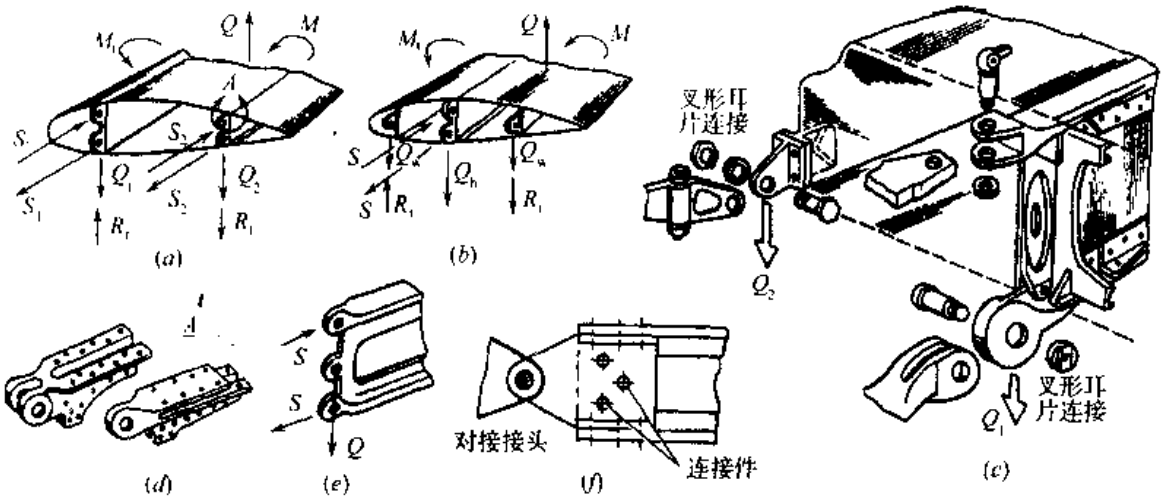


图 4－30　梁式机翼连接接头的结构和受载情况

(a) 双梁式机翼；(b) 单梁双墙式机翼；(c) 机翼上的接头；(d)、(e) 梁耳片；(f) 墙耳片。

图 4－31 是梁式薄翼飞机机翼机身的典型对接型式。在无中央翼时，机翼梁耳片接头与机身加强框的接头对接，来自左、右机翼的弯矩在加强框上平衡。对接螺栓垂直穿过对接接头，螺栓不受载的中部直径要小些，如图 4－31(a)所示。在有中央翼时，机翼的梁接头与中央翼的梁接头对接，如图 4－31(b)所示。一般来说，采用图 4－31(a)连接方式的结构重量比图 4－31(b)连接方式的结构重量要大一些，但在图 4－31(a)的连接方式下，机身内部容积较大，容易布置各种装载物和设备。

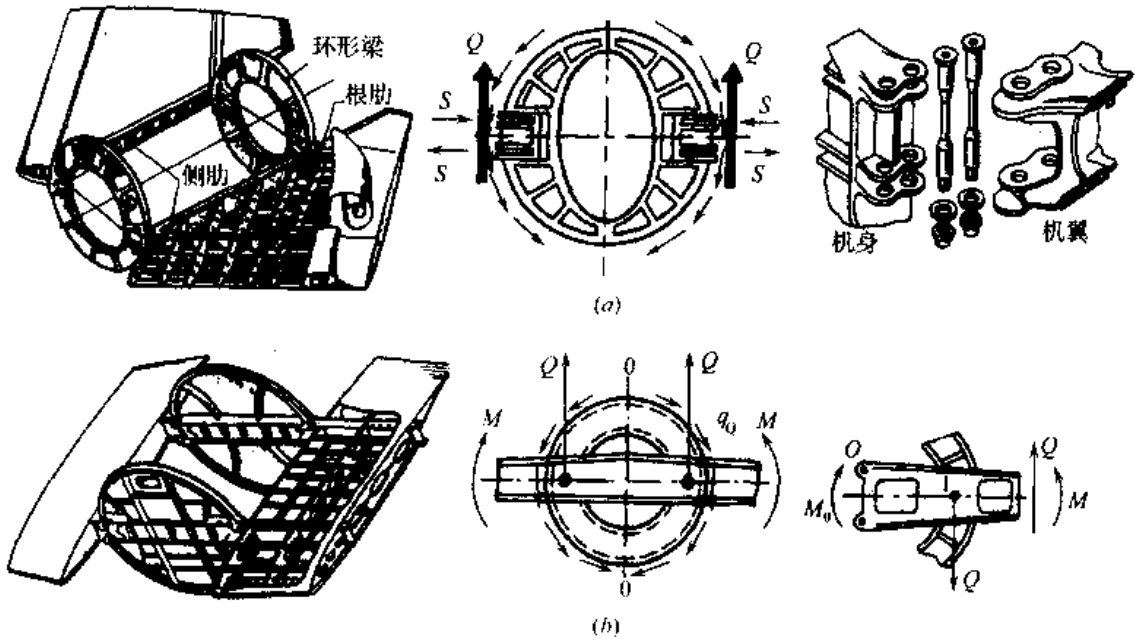


图 4－31　薄梁式机翼与机身的对接

(a) 无中央翼的机翼机身对接；(b) 有中央翼的机翼机身对接。

4.5.2 整体式机翼与中央翼的对接

整体式机翼与机身的对接方式一般为围框式分散连接，如图 4－32 所示。外翼上的弯矩 M 由翼盒壁板和翼梁缘条承受并在中央翼上自身平衡，剪力 Q 通过连接外翼和中央翼腹板的螺栓受剪传递，扭矩 M_t 通过连接翼盒壁板和腹板的螺栓受剪来传递。中央翼梁的腹板应与机身隔框相连，用于传递力 Q 和扭矩 M_t 形成的力偶 R_t。

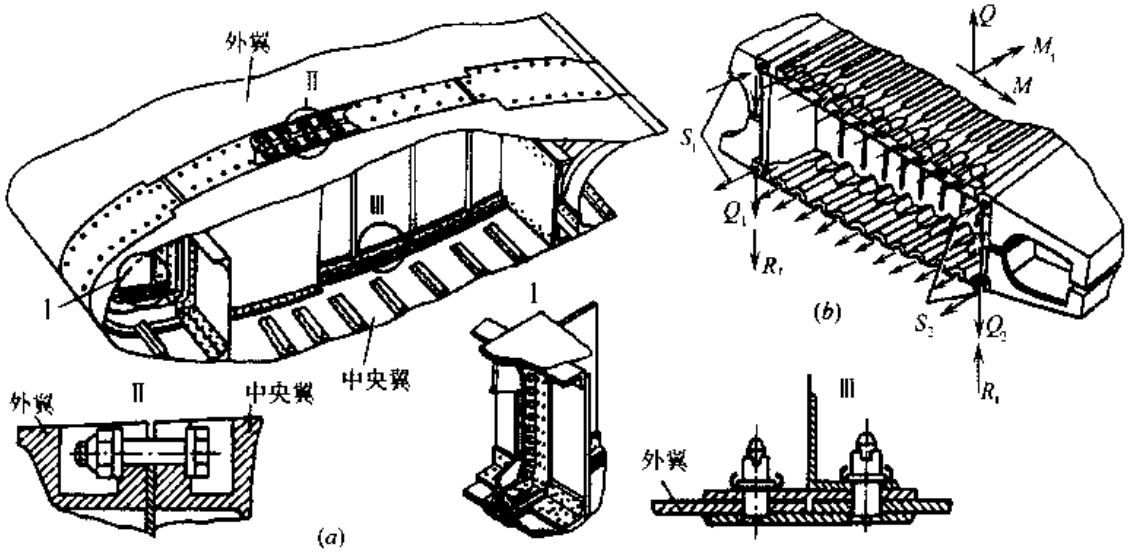


图 4－32 整体式机翼的围框式对接结构方案

(a) 对接结构方案；(b) 对接结构载荷的传递与平衡。

图 4－33(a)为安－124 飞机中央翼与机身的对接结构，中央翼梁 1、中央翼梁 3 和中央翼梁 4 与机身的 3 个加强框为弱铰接(耳片—叉耳)。该结构中外翼的弯矩 M 在中央翼翼盒壁板及其翼梁缘条上自身平衡，而中央翼梁腹板上的剪力通过铰接接头使加强框的侧面受载，最终在蒙皮上平衡。外翼上的扭矩 M_t 由外侧接头以力偶 R_t 的形式承受，这些力使隔框侧面受载并同力 Q 一样，也在机身蒙皮上平衡。采用这种中央翼与机身的对接型式可以减轻接头重量，但外翼的载荷在中央翼和加强框之间的分配关系比较复杂。

图 4－33(b)所示为整体式机翼通过梁和围框式接头与中央翼的连接方式。

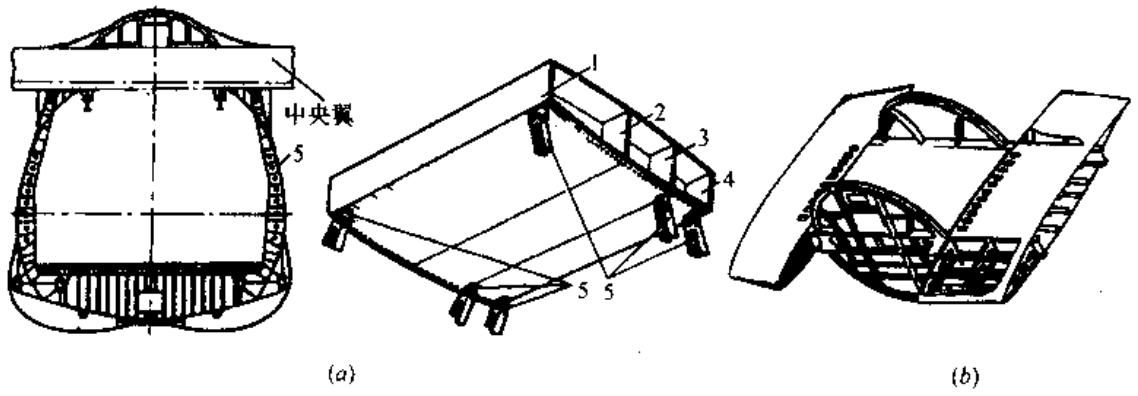


图 4－33 (a) 安－124 飞机中央翼与机身的对接结构；(b) 梁－围框式机翼机身对接

1,2,3,4—中央翼梁；5—加强框。

4.5.3 对接方式对机翼受载的影响

单梁单墙式机翼为三点式固定，图 4－34(*a*)表示梁和墙缘条上轴力的变化规律，在接近机翼根部时，墙缘条上的轴力通过蒙皮向梁缘条转移。双梁式机翼前后梁上的载荷可以认为不会发生转移，但存在蒙皮中剪流的反传，图 4－34(*b*)表示机翼翼梁缘条轴力和壁板中正应力的变化规律。单位宽度壁板上的轴向力 σ 从翼尖向翼根方向先增加后减小，并在对接面处达到 $\sigma=0$，因为对接面是自由边，不能限制壁板轴向位移。在壁板中应力减小的部位，梁缘条的轴向力增加，并且在对接面处机翼的全部弯矩($M_j+\Delta M$)只能由梁缘条承受。

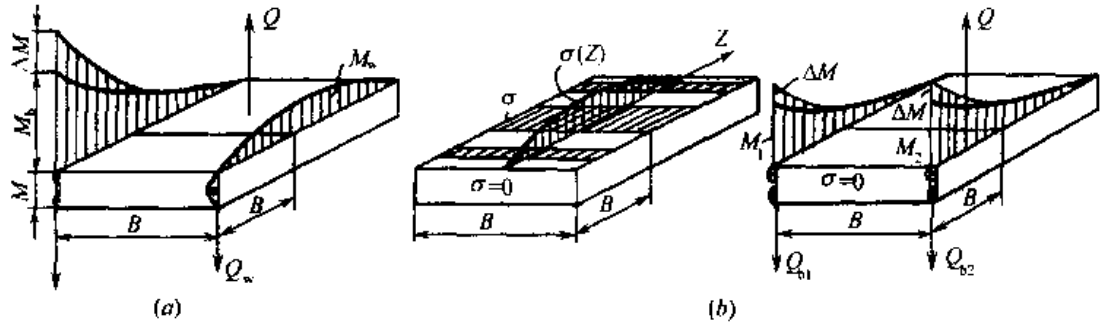


图 4－34　机翼连接接头型式对受力构件的受力特性的影响

对于整体机翼，机翼机身采用围框式连接，通常不会引起对接面处机翼承力构件承载特性发生严重变化。

4.6　机翼开口处的结构型式

为满足在机翼内装卸油箱、布置起落架和结构开敞性的要求，在机翼结构上不得不开口。开口破坏了机翼受力结构的完整性，削弱了结构强度，也可能破坏机翼结构的传力路线。为了补偿开口对结构的削弱，必须对开口区结构进行补强，为此要付出重量代价。增重多少取决于机翼的结构受力型式、开口的位置和开口大小，还取决于作用载荷的性质。

在蒙皮较薄的梁式机翼中，蒙皮主要承受扭矩 M_t 引起的剪力，对于小开口，如油箱注油口，采用不承力的快卸口盖，其开口周围用围框式垫板或冲压框加强。对于稍大些的开口，如飞机燃油及其他系统的定期检查开口，采用承力口盖，其口框也要加强，使口盖能像蒙皮一样承受剪切，就像没有开口一样。对于大开口，如燃油箱或起落架轮舱，在开口两端要布置加强翼肋，其目的是将扭矩 M_t 引起的剪流转换为距翼根较远的开口一端上的力偶 $R_t=M_t/B$，R_t 通过梁传过开口区，在开口另一端上 R_t 又转化为剪流 q_t。在长度为 L_0 的开口区内，机翼翼梁上增加或减少了一个剪力 R_t 和由 R_t 引起的力矩 M_{Rt}，如图 4－35所示。起落架舱要加盖舱门和护板，其强度和刚度应能承受局部气动载荷。

在整体式机翼有大开口时，要保证口盖不仅能承受由 M_t 引起的剪力(沿纵向缝用螺钉固定口盖)，而且要承受由弯矩 M 引起的轴向力。这就需要在开口边缘两端用螺栓连接壁板和口盖上的蒙皮和桁条(以围框式对接接头为例)。这样一来，口盖变成了可拆卸

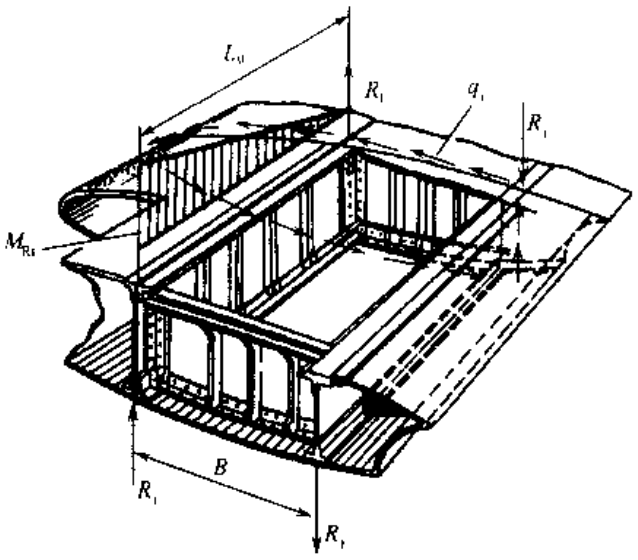


图 4－35　大开口的结构方案

的受力壁板，能承受由 M_1 引起的剪力和由 M 引起的轴向力，但这会使结构重量增加。因此，如果机翼需要大开口，最好采用梁式机翼。

4.7　后掠机翼的传力分析

4.7.1　后掠机翼的结构受力型式和根部受载特点

一、后掠机翼根部的结构受力型式

后掠机翼上的受力构件与直机翼上是一样的。根据结构受力型式的不同，它们可以是梁式机翼或整体式机翼。后掠机翼的载荷传递特点取决于与机身相连的机翼根部区域的结构型式。在这个区域以外的外翼段，其结构和受载情况与直机翼没有什么区别。

按机翼根部结构的受力型式，后掠机翼可分为以下两大类。

(1) 机翼纵向受力构件转折的后掠翼。图 4－36(a)为单梁式后掠翼，图 4－36(b)为双梁式后掠翼，图 4－36(c)为多梁式后掠翼，图 4－36(d)为在飞机对称面上有加强肋的后掠翼，图 4－36(e)为整体式后掠翼，图 4－36(f)为整体式带外置梁的后掠翼。

(2) 主要纵向受力构件不转折的后掠机翼，如带内撑梁的梁式机翼，如图 4－37 所示。

二、后掠翼根部的受力特点

后掠机翼根部的受载特点取决于根部剖面 2－3 上的剪力 Q、弯矩 M 和扭矩 M_t 如何向机身传递的，这与根部的构造特点有关。

(1) 必须布置能传递弯矩 M 的受力构件，即纵向构件轴线不转折时的内撑梁 2－4(图 4－37)和纵向受力构件轴线转折时在转折处布置的加强侧边肋 1－2(图 4－36)，侧边肋 1－2 用于承受弯矩分量。侧边肋既可属于机翼的构件，也可属于机身上的构件。当它是机身上的构件时，侧翼支持在加强框上，而且它是机身侧壁的一部分。内撑梁 2－4 作为前梁的第 2 个支点是必须的，如果前梁上点 1 处的弯矩为零，就可以去掉侧边肋，因为

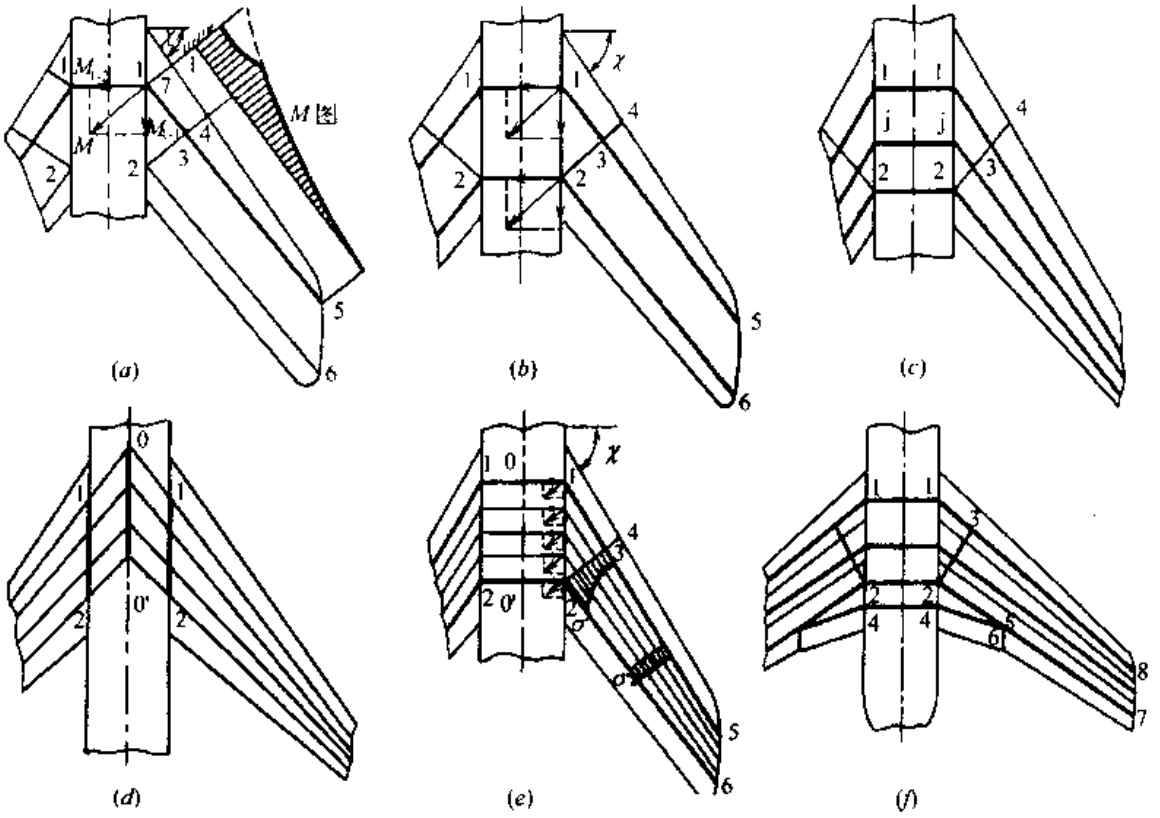


图 4－36　纵向受力构件轴线在机身侧边和在机身对称面转折的后掠机翼

它妨碍起落架支柱和机轮在机翼、机身内的收放。

(2) 对于梁式机翼，为了能以点 2 和点 3 处的力偶形式传递扭矩 M_t，必须有根部翼肋 2－3。这种机翼的根部三角区 1－2－3 不可能承受剪流 q_t，因为机身侧面上的正应力 $\sigma=0$，机翼侧边自由端上无法平衡剪流，如图 4－38 所示。

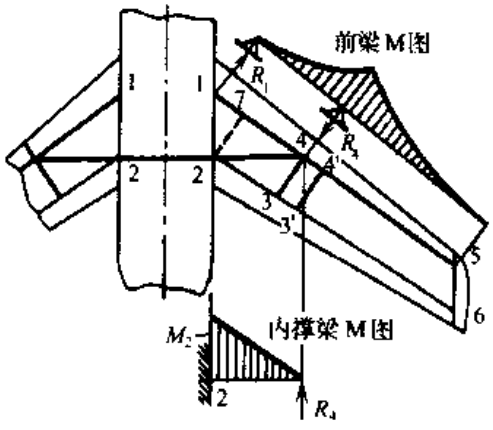


图 4－37　带内撑梁的后掠机翼

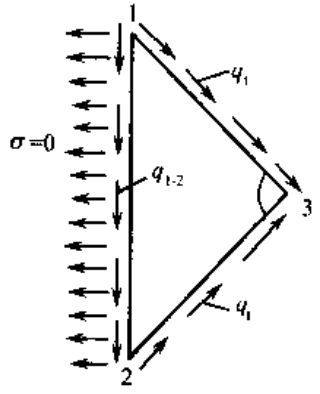


图 4－38　梁式机翼根部三角形壁板的受力

(3) 梁式后掠翼由于翼梁长度不同，翼梁的刚度也不一样，整体式机翼的前、后墙腹板长度也不同，在翼梁之间壁板上的正应力要重新分配。对于梁式机翼，前梁卸载，后梁加载，对整体式机翼，前梁处的壁板卸载，后梁处壁板加载，这种现象称之为后掠效应。

在后掠翼和三角形机翼中，翼肋可以顺气流方向布置，也可以垂直于某一翼梁或刚性

轴布置，或简单地垂直于机翼中线布置。从机翼受力特点来看，并无太大的影响。如果翼肋顺气流方向布置，较易维持机翼外形，但因为有斜角，翼肋较长、较重，翼肋与翼梁腹板和蒙皮的连接工艺较为复杂。此外，在翼肋间距相同的情况下，翼肋和桁条之间的蒙皮对角线较长，蒙皮的失稳临界应力值较小。所以，通常按垂直机翼刚性轴或某一个翼梁的轴线方向布置翼肋，如图 4－39 所示。

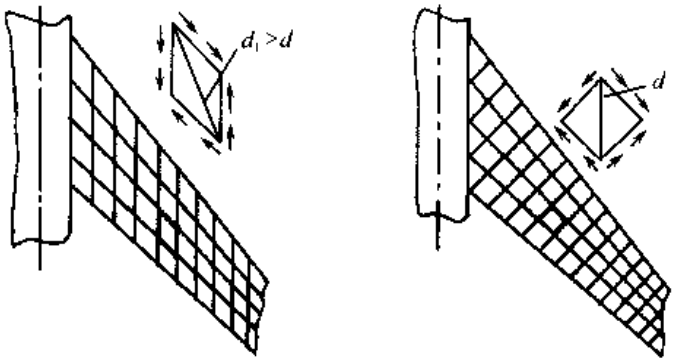


图 4－39　后掠机翼翼肋的布置方案
（a）翼肋顺气流布置；（b）翼肋垂直于翼梁布置。

4.7.2　纵向受力构件轴线转折的后掠机翼

一、单梁式机翼

这种受力型式的机翼由前梁 1－3－5、后墙 2－6、机翼根部区域加强肋（侧边肋 1－2、根肋 2－3－4 和前缘短肋 1－7）、三角区蒙皮、外翼段组成。机翼通过固接接头和铰接接头与机身对接。侧边肋缘条在点 1 处通过加强带板 8 与翼梁缘条相连，使侧边肋能够承受因前梁转折引起的分弯矩，如图 4－40 所示。所以在点 1 处，侧边肋与前梁要固接，而在点 2 处，侧边肋与后墙腹板铰接，以减小后掠效应。根肋 2－3－4 铰支在点 2 和点 3 处（与前梁和后墙腹板铰接）。前缘短肋 1－7 可看作是固支在接头 1 处的悬臂梁，其缘条通过加强带板 8 同翼梁缘条相连。

剪力 Q、前梁上的弯矩 M 沿前梁传递，而扭矩 M_t 由机翼蒙皮和前、后腹板形成的闭室以剪流形式传递，在传递到根肋之前，其传力过程与直机翼相同，从根肋剖面向机身的传递过程如下所述。

剪力 Q 由前梁 1－3 段受剪和受弯的形式传递到接头 1，如图 4－40(a)所示。

点 1 处的弯矩 M 分为两部分：$M_{1-2}=M\sin\chi$ 和 $M_{1-1}=M\cos\chi$。M_{1-1}(力偶 S_{1-1})传递到机身部分的翼梁或加强框 1－1 上，并同左边梁上对应的力矩平衡（在对称受载时）。这时，翼梁 1－1 段受纯弯（图 4－40(b)）。原则上讲，此时翼段 1－1 可以不带腹板，因为 $Q_{w1-1}=0$。但是当机翼受不对称载荷时，$Q_{w1-1}\neq 0$，1－1 段翼梁上的腹板就是需要的。力矩 M_{1-2}(力偶 S_{1-2})由侧边肋 1－2 承受，并以力偶 R_{1-2}的形式传递到机翼与机身的连接接头 1、2 上，这时侧边肋承受横向弯曲，如图 4－40(c)。随着后掠角 χ 的增大，分量 M_{1-2}增大。一般来说，为了使侧边肋能够承受力矩 M_{1-2}，侧边肋缘条应与前梁缘条连接起来。

扭矩 M_t 以闭室剪流 $q_t=M_{t2-3-4}/2F_{2-3-4}$作用在根肋 2－3－4 上，根肋在 2、3 点分

别受接头和前梁支持，支反力偶 R_1 使根肋受载平衡，R_1 的反作用力将传到接头 2 和前梁上。如图 4－40(d)。前梁 1－3 段以剪切和弯曲形式将该载荷传到节头 1 处。

在根部结构中，除了根肋 2－3－4 之外，还可以有一个加强前缘的短肋 1－7，用以承受机翼前缘上的扭矩 $M_{\text{Ⅱ}-7}$。该肋在接头 1 处固支，它的腹板用角片同前梁腹板相连，而缘条通过加强带板 8 同前梁及侧边肋连接。如图 4－40(e)所示，$M_{\text{Ⅱ}-7}$分解为侧边肋上的分弯矩 M_{1-2}和机身受力构件上的分弯矩 M_{1-1}。在 $M_{\text{Ⅱ}-7}$作用下，翼肋 1－7 作为悬臂梁承受弯曲和剪切。在其剖面上作用有剪力和弯矩，所以其剖面也应是工字梁形状。

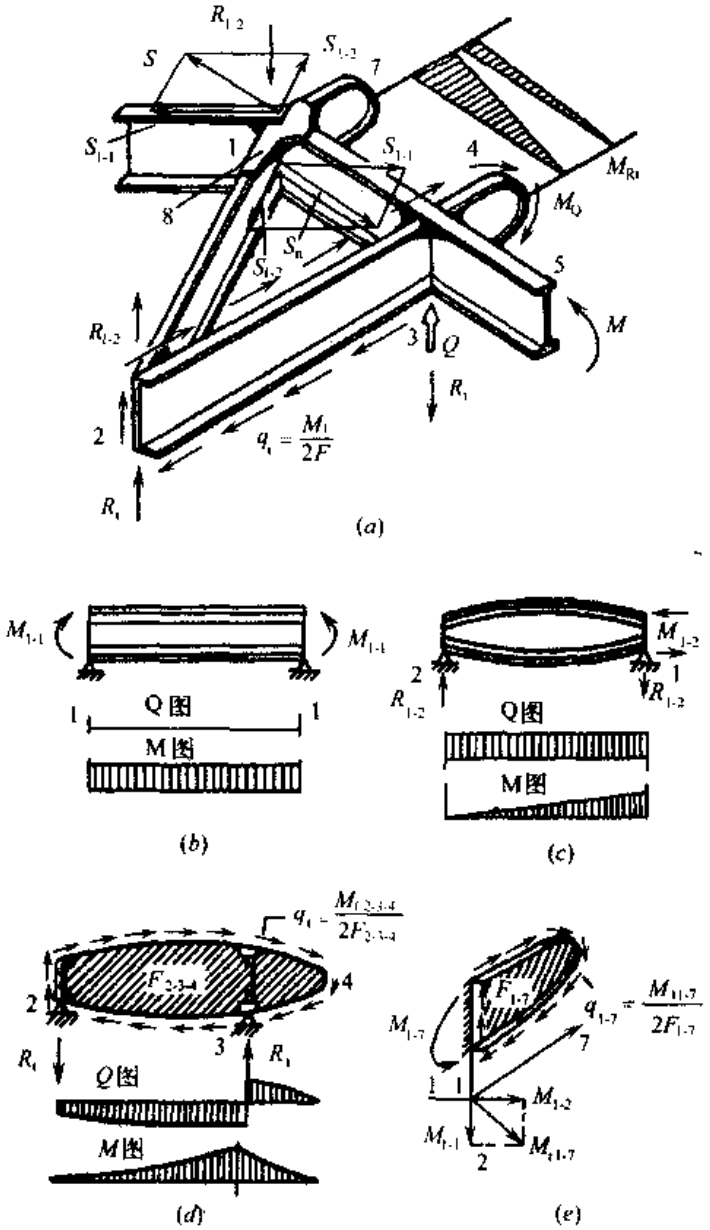


图 4－40　梁式后掠翼根部三角区的结构及其受载分析

由以上分析可知，在机翼机身对接接头处出现了一些附加的力和力矩，它们的产生与机翼根部三角区的结构特点有关。图 4－41 上是单梁双墙式后掠机翼。机翼后掠角 $\chi=45°$，侧边肋承受机翼弯矩的 71%。所以侧边肋的缘条很厚，这种缘条是通过加强带板与翼梁缘条相连的，而腹板是由截面较大的杆组成的桁架式结构。根肋也是桁架式结构，它

承受的载荷和受载特性与图 4－40 上的根肋 2－3－4 一样。该机翼的所有普通肋都是桁架式结构。翼梁上的固接接头非常强，整个机翼的弯矩和机翼的大部分剪力 Q 都要通过它传递到机身加强框和侧边肋上。这里，采用桁架式翼肋结构的原因是机翼剖面结构高度大，并且机翼内无油箱。

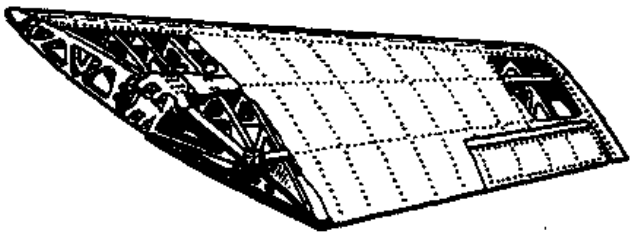


图 4－41　单梁双墙式后掠机翼

二、双梁式机翼

双梁式机翼有两根翼梁，相应地有两个固接接头。侧边肋 1－2 在点 1 和点 2 处与翼梁固接（在缘条上用连接板），而根肋 2－3－4 铰接在点 2 和点 3 处的翼梁上，如图 4－36（b）所示。由外翼传来的载荷 Q、M 和 M_t 到达根肋后，在三角区的传递过程如下：

远离接头处的剪力 Q 和弯矩 M 在前、后翼梁上按翼梁的抗弯刚度 EJ 分配。在根肋剖面附近，翼梁长度的差异开始影响载荷的分配，后梁较短，刚性较大，因此承受更多的剪力 Q 和弯矩 M，而前梁上的载荷减少。剪力 Q_1 传到接头 1 上，使翼梁 1－3 段上受到附加的弯矩，剪力 Q_2 将直接传到接头 2 上。在接头 1 和接头 2 处，前梁和后梁上的力矩由侧边肋 1－2 和加强框或机身翼梁段 1－1 和 2－2 承受，侧边肋 1－2 将承受横向弯曲，如图 4－42 所示。考虑到侧边肋 1－2 承受剪切和弯曲，它应有很厚的腹板和缘条，而缘条利用加强带板同翼梁缘条相连，使分弯矩从前梁和后梁传递到侧边肋上。扭矩 M_t 的传递与单梁式机翼相同。

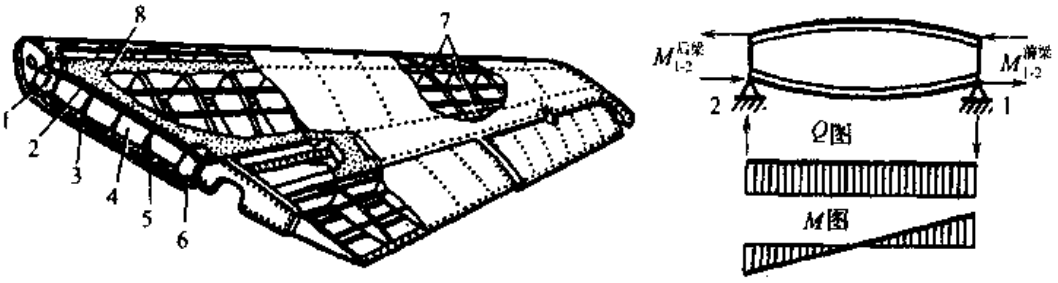


图 4－42　双梁式后掠机翼的构造和侧肋受力

1—前梁接头；2—侧边肋上缘条；3—侧边肋下缘条；4—侧边肋腹板；5—支柱；6—后梁接头；7—前、后梁；8—加强带板。

图 4－42 为双梁式后掠机翼，其后掠角 $\chi = 60°$。由于前梁卸载，后梁将承受更多的剪力和弯矩，因此它的腹板和缘条比前梁的大。这个机翼的后梁和后墙之间布置有起落架舱（主起落架），在加强翼肋和后腹板上固定有襟翼滑轨和副翼悬挂接头。起落架固定支柱、襟翼和副翼的接头将这些构件的载荷传递到加强翼肋上，并由加强翼肋分配到翼梁腹板和蒙皮上。

三、多梁机翼

图 4－36(*c*)和图 4－43 为典型的多梁式后掠机翼结构，多梁式机翼结构的载荷传递方式基本上同双梁式机翼相似。接头将外翼同机身加强框或中央翼的翼梁连接起来。在远离切面 2－3－4 的外翼上，剪力 Q 和弯矩 M 按翼梁的抗弯刚度分配，较长的前梁将部分剪力 Q 和弯矩 M 转移到较短的后梁上(机翼后掠角越大，转移的剪力和弯矩就越多)。沿第 j 个梁的腹板传到根肋 2－3－4 上的剪力将传递到固接接头上，同时产生附加弯矩，翼梁腹板由于力 Q 的作用而受剪。在连接翼梁与侧边肋 1－2 的接头处，翼梁上的弯矩将对侧边肋有分弯矩 M'_{1-2}，由于该力矩的作用，侧边肋将承受横向弯曲。侧边肋本身是多支点静不定梁。扭矩 M_t 以闭室剪流 q_1 的形式传到根肋 2－3－4 上，同支点 2、3 提供的一对支反力偶平衡。

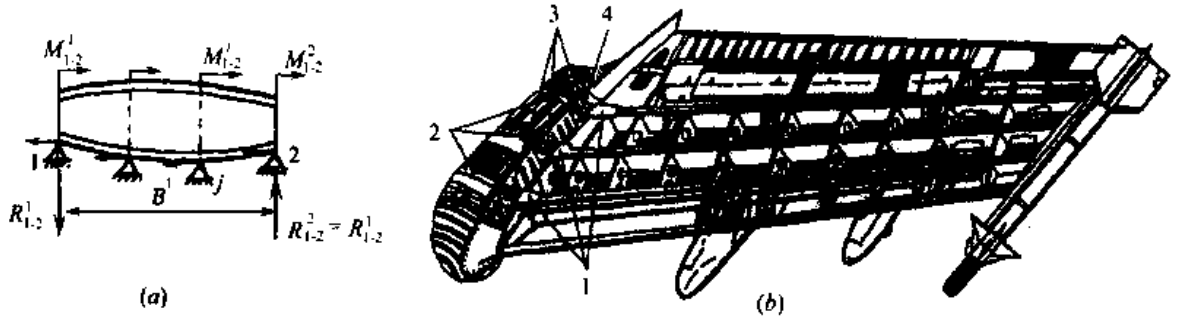


图 4－43　多梁式后掠翼结构

(*a*) 侧边肋受载情况；(*b*) 三梁式后掠机翼结构。

1—梁；2—机身加强框；3—梳状固接接头；4—侧肋。

图 4－43(*b*)为翼肋垂直中翼梁布置的三梁式歼击机后掠机翼，中间梁的位置与机翼刚性轴线几乎重合。在此机翼中不承受弯矩的构件数量(翼肋数量)被减到最少，这有利于减轻重量，并能获得较大的刚度和生存力。翼梁通过梳状接头与机身加强框固接。在加强翼肋上安装有襟翼、副翼、扰流板的悬挂接头及武器挂架。

四、单块式机翼

带有中央翼的单块式后掠翼通常将每个中央翼翼梁连接在机身加强框 1－1 和 2－2 上，中央翼的壁板和腹板利用接头和加强带板同机身加强框连接起来。外翼沿翼盒周缘和翼梁缘条同中央翼相连，如图 4－36(*e*)所示。

与梁式后掠机翼一样，翼盒壁板内的正应力的分布是不均匀的。后梁区的轴力比前梁区的轴力大，后掠角越大，这种后掠效应越明显。因此，在机翼根部壁板上，靠近后梁附近应采用较厚的蒙皮，并在此处用较强的桁条对其进行加强。在螺栓间距不变的情况下，壁板上连接螺栓的直径沿后梁到前梁逐渐减小。

壁板上轴向分布力 q_σ 沿壁板宽度是不均匀的。q_σ 可分解为沿翼肋 1－2 的分量 $q_{\sigma 1-2}$和垂直于翼肋的分量 $q_{\sigma f}$，如图 4－44(*a*)所示。侧边肋基本上只承受剪力。侧边肋的弯矩是由于 $q_{\sigma 1-2}$的不均匀性而产生的，所以值不大。如果不需要通过侧边肋将外翼壁板同中央翼对接，则侧边肋的缘条可以做得弱一些。

扭矩 M_t 通过两条路线传递，根肋 2－3 的弯曲和根部三角区壁板 1－2－3 的剪切，按

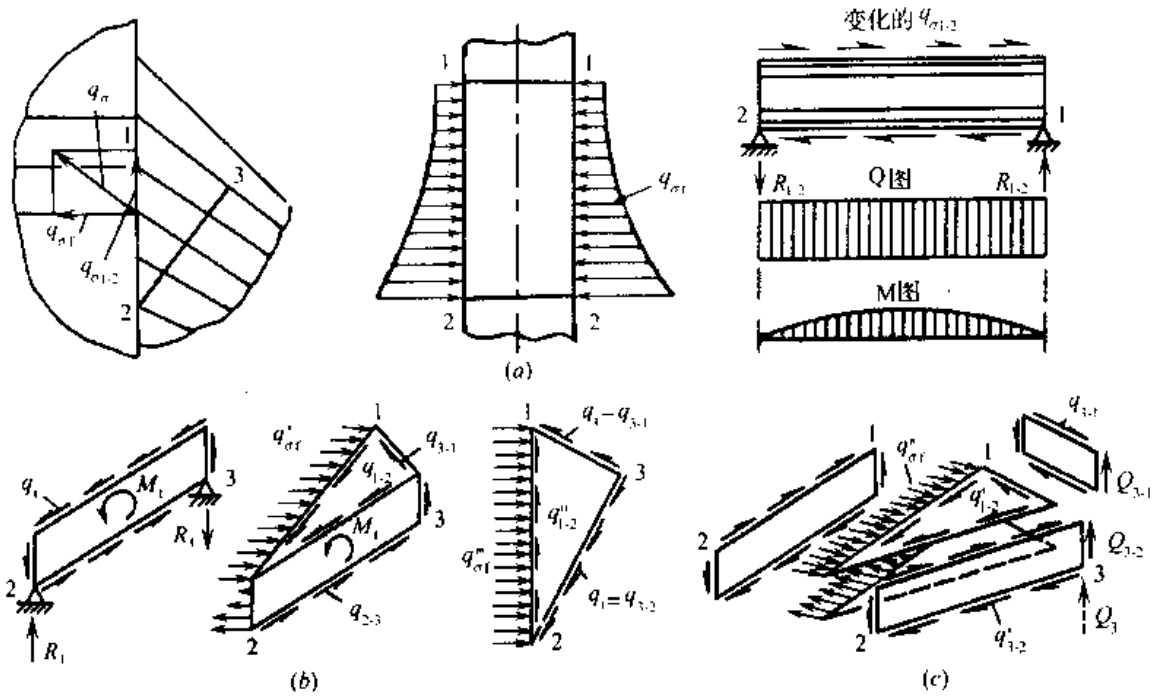


图 4－44　整体式后掠机翼根部构件的受载情况

两者的抗扭刚度进行分配，如图 4－44(*b*)所示。剪流 q_{2-3}和 q_{3-1}靠侧边肋 1－2 上提供的剪流 q_{1-2}和机身加强壁板提供的正应力 $q'_{\sigma 1}$来平衡。如根部三角区壁板的刚度较大，这种结构也可以没有根肋，因为三角区可以受正应力，此时，壁板 1－2－3 上的剪流与 3－1 边上的剪流相等，即 $q_t = q_{3-1}$。

远离根部剖面的外翼，剪力 Q 根据梁的弯曲刚度按比例分配。在接近根部的截面处，剪力进行重新分配，后梁腹板加载，前梁腹板卸载。当后掠角 $\chi \approx 50° \sim 60°$时，后梁加载量 ΔQ 可达在 $\chi = 0$ 时 Q 值的 50%。例如，图－114 飞机后梁腹板厚度在根部截面处为 12mm，而前梁腹板厚度在根部截面处为 6mm。剪力 Q_2 直接传到支点 2，而剪力 Q_3 分两路传递，Q_{3-2}部分将以翼肋 2－3 上的剪力传递到接头 2，Q_{3-1}部分将以前梁腹板的剪力传递到接头 1，如图 4－44(*c*)所示。从重量观点来看，这种机翼布局的不足之处在于不能充分利用前梁和前缘翼盒。

五、纵向受力构件轴线在机身对称面发生转折的后掠机翼

这种结构型式的机翼可以是梁式受力型式，也可以是整体式受力型式。在这两种情况下，在对称面处都应该有中央加强肋，一般称之为 0#肋，如图 4－36(*d*)所示。

如中央翼部分为双梁式结构，且前、后梁与机身铰接。0#肋的缘条承受前、后翼梁上弯矩产生的集中轴向力 S_0、S_0'，如图 4－45(*a*)所示。

如中央翼部分为单块式结构，0#肋的缘条承受机翼壁板正应力产生的分布剪力 q_σ，如图 4－45(*b*)所示。

中央翼肋在受到集中轴向力 S_0 或分布剪力 q_σ 作用后，被机身内蒙皮和翼盒腹板上的剪流 $q = q_{sk} = q_{web}$平衡。蒙皮和腹板的剪流 q 传到侧边肋 1－2 上，由此传递到加强框和机身侧边，如图 4－45(*c*)所示。

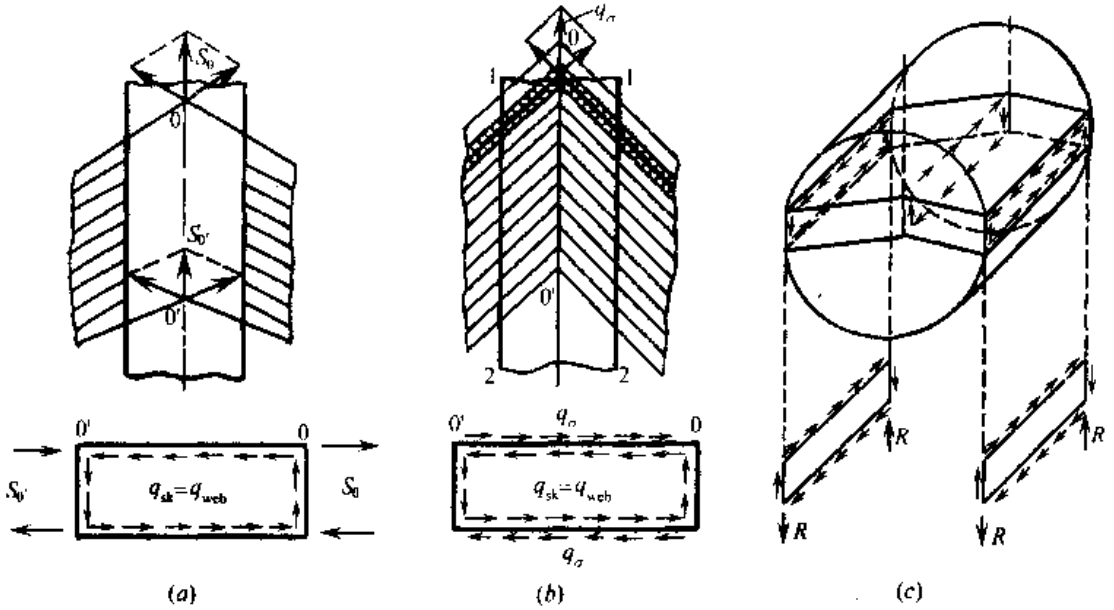


图 4－45　纵向受力构件在机身对称面转折的后掠式机翼的受载情况

4.7.3　带内撑梁的后掠翼

一、带内撑梁的单梁式后掠翼

带内撑梁的后掠机翼根部三角区中，主要受力构件有前梁、内撑梁、后墙、根肋、前缘短肋、前缘闭室等，如图 4－36 所示。在机翼受力构件中还包括蒙皮、支持桁条、普通肋和加强肋。

内撑梁可以属于机翼，也可以（很少）属于机身。如果属于机身，它在机身侧边不断开，也不与机翼蒙皮连接。支持在内撑梁上的前梁，其最大弯矩出现在与内撑梁的连接点处，如图 4－37 所示的前梁弯矩图，因此此处翼梁缘条截面积最大。而在前梁根部弯矩 $M_1=0$，因为这里是铰接接头。在这种情况下，就不需要加强侧边肋，因为此处侧边肋上的分弯矩 $M_{1-2}=0$。内撑梁是一个悬臂梁，其在机翼机身对接点处弯矩最大。一般地内撑梁垂直于机身轴线，在对称加载时，左、右机翼的弯矩 M_2 在机身受力构件 2－2 上自身平衡。因此，机翼下壁板上起落架的开口部位无论如何也不会影响机翼的受弯。如果内撑梁不垂直于机身轴线，则在机翼侧边需要有一个承力构件，该承力构件能承受弯矩 M_2 在垂直于机身轴线方向上的分量，这种构件可以是侧边加强肋。

机翼的承扭能力取决于下壁板上有无破坏剖面闭室的开口 1－2－4。根肋支持在前梁和内撑梁的交点处，既可以是固支，也可以是铰支，后墙铰支在根肋上，如图 4－37 和图 4－46 所示。

如果根部三角区下蒙皮不开口，且没有根肋 3－4 而有根肋 2－7，它铰支在前梁和内撑梁根部接头处，则扭矩以根肋 2－7 一周上的剪流 q_t 的形式转化为点 2 和点 7 处的一对力偶 R_t。点 2 处的力 R_t 传递到接头 2 上，而点 7 处的力 R_t 通过翼梁传递到梁的支点 1 和点 4 上。

如果根部三角区下蒙皮有开口，则必定有根肋 3－4。若根肋铰支在点 3 和点 4 处，则由 M_t 转变而成的力偶 R_t 传到后墙和内撑梁上，内撑梁随之产生附加弯曲，但后墙上的

附加弯矩不能由铰接接头承受。该力矩使与根部翼肋相邻的外翼盒 3 – 3′ – 4′ – 4 承受附加剪切，这就不得不加强此部位的蒙皮。最后，若根肋是固支在点 4 处的悬臂梁，则由内撑梁和前梁构成三角架承受扭矩 M_t，如图 4 – 46 所示。在大多数情况下，都有 1 – 2 – 4 三角形起落架舱，则根肋 3 – 4 在点 4 处固接，点 3 处铰接，这样可以提高机翼的抗扭刚度和抗弯刚度。

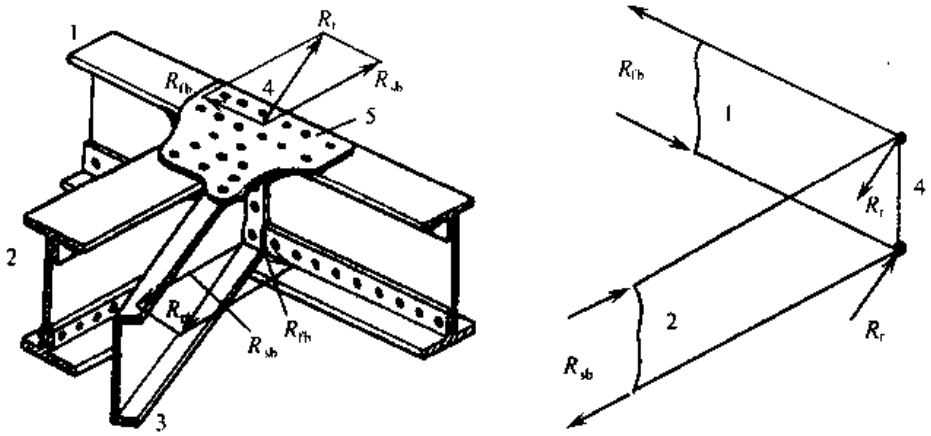
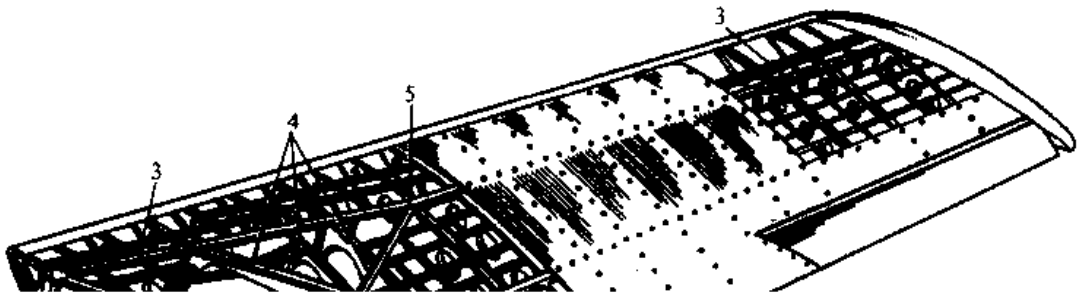


图 4 – 46　前梁、内撑梁和根肋的连接结构

1—前梁；2—内撑梁；3—根肋；4—前梁、内撑梁和根肋的交点；5—加强带板。

带内撑梁的后掠翼的结构重量更轻，因为机翼上没有很强的侧肋，而前梁根部弯矩卸载，翼梁缘条的面积就可以减小。

图 4 – 47 是一带内撑梁的后掠翼结构，其特点是前梁轴线在点 5 处转折，这就使梁的大部分处于最大结构高度位置上，有利于减轻翼梁重量，并满足布置起落架支柱固定接头位置的总体布局要求。为了从结构上保证将起落架的力传递到机翼受力构件上，这个接头最好布置在前梁和内撑梁之间。但是，任何轴线发生转折的纵向受力构件都要求有与之固接的其他构件，在点 5 处也需要有这样的构件来承受从前梁外段传来的分弯矩。在这个具体结构中，内撑梁和前梁根部便是所要求的构件。起落架在前梁和内撑梁上的连接点与它们之间的连接点很近。起落架舱由上部的蒙皮、加强翼肋和下部的舱门形成。



二、混合结构受力型式的后掠翼

图 4－48 是米格－29 飞机的机翼，它有 3 个较强的内撑梁，在 3 个内撑梁的端部布置一个加强翼肋。内撑梁将 3 个翼梁上垂直于机身方向的分弯矩直接传递到加强框上，另一方向的分弯矩由加强翼肋承受，所以该加强肋与多梁式后掠翼中的侧边肋的受载情况相同。武器挂架的支座也固定到该加强肋上，机翼在这个剖面处的外挂重量是最大的，这种结构能使外挂载荷通过内撑梁以最短路径传递到机翼机身连接的梳状固接接头上。

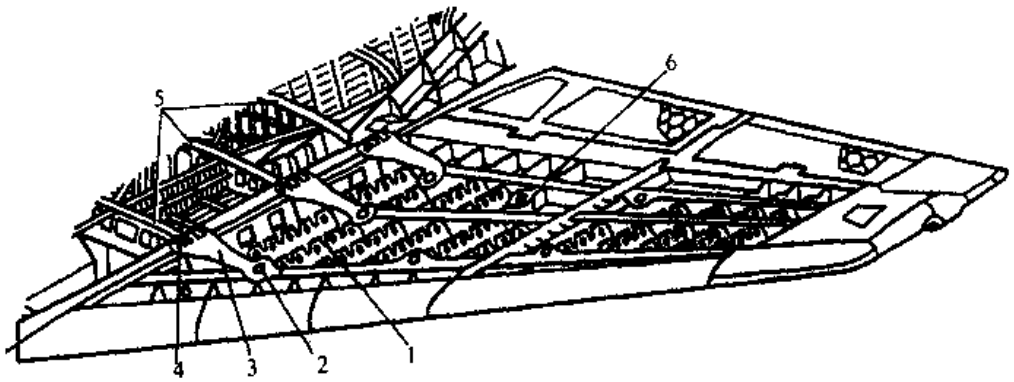


图 4－48　米格－29 飞机机翼结构

1—加强翼肋；2—支座；3—内撑梁；4—梳状固接接头；5—加强框；6—翼梁。

4.8　前掠翼

前掠翼的结构受力型式与后掠翼相同，并同后掠翼一样，机翼根部区域的结构和承载方式与直机翼不同。除单梁式机翼以外，与后掠翼结构受力型式比较，前掠翼结构受力型式中的前梁根部和靠近前梁的根部壁板承受的载荷较大。前梁的加载是由于较长（刚度较小）的后梁的卸载。前缘和后缘的后掠角 χ 也有差别：前掠翼的前缘 χ 值比后掠翼的小，而后缘的 χ 值则比后掠翼的大。

采用前掠翼对飞机布局提供了较大的自由度。前掠翼的中央翼位于飞机重心的后面，这就不影响机身内客舱（在客机上）或空投舱（在军用机上）载荷的布置。前掠翼飞机较容易满足飞机的面积律要求，这就降低了跨声速飞行时的波阻，减少飞行需要的推力，发动机不需要在加力状态下工作。与后掠翼相比，前掠翼与机翼扭转有关的损失较小，有可能降低阻力，并提高升阻比。前掠翼的气动弹性发散临界速度 $V_{cr.d}$ 较低，但机翼结构重量 W_w 比后掠翼要大，如图 4－49 所示。其原因是：当机翼受弯时，前掠翼的扭转使迎角增加，使翼尖上出现附加升力，附加升力又使弯矩增大，使迎角继续增加，一直到当飞机速度 $V \geqslant V_{cr.d}$ 时机翼发生破坏为止。当飞行速度 $V < V_{cr.d}$ 时，机翼结构的弹性力会阻止这种发散现象的发展。而当后掠机翼弯曲时，引起的机翼顺气流剖面的扭转使迎角减小，这样就可抑制和推迟发散现象的出现，如图 4－50 所示。

如果在前掠翼结构蒙皮上采用各向异性的纤维复合材料，利用其弯扭耦合效应，减小甚至消除机翼气动弹性变形引起的攻角的增加，可使发散临界速度 $V_{cr.d}$ 大大提高。另外，复合材料具有较高的比强度和比刚度，所以复合材料前掠翼的重量远远小于铝合金机翼的重量，并且它几乎与前掠翼的前掠角无关，如图 4－49（b）所示，所以利用复合材料能

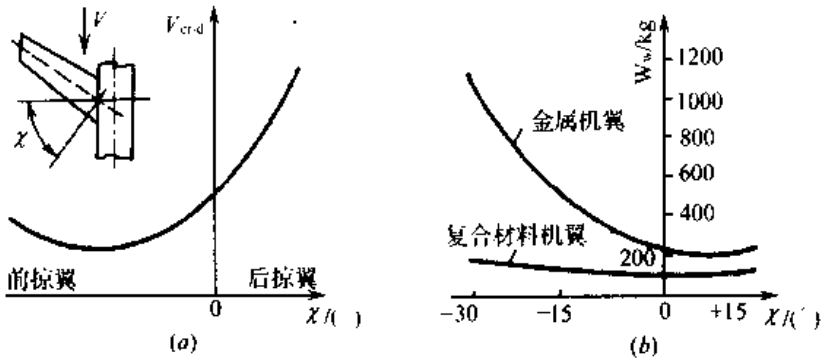


图 4－49　后掠机翼和前掠机翼的重量和发散临界速度比较
(a) 发散临界速度；(b) 机翼结构重量。

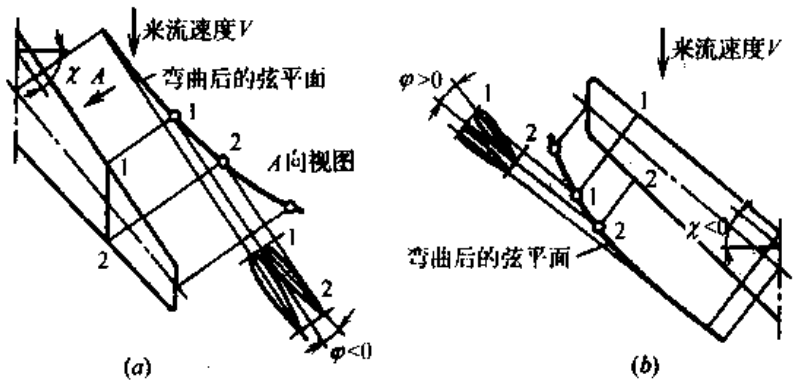


图 4－50　机翼弯曲时前、后掠机翼剖面的攻角改变
(a) 后掠翼弯曲引起的扭转；(b) 前掠翼弯曲引起的扭转。

制造出抗发散的前掠翼结构。图 4－51 是前掠翼可能的结构受力型式和带前掠翼的飞机，其中图 4－51(a)是双梁式前掠翼，图 4－51(b)是带内撑梁的双梁式前掠翼，图 4－51(c)是带有前掠翼和前置水平尾翼的飞机 X－29 的结构布置图。机翼是带有金属翼梁和碳纤维复合材料蒙皮的整体式结构受力型式，碳纤维蒙皮有约 150 层纤维布。

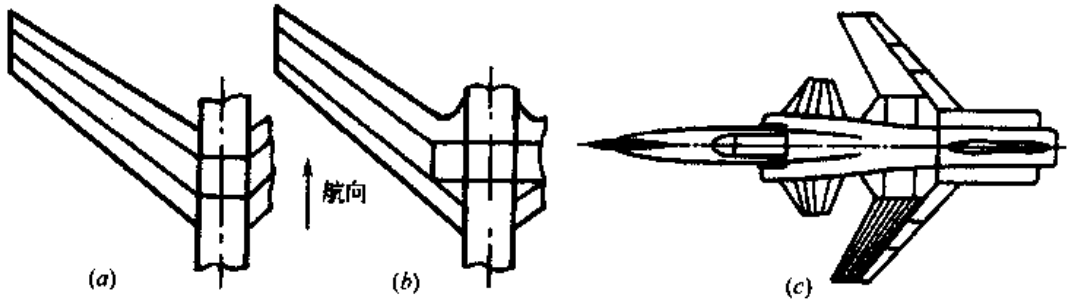


图 4－51　前掠翼的结构受力型式

4.9　旋转翼

旋转翼主要有 3 种：可变后掠角机翼、可变安装角机翼和折叠机翼。可变后掠角机翼的飞机在飞行中可改变整个机翼或外翼部分的后掠角，机翼上可转动部分的面积占机翼

总面积的 40% ~ 70%。可变安装角机翼的飞机在飞行中机翼可横向转动，可变安装角部分的面积占机翼总面积的 30% ~ 80%（直至 100%）。折叠机翼是指机翼的翼尖部分可相对于纵轴转动，可折叠部分的机翼面积占机翼总面积的 30% ~ 50%，或更多些。

4.9.1 可变后掠角机翼

一、可变后掠角机翼结构

可变后掠角机翼由不动的中央翼、机翼可旋转部分、机翼旋转接头和机翼旋转操纵系统组成，如图 4 - 52 所示。

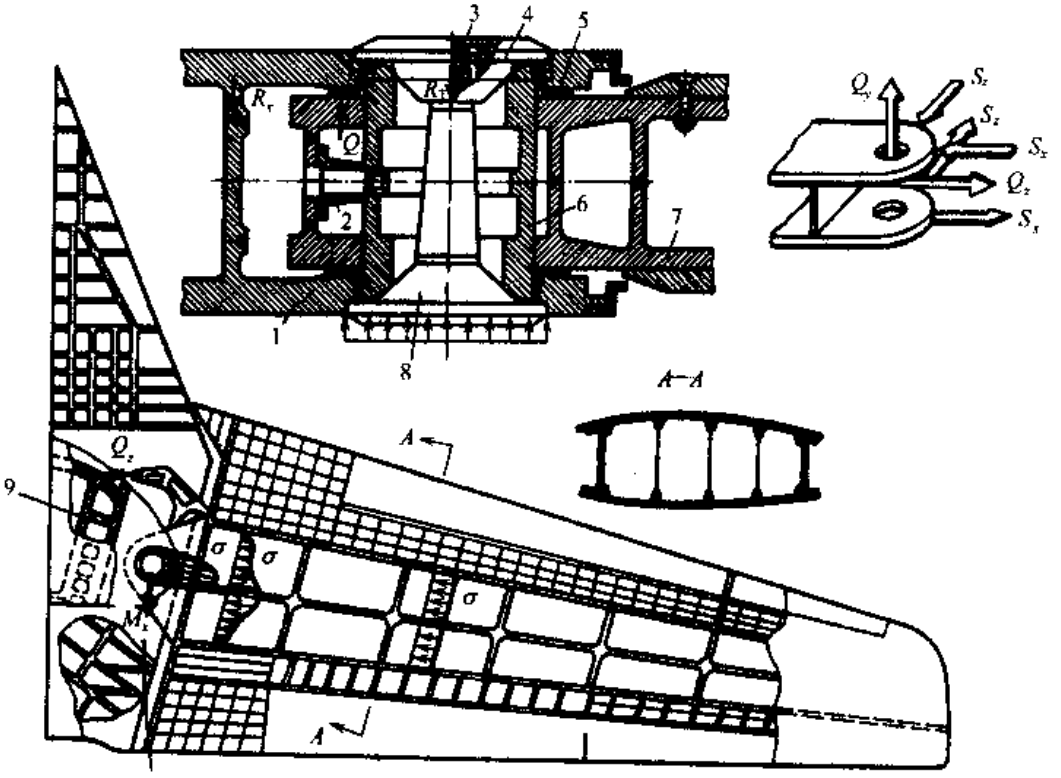


图 4 - 52 可变后掠翼及其枢轴的结构

1—中央翼耳片；2—定位销；3—压紧螺栓上可拆卸法兰盘的定位螺钉；4—压紧螺栓上部可拆卸法兰盘；5—滑动轴承；6—与机翼旋转部分连接的衬套；7—机翼旋转部分的耳片；8—压紧螺栓；9—加强肋。

图 4 - 52 表示机翼转动部分耳片上的力 $Q_y = Q_y$ 向机翼根部耳片的传递过程。力 Q_y 从机翼转动部分的上耳片通过轴承以压力形式传到机翼根部的上耳片上，这个耳片在弯曲时通过螺栓受拉（R_T）将载荷从螺栓的上法兰盘传到下法兰盘上，而下法兰盘支持在根部下耳片上，从而将载荷传到下耳片上，使根部下耳片向上弯曲。因为机翼根部壁板不能受横向弯曲，该载荷最后由加强肋提供的支反力 R_r 平衡。

弯矩 M_x 以一对轴向力偶 $S_x = \sigma\delta B$ 传向枢轴。机翼根部梁之间的正应力分布情况如图 4 - 52 所示。随着 σ 的变化，壁板蒙皮的厚度也随之改变，最后到枢轴附近变成很强的耳片。

图 4 - 53 给出了重型飞机 B - 1（起飞重量 $W_0 \approx 180t$）的变后掠机翼和该飞机单独的机翼旋转部分，图 4 - 54 给出了另一种飞机（$W_0 \approx 30t$）的机翼和它单独的旋转部分，虽然它们的重量相差很大，但两种机翼的结构受力型式基本上是一样的，也是典型的。比如

说，它们的中央翼都是钛合金焊接壁板，且中央翼作为燃油箱。旋转接头（枢轴）耳片连同加强板从两面焊接到该燃油箱上。B－1飞机机翼是带整体壁板蒙皮的双梁整体式结构，整体壁板的厚度沿展向从翼尖向旋转部分的根部逐渐增加，并在此过渡成很强的耳片，壁板与中央翼的连接是通过一个枢轴实现的。

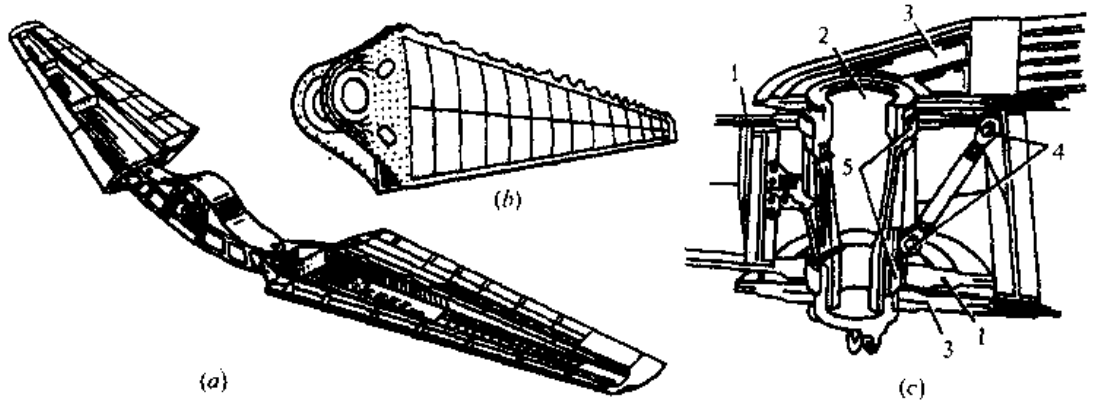


图4－53　B－1飞机的可变后掠机翼及其枢轴的结构

1—外翼；2—衬套；3—中央翼；4—螺栓；5—轴承。

B－1飞机机翼后掠角的变化范围为15°～65°，机翼从15°转到65°大约需1min。机翼的转动是通过螺杆液压作动筒实现的，如图4－55所示。机翼旋转操作系统应保证飞机处于基本飞行状态时机翼是最佳位置，并能使机翼固定在任一中间位置。

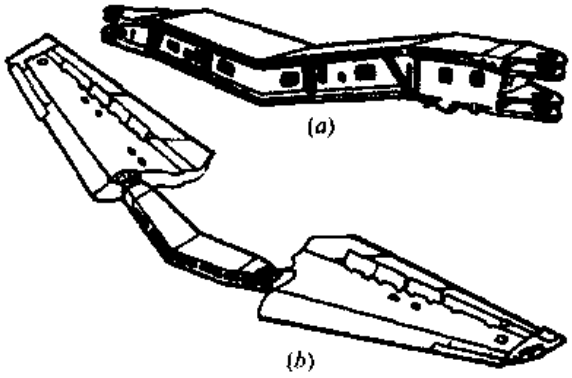


图4－54　可变后掠机翼及其根部结构

（a）中央翼部分；（b）可变后掠翼。

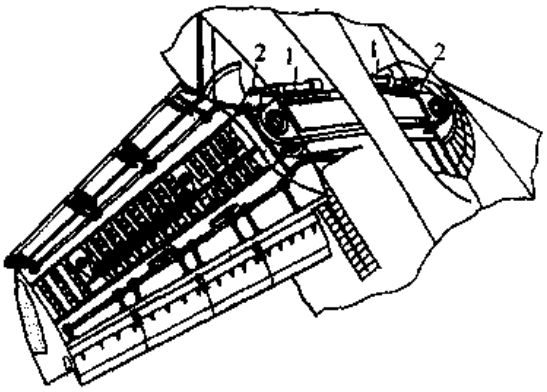


图4－55　F－14飞机的可变后掠翼

1—拉杆；2—耳片。

上述3种可变后掠角机翼的旋转部分都是双梁单块式结构受力型式，这部分也是燃油箱，其旋转操纵系统的结构原理也类似。

图4－52所示的结构型式的机翼，其旋转部分的全部载荷 Q、M 和 M_t 都只通过一个枢轴传向固定的机翼根部。枢轴接头布置在距机身侧壁 l_{pi} 处，而且 l_{pi} 越小，可转动部分的面积相对于整个机翼面积 S 就越大，由机翼转动而产生的效率就越高。但是，这样一来，枢轴接头上的载荷增大，并且当机翼从一个极限位置旋转到另一个极限位置时，焦点位置移动，使飞机的平衡变得更为复杂，因此在现代飞机上 $l_{pi}=(0.1\sim0.25)l/2$，如图4－56所示。

按照机翼结构的型式，可变后掠翼的载荷传递方式分为两种：（1）所有载荷（Q、M、M_t）只能通过枢轴传递，机翼旋转部分采用整体壁板（壁板厚度 $\delta_{sk}=12\text{mm}\sim15\text{mm}$，对于

重型飞机 δ_{sk} 值可能更大一些），该整体壁板在旋转接头区域内变成很强的耳片，以保证旋转接头有足够的强度和刚度；(2) 弯矩 M 由安装在主梁上的枢轴接头传递，而剪力 Q 和扭矩 M_t 不仅由枢轴传递，而且还借助于辅助滑块来传递。滑块安装在辅助梁上，在滑轨上滑动，如图 4－57 所示。

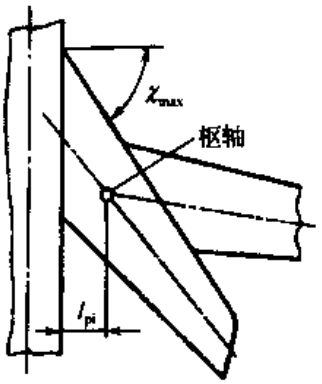


图 4－56　枢轴的位置

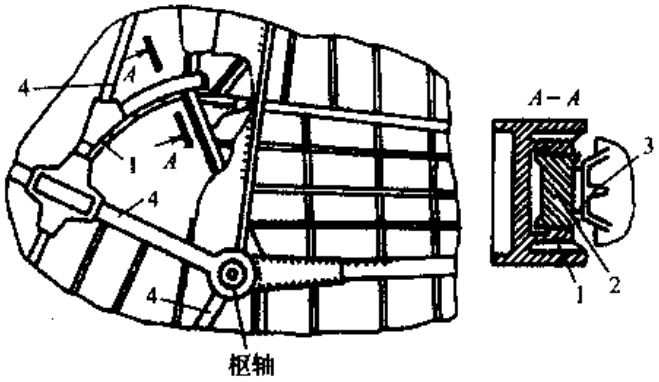


图 4－57　带辅助传力支点的可变后掠翼

1—滑轨；2—滑块；3—辅助梁；4—辅助承力构件。

在仅有枢轴的结构型式中，旋转接头所需的空间较小，接头本身简单，能提供足够的刚度。而带有辅助滑块传力的结构型式，需要较大的内部空间（滑轨、辅助承力构件、带滑块的辅助梁等），但力 Q_y 和 M_t 的承受情况比较简单，重量也较轻。

二、枢轴的受载

枢轴承受来自机翼旋转部分的力（$Q_v = Q_y$，$Q_h = Q_z$）和力矩（M_x、M_z 和 M_Y）。当机翼转动时，这些力和力矩的大小和方向是变化的，$M_x = M\cos\chi$ 随着后掠角的减小而增大，而 $M_z = M\sin\chi$ 随着后掠角的减小而减小，如图 4－58 所示。例如，当 χ 从 65°减小到 15°时，M_z 值减小 3 倍～6 倍，而 M_x 值增加到 2.1 倍～2.5 倍。为了在小 χ 角时减小承受弯矩 M_x 的结构重量，经常对过载进行限制。关系曲线 $n_{emax} = f(\chi)$ 如图 4－59 所示。这是比较合理的，因为在起飞和着陆以及在远距离飞行时，后掠角较小，可变后掠翼飞机的过载值 n_{emax} 实际上不大。

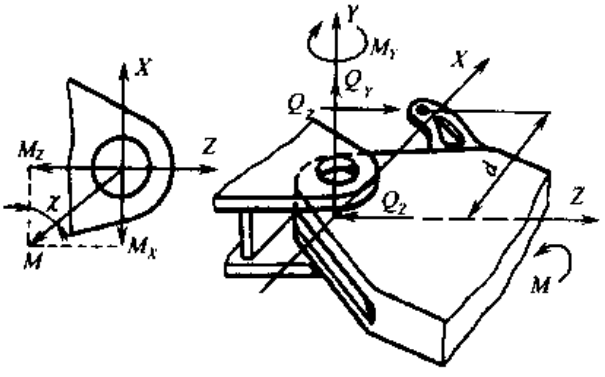


图 4－58　作用在枢轴上的力和力矩

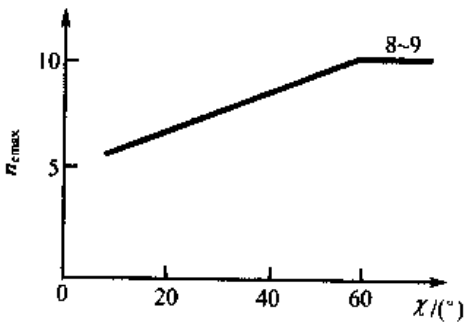


图 4－59　最大容许使用过载与机翼后掠角的变化

4.9.2　可变安装角的机翼

在飞行中可改变安装角的机翼，可以在不改变机身姿态的情况下改变机翼旋转部分

的攻角，可用于直接控制机翼的升力，使得在不改变机身姿态的情况下改变飞行高度，也可以在不改变飞行高度的情况下改变机身攻角，或同时进行这两种操纵。由于提高了飞机的机动(作战)性，就可以减小飞机的配平损失，从而减少水平尾翼的面积，减轻尾翼的重量。如果机翼旋转操纵系统允许相对于水平轴线对机翼进行差动操纵，那么就有可能同机翼直接升力控制一起对飞机进行横向操纵。

转动接头的结构和可旋转悬臂外翼的结构受力型式与全动尾翼的结构型式类似(见4.13.5节)。但为了减轻重量，简化结构，还要采取其他措施，才能达到直接控制升力的目的，这是这种机翼的技术难点。

如果发动机安装在机翼上，并同机翼一起转动，以便在起飞和着陆时产生垂直推力，这种机翼可以用于垂直起降的飞机上。但是，为了使装有发动机的机翼旋转(回转接头、机翼回转部分中其他系统附件的管线等)，飞机结构将非常复杂，结构重量也很大，再考虑到要保证机翼转动部分的必需强度和刚度的困难，这种垂直起降方案并未得到实际应用。

4.9.3 折叠机翼

机翼可折叠的飞机通常是舰载飞机，以便减小其外形尺寸，方便在甲板上或舰舱内停放。

F-18是美国海军舰载机，如图4-60所示。机翼平面形状为梯形，采用多梁式结构受力型式，翼尖部分通过液压作动筒绕机翼旋转轴向上旋转。旋转接头穿过翼梁上固接接头的上耳片，翼尖放下时，下位锁锁定在下耳片上。翼尖的固定是通过锁栓实现的。当翼尖固接接头的下耳片和中外翼对准时，锁销在液压传动装置的驱动下插入接头的耳片内，并将翼尖刚性固定住。翼尖的折叠是通过液压传动装置进行的。

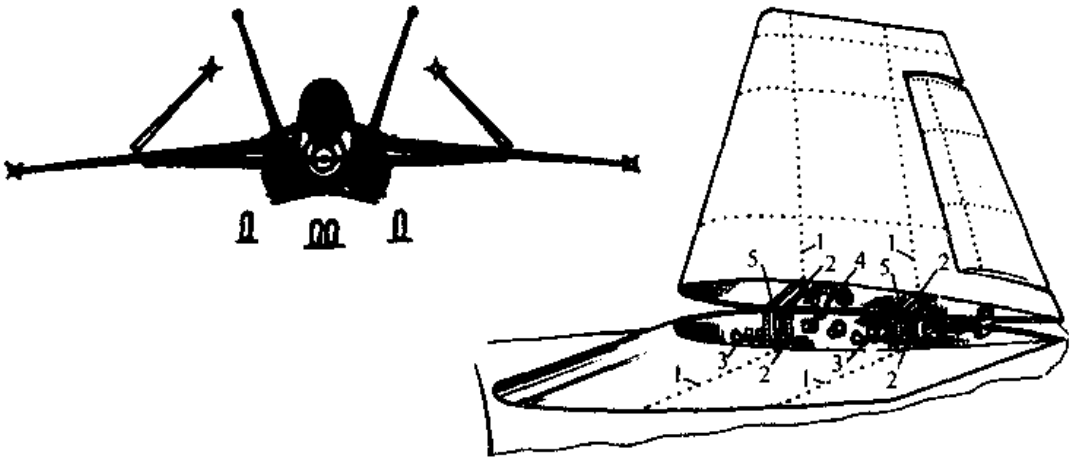


图4-60 美国F-18可折叠式机翼

1—翼梁；2—下接头耳片；3—锁销液压传动装置；4—折叠操纵液压传动装置；5—上接头耳片。

俄罗斯苏-27K是可折叠式机翼舰载飞机，如图4-61所示。机翼平面形状为梯形，结构受力型式为三梁整体式，中央翼与中外翼的对接采用围框式，中央翼与机身为翼身融合体且一体制造，外翼是可折叠的。

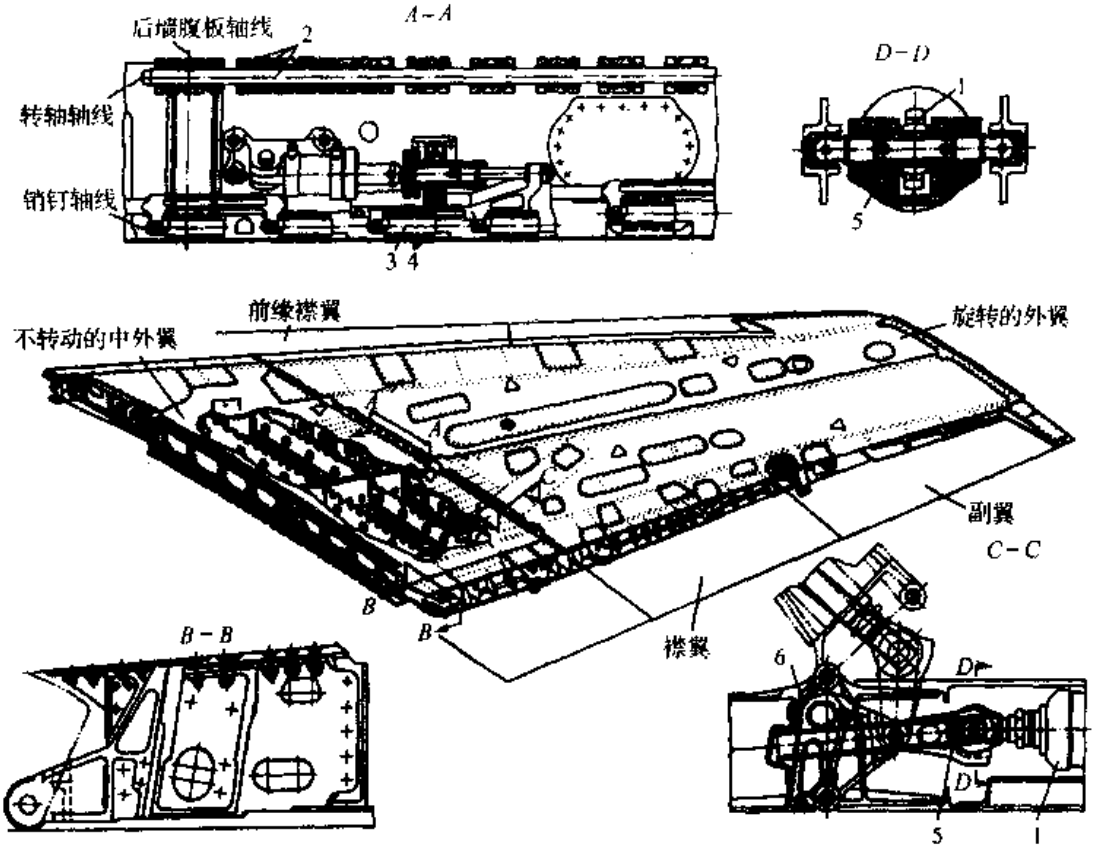


图 4-61　俄罗斯苏-27K 可折叠式机翼

1—折叠操纵液压传动装置；2—通条；3—锁定机构活塞杆；4—下壁板耳片；5—连杆；6—支臂。

外翼沿上壁板的转轴进行折叠，转轴是上壁板上的很多耳片中的通条。锁定机构位于外翼和中外翼下壁板耳片里的液压传动装置操纵活塞杆。当折叠机翼时，锁定机构将活塞杆从下壁板的耳孔中退出，这样就将机翼旋转部分从将它固定在放下位置的锁里解脱出来。然后，液压传动装置通过连杆使机翼开始相对于转轴折叠。由于机翼可旋转部分较长，为了减小飞机的垂直尺寸，机翼的折叠角约为 120°。

4.10　三角翼的传力分析

与直机翼和后掠翼一样，三角翼也有梁式和整体式结构受力型式，但它们还有自己的结构特点。

三角翼的相对厚度 $\bar{c}$ 较小(3% ~ 5%)，但由于根部翼弦较长，使得机翼根部的绝对厚度较大，能够获得较大的空间用于放置燃油或起落架。在其他条件相同的情况下，同其他平面形状的机翼相比，三角翼还有重量上的优势，并且刚度大，因此不易产生气动弹性现象，亦具有更高的生存力(特别是多梁三角翼)。正是由于这些优点，在一段时间里(1950 年—1970 年)，三角翼被广泛应用在超声速飞机上。

但随着三角翼前缘后掠角的增大，机翼前缘增升装置效率降低，而机翼后缘的翼展不大，限制了机翼后缘增升装置的能力，降低了机翼的升力特性。这些因素都影响了三角翼飞机的起降性能，因此，后来更多地采用中等后掠角机翼。

4.10.1 带平行翼梁的多梁三角翼

带有平行翼梁的多梁三角翼结构的受力型式如图 4－62 所示，机翼的主要受力构件包括：若干个(1－1，…，$n-n$)梁、前墙 2－3、侧肋 2－n、蒙皮等。

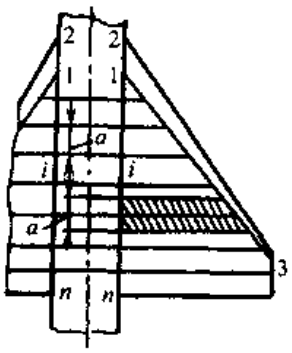


图 4－62 平行翼梁的多梁式三角翼

在传力分析时，先初步假定宽度为 a 的阴影面积上的气动载荷作用在第 i 个翼梁上，如图 4－62和图 4－63 所示。但机翼是由 n 个梁组成的静不定系统，按照静不定系统载荷按刚度分配的原则，各梁上的载荷将重新分配，即较长而刚度小的靠近后缘的梁会将自己的部分载荷(ΔM_i)转到较短而刚性较大的靠近前缘的梁上。ΔM_i 以剪流 q_{ci}通过由侧边肋腹板(所以在这种机翼中需要侧边肋)、蒙皮和前梁腹板形成的闭室(沿着翼展)进行传递。根据这种机翼结构受力型式的承载特点，在机身侧边处翼梁的缘条面积应最大，翼梁腹板较薄，而侧边肋应具有腹板，以便形成闭室。侧边肋承受剪切，所以不需要有厚缘条。蒙皮承受剪切，并且由于作用于蒙皮上的剪流值比较小，蒙皮较薄，除加强肋以外，其余翼肋可以没有腹板——缘条式翼肋。

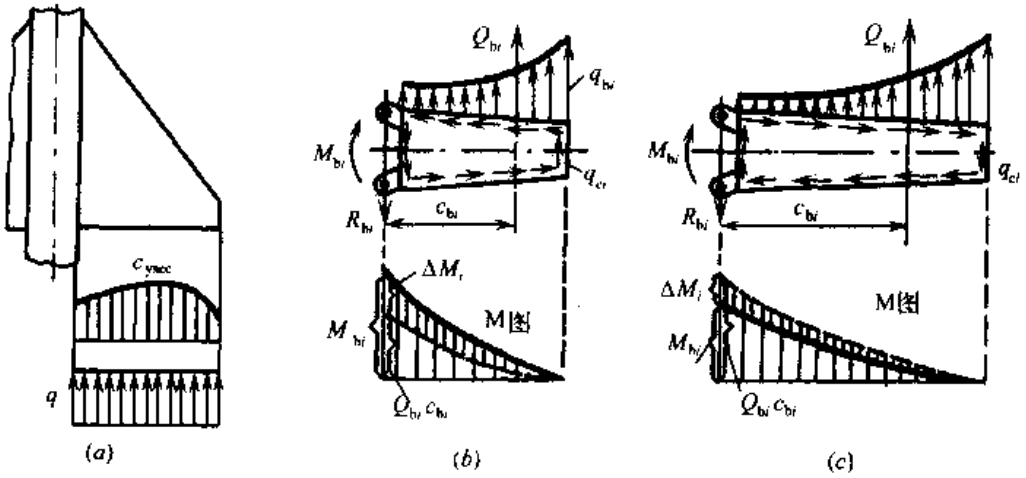


图 4－63 三角翼上的气动力和受载分析

(a) 气动载荷的分布；(b) 靠近前缘翼梁的受载；(c) 靠近后缘翼梁的受载。

在其他条件相同的情况下，上述结构受力型式的机翼重量小于其他结构受力型式三角翼的重量，因为机翼上的载荷从短梁以最短路径传向机翼机身连接接头；结构受力型式中也没有加强侧肋，普通肋也不带腹板。但是，在这种结构受力型式的机翼中，梁缘条沿长度方向的外形是曲面，就造成了工艺上的困难。另外，多梁机翼要在机身里布置了翼梁段，这给总体布局带来了困难。如果利用加强框来代替翼梁段，又会大大增加飞机的重量。

图 4－64 为"协和号"超声速客机的三角翼结构，与机身连接的部分带有平行梁。该机起飞重量 $W_0 = 180$t，机翼面积 $S \approx 360\text{m}^2$，翼展 $l = 25.5$m，相对厚度 $\bar{c} = 3\%$，展弦比 $\lambda =$

1.7，翼载荷 $p = 5400\text{MPa}$。在高度 $H = 11000\text{m}$ 和超声速 $M_{cru} = 2.05$ 的巡航飞行状态时，机翼前缘蒙皮温度可达 130℃，为此采取了利用耐高热的硬铝材料、波纹腹板、加筋蒙皮、格状结构零件和减少连接件等措施来减小温度应力。

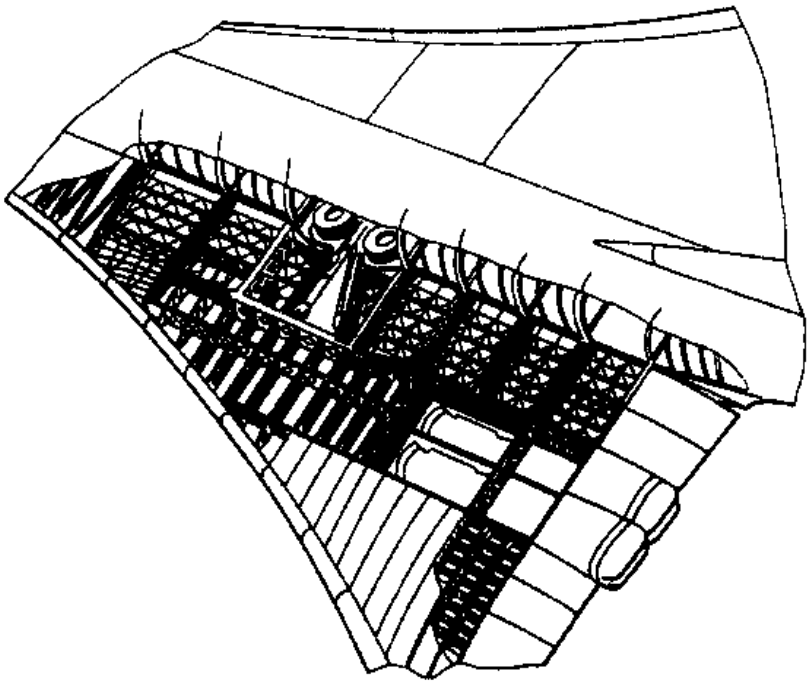


图 4-64 “协和号”飞机的三角翼结构

将机翼中最强的、受载最大的后缘部分拿出来单独分析。机翼根部由垂直于对称轴线的多根梁所构成。这些翼梁形成一个盒形部分。在这些翼梁和加强翼肋之间布置有主起落架舱。发动机固定舱在机翼根部，这就可能以最短路径将机翼以及起落架和发动机的载荷传递到机翼固定接头上。机翼的翼梁穿过机身，加强框不承受弯矩(它们在对称加载时在飞机对称面内通过翼梁自身平衡)。加强框通过其与翼梁的连接接头，每个框仅承受支反剪力，所以加强框较轻。由于机翼梁在机身中是在客舱地板的高度上通过的，所以不妨碍客舱的布局。

4.10.2 带辅助翼梁的单梁三角翼

带有辅助翼梁的单梁三角翼结构如图 4-65(a)所示。该结构由主梁 4-5、若干个辅助翼梁 $i-i$、侧肋 $2-n$、前墙 2-3、蒙皮及其加强翼肋组成。

各辅助翼梁在机身侧边与机身铰接。每个辅助翼梁上作用的分布剪流为 $q_{bi} = qa/b$，机身接头对其提供支反力 $R_{bi} = Q_{bi}$，而辅助翼梁周缘的闭室对其提供支持剪流 q_{ci}。周缘闭室由侧肋腹板、蒙皮和前墙构成。根据剪力图和弯矩图，辅助翼梁的缘条面积在中部应最大，而机身侧壁板要加强，如图 4-65(b)所示。

来自第 i 个辅助翼梁的剪流 q_{ci} 全部传到主梁上，因此，机翼剪力 Q 以反力 R_{bi} 的形式传递到各辅助翼梁的固定接头上，而弯矩只通过主梁接头传递。

侧边肋只承受剪切，因此不需要加强缘条。这种机翼的蒙皮应较厚，因为作用在蒙皮上的总剪流是各辅助翼梁的剪流 q_{ci} 之和。

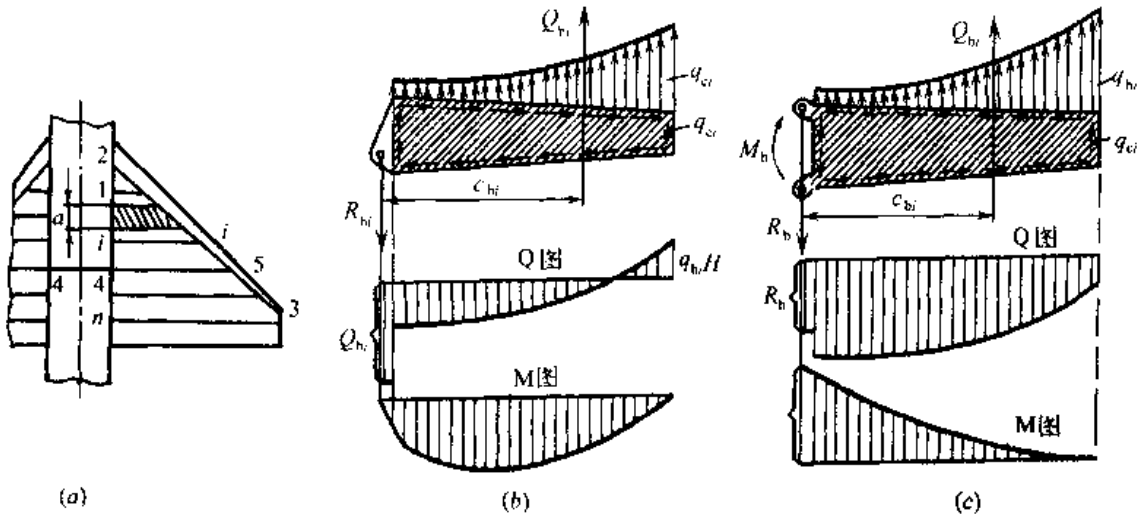


图 4-65 带辅助梁的三角翼

(a) 结构型式；(b) 辅助梁的受载；(c) 主梁的受载。

4.10.3 等百分比布置的多梁式三角翼

等百分比布置的多梁式三角翼结构如图 4-66 所示。这种结构受力型式需要能够承受弯曲和剪切的加强侧肋。蒙皮与翼梁相连，并受翼肋支持，翼肋(除加强肋以外)可以不带腹板。这种结构受力型式机翼的工艺性较好，因为翼梁是沿机翼等百分比线布置的，因而保持了直线外形。由于翼梁的数量多，机翼的刚度大，生存力强。但这种结构型式的机翼重量特性不好，主要是因为机翼载荷不是以最短路径传递到接头上的。如果用加强框 1-1～n-n 来代替中央翼(而当有中央翼和中单翼配置时，布置中央翼使机身拥挤)，因为梁较长，且有加强侧肋，就有附加的重量。

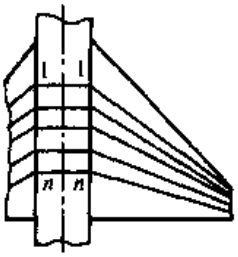


图 4-66 等百分比布置的多梁式三角翼结构

4.10.4 带辅助翼梁的单块式三角翼

带辅助翼梁的单块式三角翼结构如图 4-67 所示，它与带辅助翼梁的单梁式三角翼结构相似，只是用翼盒代替了一个主翼梁。从某种意义上看，可以把翼盒当作盒式翼梁来看待。翼盒是机翼的基本承力构件，在对称受载时，利用中央翼壁板的轴向应力将机翼的全部弯矩平衡。为了传递从翼盒中段传来的剪力，翼盒中段用铰接接头与机身隔框相连，辅助翼梁也是采用这种方法连接的。翼盒有助于提高机翼的刚度，还可用作燃油箱。

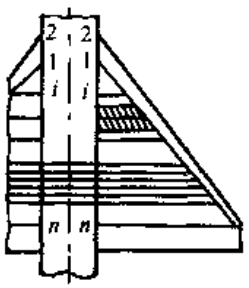


图 4-67 带辅助翼梁的单块式三角翼结构

4.10.5 带内撑梁的梁式三角翼

带内撑梁的梁式三角翼结构如图 4-68 所示，它可以近似地被看作是由两个机翼组

成:单梁式后掠翼(从前梁 1－4－7 到前缘)和多梁式直机翼(从内撑梁 5－4 到后缘),它们在内撑梁的端部连接起来。区域 1－4－5 是起落架支柱收放舱,起落架也收在该舱里。采用这样的结构受力型式是为了方便布置固定起落架支柱的接头和支柱。主起落架机轮也可以收到机身里,因为机翼上没有(不需要)妨碍机轮收起的侧肋。由于有许多机翼机身连接接头,使得机翼结构成为高度静不定的结构(如果点 4 处铰接,则是一度静不定)。垂直于飞机对称轴线的几根短梁以较短的路径将载荷传递到机翼固定接头上;内撑梁可使较长的前梁卸载;没有侧边加强肋;机翼内有足够的燃油箱空间,燃油可使机翼卸载。所以,这种机翼结构受力型式在重量方面是合理的。因此,这种结构受力型式的特点是刚度大、生存力强,重量轻。

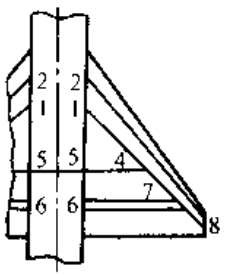


图 4－68　带内撑梁的梁式三角翼结构

图 4－69 是一个近似于上述结构受力型式的机翼和带隔框的机身中段,在隔框上固定有翼梁和机翼内撑梁。具有这种机翼结构受力型式的机翼重量轻,翼载荷小,这就能提高飞机的机动性和起降性能。非后掠的机翼后缘处布置的增升装置更有效,这同样有助于改善飞机的起降性能。

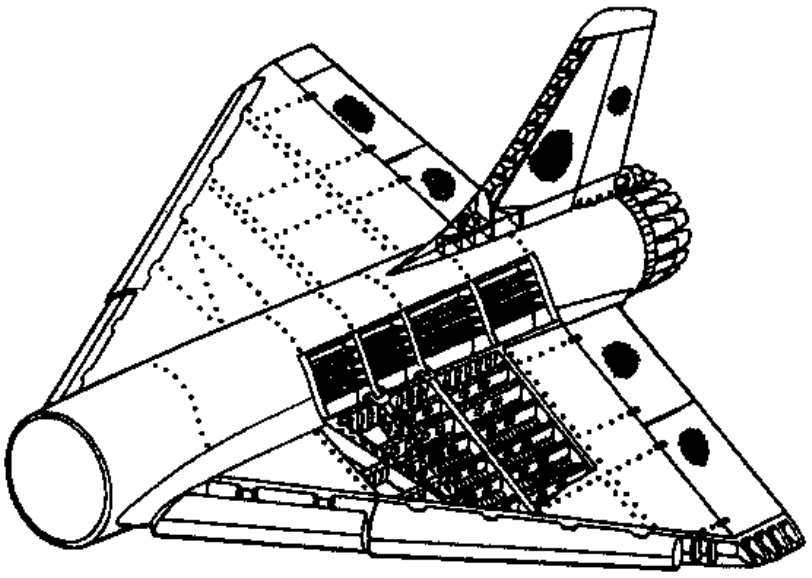


图 4－69　带内撑梁的三角翼结构

4.11　机翼上的增升装置

4.11.1　增升装置的功用

机翼上的增升装置主要包括普通襟翼、开裂襟翼、前缘缝翼等,主要用于改善飞机的起飞－着陆性能。同时,采用这些装置还可以提高轻型高速飞机的机动性能,部分增升装置(如前缘缝翼)还用于改善飞机(特别是后掠翼飞机)大迎角下飞行时的横向稳定性和操纵性。图 4－70 给出了现代飞机上最广泛采用的增升装置在机翼上的布置,并给出了偏

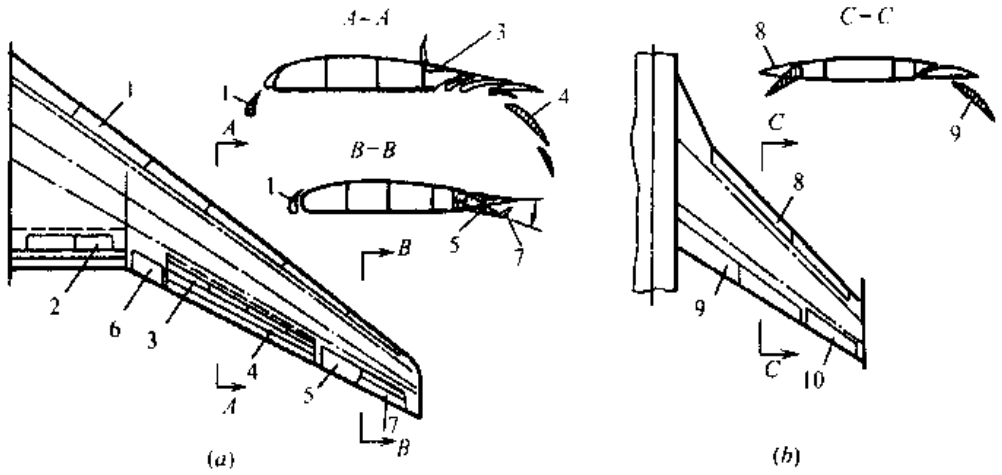


图 4-70 机翼上的活动部分

1—前缘缝翼；2—减速板；3—扰流板；4—单缝、双缝或三缝式襟翼；5—外侧副翼；6—内侧副翼；7—调整片；8—前缘襟翼；9—偏转式或后退式襟翼；10—襟副翼。

转状态下增升装置的状态。

4.11.2 对机翼增升装置的要求

对机翼上的增升装置，除了对全机结构的一般要求外，还提出以下特殊要求：

(1) 在飞机处于着陆攻角且增升装置偏至着陆状态时，c_y^a 增加最大；

(2) 当增升装置处于收起位置时，c_x^a 的增加最小；

(3) 当飞机以小推重比进行加速滑跑时，气动性能要处于最佳状态，而对于推重比大的飞机，当增升装置偏转到起飞位置时，要能提供较大的 c_y^a 增量；

(4) 当增升装置偏转至工作状态，m_z 的变化(机翼压心的移动)要尽可能小；

(5) 左、右翼上的增升装置作用要同步，结构要简单，工作要可靠。

4.11.3 机翼增升装置的种类

一、开裂襟翼

开裂襟翼可分为固定转轴式(图 4-71(a))和后退式(图 4-71(b))两种，它通过向下偏转来增加机翼上的升力和阻力。在放出开裂襟翼时由于增大了翼型的有效弯度，并吸除了从机翼上表面进入板状襟翼后方负压区的附面层，从而使升力增加。开裂襟翼放出和收起状态时机翼的临界攻角是接近的。对于后退式开裂襟翼，它还通过增大机翼面积来获得升力增量。

开裂襟翼的弦长 b_{sf} 占机翼弦长的 25% ~ 30%，起飞时的偏转角达 20°，着陆时的偏角 δ_{sf} 为 50° ~ 60°。

开裂襟翼的大偏角不但不能使 c_y^a 增加，反而使结构变得更为复杂。当飞机着陆时，开裂襟翼可使飞机很快减速，从而可增大下滑斜率并减小 L_{ld}。当开裂襟翼偏转至起飞位置时，可减小 V_{to} 和 L_{to}。在后掠机翼上，随着后掠角 χ 的增大，Δc_y^a 急剧减小，因而不采用开裂式襟翼。

开裂襟翼的结构由骨架和蒙皮构成。带固定转轴的骨架由一个一般是Π形剖面的大

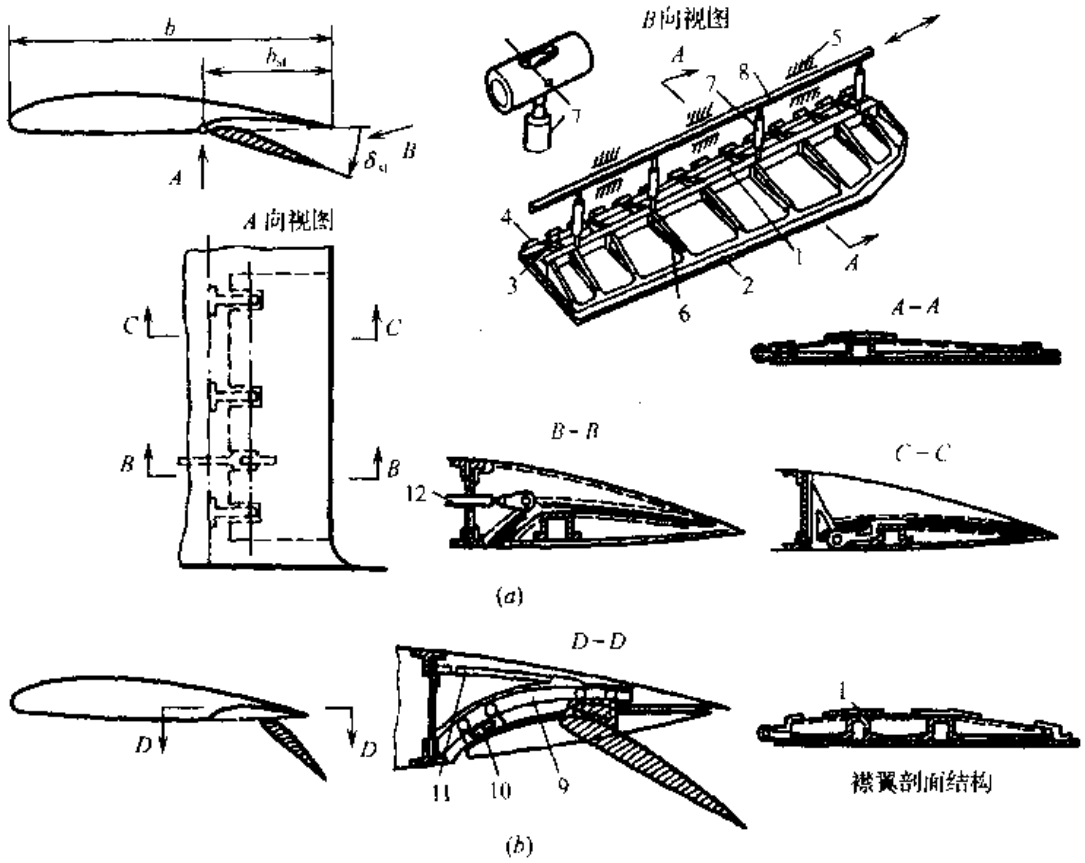


图 4-71　开裂襟翼的结构

(a) 简单开裂襟翼；(b) 后退式开裂襟翼。

1—梁；3,2—前、后桁条；4—型材；5—支座；6—肋；7—螺杆；

8—拉杆；9—滑轨；10—托架；11—撑杆；12—作动筒。

梁、前后桁条，以及Ⅱ形或Z形剖面的肋组成。骨架下部连有蒙皮。在开裂襟翼前部和机翼后大梁处的型材上有通条和铰链，通过它们将开裂襟翼固定在机翼上。开裂襟翼靠电动作动筒操纵，拉杆沿其支座轴向移动，然后通过拉杆和松紧螺杆实现操纵。当拉杆向一个方向运动时，开裂襟翼相对(通条)转轴转动，处于放下位置，当拉杆向相反方向运动时，襟翼收起。开裂襟翼最好是利用铰接接头进行连接。这种连接方案中的吊挂及通过作动筒对其进行的操纵示于图 4-71(a)的剖面 $B-B$ 和 $C-C$ 中。

后退式开裂襟翼的骨架中可以有两根大梁以及骨架上下的蒙皮，以此形成能承受扭转的闭室。它安装在机翼的滑轨上，滑轨连接在加强肋和后大梁上，襟翼通过带滑轮的托架或者通过滑块沿该滑轨运动。滑轨用撑杆进行加强。当作动筒作用时，后退式开裂襟翼向后运动并向下偏转。为使各段开裂襟翼同步偏转，用钢索将它们的作动筒活塞杆连接起来。当开裂襟翼处于收起位置时，为防止它在飞行中被吸出，要将其锁定。

二、普通襟翼

普通襟翼是位于机翼后缘的可活动小翼面，它通过向下偏转来提高机翼的升力，但同时也会使飞机的阻力增大。普通襟翼可分为：

转动式襟翼——绕与机翼连接的转轴转动的襟翼，如图 4-72(a)所示；

后退式襟翼——相对于转轴转动并同时沿翼弦向后运动以增大机翼面积，如图4－72（*b*）所示；

开缝式襟翼——当襟翼偏转时，在襟翼前缘和机翼之间形成缝隙的襟翼，如图 4－72（*c*）所示；

多缝式襟翼——由几个活动段组成，由于各段的偏转角度不同，在各段之间形成不同形状的缝隙，如图 4－72（*d*）所示。

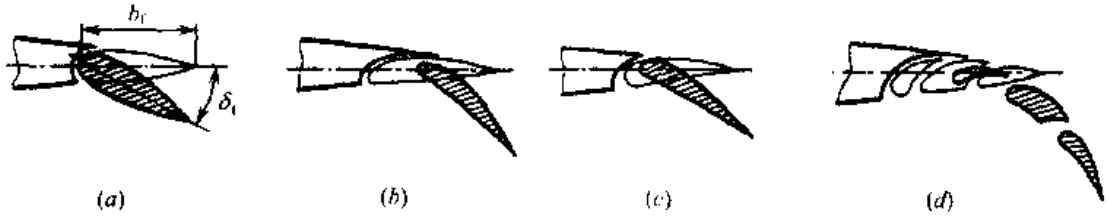


图 4－72　普通襟翼

（*a*）转动式；（*b*）后退式；（*c*）开缝式；（*d*）多缝式。

典型的转动式襟翼的结构如图 4－73 所示。转动式襟翼的弦长 b_f 与机翼弦长 b 的比值为 $b_f/b=0.3\sim0.4$，$\delta_f=40°\sim50°$。襟翼结构有骨架和蒙皮。骨架通常由一个大梁（有时是管形大梁，以便承受 M_t）、几根桁条和翼肋组成。大梁上安装了襟翼悬挂和操纵接头，操纵接头上固定着作动筒拉杆以使襟翼偏转。襟翼的后缘部分可以采用蜂窝结构来提高刚度并减轻重量，这种襟翼利用安装在机翼加强肋和后大梁（后壁板）接头上的支臂来悬挂。

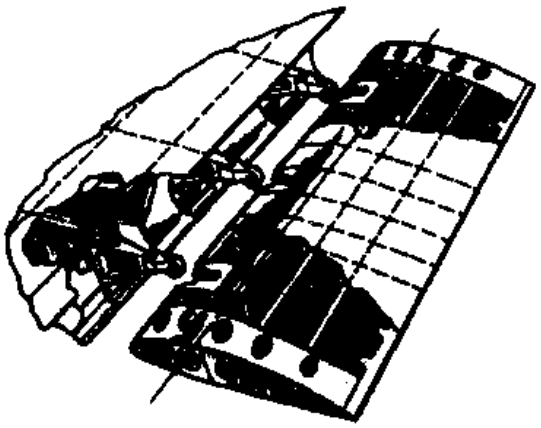


图 4－73　转动式普通襟翼结构

后退式襟翼的结构如图 4－74 所示，该襟翼的结构受力型式与普通转动式襟翼结构相似。但是，为了使襟翼沿翼弦向后滑出并向下偏转，采用了固定在机翼加强肋上的专用导轨和支持在导轨上（沿导轨滑动）的滑轮，滑轮安装在襟翼端肋的支臂上，在襟翼的大梁上固定着支臂，与它相连的是襟翼收放作动筒的拉杆。滑轮由衬套和装在其上的轴承构成。衬套被压进襟翼端肋上的专用槽中。在 $B-B$ 切面中，用点画线示出了当襟翼放出和收起时滑轮沿导轨的运动轨迹。

带有导流板的开缝式襟翼的结构如图 4－75 所示，其主要构件包括襟翼、导流板、滑板和收放机构。导流板是固定在襟翼前面、并在此形成特形缝隙的襟翼的一部分。当襟

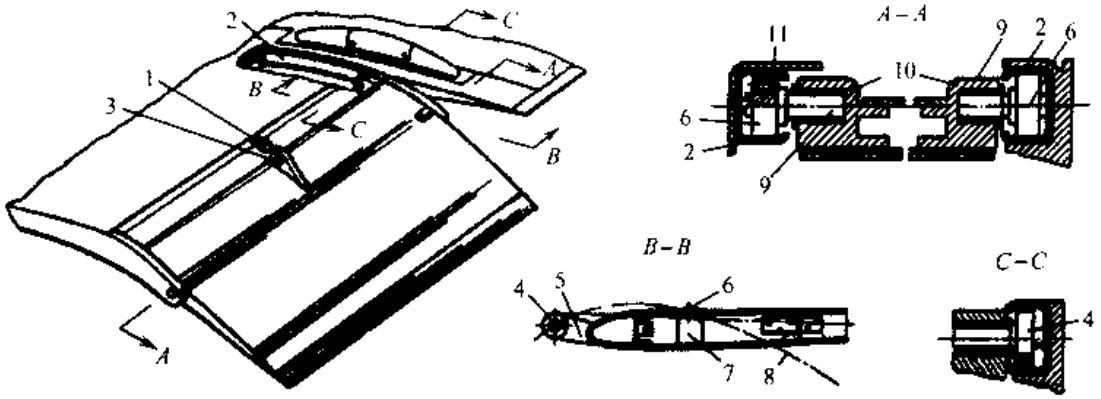


图 4-74　后退式普通襟翼结构

1—襟翼收放作动筒拉杆；2—导轨；3—襟翼大梁支臂；4、6—滑轮；5、7—支臂；
8—滑轮的运动轨迹；9—衬套；10—槽形件；11—轴承。

翼偏转时，在机翼后部、导流板和襟翼之间形成特形双缝隙，从而能获得较大的 $c_{y\max}^{a}$ 值。在选择开缝式襟翼前缘和机翼后部的外形特征、襟翼固定轴的位置时，应使襟翼在偏转时能形成特殊形状的缝隙，它能使通过缝隙的空气加速并使空气沿襟翼上表面流动，这就可以使飞机在起飞着陆时获得更大的 c_y^a 值。

襟翼大梁剖面一般为工字形，其上安装了用以固定滑板和收放机构的支臂。滑轨是钢制弧形工字型材，滑轨缘条的表面进行了磨削和镀铬处理，它通过支臂和撑杆连接到后梁和加强肋上。这种滑板和滑轨结构最简单最可靠，因而得到了广泛应用。

导流板由隔板、蒙皮和尾部桁条组成，隔板由带缘条的腹板组成，导流板通过支座固定在襟翼上。

螺杆式收放机构由传动装置驱动，并通过襟翼大梁上的支臂与襟翼相连，来完成对襟

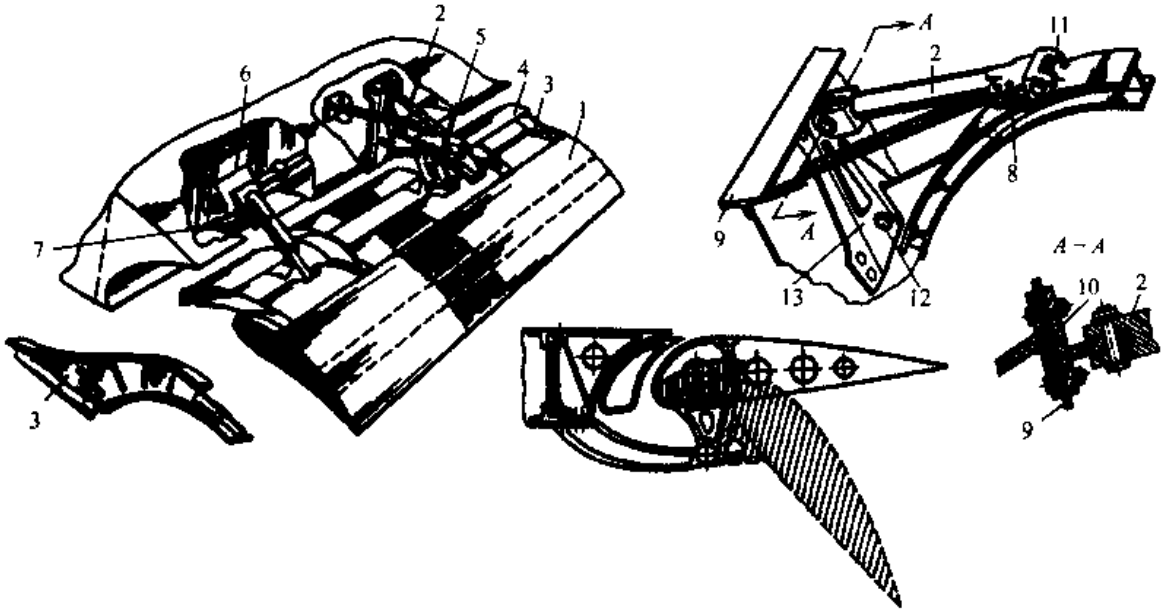


图 4-75　开缝式普通襟翼结构

1—襟翼；2—撑杆；3—导流板支座；4—导流板；5—滑板；6—接头；
7—收放机构；8—导轨；9—机翼后梁；10—撑杆的连接耳片；11—接头；12—螺栓耳片；13—支座。

翼的收放。收放机构的第2个支座是机翼加强肋和后梁连接处的接头，由液压来驱动传动轴的旋转。最简单的结构是将襟翼和导流板悬挂在外置支臂上，但附加的阻力(甚至在支臂上有整流罩时)会降低飞机在巡航状态的经济性。

三缝式后退襟翼的结构如图4-76(a)所示，由主段、尾段及导流板组成。主段指中间的升力面，也是主要的受力构件，尾段和导流板装在它上面。这一段上的主要受力构件有两根梁、蜂窝夹层壁板、翼肋和前后缘蒙皮。图4-76(b)给出了悬挂尾段用的支臂和导轨，图4-76(c)给出了肋导轨结构。对于多缝式襟翼，$\delta_f = 50° \sim 60°$，$S_f/S_w = 0.15 \sim 0.25$。

图4-76中给出的襟翼的主要承力构件都是典型的。固定有滑板接头和操纵接头的前缘翼肋用型材加强。襟翼的主要结构悬挂在导轨上，它通过螺杆收放装置在滑板上沿导轨移动(常规的导轨-滑板系统)。

襟翼的尾段由骨架(大梁和前缘翼肋)和蒙皮组成，可以采用蜂窝结构来提高刚度和降低重量。放出襟翼时，为使该段伸出和偏转，可采用常规的导轨和滑板(图4-76(b))。

如果导流板是滑动式的，为使其滑出，可使用导轨-滑板系统，这时导轨与导流板连接，而滑板与襟翼主结构连接。

襟翼的导轨是高强度钢制成的工字形剖面悬臂梁，导轨的耳片固定在加强肋和机翼后大梁的对接接头上。

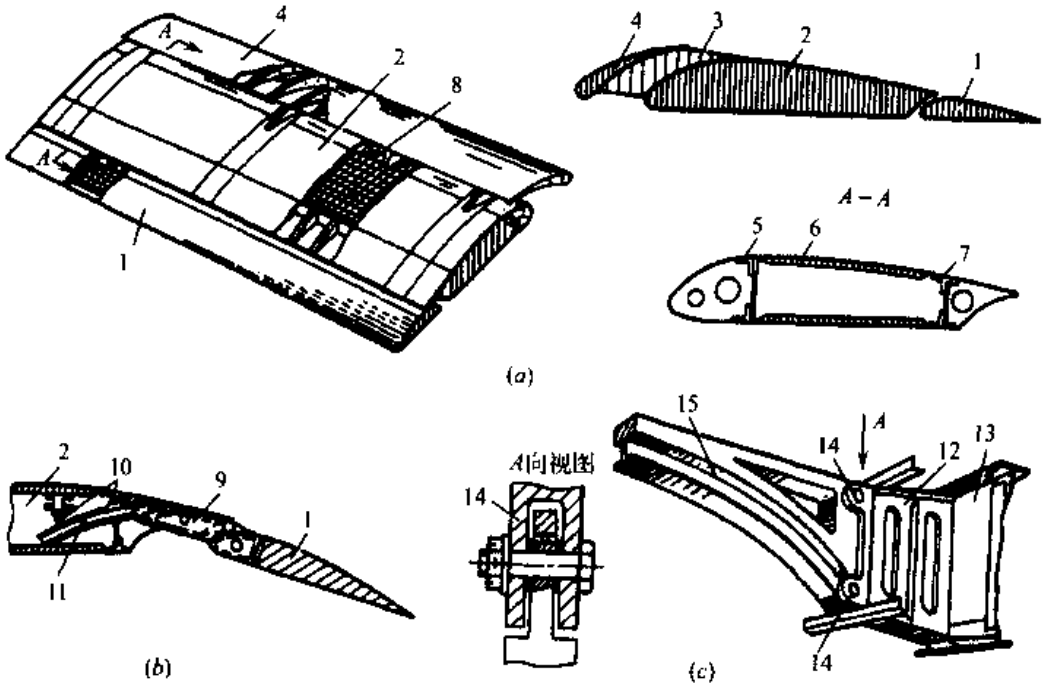


图4-76 三缝襟翼及其构件结构

1—尾段；2—主段；3—导流板支座；4—导流板；5、7—梁；6—蒙皮壁板；8—肋；9—滑板；10—尾段悬挂支臂；11—滑轨；12—加强肋；13—后大梁；14—耳片；15—导轨。

4.11.4 减速板和扰流板

一、减速板和扰流板的作用

减速板和扰流板是位于机翼上表面襟翼之前，用于控制机翼升力和阻力的薄板，如图4-70所示。在减速板或扰流板张开时，引起气流分离，使升力下降，阻力增加(图4-77)，

在收起位置时，嵌入机翼中。减速板在左、右机翼上对称地布置且同时张开或合上，扰流板在左、右机翼上通常也是对称布置，但只在往其倾斜的那一侧机翼上张开。因此，扰流板是飞机横向的操纵机构。为了提高飞机相对于其纵轴的操纵效率，扰流板应远离该轴布置，通常放在外侧襟翼的前面，以增大力矩 M_x 的力臂；而减速板则布置在内侧襟翼前面，在减速板不对称偏转时可减小力矩 M_x 的力臂。

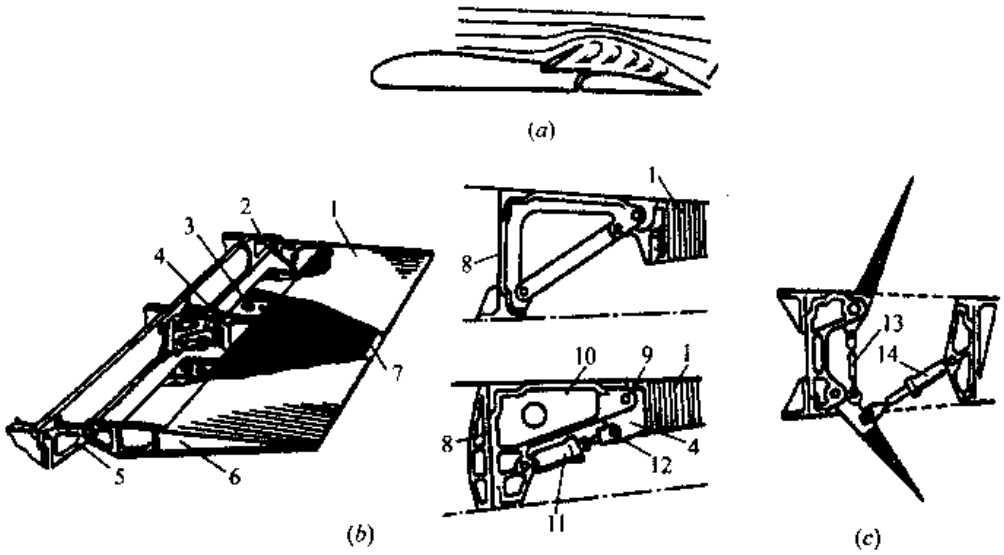


图 4－77　减速板或扰流板及其结构

(a) 扰流板引起气流分离；(b) 伊尔－86 飞机的减速板；(c) 轻型机动飞机的减速板。
1—扰流板的壁板；2、5—接头；3—前墙；4—支臂；6—端肋；7—尾部桁条；8—机翼后大梁；
9—耳片；10—支臂；11—作动筒；12—耳片；13—同步拉杆；14—作动筒。

着陆时使用减速板可使飞机进场更准确，并增大下滑斜率，因为它们使机翼的升力减小、阻力增大(升阻比降低)。在着陆滑跑时使用减速板，可缩短滑跑距离 L_{ld}，因为它们不仅增大了阻力，还降低了机翼的升力，使飞机下沉，加大机轮与跑道表面的结合力，从而提高刹车效率。当主起落架缓冲器开始压缩时，减速板锁定。

可以联合使用扰板片和副翼。扰流板的主要缺点是在扰流板开始偏转时，升力变化有滞后效应，这就降低了飞机的机动性能。

二、结构

图 4－77(b)给出了伊尔－86 飞机的减速板和扰流板，这是典型的结构。每块减速板都由几段组成。各段的主承力结构是与中间的支臂连接的两块板，该板由大梁和两个 Π 形截面的端肋、上、下蒙皮、尾部桁条、金属蜂窝夹芯、前墙和封严型材构成。中间的悬挂支臂是沿整个翼弦的工字形截面整体梁。支臂上有耳片，耳片 9 用于将各段悬挂到机翼后大梁的支臂上，耳片 12 用于固定液压作动筒。这种带有中间支臂(在一个接头中综合了两种功能)的整段胶接结构方案能减轻重量，并提高结构刚度。扰流片的辅助悬挂接头位于两个加强端肋上。

图 4－77(c)上给出了一种在轻型机动飞机上使用的减速板，机翼上、下表面上的减速板用同步拉杆相连并只用一个作动筒驱动。

4.11.5 机翼前缘的增升装置

机翼前缘的增升装置通过延迟机翼绕流在大迎角下的分离来提高 c_{ymax}^{a} 值。机翼前缘增升装置中应用最广的是前缘缝翼和前缘襟翼。

一、前缘缝翼

前缘缝翼是位于机翼前部且有特殊形状的机翼活动部分。当飞行中放下时，在前缘缝翼和机翼前部之间形成特殊形状的缝隙，它使得在大迎角下有稳定的绕流。前缘缝翼的相对弦长 $b_{ls}/b=0.12\sim0.18$，偏转角为 $\delta_{ls}=20°\sim30°$。每个机翼上的前缘缝翼均由与机翼骨架相连的几段组成。连接方式或是利用与传动装置相连的导轨和螺杆机构，或是利用前缘缝翼上的支臂和机翼前部的摇臂机构，如图 4-78(*a*)所示。

图 4-78(*b*)还给出了前缘缝翼的结构，它们由大梁、桁条、肋和隔板、蒙皮、导轨和带滑轮的滑板、固定螺杆收放装置、支臂等组成。当收放装置工作时，螺旋收放装置使前缘缝翼沿滑板的导轨移动，滑板固定在机翼前梁上。在收起和放下状态时，用传动机构的制动装置使前缘缝翼固定。

在机动型飞机上，前缘缝翼可以是整体结构或由蒙皮、纵向刚性筋条和翼肋、导轨——滑板系统、作动筒拉杆等组成的结构，如图 4-78(*c*)所示。

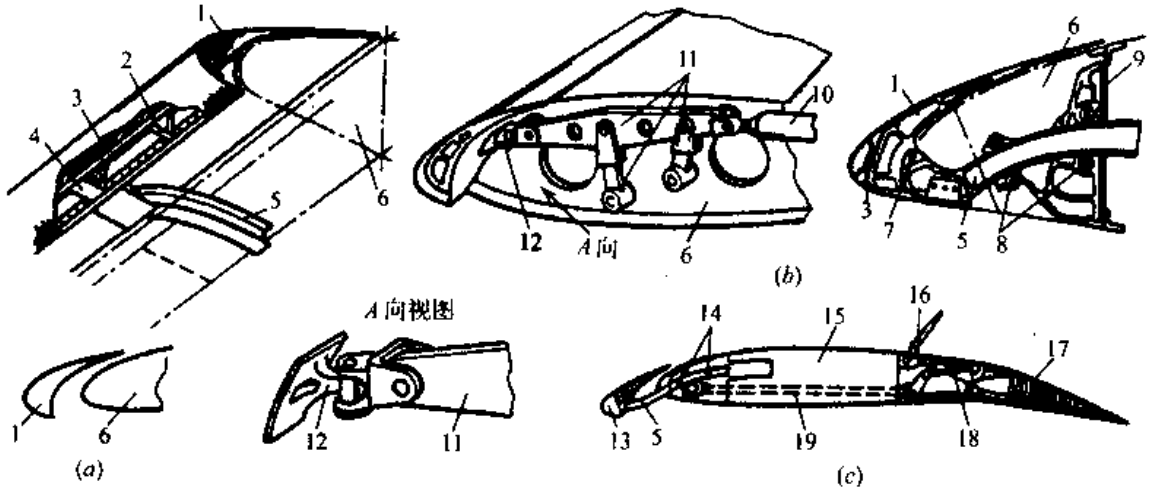


图 4-78 前缘缝翼结构

1—前缘缝翼；2—隔板；3—梁；4—肋；5—导轨；6—机翼前部；7—导轨支臂；8—滑轮；9—机翼前梁；10—拉杆；11—摇臂机构；12—支臂；13—前缘缝翼；14—滑板；15—机翼；16—扰流板；17—转动式襟翼；18—摇臂机构；19—拉杆。

二、前缘襟翼

前缘襟翼用在相对厚度小、前缘薄、难以布置增升机构的飞机机翼上。前缘襟翼提供的增量 Δc_{ymax}^{a} 比前缘缝翼提供的要小。

前缘襟翼的结构方案之一如图 4-79 所示，它相对于安装在机翼前大梁或前墙的下缘条上的铰链偏转。当前缘襟翼相对于其轴转动时，其上缘沿固定在机翼上的专用型材滑动，防止形成缝隙。

三、克鲁格襟翼

克鲁格襟翼安装在机翼前缘根部，如图 4－80 所示。它与后掠翼上的前缘缝翼配合使用以防止飞机失速。克鲁格襟翼只能保证在小于某一攻角时机翼绕流不分离，超过该攻角后，气流开始急剧分离。因此，当后掠翼翼尖气流尚无分离、而其翼根部气流的提前分离会产生使攻角减小的低头力矩，就可提高飞行安全。

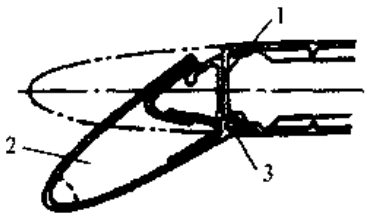


图 4－79　前缘襟翼

1—机翼前梁；2—前缘襟翼；3—铰链。

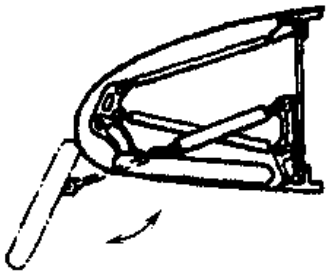


图 4－80　克鲁格襟翼

4.12　副　　翼

4.12.1　副翼的用途

副翼位于机翼后缘外部，并在左、右机翼上同时反向偏转以产生滚转力矩。

副翼除了要满足对飞机结构的总体要求外，还要在战术技术要求规定的所有飞行状态下保证对飞机进行横向滚转的有效控制。因此对于副翼有专门的要求，即：避免在飞行中由于机翼弯曲使副翼卡死；对副翼要进行重量配平；减小铰链力矩；减小偏转和收起状态下的附加阻力；减小副翼偏转时的偏航力矩等。

副翼的效率取决于副翼的相对弦长 $\bar{b}_{ail}=b_{ail}/b$、相对展长 $\bar{l}_{ail}=l_{ail}/l$ 和副翼的偏角 δ_{ail}。通常 $\bar{b}_{ail}\approx 0.25\sim 0.30$，$\bar{l}_{ail}\approx 0.20\sim 0.40$。副翼的上偏角为 25°，下偏角为 15°～25°。副翼向下偏转引起攻角增大，这在大攻角飞行时会导致该半机翼上的气流分离和反效，因此要限制副翼的下偏角。机翼上表面的弯度较大，当副翼向上、向下偏转同样角度时，机翼上的阻力不同，会产生偏航力矩 M_y（飞机侧滑而不是转弯），因此要求左、右机翼的上偏角度比下偏角度大一些。随着机翼增升装置面积与机翼面积比值的增大，以及采用了扰流片，副翼尺寸开始减小。副翼的相对面积从 8%～9% 减小到了 3%～4%，相对展长 $\bar{l}_{ail}$ 从 0.4 减小到了 0.2。

在轻型机动飞机上，为改善飞机的起降性能，出现了襟副翼，它既可以当作副翼使用，也可以当作襟翼使用。为避免横向反操纵——副翼反效现象的发生，开始采用内、外副翼（图 4－70）和扰流板。而且外副翼仅用于起飞、着陆时飞行速度不大的状态，而内副翼位于机翼刚度较大的部分，在整个飞行期间均被使用。由于扰流片偏转时升力变化的滞后效应（气流不立即分离），将扰流片与副翼联合使用，从而提高横向操纵效率。

在无水平尾翼的飞机上，为保证横向和纵向稳定性，副翼还兼起升降舵的作用，被称之为升降副翼。此时其面积和偏角比常规布局飞机的要大一些，因为从飞机质心到升降

副翼的力臂要小一些。

4.12.2 副翼的结构

同飞机上的其他操纵舵面(升降舵和方向舵)一样,副翼在外形和结构上与机翼类似。副翼的结构由骨架和蒙皮组成,骨架由大梁、桁条、肋、隔板、加强板等组成(图 4-81(a))。为减小副翼变形,可增加支座数量。副翼接头中至少应有一个是沿展向固定的。当机翼和副翼一起弯曲时,由于它们的抗弯刚度和所受的载荷不同,会产生沿展向的载荷。为了不使副翼卡滞,其余接头沿展向应是可移动的,即有两个自由度的接头或万向接头(图 4-81(b)),或者是外伸螺栓端部接头(图 4-81(c)),其轴与副翼转轴重合,副翼沿该轴可自由移动。副翼悬挂接头在自身的轴承中可以自由偏转。

图 4-81 给出的副翼结构是用受拉螺栓连接起来的两段同类型副翼组成的,它们悬挂在支臂上,支臂安装在机翼加强肋的后部与机翼后大梁的连接处。

副翼接头上带两个耳片,接头连接在副翼大梁上。副翼借助于过渡接头通过上耳片悬挂到机翼的支臂上,而下耳片上固定着副翼操纵作动筒(图 4-81(d))。两个加强肋可以提高副翼的抗扭刚度,加强肋的前缘处放置了集中配重,使副翼的质心位于转轴处或转轴之前,防止机翼弯曲-副翼偏转颤振。图 4-81 给出的支点多达 8 个,翼展小,副翼抗扭刚度较大,这就减小了弯曲变形和扭转角,降低了发生颤振的危险。

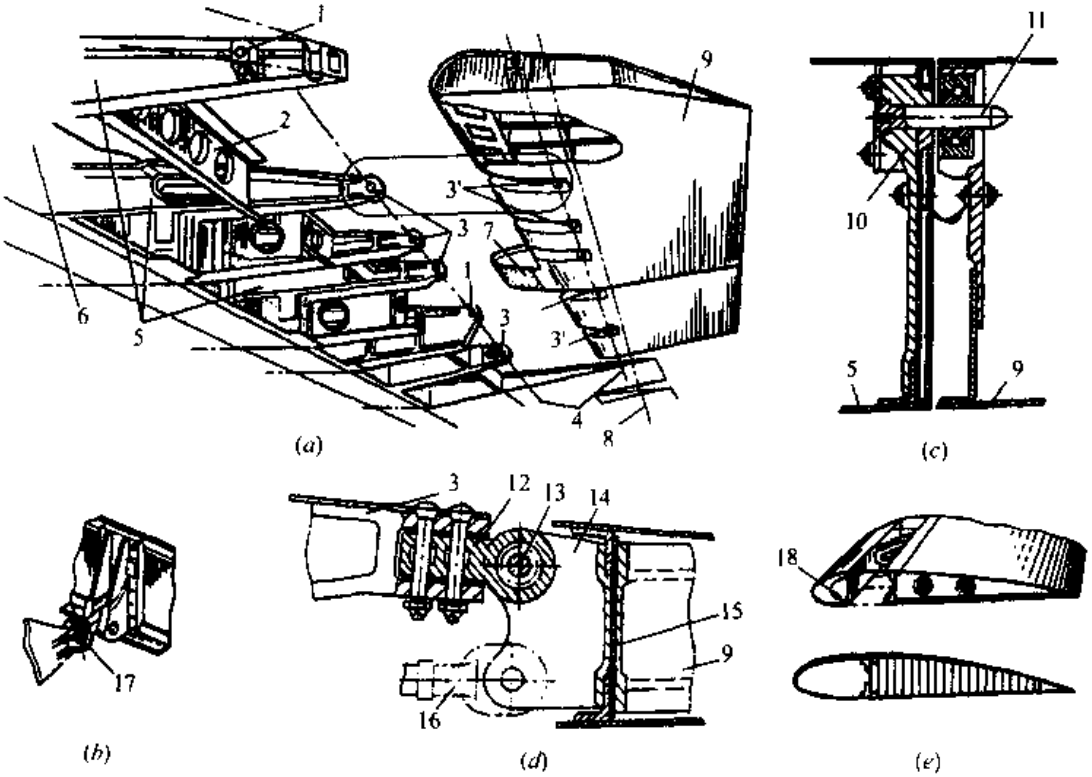


图 4-81 副翼及其悬挂接头的结构

1,3—支点;2—机翼后墙;4—副翼转轴;5—加强肋;6—机翼后梁;7—前缘(配重);8—压力中心线;9—副翼;10—支臂;11—外伸螺栓;12—过渡接头;13—副翼上耳片;14—耳片支臂;15—副翼大梁;16—作动筒;17—万向接头;18—配重。

副翼的重量配平通常采用分散配重，在前缘沿翼展布置金属棒。也可以通过在后缘采用轻质材料(如蜂窝夹芯结构)，从而减轻副翼后缘的重量(图 4－81(e))。

4.12.3 副翼的受载

副翼在飞行中要受到气动载荷的作用。气动载荷的大小和分布由给定几个角度下的吹风结果确定。副翼的结构阻力较小，可以忽略不计。

从结构力学的观点看，副翼是一变刚度的多支点梁，承受垂直于弦平面的分布气动载荷 q_{ail}和操纵拉杆的操纵力 T(图 4－82)。

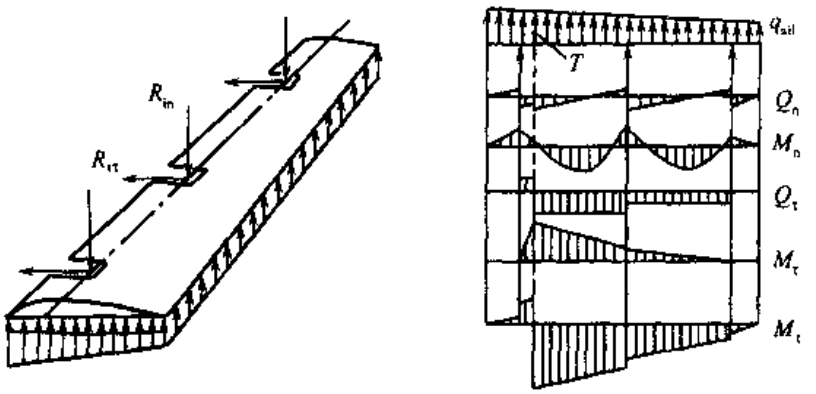


图 4－82 副翼的受载和内力图

4.12.4 气动补偿

气动补偿用于减小副翼(舵面)操纵系统中的铰链力矩。气动补偿有轴式补偿、带软隔膜的内补偿和伺服补偿(图 4－83)。

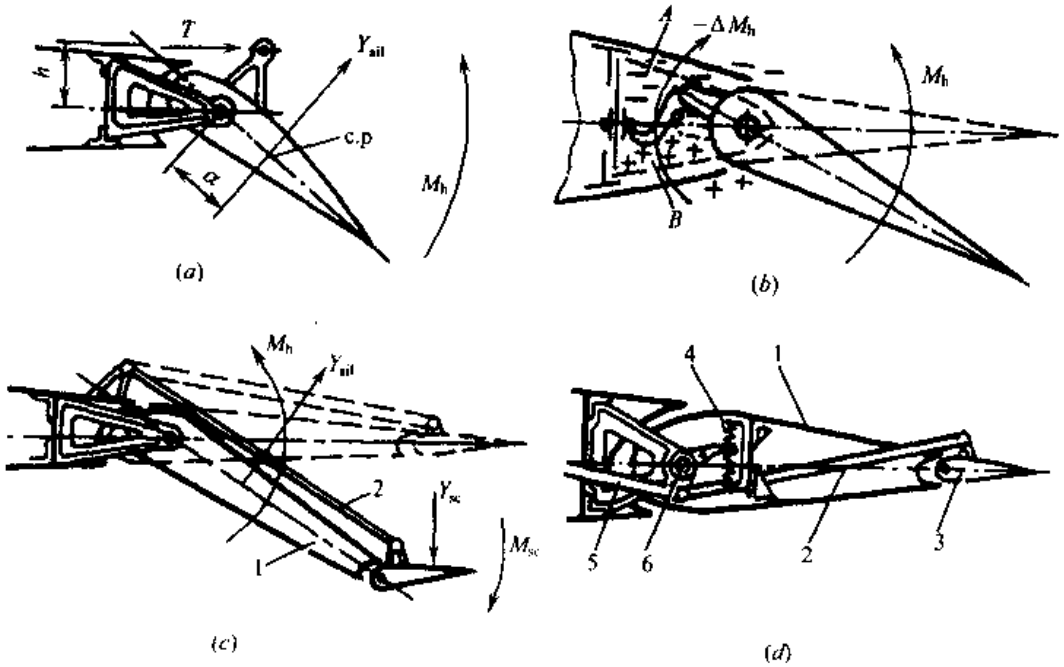


图 4－83 气动补偿

(a) 轴式补偿；(b) 内补偿；(c) 伺服补偿；(d) 带弹性元件的伺服补偿器。

1—副翼；2,5—拉杆；3—伺服补偿器；4—弹簧；6—摇臂。

一、轴式补偿

轴式补偿就是将副翼转轴向后移动，使其距压心更近，从而减小了力 Y_{ail}的力臂。副翼在转轴前部分的面积一般为副翼面积的 25% ~ 30%。

二、内补偿

在带软隔膜的内补偿中，当偏转副翼时，副翼前缘中的平板和软隔膜将副翼前缘与机翼后梁之间的空腔分成 A 腔和 B 腔，利用 A 腔和 B 腔中的压差来获得附加力矩 ΔM_h，从而减小 M_h。

三、伺服补偿

伺服补偿利用各种伺服补偿器减小操纵铰链力矩。伺服补偿器是位于副翼后缘的一部分面积，它与机翼(水平安定面、垂直安定面)用拉杆连接，实现联动，当副翼偏转时，该部分向相反的方向偏转，其上的 Y_{ac}产生的力矩可减小 M_h。

M_h 的值既取决于副翼偏角 δ，又取决于速压 q。当 δ 值、特别是 q 值较小时，无需伺服补偿，因为即使没有伺服补偿，M_h 值和杆力也很小。随着 q 值和 δ 值的增大，M_h 值随之增大，开始需要伺服补偿，q 和 δ 越大，也就越需要伺服补偿。

将有预紧力的弹性元件(弹簧)加到副翼操纵系统的伺服补偿器中，可提高控制系统对 q 和 δ 的“灵敏度”。当操纵系统摇臂上的力较小(q 和 δ 值小)时，副翼和伺服补偿器作为一个整体工作(弹簧上的力比其预紧力小)。随着 q 和 δ 的增大，操纵系统中的杆力也增大。当加到弹簧上的杆力大于其预紧力时，摇臂转动并经拉杆使伺服补偿器向副翼偏转相反的方向偏转。这种补偿器被称为弹簧伺服补偿器。它通常与其他形式的补偿联合使用。伺服补偿器的缺点是减小了副翼效率，因为力 Y_{ail}和 $Y_{s\cdot c}$的方向是相反的。此外，伺服补偿器还可能会引起振动(特别是在弹簧预紧力不足和拉杆的长度调得不好时)。伺服补偿器的结构与调整片的结构类似。

4.12.5 调整片

调整片位于副翼(操纵舵面)的后部，它用于减小(消除)飞机操纵摇臂上的杆力。调整片上的力 Y_t 产生相对于舵面转轴的力矩 $M_t = Y_t b$，它减小了操纵铰链力矩 $M_h = Th$。当 $M_t = Y_{ail} \cdot a$ 时，杆力 T 就减到了零，这时调整片就是飞机的气动配平装置(图 4 - 84)。

图 4 - 84 给出了典型的舵面(包括伺服补偿器)结构，它包括骨架和蒙皮。骨架由大梁、翼肋、隔板、悬挂接头、耳片支臂组成。对于轻型机动飞机，调整片的结构材料常用铸镁，其型式为沿翼弦切开的两半铆接结构。为减轻重量，拿掉了内部不需要的材料。调整片一般由飞行员在座舱内进行操纵，操纵电机放置在舵面前缘内，它同时用于对舵面进行重量配平，从而减轻了配平重量。

严格地讲，副翼的支点是弹性的，但相对于较大弯曲刚度的机翼，在计算时认为它是刚性的。根据多支点梁理论，近似认为两支点之间的刚度为常数，就可以求出各支点处的支反力和力矩。从而可以画出垂直于翼弦平面和在翼弦平面内的剪力、弯矩图。

扭矩是相对于刚性轴的。这时，副翼就当作固支在拉杆剖面处的梁。

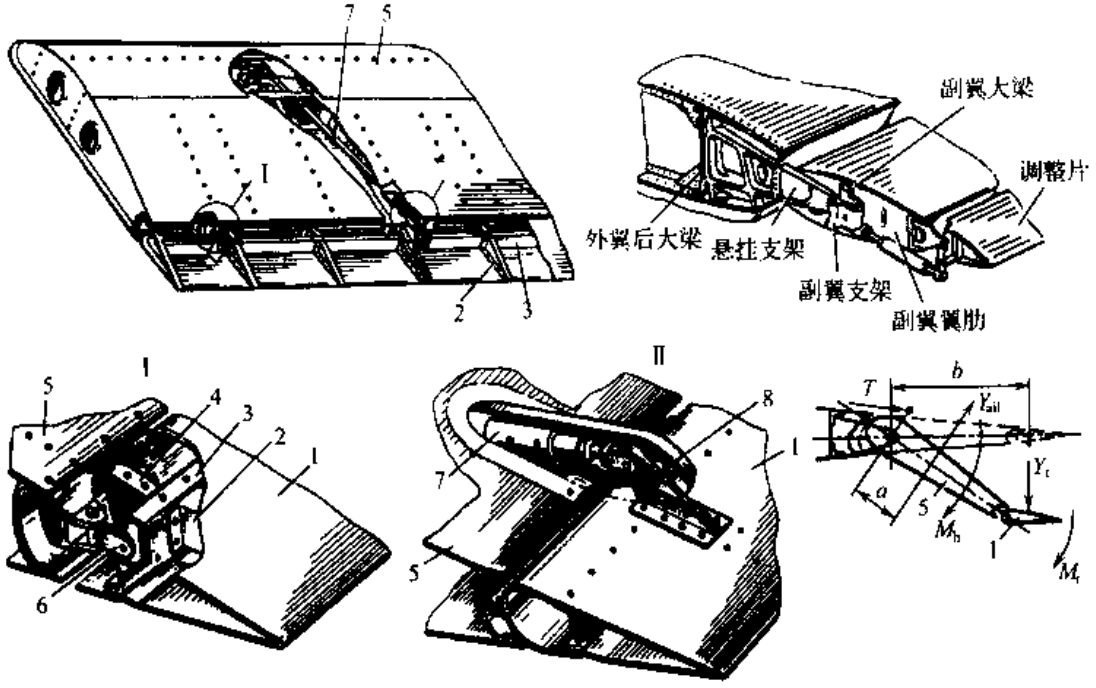


图 4－84　调整片结构

1—调整片；2—翼肋；3—大梁；4—隔板；5—副翼(舵面)；6—悬挂接头；7—操纵拉杆；8—支臂。

4.13　尾　　翼

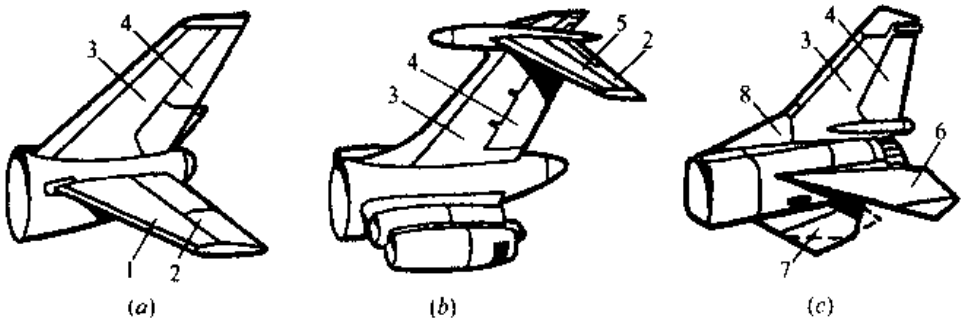
4.13.1　尾翼的用途和对尾翼的设计要求

一、尾翼的用途和组成

尾翼是水平尾翼和垂直尾翼的总称。水平尾翼用于保证飞机的纵向稳定性和操纵性，垂直尾翼用于保证飞机的航向稳定性和操纵性。

图 4－85(a)给出了常规的尾翼的外形，图 4－85(b)给出了 T 型尾翼的外形。水平尾翼由水平安定面和升降舵组成，垂直尾翼由垂直安定面和方向舵组成。它们是现代亚声速飞机上典型的尾翼构型。图 4－85(c)给出了全动式水平尾翼外形，它常用在现代超声速飞机上。

超声速飞行时，由于焦点后移，飞机的静稳定性增加，但操纵性变坏。为了消除这种



(a)　(b)　(c)

图 4－85　尾翼布局

1,5—水平安定面；2—升降舵；3—垂直安定面；4—方向舵；6—全动水平尾翼；7—腹鳍；8—背鳍。

现象并保证超声速飞机有较高的机动性能，应提高飞机的纵向操纵效率。但是在超声速飞行时（$M>1$），由于在舵面前缘产生了激波，舵面偏转时引起的压力变化不能扩大到整个水平尾翼上，使升降舵效率降低，这与亚声速飞行时的情况不同，如图 4－86 所示。采用全动式水平尾翼能明显提高水平尾翼的效率（特别是在超声速时），但很少采用全动式垂直尾翼，因为在大多数情况下，方向舵的剩余效率足以保证飞机的正常操纵。

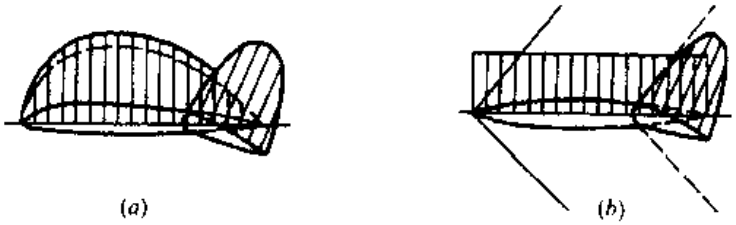


图 4－86　水平尾翼上的流场扰动图

（a）$M<1$；（b）$M>1$。

为了提高垂尾的效率，还采用了腹鳍夹增加飞机的稳定性，并且在大攻角飞行时降低了由于机翼和机身对垂尾的遮挡对航向稳定性的影响。背鳍也可以提高垂尾的效率。

相对于机体结构，尾翼的相对质量 $\bar{m}_{tail}$ 为 1.5% ~ 2.5%。

二、对尾翼的基本要求

尾翼的效率取决于速压、尾翼面积、形状和布局、尾翼的刚度及其对尾翼的支持刚度。对尾翼的基本要求就是在最小尾翼重量的要求下，保证飞机在所有飞行状态下具有所要求的稳定性和操纵性。为满足这项要求，首先要合理选择尾翼的形状、参数和布局。图 4－87和图 4－88 给出了飞机的气动（配平）布局和作用在飞机上的力。除此之外，因飞机配平造成的升阻比损失要尽可能小，尾翼不允许产生危险的振动，即颤振或抖振。

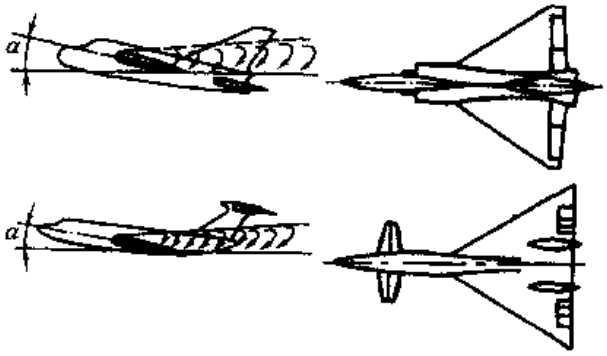


图 4－87　不同气动布局时水平尾翼的不同位置

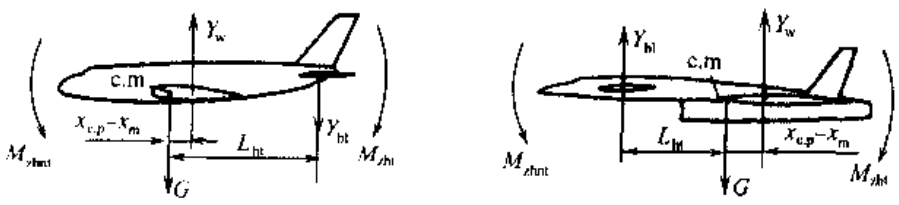


图 4－88　水平尾翼位置不同时作用在飞机上的力

4.13.2 尾翼上的载荷和尾翼的承力结构

一、水平尾翼的受载

水平尾翼上作用有分布的气动载荷和质量载荷。水平尾翼上气动载荷由平衡载荷 Y_{cbl}、机动载荷 Y_{eman}和在扰动气流中飞行时阵风作用下的升力增量 Y_{eg}组成。平衡载荷保证飞机在水平直线飞行时处于平衡状态，机动载荷产生使飞机实现俯仰所必需的载荷。质量载荷来自尾翼结构，因其量值不大，可忽略不计。

气动载荷的分布是根据吹风结果和"强度规范"要求给出的。载荷沿翼展的分布大约与弦长成正比，对由水平安定面和升降舵组成的水平尾翼，气动载荷沿翼弦的分布如同图 4－89 所示。对于全动式水平尾翼，在 $M>1$ 时是均匀分布。载荷在水平安定面上沿翼展的分布与安定面弦长成正比，升降舵上的展向分布也与升降舵弦长成正比。设计平衡载荷由平衡条件 $M_{znht}=M_{zht}$给出(图 4－88)。

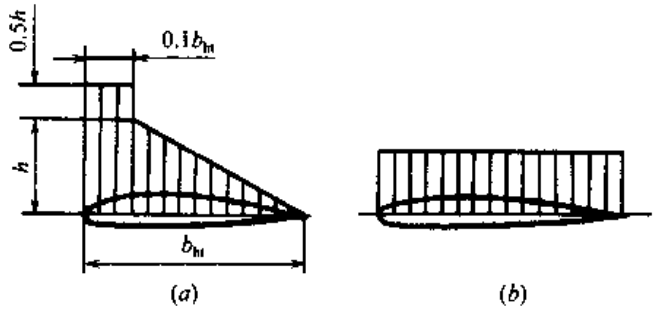


图 4－89 气动载荷沿弦向的分布

(a) $M<1$；(b) $M>1$。

二、垂直尾翼上的载荷

垂直尾翼上的载荷的计算与水平尾翼的载荷计算相似。但对装有多台发动机的飞机，可能会遇到特殊受力情况，如一侧发动机停车造成飞机偏离对称平面。由于发动机停车，相对 Y 轴产生的力矩 M_y 基本上要用垂直尾翼上产生的平衡力 P_{vt}抵消。

三、尾翼各部分的受力情况

如果水平安定面分为左、右两半，可看作是悬臂梁，而左、右两半连为一体的整体式水平安定面则可看作是双支点外伸梁。它们承受分布的气动载荷和在舵面悬挂点处的集中支反力。在这些载荷作用下，水平安定面和垂直安定面的主要受力构件上产生剪力 Q、弯矩 M 和扭矩 M_t。水平安定面和垂直安定面的结构受力型式与机翼结构受力型式类似，它们的受力构件及其所起的作用也和机翼的受力构件类似。因此，水平安定面和垂直安定面上的载荷向其固定支点(固定接头)传递时，受力构件上的载荷和受力情况与机翼受力构件的受力情况也是类似的。

4.13.3 水平尾翼的结构

一、与机身有安装分离面的水平尾翼的结构和布局

图 4－90(a)给出了与机身有分离面的尾翼的典型结构和布局，它由左、右两个水平尾翼和一个垂直尾翼组成。水平尾翼的平面形状是梯形，它包括一个双梁式水平安定面

和一个单梁式升降舵，在舵面的根部后缘有调整片。安定面的结构与双梁式机翼结构相似。在升降舵悬挂接头Ⅱ处，为了承受由舵面上传来的集中载荷，在水平安定面上布置了一个加强肋，它的缘条较强，腹板用支柱加强并且不开孔。该加强肋将受到的载荷传递到梁的腹板和水平安定面蒙皮上(图 4-90(d))，在自身平面内受剪切和弯曲。大梁腹板以剪切形式承受剪力 Q，并将它传递到水平安定面的固定接头上，固定接头可以装在后机身中翼结构部分的梁上。如果水平安定面没有中央翼，它可以连接在机身加强框上。腹板用接头和垫板与接头相连。水平安定面的蒙皮承受由于扭矩形成的剪流(肋受弯时)，并把 M_1 传递到水平安定面根部加强肋上，在此处 M_1 转换成水平安定面固定接头上的一对力偶。水平安定面的弯矩以力偶形式通过梁缘条传到固定接头上，或者在水平安定面的中央翼梁段上自身平衡，或者在水平安定面的其他构件—机身加强框上平衡。

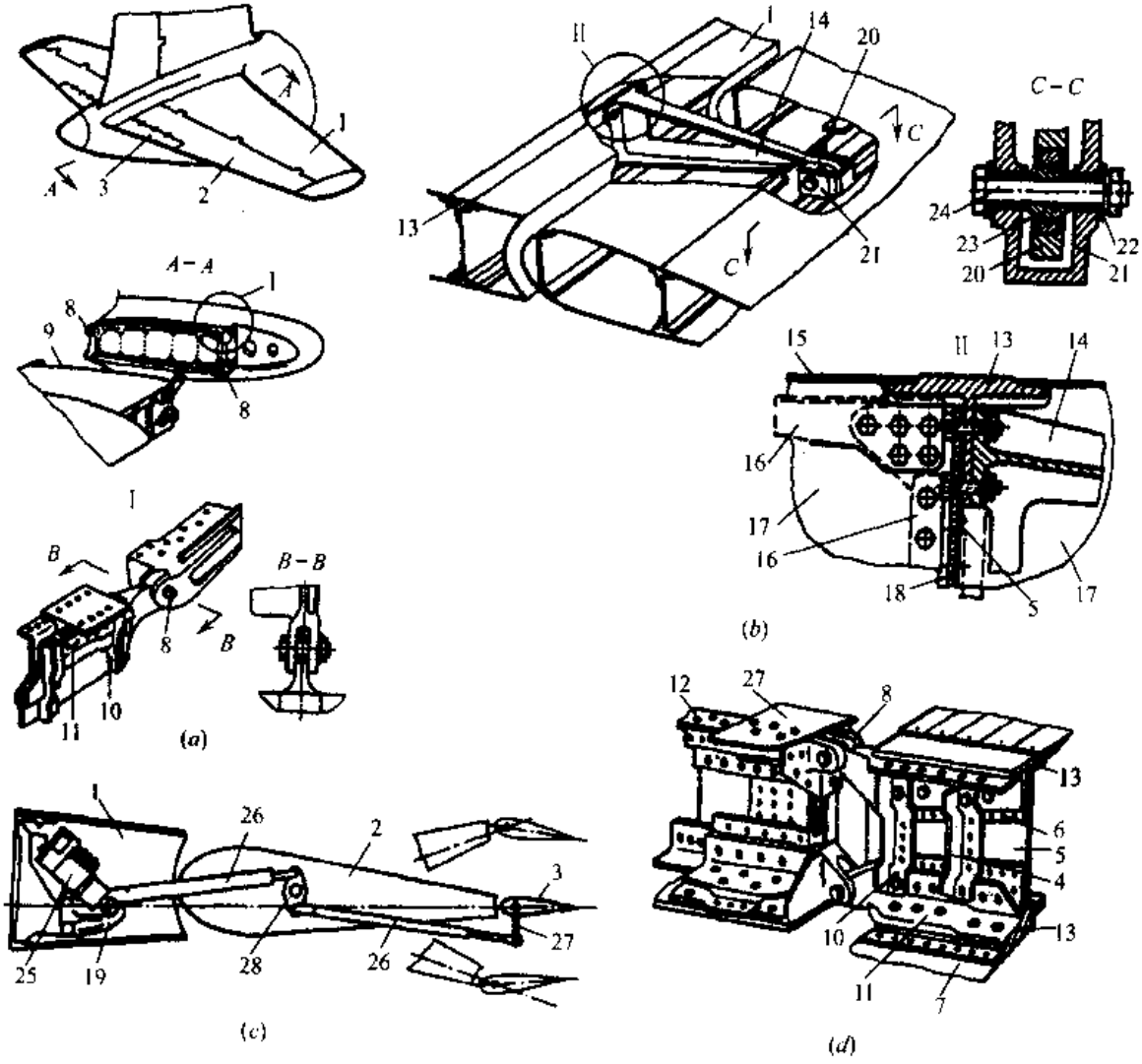


图 4-90　典型水平尾翼及其结构

(a) 尾翼结构；(b) 支臂结构；(c) 升降舵调整片；(d) 平尾大梁与机身对接。

1—双梁式水平安定面；2—单梁式升降舵；3—调整片；4,6,10,18—垫板；5,17—腹板；7,27—蒙皮；8,11,21—接头；9—加强肋；12,13—梁缘条；14—支臂；15—肋缘条；16—角材；19,28—摇臂；20—耳片；22—衬套；23—球面轴承；24—螺栓；25—电机；26—拉杆。

图 4－90(*b*)给出了升降舵的悬挂接头结构。连接接头安装在升降舵的梁上，它通过螺栓与支臂的连接耳片相连，支臂用螺栓固定在水平安定面后梁的缘条上。在详图Ⅱ上有：带腹板的水平安定面的梁的缘条、肋缘条和它的腹板、用于将翼肋的缘条和腹板与梁的缘条和腹板连接在一起的角材和垫板。切面 *C*－*C* 是通过升降舵连接接头沿转轴剖开的，该切面通过了螺栓、衬套和水平安定面升降舵悬挂接头支臂的耳片中的球面轴承。

图 4－90(*c*)是用电机操纵的升降舵调整片，电机安装在水平安定面的后缘部分，通过升降舵上的摇臂、拉杆和摇臂、调整片上的摇臂实现操纵。

二、整体式(左、右为一体)水平安定面的水平尾翼的结构和布局

整体式平尾的水平安定面的平面形状通常是矩形，它固定在机身上(图 4－91)。从结构受力型式看，水平安定面由 3 根大梁、桁条、翼肋和蒙皮壁板组成。垂直尾翼的结构受力型式也是类似。这种结构受力型式与后机身上的加强梁一起使尾翼具有较高的战斗生存力。在水平安定面的后梁上安装有升降舵的悬挂接头，升降舵有两段，每段上各装有一个调整片。水平安定面固定在后机身的两个加强框上，固定接头的结构型式和中央翼与机身的固定接头一样，为铰接。从水平安定面的大梁经过这些接头传递到框上的只有剪力 *Q*(来自左、右两个安定面上的弯矩 *M* 在水平安定面梁的缘条上自身平衡)，水平安定面上的扭矩以力偶形式通过这些接头传递到加强框的两侧。

水平安定面上有 3 个梁，而与此相连的加强框固定接头只有两个。这时，*Q* 和 M_t 靠前后梁进行传递。因此，从结构观点来看，中间梁是可以没有腹板的。但是，为了提高结构的刚度和战斗生存力，中间梁上的腹板还是保留了下来，保留的原因还有：水平安定面的承力构件通过角材与机身承力构件有辅助连接，水平安定面上较强的承力壁板是通过这些角材与机身两侧对接的。角材还有利于提高飞机尾翼的刚度和战斗生存力。

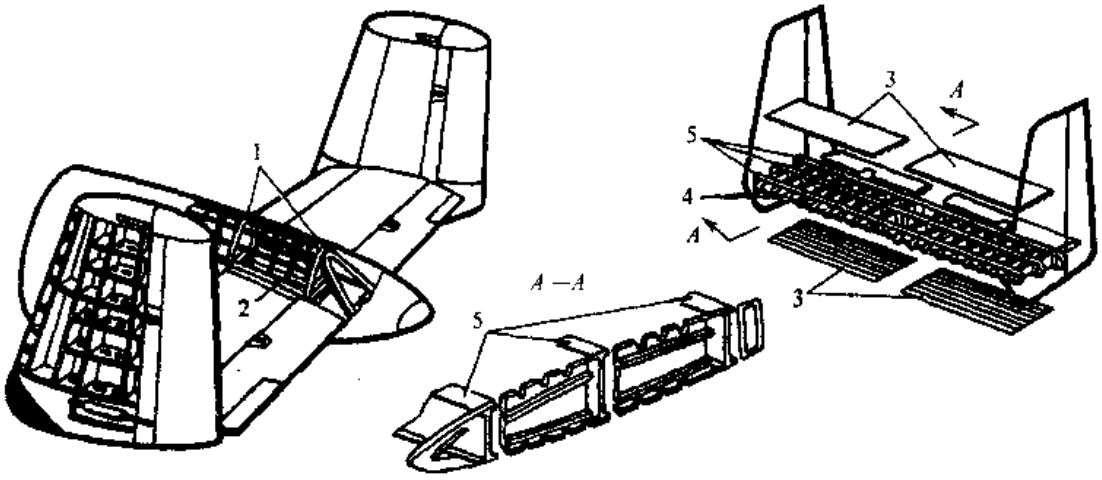


图 4－91　A－10 飞机的尾翼结构

1—框；2—角材；3—壁板；4—肋；5—梁。

三、后掠式水平尾翼的结构

后掠尾翼结构与上面讲到的各种结构受力型式的后掠机翼的结构没有任何区别。

四、后掠 T 型尾翼的水平尾翼结构

典型的 T 型尾翼的布局如图 4－92 所示，由固定在垂直安定面上部的水平尾翼和固定在后机身上的垂直尾翼组成。

双梁式结构水平安定面的左、右两半通过前、后梁上的垫板沿侧边支持翼肋对接在一起。各半水平安定面上的主要构件有：加强肋、普通翼肋、整流翼尖、带防冰设施的可折卸前缘、上下壁板、后缘部分和升降舵悬挂支臂。这些主要受力构件都是翼面中的典型受力构件。侧边支持翼肋和加强翼肋的缘条都较强，而且腹板用支柱加强。侧边支持翼肋通过接头和垫板与梁连接在一起。后梁附近的加强肋的腹板用垫板加强，腹板上有接头，用于固定升降舵的悬挂支臂通过后梁缘条与该接头相连。

位于侧边支持肋之间，在水平安定面前部的前梁上装有接头，用于连接安定面的操纵耳片。在水平安定面尾部，肋上有悬挂万向轴的支臂。垂直安定面后梁上的接头耳片通过螺栓与水平安定面的后梁耳片连接在一起，当要改变水平安定面的安装角时，该螺栓就是水平安定面的转轴。固定在水平安定面上的整流包皮使水平安定面光滑地向垂直安定面过渡。

图 4－92 是典型的升降舵结构，它们通过万向轴同操纵摇臂连接。升降舵的重量平衡通过前缘蒙皮处加配重实现，升降舵还采取了轴式补偿。在舵面根部有一个用于固定万向轴的叉耳的接头。

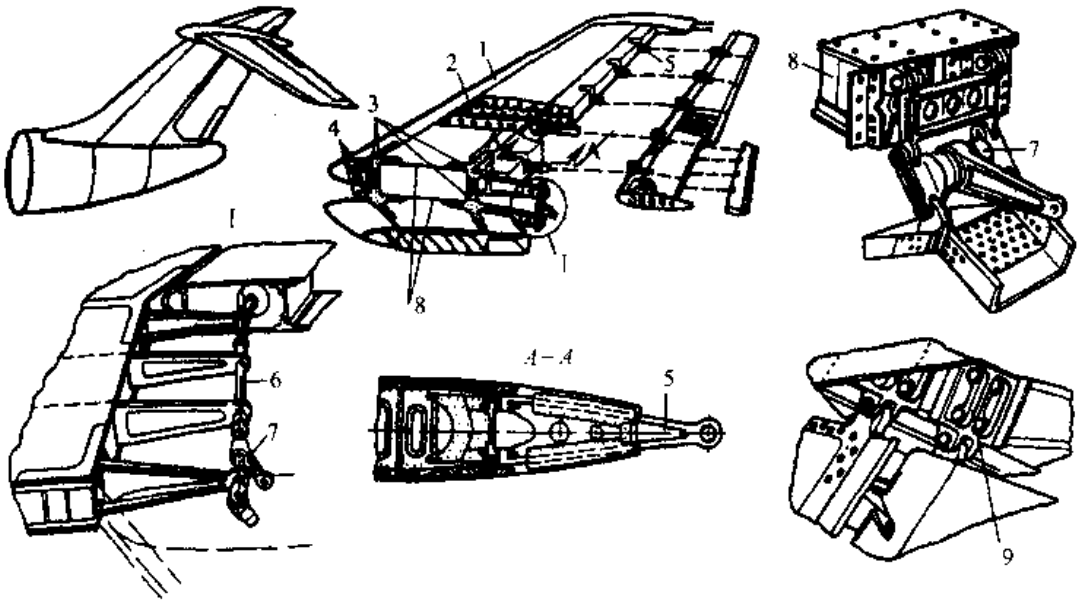


图 4－92　典型 T 型尾翼结构

1—前缘；2—前梁；3—垫板；4—耳片；5—支臂；6—万向轴；7—摇臂；8—侧边支持肋；9—后梁耳片。

4.13.4　垂直尾翼的结构

一、常规布局的后掠垂直尾翼的结构

垂直尾翼由垂直安定面和方向舵组成。图 4－93 给出了典型的后掠垂直尾翼，垂直安定面为双梁式结构，方向舵为单梁式结构，悬挂于垂直安定面后缘，它既有轴式补偿，又沿方向舵前缘有分散的配重。垂直安定面前缘装有防冰系统。

二、T 型布局的后掠垂直尾翼的结构

图 4－94 给出了双梁式后掠垂直安定面的结构，它由梁、侧肋、端肋、加强肋和普通肋、左、右壁板、可拆卸前缘、翼尖整流罩组成。

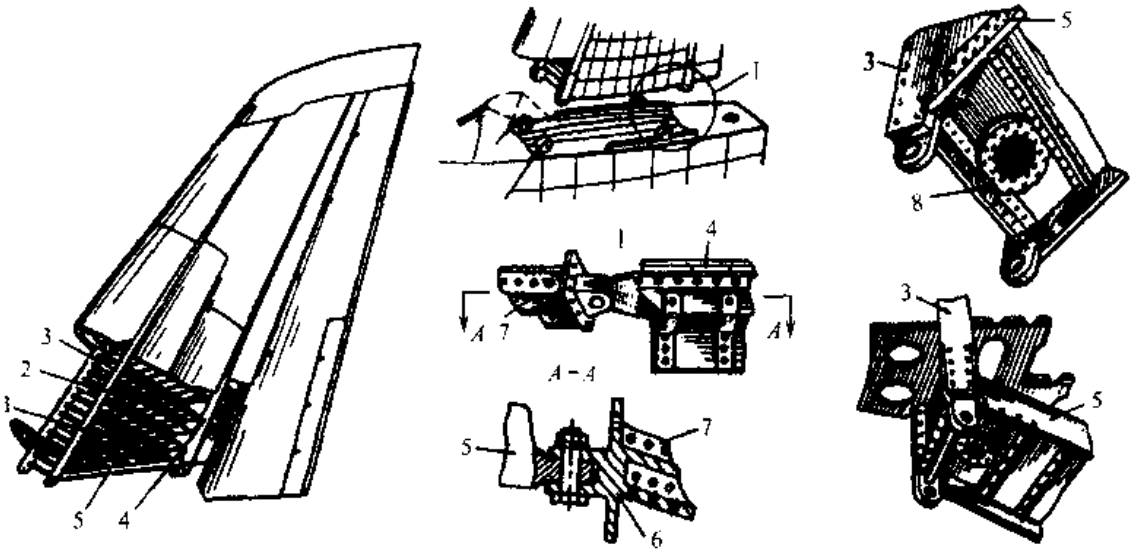


图 4-93　常规布局垂直安定面结构

1—根肋；2—普通肋；3—前梁；4—后梁；5—侧肋；6—桁上的接头；7—加强框；8—角材。

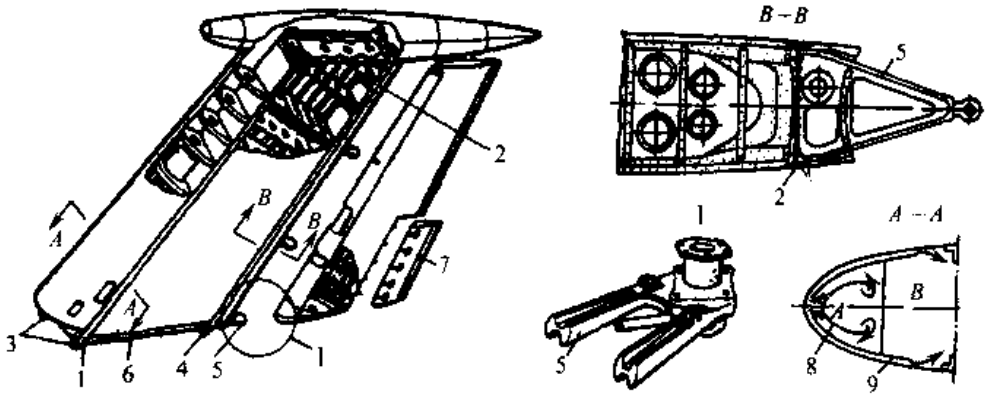


图 4-94　T 型布局垂直安定面结构

1—前梁；2—后梁；3—前梁接头；4—后梁接头；5—悬挂支臂；

6—侧边肋；7—调整片；8—隔膜；9—波纹板。

由于来自水平尾翼附加载荷的作用，在 T 型尾翼的垂直安定面上的所有承力构件都应加强。在梁的根部，通过螺栓用钢质的对接接头把垂直安定面固定在机身上。在梁的上部用螺栓安装了垂直安定面前梁上的钢质接头耳片，用于固定水平安定面操纵杆的摇臂，这也是水平安定面的前固定接头；在垂直安定面的后梁上有固定水平安定面后接头的接头耳片。加强侧肋和端肋是工字形剖面，其腹板用支柱加强。后掠垂直尾翼上的侧肋在受力特性上与同样受力型式的机翼侧肋一样。加强翼肋的后段用垫板加强，并带有特殊的接头，利用该接头将方向舵悬挂支臂连接到加强翼肋上。垂直安定面上的壁板通过补偿片固定在加强肋上。在垂直安定面的前缘，在外蒙皮和波纹板之间，在隔膜和壁板之间形成的隔离腔 A 和隔离腔 B 用于合理分散防冰系统产生的热空气。热空气通过翼尖整流罩上的格栅流出去。

三、垂直安定面与机身连接接头的几种结构方案

垂直安定面与机身连接的最简单方式是将双梁式垂直安定面梁缘条上的接头耳片与

机身框上相应的接头耳片直接相连，如图 4－93 所示。图 4－93 还给出了一种被广泛采用的单梁式垂直安定面与机身的连接方式。接头由带耳片的对接接头和角材组成，对接接头用于梁的缘条和侧肋的缘条之间的连接，角材主要用于侧肋腹板和梁腹板之间的连接。

四、高速机动飞机上的后掠垂直尾翼的结构和形状

图 4－95(a)给出了双梁式后掠垂直安定面和方向舵的结构和形状。这种垂直安定面的结构受力型式被广泛应用，它的主要受力构件有前梁、后梁、后墙、侧边肋、根肋和加强肋。垂直安定面固定在机身加强框上。由于梁与垂直安定面固定接头之间的角度比较大，侧边肋因此承受着大部分由梁传来的弯矩，所以侧边肋通常很强，腹板上不开孔，并且用支柱加强，侧边肋缘条用垫板同梁缘条和连接接头连接在一起。

在超声速飞机的垂直安定面结构中，还广泛采用带有一个或数个内撑梁的结构受力型式(如同带内撑梁的后掠机翼)，垂直安定面上的载荷能直接传到机身框的固定接头上，这种结构型式非常适合用在双垂尾上，它可以减小垂直安定面的重量。对于高度不大的垂尾，多梁式结构受力型式也是较为合理的(图 4－95(b))。

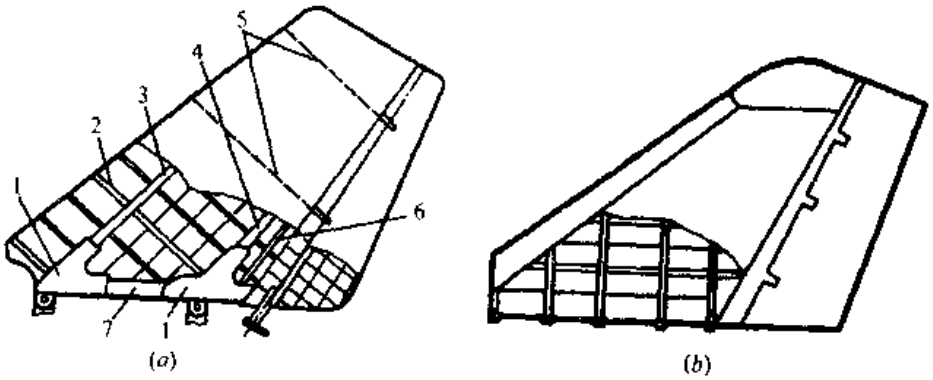


图 4－95　后掠垂直尾翼的结构受力型式

(a) 双梁式垂直尾翼；(b) 内撑梁式垂直尾翼。

1—垫板；2—根肋；3—前梁；4—后梁；5—加强肋；6—后墙；7—侧肋。

五、特殊构型垂直尾翼的结构特点

根据飞机总体布局，有时必须在垂直安定面和机身之间布置横剖面面积较大的进气道。图 4－96 给出了两种此类结构的布局方案。

如果发动机位于垂直安定面和机身之间，短而直的进气道使发动机入口处的压力损失减到最小。垂直安定面的结构受力型式为多梁式。每根梁通过自己的接头与发动机短舱的框相连，发动机短舱的框再与机身加强框连在一起。因此，这种垂直安定面更短一些、根部弯矩也小一些，它的固定接头就更轻。与机身加强框连接的还有水平安定面的大梁，水平安定面由中央翼和两段外伸段组成。

如果发动机布置在后机身，空气要通过又长又弯的进气道才能到发动机，使得发动机入口处的压力损失很大。为了能方便布置进气道，后机身的框上部在该处明显加宽。垂直安定面和在进气道头部急剧变宽的双梁式背鳍一起固定到两个加强框的大梁和连接角材(机身壁板)上。这样，垂直安定面产生的弯矩就小，连接接头的重量就可以轻一些。

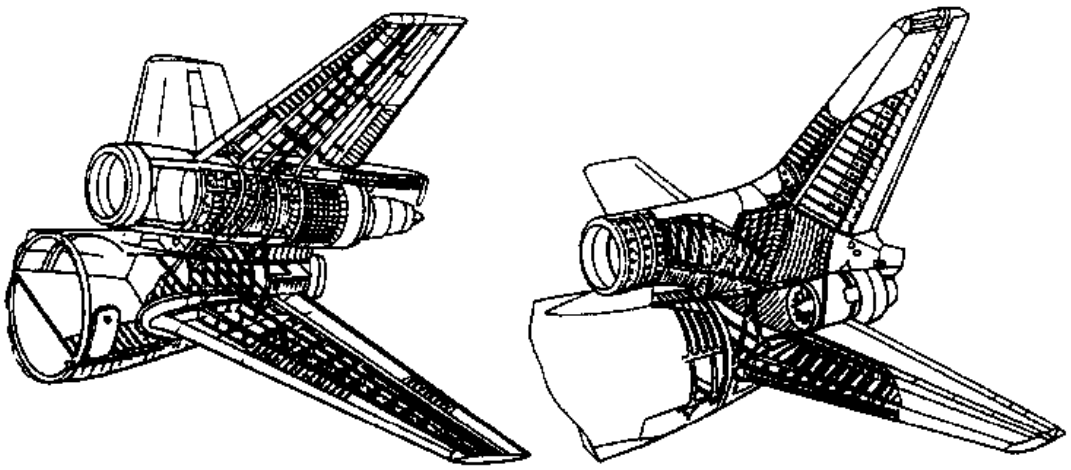


图 4-96　尾翼布置在后机身发动机上方

4.13.5　全动水平尾翼

一、全动水平尾翼的型式

全动水平尾翼的结构受力型式在很大程度上取决于水平尾翼转轴轴承的位置，因为全动平尾的载荷是通过转轴传到机身加强框上去的。如果转轴轴承位于机身加强框上，而转轴本身用螺栓与水平尾翼刚性连接，这种型式的平尾称为转轴式全动平尾（图4-97和图 4-98）。如果全动水平尾翼的转轴轴承在全动水平尾翼上，而转轴刚性固定在机身加强框上，这种型式的平尾称为定轴式全动平尾（图 4-99）。

按照轴与机身轴线的相对位置，全动水平尾翼可分为直轴式和斜轴式。由于全动水平尾翼通常用于高速飞机，所以大多数全动水平尾翼为斜轴式。

二、转轴式全动水平尾翼的结构

图 4-97（a）给出了典型的转轴式全动水平尾翼的结构，它包括前后墙、带加强筋的上下整体壁板、根肋、两个侧边加强肋、普通肋、前缘和带防颤振配重的翼尖。水平安定面后缘由蒙皮、两个角形桁条、翼肋和尾沿组成。水平安定面用一个水平螺栓和 4 个垂直螺栓固在管轴上，而轴在后机身加强框上的轴承内转动。后轴承（在轴的端头）是径向支承轴承，轴承外面的螺帽用于调整纵向（沿轴向）间隙。

图 4-97（b）给出了气动载荷产生的剪力 Q、弯矩 M 和扭矩 M_t 作用在水平尾翼根部主要承力构件中传递过程。

剪力 Q 沿近似等抗弯刚度的墙传递到两个侧加强肋上，并由侧加强肋通过水平螺栓传递到管轴上，由此引起的弯矩由上、下壁板平衡，

弯矩 M 以壁板受拉—压的形式传递到 4 个垂直螺栓上。为了不使全动平尾的所有弯矩只由端部第 1 个螺栓承受，在轴的端部开了一个缺口，使管轴截面（管子刚度）受到削弱，而壁板蒙皮的刚度（厚度）通过铣切使其均匀过渡，这样使得由蒙皮传向 4 个螺栓的载荷大致是相等的。

扭矩 M_t 在根部翼肋上，以剪流 q_t 的形式由墙腹板和壁板形成的闭室来承受，根肋上的部分剪流 q_t' 转换成力偶 R_t，并像力 R_Q 一样传递到水平螺栓上。另一部分剪流 q_t'' 以壁板受剪力形式作用到垂直螺栓上，使螺栓承受与根部翼肋相平行的力。在弯矩 M 和扭矩

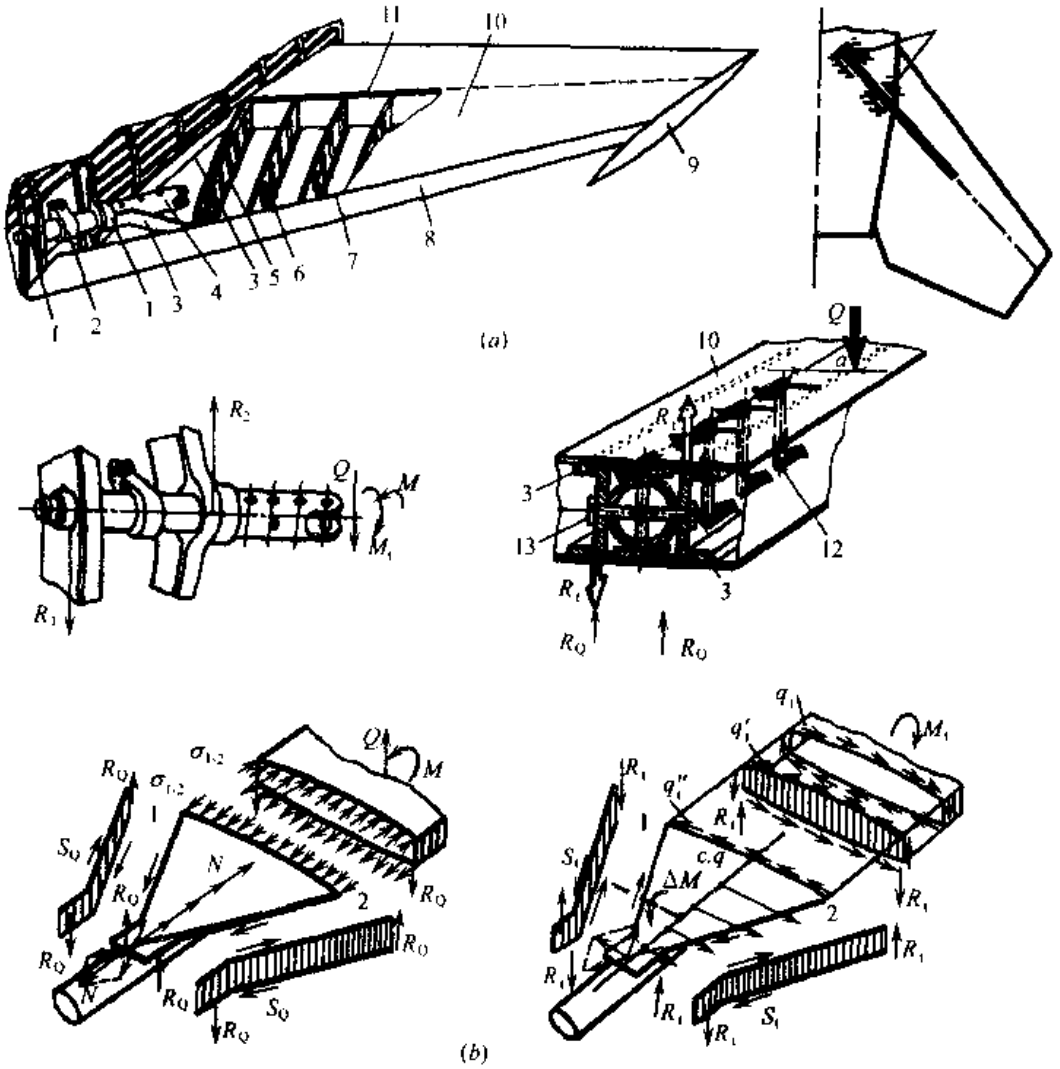


图 4－97　转轴式全动水平尾翼的结构和传力分析

(a) 转轴式全动平尾；(b) 传力分析。

1—轴承；2—摇臂；3—侧加强肋；4—管轴；5—根肋；6—普通肋；7—前墙；8—前缘；9—配重；10—壁板；11—后缘；12—垂直螺栓；13—水平螺栓。

M_1 的共同作用下，垂直螺栓在两个平面内受剪。

水平安定面的操纵是通过管轴上的摇臂实现的，摇臂又通过拉杆和摇臂系统与液压助力器相连。

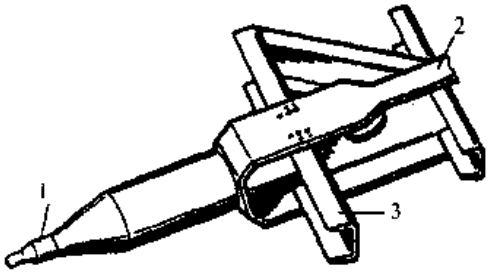


图 4－98　转轴式全动水平尾翼翼梁与转轴的连接结构

1—轴颈；2—翼梁；3—加强肋。

图 4－98 给出了一种转轴式全动水平尾翼转轴的结构方案，在这种结构中，安装轴承的轴颈是圆柱形的，在机身中固定转轴的表面是锥形的。

三、定轴式全动水平尾翼的结构

图 4－99(a)为定轴式全动水平尾翼结构。平尾骨架由大梁、前墙、带加强筋条的壁板、短梁、根肋、加强肋、普通肋、桁条、轴、前缘和水平安定面后缘部分组成。轴在机身侧边处有一个凸缘，利用它把轴固定，而纵梁安装在加强框上。全动水平尾翼的操纵杆在侧边肋上。水平安定面后缘是较轻的蜂窝夹层结构，它占据了水平安定面一多半的面积，另外由于水平安定面端部有斜切角，就不再需要专门的防颤振配重对水平安定面进行重量配平。

图 4－99(b)上给出了这种全动式水平尾翼所受的分布气动力、支座上的支反力和沿水平安定面、转轴和梁上的载荷 Q 图、M 图、M_t 图。将梁简化为一端固支、一端铰支。剪力 Q 由水平安定面前部和尾部的翼肋腹板传递到大梁腹板上，再经过支座传递到转轴的固定接头上。水平安定面后缘部分的蜂窝结构在承受水平安定面气动载荷时受剪，一方面沿着直接与梁腹板连接的边缘，另一方面又经过沿加强翼肋缘条把此载荷传递到梁的腹板上。弯矩由梁的缘条和壁板承受并与支座上的反作用力形成的力矩平衡。转轴本身如同固定在框的支座上的悬臂梁，在这些支反力作用下受弯。在根肋之前，水平安定面外悬臂段上的扭矩由大梁腹板、前墙腹板和上、下壁板所形成的闭室承受并在根肋上与剪流 q_t 平衡。根肋把这个剪流转变成力偶 R_t，它们通过短梁和大梁以剪切和弯曲形式传递给侧肋，在这里与全动式水平尾翼操纵传动装置传来的力在操纵杆上形成的力矩平衡。

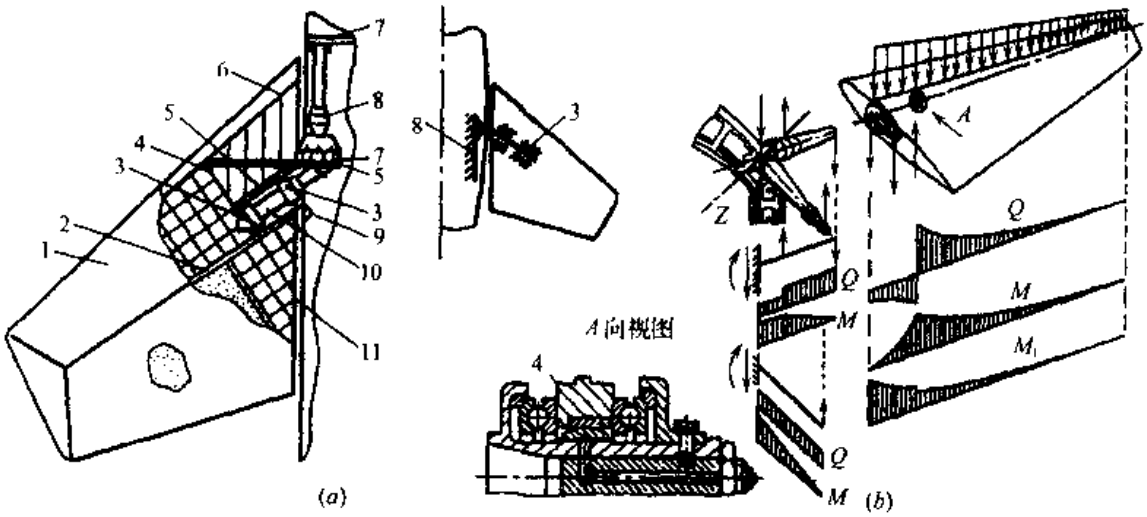


图 4－99　定轴式全动水平尾翼的结构和受力分析

(a) 定轴式水平尾翼结构；(b) 受力分析。

1—壁板；2—大梁；3—支座；4—根肋；5—短梁；6—前墙；7—加强框；8—纵梁；9—操纵杆；10—轴；11—加强肋。

第 5 章　机翼、尾翼的结构设计

第 4 章主要是对已有的实际机翼结构进行分析。通过这些分析，了解到机翼结构受载后的传力过程，以及在此过程中各主要元件所起的作用，知道了各种受力型式的不同受力特点。本章将在此基础上，介绍翼面结构设计的基本方法。

本章介绍的结构设计的基本理论与方法是定性的和粗略的。尽管目前越来越多地采用 CAD 与 CAE 进行结构设计工作，但结构方案的确定、结构元件的布置和结构件的型式选择主要还依赖于人。尽管这些定性设计是很粗略的，但关系到结构性能的优劣。对于初学结构设计的人来说，这种设计方法比较简单而易于掌握，能使他们建立起结构设计的感性认识，激发悟性。另外，这些粗略的设计结果与试验结果也是比较符合的。

5.1　机翼结构设计的原始依据

5.1.1　机翼结构设计的任务与内容

结构设计的任务是在飞机总体设计的基础上，设计出能满足各项要求的具体结构。具体地说，机翼的结构设计是指根据给定的原始依据，合理地选择机翼结构的受力型式，布置机翼结构的主要受力构件，确定结构元件的数量及尺寸。

机翼结构设计的内容与一般飞机结构设计相同，主要包括：(1) 熟悉机翼结构设计的原始条件、基本要求、设计规范等；(2) 结构方案设计(选择结构受力型式、主要元件的布置、材料的选用等)；(3) 机翼结构的打样设计，根据结构设计方案，确定主要元件的尺寸、连接，并对结构主要性能进行评估；(4) 详细设计。

5.1.2　结构设计的原始依据

在进行机翼结构设计之前，必须首先了解机翼结构设计的原始条件，一般地机翼结构设计的原始条件与整个飞机结构设计的原始条件没有原则上的区别，对此本节不再复述，而只对机翼结构设计密切相关的原始依据做简要介绍。

一、总体性能参数

由总体设计给出的与机翼结构设计相关的全机主要性能参数有：翼载荷 $p = Y/S$ 或 G/S，机翼面积 S，机翼最大设计过载系数 n_y 等。

飞机的性能参数主要影响机翼的受载严重程度，翼载荷 p 越大，机翼受到的弯矩越大。一般地，翼载荷越大，飞机的飞行速度越快，机翼的相对厚度较小，结构设计的难度就越大。

二、机翼外形参数

机翼主要外形参数有：机翼展弦比 λ，机翼展长 l，机翼翼型相对厚度 $\bar{c}$，机翼后掠角

χ 和梯形比(根梢比)η 等。

机翼的外形参数主要由飞机气动要求确定,但几何参数对机翼的结构设计有决定性影响。下面就几个相关外形参数对机翼结构设计的影响做一定性分析。

(1) 机翼展弦比 λ 或机翼展长 l。一般地机翼面积 S 或翼载荷 p 取决于飞机的飞行性能要求。当机翼面积 S 相同时,展弦比 λ 大,机翼就细长,即机翼展长 l 变大,而弦长 b 变小,机翼变薄,但机翼上载荷的压力中心外移,根部的弯矩值增大,机翼结构设计的难度增加,机翼结构的重量增加。梯形比 η 减小与 λ 增大有同样的效果。反之亦然。

(2) 机翼相对厚度 $\bar{c}$。机翼的相对厚度 $\bar{c}$ 主要由飞机的飞行速度确定。当机翼的弦长 b 不变时,机翼的相对厚度越小,机翼的结构高度就越小。因此从结构设计的观点看,增加机翼的相对厚度 $\bar{c}$ 有利于减轻机翼结构的重量。反之亦然。

(3) 机翼后掠角 χ。为了改善飞机在跨声速飞行时的气动性能,采用了后掠机翼。与直机翼结构相比,后掠翼结构设计有下述 3 个特点。

刚度特点 当后掠机翼的展长以及顺气流剖面的弦长与直机翼相同时,后掠翼沿刚心轴方向的长度增加了(可近似认为机翼外伸段的长度由直机翼的 l 增加到 $l/\cos\chi$)。因而,当截面的尺寸相同时,机翼的结构弯曲刚度减小(图 5-1)。与此同时,机翼垂直于刚心轴的剖面的弦长却减小了,这使机翼的扭转刚度也降低了。此外,高速飞机为了减小波阻,往往采用薄翼型,剖面的结构高度较小,而为了达到同样的刚度要求,结构的重量将更增加。

变形特点 机翼受载后会产生弯曲变形和扭转变形。由于后掠的缘故,机翼的刚心线也是后掠的,这样当后掠机翼受到向上作用的载荷,产生向上的弯曲变形时,顺气流剖面 $A-B$ 上,后缘点 B 的挠度比前缘点 A 的挠度大(图 5-2),即各顺气流剖面将因弯曲而产生附加的低头扭转变形。这一变形特点可能会产生副翼反效、颤振等现象(详见第 9 章)。

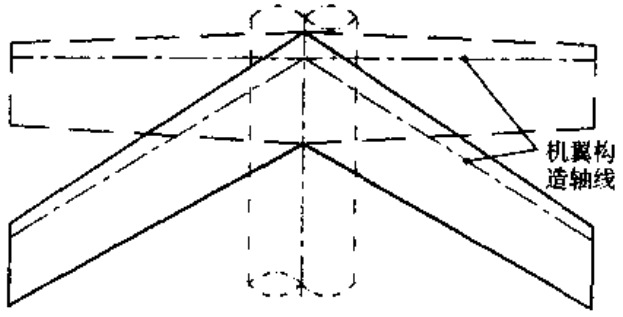


图 5-1 直机翼与后掠翼比较

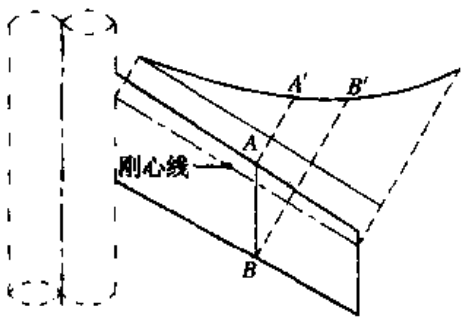


图 5-2 后掠翼弯曲挠曲线

连接特点 大后掠角机翼结构设计难度增大导致出现了三角翼。与后掠机翼相比,三角翼的根梢比 η 要大得多,而展弦比 λ 小得多。机翼上压力中心内移,机翼根部弯矩和扭矩减小。三角机翼的根弦很长,在相对厚度 $\bar{c}$ 相等的条件下可得到比后掠机翼大得多的结构高度,大大改善了机翼的强度和刚度特性。但很长的根弦给机翼与机身的连接带来一些问题。很长的翼肋在载荷作用下容易产生弦向弯曲,因为机翼的弦向刚度较差。为改善弦向刚度,需要采用多点连接,给机身-机翼的连接设计带来了困难,如图 5-3 所示。

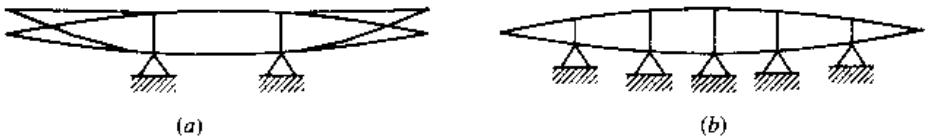


图 5-3　两点与多点连接翼肋的变形

三、机翼与飞机其他部件的相互关系

由总体设计所决定的机翼、机身相对位置很大程度上确定了机身-机翼的连接方式。上单翼或下单翼通常有中央翼，与机身框多为铰接或以铰接为主，中单翼如果可以由中央翼贯通机身，则机身-机翼的连接也多为铰接或以铰接为主，但中单翼如果没有中央翼，则机翼与机身框固接。

飞机主起落架常常安装在机翼上，它将影响机翼根部的结构布置和下翼面开口。此外，机翼上的悬挂物及其所要求的大致位置，机翼沿展向有无分离面等都将影响机翼结构的布局。

四、机翼的内部布置

机翼内是否需收藏起落架，对机翼的受力构件布置有着直接的影响，甚至影响机翼结构的型式。它将决定有无大的不受力开口，在哪些部位结构需加强，以及布置哪些必要的受力构件来承受起落架或其他部件、设备、附件等传来的各种集中力。若机翼结构要作为整体油箱，则在设计中还要解决密封、开口等特殊的问题。

5.1.3　机翼结构设计准则

机翼结构设计准则有时关系到主要结构元件的布置。当采用损伤容限设计准则或破损安全设计准则时，结构的主要传力路线必须是多路传力结构。

5.2　机翼受力型式的选择

现代机翼结构的受力型式多种多样。由于机翼受力型式选择的好坏直接影响机翼结构的重量，因此必须在设计时加以仔细的考虑。为了确定机翼结构受力型式，首先要了解飞机机翼结构设计的原始依据，并结合类似条件下现有飞机的受力型式，进行综合分析，同时进行一些比较粗略的定量计算，确定出几种受力型式。然后大致地合理布置各元件位置和初步确定元件尺寸，进行应力分析，比较几种方案在满足强度条件下的重量特性，选出其中最好的一种方案。

机翼结构型式与机身-机翼的连接方式、起落架位置、机翼内部装载、结构材料的选用等密切相关。机翼结构型式还与设计单位的设计经验有关。相近的机翼外形和总体性能参数，可以有不同的结构型式。下面就机翼结构型式选择的一般规律做介绍。

5.2.1　各种受力型式的特点

机翼结构的受力型式有 3 种：梁式、单块式和多腹板式。这几种结构型式各有其优、缺点，在选择机翼结构的受力型式时，应合理地利用它们各自的特点。

(1) 梁式机翼　翼梁是梁式机翼的主要受力构件，机翼蒙皮较薄。由于翼梁之间的

跨度较大，因此便于利用机翼的内部容积；与其他结构受力型式相比，梁式机翼便于开口（如需收藏起落架等），而不致破坏原来的主要传力路线；机翼、机身通过几个集中接头连接，所以连接简单、方便。梁式机翼主要依靠翼梁承受弯矩。当机翼高度较小时，其材料利用率降低。结构的破损安全性能较差。

（2）单块式机翼　机翼上、下壁板成为主要受力构件。这种机翼比梁式机翼的刚度特性好。同时由于结构分散受力，能更好地利用剖面的结构高度，因而在机翼厚度较小时材料的利用率较高，重量可能较轻。此外单块式机翼比梁式机翼生存力强，它的缺点是不宜开口。为了充分发挥单块式的传力特点，在它的设计分离面处必须采用周缘连接型式，这种连接型式的构造复杂、装配工艺也比较困难。单块式机翼应尽量设计成整体贯通机身，然而当飞机为中单翼布局时，往往由于与机身内部布置的矛盾，机翼难以贯通机身，而只能用几个集中接头与机身在其侧边相连，此时势必会使翼根处的相当一部分材料不能充分利用，致使重量有所增加。

（3）多腹板式　该式机翼主要由上、下厚蒙皮承受弯矩。它与梁式、单块式机翼相比，材料分散性更大。一般地说，该式机翼的刚度大、材料利用率也更好些，然而也存在类似单块式机翼的缺点。

应该注意到不存在哪种结构型式一定比其他结构型式优的问题，不同的结构型式适用于不同的飞机。判断哪种结构型式优劣的惟一标准是在满足机翼结构设计要求的前提下，机翼结构的重量最轻。

实践中一个机翼上可能采用不止一种结构型式，也可能采用梁式和单块式的混合型式。正因为如此，目前，甚至在今后相当长的时间内，结构型式的选择还是经验性的，要做到完全自动化设计还有很多理论和实践问题需要研究。

5.2.2　相对载荷 $\bar{M}$ 和有效高度比 $\bar{H}_{\text{eff}}$

定性地看机翼是一个悬臂梁，在强度和刚度的约束下，以结构重量为目标函数，进行结构设计时，可认为梁上、下缘条承受弯矩，梁的腹板承受剪力。对于机翼而言，弯矩是主要载荷，对此提出两个设计参数：相对载荷 $\bar{M}$ 和有效高度比 $\bar{H}_{\text{eff}}$。相对载荷 $\bar{M}$ 反映了剖面承受弯矩的严重程度，有效高度比 $\bar{H}_{\text{eff}}$ 反映了剖面材料的利用率，它们是机翼结构型式选择的重要依据。

一、相对载荷 $\bar{M}$

一般的机翼剖面由三部分组成：前缘、承力盒和后缘。典型的机翼剖面的前缘占弦长 b 的 10% ~ 15%，后缘占弦长 b 的 25% ~ 35%，承力盒约占弦长 b 的 60%，如图 5 - 4 所示。为了提高材料的利用率，应该将材料布置在承力盒段并置于结构高度大的地方。

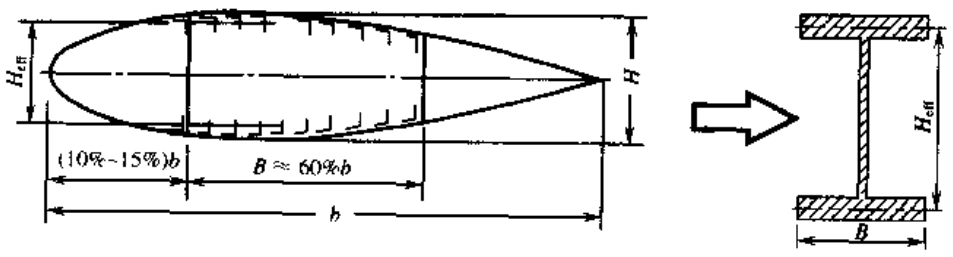


图 5 - 4　典型机翼剖面

定义：机翼某剖面的相对载荷 $\bar{M}$ 为该机翼剖面处的弯矩 M 与该剖面承力盒宽度和有效高度的比值为

$$\bar{M} = \frac{M}{H_{\text{eff}}B} \tag{5-1}$$

这一定义的物理含义是将机翼上下表面的面积等效为宽度为 B 的平板，其间距为 H_{eff}，相对载荷 $\bar{M}$ 为上、下平板单位宽度上的力（图 5-4）。如果平板厚度为 t，那么 $\bar{M}/t$ 就是机翼上、下表面的应力近似值，以此可以作为结构设计时强度估算的依据；如果材料的破坏强度为 σ_b（如失稳应力 σ_{cr} 小于 σ_b，则取 σ_{cr} 为破坏强度），那么 $\bar{M}/\sigma_b$ 可以作为机翼上下表面结构厚度的初始值。

二、有效高度比 $\bar{H}_{\text{eff}}$

机翼某结构剖面的有效高度比定义为该剖面承力盒的有效高度 H_{eff} 与该机翼剖面的最大高度 H 的比值，即

$$\bar{H}_{\text{eff}} = \frac{H_{\text{eff}}}{H} \tag{5-2}$$

有效高度比 $\bar{H}_{\text{eff}}$ 是材料利用率的度量，$\bar{H}_{\text{eff}}$ 越接近 1，材料利用率就越高。$\bar{H}_{\text{eff}}$ 也是材料分散性的一种度量，梁式机翼结构，材料分散程度较低，$\bar{H}_{\text{eff}}$ 约为 0.8；单块式机翼或多腹板式机翼，$\bar{H}_{\text{eff}}$ 约为 0.9。机翼盒段的有效高度 H_{eff} 也被称为机翼的有效厚度 c_{eff}。

梁式、单块式和多腹板式机翼结构的典型剖面如图 5-5 所示。在计算梁式机翼的相对载荷或有效高度比时，通常认为翼梁附近 25δ 宽的蒙皮参与受弯（δ 为蒙皮厚度），同时要考虑参与区的影响，如果是单梁单墙结构，在参与区只考虑梁的承弯能力。

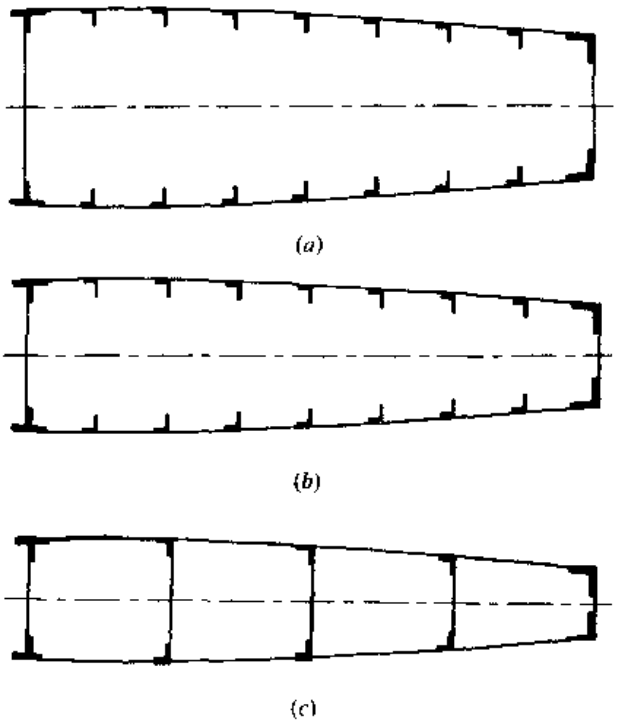


图 5-5　3 种机翼结构的典型剖面

（a）梁式机翼承力剖面；（b）单块式机翼承力剖面；（c）多腹板式机翼承力剖面。

单块式机翼的蒙皮较厚，能够承受正应力，在计算梁式机翼的相对载荷或有效高度比时，蒙皮全部计入，但如果机翼和机身之间是集中连接，要考虑参与区的影响。多腹板式机翼的蒙皮更厚，机翼的弯矩主要由蒙皮承担。

三、某些机翼的相对载荷和有效高度比

相对载荷 $\bar{M}$ 和有效高度 H_{eff} 是决定机翼结构型式的两个重要参数。一般地说，当相对载荷 M 较大、相对厚度 $\bar{c}$ 较小时，宜采用多腹板式；当相对载荷 $\bar{M}$ 较大、相对厚度 $\bar{c}$ 也较大时，宜采用单块式；当相对载荷 $\bar{M}$ 较小，相对厚度 $\bar{c}$ 较大时，宜采用梁式。表 5－1 列出了一些典型机翼的相对载荷 $\bar{M}$ 和相对厚度 $\bar{c}$。

表 5－1　一些典型机翼的相对载荷和相对厚度

机种	F－18D	米格－15	F－104	波音－707	L－29	“幻影”－Ⅲ
平面形状	后掠	后掠	平直	后掠	平直	三角翼
G/kg	8237	5000	9480	150000	3280	12000
S/m^2	26.90	20.60	18.22	269.00	19.80	34.85
设计过载系数 n_y	12	12	9	5	12	9
n_yG/S /(kg/m^2)	3674	2913	4683	2788	1988	3099
$\bar{c}$ /%	11.5	10.4	3.36	12	17	4
M /10^5	4.70	3.62	5.85	19.3	2.12	0.82
受力型式	单块式	单块式	多腹板式	单块式	梁式	梁式
注　释	双辅助梁	翼根处转为梁架	翼根转为5个梁	双辅助梁	一辅助梁	一主梁、一辅助梁、一斜梁

5.2.3　选择受力型式的注意事项

必须注意的是，上述两个指标只是在选择受力型式时参考的一个方面。实际上结构受力型式的选择在很大程度上是受飞机总体布局影响的。需考虑的主要因素如下所述。

(1) 起落架在机翼上的布置对受力型式选择有直接影响。当起落架必须固定在机翼上，并需把整个起落架(包括轮子)收藏在机翼内时，机翼上就必定开口。机翼只能选用梁式(或至少在开口部位需采用梁式)。

(2) 机翼机身相对位置及机身内部布置会影响到机翼、机身的对接形式，并进而影响到机翼受力型式(至少在翼根部分)的选择。如 F－104 的机翼是中单翼，机身由于部位安排的限制不容许有中央翼通过，也不能安排很多个集中接头，因为这样就要在机身内部布置很多加强框，对机身结构重量不利。所以 F－104 机翼在根部就由 13 块腹板转成 5 根梁与机身侧边连接。

(3) 机翼几何参数的影响。有时虽然仅从受力分析看，可能某种型式较好些，但由于

内部布置的协调较难实现，只能采用其他型式或混合型式，否则就可能会因这些问题的影响而增加重量。

5.3 机翼主要受力构件的布置

机翼的主要受力构件有翼梁、翼墙、肋、蒙皮和长桁。机翼主要受力构件的布置是指机翼结构中这些主要受力元件的数量、位置和截面型式的具体确定，同时还包括了机翼—机身连接接头的数量、位置和型式的确定。

3.4 节介绍的结构设计的基本原理是用于指导受力构件布置的基本原则，基于结构传力分析和细分析粗定理的方法可以用于布置结构的主要元件，同时要兼顾机翼结构与其他结构、装载、外挂等各种协调关系。结构主要构件的布置通常是与结构型式的选择联系在一起的。在实际工作中，受力构件布置是与受力型式的选择结合在一起考虑的。

对初学设计者，在布置受力构件时，应首先保证能够受力或传力，然后再考虑选择较好的传力路线和受力构件布置方案。开始时尽可能多提出几个初步方案供选择比较。但影响受力构件布置的因素很多，如气动、强度、刚度、使用、维护、工艺等各种相互之间有联系的要求，而这些要求又往往是相互矛盾的。因此需要密切配合，并抓住保证结构的强度、刚度而又使重量最轻这一对主要矛盾，结合具体条件，并配合以定性的和粗定量的分析，进行比较，最后确定出一种比较合理的方案。当然即使是同样要求、同样具体条件的飞机，也可以有多个可行的方案，因此最后设计出来的结构只有相对的合理性。

5.3.1 主要受力构件布置的准则

机翼主要受力构件布置的总原则是在满足结构的强度、刚度等要求下，使机翼结构重量尽可能的轻。其具体准则大致有以下几条。

(1) 确保气动载荷引起的弯矩、剪力、扭矩能顺利传递到机翼、机身对接接头处，为此在不受力口盖的开口周围应合理地布置加强件。

(2) 在有集中力作用的地方，或者因构件转折、机翼受力型式改变或受力构件布置情况改变等结构不连续的地方，都必须布置相应的加强件。

(3) 加强件应尽量综合利用。

(4) 机翼、机身的对接点数应综合考虑机翼、机身的受力及机身内部布置的具体情况。

(5) 翼梁尽量布置在结构高度较大处，元件受力应符合其受力特性，以便提高构件承载时的效率。板、杆结构受集中力时必须布置扩散件。

(6) 一般地说传力越直接越好，传力路线短通常可减轻结构重量。

(7) 连接处应尽量避免偏心。

(8) 在布置受力构件时要注意装配时连接的工艺通路，即工艺上的可接近性。

(9) 要考虑结构的可接近性、开敞性，布置必要的维护口盖，留出维修通道等。

(10) 注意结构设计的实现性和先进性。选择结构型式时,应注意采用新结构、新材料。

5.3.2 受力构件布置的基本原则

受力构件布置的原则可以用来指导主要受力构件的布置。在受力构件布置之初,为使受力构件布置更为合理,应充分合理地运用以下4个基本原则。

(1) 加强件的综合利用。加强构件是机翼的主要受力构件,其结构重量在整个机翼中占有很大比例。加强构件的综合利用有利于减轻重量,因为有些载荷不是在同一状态中同时作用的(如起落架的载荷只有在起飞、着陆时才出现,而有的载荷只在飞行时才有)。即使是同时作用的载荷,在一个加强构件上所引起的重量增加,也往往比用两个加强件分别承载时增加的重量要少。因此在布置受力构件时,应尽量考虑加强件的综合利用。

(2) 传力路线最短原理。只要能够实现结构的既定功能,结构越简单越简洁越好。在静不定结构中,载荷沿着传力路线最短的构件传力最多,因此在静不定结构中,设法使载荷沿着传力路线最短的方向传递得多一些(如可以有意识地调整构件刚度),这样可提高整个结构的传力效率,以减轻结构重量。这是在结构设计中应加以运用的一个基本原则。

(3) 利用静不定结构中载荷按刚度分配的基本原理,人为地改变构件之间的刚度比例和各构件的支持刚度,来改变力在结构中的传递路线,对力的传递进行合理的分配,可以得到比较合理的结构,以减轻重量。

机翼载荷在各构件中的分配还和它们的支持刚度有关。在各构件本身结构刚度相同的假设条件下,支持刚度大的构件将分配到较大的载荷。可以设想,一根很强的梁,如果支持刚度非常弱,则由于它的支持点不能承受很大的载荷,梁的结构效率就不能充分发挥。对机翼中的梁来说,其支持刚度就是它对接的加强框的结构刚度,其中还包括了对接接头本身的影响。

由此可知,通过人为地控制各构件本身的结构刚度和支持刚度,可以使整个机翼结构中的载荷分配得更为合理。这种设计思想对于指导设计人员进行静不定结构的设计有一定帮助。当然改变与机翼连接的各加强框的刚度将影响这些框的重量特性,因此布置机翼主要受力构件时要同时考虑与其有关的机身结构,考虑其总的重量特性。

(4) 多路传力的结构设计原则。目前的飞机结构基本上都要求按照破损安全设计准则来设计,破损安全设计准则最重要的一条是,主要传力路线必须是多路的。破损安全结构在使用过程中,允许其出现局部损伤,但结构仍然保持足够的强度和刚度,直到下次检查发现其损伤)。例如,DC-8、康维尔-880、三叉戟、VC-10等飞机机翼采用了三梁、四梁结构或多辅助梁的单块式结构。当3根梁或4根梁中任何一根梁断裂时,机翼仍能承受使用载荷,提高结构工作的可靠性。当机翼结构采用单梁式或双梁式结构时,梁缘条应设计成重接件。图5-6是波音-707飞机机翼的蒙皮分块情况和翼梁重接件。通过采用蒙皮弦向分成6块、且加强蒙皮纵向对缝处的结构元件、合理配置长桁和蒙皮的截面积比值(即刚度比)等措施,来达到破损安全的目的。

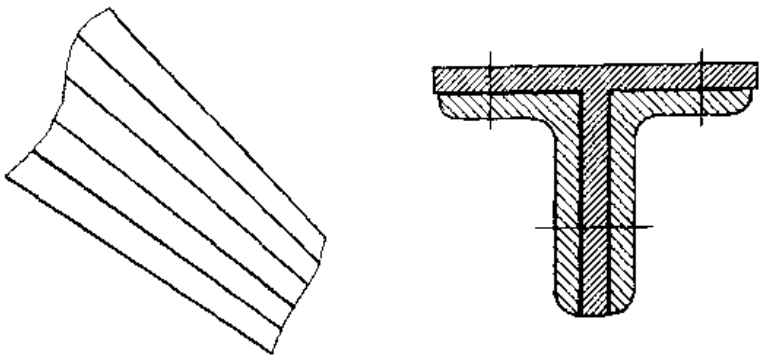


图 5-6　波音-707 飞机机翼的蒙皮分块情况和翼梁重接件

5.3.3　机翼受力构件布置的例子

一、米格-19 机翼结构

米格-19 是超声速战斗机，大后掠角机翼，展弦比 3.24，相对厚度 8.24%，为中等相对厚度。为增大机翼外段的刚度，采用了双梁(墙)单块式结构；因安置起落架和与机身的连接，机翼根部采用梁架式结构。如图 5-7 所示。

米格-19 机翼根部作为起落架舱，机翼下蒙皮要大开口，破坏了机翼壁板传递弯矩和扭矩的路线，由机翼外段传过来的弯矩要转到梁架上。前梁、主梁、纵梁在结构剖面较大高度处构成一个承力三角区，以放置机轮，并利用前梁和主梁的交点安置起落架支柱转轴，两梁还承受起落架传来的载荷。机翼根部的气动载荷直接传给梁架，为了增加三角区的局部刚度，布置一根纵梁。

因后掠效应后梁将承受较大的载荷，另外为了照顾与襟翼、副翼的连接，后梁布置得比较靠后，结构高度小。如将后梁与机身固接将对减轻重量不利，因为这样后梁不仅要传递后梁区的载荷，还要传递其他区域传递来的一部分载荷。为了减小后掠效应，后梁与机身铰接，13 号肋为加强肋，这样将前梁和后梁区的部分载荷传给了主梁。符合传力路线短和元件综合利用的原则。

在外段的单块式和根部的梁架式两种结构型式转换处，在起落架、机炮、操纵面等与机翼主结构的连接点等集中力作用处，除上述各梁外还布置了相应的加强肋。

二、F-104G 机翼结构

F-104G 飞机机翼为一小展弦比平直机翼，展弦比 $\lambda = 2.45$，相对厚度 $\bar{c} = 3.36\%$。机翼结构高度小，所以主起落架固定在机身上，并收入机身，机翼上没有大开口。机翼的展长与弦长差不多，故采用多纵向构件、少翼肋的多腹板式结构。外段有 13 块腹板，为了协调与机身的连接，根部转成 5 个梁的梁式结构。为配合这一结构变化，在根部过渡区加了两个加强肋。在半翼展处有外挂接头传来的集中力，也布置了一个加强肋，加上翼尖区的两个普通肋，每侧机翼只布置了 5 个翼肋(图 5-8)。

由于机翼的相对厚度很小，机翼—机身连接部位采用翼身融合的措施，提高 5 根梁在连接区的结构高度。

三、米格-21 机翼结构

米格-21 飞机机翼为三角翼，展弦比 $\lambda = 2.22$，相对厚度 $\bar{c} = 5\%$。尽管机翼的相对厚度较小，但由于机翼根弦很长($b_{根} = 5.97\text{m}$)，所以机翼根部的绝对厚度较大。主起落架

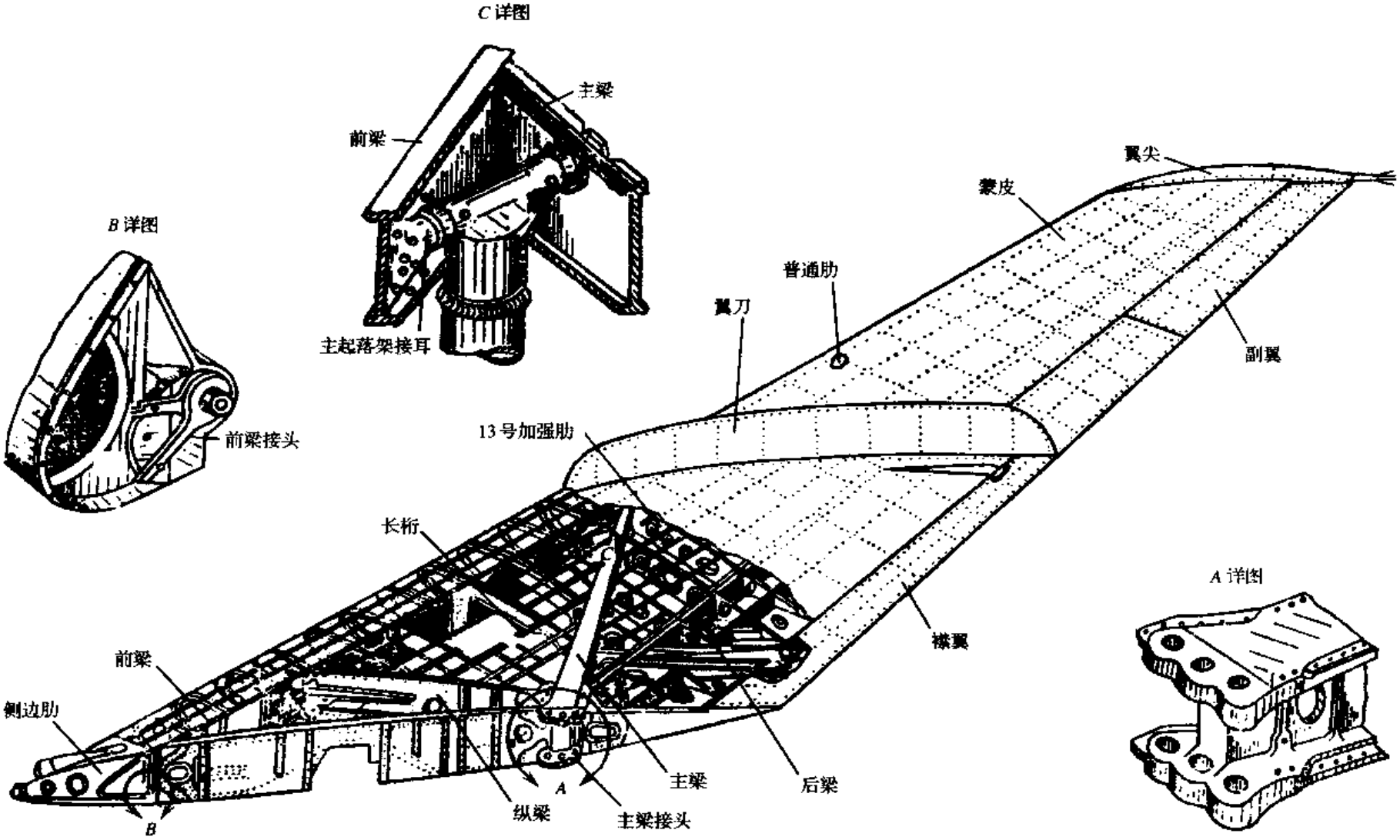


图 5－7　米格－19 机翼构造

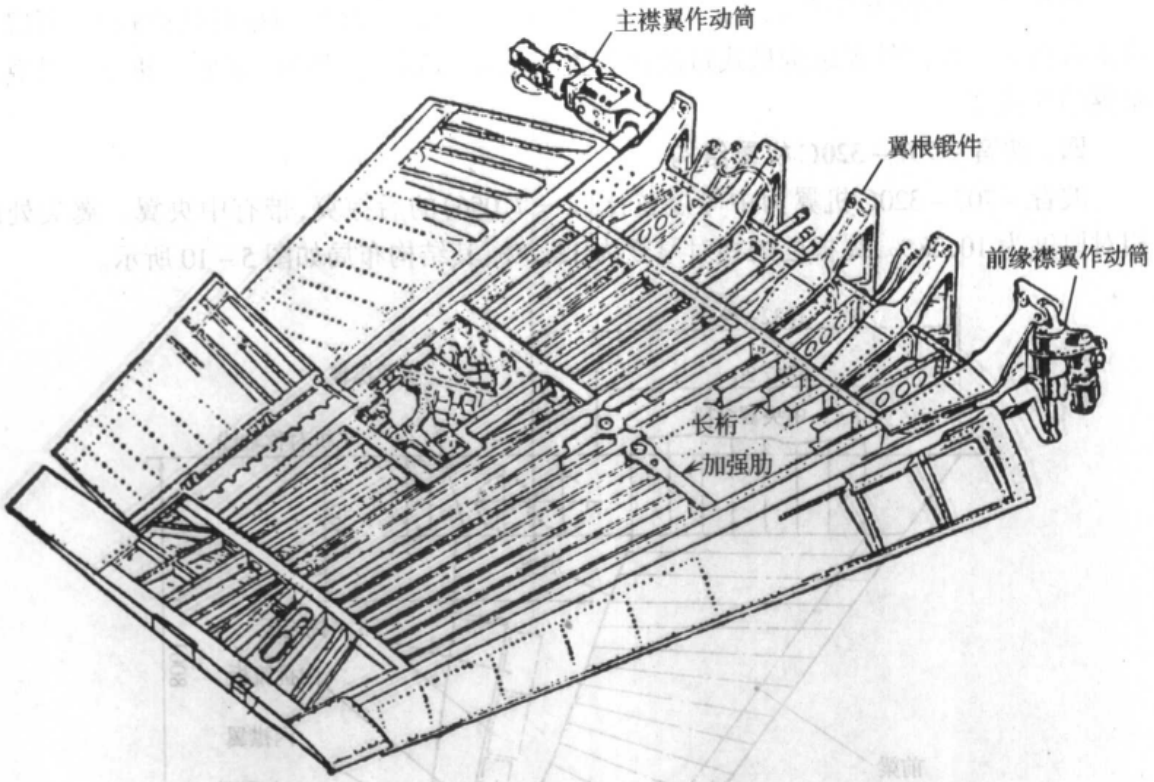


图 5-8　F-104G 机翼结构

固定在机翼上，收入机身，机翼根部有一大开口，如图 5-9 所示。

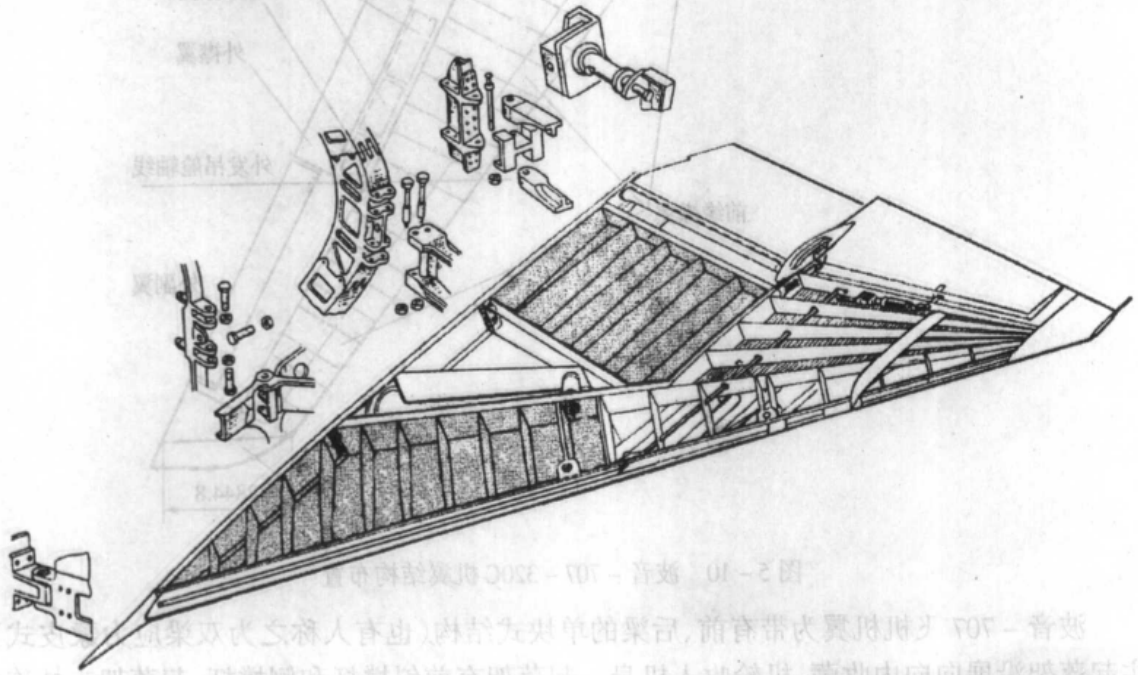


图 5-9　米格-21 机翼结构

由于机翼的根弦很长，需采用多点与机身连接，米格-21 设计了 3 个固接点和 2 个铰接点。在机翼结构高度接近最大的地方布置一主梁，主梁与前梁形成三角架，作为起落架安置点。

外翼弦长变小(翼尖弦长 $b_{尖}=0.46m$),绝对厚度很小,结构的相对载荷较大,所以选用多腹板式。在内外翼结构型式过渡区布置了加强肋和加强垫板,该加强肋又是襟翼和副翼的连接点。

四、波音-707-320C 机翼结构

波音-707-320C 机翼为中等展弦比($\lambda=7.056$)的后掠翼,带有中央翼。翼尖处的相对厚度为 10.28%,翼根处的相对厚度为 12.2%,其结构布局如图 5-10 所示。

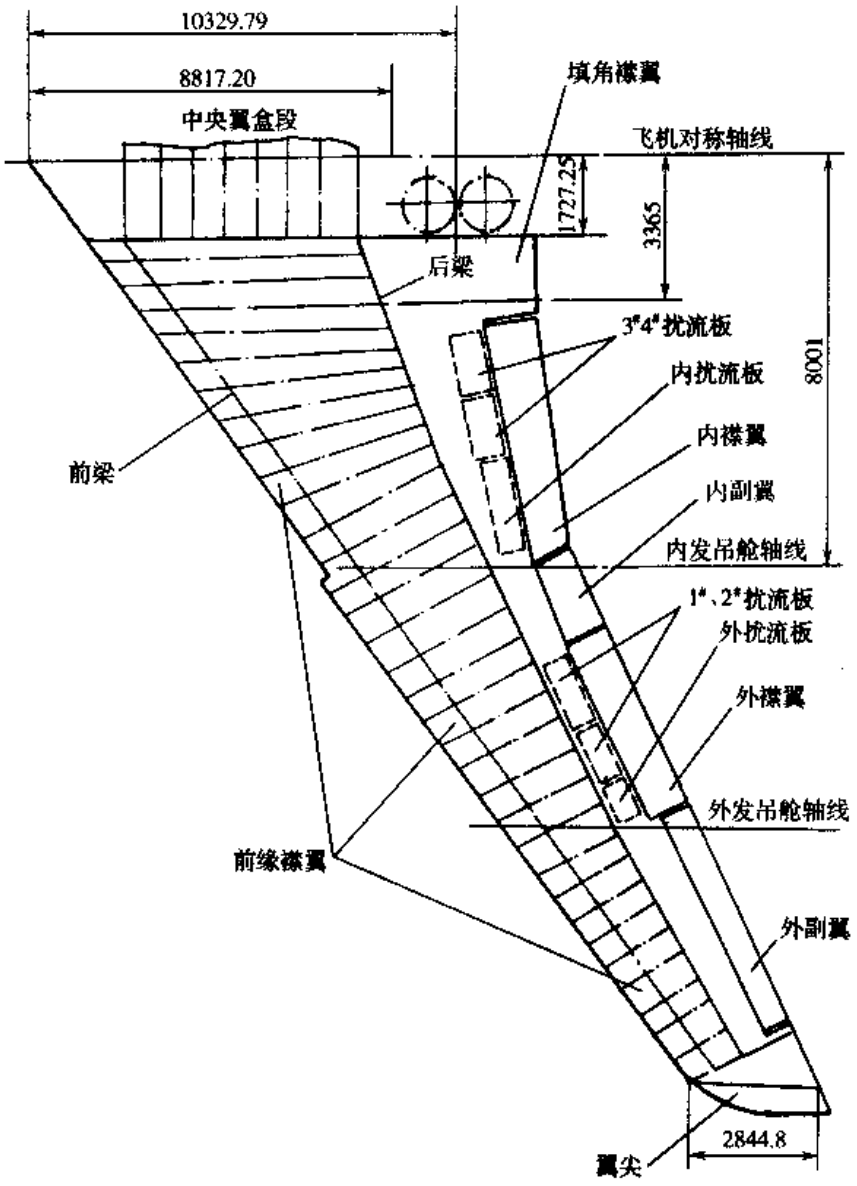


图 5-10 波音-707-320C 机翼结构布置

波音-707 飞机机翼为带有前、后梁的单块式结构(也有人称之为双梁应力蒙皮式)。主起落架沿展向向内收藏,机轮收入机身。起落架有前斜撑杆和侧撑杆,起落架支柱连于加强肋后端,可折侧撑杆连于机身。起落架转轴轴线与 4 号肋轴线有一定偏心距离。为了传递由偏心引起的力矩,在该机翼上把 4 号肋、5 号肋的后悬伸段、后梁以及带后轴承的接头模锻件连在一起,并与上、下蒙皮一起形成抗扭盒(图 5-11)。同时接头上传来的侧向力 P_z 也由此抗扭盒传递。

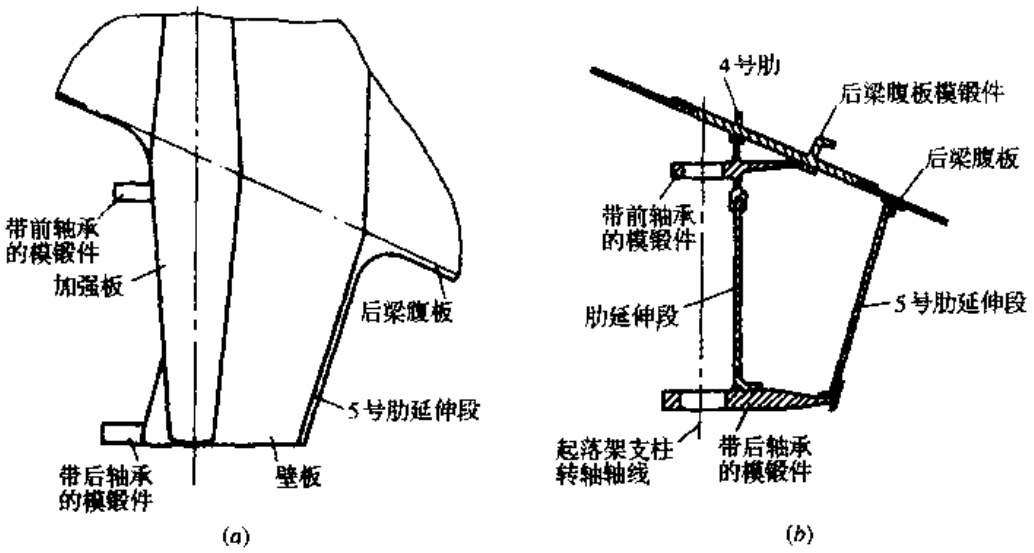


图 5－11　波音 707 主起落架抗扭盒

(a) 抗扭盒在机翼上的部位；(b) 抗扭盒各构件。

五、F－100C 机翼结构

F－100C 是超声速战斗轰炸机，后掠翼(前缘后掠角 45°)，机翼相对厚度为 7%，悬臂式下单翼。起落架安装在机翼，收藏于机身，如图 5－12 所示。

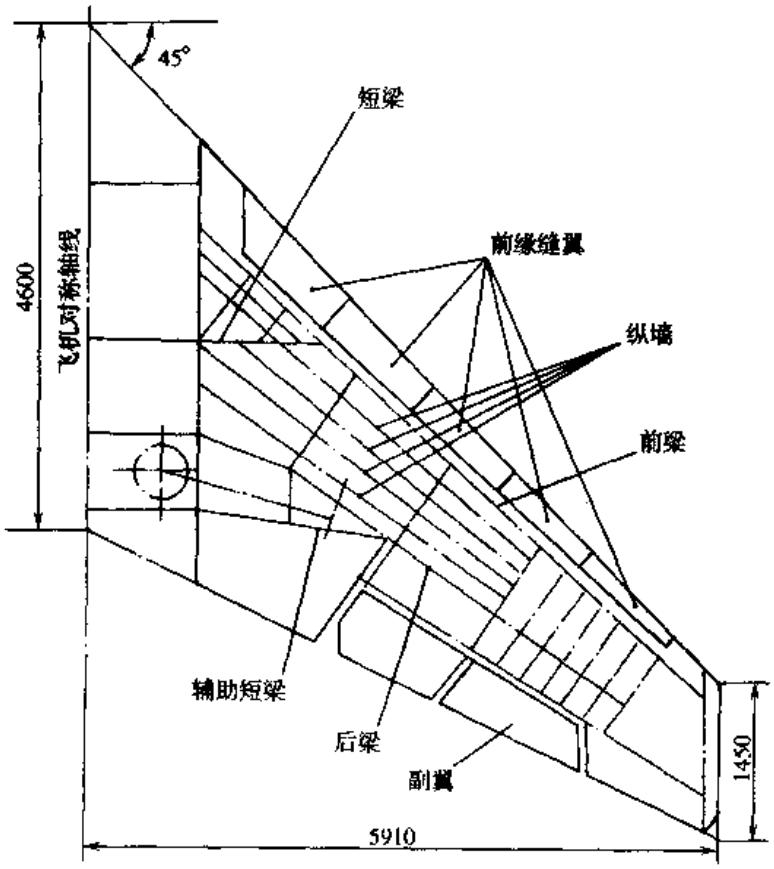


图 5－12　F－100C 机翼结构布置

外翼设计成双梁式，前梁布置在 20% b，后梁布置在 60% b。内翼设计成双梁多腹板式，以提高结构的承载能力。辅助短梁和后梁构成起落架安装支架。在结构型式变化处和纵向构件转折处布置加强肋。

六、F－14 机翼结构

可变后掠机翼结构的基本特点是有一个转动轴，可转动外翼与内翼部分通过转轴集中连接。

图 5－13 是 F－14A 可变后掠机翼超声速歼击机。当机翼平直时，展弦比 $\lambda = 7.28$；在后掠角 $\chi = 68°$时，展弦比 $\lambda = 2.6$。机翼的可转动部分比较细长。同时由于在高速时采用大后掠，虽气动特性好，但其受力特性较三角翼差。因上述原因，变后掠机翼的相对厚度应比一般超声速歼击机大。

和长桁合二为一成为机翼壁板。

机翼结构元件设计包括元件材料的选择、元件剖面型式的设计和尺寸设计计算。

合理选材的基本依据是结构元件的设计要求。静强度设计的选材依据是比强度;刚度设计的选材依据是比刚度;对于关键元件还要考虑材料的疲劳断裂性能,这样结构才会有较好的疲劳和损伤容限特性,请参考第3章。同时还要考虑工艺性、经济性等问题。

目前结构元件型式的设计主要依赖于定性设计,这就要求设计人员熟悉各种构造型式、掌握载荷在元件中的传力路径、了解元件的制造工艺、使用维护等各方面的知识。

结构元件的尺寸设计计算一般先采用材料力学和结构力学等方法进行初步估算,然后采用有限元法进行校核和再设计。

结构元件设计的另一个重要内容是细节设计,它与结构元件的使用寿命密切相关。这一内容将在其他课程中介绍。

5.4.1 长桁设计

机翼结构中的长桁可分为两类:参与机翼的总体受力和不参与机翼总体受力。参与机翼总体受力的长桁的主要功用是承受弯矩引起的正应力,而不参与机翼总体受力的长桁被用于增加蒙皮的稳定性,以提高机翼蒙皮受压和受剪的临界应力,并和蒙皮一起将气动载荷传给翼肋。下面主要介绍参与机翼总体受力的长桁的设计。

一、长桁剖面形状的选择

常用的长桁典型剖面如图4-17所示,它们可分为板弯型材和挤压型材。

在选择长桁剖面形状时,除了考虑长桁的截面尺寸大小和临界应力的高低外,还要考虑以下3个因素。

(1) 长桁截面的有效高度 H_{eff}要尽量大,即长桁剖面的形心要尽量靠近机翼外表面。因此一般地长桁剖面太高,将使长桁形心离蒙皮较远,致使翼箱的有效高度比 $\bar{H}_{eff}$有所降低(图5-15)。

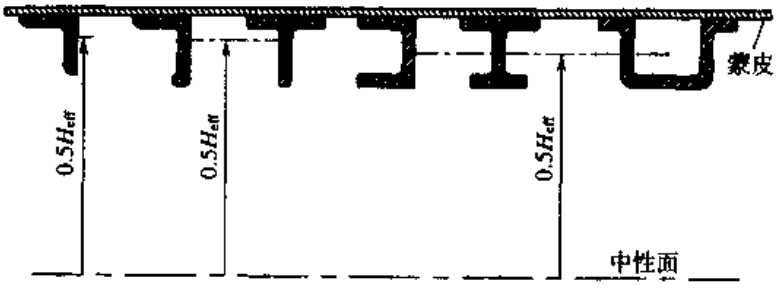


图5-15 长桁剖面的有效高度

(2) 受压长桁的局部刚度要大。端部带突缘的型材既可增大长桁剖面的惯性矩 J、又可作为该端板自由边的弹性支持,可提高长桁的临界失稳应力。

(3) 工艺性、维修性等。如同样截面积的Z形型材和[形型材临界应力基本相同,但前者铆接方便。Y形和帽形型材与蒙皮铆接时,会与蒙皮形成封闭剖面,此时扭转刚度好,但加工不便,特别是在使用中易积水,且很难排出,易引起腐蚀。然而在有某种特殊需要时仍有采用,如波音-707机翼整体油箱壁板上就铆有帽形型材构成通气管路。

二、长桁截面尺寸

长桁受到拉伸载荷 P 作用时，其截面尺寸 A_{st} 计算式为

$$A_{st} = K\frac{P}{\sigma_b} \tag{5.3}$$

式中 K——钉孔削弱影响系数，一般取 $K=0.9$；

σ_b——长桁材料的极限强度。

长桁受到压载荷作用下有 3 种破坏形式：压缩强度不够造成破坏、总体失稳造成的破坏和局部失稳造成的破坏。一般长桁的破坏主要是失稳破坏。总体失稳和局部失稳均会使长桁失去承载能力。因此受压时，长桁应以临界失稳应力设计其截面面积 A_{st}。

长桁总体失稳时，轴线弯曲(图 5-16(b))。在蒙皮平面内，长桁有蒙皮支持，不易总体失稳，所以轴线弯曲主要出现在垂直于蒙皮的平面内。对于开剖面的长桁，当它不与蒙皮铆在一起时，还需注意是否会出现扭转型失稳(图 5-16(a))。总体失稳时的临界载荷值 P_{cr} 计算式为

$$P_{cr} = C\frac{\pi^2 EJ}{l^2} \tag{5.4}$$

式中 E——长桁材料的弹性模量；

J——长桁截面的惯性矩；

l——长桁两支持点之间的长度(翼肋间距)；

C——与支持情况有关的系数(表 5-2)。

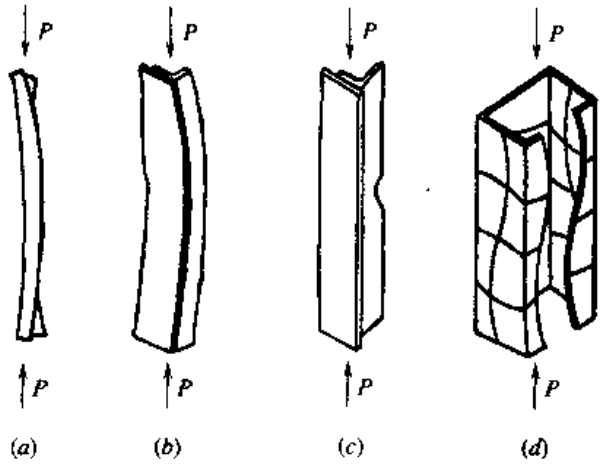


图 5-16 长桁的失稳型式

(a) 受压扭转失稳；(b) 受压总体失稳；(c) 受压局部失稳；(d) 受压局部失稳

表 5-2 受压杆总体失稳系数 C

支持条件	C
二端简支	1
一端简支，一端固支	$(1/0.7)^2$
一端简支，一端自由	0.25
二端固支	4

从式(5-4)可知，为提高总体稳定性，长桁应有足够的惯性矩 J，同时也可用减小肋距 l 来提高 P_{cr} 值，但此时需考虑减小机翼肋距引起的结构重量增加。

长桁是由薄板组成的薄壁杆件，受压时通常在较低应力时某块或几块薄板开始发生皱折或压屈(图 5-16(c)、图 5-16(d))，即发生局部失稳。受压载荷下，薄板的临界失稳应力 σ_{cr} 为

$$\sigma_{cr} = K\frac{0.9E}{\left(\frac{b}{t}\right)^2} \tag{5-5}$$

式中 E——弹性模量；

b——薄板短边长度；

t——薄板厚度；

K——与支持条件有关的常数。

为提高长桁的局部稳定性，就应减小长桁各组成薄板的宽厚比 b/t 和改善每块薄板的支持条件。图 4-15 中 Z 形型材的中间板相当于四边支持(无自由边)，上面的端板相当于三边支持(一边自由)。前者的支持系数相当于后者的 10 倍左右，临界应力 σ_{cr} 也随之大大提高。

三、长桁的布置

机翼结构中长桁的布置应与梁、墙和蒙皮综合考虑，按照不同的受力情况，选择和布置长桁，以满足结构的强度和刚度要求。一般地说，机翼结构中长桁布置应考虑下述 4 个方面。

(1) 上翼面受压是机翼受载严重的情况，所以一般上翼面长桁较下翼面多，且应选择临界应力 σ_{cr} 较高的剖面和弹性模量较高的材料，而对疲劳性能要求较低；下翼面受拉，长桁布置较少，而对材料的疲劳性能要求较高。

(2) 从等强度观点出发，机翼各剖面上长桁的总截面积应从根部到翼尖逐步减小。为此可通过改变长桁数量、取不同长桁的组合、采用机械加工制成变截面长桁等办法使长桁总截面积逐步变化。

(3) 长桁剖面刚度的突然变化将引起应力集中，这对疲劳强度特别不利，因此长桁应逐渐参加受力。所以铆在蒙皮上的长桁，末端应进行机械加工，使其剖面变化缓慢(图 5-17)。

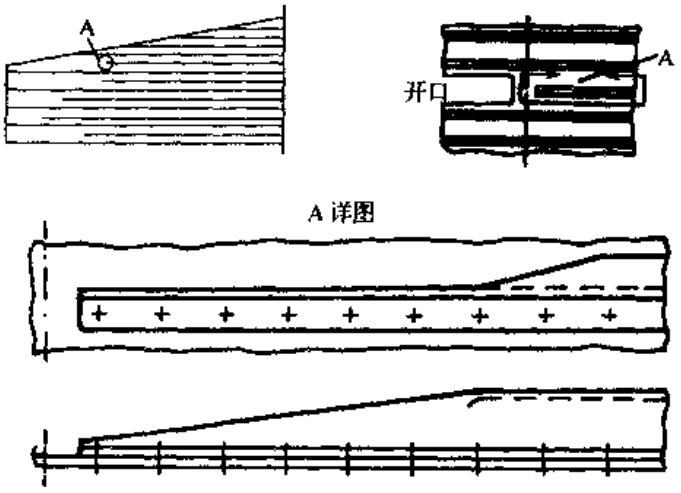


图 5-17 铆接于蒙皮上的长桁端部

(4) 参与区内长桁尺寸应顺应参与区应力的变化趋势而变化。

5.4.2 梁的设计

梁和墙是机翼中的主要受力构件,它承受机翼的剪力和弯矩。在梁式机翼中,梁的重量约占整个机翼结构重量的 20% ~ 50%,约占飞机结构重量的 6% ~ 7%。因此在设计梁时,最主要的乃是满足最小重量要求。

一、梁的型式选择

梁的构造型式有构架式梁、组合式梁和整体锻造梁等,组合式梁和整体锻造梁统称为腹板式梁(图 5 - 18)。一般地梁的缘条厚度比梁的总高度小得多,腹板的厚度又远比缘条的厚度要小,因此常把梁的腹板简化成只受剪力的板元,其缘条则作为杆元件承受弯矩引起的一对轴力。

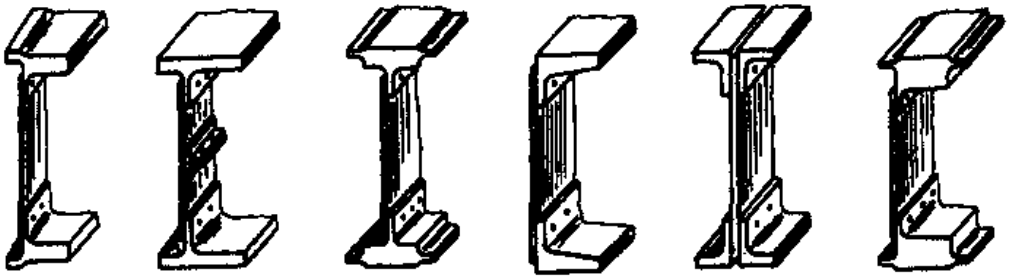


图 5 - 18 腹板式梁的典型剖面

梁的型式选择可以参照 3.4.2 小节介绍的基本理论,选择参数为相对载荷 $\bar{M}$ 和有效高度 H_{eff}。表 5 - 3 列出了梁构造型式定性选择的基本标准。由于构架式梁目前很少采用,所以下面主要介绍腹板式梁的设计。

表 5 - 3 梁构造型式的选择

相对载荷 $\bar{M}$	有效高度 H_{eff}	结 构 型 式
大	小	整体锻造梁
大	大	组合式梁
小	大	构架式梁

二、缘条设计

腹板式梁缘条主要承受拉压载荷(图 4 - 16),缘条可简化为杆元,其截面尺寸的设计与长桁截面尺寸设计相似。

梁缘条的截面积通常比长桁的截面积大,材料多用高强度合金钢或高强度铝合金等。当缘条面积较大时,应适当选取缘条的剖面形状。梁缘条形状的选择主要考虑两个因素:一是使有效高度比 $\bar{H}_{eff}$尽量大,这就要求缘条的形心尽可能靠近蒙皮,其结果是缘条变薄变宽,但太宽会产生稳定性问题和铆钉孔的挤压强度问题;二是考虑损伤容限特性,在缘条截面积较大时,可考虑将缘条设计成重接件。

在梁缘条截面积较小时,可以采用板弯型材(图 5 - 19)。

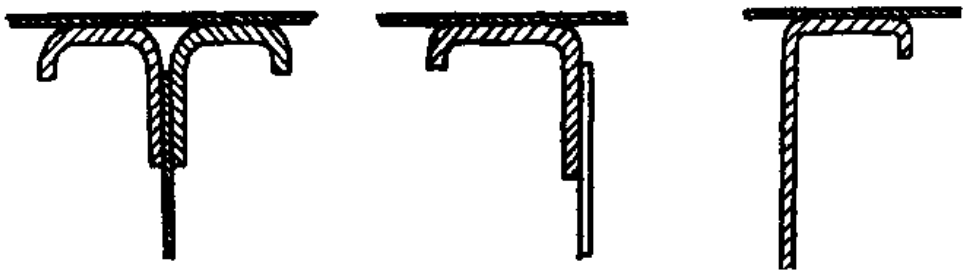


图 5-19　板弯梁缘条

三、腹板设计

腹板式梁的腹板主要承受剪切载荷，可简化为四边受剪的平板，有剪切破坏和剪切失稳两种破坏形式。梁通常是单腹板的，但也有少数是双腹板的(图 5-20)。有的腹板还有支柱加强或有减轻孔(图 5-21)。

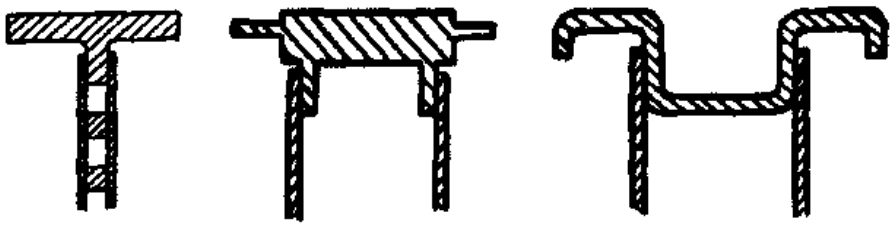


图 5-20　双腹板梁

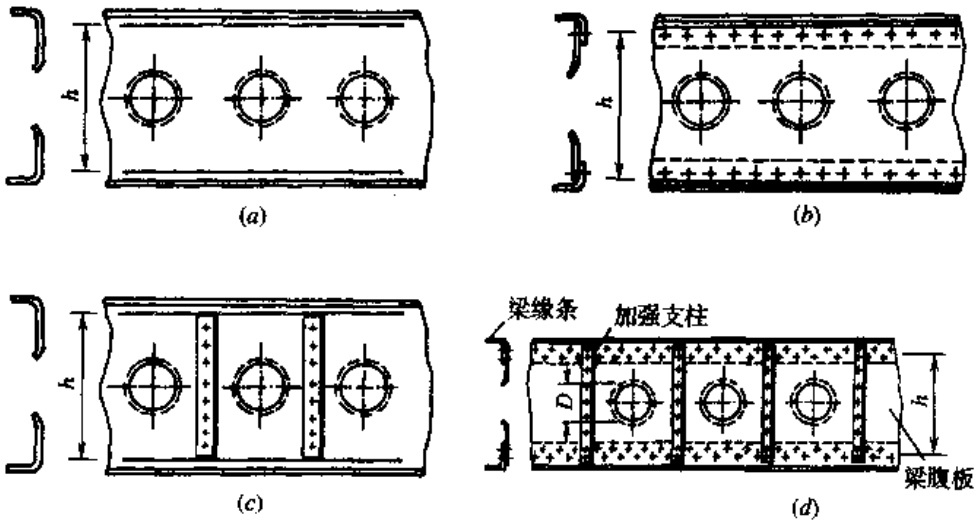


图 5-21　带减轻孔和支柱的梁腹板

在剪切破坏模式时，腹板厚度 t 的尺寸由材料剪切强度极限 τ_b 和腹板高度 h 确定，

$$t \geqslant \frac{Q}{h\tau_b} \tag{5-6}$$

式中　Q——计算截面的剪切力。

当有减轻孔直径 D 时，h 替换为 $h-D$。

在剪切失稳破坏模式时，梁腹板可设计成完全不允许腹板出现失稳或张力场腹板两种情况。如果梁腹板不允许进入张力场，则腹板的剪切失稳临界应力 τ_{cr} 为

$$\tau_{cr} = K\frac{0.9E}{(b/t)^2} \tag{5-7}$$

式中 b——受剪板的短边长度；

K——支持系数，在四边简支时 $K=5.6+3.78(b/a)^2$，a 为受剪板的长边长度。

由腹板中的剪切应力 $\tau \leqslant \tau_{cr}$ 确定梁腹板的厚度 t。当梁腹板上开有加强减轻孔时，临界失稳剪切应力 τ_{cr} 还没有精确的表达式，它与加强减轻孔的型式密切相关，当腹板中开有标准减轻孔时，临界失稳剪切应力 τ_{cr}^{h} 近似为

$$\tau_{cr}^{h} = \tau_{cr}\left[1+\alpha\sqrt{\frac{D}{b}}+\beta\left(\frac{D}{b}\right)\right] \tag{5-8}$$

式中 D——加强减轻孔的直径；

α、β——系数(表 5-4)。

表 5-4 系数 α、β

边界条件	四边简支	四边固支
α	$0.6223-3.2573(b/a)^2$	$3.7562-6.8815(b/a)^2$
β	$-1.2745+7.2010(b/a)^2$	$-7.4687+15.4724(b/a)^2$

张力场梁的腹板允许失稳，失稳后腹板产生斜向波纹条，腹板以斜线方向受张力的形式承受更大的剪切载荷(图 5-22)。张力场梁的承载条件是梁缘条和立柱构成的框架具有抗弯能力，张力场梁应按照张力场原理进行设计。

当腹板内的拉应力远远大于压应力，压应力可以忽略时，腹板进入完全张力场。完全张力场梁相对重量较轻，但腹板与缘条和立柱的铆钉连接处，由于局部应力很大而常常产生疲劳问题，因此当对梁的疲劳寿命有较高要求时，不宜采用完全张力场梁。

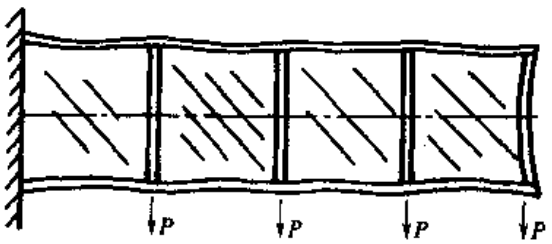


图 5-22 张力场梁

完全张力场梁实际上是一种理想的极端情况，一般不可能出现。实际情况是腹板处在纯剪与完全张力场之间的状态下工作。此时剪力 Q 一部分以腹板受剪的形式受载，一部分以斜条带受张力的形式受剪。不完全张力场梁的设计计算大多是配以试验修正系数的半经验公式。为了使结构重量最轻、使梁具有最大的结构效率，应力求使梁的腹板和支柱同时破坏，即设计成等强度梁。

5.4.3 机翼蒙皮与壁板的设计

蒙皮形成机翼外形并参与总体受力，并承受局部空气动力。机翼蒙皮的设计必须考虑长桁的布置，蒙皮和长桁一起构成了机翼壁板。机翼壁板可细分为：(1) 简单铆接壁

板;(2) 整体铆接壁板;(3) 整体壁板;(4) 胶接壁板;(5) 蜂窝夹芯壁板;(6) 复合材料壁板。从参与总体受力的情况可将壁板分为 3 类:薄板式壁板、组合式壁板和整体式壁板。

一、薄板式壁板

薄板式壁板的蒙皮较薄,可视为薄板。当蒙皮受轴向压力时,先发生失稳现象,但因有长桁支持,壁板并不破坏而仍可继续加大载荷,直到承受的载荷达到长桁的失稳临界应力值为止。设计计算时可把蒙皮承载能力折合成有效宽度加到长桁面积中去,该有效宽度内的蒙皮的正应力等于长桁的临界应力,如图 5-23 所示。

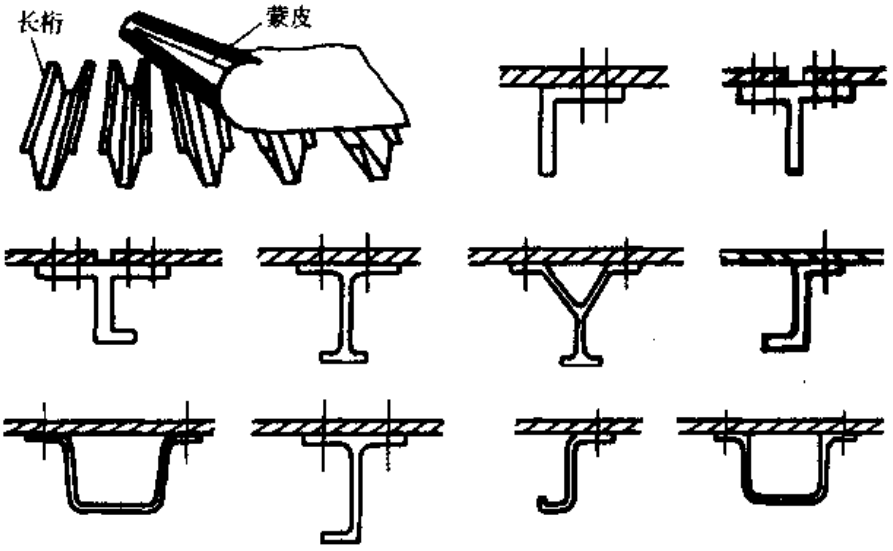


图 5-23 薄板式壁板

二、组合式壁板

铆接组合式承力蒙皮结构壁板的蒙皮较厚,蒙皮占整个壁板截面积的比例较大。蒙皮和长桁的失稳临界应力接近,其破坏形式(图 5-24)有:

(1) 两个长桁之间的蒙皮失稳,同时也引起长桁变形,使结构扭曲并产生严重的局部变形(图 5-24(a))。

(2) 个别长桁在两翼肋之间出现局部失稳。

(3) 个别长桁在两翼肋之间出现总体失稳。但对带 Z 形剖面长桁的壁板,一般来说长桁不会产生单纯的弯曲不稳定,而可能带有一定程度的扭转屈曲(图 5-24(b))。

(4) 长桁和蒙皮一起出现总体失稳,也叫宽柱失稳图(5-24(c))。

(5) 两铆钉间的长桁或蒙皮失稳(图 5-24(d)、图 5-24(e))。

这类壁板临界设计状态是整个结构破坏,所以如果在达到设计载荷之前出现蒙皮失稳现象是正常的。对于不同结构元件,可以根据刚度要求和设计经验,规定出不导致破坏的失稳载荷值(通常以设计载荷的百分比给出)。长桁总体失稳通常作为临界设计状态,宽柱失稳的临界应力一般与长桁失稳的临界应力相等或略高,通常不必另做计算。

因为这类壁板有许多方面的参数和各种不同的失稳形式,所以完全通过分析计算来确定壁板的强度或者确定其结构尺寸比较困难。设计时实际上不能只依靠理论来解决,经常使用试验数据和经验设计图表。

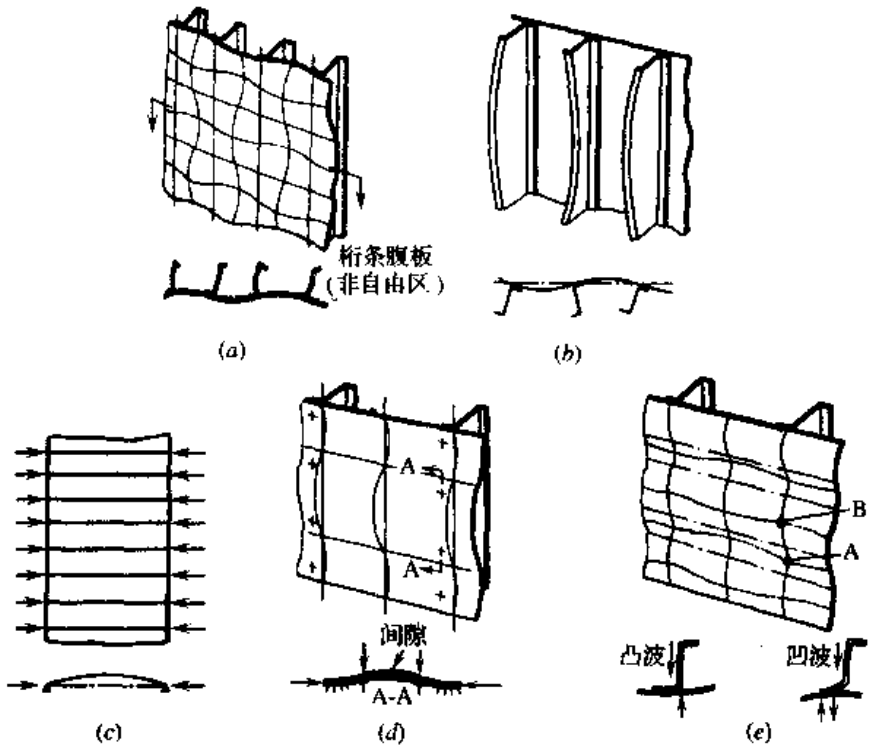


图 5-24 承力蒙皮壁板的典型破坏形式

(a) 壁板屈曲变形；(b) 长桁扭转屈曲；(c) 宽柱失稳；(d) 蒙皮起皱；(e) 长桁失稳。

三、整体壁板

整体壁板是一种有效的重量轻、强度高的结构。蒙皮和加强筋(长桁、肋缘条等)合为一体，由同样的材料整体加工而成。对于承受大载荷的长板来说，最普遍采用的是挤压成型或机械加工的整体构件，此外也可用化学铣切、精密铸造等方法制作整体壁板。整体壁板的平面布置和加强筋的形式较多(图 5-25)。

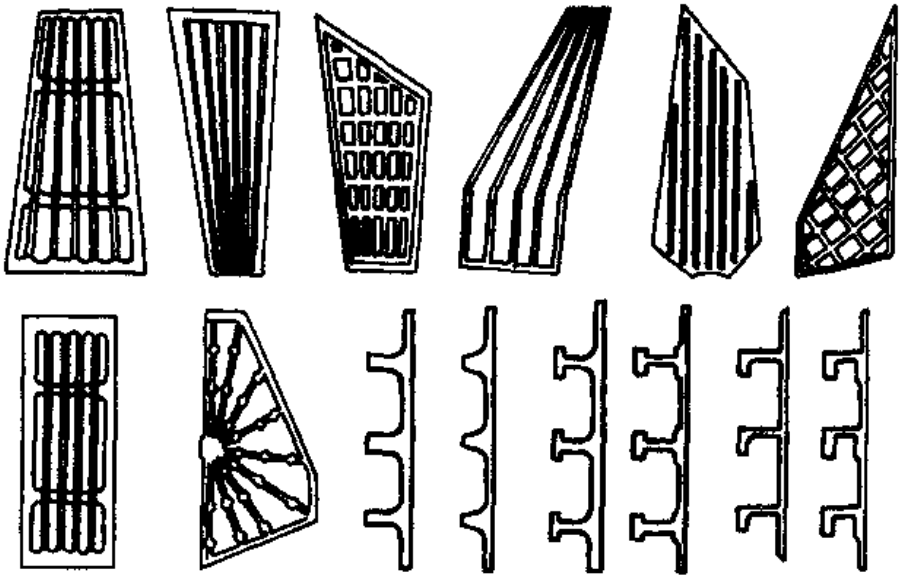


图 5-25 整体壁板

与铆接组合式壁板相比整体壁板有如下优点：

(1) 在结构上便于按等强度分布材料；

(2) 结构的总体和局部刚度好;

(3) 由于减少了连接铆钉的数量,且蒙皮不易失稳,因此机翼表面更加光滑;

(4) 大大减少了连接件数量,因此可减少装配工作量,同时也减少了应力集中和钉孔对壁板截面积的削弱,还减轻了连接件本身的重量;

(5) 便于密封,减少了密封材料的用量,为整体油箱设计提供了很有利的条件。

其缺点是在装配时,可能会产生残余应力,易引起应力腐蚀,并对裂纹扩展比较敏感。

整体壁板能够承受拉压和剪切载荷的作用。整体壁板形式和尺寸的设计没有十分完备的方法,一般先通过半经验方法进行设计,有条件的话进行优化设计分析,然后再用数值方法进行校核。

整体壁板通常要求按照损伤容限设计思想进行设计,这就要求在设计过程中合理选材、适当控制应力水平、合理分块和精心的细节设计。

5.4.4 翼肋设计

翼肋分为普通肋和加强肋,其构造型式有构架式、腹板式、围框式和整体式(图 4 - 18 和图 4 - 19)。翼肋型式的选择取决于受载的大小、有无集中力、有无管路导线通过,等等。

普通肋只承受局部气动载荷、维持外形,较多采用腹板式翼肋。为了减轻重量,一般在腹板上开有许多减轻孔;为了提高稳定性及刚度,孔边需要有弯边。在腹板上还常压有一些凹槽,其作用类似于弱支柱,也可起到增加腹板稳定性和刚度的作用。

加强肋往往受有较大载荷,加强翼肋一般由缘条和腹板组成。当加强肋受有集中力时,翼肋的内力有弯矩和剪力,此时翼肋类似梁那样工作,即由缘条受弯矩引起的轴力、腹板受剪。此时翼肋除有较强的腹板外,还必须布置较强的缘条。腹板和缘条的设计与翼梁类似。

5.5 集中力扩散件的设计

机翼结构上常受到集中力的作用,而机翼各主要受力构件基本上都是平面板杆结构。由板杆结构的承力特性可知,它们不宜承受集中力,在有集中力作用时,必须布置适当的构件,将集中力扩散成分布力的形式传到机翼结构上去。

一、集中力的扩散和传递

飞机结构是一个空间薄壁结构,可看作主要是由拉压杆和受剪板组成。当有一集中力作用时,在集中力作用点布置杆件将集中力扩散成剪流。

图 5 - 26 是 3 个集中力扩散的典型例子。图 5 - 26(a)是将集中力扩散成分布剪流的设计方案;图 5 - 26(b)是将一个集中力转化为两个集中力;图 5 - 26(c)是将一个集中力扩散成集中力和分布力。

例如,某大型飞机前起落架航向力由斜撑杆传给机身,在相应的机身部位布置一斜杆(加强型材)扩散这一集中力,如图 5 - 27 所示。

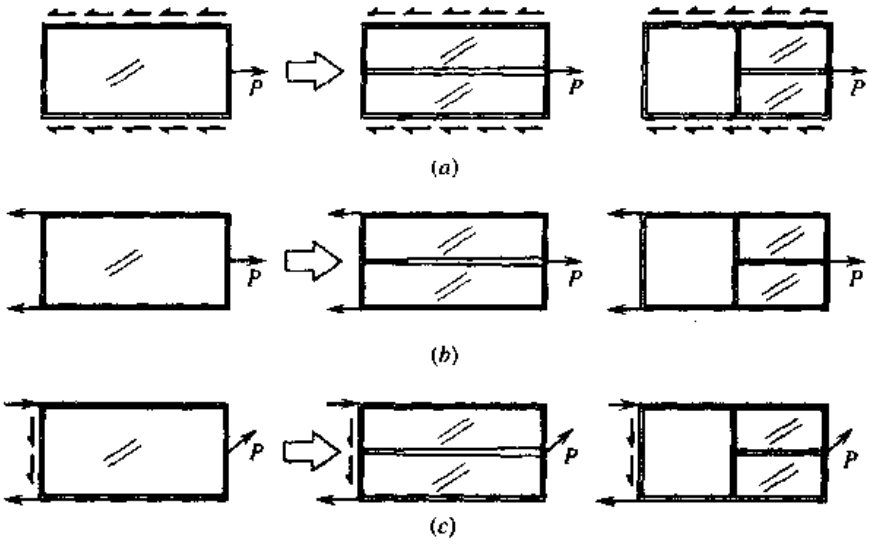


图 5-26　集中力的扩散

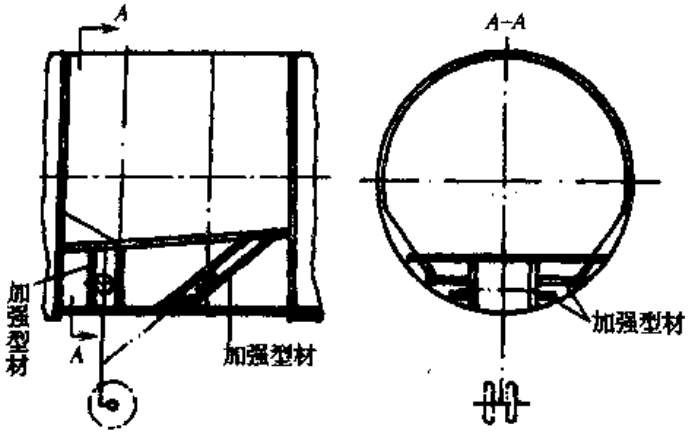


图 5-27　某飞机前起落架与机身连接

二、集中力矩的扩散和传递

集中力矩可看作一对大小相等方向相反的集中力，当集中力矩作用于板杆结构时，必须布置相应的杆件扩散和传递此集中力矩(图 5-28)。

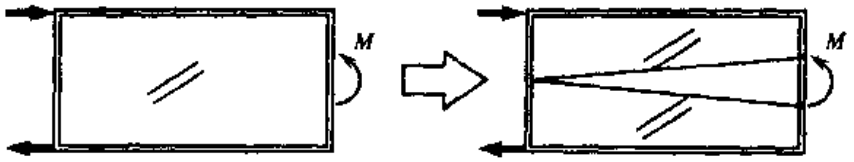


图 5-28　集中力矩的扩散

集中力矩扩散的实例很多。图 5-29 是机翼下挂产生集中力矩的情况，挂点一般在加强翼肋或梁(墙)上。力矩 M 通过接头转换成一对垂直力 N 传给腹板，再传给梁缘条。

图 5-30 是一个襟翼或副翼支臂与机翼后缘连接的一个例子。集中力 P 和 T 经过力臂 e 后传给后梁或后墙，梁缘条不能传递集中力 N，所以在支臂相应的位置上布置加强肋。加强肋缘条通过加强件和肋缘条将集中力 N 扩散成分布力。

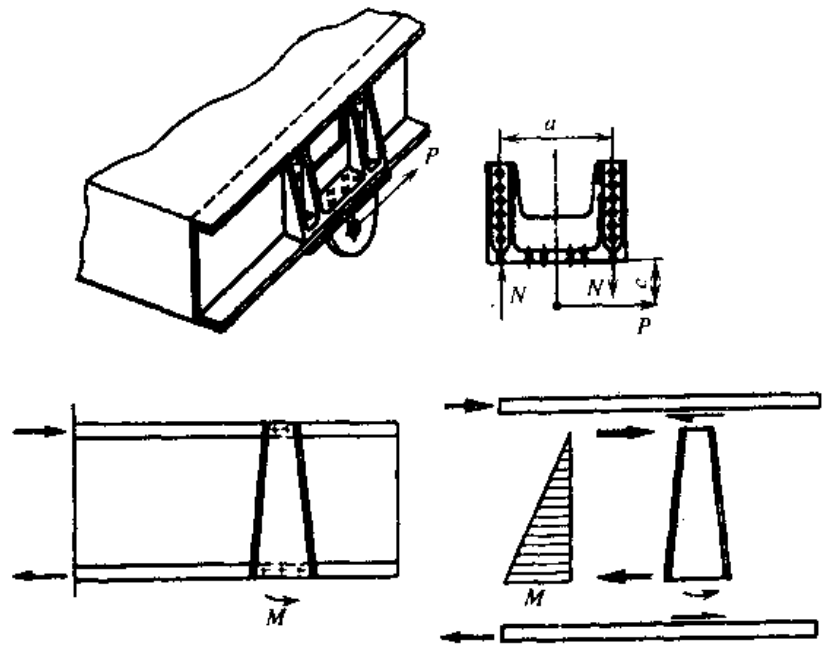


图 5－29　翼梁下方挂点

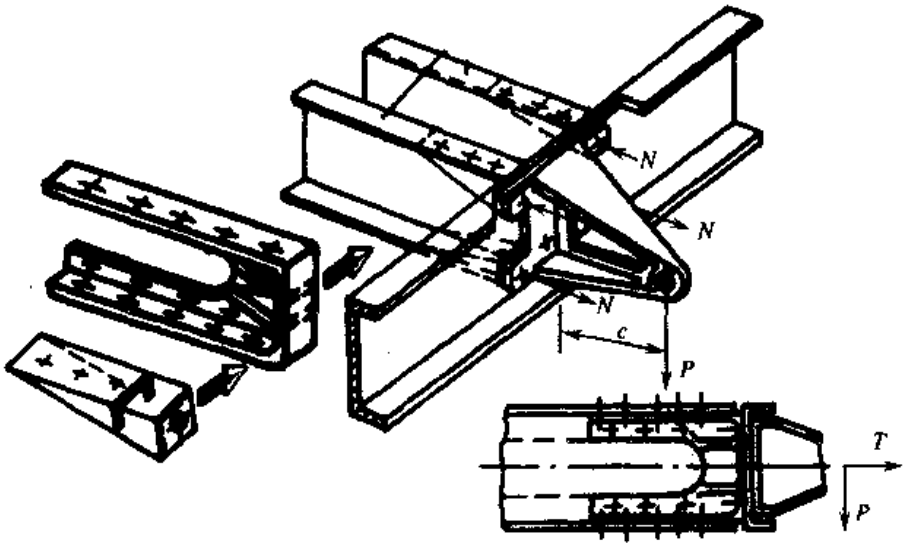


图 5－30　支臂产生的集中力和集中力矩

由于载荷传递路线的偏心会产生局部弯矩，因此在结构设计中要尽量避免偏心（图 5－31 和图 5－32），在无法避免偏心时，布置适当的元件使之扩散（图 5－33）。

三、分布力的转换

板杆结构的板不宜受垂直于板平面的集中力和较大的分布力，因为它们使板弯曲。当垂直于板平面受到集中力作用时，需布置杆件扩散。当垂直于板平面受到较大分布力作用时，需布置板件扩散。图 5－34 解释了这种扩散原理。

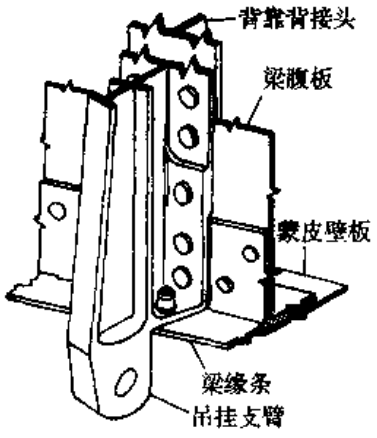


图 5－31　对称吊挂接头

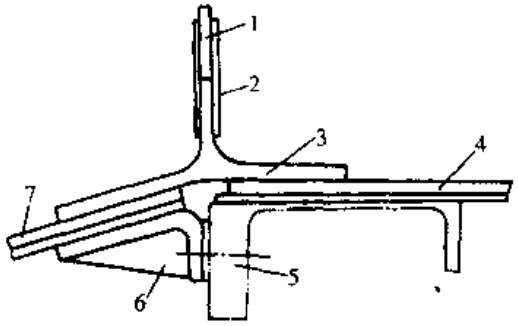


图 5-32　缘条的连接，各杆力交汇于一点

1—肋缘条；2—搭接板；3—凸缘接头；4—中央翼后梁缘条；5—机身框；6—对接角盒；7—外翼后梁缘条。

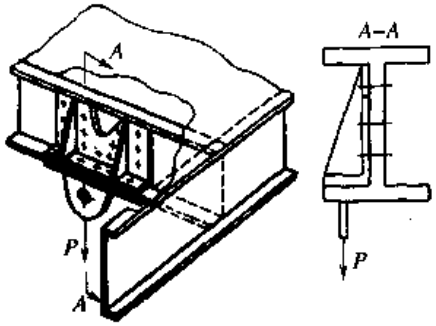


图 5-33　翼梁上的吊挂接头

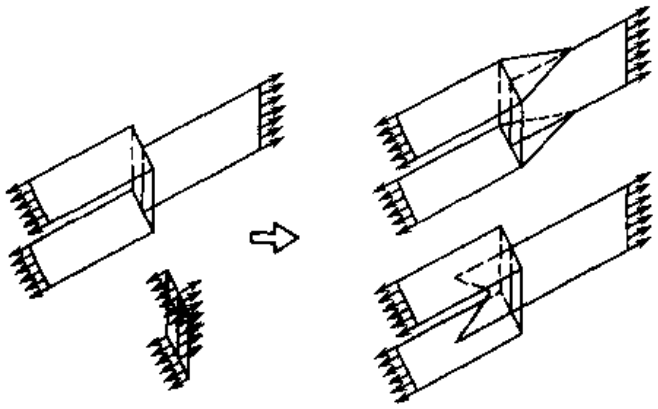


图 5-34　分布力的转换

5.6　机翼整体油箱的设计

现代飞机的机翼上普遍设置有整体油箱，即机翼结构油箱。有些旅客机甚至把全部燃油都储存在机翼内。在机翼上设置油箱，可以充分利用机翼结构的容积多装燃油，增加飞机的航程和续航时间；由于燃油产生的质量力（包括重量和惯性力）与气动载荷方向相反，可以使机翼卸载，有利于减轻机翼的结构重量；机翼油箱远离客舱可使旅客更为安全。整体油箱的结构设计除了满足结构设计的各项要求外，还必须满足整体油箱设计的一些特殊要求。

5.6.1　对整体油箱结构的设计要求

整体油箱的结构设计除了满足结构设计的各项要求外，还应满足如下要求。

（1）整个油箱的密封性要求。油箱的密封问题对其安全使用是至关重要的，其中必须考虑结构变形对密封的影响。为保证整体油箱具有良好的密封性，一方面整体油箱的结构设计要合理，油箱结构形式的选择、油箱区的构件布置、机翼主要受力构件的布置、各构件间的连接形式等均与油箱的密封性能有关；另一方面是采取多种密封措施，以确保各构件接缝处、坚固件结合处等在使用中不漏油。

（2）强度要求。根据强度规范“整体油箱应能承受工作中可能有的各种震动、惯性、

液体压力和结构载荷而不破坏”。因整体油箱的结构往往是机翼的主要受力结构，有的还位于机翼根部载荷最大的部位，同时油箱大多采用压力供油，因此油箱区的结构元件除了承受机翼的总体载荷外，还要承受油箱内的局部压力，要设计得更强一些。对于油箱舱的上、下壁板等构件，不仅要保证有足够的静强度，还要有良好的抗疲劳和破损安全特性。

(3) 刚度要求。油箱密封试验结果表明，影响整体油箱可靠性的主要因素除连接区、结合处的密封措施外，还取决于结构的刚度。因此整体油箱中的结构元件一般要求具有较大的刚度。

(4) 维修性要求。整体油箱需要进行定期的检查、清洗、拆装、修理等维修工作，因此要求整体油箱的结构设计具备良好的开敞性，并便于维修。

5.6.2 整体油箱的构造型式

现代飞机一般直接利用机翼原有的主要受力构件作为油箱舱的隔板，这样可使加强件得到综合利用，对减轻重量有利。但由于主要受力构件受载大、变形相应也较大，因此为保证油箱的密封，对密封措施提出较高的要求。

也可把油箱舱板和受力最大的主要构件(如翼梁)分开，另设隔板。这种设计容易保证舱板结合处不漏油，也便于使油箱成为独立的整体，对工艺装配、装拆、清洗、试验及更换均较方便，但机翼结构重量较重。

5.6.3 整体油箱结构设计要点

(1) 尽量减少油箱表面的连接缝和结合孔。采用各种方式减少油箱表面的连接缝和结合孔。整体油箱壁板可采用带加筋条的整体铣切壁板，如米格－21、F－4E、F－16 等均采用了整体壁板；采用焊接替代机械连接，如图－144 机翼整体油箱是用铝合金壁板与翼肋、大梁焊接在一起构成，F－111 机翼的中翼整体油箱是由 33 个 Ti－6Al－4V 机械加工零件用电子束焊接而成；采用了少肋、无长桁、多腹板的结构型式，如“幻影”－Ⅲ；减少连接，如波音－707－320C 采用了肋、多长桁的铆接结构，但它多数普通肋只与长桁连接，只有少数与蒙皮连接。

(2) 构件间的连接。在机翼的展向，长桁一般在整体油箱端肋处断开，以减少漏油可能性。断开的长桁通过另外的构件传递载荷。

(3) 元件的刚度。元件的刚度取决于元件的材料、形式和尺寸。通常整体件的刚度较好，如整体壁板、整体翼肋和翼梁。

(4) 为便于维修常采用的措施。舱壁和油箱区翼肋上(特别是对大飞机)合理布置维修口盖和人员通过孔，以形成维修通道。对一些大飞机布置翼肋时，在保证壁板不致失稳的条件下，合理选择肋距，为便于工作人员进入舱内工作，留出一定的空间。有的歼击机为便于维修，把较大面积的油箱上表面都设计成可打开的。开口通常在上翼面，多个开口在展向布置在一条直线上。

5.6.4 整体油箱的密封

整体油箱的密封设计是整体油箱设计的一个重要方面。密封方法与所采用的密封材料的性能、工艺技术水平和结构情况有关。密封的基本形式有两种：缝内密封和缝外密

封。

缝内密封是指在构件的贴合面间用密封材料填满所有缝隙，实现密封(图 5－35)。根据不同情况，可采用不同的密封材料。

缝外密封是指在有油压一侧沿零构件贴合面的边缘、紧固件四周、结构间隙等覆盖密封胶，实现结构的密封(图 5－36)。

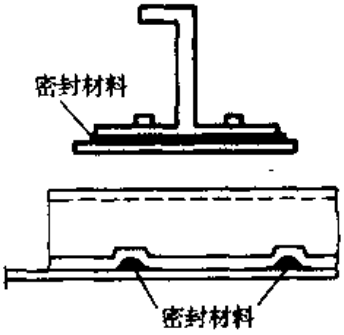


图 5－35　缝内密封

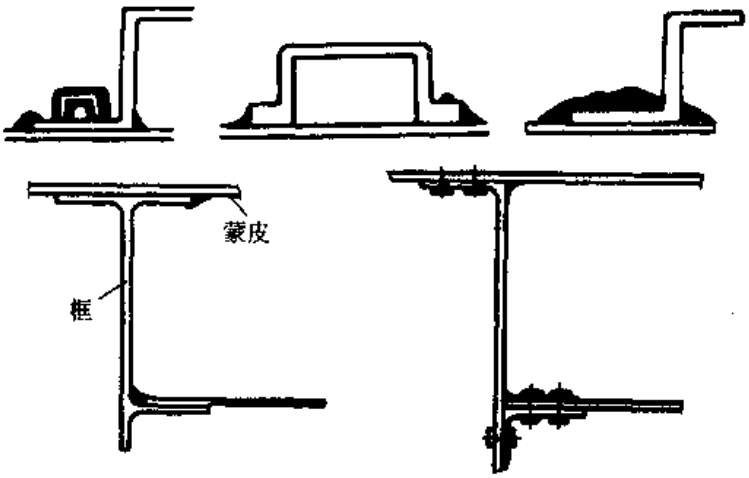


图 5－36　缝外密封

紧固件连接处的密封是整体油箱密封的一个重要方面。在密封区通常采用下述 3 种铆钉：(1) 普通铆钉，此时必须采取缝外密封措施；(2) 密封铆钉，在钉头处制出密封槽，在槽内安置 O 形胶圈或密封胶；(3) 干涉铆钉，主要靠镦头附近的钉杆膨胀，使之与孔壁处于干涉配合的状态起密封作用。螺栓紧固件的密封可通过螺母密封、密封垫圈、配合密封等实现(图 5－37)。

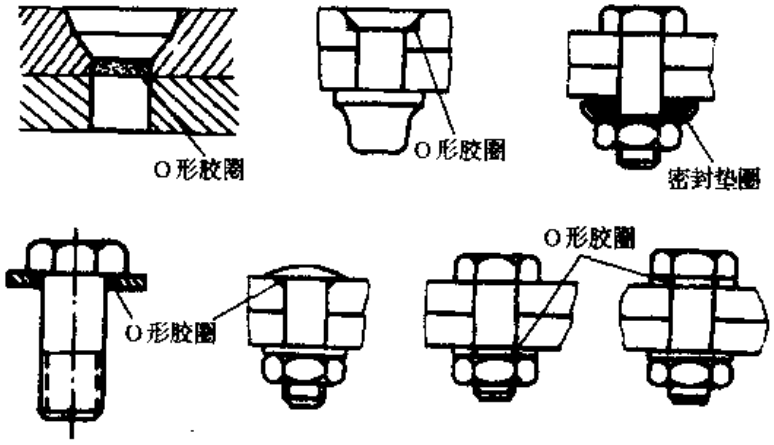


图 5－37　紧固件的密封

密封设计的另一方面的重要工作是在设计中合理控制变形，使接缝处贴合面的最大分离变形不超过密封材料允许的临界值。控制变形的主要措施有：增加连接部位的局部刚度；连接部位的刚度要匹配(图 5－38(a))；缝外密封要尽量安排在不受力的连接缝上(图 5－38(b))；限制结构变形量等。

口盖是整体油箱密封装配和维修的通道。口盖密封的基本原理是依靠四周用胶条来保证密封，然后用螺钉固定(图 5－39(a))。口盖密封的基本形式有沟槽密封和胶垫密封

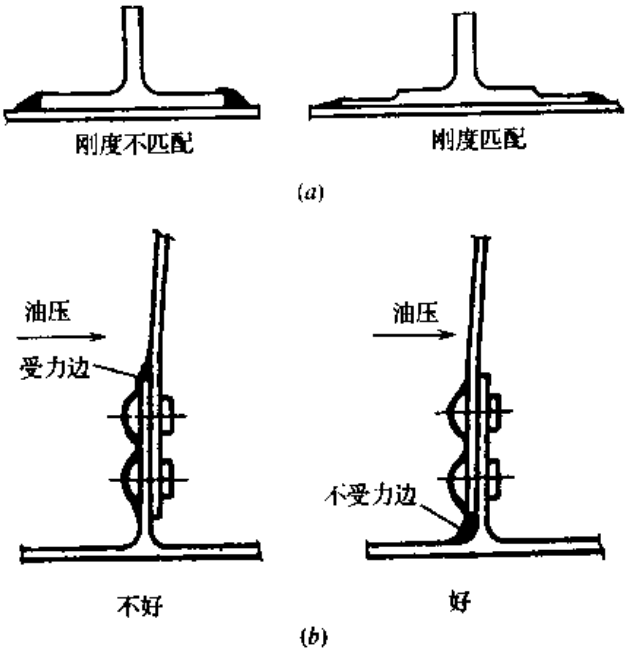


图 5-38　变形与密封

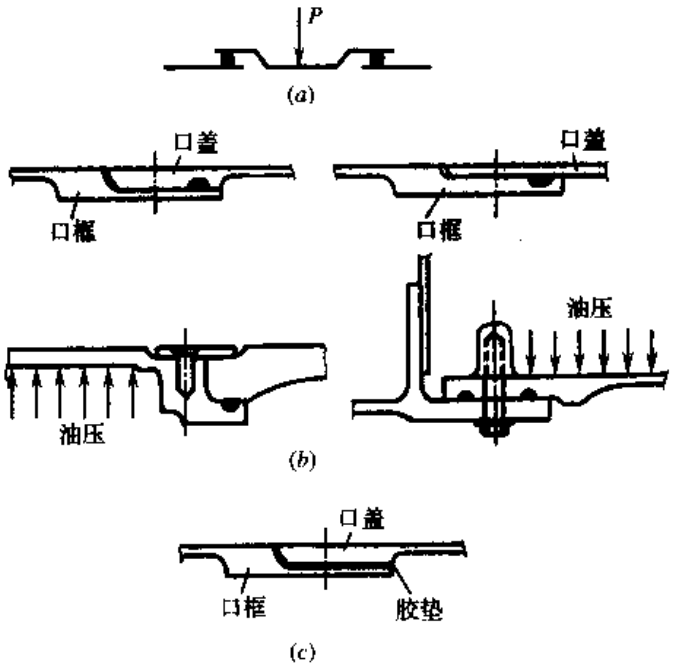


图 5-39　口盖的密封

两种。沟槽密封是在口盖或口框上设置沟槽，沟槽内安放密封材料，实现密封(图 5-39(b))。胶垫密封是在口盖和口框之间夹弹性密封胶垫(图 5-39(c))。

5.7　飞机尾翼和操纵面结构设计

第 4 章已介绍了机翼增升装置、尾翼和操纵面的外载特点、传力分析和结构设计要求，本节主要讨论它们的结构设计特点。

尾翼和操纵面可以看作是小的机翼，机翼结构设计的理论和方法也基本上适用于尾

翼和操纵面的结构设计。

5.7.1 尾翼安定面

垂尾安定面和水平安定面的构造与机翼基本相同，其结构型式有梁式、单块式和多腹板式。图 5－40 为几种大型运输机的尾翼安定面的结构布置。安定面与机身的连接和后掠翼机翼与机身的连接相似。结构型式的选择、主要元件的布置和元件尺寸的确定等设计问题与机翼相同。

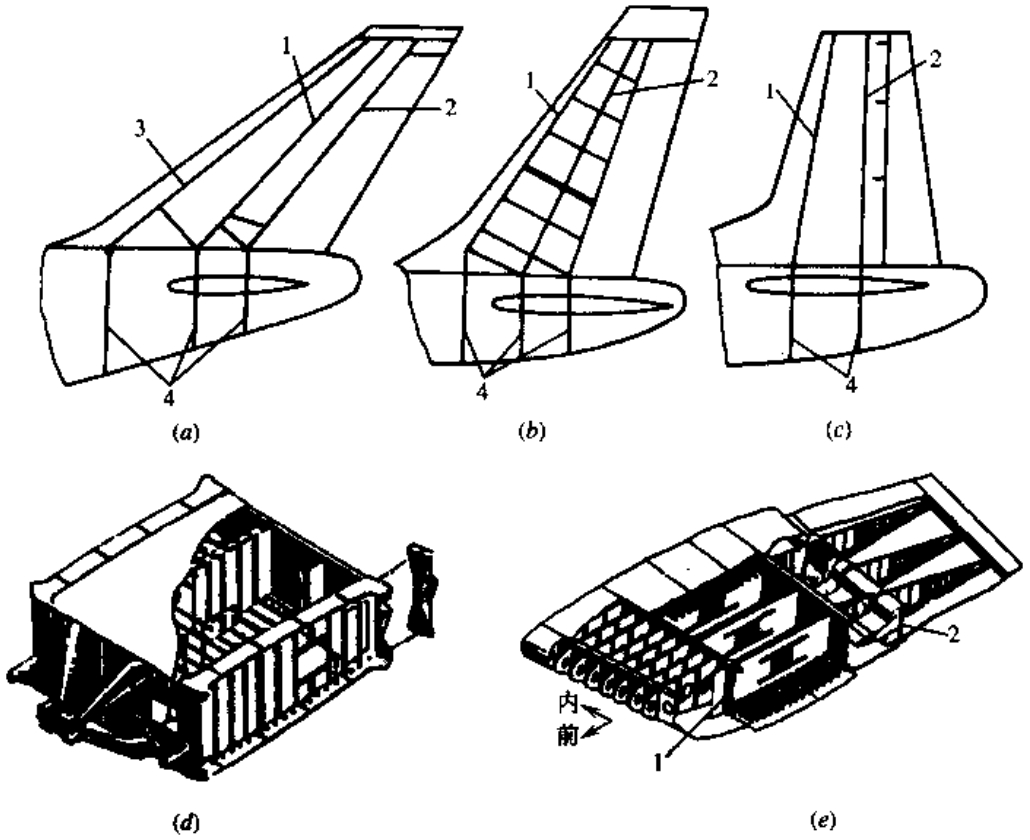


图 5－40 尾翼安定面的结构布置

(a) 波音－747 垂尾；(b) 波音－707 垂尾；(c) C－133 垂尾；(d) 波音－747 平尾中央盒段；(e) 波音－747 平尾。
1—前梁；2—后梁；3—墙；4—加强框。

5.7.2 操纵面

一、操纵面构造

操纵面可看作是支持在悬臂接头上的多支点连续梁，操纵面上受到的气动力和质量力通过悬臂和操纵摇臂传给安定面。

根据防颤振的要求，操纵面的重心应在转轴之前。但由于操纵面转轴后的结构体积一般远大于转轴前的体积，所以通常在前缘处加配重。为了减轻结构重量，应使转轴后的结构尽量轻。

操纵面位于翼面后部，其结构高度特别小，转轴位置比较靠前，据此操纵面一般设计成单梁结构(图 5－41(a))。前缘为单闭室，转轴后面部分按照结构的绝对尺寸，设计成不同的型式：无墙三角单闭室结构、单墙结构和全高度填充结构(图 5－41(b))。

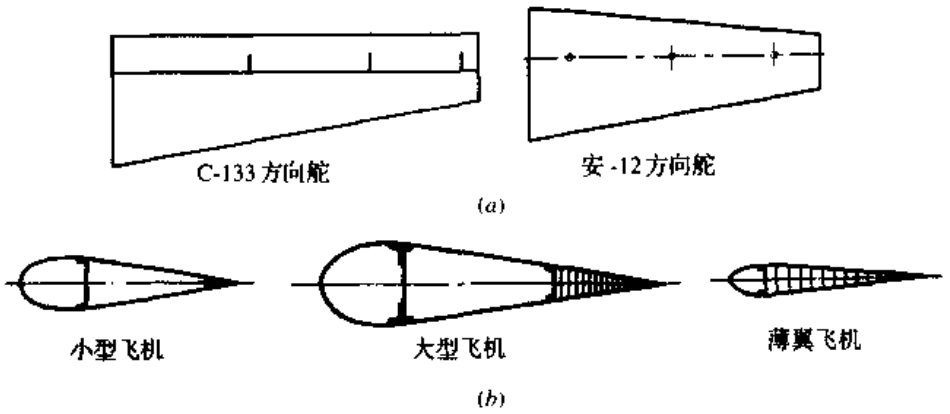


图 5-41　操纵面

(a) 垂尾方向舵布置；(b) 舵面典型剖面。

操纵面大多采用金属薄壁结构(图 5-42(a))。随着高性能轻质材料技术的发展，现代飞机的操纵面越来越多的采用复合材料(图 5-42(b))。复合材料结构的型式多种多样，结构型式的选择与很多因素有关，如材料体系、结构件的重要性、结构件的受载严重程度、结构设计的基本原则、使用环境、生产工艺水平等，这些内容本书不做进一步的介绍。

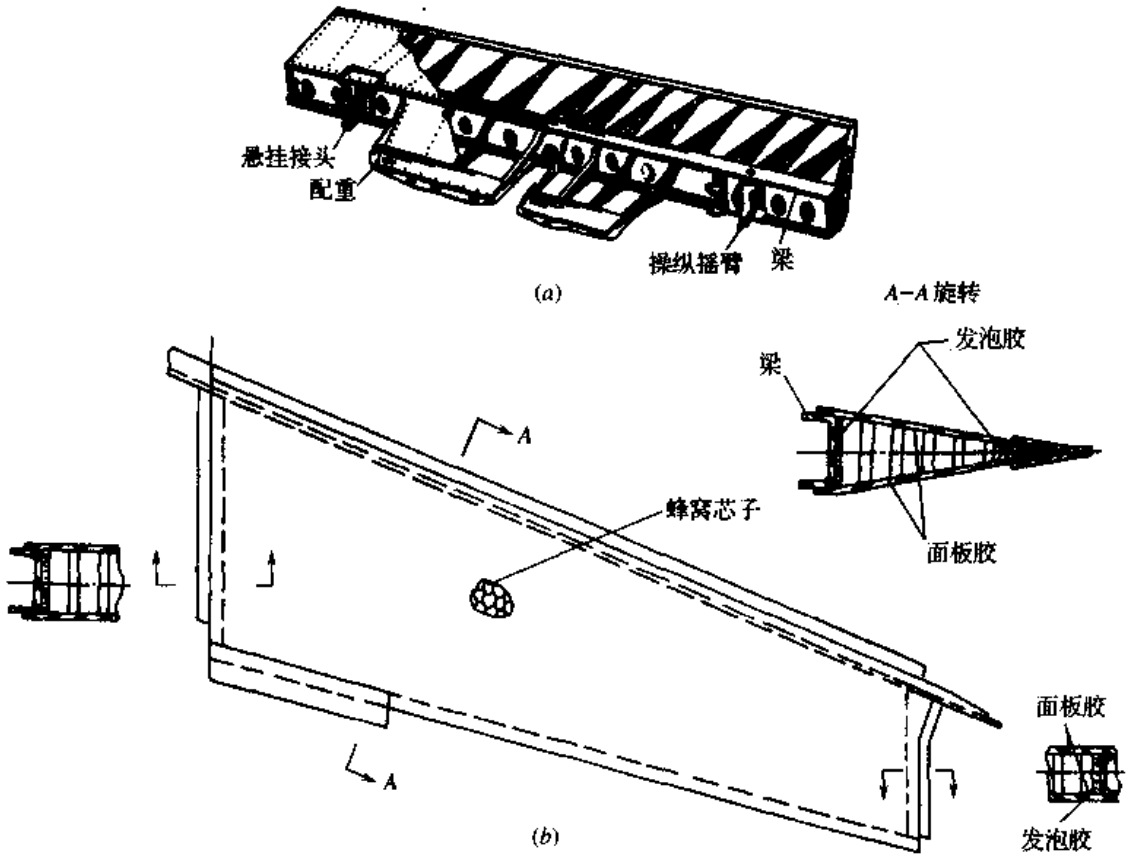


图 5-42　操纵面的典型构造

(a) 金属材料副翼的典型构造；(b) 复合材料方向舵的典型构造。

二、操纵面悬挂点的确定

操纵面悬挂点的设计包括悬挂点的数量和位置的确定、悬挂接头及运动补偿的

设计。

悬挂点数量和位置确定的基本原则是：保证使用可靠、转动灵活、操纵面和悬臂接头的综合重量轻。增加悬挂点的数量可使操纵面受到的弯矩减小，减轻了操纵面的重量，但增加了悬臂接头的重量和运动协调的难度；减少悬挂点的数目，运动协调容易，但操纵面上的弯矩大，且不符合损伤容限设计思想。一般悬挂点的数量大于 2 个，如波音 - 707 的升降舵的悬挂点有 7 个。

悬挂接头是一个悬臂梁，为了保证互换性和便于安装，悬挂接头一般有设计补偿。每个操纵面除一个接头完全固定外，其余接头都有设计补偿，以便装配可调和运动协调，如图 5 - 43 所示。

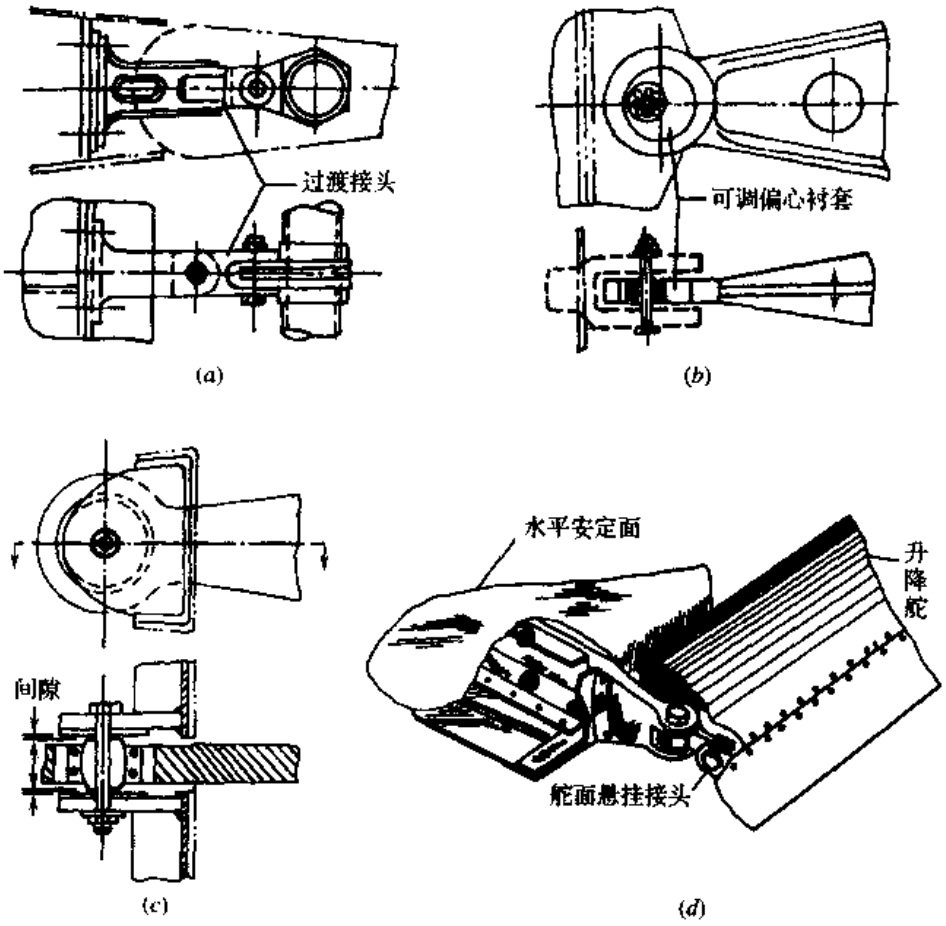


图 5 - 43　操纵面接头

(a) 过渡接头；(b) 偏心衬套；(c) 预留间隙；(d) 悬挂接头的连接。

三、操纵面前缘缺口的补强设计

操纵面上受到的气动载荷在弦向一般可看作三角分布，压心一般在离前缘 35% ~ 40% 弦长处。一般操纵面的转轴在压心之前。将气动载荷移动到前梁处，形成剪力 Q、弯矩 M 和扭矩 M_t。剪力 Q 和弯矩 M 作用在梁上，通过悬挂接头传走，扭矩 M_t 传给摇臂接头。由于操纵面前缘在悬臂接头处开有缺口，在传递扭矩 M_t 时需要补强。典型缺口补强形式有以下 3 种。

(1) 加一对斜加强肋，与梁构成三角架，扭矩由此三角架传递(图 5 - 44)。

(2) 加一短墙，并加强缺口两边肋，构成一个闭室，扭矩由此闭室传递(图 5 - 45)。视

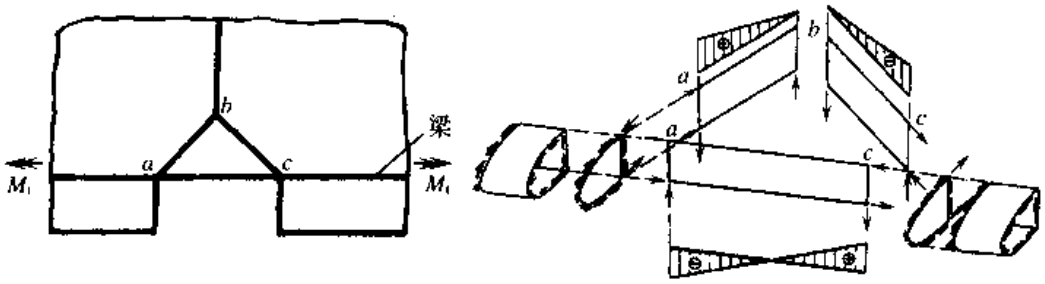


图 5－44　斜加强肋缺口补强

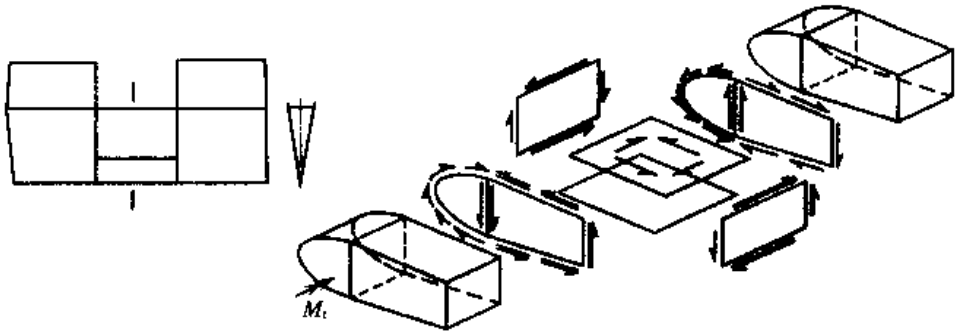


图 5－45　短墙缺口补强

实际载荷情况来加强闭室区的蒙皮。

(3) 如果操纵面的绝对尺寸很小，扭矩也不大，则可直接将梁局部加强(图 5－46)。梁本身形成一个小闭室或实心剖面传递扭矩。

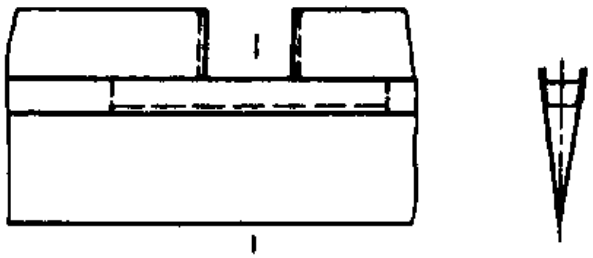


图 5－46　梁局部加强的缺口补强

四、重量平衡

为防止操纵面的颤振，应使舵面重心位于转轴之前或转轴之上，这一要求结构本身较难做到。设计中除尽量减轻转轴之后部分的结构重量外，大多需在前缘加配重。配重的密度要大，同时尽量远离转轴。配重与舵面结构的连接的典型形式如图 5－47 所示。

五、气动补偿

气动补偿是为了减小操纵面的铰链力矩，从而减小驾驶杆力，常用的补偿方法有轴式补偿和内补偿。

轴式补偿是将操纵面转轴位置靠后布置，利用转轴前面的一部分面积上产生的气动力，抵消掉部分铰链力矩，起补偿作用(图 5－48(a))。但过大的轴式或角式补偿会使舵面在大偏角下前缘过分突出，引起气流分离，甚至还会出现不符合操纵习惯的“过补偿”现象，要注意避免。

内补偿面位于机翼后缘的空腔内，这一空腔由气密胶布隔成上、下两部分，互不通气。

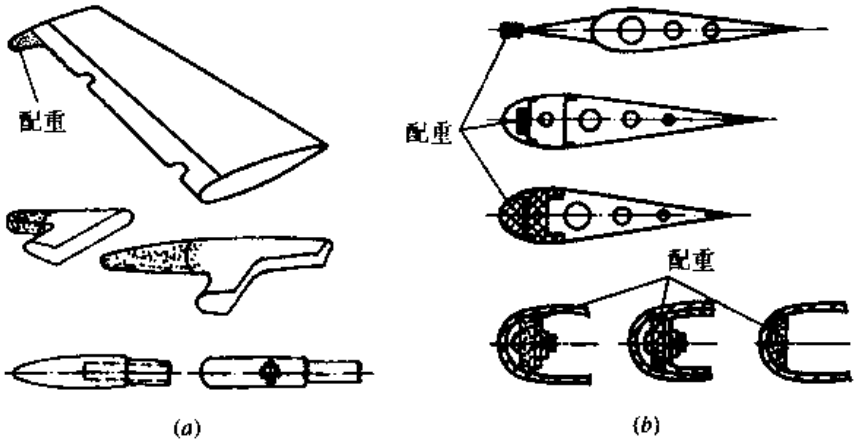


图 5－47　操纵面的配重

(a) 集中配重；(b) 分布式配重。

当操纵面偏转时，翼面的上下压力差作用在补偿板上起补偿作用(图 5－48(b))。内补偿效率高、阻力小，而且可在补偿板前加配重，但使操纵面的偏转角受到机翼后缘部分结构高度的限制。

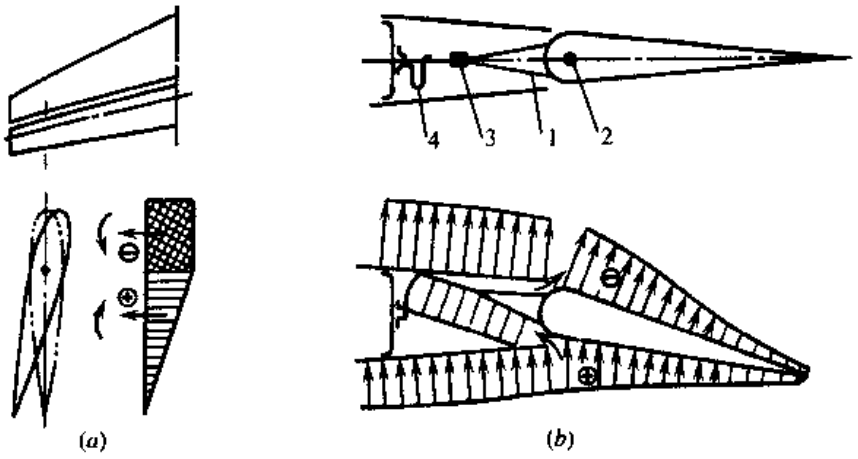


图 5－48　气动补偿

(a) 轴式补偿；(b) 内补偿。

1—补偿板；2—转轴；3—配重；4—气密胶布。

浮动式内补偿是对内补偿的改进。当操纵面偏转时，用一四连杆机构使补偿板做上、下平行移动而非转动，可减小对舵面偏转角的限制。

六、气动平衡

在某些情况下要求飞机长时间稳定飞行，此时需要消除驾驶杆或脚蹬上的力，以解除驾驶员的疲劳，需要设置气动平衡装置。最常用的气动平衡装置是各类调整片，它位于操纵面的后缘，与操纵面反向偏转，以抵消操纵面的铰链力矩。制造误差引起的不平衡则用修整片在试飞时加以消除。

5.7.3　全动平尾的设计特点

当飞机达到超声速飞行时，舵面效率大大降低，然而飞机的纵向安定性却大大增加，两者之间产生了矛盾。为了提高操纵面的效率采用了全动平尾。全动平尾将水平安定面

和升降舵合二为一，整个平尾绕某一轴线偏转，起操纵面作用。

一、轴的布置和操纵形式

从转轴的几何位置看，转轴分为直轴、斜轴两种型式，如图 5－49 所示。

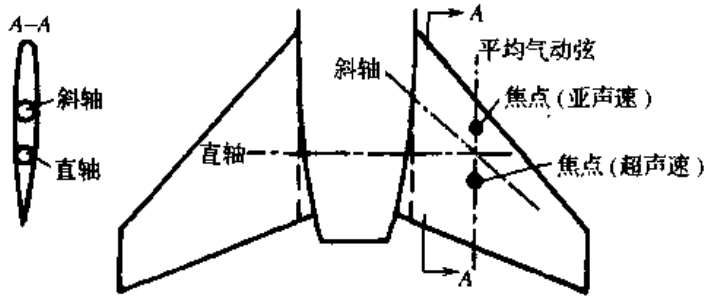


图 5－49　全动平尾转轴位置

全动平尾一般有后掠角。后掠角较大时，一般应布置成斜轴式。因为若布置成直轴，在根部处，轴所在位置很靠近后缘，结构高度小，轴的重量特性差。当全动平尾为平直翼或中等后掠或后缘较平直时，可采用直轴式。转轴的前后位置应处于亚声速时的前焦点和超声速时的后焦点之间。例如，对于后掠式平尾，亚声速焦点位置约在 28% ～30% 平均气动力弦长处，超声速焦点在 50% 弦长左右。为了减小操纵力矩，通常把轴线布置在两个焦点的中间位置，约为翼弦的 40% 处。

从全动平尾的操纵方式看，有转轴式和定轴式两种（图 5－50）。转轴式全动平尾的轴与平尾连接在一起，用固定在轴上的摇臂操纵平尾。此时的转轴承受剪力、弯矩和扭矩。定轴式全动平尾的轴固定在机身上，此时的轴只受剪力和弯矩。

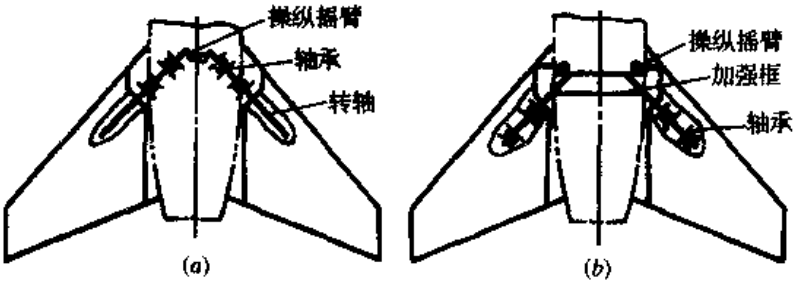


图 5－50　转轴式和定轴式全动平尾示意图

（a）转轴式；（b）定轴式。

二、定轴式全动平尾的结构型式

常见的定轴式全动平尾的结构型式有梁式、多腹板式和单块式。结构型式选择的基本参数和方法与机翼结构型式的选择方法相近。当选用复合材料作为全动平尾的主要结构材料时可选用硬壳式（整体式）结构，如图 5－51 所示。

三、转轴式全动平尾的结构型式

常见的转轴式全动平尾的结构型式有单梁式、单块式过渡到梁式、辐射梁式和整体式。由于全动平尾上的所有载荷都要经过转轴传给机身，所以全动平尾的 4 个角区都是总体受力的参与区（图 5－52（a））。当展弦比很小时，采用辐射梁式结构是比较合适的（图 5－52（b））。当选用复合材料作为全动平尾的主要结构材料时可选用硬壳式（整体式）结构。

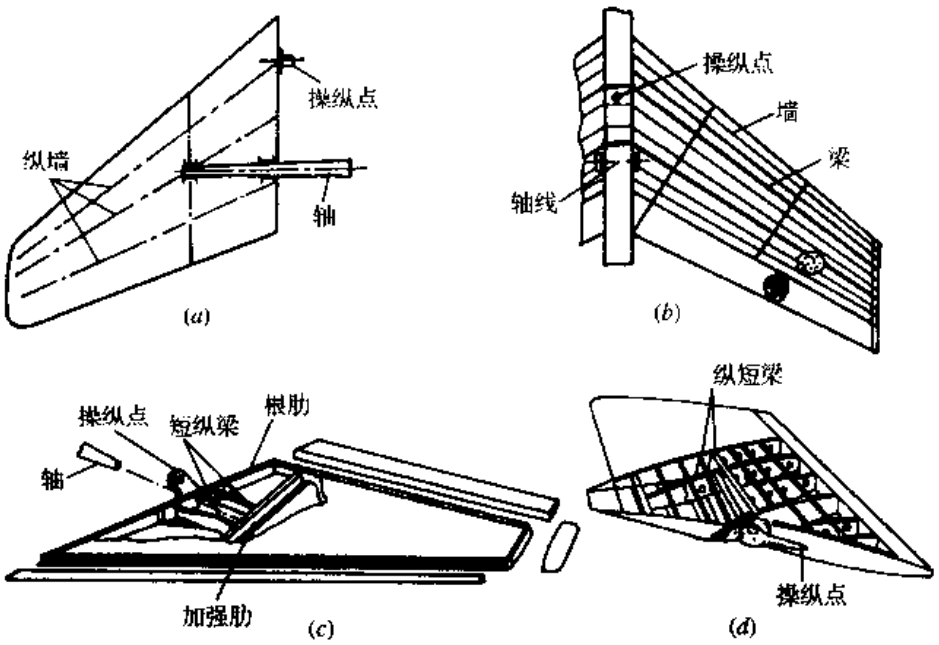


图 5－51　定轴式全动平尾典型结构

（a）多腹板式；（b）硬壳式复合材料结构；（c）金属材料和复合材料组成的混合式；（d）单块式。

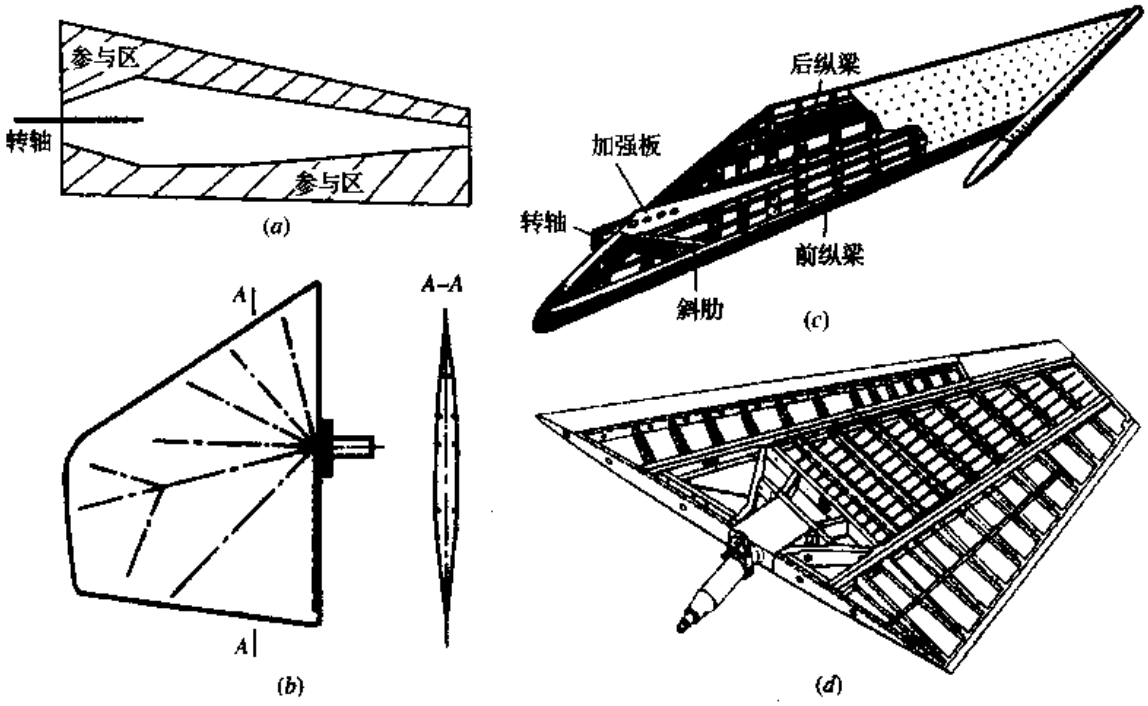


图 5－52　转轴式全动平尾典型结构

（a）参与区示意图；（b）辐射梁式；（c）单块式结构；（d）单块式转为梁式。

第6章　机身结构分析

6.1　机身的功用、对机身的要求和机身的外形参数

6.1.1　机身的功用

飞机机身用于装载乘员、设备和有效载荷，机身内还可装载燃油，布置起落架、放置发动机等。机身作为飞机结构的基本部分，通过各种连接接头，把飞机各部件连成一个整体（图6-1）。

机身的相对重量（与飞机重量相比）为 $m_f = 0.08 \sim 0.15$。

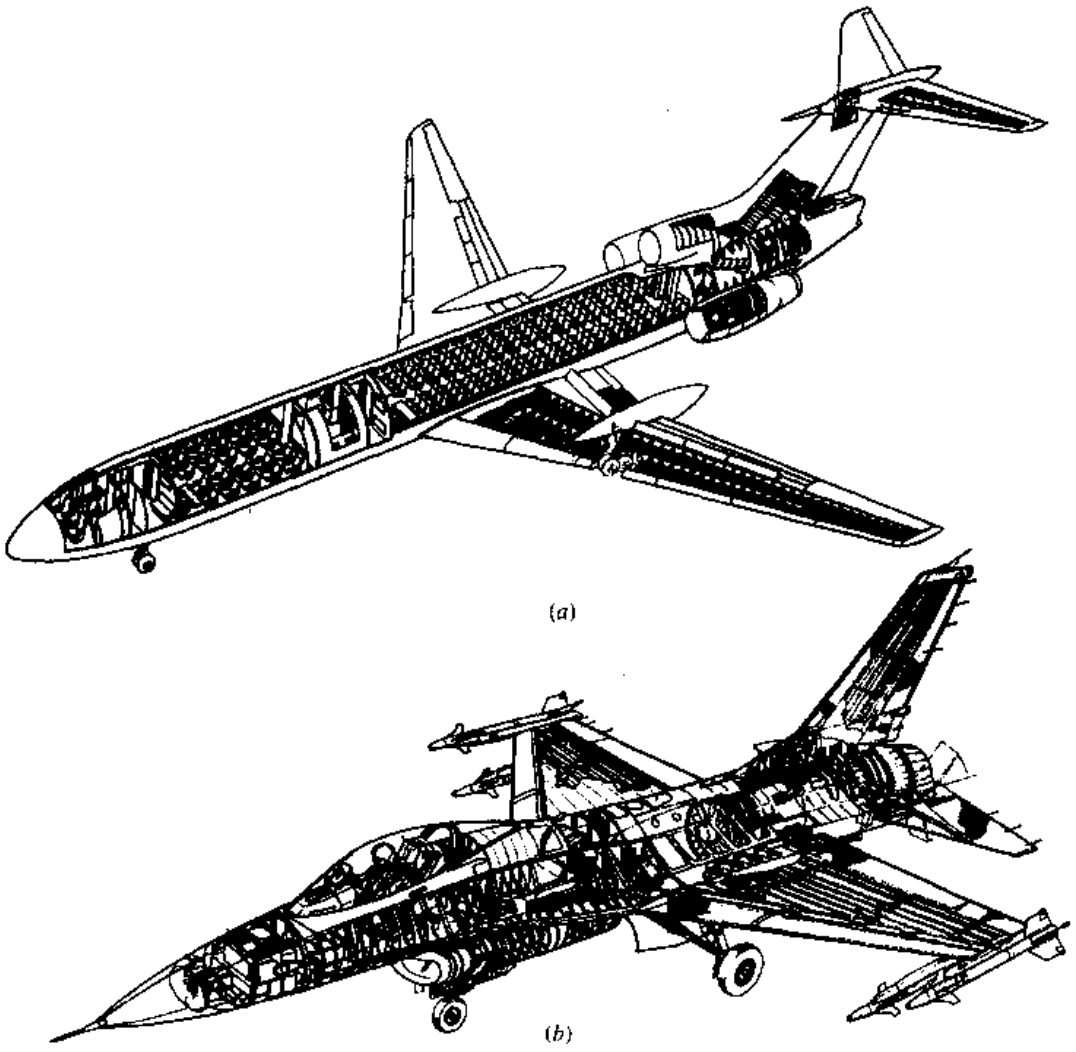


图6-1　机身的结构和布局

（a）旅客机；（b）战斗机。

6.1.2 对机身结构的基本要求

机身结构设计的基本要求与飞机结构设计的基本要求相同，即最小重量要求。此外，机身结构设计还应满足如下要求。

(1) 合理选择机身的外形，使其在给定的外形尺寸下迎面阻力最小，有效容积最大。

(2) 在翼身融合的飞机上采用能产生部分升力的升力机身，这样可减小机翼面积，降低机翼结构的重量。

(3) 合理使用机身的有效容积，装载物的布局要紧凑，将货物尽量靠重心附近布置，以降低惯性矩并改善飞机的机动特性；将飞行中可重量变化的物体(如燃油、炸弹等)安置在飞机重心附近，减少重心的变化范围，以保证飞机具有更理想的稳定性和操纵性。

(4) 机身结构受力型式要和与之相连的部件的结构受力型式相协调。必须保证连接的可靠，将来自机翼、尾翼、起落架、动力装置的载荷传递到机身的承力构件上。能承受有效装载、设备和机身结构的质量力以及作用在机身上的气动载荷和密封舱内的压差载荷。

(5) 应保证能方便地接近布置在机身内的各种构件，以便进行检查和维护。乘员和乘客能自由进出，空降人员和武器装备能容易跳伞和投放，对运输的货物能方便地装卸和系留。在高空飞行时能保证乘客和乘员具有必要的生活条件，要具备一定的舒适标准，并保证能迅速安全地应急撤离，对机组人员要有良好的视界。

6.1.3 机身的外形和参数

机身的外形指机身的横剖面形状和侧面形状。

一、机身的横剖面形状

机身横剖面形状取决于飞机的功用、使用条件和飞机的总体布局。图 6-2(a)给出了不同的机身横剖面形状。最常用的机身横剖面是圆形和两个不同直径的圆相交的形状，因为在给定的容积下，圆形机身的表面面积较小，因此摩擦阻力也较小。此外，圆形剖面的机身蒙皮在内压作用下，只受拉伸，而不受弯曲。但在圆周相交的部位，由于内压 ΔP 的作用而使其受弯。如果在该处机身的内侧用一块水平加强板，那么机身就不受弯曲了，而由加强板来承受拉伸或压缩。矩形截面的机身便于装载货物(特别是集装箱包装的货物)，通常其上部是椭圆形的，这类剖面形状的机身，气动阻力较大，在高空飞行时，如果在机身内部是正压差，那么就会受弯。椭圆形剖面的阻力较小，也便于充分利用内部空间。当然，图 6-2(a)中给出的剖面形状不能代表全部各种形状的机身剖面，这与机身布局特性相关。图 6-2(d)中给出 F-4 飞机的机身横截面，其"非典型剖面"是因为在机身中布置了两台发动机和两个进气道，机身头部的剖面形状保证了飞行员有良好的视界。

二、机身的侧面形状

机身的侧面形状与飞机用途、最小阻力要求、乘员、设备和有效装载的具体布置以及机翼平面形状、尾翼、动力装置的形状和位置等有关。前机身和后机身是均匀收敛的，轴对称形式的机身符合最小阻力的要求。当装卸门安排在后机身时，为了降低阻力，应尽量

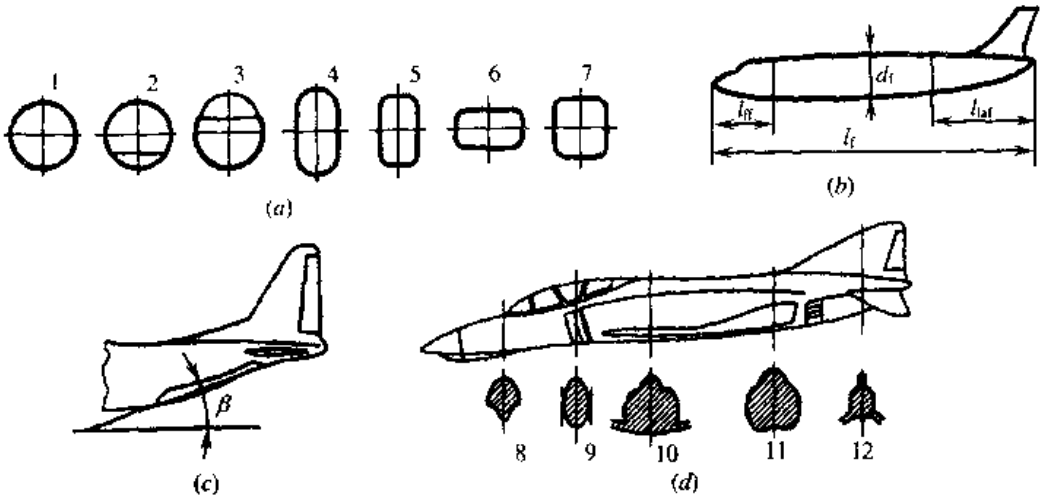


图 6-2　机身的横剖面形状和参数

将装卸门同后机身的外形相融合，尽管在这种情况下，与 β 角大的斜切装卸口相比，其装卸口开口还是较大，如 C-130E 飞机(图 6-2(c))。装卸口处的开口加长时，需要额外增加较大的重量来对开口进行补偿。长而细的前机身能减小阻力，还可以放置部分设备，如雷达天线和机载雷达，而不会影响座舱视界 (图 6-1(b))。

机翼后掠使后机身延长，同时也使前机身缩短。此时后机身上的弯矩增大，因此机身重量也随之增加。延长前机身时要求考虑前起落架的布置条件，以保证起落架具有必要的轮距，还要考虑把发动机移到后机身。在选择机身形状时，在任何情况下首先要考虑能满足与飞机基本用途相关的各项要求。

三、机身参数

飞机机身的基本几何参数有：长度 l_f，直径 d_f，前机身长度 l_{ff}，后机身长度 l_{af}(图 6-2(b))。机身参数还包括最大横截面面积 S_{fmax}、机身长细比 $\lambda_f = l_f/d_f$ 以及前、后机身长细比 $\lambda_{ff} = l_{ff}/d_f$ 和 $\lambda_{af} = l_{af}/d_f$。横截面不是圆形时，机身等效直径为

$$d_{fequ} = 2\sqrt{S_{fmax}/\pi} \tag{6-1}$$

机身的特征尺寸是最大高度 H 或最大宽度 B。

对于许多类型的飞机，d_f 和 S_{fmax} 可以根据某些尺寸确定。如歼击机一般取决于机身内单台(双台)发动机尺寸和乘员座舱尺寸；轰炸机取决于炸弹舱尺寸；运输机取决于装载货物的最大外形尺寸；旅客机取决于单排乘员数量等。

在 d_f 值给定的情况下，机身长度 l_f 与机身长细比是单值关系。λ_f 对机身特性的影响是矛盾的。从结构强度的观点看，机身可以看作是双支点外伸梁，支点是机翼与机身的连接接头。所以，在增大 λ_f(λ_{ff}或 λ_{af})的同时增大机身长度会导致机身上弯矩的增大，也就使机身重量增大；但增大 λ_f 时，机身阻力会下降(对超声速飞机，增大 λ_f 或只增大 λ_{af}将会引起波阻的减小)。靠减小 l_f 或增大 d_f 的方法来减小 λ_f 会降低机身的载荷和机身承

6.2 机身上的载荷及其平衡

6.2.1 机身上的主要载荷

一、飞机其他部件传给机身的力

机身的主要载荷是由与机身相连的飞机其他部件(机翼、尾翼、动力装置、起落架等)传给机身的力(图 6-3)。在不同设计载荷情况下,这些力的大小是不同的。因此,必须校核所有设计载荷情况下机身的强度。载荷情况由强度规范确定。

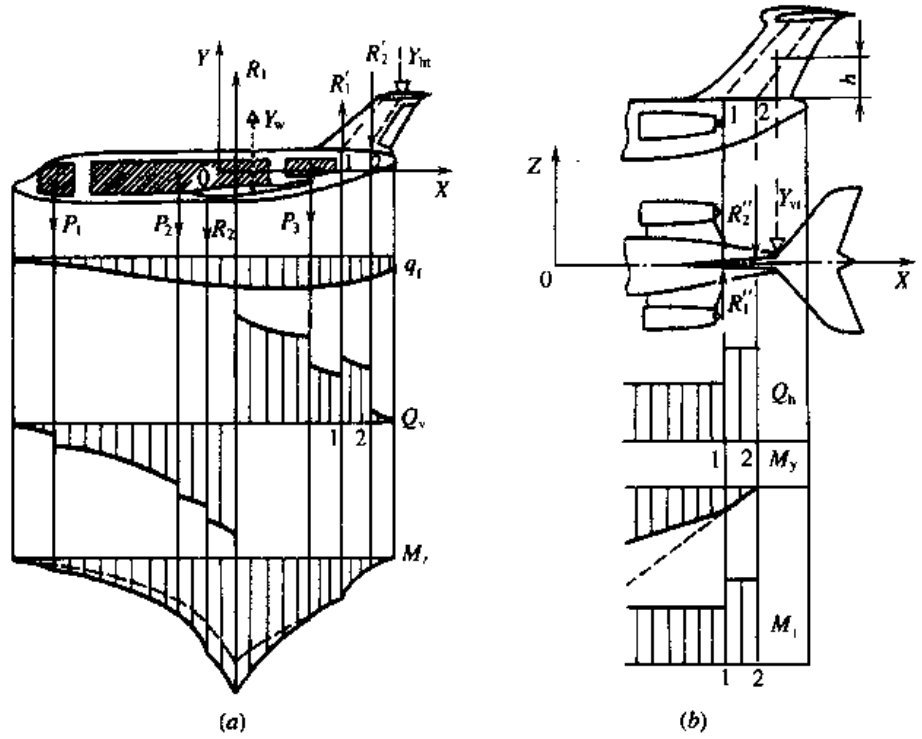


图 6-3 机身的受载及内力图

(a) 全机身;(b) 后机身。

二、机身受到的质量力

机身上的每个部件(货物)i,其质量力 P_i 都要考虑过载值 n_{ei} 和安全系数 f_i,即

$$P_i = m_i g n_{ei} f_i$$

式中 m_i——第 i 个部件(货物)的重量。

单位长度机身上的飞机结构重量的分布载荷 q_f 可以近似地用关系式表示为

$$q_f = m_f g H_f n_d / S_s$$

式中 m_f——机身重量;

S_s——机身侧面投影面积;

H_f——机身高度;

n_d——每种载荷情况下质心处的设计过载。

三、分布在机身表面上的气动力

在机身的突出部位，气动力的值可能很大（例如，舱盖上方的吸力可达 80kN/m^2 ~ 100kN/m^2）。但是，机身横截面上的气动力实际上是可自身平衡的，只是在校核蒙皮与口盖的连接、口盖与机身骨架的连接强度时，才以气动力为设计载荷。

四、机身密封舱、进气道和专用舱内的压差

这些力对机身局部强度是设计载荷。通风型密封舱内的压差 Δp，对军用飞机可达 0.03MPa ~ 0.04MPa，对客机则可达 0.06MPa ~ 0.07MPa，对再生式密封舱，$\Delta p = 0.1$MPa。

五、特殊情况下机身上的载荷

飞机除了在正常使用条件下受到的载荷以外，还要考虑在强度规范中规定的相关特殊情况，如飞机没有放下起落架而在土跑道和水上进行迫降的情况。

机身的载荷值不仅取决于飞机的用途和使用条件、机翼平面形状、尾翼布局形式或平面形状（侧向）等，还取决于飞机所处的状态（机动、定常和非定常速度下的水平飞行，带侧滑和不带侧滑的飞行，爬升或下降，起飞或着陆、滑行等）。进行机身强度计算时，机身受弯情况可采用载荷计算情况 A，扭转情况可认为安定面承受非对称载荷情况（特别是 T 型布局形式）及垂直尾翼也承受非对称载荷。

在外力（机翼、尾翼、动力装置和起落架固定接头处的反作用力）、机身结构和机身内部货物的质量力的作用下，机身如同在两个平面上同时受剪、受弯以及受扭的梁。机身 X 方向的轴向力一般来说不是很大，但在计算强度时要予以考虑。

作用在机身上的外力和质量（惯性）力处于平衡状态。

6.2.2 机身的内力图

图 6-3 是机身的内力图，从中可以看出如下特征。

(1) 机身在连接接头处对机翼和尾翼的支反力的值可能比机翼升力（Y_w）和尾翼升力（Y_{ht}和 Y_{vt}）本身要大，如当机翼为后掠翼，尾翼是 T 形后掠翼时，有：$R_1 > Y_w$；$R'_2 > Y_{ht}$；$R''_2 > Y_{vt}$。这时，承受这些力的机身横剖面上的载荷超过了作用在机翼和尾翼上的载荷，这就要求加强机身结构，从而额外增加重量。特别是对 T 形后掠尾翼，需要在后机身垂直安定面大梁之间进行加强（图 6-3 中 1 点、2 点之间），此处的 Q_v 和 Q_h 比机身相邻段上要大得多。对非后掠机翼和正常式非后掠尾翼的飞机，其机翼和尾翼的压力中心投影点位于这些部件和机身连接接头之间，机身横剖面上的载荷不会超过作用在机翼和尾翼上的力。

(2) 当发动机布置在后机身上时会使弯矩 M_z 明显增大（图 6-3(a)上的弯矩 M_z 图）。

(3) 当机身的布局使质量沿 X 轴的质心分散较大时，或在给定 d_f（S_{fmax}）值情况下增大 λ_f（λ_{ff}和 λ_{af}）时，与(2)的情况类似，M_z 会增大。

(4) 增大垂直尾翼的高度会使 M_t 增大。在垂直安定面大梁和加强框连接接头位置（在 1 点和 2 点之间），$M_t \approx 0.5 d_{af} R''_2 + Y_{vt} h$，而在接头 1 的前面一段上，$M_t \approx Y_{vt}(h + 0.5 d_{af})$。

6.3 机身结构的受力型式及其受载情况

机身在 XOY 和 XOZ 平面上受到剪力 Q_v、Q_h 和弯矩 M_z、M_y 的作用，在 YOZ 平面受到

扭矩 M_t 的作用，闭合的空间薄壁梁最适合承受这些载荷。

薄壁梁式机身由纵向受力构件(桁条和桁梁)和横向受力构件(普通框和加强框)组成结构的骨架，用以加强外部壳体(图 6-4(*a*))。根据骨架系统中桁条、桁梁的数量和强弱，形成了各种各样的机身结构受力型式。薄壁梁式机身结构能以最小的重量提供最大的强度和刚度、能够保证表面光滑，使机身具有最佳的气动外形，能充分利用机身内部空间，在机身内布置密封舱等，这就是薄壁梁式机身结构受力型式被广泛采用的原因。

但是，在薄壁梁式机身结构还没有出现和完善之前，在机身上采用构架式结构，这种机身结构同薄壁梁式机身一样能承受 Q_v、Q_h、M_z、M_y 和 M_t(图 6-4(*b*))。

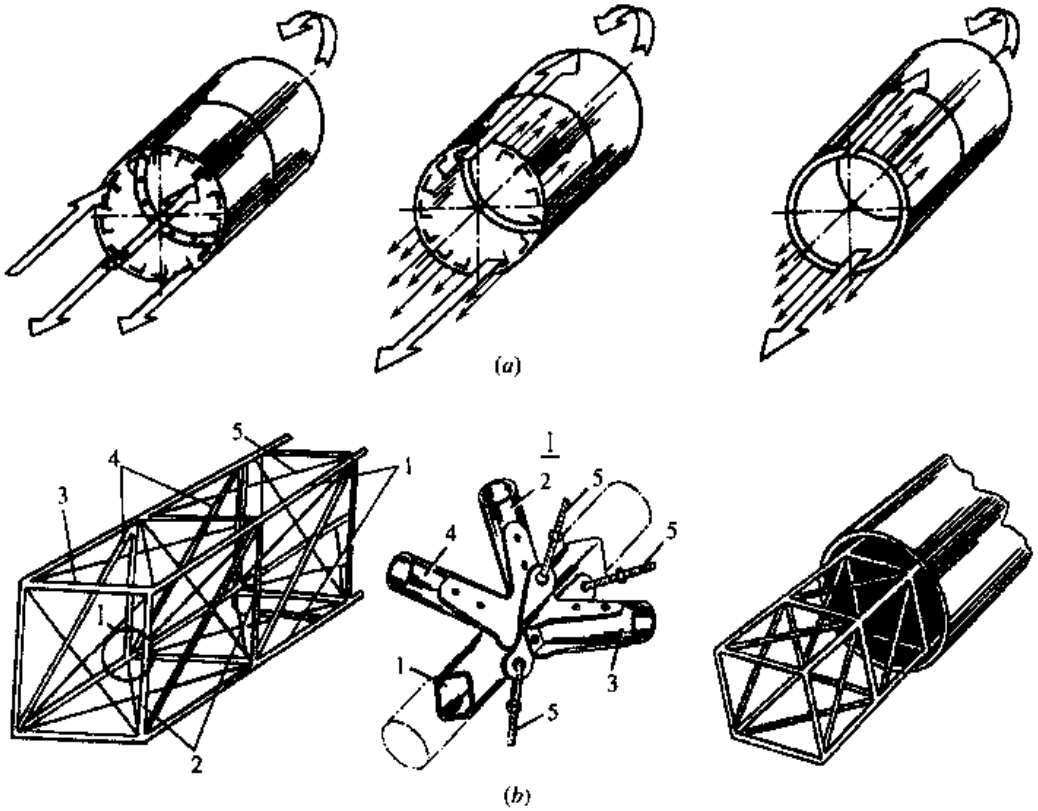


图 6-4　机身的结构受力型式

(*a*) 薄壁梁式；(*b*) 构架式。

1—纵梁；2—支柱；3—横撑杆；4—斜撑杆；5—拉索。

6.3.1　构架式机身

构架式机身的承力结构是一个空间桁架，由两个垂直的(侧面的)和两个水平的(上面和下面的)平面桁架组成，桁架的构件(杆)承受拉压，而蒙皮承受局部气动载荷。这种机身中的主要受力构件是梁、支柱、斜撑杆、横撑杆和拉索，以及蒙皮。桁架一般是静定的(这样构架会轻些)。用结构力学的方法就可以确定在外力作用下桁架各杆的内力。构架式机身结构在第一次世界大战时被广泛采用，第二次世界大战时还继续采用(例如，雅克-1、米格-3 等飞机的结构)。现在，在小型低速活塞式飞机和直升机上还可以看到构架式机身。在空间飞行器上也有采用构架式箭体的，因为构架接头采用铰接，使得结构在受热状态下能保持良好的工作状态。随着飞行速度(或 $\rho V^2/2$)的增大，就必须在飞机上

布置受力蒙皮并使机身外形更具流线型。要解决这些问题，就要在机身结构上加上专门的上部整流罩。但是，构架的重量、整流罩的重量、受力蒙皮的重量和固定接头的重量累加起来，使它的重量特性已经不如薄壁梁式机身了。此外，构架式机身内部空间利用的潜力较差，因为构架中的横向构件（拉杆和斜杆）过于紧密，使机身和整个飞机的布局变得困难。与薄壁梁式机身相比，构架式机身的战斗生存力也差，这就限制了构架式机身的使用。

对于构架式机身，由弯矩产生的轴向力（受 M_z 和 M_y 的作用）基本上靠大梁来承受；剪力 Q_v 和 Q_h 由垂直和水平的构架构件来承受；扭矩 M_t 由 4 个平面构架形成的闭合的空间构架来承受。

6.3.2 薄壁梁式机身

薄壁梁式机身由闭合的薄壁外壳和骨架组成。薄壁梁式机身又可分为桁梁式、桁条式和硬壳式。在薄壁梁式机身中，结构材料均匀地分布在剖面周缘（最大限度地远离中性轴），提高了材料的利用率。

一、桁梁式机身

桁梁式机身的基本承力构件是具有较强承弯能力的桁梁，较薄的蒙皮被桁条和隔框加强，因此，在承受由 M_z 和 M_y 引起的压应力以及由剪力 Q_v、Q_h 和扭矩 M_t 引起的剪力时，不会失稳。机身中的桁梁与机翼中的大梁的不同之处在于：它没有腹板，桁梁本身就是用模压或锻造方法制造的横截面相当大的桁条。桁梁多半是 T 形截面，它只承受轴向力（图 6－5(a)）。

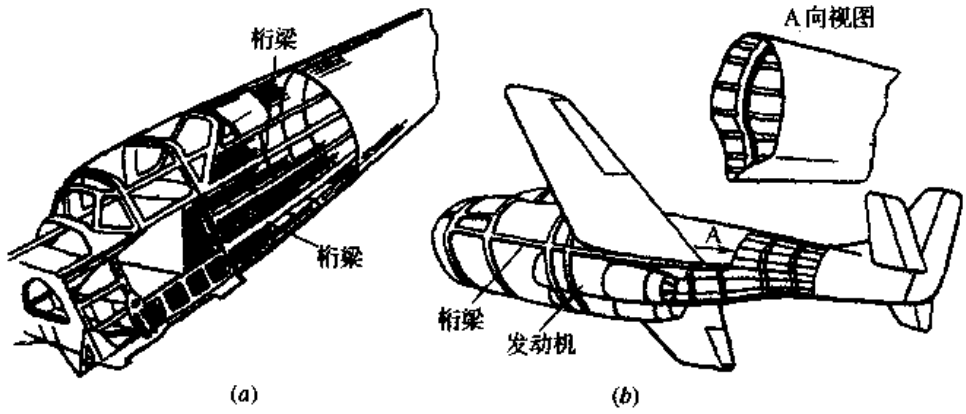


图 6－5　桁梁式机身结构

(a) 桁梁式；(b) 桁梁和桁条的混合式。

在早期的桁梁式机身中，桁梁是沿整个机身长度布置的。与机翼结构型式发展类似，随着飞机飞行速度的提高和机身载荷的增大（主要是弯矩增大），机翼的结构受力型式由梁式演化为整体式，相应地机身结构的受力型式由桁梁式转变成桁条式。这就出现了混合式的机身结构受力型式，桁梁只布置在机身上有开口（如座舱盖开口、密封舱开口、设备舱开口、起落架舱开口、油箱开口、发动机舱开口等）的那些部位、应对机身进行受力补强的部位，或者是用桁梁（纵向梁）来承受纵向集中力（来自发动机推力、武器反作用力等）。

图 6－5(b)给出了桁梁和桁条的混合式的机身结构受力型式，它的后机身是桁条式，发动机舱用桁梁进行加强。通过这些桁梁，发动机推力传递到机身蒙皮。在机身大开口

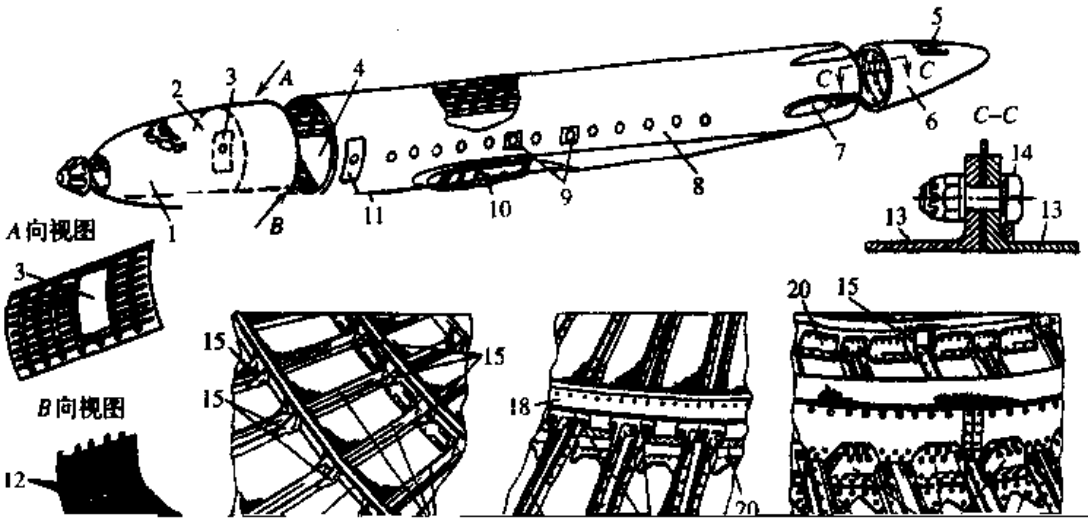
部位(如有效载荷舱、装有多轮小车式起落架的起落架舱)要布置空心薄壁梁形式的纵向构件,它沿开口边沿布置,并承受较大的轴向力。

二、桁条式机身

桁条式机身结构由桁条、隔框和蒙皮组成,桁条和隔框用于支持蒙皮,蒙皮与桁条一起承受弯矩 M_z 和 M_y 引起的轴向力(拉-压);在承受剪力 Q_v、Q_h 以及扭矩 M_t 时,蒙皮受剪切(图 6-4(a))。机身垂直平面在弯矩 M_z 作用下发生弯曲时,在该平面上距中性轴最远的蒙皮和桁条上轴向力达到最大,而在中性轴上,轴向力为零。弯矩 M_y 的情况也是类似的。可以近似地认为,在垂直平面 S_v 和水平平面 S_h 上,M_z 和 M_y 分别以约 2/3 机身高度和 2/3 机身宽度为力臂上的两对力偶来平衡。在桁条式薄壁梁式机身中,通过合理选取框距来减小相对桁条和蒙皮的支点间距,从而提高桁条的受压失稳能力,提高蒙皮抗剪和抗压的稳定性。在这种结构中,根据蒙皮厚度,桁条间距在 100mm ~ 200mm 之间,而框的间距根据蒙皮厚度 δ_{sk}、桁条的截面形状和尺寸确定,约在 200mm ~ 500mm 之间,如果机身蒙皮采用整体壁板,那么框间距还可以加大。

机身重量 m_f 占全机重量的 8% ~ 15%,占全机结构重量的 40%,机身重量在机身各结构件之间的分配比例是:蒙皮占 25% ~ 30%,桁条占 12% ~ 20%,框占 20% ~ 27%,地板占 6% ~ 12%(轻型飞机)和 2% ~ 3%(重型飞机),舱门、舷梯、舱口、隔板等占 13% ~ 17%(轻型飞机)和 12% ~ 15%(重型飞机)。

典型的桁条式客机机身结构如图 6-6 所示,这种飞机的机身按工艺分离面可分为前机身、中机身和后机身。



后机身通常包括减速伞舱、高空设备舱、电气设备和液压设备舱、飞机操纵杆系。上方安装垂直安定面后固定接头。

右舷前方是工作舱门，左舷是乘客舱门。有 4 个紧急逃离舱口，每边各两个，舱口外有便于在水上着陆或在放不下起落架时在地上着陆的出口。前机身和中机身是密封的，内部嵌有保温和隔音材料。机身以地板平面为界分为上、下两部分。地板上面是乘客舱，地板前下方是雷达、前起落架舱，中部是操纵系统拉杆和各种设备舱。

机身骨架由桁条、桁梁、普通框和加强框组成，这些构件承受来自于与机身相连的飞机其他部件和中机身各个框平面内横向工字梁上的集中力。在机身工艺分离面处桁条和蒙皮沿机身分离面的加强框用螺栓对接；蒙皮通过前机身、中机身和后机身上的对接角材固定在外缘上(图 6－6 中剖面 C－C)，桁条利用接头经过对接框用螺栓相互对接。铝合金蒙皮直接用铆钉与桁条连接，用角撑和垫板与框连接。桁条与框用角材连接。

某轻型飞机的桁条式后机身结构如图 6－7 所示，它是用桁条和框加强的闭合薄壁壳体结构。加强框用的是 30CrMnSiA 钢，承受来自全动平尾和垂直安定面的载荷。在框 4 和框 5 上有全动平尾转轴轴承接头，在框 1 和框 5 上有垂直安定面的大梁的连接接头。框 10 是用挤压型材制成的对接加强框，这些框和其他框的材料都是铝合金，框的截面为 Z 形。在机身内部安装了发动机，发动机尾部之后是加力燃烧室。垂直安定面下方是减速伞舱，后机身下方是导流片。机身的最后部分是整流罩。图 6－7 给出了前、后机身在围框上的对接方式。

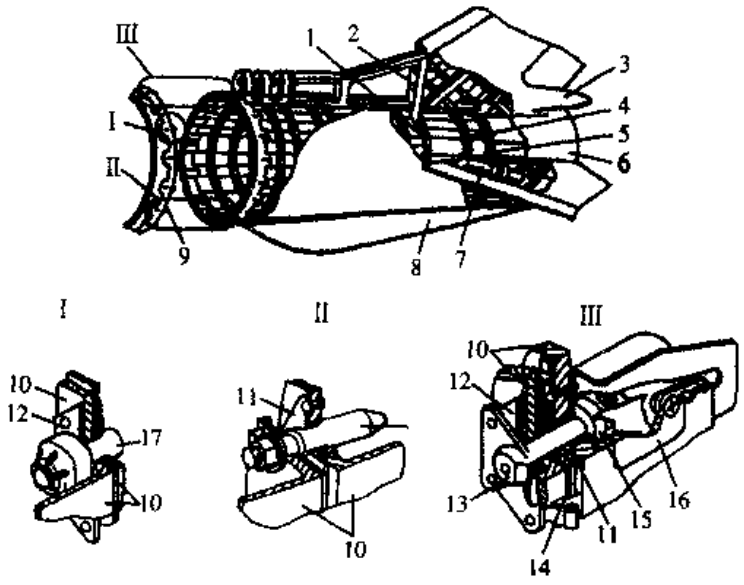


图 6－7　前后机身的对接结构

1,4,5—加强框；2—垂直梁；3—减速伞舱；6—整流罩；7—全动平尾转轴轴承接头；8—腹鳍；9—导向销；10—对接加强框；11—衬套；12—垫块；13,17—对接螺栓；14—垫圈；15—螺帽；16—封沿口盖。

三、硬壳式机身

硬壳式机身由普通框、加强框和由其支持的蒙皮组成。蒙皮承受全部的剪力、弯矩和扭矩，所以蒙皮既承受正应力，又承受剪应力。为了不使蒙皮失稳，可增加其厚度，但这样会增加蒙皮和整架飞机的重量。为了降低机身重量，同时提高其刚度，可采用夹层结构的蒙皮。硬壳式机身上由于由厚蒙皮承受各种形式的载荷，因此具有很强的战斗生存力。

强击机伊尔－2的后机身结构采用了这种结构受力型式，机身蒙皮是多层板结构。与桁梁式机身相比，硬壳式机身的最大缺点是重量特性不好，因为在现代飞机上，为了使用维护的方便，必须在机身上开许多口，而且还要用不受力快卸口盖或受力口盖盖上，这就需要额外地增加大量重量来对开口处进行补强。如果不想增加太多重量，可能的方法就是在结构中布置纵向(桁条或加强桁条)和横向(框或加强框)受力构件，通过这些构件把与机身相连的部件所产生的集中载荷传递到蒙皮上。这样，结构受力型式就趋于桁条式了。

图6－7上给出的机身尾部的整流罩就是硬壳式结构。这种单块式结构受力型式可用在进气道，或在前机身上的机身前部，即机身上没有较大的集中力和开口的地方。

在轻型机动飞机上，常常遇到混合式结构的机身，即机身各段的结构受力型式不一样，但是在桁条式为主要受力型式的大型客机和运输机上，在蒙皮有大开口的地方，可以看到有大梁、纵梁、横梁，即采用了混合结构型式。

6.4 机身基本承力构件的用途和构造型式

机身上基本受力构件的用途与机翼上相对应的受力构件的用途是类似的，因为薄壁梁式机身和机翼所承受的基本外载荷是相同的。

6.4.1 机身蒙皮

机身蒙皮的作用与机翼蒙皮的作用一样，用来维持机身外形，保护乘员、乘客、设备和货物不受迎面气流的影响。蒙皮和加强它的桁条共同承受由于弯矩引起的拉压正应力，承受由剪力和扭矩作用而引起的剪切应力。密封舱段的机身蒙皮还要承受相当大的压差 Δp。

蒙皮可以用板材、带纵向构件的壁板、蜂窝(或其他)夹芯壁板或整体壁板制成。要特别注意机身蒙皮的对接，因为此处在空气动力上的要求(为了取得光滑的外表)可能与长寿命和最小重量等要求发生矛盾。这种情况在座舱承受较大压差的大型飞机上可能遇到。研究结果表明，对这种飞机的机身来说，无论是沿纵向还是横向，蒙皮通过纵向或横向骨架元件，用三、四排铆钉，实行搭接式连接，因为采用这种连接方式时不再需要连接垫块，桁条在中间，两块搭接板的“软”对接接头从桁条向两侧展开。这种连接方式的工艺性好，且便于进行检查，具有更高的耐久性，可保证长寿命。但是对于轻型飞机，更适合采用对接的方法。

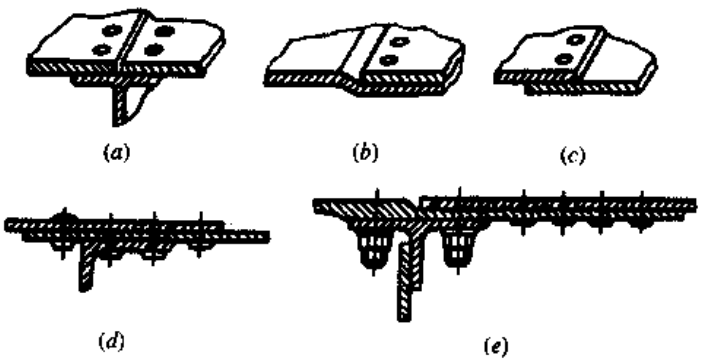


图6－8 板材蒙皮的对接

(a) 对接；(b) 下陷式搭接；(c) 搭接；(d) 变刚度搭接；(e) 下陷式变刚度搭接。

6.4.2 桁条和桁梁

从构造型式上看,桁条和桁梁有简单式(从横剖面看,只有一个结构元件)和组合式(从横剖面看,有几个结构元件)两种。桁梁有时采用组合式,而桁条很少采用。

当机身受弯时,除了某些辅助桁条、桁梁,桁条、桁梁与蒙皮一起沿机身长度方向承受正应力。辅助桁梁布置在与发动机、起落架等的挂点处,用于承受传到机身上的集中载荷或布置在机身的大开口处。辅助桁条用于对蒙皮的局部加强或其他辅助功用,如各种开口、窗口、检查口的边框。简单式桁条和桁梁一般采用标准的挤压和板弯型材,桁梁有时用专门的挤压型材。用作桁条和桁梁的挤压和板弯型材如图 4 - 15 所示。

桁梁采用的组合式构型一般由两个(很少用 3 个)型材铆接而成(图 6 - 9),这便于对桁梁需要的一边进行加强,从而避免了开口。有时候是因为工艺需要而采用组合式结构。

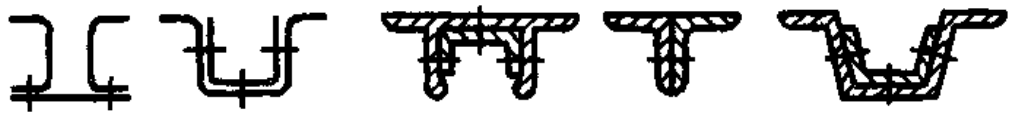


图 6 - 9 组合式机身桁条和桁梁的剖面

在货舱、舱盖等大开口处的纵向边缘,桁梁结构更为复杂,它同其边缘上的加强框一起,补偿因开口而造成的强度损失。这种梁的剖面型式之一如图 6 - 10 所示,这里,桁梁实际上就是一个闭合的薄壁梁,它由两个腹板、4 个型材和加强蒙皮组成。

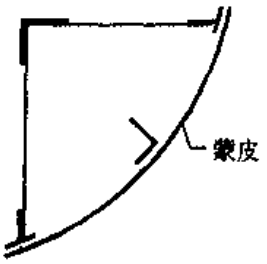


图 6 - 10 薄壁梁式组合式桁梁

6.4.3 机身的框

机身框的功能与机翼中肋的功能相似(图 6 - 11)。

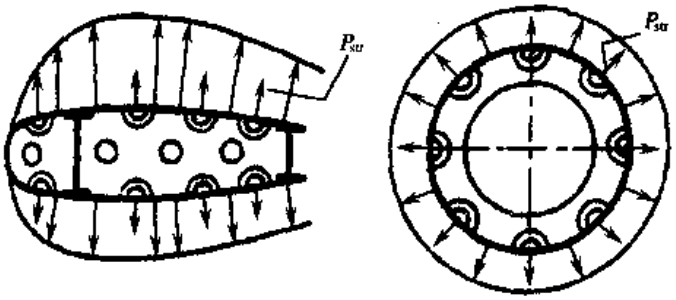


图 6 - 11 机翼肋、机身框的受载

框分为普通框和加强框,普通框用于维持飞机外形和固定蒙皮、桁条,加强框用于承受来自机翼、尾翼、起落架、发动机和货物的集中力并把这些力传到蒙皮上。框在自身平面内刚度较大;借助于蒙皮能很好地承受自身平面内的横向弯曲。

框的典型截面如图 6 - 12 所示。框剖面上有内外缘和腹板,它能承受框平面内的弯曲和剪切载荷。为了提高框的生存力,经常把框做成几个闭合的部分。

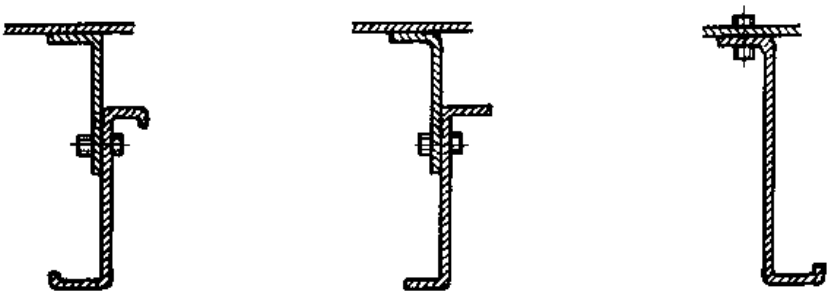


图 6－12　机身框典型剖面形状

做成环形的加强框称之为环形框，整个框平面无开口的加强框称之为腹板式加强框。加强框与普通框的区别在于加强框有较强的缘条和较厚的腹板。加强框有用模锻制造的整体环形结构，也有用零构件组装的环形框和腹板框，如图 6－13 所示。

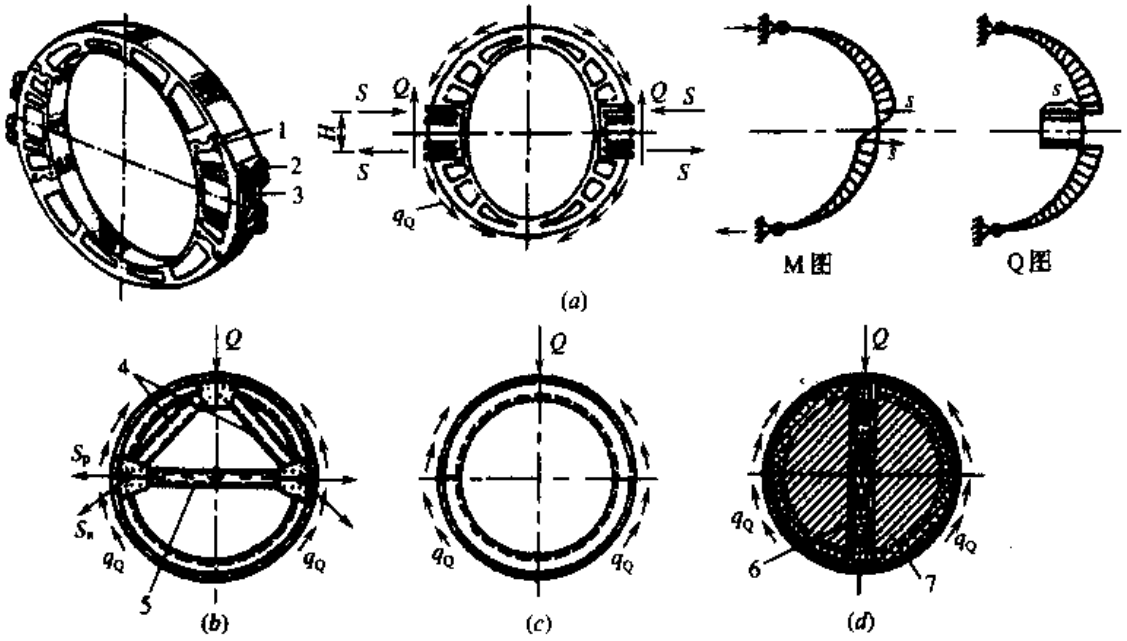


图 6－13　典型环形和腹板式加强框的结构方案

1—连接框上下部分的接头；2—连接机翼的接头；3—加强筋；4—斜撑杆；5—横撑杆；6—支柱；7—框腹板。

图 6－13(a)给出了一个带机翼大梁固接接头的环形加强框。机翼上的剪力 Q 和弯矩 M 沿大梁传递到这些接头的耳片上，机翼的弯矩产生力偶 $M = SH$。在这些载荷作用下，在框平面上产生剪力和弯矩。剪力通过框的两侧传递到用铆钉与其连接的蒙皮并在剪流 q_Q 作用下达到平衡。由左、右两段悬臂机翼产生的弯矩在对称载荷情况下在框上自身平衡。如果左、右机翼上的弯矩不对称，那么在框平面上产生扭矩，扭矩和剪力 Q 一样，通过铆钉，沿着框的周边传给蒙皮，并与蒙皮作用给框的反作用剪流平衡。作用在蒙皮上的剪流与飞机其他部件和装载物传递给机身上的力和力矩所产生的剪流相平衡。

图 6－13(a)所示的环形框由 4 部分组成，相互之间用固接接头连接。从 M 和 Q 载荷图上可以看到框的最大受力部位。框上部和下部承受的载荷较小，用铝合金制造，支持机翼固接接头的框两侧部分所受的载荷很大，用高强度钢制造。接头耳片是双耳片，水平耳片上有两个垂直的螺栓孔。为了提高耳片的抗弯刚度，两个内耳片之间用加强筋加强。

图 6－13(b)给出了带有辅助撑杆的加强框承受剪力 Q 的结构方案以及 Q 与蒙皮上

所受剪流 q_Q 平衡的情况；图 6－13(c)给出了环形框承受剪力 Q 以及 Q 与蒙皮上的剪流 q_Q 平衡的情况；图 6－13(d)给出了腹板框的结构和承力型式，在 Q 力作用处布置支柱传递剪力。

图 6－14(a)给出了与垂尾相连的腹板式加强框的典型结构型式。腹板框由用型材支柱加强的腹板和周边缘条组成，型材支柱用于在受剪时提高腹板的临界失稳应力。缘条或是由腹板弯边而成，或是型材。这种框只能承受框平面内的剪切和弯曲。剪力作用在用铆钉或螺栓与框腹板相连接的支柱上，腹板承受剪力，剪力与蒙皮上的反作用剪流平衡。这种框的结构简单，重量轻。由于机身内布置的无开口腹板式框影响了机身内部空间的利用，因而环形框应用得最广泛（图 6－14(b)）。

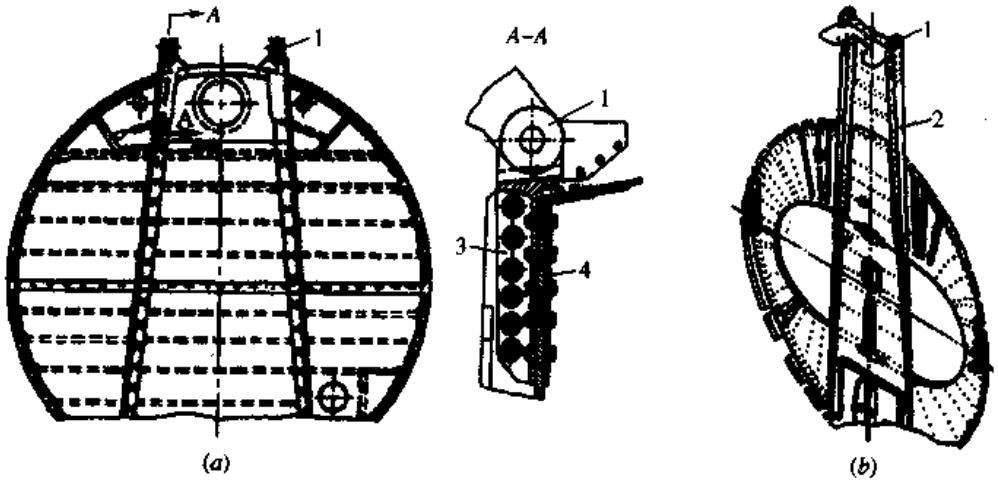


图 6－14　与垂尾相连的腹板式及环形加强框

1—垂直安定面固定接头；2—支柱；3—接头；4—垫板。

图 6－15 给出了安－124 飞机机身的 3 个典型截面。环形加强框上连接着中央翼，后机身的加强框连接着垂直安定面和水平安定面。

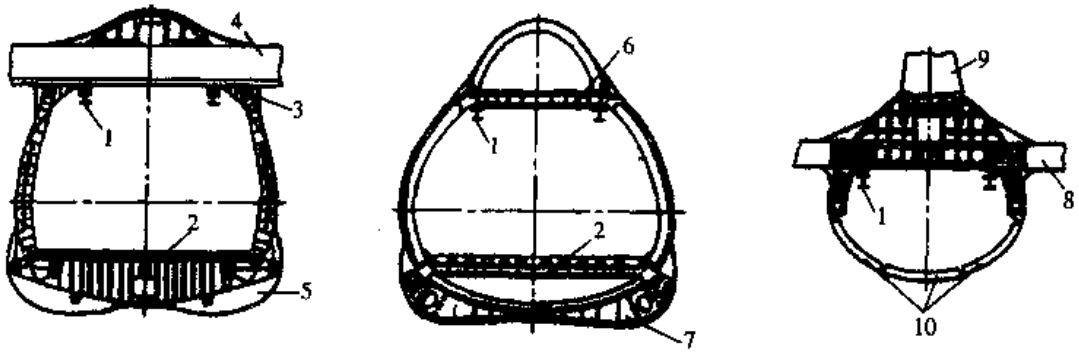


图 6－15　安－124 机身典型截面

1—滑轨；2—货舱地板梁；3—中央翼固定接头；4—中央翼；5—主起落架整流罩；6—横梁；7—辅助动力装置舱；8—水平安定面；9—垂直安定面；10—后货舱舱门。

6.4.4　机身上骨架元件与蒙皮的连接

机身蒙皮同骨架元件的连接有两种方式：(1) 蒙皮只与桁条相连(图 6－16(a))；(2) 蒙皮既与框相连，又与桁条相连(图 6－16(b))。

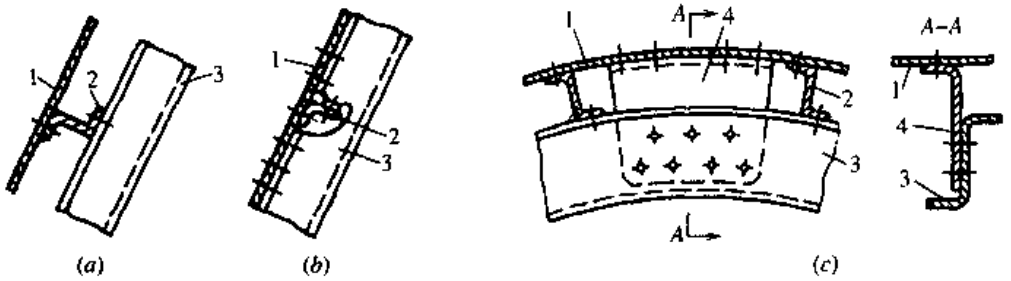


图 6-16　蒙皮同骨架元件的连接方式

1—蒙皮；2—桁条；3—框；4—补偿片。

这两种连接方式各有优缺点。当采用第 1 种连接方式时，只有纵向铆缝，能得到较好的蒙皮质量，从气动观点看，它要好一些。但是，由于蒙皮没有横向支持，承剪能力较差，需要通过增加蒙皮厚度来对其进行加强。为了克服这个缺点，有时采用专门的补偿片使框与蒙皮连接(图 6-16(c))。

经常采用的是第 2 种连接方式。在框上开一个缺口，使桁条通过。此种情况下，桁条可能不直接同框连接，也可能与框直接连接。如果与框连接，可以通过弯边连接，或者通过角片连接(图 6-17(a))。当框是加强框时，为了对框上的桁条缺口进行加强，采用专门的垫板(图 6-17(b))。这种蒙皮与骨架连接方式的缺点是蒙皮上有很多铆缝，另外，由于在框上开了缺口，框的结构较为复杂。但是，在一些具体的情况下，这种构造型式能使结构获得较大的刚度，重量更轻。

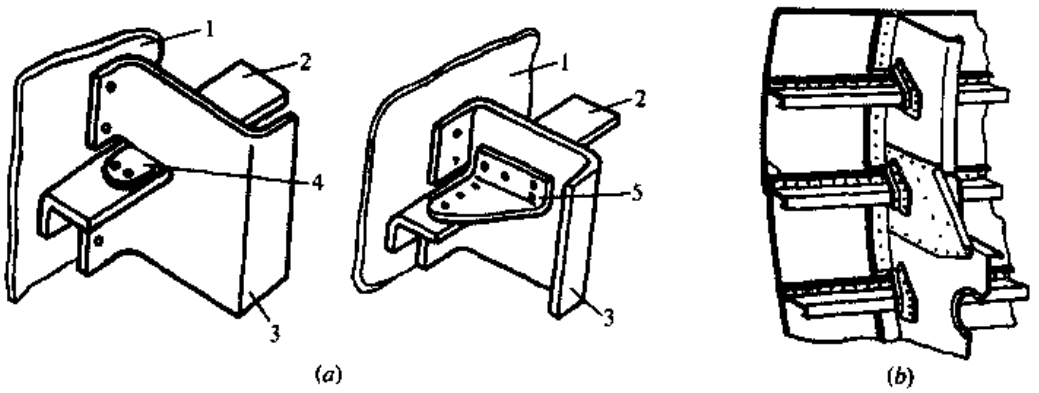


图 6-17　框与桁条的连接

1—蒙皮；2—桁条；3—框；4—弯边；5—角片。

6.4.5　机身上的工艺分离面和使用分离面

为缩短装配周期(特别是大飞机)，经常将机身沿长度方向分为几段，各段先在型架上单独装配，然后在机身总装型架上对接起来。

如果采用这种制造方式，需要在机身上设计工艺分离面。机身上的工艺分离面都沿框设置，在分离面处，所有纵向构件都被切断，为了能传递桁条上的轴向力，就要布置特殊的对接接头。

在有些飞机的机身上还设有使用分离面，如在机身内布置发动机、在飞机头部装雷达，为便于安装和维护，就要设计使用分离面。从使用角度看，在对接面上，对接点数越少

越好。但是，如果减少了桁条的对接接头数量，特别是在桁条式机身上，就会使机身增加重量。因此，在选取结构的对接点数时，应努力寻找一种最优的结构方案，使其兼顾使用要求和重量要求。

在桁梁式机身结构中，可拆卸的对接通过铰接接头实现，接头安装在桁梁上。铰接接头有“耳－叉”型、“叉－齿”型，或类似于机翼对接接头的型式。在桁条式和单块式机身结构中，可拆卸接头像整体机翼对接那样采用围框式对接接头和螺栓来连接。

为了方便在围框连接处进行对接，必须在对接前用导销（一般不少于3个，成120°角）使机身的连接部分同心。机身上的不可拆卸对接，即工艺对接，一般在对接框上进行。

6.5 其他部件与机身的连接

6.5.1 机身与机翼的连接

机翼与机身的连接方式取决于机翼结构的受力型式。整体式机翼的中央翼与机身的连接接头只需要把来自机翼的剪力 Q 及其他所产生的弯矩 M 和扭矩 M_t 传到机身上，因此，不需要在机身加强框上布置固接接头。无中央翼的梁式机翼与机身的对接需要在机身加强框上布置固接接头，以传递机翼的剪力、弯矩和扭矩。有中央翼的梁式机翼，由于弯矩在中央翼段上平衡，梁可以只与框通过铰接接头来承受剪力、扭矩和不对称弯矩产生的力偶和剪力。梁式后掠翼的机翼－机身连接与梁式直机翼的机翼－机身相似，但是，为了传递因后掠产生的分弯矩需要布置加强侧边肋，此加强肋应布置在机身上，机翼大梁的固接接头布置在侧边肋上，侧边肋本身固定在机身侧壁上，此肋是支持在机身框上的多支点梁。

图6－1(b)给出了多梁机翼与机身的连接情况。为了固定机翼，在6个加强框上安装了固接接头。在这些接头上又安装了梳状接头与机身内的大梁按受力关系连接在一起，左、右两边的大梁直接与承力框对接。

图6－18给出了带内撑梁的梁式三角机翼与机身的对接接头，其中内撑梁（主梁）、前梁和后隔板与机身固接。机翼内撑梁与机身加强框采用沿垂直方向的螺栓对接（详图Ⅲ），接头是双耳片，螺栓上有两个凸台。螺栓的非工作段直径明显小于工作段直径，这是为了减轻结构重量，提高疲劳寿命。在上、下两个水平耳片之间有一个垂直支柱，当梁的剪力传到框上时，它能改善耳片承受局部弯曲的能力。机翼前梁上的对接接头（详图Ⅱ）的上、下两个水平叉耳是承受弯矩的，垂直的中间耳片承受剪力。每个叉耳用垂直螺栓与大梁缘条上的耳片对接，垂直耳片与大梁腹板上的耳片用水平螺栓对接。图6－18中，详图Ⅳ上的叉形对接用一个垂直对接螺栓对接；详图Ⅰ上的对接接头的结构也是类似的；详图Ⅴ上的对接接头本身是一个装在框上的可调式齿形接头，从机翼翼肋一侧插入螺栓将接头固定。

图6－19(a)为旅客机机身中部与穿过它的中央翼和加强框的连接。剪力 Q 和扭矩 M_t 通过中央翼的前大梁和后大梁由机翼传到机身加强框上。为了保证框间中央翼大梁的连接，采用了模锻接头。

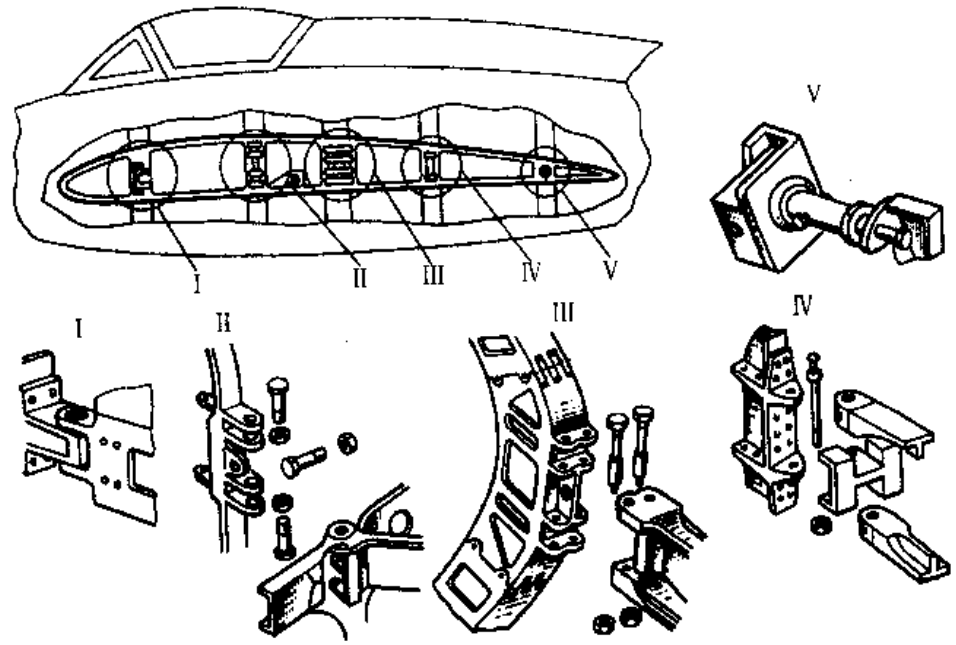


图 6－18　三角机翼与机身的连接方案

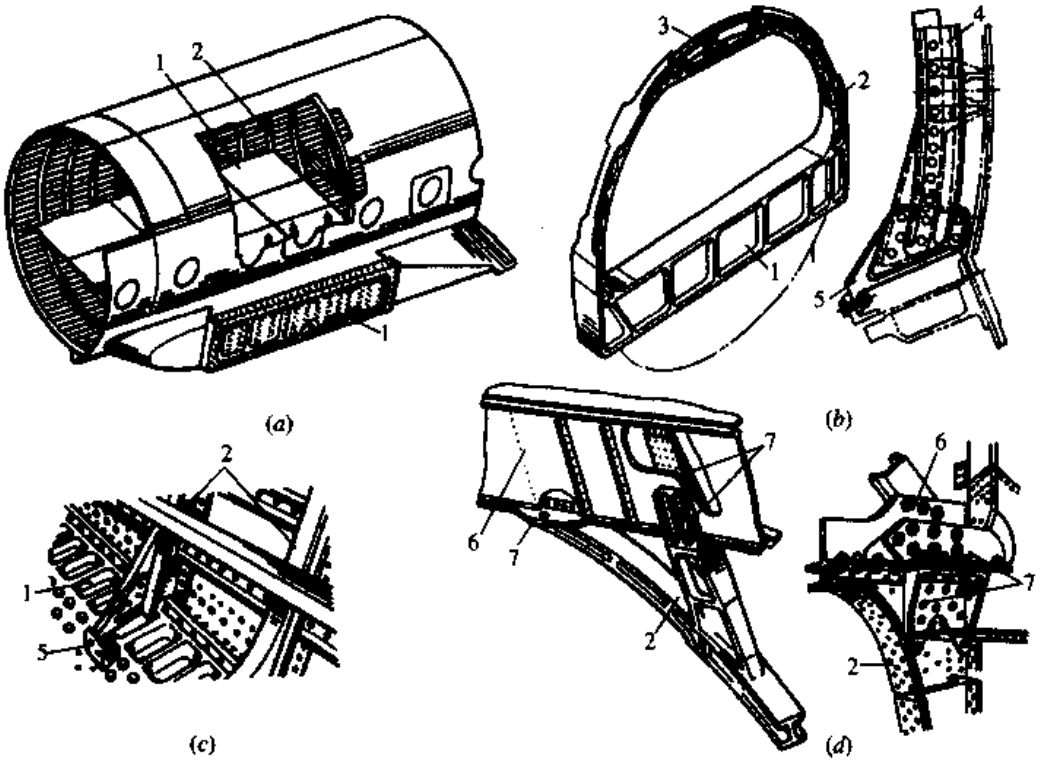


图 6－19　中央翼与机身的对接结构方案

1—中央翼；2—加强框；3—飞机对称面；4—模压件；5—齿形接头；6—大梁；7—托架接头。

图 6－19(*b*)为另一种飞机机身加强框同中央翼大梁的连接，加强框是拱形的。为了保证连接，设计了专门的齿形接头。框由两个很强的模压件在飞机对称面处对接组成。图 6－19(*c*)上给出的机翼中央翼与机身加强框的对接结构也相似。

图 6－19(*d*)给出了利用很强的托架接头实现中央翼与机身连接的方案，利用这些托架接头将大梁和加强框连接在一起。

6.5.2 尾翼与机身的连接

尾翼与机身的连接同机翼与机身的连接没有根本的区别，因为尾翼与机身连接接头上的承力构件所承受的载荷与机翼是一样的。也如同机翼连接接头一样，尾翼固定接头的结构在很多方面取决于尾翼的形式、位置、结构受力型式、机身的布局和受力型式。

6.5.3 起落架与机身的连接

起落架通常固定在机身加强框和(或)纵梁上，来自起落架支柱、作动筒和撑杆上的作用力和力矩要传到这些加强构件上。为了固定起落架支柱、作动筒、撑杆和锁，可以采用起落架舱，它由垂直腹板、水平加强板和两端的加强框组成，起落架支点的开口周围用加强构件(开口小时用型材、开口大时用梁或强度高的横梁)加强。

对前三点式或自行车式起落架，前起落架一般固定在前机身上。有时当机翼位置较高时，主起落架也可布置在机身上。

图 6-20 为一个前起落架舱，它是由相互连接的两个纵梁、梁两端的两个端框以及加强板组成的。在飞行中前起落架收到该舱内。梁由上下冲压缘条、腹板、垂直支柱、对角型材和垂直型材组成。梁通过型材固定在框上。纵梁上固定有前起落架支柱和撑杆的固定接头，内部压入轴承。

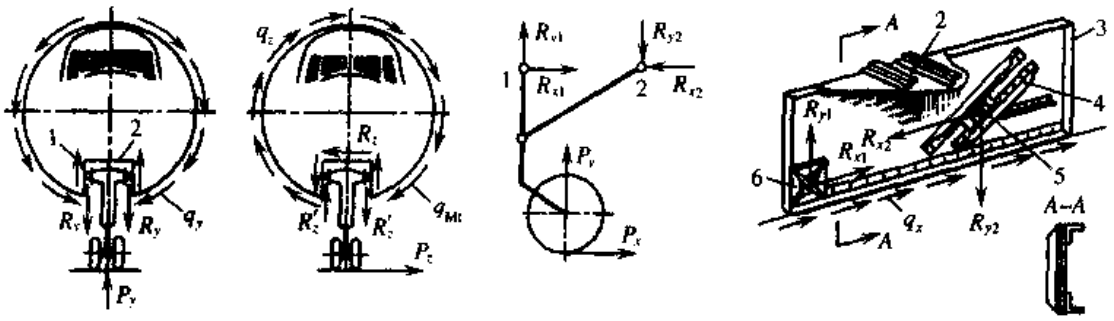


图 6-20 前起落架在前机身的连接结构方案

1—纵梁；2—加强板；3—垂直型材；4—对角型材；5—撑杆的固定接头；6—前起落架支柱固定接头。

6.6 机身开口处的结构型式

为满足飞机的使用性和维护性要求，在机身上有许多开口，以便可达布置在机身内部的飞机部件和发动机，能检查它们的工作状态，对它们进行技术性维护和修理。

机身上还有一些开口是为安装起落架、货舱、乘员座舱盖、门和舱口、座舱玻璃窗等。

开口的结构型式取决于机身结构受力型式和开口的尺寸，还取决于是否要切断机身上的承力构件、根据使用条件能否使用受力口盖等。

例如，在桁架式机身上，如果开口没有破坏桁架的完整性，就不需要对承力构件进行加强；如果破坏了桁架承力构件的完整性，被削弱的结构就要靠布置辅助构件进行补强，从而保证开口区域桁架的强度和刚度。不允许在桁架的上、下缘条上开口。

在薄壁梁式机身上，开口的结构型式有以下几种。

(1) 用于观查窗、加油口等处的小开口。如果这种小开口不破坏承力结构的完整性,以框架形式沿开口周围加上刚性垫板(如同在机翼上),开口处采用快卸螺钉口盖盖上。

(2) 对装在机身上的部件进行技术维护的中型开口,它破坏了机身受力构件的完整性,需要采用与机身上总体受力构件连成一体的承力口盖。这种口盖用螺钉沿开口周边固定在机身承力构件上来保证口盖与蒙皮共同受剪(受扭时)或受拉压(受弯时)。

(3) 用于驾驶舱盖、舱门、起落架舱、货舱等处的大型开口,因为使用条件的限制而不能采用同机身受力结构连成一体的承力口盖,在开口端部用腹板式加强框加强,在开口两侧布置加强桁梁。

图 6-21 给出了大型货舱开口的结构。一般情况下,由后机身传来的载荷有:剪力 Q_v 和 Q_h、弯矩 M_z 和 M_y、扭矩 M_t。

剪力 Q_v 被两侧的剪流 $q_{Q_v} = Q_v/2H_{side}$ 平衡,而 Q_h 只与上半圆上的剪流 $q_{Q_h} = Q_h/B$ 平衡。为了在开口边界通过剪力把 $1/2Q_h$ 从下半圆转移到整个上半圆,就需要有一个能受剪的腹板式加强框。

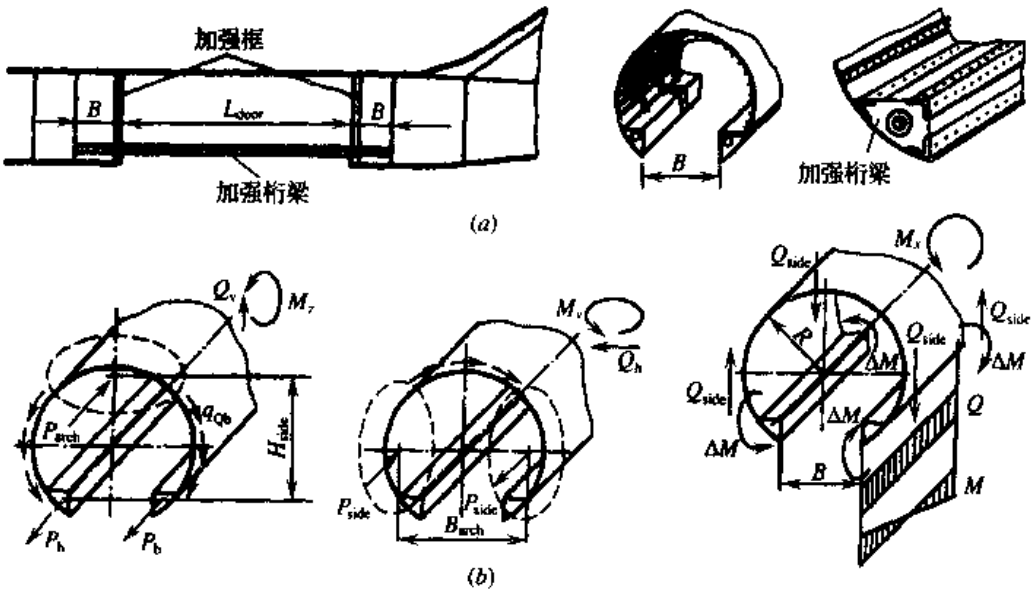


图 6-21 机身大开口处的结构受力型式及受力分析

(a) 机身大开口结构型式; (b) 受力分析。

弯矩 M_z 被在机身背部的力 P_{arch} 和纵梁上的力 $2P_b$ 以力臂 H_{side} 的力偶平衡,而 M_y 被侧面力 P_{side} 以力臂为 B_{arch} 的力偶平衡。

开口边缘上的扭矩 M_t 通过加强框转变为臂长 $B_1 \approx 2R$(更准确地说,B_1 是两侧加强板刚心之间的距离)上的力偶 Q_{side};每个侧面如同工字梁一样承受由于力 $Q_{side} \approx M_t/(2R)$ 而产生的剪力和弯矩。由于力 Q_{side} 的作用,在侧壁上会引起剪流 $q_{side} \approx Q_{side}/H_{side}$ 和弯矩 ΔM,弯矩在开口两端处最大,为 $\Delta M_{max} = 1/2(Q_{side}L_{door})$;然后在与开口宽度 B 相等的长度 B 上由开口两端向两侧逐渐减小。由于附加弯矩 ΔM 的作用,纵梁上还要加上正应力 $\sigma_b = \Delta M/(H_{side}f_b)$,其中 f_b 为纵梁截面面积。考虑到承受 M_z 时由于 P_b 而产生的应力,就需要增加纵梁构件的横截面面积。为了使梁在受压时不失稳,还要提高纵梁的刚度,为此要选择闭合的横截面形状,而且横截面尺寸要大。典型的纵梁剖面是由角上的 3

根型材和周围的蒙受形成的(图 6-21(a))。这种形状的梁的重量并不大,但能保证必需的刚度,经常用在大开口的两边。由 M 图可知,纵梁的长度并不是刚到开口处为止,它由开口处向两侧各延长 B 的长度,此处纵梁的 M 值降为零。

轻型机动飞机上的驾驶舱盖两端有加强框,而且这两个端面(或其中的一个)还用来承受前起落架支柱的载荷 R_y,并构成起落架舱端面壁板和密封舱端面壁板,另外在纵向还有构成座舱盖下方加强构件的桁梁(加强桁条)。开口上方盖有座舱盖,它只承受由压差 Δp 和气动力产生的局部载荷。乘员在两人以上的客机、运输机和其他类型的飞机上,座舱盖开口周边用大梁和横梁构成的刚性框架来加强。

6.7 机身舱段主要结构的受力分析

机身舱段是指独立的、设有专用设备的、用于完成特定功能的机身段。它包括乘员舱、客舱和货舱。

对于大多数现代飞机来说,机身上的各种舱都是密封的,都承受附加的压差载荷 Δp,乘员座舱和乘客舱是隔热隔音的,并装有生命保障系统。

6.7.1 气密舱

图 6-22(a)给出了单座飞机气密舱的外形和截面形状,在图 6-22(b)中给出了现代客机的气密舱(封闭的隔舱)的形状。

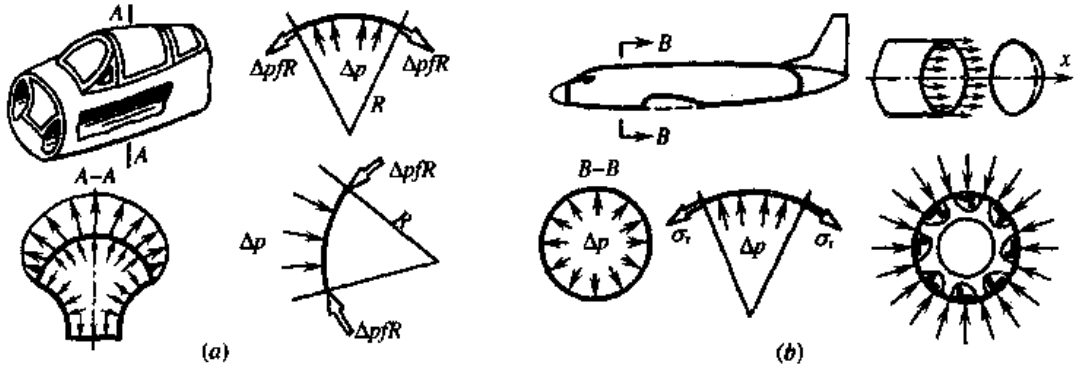


图 6-22 飞机气密舱及其受载分析

在内压 Δp 作用下,气密舱蒙皮因其曲度不同而承受分散的拉(压)力 ΔpRf。在这些力的作用下,在机身蒙皮的纵向截面上产生应力,即

$$\sigma_t = \Delta pfR/\delta_{sk} \tag{6-2}$$

如果圆筒形气密舱带半球形气密框,则内压差会在蒙皮上引起轴向应力,即

$$\sigma_x = \Delta pf\pi R^2/(2\pi R\delta) = \Delta pRf/(2\delta) \tag{6-3}$$

式中 R——气密舱曲率半径;

f——安全系数;

δ_{sk}——蒙皮的厚度;

δ——蒙皮的等效厚度,它考虑了与蒙皮一起受力的桁条。

由式(6-3)可知周向应力 σ_t 是轴向应力 σ_l 的两倍。但是，轴向应力 σ_x 在机身背部处可能与机身的总体弯曲应力相叠加。由于内压的作用，框还承受径向力。如果机身(封闭隔舱)是圆筒形的，这些力在框上可以自身平衡。

在气密舱外形发生转折处，如在圆柱形部分与底部的对接处，载荷非常严重，此处要求布置加强框。加强框有两种：平面加强框和球面加强框，在条件和尺寸相同的情况下，平面密封框的结构重量较大，因为平面框在内压作用下还要承受弯曲。图 6-23 给出了球面密封框的典型结构方案和与圆柱形部分对接结构的典型方案。

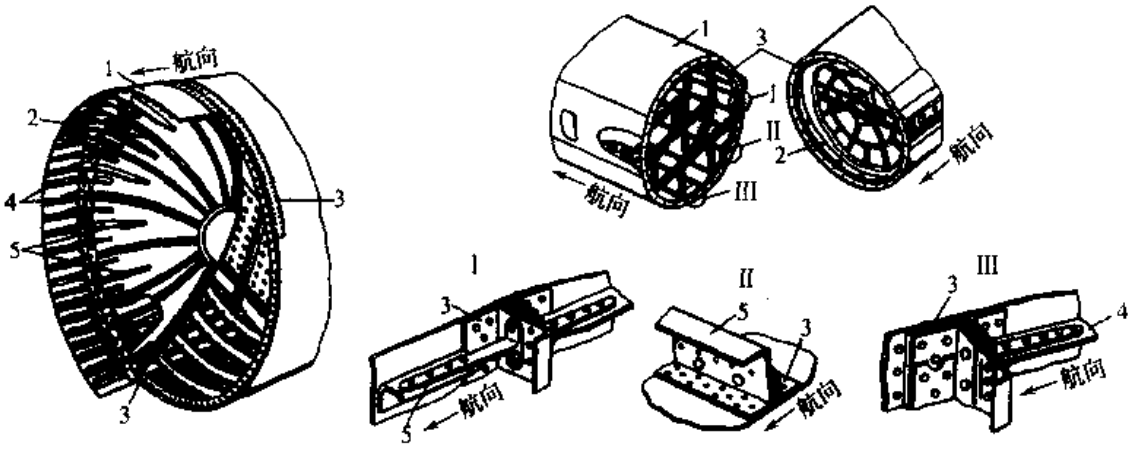


图 6-23 气密舱球面框结构

1—机身；2—球面框；3—加强框；4—桁条；5—接头。

气密舱内需要密封的地方有：各骨架构件与蒙皮的对接处(铆接和螺栓连接)；蒙皮与壁板之间；飞机和发动机操纵系统的拉杆和钢索在座舱内的进出口处；飞机动力系统(液压系统和冷气系统)和空调系统的导管、电缆束；座舱盖口和应急出口；舱口和窗口也应进行密封。通常采用液体密封胶、密封胶带、密封油进行密封。铆接缝处一般不少于双排铆钉。

图 6-24 给出了客机机身气密舱的横截面形状。在机身(蒙皮和密封底部)上应进行密封的地方，螺栓和铆钉连接采用过盈配合或采用膨胀铆钉。在机身内、外表面上，在空气可能通过纵向和横向对接处泄漏的地方，应涂上专门的液体密封胶。图 6-25 给出了多种蒙皮与纵横向加强构件密封对接结构。

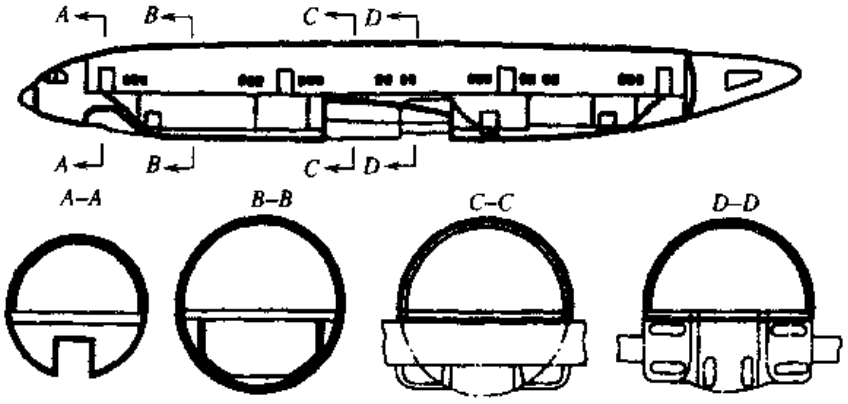


图 6-24 旅客机密封舱的剖面形状

密封最困难的地方是飞机操纵系统拉杆和钢索从气密舱的出口处。在这些地方，拉杆是往复运动的，为此采用了波纹橡胶软管，它的一端通过法兰盘固定在舱壁板上，另一

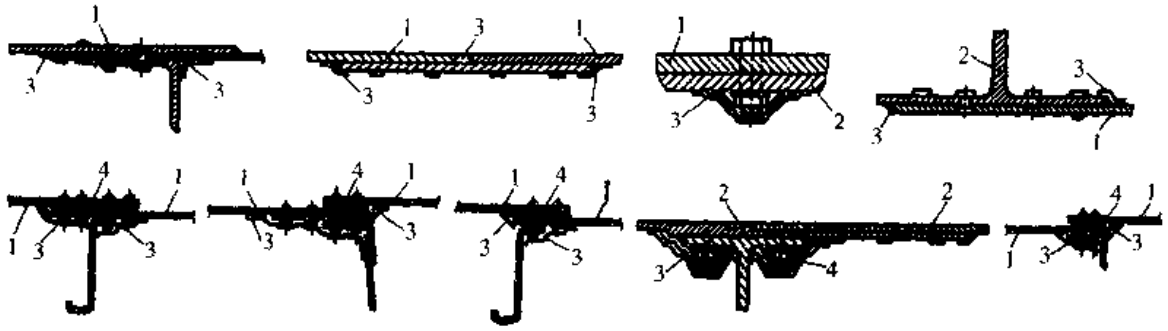


图 6-25　蒙皮与纵横向加强构件密封对接结构

1—蒙皮；2—壁板；3—密封胶；4—密封胶带。

端固定在拉杆上，软管外部是能限制软管压挤的钢环(图 6-26(a))。此时在操纵拉杆上附加了一个大小为 Δpf 的力，其中 f 为波纹软管的横截面面积，Δp 为座舱的内压。

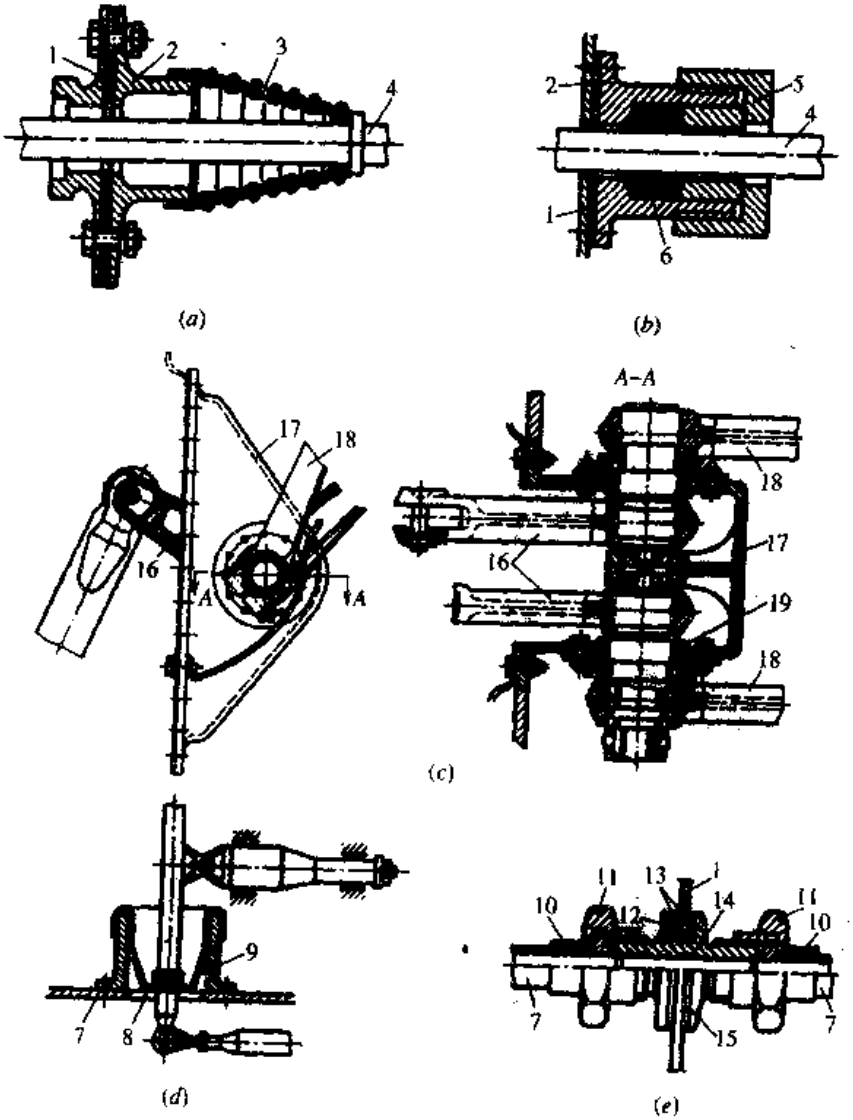


图 6-26　操纵杆系出口处的密封方案

(a) 橡胶软管；(b) 橡胶活塞；(c) 转动转接；(d) 织物；(e) 往复转接。

1—座舱壁板；2—法兰盘；3—软管；4—拉杆；5、11、12—螺帽；6—石墨-石棉填料；7—导管；8、15—凸缘；9—织物；10—管接头；13—密封圈；14—转接管；16—摇臂；17、18—密封出口壳体；19—密封垫。

当波纹软管的变形不能满足操纵拉杆行程的要求时，可采用拉杆或钢索通过压在壳体内的橡胶塞的密封出口形式(图 6－26(*b*))。这种结构增加了操纵系统中的摩擦力，摩擦力和密封质量在很大程度上取决于填料的状态和螺帽的压紧程度。考虑到做往复运动的拉杆在密封出口处有这样的缺点，在密封出口处可采用做旋转转接的结构方案(图 6－26(*c*))。

图 6－26(*d*)给出了操纵拉杆下端的密封出口。这里使用了不透气的织物来密封，它通过凸缘固定在拉杆上和舱板上。各种系统导管出口用专用的转接装置密封(图 6－26(*e*))。

各种功能的电缆束按功能分组后通过插塞接头引到气密舱外，为了使用方便，接头上印有编码。这些接头安装在舱壁板上。

6.7.2 舱盖结构

对可打开的口盖和舱门，采用橡胶型材来密封(这些橡胶型材起密封和隔音作用)，而舱盖的密封采用充气橡胶软盘，它们沿舱盖下面一圈被叠放在专用盒形件中，也放在舱盖下的加强板上。向软管中加上压力为 0.15MPa ~ 0.20MPa 的空气，软管膨胀，将舱盖与舱盖下加强板的对接处密封。

舱盖是一个装有机玻璃或硅酸盐玻璃的金属框架结构。玻璃与金属骨架接合部的密封采用弹性橡胶垫、胶带和密封胶(图 6－27)。金属骨架具有较高的刚度，玻璃在座舱盖变形时应不会出现裂纹。玻璃在骨架上不应是刚性固定(利用上面提到的弹性垫)，以便

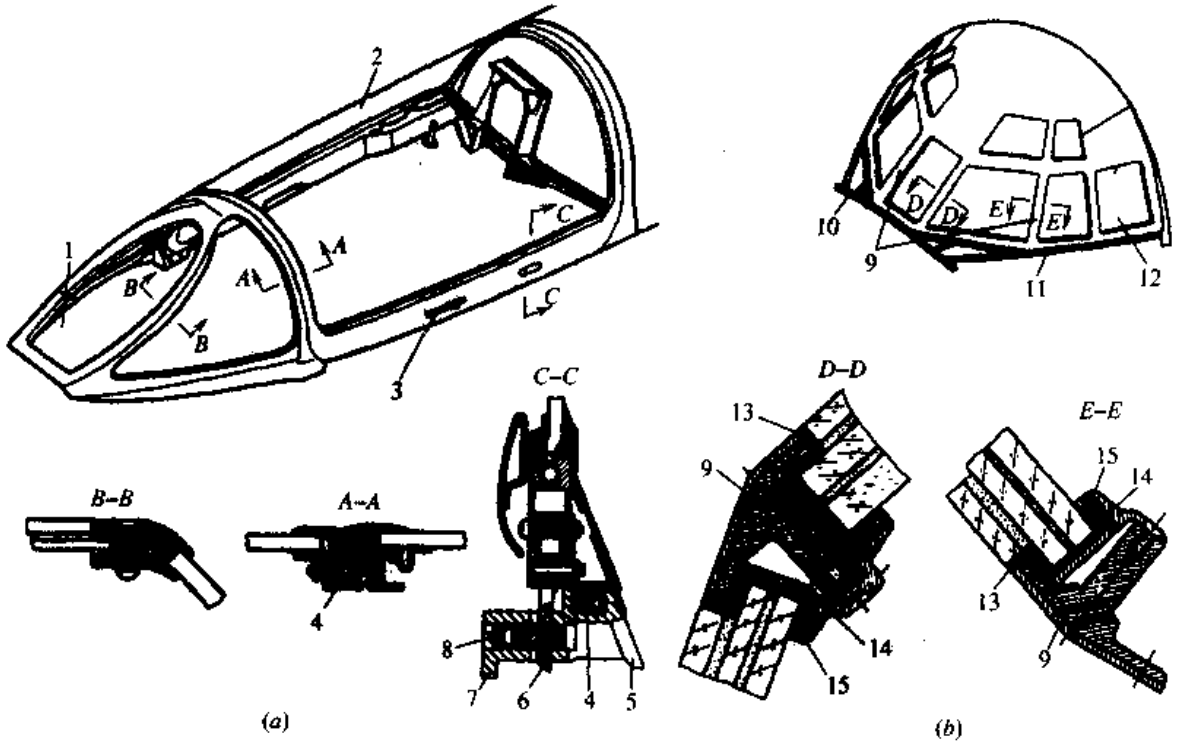


图 6－27 座舱盖和玻璃固定连接的结构

(*a*) 战斗机座舱；(*b*) 旅客机座舱。

1—前风挡；2—座舱盖；3—手柄；4—充气密封管；5—加强板；6—铰链；7—舱盖锁；8—销子；9—框架；10—框；11—梁；12—通风舱；13—密封胶；14—压条；15—橡胶垫。

保持玻璃的完整性。

歼击机座舱盖通常由前风挡和可翻开或滑动的部分组成，以方便飞行员出入座舱，并能在应急情况下利用弹射座椅离开飞机。为了防止前面玻璃出现水气和结冰，采用热空气或电加热来加温。

前风挡玻璃应能承受相应于外界限制速压 $\rho V^2/2$ 下座舱的最大压差 Δp_{max}，同时也要能承受在低空飞行时可能的鸟撞而产生的冲击载荷。

图 6-27(a)给出了战斗机的座舱盖。舱盖的可翻开或滑动部分应能承受由于座舱内压作用在座舱盖上产生的载荷和当气流流过座舱盖时在座舱盖上方造成真空后所产生的载荷。这些载荷值较大(舱盖面积较大)，为此对座舱盖与机身的连接接头的结构提出了更高的要求，也就是对固定在座舱盖下方加强板上的舱盖锁提出了更高的要求。作用在座舱盖和座舱盖下方加强板固定接头上的附加载荷还有座舱盖密封软管的压力。舱盖通常是(顺航向)由左向右打开。

应急抛放舱盖时，从两侧将把座舱盖固定到机身上的舱盖锁的铰链脱开到座舱盖下方加强板的槽中。座舱盖本身在座舱盖抛放系统作用下向座舱上方抛出并受迎面气流影响顺其向后侧运动，因此不影响飞行员的弹射。

图 6-27(b)给出了被广泛采用的客机(运输机)飞行员舱盖结构。舱盖骨架由几段框架组成，它们之间用螺栓连接起来。骨架缘条下面的杆靠在座舱盖下方的梁和框的外缘上，并通过接头固定在上面。座舱盖玻璃由正面 3 块带加温元件的硅酸盐玻璃、侧面 2 块有机玻璃、上面 4 块玻璃和 2 块活动的小通风窗组成，所有玻璃均从座舱里面安装，用螺栓和压条固定在座舱盖骨架上，并涂上密封胶，垫上橡胶垫。在这种情况下，内压 Δp 有助于提高玻璃的密封性。

6.8 地板结构

地板由地板骨架的纵梁、横梁和安装在骨架上的壁板组成(图 6-28)。

横梁一般采用工字形挤压型材。横梁支持在框上。当地板上的设计单位载荷较大时，这些梁要靠纵梁和垂直支柱来支承，骨架的纵梁同时还可以作为安装和固定座椅的导轨。地板本身由多块壁板组成，它们用螺栓固定在骨架上。当地板和机身受到使用载荷作用时，由于刚度不同而引起变形不同，这就要求在结构上采取各种措施使变形协调。最简单的方法就是使用橡胶条减震。此时，在框的横梁上贴上厚度为 1.5mm ~ 2.0mm 的橡胶条。技术上比较复杂的方法是，通过铰接接头把地板骨架固定在机身框上。

地板的壁板是由上、下面板和轻质芯材组成的夹层结构，芯材可以是泡沫塑料、轻质木材或其他材料，它们用特制肋条加强以提高刚度。图 6-28 上地板的壁板在结构上是由厚度为 1.5mm ~ 3.0mm 的两层板材加上中间充填的泡沫塑料组成，并用层合板隔板加强。地板的壁板周边镶有木质板条。这样的壁板用专门的锁固定在骨架上。有些地板沿纵梁通过位于纵梁下的宽垫片用螺栓将壁板固定在梁上，托板螺帽位于地板骨架上。

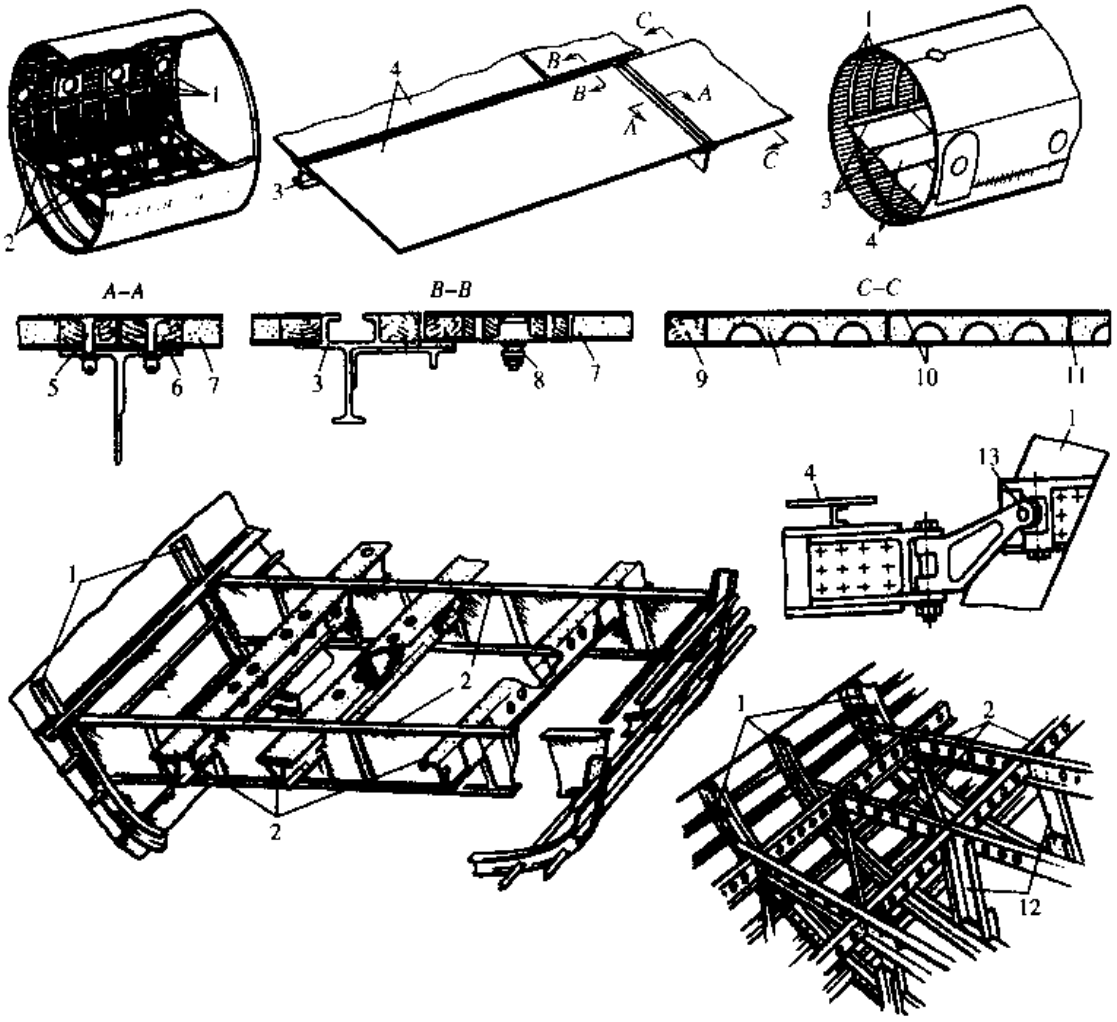


图 6－28　地板结构方案

1—框；2—横梁；3—纵梁；4—地板；5—螺栓；6—橡胶条；7—泡沫塑料；8—锁；9—木质板条；10—双层胶合板；11—隔板；12—垂直支柱；13—铰接接头。

第 7 章　机身结构设计

在机翼结构设计一章中，介绍了翼面类结构设计的理论和方法，已掌握了薄壁结构设计的一些基本方法。本章将根据机身结构的特点，主要介绍机身结构设计的一些基本原理和方法。本章内容包括机身结构型式的选择和主要受力构件的布置、机身典型元构件的设计、薄壁结构开口区的结构设计等内容。

机身结构设计受机身内部装载的要求和与其他部件的协调的影响较大，因此机身结构设计不能仅考虑结构受力本身，还要综合考虑其他各方面的因素。

7.1　机身结构型式的选择

7.1.1　机身的内部布置

机身内部布置是指将飞机使用技术要求规定的各种载重、燃油等合理地布置在机身内，同时协调机身与机翼、尾翼、起落架等部件的关系，并保证它们的相对位置，这些布置是在总体设计阶段协调安排确定的。

机身的内部布置应该满足机身断面形状与尺寸大小沿纵轴的分布符合气动布局的要求，同时还要满足飞机对于重心的要求。对机身结构设计而言，机身的内部布置和机身与其他部件的连接往往决定了机身主要传力元构件的布置。

在布置机身里的各种载重时，除了满足它们本身工作所需的位置外，还必须满足它们的使用、检测、维护、更换等要求。而这类要求对机身结构设计的影响较大，如空勤人员、旅客、货物、炸弹等都需在机身结构上开很大舱门，电子设备、军械、发动机附件等都要经常检测、维护，有些是每一个起落都要检查的，这都要求能方便地接近它们。在大型飞机上，各类需要检查维护的载重绝大部分都可从机舱的内部接近，机体上只有空勤、旅客出入的舱门和货物的装卸舱门即可。而在歼击机上，都必须在机身壳体上开很多大小不一的检查窗口。机身上的这些舱门与检查窗口对其结构的布置有很大的影响。

7.1.2　机身结构型式的选择

从机身的总体受力来看，机身是支持在机翼上的一个管梁，其弯矩和扭矩的分布是决定机身结构型式的重要参数之一，因此在选择机身结构型式时要做出机身的内力图(图 6-3)。

现代飞机的机身结构型式有 3 种：桁梁式、桁条式和硬壳式。

桁梁式结构上桁梁的截面面积很大，蒙皮很薄，长桁很弱。这种结构型式适合于大开口、小载荷的情况。

桁条式结构也称为半硬壳式结构，其结构特点是长桁较密较强，蒙皮较厚。这种结构适合于小开口、中等载荷的情况。

硬壳式结构为厚蒙皮结构，几乎没有纵向构件，其外形和刚度好。这种结构适合于无开口、大载荷的情况。

所谓载荷的大与小是相对的，可以仿照相对载荷的定义来定义机身的相对弯矩 $\bar{M}_z$ 和相对扭矩 $\bar{M}_x$，即

$$\bar{M}_z = \frac{4M_z}{D_{\text{eff}}} \tag{7-1a}$$

$$\bar{M}_x = \frac{2M_x}{D_{\text{eff}}} \tag{7-1b}$$

式中 D_{eff}——机身的当量直径，如图 7-1 所示。

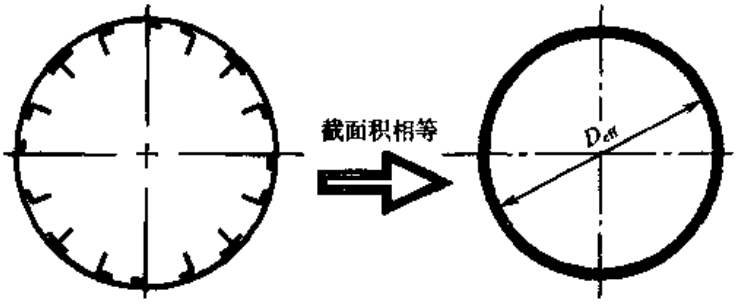


图 7-1 当量直径的定义

按照机身结构型式的特性，可按表 7-1 初步选择机身结构型式。例如，对军用战斗机，从机身的内力图(图 6-3)可以看到前机身扭矩很小，弯矩不大，通常前机身是仪器设备舱，需要大开口，所以采用桁梁式结构；中机身弯矩和扭转较大，开口较小，采用桁条式结构。对民用飞机，全机身都有小开口(如窗)，所以基本上都采用桁条式结构。

表 7-1 机身结构型式的选择

相对弯矩 $\bar{M}_z$	相对扭矩 $\bar{M}_x$	开口情况	结构型式
小、中	小	大开口	桁梁式
中	中、大	小开口	桁条式
中、大	大	无开口	硬壳式

7.2 机身主要受力构件布置

总体设计初步确定了机身的内部布置和机身与其他部件的连接协调关系，有了一张机身开口布置图，它给出了机身上主要开口的位置、形状、大小和开口特性。同时机身布置图上还应指明机身的设计分离面和连接特性(图 7-2)。有了装载布置与机身机翼、机身尾翼、机身起落架的初步结构协调后，实际上已经初步形成一个机身的集中力载荷分布图。此机身开口与集中载荷分布就是机身受力构件布置的依据。

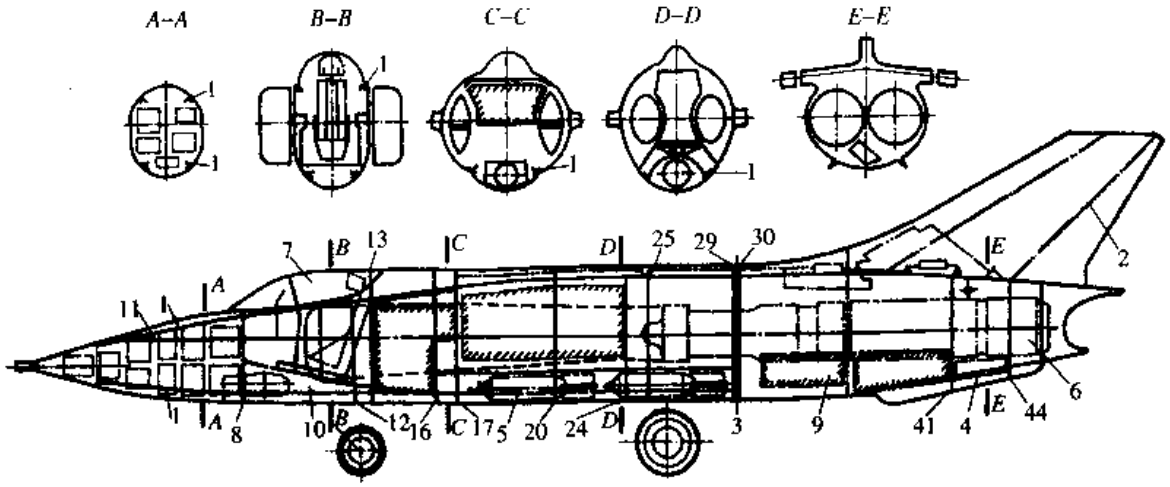


图 7－2　某强击机机身内部布置与主要受力构件的布置

1—前机身桁条；2—垂尾安定面的后梁轴线；3—机身设计分离面；4—减速伞舱；5—炸弹舱；6—发动机；7—驾驶舱；8—加强框(8、12、13、16、20、24、25、29、30、41、44 号，其中 24 号加强框为机翼主梁对接框；17 号为机翼前梁对接框；41 号为全动平尾对接框；44 为与平尾和垂尾相连的加强框；29、30 为工艺分离面加强框)；9—油箱；10—前起落架舱；11—设备舱。

机身受力构件布置主要是指横向构件(加强框、普通框)、纵向构件(长桁、桁梁、纵向加强壁板、加强长桁)以及蒙皮的布置。其中主要是布置加强框、加强长桁、桁梁与纵向加强壁板，这些加强件布置好后，其余结构元件就容易安排了。

一、加强框的布置

机身上的框分为加强框和普通框两种。

加强框主要承受框平面内的集中力，并分散传到机身蒙皮上，因此机身上每个较大的横向集中力作用处都需要布置加强框，需要布置加强框的地方有：(1) 大集中力作用处(如机翼梁接头处)；(2) 大开口的两端；(3) 设计分离面前后；(4) 气密增压座舱端框。加强框的数目应尽量少，布置加强框必须遵循“一框多用”的基本设计原则。例如，让一个加强框承受几个集中力，或者是受集中力的同时还作为增压座舱、燃油舱的端框；也可以是只在受较大集中力处布置一个加强框，而把其附近的较小的集中力通过过渡构件传到加强框上。

一框多用的例子很多，如图 7－2 所示，强击机的 17 框两侧是机翼前梁连接点，又是炸弹挂梁的前支点，24 框两侧是机翼主梁的连接点，下部也安装了外挂弹架，29 框、30 框是前后机身对接框(两者通过 18 个纵向螺栓连接成整体)，在 29 框上还装有 2 个发动机推力接头、4 个传递发动机质量力的悬挂接头，炸弹挂梁的后接头也装在此框上。除上述较大的集中力之外，像减速作动筒、炸弹舱操纵机构等较小的集中力都作用在这个框上。30 框位于后机身前端，它将机身蒙皮的剪流集中到 18 个连接点上，同时它还保证后机身移开后的刚度，所以它也做得比较强些。

机身普通框是在加强框布置好以后进行的，它的布置主要取决于框之间的间距。从结构强度的观点看，它们是长桁和蒙皮的支点，因而普通框的间距对长桁的总体失稳临界应力和蒙皮的临界应力有较大影响。因此普通框的间距与长桁的截面或蒙皮的厚度有一定关系，一般歼击机的间距为 300mm 左右，大型飞机的框间距在 350mm～500mm 范围内。因此普通框的间距根据统计数据或原准机确定，然后再根据机身内部

安装需要做些调整。

二、桁梁的布置

在桁梁式机身结构里，桁梁是用来承受机身弯曲正应力的。由于机身弯矩 M_z 和 M_y 基本上属于同一个数量级，因此在充分考虑开口的需要后，桁梁一般布置在机身剖面的4个象限的中间，即 ±45°附近(图 7-3)。桁梁沿纵向一般等幅布置，这样桁梁是单曲度梁。也有水平布置的，但此时的桁梁是双曲度梁。

因桁梁受有较大的轴力，故应通过开口等的协调，使桁梁尽可能保持连续不断并避免急剧转折。如果桁梁确实不可能连续布置，则在中断处需布置参与段(图 7-4)。如果桁梁必须转折，则在桁梁转折处布置框，以承受转折引起的轴力分量(图 7-5)。当然这些措施必定增加结构的重量。

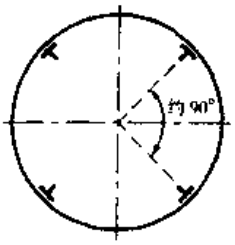


图 7-3 桁梁的布置

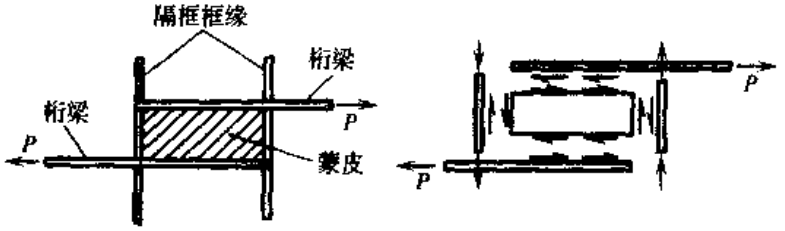


图 7-4 桁梁错位的设计方案

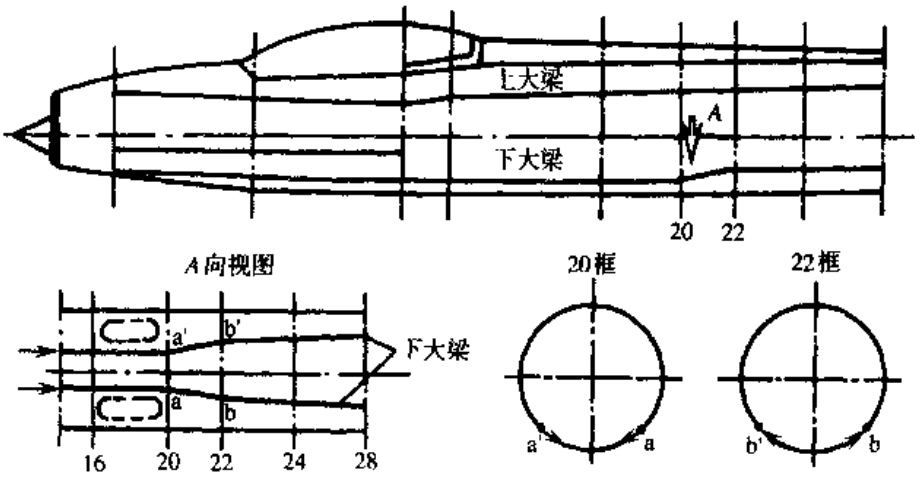


图 7-5 桁梁转折的传力

三、桁条的布置

机身上的桁条分为加强桁条和普通桁条。

布置加强桁条，一是为了传递平行于机身纵轴方向的集中力，二是在机身的背部(上零纵)和腹部(下零纵)，以承受机身的弯矩 M_z。作用在机身的纵向集中力，如机身减速板、机翼接头、尾翼接头、发动机推力接头等处的纵向载荷分量，需要通过加强桁条扩散到机身上。加强桁条的长度视集中力扩散需要而定。加强桁条布置的原则也是“一件多用”，以减轻结构重量。

普通桁条在桁条式机身结构上布置比较密，它们与蒙皮组成承力壁板，是机身抗弯的主要元件，所以从结构受力上看，就是要合理选择长桁的间距、截面形状，使之与蒙皮组合成结构效率较高的壁板，在设计的初始阶段可按原准机或统计数据来确定长桁的间距与

截面形状。现代歼击机长桁间距一般在 80mm ~ 150mm 之间，轰炸机、运输机一般在 150mm ~ 250mm 之间。长桁的纵向布置应尽可能按等角辐射线布置。机身截面尺寸变化较大时，可以逐渐改变桁条的数目来保证长桁的间距。

四、蒙皮的布置

现代飞机机身蒙皮材料基本上是轻质合金。对于飞行速度 $M < 2.5$ 的飞机，机身蒙皮大多采用铝合金，设计蒙皮时，可以选用现成的各种标准厚度的铝合金板材；对于飞行速度 $M > 3$ 的飞机，在受热影响较大的部位机身蒙皮采用钛合金或不锈钢板材；对于某些轻型飞机，采用复合材料蒙皮。随着高性能复合材料设计和制造技术的成熟，越来越多地使用复合材料蒙皮。

机身蒙皮厚度的分布与其受力大小有关。一般机身中部受力大，两头受力小，故中部蒙皮比两头的厚。但是，蒙皮厚度的分布不能完全按机身总体载荷来布置，还必须考虑工艺制造、供货来源、生产成本等因素。不能把蒙皮做成很多小块，小块蒙皮的连接不但会增加工艺上的困难，还会因增加了连接接头而使机身的重量增加。成品板材的厚度有一定的规格，不能按载荷要求设计成任意厚度，所以机身蒙皮的厚度在很大面积上是不变的，同一厚度的蒙皮其尺寸大小还受板材供应和蒙皮成型设备大小的限制。图 7-6 是某轰炸机机身蒙皮厚度的分布图。

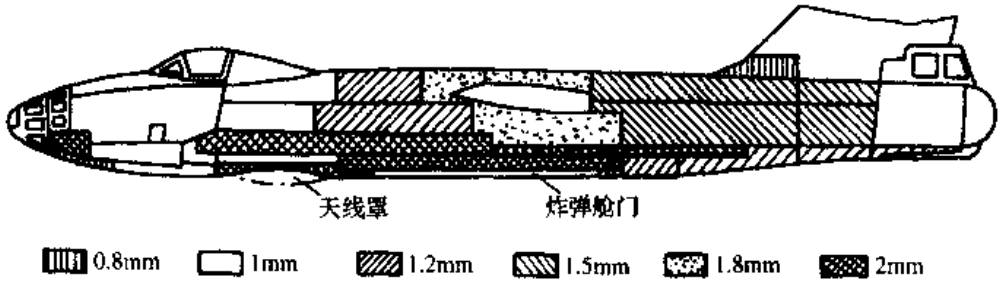


图 7-6　某轰炸机机身蒙皮厚度分布

确定蒙皮厚度考虑的其他因素还很多，如大开口（口盖不参加总体受力）周围蒙皮得加厚；旅客机增压座舱部分的蒙皮为了降低应力水平而增加蒙皮厚度；机身扭转刚度对尾翼颤振有影响，所以颤振分析的结果也会使蒙皮厚度改动；受热影响的部位（如发动机喷流影响区）可能还得用不锈钢做蒙皮等。

7.3　加强框的设计

在布置好机身的纵向、横向构件与蒙皮等元构件后，就可以进行元构件的设计。机身元构件的设计要求和设计方法与机翼元构件相同，一般先按照工程估算方法确定元构件的初始值，然后进行有限元数值分析，再修改设计，如此循环迭代直到满意为止。如有条件可进行优化设计。应该注意到机身结构比较复杂，用一般工程梁理论计算的结果与实际情况的相对差别较大。除加强框以外，机身主要元构件的设计与机翼的元构件的设计基本相同，因此机身主要元构件中，只介绍加强框的设计。

第 6 章对框进行了传力分析，介绍了加强框的 3 类型式：刚框（环形）式、腹板式（包括球面框）和构架式。加强框主要承受其框平面内的载荷，并将载荷传给机身蒙皮。框在各

种载荷作用下处于平衡状态。加强框的结构重量比较大，设计的好坏对机身的结构重量有很大影响。

加强框的结构型式和参数与机身外形、内部装载布置、集中力的大小和性质以及支持它的机身结构的特点有密切关系。由于在现代飞机上已经不采用构架式框，所以本节不介绍构架式框的设计。

7.3.1 刚框式加强框

刚框式框也被称之为环形框。当必须留出机身内部空间时，采用刚框式框。运输机的绝大多数框是刚框式框。

刚框式加强框(图 6－13(a))由内缘条、外缘条、腹板、支柱等元件组成。根据这 3 种元件的构成情况不同，刚框又可分成组合式、整体式和混合式 3 种。组合式刚框由挤压型材弯制的缘条、腹板及支柱铆接而成；整体式刚框是用整体锻造毛坯经机械加工而成；混合式刚框是上述两者的组合。

一、框的内力

环形刚框在集中法向力 P、集中切向力 T 和集中力矩 M 作用下和蒙皮剪流的支持下处于平衡状态。如果将环形刚框近似为等截面的圆环，则刚框内力的大小分布如图 7－7 所示。

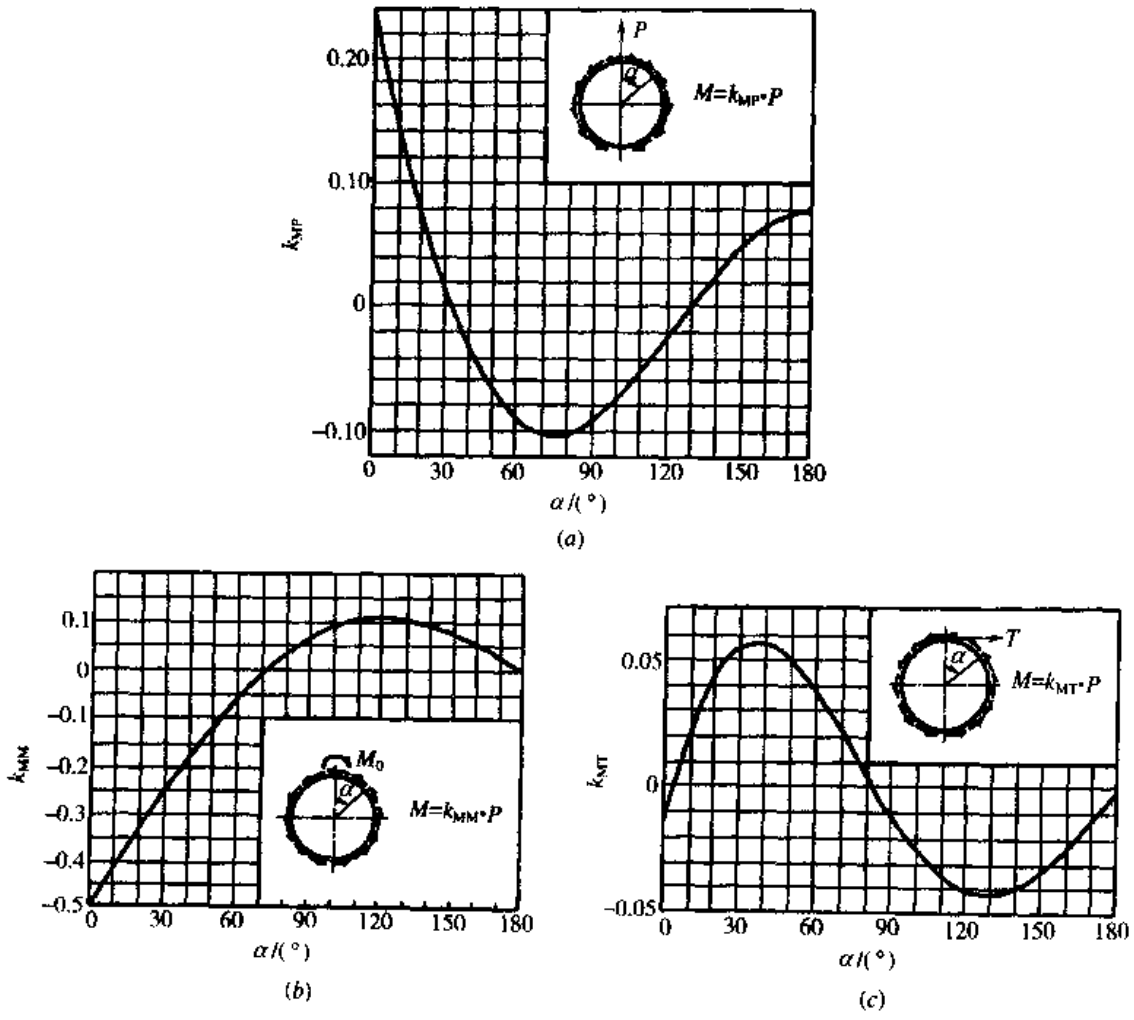


图 7－7　环形刚框在集中力作用下的内力分布

从图 7－7 的弯矩分布大致可得出以下两点结论。

(1) 在法向集中力和集中力矩作用处，框缘截面的弯矩值最大。

(2) 法向集中力和切向集中力相比，前者产生的弯矩较大，其最大值为 $RP/4$，而切向集中力产生的最大弯矩值约为 $RT/16$。因此，当 $T=P$ 时，法向集中力产生的最大弯矩值为切向集中力产生的最大弯矩值的 4 倍。

这两个结论给我们布置刚框的元件指明了方向，弯矩大的部位设计的抗弯刚度大些，反之则可设计得弱一些。

实际上刚框的内力分布与刚框截面形状、框缘形状与尺寸、蒙皮对框的支持情况等因素有关。实际刚框真实的内力分布必须通过有限元数值分析或者试验才能获得。

二、刚框型式的选择

在刚框设计前，其外缘轮廓线已确定，传到刚框上的集中力大小、方向也已给定，其他设计条件如材料供应情况、工艺条件等也已明确。

在刚框型式选择之前，首先应估算刚框的内力 M，并计算相对载荷 M/H，其中 H 为框缘高度，同时考虑制造能力。若框截面的高度较大而截面弯矩不是很大，则用组合式构造较为合理。因为腹板比较薄(剪应力小)，内、外缘条的有效高度较大，缘条能充分发挥作用，框截面高度大也便于铆接装配。反之，若框截面弯矩大而截面高度小，则以采用锻压机械加工的整体构造为佳。此时能充分发挥缘条的承载能力。因为在框截面高度较小时，整体框缘条的有效高度比较大(与组合式缘条的有效高度比相比)，框截面高度小，使腹板上的剪应力较大，从而使整体框的厚腹板得到充分利用，也避免了组合式框因连接而引起的增重。从整体框的含义可知，它的缘条、腹板、支柱是用整体毛坯直接机械加工而成的，所以是否设计成整体框还得根据生产单位的锻压能力和生产产量大小而定。对那些只在刚框的某段框截面弯矩较大，或者框截面弯矩不是很大而允许的框截面高度却很小时，往往只在这一段用整体结构，而其余部分则用组合式结构。虽然各段之间的连接要增加些重量，但总的重量较轻。由此可以得到如表 7－2 所列的刚框结构型式选择的基本原则。

表 7－2　刚框结构型式的选择

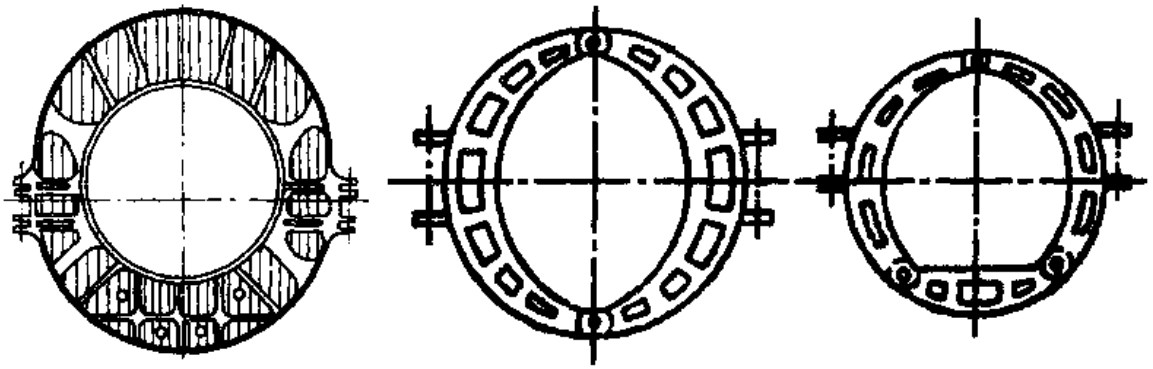
框缘高度 H	相对载荷 M/H	型式选择
小	大	整体式
大	小	组合式
变化范围大	变化范围大	混合式

三、结构设计

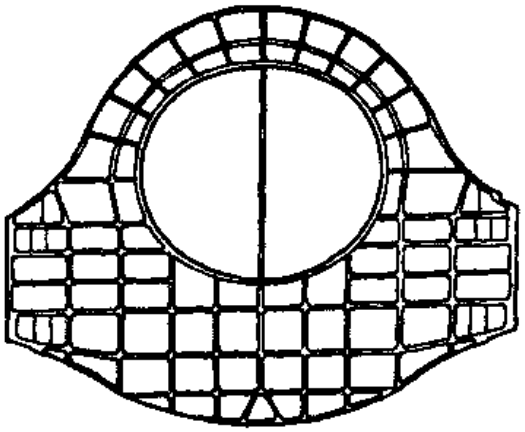
刚框的内力分布与结构型式确定后，还要合理布置刚框结构元件。为了减轻结构重量，按照刚框的强度和刚度要求，采用优化设计的方法，将框设计成等强度曲梁。

在刚框初步设计时，由于刚框是一个静不定系统，以刚框框截面刚度的分布与弯矩的变化一致为好。采用工程估算方法计算刚框的内力分布，校核缘条和腹板的强度。当腹板的临界应力较低时，加支柱以提高腹板的稳定性。在腹板强度富裕时可以打减轻孔。刚框最理想的设计方法是布局优化，它不仅可以给出各元件的最佳尺寸，而且可以给出元件的布置，但目前结构布局优化设计的方法还不够成熟。

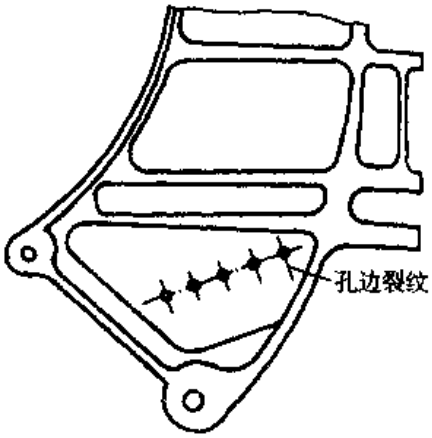
刚框的型式多种多样，不同的条件，可以设计出不同结构型式的刚框(图 7－8)。随着制造技术的进步，特别是 CAD 和 CAM 技术的发展，不管哪种型式的刚框都有着向整体件发展的趋势。整体件强度刚度好，疲劳性能优越，重量轻，但不太符合损伤容限设计的基本思想，所以整体件要特别重视结构细节设计和总体应力水平的控制。



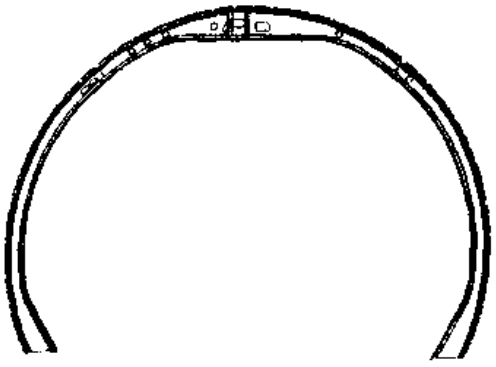
(a)



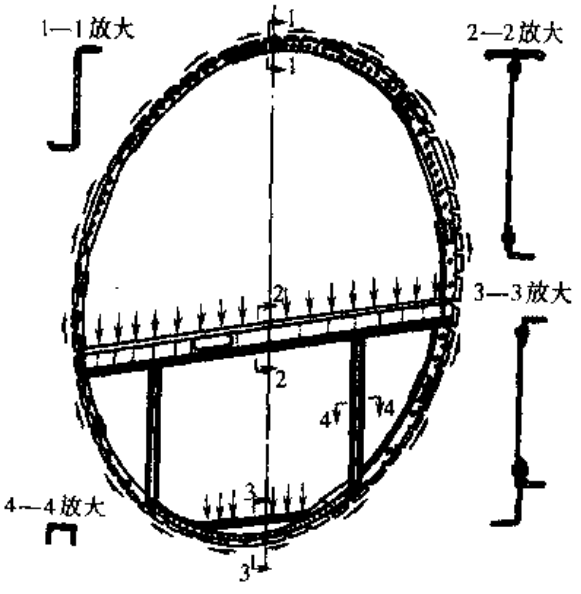
(b)



(c)



(d)



(e)

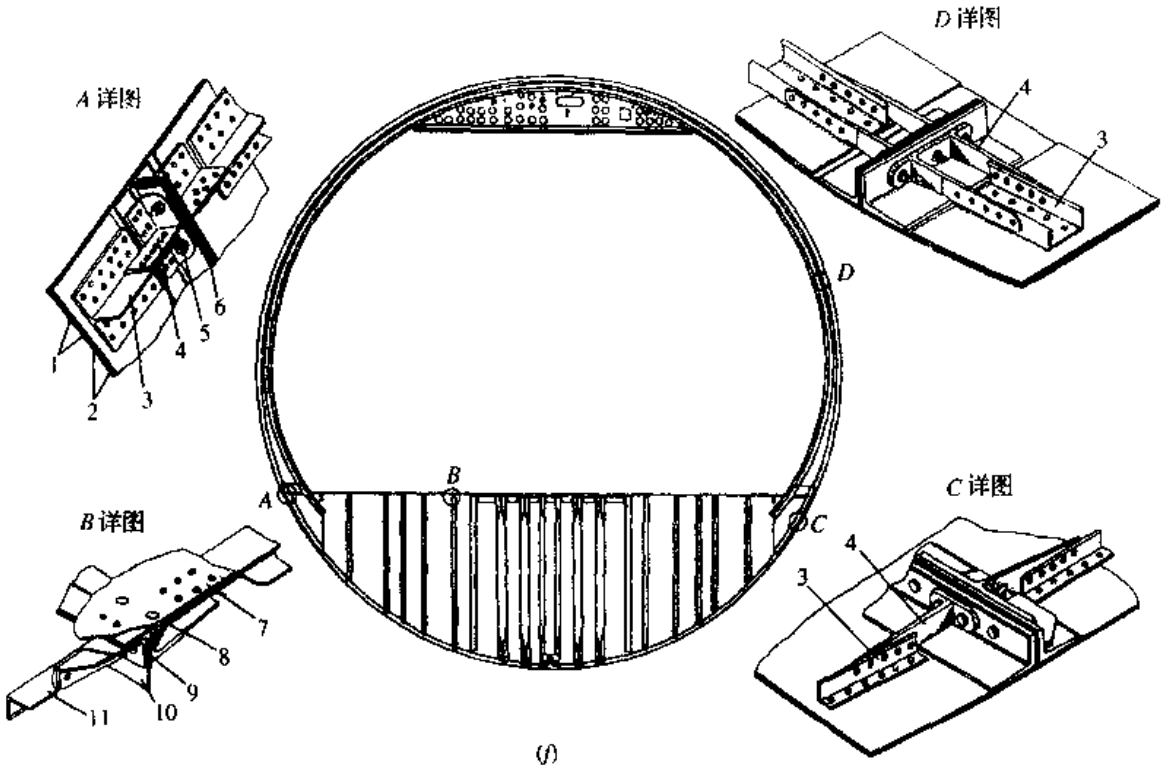


图 7－8　刚框的几种典型的形式

(a) 分段式整体刚框；(b) 刚框整体件；(c) 框腹板上的孔边裂纹；(d) 安－12 飞机 43 号环形框上部；(e) 旅客机框；(f) 安－12 的 13 号加强框。

1—蒙皮；2—加强壁板；3—长桁；4—对接接头；5—对接螺栓；6—13 号框框缘；7—底板；8—底板横梁；9—底板横梁接头；10—13 号框腹板；11—纵向型材。

7.3.2　腹板式加强框

腹板框是指框平面布置有腹板和纵横向型材，它相当于一个平面板杆结构。根据机身内部的需要布置腹板框的形状，有的是全腹板框，但大多数是部分腹板框，如图 7－9 所示。

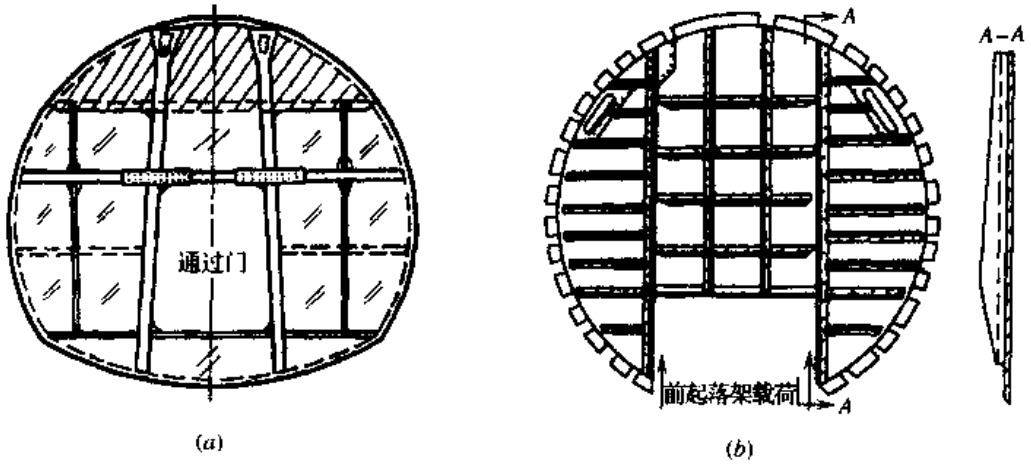


图 7－9　腹板框

(a) 旅客机通过门腹板框；(b) 某轰炸机前起落架连接框。

气密端框(球面框和平面框)也属于腹板式加强框,它们主要受垂直于框平面的分布载荷的作用。

一、腹板框的受力特点

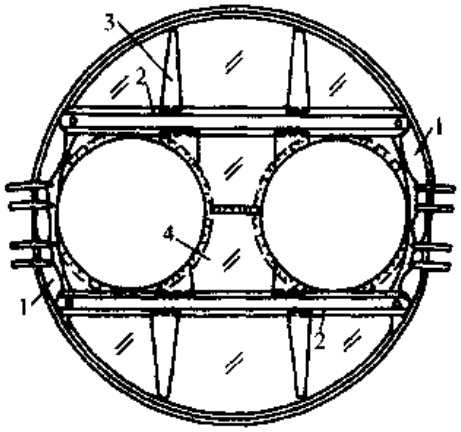
腹板框的受力模型可简化成板杆结构,其传力过程与平面板杆结构相同。在集中力作用处布置加强型材,通过腹板受剪,将集中力扩散到腹板框缘条,传给机身蒙皮。

二、腹板框的设计

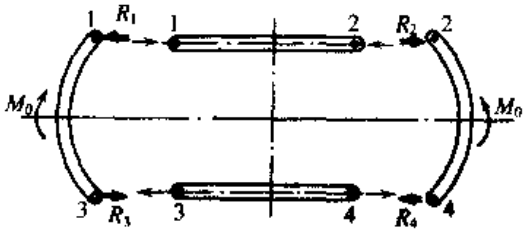
加强腹板框的设计要点有:(1) 掌握已知条件,包括材料、外载荷、协调关系、支持条件等;(2) 框的受力分析;(3) 按照结构设计的基本理论和方法布置元件;(4) 计算元件的截面尺寸;(5) 强度校核。实际上结构设计不可能一次圆满完成,要进行多次迭代。

由于腹板框是一个板杆结构系统,所以腹板框的设计计算可归结为杆和板的分析计算,其原理和方法前面已经做过介绍,此处不再赘述。下面分析两个腹板框的设计思想。

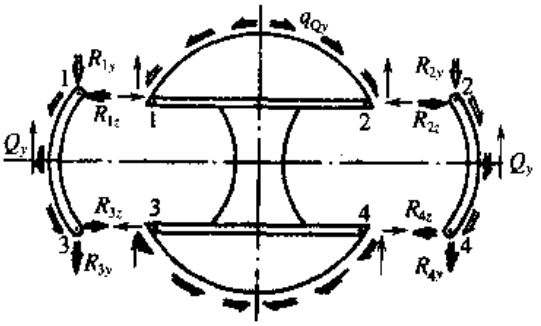
(1) 歼-6飞机机身机翼对接框。歼-6飞机机身与机翼主梁的对接框如图7-10(a)所示。作用在框上的机翼主梁载荷有剪力 Q 和弯矩 M,它们都有对称和不对称两种情况。



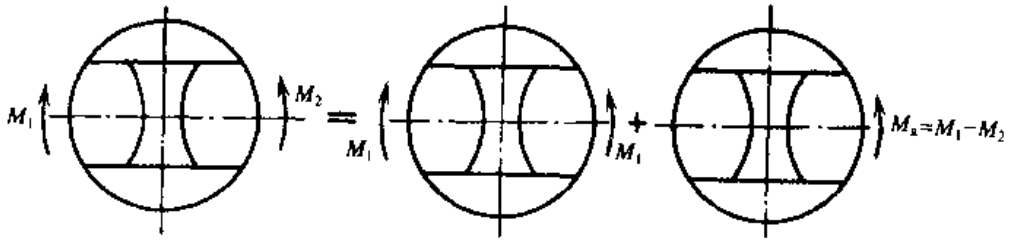
(a)



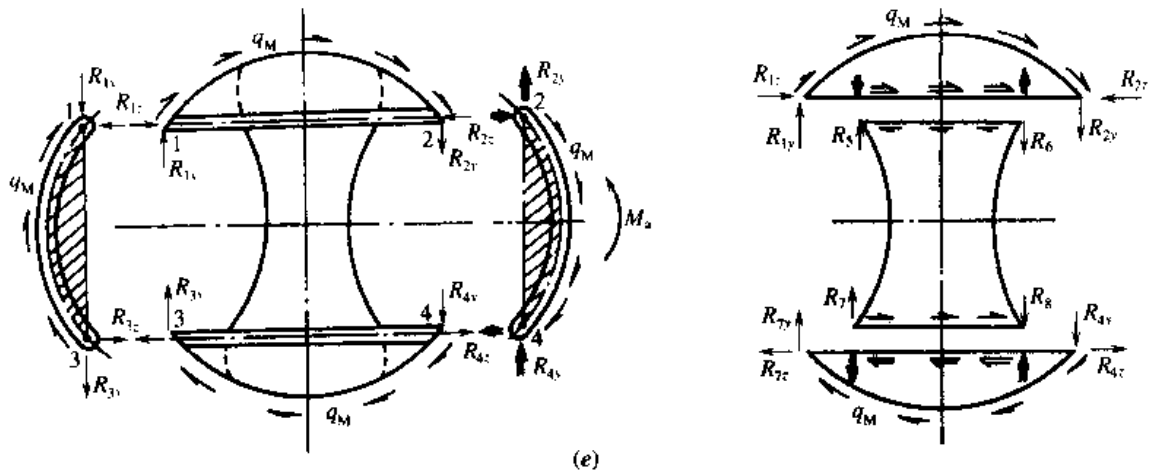
(b)



(c)



(d)



(e)

图 7－10　歼－6 飞机机身机翼主梁对接框

(a) 加强框；(b) 对称弯矩作用下的传力分析；(c) 对称剪力作用下的传力分析；
(d) 不对称弯矩分解；(e) 不对称弯矩作用下传力分析。
1—横梁；2—上下缘条；3—立柱；4—中腹板。

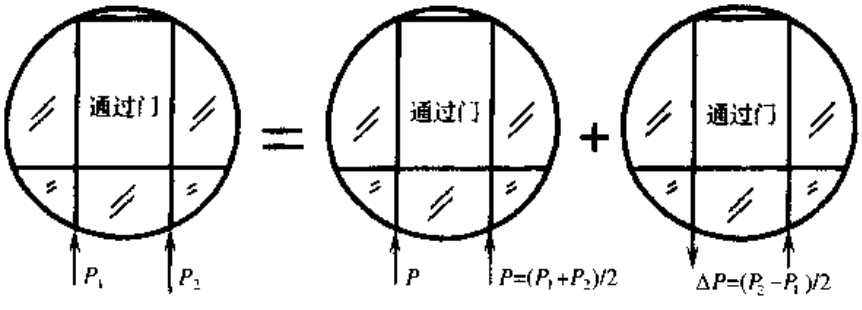
在对称弯矩作用下，上、下缘条和横梁组成了一个平衡系统(图 7－10(b))，框腹板和上、下部分不受力，载荷也不传给机身蒙皮。

在对称剪力作用下，框腹板也几乎不受力，但框缘条受载，剪力通过横梁、框缘条和上、下缘条转化成剪流传给机身蒙皮(图 7－10(c))。

在不对称弯矩作用时，可将不对称弯矩分解为对称分量和反对称分量，也可分解为对称部分和不对称部分(图 7－10(d))。在不对称弯矩的作用下，所有腹板均受剪，并使立柱受较大的轴力(图 7－10(e))。

(2) 前起落架连接框。图 7－11 为某飞机的前起落架连接框的受力模型。这种加强框是大型旅客机、货机上常用的形式，它兼作为驾驶员座舱同旅客舱、货舱之间的隔板，框中间是乘员通过门，门的上端用一段弧形刚框把两侧腹板连接起来，前起落架固定在此框的下部。

一般情况下起落架载荷是不完全对称的。将此不对称载荷分解成对称分量和反对称分量(图 7－11(a))。在对称载荷作用下，通过门下面的下腹板不受力(图 7－11(b))。在反对称载荷作用下，下腹板受剪(图 7－11(c))。



(a)

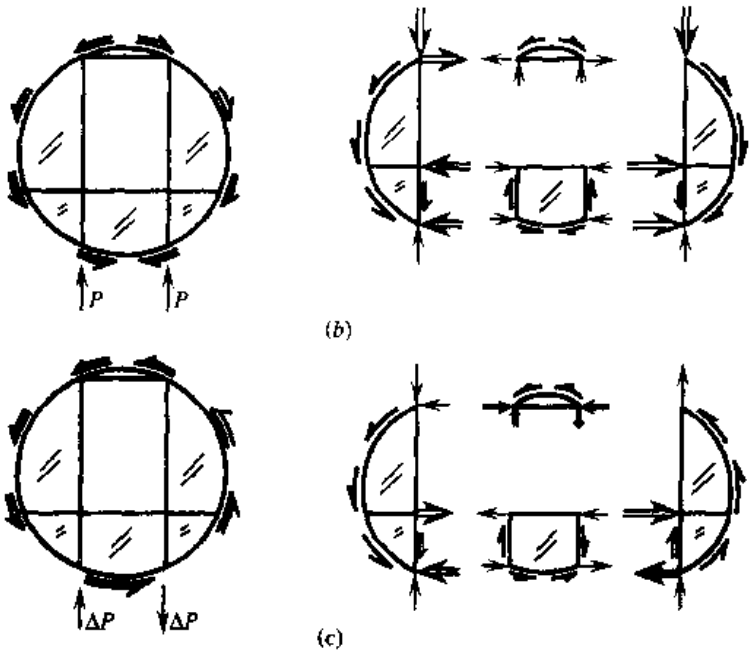


图 7-11 前起落架连接框的传力分析

(a) 不对称集中力的分解；(b) 对称剪力的传递；(c) 反对称剪力的传递。

7.4 开口区结构设计

由于使用和维修的需要，机体结构上设置了不同形状和尺寸的开口。结构上开口后，结构的局部、整体强度或刚度必定有所削弱。为满足结构的强度、刚度和寿命要求，必须对开口区进行补强设计，补强必定会增加结构的重量。机体上的开口有的是使用功能的需要，有的是维修性的需要，因此飞机结构设计必须综合考虑各方面的因素，权衡利弊，合适地布置开口。

在开口设置确定后，对开口区的结构进行补强设计。本节将主要讨论开口区的结构设计与结构重量特性的关系，阐述各种类型的开口与口盖的设计原理与方法。与其他结构设计问题一样，开口区的结构设计并不存在惟一准确的设计方案，因此本节将从典型开口区设计方案的分析探讨中介绍开口区结构设计的基本原理与方法。

7.4.1 开口的种类

飞机机体结构的开口形状和种类很多，它们可以按照下述两种方法进行分类。

按照开口尺寸的大小分类，可以将开口分成大开口、中开口和小开口。小开口不破坏载荷的传力路线，如梁腹板和肋腹板上的检查孔，蒙皮上小的观察孔等。中开口破坏了载荷的局部传力路线，一般地开口切断了少量的长桁，但在总体上对传力路线没有大的影响。如旅客机的窗户、登机门等。大开口完全破坏了总体载荷的传力路线，一般涉及的区域很大。如轰炸机的炸弹舱开口、运输机货舱大门等。

按照口盖受力情况分类，可以分成 3 类：非补偿口盖(快卸口盖)、部分补偿口盖和完全补偿口盖。在飞机飞行中非补偿口盖完全不参与传力，部分补偿口盖一般只能传递剪

切载荷，完全补偿口盖可以传递各种载荷。

不同开口和不同口盖组合产生多种型式的开口区设计问题，但一般小开口的口盖大多为非补偿口盖，中开口的口盖各种类型都有，但大多为完全补偿口盖，大开口的口盖可能是完全补偿口盖，也可能是非补偿口盖。

7.4.2 小开口区结构补强设计

结构上的小开口如果处于机体内部，则一般没有口盖；如果处于蒙皮上，则大部分口盖为非补偿口盖。

一、无口盖的小开口

无口盖的小开口一般处于梁腹板、肋腹板和框腹板上。开口形状最好为圆形，因为在不同载荷作用下它引起的应力集中系数比较小(图 7－12)。在拉伸载荷作用下，圆孔的应力集中系数 $K_T \approx 3$，方块的应力集中系数 $K_T \approx 4.6$。在剪切载荷作用下，圆孔的应力集中系数 $K_T \approx 2$，方块的应力集中系数 $K_T \approx 4.4$。如果在孔边加上刚性加强口框，在剪切载荷作用下，方形口框上弯矩要比圆形大 28% 左右。因此开口形状尽量设计成圆形。

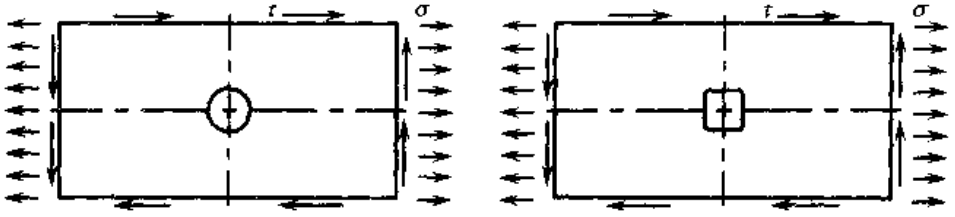


图 7－12 平板上开口

这类开口区的补强比较简单，只要在开口边缘加一个加强口框即可。口框可采用法兰盘式加强环(图 7－13(a))，也可采用组合式(图 7－13(b))，在弯矩最大的 4 个角上布置斜支撑筋条，以防蒙皮受压屈曲。如果当地载荷不大，腹板又比较薄，压弯边即可。

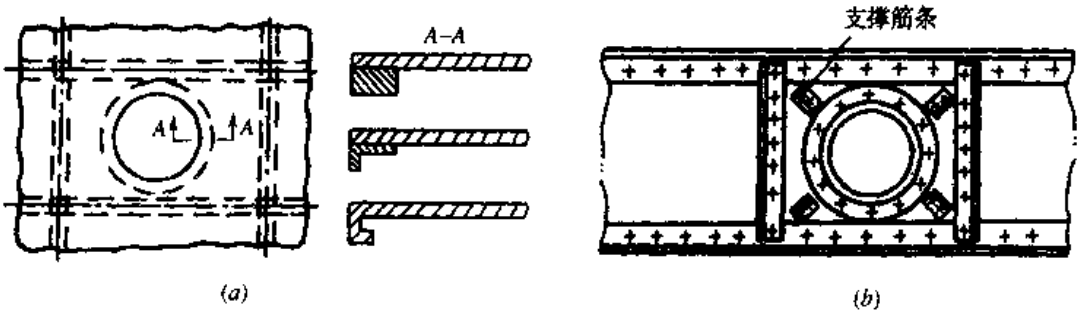


图 7－13 小开口结构补强设计

(a) 无支撑筋条的 3 种口框设计方案；(b) 有支撑筋条的设计方案。

二、带有口盖的小开口

在外层蒙皮上的小开口都带有口盖，开口区的补强设计方案与无口盖的情况相似。其口盖大多为板材，如果口盖要传递正应力，则可以在正应力载荷方向布置一些筋条。图 7－14(a)为一圆形小开口，口盖为一平板。图 7－14(b)为一带圆角的方孔，其口盖在正应力方向布置筋条。图 7－14(c)为一排连续开口，其口盖为平板。

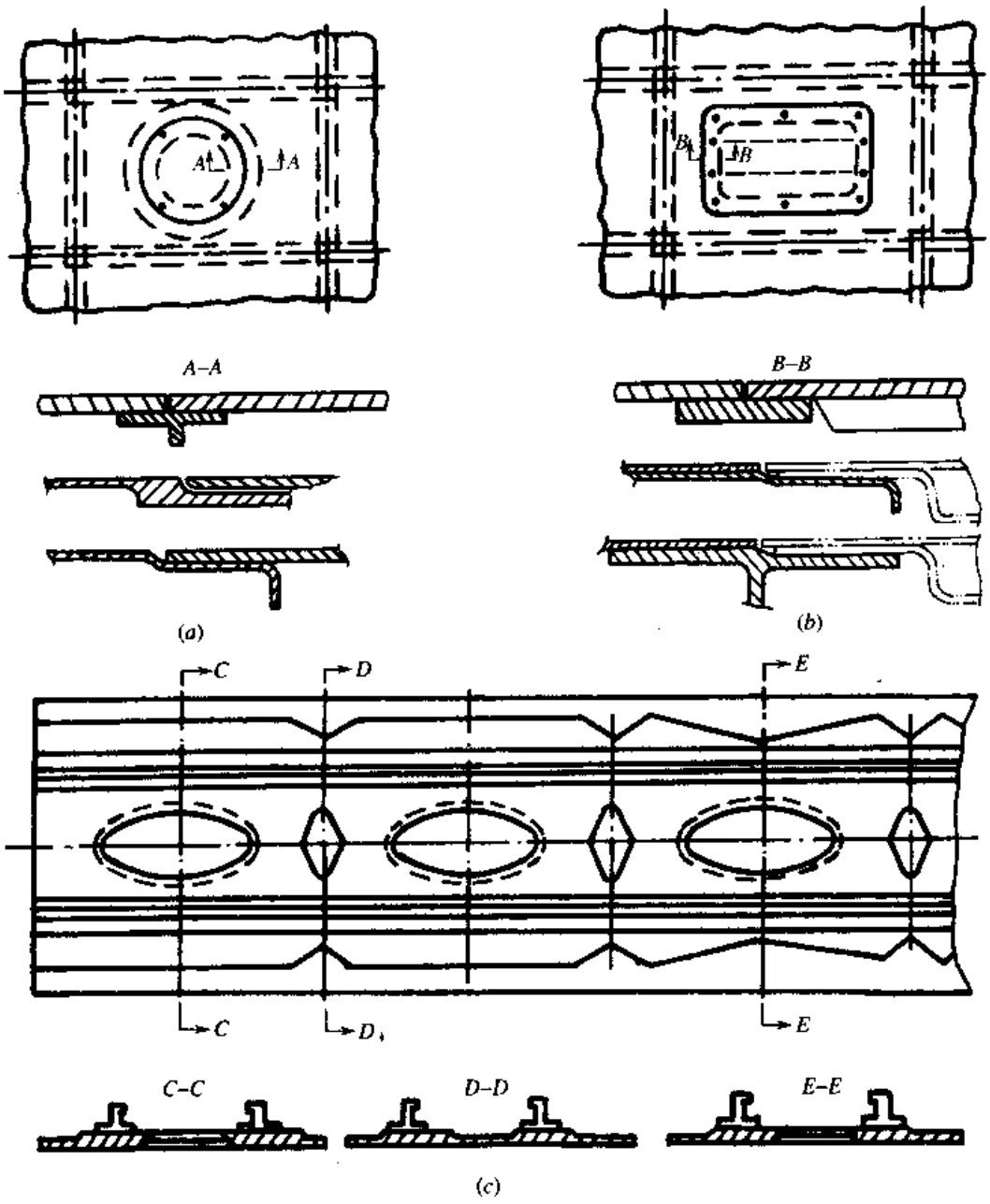


图 7－14　带口盖的小开口的补强设计

(a) 圆形开口、平板口盖；(b) 方形开口，带筋条口盖；(c) 连续开口壁板。

7.4.3　中开口区结构补强设计

中开口一般要破坏局部的传力路线，它有两类情况：一是机体内部无口盖的开口，如在梁腹板上有比较大的开口，破坏了剪切载荷的传递；二是机体蒙皮上的开口，如窗户等。本节介绍几个典型的中等开口的设计方案。

一、梁腹板上开口

机翼大梁腹板由于功能上的需要，设置了一个较大的开口(图 7－15(a))。这一开口并不破坏弯矩的传递，但是由于开口使附近的剪流大大增加了(图 7－15(b))。按照传力分析的结果，给出开口的加强方案(图 7－15(c))。

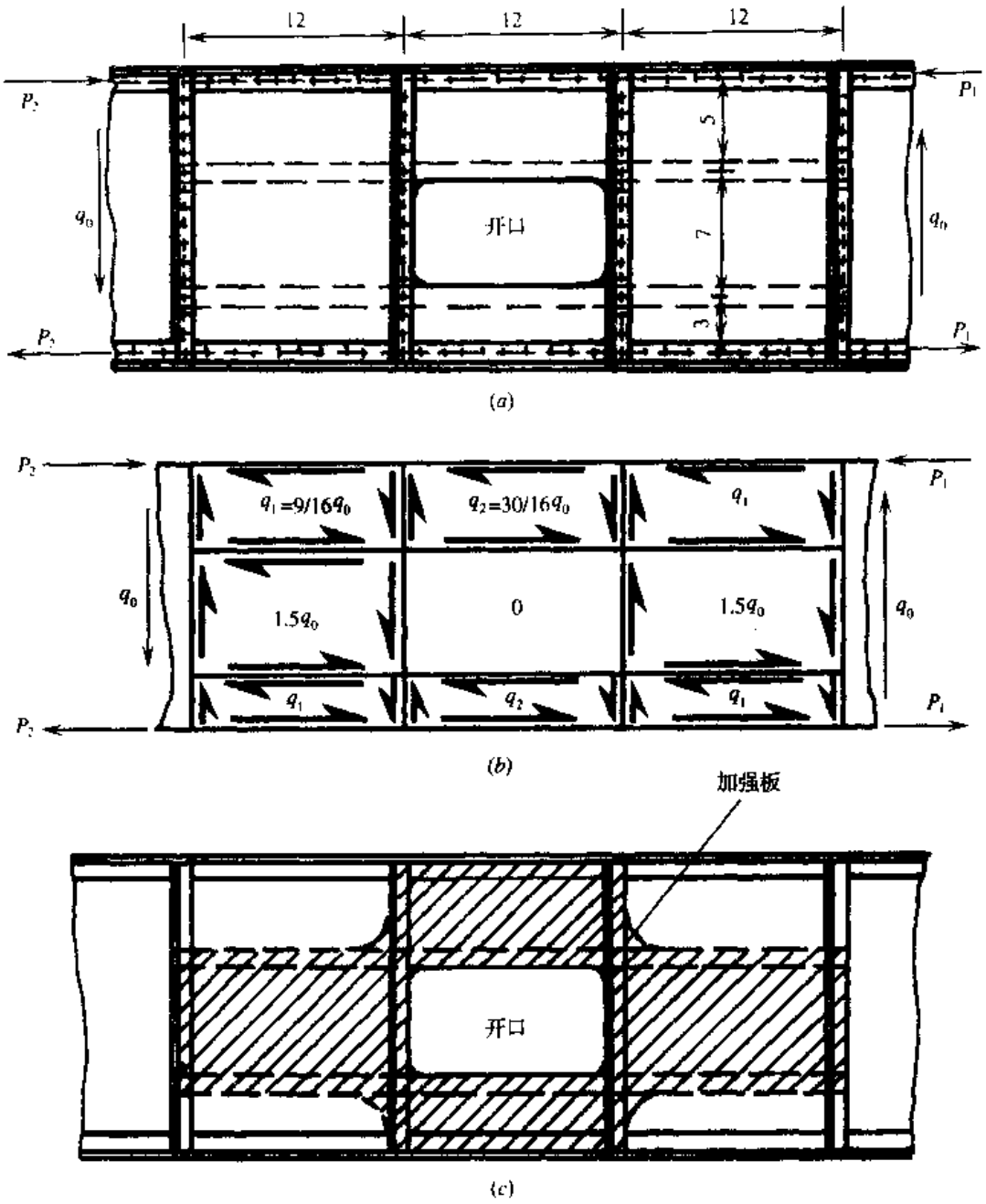


图 7－15　腹板上中开口的加强

(a) 腹板上的中开口；(b) 开口的传力分析；(c) 开口加强方案。

二、旅客机窗户

旅客机的窗户在机身两侧，侧边机身蒙皮上受有正应力和剪应力。图 7－16 给出了其受力分析和开口区的补强设计。

三、舱门

旅客机登机门是一个比较大的中开口，它切断了多根长桁。结构补强原则是充分利用原有的纵、横向构件，围绕开口布置“井”字形的加强件(图 7－17(a))，形成一个很强的口框，以保证舱门的刚度，并和一系列的扩散件构成一个新的载荷传递系统(图 7－17(b)、图 7－17(c))。这类开口如果对开口区的刚度要求不高的话，则一般可采用图 7－18 的开口补强方案。

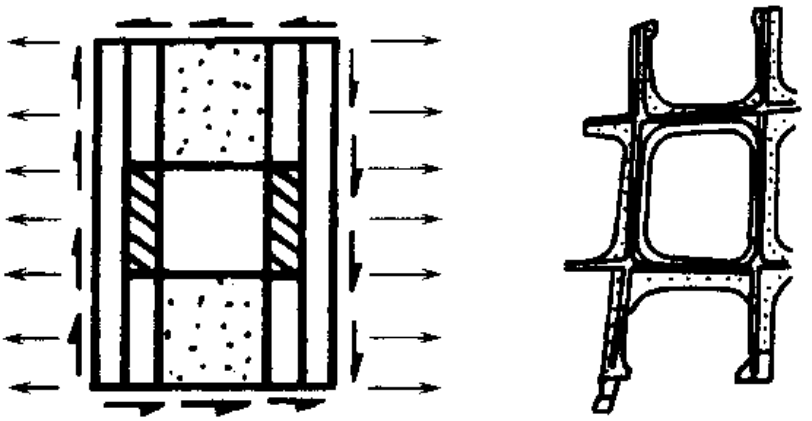


图 7-16　旅客机窗户的补强设计

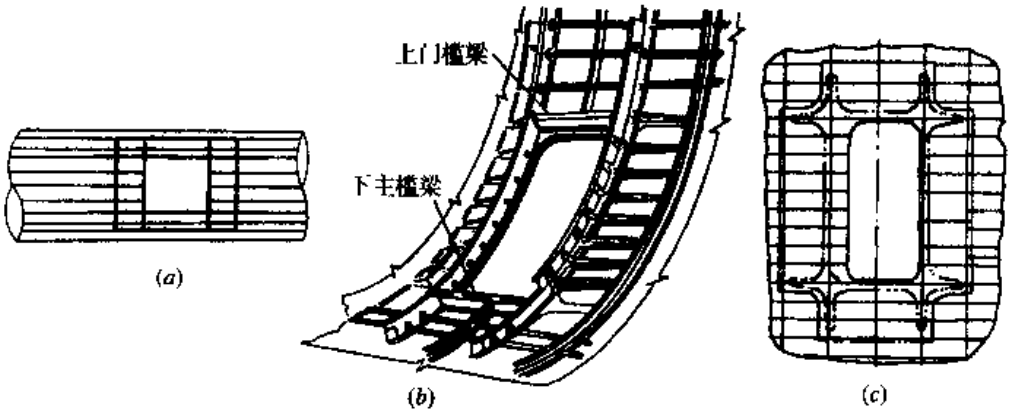


图 7-17　机身舱门开口的结构补强设计

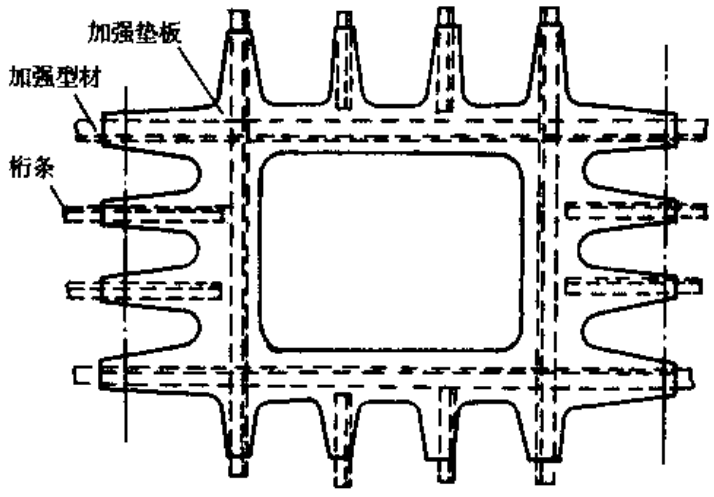


图 7-18　中等开口区补强设计的一般方案

7.4.4　大开口区结构补强设计

机身结构上常常布置一些大开口，它们在纵向上比较长，在周向比较宽，从而造成了机身结构有一段不连续区。机翼结构上也可能布置有大开口，如单块式机翼的起落架舱。大开口的一个共同特点是它们破坏了原有结构的传力路线。为保证载荷

的传递，使结构满足规定的强度和刚度要求，需要对较大范围结构开口区进行补强设计。

由于大开口的具体情况不同，开口区结构的补强方案也不同，所以很难给出一个通用的开口区结构补强方案。下面给出两个例子来阐述大开口区结构补强设计。

一、单闭室机身上的大开口

图 7－19(*a*)是桁条式机身，其中机身腹部有一个炸弹舱，舱门是非补偿口盖。运输机货舱大门开口则在后机身，舱门在气密状态是补偿口盖，而在空投时是非补偿口盖。两者的补强设计原理相同。

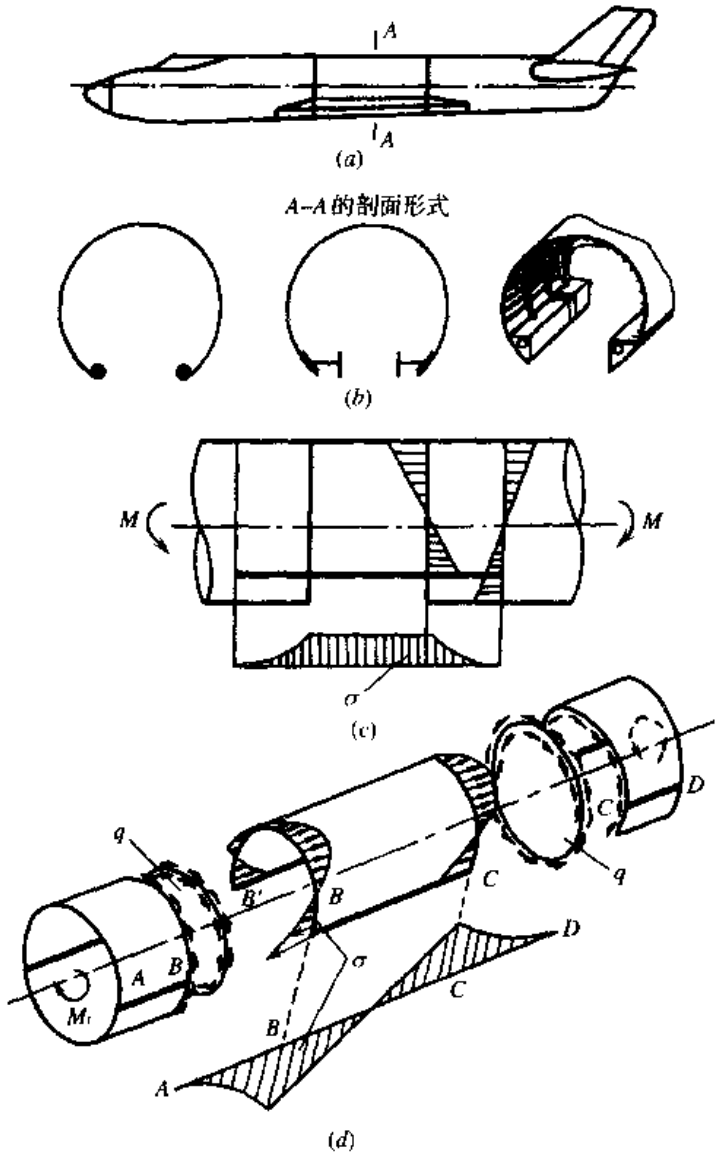


图 7－19　机身大开口

(*a*) 机身腹部大开口；(*b*) 口框梁形式；(*c*) 弯矩传递分析；(*d*) 扭矩传递分析。

在机身大开口的两端设置加强端框，在开口两侧边布置加强纵向构件使开口区能承受参差弯曲。开口区侧边和前后一个框区的蒙皮要加强。弯矩 M 和扭矩 M_t 作用下的传力分析如图 7－19(*c*)和图 7－19(*d*)所示。

开口侧边的纵向加强构件(口框梁)可以采用不同的形式,如开剖面的工字梁、三角单闭室大梁、圆截面管梁等(图 7-19(b))。

二、双闭室机身上的大开口

运输机一般中间有地板将机身分隔成上、下两个闭室。当机翼中央翼通过或布置主起落架在机身下闭室时,下闭室的载荷传力路线受到了破坏。

这种情况的补强设计比较容易,利用完整的上闭室,对开口段的相应结构件进行补强设计。

第8章　起落架

8.1　起落架的功用和对起落架的主要要求

8.1.1　起落架的功用

起落架用于飞机的起降滑跑、机场滑行，在着陆和地面运动时减缓撞击。具体地讲，起落架的功用是：

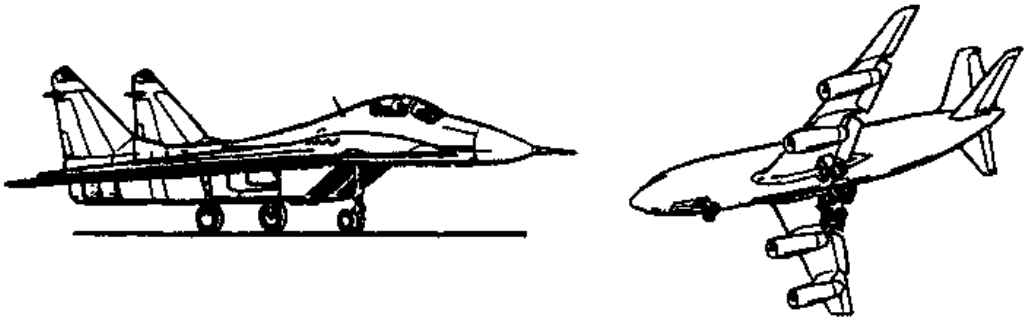
(1) 承受飞机与地面接触时产生的静、动载荷，防止飞机结构发生破坏；

(2) 消耗飞机着陆撞击和在不平跑道上滑行时所吸收的能量，防止飞机发生振动；

(3) 当飞机着陆后，为了缩短滑行距离，吸收和消耗飞机前进运动的大部分动能。

图 8-1(*a*)是现代歼击机前三点式起落架的示意图，图 8-1(*b*)是现代民用飞机多支点起落架的示意图。

起落架的重量与飞机重量之比约为 3% ~ 5%。



(*a*)　　(*b*)

图 8-1　飞机起落架示意图

(*a*) 现代歼击机；(*b*) 现代民用运输机。

8.1.2　对起落架的要求

除了对飞机所有其他部件一样的要求(如在保证足够强度和刚度的条件下，尽可能使重量最轻)外，对起落架还有一些特殊要求，这就是在给定的使用条件(指机场等级、跑道尺寸和状态、天气条件等)下，飞机起落架应能保证做到以下几点。

(1) 在起飞和着陆滑跑、滑行、机动和牵引时，飞机有良好的操纵性和稳定性。这是通过合理选择起落架参数、布局、减震和刹车系统性能来达到的。

(2) 着陆和滑行时对动载荷有良好的减震缓冲性能。减震系统应能吸收着陆撞击时的全部额定能量，使飞机结构件上的载荷不超过设计值。这些能量应由减震缓冲系统消耗掉。

(3) 在给定等级(给定宽度)机场跑道上有 180°转弯的能力。实现转弯主要利用可操纵的机轮、刹车装置和发动机，并要合理选配起落架参数、类型、数量和机轮的布置。

(4) 机轮应符合飞机的用途、使用条件和重量特性，这要通过适当选取机轮的参数和类型来实现。保证飞机的运动阻力系数能在很大的范围内变动，从而实现在发动机自身推力下飞机的起动、起飞加速滑跑及着陆减速滑跑。所有这些都应符合跑道长度、其表面允许的载荷和轮辙深度的范围。在决定机轮参数值时应考虑最大起飞重量和最大允许着陆重量的使用情况。

(5) 保证起落架舱门打开、关上及支柱收上、放下时有可靠的锁定机构。不允许在飞行中发生起落架自行脱落和在地面自行收起现象，因此起落架收起机构应能锁定。起落架的收起时间应尽可能短。

(6) 起落架的外形尺寸应尽可能小，以减小迎风阻力，特别是当需要收上去时；应保证飞机所需的着陆角(对一些起落架型式是起飞角)；为方便运输机的装载和卸载，可通过改变起落架高度来实现；寿命要长，易维护修理。

(7) 在选取起落架的参数和支柱的结构型式时，在满足强度、刚度和寿命的条件下使起落架尽可能轻。

在给定的飞机使用条件下，上述对起落架的要求主要是通过选择起落架的布局和参数、选取起落架的结构受力型式、选择起落架结构件、减震及刹车装置的参数和类型来实现的。

8.2 起落架的配置型式

起落架的配置型式和参数选取不仅能保证飞机在机场上运动时有必须的操稳性能，而且也决定了支柱的受载、起落架的重量特性以及连接起落架的飞机部件的重量特性。

飞机起落架的配置型式如图 8-2 所示，有单主轮式、后三点式、四点式、自行车式、前三点式和多支点式。其中单主轮式仅用于滑翔机上，四点式可以认为是双自行车式。下面主要介绍最常见的起落架的配置型式。

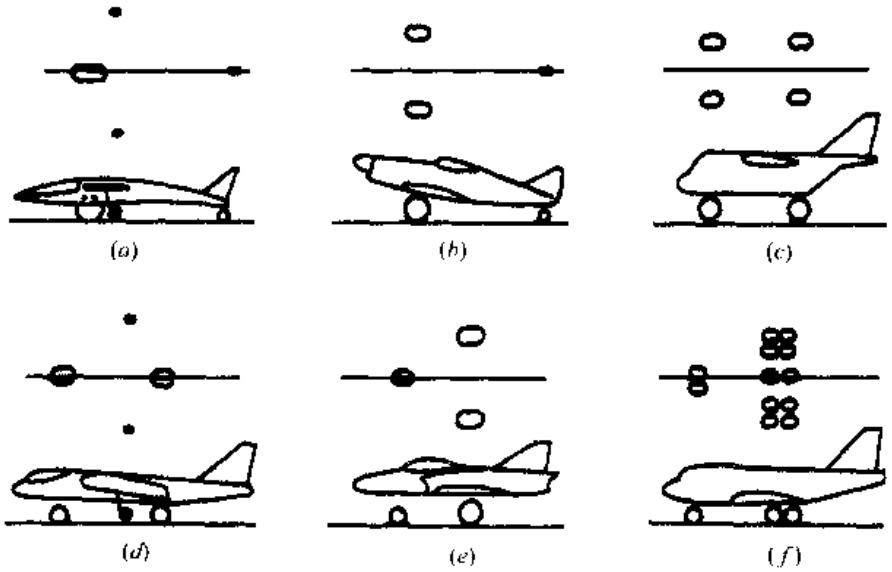


图 8-2 起落架的配置型式

(a) 单轮式；(b) 后三点式；(c) 四点式；
(d) 自行车式；(e) 前三点式；(f) 多支点式。

8.2.1 后三点式起落架

如图 8-2(*b*)和图 8-3 所示，主起落架布置在重心之前并靠近重心。在停机状态时 90% 的飞机重量落在主起落架上。第 3 个支点——后起落架远离重心靠后布置，位于尾翼的下部(图 8-2(*b*))。该支点承担大约 10% 的停机载荷，它的几何尺寸与主起落架相比也很小，所以它可以设计得很轻巧且易于收放。但是，后三点式起落架有以下一些缺点。

(1) 在大速度着陆时飞机容易发生翻倒现象。

(2) 当着陆速度偏大时，如果仅是主轮着陆，很难避免飞机拉飘，因此着陆过程很复杂，若同时三点着陆，则需要飞行员训练有素。着陆时前视界较差也增加了着陆难度。

(3) 航向稳定性差。

(4) 对于喷气式发动机，尾喷管的尾流易损伤跑道。

(5) 在急刹车、遇到障碍物或机轮陷入软土中时可能发生飞机翻倒。翻倒条件是绕主起落架机轮接地中心轴线的翻倒力矩 M_{fd} 大于绕该轴的恢复力矩 M_{hf}，即

$$\frac{G}{g}\cdot\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t}H' > Ge \tag{8-1}$$

式中 G/g——飞机重量；

$\mathrm{d}V/\mathrm{d}t$——飞机加速度；

H'——飞机以三点停机时的起落架高度；

e——主起落架与重心的距离。

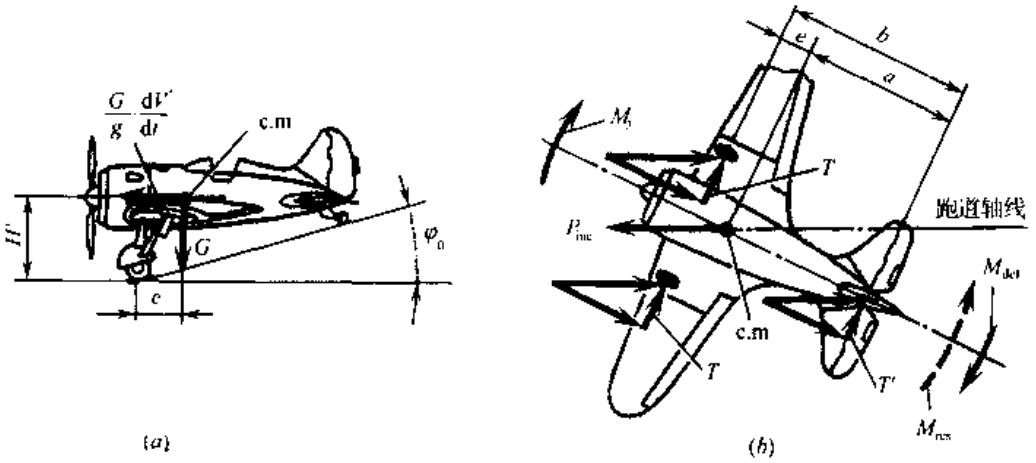


图 8-3 后三点式起落架布局、起落架参数、航向稳定性

当着陆速度较大时，要实现三点着陆很容易导致飞机拉飘，这是由于攻角越大飞机升力就越大。飞机离地，但油门已"很小"，因此飞机速度(升力)很快下降，飞机将以很大的垂直速度落地。由于主起落架靠近重心，飞机用主起落架接地产生撞击，在缓冲器的一个行程内缓冲系统没有完全消耗掉冲击能量，飞机又重新在缓冲器反行程过程中抬起，飞机攻角增加，飞机跳动幅度增大。这种现象称为"跳跃"，它容易导致起落架折断或飞机翻倒。

通过分析后三点式飞机起落架作用在机身上的力和力矩，就可以知道后三点式飞机的航向稳定性差。假定飞机意外偏离跑道轴线（例如，由于风载力矩 M_{def} 的作用，图 8－3（b）），主起落架上的摩擦力产生了垂直于机轮平面的分力 T。力 T 将产生力矩 $M_y = 2Te$，它使飞机轴线的偏角更大，使飞机偏离跑道。

在起飞前和着陆时制动后轮可改善这种型式起落架的航向稳定性，因为后轮上产生恢复力矩 $M_{res} = T'a$。但此时需要有专用的尾轮制动装置。

由于后三点式起落架飞机的停机轴线倾斜，喷气发动机尾喷口的喷流可能损伤跑道。

8.2.2 前三点式起落架

如图 8－4 所示，前三点式起落架克服了后三点式起落架的所有缺点，因为前三点式起落架飞机的重心位于主起落架之前，而前起落架离飞机重心很远。

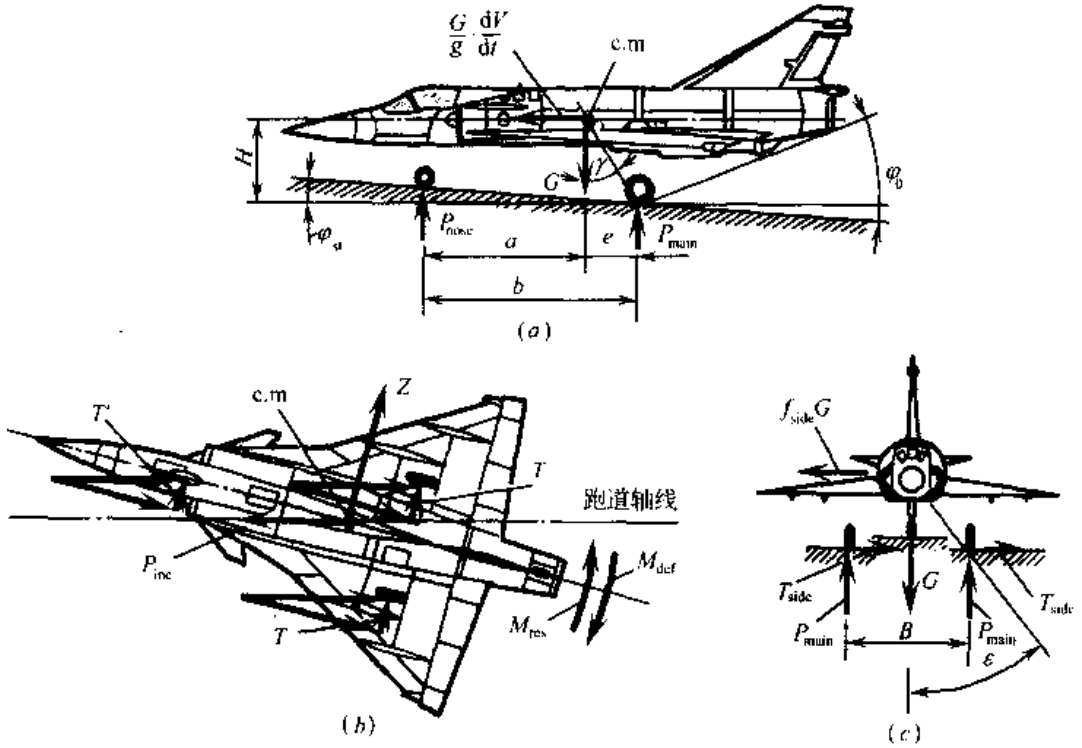


图 8－4　前三点式起落架布局、起落架参数、航向稳定性

前三点式起落架飞机的翻倒条件为

$$\frac{G}{g}\cdot\frac{dV}{dt}H > Ga \tag{8-2}$$

因为 a 远大于 e，所以即使主起落架急刹车，也不可能翻倒。

当用主起落架着陆且速度较大时，前三点式飞机要低头，这就减小了攻角和升力，飞机也就不可能被拉飘。

前三点式飞机的视界好，且飞机发动机喷流没有损伤跑道的可能。

前三点式起落架有较好的航向稳定性。图 8－4（b）给出了作用在飞机起落架上的力和力矩的示意图。

在没有力 T' 的情况下，如果飞机偏离跑道轴线，恢复力矩 M_{res} 使飞机转回原来的方向。

$$M_{res} = 2Te = 2P_{main}f_{side}e = 2\frac{Ga}{2b}f_{side}e = \frac{Ga}{b}f_{side}e \tag{8-3}$$

式中 $\frac{Ga}{(2b)} = P_{main}$——作用在主起落架上的载荷；

f_{side}——Z 向滑动系数，为 0.7～0.8；

其他参数见图 8-4(a)、图 8-4(b)。

为了改善前起落架机轮的航向稳定性，前轮设计成可自由转向的，从而不产生使飞机偏离跑道轴线的力 T'(前轮刹车时)。为了保证操纵性，飞机沿地面运动时前起落架机轮是可操纵的。

前三点式起落架的缺点是起落架重量大(与后三点式相比)，这是由于前起落架尺寸(高度)与主起落架相当。另外前轮易产生“摆振”(详见 8.7.2 小节)，这就需要采取专门的结构措施来消除这种振动。

8.2.3 自行车式起落架

如图 8-5 所示，在飞机的机身上布置了近似能承受同样静载荷的两个主起落架支柱。为防止机翼触地，在左、右机翼下方飞机重心稍后的位置各布置了辅助起落架。辅助起落架触地时能承受 5% 的停机载荷，支柱上有较软的缓冲器，能保证飞机有足够的横向稳定性。可操纵的前轮能保证飞机在机场上运动时的操纵性。为了改善在小速度、方向舵(全动平尾)效率低时的起飞性能，可以通过伸长前起落架(竖起)和缩短主起落架来增加攻角。

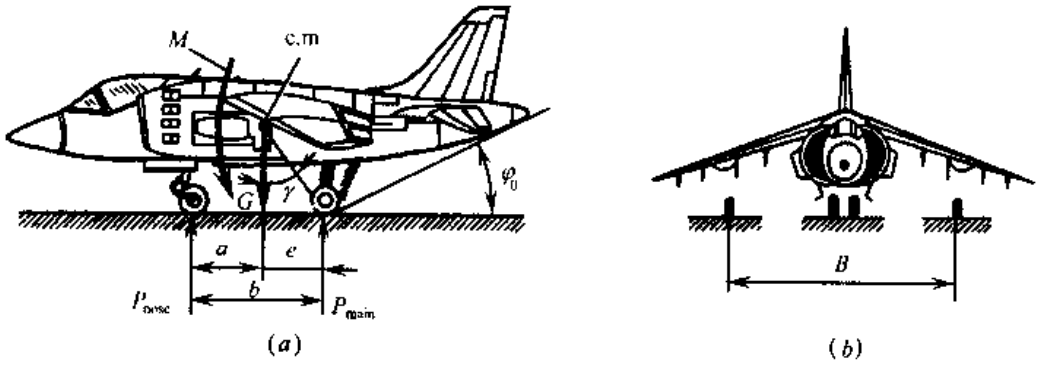


图 8-5 双支点的自行车式起落架及其参数

自行车式起落架的出现是为了协调货舱(弹舱)(其位置与飞机重心有关)、上单翼和起落架之间的布置关系。当有这种布局时，起落架若收入机翼内，其长度可能达到 3m 多或更长，而机身内更无处可收，因为机身中部被货舱占据。这个问题也出现在垂直起降飞机的布局中，其动力装置的位置也与飞机重心有关。此时不得不采用自行车式的方案，如果在正常起降的飞机上采用自行车式起落架，双轮必须同时着地的要求就有很大困难。如果后轮先着地，将引起以下问题。

(1) 产生很大的绕后轮的力矩 $M = Ge$(图 8-5(a))，并在前轮及其固定接头上产生很大的动载荷。

(2) 如果为了增加飞机起飞攻角而采用了"抬高"前起落架的机构，这使前起落架结构更为复杂，也增加了前起落架的重量。

(3) 前轮刹车时，力 T'(图 8-4)相对重心产生了与偏航力矩 M_{def}的同向力矩，从而出现了航向不稳定现象，这就使飞机严重偏离跑道。如果前轮不刹车，将增加着陆滑跑距离；由于前轮转弯机构的增重也导致了转弯的难度，此时前轮的停机载荷为(40% ~ 45%)G，而不是前三点式起落架的(10% ~ 12%)G。

(4) 为了承受前轮传来的较大载荷，机身上一定要有很强的承力构件(特别是很强的框)，这样，机身的重量会增加 10% ~ 15%。为了加强前起落架所在部位机身上的开口，也需要增加重量；

(5) 机翼下面的辅助支柱也使重量增加，机翼上还要有加强结构来承受支柱传来的载荷。

自行车式起落架因其安装在机身对称面内，相对来说短一些，也更轻一些，但这并不能抵消上述自行车式起落架的缺点。这些缺点影响了自行车式起落架的应用。

8.2.4 多支点式起落架

多支点式起落架的布局型式如图 8-1(b)和 8-2(f)所示，这种布局型式常用在起飞重量超过 200t 的重型运输机和客机上。在这种布局中，前起落架像在前三点式布局中一样，位于重心之前，而主起落架在重心之后，主起落架可以是 3 个或 4 个。在伊尔-86 飞机上，除了两个飞机轴线两侧的后主起落架，还有一个布置在中线的第 3 个主起落架(图 8-6(a))。而波音-747 飞机的起落架是五支柱式的，如图 8-6(b)所示。它的前起落架是两轮式的，而主起落架是 4 个四轮小车式。在多支柱式起落架的飞机中，飞机重心位于前后主起落架支柱之间，从而降低了前起落架载荷，减少了前起落架所受的前机身的重量。

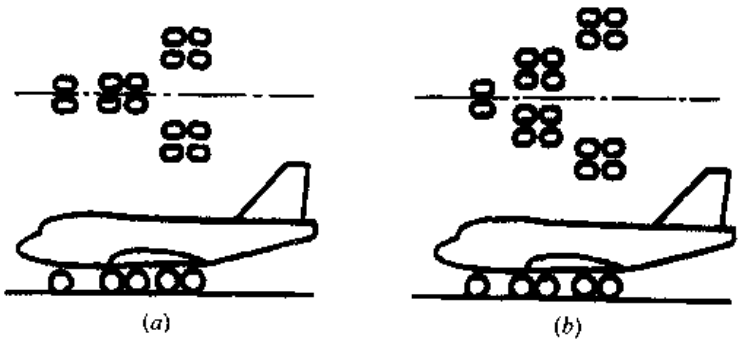


图 8-6 多支点式起落架的布局

(a) 伊尔-86；(b) 波音-747。

8.3 起落架的外载荷及其受载下的工作情况

在飞机着陆瞬间，在机场上运动和停机时，作用在起落架上的外载荷为地面对起落架的支持力 P_y、迎面力 P_x 和侧向力 P_z(图 8-7)。这些载荷既有动载荷，也有静载荷。显然，决定起落架及其连接构件强度的主要载荷是动载荷。载荷的大小和方向主要取

决于着陆条件和方式、飞机的起飞着陆性能、起落架的结构受力型式、轮胎的支撑方式、缓冲系统性能等多种因素。

强度规范和设计手册中对飞机起落架的设计情况及其对应的载荷有具体的规定。

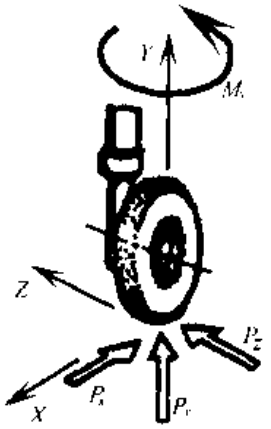


图 8-7　作用在起落架上的力

一、着陆撞击情况

当飞机以一定的下沉速度着陆时会受到撞击载荷，其方向有垂直撞击、前方撞击和侧向撞击，撞击载荷的大小与使用下沉速度 V_{ye} 有关。对军用飞机，着陆设计重量及最大着陆设计重量下的使用下沉速度应按表 8-1 取值。

表 8-1　使用下沉速度 V_{ye}(m/s)

机种 \ 重量	着陆设计重量	最大着陆设计重量
陆基教练机	3.6~4.0	2.6
歼击教练机和其他类型的陆基飞机	3.0	1.8

按我国民航条例的规定，民用飞机的限制下沉速度为 3.05m/s。

(1) 对称着陆情况。对称着陆情况应按表 8-2 所规定的姿态以使用下沉速度计算着陆载荷。

根据表 8-2 给出的对称着陆姿态和表 8-1 给出的使用下沉速度，用动力学分析方法可以求出前、主起落架上的载荷。

表 8-2　对称着陆飞机姿态

序号	飞机着陆姿态	说　明	适用于
1	三点	主轮和前轮同时接触地面	前三点式飞机
2	两点	主轮与地面接触，而前轮在着陆过程中仅稍离开地面，不承载	
3	机尾下沉	主轮与地面接触，而飞机处于最大升力的俯仰角或处于飞机所有其他部件均稍离地面允许的最大俯仰角下，若飞机装有尾橇，则尾橇应完全压缩，两者取俯仰角较小者	
4	三点	主轮和尾轮同时接触地面	后三点式飞机
5	水平	飞机的纵轴保持水平	

(2) 偏航着陆情况。飞机应保持两点或水平姿态，仅以主轮触地，作用在各主起落架上的垂直载荷应等于两点或水平对称着陆时的最大垂直载荷的 50%，一侧主起落架上的侧向载荷应向内侧作用，其值等于该起落架上所规定的垂直载荷的 0.8 倍；另一侧主起落架上的侧向载荷，则应向外侧作用，其值等于该起落架上所规定的垂直载荷的 0.6 倍。这两个侧向载荷在地面将同时作用，并由飞机的惯性力所平衡。阻力载荷应等于零。

(3) 单个主起落架着陆情况。飞机应保持两点水平姿态，仅以一个主起落架触地。作用在该主起落架上的垂直载荷应等于两点对称着陆时一个主起落架上的最大垂直载荷，阻力载荷等于该起落架上规定垂直载荷的 0.4 倍。未平衡的外载荷应以合理的方式由飞机的惯性力平衡。

二、地面滑行情况

飞机应按规范规定的跑道进行动态分析，并按所得到的载荷进行设计。

三、地面操纵情况

(1) 静态操纵载荷和地面停放载荷。飞机在地面牵引、地面停放定位时，常用牵引架对起落架进行各方向的推、拉、扭、摆，造成静态操纵载荷。这里常有较大的 Z 向(侧向)载荷和扭转载荷(图 8-8)，使起落架受力严重，如果操作不谨慎或比较粗暴，就会对起落架造成较大损伤。

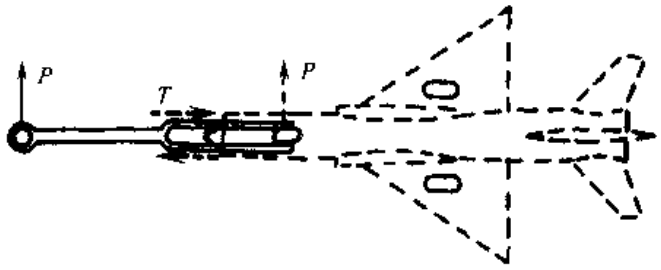


图 8-8 静态操纵载荷

(2) 停放载荷。飞机通过起落架停放并固定在地面上时，会受到地面大风而引起的载荷。

当然，起落架还受有其他的特殊载荷，如收放过程中作用于起落架机构上的载荷，刹车时由于发热所带来的载荷，多轮式起落架由于载荷不均匀而产生的偏心载荷。

8.4 起落架的结构型式及其受力分析

起落架由支柱、缓冲减震器和机轮组成。支柱用于安装机轮并将起落架连接到飞机机体的结构上。缓冲减震器用于飞机在着陆和在机场地面运动时吸收并消耗冲击能量。机轮用于飞机在地面上的运动。

起落架的结构型式取决于起落架在飞机上的配置型式、连接方式、收放方式、使用条件以及作用在它上面的载荷大小。

起落架的结构型式可以按以下几种特征分类：

(1) 起落架的受载方式；

(2) 减震缓冲器的位置和作用在它上面的载荷；

(3) 机轮的固定方式。

8.4.1 按起落架的受载方式分类

按起落架的受载方式，起落架可分为桁架式和缓冲支柱式。

一、桁架式起落架

桁架式结构就是由杆系组成的空间桁架，机轮安装在它上面。桁架中的杆在任何形

式的载荷作用下只受拉压，所以这种受力型式的起落架重量较轻。典型的桁架式结构如图 8－9 所示。

图 8－9(*a*)为三角桁架式起落架，起落架的杆系形成三角形，并固定到机翼和机身上。

图 8－9(*b*)为另一种桁架式起落架的结构方案。由轮轴、与缓冲器共轴的两根杆、两根斜撑杆形成一个平面桁架，两根后斜撑杆将其固定。

图 8－9(*c*)给出了安－2 飞机桁架式起落架结构，起落架的杆系形成空间静定三角形，并固定到机身上。

由于桁架式起落架在飞行中不能收起，因此它只用在轻型低速飞机上。

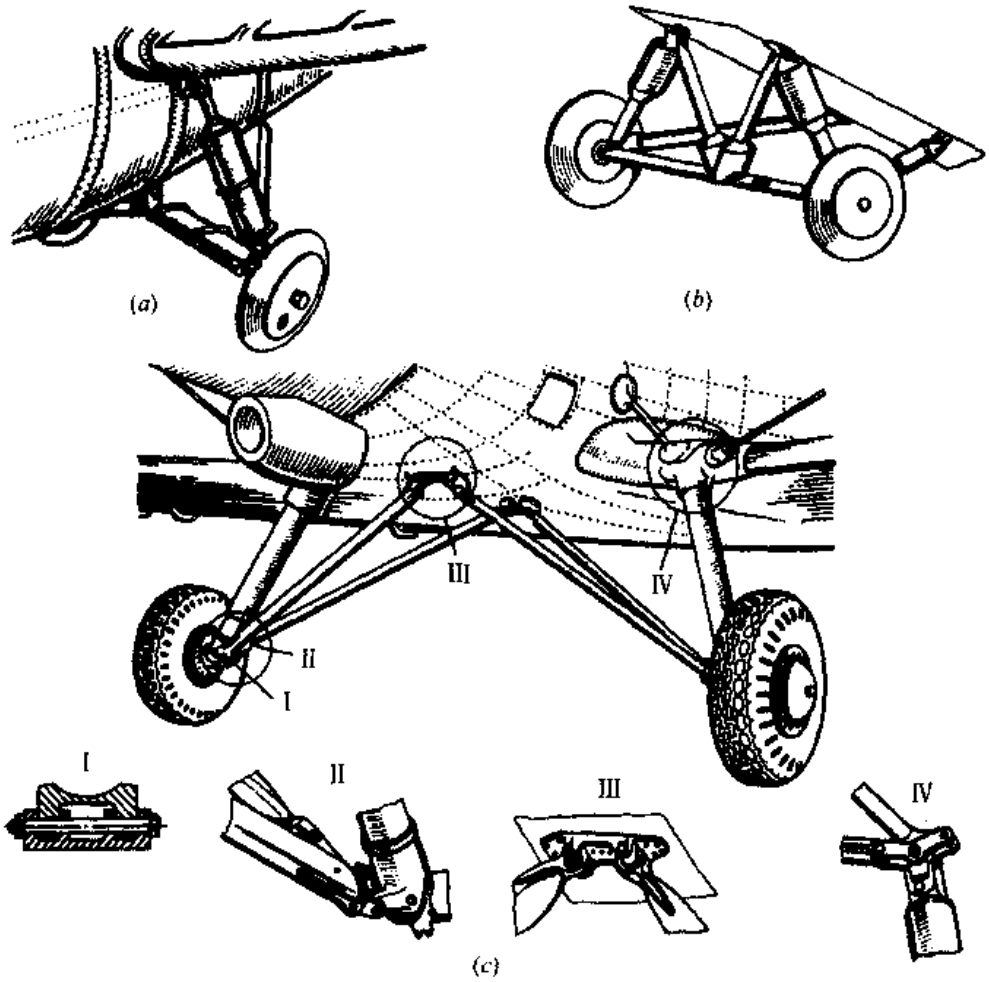


图 8－9　桁架式起落架的结构方案

二、缓冲支柱式起落架

缓冲支柱式起落架中带有缓冲支柱，按缓冲支柱同机身的连接方式，又分为简单支柱式和撑杆支柱式。

简单支柱式起落架(图 8－10)的支柱与机身只有一个转轴式支点，位于支柱上部。在支柱收放时，支柱绕该转轴转动。在其他平面，起落架刚性固支。当起落架处于放下状态时，支柱就像悬臂梁一样受载。这种形式的优点是结构简单，缺点是支柱受复杂载荷(剪切、轴向力、弯、扭)的作用。

撑杆支柱式(图 8－11)就是在一个或两个平面上，用斜撑杆对支柱进行支持，减小支柱上的弯矩。起落架的收放作动筒也可以作为斜撑杆使用。

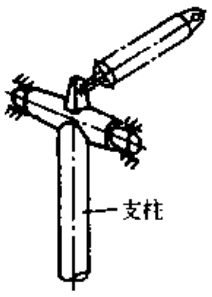


图 8－10　简单支柱式起落架原理图

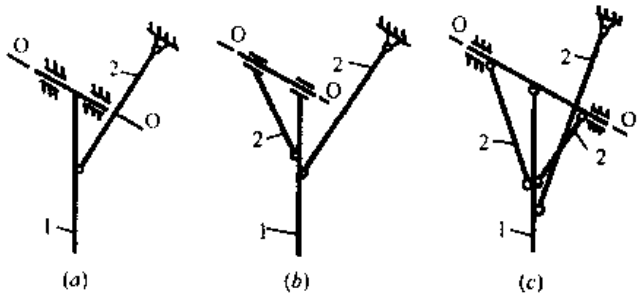


图 8－11　斜撑杆式起落架原理图

1—支柱；2—斜撑杆。

三、支柱式起落架的构造和受力分析

图 8－12 为一简单支柱式起落架的结构。图 8－13(*a*)给出了作用在该起落架支柱上的载荷 P_k(为 P_x、P_y 的合力),给出了在 P_x 和 P_z 作用下支柱的弯矩图及平衡示意图。如在该起落架支柱上加一斜撑杆(图 8－13(*b*)),在转轴以下就多了一个辅助支点,可以降低支柱上端的力矩。所以,在其他条件相同时,带斜撑杆的支柱通常会更轻一些。但对于这种支柱,需要设计斜撑杆固定接头以及机翼或机身内部的受力构件,以承受斜撑杆传到机体固定接头上的力。

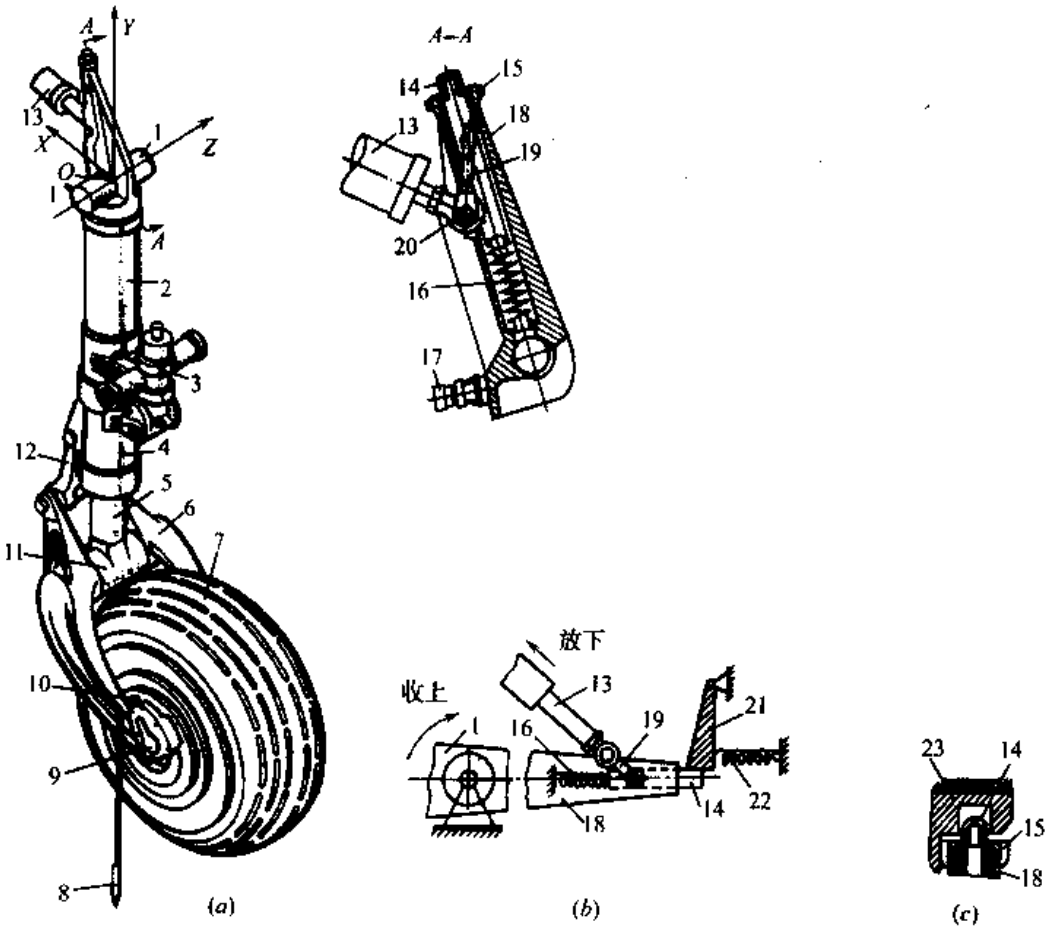


图 8－12　简单支柱式起落架结构

(*a*) 起落架结构；(*b*) 支柱上位锁示意图；(*c*) 支柱下位锁示意图。

1—横梁；2—支柱；3—减摆器；4—回转卡箍；5—活塞杆；6—轮叉；7—机轮；8—放电垂；9—轮轴；10—机轮温度显示器；11—转轴；12—卡环；13—收放作动筒；14—锁销；15—止动块；16—弹簧；17—注油嘴；18—摇臂；19—锁环；20—螺栓；21—挡块；22—弹簧；23—锁槽。

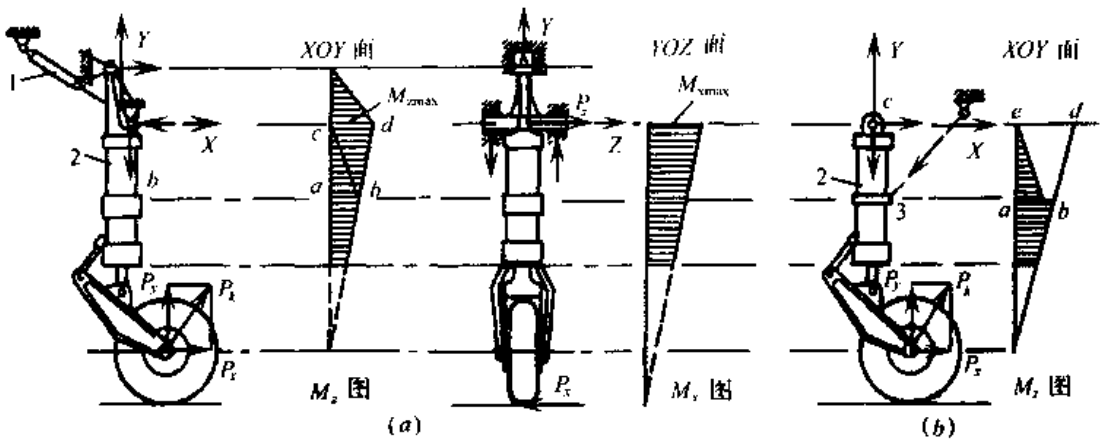


图 8－13　斜撑杆对支柱式起落架受载的影响

1—收放作动筒；2—支柱；3—斜撑杆。

对应于图 8－11(*b*)的起落架结构如图 8－14 所示。

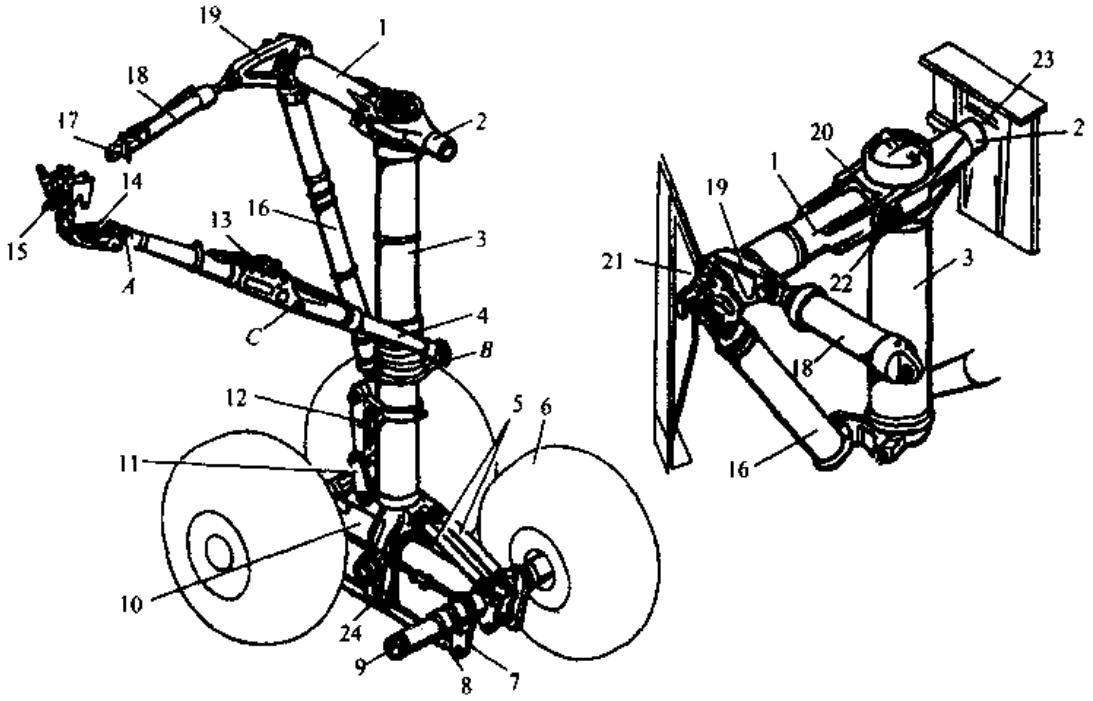


图 8－14　单侧撑杆式起落架结构

1—横梁；2—销钉；3—支柱；4—侧撑杆；5—减震缓冲器；6—机轮；7—刹车摇臂；8—刹车拉杆；9—轮轴；10—轮轴架；11—扭力臂下段；12—扭力臂上段；13—下位锁；14—连杆；15—液压作动筒；16—斜撑杆；17—耳片；18—作动筒；19—摇臂；20—耳片；21,23—固定支架；22—螺栓图；24—耳片。

图 8－15 为对应于图 8－11(*c*)的撑杆式起落架结构图。在这种结构受力型式中，缓冲支柱能承受所有型式的载荷，而连接在其上的侧撑杆只承受轴向力，但能大大降低作用在支柱上的弯矩。

图 8－16 给出了这种结构型式起落架的受力图和内力图。作用在机轮上的力 P_x、P_y 和 P_z 在支柱内产生轴力、剪力和 *XOY* 及 *YOZ* 面内的弯矩，以及扭矩。根据受力图的特点可以确定支柱的受力严重剖面并根据作用在剖面上的力和力矩计算出应力。可以看到，

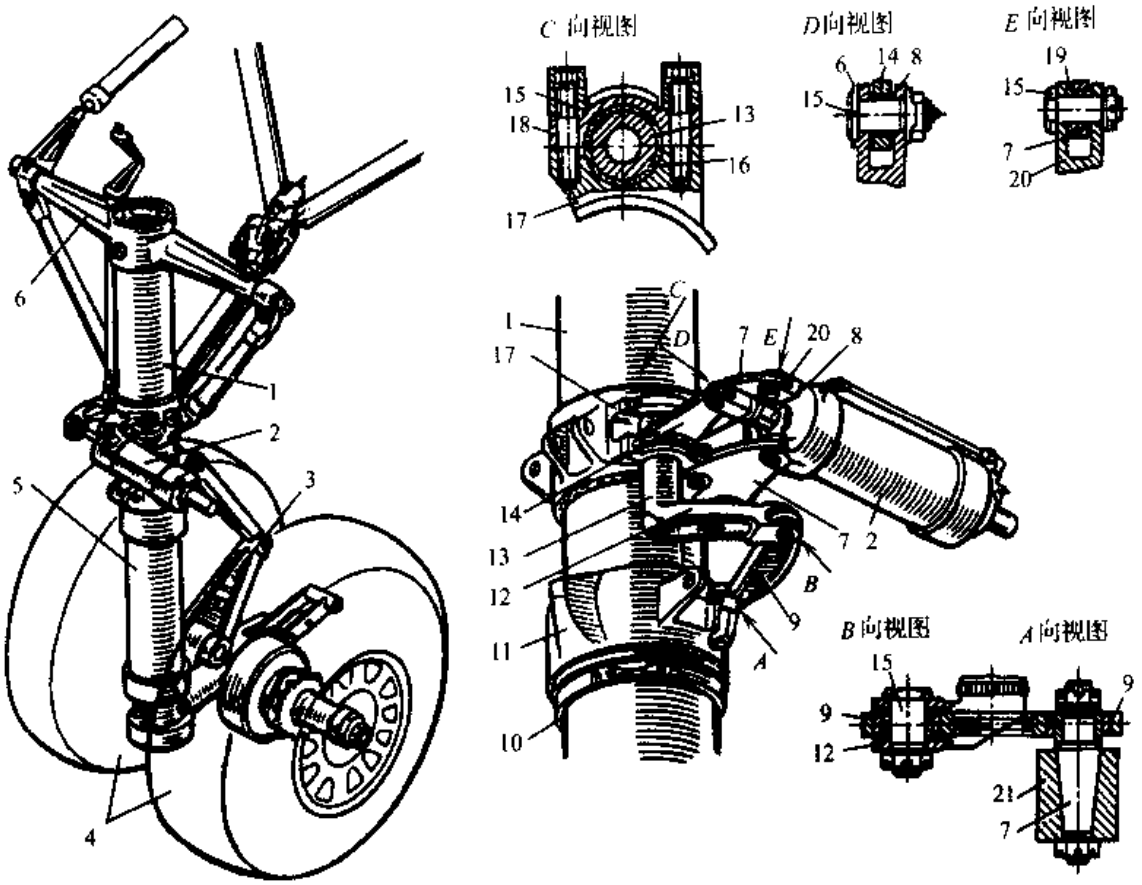


图 8－15　带双侧斜撑杆和前轮转弯机构的前起落架结构

1—支柱外筒；2—减摆器；3—扭力臂；4—机轮；5—减震支柱；6—横梁；7—上、下支臂；8—减摆器活塞杆；9—支臂；10—卡圈；11—卡箍；12、14—摇臂；13—轴；15—螺栓；16、19—衬套；17—支臂；18—堵盖；20—耳片；21—支臂。

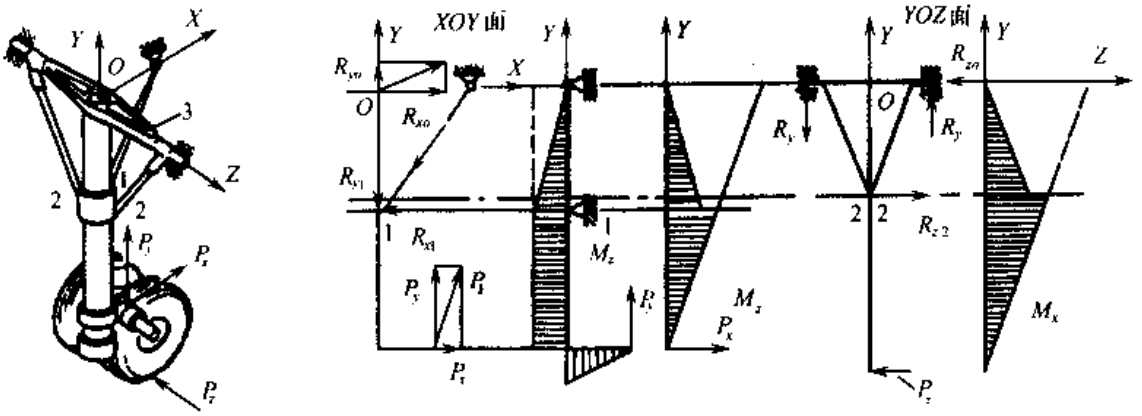


图 8－16　带双侧斜撑杆式起落架的受载和内力图

1—斜撑杆；2—侧撑杆；3—横梁。

固定在支柱上的斜撑杆和侧撑杆大大降低了支柱上的弯矩。

8.4.2　按减震缓冲器的位置和作用在其上的载荷分类

按减震缓冲器的位置和受载方式，起落架可分为支柱式和摇臂式。

一、支柱式

支柱式起落架的机轮直接悬挂在与缓冲器活塞杆相连的轮轴上，缓冲器本身就是支柱(图 8－17)。缓冲器支柱承受轴向压力、弯曲和扭矩。图 8－18 是支柱式起落架的受载方式和内力图。活塞杆上的扭矩通过扭力臂传到缓冲器外筒上，而扭力臂本身受弯。

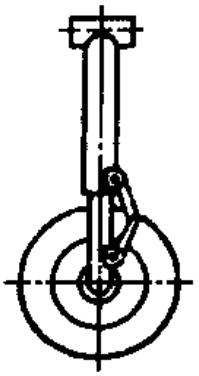


图 8－17　支柱式起落架原理图

在图 8－19 中给出了典型的扭力臂结构、各构件的结构方案、平衡 M_t 时构件的受力情况，以及扭力臂与缓冲支柱外筒和活塞杆的固定接头的结构。

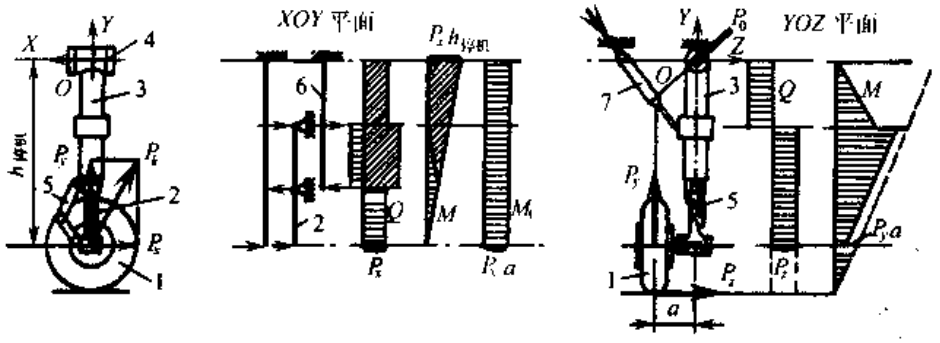


图 8－18　支柱式起落架支柱的受载和内力图

1—机轮；2—活塞杆；3—支柱；4—旋挂接头；5—扭力臂；6—外筒；7—收放作动筒。

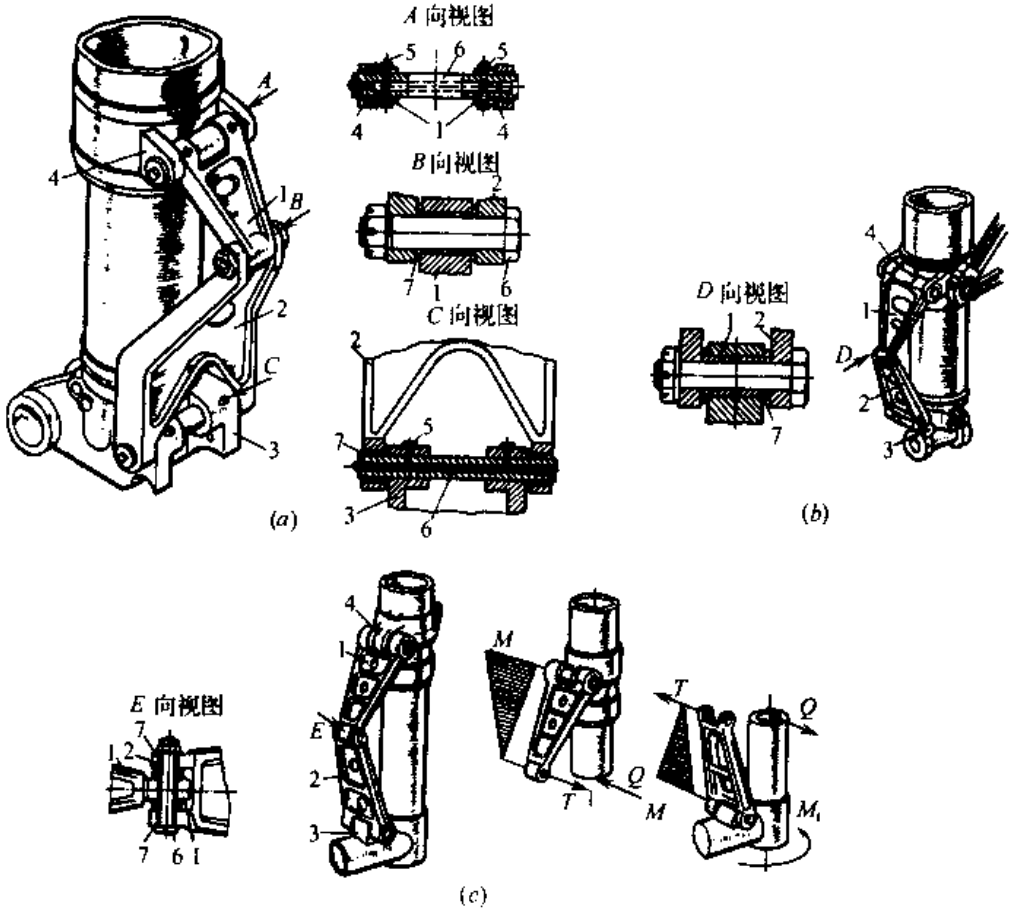


图 8－19　扭力臂及其连接接头的方案

1—扭力臂上段；2—扭力臂下段；3—活塞杆上的耳片；4—缓冲器外筒上的耳片；5,6—螺栓；7—轴承。

扭力臂的结构剖面为工字梁，按照作用在扭力臂上的载荷大小的变化，工字梁的高度向外筒固定点和向活塞杆的连接点处逐渐加大。

这种型式的起落架结构简单，因而被广泛采用。其缺点是缓冲器要受前方冲击载荷，另外，由于缓冲器受弯，轴衬上的摩擦力较大，缓冲器工作条件变坏，密封比较困难。

二、半摇臂式

半摇臂式起落架的减震缓冲器受部分起落架横向力作用，它可能要受压缩、弯曲和扭转，同时，对前方冲击有缓冲作用。图 8－20 给出了 3 种略有差异的半摇臂式起落架结构及起落架支柱的受载情况。

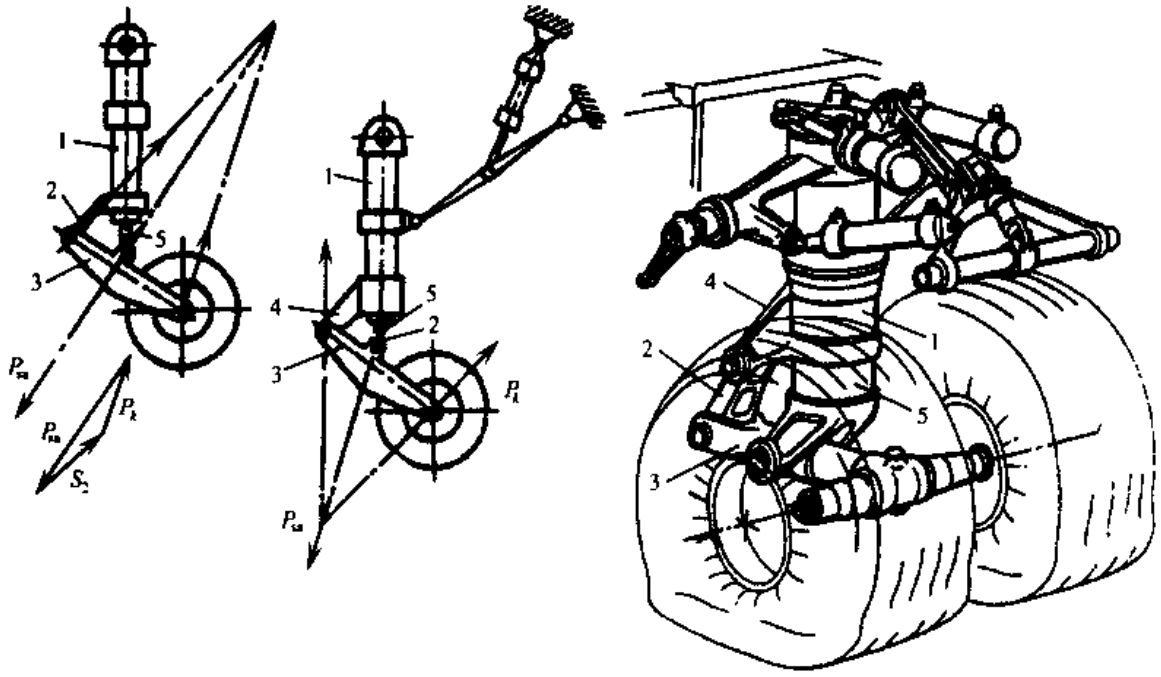


图 8－20　半摇臂式起落架

1—支柱；2—连杆；3—摇臂；4—支臂；5—活塞杆。

三、摇臂式

摇臂式起落架的减震缓冲器只受轴向力的作用。图 8－21 给出了 3 种摇臂式起落架的结构及其摇臂和支柱的受载分析。

摇臂式起落架可以承受前方冲击载荷，使得飞机在地面滑跑时更平稳。因为缓冲器只受轴向载荷，因此大大减小了缓冲器轴衬上的摩擦力，工作更加平稳，降低了摩擦损耗，改善了密封装置的工作条件。摇臂式起落架需要的收放空间较大，但缓冲器受力状态好。

图 8－21 上还给出了机轮上的力 P_k 引起的摇臂和支柱构件上的力、沿摇臂展向的 Q 图、M 图、N 图和 M_j 图。

摇臂式起落架的主要参数有：初始（压缩前）摇臂倾角 α_0 和缓冲器上的轴向力 P_{sa} 与作用在机轮上的载荷 P_k 之比——传动系数 φ。由图 8－21 可知，参数 φ 在机轮压缩时是变化的，它的值由摇臂的尺寸和位置及摇臂固定点到缓冲器轴的距离——力臂 L_p 确定。对现代飞机的摇臂式起落架，$\alpha_0 \approx 40° \sim 50°$，$\varphi = 2 \sim 3$。

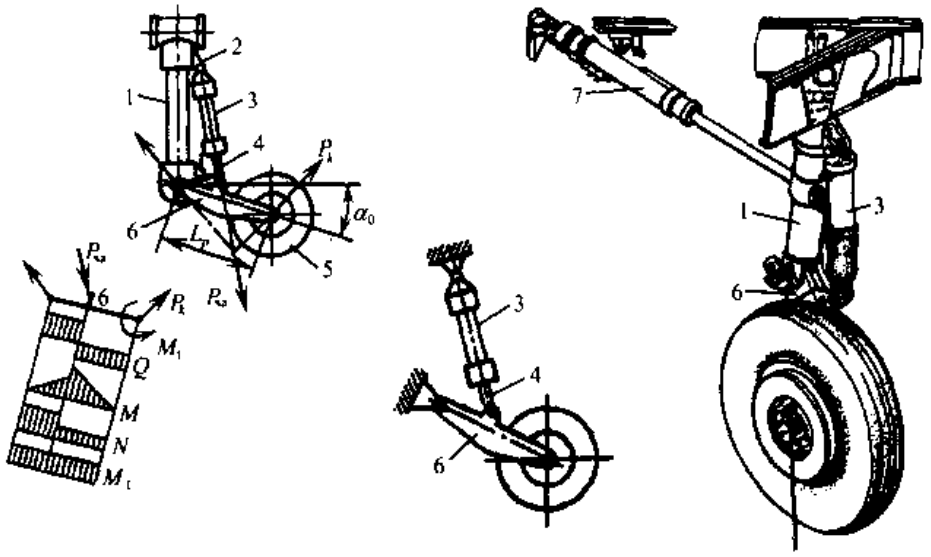


图 8-21　摇臂式起落架结构

1—支柱；2—支臂；3—减震缓冲器；4—活塞杆；5—机轮；6—摇臂；7—斜撑杆(收放作动筒)。

8.4.3　按机轮的安装方式分类

按机轮与起落架支柱的固定方式，起落架可分为半轴式、半轮叉式、轮叉式、轴式(图 8-22)和小车式(图 8-23)。

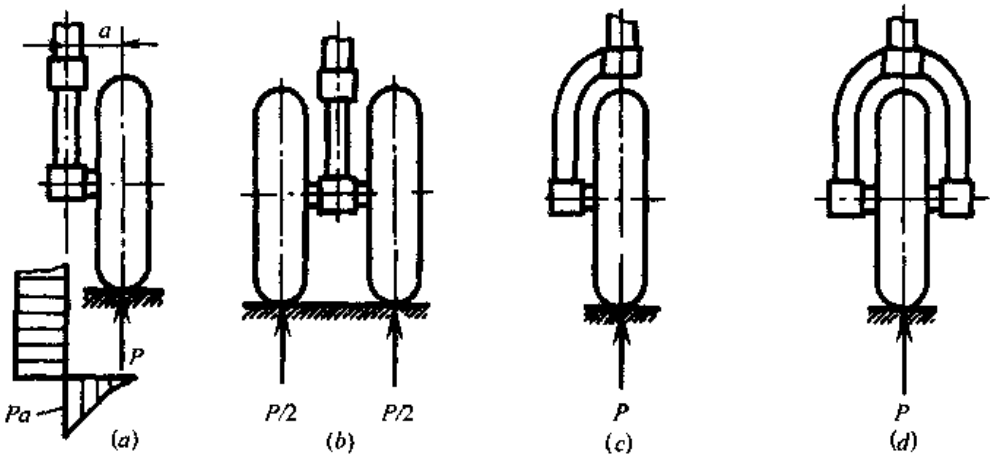


图 8-22　机轮的安装方式

(a) 半轴式；(b) 轴式；(c) 半轮叉式；(d) 轮叉式。

从图 8-22 上可以看出，在其他条件相同时(同样的机轮尺寸和停机载荷)，半轴式和轴式的起落架可能最短。但半轴式时，作用在机轮平面上的力使支柱受到附加的弯矩 $M = Pa$ 和扭矩 $M_t = P_x a$。半轮叉式和轮叉式的起落架略长，但它们自身平衡了 P 产生的弯曲和扭转(力臂 $a \approx 0$)。但由于结构较宽，造成收起困难，特别是向机翼内收起时。所以轮叉式主要用于前起落架。轴式起落架的通过性较好，机轮直径小，容易收起，常用在主起落架上。

小车式起落架的一个支柱上一般安装 4 个～8 个机轮，由于载荷分散在几个机轮上，因而它具有一系列的优点。首先，提高了起落架的生存力，因为一个轮胎的损坏不至于引

起危险。第二,降低了轮胎的磨损程度,因为机轮尺寸小,惯性矩小,容易松开。第三,提高了刹车效率,因为刹车机构分散在各机轮中,改善了散热性。在相同载荷的情况下,小车式比单轮或双轮式要轻。由于起落架舱的尺寸小,减少了起落架支柱的重量和机轮收放舱的最大面积,减小了机身或机翼上的大开口尺寸及舱门面积,因此也就减轻了重量。小车式起落架的缺点是地面运动灵活性不好,因为要使它转动,需要很大的力矩。

小车是铰支在支柱上的,当通过不平跑道、起飞着陆时飞机轴线与地面夹角发生改变或起落架收放时,小车可以绕支柱转动(图 8-23)。

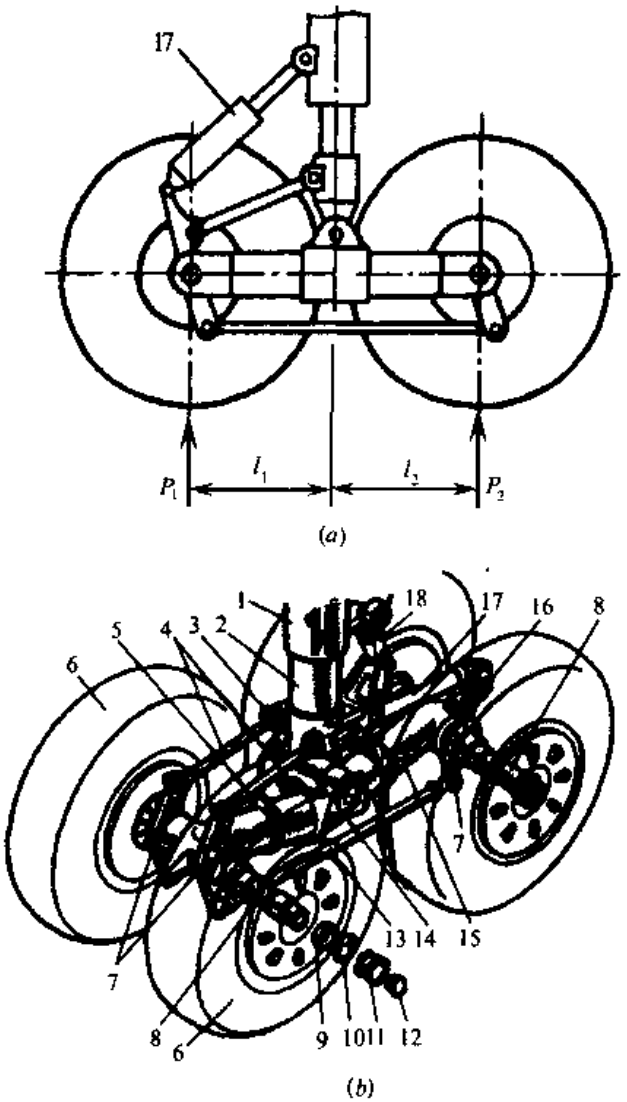


图 8-23 小车式起落架

(a) 原理图;(b) 结构图。

1—缓冲支柱;2—活塞杆;3—连接点;4—刹车拉杆;5—法兰盘;6—机轮;7—摇臂;8—轮轴;9—衬套;10—垫片;11—螺帽;12—套筒;13—刹车拉杆;14—轮轴梁上的耳片;15—轮轴梁;16—摇臂;17—稳定缓冲器;18—扭力臂。

着陆之前,小车可以是水平的,也可以前面向上倾斜。如果是水平的,所有机轮同时着地,如果倾斜,后轮先着地,然后前轮着地。小车倾斜是为了减小着陆时的前方冲击。小车相对于支柱的状态是由稳定缓冲器保证的,除此之外,稳定缓冲器还可以吸收小车相

对于悬挂轴的振动。它既可以受拉，也可以受压。有些时候，稳定缓冲器可以用杆系机构代替，该机构可以在起落架收放时使小车旋转。

对小车式起落架的主要要求之一是小车前后机轮上的载荷大小一样。如果不考虑刹车，只要前后机轮轴与轮轴梁悬挂点的距离一样，就可以满足这个要求，这很容易证明。相对于轮轴梁悬挂点使力取平衡，有

$$P_1 l_1 = P_2 l_2 \tag{8-4}$$

因为 $P_1 = P_2$，所以有 $l_1 = l_2$。

当小车机轮是可刹车机轮时，前后轮上的载荷平衡是通过专门的补偿机构实现的。如图 8-24(a)所示，前、后轮轴上装有刹车盘，轮轴梁上的轮轴可以转动。前轮轴上固连着双臂摇臂，而在后轮轴上是摇臂。两个摇臂通过拉杆相连，摇臂的另一端通过拉杆同支柱相连。

假定，机轮刹车时作用在前后轮上的地面支反力和摩擦力分别为：P_1、T_1、P_2、T_2。后轮的刹车力矩为 $M_2 = T_2 R$，它使前、后摇臂和拉杆受载；前轮的刹车力矩为 $M_1 = T_1 R$，使前摇臂受载，它们引起拉杆上的载荷为

$$S_4 = (M_1 + M_2)/a = (T_1 + T_2)R/a$$

小车相对于悬挂转轴平衡的条件是

$$P_1 l - P_2 l - (T_1 + T_2)H + S_4 b = 0$$

将 S_4 代入得

$$P_1 l - P_2 l - (T_1 + T_2)\left(H - \frac{b}{a}R\right) = 0 \tag{8-5}$$

如果选定的元件参数满足 $H/R = b/a$，那么前后轮上的载荷相等，即 $P_1 = P_2$(稳定缓冲器刚性很小，计算中可以不考虑)。

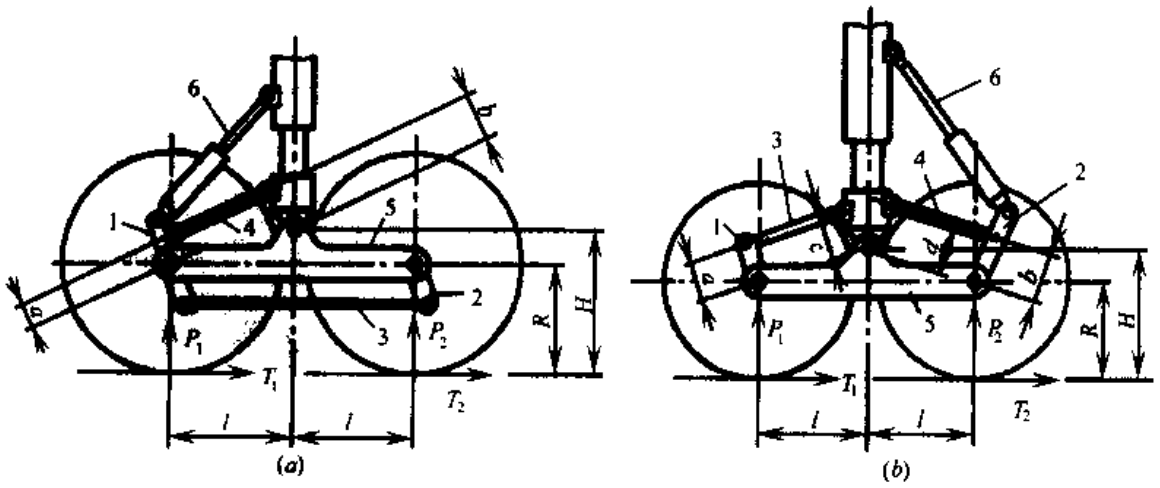


图 8-24　小车式起落架的补偿机构

1—前摇臂；2—后摇臂；3,4—拉杆；5—轮轴梁；6—稳定缓冲器。

图 8-24(b)所示的小车式起落架，是通过另外一种原理实现前后机轮上的载荷平衡的。摇臂 1、摇臂 2 在轴上的安装方式与图 8-24(a)上的一样。刹车时，前轮的刹车力矩

$M_1 = T_1 R$ 使杆产生的内力为

$$S_3 = \frac{M_1}{a} = T_1 \frac{R}{a}$$

后轮的刹车力矩 $M_2 = T_2 R$ 使拉杆产生的内力为

$$S_4 = \frac{M_2}{b} = T_2 \frac{R}{b}$$

对轮轴梁悬挂轴的力矩平衡方程是

$$P_1 l - P_2 l - (T_1 + T_2) H + S_3 c + S_4 d = 0$$

将 S_3、S_4 代入得

$$P_1 l - P_2 l - T_1 \left(H - R \frac{c}{a} \right) - T_2 \left(H - R \frac{d}{b} \right) = 0 \tag{8-6}$$

如果不考虑稳定缓冲器弹性变形的影响，选取的构件尺寸满足条件 $H/R = c/a = d/b$，则前后轮上的载荷相等，即 $P_1 = P_2$。

严格地讲，这两种结构型式的载荷平衡是近似的，因为当轮胎压缩时，参数 H 和 R 的值是变化的，而当小车相对于支柱转动时，所有摇臂的尺寸也都发生变化。

8.5 机　轮

机轮用于飞机在地面上的运动。机轮分为带刹车和不带刹车机轮两种。尾轮、自行车式起落架的辅助支撑轮以及许多飞机的前起落架机轮一般是不带刹车的。但有些飞机上的前起落架和自行车式前起落架上安装了可刹车的机轮。机轮由轮胎、轮毂和刹车装置 3 个部分组成(图 8-25)。

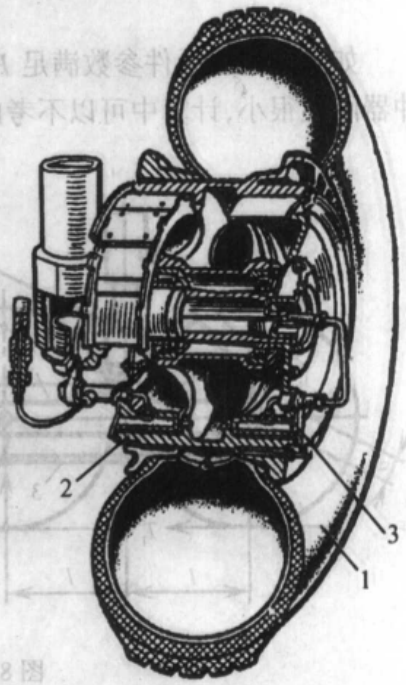


图 8-25　机轮结构

1—轮胎；2—轮毂；3—刹车装置。

8.5.1 轮胎

轮胎用于飞机在机场通行并当飞机在着陆和运动时吸收一部分撞击能量。

轮胎可以是有内胎的(图 8-26(a))，也可以是不带内胎的(图 8-26(b))。有内胎的轮胎里面有内胎和气门嘴。无内胎的轮胎里面是一层辅助的橡胶密封层。轮胎的核心部分是由高强尼龙线组成的帘布层，它承受轮胎的负荷。为了增加强度，在胎体内穿入了用专门钢丝制作的钢丝圈。帘布层外面是橡胶加强层。沿机轮外廓是用高质量橡胶做的胎面。为了提高与机场表面的附着性，胎面上有槽沟纹(非刹车机轮上可能没有纹线)。为了保护轮胎免受机械损伤并提高

其可靠性，在胎面和多层帘布层之间还装有保护性的钢丝层。冬天使用的轮胎，为了提高同土面的附着性，可以安装金属钉。

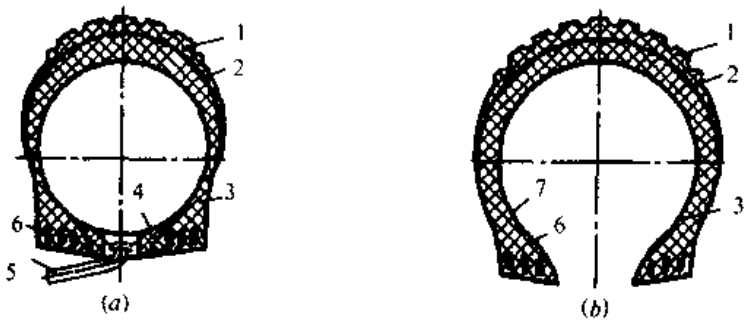


图 8－26　轮胎的型式

（a）有内胎式机轮；（b）无内胎式机轮。

1—胎面；2—橡胶加强层；3—帘布层；4—内胎；5—气门嘴；6—钢丝圈；7—橡胶密封层。

轮胎的特性取决于它的尺寸和内压。轮胎的初始内压大约是 0.2MPa ~ 2MPa，初始使用压力是由地面强度、机轮的停机载荷和起降速度的大小决定的。在吸收同样大小的功量时，高压轮胎的尺寸较小。高压轮胎用在高速飞机上，它们一般在比较硬的机场地面上起降。低压轮胎由于降低了轮子在地面上的压力而提高了轮子在不硬地面上的通过性，此时，地面的压力大约等于轮胎内的压力，因此低压轮胎主要用于在没有水泥跑道的机场上起降的飞机。

8.5.2　轮毂

轮毂可以用镁合金、铝合金、钛合金等材料铸造或锻造后再经过机械加工制成(图 8－27)。在轮缘上安装机轮，为了方便安装，一般其中的一个轮缘是可拆卸的，它借助于固定的半圆环连接在轮盘上。当机轮尺寸较小时，两半轮缘均做成不可拆卸的。机轮的安装分离面就在机轮对称面上，当把机轮安装在半个轮毂上后，用受拉螺栓将两半连接起来。从两面向轮毂轴套中压入径向止推轴承。在可制动的机轮上，刹车套装在轮盘上。

就轮毂而言，所选取的结构和材料要保证在一定的刚度条件下重量最轻。随着安装在轮毂内的刹车机构的能量提高，轮毂内的温度也升高，由于镁合金的熔化温度不是很高，也就不能再在轮毂上使用了。钛合金具有很好的应用前景，它具有较好的热稳定性及相对低的热传导性，这就降低了从刹车装置通过轮毂向轮胎及轮毂内部零件传递的热量。

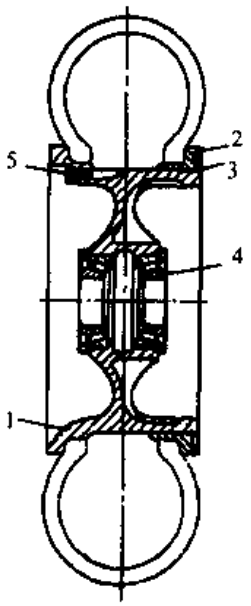


图 8－27　轮毂

1—轮盘；2—可拆卸轮缘；3—固定半圆环；4—轴承；5—气门嘴。

8.5.3　刹车装置

刹车装置用于缩短飞机着陆距离，改善飞机在机场运动的机动性。当发动机试车时刹车装置使飞机处于静止状态。

飞机着陆后，飞机高速运动的动能通过气动阻力和机轮制动时产生的摩擦力所做的

功来消耗，能量消耗得越快，着陆后的滑行距离就越短。着陆速度越大，就要采取更有效的措施来缩短滑行距离。这些措施包括：采用减速伞和减速板，通过增加气动阻力，可将滑行距离缩短 30% ~ 40%；采用发动机或桨叶推力的转向。但是，在缩短滑行距离中起最主要作用的是刹车装置，它消耗了大约 70% ~ 80% 的飞机动能。

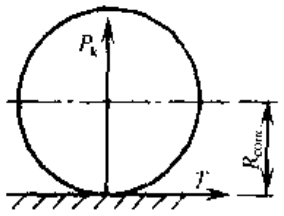


图 8 - 28　刹车力矩 M_{bra} 的确定

刹车装置要提供的刹车力矩应等于机轮同地面间产生的摩擦力对轮轴的力矩——结合力矩(图 8 - 28)。

$$M_{bra} = TR_{com} \tag{8-7}$$

式中　T——摩擦力；

R_{com}——在停机载荷作用下受压轮胎的半径。

$$T = P_k\mu \tag{8-8}$$

式中　P_k——地面对机轮的支反力；

μ——轮胎同地面的摩擦系数。

摩擦系数 μ 是一个大小可变的值，而且其变化范围很大。在某一时刻，摩擦系数可以达到自己的极限值 μ_{max}。μ 值与许多因素有关：跑道表面质量，轮胎胶面槽纹，轮胎内压、机轮运动速度等。在滑行时要使制动路径最短，就要使制动引起的最大力矩等于结合力矩，即

$$M_{bra} = \mu_{max}P_kR_{com} \tag{8-9}$$

刹车装置的结构就应该提供这么大的力矩并消耗掉因刹车产生的热量。

除了这个最基本的要求外，制动装置还应保证刹车平稳、快速制动和松开，结构要简单、紧凑、轻巧，使用方便，寿命长，可靠性高。

飞机机轮的刹车方式有 3 种：弯块式、软管式和盘式。

一、弯块式

弯块式刹车装置由壳体、两个或几个刹车弯块、刹车作动筒和恢复弹簧组成(图 8 - 29)。弯块一般是 T 型或工字型剖面，由轻质合金铸造而成。在刹车弯块的外表面安装着刹车片，它的材料要保证当同刹车套接触时产生很大的摩擦系数，经常采用塑胶。

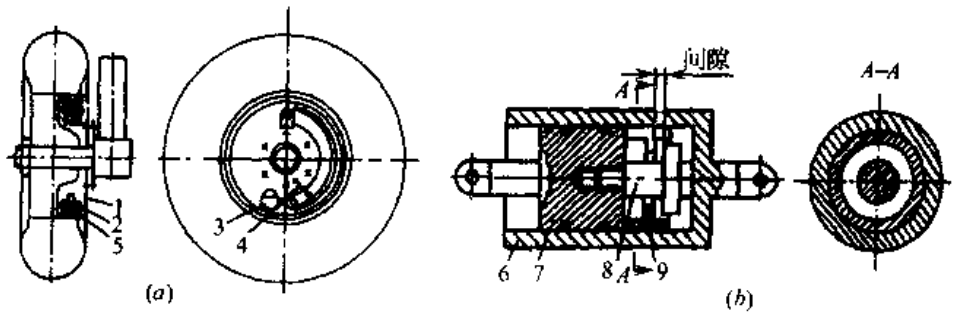


图 8 - 29　弯块式刹车

(a) 弯块式刹车装置；(b) 自动间隙调节装置。

1—壳体；2—刹车弯块；3—作动筒；4—恢复弹簧；5—刹车套；6 - 活塞筒；7—活塞；8—螺杆；9—止动环。

弯块的一端固定在与轮轴刚性连接的刹车装置的壳体上，另一端同刹车作动筒相连。开始刹车时，作动筒将弯块压向与固接在轮体上的刹车套。当刹车传动装置停止作用后，在恢复弹簧的作用下，刹车弯块离开刹车套回到初始位置。

自动间隙调节装置位于作动筒内(图 8－29(*b*))。它的基本元件是开槽的止动环，它位于支持螺杆的凸台和活塞之间，有一定间隙。开槽的止动环通过张力安装在活塞筒上，张力大于由刹车块的恢复弹簧施加给活塞的力。当刹车弯块和刹车套磨损后，螺杆的凸台压向环的凸台，结果，环的凸台随活塞一起移动，移动量为磨损量。当刹车制动时，在刹车弯块的恢复弹簧力作用下，活塞运动到环挡板的位置，这样就保持了固定的间隙。

为了在给定压强条件下提高刹车力矩，需要提高刹车弯块同刹车套的接触面积。图 8－30 给出了不同弯块数量的各种弯块式刹车装置，所有弯块式刹车装置中都装有当弯块磨损后调节弯块和刹车套之间间隙的装置，这个间隙在 0.3mm～0.4mm 之间。

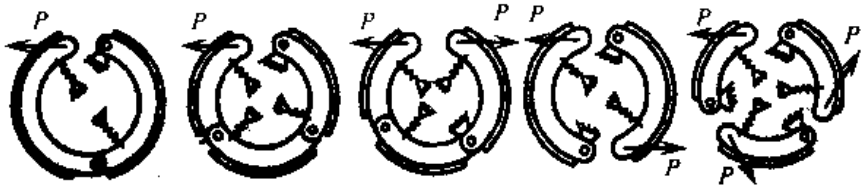


图 8－30　不同形式的刹车弯块

刹车弯块的驱动装置可以是冷气或液压。液压驱动的优点是结构尺寸小，驱动效率高。

弯块式刹车的缺点是：不能覆盖 360°；必须仔细调节刹车弯块与刹车套之间的间隙；弯块的磨损不均匀。但因其结构简单、重量轻，目前仍用于轻型低速飞机上。

二、软管式

软管式刹车装置由刹车盘、环形制动软管和刹车块组成(图 8－31)。在与轮轴相连的铸造刹车盘上，通过螺钉固定了两个压制的圆盘，形成刹车装置的环箍，其上是橡胶的环形刹车软管，软管表面上是刹车块。刹车块也是由钢骨架加强的塑胶制造的。

当向橡胶软管中加液压或压缩空气时，软管鼓起，使其上的刹车块压紧刹车套，相互之间发生摩擦，就实现了刹车。

当压力释放，在恢复板簧(板簧的两端连在盘的侧边并穿过刹车块上的槽沟)的作用下从刹车套松开，机轮放开。

软管式刹车的优点是结构和制造简单；刹车块与刹车套接触面大(几乎 360°)；制动平稳；沿刹车套表面压力均匀，因此刹车块的磨损也均匀；结构重量轻。它的缺点是软管可能会因为温度过高而损坏，导致刹车失灵；由于刹车块的磨损会增加刹车的时间。当刹车块有磨损时软管不能调节刹车块与刹车套之间的间隙。间隙的增加导致需要更大的液压，从而增加了刹车块压向刹车套的时间。

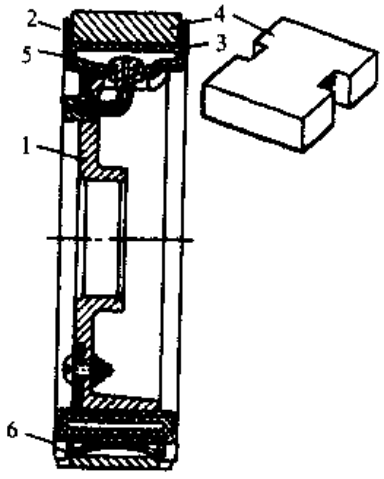


图 8－31　软管式刹车

1—刹车盘；2,3—圆盘；4—刹车块；5—软管；6—板簧。

三、盘式刹车装置

盘式刹车装置由壳体、静动盘片、气缸和恢复弹簧组成(图 8－32)。

在刹车装置壳体的槽中安装有静片,而在静片之间是动片,它们安装在轮毂的槽中。动片和静片均由钢、铸铁或金属陶瓷制造。现代飞机的刹车片也有用碳－碳复合材料制造的。

当通过液压或气压向气缸中输送液体,活塞移动、压紧压盘,而压盘又压向动静盘,引起机轮制动。

当压力释放后,在恢复弹簧的作用下,活塞回到原来的位置,机轮松开。

盘式刹车装置中有自动调节间隙机构,当摩擦板磨损后,它能自动保持动盘与静盘之间的固定间隙,确保固定的活塞工作行程。

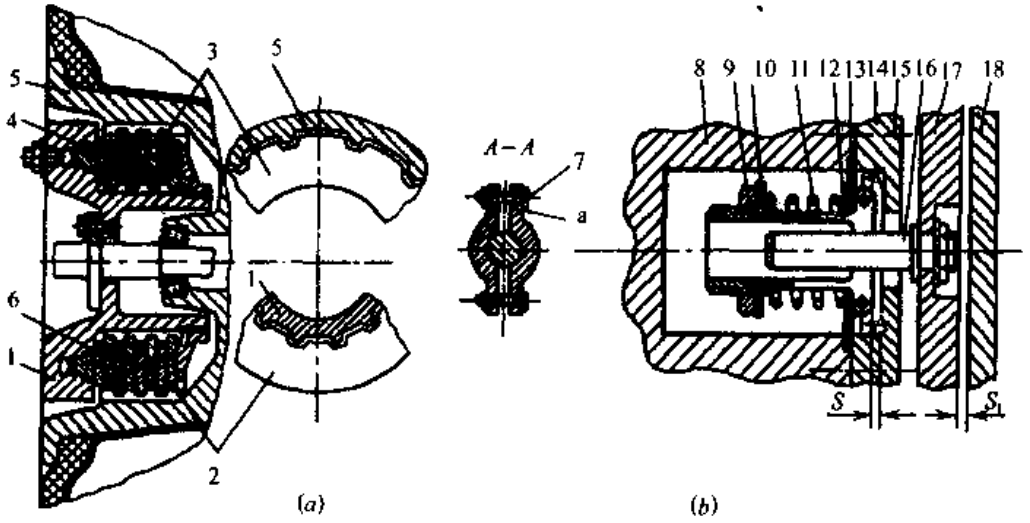


图 8－32　盘式刹车

(a) 盘式刹车结构;(b) 自动调节间隙机构。

1,8—壳体; 2—静片; 3—动片; 4—活塞; 5—机轮; 6—压盘;7—螺栓; 9—螺帽; 10—圆盘; 11—恢复弹簧; 12—卡箍; 13—圆环; 14—顶盖; 15—螺栓; 16—拉杆; 17—压盘; 18—静盘。

自动调节间隙机构如图 8－32(b)上所示,它是同刹车防抱死组件连为一体的。在这个组件中有拉杆,它位于切开的卡箍内部,一端与压盘相连。在圆环(它借助于螺钉和顶盖固连在壳体上)和圆盘之间是用螺帽压紧的恢复弹簧。卡箍的两半片"a"通过螺栓夹紧,使得拉杆的夹紧力大于恢复弹簧的力。整个组件安装在壳体内,气缸也位于此。当活塞运动时,压盘和由卡箍夹紧的拉杆一起移动,这时,使弹簧压缩到与压盘移动的同样距离。当松开刹车时,弹簧使卡箍、与之相连的拉杆、压盘移动,使得刹车盘之间形成间隙,实现松刹。当摩擦片有了磨损,压紧盘和静盘之间的间隙 S_1 变得比设计间隙 S 大,那么,压盘移动的距离就应该是 $S_1 > S$,当卡箍接触到顶盖,拉杆克服弹簧的摩擦力,在活塞力的作用下继续移动一个等于磨损的距离,这样就自动保持了固定间距。

同其他刹车型式相比,在同样能量和效率下,盘式刹车装置的外形尺寸最小,因此就更容易安装在机轮上。它的优点是工作平稳,由于从刹车盘到轮毂的热传递接触面积较小,当刹车产生热量时轮胎破坏的可能性也较小。其缺点是重量大,冷却速度慢,为了克服这个缺点,在有些起落架上采用强制冷却。

8.5.4 自动防抱死系统

前面已经讲过，当摩擦系数为极限值时，刹车效率最好。这个摩擦系数对应于临界相对滑动状态。

由于某种原因使刹车力矩增大，滑动的可能性增大，会导致摩擦系数急剧减小并使机轮完全刹死不转，即抱死。发生机轮抱死也可能是由于刹车力矩不变而机轮与地面的结合力矩急剧减小而引起的。结合力矩的减小可能是由于摩擦系数的减小（在潮湿或结冰地面运动），或者是因为机轮上的径向载荷（例如，多轮式起落架的其中一个机轮通过跑道上的凹陷地方）减小引起的。机轮抱死（即拖胎），会引起轮胎面局部磨损，个别情况下会引起机轮破坏。此外，拖胎时还会出现危险的“侧滑”，严重时会引发事故。

如果当机轮滚动时，在一定的刹车力矩条件下，刹车刚好能产生对应于极限摩擦系数的滑动，则刹车效率最高并能避免“拖胎”现象，这就是刹车自动调节装置的作用。

目前最广泛使用的是带电子惯性传感器的自动调节装置。

电子惯性传感器是由惯性飞轮（它里面压入一个斜槽套筒套）、飞轮轴、顶杆和摇臂组成（图 8－33）。飞轮和套筒一起套装在传动杆上，在传动杆的另一端上安装有小齿轮，小齿轮同装在轮毂上的大齿轮啮合。惯性飞轮同套筒通过专门的摩擦离合器连接。当出现拖胎现象时，机轮转速急剧下降，套筒的转速也急剧下降，飞轮在惯性力作用下相对于套筒空转，由于套筒上有斜槽，飞轮使顶杆移动。顶杆压向摇臂，摇臂开始转动，开启端部的微动电门，引起向控制电磁阀传递电脉冲信号。当拖胎停止后，机轮加速旋转，惯性飞轮相对于套筒移动到另一面，使弹簧引起摇臂和顶杆回到初始位置，同时向电磁阀传递的脉冲信号停止。

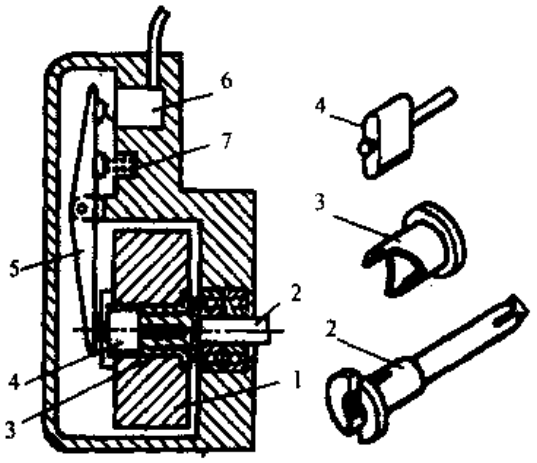


图 8－33 自动防抱死系统的惯性传感器

1—惯性飞轮；2—传动杆；3—斜槽套筒；4—顶杆；5—摇臂；6—微动电门；7—弹簧。

电子传感器实际上就是由机轮驱动的电机，电机的电压正比于机轮的旋转速度。当拖胎时，机轮转速的急剧下降引起电机电压的降低，就引起相应的继电器触点闭合，松刹电磁阀接通。当机轮转速急剧提高，又引起电机电压的提高，使另一个继电器触点闭合，刹车电磁阀断开。

8.6 起落架的减震缓冲装置

8.6.1 起落架减震缓冲装置的用途

起落架的减持缓冲装置用于飞机着陆和在不平跑道上运动时吸收和消耗冲击能量，承受作用在起落架上的载荷。着陆时的冲击功量 A 取决于飞机着陆重量 m_{ld}和垂直下沉速度 V_{ye}，计算式为

$$A = \frac{1}{2} m_{ld} V_{ye}^2 \tag{8-10}$$

它将被缓冲系统以变形能 A_{def}的形式吸收。对于一般飞机来说，$V_{ye} \approx 3.0\text{m/s} \sim 4.0\text{m/s}$，对于每一组前、主起落架的缓冲系统，应吸收的使用功为

$$A_e = \frac{1}{2} m_{ld} (V_{ye})^2 \tag{8-11}$$

式中 m_{ld}——着陆当量质量。

飞机经常以两点着陆，极个别的情况是三点水平着陆。当两点着陆时，一个主起落架上的当量质量是 $m_{ld} = m_{eq} = G_{ld}/(2g)$；三点水平着陆时，对前起落架 $m_{ld} = m_{eq} = \frac{a + H\mu G_{ld}}{e + a \cdot g}$(图 8-4)。飞机接地后跑道作用在轮胎上的力 $\sum P_k$ 在飞机重心有向下位移 H_{cg}时所做的功决定了值 A_{def}，即

$$A_{def} = \int_0^{H_{cg}} \sum P_k \mathrm{d}H = \frac{1}{2} m_{ld}^2 V_{ye}^2 = PH_{cg} \tag{8-12}$$

式中 P—— $\sum P_k$ 的平均值，是飞机重心位移从 0 到 H_{cg}时作用在飞机支柱上的载荷。

$$PH_{cg} = \frac{1}{2} m_{ld} V_{ye}^2 \tag{8-13}$$

由式(8-13)可以看出，飞机着陆时重心的位移量 H_{cg}越大，作用在起落架结构上的载荷就越小，起落架上的过载 $n_{ld} = \left(\sum P_k\right)_{max} / \sum P_{kst}$ 也就越小。

机体结构和跑道的变形可以使飞机重心下沉，但是机体结构的变形不大，土壤的变形也很小。为了提高 H_{cg}值，从而减小作用在起落架上的$\left(\sum P_K\right)_{max}$值，在起落架结构中引入了弹性(可变形的)构件——轮胎和减震缓冲器。对于前三点式飞机，着陆时主起落架轮胎的压缩量用 δ_{ty}表示，而缓冲器的行程为 δ_{sa}，当起落架为支柱式结构型式时，$H_{cg} = \delta_{ty} + \delta_{sa}$，起落架为摇臂式结构型式时，$H_{cg} = \delta_{ty} + h_{vk}$，其中 h_{vk}为机轮着陆时的垂直位移(它与 δ_{sa}和传递系数 φ 有关)。对于轻型机动飞机，机轮式起落架的 H_{cg}可以达到 250mm ~ 400mm，对于非机动重型飞机可达 600mm ~ 700mm。

对于非机动重型飞机，曲线 $\sum P_K = f(H)$(图 8-34(c))较平滑。飞机着陆时，H_{cg}越大，起落架受到的载荷 $\sum P_K$ 就越小，起落架传给机身或机翼的载荷也相应减少，加强结构件的重量也就越小。在这种飞机上可以采用结构高度较低的摇臂式起落架，使 h_{vk}值增大，或者采用增加多轮式起落架的缓冲器数量和支柱数量的措施来降低缓冲刚度(使导数

$\mathrm{d}\sum P_k/\mathrm{d}H$ 减小），在许多情况下也能减轻结构重量。但是，H_{cg}值的增加意味着支柱外形尺寸和重量的增加。

对于轻型战斗机，要求起落架的支柱紧凑且便于收入，就很难保证有大的 H_{cg}值。所以它们的过载水平较高，而缓冲器偏硬。但这种飞机的机体本身能承受飞行中的大过载，所以其部件并不需特别地加强。

曲线 $\sum P_K = f(H)$被称为飞机起落架缓冲器功量曲线。曲线 $\sum P_K = f(H)$和横轴所围的面积就是减震缓冲器吸收的功：$A_{def} = A_{kin} = \frac{1}{2} m_{ld}^2 V_{ye}^2$。减震缓冲器的效率系数为

$$\eta_{sa} = A_{def}/\left(\sum P_{ek} H_{ecg}\right) \tag{8-14}$$

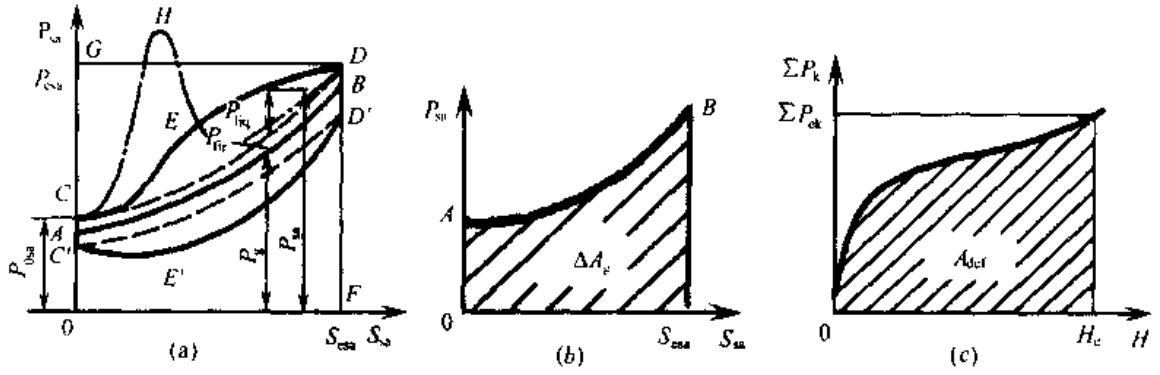


图 8-34　单腔式缓冲器的功量图

效率系数主要取决于缓冲系统的刚度 $\left(\mathrm{d}\sum P_k/\mathrm{d}H\right)$ 特性。轮胎吸收的能量大部分又释放给了飞机，从而引起飞机振动。但是，减震缓冲系统中缓冲器吸收的大部分冲击能量都转化成热能消散到了大气中，这就使飞机的振动很快衰减。轮胎吸收 10% ~ 15% 的飞机着陆动能，而剩下的 80% ~ 85% 由缓冲器吸收，所以，起落架的缓冲性能主要取决于减震缓冲器的性能。

起落架的减震缓冲系统，应该能在给定最大使用下沉速度 V_{ye}和最大允许着陆质量 m_{ld}下，也就是说在额定使用功值的条件下，当作用在起落架上的载荷不超过 $\sum P_{ek}$ 时，能吸收全部的功值 $A_e = \frac{1}{2} m_{ld} V_{ye}^2$。

8.6.2　对减震缓冲器的要求

对每个起落架的减震缓冲器，要求在飞机着陆时，起落架构件上的载荷不超过使用值，并吸收和消耗传到起落架上的额定能量，同时减震缓冲器的尺寸和重量应尽量小，满足强度和耐久性要求。因此，对减震缓冲器的基本要求如下所述。

(1) 减震缓冲器应能吸收额定能量 A_{esa}。

(2) 减震缓冲器活塞杆力 P_{sa}变化要平缓，当减震缓冲器压缩到最大位置时，P_{sa}达到最大值 P_{esa}（图 8-34(a)中的减震缓冲器功量曲线上的 CED 线）。这样，减震缓冲器的刚度 $\mathrm{d}P_{sa}/\mathrm{d}S_{sa}$变化比较平稳。为了避免减震缓冲器压缩时的载荷超过使用值 $P_{sa} > P_{esa}$，在它的结构中应有载荷峰值"切除"装置（图 8-34(a)的线段 CHD）。例如，加抗过载装置，或者减震缓冲器本身做成双腔式的。

(3) 减震缓冲器应在正、反行程均可使用。正、反行程的时间应不超过 0.8s，这样消耗所吸收的能量应不影响减震缓冲器承受下一次冲击，从而避免飞机产生振动。减震缓冲器的性能尽可能不随外部介质条件变化。

(4) 减震缓冲器的使用性要好，维护简单。

按工作介质缓冲器可分为橡皮(塑胶或橡皮绳)式、弹簧摩擦式、油－气式、油液式等等。现代飞机起落架中最广泛采用的是油气式缓冲器，它能较好地满足上述对缓冲器的各种要求。

8.6.3 单腔油－气式减震缓冲器

一、单腔油－气式减震缓冲器的型式及工作原理

油－气式减震缓冲器有多种结构型式，最常用的是柱塞式(图 8－35)。

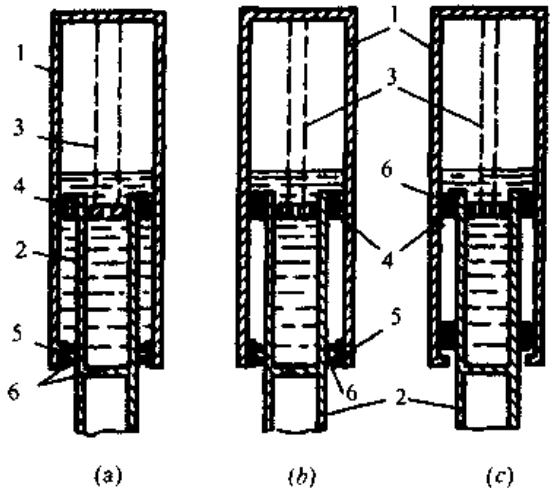


图 8－35 柱塞式油－气式减震缓冲器的型式

(a) 支柱和外筒之间有环形腔；(b)、(c) 无环形腔。

1—活塞筒；2—活塞杆；3—柱塞；4—上轴衬；5—下轴衬；6—密封圈。

柱塞式减震缓冲器的基本部分是活塞筒、活塞杆和柱塞。减震缓冲器的下腔充满了油液，而上腔中是气体。在有些减震缓冲器中，在活塞杆和外筒之间的环形腔里也充满了液体(图 8－35(a))，而有些减震缓冲器中没有这个腔(图 8－35(b)、图 8－35(c))。在活塞筒内可移动的活塞杆支持在上、下两个轴衬上。在带环形腔的减震缓冲器上，上轴衬固定在支柱上，而下轴衬固定在活塞筒上，活塞筒的下轴衬上装有防止液体从活塞内漏出的密封圈。在不带环形腔的减震缓冲器上，上轴衬固定在支柱上，而下轴衬可以固定在活塞筒上(图 8－35(b))，也可以固定在支柱上(图 8－35(c))。如果下轴衬装在减震缓冲器的活塞筒上，而且减震缓冲器就是支柱，那么当减震缓冲器收上时，加大了密封圈之间的距离，从而当有侧向冲击时，可减小作用在活塞筒上的载荷。在摇臂式起落架的减震缓冲器上，如果缓冲器只受轴向载荷，两个轴衬都可以装在减震缓冲器上。如果下轴衬装在活塞筒上，那么密封圈就可以装在下轴衬上，如果下轴衬装在活塞杆上，则密封圈可以装在上轴衬上，也可以装在下轴衬上。

在油－气式减震缓冲器中，气体作为弹性体，吸收一部分能量，并使减震缓冲器能回复到初始位置，经常采用氮气。而液体通常是酒精甘油混合物或专门的一种油，用于消耗

缓冲器吸收的一部分能量。

在减震缓冲器压缩(正行程)时气体压缩,压缩过程是在很短的时间里完成的,在这段时间里,气体的热还来不及通过活塞筒壁散掉。如果气体与液体完全隔离,则气体压缩过程是绝热的。但在这里,气体的一部分热能传给了液体,则气体压缩过程是多变的。

同时,在缓冲器的压缩过程中,液体通过小孔从一个腔流向另一个腔。在没有环形腔的缓冲器上,液体通过柱塞上的小孔和(或)柱塞与支柱之间的间隙,由支柱腔流向活塞筒腔。而在带环形腔的缓冲器上,液体还可以通过上轴衬上的小孔从活塞筒腔流入环形腔。这时,由于有液压阻力,液体发热。克服液体流经小孔的阻力消耗的能量转变成热能,并通过活塞筒壁耗散到大气中。

气体压缩储存的能量使减震缓冲器开始伸长,这时液体通过小孔反向从一个腔流向另一个腔,气体的一部分能量消耗在克服液体流动阻力上,引起液体加热。消耗在克服液体阻力的能量转化成热能并通过热能通过活塞筒壁耗散到大气中。压缩空气的另一部分能量转变成飞机质心上移的势能,在减震缓冲器的最后一个工作循环后被完全消耗。

如果不考虑轴衬上的摩擦力,油-气式减震缓冲器的工作曲线如图 8-36 所示,纵坐标表示作用在活塞杆上的力,横坐标表示活塞杆的行程。面积 *OABCFO* 就是气体压缩消耗的能量,曲线 *ABC* 就是气体多变曲线。在正行程中,由于油液流过小孔时受到阻力,以热的形式消散了一部分能量,即面积 *ABCDA*。缓冲器吸收的全部能量就是面积 *OADCFO*。在反行程时,也要克服小孔对油液的阻力,以热的形式消耗的能量为面积 *ABCEA*。这样,面积 *ADCEA* 就是在缓冲器一个工作循环中以热的形式消耗的能量。

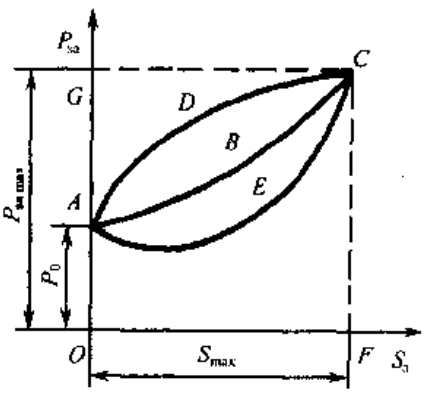


图 8-36 油-气式减震缓冲器的工作曲线

二、单腔油-气式减震缓冲器的构造

减震缓冲器的外筒和支柱是由高强度合金钢制造的。活塞筒的上部有注油孔,用带螺纹的塞子盖严,还有气管嘴。

柱塞是带有活塞的钢管,管上有孔,孔将塞柱的内腔和活塞筒腔连通起来。

轴衬是铜的。上轴衬可以通过螺纹旋在支柱上,也可以用螺帽固定在支柱上。下轴衬固定在活塞筒上,可以嵌入活塞筒上并用螺帽固定,也可以通过螺纹旋在活塞筒上(图 8-37)。装在支柱上的下轴衬可以通过螺纹旋在支柱上(图 8-38)或用螺帽固定在支柱上。经常用这种轴衬压紧密封圈。螺帽和螺帽-轴衬,不管是上面或下面的,都要用螺钉锁住。

密封垫圈组是由上、下带槽的圆环、一组胀圈、一组放置在胀圈之间的带槽圆环组成。带槽圆环一般是铝合金的。

在有些减震缓冲器上,密封圈是安装在轴衬上的圆剖面橡皮圈,这时轴衬不能有螺纹,而用螺帽固定。在图 8-39 上给出了安装在下轴衬上的橡皮密封圈的结构。

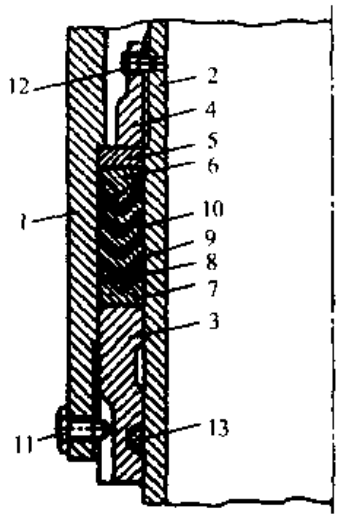


图 8－37　带密封垫的下轴衬式
1—外筒；2—活塞杆；3—螺帽－轴衬；4—限制螺帽；5—支撑环；6,7—带槽的上、下圆环；8—皮碗；9—橡胶皮碗；10—中间的带槽圆环；11,12—保险螺栓和螺钉；13—密封圈。

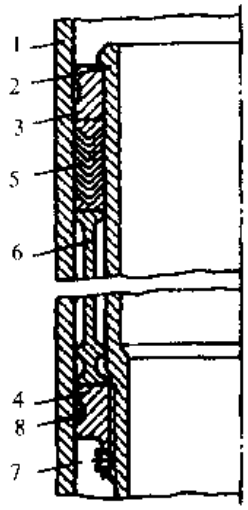


图 8－38　轴衬连在活塞杆上
1—外筒；2—活塞杆；3,4—上、下轴衬；5—密封垫；6—支撑轴衬；7—保险螺栓；8—密封圈。

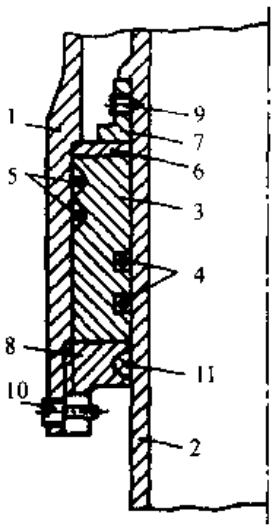


图 8－39　带橡胶密封圈的下轴衬式
1—外筒；2—活塞杆；3—轴衬；4,5—密封圈；6—垫圈；7—限制环；8—螺帽；9,10—保险螺栓；11—密封圈。

图 8－40 给出了在正行程中实现缓冲的制动活门的安装方式。

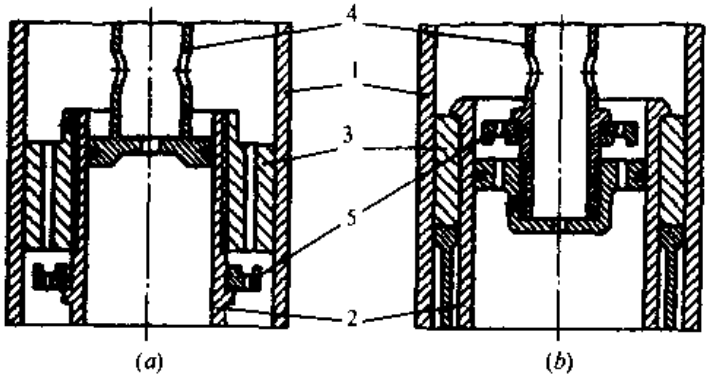


图 8－40　制动活门
（a）装在上轴衬下面；（b）装在柱塞上。
1—外筒；2—活塞杆；3—上轴衬；4—柱塞；5—环形游动阀。

在支柱和活塞筒之间带有环形腔的减震缓冲器上，反行程时的缓冲是靠安装在上轴衬下面的制动活门实现的（图 8－40（a））。这个活门实际上就是一个圆环，它上面有小孔，小孔的面积比轴衬上小孔的面积小得多。正行程时，通过轴衬孔从上腔流入环形腔的液体压开活门，活门不会阻止液体的流动，反行程时，制动活门在压力的作用下紧紧地压在轴衬上，遮盖了轴衬上的所有小孔。这时，液体只能通过活门上非常小的孔由环形腔流向上腔，以此实现缓冲。

在没有环形腔的减震缓冲器上，这种制动活门安装在柱塞上（图 8－40（b））。

通过安装油针（图 8－41（a））或带特形槽的套筒（图 8－41（b））的方法也可以改变支柱运动过程中液体通过的面积。油针剖面和套筒上开槽的剖面面积是变化的，其变化规

律能使在行程开始时即减震缓冲器的速度最大时，油液的通过面积要大，然后油液的通过面积逐渐变化，以此使支柱上的力的大小满足要求。

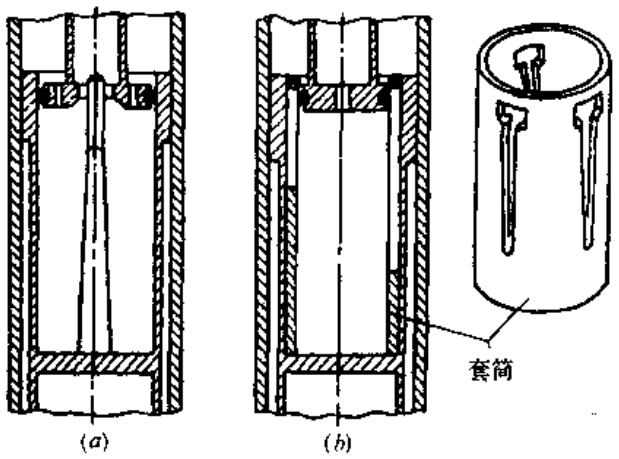


图 8-41　支柱行程中可改变液体通过面积的缓冲器示意图

油－气式减震缓冲器的实际工作曲线与图 8-36 上的曲线是不同的。减震缓冲器所吸收能量的一部分还将消耗在克服轴套和密封圈上的摩擦力所作的功。考虑摩擦力以后，减震缓冲器的工作曲线如图 8-34(a)所示。当气体压缩时，消耗了一部分能量，就是 ΔA_g。在缓冲器工作曲线 $P_{sa}=f(S_{sa})$ 上，ΔA_g 就是气体多变压缩曲线与横坐标之间的面积。当缓冲器的可动部分向上运动时，为克服与轴衬之间，及密封装置之间的摩擦力，又消耗了约 10% 的总能量 A_{esa}，在图 8-34(a)上，就是面积 *ABDC*。最后，当液体通过柱塞上的小孔时，为克服小孔对液体的阻力而消耗掉了其余一部分能量 ΔA_{liq}，即在图 8-34(a)上的面积 *CEDC*。这样，在工作曲线上，减震缓冲器吸收的所有能量 A_{esa} 就是曲线 *CED* 与横坐标之间围成的面积。当正行程结束后，外载荷停止作用，压缩气体中储存的能量使缓冲器的所有可动部分恢复到初始位置，这个过程就是减震缓冲器的反行程。反行程中，减震缓冲器的功量曲线取决于克服摩擦力的功(面积 *ABD′C′*)和液体功(面积 *C′D′E′C′*)。接着，再准备承受下一次冲击。

缓冲器的吸能效率用充实系数 η 表示，它是缓冲器的实际吸收能量与理想吸收能量之比，定义为(图 8-34(a))

$$\eta=\frac{\text{实际吸收能量}}{\text{理想吸收能量}}=\frac{\text{面积 }OCDFO}{\text{面积 }OGDFO}=\frac{\text{面积 }OCDFO}{P_{esa}S_{esa}} \tag{8-15}$$

充实系数表示了功量曲线的充实度，η 的值一般为 0.6～0.8。

衡量减震缓冲器好坏的另一个系数是热耗系数 χ，它是缓冲器实际耗热能量与实际吸收能量之比，从功量图(图 8-34(a))上可得到

$$\chi=\frac{\text{面积 }CDD'C'C}{\text{面积 }OCDFO} \tag{8-16}$$

显然，有限流孔和变油孔装置的减震缓冲器，这两个系数都比较大。

8.6.4　双腔油－气式减震缓冲器

双腔式减震缓冲器的缓冲支柱上有两个彼此独立的气室，它比单腔式具有更软的缓冲性能，从而可降低作用在结构上的载荷，保证飞机地面运动的平稳性并在飞机满载时增

加减震缓冲器的行程。

图 8－42 上给出了一种双腔式减震缓冲器的构造简图，它有两个气室，一个是低压气室，另一个是高压气室。低压气室初始充气压力为 p_{10}，气室初始容积为 v_{10}，高压气室初始充气压力为 p_{20}，气室初始容积为 v_{20}，且 $p_{20} > p_{10}$。当有外力作用时，减震缓冲器内筒开始压缩，这时低压气室 v_{10}开始压缩，内压开始增大，此时为第 1 阶段。当行程到 S_1 时，低压气室内压达到 $p_{1c} = p_{20}$时（略去摩擦），高压气室开始压缩，这时低压气室压缩到 v_{1c}。从这一点开始，高压气室与低压气室一起压缩，而相当于一个新的初始容积 $v_{20} + v_{1c}$，初始压力为 p_{20}。此阶段为第 2 压缩行程，因此第 2 阶段的曲线比较缓和，两阶段的静压缩曲线如图 8－43 所示。

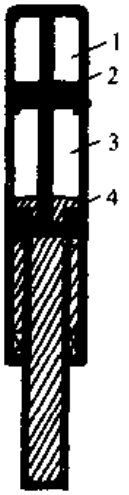


图 8－42　双腔式缓冲器的构造简图
1—高压气室；2—第二级活塞；
3—低压气室；4—第一级活塞。

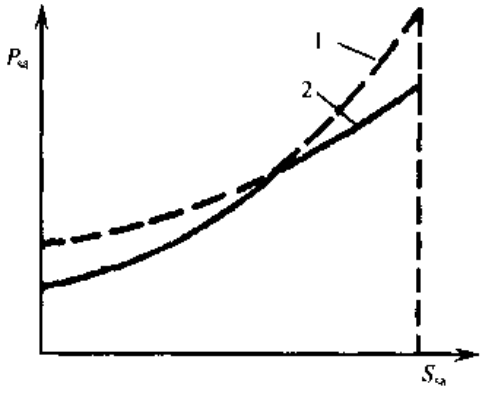


图 8－43　双腔式缓冲器的两个压缩阶段
1—低压气室压缩曲线；
2—高压气室压缩曲线。

8.6.5　油液式减震缓冲器

一、油液式减震缓冲器的工作原理

油液式减震缓冲器是利用液体作为弹性元件。有些液体在高压作用下具有相对高的体积压缩比。例如，煤油在 $p = 350\text{MPa}$ 的压力作用下体积可以压缩 15%，但是，液体的体积压缩性好，其润滑性就差，液体与减震缓冲器轴衬之间的摩擦力增大，为了解决这个问题，可以在油液里加入轻质矿物油。

油液式减震缓冲器的工作原理如图 8－44 所示。减震缓冲器由活塞筒、带活塞的支柱和密封装置组成。活塞将缓冲器的内部容积分为两个腔，腔内充满有一定初压的油液，两腔之间通过活塞上的小孔连通。

在支柱压力作用下，减震缓冲器压缩，活塞筒内部体积变小，油液受压并同时通过小孔从一个腔流入另一个腔。冲击载荷的所有能量都被油液吸收，其中一部分使油液压缩并储存在油液中，另一部分消耗在使油液通过小孔时克服摩擦力上，这时油液会发热。消耗在克服液体阻力并发热的那部分能量，转变成热能后通过筒壁消散在大气中。图 8－45 为不考虑轴衬处摩擦力情况下油液式减震缓冲器的工作曲线。曲线 *ABC* 表示压缩油液必须的压力 P_{com}随减震缓冲器行程的变化，面积 *OABCFO* 表示正行程中消耗在液体

压缩上的能量。在正行程中为克服油液阻力所需的力是 P_{liq}，所以，面积 *ADCFOA* 就是缓冲器吸收的所有能量。面积 *ADCBA* 就是当油液流经小孔时克服摩擦力消耗的并以热的形式耗散在大气中的能量。

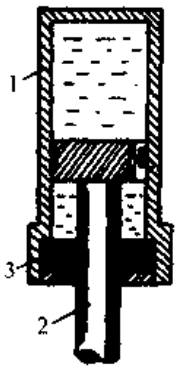


图 8－44　油液式减震缓冲器简图

1—外筒；2—活塞杆；3—密封装置。

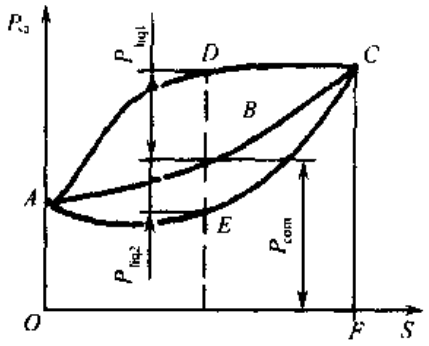


图 8－45　油液式减震缓冲器的工作曲线

在压缩后，由于油液中储存的能量，减震缓冲器开始反行程。这时，又有一部分能量消耗在克服油液通过小孔从一个腔流入另一个腔时的摩擦力。在这种情况下，一部分能量消散到大气中。在工作曲线图上，这部分能量就是面积 *ABCEA*，剩余的能量将在后续的循环中消耗掉。

二、油液式减震缓冲器的结构

减震缓冲器的活塞筒和支柱是由高强度钢做成的。活塞筒上有减震缓冲器油液加注嘴。活塞和压紧螺帽就是减震缓冲器的轴衬，借助于螺帽使密封圈压紧。为了减小支柱在轴衬上的运动摩擦力，在活塞和螺帽－轴衬上安装了密封圈。

减震缓冲器上最重要的部分就是密封装置，因为只要有一点漏油，都会大大降低缓冲器的工作性能。通常在结构上采用面积压差法原理实现必需的密封。密封装置(图 8－46)是由带销钉的内游动垫片、密封垫和外垫片组成。固定在内游动垫片上的销钉穿过密封圈上的孔，再进入到外垫片孔内，进入的高度大约是外垫片高度的一半，这些密封组件再用压紧螺帽固定在活塞筒上。活塞筒内的液压作用在内游动垫片上的压力为

$$P = pF \tag{8－17}$$

式中　p——活塞筒内的压力；

F——承受压力 p 的内垫片表面积。

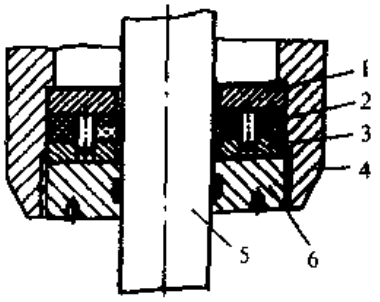


图 8－46　油液式缓冲器的密封

1—带销钉的内垫片；2—密封垫；3—外垫片；4—外筒；5—活塞杆；6—压紧螺帽。

这个压力作用在密封圈上，但作用面积 F_k 要小于游动垫片的表面积，其差值为销钉的截面面积 f，因此，$F_k = F - f$。

于是，在密封圈表面上产生的压力为

$$p_k = \frac{P}{F_k} = \frac{p}{1 - f/F} \tag{8-18}$$

因此 p_k 总是大于液体的压力 p。因为密封圈处于刚性腔内，它上面的压力以同样大小向所有方向作用，因此作用在密封圈与支柱和活塞外筒的接触面上的压力大于液压的压力。销钉的截面面积和密封圈的面积选择要合理，一方面，为了避免液体泄漏，压差不能太小；另一方面，压差太大，摩擦力增大。

采用了面积压差法原理的密封装置可以将压力提高到 400MPa。现有的一些油液式减震缓冲器的最大工作压力已达 350MPa。

为了利用活塞筒的压力来自动调节油液的流经面积，采用定压活门装置，图 8-47 为带有定压活门的油液式减震缓冲器节流阀的结构简图。活门位于活塞的内腔中，它压住限流孔，活门的扩张部分起活塞的作用，它在油液冲击力、弹簧内力和活门内腔压力的组合作用下调节中央限流孔的开启程度。油液通过孔和从缓冲器的一个腔流向另一个腔，孔是为了维持活塞筒里活塞下面的腔和内腔的压力平衡。

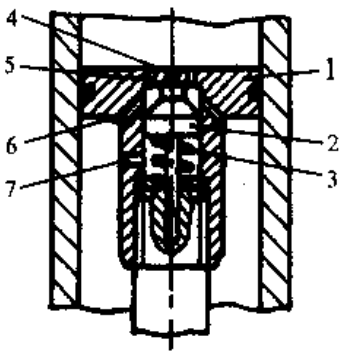


图 8-47　节流阀

1—活塞；2—定压活门；3—弹簧；4—限流孔；5,6,7—小孔。

着陆撞击压缩时，活塞杆上行，油液被压缩，上腔油室容积减小，缓冲器吸能减震，同时油液被挤过限流孔，由于摩擦生热而耗散能量。当上腔的压力高于设计值时，克服了弹簧压力，将活门冲开，限流孔打开，增大了流油孔的面积，减小了流油阻力，从而减小了过载，改善了功量图。伸展时油液膨胀，使活塞杆下行，油液反流挤过限流孔，上腔压力下降，定压活门使限流孔关闭，减小了流油面积，提高了流油阻力，改善了功量图。

油液式减震缓冲器的优点是结构简单，尺寸和重量小。在同样工作能力下，油液式减震缓冲器与油-气式减震缓冲器相比，横截面尺寸要小 3 倍～4 倍，而重量要轻 4 倍左右。

当然，油液式减震缓冲器也有缺点，最大的缺点就是液体容积的改变对缓冲器的特性有较大的影响，尽管有高质量的密封装置，仍然有一部分油液在支柱来回运动时漏出，因而减小了它的体积。另外，温度对液体体积的改变有较大的影响。当周围空气温度降低时，随着缓冲器变冷，液体体积减少。

用几种方法来使减震缓冲器里的油液体积维持常值，最简单的方法就是在低于使用温度时向缓冲器加注油液，最方便的就是用真空泵定期补加油液。

油液式减震缓冲器多用于摇臂式起落架中，特别是在重型飞机上。

8.7　前起落架的结构特点

为了保证飞机在地面运动时有足够的滑跑稳定性，前轮应能绕其支柱轴线自由定向旋转，因此在设计时要附加某些装置。

8.7.1 前轮的稳定距

由于飞机在地面运动时要求灵活和稳定，当飞机受到侧向力(如侧风、单边主轮受撞击等)而使机头偏向时，前轮应能自动转回原方向，并使飞机也能较容易地回到原方向滑跑而不能越偏越大，这就是地面方向稳定性对前轮的要求。前面已介绍过，前三点配置型式的起落架具有方向稳定性，但这是在基本略去前轮与地面的摩擦力基础上分析出来的结果。如果前轮固死，则前轮处摩擦力的影响不能忽略，它将产生一定的不稳定力矩，此力矩使机头有越偏越大的趋势。另外，地面滑行和刹车转弯时需要前轮能自由偏转，以减小转弯半径。

前起落架首先要保证前轮能自由转向，继而保证飞机的航向稳定性和操纵性(飞机转弯)。为保证飞机在机场上运动的稳定性，前轮轴线应相对支柱轴线向后偏移一个距离 t(稳定距)，机轮稳定距 t 越大(图 8-48)，则恢复力矩 $M_{res}=tP_{side}$ 也就越大，但带机轮的支柱收放空间要求也就越大，对于内部布局紧张的前机身来说很难保证，因此限制 t 值接近于机轮半径 R。

8.7.2 前轮的摆振和减摆

当前起落架没有采取合适的减摆措施时，前轮可能会出现摆振，即飞机在地面滑跑到一定速度时，能自由偏转的前轮可能会出现一种剧烈的偏摆振动。此时，机轮和支柱的弹性振动和轮面的转动交互在一起，使前轮运动呈连续的 S 形，同时机头猛烈摇晃，振动会越来越厉害，直至前机轮损坏，这种振动现象称为前轮摆振(图 8-49)。

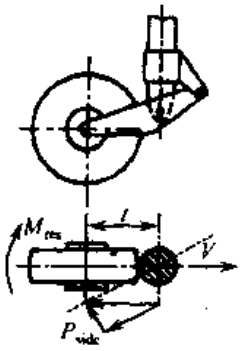


图 8-48 前起落架的稳定距

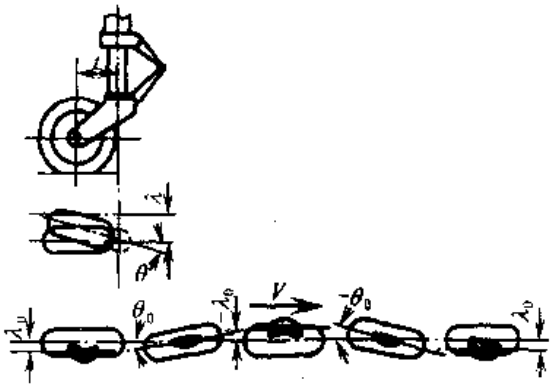


图 8-49 起落架变形与摆振运动情况

产生前轮摆振的原因在于，机轮(带支柱)是一个弹性体，在偶然受到外力干扰下(如地面不平、侧风、操纵不当等)使机轮偏离前进轴线一个距离 λ(图 8-49)，这时轮面倾斜，前轮接地部分的形状变为非对称的弯腰形，同时受到了弹性恢复力的作用。当飞机继续前进时，机轮将一边偏转(增大 θ)一边向前进轴线靠近(减小 λ)。当滚过前进轴线时($\lambda=0,\theta=\theta_0$)，由于惯性继续往前滚。这时，又出现了 λ，并不断增大，但同时又出现了弹性恢复力，轮胎接地部分又变成弯腰形，这样就使得 λ 反向增大到 $-\lambda$ 后又开始减小。同时 θ 从 θ_0 减小到 0 后又开始反向偏转。以后如此反复进行，这样就形成了周期性的摆振。当然，在一般情况下(速度较小时)，激振的能量小于阻尼能量(即阻止起落架支柱、机轮等产生位移、变形的力所产生的能量)，摆振将不会发生。但当滑跑速度超过某一值(称

为摆振临界速度 V_{cr})时，激振的能量大于阻尼能量，就会发生摆振，并自发激振。越振越烈，λ_{max}和 θ_{max}越来越大，直到破坏。摆振临界速度 V_{cr}可用下式估算，即

$$V_{cr} = \sqrt{\frac{Kt}{RI}} \tag{8-19}$$

式中 t——稳定距；

R——机轮半径；

I——转动部分(机轮、轮叉及其他)绕旋转轴的转动惯量；

K——由试验确定的轮胎弯曲和扭转刚度特性系数(由轮胎生产厂家给出)。

可以看出，增大稳定距和提高轮胎刚度有助于提高摆振的临界速度。对于现代高速飞机，多装有专门增加阻尼的减摆器来消耗激振的能量，防止摆振的发生。

8.7.3 前起落架机轮转弯机构

前轮转弯作动筒可以起两个作用：当前轮转弯作动筒向机轮产生作用时，该机构是前轮转弯机构，而当机轮向作动筒产生作用时，该机构起减摆作用。

图 8-50 是一民用飞机的前起落架结构，它包括缓冲支柱(外筒和活塞杆)、横梁、侧撑杆、机轮转弯机构的上、下曲柄、机轮转弯作动筒、支臂、连在轴上的摇臂、机轮。

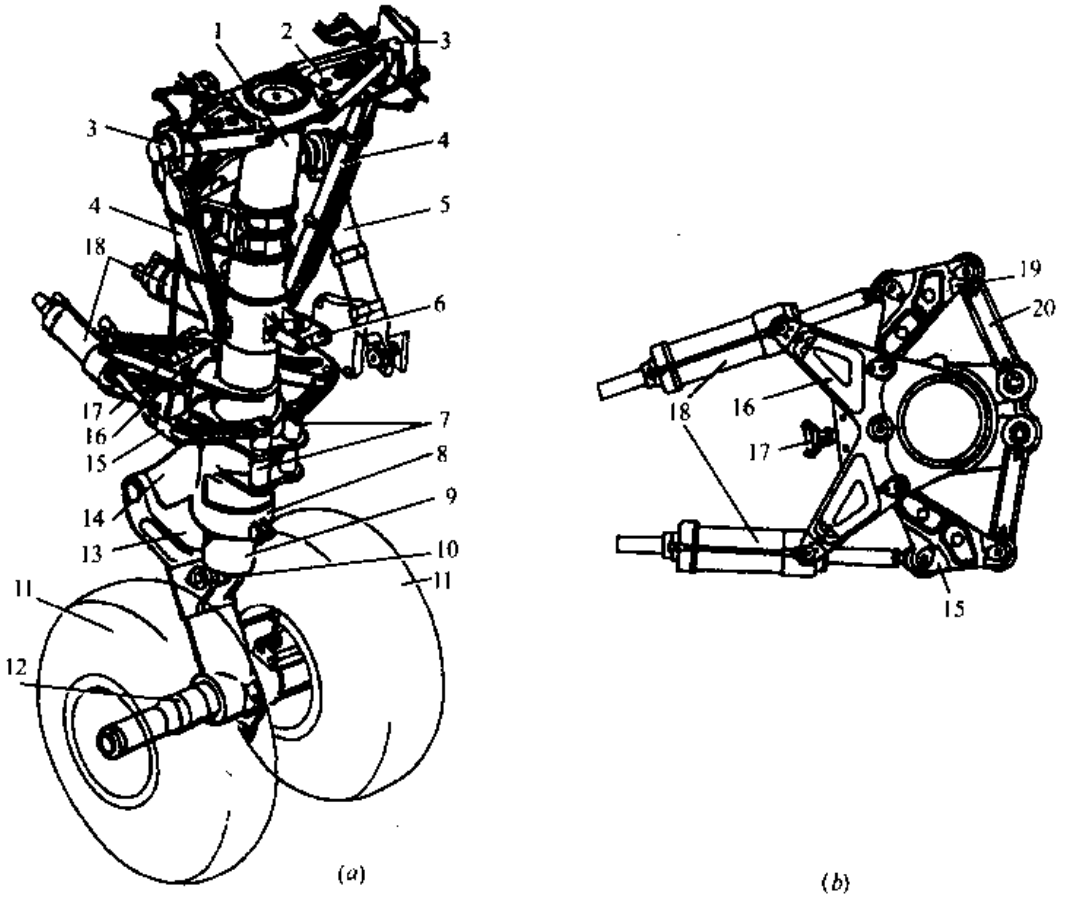


图 8-50 摇臂支柱式前起落架

1—支柱；2—横梁；3—轴颈端；4—侧撑杆；5—支柱的收放作动筒；6—锁环扣；7—撑杆；8—可转动的轴环；9—活塞杆；10—耳片；11—机轮；12—轮轴；13—摇臂；14—支臂；15、16—上下曲柄；17—上位锁耳环；18—操纵机轮转弯的作动筒(兼作减摆器)；19—摇臂；20—拉杆。

在机轮转弯机构的曲柄上装有机轮转弯作动筒(图 8－50(*b*))。当液压作动筒活塞杆运动时,它产生的力通过摇臂、拉杆和卡箍上的带限动器的撑杆使卡箍转动,卡箍又通过支臂、摇臂与机轮相连。在飞机起飞和着陆滑跑过程中通过脚蹬控制机轮转弯作动筒,在地面滑行时通过驾驶盘上专用的操纵盘控制机轮的转弯。在机轮可自由转向(转弯状态已关闭)时上述的系统处于阻尼工作状态,也就是说,防止发生"摆振"一类的机轮自发振荡,此时,机轮的转动将传到这些构件上,反过来作用到作动筒活塞杆上,此时作动筒作为减摆器(阻尼器)使用。

8.7.4 减摆器

减摆器能防止前轮在运动(起飞和着陆滑跑)时可能产生的不衰减震动——摆振,常见的减摆器有柱塞式和旋板式。

柱塞式减震器由外壳、带活塞杆的活塞构成(图 8－51),活塞将外壳分成两个工作腔、腔内充满工质液体。工作腔由穿透的定油孔连通。带有活塞杆的活塞在壳体内运动,将工作腔内的液体通过定油孔从一个腔压入另一个腔,在这个过程中需要克服很大的液体阻力。这样,在机轮和作动筒部件振动时产生的能量由液体在壳体内运动时,消耗在克服液压阻力并变成热能。此时液体阻力几乎与减摆器、活塞的运动速度平方成正比,已开始的振动因此而被衰减。

旋板式减摆器如图 8－52 所示,它的尺寸较大,但减摆能力强,常装在高速、大型飞机上。

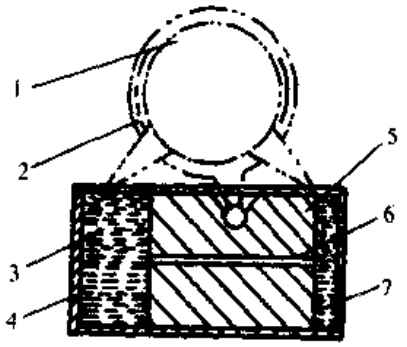


图 8－51 柱塞式减摆器

1—支柱;2—旋转臂;3—左工作油室;4—壳体;5—活塞;6—限流孔;7—右工作室。

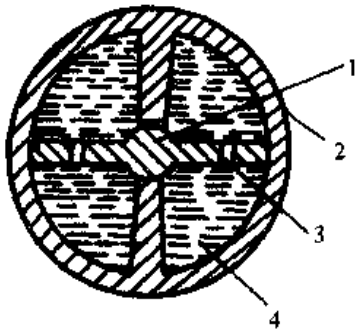


图 8－52 旋板式减摆器

1—旋板;2—壳体;3—限流孔 4—工作油室。

如图 8－15 所示,减摆器安装在减震缓冲器外筒上,并与支柱上的回转卡箍动态相连,然后通过扭力臂与缓冲支柱活塞杆及机轮相连。

8.7.5 前轮的中立机构

由于前轮在地面滑行时要左右偏转,故它不能锁死。但当机轮离地后准备收起或着陆准备放下时,前起落架可能偏转,这就会妨碍它的正常收放。为了保证前起落架机轮处于中立位置(顺航向),在前起落架支柱上安装了中立机构。

一、锲杆式中立机构

锲杆式中立机构由锲锥、锲杆和锲槽组成(图 8－53)。起落架收起时,由于带锲锥的

连杆的转轴与起落架的转轴不同心而产生相对运动，使锲锥逐渐靠近并插入锲槽(它就是旋转臂上的两个斜面)，逐渐将旋转臂连同轮叉和前轮一起纠正到中立位置。起落架回到放下位置时，锲锥完全退出锲槽，因而不影响前轮偏转方向。这种装置不够完善，因为很可能在着陆放下前，遇侧风而使前轮偏转，不能完全保证着陆时的中立位置。

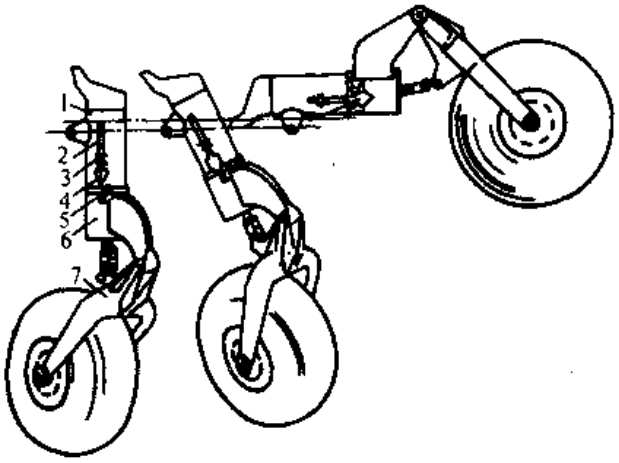


图 8－53　锲杆式中立机构图

1—支柱；2—连杆；3—导套；4—锲锥；5—锲槽；6—旋转臂；7—双叉摇臂。

二、滚棒凸轮式中立机构

滚棒凸轮式中立机构(图 8－54)由连接在旋转臂上的滚棒和固定不动的凸轮等组成。当前轮离地(缓冲器全伸展)时弹簧张开，拉动滚棒落在凸轮的最低凹槽处，使机轮处在中立位置。飞机着陆后在地面转弯时，由于前轮偏转的力量较大，能克服弹簧力而使滚棒在凹槽斜面上滚动，以使前轮能偏转方向。

三、凸轮式中立机构

凸轮式中立机构(图 8－55)由装在缓冲器内部的上、下凸轮组成。下凸轮固定在缓冲器支柱外筒的底部，它不能左右转动和移动；上凸轮则固定在活塞内筒上，当前轮离地时缓冲器全部伸展，上凸轮锲入下凸轮内，相互吻合，保持了前轮的中立位置。着陆后活塞内筒向上运动，使上凸轮脱开下凸轮的限制，因而不妨碍前轮在地面的偏转。

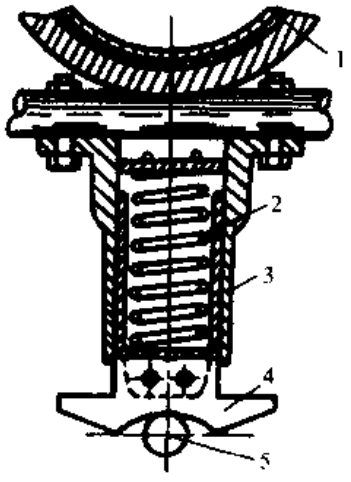


图 8－54　滚棒凸轮式中立机构

1—旋转臂；2—弹簧；3—壳体；4—凸轮装置；5—滚棒。

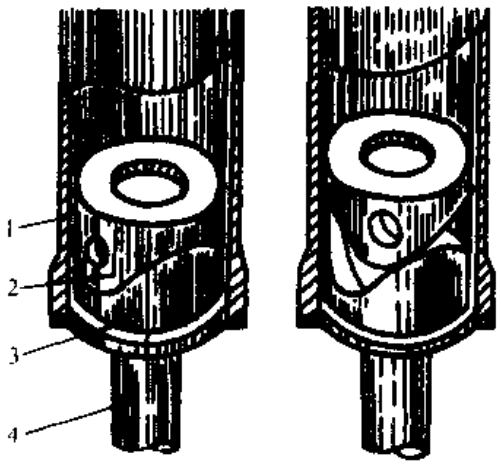


图 8－55　凸轮式中立机构

1—外筒；2—上凸轮；3—下凸轮；4—连杆。

这种形式简单可靠，故得到广泛采用。只是缓冲器内部的构造稍复杂些。另外，缓冲器支柱也会较长一些(因凸轮占据了一部分长度)。

8.8 起落架收放运动方式

飞行速度大于250km/h时的飞机在飞行中起落架要收起。这样可以大大降低飞机的迎风阻力，改善气动性能以及飞行性能。可收放起落架尽管增加了重量，使飞机的结构设计和使用复杂化了，但总的效率是提高了。起落架的收放运动方式、起落架本身及其收放机构越简单，机翼、机身和起落架舱的承力型式也越简单，起落架要求的收放空间就越小，收放起落架就能得到更多的效益。

8.8.1 主起落架的收放方式

当主起落架固定在机翼上时，它可以沿展向或弦向收放。

沿展向收起有以下几种方式。

(1) 机轮往机身方向运动(图 8-56(*a*))，这种方式常用在机翼根部结构高度可以容纳机轮的情况。

(2) 机轮远离机身方向运动(图 8-56(*b*))，这种方式适用于小机轮起落架。当处于收上位置时，质量外移，使飞机的机动性能变坏。这种方式的收放机构也比其他方式要复杂，因此较少采用。

(3) 机轮往机身方向运动并将机轮收入机身中(图 8-56(*c*))，这种方式多用于下单翼飞机，更适合于带小车式的主起落架的收放。

(4) 机轮往机身方向运动，将机轮收入机身中并使机轮转向(图 8-56(*d*))，这种方式用在高速薄机翼飞机上，因为机轮放不进机翼中。由于带了机轮转向机构，其结构较为复杂。

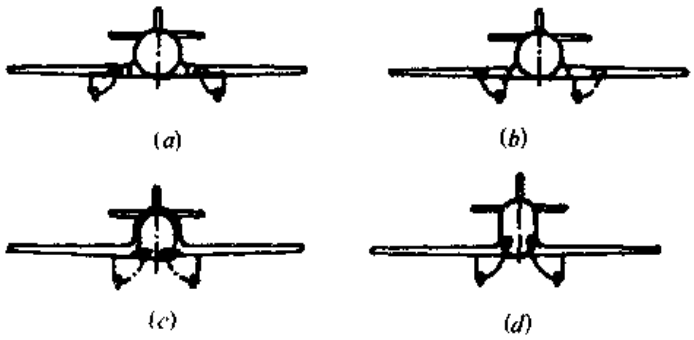


图 8-56 主起落架沿展向收放

图 8-56(*a*)、图 8-56(*c*)、图 8-56(*d*)的方式中，当机轮处于收上状态时，飞机相对于纵轴和垂直轴的惯性矩减小了，这有利于提高飞机的机动性能。

主起落架沿翼展方向收放的优点是当放下起落架时飞机的重心位置变化小。

主起落架沿弦向收起有两种方式：(1) 机轮向后运动(图 8-57(*a*))；(2) 机轮向前运动(图 8-57(*b*))。

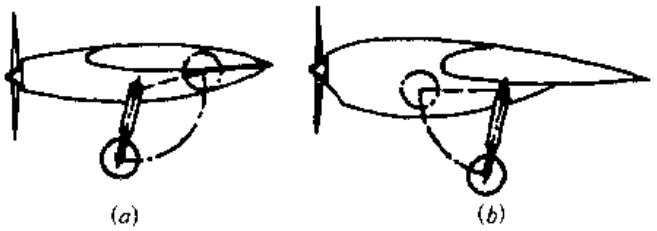


图 8－57　主起落架沿弦向收放

主起落架机轮向后或向前收起方式被广泛用在带多台发动机的飞机上，而且特别适合于在机翼上安装活塞式或涡轮螺旋桨式发动机的飞机上，机轮收上时和发动机位于同一个短舱。如果将起落架收入涡轮喷气发动机的发动机短舱中就需要大大地增加短舱剖面尺寸，就增加了结构难度，因此在这种飞机上、在发动机位于机身尾部或位于机翼机身结合部位的飞机上，为收放主起落架，就要在机翼上设置专门的短舱。如果支柱上带有小车，为了减小短舱的外形尺寸，要在收放时相对于垂直收放面的轴进行旋转(图 8－58)。

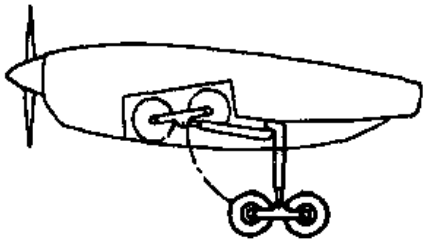


图 8－58　主起落架同可旋转小车一起入起落架舱

主起落架支柱向前或向后运动收起的缺点是会改变飞机的重心位置。

当主起落架支柱固定在机身上，则可以以向前或向后运动的方式收进机身中。为了减小收入带小车的支柱的轮舱的尺寸，小车一般也是要旋转的(图 8－58)。对于固定在机身上的起落架，还有更复杂的收放方式。

在起落架收上位置时，用舱门盖将舱门盖上。机轮下的舱门是用专门的舱盖盖住，而支柱下的舱门可以用连在支柱本身上的舱盖盖上，这种舱盖上的结构较为简单，但同有独立控制机构的专门舱门相比，同翼型或短舱的协调更为复杂。在许多现代化的飞机上，为了减小起飞时的阻力，当放下起落架时一部分舱门也是用舱盖盖上的。

起落架的收放运动方式要保证起落架放下状态时的必要尺寸，要考虑起落架构件固定结构的特点以及起落架的布局型式等。同时，所选择的收放方式在使用中应可靠，重量要轻。

8.8.2　前、后起落架的收放方式

前、后起落架支柱通过机轮的向前或向后运动收入机身中。后支柱经常向后运动收入机身尾部整流罩中。在选择前起落架支柱收放方向时除了要考虑总体布局外，还必须考虑尽量减小飞机重心位置改变的要求。从这个观点出发，当主起落架向后运动收放时，前起落架应向前运动收放，而主起落架向前运动收放时，前起落架应向后运动收放。前后起落架的收放方式要比主起落架的收放方式简单。

第 9 章　飞机的气动弹性

9.1　结构刚度和气动弹性概念

飞机结构设计的基本要求之一是结构在满足强度和刚度要求条件下重量最轻。结构强度和刚度是否满足，需要有一定的准则来判定。强度准则是通过用破坏载荷来进行强度校核分析和试验实现的。而对于结构的刚度水平，没有一个统一的准则，因为飞机及其零构件的刚度对整个飞机的影响是表现在多方面的。例如，结构要有足够的刚度，结构的变形要控制在许可范围之内，从而保证飞机的气动性、稳定性和操纵性；飞机操纵机构的刚度要能保证飞机可动部分（机翼增升装置、舵面、舱盖等）的正常操纵。因此，在刚度规范中，给定了一些刚度指标，如许可变形，即在规定载荷（在该载荷作用下结构不能有残余变形、蒙皮失稳等）作用下的最大挠度 y_{max} 和扭转角 φ_{max}。

结构刚度不足对飞机最主要的影响在于，飞机在飞行速度范围内可能会发生气动弹性现象，这时的刚度判据就是发生气动弹性现象时的临界速度 V_{cr}，结构刚度必须要满足条件 $V_{cr} > V_{max}$，其中 V_{max} 为最大飞行速度。

由于结构刚度的多指标性，要使结构满足刚度要求就变得非常复杂。而且，提高结构刚度的任何措施都会同飞机的其他性能相矛盾（如要提高任何构件的弯曲刚度 EJ，就要增加它的剖面高度，这会影响它的气动性能，如果增大横剖面面积，其重量会增加，对扭转刚度也有类似的结果）。要解决这个问题，就要寻找一个折衷的方案，但它必须要满足刚度要求，如 $V_{cr} > V_{max}$。

气动弹性是与飞机上的气动力、惯性力和结构的弹性力相关的，是由于飞机在飞行时载荷作用下的变形和弹性引起的。

飞机结构是弹性体，在载荷作用下会发生变形，结构变形会引起气动载荷的变化，而载荷的变化又引起附加的结构变形，彼此循环，最后可能使飞机失去静稳定性而导致结构破坏（颤振现象）。飞机副翼（舵面）的偏转会引起机翼结构变形，结构变形又引起附加的气动载荷，该载荷可能会降低副翼（舵面）的操纵效率，甚至导致操纵反效（副翼反效现象）。

如果出现的附加力只有与变形大小有关的气动力和弹性力，这种气动弹性现象称为静气动弹性现象（副翼和舵面反效，机翼、尾翼的气动发散）。

飞机结构在变形过程中会出现结构振动，在振动过程中，除了弹性力和气动力，还有大小和方向随时间而变化的惯性力的作用，这种振动在一定条件下（$V_{cr} \leqslant V_{max}$）会导致结构失去动稳定性。这种在气动力、弹性力和惯性力共同作用下出现的现象称为动气动弹性现象（飞机颤振、抖振等）。

用一个气动弹性的力三角形可以对这些现象做一个直观的描述（图 9-1）。三角形的 3 个顶点代表 3 种力：空气动力、惯性力和结构弹性力，连接三角形顶点的实线代表相

应力之间的相互作用。三角形的内部代表动气动弹性现象，因为3种力都发生作用。三角形的左边是静气动弹性现象，右边表示飞机作为一个刚体的气动性能，而下边是弹性飞机的机械振动，忽略了气动力的作用。

在图9-2上给出了机翼(尾翼)剖面上的3个特征点：F(焦点)、c.g(刚心)、c.m(质心)，它们的相互位置同真实结构是相符合的。在机翼振动时产生的弹性力作用在刚心上，而惯性力作用在质心上，由于攻角改变引起的气动力增量作用在焦点上。

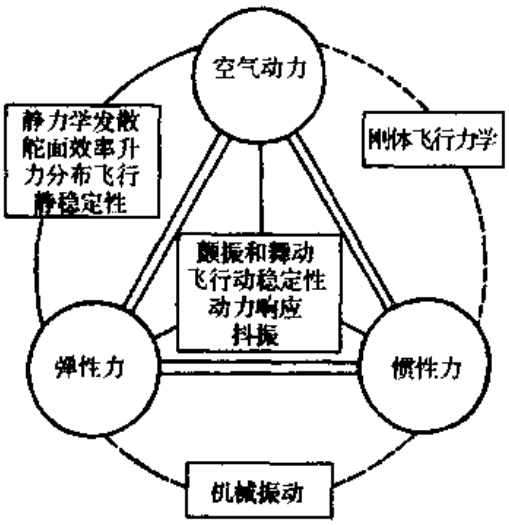


图9-1 气动弹性力三角形

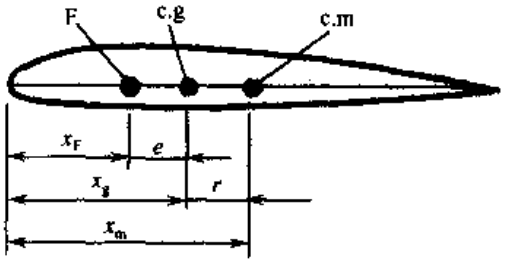


图9-2 翼剖面上的3个特征点

焦点不同于压心，焦点的位置不随攻角变化，那么气动力对焦点的力矩与攻角无关。因此，攻角改变引起的气动力增量相对于刚心的力矩等于气动力增量同焦点到刚心距离的乘积。当 $M<1$ 时，机翼的焦点在20%～30%弦长位置，当 $M>1$，焦点向后移动到40%～50%的弦长位置。对于对称翼型，零升力力矩系数等于零，焦点和压力中心重合。

9.2 静气动弹性现象

9.2.1 变形对气动载荷分布的影响

可以用后掠机翼(尾翼)来说明弹性变形对气动载荷特性的影响。将机翼看作薄壁梁，并认为它的弯曲轴同机翼的刚性轴重合(图9-3)。

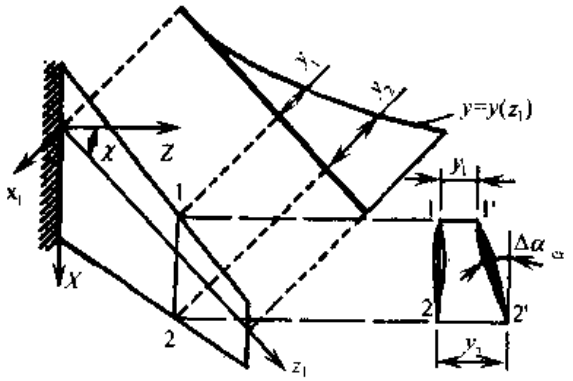


图9-3 后掠机翼的弯曲对剖面攻角的影响

很容易看出，当机翼弯曲时，顺气流剖面 1－2 上各点的垂直位移不一样，如果点 1 和点 2 处的弯曲挠度分别是 y_1 和 y_2，则 $y_2 > y_1$。当机翼向上弯曲时，剖面 1－2 变到位置 1′－2′，即攻角减小了 $\Delta\alpha_{ex}$。后掠角越大，顺气流剖面的攻角改变就越大。翼尖部剖面攻角的改变大于翼根部剖面。如果机翼同时发生弯曲和扭转，则由于弹性变形引起的攻角增量计算式为

$$\Delta\alpha = \varphi\cos\chi - \frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}z_1}\sin\chi \tag{9-1}$$

式中 χ——机翼刚性轴的后掠角；

$\frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}z_1}$——沿机翼刚性轴的弯曲挠曲线的斜率。

式(9－1)中的第 1 项是考虑扭转对攻角改变的影响，第 2 项是弯曲的影响。当 $\chi = 35° \sim 45°$时，第 1 项相对于攻角总变化值不会大于 10% ~ 15%。因此，$\Delta\alpha$ 主要取决于机翼的弯曲刚度。随着后掠角的增加，扭转作用的影响降低。

在亚声速飞行时，压力中心线位于刚心轴之前，这时剖面攻角改变的总和是由弯曲和扭转引起的攻角改变之差。而在超声速时，压力中心线位于刚心轴之后，剖面攻角改变的总和是由弯曲和扭转引起的攻角改变之和。在翼尖处，由于结构弹性引起的攻角改变可以达到 7° ~ 12°。这对沿翼展的载荷分布有很大的影响。图 9－4 为当给定使用过载和后掠角 $\chi = 35°$时刚性和弹性后掠机翼气动载荷沿机翼展向的分布。由于考虑了弹性变形，后掠机翼翼尖剖面卸载，与此相对应，弯矩大大地减少。而对前掠翼情况正好相反，弹性机翼翼尖处载荷急剧增加，弯矩也增加。

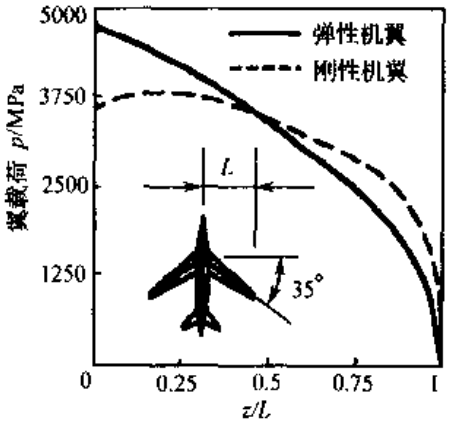


图 9－4　后掠机翼的变形对气动力展向分布的影响

9.2.2　发散

发散是机翼、尾翼、发动机固定挂架及机体的其他部件在气流中失去静稳定性(破坏)的一种现象。出现发散现象时，气动力引起扭转角增大，而扭转角的增大又引起气动力的增加。

一、发散现象的物理机理

下面以直机翼的发散为例来加以说明。飞行中，直机翼在气动力的作用下产生弯曲和扭转，这时机翼攻角发生了改变，由此引起机翼上气动力的改变。当机翼的刚心线位于

焦点线之后时，气动力使迎角增加，而增大迎角又使气动力增加。

图 9－5 解释了机翼发散的基本物理机理。当弹性力矩等于气动力矩时就处于弹性平衡状态。当速度继续增大，气动力矩会大于弹性力矩，且弹性力已不能阻止机翼的进一步变形，机翼就会失去稳定性并发生破坏。图 9－5 中 α_0 为初始攻角；$\Delta\alpha$ 为升力 Y 作用下的攻角改变；ΔY 为 $\Delta\alpha$ 引起的升力增量；P_{ela} 为机翼结构的弹性力；弹性力矩 $M_{ela}=(\Delta\alpha/l_t)GJ_t$，其中 l_t 为所研究剖面到机翼固定端的距离，GJ_t 为机翼扭转刚度；气动力矩 $M_{air}=(Y+\Delta Y)(x_g-x_F)$。

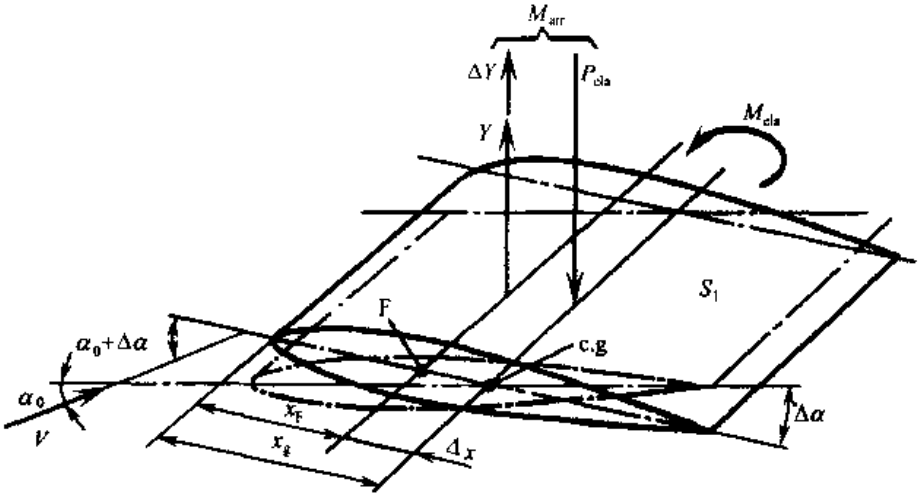


图 9－5　机翼发散

二、发散的临界速度

发散的条件是气动力矩 M_{air} 等于结构的弹性力矩 M_{ela}，即

$$\frac{\Delta\alpha}{l_t}GJ_t=(Y+\Delta Y)(x_g-x_F)=$$

$$c_y^{\alpha}\alpha_0\frac{\rho V^2}{2}S_1\Delta x+c_y^{\alpha}\Delta\alpha\frac{\rho V^2}{2}S_1\Delta x \tag{9-2}$$

由此可得

$$\Delta\alpha=\frac{c_y^{\alpha}\alpha_0\frac{\rho V^2}{2}S_1\Delta x}{\frac{GJ_t}{l_t}-c_y^{\alpha}\frac{\rho V^2}{2}S_1\Delta x} \tag{9-3}$$

式中　S_1——距机翼固定端距离为 l_t 的翼段的面积；

$\Delta x=x_g-x_F$。

当 $\Delta\alpha\to\infty$ 时的速度为发散临界速度，即 $V=V_{cr.d}$。将式(9－3)的分母赋 0，并取 $l_t=l$ 和 $S_1=S$，有

$$V_{cr.d}\approx\sqrt{\frac{2GJ_t}{l(x_g-x_F)\rho c_y^{\alpha}S}} \tag{9-4}$$

三、防止发散的结构措施

防止发散就是要满足条件 $V_{cr.d}>V_{max}$。从式(9－4)可以看出，提高飞机结构刚度可

以提高发散临界速度。另外，可采用小展弦比机翼，并将结构材料尽量靠零部件剖面外缘布置，也有防止发散的作用，因为在这种情况下，$(x_g - x_F) \to \min$。后掠翼的发散问题稍好一些，因为它的 c_y^α 值较小，而且机翼弯曲引起的扭转使机翼攻角减小，可以大大地提高 $V_{cr.d}$。前掠翼正好相反，弯曲引起的扭转使机翼迎角增大，所以 $V_{cr.d}$ 较低，这是长期以来影响前掠翼飞机发展的一个主要原因。现在，由于采用了复合材料，利用复合材料的各向异性性能，可使当机翼向上弯曲时阻止机翼迎角的增大，这就克服了上述的缺点。

9.2.3 操纵机构的反效

操纵机构反效是指当飞机的操纵机构失去原来的气动效率并且其作用发生反向的一种现象。反效最主要是由于结构的弹性变形引起的。

一、反效的物理机理

下面以副翼反效为例来研究发生副翼反效的物理机理(图 9-6)。在绝对刚性的外翼上，副翼向下偏转时总使升力增加，副翼向上偏转时情况正好相反。在弹性机翼上，副翼偏转时产生的气动力 ΔY_{ail} 相对于机翼刚性轴产生力矩，它导致带副翼的机翼段产生了扭转角 φ。机翼扭转角 φ 又引起机翼攻角的变化量 $\Delta\alpha$，并因此在机翼的焦点(F 点)上产生附加气动力 $\Delta Y_{\Delta\alpha}$，该力使 ΔY_{ail} 减小，因此降低了副翼的效率。($\Delta Y_{ail} - \Delta Y_{\Delta\alpha}$)值越小，副翼的效率就越低。当 $\Delta Y_{ail} \approx \Delta Y_{\Delta\alpha}$ 时，效率为零。$\Delta Y_{ail} \approx \Delta Y_{\Delta\alpha}$ 时的速度就是副翼反效临界速度，这时力偶 ΔY_{ail} 和 $\Delta Y_{\Delta\alpha}$ 产生的力矩与弹性力矩 M_{ela} 平衡。

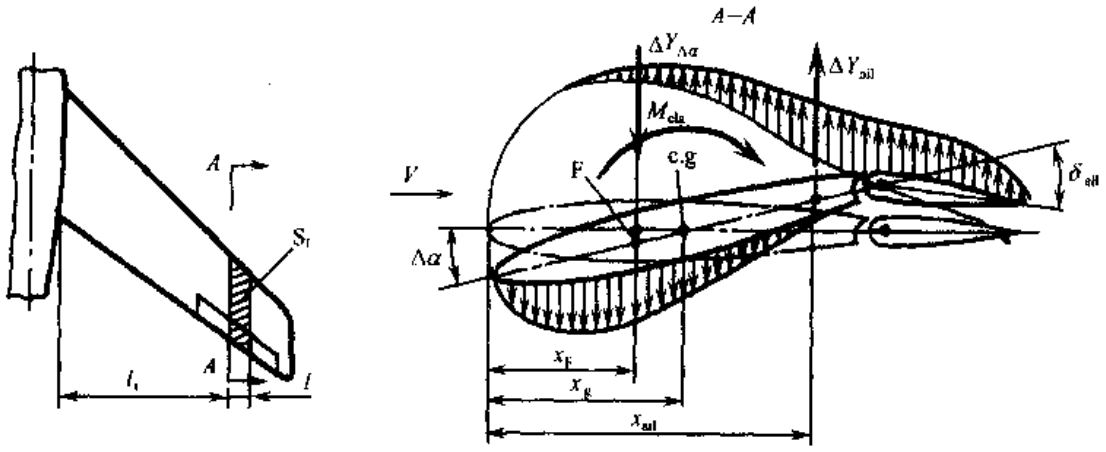


图 9-6 副翼(舵面)反效

二、临界反效速度

下面确定沿翼展方向刚度为常值且没有集中载荷的大展弦比直机翼的临界反效速度 $V_{cr.r}$。对于面积为 S_1 的一段副翼，利用公式：$\Delta Y_{\Delta\alpha} = c_y^\alpha \Delta\alpha S_1 \rho V^2/2$ 和 $M_{ela} = (\Delta\alpha/l)\, GJ_t$，则发生反效时的条件为

$$\frac{\Delta\alpha}{l_1} GJ_t = \Delta Y_{\Delta\alpha}(x_{ail} - x_F) =$$

$$c_y^\alpha \Delta\alpha S_1 \frac{\rho V_{cr.r}^2}{2}(x_{ail} - x_F) \qquad (9-5)$$

式中 l_1——从机翼固定端到副翼之间的翼段的长度(图 9-6)；

x_{ail}——副翼偏转时产生的附加气动力的作用点到前缘的距离。

由此可得到临界反效速度为

$$V_{cr,r}=\sqrt{\frac{2GJ_t}{l_t\rho c_y^{\alpha}(x_{ail}-x_F)S_l}} \tag{9-6}$$

三、防止副翼反效的结构措施

如果满足条件 $V_{cr,r}>V_{max}$，就不会发生副翼反效。从式(9-6)可以看出，提高 $V_{cr,r}$ 的基本途径之一就是提高机翼的抗扭刚度 GJ_t。通过增加机翼蒙皮厚度，加大缘条的宽度，提高大梁腹板的高度等措施都可以提高 GJ_t。当然，这会降低机翼的气动特性和重量特性。最好使用比刚度较大的材料。在展弦比不大的三角翼上，由于机翼的刚度大，c_y^{α} 值小，实际上不会发生副翼反效。当这种机翼翼型的相对厚度较小时，将副翼布置在离飞机纵轴较近且刚度较大的机翼部位。然而，在这种情况下，减小了由增升装置控制的机翼面积。在大展弦比机翼上，设计成内、外副翼，在起飞着陆状态和低速飞行时使用外副翼。在低速时，由外副翼的大力臂来保证大的控制力矩 M_x。在其他飞行状态时使用内副翼。对于飞机的横向操纵，还使用扰流片。在现代大展弦比($V_{cr,r}$比其他平面形状的机翼小)后掠机翼上，采用扰流片来改善横向操纵性，这就避免了当提高装有副翼的翼尖部分的刚度时的重量增加。

9.3 动气动弹性现象

最常见的动气动弹性现象是颤振。

颤振是指当飞行速度达到一定值，即颤振临界速度时，飞机部件在气动力、弹性力和惯性力交互作用下发生的自激的、不衰减的振动。

飞机发生颤振是很危险的，当飞行速度超过颤振临界速度时，振幅和结构中的动应力可能急剧增加，导致结构在飞行中迅速(有时在几秒内)破坏，因此不允许发生任何形式的颤振。

颤振是发展高速飞机的障碍之一。在发展高速飞行器的进程中，一直都伴随着由于颤振而引起的大量飞行事故和空难。飞机的颤振可以分为两类：非舵面颤振和舵面颤振(或操纵机构的颤振)。当忽略操纵机构相对于固定升力面的位移时，颤振属于第1种类型。对于第2类颤振，舵面偏转起主要作用。每一类中又有多种形式的颤振，它们的区别在于不同的弹性变形和结构的位移特性。大多数情况下，颤振的名称就说明了它有什么样的变形和位移。如机翼弯－扭颤振，即机翼发生弯曲和扭转变形；机翼弯曲－副翼偏转颤振，即机翼发生弯曲变形而副翼偏转。

要防止出现颤振，要求在所有飞行状态下，颤振临界速度应大于最大飞行速度 V_{max}。

9.3.1 机翼的弯－扭颤振

机翼的弯－扭颤振是机翼不衰减的无阻尼强迫振动，其特点是机翼在激振力、气动力、弹性力、惯性力的作用下发生的弯扭振动。当激振力的功量等于或大于阻尼力的功量时，振动就不会衰减，而振动本身是弯曲和扭转的耦合。实际上，机翼的弯－扭振动总是

要耦合的，因为剖面的质心与刚心不重合。

一、机翼弯－扭颤振的物理机理

图9－7描述了简化了的机翼弯－扭颤振的物理机理。假设机翼因随机阵风或副翼偏转向上或向下偏离了中心位置(面积为$1\cdot b$的翼段，偏离值为y)。因为机翼是弹性体，在外部作用停止后开始向自己的中立位置回复，同时加速。在回到中立位置时，机翼获得了最大的动能(图9－7(a)上的$\dot{y}$)，它将快速越过中立位置并达到弹性极限位置，这就是一个振动过程。这时，翼段的速度$\dot{y}$和加速度$\ddot{y}$的变化如图9－7(a)所示。由于机翼剖面上质心、刚心和焦点的相对位置，在机翼进行上、下振动和向前运动的同时，机翼剖面还会发生扭转。

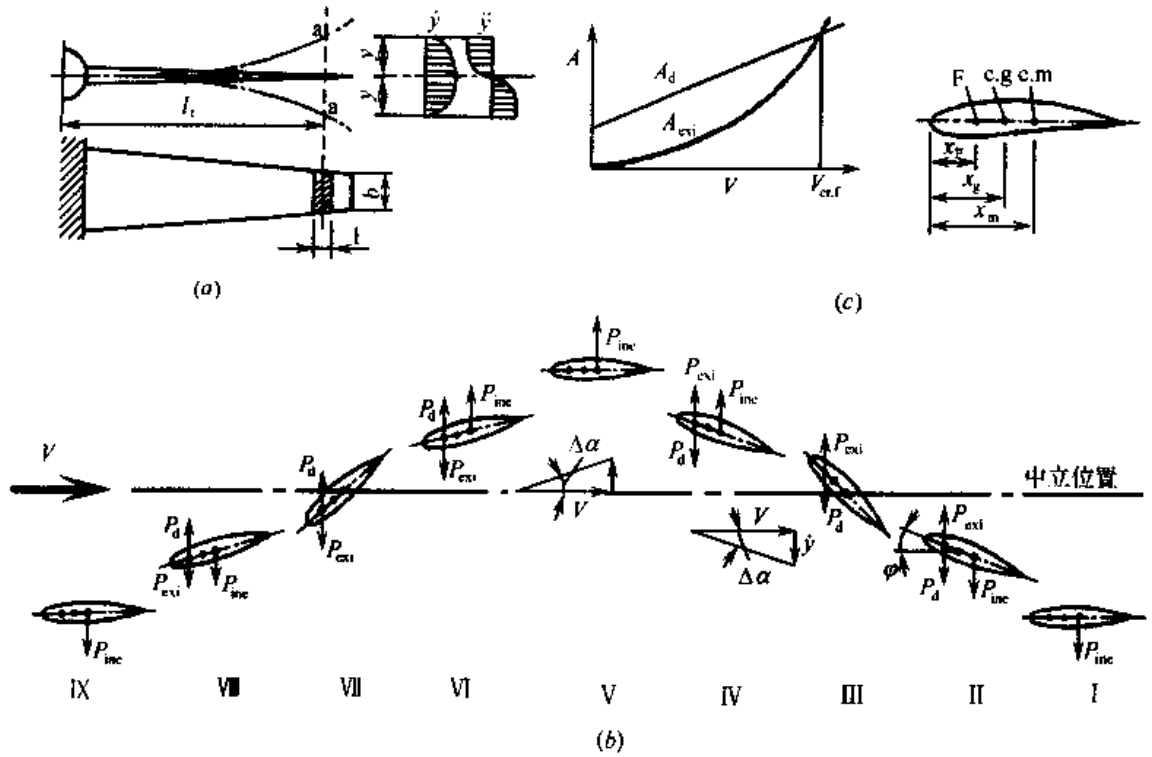


图9－7　机翼的弯－扭颤振

图9－7(b)上给出了一个振动周期内翼段(在$a-a$剖面上)的各个中间位置。在位置Ⅰ(扰动后的初始位置)，$y=y_{max}$，$\dot{y}=0$，$\ddot{y}=\ddot{y}_{max}$，$\varphi=0$，且惯性力P_{inc}有最大值。在力矩$P_{inc}(x_m-x_g)$的作用下，当机翼由位置Ⅰ向上运动至位置Ⅱ的过程中，机翼开始扭转，扭转角为φ。转角φ又引起在焦点F上产生附加气动力$P_{exi}=c_y^e\varphi\cdot 1\cdot b\rho V^2/2$，该力同机翼弯曲时的位移方向一致，因此是激振力。同时，当翼段向上运动时，速度为$-\dot{y}$的气流开始作用到机翼上，导致其攻角发生变化(图9－7(b))，攻角变化值为$\Delta\alpha=-(\dot{y}/V)$。结果，又出现了一个加在焦点F上的附加气动力：$P_d=c_y^e\cdot\Delta\alpha\cdot 1\cdot b\rho V^2/2=-c_y^e\cdot b(\rho V^2/2)\dot{y}/V$。当机翼弯曲时，该力同机翼弯曲时的位移方向相反，因此它是阻尼力。在位置Ⅲ时，扭转角φ和力P_{exi}达到最大值，$\dot{y}=0$，$P_{inc}=0$，$P_d=P_{dmax}$，$\ddot{y}=\ddot{y}_{max}$。

当翼段由位置Ⅳ继续向位置Ⅴ运动时，加速度$\ddot{y}$和力P_{inc}改变方向，力矩$P_{inc}(x_m-x_g)$使翼段反向扭转，φ值减小($a-a$剖面)。从而P_{exi}减小。而由于$\dot{y}$的减小，P_d也减小。在位置Ⅴ时，$\dot{y}=0$，$\ddot{y}=-\ddot{y}_{max}$，$\varphi=0$，因此$P_{exi}=0$，$P_d=0$。

在位置Ⅵ至位置Ⅸ上，翼段重复上述的运动过程，但方向相反(图9-7)。

当翼段向下运动时，力 P_{exi}也指向该方向。因此，在整个振动周期过程中，力 P_{exi}始终起激振力的作用。在振动周期内，如果分析弯曲挠度和扭转角的变化，就会看出弯-扭振动是交互作用的。弯曲变形 y 与扭角 φ 之间的相位差为 $\pi/2$。当 $y=y_{max}$时，$\varphi=0$；相反，当 $y=0$ 时，$\varphi=\varphi_{max}$。在形成相位差的过程上，激振力 P_{exi}的力矩起主要作用。由于 P_{exi}正比于速度的平方，而 P_d 正比于速度的一次方，因此随着速度的增加，P_{exi}将比 P_d 增加得快。这些力的功量 A_{exi}和 A_d 随速度的变化如图9-7(c)所示。当 $V=0$ 时，有弹力(摩擦力)功，所以 $A_d>0$。当 $A_{exi}=A_d$ 时的速度 $V_{cr.f}$称为颤振临界速度。

二、防止弯-扭颤振的结构措施

防止弯-扭颤振就是要采取结构措施使得结构满足条件：$V_{cr.f}>V_{max}$。由气动激振力 P_{exi}的力矩等于弹性恢复力矩 M_{ela}的条件，有

$$\frac{GJ_t}{l_t}\varphi = P_{exi}(x_m - x_F) = c_y^{\alpha}\frac{\rho V_{cr.f}^2}{2}\cdot 1\cdot b(x_m - x_F) \tag{9-7}$$

可以近似地确定出颤振临界速度为

$$V_{cr.f}=\sqrt{\frac{2GJ_t}{l_t(x_m - x_f)\rho c_y^{\alpha} b}} \tag{9-8}$$

与防止副翼反效的结构措施类似，防止机翼弯-扭颤振的结构措施有提高机翼抗扭刚度 GJ_t，通过减小气动力和惯性力力臂能防止或降低它们的相互作用。如果 $x_m=x_F$，或 $x_m<x_g<x_F$(如果 $A_{exi}<A_d$，即使 $x_F<x_g<x_m$，也不会发生颤振)，就不会发生颤振。通过合理的结构安排，可以使翼剖面的质心前移，再通过改变翼剖面上气动力的弦向分布，可以使翼剖面上的特征点 c.m、c.g、F 接近，甚至在质心前移量不大时也会提高 $V_{cr.f}$。因为在这种情况下，使机翼扭转的惯性力的力臂(x_m-x_g)减小了。当$(x_m-x_g)=0$时，也不可能发生颤振，这是因为消除了发生颤振的最重要的条件——机翼弯曲振动和扭转振动的耦合。在机翼上配置防颤振配重就是为了使$(x_m-x_g)\to 0$。在加速度 $\ddot{y}$ 最大的翼尖前缘处配置配重的效果最好，因为配重的重量最小。在机翼上安装发动机且发动机短舱尽量沿翼弦往前布置，也会起到良好的防颤振作用。采用大后掠角、大根稍比的后掠翼和三角翼，它们在发生弯曲变形时引起顺气流翼剖面的攻角减小，就减小了在振动过程中产生的附加气动力，从而可提高 $V_{cr.f}$。

9.3.2 机翼弯曲-副翼偏转颤振

在分析机翼弯曲-副翼偏转颤振时，不考虑机翼的扭转变形。另外假设，副翼重心还没有配平，即它的重心位于转轴之后。

一、机翼弯曲-副翼偏转颤振的物理机理

机翼弯曲-副翼偏转颤振的物理机理与机翼弯-扭颤振的物理机理在原理上没有本质的区别。与9.3.1小节中所述的一样，当机翼随机地偏离了自己的中立位置，未配平的副翼在惯性力的作用下发生偏转，导致了激振气动力和阻尼气动力的产生，在图9-8上

给出了在机翼由扰动后的初始位置Ⅰ($y = y_{max}, \dot{y} = 0, \ddot{y} = \ddot{y}_{max}$)向中立位置Ⅲ($y = 0, \dot{y} = \dot{y}_{max}, \ddot{y} = 0$)并继续向最大位置Ⅴ运动的半个振动周期,给出了机翼上、下偏移位置、副翼的偏转状态、以及力 P_{ine}、P_{exi}和 P_d。在位置Ⅰ,作用在副翼质心(距转轴 a)上的惯性力 P_{ine}(等于副翼重量与加速度 $\ddot{y}$ 的乘积)产生的力矩使副翼往与机翼运动相反的方向偏转了 δ_{ail},结果产生了与机翼运动同向的激振力 P_{exi}。在单位翼段上,$P_{exi} = c_y^{\alpha}\delta_{ail} \cdot 1 \cdot b \cdot (\rho V^2/2)$,它作用在压力中心上。同时,由于翼段向上运动,相对于气流有垂直速度 $\dot{y}$,使攻角变化,变化量为 $\Delta\alpha = \dot{y}/V$,它引起附加的气动力 P_d,它作用在剖面的焦点 F 上,且方向与机翼运动方向相反,是阻尼力(图 9-8)。在单位长度翼段上有

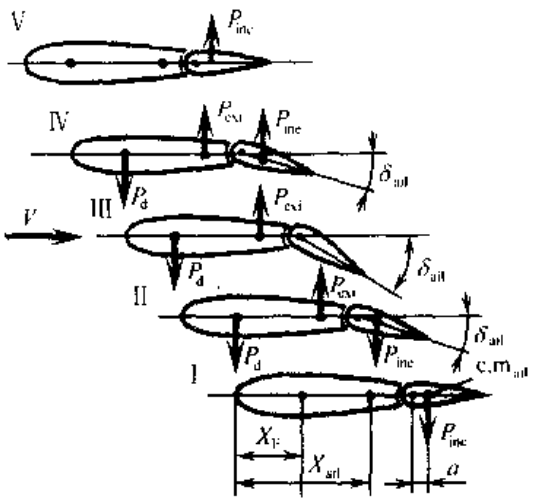


图 9-8 机翼弯曲-副翼偏转颤振

$$P_d = c_y^{\alpha}\Delta\alpha \cdot 1 \cdot b\rho V^2/2 = c_y^{\alpha}\dot{y}b\rho V/2 \tag{9-9}$$

在位置Ⅲ时,副翼的偏转角 δ_{ail}达到了最大值:$\delta_{ail} = \delta_{ail\,max}$,激振力和阻尼力也达到了最大值。当通过中立位置后,垂直运动速度减小,加速度改变方向,同时惯性力也改变了方向,副翼偏转角 δ_{ail}开始减小,力 P_{exi}和 P_d 也开始减小。在位置Ⅴ时,$\delta_{ail} = 0$,$y = y_{max}$,$\dot{y} = 0$,$\ddot{y} = \ddot{y}_{max}$,$P_d = P_{exi} = 0$。当机翼向下运动时,以相反的顺序重复上面的过程。

正如从图 9-8 上所看到的那样,在任何位置,力 P_{exi}的方向总是与机翼运动速度 $\dot{y}$ 的方向一致,因此是激振力。而力 P_d 总是与机翼弯曲运动的方向相反,是阻尼力。产生的振动是否衰减,取决于这两个力的功量值。正如发生其他颤振时的条件一样,当 $A_{exi} = A_d$ 时的飞行速度称为颤振临界速度。

二、防止机翼弯曲-副翼偏转颤振的结构措施

首先配平副翼的重心,使由副翼上的惯性力引起副翼偏转的方向与机翼运动方向一致。采取副翼重心配平($a = 0$)、提高操纵系统刚度、消除操纵系统中的间隙等措施都有助于防止出现机翼弯曲-副翼偏转颤振的发生。副翼的重心配平就是将副翼的质心移到它的转轴上(100%配平)。可以采用在副翼前缘加分散配重的方法,可获得沿副翼展向较均匀的配平。但由于配重距副翼转轴较近,不如在距转轴较远的支架上配置集中配重,这样,所需配重的重量要小一些。也可以在副翼后缘采用轻质的蜂窝夹芯结构,减小副翼后缘的重量,从而减少配平重量。

提高操纵系统的刚度,或将副翼布置在靠近机身处(减小 y、$\dot{y}$、$\ddot{y}$,并因此减小 P_{ine}、P_{exi}、P_d),也可以提高颤振临界速度,操纵系统中的间隙应不超过允许的范围。

9.3.3 尾翼的颤振

无论是从结构上,还是从工作方式上,尾翼同机翼有很多相似之处。因此,机翼所有形式的颤振也会发生在尾翼上。但是,由于机身的弯曲和扭转,尾翼就有更多的自由度。

由此，考虑到机身的弹性，尾翼的颤振形式就更多一些。这里，我们只分析两种典型的尾翼颤振的机理。

一、机身弯曲－舵面偏转颤振

假定机身在随机扰动作用下向上运动，尾翼处于位置Ⅰ(图9－9)，在弹性力作用下，机身开始以速度 $\dot{y}$ 和加速度 $\ddot{y}$ 往中立位置回复。舵面上惯性力相对于旋转轴产生力矩为

$$M_{ine} = - m_{ele} a_{ele} \ddot{y} \tag{9-10}$$

式中 m_{ele}——舵面质量；

a_{ele}——舵面旋转轴到舵面质心间的距离。

这个力矩引起舵面向上偏转，使尾翼上产生了附加的气动力 ΔY_{exi}，它的方向与机身运动方向相同，因而是激振力。另外，由于向下的运动速度 $\dot{y}$，使舵面的攻角改变了 $\Delta\alpha$，$\Delta\alpha = \dot{y}/V$，又产生了附加气动力 ΔY_d，它是阻尼力，因为它的方向与机身运动方向相反。

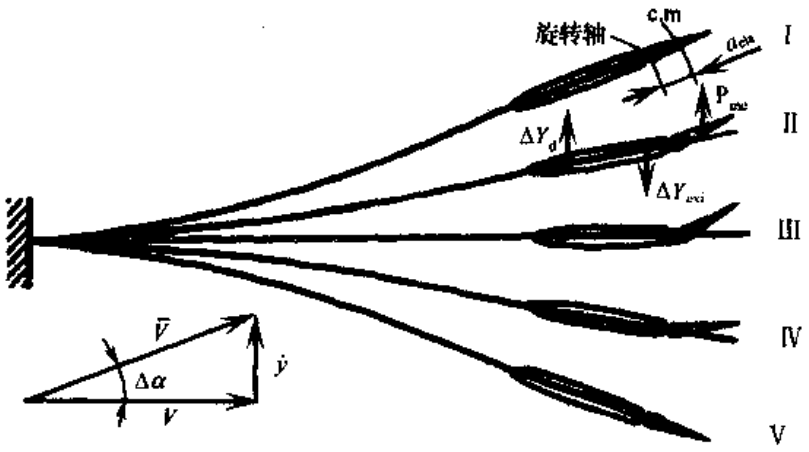


图9－9 机翼弯曲－舵面偏转颤振

随着舵面的振动，出现了激振力和阻尼力。很容易证明，激振力随速度增加而急剧增加。最后，当达到一定飞行速度时，就可能出现机身弯曲－尾翼偏转颤振。

二、机身扭转－舵面偏转颤振

假定机身在随机扰动作用下发生了扭转，舵面将以角速度 ω_x 和角加速度 $\dot{\omega}_x$ 相对于机身的刚性轴(图9－10)旋转，以回复到初始状态。假定尾翼是完全刚性的，舵面的转轴垂直于机身的刚性轴，坐标轴 X、Y 正好同这两个轴重合。

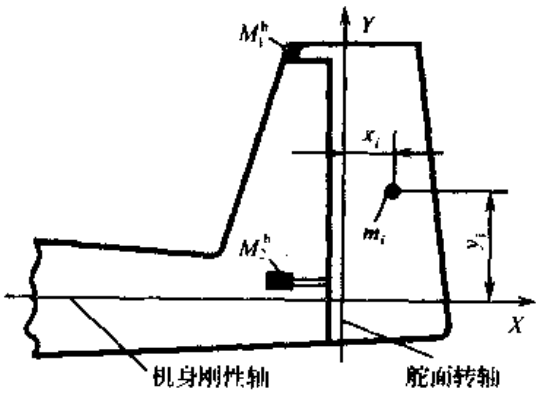


图9－10 舵面平衡

坐标为 y_i 的尾翼剖面处的运动速度为 $u_i = \omega_x y_i$，因此这个切面的攻角改变了 $\Delta\alpha_i$，即

$$\Delta\alpha_i = \frac{u_i}{V} = \omega_x \frac{y_i}{V} \tag{9-11}$$

由此产生了一个附加的气动力，其方向与运动速度方向相反，它是阻尼力。

由于有角加速度 $\dot{\omega}_x$，位于 (x_i, y_i) 的质点 m_i 将会以线加速度 $j_i = \dot{\omega}_x y_i$ 运动。这一质点的惯性力 P_{ine} 与加速度方向相反，$P_{ine} = -\dot{\omega}_x m_i y_i$。这个力相对转轴产生了力矩 $\Delta M_{ine} = -\dot{\omega}_x m_i x_i y_i$。

舵面所有质点的惯性力矩之和为

$$M_{ine} = -\dot{\omega}_x \sum m_i x_i y_i = -\dot{\omega}_x I_{xy} \tag{9-12}$$

其中，$I_{xy} = \sum m_i x_i y_i$，它是舵面相对于转轴和机身刚性轴的质量惯性矩。惯性力矩 M_{ine} 使舵面偏转，又产生了附加的气动力，它的方向与运动方向相同，因此是激振力。

这样，在所分析的情况中又出现了阻尼力和激振力，随之就可能出现机翼扭转－舵面偏转形式的颤振。

三、防止尾翼颤振的措施

提高颤振临界速度的结构措施有：提高机身和尾翼的刚度、对舵面和全动平尾进行重量平衡（图 9－10 上的 $M_1^{\flat}$ 和 $M_2^{\flat}$）等。在无法保证大刚度的定轴式或转轴式全动水平尾翼上，在翼尖上配置防颤振配重（图 4－95）。有时还将尾翼翼尖上切掉一个角（图 4－95、图 4－97），并在全动水平尾翼上采用蜂窝夹层结构，这样可以使翼尖剖面的质心前移，可以减少配重重量甚至完全不用配重（米格－23 飞机）。从结构上看，舵面的配平和副翼的配平没有任何区别。

参 考 文 献

1 Житомирский Г.И.Конструкция самолётов.М.:Машиностроение,1995,416с

2 Гребеньков О.А. Гоголин В.П., Осожин А.И., Снигирев В.Г., Шатаев В.Г.,Под ред. Проф.Гребенькова О.А. Конструкция самолётов. Казань: Изд-во Казан. гос.техн.ун-та, 1999, 320с

3 Белъский В.Л., Власов И.П., Зайцев В.Н., Кан С.Н., Карюжицкий В.П., Коц В.М., Липовский Д.Е. Конструкция летательных аппаратов. М.:Гос. Нау-техн Изд-во. 1963, 703с

4 Michael Chun-Yung Niu. Airframe Structural Design. Hong Kong:Conmilit Press, 1988

5 Д.И.古列也夫. 飞机构造与强度:第3分册. 北京:国防工业出版社, 1956

6 Д.И.古列也夫. 飞机构造与强度:第4分册. 北京:国防工业出版社, 1956

7 陶梅贞主编. 现代飞机结构设计. 西安:西北工业大学出版社, 2001

8 陶梅贞主编. 现代飞机综合结构设计. 西安:西北工业大学出版社, 2003

9 飞机结构分析与设计编写组. 飞机结构分析与设计. 南京:南京航空学院出版社, 1983

10 第三机械工业部301研究所. 航空材料标准手册. 北京:第三机械工业部301研究所, 1976

11 牛春匀. 实用飞机结构设计. 北京:国防工业出版社, 1983

12 李成功, 傅恒志, 于翘等. 航空航天材料学. 北京:国防工业出版社, 2002

13 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南. 成都:四川科学技术出版社, 1989

14 伏欣 H.W. 气动弹性力学原理.沈克扬译.上海:上海科学技术文献出版社,1980

15 国际航空杂志社.国外飞机手册.北京:知识出版社,1982

16 《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册:第10分册 结构设计.北京:航空工业出版社,2000

17 航空工业部民机局.民用飞机设计要求.北京:航空工业部民机局,1987

18 姚起航.飞机噪声工程.西安:西北工业大学出版社,1998

19 飞机强度规范编写办公室.军用飞机强度规范:第2册 飞机载荷使用说明.飞机强度规范编写办公室,1984

参 考 文 献

1 Житомирский Г.И.Конструкция самолётов.М.:Машиностроение,1995,416с

2 Гребеньков О.А. Гоголин В.П., Осожин А.И., Снигирев В.Г., Шатаев В.Г.,Под ред. Проф.Гребенькова О.А. Конструкция самолётов. Казань: Изд-во Казан. гос.техн.ун-та, 1999, 320с

3 Белъский В.Л., Власов И.П., Зайцев В.Н., Кан С.Н., Карюжицкий В.П., Коц В.М., Липовский Д.Е. Конструкция летательных аппаратов. М.:Гос. Нау-техн Изд-во. 1963, 703с

4 Michael Chun-Yung Niu. Airframe Structural Design. Hong Kong:Conmilit Press, 1988

5 Д.И.古列也夫. 飞机构造与强度:第3分册. 北京:国防工业出版社, 1956

6 Д.И.古列也夫. 飞机构造与强度:第4分册. 北京:国防工业出版社, 1956

7 陶梅贞主编. 现代飞机结构设计. 西安:西北工业大学出版社, 2001

8 陶梅贞主编. 现代飞机综合结构设计. 西安:西北工业大学出版社, 2003

9 飞机结构分析与设计编写组. 飞机结构分析与设计. 南京:南京航空学院出版社, 1983

10 第三机械工业部301研究所. 航空材料标准手册. 北京:第三机械工业部301研究所, 1976

11 牛春匀. 实用飞机结构设计. 北京:国防工业出版社, 1983

12 李成功, 傅恒志, 于翘等. 航空航天材料学. 北京:国防工业出版社, 2002

13 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南. 成都:四川科学技术出版社, 1989

14 伏欣 H.W. 气动弹性力学原理.沈克扬译.上海:上海科学技术文献出版社,1980

15 国际航空杂志社.国外飞机手册.北京:知识出版社,1982

16 《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册:第10分册 结构设计.北京:航空工业出版社,2000

17 航空工业部民机局.民用飞机设计要求.北京:航空工业部民机局,1987

18 姚起航.飞机噪声工程.西安:西北工业大学出版社,1998

19 飞机强度规范编写办公室.军用飞机强度规范:第2册 飞机载荷使用说明.飞机强度规范编写办公室,1984

参 考 文 献

1 Житомирский Г.И.Конструкция самолётов.М.:Машиностроение,1995,416с

2 Гребеньков О.А. Гоголин В.П., Осожин А.И., Снигирев В.Г., Шатаев В.Г.,Под ред. Проф.Гребенькова О.А. Конструкция самолётов. Казань: Изд-во Казан. гос.техн.ун-та, 1999, 320с

3 Белъский В.Л., Власов И.П., Зайцев В.Н., Кан С.Н., Карюжицкий В.П., Коц В.М., Липовский Д.Е. Конструкция летательных аппаратов. М.:Гос. Нау-техн Изд-во. 1963, 703с

4 Michael Chun-Yung Niu. Airframe Structural Design. Hong Kong:Conmilit Press, 1988

5 Д.И.古列也夫. 飞机构造与强度:第3分册. 北京:国防工业出版社, 1956

6 Д.И.古列也夫. 飞机构造与强度:第4分册. 北京:国防工业出版社, 1956

7 陶梅贞主编. 现代飞机结构设计. 西安:西北工业大学出版社, 2001

8 陶梅贞主编. 现代飞机综合结构设计. 西安:西北工业大学出版社, 2003

9 飞机结构分析与设计编写组. 飞机结构分析与设计. 南京:南京航空学院出版社, 1983

10 第三机械工业部301研究所. 航空材料标准手册. 北京:第三机械工业部301研究所, 1976

11 牛春匀. 实用飞机结构设计. 北京:国防工业出版社, 1983

12 李成功, 傅恒志, 于翘等. 航空航天材料学. 北京:国防工业出版社, 2002

13 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南. 成都:四川科学技术出版社, 1989

14 伏欣 H.W. 气动弹性力学原理.沈克扬译.上海:上海科学技术文献出版社,1980

15 国际航空杂志社.国外飞机手册.北京:知识出版社,1982

16 《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册:第10分册 结构设计.北京:航空工业出版社,2000

17 航空工业部民机局.民用飞机设计要求.北京:航空工业部民机局,1987

18 姚起航.飞机噪声工程.西安:西北工业大学出版社,1998

19 飞机强度规范编写办公室.军用飞机强度规范:第2册 飞机载荷使用说明.飞机强度规范编写办公室,1984